国家高技术研究发展计划
信息获取与处理技术主题 资助

高效三维遥感集成技术系统

李树楷 薛永祺 主编

科学出版社
2000

内 容 简 介

本书是国家高技术研究发展计划(863计划)信息获取与处理技术主题(308主题)的重点项目"三维信息获取与实时(准实时)处理技术系统原理样机"及"机载三维成像仪"研究成果总结。全书共分四章17节。从实现"数字地球"、"全球变化研究"、"国家战略目标"对遥感对地观测技术体系需求的角度,分别按绪论、信息获取、信息处理、系统检测与飞行试验结果分析的顺序,全面地阐述了这项新型遥感集成技术系统的定位、理论、方法、技术集成、系统能力与特色,并对其今后发展进行了分析。

本书可供从事遥感对地观测、空间信息技术研究与应用等新兴交叉学科领域的学者与科技管理人员参考,并可作为有关院校师生,特别是研究生的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

高效三维遥感集成技术系统/李树楷,薛永祺主编. -北京:科学出版社,2000.1

ISBN 7-03-008082-3

Ⅰ.高… Ⅱ.①李…②薛… Ⅲ.三维-遥感图像-群集技术 Ⅳ.TP751

中国版本图书馆CIP数据核字(1999)第68101号

科学出版社 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

源海印刷厂 印刷

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

*

2000年1月第 一 版 开本:787×1092 1/16

2000年1月第一次印刷 印张:14 插页:4

印数:1—1 500 字数:331 000

定价: 35.00元

(如有印装质量问题,我社负责调换(杨中))

前　言

“数字地球”是依数字信息为基础，通过构建地球尺度、地区尺度、国家尺度等专业与综合模型，适时地、准确地描述地球系统及其动态变化规律的巨型系统。目前还只是个概念，有多种多样的理解和解释。中、美两国领导人在这一问题上的呼应不是偶然现象，尽管两国国家目标相差径庭，但都认为“数字地球”能为实现各自的国家目标所用。在“国家”这种群体形式存在的今天，掌握了“数字地球”就可对本国及世界其他国家的经济状况、军事状况及其他相关状况了如指掌，成为制定和实现国家经济战略、安全战略、政治战略目标的重要工具。

“数字地球”其首要功能是为国家战略目标服务，是一种政府行为。科学技术是实现国家战略目标的工具。国家战略目标是有适合国家需要的具体指标要求的实在问题，科学技术则必须按这种“指标要求”作适应、改造、创新。因此，科学技术达到上述要求的过程必然是一个创新的过程。在达到国家战略目标要求的前提下，科学技术也得到了迅速发展，甚至生长出新的学科与技术领域。这也是科学技术在构建“数字地球”中的定位。“数字地球”的第二种功能是：可为人类赖于生存的地球系统环境的可持续发展作出贡献，达到全球变化研究中理清楚“地球系统”中各专业因子变化规律、综合变化模型、人类活动及自然规律在变化模型中的权重，进而制订治理“病态地球”的各种共同行动准则的目的。“数字地球”的第三种功能是：各国国内发展所需的资源环境动态监测，为各国政府在本国建设事业可持续发展方面的宏观决策服务。“数字地球”的这后两种功能同样有指标要求，也不是纯学术的学院式的学科研究。“数字地球”最终将成为信息社会的重要组成部分，服务于多种人类活动及人们的日常生活之中。

“数字地球”构成中涉及到很多理论和技术问题。概括而论，主要是数字信息的获取、处理、应用、存贮、管理、通信、表达以及各种专题模型、综合模型等。鉴于“数字地球”所涉及到的面积概念、数据量概念较之现有概念均以数量级的单位增大，带来了上述流程每个技术环节的适应性问题。高效数据获取技术、宽带通信、海量数据存贮、海量数据处理、地球尺度海量数据的专业模型和综合模型化问题、海量数据的标准化问题等一系列科学技术问题均需适应这种要求。构建“数字地球”的数字信息种类很多，获取的方式和技术手段也多种多样，如统计、直接测量、模拟信息的数字化、遥感对地观测等等。其中以地球尺度、地区尺度、国家尺度并在一定时限内有可能获得这么大范围数字信息的技术，首推遥感对地观测技术。遥感对地观测技术是“数字地球”主要的数字信息源这种认识已为世人共识。事实上，遥感对观测技术30多年来取得的辉煌应用成果及相关技术的发展是形成当今“数字地球”概念的重要基础；可以认为，没有遥感对地观测技术提供人们认识自然的强有力工具和实际效果，当今“数字地球”的概念也不会产生。主要数字信息源问题得不到很好的解决，其后的各个技术环节均面临“无米之炊”。同样地，技术流程环节中任一项解决得不好，均会使信息流程产生“梗阻”，而不能达到最终目的。

当今的遥感对地观测技术，尽管已有30多年的发展史，仍处在不断发展、完善的阶

段;尤其担负起构建"数字地球"的主要信息源任务,又主要是服务于政府行为的实在的国家目标。实现任何一种国家目标中,下述几个问题均为重要的指标要求:

(1) 实现国家目标要求必须的适用信息源。包括空间分辨力、波谱段、波谱分辨率、时间分辨率、四维构造能力等(称适用信息源)。

(2) 大面积的获取能力。全球范围、地区范围、国家范围等依国家目标要求范围内的数据获取能力(称面积覆盖能力)。

(3) 国家目标所要求的精度指标。包括目标识别精度、定位精度、模型精度等系列精度要求(称适用精度)。

(4) 时间要求。按要求期限将要求范围内适用精度的成果提交使用。信息更新周期要适合国家目标的要求(称时效性)。

(5) 连续提供信息成果的能力要适应国家目标要求(称连续性)。

这五项基本要求是实现国家目标时不能回避的问题。"动态监测"逐渐成为共识的情况下,为国家目标服务又需在"动态监测"方面加上了更为具体的、必须达到的指标要求。能得到什么数据就用什么数据,能做出什么结果算什么结果,什么时候做完没限制,能做到什么精度算什么精度,遥感界以往存在的这类"观念"已不适应国家目标的要求。遥感对地观测技术是一项由多个连续流程环节构成的系统工程,最终产品的价值是检验这一系统工程能力的唯一标准。因此发挥遥感对地观测技术最大能力的应是信息获取、处理、应用、存贮、通信、产品等高效一体化的整体系统。

高技术本身是没有国界的,其应用目标却随国家而异。每个国家发展遥感对地观测技术都是依明确的国家目标作为驱动力。充分利用国内外已有可用技术的基础上为实现国家目标补充专用技术是重要技术发展途径。尤其上述"动态监测"的五项要求,建立具备这种能力的自主遥感对地观测系统已是当务之急。在"国家"这种形式存在的情况下,完全依赖国际环境是不实际的幻想。加之,当前国际上的遥感对地观测系统尚不具备上述五项要求的能力。这是前述的遥感尚处发展、完善阶段中不可避免的现象,也不可能侈望别国为中国的需求设计适用系统。

根据中国国情,具备上述五项功能的自主遥感对地观测系统是一种星 - 机 - 地一体化的高效技术系统。以适应国家目标不同尺度的需求,发挥星、机、地各平台之长,避其所短,互相补充,成为一个整体。增强"动态监测"能力的重要技术途径是按"快速"目标重新设计遥感器及其后续应用系统。并依系统工程的概念,依信息获取、信息处理、信息应用、信息表达、信息通信、信息存贮与管理的一体化;技术与应用的一体化;"定性"、"定位"、"定量"一体化;应用基础、技术方法、高技术、国家目标一体化作为基础,充分利用可利用的技术发展环境,按国家目标要求建立新型自主的遥感对地观测技术体系。这是构建"数字地球"达到国家目标所需适用"主要信息源"的重要途径。

国家高技术研究发展计划信息获取与处理技术主题专家组(略称:国家 863 计划 308 主题专家组),在"数字地球"概念未出现之前的 1991 年,开始支持新型的以高效率为主要目标的"三维信息获取与实时处理技术"项目,经过 9 年时间的不懈努力,已先后完成了线扫描和圆扫描两种方式的机载"原理样机"。其中的圆扫描方式的机载"原理样机"已达到 1∶10 000 比例尺专用全数字地图的定位精度。通过遥感器硬件设计实现直接获得遥感图像的三维地理坐标,通过高精度姿态与动态 GPS 定位实现无地面控制点的空→地直接

定位方式等技术途径，达到了得到同样的地形正射影像较之常规技术提高 10～100 倍的高效率，实现了实时或准实时的高效机载遥感系统的目标。这项拥有自主产权、申请了国家发明专利的高效三维遥感集成技术系统，先后经过在约 400 平方公里范围内多次飞行试验和用户指定区飞行检验，验证了性能指标。适应了前述构成“数字地球”实现国家目标的高“动态监测”能力需求，代表了一种发展方向，并具备发展为高空机载、星载遥感系统的潜力。

本书作为项目组的研究成果，将研究报告与成果整理成册。为便于交流，将各章节英文摘要列于书后。参加本书编著的有：李树楷（第一章 第一节～第六节），薛永祺（第一章 第五、第六节；第二章 第一节），胡以华（第二章 第二节之一、二、三、四、五、六、七，第三节；第四章 第一节），刘少创（第一章 第四节；第三章 第一节之一、二、三，第二节之二），江月松（第二章 第二节之八；第三章 第一节之五、六，第二节之三），邵辉（第二章 第四节；第三章 第一节之二），尤红健（第二章 第五节；第三章 第一节之一、二、四、五、六，第二节之一、二；第四章 第三节），沈再勋（第二章 第六节；第三章 第一节之三；第四章 第二节），刘彤（第三章 第一节之一、四；第三章 第二节之二），向茂生（第三章 第一节之二；第四章 第三节），陈继平（第三章 第一节之三；第四章 第二节），马景芝（第三章 第一节之四），金东华（第三章 第二节之三），徐逢亮（第三章 第二节之四），方抗美（第四章 第一节），刘建明（第四章 第三节）。由李树楷、尤红健对全书进行统稿、定稿。曹秀梅完成计算机录入及输出。

值本书出版之际，对国家科学技术部领导及中国国家 863 计划 308 主题专家组的长期关心与支持，对著名科学家王大珩院士、陈述彭院士、徐冠华院士、陈芳允院士、王之卓院士、匡定波院士、孙鸿烈院士、胡启恒院士、李德仁院士、童庆禧院士、陈俊勇院士、刘先林院士等的支持和鼓励，在此一并致以诚挚的谢意。同时对依托单位中国科学院遥感应用研究所、中国科学院上海技术物理研究所、上海市仙通信息技术研究所为项目创造了良好的支撑和管理环境及项目组全体成员的敬业精神、创造性劳动表示感谢！

鉴于时间仓促，书中不当之处在所难免，诚望读者指正。

第一章 绪 论

第一节 遥感技术应用现状分析

一、引 言

遥感与计算机、医学、光学、电子学等学科一样，从事研究工作的最终目的仍是解决实际问题。由于科学发展的规律，从知之甚少到知之日多，从初期的理论设想到逐步验证理论，研究实现理论设想的方法，研究成为具有一定移植性的方法的技术实现途径，直到成为能够最终解决实际问题的技术。用这种技术在解决实际问题时又会发现新问题，反过来进一步完善理论、方法和技术。如此循环发展，学科日渐成熟，方法日渐成熟，技术逐渐趋于完善，解决实际问题能力逐渐增强。这种过程为区别其性质，人为地将其分为理论研究、应用基础研究、技术发展与应用等不同的部分，其实质是一个学科完整概念的不同阶段，其中每个阶段都在学科发展中起到独自的无可替代的作用。

遥感与计算机、医学、光学、电子学等学科又有不同，主要有三点：一是遥感这门学科太新，仅有30多年的发展过程；二是遥感这门学科综合性很强，涉及到的学科太多；三是最终成果是公益性的政府行为，不可能像半导体收音机一样，成为个人拥有的产品。“太新”使得遥感这门学科显得不够完善；“综合性太强”使得利用相关技术的步骤显得超前，整个学科的初期发展过程较之常规在步骤上有些逆转。因此产生了一些认识上的模糊——遥感是一门技术还是一门学科的问题。正如光学仪器已在社会的很多方面作为工具得到广泛地应用，而光学作为一门学科是不应怀疑的一样。遥感同样如此。

由于上述三点，也造成遥感的应用基础研究紧跟遥感器的发展而疲于奔命，基础研究滞后，存在着整个遥感科学储备不足的隐患。对于我国来说，遥感发展经历了引进、消化、应用的若干过程，已经取得了很辉煌的应用成就，但毕竟是跟踪和应用国外技术。当今的遥感发展现状是否完全适应我国的国情，对于我国急需解决的问题其能力能否完全胜任等，应是问题的另一方面，也是值得遥感科技工作者反思的问题。一个学科解决实际问题的能力愈强，社会给予这一学科发展的环境愈优越，学科发展愈快；反之，有可能成为促进社会发展的“生产力”而未意识到，或只追求学科的发展而不太注意研究到一定程度及时地将其转化为“生产力”，那么这个学科很难说能有较好的发展环境。同样地，没有足够的科学储备和能力，实现“生产力”的转化也是不符合科技发展规律的。

这里仅就遥感作为一种监测技术时，对遥感的发展作些分析。

二、遥感技术及其应用的性质、作用

遥感作为一项宏观观测技术时是人类认识自然的工具。从地面到航空、到航天、到宇

宙飞行不断发展的各种遥感器提供的遥感信息，使人类对自然界的认识不断深化。在环境、资源、人口已成为世界各国关注的“热点”问题之际，对遥感的要求更显得迫切，对遥感的能力要求愈来愈高，尤其是要求遥感能适时地、连续地提供要求范围的适用信息及其成果。从对地观测的遥感范围而言，突出的是全球变化研究及区域资源、环境动态监测这两大应用领域。其应用性质决定了对遥感的“高时效”、“适用精度”、“适用的面积范围”等能力方面的需求。为保护人类生存的“地球系统”环境，首先需要了解和认识影响“地球系统”环境的自然规律作用、人类活动影响的程度及其作用机理，继而采取相应的措施。全球变化研究的总体尺度是“地球系统”，其要素很多，各要素变化周期千差万别，达到这类要求有很大难度。

区域资源、环境动态监测是与各国当前的利益更为密切的应用领域。尤其是像中国这样的经济迅速发展中的第三世界国家，资源的供需平衡，经济发展带来的环境问题的评估、预测与对策；城市化带来的与农业争地问题；涉及12亿人口吃饭问题的农业布局与估产；建设规划区的本底环境条件调查与评估；突发型重大自然灾害的预警与防灾、减灾等等，涉及到经济可持续发展的问题突出。遥感作为一种工具，从监测直至成果的提出，其周期至少应与经济发展的速度同步，甚至适当提前，才可能对指导当前的建设有意义。

遥感在这两大应用领域中作为监测手段，是以往任何技术所无可替代的高技术型工具。其作用在于以遥感信息的方式反映观测对象的波谱特性与分布特性，加之以背景信息等非遥感信息复合分析后达到认识自然的目的。

上述两大应用领域，尤其是后者，遥感对我国这样经济迅速发展中的国家，解决认识自然问题时必须具备的上述“高时效”、“适用精度”、“适用的面积范围”的能力。所谓“高时效”是指在所要求的周期内取得成果，也即完成监测（信息获取）、数据处理（信息处理）、得到专题成果（信息应用）的全过程所需时间不超过所要求的周期。“适用精度”是指随应用目标和专题范围，取得所要求精度的专题成果。实际上涉及到合适的波谱范围、光谱分辨率、几何分辨率、波段宽度、波段数、监测周期与频率、平台高度、几何精度、判据的充分程度、识别模型的适用性等多种问题。归根结底是按应用需求的不同分别达到要求的定位精度与定性精度。“适用的面积范围”是指达到应用目标所必需的信息量。例如，一个县的土地利用详查为应用目标时，其“适用的面积范围”就是一个县的面积；当应用目标是一个省、跨省形成的经济发展带、全国范围或全球变化研究的范围时，其“适用的面积范围”要相应地变化才能达到应用目的。与此相应的是相应面积范围的“高时效”、“适用精度”的遥感监测，带来信息获取、信息处理、信息应用整个作业流程的不同难度。

当前中国建设事业的迅速发展中遥感能够发挥作用的范围应该说县、地、省、跨省经济带、全国各种类型都有。尤以全国这一块对中央的宏观决策，指导全国建设事业的发展更具特殊意义。其技术难度更大，实现更困难，也是遥感界需精诚团结、共同努力的方向。

三、适用“信息源”不足是影响遥感动态监测能力的“瓶颈”之一

将全国的遥感资料收集齐全，至少有几套卫星资料。航空遥感资料也相当可观。问题是要指导当前迅速发展的建设事业，并非作回顾分析，也即“动态监测”成为遥感发挥作用的重要方式。“动态监测”的周期不允许太长，10年是两个五年计划的时间，显然不行；

5年一个周期,只能用于一个五年计划的回顾总结,看来也不行。监测周期最长只能是3年,最好不超过2年。那么需要信息源的更新周期要在2年以内,这样信息源问题就成为突出的问题。

1. 星载信息源

遥感在中国的发展已有20多年的历史。中国使用的绝大多数卫星遥感信息数据是花费巨资从国外、特别是美国和法国的卫星获得,也仅能依这样的卫星遥感数据去做各种专业应用。随着遥感应用的深化,特别在中国关于农业土地资源的详查,农作物布局的监测,洪涝、地震等灾害的监测与损失评估,城市环境变化的监测,森林、植被资源的清查,中、大比例尺图件的编制、修测与更新,地质矿产与油气资源的开发等,均对高空间分辨率、高光谱分辨率、不同波谱段、合适时相、多种精度的遥感信息提出了迫切的要求。

日前国际上通常使用的遥感信息主要来自3个卫星系列:美国陆地卫星系列、法国SPOT卫星系列以及美国NOAA卫星系列,其中最主要的首推陆地卫星系列。美国发射第7颗替代星,在此之后陆地卫星系列将停止运营。法国SPOT卫星分辨率较高,多光谱20米,全色达10米,然而其覆盖范围小(一景仅3 600平方公里),且价格昂贵,大大限制了它的应用。NOAA卫星属气象卫星系列,虽在陆地和海洋上找到了广泛的非气象领域的应用,但受其分辨率低的限制,其用途主要在宏观分析方面。

从国际遥感发展趋势来看,20世纪末及21世纪初的几年,数十颗各种类型的卫星将要发射升空,空间分辨率将可能达到1~3米。然而,在诸多类型的卫星中尚未发现原陆地卫星那样的业务运行性的系列卫星,它们大多属于环境研究卫星。如美国规模最大的"地球观测系统(EOS)"计划中的数十种遥感系统均是为研究全球环境变化而设立的,它们将不承诺向用户提供业务运行性甚至商业性遥感信息的服务。另一方面,美国和其他国家的一些公司计划研制和发射的高分辨率卫星或小卫星则带有明显的商业性质,如美国Eyeglass公司计划发射的1米地面分辨率遥感卫星,以色列的高空间分辨率(1米)卫星等。以牺牲空间覆盖来换取高空间分辨率的方法将导致它在轨道上难以在短时间获得较大面积的覆盖,从而其宣传作用可能远大于实际效果。

中国的民用星设计寿命2年,回归周期26天,遥感器为可见光、近红外CCD相机和红外多光谱扫描仪。回归周期及云层影响在2年"寿命"期间尚难以覆盖全国。这颗星推迟约10年时间,刚刚上天,难以满足上述"目标"的需求。

利用国外高分辨率卫星,如以色列的1米空间分辨率卫星,租星费要价是1景1万美元,10公里×10公里1景,卖价要1.3万~1.5万美元。我国经济发达区以600万平方公里计,60 000×1.3万=7.8亿美元。据知,只提供产品,不允许接收,30~50美元/平方公里,经济发达区全覆盖也需2亿美元。看来中国是无法购买的。况且要取得覆盖中国600万平方公里的经济发达区没有几年的时间也是不可能的。但若用TM研究耕地定位精度不够。

法国SPOT卫星光谱段方面弱于LANDSAT TM。侧视异轨构成立体,形成立体像对的概率很低。其价格每景3 000~4 000美元,中国的用户难以接受,今后估计也不会有大的好转。

2. 机载遥感信息源

中国机载遥感技术的发展水平是不低的。在实现上述"目标"中，较大比例尺的专题应用主要是靠机载系统。"八五"期间的洪水灾害监测、城市环境遥感、大面积的遥感专题应用与测绘地形图相结合的项目等等主要还是采用机载遥感技术完成。尤其以测绘国家基本地形图为目的的信息源、林业调查的信息源、城市规划的信息源几乎完全依赖机载系统提供。

中国的机载系统也存在不少问题。一是分散，没有计划。民航二中队转轨后兴起不少小公司。除军方航测团外，飞机、设备等满足国家需要尚有不小差距。二是飞机能力（飞行高度、续航能力等性能指标）只能满足近距离作业。尤其多为轻型飞机，电力供应、机舱容积、载重量等的限制，成为一种综合多功能的机载平台尚有很大差距。三是没有全国运行的能力。这些飞机均为部门所有，中国空域管制制度尚没有给这些轻型飞机飞遍全国处处开绿灯的待遇。

由上述可知，今后10年的信息源状况是：适用的星载信息源没有可靠的来源，即使花巨资也需几年才能覆盖所要求的范围。气象卫星仅可作为宏观监视的信息源。中国卫星系统在近期难以保证上述的信息源供应。中国机载系统有相当实力，但没有构成总体实力。集成技术在中国已形成共识并有相当的积累和技术水平。归结上述，解决信息源可供选择的途径是：尽可能利用"可用的"卫星信息源为本底，发展增强型的快速高空遥感集成技术系统为中心，中低空实时（准实时）机载系统为补充的技术发展战略，以满足或缓解中国对遥感信息源的迫切需求。这是实现前述目标的重要保证。

四、发展"高时效"的遥感技术

遥感对地观测技术从信息获取到信息应用直到得出向国家提供的成果数据，整个作业流程周期必须满足目标需求。农业估产中作物长势监测是个很重要的因素，监测周期一般10～20天；耕地面积是个变量，可以说每年均有变化；沙漠化大体也是年变化周期；突发型重大灾害更是要实时监测并得出初估结果时对防灾、救灾才有意义等等。

国家必须掌握每年的资源环境变化量、国土基础信息变化量等等第一手真实的数据，比如每年的耕地面积变化量及其分布。涉及到每年的粮食估产、粮食进出口政策的决策、12亿人口的吃饭问题、建设占地比例的调整等等问题，以致整个经济发展的决策。

遥感作为一项宏观观测技术必须为国家宏观决策服务，这是毋庸置疑的。国家需要的时候不能提供决策依据，那么日后提供的即使是精度很高、很准确的数据也只能用于回顾分析，而不能直接用于当前的发展决策。

当今的遥感对地观测技术在"高时效"方面的实际能力列于表1-1-1。

由表1-1-1可知，常规的遥感技术在为实现前述应用目标时的"时效性"存在较大的问题。表1-1-1中所列土地利用现状调查等均是中国经历过的事情。

表 1-1-1 遥感综合效率表

项　目	基本地形图	土地利用现状详查	资源、环境调查
利用技术	航测	遥感等综合技术	星载遥感应用
范围	全国(1∶5万)	全国(1∶1万)	全国(1∶10万)
投资强度	>10亿元	10亿元	约2亿元
所需时间	>20年	10年	估计约5年

正如前述,中国的遥感应用是在别国设计、发射的卫星图像数据的技术框架下进行的。按照其卫星设计原理,必须经过数据预处理→辐射校正→几何校正→图像处理→试验区验证→专题制图等复杂的作业流程。这中间包含了如搜集地形图、寻找控制点、读取图像坐标和地形图上的坐标等等人工劳务大量介入的技术过程。

遥感卫星从设计、制造到上天,那么相应的应用作业流程就已经确定了,直到得到应用结果就需要那么长的时间。即使信息源可以保证,同样地因繁琐的作业流程,想快也快不起来。这是由遥感卫星的设计原理所决定的。遥感卫星系统的设计原理是确定其"时效性"的关键所在。机载遥感具有相同的设计原理。一幅设有其他辅助参数的光机扫描多光谱遥感图像,用它作出专题图,比卫星遥感图像更困难,所需的地面控制点之多,简直毫无实用意义,要达到"时效性"要求几乎不太可能。

由上述可归结为如下认识:当今常规的航天、航空遥感技术在"高时效"方面存在较大的问题,原因有三个:一是适用的遥感信息源没有保证;二是常规遥感对地观测技术的设计原理不可能达到这种"高时效"要求;三是数据处理问题急待解决。为此,以快速型为目标,设计新型对地观测技术系统,建立稳定的信息源保证与高速处理体系,显得十分迫切和重要。

五、"适用精度"和"全国范围"是遥感应用的期望

土地利用现状调查、城市规划、地质填图是有规范的;作物估产没有规范,但应有精度要求(一般为百分比,如95%…);环境问题是有指标的等等。也即各专业应用领域均有个要求达到的精度问题,这些精度标准又是千差万别。当今的技术发展很快,但也不可能有一种"万能技术"可以解决多种专业领域的适用精度问题。所谓适用精度就是一种实际需要的精度。一律以最高精度标准作为多种专业领域的共同标准,显然不经济、很困难且根本没有必要。因此应依专业应用范围不同选用相应的信息源、相应的处理技术。

适用精度包括空间定位精度、目标识别精度和变化率,也即遥感最终要回答:"在何时?"、"在什么地方?"、"是什么?"、"有多少?"。影响空间定位精度的主要是空间分辨率、几何保真度以及对地定位方法的严密性;影响目标识别精度的是光谱分辨率、波段范围、波段数、响应灵敏度、大气传输以及各种遥感与非遥感信息判据的充分程度,也取决于目标识别模型的正确与否等等因素。简言之,应用的技术方法和判据是否足够反映自然界目标与相邻目标的区别。

常规的遥感作业流程中,正因如前述这种流程的繁杂及获取足够判据的难度,即使有通用的模型(如地形校正等),但不能成为实用技术。通常的应用技术中依然靠二维数学模型处理多维、多元的遥感信息,辅之以目视经验得出一种不踏实的结果。

常规的遥感作业流程中,往往依一种信息源去作各种不同精度要求的专业应用。例如 LANDSAT TM 数据,小比例尺专题应用用它,中、大比例尺专题应用时也用它。的确也因种种原因没有其他的信息源可用。用 TM 来做 1∶1 万比例尺的土地利用现状图是不行的。那么全国的 1∶1 万土地利用现状图又用什么信息源来做呢?

以自然界为观测对象的对地观测技术领域里,需要多种高度遥感组合平台取得遥感信息,与其他非遥感信息一起作多元、多维复合分析是提高目标识别精度、保证空间定位精度的正确途径。波谱信息是目标识别的重要信息,但不是惟一信息。最终由遥感平台、大气传输路径、地面背景信息等有机地构成一种闭环的多高度平台组合的综合计量型技术体系是达到多专业要求的"适用精度"途径。

"全国范围"的遥感专题应用是努力的方向,就中国而论,用遥感技术做出任何一种全国范围的专题图件都是需要付出相当艰苦的代价。其一,要收集覆盖全国范围的遥感信息。一个卫星地面站的接收范围不能覆盖全国,一个卫星地面站接收范围内的卫星遥感数据收集全也决非一二年能完成的。其二,将覆盖全国的遥感信息从中提取出专题内容并制成产品形式,按当今的技术系统的原理而形成的作业流程同样需要 2 年以上的时间。其中遥感技术的设计原理决定了其后的作业流程就需要那么长时间是重要原因之一。其三,用于专题应用的遥感适用信息源没有保证。遥感卫星几乎均是外国的星,各国发射的星总是根据其本国国情确定应用范围。中国因种种原因还不能全部利用。即使可利用,但是否适用也存在问题。

六、发展遥感集成信息系统工程

遥感为国家宏观决策服务这一任务,在中国碰到了前述的困难。为此发射系列高分辨率卫星似乎不具备这样的条件。从商业渠道购买高空间分辨率卫星数据,其价格之昂贵,只能望而却步,且"时效性"也远满足不了要求。从国际遥感发展动向及中国国情出发,发展以高空快速大型机载平台为中坚系统,由卫星遥感、中低空准实时遥感集成系统、地面信息获取系统等构成多高度信息获取技术系统;以高速大容量信息处理技术、背景库技术、GIS 技术、专业应用技术及网络构成的信息处理与专业应用系统,由这两者有机地组成遥感集成信息系统工程,这应是能够实现上述目标的具有中国特色的技术途径。基本特征的比较见表 1-1-2。

表 1-1-2　性能、价格比较表

卫星 / 项目	SPOT	LANDSAT 七号	高空间分辨率卫星(如以色列的卫星)	本建议
每景面积(公里×公里)	60×60	185×185	10×10	宽 20 公里
每景价格(万美元)	0.3~0.4	0.1 以上	1.3~1.5	
空间分辨率(米)	10	30	1(或 3)	1~1.5
土地利用现状适用性	宏观应用	宏观应用	适用详查	适用详查
全国范围(400 万平方公里)价格(万美元)	500	12	15 000	(折合)200
覆盖全国估计周期(年)	4~5	2~3	5~8	1~3

遥感集成信息系统工程将具备下述能力：

(1) 利用可利用的合适卫星信息源覆盖中国经济欠发达区(50%以上国土面积)的能力,5年提供1次1∶10万专题信息,力争覆盖全国90%以上国土面积；

(2) 高空快速大型机载平台每年覆盖国家经济发达区(约50%国土面积)的能力,动态变化剧烈区用中低空准实时机载集成系统完成；

(3) 应满足"适用精度"标准,1∶1万~1∶10万比例尺专题制图能力；

(4) 应满足"高时效"要求,每年(或2年)提供一次全国单项专题成果的能力；

(5) 实时重大突发型灾害的监测与评估能力。

遥感集成信息系统工程具备上述能力的技术措施：

(1) 将全国范围按经济发达程度分区、按山区与平原分区、按城市范围与一般地区分区,总体而言,经济发达区在国家经济建设中的权重较大;平原区较山区开发程度高;城市范围比一般地区经济活动、资源消耗、环境变化更为强烈。如此分区,全国将有约50%以上的面积范围为相对经济欠发达区。一般这样的地区以1∶5万~1∶10万比例尺专题制图精度,以5年的监测周期所得出的结果用于全国每年一次的资源环境动态变化信息的汇总,不会对国家宏观决策产生明显的影响。以适用的卫星信息源为主完成。

(2) 经济发达区,如沿海经济带、长江流域经济带、欧亚大陆桥等等经济发达区。这些区域动态变化周期也较短,在国家建设事业中占的权重也大,这样的区域约占全国面积的约50%左右,宜采用1∶1万~1∶5万比例尺专题制图精度,以1年(或2年)为监测周期是适宜的。这样的地区尽可能用星载信息源作本底,以高空快速机载集成平台为主完成。

(3) 城市及其周边地区(包括大型工程波及区、经济开发区等)。这类地区是资源环境动态变化最为剧烈的地区,相对于全国而言,这只是"点"。这些点分布在全国,每个点仅仅是百平方公里量级的面积。这些点却又是经济、建设活动最为活跃、资源供需交换频繁、环境变化周期短且程度高、经济影响力突出,具有牵一发动全局的"战略"地位。

这类点的特殊地位,迫使资源环境动态变化信息的更新周期更短,数据信息精度要求更高。点的数量又相当大。仅城市而言,县以上有670个,百万人口以上城市有42个。更新周期1年甚至更短,专题数据精度1∶1万,1∶5 000甚至1∶2 000。以全国考虑以1∶5 000比例尺精度为宜。用中低空准实时集成型遥感技术系统完成这类监测。

(4) 气象分区。全国气象分区对机载系统而言,是发挥系统能力达到目标的关键技术措施。

(5) 高空快速机载集成平台从信息获取直至取得专题成果,整个作业流程的效率较之常规机载遥感系统提高2~3倍设计是低限指标。每架飞机上安装3套遥感系统,每年力争200个飞行日。达到1万米高度时,每航线地面覆盖20公里的宽度,空间分辨率达1~1.5米。DEM与遥感信息同步快速获取作为设计依据。其中的微波遥感器保证天气不好时也可取得遥感数据。

(6) 信息处理与应用技术以高速大容量数据处理能力为设计依据,具备兼容卫星数据、机载遥感数据、地面获取信息的复合处理及输出、输入能力。

综上所述,吸取国外先进技术的目的在于解决中国的实际问题,推动中国的遥感发展。根据中国国情,继承祖先为世界科技进步作出过伟大贡献的敬业与创新精神,发展遥

感集成信息系统工程及多种实用而有创新的技术，使遥感真正成为促进建设事业发展的“生产力”的同时，发展具有中国特色的遥感体系，在遥感事业上多一点民族精神，应是遥感科技工作者的共同愿望。

第二节　数字地球与遥感技术发展

一、概　述

遥感作为一项宏观观测技术，从军事应用的初衷扩展应用于全球变化研究，资源、环境动态监测以及星际探测等广阔领域，显示其无可替代的作用和强大、旺盛的生命力。短短30多年的发展过程，相对于其他具有几十年甚至百年发展史的学科而言，遥感还仅是个年轻的、发展速度很快的新学科，也说明遥感对于社会进步的巨大作用和灿烂的发展前景。遥感包罗的内容之多，涉及到的相关学科和高技术之广泛，是一门远超过其他学科的集成性最强的综合学科。它来源于相关学科和技术，是将相关学科和技术的有关部分围绕宏观观测目的有机地形成信息获取、信息处理、信息应用、信息存贮与管理、信息通讯直至信息表达一体化的集成型科学技术体系。这是其他相关学科和技术根本不具备这种宏观观测能力的新型集成型科学技术体系。若用已有学科和技术的范围去定义它，到底是地学范畴还是技术范畴，这正如对具备海、陆、空及各兵种功能一体化作战能力的航空母舰下定义一样，航空母舰是空军？是海军还是陆军？简单地去用已有兵种去定义它是不科学的。遥感就是遥感。它是人类认识自己赖于生存的地球环境的无可替代的工具。相关学科和技术均可从遥感中找到自己的“影子”，但无法从遥感技术集成理论和特有的创新科学技术体系中找到自己的“位置”。因为遥感≠空间技术＋光电遥感器技术＋信息传输、存贮管理技术＋计算机信息处理＋地学分析＋……，不是相关技术与学科的相加，而是围绕实现宏观观测目的的有机集成。

遥感的应用效果好坏涉及到信息获取、信息处理……的各个环节，涉及到各种技术环节的已有科技成就的积累和能力。遥感是依宏观观测技术体系这一“整体”的应用效果来权衡其能力和优劣。计算机学科之所以得到社会普遍重视的首要原因是为社会提供了大量的优良计算工具——计算机。社会的回报及需求的深入又促使计算学科的发展形成一种良性循环。一般说来，遥感的状况是围绕实现应用目标而决定的总体设计思想及按总体设计思想完成技术系统之时，这套技术体系的能力及应用作业流程就已经确定，再想“后天”补救已是非常有限。其中一个重要原因是这种技术体系涉及到的高技术之多、之难，加之大量财力、物力投入的限制，当技术体系已完成时再想改变是非常困难的。应用作业技术流程只能按总体设计思想决定的作业步骤一步一步做下去。应用基础研究也只能在这种框架下围绕如何用好这类数据，使应用作业流程周期缩短，使应用成果的质量更好一些被动地去做些研究工作。即使如此，应用基础研究也需要对整个技术体系了解，才能扬长避短地在充分发挥“技术体系”优势方面有所增色。对“技术体系”不了解甚至没有意识到应该去了解的应用基础研究和专业应用研究只有两种结局：一种是“看图识字”，尔后类推；一种是大量采用辅助技术和信息。这两种情况均没有达到促进“技术体系”发挥优势的程度，做的是事倍功半的事情。换言之，用的高技术系统的现势性很强的数据，而

数据的应用方法却是常规技术水平，甚至是手工作业，这是非常不协调的现象，也是应用流程周期过长的原因之一。要做到对“技术体系”的了解，对于大多是地学出身的应用工作者而言，是个知识更新、拓宽知识面的严峻考验，也是遥感界不敢贸然称为遥感专家的难度所在。

遥感与地学的有些学科不同。有些地学学科可用简单的仪器设备，甚至个人的行为，可对地学现象得出研究成果，经过长期积累甚至形成一种理论。遥感则不同，没有复杂的、高技术的、昂贵代价的“技术体系”提供的遥感数据，就不可能进行遥感应用研究。换言之，遥感“技术体系”的发展推动了遥感应用基础研究和专业应用研究。“技术体系”的发展依据明确的应用目标，从事“技术体系”研制的大多是技术科学专业者居多，对于为什么制定这样的目标并不十分清楚，“技术体系”获取的数据如何应用才能 达到应用目标也不很明白。一句话，也缺乏完整的“技术体系”概念。遥感是一个完整的“技术体系”，从事这一“技术体系”各个环节研究的科技工作者能从不同方向努力达到对“技术体系”均有明确的概念，那么最终发挥“技术体系”优势的几率将极大地提高，才能成为真正的遥感专家，才能使遥感成为达到应用目的的“生产力”系统。

遥感尽管是很年轻的综合学科，也有个发展过程。始终围绕着高精度、高效率的“技术体系”目标在一步步地发展着。随着技术发展环境的改善，总体趋势是向“定性”、“定位”、“定量”一体化的高效方向发展，以逐步适应应用需求。理论上，每种应用目的均应有相适应的技术体系保证才可能取得最佳应用效果。鉴于遥感技术的高新技术难度及财力、物力的限制，这是很难做到的；同样地用一种遥感技术体系达到各种应用目的也是不可能的。实际上是“万能”遥感体系，这种“万能技术”历来没有发现过。正如拖拉机是农耕的先进技术工具，但在山区的小片耕地又需要另外的技术工具才能解放农村劳动力，在只有 1～2 分的自留地中看来还难于丢掉锄头、铁镐。充分说明实际应用问题多种多样，必须有适合不同应用目的的“系列”技术才能达到最佳应用效果。

时至今日的遥感技术，尽管称之为进行全球变化研究、资源环境动态监测的无可替代的宏观观测技术，由于全球变化研究涉及专业因子的变化周期、尺度、精度、连续性等方面的多种多样，当今的遥感技术尚不能达到全部专业因子宏观监测的要求。假若全球变化研究还仅是个研究计划，可以不必苛求上述的周期、尺度……，区域资源环境动态监测却是为各国国家目标服务的目标明确的应用领域，尤其是“数字地球”概念所包含的明显的为国家战略目标服务性质。时效、尺度、精度、连续能力等必须达到的硬指标是遥感“技术体系”无法回避的关键问题，否则国家战略目标将成泡影，这是任何一个国家的当政者不能容忍的现象。可以这样说迄今为止尚没有一个为国家战略目标服务适用的遥感“技术体系”。美国人在科索沃空袭中动用几十颗卫星和各类侦察机，也充分说明尚没有一套适合于局部战争的遥感“技术体系”。最终也脱离不了星－机－地一体化的技术体系才能解决单方面主动的局部战争问题。假若对阵双方信息技术手段大体相当的情况下，美国人在科索沃的这一场信息战中还不知是什么后果。当对手信息技术能力很强时，信息获取直至成为击发火器命令之间几分钟内要解决问题，否则将被对方火力摧毁。从科索沃的实战尚未反映出达到几分钟时效的信息技术体系。

由上可见，以往遥感所发现的环境问题、生态变化等等重大问题促进了全球变化研究的进程；在区域资源环境方面的应用成就以及军事上的应用成就成为推出“数字地球”概

念的基础。尽管尚没有一个完全适合某种应用目的的遥感"技术体系",但相关技术环境的改善具备了构建这类"技术体系"的技术基础;国家战略目标成为构建这类"技术体系"的动力源泉;遥感30多年的发展历程中技术积累和科学储备成为这类"技术体系"成功的条件。可以预料,以国家战略目标为背景的"数字地球"的推进,必将激发依适应国家战略目标需求为指标的遥感新型"技术体系"的突破性进展。

二、数字地球及对遥感的需求

随着遥感技术应用成就日益显著及由此促进了全球变化研究、区域资源环境动态监测日益为世人关注,相关技术环境,如信息高速公路、网络通讯技术等发展迅速,在国家这种群体形式存在的当今社会里,国家战略目标必然成为各国政府职责的首位。当今处于以强凌弱的"文明世界"里,"强大"是硬道理。世界发展史中也没有"讲理"的先例。实现国家战略目标是政府行为,科技是保证,是工具,包括"数字地球"是实现国家战略目标的工具、技术手段。因此构建"数字地球"时应实实在在地将国家战略目标要求作为前提,仅是在科学和技术发展上作文章是不实际的,是"一厢情愿"。

国家战略目标(简称"国家目标",下同)的具体化为国内发展的宏观决策;国际经济、安全、政治战略目标决策;同时为人类赖于生存的地球环境的保护与治理作出贡献。尽管每项国家目标均包含了很多内容,这些内容要根据国情作优先级排队,但每项国家目标都必然是具有明确要求的硬任务。一般而论所谓明确要求通常包括:"内容"、"时效"、"精度"、"范围"、"连续性"等,也即这几方面的要求是为国家目标服务时无法回避的关键问题,也是遥感发展的方向。

数字地球作为一项主要为实现国家战略目标的工具,尤其是美国提出以1米空间分辨率构造"数字地球",依这种空间分辨率建成的数字地球一旦掌握在少数超级大国手中,那将是一幅可怕的局面。1米空间分辨率的数字地球可以说对世界各国的经济、政治、军事等情况了如指掌。也有人说美国人搞1米空间分辨率,中国不一定搞1米,搞几十米甚至百米空间分辨率也可以。这就带来了一个明显的问题:别国对中国了解甚详,而中国对别国了解很粗略,在"国家"这种群体形式存在,超级大国独霸世界野心不死的今天,这是一种极为可怕的局面。

数字地球是一种通过数字信息及依数字信息为基础的各种"地球尺度"、"区域尺度"、"国家尺度"等等尺度的专业与综合模型,描述"地球系统"的现状及其动态变化规律的巨型系统工程的总称,或称其为概念。这种概念又依鲜明的战略目标为背景,因而是一个实在的巨型系统工程。各国发展数字地球的战略目标千差万别,取决于所处的发展阶段(国力、工业基础、科技积累等)以及急需解决问题的优先排序等因素。相应地数字地球所包含的内容及目标要求也各有测重。但数字地球的大体技术框架是相近的。美国人提出了6~7项关键技术,实质上仍是信息技术必然包括的信息获取、处理、应用、存贮与管理、通讯、信息表达等等。有一个首先必须明确的问题是数字信息。数字地球归根结蒂首先要有数字信息,否则数字地球不成立。这类数字信息获取手段是多种多样的,如:统计技术、直接测量技术、已有模拟信息的数字化技术、遥感技术等等。能够以"地球尺度"、"国家尺度"、"区域尺度"在限定时间范围内取得描述"地球系统"现状及其动态变化规律所需主要

现势数字信息能力者，首推遥感技术。因此遥感信息源是构建数字地球的主要信息源。也可是说是构建数字地球的数字信息源头。美国人之所以提出数字地球构建中的6～7种关键技术并非这些技术尚需重新创立。主要是数字地球的全球面积、海量数字信息、整体性等特点给已有的信息处理、应用、通讯、存贮管理、表达等技术环节带来了巨大的难以承受的压力。必须在已有技术基础上作适应性开发、调整，甚至研制新型技术以适应数字地球信息流的畅通。任何一个技术环节的能力出现问题都会使数字地球的构建产生"梗阻"，其中遥感技术是首当其冲的技术环节。换言之，利用现有技术的拼凑试图去构建数字地球是不切实际的。

构建数字地球对遥感的要求，笔者在1992年出版的《全球环境资源遥感分析》一书中阐述过全球变化研究对遥感的需求，其中大多对构建数字地球也是适用的。为简化叙述，不妨依服务于中国国内建设国家目标需求列出几项必须达到的指标。

国家战略目标中除国际经济、军事、政治战略外，国内建设发展战略也是经济持续发展的保证。一般包括全国范围普遍性的国情基础信息问题，涉及重大国家行为的问题等。随不同发展阶段及国际情况的变化相应地国内建设发展战略目标会有所变化，但国家战略目标总是实的而绝非虚的。为此存在区域、尺度、时效、精度、连续性等一系列实现国家目标无法回避的指标要求问题。

1．时效问题

中国的国家建设以5年为一个阶段，每年均根据当年的发展情况对下年的计划作适当调整。制定五年计划和调整每年计划的决策依据之一是准确的国情基础信息。已经证实，遥感提供的科学数据远比逐层统计的数据要客观、真实。统计数据年年有，可见国家需要每年的数据，相应地遥感也应具备这种每年提供数据的能力。至少不能5年提供一次，更不能10年、20年才提供一次。5年提供一次则对每年计划的调整缺乏准确依据，10年提供一次只能是作为国家长远规划的回顾调整之用，10年中因情况不明产生的损失已无法再弥补。再长的周期已对国家宏观决策毫无意义，只能用于历史回顾性研究。

2．精度问题

反映在两个方面：一是目标识别精度，一是定位精度。美国人提出1米空间分辨率，这是对一个国家监测的精细程度。对于"地球尺度"、"国家尺度"而言，1米空间分辨率相当于用"显微镜"监测地球、监测一个国家。空间分辨率的提高甚至可根据目标的形状直接识别目标的属性，即目标识别精度得到很大提高；1米空间分辨率可使耕地面积精确到亩。在空间分辨率方面，从国家安全、经济、政治战略考虑，应与此相当，否则相当于别国对中国了解甚详，而中国对别国只有粗略地了解，是很危险的局面。

另方面，国家目标的精度要求会是多种精度标准的。依比例尺而言，从1∶5 000～1∶100 000，个别情况下为1∶25万比例尺。总是依国家目标要求为准绳。

3．区域能力

仅中国而言应是全国范围。没有全国范围的准确信息，对全国建设宏观决策时极易产生偏差。全国土地面积是多少？年变化率是多少？全国农业产量是多少？这些国家宏

观决策极需的各种依据数据能够及时地提供时，将可使国家宏观决策的正确率极大提高。否则仅是个试验区的范围时仅对技术发展有意义，对国家目标的实现无意义。同样地对全球变化研究和数字地球而言，全球的监测对于探索人与自然相互关系是非常重要的，只有区域范围的监测数据将难予构建全球专业因子模型和综合模型，达不到全球变化研究的目的。

4. 连续性

一次数据仅能说明当时的现状，况且专业因子的变化周期不一，达到专业因子模型化需有若干周期的足够数量的样本数据才有可能，反映出连续提供数据的必要性。实现变化趋势预测时更需要长期的连续监测数据建立可靠的预测模型是外推预测的基础。当今遥感卫星的设计寿命愈来愈长，甚至采用置换任务舱的技术延长遥感卫星采集数据的连续性等等。一方面说明空间技术的进步，另一方面主要的是应用领域对长期连续提供数据的迫切需求。对于国内建设的国家目标而言，这种连续性反映在能否真正成为政府宏观决策的稳定技术支撑。能同统计技术一样，具备年年可提供数据能力时，自然成为政府宏观决策不可缺少的技术工具。

以上仅从主要的几个方面简述了构建数字地球对遥感技术的要求。从 30 年来遥感发展过程中，尤其是在实际的遥感应用中可知，这些要求是很高的。若达不到这些基本要求，遥感这项宏观观测技术在实现国家战略目标时只能是一种可用而不好用，不能成为稳定的技术工具。这些要求是社会需求向遥感技术提出的新的挑战，也是严峻的考验，将迫使遥感"技术体系"的改造、发展以增强能力，向适应这种需求的方向快速发展。

三、构建高效遥感"技术体系"

当今的遥感技术体系中能够连续提供遥感数据的主要有美国陆地卫星系列、NOAA 卫星系列、法国 SPOT 卫星系列。近几年中虽有几十颗各种类型的卫星要升空，空间分辨率将可能达到 1 米和 3 米，但大多是研究性质、特殊目的性质的卫星。有些卫星虽是商业性质驱动，例如小卫星，尚未形成覆盖全球的运行体系，尚难预料在构建数字地球中发挥多大作用。处理不连续的、数据漏洞很多的数据时，其难度之大，很难有实用价值，这并不妨碍其在局部区域的有价值的应用。

LANDSAT，NOAA 均为美国的运行型卫星，但在构建数字地球时却推出用 1 米空间分辨率卫星数据的设想。这有几种可能：其一，NOAA 卫星的区域覆盖能力很强，时间分辨率很高，应用于地球尺度的全球变化研究是适合的，全球变化研究是世界各国共同要做的事情，并非美国一个国家的事。NOAA 卫星数据用于具体的国家战略目标时，显然空间分辨率太低，其作用有限。其二，LANDSAT 卫星的空间分辨率为 10 米量级，即 15 米或 30 米，是以波段数不多的光学遥感器为有效载荷的卫星。轨道重复周期为 26 天，时间分辨率较 NOAA 低得多。更主要的 15～30 米是一种尴尬的空间分辨率。用于更精细地具体战略目标尚有差距。加之，NOAA，LANDSAT 的地面接收站已布满全球，也不可能明目张胆地全部关闭，况且还有商业利益驱动，不少国家已具备发射这类卫星的能力。其三，1 米空间分辨率的卫星是民用星载的更先进的卫星数据源，虽然还需解决不少技术问题才

能形成短周期全球覆盖的运行能力，但1米空间分辨率这个指标本身就具备一种极强的威慑力。一旦先于大多数国家建成1米空间分辨率的数字地球，其世界霸主地位将更为巩固，甚至随心所欲。其四，也是更重要的原因。像LANDSAT之类的轨道式卫星依然不是高效率的卫星，对于构建数字地球而言是一种难于忍受的漫长时间过程。美国军用卫星的效率比LANDSAT之类卫星要高效得多。1米空间分辨率只是卫星有效载荷的一个参数。可以预测，用于构建数字地球的1米空间分辨率卫星是一个高效卫星系统，绝不仅是在空间分辨率上做文章，而应有适应于高效系统的一系列技术措施。

当前应用最广泛的NOAA、LANDSAT和SPOT卫星数据中，NOAA卫星数据用于全球变化研究这类极宏观的研究问题是很有作用的。其"精度"远满足不了以实现国家战略目标为目的的、系统工程性的数字地球构建的要求。LANDSAT和SPOT这两类运行性卫星同样地不适应构建数字地球的前述几项要求。为了叙述方便，回归周期问题可以采用多轨道、多颗星甚至像GPS卫星那样形成星座网的方式总是可以达到高时间分辨力监测全球范围的目的；"精度"问题虽不及1米空间分辨率卫星，作为满足"系列精度要求"的"系列技术"而言，可以作为"系列技术"中的成员，这里仅就"技术体系"的"时效性"问题以LANDSAT为例作一分析。

LANDSAT的有效载荷中的主要遥感器是一种光机扫描方式获取信息的遥感器。采用的是摆镜扫描。总体设计思想就是一种获取二维多光谱信息的遥感器，其光谱段只有可见光、红外范围的7个波段，光谱分辨率为100纳米。平台上的姿态和定位系统的精度仅为确保遥感器的对地指向及运行轨道，以及用于卫星地面站的分"景"时使用。粗纠正后的定位精度为1公里量级。这种情况下影响其技术系统"时效性"的主要因素有下述几个方面：

(1) 几何精度纠正依靠地面控制点可达到1个像元的定位精度。这些地面控制点有两个来源：一是对照地形图选取；二是地面实际测量。对于构建数字地球而言，首先必须搜集全世界各国的地形图，这已非易事；其次要将世界各国地形图统一到同一地理坐标系中，这几乎是不可能；其三要在世界各国的地形图上与相应卫星图像对照选读地面控制点地理坐标和卫星影像坐标，这要动员上亿人去做这件事；其四，占地球表面积2/3的海洋等无地面控制点可找，卫星图像将无从定位；其五，只能将卫星图像定位而不能获取高程坐标，数字地球所需的三维显示中的高程部分需另外的复杂技术过程去完成。至于地面测量的方法对于构建数字地球而言是可以说而无法实现的问题。可见，LANDSAT的总体设计思想就不是一种高效系统。上述五点需要多少时间才能完成没有做过计算，但可以肯定的是天文数字。用LANDSAT卫星数据构建数字地球时，仅定位一项已远达不到"时效性"要求。

(2) 波段数少，波段宽度宽，"定性"能力低下。LANDSAT遥感器的波段数和波段宽度是为1∶25万~1∶30万比例尺专题图设计的，并且是有限专业应用范围。总体设计时并非不知波段数、波段宽度不能用于精确识别目标，也许是种技术难度上的折衷或其他原因。这样就造成了准确目标识别时需要大量其他辅助判据，这些辅助判据的来源有：其一，生物地学规律。这是至今尚处概念阶段而未能用数学公式表达的辅助信息，一个区域的生物地学规律尚是难事，全世界各地区的生物地学规律更是难上加难。况且这类生物地学规律本身就是个随时间、地点、环境等因素作用下的动态变化函数。其二，是实地考

察,或称"看图识字"或者为"试验样区"。依地面实况数据以补卫星数据信息之不足。人所共知,这是需要时间、人力、投资的漫长过程。更何况是"数字地球"概念下的全球范围,实现的方案均需大量的研究工作方可能提出。可见,解决准确目标的识别实际也是可想而无法实现的过程。

由上可见,LANDSAT 卫星数据用来构建数字地球时在"定位"、"定性"两方面,尤其是"定位"问题上是影响其"时效性"的致命因素之一,主要在于卫星的总体设计思想或者说设计原理所决定的。当然 LANDSAT 卫星本来的应用目标也不是用于国际战略目标明确的数字地球的构建,它有它本身的有效应用领域。

SPOT 卫星也是一种长期运行性卫星,是一种更偏重于取得地面三维信息的测绘型卫星。只有可见光近红外的 4 个波段,可构成侧视异轨立体(现在)和同轨立体观测(未来)。采用了线阵 CCD 推帚,其几何保真度要优于 LANDSAT 的遥感器。遥感器的空间分辨力率为 10 米(可见光)和 20 米(多光谱段)。同样地平台的姿态与定位系统与 LANDSAT 大体相同的作用。与 LANDSAT 卫星一样,在构建数字地球所要求的"时效性"因素作如下分析。

(1) 全球覆盖能力较 LANDSAT 低。轨道的地面覆盖宽度为 60 公里(LANDSAT 为 185 公里),全球覆盖所需时间较之 LANDSAT 要长。即使用星座网补救,其星座网的密度也较 LANDSAT 高,且星的个数要多得多。SPOT 具有立体观测能力,尤其是侧视异轨立体观测也带来取得立体观测图像的几率较低的很大的问题,增长了立体观测覆盖全球的时间。这主要是异轨侧视立体观察是由不同卫星轨道才能构成,两条轨道是不同时间运行,天气影响就是能否构成立体观测的重要制约因素。另一方面立体观测图像是不同时相获取的,太阳高度角问题,地面目标光谱特性随时间变化的问题,造成数字立体相关时的困难,甚至失配,也即在卫星获取数据时就对"技术系统"的"时效性"带来影响。

(2) 几何纠正精度问题。SPOT 作为为测绘服务的卫星,在这方面的能力较 LANDSAT 好,主要反映在 SPOT 遥感器的 CCD 阵列较光机扫描方式的 LANDSAT 卫星几何性能稳定,且可同时获得地面三维地理坐标,有利于构建三维数字地球的应用。问题在于采用的是与 LANDSAT 相似的地→空定位方式,尽管 SPOT 比 LANDSAT 需要的地面控制点要少,但上述的 LANDSAT 在定位上存在的问题,SPOT 图像定位中同样存在。这里就不再重复了。

(3) 定性能力明显低下。SPOT 在光谱段方面较之 LANDSAT 要差。依赖 SPOT 作目标识别的难度也同时增加。

由上分析可见,当今天上的运行性卫星在构建"数字地球"中的能力显然不足,尤其是反映在"时效性"方面。当然构建地球尺度的数字地球还有个过程,尽管这个过程也不容许太长。以中国而论,中国范围和中国周边范围应是近期实现的目标,若实现这个目标也需要几十年,这个数字地球不建也罢。中国作为第三世界大国、穷国,国家建设急需资金的项目多得很,国家亟待增强的优先项目资金需求量很大。等待国家富强后再构建数字地球,在当今弱国无外交的世界大家庭中,国家安全、经济、政治战略目标将受制于超级大国甚至成为被奴役对象,这同样是不能容忍的。尤其构建数字地球这种带有强烈国家战略目标应用背景的巨型系统工程时,完全依赖国外这种可用而不好用的卫星资源不仅难于实现国家战略目标,一旦外国要挟,一切均成泡影,对于一个主权国家来说是极危险的

局面。为此，重新调整中国的航空、航天计划，适应这种挑战，在充分利用国际资源的同时，发展自主的高效遥感“技术体系”已是别无选择的惟一途径。

当今的世界科技大环境为中国发展高效遥感“技术体系”准备了极好的条件。中国航天、航空遥感技术的成就是发展高效遥感“技术体系”的技术基础。为强国而实现国家战略目标作为动力；科技界将焦点聚焦在为国家富强作贡献上，既要看外国，也要看中国，你打你的，我打我的，扭转纯跟踪概念为跟踪不是目的，创造中国特色的技术体系的概念，中国建立自主的高效遥感“技术体系”不仅是可能的，而且是可短期内实现的目标。

四、自主的遥感创新技术工程体系

遥感是一门年轻的综合学科，更主要的是涉及到很多高技术，而这些高技术又需长期的科学技术的积累、足够的工业水平以及巨额投资的支持。遥感发展初期阶段，不仅第三世界，有不少发达国家也是跟踪发展，被动地按美国框定的范围从事研究和应用。一颗LANDSAT MSS上天，美国人同意开放其数据，那么就如何更好地发挥这种数据的作用而去研究应用方法和专业应用研究。甚至应用成果还达到国际先进水平，解决了本国的一些实际问题，也是在为美国人做广告。法国的SPOT卫星上天了，日本的JERS-1卫星上天了，加拿大的雷达卫星上天了，过程和结果大体相同。如果外国人不同意开放这些数据，例如高空间分辨率小卫星数据，只同意给出成品数据，那么只能按这些成品数据去研究。软件也大体如此，哪个单位买回一套国外软件，就可以炫耀一番，文章中还特别注明是用某国先进软件处理的结果，似乎地位就高一些。硬件研制也是国外有一个就模仿一个，等等。这种现象在遥感发展初期是很正常的。自己没有，国外的又不用那是闭关锁国，但作为研究方向则另作别论。这是一个第三世界国家在发展过程中必然出现的正常现象。即使国家富强了，技术发展已到世界前列，同样有一个学习、吸收、消化国外先进技术的问题，否则就不能前进。可以不讳言地说，科技界比不上企业界，企业界引进一套国外先进的流水线，马上可以成为“生产力”，而科技界却没有这种能力。但是，长期地去跟踪，不思发展自主技术的话，那么始终处于被动的从属地位。一旦国际上有个风吹草动，再考虑发展自主技术，尤其是与国家安全有关的技术，就为时已晚了。中国已有过这种教训。

跟踪不是目的。通过跟踪去学习、消化、吸收，在此基础上根据本国的情况有所创新，逐步形成自主的技术才能逐渐形成自立于世界民族之林的能力。尤其是作为国家战略目标很明确的构建数字地球的主要数字信息源的遥感技术。让别国利用自己的技术成果去损害自身的利益或防害其霸权目的时，将会掐断这种供应线。这是极为浅显的道理。因此，构建数字地球的主要信息源全部寄希望于国外遥感信息是很不切实际的幻想。尤其是实现与国家安全有关的国家目标时，近期的科索沃的空战侵略、轰炸中国驻南使馆、日美条约、印巴局部战争的阴影等，足可以使中国科技界，尤其是遥感界，应该有个清醒的头脑了，应该努力争取成为发展中国遥感事业的土科学家，不能再满足于在外国人框定的范围内作全被动式研究的跟踪科学家。构建数字地球以及美国为首的北约空袭南联盟及中国驻南使馆为自主遥感体系发展的绝好契机。把握得好，中国的遥感将实现政府宏观决策稳定的技术工具目标，不转变观念，将大大延长中国遥感发展的进程；不仅落后于印度，甚至要落后于朝鲜。

自主的遥感创新工程技术体系与常规遥感体系的重大区别，在于能否实现前述的数字地球对遥感的4项基本要求。这种重大区别的实质是真正想成为实现国家目标的工具，这是很艰苦的，还是只做些学术研究。下面是使遥感真正成为实现国家目标的工具这一基本点出发阐述构建中国自主遥感技术体系的设想。

1. 基本思路

遥感围绕着认识自然必须回答的三大问题：是什么(定性)？分布在何处(定位)？有多少(定量)？换言之遥感围绕"定性"、"定位"、"定量"三大问题发展了相应的技术而成为技术体系。认真分析当今国内外的遥感系统没有一个同时解决这三个问题的系统。分析其原因有：其一，遥感这一门年轻的综合学科有个发展、完善的过程，人们的认识是随应用的深入而不断发展、完善的。其二，技术环境条件不具备。如不可能期望在70～80年代就利用90年代才运行的全球定位系统(GPS)技术等。其三，遥感技术体系是一项耗资巨大的系统工程。总要在技术可能性、投资能力，后续的数据处理技术能力、应用目标等若干方面搞折衷；其四，发达国家与发展中国家的国家战略目标不同，优先发展的排序也不同。发达国家为了轰炸南联盟动用几十颗卫星和大量侦察飞机，这种不行有那一种，几十种凑起来总可以行，而发展中国家发一颗星都吃力，总想一颗星能解决问题等等。

围绕上述"定性"、"定位"、"定量"一体化地体现在遥感技术体系中，将使遥感技术体系的"时效性"极大地增强；充分地发挥全球定位系统(GPS)或地基跟踪定位系统的作用将可摆脱"地面控制点"这一耗时、耗财、耗人力的影响，这一项措施将可提高"时效性"一倍以上；充分采用已掌握的成像光谱技术、雷达技术可使"定性"自动化程度有大幅地提高；采用最优化的总体设计思想和系统工程运作可使应用作业过程周期若干倍地短缩等等。总之，当今的技术环境条件、科技积累等方面已具备了发展高效遥感技术体系的条件，只要从国情出发，在广泛吸取已有成就的基础上，立足于创新，研制高效遥感技术体系不仅是可能的，而且是可行的。

这类高效技术体系不是单一的、孤立的，适应人类认识自然的从粗到精的必然过程，是一种星－机－地一体化的系统工程。这种一体化的系统工程在构建数字地球时是必须的，在解决国内建设的国家目标时是一种更实际的系统工程，是一种包括信息获取、信息处理、信息应用、信息存贮与网络化通讯、信息表达直至成品一体化的系统工程。整体信息技术过程将取决于总体设计思路要求的各个技术环节的改造和创新才能完成，也即这种自主的遥感技术体系的建设本身就是一项巨大的遥感创新工程体系。

中国毕竟是第三世界大国、穷国，没有本钱沿着发达国家走过的路一步一趋，只有走自己的路。毛泽东的军事理论是宝贵的遗产，邓小平的理论取得了中国当今的成就，一个共同点就是能达到目的的手段就是可取的手段，那怕它很"土"。中国在空间技术上暂时还无法像美国人那样去探测火星，但在实现国家目标上可以依自己的路子达到目的，这是毫无疑义的。下面分述星－机－地一体化集成技术体系中的主要部分的星载、机载分系统的思考。

2. 星载系统

构建数字地球时，能够从商业渠道得到的是LANDSAT，SPOT等数据。适于中国国情

的 LANDSAT 的应用潜力最多可达 1∶10 万比例尺专题应用。中国的资源卫星上天后，其应用能力也大体如此。在构建 1 米空间分辨率数字地球时，上述卫星数据用于荒漠区还是有意义的。荒漠区的经济地位低，动态变化相对缓慢。

中国的星载系统，根据国情其有效载荷的设计应依“定性”、“定位”、“定量”一体化的高效体系的方案设计。笔者曾提出小卫星有效载荷的设计方案建议，空间载体以廉价、研制周期短的小卫星为主，兼顾发展大卫星及平流层可控载体，使在 50～800 公里高度空间里三层数据平台互补。小卫星采取星座网的设计方案，以确保地面覆盖宽度缩短数据获取周期。其中平流层可控载体对于近期国家安全目标具有非常重要的意义，也是根据国情易于实现的空间载体，达到通讯与遥感双重目的。

近期，中国尚无一颗资源卫星运转的情况下，决定了中国的数字地球构建只能从中国范围做起，既作为构建数字地球的预研，也能尽快解决国内建设范围内实现国家目标问题。这个过程大约需 5 年时间完成。

3. 高空机载遥感技术体系

高空机载系统既是上星有效载荷的预研和模拟实验平台，又是能为国内建设国家目标所需的大、中比例尺全国基础数据服务的平台。尤其近期用于中国国内 1 米空间分辨率的数据获取，高空机载系统具有不低于星载系统的投入产出比，且具有灵活机动的优势。近期(5 年)实现中国范围内的国家目标之需时，高空机载遥感技术体系是首选遥感平台。

围绕前述 4 项要求按高于常规技术 3～5 倍的效率设计一套空间分辨率优于 1 米的“定性”、“定位”、“定量”一体化的高效集成型遥感技术体系是完全可行的设计。包括光学和微波遥感器，覆盖能力与航空相机相当的全数字系统。每架平台按 200 个飞行日设计，每年每架平台可覆盖 200 万平方公里以上的国土面积，有两架这样的高空平台可覆盖中国经济发达区范围，实现每年提供一次全国基础信息的目标。这方面笔者已以“遥感信息科学工程”建议书呈送国家科技主管机构。

高空机载遥感技术体系又是一种可灵活更换更新型遥感器的平台，始终可保持这类平台的高效性和先进性，初期投入较之卫星是一种低廉的系统，具有始终保持领先于卫星遥感器性能的优势。中国 863 计划 308 主题研制成功的五套新型遥感器以及由这五种遥感器将形成的分布式机载集成技术系统，成为中国尽快实现高空机载遥感技术体系的基础。

4. 中低空快速机载遥感技术体系

围绕 4 项基本要求，按高于常规技术 5～100 倍的高效率设计“定性”、“定位”、“定量”一体化的快速中低空机载遥感技术体系，以光学遥感器为主的高效自动化的机载遥感全数字技术体系，主要用于大、特大比例尺的专题数据的获取与处理。其适用地区包括经济活动最活跃、环境变化最迅速、人口最密集、经济与政治活力最强的大、中城市以及大型工程的监测等方面。这种“定性”、“定位”、“定量”一体化的中低空准实时遥感系统已在中国 863 计划 308 主题研制成功两类称之为“机载三维成像仪”的原理样机，证明其成为中低空快速机载遥感技术体系是完全可行的。

5. 构建星－机－地一体化遥感技术体系的过程就是一项巨大的遥感创新工程

上述几点仅简单介绍了星－机－地一体化遥感技术体系的总体思路及其中的几个典型分系统。包括的内容涉及到当今遥感领域的各个技术环节，即通常所说的信息获取、信息处理、信息应用、信息存贮与管理、信息网络通讯及信息产品表达等各个环节，总体设计原理的确定是围绕前述四项要求为依据，这四项要求的实现涉及到遥感技术体系的各个环节。即必须依新理论、新方法、新技术创建遥感技术体系的各个环节。创建技术方法的理论依据等应用基础研究问题，是全新的、目标明确的，是为整个遥感技术体系必须达到的能力的组成部分。因此构建星－机－地一体化遥感技术体系的过程，就是实现包括遥感整个领域的一项全面的创新工程过程。下面列出相关技术环节的概略创新点：

(1) "定性"、"定位"、"定量"一体化遥感信息获取理论及高效、自动化为目标的集成技术体系的理论，实现这一理论的相应集成技术。

(2) 基于信息获取原理的新的定位处理软件及其高效自动化；数据处理中多维数学模型的理论与方法；多元、多维数据融合理论及复合处理方法；高效、高自动化程度的算法及高速大容量通用数据处理平台的研制。

(3) 实用专家系统的理论与方法；专业应用特殊问题的处理理论与方法；应用模型的理论与方法，包括各个专业应用模块的高效、高自动化的综合信息应用平台的研制。

(4) 基于海量信息、高效自动化为前提的数据结构、数据存贮与管理软件，多元数据的融合理论与方法，高动态复合分析模型，高速率输出入技术及海量信息、高效自动化信息系统平台的研制。

有关信息通讯、信息表达等可充分利用社会上信息产业基础设施及相应的新理论、新方法，构建适于本遥感技术体系的通用系统。

五、结　语

数字地球这一战略性概念总要成为现实。这是站在全球战略高度纵观高新技术发展与社会需求的增长相结合的一种概念。对此概念可以有各种理解，站在自己熟悉的专业基础上、部门利益上、项目争取的立场上、甚至保守的立场上，均会赋予数字地球以不同的内容，这是很正常的现象。以美国为首的北约对一个主权国家的狂轰乱炸，尤其是对中国驻南使馆的轰炸，使中国人包括科技工作者得到一付清新剂，国难当头，复言它哉。"弱国无外交"已在中华民族屈辱的近代史中得到刻骨的教训。没有自主的遥感技术体系，尤其构建以国家战略目标为目标的数字地球、数字中国是不可能的。中国的遥感已跟踪了近30年了，也到了该建立自主体系的时候了，也具备了相应的基础和实力。数字地球以及美国为首的北约对南联盟及中国驻南使馆的轰炸也给予遥感发展的契机。中国没有自主的高效遥感技术体系，实现数字地球，实现为国家目标服务只能是耸人听闻的空话。没有自主的遥感技术体系，就没有了主要信息源，数字地球其他关键环节就成了无米之炊。建立自主的遥感技术体系，是构建数字地球的需要，调整人类活动与自然规律间关系，保持经济可持续发展的需要，也是人类步入信息时代的需要。达到前述几项要求的遥感技术体系是一个在已有基础上创建理论、方法和技术实现全过程的系统工程。依实现国家目

标为前提的科学技术研究与工程化的过程。其难度之大,需科技集团的创造性劳动才可能实现,从而带动和促进了科学技术的发展。

遥感的创新与数学、天文学不同,以往在外国人的框架下从事被动式研究,可创新的余地有限。从被动转化为主动这本身就是创新,自主的遥感技术体系必然伴随着系统性的重大创新工程。转变观念,为中国自主的遥感技术体系的诞生共同努力。

第三节　高效遥感对地观测体系

一、概　述

遥感对地观测技术是在人类认识赖于生存的"地球系统",进而调整人类活动与自然规律的关系以及实现国家战略目标(经济、政治、安全)等方面的无可替代的宏观观测技术的认识已为世人共识。20世纪末的海湾战争、伊拉克战争、北约空袭南联盟、印巴冲突、日美条约、朝鲜半岛对峙等等,尤其是美国轰炸中国驻南使馆,使人们尤其是中国人民认识到,即将到来的21世纪中,世界格局依然是个值得注意的问题。全球环境、区域发展问题也甚为紧迫。"数字地球"的国际战略背景迫在眉睫。赋予中国在富国与安全方面不得不接受的新的概念和挑战。

逆思维方式在世界史及中国历史上充分显示其强大的生命力与推动社会发展的无穷潜力。中国是一个迅速发展中的第三世界大国、穷国,强国问题、国家安全问题、迅速发展带来的环境、资源问题等必须面对的问题很多。又必须面对当今世界上五花八门的倚强凌弱、霸权主义横行的恶劣环境。经济实力、军事实力、科技实力等方面较"弱"的地位,使得中国在如何面对这种形势方面必须作出决择。遥感对地观测技术作为一项宏观观测技术,作为实施"数字地球"所代表的国家战略目标的技术工具,同样地有一个发展方向的决择问题,其中逆思维方式是重要的战略考虑基础。

二、逆思维方式的战略意义

逆思维方式从字面解释为超常规地考虑问题的观念和方法。一般而论,人们习惯于模仿。从婴儿呱呱落地起,学说话、学走路、学唱歌、学文化、学科学、学技术、学做人等等,都是一种模仿过程,或称之谓学习前人知识的过程。同时能够提出"为什么?",并能依所学知识融汇贯通地处理和认识一些问题者已属不易,已由"学富五车"转化为"材高八斗"。"离经叛道者"一般均将其认作贬意词。事实上有不少确是危及社会的不良分子的思维方式。但另一方面社会从奴隶社会到封建社会到社会主义社会……,没有推动社会前进的大批"离经叛道者"的前扑后继的努力,人类社会也不可能发展到今天。任何一种观念都可为不同类的人所用。

遥感对地观测技术的发展需要经济实力、工业基础、科技积累等多种条件代表的国力支持。与发达国家相比,中国尚处于劣势。中国尚无能力搞火星探测,也不可能近期发射几十颗各种应用目的的卫星,尚无能力建立自己的达到美国GPS、俄罗斯GLONASS水平的全球定位系统体系,甚至尚没有一套国家级的机载遥感技术系统。国家安全、国家建设

又迫切需要这类高技术。这就提出了一个十分尖锐的问题：中国的航天、航空遥感技术如何发展？

第一条途径是追踪。这也是中国近30年来遥感发展的主导思维方式。国外有一个先进的遥感器就模仿一个；国外有个什么平台，就仿造一个；国外有资源卫星，就照抄一个。甚至软件也是如此。事实证明，一味地追踪是追不上的，尽管这是一种必须的过程。“学习、消化、吸收”的提法不完整，应为“学习、消化、吸收、创新”。追踪不是目的，而是通过追踪学到先进的东西，为我所用，创造出自己的技术体系。一味追踪尤其在国家安全方面将存在极大的隐患。如武器系统，国外有，我也有，其原理相仿，但国外这方面水平要高于国内，这也是现实。国外再有一种这类武器系统的克星时，极易摧毁中国的武器系统。因为追踪本身至少慢半拍。

航天、航空遥感技术而言，同样如此。国外有遥感卫星，中国也照抄一个。结果抄来的东西迟迟上不了天，国外又早已搞其他卫星了。国外在搞小卫星，中国也去搞，国外小遥感卫星已达1米空间分辨率，中国的小卫星如何发展？研制什么样的小卫星，是单颗卫星还是形成星座网？尚无定论。何况中国无国力发射几十颗卫星上天，仍然满足不了国家战略目标的需要。

第二条途径是逆思维方式出发的发展途径。这是充分考虑中国的国情。国家急需解决的问题及国力限制的特殊性所决定的，也可以说是被“逼”而要生存的发展途径。这方面毛泽东思想和邓小平理论是典范。抗日战争和解放战争期间，面对武装到牙齿的日本侵略军的飞机、大炮，不打阵地战，而打游击战。没有飞机和大炮，用小米加步枪、地雷战、地道战最终战胜了敌人。在那个年代经济实力、科技实力、工业基础根本不能与日寇相提并论。但是，要生存、不亡国，“逼”出来人民战争、游击战、地雷战、地道战这些创造发明。这些也不是先去研制飞机、大炮，再打日本侵略者的通常战争规律的考虑。“你打你的，我打我的，打得赢就打，打不赢就跑”，也是通常军事理论中所没有的。“逼”是战争中表现最为突出的现象，也是军事科技发展快于民用科技的原因之一。

中国的航天、航空遥感对地观测技术的发展只能根据中国的国情，“你打你的，我打我的”。你搞巡航导弹，我搞个你不熟悉的另外的武器，也可以出奇制胜。中国目前尚无一颗在天上运行的资源卫星的情况下，将国家建设、国家安全所需的信息源全寄托在星载遥感上，似乎有点不太符合邓小平总设计师所说的“实事求是”。中国又是一个地大物博、有12亿人口的大国，正像12亿人口的吃饭问题只有靠中国自己解决一样，用国外支援的方式是无法解决中国问题的。中国又是一个发展中的穷国，不可能追踪美国用大量投入发展遥感技术的方式。中国只能走实用的、国力能承受的方式发展遥感对地观测技术。这也是国际大环境所“逼”，国家发展、国家安全、国家战略目标所“逼”。这一逼将有可能“逼”出个中国特色的遥感发展道路。

创建自主的遥感对地观测体系首先要解决的是“观念”问题和“思维方法”问题。国家迅速发展急需的是围绕实现国家目标的实用技术，这是国家所处发展阶段决定的。尤其是遥感这项宏观观测技术是应用学科，更要通过其应用效果反映其学科价值的综合学科的特点所决定的。实现国家目标的同时带动学科发展比较符合实际。这是一种极为重要的观念。思维方法正如前述，在追踪了30年的基础上创新，创建自主的遥感对地观测体系的思维方式是符合国情的，但却是习惯思维方式上的突变。国际大环境所“逼”，国家战

略目标所“逼”,国情所“逼”。当今的中国应调整追踪国际科技发展为追踪、创新,尤其强调创新。逆思维方式是创新意识的基础,是创建自主遥感对地观测体系的总体设计思想的基础。也是中国在当前国力下遥感适应国家目标要求,尽快实现为国家战略目标服务的基本指导思想。

三、自主遥感对地观测体系的基本框架

基于逆思维方式的考虑,中国经过近30年的跟踪式发展,虽说已落后于印度,但毕竟还是有相当的基础和技术实力;也具有发射有限数量卫星的经济能力;遥感应用已全国铺开,有了一支人数可观的科技队伍;也有相当可观的技术成就和应用成就。这是创建自主遥感对地观测体系的基础。另一方面,工业基础、经济实力、科技积累较之发达国家又有较大的差距,不可能在朝夕之间实施大型空间计划,这是国情的制约。面对世界形势,在国家建设和国家安全等国家战略目标方面又必须迎接这种挑战,这是创建自主遥感对地观测体系的动力。在这种情况下,一味地跟踪发达国家已不现实,围绕国家战略目标只能采用“你打你的,我打我的”的发展战略。由此出发形成如下自主遥感对地观测体系的基本框架(图1-3-1)。

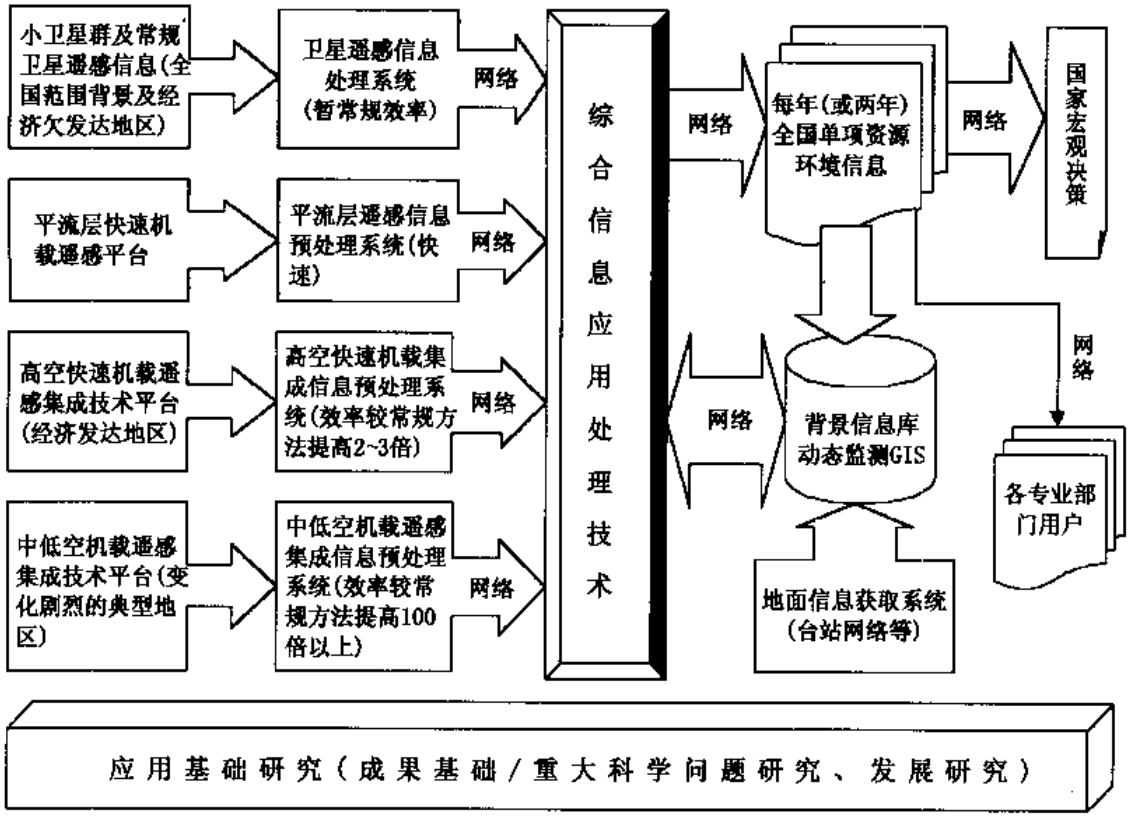


图1-3-1 自主体系的基本框架

1. 基本估计

中国当前首要的是在5年时间内创建具备全中国范围高空间分辨率动态监测能力的

自主遥感对地观测体系；10 年内形成对中国及周边地区的动态监测能力；15～20 年时间达到全球监测的能力。近期目标是完全可以实现的。中期目标也没有很大困难。正常情况下长远目标的实现应不存在太大问题。

2. 发展自主的遥感监测卫星

对已有运行卫星能力的分析已在本章第二节中论述过。中国有能力发射常规规模的遥感卫星。但有效载荷的研制应引入竞争机制，是保证自主和短周期的重要措施。适应中国急需，依快速、"定性"、"定位"一体化的总体设计思想按优选应用目标设计，使有限数量的遥感卫星在实现国家战略目标方面发挥重要作用。

小卫星是一种研制周期短、相对廉价、技术实现相对容易的空间载体，必须制定服务于国家具体战略目标的总体设计方案，包括小卫星的星座设计及有效载荷设计。有效载荷设计与研制必须引入竞争机制。具体的国家战略目标决定了对星座及有效载荷的要求，这种要求往往比泛泛地研制小卫星要困难得多，这就需要有创新的艰难过程。需要一个观念和思维方式转变的过程。目前就中国的国力而论，研制小卫星群应是主攻方向。有可能成为实现中期目标的主要技术手段。但是，近期出现的小卫星"热"有点"乱打炮"之嫌。国家科技主管机构应充分发挥各单位的积极性，诱导并纳入国家航天计划中，使有限的财力用在能发挥最大作用的小卫星体系中。

3. 发展平流层遥感对地观测技术系统

平流层空间飞行器国际上往往多用于通讯。这类 20～50 公里高度层内可控移动飞行器同样可以用于遥感对地观测。尤其是非地球轨道式飞行器，动力与控制系统对于这类平台显得较卫星更为重要。但其可控、可回收的优点作为一种短期监测平台，在实现中期目标中可发挥重要作用，对中国及其周边的监测更具实际意义。平流层可控移动飞行器的有效载荷可随时更新，比星载的有效载荷廉价，数据通讯问题相对容易解决，是个值得大力开发的领域。

平流层可控移动遥感观测平台所处的高度具有相对隐蔽性，这是其短期观测行为所引发的。对于国家安全而言很可能发挥意想不到的作用。同样地其飞行平台及有效载荷需按应用目标确定其总体设计。其难度相对于卫星而言要小，投资强度也是国力所能够承受的。

4. 高空机载遥感集成技术平台

主要用于国土范围内的快速高精度遥感监测，服务于国家建设的宏观决策。监测周期、精度、面积能力及连续监测能力依国家宏观监测要求确定。其方案已在"遥感信息科学工程"建议书中列出(图 1-3-2)。

高空机载遥感集成技术平台是全球组合观测平台在机载平台上的再现。相对于星载有效载荷约 1/10 的投入及更易于实现的多遥感器集成，形成"定性"、"定位"、"定量"一体化的快速集成体系，可随时更新有效载荷，相对于星载更灵活机动，在实现"数字中国"高空间分辨率要求方面的投入产出比等方面优于卫星遥感系统。

高空机载遥感平台的大容量、大载重量及充足电力供应、可容纳多种遥感器及多种技

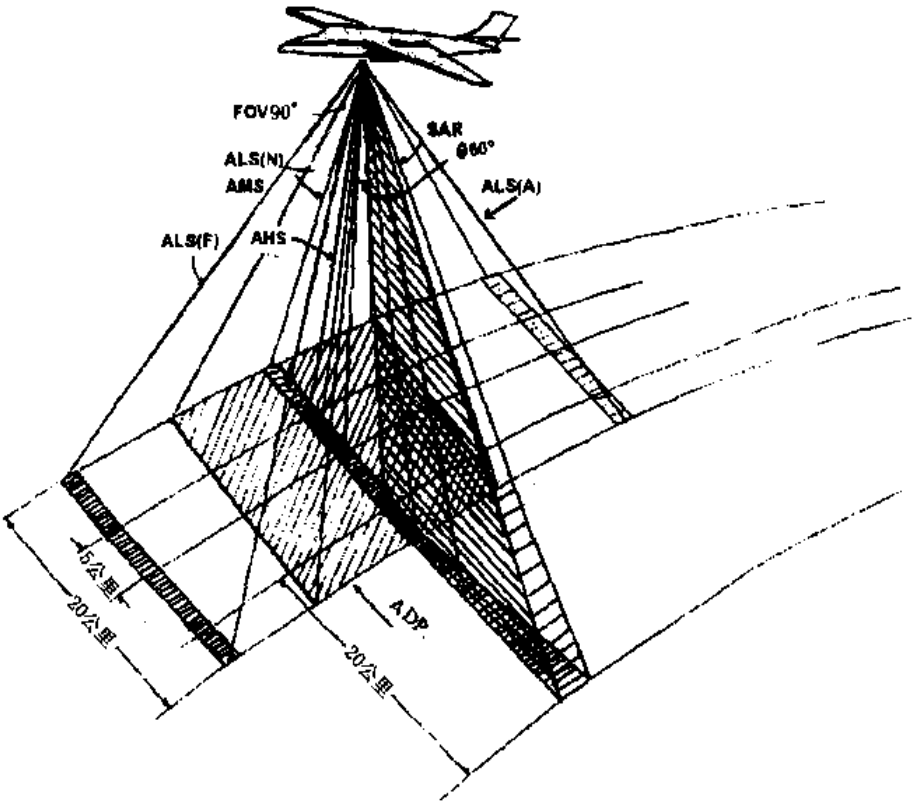


图 1-3-2　高空机载平台框图

术的集成，形成一种“定性”、“定位”、“定量”一体化的高效大型遥感技术平台，形成一种可见光近红外、热红外、微波等涉及宽波谱域的遥感器组合，适宜于有云无云天气的遥感飞行，具备多种空间分辨率、多种光谱分辨率获取遥感信息的能力。国土范围内获取 1 米空间分辨率遥感信息的效率优于卫星，产出投入比为卫星的 10 倍左右，连续运行能力可达 10～15 年，可作为实现近期目标的首选遥感平台。

高空机载遥感集成技术平台是研制星载遥感器的试验平台和试验基地。国内外星载遥感系统的发展史充分说明，不经机载试验而直接上天的遥感卫星，失败的教训已由日本的 JERS-1 卫星运行情况不善在航天发展史上留下了一笔记录。就中国而言，研制高空机载遥感集成技术平台的技术积累和能力，甚至要比卫星技术更要成熟和可靠一些。

5．中低空准实时、实时效率的机载遥感集成技术平台

这是一类为获取大比例尺遥感信息的技术系统，主要用于城市、大型工程以及某些特殊应用，是服务于国家建设宏观决策及城市持续发展的遥感监测。这类服务对象的特点是动态变化剧烈、经济地位突出、人类生存环境问题尖锐、人类活动最频繁等等。相应地中低空机载遥感集成技术平台必须具备高效率、高精度的能力。这是通常国内外遥感技术系统所不具备的能力，必须重新设计，立足于创新才有可能建成。

以上几种是自主遥感对地观测体系的重要组成部分。这一部分也是遥感信息获取的主要部分。这几部分创建时的总体设计思想是以时效、精度、面积覆盖、连续提供能力为指标，通过“定性”、“定位”、“定量”一体化，星－机－地一体化，信息获取、处理、应用、存

贮、通讯、表达一体化，纳入同一个自主遥感对地观测体系中的途径，按总体设计方案靠多种技术有机集成的方法，建成达到上述四项指标要求的自主遥感对地观测体系的主体框架。这种技术体系是国情允许的，能适应国家战略目标要求的自主技术体系，也是国际大环境所"逼"形成的"土"的但却可以解决国家急需问题的自主技术体系。完整的技术体系中尚包括地面台站网络为主构成的现势背景获取系统，高速大容量数据处理技术系统，海量信息存贮、管理与复合分析信息系统，网络通讯系统等这里就不再详细阐述了。

四、自主遥感对地观测体系的关键问题及功能

遥感对地观测体系成为稳定的、可长期运行的技术工具，其首要条件是达到四点要求，即"时效"、"精度"、"面积覆盖"、"连续性"。这也是遥感产业化的前提。这四点要求已在本章第二节中作过阐述，已有的遥感技术尚无能力做到这四点。也即自主遥感对地观测体系必须充分分析当前技术发展环境条件基础上重新设计。其中总体设计中关键的部分是：

1. "定性"、"定位"一体化

这是现有卫星体系中所不具备的能力。所谓"一体化"是指在获取地物的多波段信息(用于目标识别)的同时，赋予目标影像以位置参数(称之为"定位")。完成将以往依赖地面工作才能进行的"定位"问题(地→空定位模式)得以在信息获取中同步解决(空→地定位模式)的转变。增强技术体系的快速自动化程度。

2. 总体设计方案下的星→机→地一体化

同一地理坐标空间中形成多空间分辨率、多种尺度、多波段、多种信息互补的集成技术体系，成为适应于"系列精度"要求、"多种时效"、"面积覆盖"能力等要求的适用技术工具。尤其在当今中国国情(经济实力、工业水平、科技积累、优先应用目标等)下，是一种更为实际、可能实现的技术途径，同时为多元、多维信息的融合与复合分析创造更有利的技术环境，提高精度，提高效率。

3. 信息获取、处理、应用、存贮与管理、通讯及信息产品的一体化

将自主的遥感对地观测体系作为整体服务于应用目标的重要措施。技术体系的总体设计思想、原理等方面与常规遥感技术有较大区别，相应地应用作业流程也不同。这种情况下，带来信息处理、信息应用、信息存贮、管理及信息系统复合分析能力等方面的一系列变化。将应用作业流程与信息获取纳入同一个整体中，成为有机的作业链条。以技术体系"整体"作为实现应用目标的单元，体现前述四个方面的能力。

4. 围绕应用目标的多种技术的有机集成是主要技术途径

自主遥感对地观测体系，顾名思义，它是自主的遥感系统，又是一种集成型技术系统。当今的应用目标，尤其是国家战略目标的实现，仅靠以往单个遥感器的图像数据是不可能实现的。能满足前述四项要求者，必然是多种技术有机地集成的技术体系。这种技术体

系中除遥感、GPS、GIS等技术外，尚需多种其他技术，是一种按应用目标确定总体设计，根据总体设计方案的技术实现优选相关技术。不必用几个"S"来描述它，它就是一种适宜于某种应用目标的集成技术系统。不同的应用目标均有相应的集成系统，每个集成系统中所需技术的种类、数量均不同。

自主遥感对地观测体系建成后应具有下述特点：

(1) 快速、高自动化程度的技术体系：具体而言，具有年周期覆盖并提供单项全国范围专题数据的能力；

(2) 通常遥感应用技术流程中人力介入减少50%以上的能力；

(3) 具有适应多种尺度、多种精度要求的能力；

(4) 信息获取、处理……的一体化，使遥感对地观测体系具备了产业化的条件。

创建自主遥感对地观测体系在当前中国国情下(国际大环境、国家建设持续发展、经济实力、工业基础、科技积累等)是急需、可能、可行的。这一目标的实现也有相当的难度，这种难度中最突出的依然是管理和机制；技术上的难度也是必须高度注意的。逆思维方式并不是那么容易接受的，尤其是涉及到个人、专业、部门利益时。同样地，中国不创建自主遥感对地观测体系也是没有出路的。技术上当今已落后于印度，长此以往还会落后于朝鲜。从国家战略目标考虑，面对世界经济格局、军事格局、政治格局的变化，没有自主的东西，一旦国家利益受到外来侵害，也只能是"抗议"、"最强烈的抗议"。在权衡和处理这样的原则问题时，国家科技发展决策与管理机构的意向是决定性的。政策与机制是不容忽视的问题。

五、结　语

"自主体系"的建议已有好多年了。对国内外情况尤其是近期情况认真分析后，这种创建自主体系的需求愈来愈强烈。国家急需，有可能也可行。遥感引进近30年了，中国应该有自己的技术体系了。深深体会到遥感领域这近30年的"追踪"取得了很大成绩，但也使相关人员思维方式习惯于追踪发达国家的发展思路。这种思维方式是比较省力气的。发达国家的发展道路以及科技成就不仅是过去，今天，即使是将来，同样要认真地研究，学习其可为我所用的内容。但是中国毕竟是一个发展中的第三世界大国、穷国，国家要富强，人民生活要提高，还得靠自己。国家科技投入的增长，一方面有决策问题，另一方面也有实力问题。这种"实力"也只有靠中国人的努力才能愈来愈强。

遥感界长期以来存在着一种认识，尽管不是主流，但的确是一种思维方式。要过河去做某种事时，等待别人先架好桥，他才好去做这件事。从来没有想过自己去想办法搭桥或用其他办法过河。要搞研究，要求这个那个去为他创造研究条件，而不思自己如何去争取。不想自己出力促使国家富强，等待国家富强后再去工作，因此而投靠新主人。如此种种，尽管本节阐述的主要是技术问题，但人的思维方法是从事科学技术工作的基础。逆思维方式作为一种进取和创新的认识基础，尤其迎接21世纪知识经济到来之际，其重要性愈来愈重要，必将成为一种主导认识论。

第四节　机载、车载激光扫描测距－成像制图系统的研究进展

一、引　言

信息获取技术在相当大程度上决定着信息技术中的信息处理、信息应用、信息工程的的流程与结构。在遥感信息科学领域，为了获取数字高程模型(DEM)和地学编码影像，经历了长期的理论与技术的发展过程。这两类数据及其信息成果也是当今方兴未艾的地理信息系统(GIS)所急需的。信息技术中，信息是第一位的，信息本身的可信度决定了信息应用成果的可信度；信息获取技术的快速、准确与否，决定了信息流的速度。如无法有效地解决快速、准确的信息获取与信息处理问题，其必将成为遥感与 GIS 发展中的"瓶颈"问题。

长期以来，上述两类数据是通过立体摄影测量技术、遥感技术以及摄影测量的产品——地形图上获得的，这需要一个与当今社会需求不协调的较长周期的作业过程，如：高速公路的质量检测是绝不能将高速公路关闭几天进行测量；经济特区的发展一个月一个样、一年大变样的动态监测，几个月后拿出的图件只能作回顾分析，而无法反映现状，指导当前的建设。遥感与摄影测量工作者为此进行了大量的研究工作，以跟上这种快速需求，其中采用数字技术以及将以往的定位技术中采用的地→空定位模式向空→地定位模式的转变是其中重要的环节之一，这一努力推动了对地观测领域集成型技术系统的发展。

采用空→地定位模式实现遥感直接对地观测是近年来摄影测量与遥感领域研究的一个热点问题。这项研究的主要内容就是在无地面控制点或仅有少量地面控制点的情况下，如何实现遥感对地定位。GPS 辅助的空中三角测量与无地面控制的空中三角测量(Lucas，1987；Ackermann，*et al*.，1993；Colomina，1993；Jacobsen，1997)、车载立体成像制图系统(Novak，1995；Li，1997)、GPS/INS 组合的遥感直接对地定位(Schwarz，*et al*.，1993)、机载激光断面/扫描仪(Flood，*et al*.，1997)以及机载激光遥感影像制图系统(李树楷，1996；Liu，*et al*.，1997)等的出现，均是这一方向研究的重要成果。这些成果已经广泛地用于 GIS 数据的采集(Novak，1995)、城区高程信息提取(Hug，1996；Haala，*et al*.，1996)、重大灾害后的灾情调查与评价(Orthmeyer，1997)、森林覆盖或困难地区的地形测绘(Krabill，*et al*.，1984；Ward，1997)、DTM 获取(Schade，*et al*.，1994；Lohr，1997)、海洋测深和环境监测(Lillycrop，*et al*.，1994；Estep，*et al*.，1994)、格陵兰地形测绘和冰雪调查等(Vandemark，*et al*.，1994；Krabill，*et al*.，1996)。随着相关技术的发展，遥感直接对地观测技术会更加完善，应用领域将会不断扩大，应用的深度还会不断增加。

二、机载激光扫描测距－成像制图系统

机载激光扫描测距－成像遥感制图系统可分为两种类型，即机载激光扫描地形测图系统(Airborne Laser Radar Topographic Terrain Mapping System)和机载激光扫描测距－成像制图系统(Airborne Laser-Ranging & Mutlispectral-Imaging Mapping System)。这些系统必将成为未来摄影测量的一个组成部分(Ackerman，1991)，进而将成为整个对地观测领域的一个

重要组成部分之一。

机载激光扫描地形测图系统和机载激光扫描测距－成像制图系统的基本原理如下：假设三维空间中一点的坐标已知，如果能够求得这一点到地面上某一待定点的矢量，则地面上待定点的坐标就可以根据端点加矢量的方法求出。机载激光扫描测距－成像制图在获取地面待定点空间坐标的同时，还获取了该点的光谱信息。

1. 机载激光扫描地形测图系统

机载激光扫描地形测图系统主要组成部分包括：

• 动态差分 GPS 接收机，用于确定扫描装置投影中心的空间位置。

• 姿态测量装置（一般采用惯性导航系统或多天线 GPS）用于测定扫描装置的主光轴的姿态参数。

• 激光测距仪用于测定传感器到地面点的距离。

• 一套成像装置（一般为摄像机），用于记录地面实况，以达到对生成的 DEM 产品的质量进行评价的目的。

目前，在世界范围内主要有三家机构生产并出售这类系统，它们是美国的 NASA（Rabine, *et al*.,1997; Krabill, *et al*., 1996; Vaughn, *et al*., 1996）、瑞典的 Saab（Carlsson, *et al*., 1997）和加拿大的 Optech（Lillycrop, *et al*., 1997; Flood *et al*., 1997）等，而不少的机构也正在研制类似的系统（Ritchie, *et al*., 1994; Lohr, 1997）。以下是几种有代表性的系统的情况：

• FLI-MAP（Fast Laser Imaging and Mapping Platform）系统，集卫星定位技术、姿态测量技术、图像采集与显示技术、数据处理技术等于一体的信息获取系统（Rougeau, *et al*., 1994）。由于采用了多种传感器集成技术，因而在作业过程中能够获得高质量的地形信息。系统的最终产品是测区的 DEM。FLI-MAP 的定位是通过作业飞机上的两台作为流动站的 GPS 接收机和地面上的一台或多台作为基准站的 GPS 以及配套的数据链组成的差分 GPS 系统。它可以为飞机提供精确的导航信息和为激光测距仪和彩色摄像机提供定位信息；姿态测量装置用于获取激光器的姿态数据，并与激光数据一起直接记录在活动硬盘上，供数据后处理使用；作为系统的核心部分的激光测距仪用来测量测距仪中心到地面待测点的距离的，每条扫描记录的内容除了距离之外，还包括时间、激光测距仪姿态数据、数据检校信息等；图像信息是通过两台彩色摄像机获取的，其中一台安装在激光器上，它们分别记录飞机下方地面的实况，并随时将飞行员、领航员和系统的操作员的对话作为语音信息记录在录像带的语音磁道上，以帮助图像解译，图像的每一帧上都有精确的 UTC 时间标记，这样可以将激光测距数据与图像信息联系起来；系统的外业数据处理采用的 Intel 奔腾处理器的 PC 机和 WINDOWS 环境下的软件。FLI-MAP 可以于高速公路勘测、管线建设和监测、灾害的应急反应及环境监测等领域。

• 德国 Toposys 系统的（Lohr, 1997）信息获取子系统，最关键部分是激光扫描仪，激光的波长为 1.54 微米（近红外区），扫描仪为光纤线扫描仪、扫描角为 ± 7°；动态差分 GPS 接收机，为 Novatel L1/L2 接收机，用于系统的导航定位，数据更新频率为 1 赫兹；高精度的激光惯性导航系统以 64 赫兹的频率测定激光扫描仪的位置和姿态。信息处理部分的硬件是数台 UNIX 工作站，而信息处理部分的关键软件包括飞行航线的复原、DEM 生成和地表

植被的删除(地形测绘应消除植被的干扰)等模块。此系统已经用于城市建筑物高度提取、森林覆盖地区的 DEM 提取、海岸地形测绘等。

• Topeye 系统是瑞典的 Saab Dynamics 研制的地形测绘系统(Carlsson, *et al*., 1997),适用于大比例尺地形测绘、工程测量以及基础设施(如电力线、公路等)的测绘和监测等。此系统集成了 GPS、INS、脉冲激光测距仪等。图像记录装置为 1~2 台录像机和 1 台红外相机(可选)。

• SHOALS(Scanning Hydrographic Operational Airborne Lidar Survey System)系统(Koppari, *et al*., 1994; Estep, *et al*., 1994; Lillycrop, *et al*., 1994),是一套用于海洋测深的机载激光扫描测距系统。与上述系统类似之处是其组成仍然包括 GPS、INS 和激光测距仪等。此系统的工作原理是利用海面和海底对同一束激光反射的差值,经过入射角校正,求得海水的深度。其作业航空平台为 Bell 212 直升飞机,飞行高度为 200 米,飞行速度为 25 米/秒。作业时系统利用一台有数十个通道的成像光谱仪同时获取飞行航线上的光谱信息。成像光谱仪与激光测距数据是分别获取的,但是可以通过 GPS 提供的位置和时间信息进行配准的。这样就可以利用光谱信息与激光测距信息可以完成不同情况下的海洋测深工作。SHOALS 的数据处理子系统装载在一部汽车上,可以非常方便地到达测区,信息获取工作完成后即可进行数据处理工作。

2. 机载激光遥感影像制图系统

由国家 863 计划 308 主题支持,中国科学院遥感应用研究所和上海仙通信息技术研究所联合研制机载激光影像制图系统的信息获取子系统,是一套集光机扫描成像技术、激光测距技术、GPS 导航定位技术、姿态测量技术、数据传输和存储技术和计算机技术等于一体的高技术产品(李树楷, 1996)。系统由三部分组成,其中第 1、2 项与机载激光地形制图系统一致,而后者与前者最大的区别就是将激光测距仪与多光谱扫描成像仪器共用一套主光学系统,通过硬件实现了 DEM 和遥感影像的精确匹配,这种匹配包含时间上的匹配和空间上的匹配。这样的系统除了能够像激光断面扫描仪器一样生成地面的 DEM 以外,还可以同时得到与 DEM 精确匹配的遥感影像,由于遥感影像与已知地理坐标的 DEM 精确配准,因而可以由此直接生成地学编码影像。图 1-4-1 为机载激光遥感影像制图系统的信息获取示意图和原理图。

机载激光影像制图系统具有以下特点:

• 通过硬件实现遥感图像与 DEM 的同步生成,即通过像元点与激光测距点(求三维坐标点)严格匹配的技术达到这一目标;

• 利用空→地直接定位方式,实现了在无地面控制点的情况下,完成遥感图像对地定位及同步生成 DEM;

• 实现了机载光机扫描激光测距技术;

• 实时(准实时)技术系统。一次飞行后,经过几个小时的处理,即可获得正射遥感图像(地学编码化)的同时,直接获得与正射遥感图像匹配的 DEM。效率较现有同类技术系统提高 1~2 个数量级。

本系统已经针对课题组选定的实验区首次飞行试验获得成功的基础上,又于 1997 年 5~6 月间,又根据实际需要,对用户指定的区域进行了飞行作业试验。试验区包括:北京

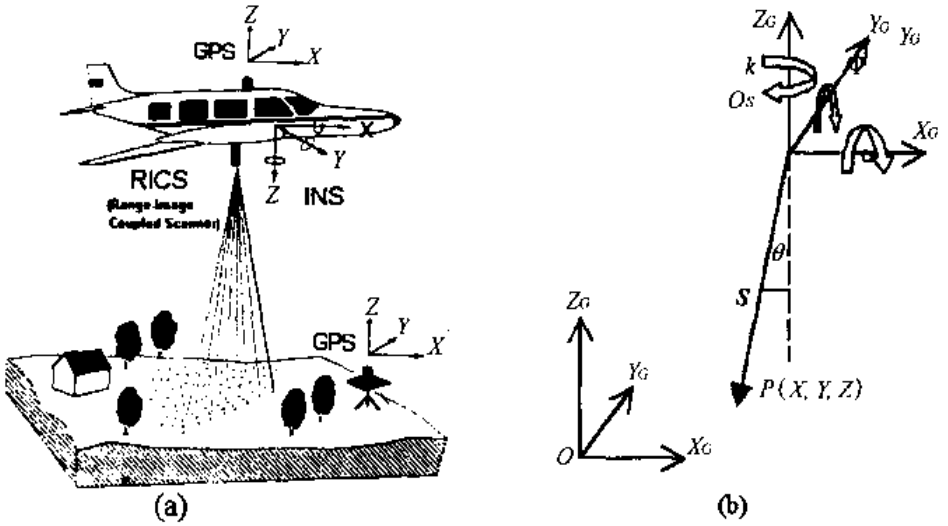


图 1-4-1　机载激光测距－扫描成像制图系统信息获取示意图及对地定位原理图

九里山试验区和内蒙古自治区的东胜试验区、托克托试验区、固阳试验区及呼和浩特市试验区等，总面积约 400 平方公里，其中面积最大的作业区域需飞行 21 条航线才可覆盖。这些用户指定区域的应用目的包括：露天煤矿复垦、煤田自燃探测、金矿勘察和为用于城市规划管理的城市三维表面信息提取等。为用户提供的评定成果包括：地学编码影像、规格化的 DEM 及等高线图、地学编码影像与等高线的叠加影像和三维景观图等。获得的成果得到了用户的高度评价和有关专家的首肯。这些成果我们将在以后章节中进行详细介绍。

事实上，人们在开发机载激光扫描测距制图系统的同时，已经认识到了影像信息在实际应用中的作用。因此，在飞行作业时，通过各种途径获取同一作业航线上的影像（如：利用摄像机、CCD 相机、成像光谱仪等），然后再通过各种手段（如：时间标记和位置标记等）将影像与 DEM（Digital Elevation Model）或 DDM（Digital Depth Model）在后处理过程中配准，从而达到将地形信息与影像信息融合进行应用的目的。这是因为对于各种应用问题，仅利用 DEM 和 DDM 仍然存在着一定的缺陷，如在目标的识别过程中，在仅仅依靠几何信息是难以有效地解决问题的。虽然目前也提出了一些从机载激光断面扫描系统获取的 DEM 中提取目标的方法，如在处理 Topeye 激光扫描数据时采用的 α-β 方法和 QSD（Qualitative Slope Descriptor）方法等（Carlsson, *et al*., 1997; Letalick, *et al*.; 1992），这些方法虽然在某些特殊的情况下，能够提取特定的目标（如：军用车辆等），但由于没有顾及（或无法顾及）目标的光谱信息，因而处理结果的精度和可靠性较差。另外，对于系统中特别重要的测量数据误差处理问题或称平差问题，由于仅依靠作业航线上的 DEM 数据（Kilian, *et al*., 1996），这就造成了重叠部分同名点选取的困难，因而不会有很好的效果。因此，如何获得与地形信息在时间上与空间上精确匹配的遥感图像就成了激光断面扫描系统应解决的一个重要问题。Lemmens 最近提出了如下的设想："当能够记录到激光反射脉冲的信号强度时，就有可能同时得到近红外波段的专题信息，这就有可能利用这一波段的信息与其他遥感数据（如：多光谱数据）融合而达到对影像进行分类的目的"（Lemmens, 1997）；Hug

已经实现了在利用激光进行距离测量的同时，记录激光回波的反射强度，作为区分地面不同目标的辅助信息(Hug, 1996)；在机载激光遥感影像制图系统中，已经实现了遥感信息获取的过程中，通过激光扫描测距－成像遥感器，在每一条扫描线上，按固定的间隔(以像元为单位)，有一个与相应像元严格匹配(即：时间匹配和空间匹配)的激光测距点，激光测距点是待求三维地理坐标(X, Y, Z)的点，这个激光测距点在地面上的位置正是与其同步匹配的扫描影像像元的地面位置。激光测距点的地理坐标即是这个同步像元的地理坐标，而这种同步与匹配是由硬件实现的。这种独特的设计思想的优点是显而易见的。

三、车载制图系统

车载地形制图系统(Mobile Mapping System)的基本原理源于摄影测量学(Wang, 1990)。这类系统的研制是80年代后期开始的。近10年来，在世界范围内有多个不同的研究机构致力于此类系统的研制，特别是美国和加拿大两国。而这类系统已经成功地用于高速公路调查(Schwarz, 1993; He, *et al.*, 1992)、GIS信息获取(Rougeau, *et al.*, 1994; Pottle, 1995)及水下地形测绘(Li, *et al.*, 1997)等。一套车载制图系统一般是由以下几部分组成：

- 用于导航定位的差分GPS接收机。
- 确定传感器姿态的惯性导航系统(Inertial Navigation System，简称INS)。
- 测图传感器，如：CCD相机、激光测距仪和雷达等。
- 运载平台为汽车。

车载成像测图系统的基本原理如图1-4-2所示。车载成像测图系统的目的是要测得

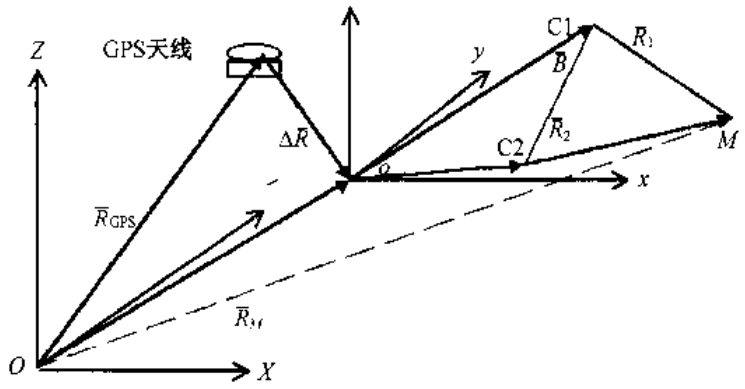


图1-4-2　车载成像测图系统原理图

点M在地理坐标系O-XYZ中的三维坐标，即由坐标原点到目标M的矢量$\overline{R}_M$。C1与C2为用于获取立体像对的CCD相机，它们的焦距分别为f_1和f_2，$\overline{R}_1$与$\overline{R}_2$为一对同名光线，目标M在C1和C2获取的影像中的坐标分别为$(x_1, y_1, -f_1)$和$(x_2, y_2, -f_2)$，$\overline{B}$为C1与C2之间的基线向量。由于$\overline{R}_1$、$\overline{R}_2$和$\overline{B}$满足共面条件，因此，这三个矢量的混合积为零，即：

$$\overline{B} \cdot (\overline{R}_1 \times \overline{R}_2) = 0 \tag{1}$$

也可以用行列式表示，即：

$$\begin{vmatrix} B_X & B_Y & B_Z \\ X_1 & Y_1 & Z_1 \\ X_2 & Y_2 & Z_2 \end{vmatrix} \simeq 0 \tag{2}$$

其中

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = R_{C1} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ -f_1 \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = R_{C2} \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ -f_2 \end{bmatrix}$$

其中 R_{C1} 和 R_{C2} 分别为相机 C1 和 C2 的像空间坐标系相对于像空间辅助坐标系（或称为刚性平台坐标系）*O-XYZ* 的旋转矩阵。这两个旋转矩阵的旋转参数是在实验场或通过其他途径确定的。

O-XYZ 坐标系相对于地理坐标系的三个的坐标轴的旋转角度可以通过姿态测量装置（如 INS 等）实时测定；平台局部坐标系的原点在地理坐标系中的坐标是通过差分 GPS 测定的坐标加上原点与 GPS 天线的偏移矢量（可在实验场中测定）确定。这样就可以实现利用立体像对确定目标 M 在地理坐标系 *O-XYZ* 中的三维坐标的目的。

如果在作为运载平台的汽车运动过程中，CCD 相机获取了连续的影像序列，差分 GPS 和 INS 不断地提供影像获取时刻平台的位置和姿态数据，在后处理过程中就可以实现无地面图根控制的地面目标定位，提取作业路线上有关目标的空间信息和属性信息。这种研究和航空摄影测量中在无地面控制的情况下确定像片的外方位元素的研究相同（Schade，1994）。以下是几个有代表性的车载制图系统的一般情况：

• TruckMap™（Truck Mounted Acquisition Platform）（Rougeau，*et al*.，1994；Pottle，1995）的研制始于 1992 年。该系统是利用 GPS、激光测距仪和高精度方位角测量装置确定目标的位置，摄像机记录下相应的图像，目标与影像是通过记录的位置和时间信息达到一一对应的。在无地面图根控制的情况下，可以采取动态和静态两种方式获取地面目标精确的三维信息，获取的信息用于建立 GIS 数据库。实时记录的数据包括作为运载平台的汽车的轨迹、目标的位置、GPS 时间信息及目标的属性信息等。根据姿态数据，可以对目标的位置信息进行实时纠正。数据处理的最终结果可以以多种数据格式表示，其中包括 ARC/INFO、DXF、Intergraph（dgn）和 AutoCAD（dwg）等。TruckMap™已经应用于基础设施的调查与管理。

• Advanced Engineering 公司利用车载 12 通道双频差分 GPS 接收机、惯性导航系统、能够将车轮转动数据传给惯性导航系统的计数器、以及车顶上安装的数字相机，获取带有时间标记的数字彩色立体像对的制图系统。该系统已经用于 1997 年 5 月 1 日美国中西部地区水灾后的灾情调查（Orthmeyer，1997）。此系统沿街道运行了 285 英里①，每隔 40 英尺② 获取一幅影像。在作业过程中，系统在获取道路中心线和其他特征（如：污水井盖）的数字影像的同时，还记录下位置信息。INS 提供获取影像时刻相机的姿态参数。最后

① 1 英里 = 1609.344 米。
② 1 英尺 = 0.3048 米。

通过描述作业车辆位置的信息将不同的影像与实地联系起来，从而达到对损失的程度作出准确快速评估的目的。

• GPSVan™(Bossler, *et al*., 1991; Novak, 1995; Bossler, *et al*., 1995)是俄亥俄州立大学制图中心研制的车载成像测图系统。该系统利用动态 GPS 接收机、一组可以形成立体像对的 CCD 相机(Kodak DCS 全数字、高分辨率 1280 × 1024 像元)、一台自动计程仪记录汽车行驶的距离、一台能够测量汽车运行速度的车轮传感器和一台用于测量姿态参数的陀螺系统组成的车载测图系统。这套系统可以获取其运载车辆前面或后面的立体像对，其立体成像系统利用了数字摄影测量的原理，可以对三维空间中的目标进行精确定位。该系统已成功地用于完成与铁路有关的地形制图任务。

• VISAT(Video Images, INS System and the GPS Satellite System)(Schwarz, *et al*., 1993; Li, *et al*., 1996; Li, 1997; Chaplin, *et al*., 1997)是加拿大 Calgary 大学开发的用于道路调查和通常的 GIS 应用的车载测图系统。该系统利用 LTN90-100 捷联型高精度惯性导航系统测定 CCD 相机(COHU 4912)的姿态参数、由动态差分 GPS(ASHTECH PXII)提供 CCD 相机的位置定向参数、由八台 CCD 相机构成了覆盖 180°视场的影像获取系统。它可以在 50～60公里/小时的行驶速度下，自动获取并按 GIS 规定的格式存储道路两侧约 50 米以内的目标的信息。系统中 GPS 与 INS 的组合应用可以利用各自的优点，弥补对方的不足。CCD 相机的快门和 INS 输出的同步时间是由 GPS 的时钟提供的。

车载制图系统的信息处理是一个非常重要的问题。目前为止，还没有适合处理不同类型的车载制图系统的商用软件。由于这类系统均基于摄影测量的原理，因此由数字影像序列中提取目标的几何信息和物理信息的过程与目前大多数数字摄影测量系统中采用的途径基本相同，即通过影像匹配提取目标的几何信息，采用交互式或半自动的手段提取目标的物理信息等(Tao, *et al*., 1997)。由于数字摄影测量中的影像匹配方法是建立在表面光滑和连续的条件之下的，因而对于数字摄影匹配中存在的遮蔽和深度断裂造成的匹配困难等问题，在车载制图系统中仍然无法克服，特别是城区的立体像对匹配这种困难可能更加明显。因此，目前的信息提取还无法达到实时或准实时的要求。系统在作业过程中，由于建筑物、隧道等遮蔽不可避免的会出现 GPS 信号丢失和多路径效应等影响定位质量的问题。虽然可以利用 INS 信号进行改善(Chaplin, *et al*., 1997)，但目前还无法从根本上解决这一问题。由于系统的运载平台是在地面行驶，虽然能连续的获取影像，但作业时覆盖的范围太小，而且对于某些车辆无法通行的困难地区(如滩涂、海岸等)，作业无法进行。

四、展　望

机载、车载激光扫描测距－成像遥感制图系统是随着激光测距技术、成像技术、惯性导航技术、计算机技术和 GPS 技术等的发展以及社会需求的迫切性的增加而发展起来的新型技术系统，该项技术代表了对地观测领域一种新的发展方向。

车载测图系统基本上属于一种测量系统。主要用于与道路有关的领域。而机载系统的作业高度均在 1 000 米以下，这样是为了减少姿态测量装置误差、激光点在地面上的扩散范围及其他几种潜在误差的影响(Vaughn, *et al*., 1996)。机载激光地形制图系统是以生成 DEM 为主的测量系统，可以用于以快速获取 DEM 为主要目标的各个领域。机载系

统中同步生成 DEM 和地学编码影像的系统——"机载激光遥感影像制图系统"是一种遥感系统,其与一般机载遥感系统的应用领域相同。这种遥感系统的前述特点,又使其具有较常规遥感系统不能胜任的应用领域,包括:需要快速资源环境动态变化数据、高动态监测的应用领域(政府级用户),主要解决随着经济迅速发展而出现的资源供需分析、经济发达区的环境变化监测、城市变化监测、土地面积的动态监测、国家基础地形数据库的建设等为政府宏观决策急需的基本数据等;第二类应用领域,或称第二类用户是局部区域的问题,如:大型工程进度监测(三峡工程)、城市重点发展区的城市规划用图、移动通讯网布设时急需的城市建筑物高度分布图、区域 1∶5 万地形库的建立、特殊目标的遥感专题识别、荒漠区石油资源及矿产资源的遥感调查、地面工作极度困难地区(滩涂、海岛、礁盘等的资源调查等)、极地考察(南北极地区的冰雪调查、海冰漂移和地形测绘等)和为重大突发性灾害(如地震、洪水、石油泄漏等)的处理及救援提供决策依据等。

第五节　机载激光遥感影像制图系统的基本原理

一、引　言

遥感围绕"定性"、"定量"、"定位"地识别观测目标发展了相应的信息获取、信息处理与信息应用技术。在 30 年的发展历程中,随着相关技术的不断发展、完善及应用水平的提高,尤其是全球变化及区域资源环境动态监测逐渐成为世界各国关注的热点,遥感作为一种无可替代的宏观观测技术手段,在"时效性"、"精确性"和"全球性"方面更进一步得到加强的新型遥感系统必将成为发展方向(李树楷,1992)。

遥感器获取的往往是包含有各种畸变的二维图像数据。中心投影方式(包括射束式)的可见光、红外遥感图像,因地形起伏造成的辐射畸变和几何畸变是对"定性"、"定位"的重要影响因素,因此制作出带有准确地形与经几何精度纠正的图像匹配的地学编码影像数据是提高遥感图像"定性"、"定位"能力的重要步骤。

迄今为止,带有准确地形的与经几何精度纠正的图像匹配的地学编码影像数据生成技术可以归结为两类:①通过几何纠正和地形图数字化方式(地→空定位模式);②立体摄影测量方式(地→空和空→地两种模式)。这两种主要技术途径中,主要采用基于地→空定位原理,经地面测量或从地形图与图像上选取的大量同名点作为变换和匹配的纽带。地形与遥感地学编码影像分别生成后,再进行配准是遥感应用研究中通常采用的技术手段。采用这种分二个步骤的方法生成带有地形信息的地学编码影像存在人工劳动强度大、费用高、作业周期长等问题,虽然可以达到高精度的定位,但其"时效性"差的缺点已成为不能适应动态变化监测的突出问题。王之卓院士早就指出:"人们将努力摆脱地面控制,设计一种不需要在地面上进行测量而进行摄影测图的系统"(王之卓,1979),"对今后空中三角测量特别有前途的将是对惯性量测系统和全球定位系统等辅助数据的利用"(王之卓,1986)。

在国家 863 计划 308 主题支持的"三维信息获取与实时(准实时)处理技术系统原理样机"(又称为机载激光遥感影像制图系统)项目中,采用了"空→地直接定位"模式(李树楷,1996)。该系统是将多光谱扫描仪、激光测距仪、姿态测量装置、动态差分 GPS 接收机和计算机技术等高新技术,围绕将上述三个步骤并为一步完成的目标,集成为一体的新型

遥感信息获取与处理技术系统(李树楷，1996)，在“时效性”方面或者说“高效率”方面迈出了重要的一步。

二、遥感直接对地定位的基本原理

直接对地定位基于下述原理：当空间有一向量，其模为 S，方向为$(\varphi,\omega,\kappa,\theta)$，如能测出起点 G 的坐标(X_G,Y_G,Z_G)，则该向量的另一端点 $P_i(X_i,Y_i,Z_i)$可以唯一确定。

作为机载遥感系统而言，起点 G 为遥感器主光学系统的投影中心，可利用动态差分GPS给出；向量的模 S 可用机载激光测距仪测量投影中心到地面待定点的距离得到；方向角(φ,ω,κ)可以利用高精度姿态测量装置进行测量；θ 由编码器按固定的激光脉冲间隔给出。则另一端点 P(激光与地面的交点)的地理坐标可由下式求得：

$$\begin{cases} X_i = f_1(X_0,Y_0,Z_0,\varphi,\omega,\kappa,S,\theta) \\ Y_i = f_2(X_0,Y_0,Z_0,\varphi,\omega,\kappa,S,\theta) \\ Z_i = f_3(X_0,Y_0,Z_0,\varphi,\omega,\kappa,S,\theta) \end{cases} \tag{3}$$

信息的获取采用机载线扫描方式，在每根扫描线上按固定的间隔发射激光脉冲，那么激光脉冲从机上遥感器的投影中心出发的激光束射到地面后，就构成了上述的有限向量。地面上这一点的地理坐标即可按上述公式求出。上述机载扫描方式获取多波段遥感信息是一项成熟的技术。在遥感成像过程中，每一条扫描线上隔固定的像元，在这个像元成像时刻，同步发射一个激光脉冲，就可以按上述计算公式得到这个像元的地理坐标。采用一些特殊技术，利用飞机的运动完成二维扫描后，即可在遥感图像上得到按图像坐标(线号、像元号)准二维阵列排列的激光测距－成像像元为一体的匹配点。也就是说在遥感图像上形成较像元排列稀疏的具有地理坐标的像元阵列。

这样的遥感图像，以激光测距点－成像像元为一体的匹配点为基础的样本点，假设像元的光谱信息为 H，那么基础样本点的坐标为(X_i,Y_i,Z_i,H_i)。按常规的拟合内插方法，即可生成 DEM 和地学编码图像。由于生成 DEM 和地学编码影像使用的是同一套基础样

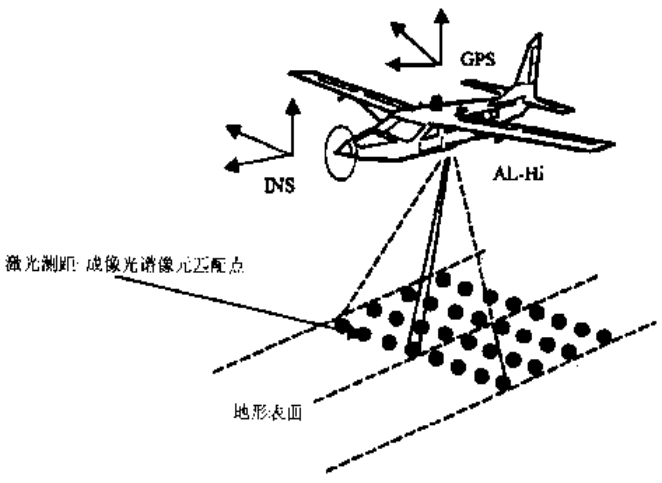


图 1-5-1　遥感直接对地定位原理图与信息获取示意图

本点，二者的匹配仅是按地理坐标叠加即可完成。这种基础样本点的生成是通过信息获取技术中的硬件和相应的计算完成。图 1-5-1 为机载系统的示意图。

三、基础样本点的直接对地定位的解求

遥感器在空中的投影中心 G 点由差分 GPS 测出位置(X_G, Y_G, Z_G)，姿态测量装置测出偏航角 κ，侧滚角 ω，俯仰角 φ，扫描激光测距仪测出斜距 S(即 GP 长度)，在一个扫描周期内，该激光测距点 P 对应的像元与扫描周期内中间像元(即所谓的机下点 Q)之间的夹角为 θ，同时成像光谱仪测出对应于该地面点的像元信息 H，如图 1-5-2 所示。

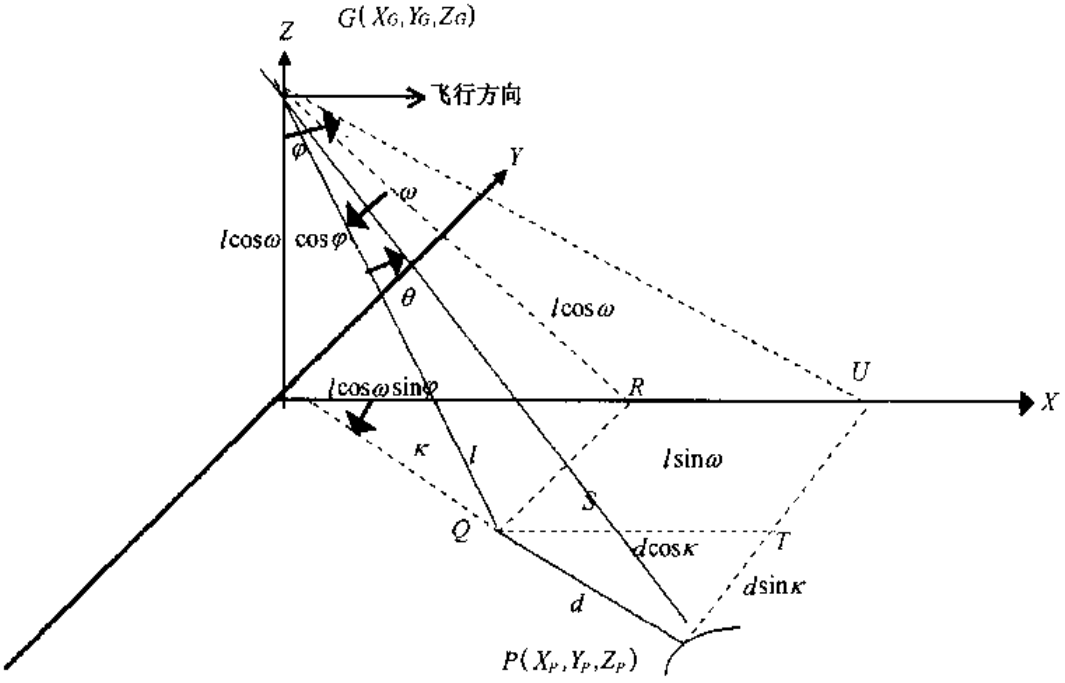


图 1-5-2 · 机载三维遥感对地定位示意图

首先假设以 Y 轴为主轴，根据矢量求解原理可知地面 P 点的坐标为：

$$\begin{cases} X_p = X_G + \Delta X \\ Y_p = Y_G + \Delta Y \\ Z_p = Z_G + \Delta Z \end{cases} \tag{4}$$

其中 $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ 为扫描投影中心 G 与地面点 P 间的坐标增量。在图上令 $GQ = l$, $QP = d$，则可知：

$$\begin{cases} \Delta X = l\sin\omega + d\sin\kappa \\ \Delta Y = l\cos\omega\sin\varphi + d\cos\kappa \\ \Delta Z = l\cos\omega\cos\varphi \end{cases} \tag{5}$$

式中，φ,ω,κ 为三个姿态角，关键在于求解 l 和 d。

在 ΔQPC 中，根据余弦定理可得：

$$d^2 = l^2 + S^2 - 2lS\cos\theta \tag{6}$$

在直角 ΔQPT 中有　　$QT = d\cdot\cos\kappa$，$PT = d\cdot\sin\kappa$

在直角 ΔOQR 中有　　$QR = l\cdot\sin\omega$，$OR = l\cdot\cos\omega\cdot\sin\varphi$

在直线 ΔOUR 中，　　$OU = OR + RU = OR + QT$

即：

$$OU = l\cdot\cos\omega\cdot\sin\varphi + d\cdot\cos\kappa \tag{7}$$

$$PU = PT + UT = PT + QR = d\cdot\sin\kappa + l\cdot\sin\omega \tag{8}$$

在直角 ΔPGU 中，$GU^2 = GP^2 - PU^2$ 把(8)式代入得：

$$GU^2 = S^2 - (d\sin\kappa + l\sin\omega)^2 \tag{9}$$

在直角 ΔGOU 中，$GU^2 = OG^2 + OU^2$ 把(7)代入得：

$$GU^2 = (l\cos\omega\cos\varphi)^2 + (l\cos\omega\sin\varphi + d\cos\kappa)^2 \tag{10}$$

由(9)和(10)式可得：

$$S^2 - (d\sin\kappa + l\sin\omega)^2 = (l\cos\omega\cos\varphi)^2 + (l\cos\omega\sin\varphi + d\cos\kappa)^2 \tag{11}$$

再由(6)式和(11)式联立可解得：

$$\begin{cases} l = S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b \\ d = \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}} \end{cases} \tag{12}$$

其中 $b = \cos\omega\cdot\sin\varphi\cdot\cos\kappa + \sin\kappa\cdot\cos\omega$

把(12)式代入到(5)和(6)，便得到三维定位公式：

$$\begin{cases} \Delta X = (S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b)\sin\omega + \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}\sin\kappa \\ \Delta Y = (S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b)\cos\omega\sin\varphi + \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}\cos\kappa \\ \Delta Z = (S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b)\cos\omega\cos\varphi \end{cases} \tag{13}$$

进而可以得到待定点 P 的地理坐标，即：

$$\begin{cases} X_P = X_G + (S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b)\sin\omega + \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}\sin\kappa \\ Y_P = Y_G + (S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b)\cos\omega\sin\varphi + \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}\cos\kappa \\ Z_P = Z_G + (S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b)\cos\omega\cos\varphi \end{cases} \tag{14}$$

四、数字地面模型与地学编码影像的生成

地学编码图像就是地图化的遥感影像。以往采用地→空定位模式处理遥感对地定位问题时，首先要从影像中选取一定数量的控制点，这些控制点的地理坐标需要到实地测量，或从地形图上量测得到，这些控制点的精度、密度和分布要满足一定的要求，这样才能建立扫描图像与相应的地理坐标系之间的关系，从数学角度来说就是构造影像与地理坐标系之间的变换函数。

在机载激光遥感影像制图系统中，在处理扫描影像的几何纠正问题时采用了一种全新的途径，即：以激光扫描测距点阵的坐标为基础作几何纠正，该激光测距点阵在影像上的分布情况见图 1-5-3。图像中的每个激光点都是同扫描图像上特定的像元匹配的，并按一定的规律分布。图 1-5-3(a)所示扫描图像上测距激光点的分布。其中的一种情况是每行扫描线有 256 像元，每条扫描线上有四个激光点，相邻激光点之间间隔 64 像元，第二条扫描线的第一个激光点较之第一条线往右错动 8 个像元，依次类推，每八条线一个周期。

有了激光点点阵的地理坐标及影像坐标就可以确定扫描图像与地理坐标系的关系。在构造扫描影像与地理坐标之间的函数关系时，要顾及机载扫描遥感图像的成像特点。因此，这个函数关系的构成应该考虑以下两个方面：①要充分利用能够利用的激光点，所构造函数本身产生的计算误差要小；②在纠正影像上的某一点时只有相邻的激光测距点起作用。考虑到上述两点，在作纠正某个点时所运用的函数式是由随地形起伏、激光点在地面上的间隔而选用不同的数学模式。其中一种是周围四个点组成。其函数关系式可用下列公式表示，即：

$$\begin{cases} I = a_1 + a_2 X + a_3 Y + a_4 XY \\ J = b_1 + b_2 X + b_3 Y + b_4 XY \end{cases} \tag{15}$$

上式 I, J 为影像坐标，X, Y 为地理坐标，a_i, b_i 为多项式系数。在这个最近邻四点组成的小区中任意给定地理坐标 X, Y 就可计算出影像坐标 I, J，然后按公式(15)计算出新

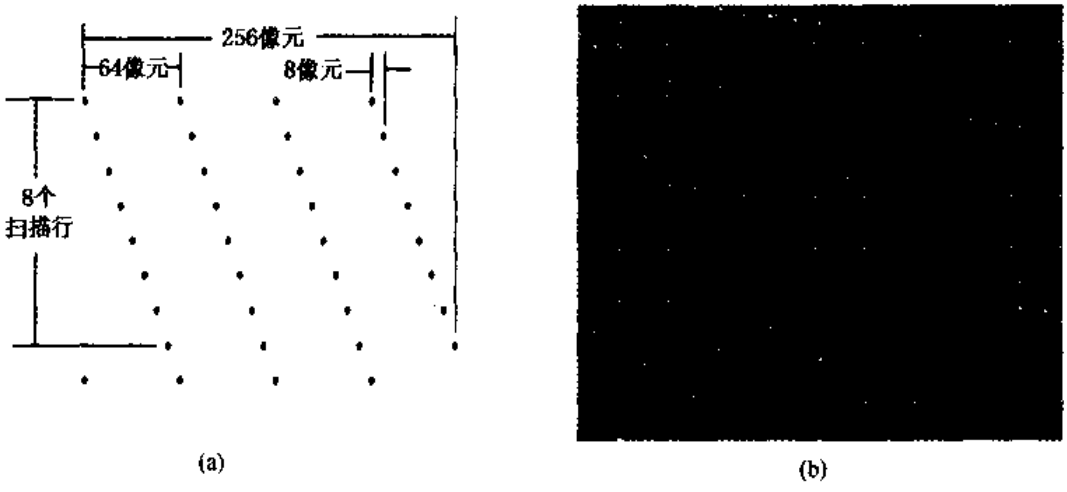


图 1-5-3　激光测距点分布图

的影像坐标 I_P，J_P，即：

$$\begin{cases} I_P = ifix(I + 0.5) \\ J_P = ifix(J + 0.5 + \Delta J) \end{cases} \tag{16}$$

式中 *ifix* 为取整函数，ΔJ 为投影差改正值。对于相对高差不大的地区，ΔJ 可以忽略；对于相对高差较大的地区，应考虑投影差改正的问题。由于扫描图像的每根扫描线是一个投影中心，因此投影差的改正只限于每根扫描线的列方向，再采样的过程中最后"摘取"像元时，加上该修正值 ΔJ 即可。

影响地形改正精度的重要因素是每点像元的高程值，因此在对影像进行纠正时要运用 DEM。激光点阵的地理坐标 X、Y、Z 本身就是一种不规则的 DEM，而地形改正需要的 DEM 格网大小应与校正后的扫描图像严格匹配。这就需要利用扫描激光测距点阵的地理坐标 X、Y、Z 作内插，生成与校正后的扫描图像等大小的规范 DEM。基本思路是构造一个二维曲面 $Z = f(X, Y)$，使的每一个激光点的坐标 X、Y、Z 通过该曲面，然后按照几何纠正再采样时圈定的范围，在 X、Y 方向以与扫描影像的分辨率相同步长，计算 $Z = f(X, Y)$，得到与校正后的扫描图像严格匹配的 DEM。

有关多层叠加面方法的数学含义，在富里叶级数中已经有了明确的论述。运用于数字高程模型内插的多层叠加面的方法，是基于相同的思想，即：任何一张规则的或不规则的连续曲面，都可以用若干层简单的单值数学面来叠加逼近。多层叠加面法则是先在整个分块扩充范围上展铺若干层不同起伏形态的曲面，然后从纯几何角度，将它们竖向叠加成一张整体的连续曲面，即多层叠加面。多层叠加面的数学表述如下：

$$Z = f(X, Y) = \sum_{j=1}^{n} C_j \cdot Q(X, Y, X_j, Y_j) \tag{17}$$

式中，$Q(X, Y, X_j, Y_j)$ 是简单的单值数学面，又称多层叠加面的核函数，n 为简单数学面的张数，或多层叠加面的层数，它的值与分块范围内的已知点的个数相等，C_j 为待定系数，它代表第 j 个核函数对多层叠加面的贡献。为计算方便，多层叠加面中的几个核函数一般选用同一类型的简单函数。通常是围绕竖向轴旋转的曲面，这条竖轴正好通过某个已知点，例如可以采用下式表示的三次曲面，即：

$$Q(X, Y, X_j, Y_j) = K + [(X - X_j)^2 + (Y - Y_j)^2]^{3/2} \tag{18}$$

它是母线为三次曲面的旋转面，K 取 1。

为了确定 N 待定系数 N_j，需要解以下方程，即：

$$Q \cdot C = Z \tag{19}$$

由(19)式可以得到

$$C = Q^{-1} \cdot Z \tag{20}$$

将其代入(17)式，可以得到以下结果，即：

$$Z_p = Q_p^T \cdot C = Q_p^T \cdot Q^{-1} \cdot Z \tag{21}$$

式中，Z_p 为待插点高程

$$Q_p^T = (Q_{1p}Q_{2P}, \Lambda\ \Lambda, Q_{nP})$$

$$Q^{-1} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & \Lambda & Q_{1n} \\ Q_{21} & Q_{22} & \Lambda & Q_{2n} \\ M & M & M & M \\ Q_{n1} & Q_{n2} & \Lambda & Q_{nn} \end{bmatrix} \qquad Z = \begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_2 \\ M \\ Z_n \end{bmatrix}$$

五、试验结果及其分析

1. 试验

依上述原理而完成的技术系统(原理样机)先后经过两次机载飞行及数据处理的预试验和一次大面积机载飞行与数据处理试验。

第一次试验：北京北郊的大汤山飞行试验区位于华北平原北缘、燕山脚下的北京昌平县境内的小汤山镇附近，地理位置为东经 116°18′45″ ~ 116°22′30″，北纬 40°10′00″ ~ 40°12′30″。面积约 25 平方公里。本试验区内有孤立的低山岗、地形相对高差约 120 米。村庄、农田密布、地形完整。通过 1∶10 000 地形图的应用和利用 GPS 实测加密控制点，建立了试验区足够的环境背景信息。本次试验共获取 14 015 行扫描线，56 060 个激光测距数据。原理样机技术参数如下：

飞行高度：600 米

扫描视场：45°

扫描速率：10,20,40 可变

成像波段：8 ~ 12.5 微米(热红外通道)

激光波长：1.047 微米

成像瞬时视场：3 毫弧度

激光发散角：2.6 毫弧度

激光重复频率：10 ~ 10 000 赫兹可变

扫描方式：直线型

噪声等效温差(NEΔT)：0.08℃

成像探测器：HgCdTe(77K)

回波探测器：雪崩二极管

工作温度：－15℃ ~ ＋45℃

工作电流：≤30 安培

第二次飞行试验：大汤山和九里山试验区。九里山设计了四条航线，航带之间的重叠率为 30%。本次试验获得了 14 534 行扫描数据，58 136 个激光测距数据及两小时的 GPS 飞行数据及姿态测量数据。

第三次飞行试验：九里山试验区(16 平方公里)、东胜试验区(100 平方公里，20 条航线)、托克托试验区(100 平方公里，20 条航线)、固阳试验区(70 平方公里，8 条航线)和呼

和浩特试验区(80平方公里,21条航线)等,总面积约400平方公里。

经数据处理后,前四个试验区均提供三种图件:等高线图、地学编码影像和带有等高线的地学编码影像;呼和浩特试验区提供用于城市规划等需要的地学编码影像、DEM影像图及建筑物高度三维透视图等(见图版3~图版14)。

2. 试验结果分析

经过第一次飞行试验验证了基于上述原理实现的技术系统(原理样机)具有像元与激光测距点匹配的功能,扫描激光测距硬件系统的机上工作特性。

第二次飞行试验验证了依上述基本原理实现的技术系统(原理样机)获取的四种数据的完整性及制图性能,尤其是各单项技术本身的特性及集成为一套技术系统后总体机上适应性,制作了相应的图件。作了系统定位精度检测。在技术上实现了本文所述的基本原理。

第三次飞行试验,作业面积为400平方公里,分别完成了各三种图件。证实了本节所述基本原理是可以作为实用技术系统发展的。具备将来成为产品、作为机载对地观测快速集成技术系统,进而成为遥感对地观测技术中的新成员的前景。

作为原理样机阶段的成果,说明了其前所未有的应用潜力。要成为实用化的系统,不仅各项技术均需改进加强,集成技术及系统的检测技术要加强,同时要开发相应的平差方法和快速处理软件,进而成为以提高1~2个数量级的效率进行1∶10 000比例尺,甚至更大比例尺遥感专题制图的强有力的新型技术系统。

六、结论与展望

在国家863计划308主题支持下,研制的机载激光遥感影像制图系统当前只是一套"原理样机"。在技术上实现了本文所述的基本原理。这套技术系统主要主要包括两个部分,即:机载信息获取子系统和依本文所述基本原理研制的处理软件及相应的硬件环境构成的信息处理子系统,再加上配套的试验场建设、飞行设计及系统总体检测技术构成了当前的机载激光遥感影像制图系统(原理样机)。其中前者是由光机扫描激光测距-遥感成像组合遥感器、动态差分GPS接收机及相应的接口技术、惯性平台罗经/GPS组合姿态测量装置、机上飞行质量监测器、记录设备和刚性平台等构成的集成技术系统。这一技术系统具有以下特点:

- 通过硬件实现遥感图像与DEM的同步生成,即:通过像元点与激光测距点(求三维坐标点)严格匹配的技术达到这一目标;
- 利用空→地直接定位方式,实现了在无地面控制点的情况下,完成遥感图像对地定位及同步生成DEM。
- 实现了机载光机扫描激光测距技术。
- 实时(准实时)技术系统。一次飞行后,经过几个小时的处理,即可获得正射遥感图像(地学编码化)的同时,直接获得与正射遥感图像匹配的DEM。效率较现有同类技术系统提高1~2个数量级。
- 解决了GIS背景信息用于遥感图像分类及遥感图像信息直接进入GIS成为GIS新型

数据源。由于具备高效的信息获取与处理能力，推进了 GIS 高动态分析决策能力的进展。

进一步的工作是加强系统的检测理论、平差理论及相应技术手段的研究与应用。一套中、低空准实时效率的实用化机载遥感集成技术系统冲破种种困难，终将会翱翔在蓝天之上，为遥感技术的发展翻开新的一页。

这套机载遥感集成技术系统（社会上称为三“S”一体化）在高效率方面的特殊优势，必将在以下方面得到广泛的应用：需要快速资源环境动态变化数据、高动态监测的应用领域（政府级用户），主要解决随着我国经济迅速发展而出现的资源供需分析、经济发达区的环境变化监测、城市变化监测、土地面积的动态监测、全国基础地形数据库的建设等为政府宏观决策急需的基本数据等；第二类应用领域，或称第二类用户是局部区域的问题，如：大型工程进度监测（三峡工程）、城市重点发展区的城市规划用图、移动通讯网布设时急需的城市建筑物高度分布图、区域 1∶5 万地形库的建立、特殊目标的遥感专题识别、荒漠区石油资源及矿产资源的遥感调查、地面工作极度困难地区（滩涂、海岛、礁盘等的资源调查等）、极地考察（南北极地区的冰雪调查、海冰漂移和地形测绘等）和为重大突发性灾害（如：地震、洪水、石油泄漏等）的处理及救援提供决策依据等，而拓展应用的潜力也是巨大的。

科学技术最终是要适合社会发展的需求不断地完善和发展的。理论、方法、技术和应用是一体的，是一个不断相互促进的循环过程，而总的趋势是向前发展的，这是科学技术发展的客观规律，对地观测技术的发展也遵循这一规律。

第六节　机载激光影像制图系统

一、引　言

从摄影术发明直至摄影测量成为世界通用的地形图测绘的先进技术，经过了数以百年计的发展、完善的过程，相应地促进了光学测量设备以及理论、方法、技术流程的进步。近些年来，相关技术的进步，数字摄影测量逐渐成为完整的实用技术系统。通常摄影测量多指以框幅式中心投影图像的立体观测为基础从事三维量测。

遥感的数据获取方式较多，有框幅式、线扫描式、CCD 推帚式、波束方式等等。有些获取方式，如构成立体观测的前、后视立体图像（JERS-1 的 OPS 等）、侧视异轨立体图像（SPOT 等）等应用摄影测量的立体观测原理作扩展应用较方便。也有些图像如光机扫描图像、波束式图像等则需另寻求新的定位途径。遥感在目标识别能力方面，多波段技术显然有更明显的特色。

仅就定位而论，已知外方位元素准确值是摄影测量工作者多年的宿愿，随着相关技术的进步已成为现实。实现了将视距测量的原理应用于航空遥感图像的三维定位。实现了以往不曾出现过的，将多波段遥感图像像元准实时地赋于其三维坐标值。使得以往需三个步骤，长的作业周期才能完成的 DEM 与正射遥感图像的复合，得以准实时的效率一步完成。遥感图像处理中的地形辐射校正将从“论文”式研究走向实用技术；遥感从信息获取到取得专题成果的周期将可达到与“建设速度”同步；遥感将从“回顾分析”的功能阶段转换为可用于指导“当前经济建设”的“生产力”。

本节仅就作者承担的国家863计划308主题的项目的有关内容作一概要介绍。

二、基本原理

(1) 空间一有限向量 OP,当一端点 O 的地理坐标(X_o、Y_o、Z_o)已知,向量的模 OP 已知(S),向量的方向余弦中的三个角度(φ,ω,κ)已知,则向量的未知端点 P 的地理坐标即可按下式求得:

$$\left.\begin{aligned} X &= X_o + \Delta X \qquad \Delta X = f_1(\varphi,\omega,\kappa,S,\cdots) \\ Y &= Y_o + \Delta Y \qquad \Delta Y = f_2(\varphi,\omega,\kappa,S,\cdots) \\ Z &= Z_o + \Delta Z \qquad \Delta Z = f_3(\varphi,\omega,\kappa,S,\cdots) \end{aligned}\right\} \tag{22}$$

其中:X_o、Y_o、Z_o 由高动态GPS给出(遥感器投影中心);φ、ω、κ 由高精度姿态测量装置给出;S 由高重复频率激光测距仪给出。

(2) 激光测距点与遥感图像像元的匹配。光机扫描多光谱成像多用旋转扫描镜由编码器控制一条扫描线像元的成像顺序。由编码器控制每隔固定像元数的像元成像时刻同步发射激光脉冲测得(22)式中的 S,采取共用主光学系统实现位置同步。形成遥感图像上有准二维阵分布的激光测距-像元点对(图1-5-3)。由上述"1"求得点 P 的三维坐标即为该像元的地理坐标(X、Y、X)。

(3) 脉冲同步原理实现时间匹配。光机扫描到天底点像元(或中心像元)时刻发出脉冲进入GPS和姿态测量装量中。一是在GPS中形成时间标志,事后内插出时间标志时刻的位置即为中心像元成像时刻的投影中心位置(X_o、Y_o、Z_o);二是依此电脉冲从姿态测量装置中取出此刻的姿态参数(φ,ω,κ)作为中心像元成像时刻遥感器的姿态数据,即(3)式中的 φ,ω,κ。

(4) 用刚性平台固连、测量GPS天线偏心矢量等实现坐标轴系的一致。GPS位置数据校正到遥感器投影中心,姿态测量装置的坐标系统与遥感器坐标系统保持固定关系。

三、数据处理及DEM、地学编码图像生成方法

对获取的各种数据直接解标、拟合内插、再采样等过程,完成数据处理工作。

(1) 直接解算激光测距-像元点对的地理坐标。这是一种没有约束条件的开环式解算。基本数学公式如(3)式所示。计算出所有激光测距-像元点对的地理坐标(X、Y、Z)。

(2) DEM生成方法。激光测距-像元点对作为已知样本点。依准二维阵分布的样本点为基础,按通常的由离散样本点生成DEM的算法,依确定的DEM密度间隔即可生成DEM。其中重要的是样本点间的地面距离、地形复杂程度决定的拟合内插函数的选择。

(3) 地学编码图像的生成方法。与DEM的生成方法类似,依上述准二维阵样本点为基础,依样本点间地面距离和地形复杂程度取4点、9点或16点构成小区。选用相应的拟合插值函数,按地理格网重采样生成地学编码图像。一般是同步生成DEM和地学编码图像。

(4) 其他处理方法。通常具有上述处理结果后,即可按实际需要作出相应的图件,如三维透视图、带地形的影像地图等。值得特别提出的是城市建筑高度三维透视图。

城市建筑的三维分布是目前用其他技术手段制作时非常困难的图件。本项目将激光测距 – 像元点对在地面的间隔设计到足够小,如 2 ~ 3 米等。那么城市每栋建筑顶面上将可至少有一个这样的点对。利用这类点对形成的城市地形及遥感影像的几何信息采用合适的算法即可提取建筑物顶面,完成城市建筑的三维分布图。

四、系统构成及飞行试验结果分析

依上述原理,技术上的实现主要由高重复频率半导体泵浦激光器、成像遥感器、GPS 和姿态测量装置等四种设备依设计原理"集成"为一套机载信息获取系统,以及按空间视距测量原理研制的一套信息处理软件两部分组成(图 1-6-1)。技术系统的整体外貌见图版 1。

通过内蒙古、北京等五个试验区的飞行试验及数据处理,证实了设计思想可行的。一般飞行后几个小时即可得出带地形的遥感影像图(图 1-6-2)。常规遥感作业则需几个月时间才能完成。

五、提高"系统"能力的可行性分析

这是一套开环式系统,没有以往依地面测图控制点提高精度的技术措施,是以"准实时"的效率为特色的遥感技术系统,采用了空间视距测量原理,从三个方面考虑提高"系统"的能力。

1. 遥感专题制图"定位"精度能力分析

开环式系统的最终定位精度,取决于各单项测量装置的精度及系统"集成"的精度。对于这套"系统"来说,影响定位精度的因素是"多源"的。

(1) 与 GPS 有关的影响因素:主要包括 GPS 本身的精度、天线偏心矢量校正精度、时间标志的拟合内插精度、GPS 接收机内部计算出位置数据相对于天线接收工作卫星数据时刻的时间延迟等。一般而论,天线偏心矢量校正应引入姿态参数改正。按飞机保持 ±5°以内的平飞作业,对偏心矢量可达分米级误差影响。其他三项均与选用的 GPS 接收机系统有关。当今 GPS 已成为产品系列,确定遥感器在空中的位置精度已可达厘米级。

从飞行试验结果可知,设计思想的技术实现已经完成。"准实时"的目标已经达到。实地 GPS 测量检验三维坐标中误差在 10 米以内。这对于一套原理样机而言是满意的结果。

(2) 与姿态测量装置有关的影响因素:包括飞行条件下的姿态参数测量精度,当今国内已可达 1.5′以内,国外可达 10 秒级;装置本身的动态响应灵敏度,小、轻型飞机应优于 1/1000 秒;采用了 INS/GPS 复合姿态测量技术。若姿态参数精度能达到 20″以内,已足够满足各种专题图件需求。

(3) 与激光测距有关的影响因素:最主要的是单脉冲测距精度。脉冲激光测距精度的影响因素很多,大气状况、地面反射介质的特性、时间精度、入射反射角度、硬件保证等

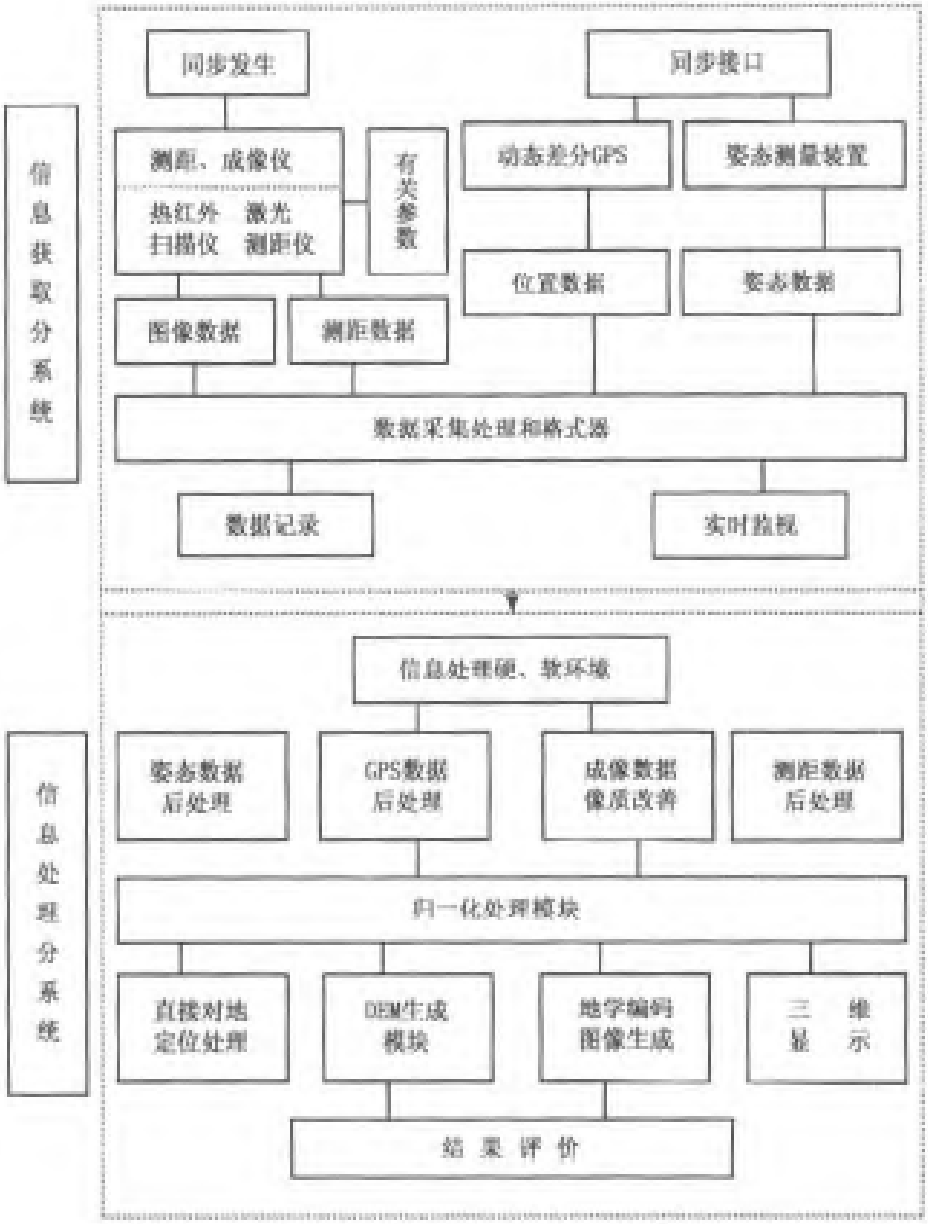


图 1-6-1 系统结构框图

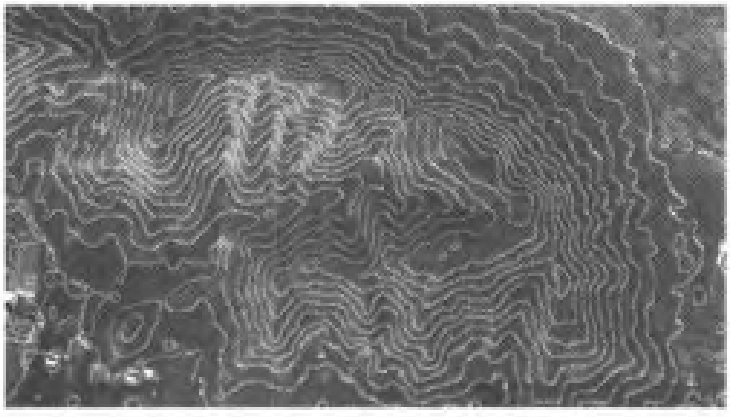


图 1-6-2 地形影像图

等。一般而论在航空条件下可以做到0.15米的测距精度。

(4) 光学系统的几何精度:主要包括几何条件的严密程度;激光测距点与相应像元的匹配精度;编码器精度等等。"原理样机"与"实用样机"在器件加工、几何关系检测、组装等方面有很大的区别。当前的技术环境达到这类要求应没有大的困难。

(5) "集成"时的影响因素:主要包括,脉冲同步精度,姿态测量装置坐标系统与光学传感器坐标系统的一致性及刚性结构,整个"系统"与飞机坐标系的一致性等等。

由上述可知,影响"系统"定位精度的因素是多源的。且没有通常用地面测图控制点强制符合、消除、配赋误差的条件。各单项技术按"系统"允许最终精度的1∶5~1∶10要求配置是不困难的。严格系统检测(包括试验场检测分析)的基础上最终以总体平差可进一步提高定位精度,有望达到1∶5000甚至1∶2000比例尺专题图精度。

2. 遥感专题制图"定性"精度能力分析

激光测距点与遥感像元在遥感器中用硬件方式的准确匹配是将激光测距点的地理坐标直接赋于遥感图像像元的关键措施。遥感图像的波段数及光谱分辨力与上述匹配无关。可以用成像光谱仪作为组合遥感器的遥感成像设备。"系统"在提高定性精度方面的能力在于:

(1) 成像光谱仪自身的连续光谱识别目标的能力;

(2) DEM已与遥感图像匹配使图像处理中的地形校正成为一项实用技术,对图像处理中分类精度的提高有重大作用;

(3) 多维分析成为实用技术。将以往二维图像处理模式提高到四维以上("系统"的准实时能力可作高动态、合适时相监测),是提高目标识别精度的另一有力措施。

由上述可知,提高"系统"精度的潜力是很大的。这里是指"定位"、"定性"两方面的精度。仅定位精度而言,国际上有些做到平面1米以内,高程0.15米。这取决于单项技术的精度及集成精度。在中国的情况下取决于元器件的质量及加工组装技术,加强检测及平差技术也是重要环节。"定性"精度方面,国外已有技术尚与本"系统"不同,仅本"系统"可以叙述这一问题。

六、"系统"特点及应用前景分析

1. 系统的特点

(1) DEM与地学编码图像的准确匹配。这是遥感图像处理中地形校正所必需的。常规实现这一目标需三个步骤。

A. 常规遥感作业流程。如图1-6-3所示。

1)图像几何校正。作业流程如下:a.收集地形图。每景TM需200~300张1∶2.5万比例尺地形图。b.从几百张地形图中选读与遥感图像上的同名控制点。c.按控制点建立地理坐标空间与图像空间的变换关系。d.依变换关系及合适重采样方法,进行几何校正。

2)DEM的生成。作业流程如下(按地形图生成):a.收集地形图;b.扫描数值化;c.按相应软件生成DEM。

3)DEM与地学编码图像的匹配。a.在DEM与遥感图像上选取同名控制点。b.按同

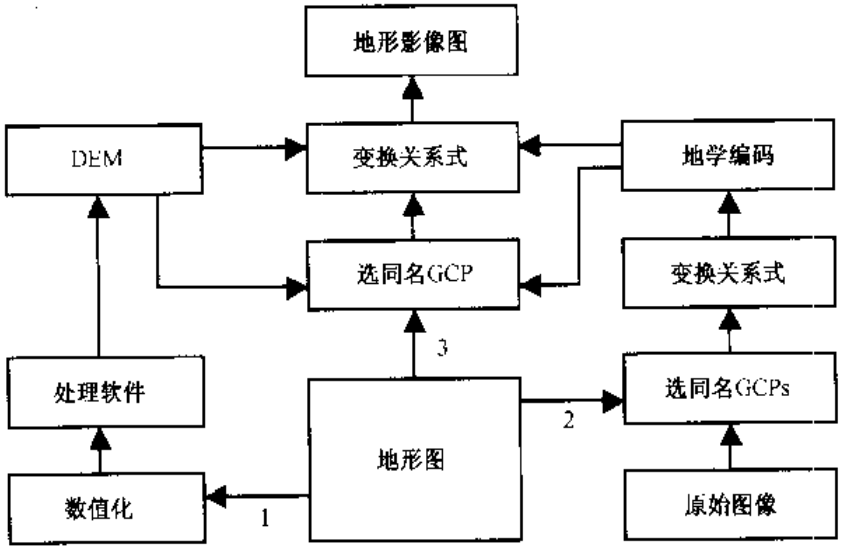


图 1-6-3　常规地形影像图生成的框图

名控制点建立 DEM 空间与图像空间的变换关系。c.按变换关系模型重采样达到 DEM 与遥感图像的匹配。

当地形起伏较大时需利用生成的 DEM,在图像几何校正中顾及投影差改正。这种改正只有当共线方程式方法几何校正时才有可能。多项式方法几何纠正时无法进行这项改正。

B.机载激光影像制图系统在硬、软件上保证 DEM 与地学编码图像的准确匹配、同步生成。流程如图 1-6-4 所示。

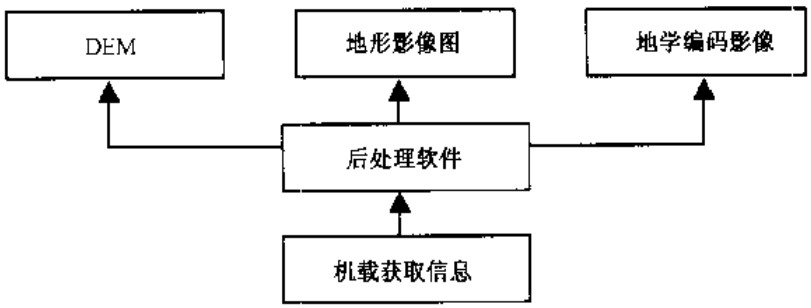


图 1-6-4　本"系统"地形影像图生成流程

(2) 视距测量原理的航空实现

A. 常规遥感定位原理

1)立体摄影测量原理。包括 SPOT,JERS-1 的 OPS,高空间分辨率小卫星,框幅式(包括面阵 CCD)遥感系统等。

2)二维扫描成像原理。LANDSAT TM,成像光谱仪等,多项式居多。

3)波束扫描成像原理。SAR 等,地形校正及多项式等。

4)线阵 CCD 推帚原理。多项式、共线方程式等。

B. 视距测量原理在机载系统中的实现是本“系统”的特色。

这种原理实现的前提是获得准确的 8 个参数：投影中心的地理坐标（X、Y、Z）；投影中心成像时刻的遥感器姿态参数（φ，ω，κ）；投影中心成像时刻投影中心至地面的距离（S）；激光束与遥感器主光轴之间在扫描面内的夹角（γ）。激光束与地面的交点相对于投影中心的坐标差可用简单的数学公式算出。那么交点的地理坐标也可得到。

（3）高效率

较常规技术其效率提高 1～2 个数量级。主要有四种措施：

1）准确给出外方位元素值。取消了用地面测图控制点确定空间图像定位的繁琐过程。利用航空飞行时得到的已知参数直接将图像定位，称之为空→地定位方式。

2）视距测量原理的数学模式简单。

3）测距－成像组合遥感器采取共用同轴光学系统及编码脉冲同步等技术，使图像定位、DEM 生成及匹配一步完成。

4）定位、定性性能同时增强并纳入同一个系统。以往成像光谱仪目标识别能力强，但定位要靠前述繁琐的过程。SPOT 具有三维测量能力，但波段数太少，目标识别能力有限。本系统“定性”、“定位”增强，缩短了遥感作业流程周期。

2. 应用前景分析

这是一套与通常的遥感定位原理不同的新型机载遥感系统，又是一套机载测量系统，主要服务于遥感专题应用。本身的突出特点表明又是一套高效系统，加之其功能的不断完善，又可用于水下地形测量及水面生物量的调查。制作出专题信息产品的价格与常规机载遥感系统相当。

其应用领域除与常规机载遥感技术系统相同之外，需要高效动态监测的区域（大型工程进展、经济特区等）、地面工作极端困难地区的资源环境调查（荒漠、无人区、岛礁等，诸如石油等矿产资源调查）、立体观测困难区（滩涂、水下地形、沙漠等）、军事测绘快速保障等均是这一技术系统发挥特殊作用的领域。尤其经济迅速发展中国家，用与建设速度相匹配的“高效率”进行资源环境动态监测，提供建设决策的基础信息依据，将是经济迅速发展中国家所期待的新技术。

七、结　语

具有高效特色的机载激光影像制图系统的原理样机已经完成了。距实用化尤其是形成产品尚有一段距离。缩短这段距离不仅是技术上需要时间，更重要的是要为专家所接受，要为科技发展的决策者所接受，要为社会所接受，这种非技术因素比技术难度更复杂、更困难，需要时间更长。

400 平方公里的飞行试验及高速取得的图件以及极短时间内制作出的呼和浩特市三维建筑分布图是令人振奋的。未来的发展前景也是诱人的。随着社会的进步、科学技术的发展，机载激光影像制图系统必将成为遥感监测的得力工具，为推动社会发展起到应有的作用。

参 考 文 献

王之卓,1979,摄影测量原理(第一版),北京:测绘出版社。

王之卓,1986,摄影测量原理续编(第一版),北京:测绘出版社。

李树楷,1996,中华人民共和国专利(第 96114306.1 号)。

李树楷,1992,全球环境、资源遥感分析,北京:测绘出版社。

Ackermann, F., Schade, H., 1993, Application of GPS for Aerial Triangulation, Photogrammtric Engineering & Remote Sensing, Vol.59, No.11, pp.1625 – 1632, Nov.

Ackermann, F., 1991, Structural Changes in Photogrammtry, The Proc. of 43th Phogrammetric Week, pp.9 – 22.

Bossler, J.D., Goad, C.C., Johnson, P.C. and Novak, K., 1991, GPS and GIS Map the Nation's Highways, GeoInfo Systems, pp.27 – 37.

Bossler, J.D. and Toth, C.K., 1996, Feature Positioning Accuracy in Mobile Mapping: Result Obtained by the GPSVan™, Int. Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, XXXI: Part B2, pp.139 – 142.

Carlsson, C., Jungert, E., Leuhusen C. Letalick, D., Steinvall O., 1997, Target Detection Using Data from a Terrain Profiling Laser Radar, Proc. of the 3rd Int. Airborne Remote Sensing Conference and Exhibition, Vol. I, pp.431 – 438, Copenhagen, Denmark, 7 – 10 July.

Chaplin, B. A., Chapman, M. A., and Lichti, D. D., Image-Based Mobile Data Acquisition in the Absence of GPS/INS Navigation Data, 1997 ACSM/ASPRS Annual Convention & Exposition, Technical Papers Vol.2: GIS & GPS, pp.302 – 311, April 7 – 10, Seattle, Washington.

Colomina, I., 1993, A Note on the Analytics of Aerial Triangulation with GPS Aerial Control, Photogrammtric Engineering & Remote Sensing, Vol.59, No.11, pp.1619 – 1624.

Estep, L., Lillycrop, and Parson L., 1994, Sensor Fusion for Hydrographic Mapping Application, U.S. Army Corps of Engineers 1994 Training Symposium, Surveying & Mapping Remote Sensing /GIS, Session SM – 2B, pp.1 – 7, 15 – 19, New Orleans, LA.

Flood, M. and Gutelius, B., 1997, Commercial Implications of Topographic Terrain Mapping Using Scanning Airborne Laser Radar, PE&RS, Vol.53, No.4, pp.327 – 366.

Haala, N., Gramer, M. and Killian, J., 1996, Sensor Fusion for Airborne 3D Data Capture, The Second Int. Airborne Remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol.I, pp.344 – 353, San Francisco, California, 24 – 27.

He, G., and Novak, 1992, Automatic Analysis of High Features from Digital Stereo – Images, Int. Archives of Photogrammetry & Remote Sensing, Vol. XXIX, Part B3, pp.119 – 124.

He, G., 1996, Design of a Mobile Mapping System for GIS Data Collection, Int. Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. XXXI, Part B2, pp.154 – 159, Vienna.

Hug, C., 1996, Urban Topography Survey with Scanning Laser Altitude and Reflectance Sensor(SCALARS), The Second Int. Airborne Remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol.I, pp.429 – 438, San Francisco, California, 24 – 27.

Jacobsen, D. K., 1997, Operational Block Adjustment without Control Points, 1997 ACSM/ASPRS Annual Convention & Exposition Technical Papers, Vol.2: GIS & GPS, April 7 – 10, Seattle, Washington.

Kilian, J. *et al*., 1996, Capture and Evaluation of Airborne Laser Scanner Data, Int. Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. XXXI, Part 3, Vienna.

Koppari, K., Karlsson, U., and Steinvall, O., 1994, Airborne Laser Depth Sounding in Sweden, Int. Hydrographic Review, Monaco, LXXI(2), pp.69 – 90.

Krabill, W. B., Collins, J. G., Link, L. J., Swift, R. N. and Butler M. L., 1984, Airborne Laser Topographic Mapping Results, PE&RS, Vol.50, No.6, pp.685 – 694.

Krabill, W. B., Thomas, R. H., Martin, C. F. and Sonntag, J.C., 1996, Airborne Laser Mapping of Greenland, Proc. of the Second Int. Airborne Remote Sensing Conference and Exhibition, Vol.I, pp.524 – 533.

Lemmens, M.J.P.M., 1997, Accurate Height Information from Airborne Laser – Altimetry, 1997 IEEE Int. Geoscience and Remote Sensing Symposium Proceedings, Vol. I, pp.423 – 426, Singapore, 3 – 8.

Letalick, D., Millnert, M., Renhorn, I.,1992. Terrain Segmentation Using Laser Radar Range Data, Applied Optical, Vol.15, No.31, pp.2882 – 2890

Li, R., Chapman, A. Qian, L. Xin, Y. and Tao, C.,1996, Mobile Mapping for 3D GIS Data Acquisition, Int. Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. XXXI, Part 3, pp.232 – 237, Vienna.

Li, R., 1997, Mobile Mapping: An Emerging Technology for Spatial Data Acquisition, PE&RS, Vol.63, No.9, pp.1085 – 1092.

Li, R., Tao, C., Curran, T.A., and Smith, R. G.,1997, Digital Underwater Photogrammtric System for Large Scale Underwater Spatial Information Acquisition, Marine Geodesy, Vol.20, 163 – 173.

Lillycrop, W. J., Parson, L. E., Irish, J. L., and Brooks, M. W., 1996, Hydrographic Surveying with An Airborne LIDAR Survey System, The Second Int. Airborne Remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol. I, pp.279 – 285, San Francisco, CA.

Lillycrop, W.J., 1994, Field Test Results of the U.S. Army Corps of Engineers Airborne LIDAR Hydrographic Survey System, U. S. Army Corps of Engineers 1994 Training Symposium , Surveying & Mapping Remote Sensing /GIS, Session SM – 2A, pp.1 – 6,15 – 19, New Orleans, LA.

Lillycrop, W.J. and Estep, L.L., 1997, SHOALS System, Sea Technology, pp.17 – 25.

Liu, Z. and Li S.,1997, A New Remote Sensing System Integrating Scanning Altimeter with Infrared Scanner, 1997 IEEE Int. Geoscience and Remote Sensing Symposium Proceedings, Vol. I, pp.427 – 429, Singapore, 3 – 8 August 1997.

Lohr, U., 1997, Digital Elevation Models by Laserscanning: Principle and Application, Proc. the Third Int. Airborne Remote Sensing Conference and Exhibition, Vol.1, pp.174 – 180, 7 – 10 July, Copenhagen, Denmark.

Lucas, J.R., 1993, Aerotriangulation without Ground Control, PE&RS, Vol.53, No.3, pp.311 – 314.

Novak, K., 1995, Mobile Mapping Technology for GIS Data Collection, PE&RS, Vol.61, No.5, pp.493 – 501.

Orthmeyer, R.,1997, After the Waters Recede, GPS World, p.26.

Pottle, D.,1995, New Mobile Mapping System Speeds Data Acquisition, GIM, Vol.9, No.9,pp.51 – 53.

Rabine, D.L., Bufton, J.L. and Vaughn C.R., 1996, Development and Test of a Raster Scanning Laser Altimeter for High Resolution Airborne Measurements of Topography, 1997 IEEE Int. Geoscience and Remote Sensing Symposium Proceedings, Vol. I, pp. 423 – 426, Lincoln, NE,1996.

Ritchie, J. C. *et al.*,1994, Remote Sensing Studies Using an Airborne Laser Altimeter, The First International Remote Sensing Conference and Exhibition, Vol.1, pp.548 – 558, Straßbourg, France, 11 – 15.

Rougeau, A., Rosenbalm, L., Reed, M., and Martin D.,1994, Efficiency in Acquisition and Processing of High Density Survey Data, U.S. Army Corps of Engineers 1994 Training Symposium , Surveying & Mapping Remote Sensing /GIS, Session SM – 6A, pp.1 – 7,15 – 19, August 1994, New Orleans, LA.

Schade, H., Kilian, J. Fritsch, D.,1994, An Integrated Sensor System for Airborne DTM Data Acquisition, Proc. of the First Int. airborne Remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol.1, pp.548 – 558, Straßbourg, France, 11 – 15.

Schade, H.,1994, Exterior Orientation for Airborne Real – Time Mapping, Int. Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol.30, Part 2,pp.183 – 189,Ottawa,Canada.

Schwarz, K. P.,Chapman, M. A., Cannon, M. W., and Gong, P.,1993, An Integrated INS/GPS Approach to the Georeferencing of Remotely Sensed Data, Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, Vol.59, No.11, pp.1667 – 1674.

Schwarz, K.P., Martell, H.E., El-Sheimy, N., Li, R. Chapman, M.A. Cosandier, D., 1993, VISAT-A Mobile Highway Survey System of High Accuracy, Proc. of the IEEE Vehicle Navigation and Information System Conf., pp.476 – 481, 12 – 15 Oct., Ottawa.

Tao, C., Chapman, M. A., and Li, R., 1997, Semi-Automatic Object Pointing Using Multi-Image Matching for Mobile Mapping, 1997 ACSM/ASPRS Annual Convention & Exposition Technical Papers, Vol.3: Remote Sensing & Photogrammetry, pp.265 – 274,April 7 – 10, Seattle, Washington.

Vandemark, D.C., Krabill, W.B., Walsh, E.J., Hoge, F. E., and Clem, T.D., 1994, Application of Radar and Laser Systems to Ocean and Ice Remote Sensing, Proc. of the First Int. Airborne remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol. I, pp.173 – 183, Straßbourg, France,11 – 15.

Vaughn, C. R., Bufton, J. L. and Rabine, D., 1996, Progress in Georeferencing Airborne Laser Altimeter Measurements, Proc. of the Second Int. Airborne Remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol.I, pp.286 – 294.

Wang, Z., 1990, Principles of Photogrammetry(with Remote Sensing), Press of Wuhan Technical University of Surveying and Mapping & Publishing House of Surveying and Mapping, Beijing.

Ward, D. J., 1997, Airborne Terrain Mapping, GPS World, p.46.

第二章　信息获取技术

第一节　机载激光扫描测距－成像组合遥感器

一、引　言

目前，扫描式光电遥感器主要获取一系列光谱二维图像数据，由于遥感器工作原理造成的光谱图像的几何畸变可以经过仪器参数和运行状态参数建立数学方程进行校正。但是因地形起伏造成的几何畸变，即使采用航空摄影的惯用方法也很难达到相当的定量要求，如果在获取二维图像的同时得到像元的高程数据建立数字高程模型(DEM)，就能制作等高线、地形剖面图以及地形和像元匹配的地学编码影像、透视立体图等专题应用的地学图件。现在，基于小型化的固体高重复率脉冲激光器的技术进展，建立了一套机载实验系统，采用扫描式激光测距和共用扫描镜的被动红外成像，结合高精度的惯性系统测量飞机的姿态和动态差分 GPS 定位。这种集成为一体的新型遥感信息获取系统可以不需要在地面上进行测量而达到专题测图的目的，并具有快速和高效的特点。

二、直接对地定位的基本原理

空间直接对地定位(如图 2-1-1)基于空间几何向量 $\vec{S}$，方向为$(\alpha,\omega,\kappa,\theta)$。如能测出起点 G 的坐标(X_G,Y_G,Z_G)，则该向量的另一端点 $P(X_p,Y_p,Z_p)$可以惟一确定。作为机载遥感器，起点 G 即为遥感器主光学系统的投影中心，可由机载动态差分 GPS 给出；模 S 由激光测距得到；滚动角 α、俯仰角 ω、偏航角 κ 由惯性系统给出；θ 为激光测距点 P 与成像扫描周期的中间像元(所谓机下点 Q)之间的夹角，由扫描镜共轴的角编码器给出。同时，成像系统获取地面像元信息(光谱亮度值)。

由图 2-1-1 根据矢量方程求解地面 P 点的坐标为(尤红健等，1998)：

$$X_p = X_G + \left(S\cdot\cos\theta - \frac{S\cdot\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b\right)\cdot\cos\omega\cdot\sin\alpha + \frac{S\cdot\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}\cos\kappa \tag{1}$$

$$Y_p = Y_G + \left(S\cdot\cos\theta - \frac{S\cdot\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b\right)\cdot\sin\omega + \frac{S\cdot\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}\sin\kappa \tag{2}$$

$$Z_p = Z_G + \left(S\cdot\cos\theta - \frac{S\cdot\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b\right)\cdot\cos\omega\cdot\cos\alpha \tag{3}$$

其中 $b = \cos\omega\cdot\sin\alpha\cdot\cos\kappa + \sin\kappa\cdot\cos\omega$

上式即所谓三维定位公式，可以得到地面 P 点的地理坐标。

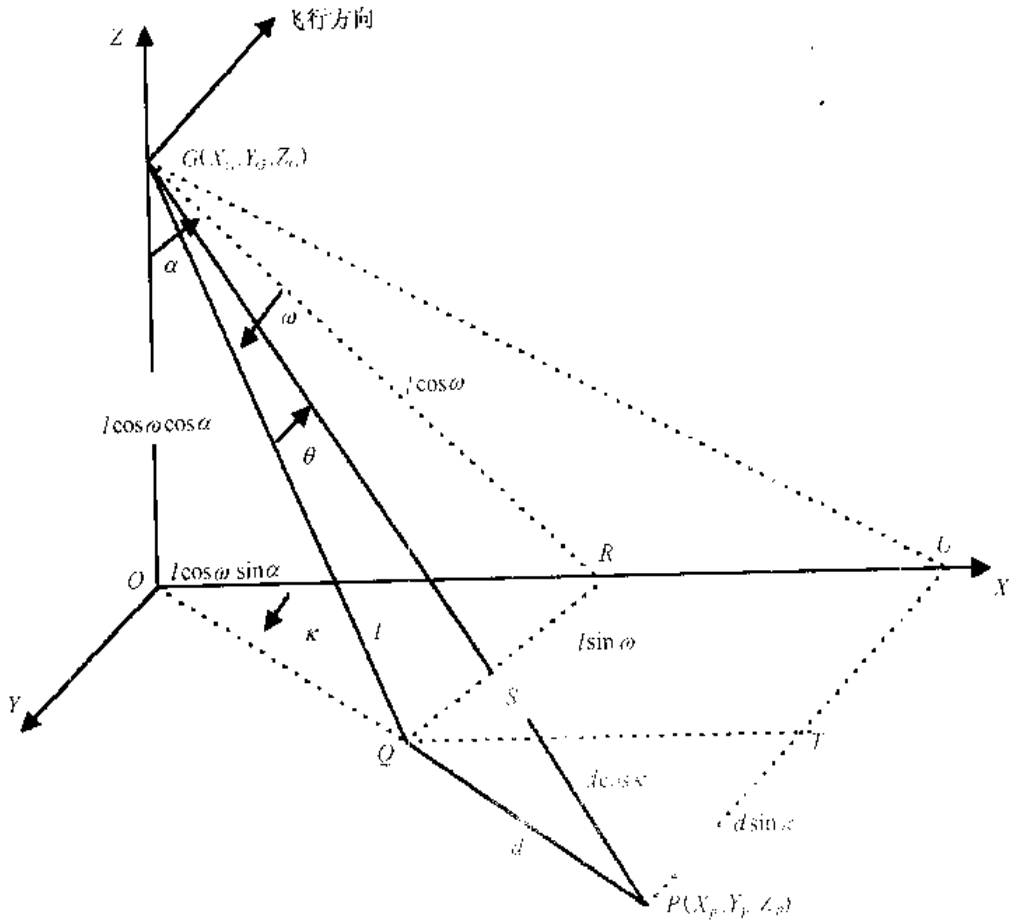


图 2-1-1　空间对地定位原理图

三、机载三维信息获取技术系统

三维信息的含义是二维地物图像和一维高程(薛永祺,1992)。信息获取技术系统的主要部分是共用一套主光学望远镜及其物方扫描的激光测距和扫描成像器,保证测距点和像元的精确配准。图 2-1-2 为测距 - 成像器的光学 - 机械示意图(Krohn,1992;Martin,1997)。

45°扫描镜实现对地直线扫描、卡塞格林式接收望远镜为激光测距和行扫描成像共用。脉冲激光束经转折镜和扩束镜射向扫描镜的中心,随扫描镜的旋转进行不同角度的对地扫描测距;地面的激光回波脉冲由望远镜会聚至焦面处的光探测器上;在望远镜会聚光路中的分色片将激光回波脉冲反射至雪崩二极管接收为回波信号,行扫成像的光辐射透过分色片后由成像探测器接收为图像信号。图版 2 为激光测距 - 光谱成像组合遥感器。

图 2-1-3 为机载系统的信号流程图。激光束经转折镜 1 透过的微量激光发射脉冲,由采样接收器转换为电脉冲信号(主波脉冲)作为时间 - 距离数字化器的开启脉冲,由雪崩二极管转换的回波脉冲为时间 - 距离数据化器的截止脉冲,数字化器的时钟频率决定测距分辨率。45°扫描镜对地扫描与飞行航迹正交,行扫成像分辨率(β)由探测器光敏面线

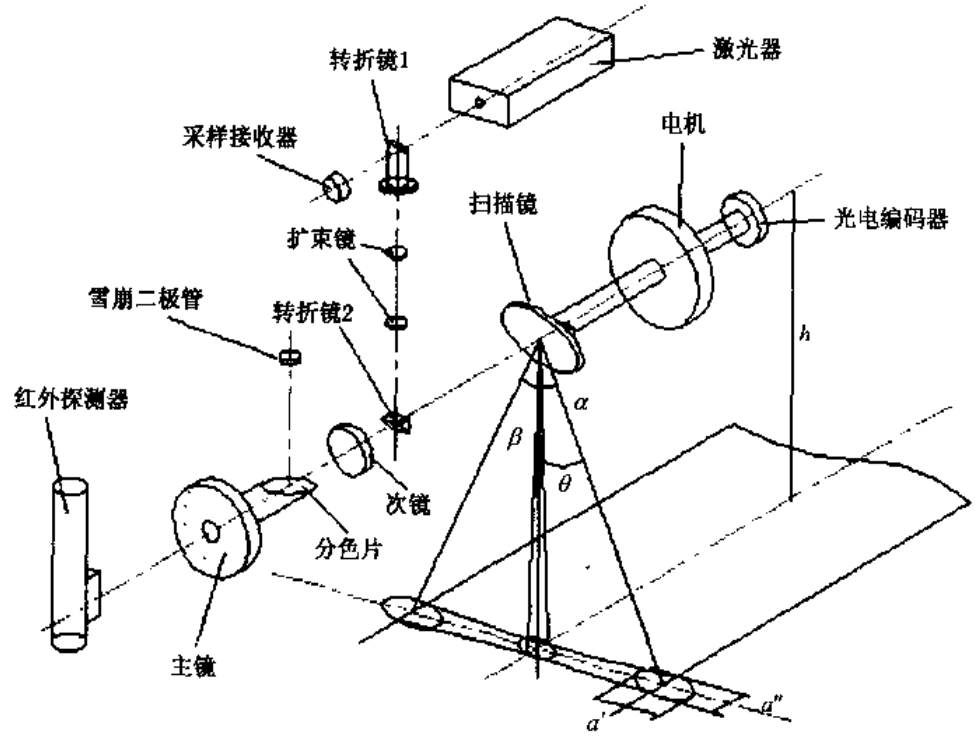


图 2-1-2　测距－成像器的光学－机械示意图

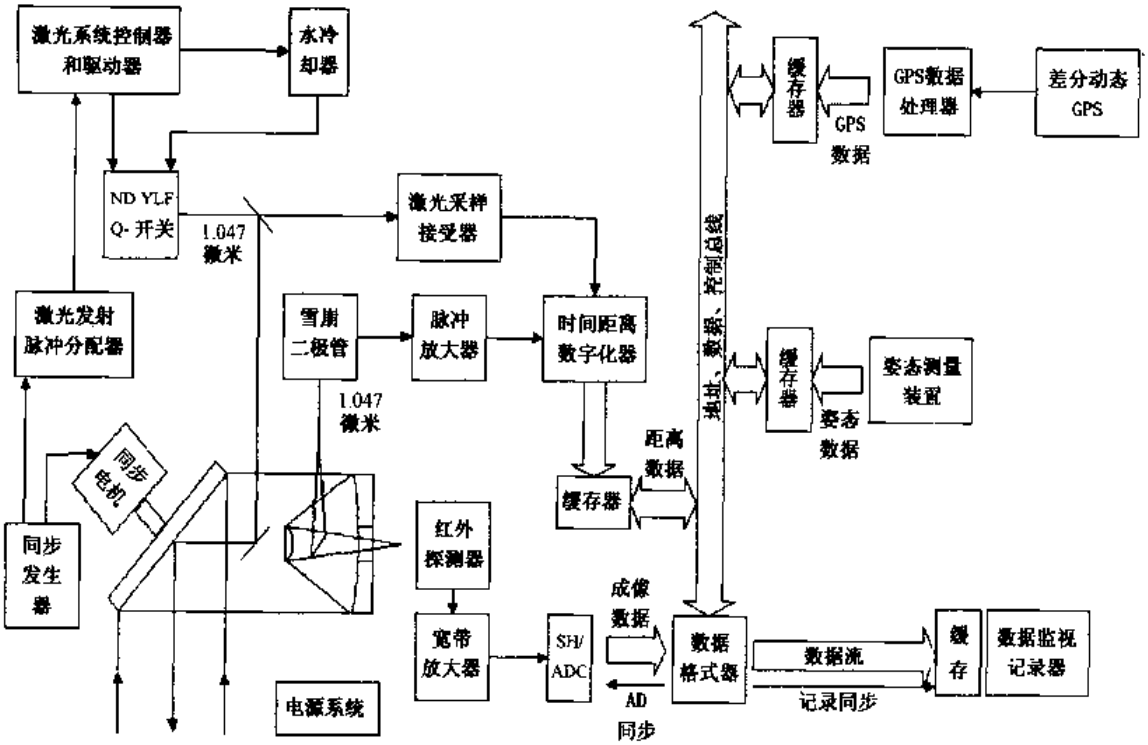


图 2-1-3　机载系统的信号流程图

度(d)和望远镜的焦距(f)确定,$\beta = \frac{d}{f}$。增量式光电编码器与扫描镜共轴安装,编码器输出的行同步脉冲和码脉冲形成系统的各种光学 - 机械 - 电子学同步信号。在对地扫描视场(FOV)的中间位置(机下点),数据格式器经控制总线向 GPS 和惯性导航系统采集飞机的位置(X_G, Y_G, Z_G)和姿态数据(α, ω, κ)。图像、距离、位置和姿态四个部分的数据经缓存后由格式器形成数据文件,一个逻辑数据块为一个扫描行的数据量,由磁带或硬盘记录后供地面系统进行数据后处理。

1. 行扫描成像

恒定角速度旋转的45°扫描镜实现望远镜视场的物方扫描成像。以平地为例,地面像元的几何关系:

扫描方向的像元几何特性:

$$a' = \beta h \sec^2\theta \tag{4}$$

$$a'' = \beta h \sec\theta \tag{5}$$

式中,a'为扫描方向的地面分辨率,a''为飞行方向的地面分辨率,h 为飞机的相对飞行高度。

$$x = h \cdot \tan\theta \tag{6}$$

$$\frac{dx}{dt} = \frac{h}{\cos^2\theta} \cdot \frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} \tag{7}$$

式中,x 为 θ 时的像元与机下点的距离。

扫描速度在地面的投影反比于 θ 的余弦平方,是非线性的。

扫描图像在飞行方向不产生漏带的最大速高比:

$$\left(\frac{V}{h}\right)_{\max} = n\beta \tag{8}$$

式中,V 为飞机的飞行速度,n 为扫描镜的转速。

当 $1 - \frac{1}{n\beta}\left(\frac{V}{h}\right) > 0$ 时,飞行方向的行扫图像将产生重叠,逐行回放时亦引起畸变。另外,飞行姿态的不规则变化,如速度、高度、偏航、滚动等引起的图像畸变更为复杂。上述平坦地区图像由于仪器工作原理和飞行姿态造成的图像畸变,原则上都可以采用像元重采样方法进行校正。但是,非平原地区的地形起伏造成的图像畸变,在没有高程数据的情况下是无法校正的。

2. 激光扫描测距

机载三维系统的激光扫描测距由图 2-1-2 可见,为发射和接收共轴的合置、脉冲方式,与连续波方式相比具有峰值功率输出大和背景光影响小的特点。但是,高功率窄脉冲的重复频率远低于行扫描成像的像元采样率,也就是在图像中选取一定数量的测距点,其密度与分布要有利于建立地理坐标系与图像之间的数学模式。这主要取决于激光脉冲的

作用距离，还要受成像系统的空间分辨率和扫描率的制约。

脉冲激光作用距离的重要因素是激光器单脉冲探测概率大于95%和虚警率(P_e)小于5×10^{-4}，信噪比(SNR)必须保持在6以上。

$$P_e = \sqrt{\frac{2}{\pi}\cdot\frac{1}{\mathrm{SNR}}\cdot\exp\left[-\frac{1}{8}(\mathrm{SNR})^2\right]} \tag{9}$$

雪崩硅光二极管(回波脉冲探测器)的SNR(3)：

$$\mathrm{SNR} = \frac{R_0^2 M^2 P_r^2}{2e(I_d + R_0 P_r)M^{2.5}\Delta f + i_t^2 + i_1^2} \tag{10}$$

式中，R_0为M为1时的响应率，M为倍增因子，P_r为接收的光功率，e为电子电荷，I_d为暗电流，Δf为电子带宽，i_t^2为热噪声，i_1^2为漏电流噪声。

激光发射与接收为合置方式，接收系统视场范围大于并完全覆盖发射光束在地面的截面积，并把地面作为朗伯面。探测器接收的激光回波功率P_r(4)为：

$$P_r = \frac{P_t\cdot\tau_0\cdot\tau_a^2\cdot A_r\cdot\rho\cdot\cos\Phi}{\pi R^2} \tag{11}$$

式中，P_t为激光脉冲峰值功率，τ_0为发、收光学系统的传输参数，τ_a为大气的单程传输系数，A_r为接收光学系统的有效孔径，ρ为地面扩展目标的反射率，φ为发射激光束与反射面法线的夹角，R为目标的距离。

实际使用的激光器	Nd:YLF
波长	1047纳米
光束直径	0.6毫米
空间模式	TEM00
脉冲能量	500微焦耳
脉冲宽度	<7纳米
脉冲重复频率	10赫~10千赫

当接收系统的有效孔径A_r=88平方厘米，在机载预试验单脉冲测距探测概率>95%时作用距离不小于650米。

3. 激光测距采样点在行扫描图像上的分布

扫描测距-成像器的硬件构成和主要性能是各种因素折衷考虑的结果，首先以作用距离(即飞行相对高度)600米、扫描视场±22.5°为主要技术参数。

- 瞬时视场(β)为3毫弧度，对地45°扫描视场中为256像元。
- 以扫描率(n)为20转/秒，成像扫描重叠率为零时的飞行速度36米/秒(130千米/小时)。
- 机下点一个像元的地面分辨率1.8米。
- 激光测距采样点在行扫描图像上的分布如图2-1-4。
- 一行扫描线的45°扫描视场中，均匀分布4个测距采样点，即测距点间隔64个像元。

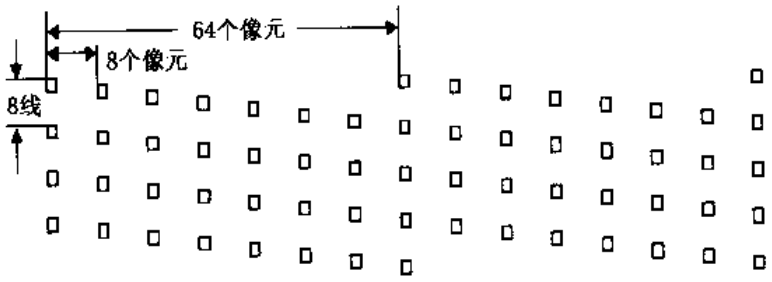


图 2-1-4　测距采样点分布图

- 相邻扫描线的测距点在扫描方向移位 8 个像元，8 行扫描线为一个周期。
- 行扫描方向和飞行方向的地面测距间隔均为 14.4 米。

4. 主要技术参数

飞行高度：	600 米
扫描方式：	直线型
扫描视场：	45°
扫描速率：	10 ~ 40 转/秒
成像波段：	8 ~ 12.5 微米(热红外)
成像瞬时视场：	3 毫弧度
成像探测器：	HgCdTe(77K)
噪声等效温差(NEΔT)：	0.08K
激光波长：	1047 纳米
激光脉冲宽度：	≤7 纳米
激光脉冲功率：	500 微焦耳
激光脉冲重复频率：	10 赫 ~ 10 千赫
激光发散角：	2.6 毫弧度
回波探测器：	雪崩二极管
测距分辨率：	1 米
DGPS 定位精度：	~ 1 米
姿态测量精度：	1 ~ 2 分

四、试验结果

由激光扫描测距 - 成像器、GPS、姿态测量装置组成的机载三维信息获取实验系统先后进行了三次飞行试验。前二次以仪器系统试验为主，在北京北郊的小汤山镇、大汤山和九里山地区，5 条行带，面积 40 平方公里左右，共获取 28 548 行图像数据、114 196 个激光测距数据和 2 个飞行小时的 GPS 定位数据和姿态测量数据。经地面信息处理系统分析和制图等运行，实现了直接对地定位和快速、高效的设想。第三次在内蒙古地区进行了大面积机载飞行和数据处理试验，东胜、托克托、固阳和呼和浩特地区等，总面积约 400 平方公

里。经数据处理后，均提供三种图件：等高线图、地学编码图像和带有等高线的地学编码图像(图 2-1-5)；以及呼和浩特市的 DEM 图像和建筑物高度三维透视图等。

这一实验系统由硬件实现遥感图像与 DEM 的同步生成，空－地直接定位，达到了无地面控制点的情况下，进行专题制图的目标。一次飞行后，经数小时数据处理即可获得地学编码的正射遥感图像和图像匹配的 DEM，工作效率比常规技术提高数十倍。

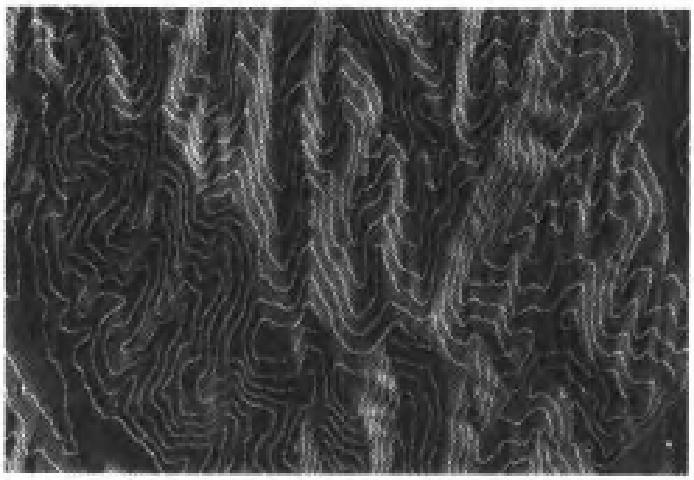


图 2-1-5　带等高线的地学编码图像

五、结论与展望

激光扫描测距－成像遥感器作为机载对地观测的三维信息快速获取技术，在环境变化监测、地面工作极度困难地区、突发性灾害调查等领域会有巨大的应用潜力。作为一种集成的定量化新型遥感系统，其量测精度有待改进和提高，单波段的成像系统必然会向多波段或超光谱方向发展。进一步研究数据的平差方法和开发快速处理软件，以及各种典型地形的遥感示范应用。

第二节　机载激光测距系统

一、机载扫描激光地面测绘系统分析

1. 引　言

机载地面测绘系统以飞机作为测量平台，通过专用测量仪器，测绘出地面上地物或地形的三维图形，并给出其地理坐标，是地球资源勘查的有力工具，为难以进行或先前不能进行的测绘工作提供完整的收集和处理数据的能力。激光的诞生尤其是扫描激光测距的运用，给机载地面测绘带来了一场革命，它大大提高了作业效率和测绘能力，使地面测绘效率有了很大的改进，以扫描激光测距为主要手段的机载扫描激光地面测绘系统能够提供亚米级测量精度和米级分辨力的地面地物的三维坐标，同时配合地物的视频或红外成像结果，更加增强了对地物的认识和识别能力，因而具有广阔的发展前景和应用需求。

2. 机载扫描激光地面测绘的原理

机载扫描激光地面测绘系统给出的是沿飞机航线地面上按一定规律分布的地物点的高程和方位坐标。由飞机的一定速度飞行实现激光沿航线方向的纵向扫描，扫描转镜实现激光的横向扫描，由脉冲激光测距测量飞机与扫描激光照射点之间的斜距，也就是说，由此可以获得一个带状区域内一系列采样点的斜距数据。然后，通过利用 GPS 定位系统提供的飞机方位数据和 IRS 惯导系统提供的飞机姿态数据(航向、侧滚、俯仰和加速度)，准确计算出各地面激光采样点的地理坐标和高程数据。

假设飞机在空中位于如图 2-2-1 所示的某点 A，航向指向 F，它在空中的直角坐标为 (X_a, Y_a, Z_a)，由 GPS 系统提供。机载扫描激光测距的激光束以相对于飞机一个角度 φ 射向地面某点 $T_i(X_i, Y_i, Z_i)$，可以认为激光束是空间一向量 $\overline{S}$，起自 A 点，终于 T_i 点。由激光测距得到该向量的长度为 S，它参考于飞机的方向角为 φ，但相对于地面的地理坐标与飞机的姿态有关，这时，由 IRS 装置提供的飞机姿态 $(\alpha, \beta, \gamma, a)$ 与 φ 一起共同决定向量 $\overline{S}$ 的实际方向。由空间几何的概念可知，$\overline{S}$ 向量的长度、方向和端点 A 的位置唯一决

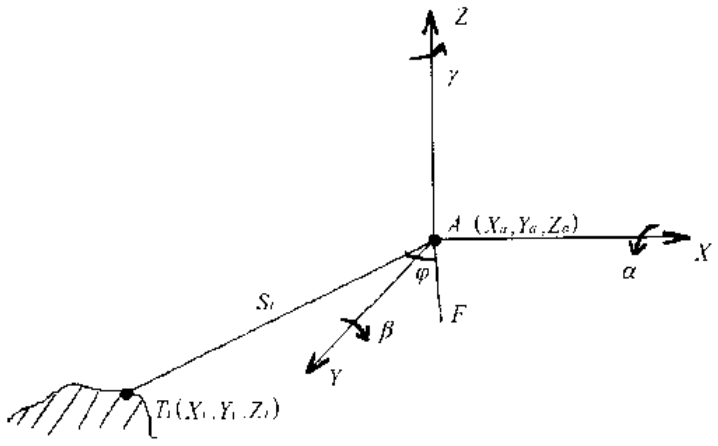


图 2-2-1　地面测量坐标示意图

定着它的另一个端点，T_i 的坐标为：

$$\begin{cases} X_i = f_1(S, X_a, Y_a, Z_a, \varphi, \alpha, \beta, \gamma, a) \\ Y_i = f_2(S, X_a, Y_a, Z_a, \varphi, \alpha, \beta, \gamma, a) \\ Z_i = f_3(S, X_a, Y_a, Z_a, \varphi, \alpha, \beta, \gamma, a) \end{cases}$$

式中的 f_1, f_2, f_3 为具有一定关系的函数，Z_i 即为被测点高度，X_i 和 Y_i 即为被测点的平面位置坐标。

3. 机载扫描激光测距的特点

在机载扫描激光地面测绘系统中，主要的手段是扫描激光测距，相对于普通的地面定点测距，除了通常的激光作用距离和测量精度等要求外，无论在技术上还是在结构上，都有一些特殊的要求，因而机载扫描激光测距具有如下显著特点。

(1)需要选择高重复频率的脉冲激光器作为辐射源。机载扫描测距的目的是为了生成地面三维图形,因而对地面的测量点越密集,所获得的三维图形就更能反映地面的真实特征,也就是说水平分辨力高。水平分辨力与飞机的飞行速度、高度以及激光的脉冲重复率有关,而最重要的是后者,因为飞机的飞行速度和高度不可能太小,只有通过提高激光的脉冲重复率来提高地面分辨力。

(2)需要选择一定高速的时间测量装置。为了能够分辨出地面上的诸如树木、楼房、凹地等小地物以及使地形地物测绘更加接近实际,要求激光测距具有较高的距离分辨力,而激光测距的垂直距离分辨力主要由激光脉冲宽度和距离计数器时标大小决定,脉冲宽度越窄、时标频率越高,则垂直分辨力就越高,所以激光测高一般都尽量运用很窄的激光脉冲,同时采用较高计数时标频率测时装置。

(3)必须确定一定的扫描轨迹,这是非扫描测距中不会遇到的问题。扫描测高器的扫描轨迹有圆形和直线形两种,两种扫描轨迹各有利弊,圆形轨迹的优点是所有测高点的激光倾角相同,大气距离相同,斜线误差小,测距精度高,但圆形轨迹的采样点分布不均匀,会给图像处理带来困难,直线轨迹可以获得规则的采样点分布,但扫描倾角不同会带来斜线测距误差,需要在信号处理中进行补偿。扫描图案的设计要考虑到技术上可行的激光脉冲重复率和扫描率对图案的约束,最大激光倾角与航空作业效率的折衷。

(4)在同时给出地物的红外或视频图像时要求扫描激光测高与成像数据必须严格同步和匹配,从而对光学系统和电子学系统的设计以及对所获取数据的处理提出了更高的要求。

(5)由于机载测距的运动性,扫描测距是不可能重复的,因而必须在单脉冲内取得距离数据,测距的准确率要高。

(6)在飞行测量过程中,有大量的高速的数据输出,仅仅用普通的测距显示的方法是不行的,必须采用相应的快速数据采集、传送和记录。

(7)要充分考虑飞机中电子设备的工作环境,在电路设计中精心设计结构和各种隔离降噪措施,优化选择元器件和进行电路板布局设计。

(8)要求测距器的结构满足机载系统的要求,要求体积小、重量轻、耐冲击震动、耗能不是太大,所以在选择激光器及其冷却系统、电源系统时必须考虑。

4. 实际系统介绍

这里介绍一种目前由外国推出的一种全数字化高度自动的机载扫描激光地面测绘系统。该系统在结构上由机载模块和地面模块组成,机载模块分别安装在三个坚实的机箱内,它的传感器模块安装于标准航空摄影机座上,地面模块可以装在适合即刻后处理的地方。机载模块包括由 GPS 系统提供飞机方位,IRS 系统提供飞机姿态数据,测高系统提供飞机相对高度,照像系统拍摄地面图像。所获得的数据最后一起送到地面模块的中心计算机进行处理,得到数字化的与地面坐标(X, Y, Z)相对应的地面测绘地图。

(1)系统组成和工作原理

该机载扫描激光地面测绘系统组成原理框图如图 2-2-2 所示。聚焦良好的激光器提供非常窄的激光脉冲,其重复频率达 2 千赫兹,测量高度对人眼是安全的。精密的扫描器,让激光在飞行通道上移动,同时收集反射回来的激光,送到接收机作回波判别,高精度

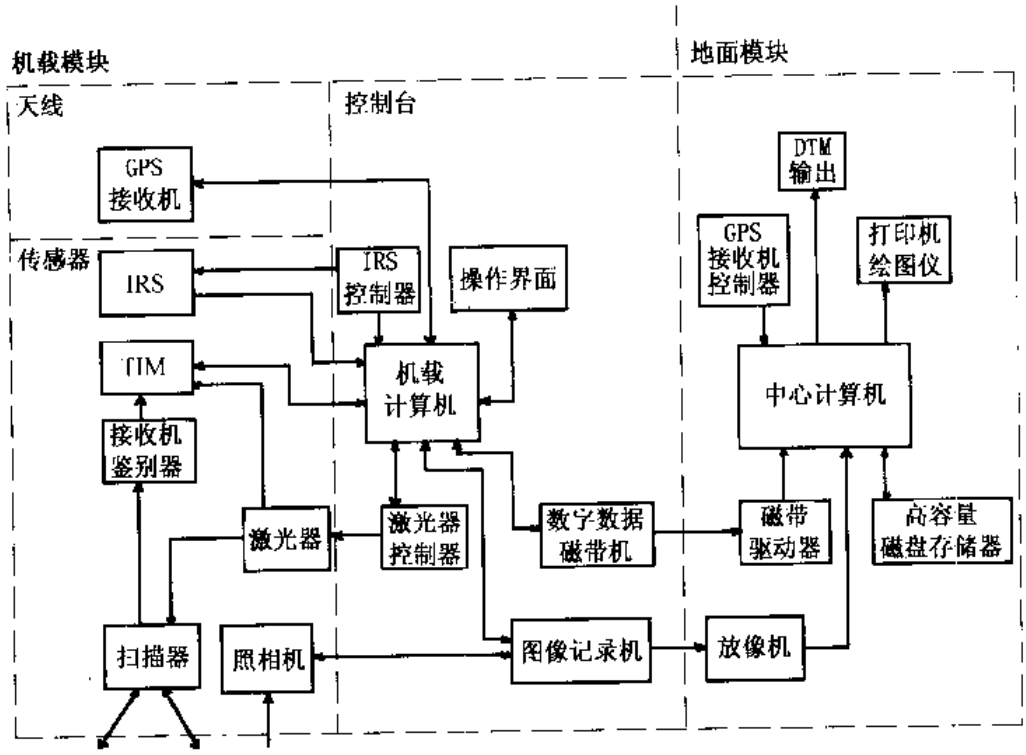


图 2-2-2　机载激光地面测绘系统组成原理框图

的鉴别器和时间间隔测量电路(TIM)测量起始触发脉冲和接收到的回波脉冲之间的时间差。GPS 接收机确定飞机位置。惯性基准系统(IRS)报告飞机的侧滚、俯仰、航向以及速度的参数。照相系统对激光照射区域照相,其图像记录在有关模拟或数字记录设备里,并在记录之前标注上有关的数据和时间。机载计算机提供时间标记并且接受测量所得到的数据以及管理所有数据在高密度磁带上的记录。通过操作界面输入各种指令给计算机,以提供机载模块的控制,同时飞行过程中各种仪器的状态都通过它提供给操作者。飞行后磁带上的数据送到地面计算机内,可以立即得到图表形式显示的记录数据,它是沿飞行航线时间的函数。然后运用专用的处理软件,对每条航线及整个勘测区域的数据逐步进行处理而得到测绘结果。最后的 DTM 结果可以选择打印机或绘图仪给数据和图形硬拷贝,也可以向 GIS 输出,为实际的应用提供服务。

在具体运用时,要参考飞行计划,确定它的最佳系统配置和飞机参数。对于高精度勘测,需要 3 到 6 个控制点给 DTM 定位。在飞行前要将地面 GPS 设置好。飞行中,由操作者设置系统参数监测数据收集。飞行后,它的 CPBB 软件初始化工程数据库,然后输出,经过分类、归并及地物识别之后,从激光在地面上的反射点导出数字地面模型(DTM)。在整个工作时间内,操作者主要是观察每一步的结果,人工的作用降到最低程度。

(2)系统的主要性能指标

工作高度:300 ~ 1000 米,(假设 20% 地面反射率)

测高精度:15 厘米(单次脉冲)

扫描角度:0°到 ± 20°,可变

可照射宽度:0 到 0.68 × 高度,可变

角精度:0.05°
扫描频率:根据扫描角而变化。例如±20°扫描时为30赫兹;±10°扫描时为50赫兹
IRS侧滚和俯仰精度:0.05°
IRS航向精度:0.4°
GPS接收机:Sercel NR103T(地面和机载各一台)
激光波长:1 047纳米
激光重复率:65赫兹到2000赫兹
波束发散角:0.25毫弧度
激光器类型:Ⅳ类
视频格式:NTSC,PAL(2个小时存储)
数据存储:8毫米数据带,12小时容量

5. 结　语

机载扫描激光地面测绘系统的研究已取得一定的成果,也已经用于一定范围的地面测绘,但性能与功能都有待进行更进一步的改进与提高。最主要的问题是,对于这种扫描激光测距和成像部分相对独立的系统,给最终的地物坐标与图像的匹配带带来了较大的问题,处理结果也存在很大偏差。怎样才能得到测距数据和成像数据良好匹配的结果呢?采用三轴合一的方法可以解决这一问题,将激光发射轴、接收轴、成像轴设计在一个共轴的光学系统内,对于任何一个激光测距点,同时可以得到它的成像结果,从而提高后处理速度和精度。

另外,激光测距仅仅能够得到地物的距离信息,不能区分其更详细的特征,当地面地物形状复杂时,测距精度受到影响,为了降低这种影响,就必须对回波脉冲的波形进行分析,采用高速的数字化器对极短脉宽的回波脉冲作量化处理,然后根据地物特征对回波脉冲波形的影响,判别出地物类型和给出更精确的测量结果。

还有,根据机载扫描激光测绘系统任务的特点,有必要建立不同地区、不同飞行高度、不同大气环境、不同地面反射特性、不同扫描角时的大气折射率、大气吸收与散射和测量结果之间的关系,使它具有更大的环境适应性。

二、机载扫描激光测距精度

1. 引　言

在对地观测领域,定位数据是定量化遥感的应用基础。地面定位的一个重要数据是给出具有水平方位坐标的高程信息,亦即地面的三维信息。高效而又无需地面控制点地直接获取地面定位数据的手段当推近期发展的机载三维信息获取技术。该技术运用机载扫描激光测距测量地面点到机上传感器间的斜距,由动态差分GPS取得传感器的定位坐标,由姿态测量装置测量飞机的俯仰、侧滚和方位角,然后通过向量求端点等综合计算而得到地面激光照射点的三维地学坐标。分析与试验结果表明,上述斜距的测量精度是影响地面高程数据的主要因素之一。如果要获得高精度的地面三维坐标,为大比例尺的地形图或专业图件提供数据源,一定要提高扫描激光测距的精度。而由于机载扫描激光测

距工作过程的不可重复性以及目标的多变性，也不可能像定点测距时通过平均的方法来提高测量精度，所以需要深入研究影响精度的因素和提高精度的改进措施。

2. 机载扫描激光测距的基本原理与研究现状

机载扫描激光测距以飞机作为工作平台，以脉冲激光作为技术手段，以激光波束扫描的工作方式测量飞机到地面上激光照射点的斜距。采用大功率、高重复频率脉冲激光器作为辐射源，通过扫描光学系统改变输出激光束的方向，实现激光束的横向扫描，通过飞机沿一定航线的飞行而得到激光束的纵向扫描，通过测量地面采样点激光回波脉冲相对于发射激光主波之间的时间延迟而得到飞机到地面采样点之间的距离。

距离的测量过程，第一是激光发射，在触发脉冲的作用下，激光器发出一个极窄脉冲（约几纳秒），通过扫描镜射向地面，同时，激光信号被取样而得到激光主波脉冲；第二是激光探测，通过同一个扫描镜和望远镜收集地面点的回波光信号后转换为电信号；第三是时延估计，对不甚规则的回波信号进行相应处理，估计出目标的可能时间延迟，给出回波脉冲信号，该脉冲信号的前延就代表着目标回波的时延；第四是时间延迟测量，通过距离计数等方法测量出激光回波脉冲与激光发射主波脉冲之间的时间间隔。

距离测量的误差有系统固定偏差和随机误差两种，前者可以通过校准的方法予以修正，本文不作分析。后者难以彻底克服，它影响的是系统测距精度，需要设法予以减小。激光测距的每一个工作过程都会带来一定的随机误差，但起主要作用的是电子学电路对经过地面散射和空间传播后的不规则激光回波信号进行处理、估计和时间测量时带来的误差，分别有时延估计误差和时间测量误差（主要是距离计数误差）两类，它们同样受到多种具体因素的影响。

本节作者已经成功地实现了机载扫描激光测距的原理试验，并被集成应用在机载三维信息获取系统中。其距离分辨率为 1 米（时间测量分辨率为 6.7 纳秒），系统总体测距精度为数米，平均测距周期为 1 毫秒。国外在这方面的研究较早，距离分辨率可达到 0.15 米，系统测距精度 1 米左右（Steven，1987），但关于如何改善测距精度的公开报道较少。要使测量结果达到地形测绘的要求，必须提高测距精度，要分析现今通常采用的技术及其给测距精度进一步提高带来的限制，提出改进的技术设计手段，使机载扫描激光测距的系统精度达到 1 米以内。

3. 时延估计精度分析及其改进措施

时延估计的方法一般是将回波信号与一个门限作比较，当信号超过门限时就给出一个逻辑电平的回波脉冲。如图 2-2-3 所示的是时延估计的示意图，回波脉冲是对回波信号的估计后给出的，是一个其前沿代表目标时延的方波脉冲。而实际上，从扫描激光测距的过程可以看出，由于地面目标的多样性，存在着不同的反射率和起伏特征，又由于机载扫描的探测方式，回波信号的强弱、脉冲波形是随时变化的（胡以华等，1997a、b），所以回波脉冲的前沿特征具有较大的随意性，时延估计的结果是变化的，相当于给出的回波脉冲在时间轴上移动，因而出现所谓的“距离行走（range walk）”现象（Charls，1996），这就给准确提取激光回波时延信息带来了困难，很明显会产生时延估计误差。在机载扫描激光测距的原理试验中，通过对固定目标的测距发现，如果激光发射能量变化 3 倍，测距结果大约存

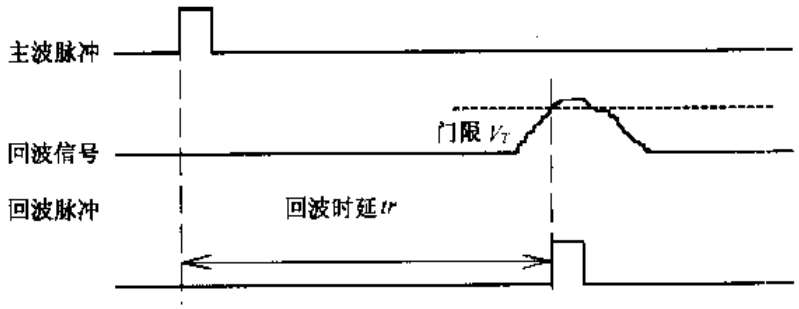


图 2-2-3　时延估计时间关系示意图

在 0.5 米的差别。

综合来说，时延估计误差来源主要是噪声、信号幅度的变化、信号宽度(或波形)的变化。假定回波信号是一个钟形脉冲，其电压可以表示为：

$$V_s(t) = V_{so}\exp\{-4\ln 2[t/\tau_{RV}]^2\} + V_n \tag{12}$$

式中 V_n 代表瞬时噪声电平(在信噪比较大时可以忽略它的影响)，V_{so} 是回波信号幅度，τ_{RV} 是经过模拟处理的回波信号钟脉冲宽度，t 是信号波形上任何一点到峰值处的时间间隔。从而在与门限 V_T 作判决时，得到信号幅度和宽度变化所引起的时延估计误差分别为：

$$\Delta t_{v_r} = \frac{\tau_{RV}}{4\sqrt{\ln 2\ln(V_{so}/V_T)}} \cdot \frac{\Delta V_{so}}{V_{so}} \tag{13}$$

$$\Delta t_{rr} = \sqrt{\frac{\ln(V_{so}/V_T)}{4\ln 2}} \cdot \Delta\tau_{RV} \tag{14}$$

它们的结果都与信号门限比 V_{so}/V_T 有关，但影响的效果正好相反。所以，合理选择信号门限比对于降低时延估计误差是相当重要的。

噪声的存在引入了时延估计的不确定性，仅仅由噪声所引起的估值误差只能以统计学方法而求得为(Jack，1989；Vincent，1996)：

$$\Delta t_{nr} \approx \frac{\tau_{RV}}{2\sqrt{2}\ln 2(V_{so}/\sigma_n)} \tag{15}$$

式中 σ_0 是以噪声均方根表示的噪声电压的有效值。由上式可见，信噪比越大，越有利于提高时延估计精度。

为了提高时延估计精度，首先需要尽量提高信噪比，以减小噪声引起的误差，这同时还可以提高测距可靠性。对于信号幅度和宽度引起的误差，基于式(13)、(14)的结果，要合理选择信号与门限，因此，要根据信号特征的起伏变化规律，自适应地对回波信号进行处理，例如可以采取恒比定时触发器减小幅度起伏的影响，使采样脉冲基本保持在脉冲前沿的中间点上，其测量精度可达到 ± 15 厘米以内，但是此方法必须加光学自动增益控制，否则会因动态范围太小而失去其作用(魏余灵等，1993)。本文提出一种波形采样修正法，

即在每次由门限比较形成回波脉冲的同时，对模拟回波信号作高速波形采样，然后通过信号处理的方法，并参考先验数据对距离计数的结果进行修正。

波形采样修正法就是对回波波形建库后的比较修正，具体方法和步骤为：第一，在地面试验时，选择若干典型地物目标，由研制的机载扫描测距仪测量其距离，同时采集并记录其回波信号的幅度、波形特征以及其展宽情况。建立波形幅度等特征与测距结果间的关系。第二，由更高精度的激光测距仪静态测量各被选择目标点的准确距离。第三，将以上得到的两种距离进行比较，并参照每个目标所对应的回波信号特征，找出对测量距离进行修正的规律。这个规律包括信号幅度与距离修正值的关系、脉冲展宽与距离修正值的关系、波形起伏与距离修正值的关系。第四，在实际飞行测量时记录每一个被测点的回波信号波形。第五，在地面信号处理时计算回波信号的幅度、宽度及波形特征，利用已经分析得到的规律去对距离测量结果进行修正，最后得到受信号幅度起伏与宽度变化影响较小的时延估计结果。

时延估计精度改进的关键是获取测距结果和回波信号特征之间关系的先验数据，以及研制一套回波信号波形的采样与记录电路。

4. 距离计数精度分析及其改进措施

时间延迟测量是测量脉冲激光回波相对于主波的时间延迟，并换算成目标距离值。目前通常采用距离计数的方法，它采用一个标准的计数时标对回波和发射主波之间的时间间隔进行计数，如图 2-2-4 所示。

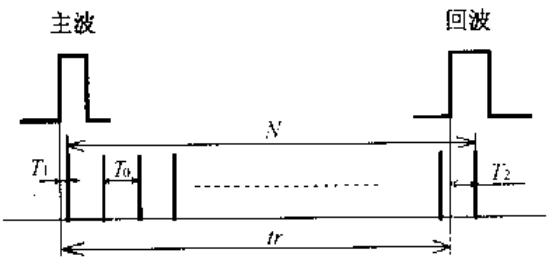


图 2-2-4　距离计数时序图

图中 tr 是时延估计给出的实际时延，下面的脉冲串是计数时钟，周期为 T_0，它作为距离计数器的时钟，首先由发射主波让计数器开始计数，然后由回波使计数器停止计数，若计数结果为 N，则时间测量到的回波时延是：

$$T_r = NT_0 \tag{16}$$

将上式的结果与理论上的光速 C_0 作运算可以得到距离测量结果：

$$z = C_0 NT_0/2 \tag{17}$$

距离计数的过程主要存在着三种误差源：其一是时间测量计数误差，差值为 $|T_r - tr|$，这就是通常的距离计数分辨率；其二为计数时钟周期的误差；其三是实际大气中的光速与理论上的光速间的偏差。它们分别带来的均方根距离误差为（钟声远等，1982）：

$$\Delta z_N = C_0 T_0/2\sqrt{3} \tag{18}$$

$$\Delta z_{T_0} = \frac{z}{3} \cdot \frac{\Delta T_0}{T_0} \tag{19}$$

$$\Delta z_C = NT_0 \Delta C/2 \tag{20}$$

当 $T_0 = 6.7$ 纳秒时，$\Delta z_N = 0.58$ 米；当 $z = 1000$ 米，且 $\Delta T_0/T_0 = 10^{-5}$ 时，$\Delta z_{T_0} = 3.3$ 毫

米，而 ΔC 与大气等状态有关，所以，在机载扫描激光测距的时间测量误差中，起主要作用的是距离计数误差 Δz_N，它是有限的距离计数分辨率引起的误差。距离计数精度的改进，主要就是提高距离计数的分辨率，但是由于电子电路的限制，更高的距离计数难以实现，所以需要采取补偿措施弥补距离计数的不足。其主要技术是在距离计数的基础上，采取其他方法测量出图 2-2-4 中所示的时间间隔 T_1 和 T_2。通常有模拟内插方法和模数转换方法，采用这些方法设计的测时补偿电路使时间测量的分辨率可以达到数十皮秒。在时间测量精度为数百皮秒到 1 纳秒而保证距离测量精度在 10 厘米左右的情况下，图 2-2-5 给出的是一种行之有效的方法。主波或回波脉冲被送往具有固定时间延迟的一组延迟器件的第一级，现假定每个时延单元提供时延 Δt，为了测量小于 T_0 的 T_1 或 T_2，Δt 应该远小于计数周期 T_0。这时，各个时延单元的输出 P_1、P_2、P_3、……、P_N 的时间延迟分别为 Δt、$2\Delta t$、$3\Delta t$、……、$N\Delta t$。用于距离计数的计数时钟 P_c 被送到一个高速锁存器，在主波或回波脉冲的情况下，由紧随其后的第一个计数时钟将时延单元的输出端的逻辑状态切入到锁存器中。那么，如果主波脉冲到计数时钟间的时间间隔为 $m\Delta t$，则锁存器的结果中从左到右的 m 个单元为逻辑 1，而后面 $N-m$ 个单元为逻辑 0。这时就实现了最小间隔为 Δt 的高精度时间测量。该电路需要高速的逻辑信号时间延迟单元和锁存器，延迟时间在数百皮秒以上的延迟器件已有商品出售，如此速度的锁存器也容易获得，至于因器件本身的响应速度带来的时间延迟，只要它是相对稳定的，而且其起伏远小于 Δt，时间测量结果将不会受到什么影响。

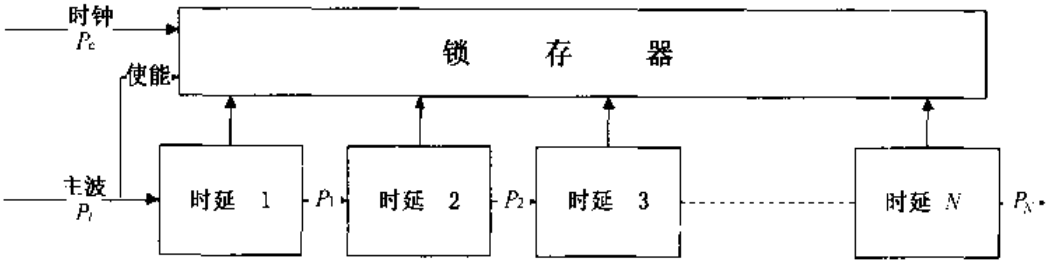


图 2-2-5　高分辨率时间测量电路框图

5. 结束语

本节关于机载扫描激光测距精度的研究基础是已经完成的原理试验，目的是为了满足机载三维信息获取的实际需要，找出影响测距精度的有关因素的影响效果。所提出的测距精度的改进措施，是基于现有可实现的技术和相关的研究成果，重点是用来减小时延估计误差和提高距离计数分辨率。这些改进措施已经过技术论证和模拟试验，拟在进一步的高定量化系统设计中加以应用。

三、采用模数转换技术提高脉冲激光测距的测时精度

1. 引　言

脉冲激光测距实际上就是测量回波脉冲与发射脉冲之间的时间延迟 T_r，再由 T_r 与

大气中的光速 C 一起作运算而得到目标斜距 $R = CT_r/2$。很明显，T_r 的测量精度亦即测时精度对距离测量有着很大的影响。目前对 T_r 的测量主要采取计数的方法，由激光主波脉冲前沿让计数器开始计数而由回波脉冲前沿让计数器停止计数，其计数结果与计数周期相乘被认为是时间 T_r。由于这里对激光主波和回波利用的是它们的前沿，而实际激光脉冲在幅度和时间上存在着两种影响测时结果的误差因素。一是由于回波幅度不同而引起的触发不稳，不同目标所反射的回波强弱不一样，回波脉冲又不是严格的方波，其前沿有一定的倾斜，因而当它与一个固定门限相比较并让过门限脉冲去开启计数器计数时，就会出现强弱回波脉冲的触发时间不同，即使后面有非常精确的测时电路也不能改善测时精度，减少这种误差影响的方法有恒比定时触发技术。另外一种因素是计数量化误差，由于主波和回波出现的时间都不可能正好与计数时钟同步，它们与计数时钟之间存在着一个随机的时差，这就是人们常说的计数量化误差，这时即使前面提供了准确触发的主、回波也不能提高测时精度，要减少计数量化误差，最直接的办法就是提高计数脉冲频率，但它的提高也受到各种因素的限制，例如，若需要计数量化误差所限制的测距精度是 0.1 米，就要求计数脉冲频率达 1 500 兆赫兹，这在实现时是很困难的。所以，只有通过一定的方法实时地测量出每一轮计数过程中的计数量化误差，再用它对计数结果进行修正即可得到比较精确的测时结果。模拟内插技术在这个方面进行了尝试，它可以使计数量化误差有较大的降低，但它通过模拟器件实现时间扩展，实现起来其本身存在不可忽略的误差因素。本节提出一种采用模数转换技术减少计数量化误差的方法。

2. 模拟内插技术

发射主波、接收回波和计数时钟的关系如图 2-2-6 所示。假设计数时钟的周期为 T_0，主波与回波之间的真实时间间隔为 T_x，主波前沿与第一个有效计数脉冲之间的时间差为 T_1，回波前沿与最后一个计数脉冲之间的时间差为 T_2，计数结果为 N，则 T_x 为：

$$T_x = NT_0 + T_1 - T_2 \tag{21}$$

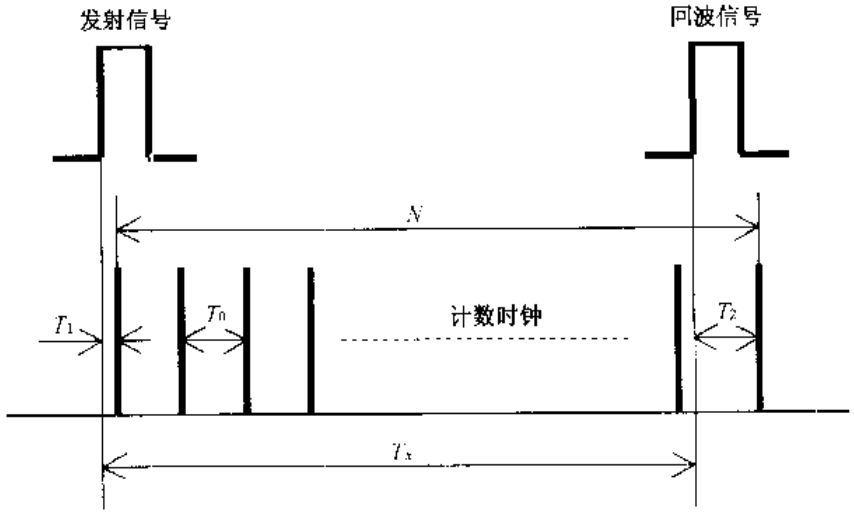


图 2-2-6　发射接收波与计数时钟的关系图

其中 $T_1 - T_2$ 值是随机变化的，它的极限情况是 $\pm T_0$，从而引起测距的最大误差为：

$$\Delta R_{max} = \pm CT_0/2 = \pm C/(2f_0) \tag{22}$$

其中 f_0 是计数时钟频率，因为它的有限值，存在测距误差是难免的。

模拟内插技术的核心是用电容充放电的方式将 T_1、T_2 扩展 K 倍，再用同样的 T_0 对扩展后的波门计数，对 T_1、T_2 的计数结果分别为：

$$N_1 = KT_1/T_0 \pm 1/2 \tag{23}$$

$$N_2 = KT_2/T_0 \pm 1/2 \tag{24}$$

其中的 $\pm 1/2$ 是计数误差，所以得到：

$$T_x = T_0\left[N + \frac{(N_1 - N_2) \pm 1}{K}\right] \tag{25}$$

$$\Delta R_{max} = C/(2Kf_0) \tag{26}$$

可见，测距误差只是原来的 $1/K$，测距精度提高了 K 倍。

但是，这一技术实现的基础是对 T_1、T_2 的扩展，在较 T_1、T_2 长 K 倍的时间内，电容充放电会带来较大的非线性，靠充放电电压形成的波门控制计数器计数总是不准确的，所以 K 值不可能太大，而且实际所实现的扩展倍数的准确值也难以得到，所以，模拟内插技术要将测时精度提高很多的话，实现起来有一定的局限。

3. 模数转换技术的基本原理

据图 2-2-6 所示，主波较第一个计数脉冲早到 T_1 时间，为了实时地测量计数量化误差 T_1，必须将时间间隔 T_1 变换为电信号。这里，让主波前沿作为起始触发，启动一阶跃恒流源 I 给一电容 C 充电，恒流源内阻为 R，则电容 C 上的电压将是：

$$V_c = RI(1 - e^{-t/RC}) \qquad (t \geqslant 0) \tag{27}$$

然后，由第 1 个有效计数脉冲的前沿控制停止对电容充电，电容电压就停止增加，假定此时的电压值是 V'_c，这一时刻相对于 $V_c = 0$（主波前沿处）时的时延是 T_1，在以下的分析中将以 T' 代表 T_1 或 T_2，则：

$$V'_c = RI(1 - e^{-T/RC}) \tag{28}$$

与充电电容相连的是一个性能较好的隔离放大器，它具有很高的输入阻抗，一般有几十兆欧，它的作用是隔离后级对充电电容的影响，让电容上的电压保持较长时间，同时，又具有一定的放大作用，但它又不影响恒流源对电容的充电。在第 1 个计数脉冲前沿让电容停止充电时，电容上的电压 V'_c 通过隔离放大器送到 A/D 电路进行模拟数字转换，而得到一个数字码 N'，为了分析问题的方便，认为放大器具有单位增益，如果 A/D 的位数为 m，满量程输入电压是 V'_{cm}，则有：

$$N' = 2^m \cdot \frac{V'_C}{V'_{cm}} \tag{29}$$

从式(28)、(29)式可知，N' 与 V'_c、T' 是一一对应的。联合求解以上二式可得：

$$T' = -RC\ln\left[1 - \frac{N'V'_{cm}}{2^m \cdot RI}\right] \tag{30}$$

式中，R、C、m、V'_{cm} 在电路设计时已经确定，N' 由 A/D 输出读数给出，因而，可以完全确知计数量化误差 T_1。T_2 的测量原理也是如此。采用 A/D 实现时间测量的时序关系如图 2-2-7 所示。

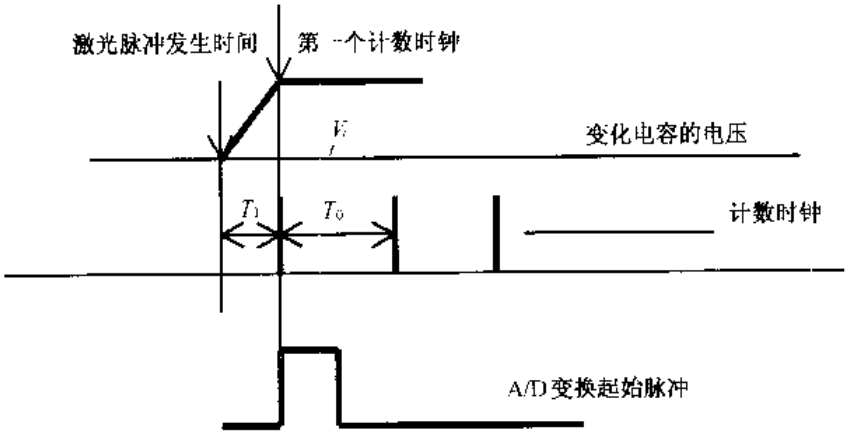


图 2-2-7　用A/D测时关系图

以上的结论是对 T_1 和 T_2 的精确解，没有忽略电容充电中的非线性的影响，从而表明，本方法所求得的结果是非常准确的。如果有 $RC \gg T$，通过对式(28)的指数展开并忽略高次项可得到线性解：

$$V'_c = \frac{1}{C}T' \tag{31}$$

从而求得线性近似下的测时结果：

$$T' = \frac{C}{I} \cdot \frac{V'_{cm}N'}{2^m} \tag{32}$$

实际上在小于 T_0 的时间之内，通过合理选择充电电容和恒流源可以使电容充电的非线性很小，当作线性充电处理。在以下分析中，为了方便，将针对线性近似情况下的结果式(32)进行讨论。

4. 实现可行性和精度分析

通过以上分析可以给出采用模数转换技术实现时间测量的原理框图(图 2-2-8)。

在进行时间测量时，一切固定的误差都可以在最后的结果中予以消除，只有那些随机变化的因素才影响测量精度。所以，在设计实现时，要选择高稳定的恒流源；电容等电路参数应尽量保持稳定，充电电容应该挑选低泄漏的电容器，还要考虑到电容器的绝缘吸收也会影响电压保持，具有较好特性的电容器有聚苯乙烯、聚丙烯和聚四氟乙烯，而云母和聚碳酸脂电容不如聚脂薄膜电容；A/D 的参考源影响到实际中的满量程值 V'_{cm}，所以，参

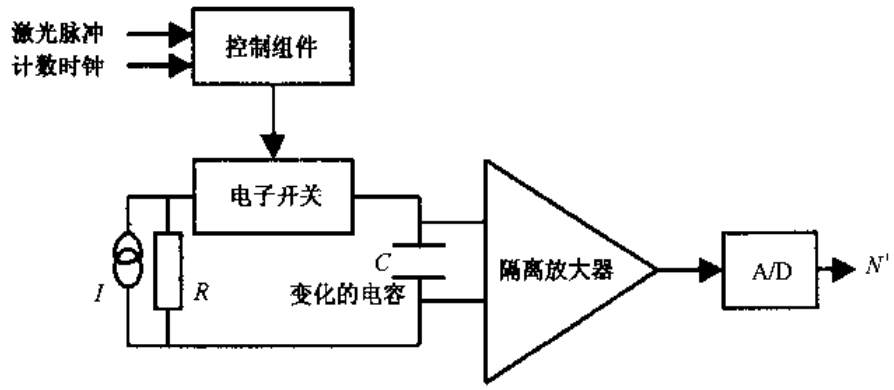


图 2-2-8 *A/D* 时间间隔测量框图

考源应尽量稳定。从(32)式可以求出，I、C、V'_{cm}每变化一定的比例，测时结果也会变化相应的比例。

隔离放大器的浮动输入设计完全消除了信号输入端与放大器输出端以及电源端的耦合。这里所运用的是仪用隔离放大器，对它的主要要求是具有高的输入阻抗、高的共模抑制能力和低的失调电压及温度漂移等，由于通过它隔离放大的是已经停止充电的电容上的直流电压，所以对它的频率特性没有什么要求，因而这种隔离放大器的选择与实现并不困难。

对于 A/D，其主要性能指标是转换速率和分辨率。A/D 的分辨率(即对应位数 m)的选择在本方法中具有决定性的作用。为了充分利用 A/D 的资源，一般选择当 $T' \approx T_0$ 时，使 $V'_c \approx V'_{cm}$，又由于线性近似：

$$\frac{I}{C} = \frac{dV_c}{dt} \tag{33}$$

这样，通过对式(32)求出的：

$$\Delta T' = \frac{V'_{cm} \cdot C}{2^m \cdot I} \cdot \Delta N' \tag{34}$$

可以得到这种方法的测时误差为：

$$\delta T \approx \frac{T_0}{2^m} \tag{35}$$

可见，使计数量化误差减少到原来的 $1/2^m$，由于 T_1 的最大值是 T_0，也就是说，这种提高精度的方法将脉冲激光测距中的测时精度提高了 2^m 个数量级。

如果隔离放大器的输入电阻为 R_i，停止充电后电容的放电时常数为 R_iC；对于 m 位的 A/D，幅度量化间隔为 $V'_{cm}/2^m$，若电容近似线性放电，则电容电压下降一个幅度量化间隔所需的时间近似为：

$$T_d = R_iC/2^m \tag{36}$$

这样，为了保证最小的 T' 都能够分辨出来，在选择 A/D 时，就要求在电压下降未达到一个

幅度量化间隔之前，模数转换完毕，亦即 A/D 的转换速率必须满足：

$$f_i \geqslant \frac{1}{T'} = \frac{2^m}{R_i C} \tag{37}$$

例如，若计数时钟频率 $f_0 = 15$ 兆赫兹，未修正计数测时误差为 66.7 纳秒，如果运用这种方法选择 $m = 16$ 的 A/D 作模数转换法进行修正，由(35)式得理论上的测时误差减少到近 1 皮秒。由于 T' 最大值是 T_0，在本例中可以选择 $RC = 10$ 微秒，从而具备了 $RC \gg T'$ 的线性化条件，此时如果 $R = 10K$，可以选择 $C = 1000$p；若选 $V'_{cm} = 10$V，并且认为在 T_0 之内要将电容电压充到近 10V，则线性充电速率应达到 $V'_{cm}/T_0 = 1.5 \times 10^8 v/s$，由(33)式可得到 $I = 150$ 毫安。如果 $R_i = 20$M，由(37)式得到 A/D 的转换速率：

$$f_i \geqslant 2^{16}/(2 \times 10^7 \times 10^{-9}) = 3276800 \text{ 赫兹} \approx 3.3 \text{ 兆赫兹}$$

可以明显地看出，这种方法的实现对 A/D 速度的要求是不苛刻的，而对测时精度的提高确实具有很好的效果。

5. 结　语

通过以上的原理分析，可以看到，采用模数转换技术不会出现因电容放电等长时间的作用而带来的测量结果的不准确，能够大大提高脉冲激光测距中的测时精度。采用低成本的、易于实现的 8 位、1 兆赫速率 A/D，并按照上节的举例选择元器件和电路进行试验，可得到此时的测时误差为 250 皮秒，与理论分析结果相一致，从而表明这一方法能够将脉冲激光测距的测时误差减少好几个数量级。在需要误差更小的场合，可以选择更高位数、更高速率的 A/D，在电路实现时，要按照要求选择好元器件，然后精心设计与制作电路以降低噪声，确保达到所设计的测时精度。

四、机载扫描激光测距地面分辨力分析

1. 引　言

机载扫描激光测距的目的是获取地面被激光照射处到飞机的距离，为机载地面测绘获取地面的三维信息提供数据源，显然，其地面采样点的密集程度直接影响到地面测绘的性能，也就是说，地面测绘对扫描激光测距的地面分辨力有着较高的要求。地面分辨力有水平分辨力和垂直分辨力两种，垂直分辨力表现为对地面高低目标的分辨能力，这在以测距为主要目的的系统中不作太多要求，而水平分辨力表现为对地面水平目标的分辨能力，是一个很重要的性能指标，它与诸多因素有关，因而需要对水平分辨力的有关特性和对它有影响的因素进行分析，为机载扫描激光测距系统的实现及其性能的研究与改进提供理论依据，本文将主要在这一方面作一些分析。

2. 机载扫描激光测距地面采样点分布轨迹

机载扫描激光测距以飞机作为工作平台，以脉冲激光作为技术手段，以激光波束扫描的工作方式测量飞机到地面上激光照射点的斜距。在区域扫描测量时，由飞机的飞行获

得沿飞行航线的纵向扫描，由机载扫描装置获得横向扫描，横纵向扫描所得到的地面上按一定规律分布的采样点组成了扫描测距采样点集，每一点给出一个斜距数据，作为地面测绘三维信息获取的高程数据源。

在激光束进行扫描时，激光束在地面上照射的光斑（亦即地面采样点）的分布规律取决于扫描光学结构，而又直接地影响着扫描测距的分辨力等性能。一般来说，采样点分布规律以一个横向扫描行内采样点所组成的轨迹来表征，扫描轨迹有直线形和圆弧形两种，所谓直线形的扫描轨迹就是每一个扫描行内地面采样点的连线是条直线，圆弧形扫描就是扫描行内地面采样点的连线是一个圆弧。理想情况下两种采样点的扫描轨迹如图2-2-9所示，下面将针对常用的直线型扫描轨迹分析其地面采样点分辨力特征。

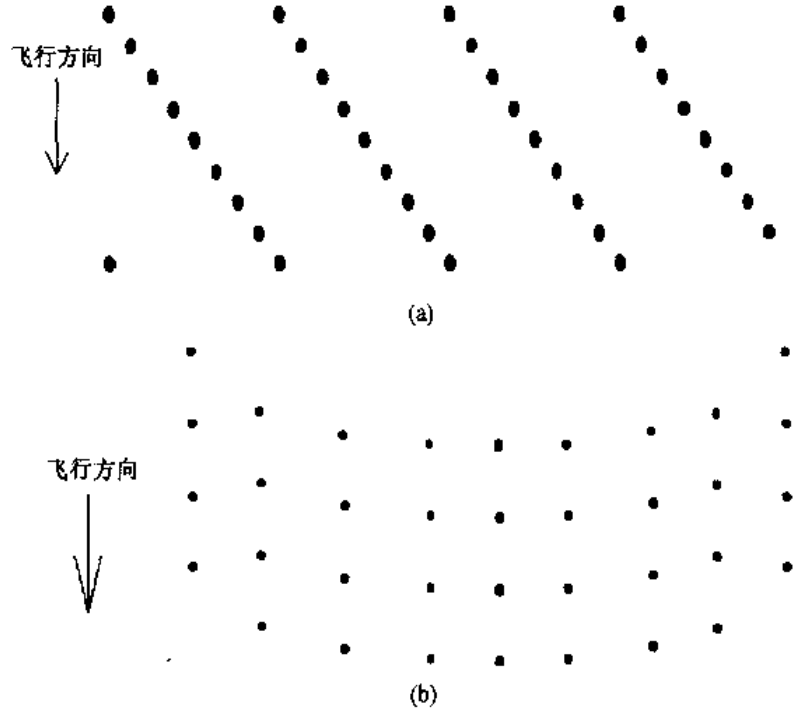


图 2-2-9　地面采样点轨迹的两种形式

(a)为常用的直线形式；(b)为圆弧形式

3. 地面水平分辨力特性及其变化规律

当工作平台在高度 H，在扫描视场范围内，瞬时视场光轴与地面成一个倾角 φ 时，激光束的照射光斑在地面成一个椭圆，其长短轴以及与天底方向的位置关系如图 2-2-10 所示。

地面采样点中心到天底方向（机下点）之间的距离为：

$$X(\varphi) = H\mathrm{tg}\varphi \tag{38}$$

等式两边对时间求导可得到扫描时地面像元到机下点间距的时间变化率为：

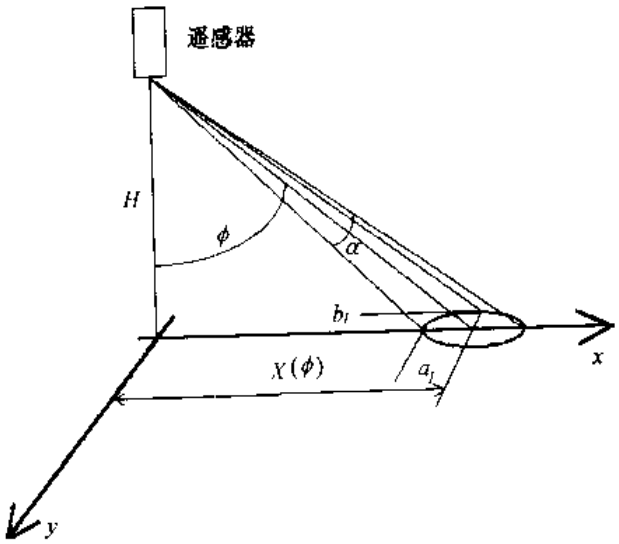


图 2-2-10　激光地面采样点的空间参数分布

$$\frac{dx(\varphi)}{dt} = \frac{H}{\cos^2\varphi} \cdot \frac{d\varphi}{dt} \tag{39}$$

在直线形式的扫描时，$d\varphi/dt = 2\pi s$ 就是扫描角速度，s 为扫描转速，而在圆弧扫描时，$d\varphi/dt$ 就是扫描角速度在横向的分量。由此可见，在扫描速度恒定的情况下，地面采样点到机下点之间距离的变化率却是非线性的，反比于扫描角余弦的平方，即扫描行内的采样点的分布是非均匀的，越远离机下点，分布的越稀，也就是地面分辨间隔会越大。所以，当以恒定速度扫描，而且以恒定速度记录数据，再以恒定的速度回放时，所得到的地面采样点间距会出现失真，出现水平分辨力不一致现象。

对式(39)进行变换可得到：

$$dx(\varphi) = H\sec^2\varphi \, d\varphi \tag{40}$$

$dx(\varphi)$是对应一个扫描微角度 $d\varphi$ 时的地面采样点的横坐标的变化量。

如果考虑扫描角度以步进间隔 $\Delta\varphi$ 变化，则激光的横向地面采样点间隔为：

$$\Delta x(\varphi) = \Delta\varphi \times H\sec^2\varphi \tag{41}$$

而纵向地面采样点间隔取决于飞机的飞行速度 V，即有：

$$\Delta y(\varphi) = V/s \tag{42}$$

$/\Delta x(\varphi)$、$/\Delta y(\varphi)$分别代表地面采样的横向分辨力和纵向分辨力。

但是，地面激光元的横、纵向轴长分别为：

$$a_L = \alpha \times H\sec^2\varphi/2 \tag{43}$$

$$b_L = \alpha \times H\sec\varphi/2 \tag{44}$$

式中的 α 为激光波束发散角。如果 $\Delta x(\varphi) > a_L$，扫描时会漏去某些航带，反之则会出现测量航带重叠；如果 $\Delta y(\varphi) > b_L$ 则会漏掉部分扫描带，反之则会出现扫描带重叠。

一般来说，基于实际需要并考虑到其可实现性，横纵向都丢去一些单元，而且常常是 $\Delta x(\varphi) > \Delta y(\varphi)$，那么，在 $\Delta x(\varphi) \times \Delta x(\varphi)$ 的方形区域内有采样点数：

$$N_{\Delta x^2} = \Delta x(\varphi)/\Delta y(\varphi) \tag{45}$$

那么，在图 2-2-9(a)所示的地面采样点轨迹的情况下，等效的地面采样点间隔为：

$$\Delta(\varphi) = \sqrt{\frac{\Delta x(\varphi) \times \Delta x(\varphi)}{N_{\Delta x^2}}} = \sqrt{\Delta x(\varphi) \times \Delta y(\varphi)} \tag{46}$$

到此即得到了等效地面水平分辨力 $/\Delta(\varphi)$ 与有关影响因素之间的关系，并且地面水平分辨力往往是不均匀的，它与当时的波束倾角以及扫描角度步进、扫描速度、飞行高度、飞行速度有关。

例如，若 $\Delta\varphi = 1992\text{mrad}$，$s = 20$，当 $V = 50$ 米/秒，$H = 600$ 米时，此时的天底方向地面测距采样点参数分别为 $a_L \approx 0.9$ 米、$b_L \approx 0.9$ 米、$\Delta x(0) \approx 106$ 米、$\Delta y(0) = 2.5$ 米，在 $\pm 22.5°$ 时的测距采样点参数为 $a_L \approx 1.05$ 米、$b_L \approx 0.97$ 米、$\Delta x(22.5) \approx 124$ 米、$\Delta y(22.5) \approx 2.5$ 米。而等效的平均测距采样点间隔为 $\Delta(0) = 16.3$ 米，$\Delta(22.5) = 17.6$ 米，还是比较小的。

4. 地面水平分辨力的改善途径

在以地面三维信息获取为主要目的的机载扫描激光测距中，高的分辨力显然是非常需要的，而且还希望地面采样点的分布具有均匀性，因而就需要采取一些措施，改善分辨力性能。

为了实现均匀分辨力，可以采取非等速工作方式，即将扫描、记录和回放三者之中的一个速度变成非匀速，比如让扫描速度按如下规律变化：

$$d\varphi/dt = 2\pi s\cos^2\varphi \tag{47}$$

则等速记录且等速回放出的地面采样点将是等间隔的。

由式(42)知，地面纵向分辨力的提高可以通过减小飞行速度和增大扫描速率来实现，但飞行速度的降低会降低作业效率，因而不是好办法。增大扫描转速能够提高纵向分辨力，但受到整体性能和可实现性的限制。

地面横向分辨力受到的影响因素最多，而且对整体性能影响最大。由式(41)可知，降低飞行高度或扫描视场范围，当然能够提高横向分辨力，但这与减低飞行高度去提高纵向分辨力一样，最后会导致作业效率的降低。最终的途径就是以较小的步进间隔 $\Delta\varphi$ 进行扫描。如果在天底方向的扫描视场角 FOV 范围内进行激光测距，激光器的脉冲重复率也就是测距重复率为 f_L，则有：

$$\Delta\varphi = 2\pi s/f_L \tag{48}$$

由此式看出，需要减小扫描速率才能提高横向分辨力，但这与提高纵向分辨力的要求是矛盾的，所以只能希望提高激光测距的重复率来提高分辨力。因而，只要所采用的脉冲激光

器有足够高的脉冲重复率，就能够获得足够高的地面测距水平分辨力，在工程设计和应用中，都需要基于式(48)，由分辨力的要求去选择合适重复率的激光器，并折衷设计扫描转速。

5. 结　语

上述分析得到了直线形式扫描轨迹的情况下机载扫描激光测距地面采样点之间隔的特性和变化规律，由此可以看出，地面水平分辨力受波束倾角、扫描速度、激光脉冲重复率、飞行高度、飞行速度等影响，在不影响作业效率的情况下，提高激光脉冲重复率是最有效的提高水平分辨力的途径。本节的分析结果已在机载三维信息获取系统的原理样机研制中得以运用，并检验了分析结果的正确性。

五、高重复频率激光器在机载扫描激光测距中的应用

1. 引　言

激光测距给机载地面测绘或地面三维信息获取的手段带来了新的活力，对一定区域内地面采样点的测量，目前一般采用激光束扫描方式获得飞行航线的横向地面采样点斜距数据，然后与其他信息一起由信息处理系统求得地面采样点的三维坐标。在扫描激光测距中，高重复频率激光器是实现高分辨力地面三维信息获取的重要保证，但随着激光触发重复频率的提高以及扫描光学结构的运用，测距系统的设计实现和工作控制都存在着其自身的特点，很有必要加以总结，便于以后的系统设计时参考。

2. 机载扫描激光测距系统的主要组成及对激光器的要求

机载扫描激光测距系统的主要组成如图 2-2-11 所示。

扫描转镜平面在电机的带动下旋转，与此同时，编码器也随着转镜同步转动而给出同步触发脉冲送到激光器控制器和激光探测等电子学系统中。当转镜平面朝向天底方向某

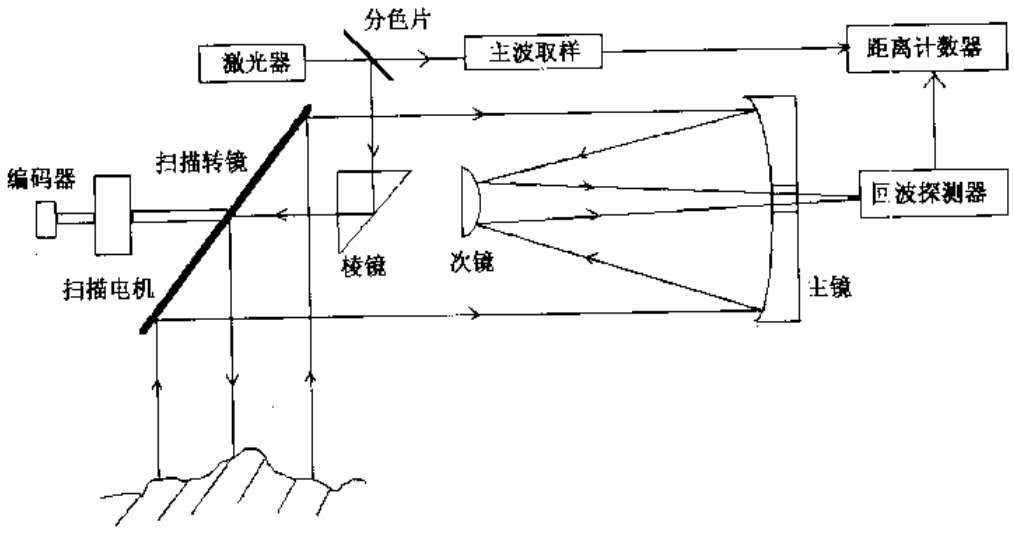


图 2-2-11　机载扫描激光测距系统主要组成

一个视场范围内时，激光器在控制器的触发下输出激光脉冲，探测电路由同步脉冲控制而达到一定工作状态。发射激光经过转折棱镜和平面转镜的导向而射向地面，同时，地面的后向散射回波通过平面转镜而被接收望远镜的主镜收集，再由望远镜次镜将其会聚到回波探测器上而检测到回波脉冲信号。在激光发射光路上设有一分色片，将绝大部分光束能量反射到棱镜上，而让极小的一部分能量透过到主波取样探测器上，以获得发射激光主波脉冲，它与回波脉冲一起送到距离计数器中而得到不同扫描方向的地面采样点的斜距数据，从而实现了机载扫描激光测距。

在实际应用中，一般进行扫描测距的视场范围不是太大，约为为 30°到 45°，因而在转镜旋转一周的大部分时间内激光测距处于休止期，激光器也不发射激光，因此测距同步触发脉冲具有非均匀特性。如果转镜转速为 Ω 转/秒，扫描视场范围为 θ 弧度，每行采样点数为 N，则在以扫描行为单位的一个周期 $T = 1/\Omega$ 中，要求同步触发脉冲提供 N 个间隔为 $\Delta t = \theta/2\pi\Omega N$ 的脉冲，而余下的 $T - N\Delta t$ 时间为休止期，此处的 Δt 就决定了激光脉冲的重复率和回波探测的响应时间。

由于机载扫描测距的目的是为了生成地面三维图形，因而对地面的测量点越密集，所获得的三维图形就更能反映地面的真实特征，也就是说水平分辨力高。水平分辨力与飞机的飞行速度、高度成反比，与激光的脉冲重复率成正比，而最重要的是后者，因为飞机的飞行速度不能太小、高度不可能太低，只有通过提高激光的脉冲重复率来提高地面分辨力。高重复频率激光器的使用在技术和经济上存在着一定的限制，激光器重复频率的提高需要提供足够高的能量和良好的散热条件，激光器的冷却装置和电源的体积和重量会增大，激光器的寿命会缩短；相对来说，高重复频率下的激光脉冲功率就可能降低，可探测距离受到影响；在高重复频率下，对回波探测、信号处理、距离计数和数据传送都提出了更多的要求。

3. 实验用高重复频率激光器

机载扫描激光测距需要高重复频率的激光器，美国光谱物理公司生产的 TFR 激光器是比较理想的一种，它是以 Nd：YLF 为激活介质的二极管泵浦的固体激光器，工作波长为 1047 纳米，由于其紧凑折叠腔结构和二极管泵浦的高效率设计使其具有体积小、重量轻、功耗低的特点。该激光器的门限泵浦功率约 1.5 瓦，激光二极管功率达 8 瓦时可达到指标功率输出。激光器的输出端有一个 LiNbO3 电光调 Q 开关，一个偏振片和一个 1/4 波片，LiNbO3 调 Q 开关由一个上升时间小于 10 纳秒的高压开关驱动，驱动电路允许工作重复频率达到 10 千赫兹。在本实验系统中，根据对分辨力的要求，激光器工作重复频率大于 1 千赫兹，此时，脉冲能量达到 500 微焦以上，脉冲宽度小于 7 纳秒。该激光器的工作对温度、泵浦电流和触发控制要求比较严格，因而对其使用存在着特殊性。图 2-2-12 为其脉冲能量和宽度与脉冲重复率之间的关系。

4. 系统实现的主要特点

在实现以上述激光器为辐射源的高重复频率扫描触发工作方式下的测距系统时，通过对其特殊性的研究以及反复地设计、实验，其具体实现方法存在着明显的特点，主要有：

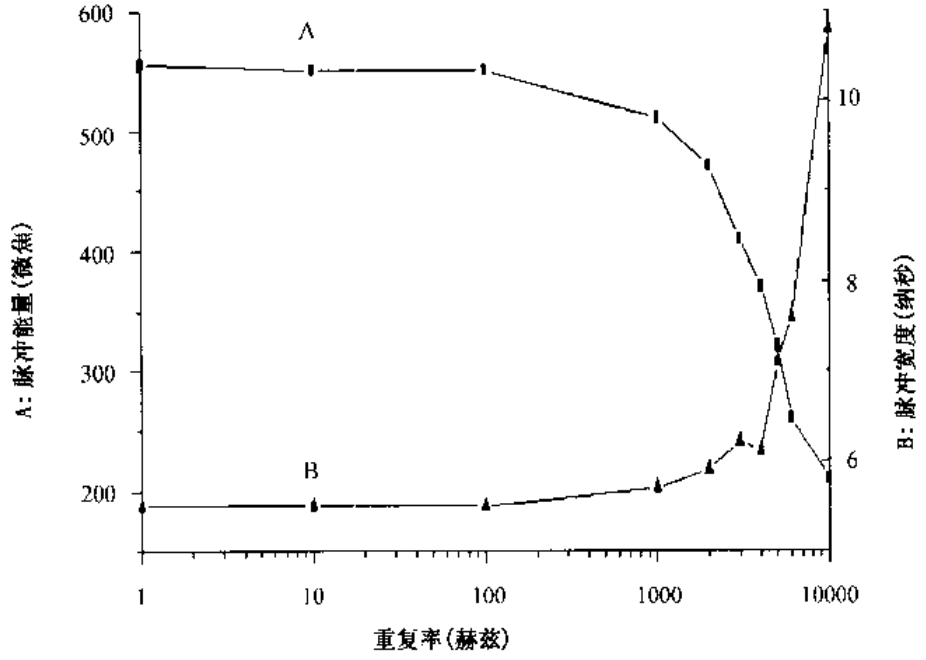


图 2-2-12　激光器输出的脉冲能量和宽度与脉冲重复率间的关系

(1)关于对激光器的控制。首先,激光器中激光棒的温度必须控制在所设定温度之下,误差不能超过±0.1℃,通过实验发现其设定温度在24.1℃时输出功率最大,为了达到如此的工作环境,激光器需要循环水温度控制器,它的工作温度要在20℃到30℃之间,因此,在设计可能较长时间工作的系统时,需要综合考虑飞机上的载荷与供电情况去选择带有加热和冷却两种功能的水循环设备;同时,该激光器已经设计了热电偶对激光棒的温度作小范围控制,使其达到设定值,当热电偶温控失调时,激光控制器会自动关机。其次,对激光器的控制必须严格按照规定进行,尤其在激光测距中使用外触发方式时,务必要设计一定的时序信号控制泵浦二极管的电流的大小变化以及调Q开关的触发时间。激光器外触发时的时序应满足图2-2-13所示的要求。

图2-2-13中第一根曲线代表泵浦源电流的控制曲线,第二根曲线是扫描转镜朝扫描视场方向的扫描波门,TTL高电平有效,第三根曲线是同步脉冲,它和扫描波门相"与"而得到第四根曲线即激光触发脉冲。在扫描波门为低时,表示转镜没有进入扫描测距范围,此时没有激光触发脉冲,激光器不输出激光,泵浦电流可以为常值,但在每一个扫描行准备打激光之前至少30毫秒内(或激光器复位后输出第一个激光脉冲之前至少60毫秒内),必须由泵浦控制信号控制泵浦电流变到常值的一半,然后才再接受激光触发脉冲。

(2)关于回波探测器工作状态的调整。对于激光脉冲探测,目前近红外波段纳秒级脉宽的激光脉冲之最佳探测器是雪崩二极管探测器,但它在工作时必须加以几百伏的偏置电压,其倍增因子与噪声和它的偏置高压大小有关,仅当偏压始终处在与最佳倍增因子对应的最佳工作电压上,才能获得最佳信噪比。在机载扫描激光测距时,所遇到的背景辐射复杂多变,工作环境也不一样;另一个方面大气的近距离后向散射比较大以及由于采用了发射、接收的同轴,发射激光时导向棱镜和转镜上的散射,进入探测器后都可能使电路阻塞饱和。所以,为了保证在任何情况下雪崩管都能正常工作,应该在每个工作周期内自动

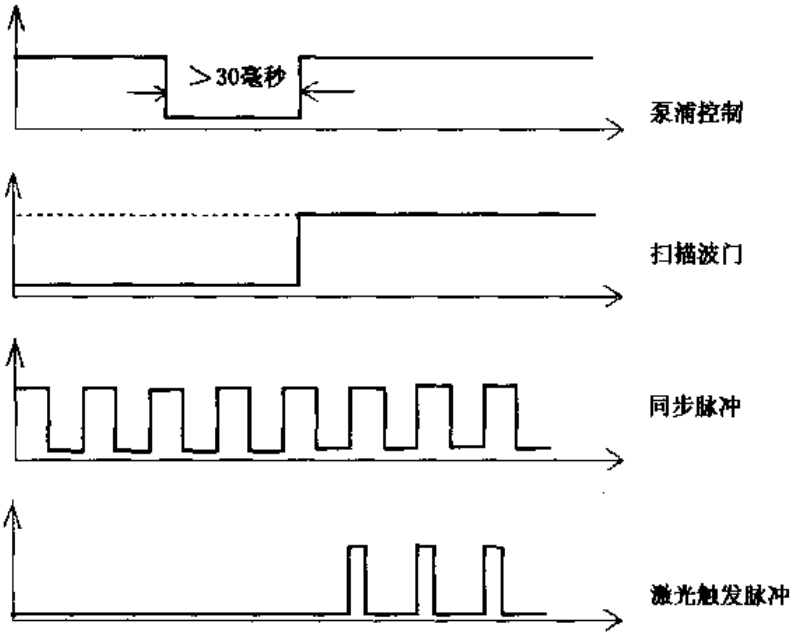


图 2-2-13　激光器控制时序关系

调整探测器的工作状态，也就是说自动调整雪崩管的偏压大小和后接的视频放大器增益等参数。这种调整在同一个触发周期内不同的时间段上所进行的调整工作是不一样的，比如有背景噪声控制、发射脉冲抑制、盲区控制等，因而在高重复频率情况下就要求有较高的调整速度和比较准确的调整时序，所以，不能沿用低速或单次测距时的雪崩管状态等的调整方法，需要采用可编程方式来进行准确的控制。

(3)关于转镜扫描的非均匀触发问题。在机载扫描激光测距系统的飞行实验中，发现了一种现象，在某一飞行高度时，当激光束由空中射向地面作从左向右的直线型扫描时，右边地面采样点数据有部分的丢失，飞行高度越高则丢失的数据越多，初步分析可以认为是采用了图 2-2-11 所示的转镜扫描结构时非均匀触发带来的影响。当激光器泵浦电源始终保持恒定时，由图 2-2-12 可知不同的触发周期时的输出功率存在着差异，所以在每行扫描的起始第一个脉冲触发时，相当于较低的等效工作频率，所以输出功率较大，而其后紧接的各触发脉冲随着等效触发频率的增加，输出功率相应减小，触发脉冲足够多时的激光输出才趋于稳定。在实验系统中地面一个扫描行的采样点数仅为 $N=8$，激光输出功率呈现非稳态特性是很明显的，从而当扫描转镜控制激光束在地面上从左到右扫描时，左边的发射激光功率大，而偏向右边时的激光功率逐渐减少，这就可能探测不到激光回波。为了解决这一问题，当然可以采取激光器连续触发而用快门仅在扫描视场范围内选择激光输出的办法，但在高重复频率工作情况下这种方法是不可取的，不仅加大了功率消耗，而且相对缩短了激光器的使用寿命。在本系统实现时，首先用存储示波器同步观察同一个目标的连续八个回波脉冲的探测信号幅度，通过比较它们的大小可以证实脉冲功率确实是逐渐减小的；然后，运用它们幅度的比值，设计每个触发脉冲时的应该提供给激光器泵浦源的电流，在工作时通过激光器控制器自动实施电流大小控制，从而实现了较均匀的激光脉冲输出，前述的显现也基本消失。

5. 结　语

采用了高重复频率激光器的扫描激光测距系统已用于机载三维信息获取中，当飞机速度为 180 公里/时、$\Omega = 20$ 时，地面采样点的纵向间隔为 2.5 米；在 $\theta = 45°$、$N = 8$，飞机高度为 600 米时，每行中地面采样点横向间隔约为 60 米。采用了逐行错位激光输出扫描方式后，在地面上 60 米 × 60 米的范围内沿对角线采样了 25 个点，那么等效的地面采样点间隔约为 12 米，所以等效最小可分辨区域是 12 米 × 12 米，这时需要激光器的工作重复频率为 $1/\Delta t = 1280$ 赫兹。由此可见，高重复频率激光器的使用大大提高了机载扫描激光测距的地面分辨力，但是，对它的应用要求比较严格，必须采取新的设计方法和实现手段，这已经得到了实际实验的证实。

六、机载激光波束扫描时回波脉冲特征分析

1. 引　言

脉冲激光回波探测关心的是回波脉冲的有无，在设计探测处理电路时要求获得最佳信噪比输出，但最佳信噪比的获得又依赖于激光回波脉冲的波形参数，在一般情况下，回波特征参数基本保持不变，可是在激光束作扫描探测时，由于实际的脉冲激光器产生的激光脉冲，在时间上都具有一定的宽度，不可能是严格的狄拉克脉冲，在空间上，激光束具有一定的发散角，从而在被激光照射处会形成一个激光光斑，当激光束相对于地面的倾角发生变化时，光斑的大小和形状也随之变化，因而不同光斑处的回波波形就存在着差异，其结果将会对回波脉冲的特征产生影响，最终影响到探测性能的变化，尤其当激光束在较高空进行大范围扫描时，这种影响是必须考虑的。

2. 发射脉冲激光波束模型

激光器输出激光脉冲在时域上具有高斯模型，其发射激光功率可表示为：

$$P(t) = P_0 \exp[-k(t' - \tau/2)^2/\tau^2] \tag{49}$$

式中 τ 为半功率脉冲宽度，$k = 4\ln 2$，式(49)表示的是关于 $t' = \tau/2$ 对称的波形，发射脉冲的起点在 $t' = 0$ 处。

对于基模激光，空中光强度分布也为高斯模型：

$$I(r) = I_0 \exp(-2r^2/w^2) \tag{50}$$

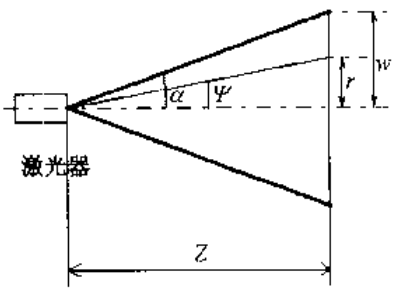


图 2-2-14　激光束有关参数示意图

式中 r、w 如图 2-2-14 所示，I_0 为光束中心的光强。

$w = w_0\sqrt{1 + (\lambda z/\pi w_0^2)^2}$ 为激光束在距束腰(即激光器处)距离为 z 处的光束半径，w_0 为束腰半径，λ 为激光波长，r 为距离 z 处激光束上某点到光束中心的距离，激光束成一发散的波束出射，如果以 α 表示激光束半

发散角，则有：

$$\alpha = \lim_{z\to\infty}\left(\frac{dw}{dz}\right) = \frac{\lambda}{\pi w_0} \tag{51}$$

这样，在图 1 中若半径为 r 的点到激光器的连线与光束中心轴线之间的夹角为 $\Psi(-\alpha \leqslant \Psi \leqslant \alpha)$，即有 $r = z \cdot \mathrm{tg}|\Psi|$，则利用 α 和 w 的表达式并考虑到远场时满足 $\lambda z/\pi w_0^2 \gg 1$，式(50)可以变换为：

$$I(\Psi) \approx I_0 \exp\left[-\frac{2\mathrm{tg}^2\Psi}{\alpha^2}\right] \tag{52}$$

从而发射激光束功率的时空分布可表示为：

$$P_T(t', \Psi) = P_T \exp[-k(t' - \tau/2)^2/\tau^2]\exp\left[-\frac{2\mathrm{tg}^2\Psi}{\alpha^2}\right] \tag{53}$$

P_T 为光束中心处的最大功率。

3. 回波脉冲构成

假设激光器在空中 A 点对地扫描照射，并进行同轴接收，如图 2-2-15 所示。激光束中心轴线与天底之间的夹角为 φ，光束扫描的过程就是 φ 的变化过程。

图中 H 为激光器和探测器的高度，点 1，2 之间是一束光束所照射到的目标范围，M 是 1、2 之间的任一点。点 1，2 之间的所有点都会给出持续时间等于脉宽的后向散射激光信号，换一句话说，在这一空间位置情况下得到的激光脉冲上每一个时刻所对应的功率都由 1，2 点之间的很多点所贡献。

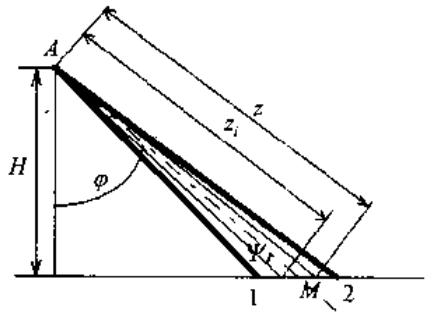


图 2-2-15　激光束对地面照射示意图

这里为了分析问题方便，不失一般性，假定所分析的目标是一维的，其结果将同样适用于二维目标。我们的目的是要找出回波脉冲波形的时间关系，对于脉冲波形内的任何时刻 t，一定会在被照射区域内找到一点 M，它到激光器之间的距离为 z，使 $z = ct/2$ 成立。t 时刻的接收功率中，除了包括点 M 的后向散射功率的贡献之外，点 1、2 之间的很多点都有贡献，但在式(49)的发射脉冲时域假定下，对于脉宽为 τ 的发射脉冲，只有那些到探测器的距离 z_i 满足 $z_i = z - ct'/2$(其中 $0 \leqslant t' \leqslant \tau$)的目标点所散射的回波才会在 t 时刻同时到达探测器，因而只有点 M 左边的一些点对 t 时刻的回波功率有贡献。

根据激光探测后向散射功率的原理，探测器接收的功率是发射功率与一个传输因子 $\gamma(z)$ 的乘积，t 时刻的功率经过空间积分而得到为：

$$P_R(t) = \int_{\Psi_1}^{\Psi_2} P_T(\Psi, t')\gamma(z_i)\,d\Psi \tag{54}$$

其中：

$$\gamma(z) = \frac{S_r \sigma A(z)}{\pi z^2} \tag{55}$$

$\gamma(z)$代表着大目标而且接收视场角大于激光发散角时的传输因子，S_r 为接收有效面积，σ 为目标反射率，在本文的分析过程中认为它是各向一致的，$A(z)$为与距离有关的激光双程总衰减系数，为了分析问题的方便也假设它为常数 A。

从图 2-2-15 可以看出：

$$z_i = H/\cos(\varphi + \Psi) \qquad (-\alpha \leqslant \Psi \leqslant \alpha) \tag{56}$$

$$t' = t - 2H/c \cdot \cos(\varphi + \Psi) \tag{57}$$

从而将式(53)、(55)、(56)、(57)代入式(54)可以得到：

$$P_R(t) = \frac{P_T S_r \sigma A}{\pi} \int_{\Psi_1}^{\Psi_2} \exp\left[-\frac{k}{\tau^2}\left(t - \frac{2H}{c \cdot \cos(\varphi + \Psi)} - \frac{\tau}{2}\right)^2 - \frac{2\mathrm{tg}^2 \Psi}{\alpha^2} \right] \cdot \frac{\cos^2(\varphi + \Psi)}{H^2} d\Psi \tag{58}$$

积分限为：

$$\Psi_1 = \arccos\left(\frac{H}{c \cdot t/2 - c \cdot \tau/2}\right) - \varphi \tag{59}$$

$$\Psi_2 = \arccos\left(\frac{H}{c \cdot t/2}\right) - \varphi \tag{60}$$

由式(58)可知，激光回波脉冲时域功率分布与波束扫描倾角 φ、波束发散角 α、高度 H、发射脉冲宽度 τ 有关。不过，在具体系统的激光扫描探测时，α、H、τ 都是基本确定的，只是 φ 在不断地变化，所以有必要详细分析回波脉冲波形特征随扫描倾角的变化规律，找出激光脉冲扫描探测器设计时参考的依据。

4. 回波脉冲参数的变化规律

激光回波脉冲信号的特征参数主要由它的波形形状、峰值、宽度来表示(Krawczyk，1993；Barry，1990)，在诸如测距的激光脉冲探测时还需要给出回波脉冲的准确到达时间。在机载脉冲激光扫描探测与测距时，主要考虑一般的工作情况下飞机飞行在几千米的高度，而且波束扫描限于 ±0.5 弧度之间，目前的脉冲激光器波束发散角为毫弧度量级，发射脉冲宽度为纳秒量级，因此这里将在这些参数范围内，讨论脉冲激光回波的上述主要特征随扫描倾角的变化规律。

图2-2-16给出了由式(58)经过数值计算而得到的回波脉冲及其主要参数变化规律曲线，其中曲线a-g分别对应不同的 α、τ、H 值如下表2-2-1所示，曲线 a 对应我们在某机载扫描测距系统中使用过的一个具体情况。从以上曲线中可以得到以下主要结果。

表 2-2-1　α、τ、H 值表

项　目	a	b	c	d	e	f	g
α(毫弧度)	1.5	0.75	3	1.5	1.5	1.5	1.5
τ(纳秒)	6	6	6	6	6	3	12
H(米)	3000	3000	3000	1500	6000	3000	3000

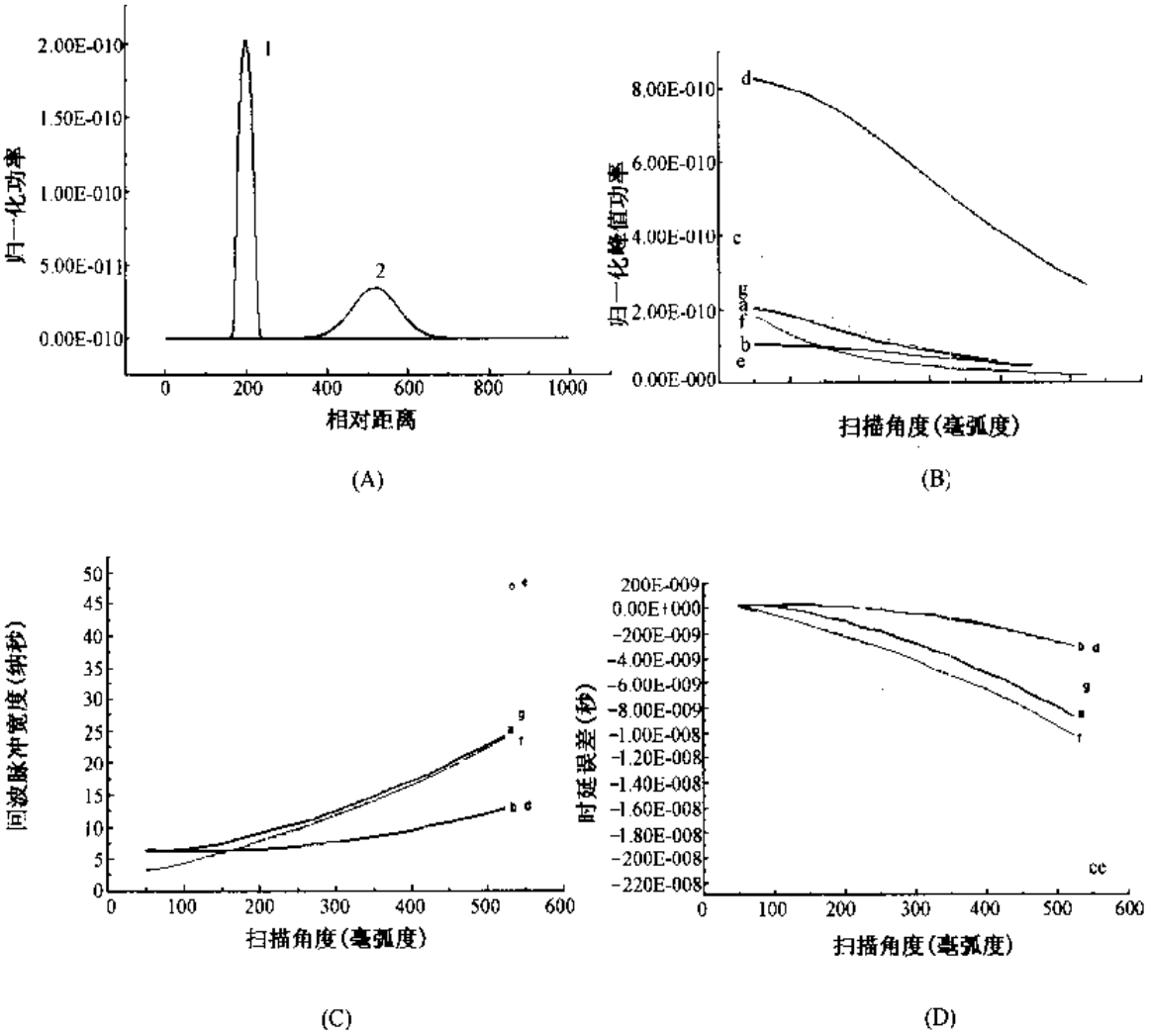


图 2-2-16　回波脉冲参数变化规律曲线

A 图表示两种扫描角度情况下归一化的回波脉冲功率波形，是式(58)所示的积分号内的计算结果，曲线 1 对应的扫描角度为 0.05 弧度，曲线 2 对应的扫描角度为 0.5 弧度，通过拟合可以看出它们都是高斯形的，但脉冲幅度、宽度明显不一样。

B 图表示的是回波脉冲归一化峰值功率随扫描角度 φ 的变化规律，从曲线看峰值功率随着扫描角度的增大而减小，不仅随 $\cos^2(\varphi)/H^2$ 变化，而且功率变化趋势明显地依赖 α 的大小，在 α 较大时，功率随 φ 的变化很明显，如图中曲线 c，而功率随 φ 的变化趋势与 τ 的关系不明显。

C 图表示回波脉冲宽度随 φ 的变化规律，回波脉冲宽度定义为回波前后沿半功率点之间的时间差，当扫描角度增大时，回波脉冲被展宽(展宽值为回波脉宽与发射脉宽之差)，对于曲线 a，φ 增大 10 倍时脉冲宽度展宽近 3 倍，由图中可得到其展宽值与 α、H 的乘积近似成正比，如曲线 c、e 和 b、d，而与发射脉冲宽度 τ 几乎无关，如曲线 a、f、g。

D 图表示在任一个 φ 的情况下，回波脉冲相对于发射脉冲的时延与相同距离下、波束倾斜角度为 0 时的时延之差，可以看出，在以一定倾斜角度扫描时，回波脉冲相对于发

射脉冲的时延比垂直探测时要小，对于曲线 a，$\varphi = 0.5$ 弧度时的时延误差达 -8 纳秒，即提前了 8 纳秒，回波时延误差也近似与 α、H 的乘积成正比，而与发射脉冲宽度关系不大。

5. 结　论

由以上分析可见，在机载脉冲激光对地扫描时，由于扫描倾角的变化，回波脉冲参数也随之变化。脉冲宽度的展宽及其变化会使得探测器的匹配滤波放大性能变坏而导致输出信噪比的降低，脉冲峰值功率的起伏变化会给恒虚警探测带来影响，回波时延误差的不确定性将导致时间或距离测量的误差增大。因此，在进行一定的探测性能和测距指标的脉冲激光波束扫描探测器的设计时，必须考虑这些因素，在信号处理电路设计中采用相应对策。

七、机载激光扫描测距接收机中的信号处理

1. 引　言

机载激光扫描测距是机载激光地面测绘系统中的一个重要组成部分，它给机载地面测绘带来了新的活力，从而能够高效率地提供高分辨率、高精度的地面到飞机的斜距数据。但是由于脉冲激光器产生的激光脉冲具有一定的脉冲宽度和波束发散角，从而在被激光照射处会形成一个激光光斑，当扫描激光束以非天底方向射出而与地面之间存在一个夹角时，回波脉冲被展宽，峰值功率减小，如果进行波束扫描探测，这些参数还随之变化。在对这样的回波进行信号处理时，普通测距接收机难以满足要求，很有必要对其进行研究并寻求解决办法，以保证测距的可靠性与精度。

2. 普通测距接收机中的信号处理及其存在的问题

脉冲激光测距接收机的作用是从噪声中检测出激光回波脉冲，总的要求是获得最佳信噪比输出而不关心其脉冲保真度，并准确地检测出回波脉冲的时延。它的主要组成有光电探测器及其负载、匹配滤波放大器和脉冲检测电路。通常首先由探测器将望远镜收集的激光信号转换成一电流脉冲，根据激光发射信号的特性，高斯波形的回波脉冲电流及其频谱可以表示为：

$$i_s(t) = I_s \exp(-kt^2/\tau_R^2) \tag{61}$$

$$I_s(\omega) = \frac{\tau_R I_S}{2\sqrt{\pi \ln 2}} \exp\left[-\ln\sqrt{2}\left(\frac{\omega}{\omega_\alpha}\right)^2\right] \tag{62}$$

式中 $t = t' - t_R$，其后者为回波脉冲峰值处相对于发射主波的时延，前者为回波脉冲上任何一点的回波时延；I_S 为脉冲信号峰值，τ_R 为探测器输入端回波脉冲电流半峰值宽度，$k = 4\ln 2$，$\omega_\alpha = 2\sqrt{2\ln 2}/\tau_R$ 为信号的 3 分贝截止频率。而伴随在信号中的噪声认为是加性白噪声，综合考虑输入噪声和探测器内的等效噪声，其均方电流密度记为 i_n^2。在探测器的输出端存在着一定的等效负载，它也对探测器输出的信号与噪声带来变换。接着将由匹配滤波放大电路对前级信号进行滤波与放大，匹配滤波放大器的设计原则是在已知的

输入信号的情况下获得最佳信噪比输出。对于高斯形激光回波脉冲，如果按照其电流脉冲峰值和宽度分别为 I_{S0} 和 τ_{R0} 来设计匹配滤波器，那么对式(61)所给出探测信号进行处理时，如果有 $I_S = I_{S0}$、$\tau_R = \tau_{R0}$，在放大器输出端可以获得最佳信噪比。但通常的回波脉冲并不具有这样的标准条件，输入信号不一定与滤波器匹配，从而匹配滤波放大器输出端的信号电压与噪声均方电压可以参考文献(霍联正，1981)给出为：

$$V_s(t) = k_1 I_s(\tau_R/\tau_{RV})\exp[-4\ln 2(t/\tau_{RV})^2] \tag{63}$$

$$V_s(\omega) = \frac{k_1\tau_R I_s}{2\sqrt{\pi\ln 2}}\exp\left[-\ln\sqrt{2}\left(\frac{\omega}{\omega_{cv}}\right)^2\right] \tag{64}$$

$$V_n^2(\omega) = k_1^2 i_n^2 \exp[-2\ln\sqrt{2}(\omega/\omega_c)^2] \tag{65}$$

其中式(65)表示均方噪声电压，ω_c 为设计匹配滤波器时考虑的标准输入信号的 3 分贝截止频率，$\omega_c = 2\sqrt{2}\ln 2/\tau_{R0}$，$k_1$ 为电路总增益，它们都与所设定的标准信号和电路机构有关。由式(63)、(64)求得放大器输出端信号的半峰值脉冲宽度和 3 分贝截止频率分别为：

$$\tau_{RV} = \sqrt{\tau_R^2 + \tau_{R0}^2} \tag{66}$$

$$\omega_{cv} = \frac{\omega_c\omega_{ci}}{\sqrt{\omega_c^2 + \omega_{ci}^2}} = \frac{2\sqrt{2}\ln 2}{\tau_{RV}} \tag{67}$$

从而通过计算平均功率和噪声可计算出放大器输出端的信噪功率比为：

$$SNR_V = 1.133\tau_R \frac{I_S^2}{i_n^2} \cdot \frac{\sqrt{2}\tau_{R0}}{\sqrt{\tau_{R0}^2 + \tau_R^2}} \tag{68}$$

最后，由紧接在匹配滤波放大器之后的恒虚警脉冲判决电路，采取一定的门限电平来判决回波的有无，并在回波存在时输出一个适合后续处理的代表回波的脉冲信号。

在机载激光扫描测距中，激光波束对地面扫描照射，如果假定天底方向的激光回波幅度和脉宽分别为 I_{S0} 和 τ_{R0}，则在等能量辐射而倾角为 φ 时进入探测器的脉冲信号被展宽，信号幅度减小，分别变为(Jack，1989)：

$$\tau_R = \tau_{R0} + 2\alpha H\mathrm{tg}\varphi/(c \cdot \cos\varphi) \tag{69}$$

$$I_S = \frac{\tau_{R0}}{\tau_R} I_{S0} \cdot \cos\varphi \tag{70}$$

式中，α 为激光束全发散角，H 为激光器与探测器所在的空中高度，φ 为激光束轴线与天底之间的夹角，c 是光速。

当接收机放大器按照天底方向的回波设计时，它输出端脉冲电压宽度由式(66)和(69)得到：

$$\tau_{RV} = \sqrt{2\tau_{R0}^2 + 2\tau_{R0} \cdot (2\alpha H\mathrm{tg}\varphi/c \cdot \cos\varphi) + (2\alpha H\mathrm{tg}\varphi/c \cdot \cos\varphi)^2} \tag{71}$$

由式(68)、(69)、(70)得到其输出信噪比为：

$$SNR_V = \left(1.133\tau_{R0}\frac{I_{S0}^2}{i_n^2}\right)\cdot\left(\frac{\tau_{R0}}{\tau_R}\cos^2\varphi\right)\cdot\left(\frac{\sqrt{2}\tau_{R0}}{\sqrt{\tau_R^2+\tau_{R0}^2}}\right) = SNR_0\cdot k_\varphi\cdot k_\tau \qquad (72)$$

其中 $SNR_0 = 1.133\tau_{R0}\frac{I_{S0}^2}{i_n^2}$ 为天底方向的信噪比，它是最佳值，$k_\varphi = \frac{\tau_{R0}}{\tau_R}\cdot\cos^2\varphi$ 为纯粹波束倾角所带来的信噪比损失因子，$k_\tau = \frac{\sqrt{2}\tau_{R0}}{\sqrt{\tau_{R0}^2+\tau_R^2}}$ 是由于探测器输入信号脉宽与匹配滤波器结构之间失配所带来的信噪比损失因子，k_φ、k_τ 称为信噪比损失因子。

在典型使用的 $\alpha = 3$ 毫弧度，$\tau_{R0} = 7$ 纳秒，$H = 2000$ 米的情况下，放大器输出信噪比损失因子 $k_\varphi\cdot k_\tau$ 及输出脉宽随扫描角度 φ 的变化规律分别如图 2-2-17 中的曲线 A、B 所示。

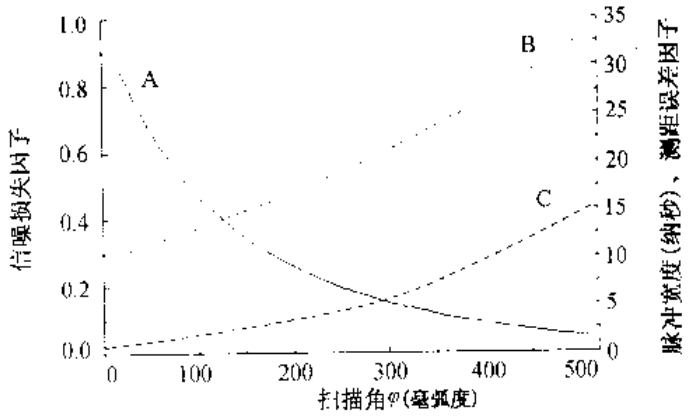


图 2-2-17　放大器输出端的信噪比损失因子、脉冲宽度和测距误差因子

由此可以看出，输出信噪比随扫描角度有明显变化，同时偏离了最佳值，尤其在飞机较高、激光发散角较大时，这种影响还很大，它会给恒虚警脉冲判决带来困难，并直接地影响到激光回波脉冲的探测能力，使得倾斜方向的探测灵敏度降低，而且还有可能遗失测距数据，这在机载系统中是不允许的。同时，放大器输出脉冲宽度也随着波束扫描而不断变化，在固定门限的脉冲检测电路中会带来脉冲触发误差，使得不同信噪比和脉宽时测距误差不恒定而使测距准确度降低，文献(Jack, 1989)给出了测距误差与它们的关系为：

$$\Delta z = \frac{c\cdot\tau_{RV}}{2\sqrt{SNR}} = \frac{c\cdot\sqrt{2}\tau_{R0}}{2\sqrt{SNR_0}}\cdot k_z \qquad (73)$$

其中 $k_z = \frac{\tau_{RV}}{\sqrt{2}\tau_{R0}}\cdot\frac{1}{\sqrt{k_\varphi k_\tau}}$ 是相对于天底方向的距离误差因子。图 2-2-17 中的曲线 C 给出了它随扫描角度的变化关系。例如当扫描角度为 300 毫弧度时，SNR 减少为天底方向的 1/10，脉宽为 28 纳秒，此时的距离误差因子为 6，就是说测距误差扩大致 6 倍。所以，在机载激光扫描测距系统中，由于扫描倾角的变化带来回波特征的变化(认为目标和传输介质对回波特征的影响是各向相同的)，普通的测距接收机难以满足它的高可靠性、高精度测

距要求。

3. 带宽自动控制技术改善信噪比

在机载扫描测距中，由于输入信号与设计的固定结构匹配滤波器对应的信号不匹配，输出信噪比减小而且不是最佳的，从而影响到回波探测。如果要保证接收机放大器输出端始终保持最佳信噪比，就需要接收机电路参数随输入信号参数而变化，根据机载扫描测距中扫描角度预先可知这一原则，而且扫描角度与回波脉冲宽度和幅度之间有着一定的关系，从而可以采取自动控制的方法，让接收机滤波放大器参数尤其是其带宽随着扫描角度而同步变化，从而保证获得最佳信噪比输出。

根据匹配滤波器设计原则，放大器带宽 B 应与输入信号脉宽成反比，即 $B = k_B/\tau_R$，若天底方向的放大器带宽为 B_0，则波束扫描时应该控制放大器的带宽呈如下规律变化：

$$B = \frac{k_B}{\tau_{R0} + 2\alpha \mathrm{tg}\varphi/(c \cdot \cos\varphi)} = 1/\left(\frac{1}{B_0} + \frac{2\alpha \mathrm{tg}\varphi}{k_B \cdot c \cdot \cos\varphi}\right) \tag{74}$$

其中 k_B 是最佳带宽时的常系数，通常认为 $k_B = 0.53$。

在实际实现时，由于激光束是非连续扫描的，可以设置一组不同带宽的放大器，使它们分别对应一组满足式(74)的扫描角度，由电子开关切换对应的匹配滤波器接入信号处理通道，实现难度不大。

在带宽自动控制的工作方式下，信号处理电路结构与输入信号匹配，从而在放大器输出端可以获得近似最佳信噪比，输出脉冲宽度为：

$$\tau_{RV} = \sqrt{2}\tau_R \tag{75}$$

由式(72)得出此时的信噪比为：

$$SNR_V = 1.133\tau_R \frac{I_S^2}{i_n^2} = SNR_0 \cdot k_\varphi \tag{76}$$

也就是说式(72)中的 $k_\tau = 1$，显然信噪比增大了，而且随扫描角度的变化变缓。

上述分析仅仅考虑波束倾角的变化是由于波束扫描的结果，而未考虑地面本身可能的倾斜，这种倾斜效应是预先不可知的，在要求更高的测距中如果要减少它给距离测量带来的影响，可采取地形相关预估计的方法。考虑到在足够的地面分辨力的情况下，地形倾斜度的变化具有相关性，在一个测距周期中测距时，同时将信号送到各个匹配滤波通道，通过比较不同带宽滤波放大器输出信号的大小而估计回波脉冲幅度和宽度，提供给下一个测距周期作为选择匹配滤波通道时的参考，与由扫描角度带来的影响共同决定放大器带宽。

4. 自动修正恒比定时触发技术减少测距误差

分析表明，恒定门限检测不适用于回波特征发生变化时的脉冲检测。对于仅仅幅度发生变化的回波信号，可以采用恒比定时触发技术来提高测距精度，所谓恒比定时触发技术，就是对式(63)给出的回波脉冲进行一定的变换，然后作过零检测而得到回波脉冲

较准确的时延，即：

$$k' \cdot V_s(t) - V_s(t - \Delta t) = 0 \tag{77}$$

其中 k'，Δt 分别为恒比定时触发器中的衰减因子和延迟时间，经过变换后得到：

$$t = \frac{\ln k' \cdot \tau_{RV}}{8\ln 2 \cdot \Delta t} + \frac{\Delta t}{2} \tag{78}$$

这里的 t 代表着测量到的回波脉冲时延与其应有的时延之差，它与回波脉冲宽度有关，但与回波脉冲幅度无关，如果仅仅脉冲幅度变化，则测距误差为常量而容易消去。但在机载激光扫描测距系统中，由放大器输出而送到脉冲检测器的信号幅度和脉宽始终在变化的，从而测距误差不恒定。这时可以根据回波脉冲宽度随扫描倾角的变化规律对使用常规恒比定时触发器时的测时结果进行自动修正。具体来说就是对应每个波束扫描角度由式(71)计算出 τ_{RV} 的值，然后在常规恒比定时触发器送出检测到的回波脉冲到后续的距离计数器测量出回波时间延迟之后，根据式(78)对测时结果进行修正计算，得到比较准确的距离测量值，其测量误差仅由 k'，Δt 决定。

5. 结　语

从以上分析看出，在机载激光扫描测距中，普通的激光脉冲探测接收机会使探测性能降低并可能带来较大的测距误差，采用匹配滤波器带宽自动控制技术和自动修正恒比定时触发技术可以在一定程度上提高探测性能和测距精度。实验室中的实验也证明，由信号发生器送出一宽度和幅度可调、触发时间准确的高斯脉冲到接收机探测器的电信号输出端，然后将不同带宽的匹配滤波器分别接入电路中，输出信噪比与输入信号确实有着一一对应的匹配关系；脉冲检测电路采用了恒比定时触发技术，用高分辨力逻辑分析仪测量其代表回波脉冲时延的 TTL 电平脉冲信号，发现其时间延迟明显地随扫描脉宽变化，此时用上述的自动修正技术由脉宽值对其进行修正，脉冲时延对脉宽的依赖关系变得很小。这里所提出的两种技术的实际实现也不太难，成本不高，适合用于机载扫描测距系统。

八、机载激光扫描测距仪的性能分析

1. 机载激光扫描测距仪及其性能分析

图 2-2-18 是机载三维信息获取与(准)实时处理原理样机中(李树楷等，1996)的激光扫描测距仪的光机结构：图中 1 为棱镜，2、3 构成卡塞格伦望远镜，棱镜的中心光轴与望远镜的光轴重合，这种将成像与测距共用一个光学系统是本系统的一大特色(胡以华等，1997)。望远镜的直径为 180 毫米，次镜 2 的中心遮挡直径为 70 毫米，焦距 f 为 333.3 毫米。由于激光回波探测器的直径 d 约为 1 纳米，则视场角 $\theta = d/f = 3.07$ 毫弧度在激光束发散角小于 3.07 毫弧度时，系统的充满系数为 1。测距是以光束在飞机平台上的激光器与待测地面之间往返传播的激光短脉冲计时为基础的。测量时，激光器发出激光，经棱镜 1 和扫描转镜向地面照射，地面的后向散射信号经棱镜反射到望远镜主镜 3，再经次镜 2 反射后，将激光后向散射信号聚集到回波探测器的焦点上，经后继处理而达到测距目的。

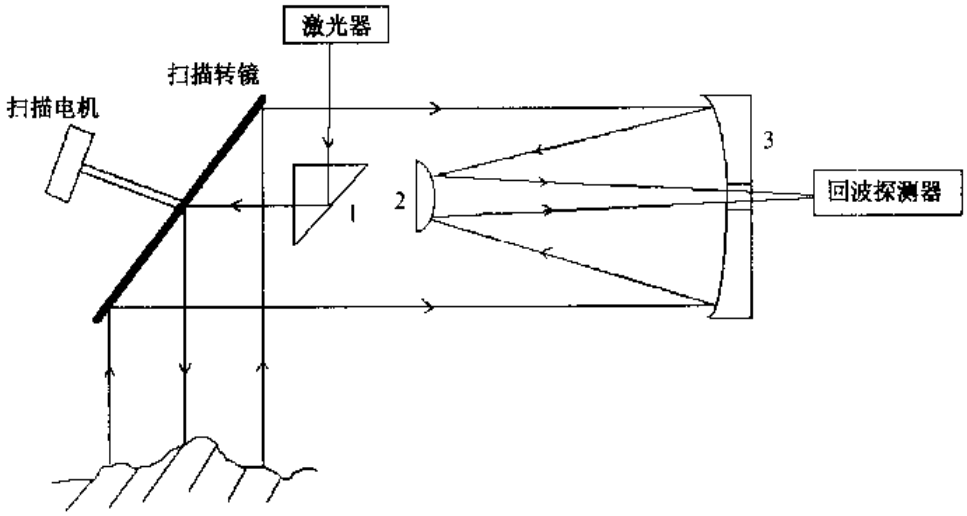


图 2-2-18　扫描光学系统结构

激光扫描测距的概念是以高信噪比环境为基础的，在高信噪比环境中，每一激光脉冲被用作唯一的距离测量。因此，对于地貌测量来说，保存每一个相继脉冲的独立数据是重要的。扫描测距仪性能的分析与评估，就是要分析系统是否存在足够的探测信噪比以及信噪比与所测出数据之间关系的合理性。

激光测距仪的信号强度取决于从目标表面的后向散射和由接收望远镜收集到的激光脉冲功率，与其相竞争的过程是光学背景噪声、探测器噪声和前置放大器噪声等，对这些量进行分析就可以建立测距仪的探测信噪比。因距离的测量是建立在以超过阈值的脉冲的计时为基础的，只有那些超过阈值的脉冲回波才能进入测距数据流，这个阈值电路有助于仰制后向散射噪声和探测器噪声，这就使得虚警(false alarm)概率最小。

通常用在遥感与测绘中的激光测距仪是天底扫描，按照激光雷达方程，所接收到的激光脉冲信号功率为：

$$P_R = \frac{E_T A_R \eta(R)}{\tau R^2} T_o T_C^2 T_A^2 (r/\Omega) \tag{79}$$

式中，E_T 为发射的激光能量(焦)；τ 为激光脉冲宽度(秒)；A_R 为接收器面积(平方米)，根据本文的实例，取 $A_R = \pi \cdot (0.09^2 - 0.035^2)$ 平方米 $= 0.0216$ 平方米；R 为激光器到目标表面的距离(米)；T_o 为光学系统透射率，$T_o = T_R T_T$；T_R，T_T 分别为接收系统与发射系统的透射率，经测量得到 $T_R = 0.5$，$T_T = 0.7$，所以 $T_o = 0.35$；T_C 为云层的透射系数，对于晴朗天气飞行 600 米高度，$T_C = 1$，T_A 为双程大气溶胶透射率，对于中纬度地区且晴朗天气，可推算 $T_A = 0.80$(李景镇，1986)；$\eta(R)$ 为系统充满系数，因激光束发散角 $= 2.6$ 毫弧度，小于回波接收视场角，所以 $\eta(R) = 1$；γ/Ω 为目标的后向散射率(sr^{-1})，其值取决于目标的光谱反射和散射特性，它呈数量级变化，在波长为 1.06 微米时，r/Ω 的范围从 $0.05/\pi \sim 0.8/\pi(sr^{-1})$。所用的固体激光器，其主要性能指标为：单脉冲能量 $E_T = 500$ 毫焦；波长 $\lambda = 1047$ 纳米；脉冲宽度 $\tau \leqslant 7$ 纳秒；脉冲重复频率 f 为 0～10 千赫兹；光束发射角 $\theta_F = 2.6$

毫弧度；空间模式 TEM_{00}；工作高度 0～3 000 米。此外还必需考虑影响激光回波信号的一个重要的因素是激光与目标表面的相互作用而引起的脉冲波形畸变和脉冲展宽效应。设测量中脉冲最大展宽可达 70 纳秒，则扫描角在 0～±22.5°范围时，根据上述一些参量，接收到的回波信号功率应在 1.65×10^{-6}～3.09×10^{-4} 瓦范围，一般的硅雪崩光电二极管探测器可以探测到 10^{-8} 瓦量级的信号功率，所以就信号强度而言，这个回波信号是足够的了。但要决定探测器探测能力必须考虑探测信噪比。

激光扫描测距仪接收器噪声分析和信噪比 *SNR* 的分析与估算必须考虑太阳背景辐射、探测器噪声、前置放大器噪声以及信号所致的量子噪声。在机载天底扫描测距的情况下，从地表反射的太阳背景辐射能产生的噪声功率为(Cohen，1987)：

$$P_B = I_S A_R T_A^2 (r/\Omega) R_\rho T_R F_B \tag{80}$$

式中，I_S 为在 1.047 纳米波长处大气引起的太阳光谱辐射，$I_S = 6.6\times10^{-1}$ 瓦/(平方米·纳米)，R_ρ 为接收器的视场角(sr)，被设置在 3.0 毫弧度以确保收集目标表面上整个光斑的激光的后向散射信号和补偿发射器/接收器光路准直误差；F_B 为接收器的窄带通滤光片(纳米)，F_B 取值为 40～80 纳米(Wolfe，1975)。由此估算出所使用的激光扫描测距仪的背景光学噪声功率约为 5.0×10^{-6}～3.0×10^{-4} 瓦，与回波信号功率处于相同的数量级，这对测距是个很不利的因素。由(80)式可以看出，降低背景辐射噪声的一个有效的办法是减低滤光片的带宽，在技术上是不难实现的。

目前，激光回波探测器一般采用带有前放的硅雪崩二极管(Si APD)，不同型号的二极管其性能指标有所差异，我们采用 SPD-052 型 Si APD 光电探测器，对 800～1 100 纳米波长内的脉冲具有极高的响应速度和较高的探测率。在探测过程中，Si APD 对暗电流和额外的倍增噪声两项都有贡献，此外还必须包含前置放大器输入的热噪声，因此，对于后向散射激光脉冲探测，其综合信噪比可表示为(McIntyre，1979；Helstrom，1988)：

$$SNR = \frac{P_R^2}{\left[2q(P_B R_0 + P_R R_0 + i_d)FBM^2/R_0^2 + i_A^2/(R_0 M)^2\right]} \tag{81}$$

式中，M 为 Si APD 的增益(～120)；F 为 Si APD 的额外噪声因子(～4.5)；B 为探测器带宽，对于 SPD-052 雪崩管而言，其探测器的带宽为：

$$B = \frac{1}{2\pi t_1} = \frac{2.2}{2\pi t_r} \tag{82}$$

其中，t_1 是探测器的响应时间常数，兆赫兹由探测器中的等效电阻和电容决定，$t_1 = t_r/2.2$，t_r 为雪崩管的上升时间 $t_r = 8$ 纳秒，所以 $B = 44$ 兆赫兹；R_0 为 Si APD 单位增益的灵敏度(～0.135 安/瓦)；$q = 1.6\times10^{-19}$ 库·S，i_d 为 Si APD 经过放大的暗电流(～50 纳安)；i_A 为前置放大器输入的电流噪声(～6×10^{-11} 安)；(81)式中也包含了 P_R 的存在而引起的信号量子噪声效应。(81)式中信噪比 *SNR* 作为 P_R 和 P_B 的函数结果(图 2-2-19)，它表明，在最大背景辐射下，回波信号功率不低于 10^{-6} 瓦时，信噪比不低于 30 分贝，最佳情况信噪比可达 70 分贝以上。对于通常的硅雪崩二极管光电探测器，这样的回波信号强度和信噪比对于保证每一个脉冲的距离测量是足够的。飞机的飞行高度、探测回波信号功率、探测

光学信噪比之间是互相制约的，这三者之间如何协调好是实际飞行测量中必需考虑的问题。从(79)式可知，激光测距回波功率与距离成反平方关系，飞行高度的增加将引起回波功率的大幅度的降低，而(80)式中的背景噪声功率则基本不受距离增加的显著影响，这就使得探测信噪比大大减低。图 2-2-20 计算了在目标后向散射率为 $0.1/\pi$，测量距离从 600 米增加到 1500 米时探测光学信噪比从 65.3 分贝降低到 50.4 分贝的变化情况。测量距离增加 900 米，信噪比降低了 15 分贝。

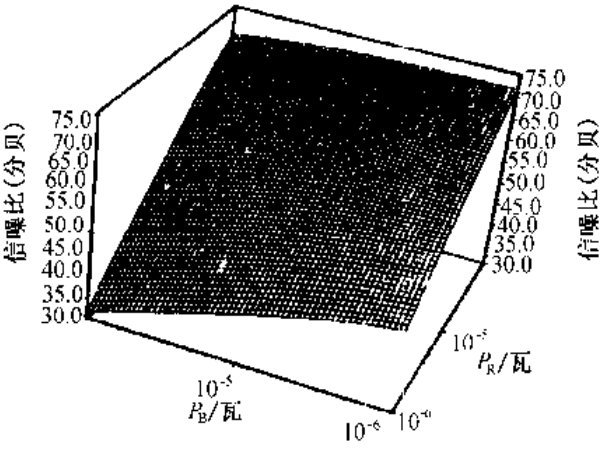


图 2-2-19　信噪比与激光回波功率 P_R 和背景辐射功率 P_B 变化关系

事实上，当 P_R 超过 P_B 时，噪声主要是由信号、Si APD 的额外噪声因子 F(探测器噪声)放大的量子噪声引起的。在实际测量过程中，扫描角的增大、目标表面的斜率及粗糙度的增加会使脉冲有较大的展宽和干涉散斑，结果是减低 P_R 的值，从而使得探测信噪比减低。这可以通过减低探测滤光片的带宽来减低背景辐射而补偿信噪比的损失。

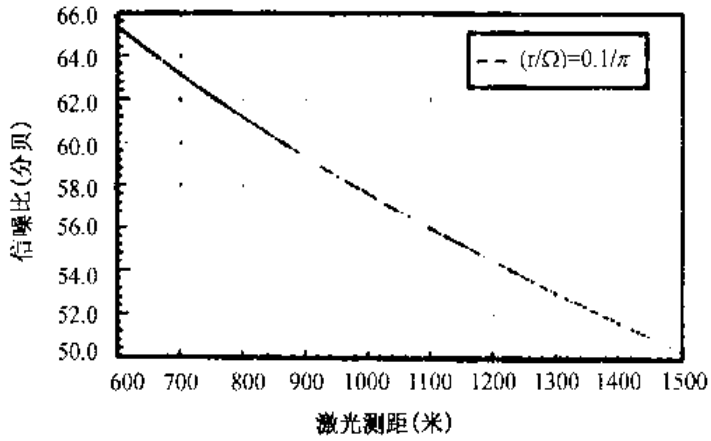


图 2-2-20　光学探测信噪比随测量距离变化情况

低且变化的信噪比同样也产生显著的探测概率 P_E 和虚警概率 P_{FA}，Fried 等应用通讯理论说明了 P_E，P_{FA} 与阈值-噪声比的关系(Frid, 1967)。在这里，针对具体所使用的激光扫描测距仪，我们给出恒虚警探测时的信号、阈值与噪声之间比例关系。假定漏掉的探测概率为 $P_E = 0.001$，虚警概率 P_{FA} 为每 1 000 个脉冲出现一次，并设概率上的最大可探测距离为 $R_{max} = 10\,000$ 米，则平均虚警概率 P_{AFA} 为：

$$P_{AFA} = P_E \cdot C/(2R_{max}) = 0.001 \times 3 \times 10^8/(2 \times 10\,000)$$
$$= 15 \text{ 秒} \qquad (83)$$

于是，考虑到激光脉冲宽度 $\tau = 7$ 纳秒，有 $\tau \cdot P_{AFA} = 1.05 \times 10^{-7}$，则由此结合 $P(E)$查

表得到峰值信号电流与均方根噪声电流之比为 $I_s/I_n=8.5$。另由下式：

$$P_{AFA}=\frac{1}{2\sqrt{3\tau}}\exp(I_t^2/2I_n^2) \tag{84}$$

可得出阈值电平 I_t 与噪声电平 I_n 之比为 $I_t/I_n=5.54$。也就是说，只有在信号电平的5.54倍时，才能实现所要求的恒虚警探测。

上述对激光扫描测距仪的噪声分析给出了数量级的评估，事实上，产生噪声的因素非常复杂，额外噪声因子是在均方根意义上解释了APD噪声的效应；由于表面反照率、扫描角、目标的随机性、大气气溶胶引起的大气透射的变化等多重因素引起了在接收信号中脉冲到脉冲的强度的起伏变化，从而导致了信噪比的巨大变化。如何在技术上及时校正这些因素的影响还需从理论和技术上作进一步的研究。

对探测信号强度调制的另外一个可能过程是散斑噪声，有时也叫相干衰减，它是在脉冲期间内激光束在目标表面的光斑的不同部分散射的子波彼此间干涉而产生颗粒状的随机强度分布的结果，即所谓的散斑图样，它是一种三维干涉效应。如果接收器平面中散斑图样的空间尺度比接收器孔径尺寸小，则散斑图样的对比度就会降低，整个信号的调制就会减低，这一过程叫做孔径均化(aperture-averaging)。散斑的尺度和激光波长与距离的乘积成正比而与激光束在目标表面的光斑尺寸成反比(Goodman, 1975)。例如，在波长 $\lambda=1$ 微米、激光发散角为1毫弧度时，产生的散斑的空间尺度只有1毫米。对于望远镜孔径，含有103～104个散斑尺度，所以对回波信号强度的调制显得不是太重要。在激光扫描测距中，激光发射器的多重纵向(时间)模式以及多重横向(空间)模式会产生附加的均化效应，辐射的时间相干程度或者空间相干程度这两者任一方面的降低都会减少散斑的调制程度。具体的定量化的分析要用统计光学的方法。

此外，激光束通过大气传播时，由于随机的大气湍流导致的折射率涨落，激光束会受到漂移和扭曲的伤害，从而会引起光学波前畸变而导致一些潜在的问题，其中主要问题是闪烁(scintillation)现象和激光束辐射的快速调制，现在的激光器，激光束发散角在毫弧度量级，这种效应对测距仪性能的影响是可以忽略的。

2. 结论与讨论

本节以三维信息获取中的机载激光扫描测距仪为例，对其性能的几个主要方面作了较为系统的分析与评估，给出了测距仪回波信号、背景辐射噪声的数量级范围，计算了系统的信噪比与回波信号、背景噪声之间的变化结果。改善信噪比的一个有效办法就是使用窄带宽的滤光片，这在技术是较容易实现的。在实际飞行测量中，为提高作业效率，希望飞机飞行高度高一些，但高度的增加受回波信号功率与探测光学信噪比的限制，调整好它们之间的关系是实际作业时必需要解决好的问题，文中的计算可作为解决这个问题的一个参考。文中还讨论了恒虚警探测时的信号、阈值电平与噪声电平之间的比例关系，这些为激光扫描测距仪性能的进一步改进提供了重要的参考依据。事实上，激光束在大气中传播时除了受到大气气体和气溶胶的吸收、散射外，还会受到干涉、大气湍流扰动等的影响。因此，本文还对散斑效应、大气湍流效应作了定性分析，此外，还会伴有大量的线性与非线性相互作用发生。因此，更为精确的定量化的分析需要对测距电子学、大气消光系

数、湍流噪声等每一方面作专题深入研究。本文的分析方法稍作变化可用于各种不同的激光扫描测距系统的分析。由于扫描测距过程中目标变化、激光束传播路径的随机性和复杂性使得激光束传播质量变化也复杂化了，如何在扫描测量过程实时改善激光束的质量以提高激光器的测量性能及测量精度，近年来发展起来的自适应光学技术将是一个行之有效的方法。

第三节　机载三维信息获取地面扫描轨迹分析

一、引　言

机载三维信息获取技术能够快速准确地获得地面的三维图形数据，其中主要采取扫描激光测距作为地面高度信息的获取手段(James，1993)，由飞机的飞行提供机载光学系统视场的纵向扫描，由扫描转镜的转动提供光学视场的横向扫描，最后可以得到地面上按一定扫描轨迹分布的采样点的斜距数据(Penny，1986)。通过这种方法所获得的地面采样点在地球上的绝对三维坐标由飞机的三维坐标、飞机的姿态(航向、俯仰、侧滚和加速度)、采样点到飞机的斜距、光学视场(比如说激光束)方向相对于天底方向的夹角共同决定(胡以华等，1997)。其中飞机的三维坐标由 GPS 定位系统给出，飞机的姿态数据由姿态装置给出，斜距由扫描激光测距得到，而光学视场方向这一参数取决于机载扫描光学系统的结构，因此，在求解地面采样点坐标之前必须找到该视场方向与扫描光学系统结构之间的定量关系，它一般以地面采样点组成的扫描轨迹表征。

二、扫描光学系统基本结构

基于曾经设计的试验系统并参考文献(John，1986)所给出的实例，一个常用的转镜扫描光学系统机构示意图见图 2-2-18 所示。

图 2-2-18 中，2、3 构成卡塞格伦望远镜的次、主镜，1 为转折棱镜。扫描电机带动扫描转镜转动，当扫描转镜反射面朝天底方向的一个范围内时，触发激光器输出脉冲激光，扫描转镜将激光束导向地面上的不同点，同时将地面的后向散射回波转折到望远镜的主镜，再由次镜将其会聚到回波探测器上。如此结构的光学系统将安装在飞机底部的摄影窗口上，扫描转镜一方朝向飞机飞行方向，它与飞机之间可以是刚性连接，而由飞机姿态测量装置提供姿态数据供结果修正时使用，也可以采取惯性平台连接。从图中可以看出，当扫描转镜平面与电机转轴之间的夹角不同或电机转轴与水平方向的倾角不同时，激光测距的地面采样扫描轨迹显然不一样。

三、地面扫描轨迹与光学系统结构参数之间的关系

将图 2-2-18 中的扫描光学系统放入一个空间坐标系中，Y 轴的负方向作为飞机的飞行方向，Z 轴负方向作为天底方向，如图 2-3-1 所示。电机转轴 OA 与扫描转镜平面 M 交于 O 点，OA 与 M 的夹角为 α，激光束同时射向 O 点。为了分析问题的方便，不失一般性，

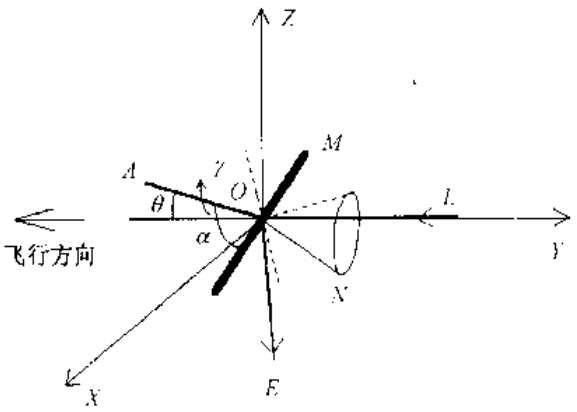


图 2-3-1　扫描光学系统在参考坐标系中的表示

将 O 作为参考坐标原点，这时，总可以选择一个空间参考坐标系，让入射光束位于 Y 轴之上而射向原点，转轴 AO 相对于 Y 轴的倾角为 θ，并且 AO 位于 YOZ 面上。当扫描转镜沿着图中所指方向转动而偏离 Y 轴一个 γ 角时，转镜的反射激光束 OE 在参考坐标系中的位置明显地取决于 α、θ、γ。显然，飞机的运动会带来其姿态和位置的变化，由此构成的参考坐标系与地球的绝对坐标系之间存在着差别，反射激光束在地面上的轨迹也会不同，但是，可以通过 GPS 系统提供的飞机定位数据对参考坐标系的原点进行修正，由飞行姿态测量数据对参考坐标系的指向进行修正，最终得到的地面采样点在地球绝对坐标系中的坐标总是一定的，反射激光束在地面上的轨迹也总是确知的。下面的分析将基于已修正的理想情况，即认为飞机作直线、匀速、平稳的飞行。

对于平面镜 M 构成的平面，当它在空间由电机带动旋转时，其法线 ON 将在参考坐标系中形成一个锥面，可以称之为法锥面，该法锥面的方程为：

$$x^2 + (y\sin\theta + z\cos\theta)^2 = (y\cos\theta - z\sin\theta)^2\mathrm{tg}^2\beta \tag{85}$$

其中 $\beta = 90° - \alpha$，法锥面上任何通过原点的直线都对应于处于某一位置上的扫描转镜的法线。入射激光束 LO 的方程为：

$$\begin{cases} x = 0 \\ z = 0 \end{cases} \tag{86}$$

从而，对于过 LO 的平面束，如果将其作为入射平面束，即对应的法线与入射线应该在同一个平面上，那么扫描转镜的转动就是该平面绕 Y 轴的转动，因此该平面束的方程为：

$$x = z \cdot \mathrm{tg}\gamma \tag{87}$$

假定法线方程和反射线方程分别表示为：

$$\begin{cases} x = a_1 z \\ y = b_1 z \end{cases} \tag{88}$$

$$\begin{cases} x = a_2 z \\ y = b_2 z \end{cases} \tag{89}$$

其法线应该满足方程(85)，从而将式(88)代入式(85)后有：

$$a_1^2 + (b_1\sin\theta + \cos\theta)^2 = (b_1\cos\theta - \sin\theta)^2\mathrm{tg}^2\beta \tag{90}$$

根据几何光学中的反射定律，入射光线、法线、反射线应该在同一平面上，从而将式(88)、(89)分别代入式(87)中，并考虑到实际情况时有 $z\neq 0$ 而得到：

$$a_1 = -\operatorname{tg}\gamma \tag{91}$$

$$a_2 = -\operatorname{tg}\gamma \tag{92}$$

求解方程(90)、(91)并考虑到实际上需要激光束射向 Z 轴负方向，可以得到：

$$b_1 = \frac{-\sin\theta\cos\theta(1+\operatorname{tg}^2\beta)+\sqrt{f}}{\sin^2\theta-\cos^2\theta\operatorname{tg}^2\beta} \tag{93}$$

其中

$$f = \operatorname{tg}^2\beta-(\sin^2\theta-\cos^2\theta\operatorname{tg}^2\beta)\operatorname{tg}^2\gamma \tag{94}$$

在正常工作情况下，法线总是位于 $Y>0$ 和 $Z<0$ 处，所以应该有 $b_1<0$。

同时根据入射线与法线的夹角等于反射线与法线之间的夹角，可以给出：

$$\frac{-b_2}{\sqrt{a_2^2+b_2^2+1}} = \frac{-a_1^2+b_1^2-1}{\sqrt{a_1^2+b_1^2+1}} \tag{95}$$

从而由方程(92)、(95)得到：

$$b_2 = \frac{b_1^2-(1+\operatorname{tg}^2\gamma)}{2b_1} \tag{96}$$

这样，基于式(92)、(96)给出的系数而得到的式(89)就是反射激光束 OE 的空间表示，它定量化地给出了反射激光束在空间参考坐标系中的位置，它与扫描光学系统结构参数之间有着严格的关系。

反射激光束相对于 Z 轴负方向(可以认为是天底方向)的夹角 φ 满足：

$$\operatorname{tg}\varphi = \sqrt{b_2^2+\operatorname{tg}^2\gamma} \tag{97}$$

如果激光测距得到的地面采样点斜距为 S，则地面采样点的高度坐标为 $z=-S\cdot\cos\varphi$，在恒定高度平面上地面采样点轨迹方程为：

$$\begin{cases} x = \operatorname{tg}\gamma\cdot S\cdot\cos\varphi \\ y = -b_2\cdot S\cdot\cos\varphi \end{cases} \tag{98}$$

由以上各式可以看出，地面采样点的扫描轨迹受扫描光学系统的结构参数 α、θ 控制，同时随着扫描角度 γ 而变化。在信息处理时可以利用上述结论进行数据转换。图 2-3-2 给出了不同 α、θ 时的扫描轨迹。图中曲线 1～7 分别代表不同的 α、θ 取值，当转镜处于 $\gamma=-22.5°$到 $\gamma=22.5°$之间而输出激光时，$Z=-1$ 平面上的扫描轨迹，其中曲线 2 与 X 轴重合，表明此时可以实现直线型扫描。

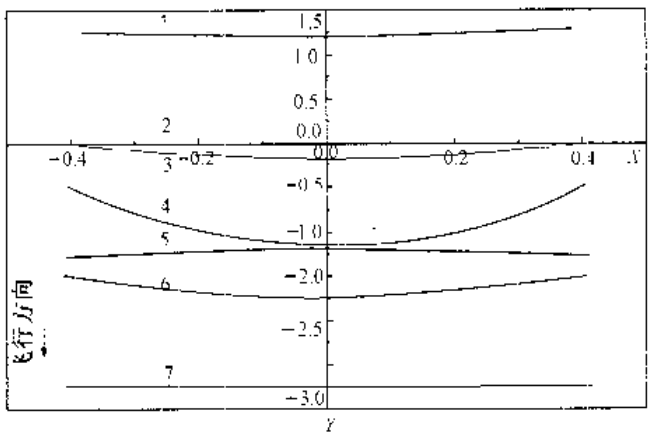


图 2-3-2　地面扫描轨迹图

1——$\alpha = 70°, \theta = 0°$；　2——$\alpha = 45°, \theta = 0°$；　3——$\alpha = 70°, \theta = 30°$；
4——$\alpha = 70°, \theta = 50°$；　5——$\alpha = 20°, \theta = 0°$；　6——$\alpha = 45°, \theta = 30°$；
7——$\alpha = 20°, \theta = 10°$

四、特定扫描轨迹的确定

根据上面分析，任何扫描轨迹情况下获得的数据都可以由转换公式而求得最后结果，但不同的扫描轨迹时获得数据的效果存在着一定的差异，直线型扫描可以获得规则的地面采样点分布，不过由于波束倾角变化会带来测距误差，而等波束倾角圆弧扫描可以减少测距的非均匀性和误差，但由于采样点分布不规则会引起数据处理的麻烦，尤其在同步获取图像数据时更是如此，因而采用不同的扫描轨迹各有利弊。如果根据需要要得到某一个特定的扫描轨迹，可以利用上述结论，通过选择适当的 α、θ 值设计扫描光学系统结构。

如果要获得直线型扫描，就要求在扫描转镜横向扫描一周时，地面采样点在 Y 轴方向的坐标分量保持不变，即：

$$\frac{\partial b_2}{\partial \gamma} = 0 \tag{99}$$

从而可以得到直线型扫描时 α、θ 必须满足如下关系

$$2\sqrt{f}b_1 + b_1^2 + 1 + \mathrm{tg}^2\gamma = 0 \tag{100}$$

可以变换为：

$$1 + \sin^2\theta - \cos^2\theta \mathrm{tg}^2\beta = 0 \tag{101}$$

(101)式的严格解只有一个结果

$$\begin{cases} \theta = 0° \\ \alpha = 45° \end{cases} \tag{102}$$

这就是说，只有扫描转轴处于水平位置而扫描转镜与水平方向成 45°夹角时才能实现

直线型扫描。

如果要实现等波束倾角圆弧轨迹扫描，就要求选择一组合适的 α、θ，使转镜扫描时对于任何一个扫描角 γ，扫描激光束与 Z 轴负方向之间的夹角不变，即：

$$\frac{\partial \varphi}{\partial \gamma} = 0 \tag{103}$$

从而得到：

$$b_1^2 - (1 + \mathrm{tg}^2\gamma) = 2\sqrt{f}b_1 \tag{104}$$

方程(104)是实现圆弧扫描的限定条件，是选择扫描转镜结构参数的依据。由于 γ 是转镜的扫描角度，它必须在一定范围内变化才能实现视场扫描，因而要求所选择的光学结构参数 α、θ 对于扫描范围以内的任何变量 γ，都能够使方程(104)成立，所以，该方程的求解就是针对一定范围内变化的 γ 而求得结构参数 α、θ。但是，方程(104)的求解比较困难，通过数值方法解该方程可以发现，对于任何一个不为零的扫描范围(γ 取值范围)，均找不到一组可实现的 α、θ，它能够使该方程对这一范围内的任何 γ 都成立，也就是说，不论扫描转镜作多大范围的扫描，都不能实现绝对的圆弧扫描。所以严格意义上的等波束倾角圆弧扫描是不存在的，只能得到准等波束倾角圆弧扫描。

所谓准等波束倾角圆弧扫描就是地面扫描轨迹近似为圆弧，或者说是激光束倾角近似相等，其误差在一定的允许范围之内。它的设计方法是，首先在所要求的转镜扫描视场范围之内对 γ 取值，然后去选择 α、θ，如果在所有取值的 γ 点上，由该组 α、θ 所决定的波束倾角 φ 的偏差在允许的范围之内(即 $\Delta\varphi/\Delta\gamma < \varepsilon$，$\varepsilon$ 是误差范围)，则所选择的 α、θ 就是实现准圆弧扫描的转镜结构参数。通过数值计算发现，能够实现准圆弧扫描的结构参数 α、θ 与扫描视场角范围、所限定的误差大小以及 γ 的取值间隔等三个因素有关，而且有时会有若干组 α、θ 都满足条件，这时要参考其他要求，在众多结果中作最终选择。比如说，实际的波束倾角 φ 不要太大，以免因激光传播距离的过长而导致回波探测效率的降低。

这里给出一组设计实例。当要求扫描视角范围为 45°、地面横向采样点数为 40(γ 取值间隔为 45°/40)、波束倾角 φ 的误差范围是 $\varepsilon = 0.4°$时，就可以得到若干组 α、θ 设计结果，它们都能实现满足这三个条件的准圆弧扫描。当 α($\theta < \alpha$)取值较小时，φ 值的结果较大，如 $\alpha = 30°$、$\theta = 15°$时，$\varphi \approx 60°$；而当 α 大于 80°时，激光束偏向 Y 轴正方向，φ 值也较大，如 $\alpha = 86.8°$、$\theta = 0°$时，$\varphi \approx 84°$，以上两种情况均不宜采用。如果选择 $\alpha = 63.6°$、$\theta = 33.7°$，会有 $\varphi \approx 30°$，基本可以采用。如若将扫描视角范围减少为 30°，地面横向采样 9 点，则 $\alpha = 77.5°$、$\theta = 40°$是比较理想的一个，此时 $\varphi \approx 15° \pm 0.3°$(John，1986)。

五、结　语

通过以上分析可以看出，在已设计一定的转镜扫描光学系统结构的情况下，只要已知其两个主要参数 α、θ 的值，就可以根据(98)式的结果得到任何扫描轨迹上的地面采样点坐标。而在设计光学系统结构之前，可以选择适当的 α、θ 值而得到特定的扫描轨迹，以适应不同的需要。

第四节　圆锥扫描型测距－成像扫描仪的地学编码算法

一、引　言

对地遥感的目的是以高效手段获取信息反演地面真实情况。其中地形是定量化遥感基本的几何信息。地形信息获取生成的数字高程模型不仅是土方工程、地理研究的重要资料，而且对其他成像遥感数据的影像纠正起关键作用，是生成地学编码图像的支柱技术。扫描激光测距加之飞行平台姿态测量和全球定位，是获取地面三维遥感信息生成数字高程模型的技术途径之一。

本节介绍圆锥扫描型机载激光测距成像制图系统 ALIMS（Airborne Laser ranging Imaging Mapping System）的数学原理。

二、测距－成像组合扫描仪

1. 扫描激光测距地形获取技术

该技术是扫描激光测距、平台姿态测量、全球定位系统(GPS)的集成。GPS 确定仪器坐标原点在大地椭球坐标系中的坐标，姿态测量确定仪器坐标系与大地坐标系的夹角，扫描激光测距确定地面测点在仪器坐标系的坐标(图 2-4-1)。通过时序同步将所有定位数据在时间坐标上定位，通过数据重采样和坐标换算，就可得到每一地面测点在大地坐标系中的坐标。激光测距视场方向进行光机扫描，以很高的重复频率测得地面覆盖一定宽度的坐标集合，通过内插重采样，可得到规整的地面数字高程模型。

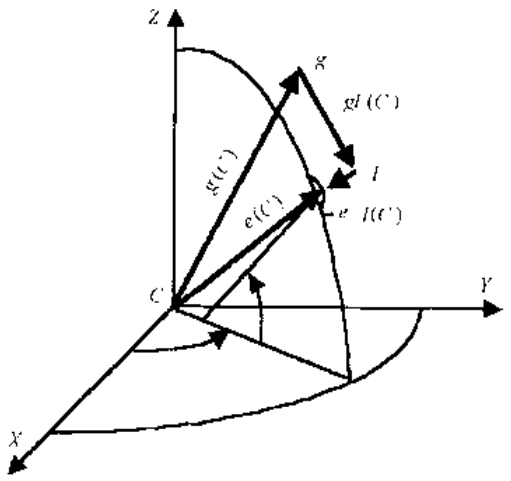


图 2-4-1　大地椭球坐标系及各遥感向量

如图 2-4-1，大地椭球坐标系中心在 C，Z 轴为地球自转轴；X 轴在赤道平面通过基准经线；Y 轴与 X 轴、Z 轴构成右手坐标系。飞机上，激光出射点在 l，GPS 天线在 g，激光照射地面 e 点。地形获取的目的是得到 $e(C)$向量。根据矢量计算原理：

$$e(C) = g(C) + gl(C) + l(C)$$

其中 C 强调各向量是在 C 坐标系中的值。

$g(C)$可由 GPS 数据求出。而对 gl 和 l 两矢量，测量直接得到的是相对飞行平台坐标系的值。通过 GPS 定位可求出当地地面坐标系与大地椭球坐标系的关系，从而演算出 $gl(C)$和 $l(C)$，最后求出 $e(C)$。

2. ALIMS

ALIMS 将红外成像集成到扫描测距地形获取中，成像与测距瞬时视场套合，从而在结

构上保证了红外图像和测距的同步，使集成系统能准实时完成地学编码图像生成。

三、圆锥扫描数学模型

圆锥扫描机构如图 2-4-2。机械系统参考的三维直角坐标系 X 轴为飞行方向，Y 指向左机翼，Z 轴向上。电机转轴和 Y 轴正方向夹角 α，扫描镜法线与转轴夹角 β。符合$0 < \alpha, \beta < \pi/2$。激光测距和红外成像的望远镜视场沿 Y 轴负方向入射到扫描镜中心。

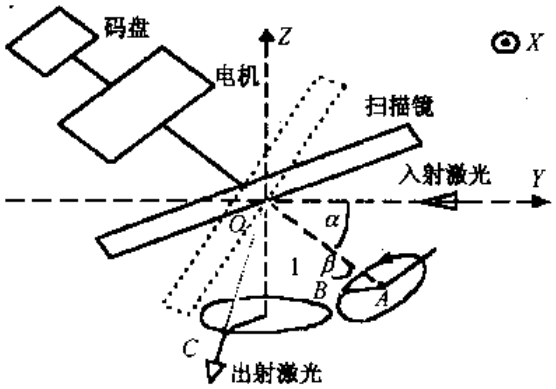


图 2-4-2　圆锥扫描机械结构

如图 2-4-2，以坐标原点 O 为中心，作辅助单位球面。激光由 Y 轴入射，镜面法线与电机转轴 OA 夹角 β 旋转成圆锥面，该面与球面交线为一个圆。以圆上最接近 Y 轴处为零点，电机转动 θ，法线与球面交于 B 点，坐标 $X_B = (x_B, y_B, z_B)$ 方程：

$$\begin{aligned} x_B &= \sin\beta\sin\theta \\ y_B &= \sin\alpha\sin\beta\cos\theta + \cos\alpha\cos\beta \\ z_B &= \cos\alpha\sin\beta\cos\theta - \sin\alpha\cos\beta \end{aligned} \tag{105}$$

Y 轴和 OB 确定的平面与 Z 轴夹角 γ（由 Y 轴正方向看，逆时针为正）：

$$\gamma = \mathrm{tg}^{-1}[(\sin\beta\ \sin\theta)/(\cos\alpha\ \sin\beta\ \cos\theta - \sin\alpha\ \cos\beta)] \tag{106}$$

入射光到法线夹角 δ：

$$\delta = \cos^{-1}(\sin\alpha\ \sin\beta\ \cos\theta + \cos\alpha\ \cos\beta) \tag{107}$$

反射光在 Y 轴和 OB 确定的平面内，反射角等于入射角，与 Y 轴夹角 2δ，与单位球面交点 C 点坐标 $X_C = (x_C, y_C, z_C)$ 方程：

$$\begin{aligned} x_C &= -\sin2\delta\sin\gamma \\ y_C &= \cos2\delta \\ z_C &= -\sin2\delta\cos\gamma \end{aligned} \tag{108}$$

式(108)中自变量 δ、γ 在(106)、(107)式定义，其中 α、β 是常数，所以综合(106)到(108)式就得到以电机转动角度 θ 为参量的瞬时视场单位球交点 C 坐标 $X_C(\theta)$。

四、地学编码图像的生成

圆锥扫描型测距－成像扫描仪遥感作业得到数据序列如表 2-4-1。数据处理如下。

表 2-4-1　测距－成像扫描仪遥感数据

数据源项目	红外成像	激光测距	姿态测量	全球定位	同步计时	同步计数
数据变量	像元辐射	测距值	平台姿态	地理平台坐标	同步时间	同步序号
直接导出数据	仪器坐标系像元视场方向	仪器坐标系地面测点坐标	仪器坐标与地理坐标夹角	仪器坐标系原点的地理坐标		
参量	扫描行号、码盘号	扫描行号、码盘号	扫描行号、码盘号	时间	同步序号	扫描行号

1. 仪器坐标定位

将同步计数代入同步计时，可得同步计时[Tsync(l,c)]，因为扫描镜采用同步电机驱动匀速转动，且码盘号由高精度光电编码器等间隔码字输出，所以可通过一维变量内插得到仪器工作中每个扫描行号、码盘号组对应的时间 $t(l,c)$。按 $t(l,c)$间隔对全球定位数据[Pgps(t)]内插，得到每个扫描行各码盘号时间的 GPS 定位 Pgps(l,c)。仪器坐标原点在椭球坐标系中的坐标：

$$P(l,c) = \text{Pgps}(l,c) + P_0 \tag{109}$$

其中，P_0 为安装 GPS 时，GPS 天线到仪器坐标原点的固定偏移。

同样用一维数据内插，可得每个扫描行各码盘号对应的平台姿态，即仪器坐标系与椭球坐标系的夹角集合{$\Psi(l,c)$ | $l\in$[起始行，中止行]，$l\in$[0，码盘中止号]，$l,c\in N$}。对每个坐标夹角 $\Psi(l,c)$有偏航、俯仰、侧滚三个分量，为表达方便，将其三角函数记为如表 2-4-2 所示符号。

表 2-4-2　姿态角函数符号定义

	偏航	俯仰	侧滚
sin	s1	s2	s3
cos	c1	c2	c3

可计算并构造偏航矩阵 Y、俯仰矩阵 P 和侧滚矩阵 R：

$$Y = \begin{bmatrix} c1 & s1 & 0 \\ -s1 & c1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad P = \begin{bmatrix} c2 & 0 & s2 \\ 0 & 1 & 0 \\ -s2 & 0 & c2 \end{bmatrix} \quad R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c3 & -s3 \\ 0 & s3 & c3 \end{bmatrix} \tag{110}$$

综合的坐标旋转矩阵：

$$ROT(l,c) = R(l,c) \cdot P(l,c) \cdot Y(l,c) \tag{111}$$

2. 数字高程模型生成

每个码盘号与电机转角对应，有函数 $\theta(c)$，代入上节中的 $Xc(\theta)$，得 $Xc(c)$。仪器坐标中地面一个测点的坐标值为：

$$X_i(l,c) = R(l,c) \cdot Xc(c) \tag{112}$$

各激光测距点的地学坐标 $E(l,c)$用矩阵向量表达为：

$$E(l,c) = ROT(l,c) \cdot X_t(l,c) + P(l,c) \tag{113}$$

对投影坐标－高程数据集合$\{E(l,c)\}$进行局部拟合或内插，可以重采样生成规整的数字高程模型 DEM(x,y)。

3. 地学编码图像生成

设参量　　$O'(l,c) = ROT(l,c) \cdot Xc(l,c) + P(l,c),(l,c) \in I$　　(114)

其中，I 为红外图像 $IMG(l,c)$的定义域 $I = \{(l,c)\}$。构造地理坐标下，通过仪器原点 $P(l,c)$和 $O'(l,c)$的直线集合：$L = \{$直线$\}$通过 $P(l,c)$和 $O'(l,c),(l,c) \in I\}$。L 元素与 DEM 交点就是红外像元对应地面点坐标 $X(l,c)$。将其代入 $IMG(l,c)$，得到 $IMG(X)$，即地学编码红外辐射采样。

对地学坐标－像元数据集合重$\{IMG(X)\}$采样，就可生成地学编码图像。

五、结　论

按照以上数学模型和数据处理方法，解决了将圆锥扫描型测距－成像扫描仪原始遥感飞行数据处理得到数字高程模型和地学编码图像的理论问题，并已付诸实施。

第五节　全球定位系统的组成及定位原理

一、全球定位系统(GPS)

卫星定位系统通过空中的卫星能够为用户提供实时、连续、全天候、高精度的三维位置、三维速度和时间信息，用于导航定位及授时。目前已有两个卫星定位系统(美国的全球定位系统 GPS 和俄罗斯的全球导航卫星系统 GLONASS)能够为用户提供定位服务。其中，GPS 系统在技术上最为成熟，且已真正进入实用的系统，在应用上也最为广泛。

GPS(Global Positioning System)系统是美国国防部(DOD)从 1973 年开始组织实施的一项规模宏大的全球战略计划，在经历 20 多年的努力和挫折，花费 300 多亿美元巨资后，包含 24 颗卫星的整个星座已经全部布署完毕。目前在地球上空 20 000 公里的轨道上出现了一个人造星座，它将每时每刻在全球范围内全天候地为海上、陆地、空中和空间任意多的用户提供连续高精度的位置、速度和时间信息，它的研制成功是近代导航技术史上的一场革命。正如蓝皮书中指出，GPS 是美国国防部(DOD)进入 21 世纪的主要的无线电导航系统，它对军民两方面的用户都有重要的意义和效益。

GPS 是 NAVSTAR GPS(Navigation by Satellite Timing and Ranging Global Positioning System)的简称，为第二代卫星导航系统。该系统具有比其他导航系统十分优越的特点：①全能性：能在空中、海洋、陆地等全球范围内进行导航、授时和定位及测速；②全球性：在全球的任何地点都可进行定位；③全天候：白天黑夜都可以定位。

GPS 系统全部投资为 300 亿美元，分为方案论证、工程研制和生产作业三个阶段。第

一阶段为方案论证，主要是制定规划、进行理论研究和总体设计；第二阶段主要发射 GPS 试验卫星，检验 GPS 系统的基本功能，为生产作业阶段发射 GPS 卫星作好全面的技术准备；第三阶段为生产作业阶段，这期间主要研制新的 GPS 卫星 BLOCKIIR，并拓广 GPS 在各个方面的应用。

GPS 定位系统由三个部分组成，即空间部分、监控部分和用户部分组成。空间部分由 24 颗卫星组成，目前 24 颗卫星已经全部在轨。监控部分包括 1 个主控站、3 个注入站和 5 个监测站，它们主要是收集数据、编算导航电文、诊断状态及调度卫星。用户部分即 GPS 接收机，主要是接收、跟踪、变换和测量 GPS 信号，随使用目的不同，用户要求的 GPS 接收机也各有差异。

GPS 接收机之所以能进行定位就在于 GPS 卫星能发射无线电信号，GPS 卫星播发两个频率的载波无线电信号：L1 = 1575.42 兆赫兹和 L2 = 1227.6 兆赫兹。L1 上调制有 1.023 兆赫兹的粗捕获码（C/A 码）、10.23 兆赫兹的精码（P 码）及每秒 50bit 的导航电文。L2 载波上仅调制了 P 码和导航电文。相应于 P 码和 C/A 码，GPS 提供两种定位服务 —标准定位服务（SPS）和精密定位服务（PPS）。目前，SPS 对一切用户开放，也不直接向用户收费，其水平定位精度为 100 米（95% 的置信度）或 300 米（99.99% 的置信度）。PPS 服务对象限于美国军事用户以及 DOD 有专门协定的盟国政府的军事部门、政府部门，它能提供高精度的定位、定时、和测速服务。

为了进行高精度定位就必须能获得 P 码，P 码本来是加密的，但后来被民用所解密，因而自 1994 年 1 月开始启动反电子欺骗技术（又称抗窃密）AS，这样 P 码将变成加密的 Y 码，这就使民用用户增加了获得观测量的难度，为了获得 L2 载波上的 P 码和相位，国外科研人员使用了平方技术、交互相关技术、P - W 跟踪技术、Z 跟踪方式、“第六观测量”等技术来获取 P 码及 L2 相位，这些技术的出现体现了接收机在信号处理方面的发展。

中国自 80 年代中后期开始引进 GPS 技术进行定位和导航服务。目前 GPS 技术在我国已获得了广泛应用，利用 GPS 静态载波相位差分定位进行国家基本网的建设，进行城市控制网改造、困难地区航测外业控制、工程测量、海洋测量及地壳形变监测。为了提高静态相对定位精度，中国研制了数种后处理的定位软件及网平差软件；为了充分发挥 GPS 三维定位能力，还对确定测区内的大地水准面起伏的方法进行了研究，提出了用样条函数和二次曲面拟合并顾及测区内地形影响的确定正常高的方法；为了克服 SA 的干扰，提高动态定位精度，中国研制了位置差分、伪距差分、相位差分；为了减弱大气折射对 GPS 测量的影响，中国学者还对对流层延迟及电离层延迟的影响进行了研究，获得了良好的效果。

二、GPS 系统的基本组成

GPS 卫星定位系统，包括三大部分：由空间部分（GPS 卫星星座）、地面监控部分（地面控制系统）和用户部分（GPS 信号接收机）等三部分组成。

1. 空间部分

由运行在 6 个轨道面的 24 颗均匀分布的工作卫星组成，相邻轨道间的夹角为 60°，对

赤道面的倾角为55°,每个轨道面上均匀布设4颗GPS卫星,这种布设能保证在全球的任何地方任何时刻度能同时观测到至少4颗卫星。GPS卫星不断向地面发射两种频率的无线电信号L1和L2,L1频率(1575.42兆赫兹)上调制了C/A码(用于测定GPS卫星到地面的距离)、P码(更精确测定距离)和导航电文(用于求解空中GPS卫星的准确位置),L2频率(1227.6兆赫兹)上调制了P码和导航电文。GPS卫星在远离地面约2万公里的高空,其运行周期为11小时58分,因此对于地面观测者而言,每天将提前4分钟"看"到同一颗GPS卫星。看到卫星在地平线上运行的时间为5小时左右。位于地平线上的卫星颗数却随着时间和地点的不同而变化,至少可以看到4颗卫星,而最多可以看到11颗卫星,一般情况下卫星颗数越多越好,因此应尽可能使定位的地方保持视野开阔。

在GPS定位系统中,GPS卫星的作用主要如下:

(1)向地面、海上、空中等广大用户连续播发导航定位信号(GPS信号),并用导航电文(每1小时更新一次)报告自己的当前位置以及其他各个在轨卫星的概略位置;

(2)在飞越注入站的上空时,它接收地面注入站用S波段(波长约为10厘米)发送到卫星的导航电文和其他有关信息,并通过GPS信号形成电路,适时发送给广大用户;

(3)接收地面主控站通过注入站发送到卫星的调度命令。比如,在适当的时候改正运行偏差,或者启用卫星上的备用时钟。

GPS工作卫星一般的设计寿命是七年半。

2. 地面监控部分

它由一个主控站、三个注入站和五个监控站组成。主控站位于美国本土科罗拉多·斯平士的联合空间执行中心CSOC;三个注入站分别设在大西洋、印度洋和太平洋的三个美国军事基地,即大西洋的Ascension、印度洋的Diego Garcia和太平洋的Kwajalein;五个监测站除了位于主控站和三个注入站之外的四个站以外,还在夏威夷设立了一个监测站。地面监控系统的主控站拥有以大型计算机为主体的数据采集、计算、传输、诊断等设备,其主要功能如下:

(1) 收集数据。主控站收集各个监测站所观测的伪距和积分多普勒观测值,气象数据、卫星时钟和工作状态数据,监测站自身的状态数据,以及海军水面兵器中心发来的参考星历;

(2) 编算导航电文。主控站除了控制和协调各个监测站和注入站的工作以外,主要是根据所采集的数据及时地计算每颗GPS卫星的星历、时钟改正、状态数据、以及信号的大气传播改正,并按一定格式编制成导航电文,传送到注入站;

(3) 诊断状态。主控站还负责监测整个地面监控系统是否正常工作,检验注入给卫星的导航电文是否正确,监测卫星是否将导航电文发送到用户;

(4) 调度卫星。当某一颗卫星偏离分配给它的轨道位置太远时,主控站能够对它进行轨道改正,将它"拉回来",而且还能进行卫星调度,让备用卫星去取代失效的工作卫星。

主控站的星历编算分成两步:第一步是编算参考星历,根据上述五个监测站在一个星期左右所观测的数据,估算GPS卫星轨道参数的初始值,以形成参考星历,其误差约为100米;第二步是编算注入星历,根据每个监测站对每颗可见GPS卫星每6秒钟所作的伪距测量和积分多普勒观测值,用联机KALMAN滤波器计算参考星历的线性摄动,并改正

参考星历。

注入站是将主控站传送来的数据及命令通过发射装置上行注入给空中的 GPS 卫星，以便让 GPS 卫星按更新的数据和命令工作，每天向卫星注入三次，每次注入 14 天的星历，并存入卫星上的存储器。因此，即使地面监控系统停止注入，卫星仍然可以继续发送导航电文 14 天。

监控站的主要任务是为主控站编算导航电文提供观测数据，每个监控站都采用高性能 GPS 接收机对空中的每个可见卫星按 6 秒的采样间隔进行一次伪距测量和多普勒观测，采集气象数据。它也监测 GPS 工作卫星是否正常工作，在主控站直接控制下进行数据的自动采集，采集的数据主要包括并将所有的观测数据由计算机进行初步的处理后存储和传送到主控站。

整个 GPS 地面监控部分，除主控站外均无人值守，各站间用现代化的通讯系统联系起来，在原子钟和计算机的驱动和精确控制下，各项工作实现了高度的自动化和标准化。

3. 用户部分

即 GPS 接收机，它一般由 GPS 天线、接收机、电源、控制或显示器以及数据处理软件组成，其主要任务是接收 GPS 卫星发射的信号，以获得必要的导航和定位信息及观测量，经过数据处理而完成导航和定位工作。目前全球有 50 多家公司生产着 300 多种各种型号的 GPS 接收机，主要分为军用型、导航型、测量型、授时型等。

军用型 GPS 接收机：一般都是 $P(Y)$码型接收机，主要是为了满足美国军方和美军盟国的军事要求而制造的，其单机定位精度可以达到 5 米左右。

导航型 GPS 接收机：主要是为了全球的民用用户而制造的，它是 C/A 码伪距测量型接收机，其单机定位精度一般为 100 米(95%的置信度)。目前大部分的导航型接收机均具有差分定位功能，在差分定位模式下，其定位精度可以达到米级。导航型接收机的用户最为广泛，陆地、海上、空中的许多用户都在使用着这种类型的接收机，其价格也比较便宜。

测量型 GPS 接收机：主要是为了高精度的测量用户而设计制造的，它一般除了要测量伪距观测量外，还要测量 GPS 信号的载波相位值。如果仅测量 L1 载波上的伪距和相位，那么它就是单频测量接收机，如果测量两个载波上的伪距和相位，它就是双频接收机。测量型接收机测量的数据经专门的数据处理软件处理，一般都能达到厘米甚至毫米级精度。

授时型 GPS 接收机：它主要是实现 GPS 的授时功能，由于 GPS 接收机都能和 GPS 时间系统保持同步(精度可以达到 100 纳秒或更高)，因此可以利用它来进行时间的同步和比对，尤其是长距离的时间同步。

三、GPS 定位的基本原理

GPS 卫星定位系统采用了空中交会的原理：如果我们能够知道到几个已知点的距离，那么就可以求出我们所处的位置。GPS 定位系统的已知点就是空中运行的 GPS 工作卫星。GPS 接收机利用所接收的卫星导航电文就可以实时精确计算出空中 GPS 卫星的三维位置，同时它利用 L1 或 L2 上调制的 C/A 码或 P 码能够测出无线电波从 GPS 卫星传播到

地面的传播时间，将传播时间乘上光速即可以求出卫星到接收机的距离。GPS 接收机利用接收到四颗或更多的 GPS 卫星的距离经过解算就能得到准确的时间和三维位置。

用 GPS 进行定位的基本原理，是以 GPS 卫星和用户接收机之间的距离观测量为基础，并根据已知的卫星坐标（通过卫星广播星历或精密星历来计算）来计算用户接收机天线所对应的位置，即观测站的位置。

假如空中有 n 颗可见的卫星，接收机能观测地面到每颗卫星的距离 P（包含着由于接收机的时钟误差而引起的距离偏差，正由于它包含着这个偏差，而不是到卫星的真正距离，所以一般称它为伪距，而不是真距离），利用卫星发送的导航电文参数可以解算此时每颗卫星的位置(X, Y, Z)。则完整的观测方程为：

$$P = R + C \cdot \delta t_R - C \cdot \delta t^S + d_{trop} + d_{ion} d_{+mp} + d_{hw} + d_{meas} + d_{SA} + URE + v_P$$

其中：P——伪距观测量；

R——卫星到接收机的距离；

C——光速；

δt_R——接收机钟差；

δt^S——卫星钟钟差；

d_{trop}——对流层延迟误差；

d_{ion}——电离层延迟误差；

d_{mp}——多路径误差；

d_{meas}——接收机观测误差；

URE——用户测距误差，主要为星历误差在视线方向的投影；

d_{SA}——SA 影响的误差；

d_{hw}——接收机电路延迟误差；

v_p——接收机观测噪声；

一般我们只考虑主要误差，则观测方程可简化为：

$$P = R + C \cdot \delta t_R - C \cdot \delta t^S + d_{trop} + d_{ion}$$

其中：$R = \sqrt{(X_R - X^S)^2 + (Y_R - Y^S)^2 + (Z_R - Z^S)^2}$

而(X_R, Y_R, Z_R)为用户位置；(X^S, Y^S, Z^S)为卫星在空中的位置；

经过电离层、对流层、卫星钟差改正（或差分修正）后的观测方程为：

$$P' = R + C \cdot \delta t_R$$

线性化后为：

$$P' = R_0 + a_x \cdot \delta X + a_y \cdot \delta Y + a_z \cdot \delta Z + C \cdot \delta t_R$$

其中：P'为改正后的观测值；

$$R_O = \sqrt{(X_{R0} - X^S)^2 + (Y_{R0} - Y^S)^2 + (Z_{R0} - Z^S)^2}$$

$$\delta X = X_R - X_{R0}$$

$$\delta Y = Y_R - Y_{R0}$$

$$\delta Z = Z_R - Z_{R0}$$

$$a_x = \frac{\partial R}{\partial X_R} = \frac{X_R - X^S}{R_0}$$

$$a_y = \frac{\partial R}{\partial Y_R} = \frac{Y_R - Y^S}{R_0}$$

$$a_z = \frac{\partial R}{\partial Z_R} = \frac{Z_R - Z^S}{R_0}$$

(X_{R0}, Y_{R0}, Z_{R0})为用户近似位置；

每观测一颗卫星便会得到一个观测方程，一共有四个未知数要解求，即用户位置(X_R, Y_R, Z_R)和钟差δt_R，因此只要有四颗星即可定位，若有四颗以上则可按最小二乘法来求未知数。

四、GPS定位方法和定位的误差

1. GPS定位方法和观测量

(1) 静态定位和动态定位。在测量中按待定点所处的状态，定位方法可分为：静态定位(Static Positioning)和动态定位(Kinematic Positioning)。如果待定点相对于周围的固定点没有可觉察到的运动，或者虽有可觉察到的运动，但由于这种运动是如此缓慢以致于在一次观测期间(数小时或若干天)无法觉察到，而只有在两次观测期间这些运动才能被反映出来，因而每次进行GPS数据处理时，待定点在地理坐标中的位置可以认为是固定不变的，确定这些点的方法称为静态定位。GPS进行静态定位一般确定一个点需一小时左右的观测数据。如果在一次观测期间待定点相对于周围的固定点有可觉察到的运动，或者显著的运动，因而在处理该时段的观测数据时，待定点的位置是随时间而变化的，确定这些运动的待定点的位置称为动态定位。严格地讲，静态定位和动态定位的根本区别并不在于待定点本身是否在运动，而在于建立数学模型时待定点的位置是否被看成常数，也就是说，在观测期间待定点的位移量和允许的定位误差相比是否显著，能否忽略不计。由于进行静态定位时待定点的位置可看成固定不动，因而有可能通过大量的重复观测来提高定位精度。静态定位在大地测量、工程测量、地球动力学及地震监测等方面得到广泛应用。而动态定位在车辆、船只、航天器的导航与定位及调度方面有着十分广泛的应用。但是，动态定位中观测数据少，因而提高精度有一定难度。

(2) 单点定位和相对定位。单点定位是指用一台接收机来独立地确定待定点在坐标系(一般为WGS-84)中绝对位置的方法。单点定位的优点是只需用一台接收机即可进行独立定位。外出观测较为自由和方便，数据处理也比较简单。但是单点定位的结果受卫星星历误差和大气延迟误差的影响比较显著，所以定位精度较差。这种定位模式在船舶、飞机的导航，地质矿产勘探，暗礁定位，建立浮标，海洋捕鱼及低精度测量等领域中有着广泛的应用前景，在国防建设中也有重要的作用。

相对定位则是确定同步跟踪相同的 GPS 卫星信号的若干台(至少两台)接收机之间的相对位置的一种定位方法。由于用同步观测资料进行相对定位时,对同步测站来讲有许多误差是相同或大体相同的,在相对定位的过程中可以消除或大幅度削弱,因而可以获得较高精度的相对位置。但是相对定位需要多台(至少两台)接收机同步观测。相对定位在大地测量,工程测量,地壳形变监测等精密定位领域内得到了广泛的应用。

动态差分定位也是一种相对定位,它是用来求出流动站接收机相对于基准站接收机的相对位置。广域差分是近几年来 GPS 领域发展的新技术,它利用全球范围内的 83 个跟踪站所观测的各种数据并进行处理,从而计算出每颗卫星的差分修正信息,这些 GPS 差分修正信息再通过通讯卫星向全球(包括我国在内)播发标准格式的差分修正信息。与区域差分 GPS 相比,广域差分不需要用户自己建立基准站和数据通讯系统,用户的操作与标准的 GPS 单机定位导航一样。广域差分可全天候地向用户提供高精度的差分改正数据,精度最高可以达到亚米,一般也能优于 5 米。

(3) 实时定位和事后处理定位。实时定位是指在现场能用 GPS 接收机瞬时给出待定点的位置。单点定位也是一种实时定位,由于单点定位精度低,难以满足高精度要求的场合,采用了差分方法。既要实时又要差分,就必须有数据通讯链(Data Link)。

事后处理定位是指用 GPS 接收机采集数据后并不在现场而是过一段时间(回到室内)后再处理出待定点的位置。由于是事后处理,数据量大,可以采用多种方法和手段来解算,因而一般能取得较高的定位精度,它不需要数据通讯链。静态 GPS 测量一般都是事后处理。

(4) GPS 观测量。GPS 接收机可以有不同的观测量组合,这主要取决于接收机的档次和用途。一般导航型的接收机仅仅能提供伪距观测值,而大地型接收机一般都要求有伪距和载波相位观测值。获得较高的精度时必须能观测到伪距和载波相位。有些接收机还提供多普勒观测量。

1)伪距(Pseudorang)。GPS 接收机利用 GPS 卫星发射的无线电信号传播的时间差(传播延迟)来进行测距和授时,传播时间差乘上光速即为伪距。之所以称为伪距,是因为时间差包含了误差项,并不是卫星到接收机之间真正的时间差。具体地讲,GPS 卫星发出的信号经过空中大气层(主要是对流层和电离层)到达接收机,再由接收机接收并计算出时间差。其定义如下:

$$P = C \times (T_r - T_s)$$

其中,P——接收机计算的伪距观测量;

C——光在空气中的传播速度;

T_r——接收机接收到卫星信号的时刻;

T_s——卫星发射信号的时刻;

接收机对伪距的观测分辨率一般为 0.7 ~ 3 米,如加拿大 NovAtel 公司利用窄相关技术得到的 C/A 码伪距观测精度达到 70 厘米。

2)载波相位(Carrier Phase)。伪距观测精度不是很高,而 GPS 卫星信号的载波的波长却短得多,其两个载波的波长分别为:$\lambda 1 = 19$ 厘米,$\lambda 2 = 24$ 厘米,如果把载波作为量测信号,对载波进行相位测量,就可以达到很高的精度。但载波信号是一种周期性的正弦波,

相位测量仅测出其不足一周的小数部分，因而存在整周模糊度的问题，使解算过程比较麻烦，这是其缺点。

GPS 接收机在锁定来自卫星的载波信号后的任意时刻 $t(i)$ 对载波的相位观测值由三部分组成：

I. $t(i)$ 时刻载波相位的量测值 φ_i，它是一个小于一周的小数部分；

II. 从锁定时刻 $t(0)$ 至观测时刻 $t(i)$ 间，接收机对来自卫星的载波信号进行拍频计数得到的累计整周数 $N(i)$；

III. $t(0)$ 时刻所测载波在空间传输的整周数。这是一个无法通过观测获得的未知数 $N(0)$，称为初始整周未知数(Ambuiguity)，又称整周模糊度。

解算地面点位置所需的任意时刻 $t(i)$ 的载波相位观测值应为：

$$\Phi_i = \varphi_i + N(i) + N(0)$$

这意味着每一个 GPS 接收机对每颗卫星的相位观测值都包含了一个相同的初始整周未知数，如果不知道初始整周未知数 $N(0)$，就不可能取得准确的相位观测值，也就不可能精确地解算出定位结果。为此经典方法就是利用静态模式在一条基线上观测一段时间，利用这一段时间内观测出的大批观测值，在解算公共的未知参数估值的同时也将初始整周未知数解算出来。

2. GPS 定位误差

在 GPS 定位中有很多误差，按误差来源可分为三类：① 与 GPS 卫星有关的误差——星历误差、卫星钟差、相对论效应；② 与信号传播有关的误差——电离层折射、对流层折射、多路径效应；③与接收机有关的误差——接收机钟差、通道偏差、观测误差。

(1) 卫星钟钟差：GPS 卫星上使用了高精度的原子钟，仍不可避免地存在着误差，这种误差既包含着系统误差(由钟差、钟偏、钟漂等产生的误差)，也包含着随机误差。系统误差远比随机误差大，系统误差可以通过模型加以改正，在卫星播发的导航电文中给出了该卫星钟特性的参数 a_0, a_1, a_2，经过模型改正后，各卫星钟之间的同步差可保持在 20 纳秒以内。卫星钟差或经改正后的残差，在相对定位中可以通过站间求差予以消除，在动态定位中通过差分也可以消除。

(2) 星历误差：由卫星星历所计算的卫星在空间的位置与卫星的实际位置之差称为卫星星历误差。在一个观测时间段内星历误差主要呈系统特性，卫星星历误差是一种起算数据误差，将严重影响定位精度。卫星星历有预报星历(广播星历，它直接从卫星导航电文获取，是外推星历)和实测星历(精密星历，它是根据实测资料进行事后处理而得出)。通过预报星历求出的卫星位置误差可达 20～50 米，其等效距离误差为 3 米，在测站间求差可以消除大部分。实测星历对实时定位毫无意义，但对静态定位及事后动态数据处理却可以大大提高精度。

(3) 电离层折射延迟：电离层是指高度位于 50 公里至 1 000 公里之间的大气层，由于太阳的强烈辐射，电离层中的部分气体分子将电离形成大量的自由电子和正离子。当电磁波信号穿过电离层时，信号的路径会产生弯曲(对测距的影响很微小，一般可不顾及)，传播速度会发生变化(其中自由电子起主要作用)，所以用信号的传播时间乘上光速而得

到的距离就不会等于卫星至接收机间的几何距离。对于 GPS 接收机来讲，这种距离差在天顶方向最大可达 50 米，在接近地平方向时则可达 150 米，因而必须考虑如何削弱电离层折射延迟。对于双频接收机可以采用双频信号削弱电离层延迟误差。

电离层传播时间与沿卫星和接收机视线方向上的电子数(TEC)成正比，与信号的频率平方成反比，对测距和测相的影响相反。消除电离层折射的途径主要有模型法(即建立数学模型来改正)和差分消去法。当两台接收机距离较近时，GPS 信号经过电离层的特性基本相同，因而电离层的延迟也基本相同，使用差分法即可消除大部分(具体可参看后面章节)。

(4) 对流层折射延迟：对流层是高度为 40 公里以下的大气层，由于离地面更近，所以大气密度远较电离层中的密度大，大气的状态也将随地面的气候变化而变化，使得对流层折射比电离层折射更复杂。电磁波通过对流层时传播速度将变化，路径也将发生弯曲。天顶方向的对流层延迟约为 2～3 米，水平方向上对流层延迟将增加到约 13 米。目前采用的对流层折射模型改正公式比较多，如 Hopfield、Berman、Chao、Seastam 等模型，中国也有不少研究人员对对流层进行了研究，提出了一些适合中国国情的建议和模型改正。但是由于地形地貌复杂，各地气候变化万千，因此很难准确的改正掉，一般可改正 90% 的传播延迟，改正的精度达到分米级。对于距离相距较近的两个接收机来讲，对流层影响是基本相同的，可采用差分的方法来消除。

(5) 多路径效应：在 GPS 测量时被测站附近的物体反射的卫星信号如果进入接收机的天线，将和直接来自卫星的信号产生干涉。使观测值偏离真值。而产生所谓“多路径效应”，这种多路径的信号传播所引起的干涉时延效应称为多路径效应。

多路径误差具有周期性，并且随时间变化，用户的环境变化多端，很难对多路径误差模型化。一般都是力求让接收机远离大的反射物体，也要远离湖面、油面及其他静止的水面。在动态 GPS 应用中，多路径效应可认为是随机性的，可以通过数学处理方法予以消除。多路径效应对载波相位的影响要比对伪距的影响小的多。

(6) 接收机钟差：接收机内都有一个时钟(如石英钟)来作为接收信号时的计时，它与真实 GPS 时间都会存在误差。在进行单点定位时它作为一个未知数来求解。动态中可以通过求双差来消除。

(7) 其他误差：这主要包括通道偏差、量测噪声、电路噪声和延迟等。这些误差一般影响不大，且有些为随机误差，可以用数学处理来消除。

3. SA 政策和 AS 技术

GPS 设计时要求的标准定位服务为 100 米精度，实际可达 25 米左右。精密定位所用的 P 码本来是加密的，后来为民用用户所解密，美国国防部为了军事利益，于是针对这两方面实施了 SA 政策和 AS 技术。

(1) SA 政策。所谓选择可用性 SA(Selective Availability)政策，简言之，就是一种导致非特许用户(unauthorized user)不能获得高精度实时定位的方法，即改变 GPS 信号形成，人为引入干涉信号，显著地降低实时定位精度。它包括对 GPS 卫星基准频率所采用的 δ 技术，对导航电文所采用的 ε 技术。1989 年 11 月，在轨的 GPS 卫星有两个星期停止向全球用户发送 GPS 信号，其目的在于利用这两个星期进行高频率抖动(δ)技术的在星试验。

1990年3月25~8月29日，不仅进行了δ技术的在星试验，而且还作了C/A码星历的精度降低试验。1991年7月1日开始，在轨的GPS工作卫星全部实施了SA技术。

δ技术是通过对卫星钟的处理即通常被称为对卫星钟实施"抖动"来实现的，所产生的高频和低频的"抖动"部分影响了伪距观测值的精度，因为伪距值是通过对卫星钟和接收机钟的比较而得到的。

ε技术是通过删去一些调制在C/A码载波上的导航信息。从而使用户无法精确求得卫星的坐标。C/A码所传送的GPS卫星星历，经过ε处理后，将它的精度人为地降到±100米左右(实施ε技术之前为25米)，不是一个人为的固定偏差，而是一个无规则变化的人为随机值。

如何消除SA影响呢？目前在GPS动态方面可采用差分改正的方法，通过基准站和流动站来实现。卫星信号人为造成的精度损失对两站是相同的，因此通过差分改正将大大削弱SA的影响。

(2)AS技术。抗窃密AS(Anti-spoofing)是指对P码进行编码处理以保护精密定位服务(PPS)免遭敌方窃密。P码经过编码技术处理后而变成Y码，Y码是正常的P码和机密的W码综合而形成的。民用用户希望AS仅在国家处于紧急状态时使用，其详细情况可参见Hoffman Wellanh，Lichtenegger和Collins(1992)合编的专著。其中提到："GPS系统的设计包括了能随时关闭P码或对P码进行编密处理以阻止非特许用户使用的能力，基本原理是通过GPS载波播发错误的信号，从而在非特许用户中引起混乱并使其自行迷失位置。根据目前的政策，AS计划将在全部GPS卫星投入运行后正式实施。要想使用P码，必须在每一个接收机通道中安装一个辅助输出芯片，而民用用户不可能得到。这样AS将对GPS系统的许多高精度测量应用领域造成影响"。

实施AS技术后，非特许用户不仅不能使用P码作实时定位，而且不能进行P码和C/A码的联合解算。它将影响到许多需要使用P码的场合，如码平滑、数据联合处理、实时模糊度解算。从1994年1月开始已经正式实施AS技术了。为了获得L2载波上的P码和相位，国外科研人员使用了平方技术、交互相关技术、P-W跟踪技术、Z跟踪方式、"第六观测量"等技术来获取P码及L2相位，这些技术的出现体现了接收机在信号处理方面的发展。

五、GPS定位系统的应用

为了占领未来的卫星导航世界市场，美国政府承诺，在1993年至2003年的10年内，将免费向全世界民用用户提供GPS服务。美国国防部1995年4月27日宣布"GPS系统已具备完全运作能力"，GPS系统的建成，不仅使导航技术和定位技术产生了根本性的变革，且对空间技术、军事、地学研究、交通运输、城市管理等诸领域及社会生活的各个方面产生了重大影响。

我国自80年代中期开始引进各种型号的GPS接收机并进行跟踪研究，目前已有数以万计的接收机应用于海、陆、空各个领域。

1. GPS在测绘领域的应用

(1)在大地测量中的应用：利用GPS可以开展国际、洲际联测，建立全球性大地控制

网;建立、改善、加密国家或地区性的地面测量控制网;测定和精化大地水准面;进行海岛、礁滩的联测和困难地区的地面控制网建立。

(2)在工程测量上的应用:布设各种精密工程控制网,用于大型工程的安装放样、贯通测量;大坝和高程建筑的变形观测;陆上或海上钻井平台的精密定位;测绘各种比例尺的地形图。

(3)在摄影测量和遥感上的应用:GPS 控制的航摄飞行导航,以实现精确定点摄影;高精度 GPS 动态定位辅助航测中的空中三角测量;GPS 和惯性导航系统(INS)及其他多种传感器集成,如扫描激光测距仪,进行机载测图或机载遥感影像测图系统。

(4)在海洋测量上的应用:用 GPS 定位技术建立海洋大地控制网,海洋大陆架的勘测,近海海底地形测量;利用 GPS 进行浮标定位;利用 GPS 可以监测海平面的变化,研究海平面的垂直变化;在南极开始用 GPS 监测南极冰川的变化;GPS 和测深仪结合可以用于湖泊测量、江河航道的测量。

2. GPS 在陆、海、空导航领域的应用

(1)在陆地导航上的应用:在陆地上的各种车辆、火车、人甚至动物都开始利用 GPS 进行导航定位。如车辆的 GPS 调度导航系统、智能交通系统、跟踪系统;大型工程机械的自动定位和控制;GPS 用于火车的调度系统;人们可以利用 GPS 进行旅游、野外考察、探险等活动。

(2)在航海导航上的应用:利用 GPS 进行海上自主导航;利用 GPS 可以进行港口管理和进港引导;建立航路交通管理系统和紧急救援系统;GPS 和声纳组合用于水下机器人的定位导航。

(3)在航空导航上的应用:GPS 在航空导航上可以进行航路导航;飞机的精密进场和着陆;机场上空或航路的监视和管理;飞行试验和测试及飞行训练;飞机的空中加油、空中搜索和救援。

3. GPS 在授时和测时领域的应用

GPS 卫星上装有铯钟或铷钟,能保证用户的时间精度可达 50 纳秒以内,因此 GPS 将成为全球高精度的时间比对系统。GPS 授时精度高,时间信息传递速度快,设备简单,经济可靠,故可广泛用于邮电通信的网络同步,卫星通讯的数据同步,也可用作计量领域定标的仪器,在电力调度上有广泛的应用。

4. GPS 在地球动力学领域的应用

GPS 在地球动力学领域主要用于全球板块运动的监测和区域板块运动监测,如测定板块运动的速度和方向;测定板块边界与大地震有关的区域应变积累;测定大陆和海洋板块间的形变。GPS 也是监测火山和地震活动的一种重要工具,如菲律宾用 GPS 监测马戎山 1993 年喷发前后的地面变形,日本已在全国布设 GPS 地震监测网。

5. GPS 在城市管理上的应用

在城市的规划管理上,利用 GPS 可以进行实时、准实时的现状信息的获取,动态监测

城市现代化的发展;在城市的市政管理上,利用 GPS 可以高效而快速地调查出城市的道路、桥梁、市政管线的分布及工作状况,以便及时进行维护和管理;在城市的交通管理上,GPS 车辆管理和调度系统已经获得一定的推广,GPS 车辆管理和调度系统将是 GPS 应用的重要分支。据美国 GPS 产业协会调查,到 2000 年,每年将有 30 万用户安装 GPS。GPS 车载系统可以应用于公共汽车、出租车、救护车、警车、消防车、邮件车、银行运钞车等各种城市车辆上。

6. GPS 在军事领域的应用

GPS 作为美国国防部组织实施的一项战略计划,其军事应用是最直接的目的。借助 GPS 接收机,可以随时随地在茫茫大沙漠中标出自身的位置,即不会迷路,也不会迷失方向。GPS 能够配备到地面部队、装甲兵、炮兵,各种军用飞机和船只上进行导航和定位。在 1991 年的海湾战争中 GPS 大显身手,美军官兵一致认为"GPS 赢得了战争",目前联合国维和部队的车辆都毫无例外地配备了 GPS 接收机。

7. GPS 在气象学上的应用

利用 GPS 进行大气层研究,进行降水量预报,近几年的研究引人注目,GPS 已成为气象学的研究工具,称之为 GPS 气象学。因为 GPS 信号穿越大气层,通过处理连续观测的 GPS 数据,就可以测出大气层的不同部分。利用 GPS 精密定轨求出的跟踪站天顶方向的对流层延迟,求出湿气分量,在反演对流层中的水气含量,进行降水预报,是气象学和气候变化研究的一种新手段。

实际上,GPS 应用远不止这些,作为一项成熟的技术,它可以在航空、航天、航海、海洋、测绘、陆地导航、军事、公安、边防、海防、勘探、精密农业、授时同步等各个领域中得到广泛应用,而且其深度和广度仍在增加,美国人甚至说:"GPS 的应用只受想象力的限制"。

六、GPS 在三维信息获取和实时处理技术系统中的应用

GPS 在三维信息获取和实时处理技术系统的作用有三个:①为信息处理分系统处理提供测距-扫描传感器在空中的三维精确位置;②向导航显示系统提供飞机飞行时实时的三维位置进行高精度导航;③和姿态测量装置进行结合,以便进行 GPS 和 INS 的组合滤波来提供高精度的三轴姿态。

1. GPS 接收机和其他部件的联结

GPS 接收机和其他部件的联结见图 2-5-1。

2. GPS 和其他硬件的接口

(1)GPS 和数据链的接口:为了提高 GPS 实时定位精度,必须采用实时差分 GPS(DGPS)或实时载波相位差分(RTK)。为此要求一套数据链来将基准站有关的数据实时传送给机上的流动站 GPS 接收机。本系统中设计应该采用 RTK 定位,这就要求数据链的通讯波特率在 9 600 以上,由于飞行面积大,基准站和流动站之间的距离较远,电台的发射

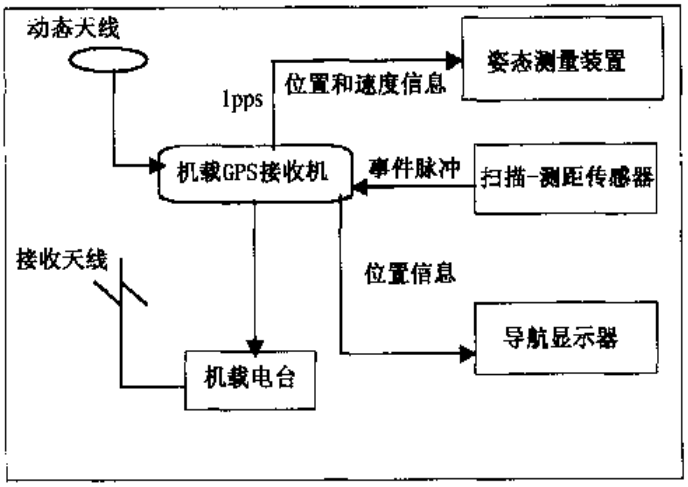


图 2-5-1　GPS 接收机和其他部件的联结示意图

功率要大于 50 瓦。GPS 和数据链的接口一般采用 RS232 串口。

(2)GPS 和扫描成像 - 测距传感器的接口:为了后处理,GPS 的位置必须和扫描成像 - 测距传感器发生联系。目前主要采用 GPS 记录扫描成像 - 测距传感器的扫描脉冲(EVENT MARK)方式进行,即扫描成像 - 测距传感器按一定的间隔向 GPS 发出同步脉冲信号,GPS 接收机能准确求出下这一脉冲的精确时刻(精度可优于 1 微秒),并存储于接收机内存;有了扫描成像 - 测距传感器的同步脉冲信号的精确时刻,后处理中就能从 GPS 给出的高精度位置序列中内插出同步脉冲信号时刻的位置。扫描成像 - 测距传感器的同步脉冲信号一般必须符合一定的电压要求,对外屏蔽,且约定好下降沿起作用。

(3)GPS 和姿态测量装置的接口:GPS 和 INS 的组合能有效提高姿态测量装置的测量精度。因此 GPS 接收机必须向姿态测量装置提供三维的位置和速度信息(按规定的格式和协议),姿态测量装置利用该位置和速度进行航向的校正及组合,从而达到提高姿态测量精度,为了提高姿态测量装置的同步时间精度,GPS 还通过同轴电缆向它发出一秒一个脉冲(1pps,精度能达到 50 纳秒),在发出 1pps 后,GPS 通过串口再向它发出位置和速度信息。

(4)GPS 和导航显示系统的接口:三维系统在飞行作业时,要用 GPS 进行精确导航以保证飞机严格按预定的航线飞行。GPS 接收机系统能够提供小于 1 米的定位精度,完全可以满足飞行作业的精确导航。GPS 接收机通过 RS232 串口向导航显示系统实时传送位置信息,经过原理样机的研制和农业飞防的实际检验,GPS 发送 NMEA0183 格式的 GPGGA 和 GPVTG 两个信息串,完全可以适合精确导航。

3. GPS 接收机组成和技术说明

本系统中选用了 ASHTECH 双频 Z-SURVEYOR GPS 接收机,由天线、电源、主机、电缆等组成。它具备如下功能和要求:

- 接收机有 12 个通道,能同时接收 12 颗 GPS 卫星;
- 能进行双频 P 码接收,能观测到 L1 和 L1 全波相位;
- 配备动态抗多路径的抑制环(choke)天线,动态跟踪性能好;

- 能进行高速采样及对外高速输出的能力(10 赫兹);
- 对外接口的功能要齐全,包括四个 RS232 数据接口;
- 一个事件标记输入口和一个 1pps 输出口;
- 实时定位精度优于厘米级(50 公里范围内);
- 接收机内存大,达到 20 兆;
- 较宽的电源输入:DC 12 ~ 36 伏;
- 环境适应性强:温度在 - 30℃至 80℃,且防水防尘,封装稳固耐用。

七、GPS 定位系统的发展和展望

1. GPS 定位系统今后的发展政策

GPS 系统历经 20 多年的发展,于 1995 年宣布进入完全的运转阶段(FOC):24 颗卫星已在预定的轨道上运行,GPS 的卫星空间构形和全部功能已经成功地通过原设计的 GPS 军事功能所要求的标准。1996 年 3 月 28 日美国总统克林顿签发了"总统决定指令(PDD)",颁布美国国家 GPS 政策。这是美国首次制定的国家级 GPS 政策,在 GPS 发展历程中是一件大事,它对 GPS 的开发、管理和应用以及对世界卫星导航定位领域都会产生深远的影响。其中最引人注目的是对 SA 政策的说明,它申明"我们的意图是在 10 年内停止使用 GPS SA 政策,其途径是要保证我们的武装部队有足够的时间和资源,充分做好无 SA 情况下的 GPS 运作准备。从 2000 年开始,每年均需要由国防部、运输部、中央情报局和其他有关部门与机构的首脑,对是否继续使用 SA 提出评估和建议,最后由总统做出决断。"按照这一申明,可以知道最早在 2000 年,最晚 2006 年取消 SA 政策,从而能使 GPS 单机定位可以达到 25 米。这对民用 GPS 用户来讲,无疑是一个喜讯。

为了响应克林顿总统 1996 年 GPS 政策指令,在美国国家研究院(NRC)的建议下,运输部(DOT)评估和提出了 GPS 在 Block2F 卫星上增加第二民用频率的方案。同年 12 月国防部和运输部联合主持的部门间 GPS 执行理事会(IGEB)成立了一个频率选定工作组,研究和评估候选的频率。1997 年 2 月的联席会议上双方未能取得一致意见。在 2 月 27 日戈尔副总统在宣布正式批准建立 GPS 第二民用频率的时候,只能将具体计划留待一年内宣布。这个推迟一年的决定,使得新频率在 2001 年首发的 Block2F 第一批 6 颗卫星上不能实现;1998 年是 2004 年底/2005 年首发的第二批 15 颗 2F 卫星最后设计定案的关键时刻,因此戈尔副总统不得不在 1998 年 3 月 30 日宣布在第二批 Block2F 卫星上增加第二民用频率的新决定。民用频率这个新的民用信号意味着将全球成百万用户的导航、定位和授时服务将有重大的改进。将有利于从背负旅行者、渔民、农民、飞机驾驶员和科技人员的导航定位。

增加第二个民用频率代表了美国对 GPS 全球民用用户的一个极大的承诺,是 GPS 演变为一个全球信息公用事业的一个重要步伐,颇似 Internet。GPS 正对全球用户形成增长着的必不可少的导航定位和授时上的应用技术。也像 Internet 那样,GPS 已经成为经济和效率增长的驱动力,一些商业和消费者正在继续发展和开创此技术的新应用。

增加第二民用频率将大大地强化民用 GPS 接收机的精度,可靠性和完备性。使其能将空间信号的地球大气延迟得到更为有效的修正(为此目的,GPS 早已向军事用户提供了

双频)。

GPS民用政策上的特点是军方控制、军方运行、军方按不同精度共用,以保卫国家安全,防止高精度定位被潜在敌人利用。

2. GPS定位系统的增强系统——GLONASS

GLONASS与GPS系统相似,也是一种空基导航定位系统。由原苏联(现俄罗斯)研制并于1996年部署完毕,为用户提供全球连续全天候的精确位置、速度和时间信息。系统部署完成后,将有分布于19 100公里高空的三个轨道面上的24颗卫星组成。卫星运行周期为11小时15分,轨道倾角65°(GPS为55°),保证全球任何地方都可以看到5~10颗卫星。

GLONASS和GPS一样,每颗卫星不断播发自身的精确位置及其他为卫星的较低精度的位置信息,但是它们发送的数据形式不同。GLONASS以地心地理坐标及外推值的格式,而GPS却以卫星的轨道参数形式来发送。其比较示于表2-5-1。

表2-5-1 GPS和GLONASS系统的对比

项　目	GPS	GLONASS
信号结构		
C/A码(L1)		
码速率	1.023兆赫兹	0.511兆赫兹
码元长度	293米	587米
选择可用性	有	无
P码(L1和L2)		
码速率	1.023兆赫兹	0.511兆赫兹
码元长度	293米	587米
选择可用性	有	无
信号区别	CDMA	FDMA
载波L1	1575.42兆赫兹	1602+k*9/16兆赫兹
载波L2	1227.60兆赫兹	1246+K*7/16兆赫兹
卫星		
卫星个数	24	24
轨道面	6	8
轨道面上卫星数	4	3
轨道倾角	55°	64.8°
轨道半径	26 569公里	25 510公里
轨道周期	11时58分	11时15分
历书		
周期	12.5米	2.5米
容量	37 500	7 500
总体特性		
时间系统	UTC(美国海军天文台)	UTC(原苏联)
大地基准	WGS-84	PZ-90

GLONASS系统的控制部分的目的和功能与GPS大体相同。用户部分主要是能跟踪GLONASS卫星,并用卫星的位置数据和测量结果来求定位置、速度和时间信息,达到定位和授时的目的。

每颗GLONASS卫星都使用L波段的两个载波频率,但与GPS卫星的实现方式不同。即每颗星的载波频率都不同。L1波段的范围是1602.5626兆赫兹~1615.5兆赫兹,频距

为0.5625兆赫兹;L2频段范围是1246.4375兆赫兹~1256.5兆赫兹,频距为0.4375兆赫兹,这样在L1和L2频段中就可以得到24个频道。5.11兆赫兹的P码和0.511兆赫兹的C/A码单独或同时调制于上述每一个信号上。P码是周期为1秒的伪随机码,而C/A码则是周期为1毫秒的伪随机码。在GPS系统中就特定位置而言,所有的码是相同的,但GLONASS系统中所有的卫星都共用相同的一种码。GLONASS接收机复制P码和(或)C/A码,其传输时间是通过频率漂移测量来确定的,测量的方法是让当地复制码与卫星接收码同步。

为减小GLONASS所采用的频宽及射电天文波段的干扰,GLONASS系统作了修改频率的方案:

第一阶段　1998年以前

载波编号将避开天文电波1610.6~1613.8兆赫兹波段内的频率,这就意味着$K=16$,17,18,19,20的载波号不能采用,为了弥补这一损失,在地球相反方向的两颗卫星将采用相同的频率。

第二阶段　1998年到2005年

新一代GLONASS-M卫星将采用1~12的载波号。

第三阶段　2005年以后

GLONASS-M卫星将采用-7到4的载波号,载波5和6将用于和地面控制站的联系。频率上的这些变动不会影响到已设计好的GPS+GLONASS接收机,如Ashtech GG24。因为接收机内具备处理载波编号分配的能力,而且卫星历书会告诉接收机哪一种分配将用于GLONASS卫星。

为了提高GLONASS系统的精度及可靠性,俄罗斯将从1996年开始执行GLONASS-M计划。主要是采用新的GLOANSS-M卫星,该卫星的各项技术性能将大大提高,服务寿命将达到5~7年(以前的GLONASS卫星仅为1~3年)。此外将修改地面控制部分,包括控制中心的修改,选用最现代化的仪器进行轨道监测,改进控制中心和控制站间的联系。

GLONASS系统由于无SA政策的影响,从而定位精度明显优于GPS的定位精度,一般GLONASS的单点定位精度可达到9~16米,而速度为15厘米/秒。

3. 未来的卫星定位系统展望——GNSS

GPS的广泛应用证明了卫星导航技术上的成熟性和其无限生命力。卫星导航技术的顺利进展,揭开了全球单一地采用卫星导航的美好理想,促使国际上放弃了原有的耗资巨大、覆盖不全的陆基无线电导航系统,利用和发展星基无线电导航的趋势已不可逆转。GLONASS虽然发展迟缓,但已在1996年初建成。国际民航组织(ICAO)和国际海事组织(IMO)都认为当前是实现全球统一连续无隙导航体系的时刻了,卫星导航将成为全球导航的主角。

国际上民间用户普遍认为单国军用系统不论GPS或GLONASS虽然已具有短时间可用性,但缺乏长期可用性,航空应用上更是如此。

国际民航组织(ICAO)面对GPS已经存在且性能很好,而GLONASS已可用这一事实。不再有任何一个国家的财政力量能够独立发展另一个新系统。如果依靠多国民间或国际集资另建一个系统,也不是短期可成,而且组织安排、财政安排上都有许多问题要从头做起,决非易事。

全球卫星导航与全球卫星通信的不同之处在于，全球卫星通信已有商业性的空间资源按有偿服务办法供全球共用，并且开始进入市场竞争体制。而全球卫星导航尚处在军方控制下，是从军用系统的空间资源分离出来的标准精度服务（SPS）部分，采用一定时期内无偿服务体制，是一种独占形式。是施主与受惠者之间的关系，对用户毫无自主权可言。ICAO 的立场是为了保证供应者与用户之间的平等关系，合理有偿服务是可以接受的。将来全球卫星导航应是单一导航手段，决不能单国军方控制，必须是国际管理、国际运行的系统。因而在多元观点下，提出了一种多成份过渡的五步体制进程，ICAO 认为未来的全球导航卫星系统（GNSS，Global Navigation Satellite System）是一种多成分组成的系统，从现有星座到未来星座的综合，发展和扩大民间成分，最终使得民间成分能够自成体系。GPS 和 GLONASS 首先成为主要的候选成分，加入 INMARSAT-3 静止卫星导航重叠的民间成分，然后加发民间导航卫星，使民间导航卫星的数目增加至达到两维以至三维定位和导航的可用性。

具体的五步为：第 1 步利用 GPS 或 GLONASS（1995 年前）；第 2 步利用 GPS 加入 GLONASS（1996 年开始）；第 3 步 GPS 和或 GLONASS 加 INMARSAT-3 静止卫星重叠（1997 年开始）；第 4 步再加发民间导航卫星（2000 年以后）；第 5 步组成民间 GNSS 星座（2010 年左右）。目前欧洲和 INMARSAT 的策略和计划，基本上与此配合协调的。

未来 GNSS 如能建成的话，则未来将是 GPS、GLONASS 和欧洲的民间 GNSS 三足鼎立的局面。不管前途如何，未来的 GNSS 将依赖国际民间的努力去争取一种政治、经济、技术上优化的结构。欧洲和 INMARSAT 的策略是和 ICAO 的策略一致的。在国际合作下对 GPS 先实行增强利用，扩大民间成份直至最终取代 GPS，是一种实力抗衡的方法。

第六节　姿态测量

一、简　介

姿态测量装置是三维数据获取系统的一个组成部分。它根据总系统的要求提供飞机飞行中机下点的瞬时姿态数据，包括俯仰、侧滚和航向数据。总体要求姿态数据的精度均为 30 角秒。这个精度要求对于常规的以惯性元件为主的姿态测量装置是非常高的。

本姿态测量装置是在 H/HLP03 平台罗经（图 2-6-1）的基础上研制开发的一种新型平台系统。它把全球定位系统 GPS 和惯性导航系统有机地结合在一起，从而大幅度地提高了惯性导航系统的精度。在研制过程中充分利用了微机的控制功能，从而减少了许多控制线路，使整套仪器的体积达到小型化。

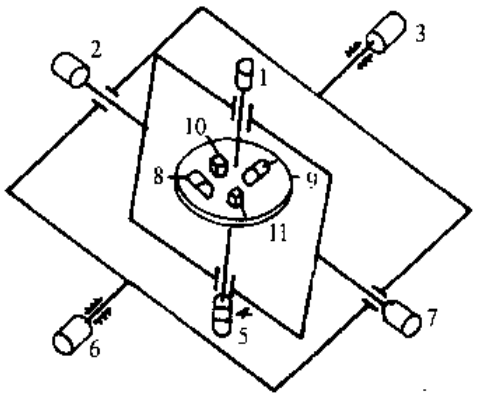


图 2-6-1　平台罗经结构示意图

1～3.多极旋转变压器；　4.坐标转换器；
5～7.力矩电机；　8.北陀螺；　9.东陀螺；
10.北加速度计；　11.东加速度计

二、姿态测量装置各部分介绍

1. 主体仪器

支承台的框架系统采用外撑式三轴结构:即安装惯性元件的台体在最里层,并绕方位轴转动。第二层为内环,带动台体绕纵摇(仰俯)轴转动。最外层为外环,带动内环,绕横摇(侧滚)轴转动。

(1)惯性元件分装在定位板的上下两边,使台体尺寸大大缩小。

(2)采用理想特殊滚珠轴承、力矩电机,多极旋转变压器,改变以前的串联式结构为并联式结构,使结构紧凑,装调方便。

(3)在输电方面,方位轴上采用微型导电环,分装在内环的上下端。纵摇、横摇采用均布散装软导线结构,使磨擦力减小。

(4)在三轴方向上,采用低速、大力矩的力矩电机直接连接,完全不用齿轮转动,减小了体积,提高了精度。

(5)陀螺仪和加速度计的前置放大器都装在台体上,以提高工作的可靠性。

(6)在台体上装有高精度的光学六面体,作为惯性元件的装调基准电气元件的调零基准、主体仪器的安装基准、测试基准。

2. 陀螺仪

姿态测量装置采用高精度的自由度液浮陀螺仪。陀螺仪中的马达全部采用粘结技术,采用超高精度的滚珠轴承,在频率稳定度达 10^{-3} 的电源驱动下,以异常稳定的同步转速高速旋转。陀螺马达的动平衡达到光学精度。

整个陀螺马达可靠地密封在球体内,整个球体用宝石支承,使内环能在二轴方向转动,并悬浮在氟油中。为了适合高精度陀螺仪的需要,氟油的浮力必须和球体的重力精确地平衡,这就需要精密地控制氟油的温度,在陀螺仪内配有稳定精确的测温元件,供电采用对称形的导电游丝,在浮子转动时,从原理上保证不产生附加力矩。H 轴和陀螺仪外壳之间的精度依靠高灵敏度、高线性度的信号传感器。它可靠地给出 1 角秒的信号。

为了可靠地控制陀螺仪指北和保持水平,陀螺仪内设有高线性度,稳定度达万分之一至十万分之一的力矩器,在修正回路的控制下,陀螺仪能精确地按数学模型控制它的运动。

下面是主陀螺的主要技术指标:

精度:与 g 无关　　0.002°~0.004°/时

　　与 g 有关　　0.005°~0.01°/时

使用寿命:>5000 小时

力矩器各项指标:

进动系数:13.5°/时 ±0.01°/时

进动系数线性度和稳定度:1×10^{-4}

信号器各项指标:

灵敏度 3 伏/度

非灵敏区：< 1 角秒

外形尺寸：115 毫米 × 90 毫米 × 93 毫米

重量：1450 克

3. 加速度计

姿态测量装置采用液浮摆式单轴加速度计，与陀螺相似，密封的浮子用宝石支承在壳体上，使磨擦力矩减到最小。氟油的浮力精确地平衡浮子的重力，并具有精确的测温元件。浮子具有稳定的偏摆力矩，以便能精确地反应出台体倾角的大小。

在加速度计中采用和陀螺相似的信号器力矩器、供电方法。

下面是加速度计的主要技术指标：

测量范围：$0 - \pm 1g$

偏值：$1 \times 10^{-4} g$

偏值稳定度：$5 \times 10^{-3} g$

每小时变化量：$> 3 \times 10^{-5} g$

外形尺寸：50 毫米 × 40 毫米 × 40 毫米

4. 导电环

为了实现小型化。本装置采用微型导电环，它具有体积小，磨擦力矩小，可靠性好的特点，并且有防护罩，不必进行清洁工作，它由导电环组件，电刷支架、防护罩四部分组成。

主要技术指标：

接触电阻：$0.02\Omega \pm 0.01\Omega$

使用寿命：10^6 圈次

磨擦力矩：< 90 克·厘米

外型尺寸：36 环的外型尺寸为：φ17 毫米 × 39 毫米

5. 电子柜

本装置中采用了微处理机，在结构上为插板式。全部回路、微处理机、控制按键都在电子柜上。

面板在电子柜上部，由显示器和按键组成，其中上部 16 位 LED 用来显示时间、系统工作状态、各项参数、报警信息等，下部 11 个“工作显示”LED 显示出各回路的工作状态；中下部设有陀螺“启动”按钮（灰色）和两个陀螺“关闭”按钮（红色），按钮上部为陀螺电流指示灯。右下方 17 个“微机按键”用来设定各种参数和控制整机工作状态。

电子柜中左部为上下两排共 20 块电子线路板。右上部为专用加固微机、右下部为电源变换用变压器。另外左下侧设有 4 个控制开关。

微机由 86/35 主板机，A/D 转换板，D/A 转换板，姿态角转换板 A 和姿态角转换板 B 共五块电路板组成，对平台罗经进行控制和管理，并作为平台罗经修正回路的控制部件完成系统输出控制量的计算。

三、姿态测量装置的主要技术特点

1. 具有较高的可靠性

平台罗经和大部分电子电路符合军标。

2. 体积小、重量轻

由于采用了小型，高精度的惯性器件、控制电机，采用了新型高集成度电子元件和微处理机，整套仪器实现了小型化。全套仪器由主体仪器和电子柜组成。

主体仪器体积为 φ330 毫米 × 380 毫米，重为 25 公斤。

电子柜尺寸为 540 毫米 × 345 毫米 × 557 毫米，重量为 62 公斤。

3. 精度高

由于采用了高精度的惯性器件，高精度的电气回路和微处理机，特别是采用了 GPS 校正，加上总体设计上进行了最优化参数设计并采用了系统测漂技术，使仪器具有高的精度。仪器在匀速直航时，平台罗经状态下的航向精度为 3 角分，水平精度为 1 角分，GPS 校正惯导状态下的航向精度和水平精度都可以达到 30 角秒。

4. 具有故障显示、报警、检测、保护装置，维修方便

每一块电源极上都有故障显示灯，其他每一种功能块都有故障显示灯；关键部位如温控、稳定回路等在电子柜面板上都有正常工作和故障显示灯。关键电源及稳定回路同时由微机实时监测。全部电路均采用模块化设计，更换检修极为方便。

参 考 文 献

尤红建等，1998，基于 GPS、姿态和激光测距的三维遥感直接对地定位，遥感学报，第 2 卷，第 1 期，63 – 57 页。

薛永祺，1992，机载扫描成像系统的技术发展，红外与毫米波学报，第 11 卷，第 3 期，169 – 180 页。

张舒仁，1982，激光测距机 APD-JFET 前置级最佳设计的分析，激光与红外，第 10 期，68 – 72 页。

胡以华等，1997a，机载激光扫描测距接收机中信号处理研究，量子电子学报，第 14 卷，第 3 期。

胡以华等，1997b，机载激光波束扫描时回波脉冲特征分析，应用激光，第 17 卷，第 3 期。

钟声远等，1982，脉冲激光测距误差分析和修正，激光与红外。

魏余灵等，1993，脉冲激光测距中电子精密测量，电子测量与仪器学报，Vol.7，No.1.

霍联正，1981，激光测距接收机放大器最佳设计的初步分析，兵器激光。

李树楷、薛永祺，遥感多维信息集成的装置与方法。中国专利，96 1 14306.1，1996 年 12 月。

胡以华，魏庆农，章立民，魏吴明，1997，机载三维信息获取中地面扫描轨迹分析，遥感学报，第二期。

李景镇编，1986，光学手册，陕西科学技术出版社。

胡以华，魏庆农，章立民，1997，机载扫描激光地面测绘系统分析，安徽地质，第 1 期。

数学手册，高等教育出版社，北京，第一版，1979 年 5 月。

Robert, F. Dillon. et al., 1992, Low-cost Laser Radar Imaging Experiments, SPIE, Vol. 1633, Laser Radar Ⅶ, pp. 274 – 280.

Krohn W., and Matthews W., 1992, Multispectral Diode-Based Imaging Laser Radar, SPIE, Vol.1633, Laser Radar Ⅶ, pp. 294 – 333.

Martin Flood and Bill Gutelius, 1997, Commercial Implications of Topographic Terrain Mapping Using Scanning Airborne Laser Radar, PE&RS, Vol. LXⅢ, No.4, p.327.

Stven C. Cohen, 1990, Geoscience laser ranging system: estimated accuranCy of geodetic parameters and their dependence on system characteristics, Journal of geophyscial reasearch, Vol. 95, No. B12.

Jack L. Buffon, 1989, Laser altimetry measurements from aircraft and spacecraft, Proceedings of the IEEE, Vol. 77, No. 3.

C. S. Gardner, 1982, Target signatures for laser altimeters: an analysis, Applied optics, Vol. 21, No. 3.

James B. Garvin, 1993, Maping new world and old worlds with laser altimetry, Remote sensing and environment, laser altimetry.

Steven C. Cohen, et al., 1987. The Geoscience Laser Altimetry/Ranging System, IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, Geo Vol. GE - 25. No. 5, Setp., pp. 581 - 592.

Charls R, Vaughn, et al., 1996, Progress in Georeferencing Airborne Laser Altimeter Measurements, The second international airborne remote sensing conference and exihibition, San Francisco, California, 24 - 27.

John Banic, Sebastian Sizgoric and Robert O' Neil, 1986, Scanning Lidar Bathymeter for Water Depth Measurement, SPIE Vol. 663, Laser Radar Techology and Applications.

Krawczyk R. Goretta O. and Kassighian A., Temporal pulse spreading of return lidar signal, Applied Optics, Vol. 32, No. 33, 20.

Barry J. rye, 1990, Spectral correlation of atmospheric lidar returns with range - dependent backscatter, J. Opt. Soc. Am. A, Vol. 7, No. 12.

Howard C. Salwen, 1970, Error analysis of optical range measurement systems, Proc. of IEEE, Vol. 58, No. 10.

Hickman G. D. Hogg J. E., 1969, Application of an airborne pulsed laser for near shore bathymetric measurements. Remote Sensing Environ. 1: 47.

Wolfe, W. L., Zissis G. J., 1978, The infrared handbook, Office of Naval Research. Department of the Navy, DC.

McIntyre R. J., 1979, Comparison of photomultipliers and avalanche photodiode for laser applications, IEEE Trans. Electron Devices, 1979, 17: 347.

Helstrom, C. W., 1988, Computing the performance of optical recievers with avalanche diode detectors. IEEE Trans. Commun. 36: 61.

Fried, D. L., Schneltzer R. A., 1967, The effect of atmospheric scintillation on an optical data channel - laser radar and binary communications. Appl. Opt, 6: 1729.

Goodman, J. W., 1975, Statintical properties of laser speckle pattens. Laser Speckles and Related Phenomina, J. C. Dainty, ED. Springer, New York, 9 - 75.

Penny, F, et al., 1986, Airborne laser hydrography in Australia, Applied Optics, Vol. 25. No. 13.

B. Hoffman-Wellenhof, H. Lichteneggev, Collins, 1992, Some GPS Surveying Problems, Proceedings of the 6th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning Ohio, March 17 - 20.

第三章　信息处理技术

第一节　定位原理及误差理论

一、线扫描系统的定位原理与误差分析

1. 引　言

在遥感信息科学领域，为了快速、准确地获取数字高程模型(DEM)和地学编码影像，经历了长期的理论与技术的发展过程。长期以来，上述两类数据主要是通过立体摄影测量技术、遥感技术以及地形图上获得的，这就需要一个与当今社会需求不协调的较长周期的作业过程。迄今为止带有准确地形的与经几何精纠正的图像匹配的地学编码影像数据生成技术可以归结为两类：①通过几何纠正和地形图数字化方式(地→空定位模式)；②立体摄影测量方式(地→空和空→地两种模式)。这两种主要技术途径中，主要采用基于地→空定位原理，经地面测量或从地形图与图像上选取的大量同名点作为变换和匹配的纽带。地形信息与遥感地学编码影像分别生成后，再进行配准是遥感应用研究中通常采用的技术手段。采用这种分三个步骤的方法生成带有地形信息的地学编码影像存在人工劳动强度大、费用高、作业周期长等问题，虽然可以达到高精度的定位，但其"时效性"差的缺点已成为不能适应动态变化监测的突出问题。遥感与摄影测量工作者为此进行了大量的研究工作，以跟上这种快速需求。采用数字技术以及将以往的定位技术中采用的地→空定位模式向空→地定位模式的转变是其中重要的环节之一，这一努力推动了对地观测领域集成型技术系统的发展。王之卓院士早就指出："人们将努力摆脱地面控制，设计一种不需要在地面上进行测量而进行摄影测图的系统"，"对今后空中三角测量特别有前途的将是对惯性量测系统和全球定位系统等辅助数据的利用"(王之卓，1979，1986；Wang，1990)。

在国家863计划308主题支持的"三维信息获取与实时(准实时)处理技术系统原理样机"(又称为机载激光测距－扫描成像制图系统)项目中，采用了"空→地直接定位"模式。该系统是将多光谱扫描仪、激光测距仪、姿态测量装置、动态差分GPS接收机等高新技术产品，围绕将上述三个步骤并为一步完成的目标，集成为一体的新型遥感信息获取与处理技术系统(李树楷，1996)，在"时效性"方面或者说"高效率"方面迈出了重要的一步。本节由遥感直接对地定位的原理出发，讨论了决定定位精度的各种因素对定位结果精度影响的规律，为遥感直接对地定位数据的平差处理奠定基础并为实用型系统的设计提供依据。

2. 机载激光测距－遥感成像制图系统对地定位的基本原理

机载激光测距－遥感成像制图系统(Airborne Laser-Ranging & Multispectral-Imaging

Mapping System,简称为 ALRMIMS)的目的是确定地面点 P 在大地坐标系 $O-X_GY_GZ_G$ 中的坐标(X、Y、Z)及这一点的光谱信息。该系统的信息获取示意图和原理图见图 1-4-1。

直接对地定位基于下述原理:当空间有一向量,其模为 S,方向为($\varphi,\omega,\kappa,\theta$),如能测出起点 O_s 的坐标(X_S,Y_S,Z_S),则该向量的另一端点 $P(X,Y,Z)$可以唯一确定。

对于机载激光测距-扫描成像制图系统来说,起点 S 为遥感器主光学系统的投影中心,可利用动态差分 GPS 给出;向量 S 的模 S 可用机载激光测距仪测量投影中心到地面待定点的距离得到;姿态参数(φ,ω,κ)可以利用高精度姿态测量装置进行测量;ϑ 由编码器按固定的激光脉冲间隔给出。在以 Y 轴为主轴的情况下,另一端点 P(激光与地面的交点)的地理坐标可由下式求得:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & a_2 \\ b_1 & b_2 & b_3 \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ S\sin\theta \\ S\cos\theta \end{bmatrix} \tag{1}$$

其中:

$$a_1 = \cos\varphi\cos\kappa - \sin\varphi\sin\omega\sin\kappa$$

$$a_2 = -\cos\varphi\sin\kappa - \sin\varphi\sin\omega\cos\kappa$$

$$a_3 = -\sin\varphi\cos\omega$$

$$b_1 = \cos\omega\sin\kappa$$

$$b_2 = \cos\omega\cos\kappa$$

$$b_3 = -\sin\omega$$

$$c_1 = \sin\varphi\cos\kappa + \cos\varphi\sin\omega\sin\kappa$$

$$c_2 = -\sin\varphi\sin\kappa + \cos\varphi\sin\omega\cos\kappa$$

$$c_3 = \cos\varphi\cos\omega$$

式中的$[X_S\ Y_S\ Z_S]^T$ 表示激光测距—扫描成像传感器投影中心的坐标,由差分 GPS 确定;S 为图 1-4-1 中表示的矢量 S 的模,由激光测距仪测定;(φ,ω,κ)为传感器的姿态角,分别表示仰俯、侧滚和航偏,由姿态测量装置确定。

信息的获取采用机载线扫描方式,在每根扫描线上按固定的间隔发射激光脉冲,激光脉冲从机上遥感器的投影中心出发的激光束射到地面后,就构成了上述的有限向量。地面上这一点的地理坐标即可按上述公式求出。在激光测距和遥感成像过程中,以扫描方式获取多波段遥感信息。每一条扫描线上隔固定的像元,在这个像元成像时刻,同步发射一个激光脉冲,就可以按上述计算公式得到这个像元的地理坐标。采用一些特殊技术,利用飞机的运动完成二维扫描后,即可在遥感图像上得到按图像坐标(线号、像元号)准二维阵列排列的激光测距-成像像元为一体的匹配点。也就是说在遥感图像上形成较像元排列稀疏的具有地理坐标的像元阵列。这样的遥感图像,以激光测距点-成像像元为一体的匹配点为基础的样本点,假设像元的光谱信息为 H,那么基础样本点的坐标为(X_i,Y_i,Z_i,H_i)。按常规的拟合内插方法,即可生成 DEM 和地学编码图像。由于生成 DEM 和地

学编码影像使用的是同一套基础样本点，二者的匹配仅是按地理坐标叠加即可完成。这种基础样本点的生成是通过信息获取技术中的硬件和相应的信息处理技术完成。

3. 机载激光测距－扫描成像系统的误差分析

影响机载激光测距－遥感成像制图系统精度的因素主要包括以下几个方面，即：确定传感器投影中心坐标的 GPS 测量误差、作为姿态测量装置的惯性导航系统(INS)的测量误差、激光测距仪的内部误差、大气影响误差、地物的性质(如：粗糙度、反射性质和坡度等)的影响、系统的集成误差(如：GPS 与 INS 的集成误差、INS 的三个旋转轴与遥感器的旋转轴的之间的不一致的误差)影响等。根据性质，这些误差有些属于系统误差，有些属于偶然误差，有些则属于粗差。

(1)对 GPS 定位精度的影响因素包括：GPS 卫星的轨道误差、对流层和电离层延迟、周跳和多路径等。这些因素的影响有些可以通过的差分处理消除或减弱，如：轨道误差、电离层和对流层的延迟等。周跳和多路径效应则无法通过差分处理消除或减弱.但可以采用一些特殊的技术(包括硬件和软件)将它们的影响消除或减弱。一般来说，在利用双频载波相位数据处理解算，在基线长度为 50 公里以内的条件下，可以得到 20～30 厘米的定位精度。

(2)姿态测量装置是由惯性导航系统(INS)与 GPS 组合而成的。这样就可以利用两种系统各自的长处，克服各自的不足，达到高精度测定传感器姿态参数的目的。从现有的制造技术来看，三个姿态参数的精度俯仰和侧滚为 60 角秒、航偏为 90 角秒以下能够实现。

(3)激光测距部分主要由以下两部分组成，即：激光器、扫描镜(可采用光纤、线扫描或圆锥扫描形式，ALRMIMS 采用了线扫描形式)。激光器的激光脉冲频率一般在 100～10 000赫兹之间，激光的波长属近红外波段，典型的波长是 1.047 微米、1.064 微米和 1.54 微米。激光测距的精度与激光脉冲的强度、大气质量、激光点的扩散、地物的反射特性、探测器的口径和灵敏度等。根据现激光器的性能和当前扫描镜的制造技术，这项误差的影响可以控制在 0.5 米以下。另外，某些地物(如水系)的镜面反射可能会造成的激光测距信号"丢失"，这些"丢失"激光测距信号的测距点的坐标值可以视为粗差。

(4)系统的集成误差主要包括 GPS 天线与遥感传感器的投影中心偏心向量的测定的误差、扫描镜的震动引起的误差、成像像元与激光测距点匹配的误差等。其中前偏心向量的误差可以达到几个厘米的精度，而扫描镜的震动影响难以检测；成像像元与激光测距点匹配的误差可以通过室内和实验场检测等手段，将其减小到一定水平，而安装后系统作业过程中需要保持不变，这样即可通过平差处理消除。

(5)系统误差的影响包括几个方面：①姿态测量装置、激光测距－扫描成像仪是通过一个刚性平台固联在一起的，尽管在作业之前可以进行严格校正，但仍然无法保证这两个坐标系的精确配准。刚性平台的设计要求是保证能够将传感器和姿态测量装置之间的关系固定下来，而且在作业过程中保持不变。②由于 GPS 的是 WCS-84 坐标系、而作为姿态测量装置的 INS 采用的是惯导坐标系，这两个坐标系之间存在着一定的差异。这种差异对于不同的地区，大小也不一样，但对于一个局部区域来说，它是一个固定值。

(6)DEM 内插方法对遥感对地定位精度的影响也是一个应该注意的问题。这是因为目前所有的 DEM 内插方法均有一定的适应条件，对于激光测距－扫描成像制图系统来

说,对于包含的地物种类较多、地形情况较为复杂的区域应该采用自适应的 DEM 内插方法,即:根据地形的复杂程度的不同采用不同的 DEM 内插方法,由此提高遥感直接对地定位的精度。

上述的各类误差的处理可以根据误差的性质不同而采用不同的手段进行处理。对于激光测距信息"丢失"造成的粗差,采用相应的测距数据检测手段进行探测,并作出相应的标记。对于系统误差,可以在通过严格的检验手段、改变作业方式、利用相邻航线之间的重叠部分的信息及地面控制点等消除或减弱系统误差的影响;对于偶然误差可以利用测量平差的手段进行处理,进而得到各个激光测距点的最佳估计值。关于观测数据的平差问题我们将在以后的有关文章中进行讨论。

根据式(1)将 X,Y 和 Z 按泰勒公式展开并取至一次项,则可表示成如下形式,即:

$$\left.\begin{aligned} dX &= \frac{\partial X}{\partial X_S}dX_S + \frac{\partial X}{\partial Y_S}dY_S + \frac{\partial X}{\partial Z_S}dZ_S + \frac{\partial X}{\partial \varphi}d\varphi + \frac{\partial X}{\partial \omega}d\omega + \frac{\partial X}{\partial \kappa}d\kappa + \frac{\partial X}{\partial S}dS + \frac{\partial X}{\partial \vartheta}d\vartheta + X^0 - X \\ dY &= \frac{\partial Y}{\partial X_S}dX_S + \frac{\partial Y}{\partial Y_S}dY_S + \frac{\partial Y}{\partial Z_S}dZ_S + \frac{\partial Y}{\partial \varphi}d\varphi + \frac{\partial Y}{\partial \omega}d\omega + \frac{\partial Y}{\partial \kappa}d\kappa + \frac{\partial Y}{\partial S}dS + \frac{\partial Y}{\partial \vartheta}d\vartheta + Y^0 - Y \\ dZ &= \frac{\partial X}{\partial X_S}dX_S + \frac{\partial Z}{\partial Y_S}dY_S + \frac{\partial Z}{\partial Z_S}dZ_S + \frac{\partial Z}{\partial \varphi}d\varphi + \frac{\partial Z}{\partial \omega}d\omega + \frac{\partial Z}{\partial \kappa}d\kappa + \frac{\partial Z}{\partial S}dS + \frac{\partial Z}{\partial \vartheta}d\vartheta + Z^0 - Y \end{aligned}\right\} \tag{2}$$

令

$$a_{11} = \frac{\partial X}{\partial X_S} = 1, \quad a_{12} = \frac{\partial X}{\partial Y_S} = 0, \quad a_{13} = \frac{\partial X}{\partial Z_S} = 0$$

$$a_{14} = \frac{\partial X}{\partial \varphi} = S\{(\sin\varphi\sin\kappa - \cos\varphi\sin\omega\cos\kappa)\sin\vartheta - \cos\varphi\cos\omega\cos\vartheta\}$$

$$a_{15} = \frac{\partial X}{\partial \omega} = S\{(-\sin\varphi\cos\omega\cos\kappa)\sin\theta + (\sin\varphi\sin\omega)\cos\vartheta\}$$

$$a_{16} = \frac{\partial X}{\partial \kappa} = S\{(-\cos\varphi\cos\kappa + \sin\varphi\sin\omega\sin\kappa)\sin\vartheta\}$$

$$a_{17} = \frac{\partial X}{\partial S} = \{(-\cos\varphi\sin\kappa - \sin\varphi\sin\omega\cos\kappa)\sin\vartheta - \sin\varphi\cos\omega\cos\vartheta\}$$

$$a_{18} = \frac{\partial X}{\partial \vartheta} = S\{(-\cos\varphi\sin\kappa - \sin\varphi\sin\omega\cos\kappa)\cos\vartheta + \sin\varphi\cos\omega\sin\vartheta\}$$

$$a_{21} = \frac{\partial Y}{\partial X_S} = 0, \quad a_{22} = \frac{\partial Y}{\partial Y_S} = 1,$$

$$a_{24} = \frac{\partial Y}{\partial \varphi} = 0$$

$$a_{25} = \frac{\partial Y}{\partial \omega} = S\{-\sin\omega\cos\kappa\sin\vartheta - \cos\omega\cos\vartheta\}$$

$$a_{26}=\frac{\partial Y}{\partial \kappa}=S\{-\cos\omega\cos\kappa\sin\vartheta\}$$

$$a_{27}=\frac{\partial Y}{\partial S}=\{\cos\omega\cos\kappa\sin\vartheta-\sin\omega\cos\vartheta\}$$

$$a_{28}=\frac{\partial Y}{\partial \vartheta}=S\{\cos\omega\cos\kappa\cos\vartheta+\sin\omega\sin\vartheta\}$$

$$a_{31}=\frac{\partial Z}{\partial X_S}=0,\quad a_{32}=\frac{\partial Z}{\partial Y_S}=0,\quad a_{33}=\frac{\partial Z}{\partial Z_S}=1$$

$$a_{34}=\frac{\partial Z}{\partial \varphi}=S\{(-\cos\varphi\sin\kappa-\sin\varphi\sin\omega\cos\kappa)\sin\vartheta-\sin\varphi\cos\omega\cos\vartheta\}$$

$$a_{35}=\frac{\partial Z}{\partial \omega}=S\{\cos\varphi\cos\omega\cos\kappa\sin\vartheta-\cos\varphi\sin\omega\cos\vartheta\}$$

$$a_{36}=\frac{\partial Z}{\partial \kappa}=S\{(-\sin\varphi\cos\kappa-\cos\varphi\sin\omega\sin\kappa)\sin\vartheta\}$$

$$a_{37}=\frac{\partial Z}{\partial S}=\{(-\sin\varphi\sin\kappa+\cos\varphi\sin\omega\cos\kappa)\sin\vartheta+\cos\varphi\cos\omega\cos\vartheta\}$$

$$a_{38}=\frac{\partial Z}{\partial \vartheta}=S\{(-\sin\varphi\sin\kappa+\cos\varphi\sin\omega\cos\kappa)\cos\vartheta-\cos\varphi\cos\omega\sin\vartheta\}$$

当姿态参数均为微小量的时候，并假定它们的最大值不超过 δ_{max}（δ_{max}仍然为微小量），在忽略二次及二次以上项的情况下，上述的系数中与姿态参数有关的系数可以简化为以下形式，即：

$$a_{14}\cong S(\delta_{max}\cdot\sin\vartheta-\cos\vartheta)$$

$$a_{15}\cong -S(\delta_{max}\cdot\sin\vartheta)$$

$$a_{16}\cong -S\cdot\sin\vartheta$$

$$a_{17}\cong -\delta_{max}\cdot\sin\vartheta$$

$$a_{18}\cong -S\cdot\delta_{max}\cdot\{\cos\vartheta-\sin\vartheta\}$$

$$a_{25}\cong -S\{\omega\cdot\sin\vartheta+\cos\vartheta\}\cong -S(\delta_{max}\cdot\sin\vartheta+\cos\vartheta)$$

$$a_{26}\cong -S\cdot\sin\vartheta$$

$$a_{27}\cong\{\sin\vartheta-\omega\cdot\cos\vartheta\}\cong(\sin\vartheta-\delta_{max}\cdot\cos\vartheta)$$

$$a_{28}\cong S\{\cos\vartheta+\omega\cdot\sin\vartheta\}=S(\cos\vartheta+\delta_{max}\cdot\sin\vartheta)$$

$$a_{34}\cong -S\cdot\delta_{max}\{\sin\vartheta+\cos\vartheta\}$$

$$a_{35}\cong S\{\sin\vartheta-\delta_{max}\cdot\cos\vartheta\}$$

$$a_{36}\cong -S\cdot\delta_{max}\cdot\sin\vartheta$$

$$a_{37} \cong \delta_{\max} \cdot \sin\vartheta + \cos\vartheta$$

$$a_{38} \cong S\{\delta_{\max} \cdot \cos\vartheta - \sin\vartheta\}$$

在各项误差相互独立的情况下，根据误差传播定律可以得到：

$$\left.\begin{aligned} M_X^2 &= a_{11}^2 m_{X_S}^2 + a_{12}^2 m_{Y_S}^2 + a_{13}^2 m_{Z_S}^2 + a_{14}^2 m_\varphi^2 + a_{15}^2 m_\omega^2 + a_{16}^2 m_\kappa^2 + a_{17}^2 m_S^2 + a_{18}^2 m_\vartheta^2 \\ M_Y^2 &= a_{21}^2 m_{X_S}^2 + a_{22}^2 m_{Y_S}^2 + a_{23}^2 m_{Z_S}^2 + a_{24}^2 m_\varphi^2 + a_{25}^2 m_\omega^2 + a_{26}^2 m_\kappa^2 + a_{27}^2 m_S^2 + a_{28}^2 m_\vartheta^2 \\ M_Z^2 &= a_{31}^2 m_{X_S}^2 + a_{32}^2 m_{Y_S}^2 + a_{33}^2 m_{Z_S}^2 + a_{34}^2 m_\varphi^2 + a_{35}^2 m_\omega^2 + a_{36}^2 m_\kappa^2 + a_{37}^2 m_S^2 + a_{38}^2 m_\vartheta^2 \end{aligned}\right\} \quad (3)$$

将上述的系数代入式(3)即可得到：

$$\begin{aligned} M_X^2 = {} & m_{X_S}^2 + S^2\{\delta_{\max} \cdot \sin^2\vartheta + \cos^2\vartheta - \delta_{\max} \cdot \sin2\vartheta\} m_\varphi^2 + S^2\delta_{\max}^2 \sin^2\vartheta \cdot m_\omega^2 \\ & + S^2\sin^2\vartheta \cdot m_\kappa^2 + \delta_{\max}^2 \sin^2\vartheta \cdot m_S^2 + S^2\{\delta_{\max}^2(1 - \sin2\vartheta)\} m_\vartheta^2 \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} M_Y^2 = {} & m_{Y_S}^2 + S^2(\delta_{\max}^2 \cdot \sin^2\vartheta + \cos^2\vartheta + \delta_{\max} \cdot \sin2\vartheta) \cdot m_\omega^2 + S^2\sin^2\vartheta \cdot m_\kappa^2 \\ & + (\sin^2\vartheta + \delta_{\max}^2 \cdot \cos^2\vartheta - \delta_{\max} \cdot \sin2\vartheta) \cdot m_S^2 + S^2(\cos^2\vartheta + \delta_{\max}^2 \cdot \sin^2\vartheta + \delta_{\max} \cdot \sin2\vartheta) \cdot m_\vartheta^2 \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} M_Z^2 = {} & m_{Z_S}^2 + S^2\delta_{\max}(1 + \sin2\vartheta) \cdot m_\varphi^2 + S^2(\sin^2\vartheta + \delta_{\max}^2 \cdot \cos^2\vartheta - \delta_{\max} \cdot \sin2\vartheta) \cdot m_\omega^2 \\ & + S^2\delta_{\max}^2 \sin^2\vartheta \cdot m_\kappa^2 + (\delta_{\max}^2 \sin^2\vartheta + \delta_{\max} + \sin2\vartheta + \cos^2\vartheta) \cdot m_S^2 \\ & + S^2(\delta_{\max}^2 \cos^2\vartheta + \sin^2\vartheta - \delta_{\max}\sin\theta) \end{aligned} \quad (6)$$

从上式可以看出，在当各项 m_{X_S}，m_{Y_S}，m_{Z_S}，m_φ，m_ω，m_κ，m_S，m_ϑ 等固定的情况下，对于任意一条扫描线来说，φ，ω，κ 可以视为一组固定值的条件下，M_X，M_Y 和 M_Z 的表达式中的 m_φ，m_ω，m_κ，m_S，m_ϑ 各项的系数是一个变量，即各个系数值是随着扫描角 ϑ 及激光测距仪测得的距离 S 的周期性变化而变化的。因此，在同一条扫描线上的不同位置得到的激光测距点的坐标 X，Y 和 Z 的精度也是不同的。

对于 M_X^2 的表达式来说，由于 $m_{X_S}^2$，$m_{Y_S}^2$，$m_{Z_S}^2$ 前的系数 a_{11}，a_{12}，a_{13} 分别为 1、0、0，这表明：激光测距点 X 坐标的误差仅受 GPS 的定位误差中 X 方向的误差的影响，而与其他两个方向(即：Y 方向和 Z 方向)的误差无关，且 GPS 的定位误差是按 1:1 的关系反映到激光测距点的定位误差中。这一规律也同样适用于 M_Y 和 M_Z，即：激光测距点在 Y 方向和 Z 方向的误差，仅受 GPS 定位误差中同一方向的误差的影响，且 GPS 的定位误差是按 1:1 的关系反映到了激光测距点的定位误差中。而其他各项误差因各种因素的相互作用而得到增强或衰减。

按上述的公式计算得到的中误差 M_X，M_Y 和 M_Z 是在遥感传感器的坐标系中的结果，即：X 轴方向与飞机飞行方向一致，Y 轴方向与飞行方向垂直而与扫描方向平行，正向指向左机翼，Z 轴与 X 轴和 Y 轴构成的平面垂直，向上为正方向。这样构成的坐标系为右手系。对于飞行作业航线上的任意一点，当该点相对特定的坐标系的航向角为 κ^0 时，则误差应为：

$$\begin{bmatrix} M'_X \\ M'_Y \\ M'_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\kappa^0 & -\sin\kappa^0 & 0 \\ \sin\kappa^0 & \cos\kappa^0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix} \tag{7}$$

4. 计算结果与结论

为了描述各种因素对定位误差的综合影响，本文给出了扫描角由 0° ~ 30°的模拟计算的计算结果。计算的条件和以曲线表示的结果如图 3-1-1。

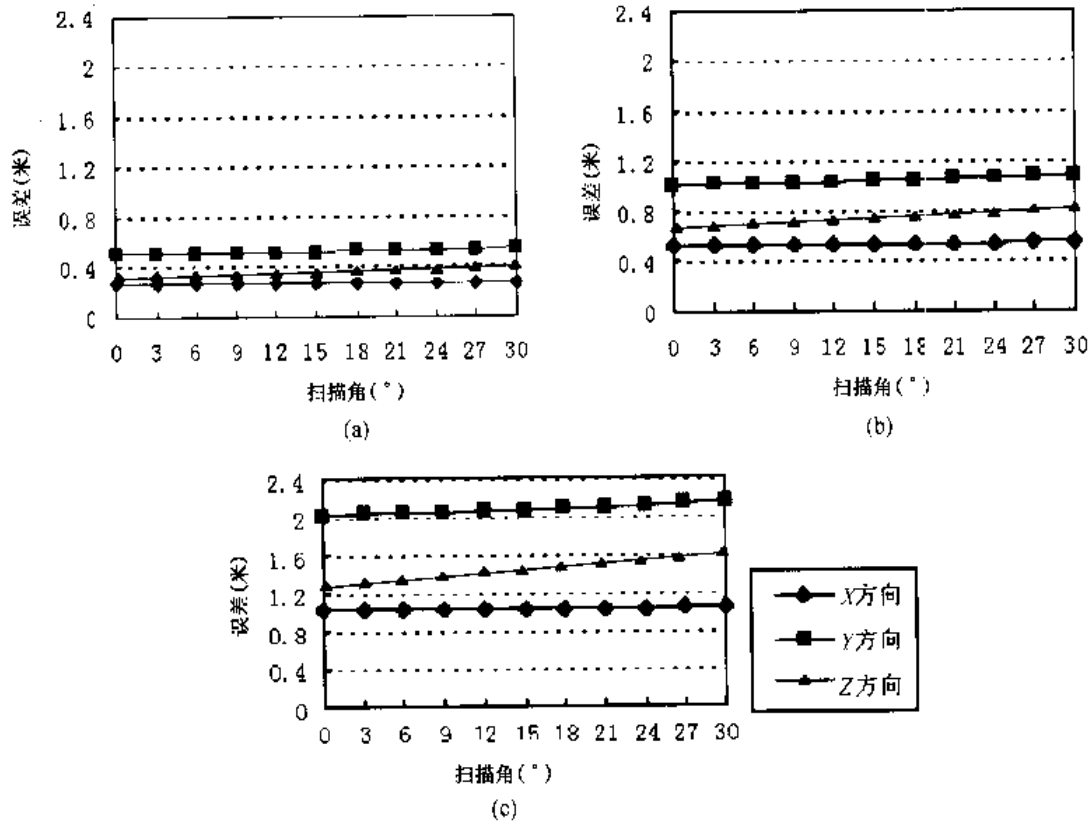


图 3-1-1 遥感对地定位误差分布特征

(a)为第一种情况下误差的变化规律；(b)为第二种情况下误差的变化规律；
(c)为第三种情况下误差的变化规律

(1)飞行高度为 600 米，GPS 定位误差为 0.25 米，扫描角误差为 2.5 分，激光测距误差为 0.25 米，俯仰与侧滚精度为 30 秒，航偏精度为 45 秒的情况。

(2)飞行高度为 600 米，GPS 定位误差为 0.5 米，扫描角误差为 5 分，激光测距误差为 0.5 米，俯仰与侧滚精度为 60 秒，航偏精度为 90 秒的情况。

(3)飞行高度为 600 米，GPS 定位误差为 1.0 米，扫描角误差为 10 分，激光测距误差 1 米，俯仰与侧滚精度为 90 秒，航偏精度为 120 秒的情况。

通过以上得到的计算结果可以得到以下结论：

(1)对于机载激光测距－扫描成像制图系统这样复杂的集成型测图系统来说，包含多种影响定位精度的因素。在现有技术的基础上，每项单项技术能够达到的精度指标均能

满足一般应用目的的精度要求，而系统总体精度的提高也需要尽量提高各个单项技术的测量精度。这是因为单项技术精度的降低，可能会对系统的总体精度产生重大影响。

(2)对于同一条扫描线来说，激光测距点的定位误差具有随着扫描角的增加而增加的趋势。这样在将来的实用型系统的研制中，信息处理子系统进行平差处理时，考虑随测距点的位置不同，定位精度也不同这一因素，特别是在单项技术的精度指标都比较低的情况下，需要给以注意并用适当算法顾及。

(3)在影响定位精度的因素中，扫描角的误差变化对定位精度的影响最为显著。而扫描角精度的提高不仅需要提高码盘的分辨率(如：由目前的2 048提高到4 096)，还需要缩小激光束的发散角。码盘的分辨率和精度的提高是比较容易实现的，而缩小激光测距仪的发散角需要付出较大代价。

二、圆扫描系统的定位原理与误差分析

1. 引　言

“机载三维成像仪”是在国家863计划308主题支持的“三维信息获取与实时(准实时)处理技术系统原理样机”(又称为机载激光测距－扫描成像制图系统)项目的基础上研制的一套实用型圆扫描遥感集成技术系统。采用圆扫描的数据搜集方式以提高激光器脉冲频率的利用率，在同样飞行高度上，激光点间的地面间隔缩小3～5倍。激光测距点在地面上密度的增加，有利于提高最终定位精度。尤其进行城市监测时，使每幢建筑物上均有激光测距点，制作城市建筑三维分布图简单、易行，是常规摄影测量远所不及的新技术。

这里所指的机载三维成像仪与三维信息获取与实时(准实时)处理技术系统“原理样机”项目的区别有如下几点：

(1)数据获取方式由线扫描变化为圆扫描。线扫描是指遥感器在飞机上获取地面光谱能量信息时是沿飞行方向的垂直方向成直线状扫描。通过飞机的运动，一根直线接一根直线的沿飞行方向排列构成二维遥感图像(覆盖地面)；圆扫描是遥感器在飞机上获取数据时是以飞机为圆心在地面上画圆的方式获取数据。随着飞机的运动，一个圆套一个圆地沿飞行方向排列构成二维遥感图像。

(2)遥感器结构不同。线扫描采用的是与光学系统主光轴成45°的扫描镜；圆扫描是在45°的基础上附加一个7.5°的偏角。使得遥感器从地面收集数据的方向产生了变化，在地面上的轨迹为一个准椭圆。

(3)采用的数学公式不同。即每一像元的几何学计算数学模型与线扫描有较大的变化。

本节由机载三维成像仪对地定位的原理出发(图1-4-1，图2-4-2)，讨论了决定圆扫描及线扫描涉及定位精度的各种因素对定位结果影响的规律，为定位数据的平差处理奠定基础，并为实用型系统的设计提供依据。

2. 机载三维成像仪的定位原理

机载三维成像仪是在“三维信息获取与实时(准实时)处理技术系统原理样机”的基础上开发的一套实用型机载遥感制图系统。与原理样机的区别之一是机载三维成像仪采用

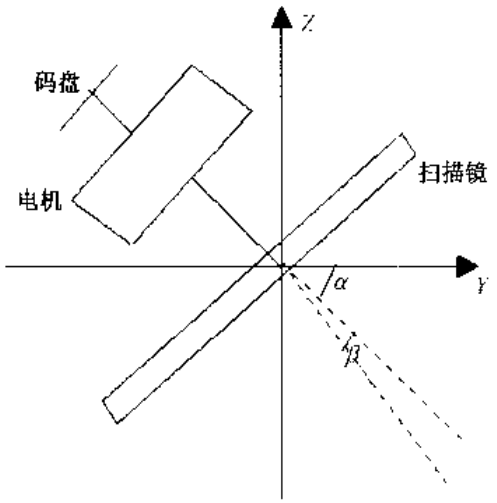


图 3-1-2　机载三维成像仪的机械结构

了圆锥型扫描仪，而原理样机则采用了线扫描方式。

圆锥扫描镜机械参考坐标系的三维直角坐标系 X 轴为飞行方向，Y 轴指向左机翼，Z 轴向上(图 3-1-2)。电机转轴和 Y 轴正向夹角 α，扫描镜法线与电机转轴夹角 β，其中 $0<\alpha<\pi/2$，$0<\beta<\pi/2$。激光测距和多光谱成像的望远镜视场沿 Y 轴负方向入射到扫描镜中心。以坐标原点 O 为中心，作辅助单位球面。激光沿 Y 轴负向入射时，镜面法线与电机转轴夹角 β 旋转成圆锥面，该面与辅助球面交线为一个圆。以圆上最接近 Y 轴处为零点，电机转动 θ，法线与球面交点坐标方程为：

$$\left.\begin{aligned} X_B &= \sin\beta\sin\vartheta \\ Y_B &= \sin\alpha\sin\beta\cos\vartheta + \cos\alpha\cos\beta \\ Z_B &= \cos\alpha\sin\beta\cos\vartheta - \sin\alpha\cos\beta \end{aligned}\right\} \tag{8}$$

Y 轴和法线确定的平面与 Z 轴的夹角 γ(由 Y 轴正向看，逆时针为正)，入射光到法线夹角 δ，α、β 和 ϑ 与 δ 和 γ 之间存在着下列关系，即：

$$\left.\begin{aligned} \mathrm{tg}\gamma &= \frac{\sin\beta\sin\vartheta}{\cos\alpha\sin\beta\cos\vartheta - \sin\alpha\cos\beta} \\ \cos\delta &= \sin\alpha\sin\beta\cos\vartheta + \cos\alpha\cos\beta \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

反射光在 Y 轴和法线确定的半平面内，反射角等于入射角，与 Y 轴夹角为 2δ，当与由坐标原点沿反射光到反射光与地面交点的距离为 S 时，反射光与地面交点的坐标可以由下式求得，即：

$$\left.\begin{aligned} X_C &= -S\sin2\delta\sin\gamma \\ Y_C &= S\cos2\delta \\ Z_C &= -S\sin2\delta\cos\gamma \end{aligned}\right\} \tag{10}$$

当电机转轴和 Y 轴正向夹角 α，扫描镜法线与电机转轴夹角 β 固定以后，利用 GPS 接收机确定了传感器中心坐标(X_S，Y_S，Z_S)、姿态测量装置获取了传感器的姿态参数(φ，ω，κ)、激光测距仪测定了传感器到地面点的距离、作为角度测量装置的码盘测定了电机的转角后，以摄影测量的基本原理(王之卓，1979)为基础，可得到相应的地面点的坐标(以 Y 轴为主轴)，即：

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -S\sin 2\delta \sin\gamma \\ S\cos 2\delta \\ -S\sin 2\delta \cos\gamma \end{bmatrix} \tag{11}$$

其中：$a_1 = \cos\varphi\cos\kappa - \sin\varphi\sin\omega\sin\kappa$

$a_2 = -\cos\varphi\sin\kappa - \sin\varphi\sin\omega\cos\kappa$

$a_3 = -\sin\varphi\cos\omega$

$b_1 = \cos\omega\sin\kappa$

$b_2 = \cos\omega\cos\kappa$

$b_3 = -\sin\omega$

$c_1 = \sin\varphi\cos\kappa + \cos\varphi\sin\omega\sin\kappa$

$c_2 = -\sin\varphi\sin\kappa + \cos\varphi\sin\omega\cos\kappa$

$c_3 = \cos\varphi\cos\omega$

3. 机载三维成像仪的误差分析

根据式(11)将 X，Y 和 Z 按泰勒公式展开并取至一次项，则可表示成如下形式，即：

$$\left.\begin{aligned} dX &= \frac{\partial X}{\partial X_S}dX_S + \frac{\partial X}{\partial Y_S}dY_S + \frac{\partial X}{\partial Z_S}dZ_S + \frac{\partial X}{\partial \varphi}d\varphi + \frac{\partial X}{\partial \omega}d\omega + \frac{\partial X}{\partial \kappa}d\kappa + \frac{\partial X}{\partial S}dS + \frac{\partial X}{\partial \vartheta}d\vartheta + X^0 - X \\ dY &= \frac{\partial Y}{\partial X_S}dX_S + \frac{\partial Y}{\partial Y_S}dY_S + \frac{\partial Y}{\partial Z_S}dZ_S + \frac{\partial Y}{\partial \varphi}d\varphi + \frac{\partial Y}{\partial \omega}d\omega + \frac{\partial Y}{\partial \kappa}d\kappa + \frac{\partial Y}{\partial S}dS + \frac{\partial Y}{\partial \vartheta}d\vartheta + Y^0 - Y \\ dZ &= \frac{\partial Z}{\partial X_S}dX_S + \frac{\partial Z}{\partial Y_S}dY_S + \frac{\partial Z}{\partial Z_S}dZ_S + \frac{\partial Z}{\partial \varphi}d\varphi + \frac{\partial Z}{\partial \omega}d\omega + \frac{\partial Z}{\partial \kappa}d\kappa + \frac{\partial Z}{\partial S}dS + \frac{\partial Z}{\partial \vartheta}d\vartheta + Z^0 - Z \end{aligned}\right\} \tag{12}$$

令

$$a_{11} = \frac{\partial X}{\partial X_S} = 1, \quad a_{12} = \frac{\partial X}{\partial Y_S} = 0 \quad a_{13} = \frac{\partial X}{\partial Z_S} = 0$$

$$a_{14} = \frac{\partial X}{\partial \varphi} = S\left\{\begin{array}{l}(\sin\varphi\cos\kappa + \cos\varphi\sin\omega\sin\kappa)\sin 2\delta\sin\gamma + (\sin\varphi\sin\kappa \\ -\cos\varphi\sin\omega\cos\kappa\cos 2\delta + \cos\varphi\cos\omega\sin 2\delta\cos\gamma\end{array}\right\}$$

$$a_{15} = \frac{\partial X}{\partial \omega} = S\left\{\begin{array}{l}(\sin\varphi\cos\omega\sin\kappa)\sin 2\delta\sin\gamma - (\sin\varphi\cos\omega\cos\kappa)\cos 2\delta \\ -(\sin\varphi\sin\omega)\sin 2\delta\cos\gamma\end{array}\right\}$$

$$a_{16}=\frac{\partial X}{\partial \kappa}=S\{(\cos\varphi\sin\kappa+\sin\varphi\sin\omega\cos\kappa)\sin2\delta\sin\gamma-(\cos\varphi\cos\kappa-\sin\varphi\sin\omega\sin\kappa)\cos2\delta\}$$

$$a_{17}=\frac{\partial X}{\partial S}=\left\{\begin{array}{l}-(\cos\varphi\cos\kappa-\sin\varphi\sin\omega\sin\kappa)\sin2\delta\sin\gamma-(\cos\varphi\sin\kappa\\+\sin\varphi\sin\omega\cos\kappa)\cos2\delta+\sin\varphi\cos\omega\sin2\delta\cos\gamma\end{array}\right\}$$

$$a_{18}=\frac{\partial X}{\partial \vartheta}=S\left\{\begin{array}{l}-(\cos\varphi\cos\kappa-\sin\varphi\sin\omega\sin\kappa)\cdot(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}+\sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\\+2(\cos\varphi\sin\kappa+\sin\varphi\sin\omega\cos\kappa)\sin2\delta\cdot\delta'_{\vartheta}\\+\sin\varphi\cos\omega(2\cos2\delta\cos\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}-\sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\end{array}\right\}$$

$$a_{21}=\frac{\partial Y}{\partial X_S}=0,\quad a_{22}=\frac{\partial Y}{\partial Y_S}=1,\quad a_{23}=\frac{\partial Y}{\partial Z_S}=0$$

$$a_{24}=\frac{\partial Y}{\partial \varphi}=0$$

$$a_{25}=\frac{\partial Y}{\partial \omega}=S\{\sin\omega\sin\kappa\sin2\delta\sin\gamma-\sin\omega\cos\kappa\cos2\delta+\cos\omega\sin2\delta\cos\gamma\}$$

$$a_{26}=\frac{\partial Y}{\partial \kappa}=S\{-\cos\omega\cos\kappa\sin2\delta\sin\gamma-\cos\omega\sin\kappa\cos2\delta\}$$

$$a_{27}=\frac{\partial Y}{\partial S}=\{-\cos\omega\sin\kappa\sin2\delta\sin\gamma+\cos\omega\cos\kappa\cos2\delta+\sin\omega\sin2\delta\cos\gamma\}$$

$$a_{28}=\frac{\partial Y}{\partial \vartheta}=S\left\{\begin{array}{l}-\cos\omega\sin\kappa(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}+\sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})-2\cos\omega\cos\kappa\sin2\delta\cdot\delta'_{\vartheta}\\+\sin\omega(2\cos2\delta\cdot\cos\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}-\sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\end{array}\right\}$$

$$a_{31}=\frac{\partial Z}{\partial X_S}=0,\quad a_{32}=\frac{\partial Z}{\partial Y_S}=0,\quad a_{33}=\frac{\partial Z}{\partial Z_S}=1$$

$$a_{34}=\frac{\partial Z}{\partial \varphi}=S\left\{\begin{array}{l}-(\cos\varphi\cos\kappa-\sin\varphi\sin\omega\sin\kappa)\sin2\delta\sin\gamma-(\cos\varphi\sin\kappa\\+\sin\varphi\sin\omega\cos\kappa)\cos2\delta+\sin\varphi\cos\omega\sin2\delta\cos\gamma\end{array}\right\}$$

$$a_{35}=\frac{\partial Z}{\partial \omega}=S\{-\cos\varphi\cos\omega\sin\kappa\sin2\delta\sin\gamma+\cos\varphi\cos\omega\cos\kappa\cos2\delta+\cos\varphi\sin\omega\sin2\delta\cos\gamma\}$$

$$a_{36}=\frac{\partial Z}{\partial \kappa}=S\{(\sin\varphi\sin\kappa-\cos\varphi\sin\omega\cos\kappa)\sin2\delta\sin\gamma-(\sin\varphi\cos\kappa+\cos\varphi\sin\omega\sin\kappa)\cos2\delta\}$$

$$a_{37}=\frac{\partial Z}{\partial S}=\left\{\begin{array}{l}-(\sin\varphi\cos\kappa+\cos\varphi\sin\omega\sin\kappa)\sin2\delta\sin\gamma-(\sin\varphi\sin\kappa\\-\cos\varphi\sin\omega\cos\kappa)\cos2\delta-\cos\varphi\cos\omega\sin2\delta\cos\gamma\end{array}\right\}$$

$$a_{38}=\frac{\partial Z}{\partial \vartheta}=S\left\{\begin{array}{l}-(\sin\varphi\cos\kappa+\cos\varphi\sin\omega\sin\kappa)(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}+\sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\\+2(\sin\varphi\sin\kappa-\cos\varphi\sin\omega\cos\kappa)\sin2\delta\cdot\delta'_{\vartheta}\\-\cos\varphi\cos\omega(2\cos2\delta\cdot\cos\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}-\sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\end{array}\right\}$$

其中：

$$\gamma'_{\vartheta}=\frac{\sin^2\beta\cos\alpha-\sin\alpha\sin\beta\cos\beta\cos\vartheta}{(\cos\alpha\sin\beta\cos\vartheta-\sin\alpha\cos\beta)^2+\sin^2\beta\sin\vartheta}$$

$$\delta'_{\vartheta}=\frac{\sin\alpha\sin\beta\sin\vartheta}{\sqrt{1-(\cos\alpha\cos\beta+\sin\alpha\sin\beta\cos\vartheta)^2}}$$

激光测距仪测得的距离 S 与飞行高度之间存在着下列关系，即：

$$S=\frac{H}{-\sin2\delta\cos\gamma} \tag{13}$$

当姿态参数均为微小量的时候，并假定它们的最大值不超过 δ_{max}（δ_{max}仍然为微小量），$\alpha=45\cdots$，$\beta=7.5\cdots$，在忽略二次及二次以上项的情况下，上述的系数中与姿态参数有关的系数可以简化为以下形式，即：

$$a_{11}=\frac{\partial X}{\partial X_S}=1,\quad a_{12}=\frac{\partial X}{\partial Y_S}=0,\quad a_{13}=\frac{\partial X}{\partial Z_S}=0$$

$$a_{14}=\frac{\partial X}{\partial\varphi}\cong S\{\varphi\cdot\sin2\delta\sin\gamma-\omega\cdot\cos2\delta+\sin2\delta\cos\gamma\}$$

$$\cong S(\delta_{max}\cdot\sin2\delta\cdot\sin\gamma-\delta_{max}\cdot\cos2\delta+\sin2\delta\cdot\cos\gamma)$$

$$a_{15}=\frac{\partial X}{\partial\omega}\cong S\{-\varphi\cdot\cos2\delta\}\cong-S(\delta_{max}\cdot\cos2\delta)$$

$$a_{16}=\frac{\partial X}{\partial\kappa}\cong S\{\kappa\cdot\sin2\delta\sin\gamma-\cos2\delta\}\cong S(\delta_{max}\cdot\sin2\delta\sin\gamma-\cos2\delta)$$

$$a_{17}=\frac{\partial X}{\partial S}\cong\{-\sin2\delta\sin\gamma-\kappa\cdot\cos2\delta+\varphi\cdot\sin2\delta\cos\gamma\}$$

$$\cong-(\sin2\delta\sin\gamma+\delta_{max}\cdot\cos2\delta-\delta_{max}\cdot\sin2\delta\cos\gamma)$$

$$a_{18}=\frac{\partial X}{\partial\vartheta}\cong S\begin{Bmatrix}-(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}+\sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})+2\kappa\cdot\sin2\delta\cdot\delta'_{\vartheta}\\+\varphi(2\cos2\delta\cos\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}-\sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\end{Bmatrix}$$

$$\cong-S\begin{Bmatrix}(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}+\sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})-2\delta_{max}\cdot\sin2\delta\cdot\delta'_{\vartheta}\\-\delta_{max}\cdot(2\cos2\delta\cos\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}-\sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\end{Bmatrix}$$

$$a_{21}=\frac{\partial Y}{\partial X_S}=0,\quad a_{22}=\frac{\partial Y}{\partial Y_S}=1,\quad a_{23}=\frac{\partial Y}{\partial Z_S}=0$$

$$a_{24}=\frac{\partial Y}{\partial\varphi}=0$$

$$a_{25}=\frac{\partial Y}{\partial\omega}\cong S\{-\omega\cdot\cos2\delta+\sin2\delta\cos\gamma\}\cong-S(\delta_{max}\cdot\cos2\delta-\sin2\delta\cos\gamma)$$

$$a_{26}=\frac{\partial Y}{\partial\kappa}\cong S\{-\sin2\delta\sin\gamma-\kappa\cdot\cos2\delta\}\cong-S(\sin2\delta\sin\gamma+\delta_{max}\cdot\cos2\delta)$$

$$a_{27}=\frac{\partial Y}{\partial S}\cong\{-\kappa\cdot\sin2\delta\sin\gamma+\cos2\delta+\omega\cdot\sin2\delta\cos\gamma\}$$

$$\cong-(\delta_{max}\cdot\sin2\delta\sin\gamma-\cos2\delta-\delta_{max}\sin2\delta\cos\gamma)$$

$$a_{28}=\frac{\partial Y}{\partial\vartheta}\cong S\begin{Bmatrix}-\kappa\cdot(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}+\sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})-2\sin2\delta\cdot\delta'_{\vartheta}\\+\omega(2\cos2\delta\cdot\cos\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}-\sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\end{Bmatrix}$$

$$\cong-S\begin{Bmatrix}\delta_{max}\cdot(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}+\sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})+2\sin2\delta\cdot\delta'_{\vartheta}\\-\delta_{max}\cdot(2\cos2\delta\cdot\cos\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}-\sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\end{Bmatrix}$$

$$a_{31}=\frac{\partial Z}{\partial X_S}=0,\quad a_{32}=\frac{\partial Z}{\partial Y_S}=0,\quad a_{33}=\frac{\partial Z}{\partial Z_S}=1$$

$$a_{34}=\frac{\partial Z}{\partial\varphi}\cong S\{-\sin2\delta\sin\gamma-\kappa\cdot\cos2\delta+\varphi\cdot\sin2\delta\cos\gamma\}$$

$$\cong-S(\sin2\delta\sin\gamma+\delta_{max}\cdot\cos2\delta-\delta_{max}\cdot\sin2\delta\cos\gamma)$$

$$a_{35}=\frac{\partial Z}{\partial\omega}\cong S\{-\kappa\cdot\sin2\delta\sin\gamma+\cos2\delta+\omega\cdot\sin2\delta\cos\gamma\}$$

$$\cong-S(\delta_{max}\cdot\sin2\delta\sin\gamma-\cos2\delta-\delta_{max}\cdot\sin2\delta\cos\gamma)$$

$$a_{36}=\frac{\partial Z}{\partial\omega}\cong S\{-\omega\cdot\sin2\delta\sin\gamma-\varphi\cdot\cos2\delta\}\cong-S\cdot\delta_{max}(\sin2\delta\cdot\sin\gamma+\cos2\delta)$$

$$a_{37}=\frac{\partial Z}{\partial S}\cong\{-\varphi\cdot\sin2\delta\sin\gamma+\omega\cdot\cos2\delta-\sin2\delta\cos\gamma\}$$

$$\cong-(\delta_{max}\cdot\sin2\delta\sin\gamma-\delta_{max}\cdot\cos2\delta+\sin2\delta\cos\gamma)$$

$$a_{38}=\frac{\partial Z}{\partial\vartheta}\cong S\begin{Bmatrix}-\varphi\cdot(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}+\sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})-2\omega\cdot\sin2\delta\cdot\delta'_{\vartheta}\\-(2\cos2\delta\cdot\cos\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}-\sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\end{Bmatrix}$$

$$\cong-S\begin{Bmatrix}\delta_{max}\cdot(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}+\sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})+2\delta_{max}\cdot\sin2\delta\cdot\delta'_{\vartheta}\\+(2\cos2\delta\cos\gamma\cdot\delta'_{\vartheta}-\sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_{\vartheta})\end{Bmatrix}$$

在各项误差相互独立的情况下，根据误差传播定律可以得到：

$$\left.\begin{aligned}M_X^2&=a_{11}^2m_{X_S}^2+a_{12}^2m_{Y_S}^2+a_{13}^2m_{Z_S}^2+a_{14}^2m_{\varphi}^2+a_{15}^2m_{\omega}^2+a_{16}^2m_K^2+a_{17}^2m_S^2+a_{18}^2m_{\vartheta}^2\\M_Y^2&=a_{21}^2m_{X_S}^2+a_{22}^2m_{Y_S}^2+a_{23}^2m_{Z_S}^2+a_{24}^2m_{\varphi}^2+a_{25}^2m_{\omega}^2+a_{26}^2m_K^2+a_{27}^2m_S^2+a_{28}^2m_{\vartheta}^2\\M_Z^2&=a_{31}^2m_{X_S}^2+a_{32}^2m_{Y_S}^2+a_{33}^2m_{Z_S}^2+a_{34}^2m_{\varphi}^2+a_{35}^2m_{\omega}^2+a_{36}^2m_K^2+a_{37}^2m_S^2+a_{38}^2m_{\vartheta}^2\end{aligned}\right\}\qquad(14)$$

将上述的系数代入式(14)即可得到：

$$
\begin{aligned}
M_X^2 &= m_{X_S}^2 + [S(\delta_{max}\cdot\sin2\delta\cdot\sin\gamma - \delta_{max}\cos2\delta + \sin2\delta\cdot\cos\gamma)]^2\cdot m_\varphi^2 \\
&+ [S\cdot(\delta_{max}\cdot\cos2\delta)]^2\cdot m_\omega^2 + [S(\delta_{max}\cdot\sin2\delta\sin\gamma - \cos2\delta)]^2\cdot m_\kappa^2 \\
&+ [\sin2\delta\sin\gamma + \delta_{max}\cdot\cos2\delta - \delta_{max}\cdot\sin2\delta\cos\gamma]^2\cdot m_S^2 \\
&+ \left\{\begin{array}{l} S(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_\vartheta + \sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_\vartheta) - 2\delta_{max}\cdot\sin2\delta\cdot\delta'_\vartheta \\ \quad - \delta_{max}\cdot(2\cos2\delta\cos\gamma\cdot\delta'_\vartheta - \sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_\vartheta) \end{array}\right\}^2\cdot m_\vartheta^2 \\
M_Y^2 &= M_{Y_S}^2 + [S(\delta_{max}\cdot\cos2\delta - \sin2\delta\cos\gamma)]^2\cdot m_\omega^2 \\
&+ [S(\sin2\delta\sin\gamma + \delta_{max}\cdot\cos2\delta)]^2\cdot m_\kappa^2 \\
&+ [\delta_{max}\cdot\sin2\delta\sin\gamma - \cos2\delta - \delta_{max}\cdot\sin2\delta\cos\gamma]^2\cdot m_S^2 \\
&+ \left\{\begin{array}{l} S\cdot\delta_{max}\cdot(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_\vartheta + \sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_\vartheta) + 2\sin2\delta\cdot\delta'_\vartheta \\ \quad - \delta_{max}\cdot(2\cos2\delta\cdot\cos\gamma\cdot\delta'_\vartheta - \sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_\vartheta) \end{array}\right\}^2\cdot m_\vartheta^2 \\
M_Z^2 &= m_{Y_S}^2 + [S(\sin2\delta\sin\gamma + \delta_{max}\cdot\cos2\delta - \delta_{max}\cdot\sin2\delta\cos\gamma)]^2\cdot m_\varphi^2 \\
&+ [S(\delta_{max}\cdot\sin2\delta\sin\gamma - \cos2\delta - \delta_{max}\cdot\sin2\delta\cos\gamma)]^2\cdot m_\omega^2 \\
&+ [S\cdot\delta_{max}(\sin2\delta\cdot\sin\gamma + \cos2\delta)]^2\cdot m_\kappa^2 \\
&+ (\delta_{max}\cdot\sin2\delta\sin\gamma - \delta_{max}\cdot\cos2\delta + \sin2\delta\cos\gamma]^2\cdot m_S^2 \\
&+ \left\{\begin{array}{l} S\cdot\delta_{max}\cdot(2\cos2\delta\sin\gamma\cdot\delta'_\vartheta + \sin2\delta\cos\gamma\cdot\gamma'_\vartheta) + 2\delta_{max}\cdot\sin2\delta\cdot\delta'_\vartheta \\ \quad + (2\cos2\delta\cos\gamma\cdot\delta'_\vartheta - \sin2\delta\sin\gamma\cdot\gamma'_\vartheta) \end{array}\right\}^2\cdot m_\vartheta^2
\end{aligned}
\tag{15}
$$

4. 结　论

为了了解“机载三维成像仪”定位误差的规律，本文给出了根据“机载三维成像仪”的不同配置情况，对系统的定位误差进行模拟计算的结果。模拟计算是针对线扫描和圆锥扫描两种扫描方式进行的。为了便于比较，此处给出与圆锥扫描方式对应的线扫描方式的精度分析结果。表 3-1-1 为模拟计算时，系统采用的三种不同配置。图 3-1-3 为采用线扫描方式时的定位误差变化曲线。图 3-1-4 为采用圆锥扫描方式时的定位误差变化曲线。

表 3-1-1　用于模拟计算的精度参数

	GPS(X,Y,Z)	激光测距	侧滚	俯仰	航向	编码器
1	±0.10 米	±0.10 米	±30″	±30″	±45″	±1.0′
2	±0.25 米	±0.25 米	±45″	±45″	±60″	±2.5′
3	±0.50 米	±0.50 米	±60″	±60″	±90″	±5.0′

根据模拟计算，可以得到以下结论：

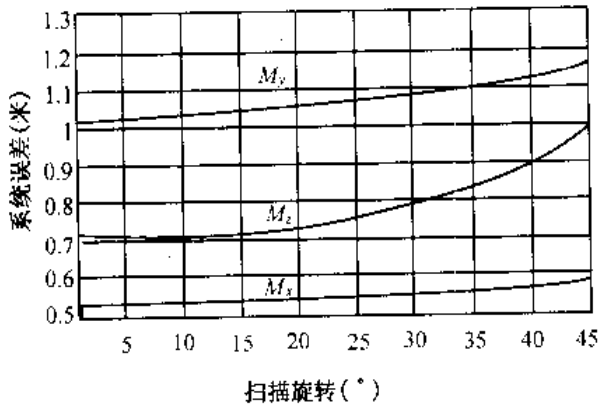


图 3-1-3　线扫描方式的定位误差

• "机载三维成像仪"中的任何组成部分的精度均对系统的定位精度有影响。这是因为衡量激光测距点的定位精度的指标 M_X，M_Y 和 M_Z 是由 GPS 的定位精度（m_{X_S}，m_{Y_S}，m_{Z_S}）、姿态测量精度（m_φ，m_ω，m_κ）、激光测距仪的精度 m_S 和扫描角的精度 m_θ 决定的，每项精度指标的下降，都会导致系统定位精度的下降。当组成系统的各个传感器均具有很高的精度时，系统的定位误差很小，而且变化幅度也小；反之，当组成系

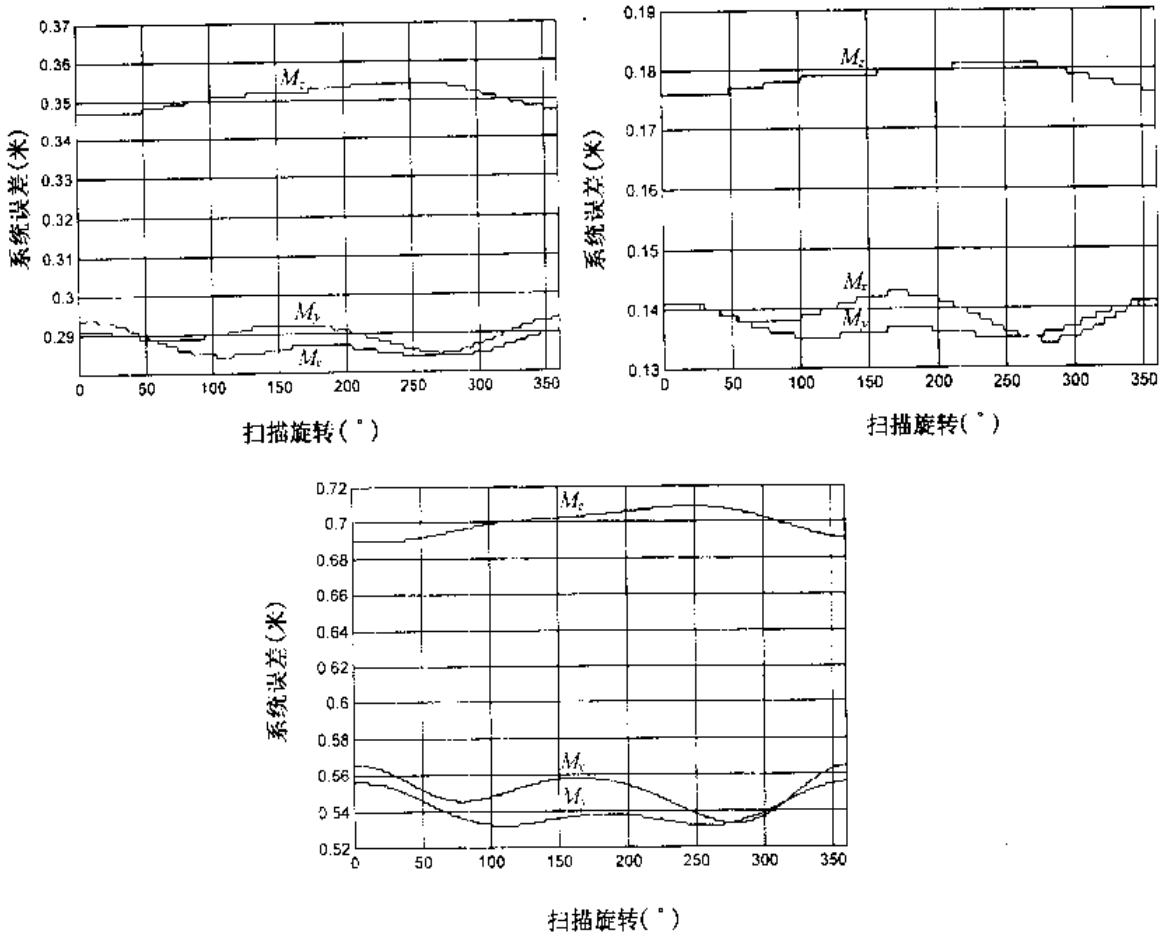


图 3-1-4　采用圆锥扫描方式的定位误差

统的各个传感器的精度较差时，不仅系统的定位误差增大，而且变化幅度也增大。

• 在 m_{X_S}，m_{Y_S}，m_{Z_S}，m_φ，m_ω，m_κ，m_S，m_θ 保持不变的情况下，同一条扫描线上的不同位置的定位精度不同。

• 在其他设备的精度不变的情况下，采用圆锥扫描时，系统的总体性能比采用线扫描

时高。具体表现为采用圆锥扫描时的定位误差小，定位误差的变化幅度也小。另外，采用圆锥扫描方式时，激光测距仪的激光脉冲的利用率比采用线扫描时的利用率高得多，这对缩小激光测距点的间隔、增加单位面积内的激光测距点的密度，进而提高 DEM 和地学编码影像的精度非常有利。

• 对于采用线扫描形式的系统来说，随着扫描角的增加，系统的定位精度下降。扫描方向的误差比飞行方向和 Z 方向的误差大。这一结果主要是由于测量激光脉冲和天底方向夹角的码盘的误差引起的。码盘误差的下降对系统的定位精度会产生重要影响，主要表现在扫描方向和 Z 方向的定位精度随码盘精度变化而迅速变化（Z 方向的误差变化比扫描方向的误差变化迅速），而飞行方向的定位精度几乎不受码盘精度变化的影响。

• 对于圆锥扫描方式来说，系统的定位精度也随着扫描角的变化而变化。一般而言，Z 方向的误差要比 X 方向和 Y 方向的误差大。

• GPS 和 INS 用于确定遥感传感器的投影中心的位置和传感器的姿态。对线扫描和圆锥扫描两种方式来说，GPS 定位误差对系统在 X、Y 和 Z 的定位误差影响几乎相同。INS 的姿态测量误差对系统在 X、Y 和 Z 的定位误差影响也几乎相同。在目前的技术水平的基础上，GPS 和 INS 还无法给出任何时刻传感器的位置和姿态参数，因而需要由按一定间隔给出的位置和姿态参数内插出每一条扫描线的位置和姿态参数。内插带来的误差也应视为 GPS 和 INS 的误差。

• 当采用线扫描方式时，激光测距仪的精度下降，而其他器件的精度不变，飞行方向和扫描方向的定位精度几乎不受激光测距仪测距精度下降的影响，而 Z 方向的定位误差则迅速变化。当采用圆锥扫描方式时，在激光测距仪的精度下降，而其他器件的精度不变的情况下，定位误差在飞行方向上定位精度也几乎不受激光测距仪测距精度下降的影响，在 Y 方向上有幅度不大的下降，而在 Z 方向上迅速下降。激光测距仪的精度主要是由激光测距仪的信噪比决定的，而激光测距仪的信噪比是由以下的因素决定的：①激光脉冲的强度；②大气的性质（主要是湿度）；③激光的发散角；④地物的反射特性；⑤回波检测器的口径；⑥回波检测器的灵敏度等。

• 当飞行高度增加时，无论是采用线扫描方式，还是采用圆锥扫描方式，系统的定位精度均要下降。对于线扫描方式来说，定位误差在扫描方向增加的比其他方向迅速，在 Z 方向上几乎不随飞行高度的增加而变化。对于圆锥扫描方式，定位精度受飞行高度变化的影响最大的是在飞行方向上，而 Z 方向的定位精度几乎不受飞行高度变化的影响。

• 由“机载三维成像仪”得到的地学编码影像及与之配准的 DEM 的精度，不仅受激光测距点的定位误差的影响，还受到由激光测距点的坐标生成 DEM 的内插方法的影响。

上述结论是在对机载三维成像仪进行了完善的校正之后，与系统定位精度有关的偶然误差对系统定位精度的影响。事实上系统最终的定位误差是偶然误差与系统误差共同作用的结果。关于系统误差对机载三维成像仪定位精度的作用规律将在其他的章节中论述。

三、系统误差的特征及对定位精度的影响

1. 引　言

一套具有定位功能的技术系统中，尤其是由多种技术构成的集成技术系统中，各单项

技术的精度是影响技术系统精度的重要因素。单项技术的误差超出允许范围，则技术系统的精度不可能达到要求。例如：技术系统最终定位精度要求为中误差 ± 2 米以内，若采用其中多种技术之一的 GPS 定位精度为中误差 ± 3 米，其他技术的精度再高，技术系统的最终精度也不可能达到中误差 ± 2 米的目标。一般而论，构成集成技术系统的各单项技术的误差应按技术系统最终误差的 1/5 ~ 1/10（视参与集成的多少项技术）考虑方有可能达到目标要求。

集成技术系统中另一种重要的误差是集成技术中的误差。各单项技术之间的集成，包括坐标系统的一致性，时钟同步和位置同步的精度，各项技术受作业环境的影响而产生的误差，尤其是大气传输、观测对象的物理性质（质地、粗糙度、形状、坡度等）随时空的变化等，均成为最终误差的组成部分。同时包括各种技术的性能稳定性（元器件质量与环境适应性、受重力冲击后的变形、温度变化引起的变形、器件寿命引起的技术指标变化等）。这类影响在一定时期内往往呈现系统误差性质，特别是涉及到坐标系统的一致性，虽可作检测，但难以实现在制造时使其一丝不差。

从集成系统的角度出发，分析各种因素在最终精度中的影响权重，确定各单项技术应达到的指标，确定合适精度的检测技术途径，优选各单项技术及相应设备、元器件，是完成集成技术系统研制的合理途径。技术系统完成后，仍可根据分析结果，采用必要的外部技术措施，如整体平差等途径进一步地改善技术系统的性能。任何一套技术系统，硬件上的保证是必须的，软件更是发挥硬件系统能力的有效措施。硬、软件的有机结合是通常技术系统发挥最佳功能状态的成熟经验。

2. 影响定位误差的各种因素

机载三维成像仪的定位原理详见本章第一节第二小节。

影响机载三维成像仪定位误差的因素主要包括以下几个方面：①遥感传感器的三轴与姿态测量装置的三轴不重合造成；②扫描镜法线与扫描镜旋转轴之间不满足设计要求造成的误差；③扫描镜旋转轴与 Y 轴正向的夹角不满足设计要求造成的误差；④测量扫描镜的旋转角的码盘的起点与扫描镜的旋转时的起点不一致造成的误差；⑤激光测距点与成像像元不重合造成的误差等。其中①至④项对由激光测距点生成的 DEM 及由 DEM 和多光谱影像生成的地学编码影像的精度均有影响，而第⑤项系统误差造成了 DEM 与地学编码影像配准精度的下降。

为了了解上述各种系统误差对定位精度的影响，对系统误差的影响进行了模拟计算，模拟计算采用了以下方式，即：在姿态测量值均为零的情况下，假设 α，β 和 θ 均满足设计要求（$\alpha = 45°$，$\beta = 7.5°$和码盘的起点与扫描仪的起点重合），根据（10）式可以计算出理想情况下激光测距点的位置，并将此位置作为系统定位的真值。其他不同情况下（如：将 α 设置为 45.5°，而 $\beta = 7.5°$，码盘的起点与扫描仪的起点仍然重合等）的坐标值与系统定位的真值之差即为系统误差（包括 α，β 和 θ）对最终定位误差的影响。

姿态测量装置与遥感传感器的坐标轴不重合对定位误差的影响可以利用摄影测量中修正旋转方式得到，即：

$$dR\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = |I + dR_A|\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + dR_A\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \tag{16}$$

上式中的第二项即为坐标增量，即：

$$\begin{bmatrix} dX \\ dY \\ dZ \end{bmatrix} = dR_A \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -Yd\kappa - Zd\varphi \\ Xd\kappa - Zd\omega \\ Xd\varphi + Yd\omega \end{bmatrix} \tag{17}$$

假设(16)式中的 X，Y 和 Z 为不存在系统误差时位置的真值，$d\varphi$，$d\omega$ 和 $d\kappa$ 姿态测量装置和遥感传感器的三个坐标轴不重合而引起的系统差的大小，则 dX、dY 和 dZ 则为系统差引起的定位误差的数值。

对系统误差影响的模拟计算是假设飞机的飞行高度为 1 000 米的情况下进行的。计算了各类系统误差在 −0.1 度到 +0.1 度之间时，对系统定位精度的影响。本节给出的下列曲线为系统误差为 0.01 度(或 −0.01 度)时系统误差的影响曲线(图 3-1-5，图 3-1-6，图 3-1-7)。

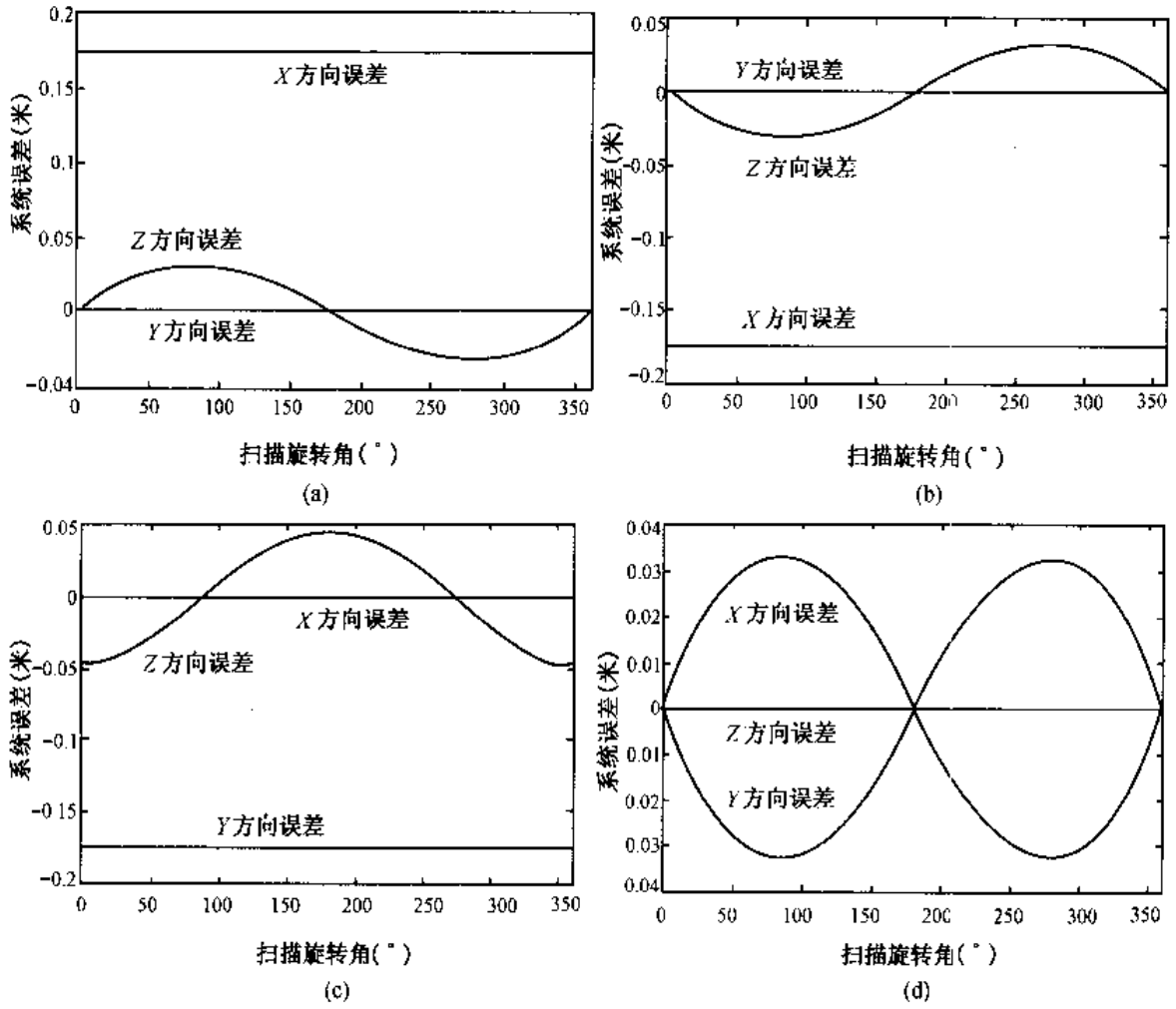


图 3-1-5　姿态测量装置与遥感传感器对应的三轴不平行的系统误差对系统定位精度的影响规律

(a) 和 (b) 分别为俯仰方向的系统差为负和正两种情况下的系统误差对系统定位的影响规律；

(c) 和 (d) 分别为侧滚和航向系统误差对系统定位的影响

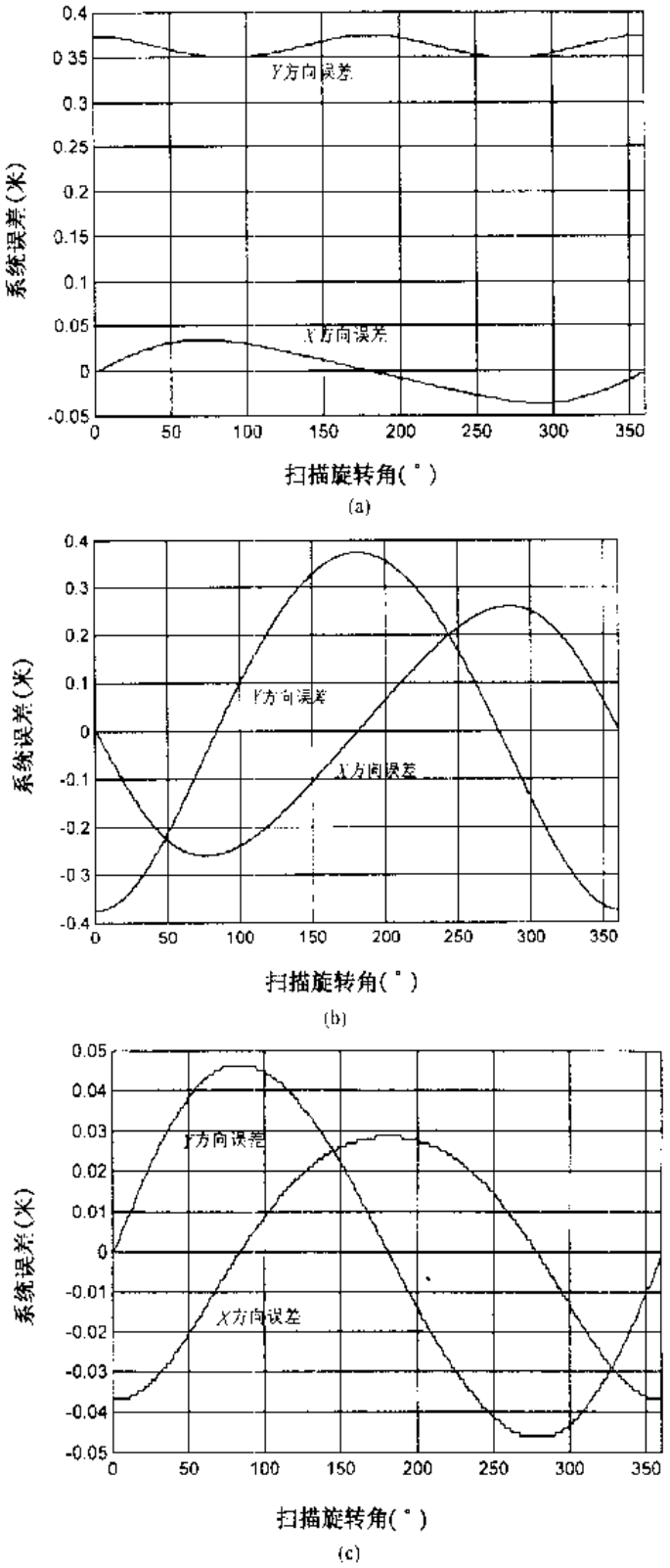


图 3-1-6　扫描镜的系统误差对系统定位精度的影响

(a),(b)和(c)分别为 α,β 和 θ 的系统误差对定位精度影响规律

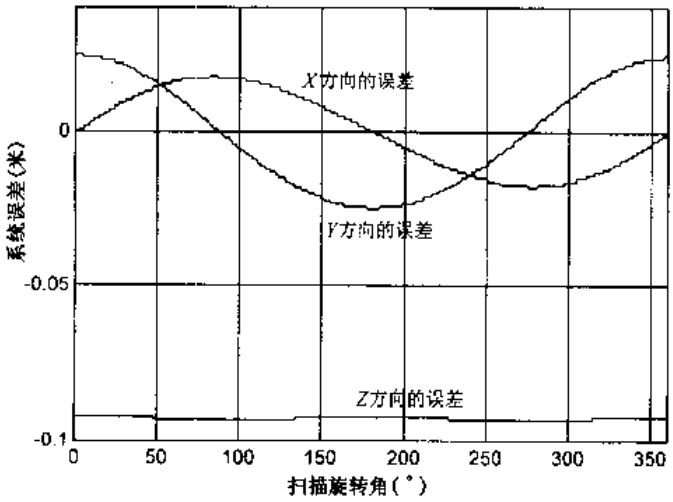


图 3-1-7　激光测距仪的误差对定位精度的影响

(测距仪的固定误差为 + 10 厘米,比例误差 5×10^{-6})

3. 结　论

通过上述的模拟计算,可以得到机载三维成像仪的系统误差具有以下规律:

(1)对于任何一种类型的系统误差,当误差的绝对值增大时,系统误差对定位精度影响的程度也会增大,只是增大的程度有所不同。

(2)对于上述的各类系统误差,当其大小相同,而符号相反时,它们引起的误差的大小相同,符号相反。

(3)姿态测量装置在俯仰上的系统误差对飞行方向的影响是一个常数,对 Z 方向的定位结果的影响为一以 2π 为周期的正弦曲线,而对与飞行方向垂直方向的定位结果无影响。姿态测量装置在侧滚上的系统误差对与飞行方向垂直的方向上的影响是一个常数,对 Z 方向的定位结果的影响为一以 2π 为周期的余弦曲线,而对与飞行方向垂直方向的定位结果无影响。姿态测量装置在航向上的系统误差对 Z 方向的定位误差无影响,对 X 方向和 Y 方向的定位结果的影响均为以 2π 为周期的正弦曲线。正弦曲线的振幅相同,而符号相反。

(4)GPS 天线中心与遥感传感器的投影中心偏心向量测定产生的系统误差,是按相同的大小和正负号反映到系统的定位结果中。

(5)α、β 和 θ 的系统误差对定位精度影响均表现为振幅和周期不同的正弦和余弦曲线。总体上来看,在 α;β 和 θ 三种系统误差中,在系统误差大小相同的情况下,码盘初始值的系统误差对系统定位精度的影响最小,而 β 的系统差的影响要大于 α 的影响。

(6)激光测距仪测距系统误差:对于地面测量中使用的激光测距仪来说,其误差可以表示为$(a + b) \times 10^{-6}$的形式。其中 a 可以视为测距仪的固定误差,而 $b \times 10^{-6}$则为测距仪随测距距离的增加而增加的误差。对于机载三维成像仪中的激光测距来说,其系统误差的表现形式也一样,也存在一个固定的误差项和一个与距离相关的误差项。由于系统作业时的不同的地物的反射与吸收特性,地物的坡向,激光入射角的变化,以及大气条件、气温气压,特别是大气温度等的随机变化都会使得测距中的系统误差项表现出一定的偶

然性。激光测距仪的误差的影响在 Z 方向表现的最为明显，而且对于一定的测距误差值，在 Z 方向的影响随着扫描角由 0°到 360°变化，其影响几乎保持不变，而在 X 和 Y 方向上则是以 2π 为周期的正弦(余弦)曲线。

(7)在实际作业过程中，系统误差的作用并不是恒定不变的，在各种外界因素的作用下，会表现出一定的偶然性。这是在处理系统的系统误差过程中应该考虑的问题。这是因为传感器的配准与检校是在实验室中静态条件下进行的，实际作业过程中获取数据是机载三维成像仪在作业飞机的运动过程中进行的。由于飞机的机械振动、气流引起的飞机不规则运动、温度和气压的随机变化等。

在得到了系统误差的规律以后，可以建立描述系统误差的数学模型。在摄影测量学中，为了描述像片的系统误差，一般是将系统误差描述为像片坐标的函数，这样就可以利用附加参数补偿观测值中存在的系统误差。这种处理方法也可以用于处理机载三维成像仪的系统误差的补偿问题。

在描述机载三维成像仪的系统误差时，可以采用多项式或三角函数作为附加参数，仅从数学的角度而不顾及误差的物理含义。在设计描述系统误差的多项式时，应该使参数具有正交性，以便使构成的法方程式的系数矩阵具有良好的状态，并且使其求得的各项附加参数值能够分开来进行有关的统计检验。本文论述的机载三维成像仪平差方法中系统误差模型的描述采用了傅立叶级数来表示，即：

$$\left.\begin{aligned}\Delta x_i &= \Delta x_0 + \sum_{k=1}^{\infty}\left(a_k^x \cdot \cos kt + b_k^x \cdot \sin kt\right)\\ \Delta y_i &= \Delta y_0 + \sum_{k=1}^{\infty}\left(a_k^y \cdot \cos kt + b_k^y \cdot \sin kt\right)\\ \Delta z_i &= \Delta z_0 + \sum_{k=1}^{\infty}\left(a_k^z \cdot \cos kt + b_k^z \cdot \sin kt\right)\end{aligned}\right\} \tag{18}$$

采用傅立叶系统误差级数作为系统误差的模型，可以保证附加参数的正交性。

四、遥感图像的直接对地定位

1. 引　言

遥感对地观测技术是从事全球变化研究、资源调查、环境监测、测绘及 GIS 数据采集和更新的重要技术手段，近年来随着人类社会和经济的迅速发展，人们迫切希望遥感对地观测技术方面能够提供十分快速和定量化的成果。随着技术的进步，尤其是全球定位系统(GPS)技术的应用、遥感的技术进步以及激光扫描测距技术的发展，使得遥感对地定位发生了根本性的变革，即由传统的地－空－地定位模式(由地面控制点解求空中遥感器的位置和姿态或空间变换系数，再用它们来求解地面任意点的位置)向空－地定位模式(根据测出的空中遥感器的位置和姿态直接解求地面目标点位置)进行转换，这种转换是空间遥感对地定位技术的方向性变革，大大解放了生产力，引起了各国的普遍重视。

以前的遥感对地定位技术主要采用立体观测、二维空间变换等方式，如摄影测量、SPOT、JERS－1 等都是利用野外测定的地面控制点(或地图上选取)，通过立体观测、图像的影像相关及摄影测量的交会定位原理，采用地—空—地模式先解求出空间信息影像的

位置和姿态(外方位元素)或变换系数,再利用它们来求出地面任一目标点的位置,从而生成 DEM 和地学编码图像,它是目前各国普遍采用于地形测绘的成熟技术。但是它的生产作业周期较长,需要地面控制点,效率较低,且在一些困难地区难以进行作业。80 年代中后期,随着 GPS 和惯性导航系统(INS)的发展,人们开始研究采用 GPS 和 INS 辅助的摄影测量,可以达到采用少量地面控制点甚至与无需地面控制点而生成 DEM。但是它仍存在不足,因为基于明显目标识别的高精度、适用范围广的数字影像相关技术尚在不断完善和发展中,且后处理时间较长,在近期很难达到实时(准实时)的要求。

进入 90 年代以来,国内外开始研究直接对地定位(即空 - 地定位模式),如 TOPEX 卫星、火星观测者携带的 MOLA 等所采用的直接测求地形断面以及各种机载海洋勘探系统、机载激光断面测量系统及 GPS 辅助的激光断面扫描成像系统都是一种直接对地定位生成 DEM 的系统,这些系统一般都配备 GPS 定位系统、激光测距系统和姿态测量系统(如 INS 或 GPS 测姿系统),有的还有图像获取系统(但不匹配),主要利用 GPS、激光测距、姿态直接解求空间信息的地面坐标。遥感三维直接对地定位技术系统采用 GPS 精确测出空中遥感器的位置(端点坐标),扫描激光测距仪测出空中遥感器到地面点的直线距离,姿态测量装置(INS)测出该斜距的方向参数,同时扫描成像仪同步记录下该地面点的图像信息灰度值(H),这样可以直接得出地面点的三维位置和和图像信息一体化的信息,即(X, Y, Z, H),是能够达到实时(准实时)、快速进行对地观测的集成型技术系统。

2. 遥感三维直接对地定位原理

(1)传统的遥感对地定位原理。常规的遥感对地定位首先利用遥感器获得地面的二维遥感图像(x_i, y_i, H_i)序列,利用同名地面控制点,通过立体像对观测、影像相关或空间变换求出遥感器获取该图像时的外方位元素(X_0, Y_0, Z_0, α, ω, κ)或变换系数,有了这些参数就可以确定遥感图像上任一地面点的三维位置:

$$\begin{cases} X_i = f_1(X_0, Y_0, Z_0, \alpha, \omega, \kappa, x_i, y_i) \\ Y_i = f_2(X_0, Y_0, Z_0, \alpha, \omega, \kappa, x_i, y_i) \\ Z_i = f_3(X_0, Y_0, Z_0, \alpha, \omega, \kappa, x_i, y_i) \end{cases} \tag{19}$$

从而得到三维遥感信息(X_i, Y_i, Z_i, H_i)。

(2)三维直接对地定位原理。直接对地定位采用了空间几何向量的原理,而完全不同于原来的对地定位理论。当空间有一向量,其向径为 S,方向为(α, ω, κ, θ),如能测出起点坐标(X_0, Y_0, Z_0),则该向量的另一端点 $P_i(X_i, Y_i, Z_i)$就可以唯一确定下来,而当 S, α, ω, κ, θ, X_0, Y_0, Z_0 存在一定误差时,则 P 的位置也会在一个误差椭球内(图 3-1-8)。

三维遥感对地定位系统应用扫描激光测距仪以固定脉冲间隔 θ 获取地面线状分布的采样点到投影中心间的距离 S,动态 GPS 定位系统同时获取投影中心的坐标(X_0, Y_0, Z_0),再利用高精度的姿态测量装置获取投影中心处于主光轴的姿态,则地面点 P 坐标可由它们求出:

$$\begin{cases} X_i = f_1(X_0, Y_0, Z_0, \alpha, \omega, \kappa, S, \theta) \\ Y_i = f_2(X_0, Y_0, Z_0, \alpha, \omega, \kappa, S, \theta) \\ Z_i = f_3(X_0, Y_0, Z_0, \alpha, \omega, \kappa, S, \theta) \end{cases} \quad (20)$$

如果配上同步成像传感器获取与激光测距点对应的严格匹配的相应地面线状分布采集的光谱图像信息 H，则可以得到三维遥感图像(X_i, Y_i, Z_i, H_i)。

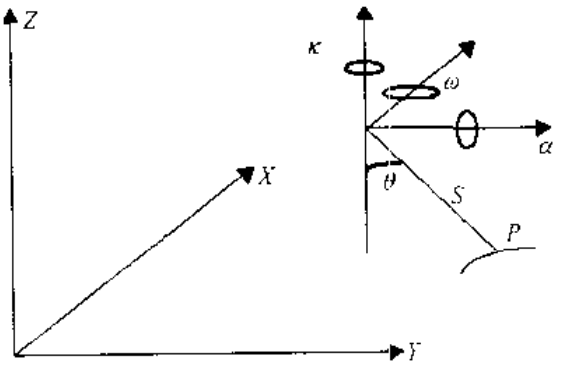


图 3-1-8　三维直接对地定位原理图

3. 三维直接对地定位的解求

如图 3-1-9 遥感器在空中的投影中心 G 点由 GPS 测出位置(X_G, Y_G, Z_G)，姿态测量装置测出偏航角 κ，侧滚角 α，俯仰角 ω，扫描激光测距仪测出斜距 S(即 GP 长度)，同时成像光谱仪测出对应于该地面点的像元信息 H。在首先根据一个扫描周期内，激光测距

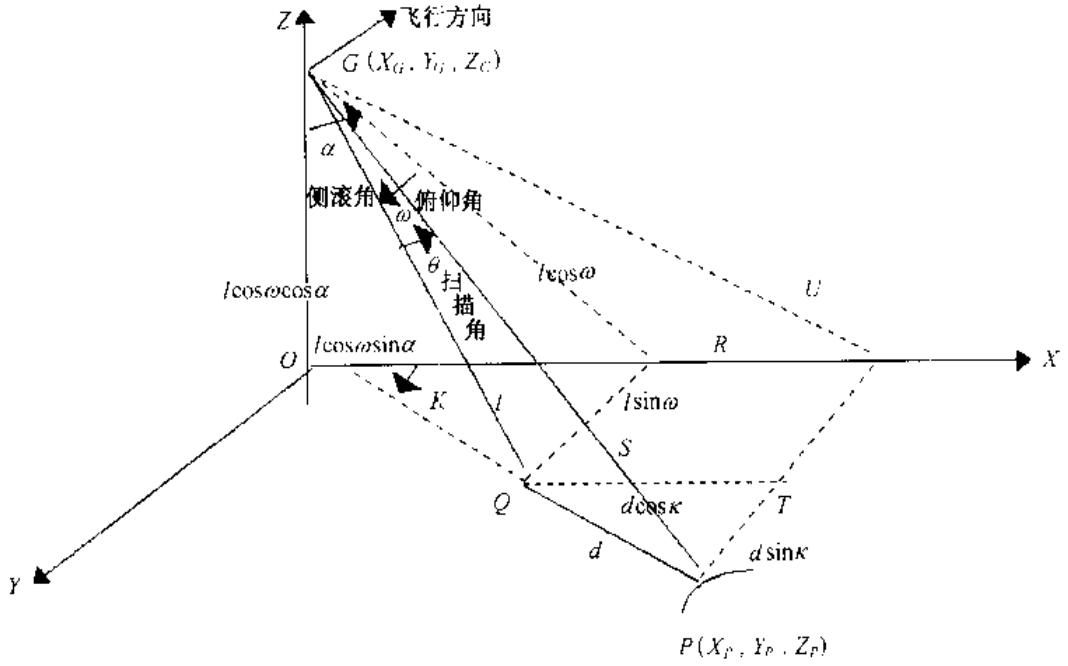


图 3-1-9　机载三维遥感对地定位示意图

点 P 对应的像元与扫描周期内中间像元(即所谓的机下点 Q)之间的夹角为 θ，根据矢量求解原理可知地面 P 点的坐标为：

$$\begin{cases} X_P = X_G + \Delta X \\ Y_P = Y_G + \Delta Y \\ Z_P = Z_G + \Delta Z \end{cases}$$

$\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ 为地面点 P 相对于扫描投影中心 G 的坐标增量。在图上令 $GQ = l$，QP

$= d$,则可知:

$$\begin{cases} \Delta X = l\cos\omega\sin\alpha + d\cos\kappa \\ \Delta Y = l\sin\omega + d\sin\kappa \\ \Delta Z = l\cos\omega\cos\alpha \end{cases} \tag{21}$$

式中 α,ω,κ 为三个姿态角,关键在于求解 l 和 d。

在 $\triangle QPG$ 中,根据余弦定理可得:

$$d^2 = l^2 + S^2 - 2lS\cos\theta \tag{22}$$

在直角 $\triangle QPT$ 中有 $QT = d\cos\kappa$, $PT = d\sin\kappa$

在直角 $\triangle OQR$ 中有 $QR = l\sin\omega$, $OR = l\cos\omega\sin\alpha$

在直线 OUR 中,$OU = OR + RU = OR + QT$

即: $$OU = l\cos\omega\sin\alpha + d\cos\kappa \tag{23}$$

且: $$PU = PT + UT = PT + QR = d\sin\kappa + l\sin\omega \tag{24}$$

在直角$\triangle PGU$ 中, $GU^2 = GP^2 - PU^2$ 把式(7)代入得:

$$GU^2 = S^2 - (d\sin\kappa + l\sin\omega)^2 \tag{25}$$

在直角$\triangle GOU$ 中, $GU^2 = OG^2 + OU^2$ 把(6)代入得:

$$GU^2 = (l\cos\omega\cos\alpha)^2 + (l\cos\omega\sin\alpha + d\cos\kappa)^2 \tag{26}$$

由(25)和(26)式可得:

$$S^2 - (d\sin\kappa + l\sin\omega)^2 = (l\cos\tilde{\omega}\cos\alpha)^2 + (l\cos\omega\sin\alpha + d\cos\kappa)^2 \tag{27}$$

再由(22)和(27)联立可解得:

$$\begin{cases} l = S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b \\ d = \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}} \end{cases} \tag{28}$$

其中 $b = \cos\omega\sin\alpha\cos\kappa + \sin\kappa\cos\omega$

把(28)式代到(21)和(22)便得到三维定位公式:

$$\begin{cases} X_P = X_G + \left(S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b\right)\cos\omega\sin\alpha + \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}\cos\kappa \\ Y_P = Y_G + \left(S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b\right)\sin\omega + \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}\sin\kappa \\ Z_P = Z_G + \left(S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b\right)\cos\omega\cos\alpha \end{cases} \tag{29}$$

4. 遥感三维定位的误差传播及精度估计

由于三维对地定位是由 GPS 测出的空中位置、姿态、激光斜距等参数来推求的，而这些参数都不可避免的带有误差，最终也会导致地面点的三维位置存在误差，根据误差传播定律由(29)式可得三维定位的误差传播公式：

$$\begin{cases} m_{X_p}^2 = m_{X_G}^2 + (\cos\omega\sin\alpha)^2 m_l^2 + (l\sin\omega\sin\alpha)^2 m_\omega^2 + (l\cos\omega\cos\alpha)^2 m_\alpha^2 \\ \qquad + (\cos\kappa)^2 m_d^2 + (d\sin\kappa)^2 m_\kappa^2 \\ m_{Y_p}^2 = m_{Y_G}^2 + (\sin\omega)^2 m_l^2 + (l\cos\omega)^2 m_\omega^2 + (\sin\kappa)^2 m_d^2 + (d\cos\kappa)^2 m_\kappa^2 \\ m_{Z_p}^2 = m_{Z_G}^2 + (\cos\omega\cos\alpha)^2 m_l^2 + (l\sin\omega\cos\alpha)^2 m_\omega^2 + (l\cos\omega\sin\alpha)^2 m_\alpha^2 \end{cases} \tag{30}$$

式中 $m_{X_p}^2$，$m_{Y_p}^2$，$m_{Z_p}^2$ 为三维直接定位的误差，m_α^2，m_ω^2，m_κ^2 为三个姿态角的误差，$m_{X_G}^2$，$m_{Y_G}^2$，$m_{Z_G}^2$ 为 GPS 定位的三维位置误差，而 m_l^2，m_d^2 分别为：

$$m_l^2 = \frac{\cos^2\theta - b^2\cos 2\theta}{1-b^2} m_S^2 + \frac{S^2\sin^2\theta + \cos 2\theta b^2 S^2}{1-b^2} m_\vartheta^2$$

$$+ \frac{S^2\sin^2\theta}{(1-b^2)^3}(m_\alpha^2 + m_\omega^2 + m_\kappa^2) \tag{31}$$

$$m_d^2 = \frac{\sin^2\theta}{1-b^2} m_S^2 + \frac{S^2\cos^2\theta}{1-b^2} m_\theta^2 + \frac{S^2\sin^2\theta b^2}{(1-b^2)^3}(m_\alpha^2 + m_\omega^2 + m_\kappa^2) \tag{32}$$

式中 m_ϑ^2，m_S^2 为像元夹角和激光斜距的误差。

利用上面的误差传播公式可以对三维定位的精度进行估计，如果飞行高度为 600 米，α，ω，κ 在 2～5 度左右变化(姿态是影响定位的重要因素)，扫描角 θ 在 $-22.5°$到 $+22.5°$ 间，则最终的精度估计如表 3-1-2。

表 3-1-2 精度估计

	测距误差(米)	三个姿态误差(秒)	扫描角度 θ 误差(秒)	GPS 定位各分量的误差(米)	三维定位误差		
					X	Y	Z
1	0.5	30	60	3	3.18	3.18	4.0
2	0.5	60	60	3	3.49	3.49	4.0
3	0.5	120	60	3	4.77	4.77	4.0
4	0.5	240	60	3	9.83	9.83	4.03

5. 遥感三维直接定位的试验研究

为了验证三维遥感直接对地定位的可行性，在北京沙河机场进行了机载遥感三维直接对地定位的试验，将四种设备——动态 GPS 定位系统、姿态测量装置、光机扫描测距仪

和光机扫描热红外成像仪通过刚体联结而集成在运五飞机上，对大汤山和九里山两个试验区进行了飞行试验，对大汤山取得了完整的数据，经过直接对地定位处理及拟合内插获得了大汤山的三维显示图像（见图 3-1-10），这充分证明了三维直接对地定位的可行性，大大缩短了制作同样图件生产周期的高效能力。



图 3-1-10　大汤山三维显示图像

为了检验三维直接对地定位的结果精度，又在野外实测了明显地面点作为已知真值点对数据处理结果进行最终的精度比较，表 3-1-3 为 11 个点的精度比较结果及中误差。

表 3-1-3　精度比较及中误差

点号	实测 X	实测 Y	实测 Z	计算 X	计算 Y	计算 Z	ΔX	ΔY	ΔZ
1	4449733.61	444846.96	47.45	4449718.31	444845.91	60.00	15.30	1.05	-12.54
2	4449675.87	444850.91	47.17	4449659.91	444846.91	52.00	15.96	4.00	-4.83
3	4449761.25	444819.06	47.23	4449761.88	444802.81	39.00	-0.63	16.25	8.23
4	4449782.22	444810.62	47.43	4449784.66	444793.78	42.00	-2.44	16.84	5.43
5	4449785.63	444613.40	47.52	4449771.78	444585.00	41.00	13.85	28.40	6.52
6	4449808.61	444405.23	47.29	4449806.44	444386.97	41.00	2.17	18.26	6.29
7	4449901.55	443970.52	47.62	4449878.72	443950.09	43.00	22.83	20.43	4.62
8	4449570.78	444693.91	46.96	4449565.84	444693.59	41.00	4.94	0.32	5.96
9	4449566.85	444635.97	46.72	4449571.78	444633.73	41.00	-4.93	2.24	5.72
10	4449570.99	444560.70	48.23	4449573.75	444553.31	1.00	-2.76	7.39	6.23
11	4449568.10	444838.38	47.22	4449560.91	444847.91	47.00	7.19	-9.53	0.22

差值均值：$\Delta X = 6.50$，$\Delta Y = 9.61$，$\Delta Z = 2.90$；中误差：$M_x = 8.83$，$M_y = 10.70$，$M_z = 6.00$

6. 结　论

三维遥感直接对地定位是根据 GPS 给出的位置、激光测距以及姿态数据，采用几何三角关系而推求遥感像元的三维坐标。不需要任何地面控制点，且能达到实时（准实时）地得到三维遥感图像，大大提高了遥感作业的周期和效率。当 GPS 定位的位置、激光测距以及姿态测量包含误差时，该像元所对应的地面点坐标也会存在一定的误差，该误差可

以根据误差传播公式进行估算，此外三维定位结果和同步的遥感图像像元的同步性误差也会影响最终的精度。飞行试验证明，三维遥感直接对地定位是可行的，误差存在也是难免的，对于其中误差的影响和特性尚需进行深入的研究。

五、遥感图像直接对地定位的误差分析和精度估计

1. 引　言

遥感对地定位是遥感应用技术系统的重要组成部分，定位和定性的密切结合才组成了遥感应用技术系统。以往的遥感图像对地定位一般都是以地面控制点（野外测设或地图量取）为基础采用立体像对或空间变换等原理进行的，这是人们常说的地→空定位模式，将影响定位精度的误差集中在地面控制点上予以消除以达到准确定位的目的。这种定位模式的主要缺点是依赖地面控制点并且作业周期较长。随着社会和经济的发展，人们迫切希望遥感对地观测能提供快速而定量化的成果，近年来随着 GPS 和扫描激光测距及姿态测量的发展，遥感图像对地定位也发生了根本性的变革，由传统的地→空定位向空→地直接定位模式转变，这种转变是空间遥感对地定位技术的方向性变革，它大大解放了生产力，引起了各国的广泛重视。

机载遥感三维直接对地定位观测技术系统是最新一代三维遥感信息实时（准实时）获取和处理系统，由于采用了空→地定位思想，直接对地定位的误差影响及其传播和精度估计已经不同于传统的地→空间接定位，是一种开放式的定位方式。没有地面控制点作最终精度的控制。为了能够保证最后的三维遥感成果可靠而又满足一定的精度，就必需对各种误差进行深入分析并进行精度的估计，以使该技术系统能被广泛应用。

2. 遥感直接对地定位原理

遥感三维直接对地定位主要采用了空间三角几何原理，见图 2-1-1。遥感器在空中的投影中心位置 G 点由 GPS 实时测出来（X_G, Y_G, Z_G），扫描激光测距仪测出空中遥感器投影中心到地面点 P 的距离 S（即 GP 长度），姿态测量装置（惯性系统 INS）同时测出空中遥感器的三维姿态（偏航角 κ，侧滚角 α，俯仰角 ω），由此可以得出地面点的三维位置（定位），成像光谱仪作为遥感器同步获取该地面点的光谱信息 H（定性），即获得了地面的“定性”、“定位”一体化信息（X, Y, Z, H）。

一个扫描周期内，求出该激光测距点 P 对应的像元与扫描周期内中间像元（即所谓的机下点 Q）之间的扫描角 θ，根据矢量求解原理可知地面 P 点的坐标为：

$$\begin{cases} Y_P = Y_G + l\cos\omega\sin\alpha + d\cos\kappa \\ X_P = X_G + l\sin\omega + d\sin\kappa \\ Z_P = Z_G - l\cos\omega\cos\alpha \end{cases} \tag{33}$$

而

$$\begin{cases} l = S\cos\theta - \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}}b \\ d = \dfrac{S\sin\theta}{\sqrt{1-b^2}} \end{cases} \tag{34}$$

其中，$b = \cos\omega\sin\alpha\cos\kappa + \sin\kappa\cos\omega$

3. 遥感直接对地定位系统中各误差源分析及其影响

遥感三维直接定位是根据空中位置、姿态和测距等参数来直接解求像元的位置，而这些参数是由 GPS、惯导和激光测距仪测量出来的，它们的测量都不可避免带有一定的误差。这些参数的误差存在必然会导致遥感三维定位结果含有误差，从而影响遥感成果的精度，使得(X, Y, Z)和 H 之间存在一定误差。为了保证最终的定位定性结果满足应用要求，必需全面而深入分析其中每一项误差特性以及它对定位结果的影响程度，这样有助于对三维遥感信息直接对地定位系统进行全面的质量控制和系统的优化，保证一定的精度应用于实际作业。

三维遥感信息的直接对地定位的技术系统组成和定位原理出发，影响三维遥感图像定位精度的误差来源主要有 GPS 定位的位置误差、测距误差、姿态误差、扫描角度误差以及三维定位数据与同步遥感图像像元的套合误差，此外地面高差也会带来一定的影响，下面分别分析。

(1)GPS 定位误差。GPS 定位结果受到多方面因素(SA、大气折射、多路径等)的影响，其精度是一定的。目前一般的实时差分 GPS 定位系统能达到米级甚至于亚米级的精度，而更高级的实时动态定位 RTK 系统则可以达到厘米级精度(但作用距离有限)。在三维直接定位中，GPS 测出的天线相位中心位置要转化成空中遥感器投影中心的位置，即进行偏心矢量改正(天线相位中心和遥感器投影中心存在一定的矢量关系)由 GPS 测出的位置序列中内插求出遥感器获取地面点图像时刻的位置，这些过程中会引入一定的误差。最终由 GPS 而求出的空中投影中心位置包含了误差，该位置误差表现为空中矢量的起始端点误差，从几何关系可以看出，它对地面点的三维定位误差影响是一种累积误差(即平移影响)。

(2)扫描激光测距误差。三维定位中采用扫描激光测距技术来测量空中遥感器到地面点的斜距，由于激光束的发散角、地面粗糙度和斜度、扫描角度以及计时误差等因素的影响会使测距带有误差 dS。从目前的国内外现状及实际检测精度来看，测距精度达到 1 米应该是完全可能的。从图 3-1-11 可知，测距误差对地面点的定位影响主要是飞行旁向和高度方向，而且随扫描角度 θ 的不同影响大小也不同，但对飞行方向没有多大影响。

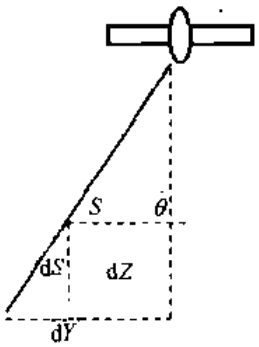


图 3-1-11　测距误差的影响

对飞行旁向的定位影响：$dY = dS \times \sin\theta$

对高度方向的定位影响：$dZ = dS \times \cos\theta$

若 $dS = 1$ 米，则 $\theta = 0°$时，$dZ = 1$ 米，$dY = 0$

$\theta = 22.5°$时，$dZ = 0.38$ 米，$dY = 0.92$ 米

(3)姿态误差。三维对地定位中，空中遥感器测距的矢量方向是通过姿态测量装置(惯性系统 INS)与激光测距仪进行刚体联接而测量的，由于陀螺各种常值漂移、随机漂移、加速度计的动态误差使得姿态测定只能达到一定的精度，目前一般为分级的水平，国内外普遍采用的 GPS 和 INS 组合可以达到 1、2 分甚至于几十秒的精度。三维对地定位中采用了 GPS 来校正 INS 的方法能够达到 1～2 分左右的精度。此外，姿态测量装置和测距

仪以及 GPS 定位系统之间在基准面或坐标系统上也会存在一定的误差，它在一定程度上也表现为三个姿态方向的误差。因此，姿态误差会影响到定位，而且从定位原理来分析，姿态误差是影响三维定位的重要因素。

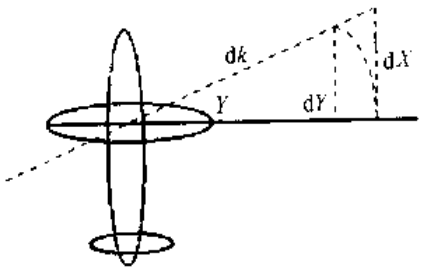


图 3-1-12　航向误差的影响

①航向（航偏角）误差影响。陀螺的指北线性漂移形成的，航向误差在姿态测量中是较难克服的较大误差，通过 GPS 校正可以有一定的提高。航向误差 dk 会影响定位的飞行方向和飞行旁向（图 3-1-12）。

对定位飞行方向的影响：$dX = Y \times \sin(dk)$

对定位飞行旁向的影响：$dY = dX \times \sin(dk)$

而 $Y = S \times \sin\theta$ ，S 为斜距，θ 为扫描角

因此 $dX = S \times \sin\theta \times \sin(dk)$ ，$dY = S \times \sin\theta \times \sin^2(dk)$ 若 $S = 600$ 米，$dk = 2'$，$\theta = 0°$时，则 $dX = 0$，$dY = 0$；而 $\theta = 22.5°$，则 $dX = 0.13$ 米，$dY = 0.007$ 毫米。

若 $S = 3000$ 米，$dk = 2'$，$\theta = 0°$时，则 $dX = 0$，$dY = 0$；而 $\theta = 22.5°$，则 $dX = 0.35$ 米，$dY = 0.002$ 毫米。

②侧滚角误差影响。侧滚角误差 $d\alpha$ 主要会影响三维定位的飞行旁向和高度方向（图 3-1-13）。

对飞行旁向的定位影响：$dY = S \times \cos\theta \times \sin(d\alpha)$

对高度方向的定位影响：$dZ = S \times \sin\theta \times \sin(d\alpha)$

若 $S = 600$ 米，$\theta = 0°$，$d\alpha = 2'$，则 $dY = 0.34$ 米，$dZ = 0$

若 $S = 600$ 米，$\theta = 22.5°$，$d\alpha = 2'$，则 $dY = 0.31$ 米，$dZ = 0.13$ 米

若 $S = 3000$ 米，$\theta = 0°$，$d\alpha = 2'$，则 $dY = 1.74$ 米，$dZ = 0$

若 $S = 3000$ 米，$\theta = 22.5°$，$d\alpha = 2'$，则 $dY = 1.61$ 米，$dZ = 0.67$ 米

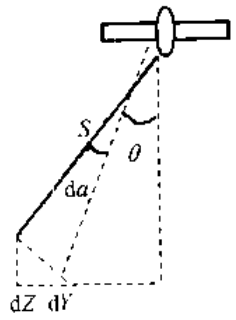


图 3-1-13　侧滚误差的影响

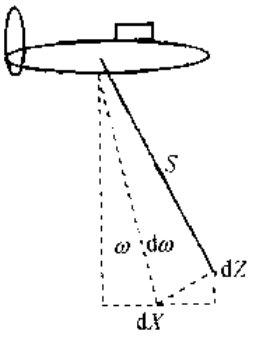


图 3-1-14　俯仰误差的影响

③俯仰角误差影响。俯仰角误差 $d\omega$ 主要会影响三维定位的飞行方向和高度方向（图 3-1-14）。

对飞行方向的定位影响：$dX = S \times \cos\omega \times \sin(d\omega)$

对高度方向的定位影响：$dZ = S \times \sin\omega \times \sin(d\omega)$

$S = 600$ 米，$\omega = 2 \sim 5°$，$d\omega = 2'$，则 $dX = 0.34$ 米，$dZ = 0.01$ 米

$S = 3000$ 米，$\omega = 2 \sim 5°$，$d\omega = 2'$，则 $dX = 1.74$ 米，$dZ = 0.06$ 米

（4）扫描角误差。扫描角 θ 是通过当前扫描像元号和扫描中心像元号来计算的，由于扫描镜的运动方程误差和码盘刻划精度，使得扫描的计算引入了误差 $d\theta$，从图 3-1-15 可知，扫描角误差与侧滚角误差影响相似，会引起飞行旁向和高度方向的误差。本机载遥感直接对地定位系统中扫描角误差可能会有一个像元的误差（10′）。

对飞行旁向的定位影响：$dY = S \times \cos\theta \times \sin(d\theta)$

对高度方向的定位影响：$dZ = S \times \sin\theta \times \sin(d\theta)$

当 $S=600$ 米，$d\theta=10'$，$\theta=0°$，则 $dY=1.74$ 米，$dZ=0$

当 $S=600$ 米，$d\theta=10'$，$\theta=22.5°$，则 $dY=1.61$ 米，$dZ=0.67$ 米

当 $S=3000$ 米，$d\theta=10'$，$\theta=0°$，则 $dY=8.72$ 米，$dZ=0.67$ 米

当 $S=3000$ 米，$d\theta=10'$，$\theta=22.5°$，则 $dY=8.06$ 米，$dZ=3.34$ 米

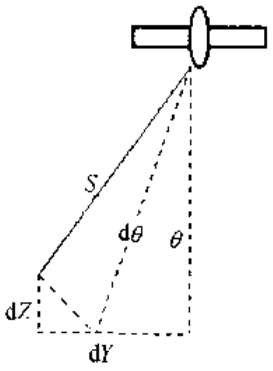


图 3-1-15　扫描角误差的影响

(5)定位数据和图像的套合精度。定位数据和图像像元的准确匹配套合才能保证定位(X,Y,Z)和定性(H)的统一，但是由于时序误差、硬件同步误差等影响，使它们的套合存在误差，该误差主要是系统性的。为了消除套合误差，必须尽量消除时序误差或进行补偿(比如扫描周期为 0.05 秒而飞行高度 600 米，时序误差为 10 微秒，就会导致 0.8 米的系统误差)，测距和扫描仪必须共用一套光学系统，而且在光学校准时确保各个探测器视场完全重合，以尽量消除硬件同步误差。此外，可以通过外业实际检测的方法来测量图像点和测距点(它和姿态及 GPS 位置来计算图像点位置)之间的误差，以便进行改正。

机载三维遥感信息获取系统(原理样机)中的扫描仪瞬时视场为 3 毫弧度(以后要达到 1 毫弧度)，若飞行高度 600 米，则图像分辨率为 1.8 米，若飞行高度 3000 米，则图像分辨率为 9 米。为了保证最终定位精度，三维定位精度必须优于图像分辨率，这样才有实际意义。从上面的分析可看出，飞行高度 600 米时，各个单项误差中的大部分还是必须要考虑的，尤其是将来瞬时视场为 1 毫弧度(分辨率 0.6 米)，就必须考虑每一项误差。

(6)地面高差的影响。地面点由于高程不同而存在高差，飞机在一定高度上作业时，会因为地面高差的存在使地面点到遥感器投影中心的斜距不同，由于扫描角和姿态误差都是和斜距相乘来影响到三维定位，因而斜距的不同会使扫描角和姿态误差对定位误差的大小有所变化。通过计算，高差 100 米时，带来的误差影响最大为 0.3 米。

从上面分析可知，这些误差的影响中，姿态误差和扫描角度误差会随飞行高度增加而明显变大，会随扫描角度的不同而稍有变化，GPS 定位的位置误差和激光测距误差的影响与飞行高度无关。因此飞行高度的增加必须要求精度较高的姿态测量装置，并采取一定的方法或措施提高扫描角的测量精度，同时要设法对定位数据和图像的套合系统误差进行修正。

4. 遥感三维定位的误差传播及精度估计的模拟计算

前面着重分析了影响三维直接对地定位的各个单项误差源以及它们各自对三维定位的误差定量化分析，这样具体对每个单项误差分析有利于针对各个误差源的特性及影响采取相应的措施来削弱每个单项误差的影响。

这些误差存在是难以避免和完全消除的，最终它们不会单独起作用，而是综合起来一起影响三维定位，导致地面点的三维定位结果存在误差。为了完善而全面估计三维信息获取系统的最终定位误差，可以根据测量误差传播规律由(33)式推导出三维定位的综合误差计算公式：

$$\begin{cases} m_{Y_P}^2 = m_{Y_G}^2 + (\cos\omega\sin\alpha)^2 m_l^2 + (l\sin\omega\sin\alpha)^2 m_\omega^2 + (l\cos\omega\cos\alpha)^2 m_\alpha^2 \\ \qquad + (\cos\kappa)^2 m_d^2 + (d\sin\kappa)^2 m_\kappa^2 \\ m_{X_P}^2 = m_{X_G}^2 + (\sin\omega)^2 m_l^2 + (l\cos\omega)^2 m_\omega^2 + (\sin\kappa)^2 m_d^2 + (d\cos\kappa)^2 m_\kappa^2 \\ m_{Z_P}^2 = m_{Z_G}^2 + (\cos\omega\cos\alpha)^2 m_l^2 + (l\sin\omega\cos\alpha)^2 m_\omega^2 + (l\cos\omega\sin\alpha)^2 m_\alpha^2 \end{cases} \tag{35}$$

式中 $m_{X_P}^2, m_{Y_P}^2, m_{Z_P}^2$ 为三维直接定位的误差，$m_\alpha^2, m_\omega^2, m_\kappa^2$ 为三个姿态角的误差，$m_{X_G}^2$，$m_{Y_G}^2, m_{Z_G}^2$ 为 GPS 定位的三维位置误差，而 m_l^2, m_d^2 分别为：

$$m_l^2 = \frac{\cos^2 q - b^2\cos 2\theta}{1-b^2} m_S^2 + \frac{S^2\sin^2\theta + b^2 S^2\cos 2\theta}{1-b^2} m_q^2 + \frac{S^2\sin^2\theta}{(1-b^2)^3}(m_\alpha^2 + m_\omega^2 + m_k^2) \tag{36}$$

$$m_d^2 = \frac{\sin^2\theta}{1-b^2} m_S^2 + \frac{S^2\cos^2\theta}{1-b^2} m_\theta^2 + \frac{S^2 b^2\sin^2\theta}{(1-b^2)^3}(m_\alpha^2 + m_\omega^2 + m_\kappa^2) \tag{37}$$

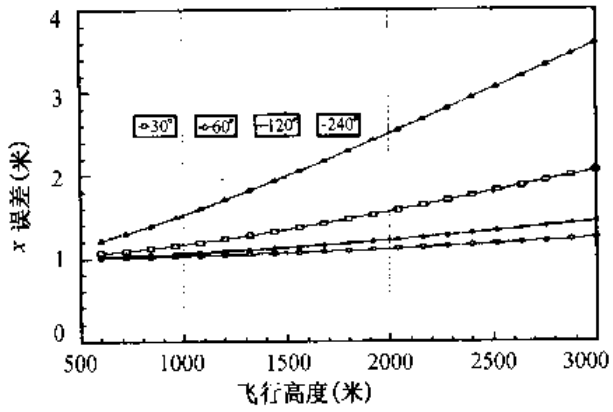


图 3-1-16 飞行方向在不同的姿态精度下随高度变化的误差估计

式中 m_θ^2, m_S^2 为像元夹角和激光斜距的误差。

利用上面的误差传播公式可以对三维定位的精度进行定量化的计算。假设三个姿态角 α, ω, κ 在 2～5 度左右变化，扫描角 θ 在 -22.5°到 +22.5°间，扫描角的误差为 10 分，测距误差为 1 米，GPS 定位的三维位置误差也为 1 米。分别对姿态误差为 30 秒、60 秒、120 秒和 240 秒的四种情况对三维定位的三个分量按公式进行了数值模拟计算。

图 3-1-16，3-1-17，3-1-18 分别显示了飞行方向和飞行旁向及高度方向在不同的姿态精度下随飞行高度变化而得到的定位精度。

从图 3-1-16，3-1-17，3-1-18 可以看出，飞行旁向的定位误差对飞行高度的变化十分敏感，而受姿态的精度影响比较平缓；飞行方向的定位误差受飞行高度的影响比较小，而对姿态的精度响应比较敏感；高度方向的定位精度对飞行高度和姿态精度的影响都比较缓慢。

5. 结 论

基于 GPS、姿态、激光测距的遥感三维直接对地定位信息系统同时解决了遥感的定位和定性问题，摆脱了地面控制，是新型的空地定位模式。由于 GPS、姿态、测距等测量的误

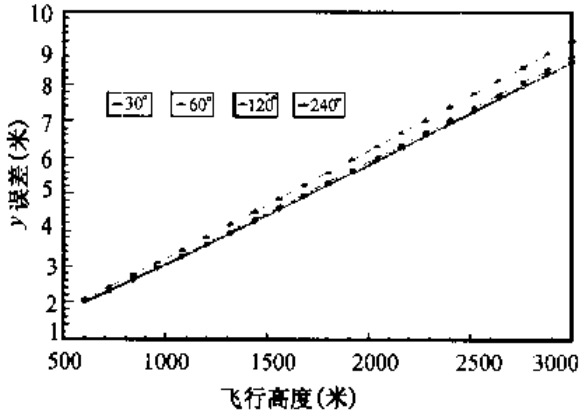


图 3-1-17 飞行旁向在不同姿态精度下随高度变化的误差估计

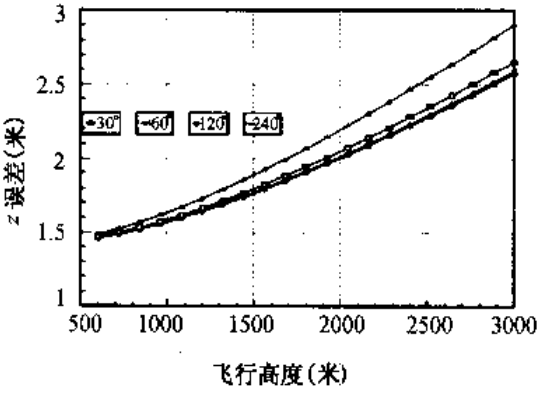


图 3-1-18 高度方向在不同姿态精度下随高度变化的误差估计

差存在,使得三维定位的精度受到它们的影响,通过误差的分析,可以知道这些误差中的姿态误差和扫描角误差对定位的影响与扫描角度有一定的关系,而且会随着飞行高度的增加其影响更大。通过误差精度的估计和计算,获得了在一定误差影响下,三维定位精度结果对飞行高度和姿态精度具有不同的敏感响应程度。

总之,提高遥感三维直接对地定位的精度的重要措施是提高姿态测量精度以及扫描角度的测量精度,同时提高定位和图像(定性)的匹配套合精度。

六、机载激光扫描测距的误差分析

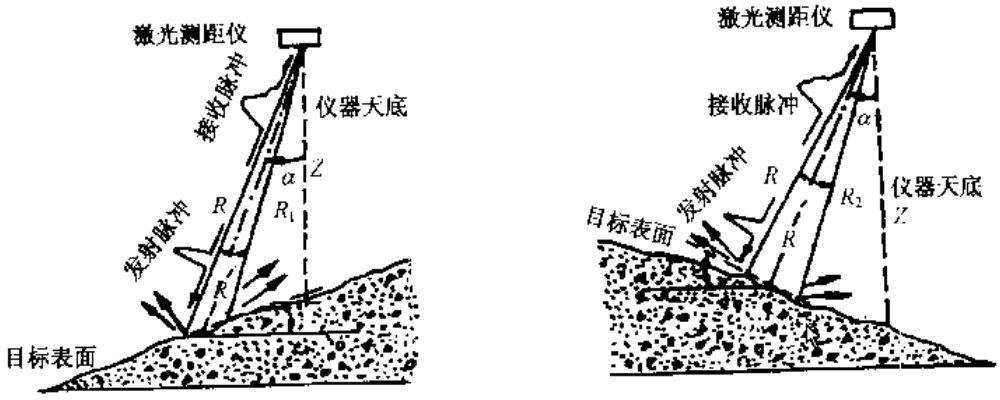
1. 引 言

本节对"机载三维信息获取与实时(准)处理原理样机"(李树楷等,1996)中的激光扫描测距系统中的扫描角、目标倾斜度、激光束发散角等可能影响测距准确度的一些因素进行分析,给出数量级的评估,提出相应的改进措施,以期为"样机"的实用化研制中激光扫描测距性能的改善和测距精度的提高提供有益的参考依据。

2. 激光测距技术及测量误差评估

激光测距是以光束在机载激光器与待测目标之间往返传播的短脉冲计时为基础的。图 3-1-19 是机载激光扫描测距原理的示意图,它反映了实际测量时可能的情况。图中 a 为激光束相对于天底的扫描角;r 为激光束发散角;s 为被测量的地面目标的坡度;R 为测量距离;Z 为激光器的机载平台与被测地面之间的垂直高度。激光按一定的扫描方式和脉冲发射规律测出激光器与一定范围地面内若干个目标之间的距离。其距离测量的分辨率主要由激光器光脉冲宽度和测距仪电子学的计时精度决定。使用二级管泵浦激光器和纳秒分辨率的计时电子学,测距分辨率可达米级或亚米级。激光器光束发散角和飞机飞行的高度则决定了激光束在目标表面的光斑大小;激光脉冲重复频率和飞机飞行速度决定了地面相邻激光点的空间间隔。测距数据的质量直接受到来自粗糙或倾斜目标表面的背向散射信号的脉冲展宽的影响。脉冲展宽对测距有两方面的影响:①将激光回波探

测器可能得到的能量在较大的时间间隔中重新分布而降低了信噪比的峰值功率，从而增加了距离测量的误差概率；②脉冲展宽也通过减慢回波信号的上升时间而增加计时的不确定性，因而也就增加了脉冲振幅对渡越时间的依赖性。



(a)扫描角顺着坡度方向　　(b)扫描角逆着坡度方向

图 3-1-19　机载激光扫描测距的两种情况

机载激光扫描测距的目的是为了生成地面的三维图形，因而要求有严格的飞机位置和姿态控制。实际系统中是用 GPS 获取飞机的坐标位置，惯性导航系统(INS)测量飞机的姿态变化，GPS 和 INS 本身有一定的精度限制，由此经误差传递会产生一定的测距误差；另一方面，由于激光束存在着一定的发散角，在测量过程中扫描角的不断变化以及目标表面的坡度等因素造成脉冲展宽效应，这就增加了测距电子学的计时不确定性，也会产生一定的测距误差。

(1)姿态装置和 GPS 的测量精度可能引起的测距误差。设测距仪所测距离是以激光束中心的脉冲计时为准的，则对于图 3-1-19(a)的测量几何图，我们有下述关系：

$$R\cos\alpha - Z = R\sin\alpha\tan S \tag{38}$$

设姿态测量装置对扫描角 α 的测量精度为 $\Delta\alpha$，GPS 对飞行高度 Z 的测量精度为 ΔZ，则由此精度引起的可能的距离误差可通过(43)式中 R 对 α 和 Z 的全微分求得：

$$\Delta R = \frac{\tan(\alpha + S)Z}{\cos\alpha - \sin\alpha\tan S}\Delta\alpha + \frac{\Delta Z}{\cos\alpha - \sin\alpha\tan S} \tag{39}$$

结合(38)、(39)两式可得所测距离 R 的相对误差为：

$$\frac{\Delta R}{R} = \frac{\Delta Z}{Z} + \tan(\alpha + S)\Delta\alpha \tag{40}$$

由(39)可见，所测距离的误差 ΔR 与 GPS 的定位精度 ΔZ 和 INS 的测角精度 $\Delta\alpha$ 成正比，GPS 和 INS 的测量精度愈高，引起的测距的可能误差就愈小。从(39)、(40)两式还可以看到，ΔR 及 $\Delta R/R$ 两者都随扫描角 α 和地面坡度 S 的增大而增大，ΔR 与飞行高度 Z 成正比，而 $\Delta R/R$ 与 Z 成反比。在飞行高度 600 米时，$\Delta Z = \pm 1$m、$\Delta\alpha = \pm 30''$，扫描角 α 从 0～22.5°、地面坡度 S 从 0～50°的范围内计算结果表明，地面平整其扫描角为 0°时，测距

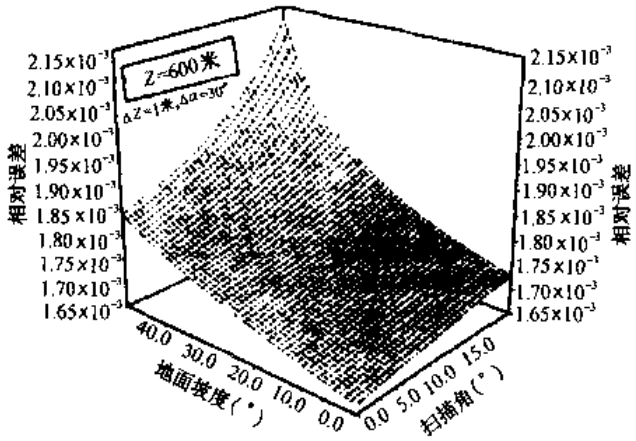


图 3-1-20 扫描角顺地面坡度方向时测距相对误差的变化情况

绝对误差最小为 ±1 米，相对误差 0.17%；在地面坡度为 50°、扫描角为 ±22.5°时，测距误差最大为 ±2.7 米，相对误差为 0.21%。图 3-1-20给出了该种情况下的计算结果，ΔR 的图形与此相似。图 3-1-21 给出了在地面坡度为 30°时测距相对误差随飞行高度变化的计算结果。可以看出，当飞行高度从 500 米上升到 1000 米时，$\Delta R/R$ 则从 0.22% 下降到0.10%，而 ΔR 的计算结果是从 ±1.02 米增大到 ±1.70 米。

在(39)、(40)式中，姿态测量精度 Δa 与 GPS 定位精度 ΔZ 对测距误差 ΔR 的影响程度与扫描角的大小、目标地面坡度的大小有很大的关系。一般说来，飞行高度 600 米、地面坡度小于 30°的情况下，姿态测量精度退化到 90 角秒时对测距误差的影响程度仍不及 GPS 定位精度为 1 米时对测距误差的影响程度大。当然，目标地面坡度较大、飞行高度较高时，姿态测量精度就成为影响测量误差的主要因素。

类似于图 3-1-19(a)的分析，对于图 3-1-19(b)的情况有：

$$\Delta R = \frac{\Delta Z}{\cos a + \sin a \tan S} + \frac{Z}{\cos a + \sin a \tan S}\tan(a - S)\Delta a \tag{41}$$

$$\frac{\Delta R}{R} = \frac{\Delta Z}{Z} + \tan(a - S)\Delta a \tag{42}$$

在 Z、ΔZ、Δa 与图 3-1-21 相同的情况下，(42)式的计算结果绘于图 3-1-22中。

计算结果表明，在扫描角为 ±22.5°，地面坡度为 50°时，ΔR 的值最小为 0.76 米；地面平坦，扫描角为 ±22.5°时，ΔR 的值最大为 1.11 米，相对误差的范围为 0.166% ~ 0.184%。同样，对于图 3-1-19(b)情况也计算了在地面坡度 $S = 30°$ 时绝对误差和相对误差随飞行高度 Z 的变化情况。如图 3-1-23所示，ΔR 从 ±0.86 米到 ±0.96 米，$\Delta R/R$ 的范围为 0.12% ~ 0.20%。一般地，对于图 3-1-19(b)的情况，在飞行高度为 600 米，姿态测量精度低达 90 角秒时，地面坡度为 0 ~ 50°范围，扫描角为 ±22.5°范围时，对测距误差的主要贡献项仍是 GPS 的定位精度 $\Delta Z = \pm 1$ 米。

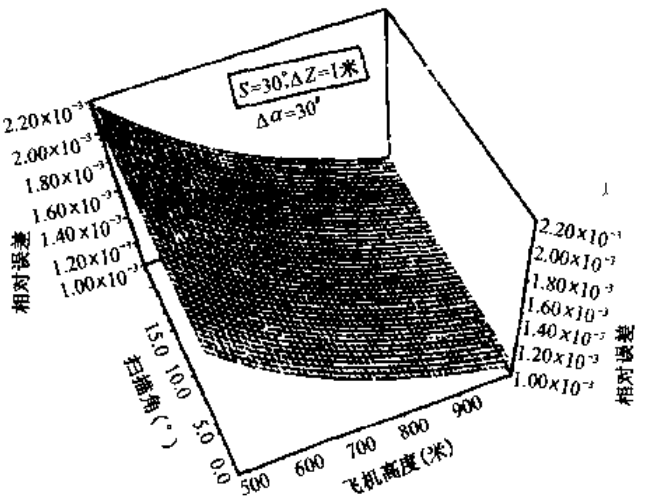


图 3-1-21 扫描角顺地在坡度($S = 30°$)方向时测距误差的变化情况

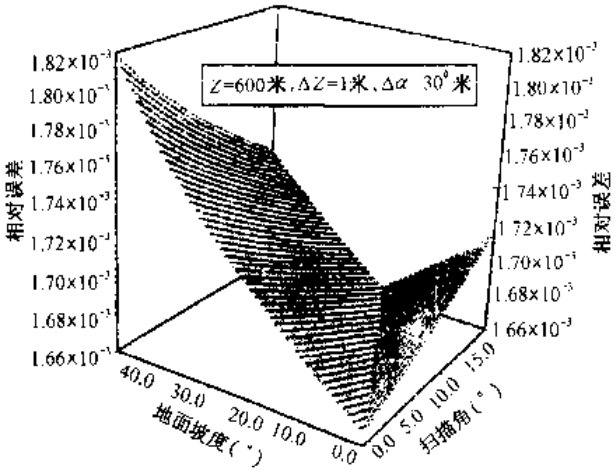


图 3-1-22 扫描角逆地面坡度方向时测距相对误差的变化情况

(2)激光束发散角 r 引起的脉冲展宽效应分析。上面的分析是将激光束考虑为一直线情况。实际上,激光束都有一定大小的发散角,与不同的目标表面作用时会产生不同程度的脉冲展宽从而增加测距仪计时的不确定性。使探测信号强度、信噪比以及探测概率等呈随机性变化,影响测距仪的测量精度和性能。仍分别讨论图 3-1-22 中的两种情况,设激光束两边到地面的距离分别为 R_1 和 R_2,则对于图 3-1-19(a),令 $D = R_2 - R_1$,则有:

$$R_1\left[\cos\left(a - \frac{r}{2}\right) - \sin\left(a - \frac{r}{2}\right)\tan S\right] = Z \tag{43}$$

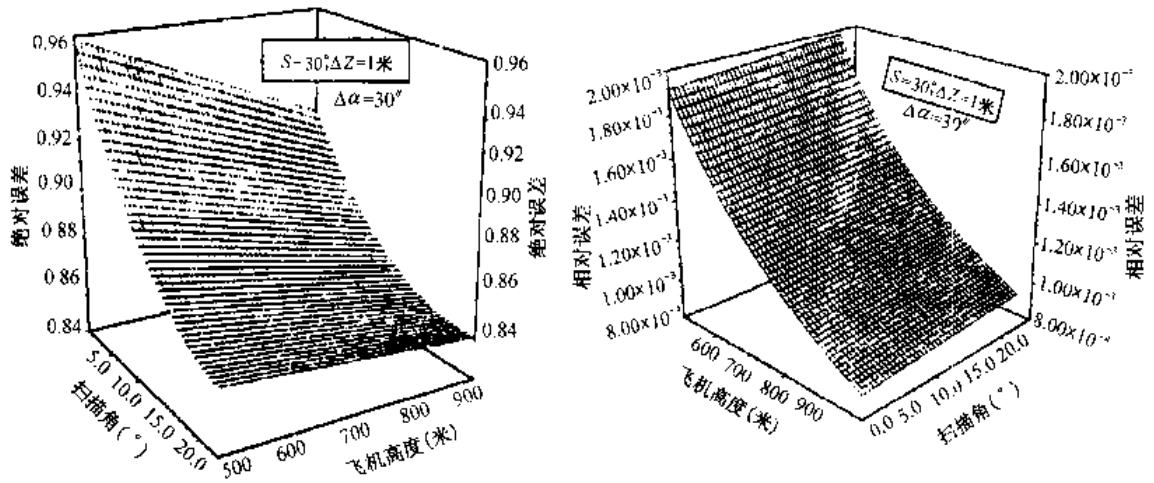
$$R_2\left[\cos\left(a + \frac{r}{2}\right) - \sin\left(a + \frac{r}{2}\right)\tan S\right] = Z \tag{44}$$

$$D = \frac{2Z}{\cos a - \sin a\tan S}\tan(a + S)\tan\frac{r}{2} \tag{45}$$

引起的脉冲展宽 ΔT_s 为:

$$\Delta T_s = \frac{2\pi_a}{c}D = \frac{4Z}{c(\cos a - \sin a\tan S)}n_a\tan(a + S)\tan\frac{r}{2} \tag{46}$$

式中:c 为光速,n_a 为大气折射率。与此分析过程类似,对于图 3-1-23(b),其脉冲展宽为:



(a)绝对误差　　(b)相对误差

图 3-1-23 扫描角逆地面坡度($S = 30°$)方向时测量误差的变化情况

$$\Delta T_r = \frac{4Z}{c(\cos\alpha + \sin\alpha\tan S)} n_a \tan(\alpha - S)\tan\frac{\gamma}{2} \tag{47}$$

(46)、(47)式在飞行高度为600米时，$\gamma = 0.5$ 毫弧度时计算结果分别绘于图3-1-24、图3-1-25中。可以看出，扫描角大小、目标地面坡度的随机变化，回波信号脉冲展宽的程

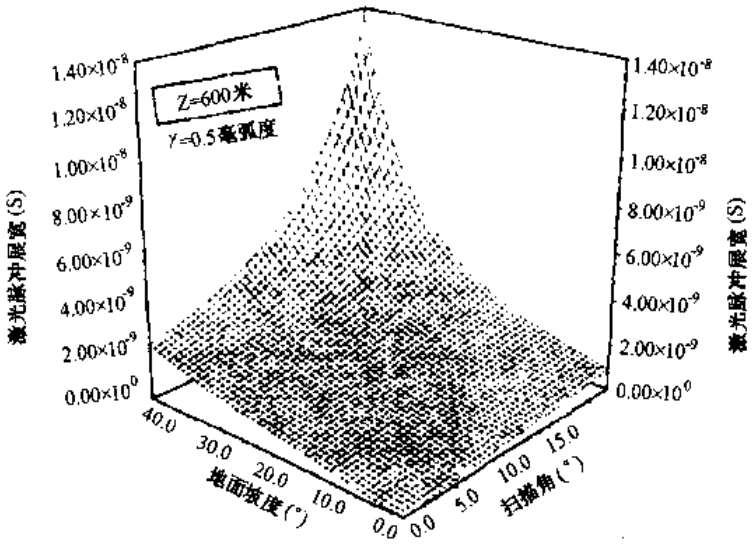


图3-1-24　扫描角顺地面坡度方向时脉冲展宽情况

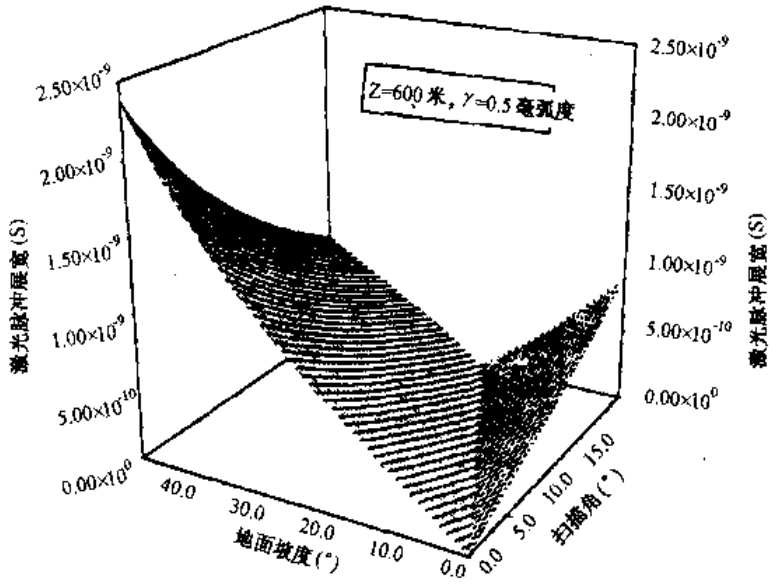


图3-1-25　扫描角逆地面坡度方向时脉冲展宽情况

度就随机变化，这就引起与探测器固定阈值电平联系在一起的信号振幅变化的计时不确定性，从而距离测量精度与信噪比成反比关系。由回波信号变化而引起的均方根距离误差由 Salwen 引人的表达式来估计：

$$\Delta R = \frac{c\tau}{2\sqrt{SNR}} \tag{48}$$

式中：c 为光速，τ 是激光脉冲宽度；SNR 为信噪比。当激光脉冲为 7 纳秒、信噪比为 30 分贝时，测距误差 0.03 米；若脉冲展宽到 70 纳秒，则测距误差因此而增加到 0.3 米。此外，通过计算发现，当发射角由 2.6 毫弧度改善到 0.5 毫弧度时，脉冲展宽可以减小 6 倍，测测距精度便可增加 6 倍。事实上，若使激光束发散角减小，从而会大大减小激光测距仪探测的回波信号的脉冲宽度，这实际上是增加了回波信号的探测功率，也就减小激光测距仪电子学的计时不确定性，改善了激光测距仪的信噪比和探测概率等性能。在技术上，这可通过在光路上加扩束镜来减小激光束发散角以达到改进激光扫描测距仪的性能与测距精度之目的。

3. 讨论与结论

以上分析了三维信息获取中的机载激光扫描测距仪的测量误差，对于扫描角顺着地面坡度方向的情况，扫描角的增大和地面坡度的增加都使测距误差增大；对于扫描角逆着地面坡度方向的情况，有一个对应着测距误差最小的扫描角。在飞行高度为 600 米、地面坡度小于 30°的情况下，INS 的姿态测量精度对测距误差的贡献程度要低于 GPS 的定位精度对测距误差的贡献程度。随着飞行高度的增加、地面坡度的增加，姿态测量精度对测距误差的贡献也就逐渐增加而超过 GPS 定位精度对测距误差的贡献。因此，在低空飞行时主要是要设法提高 GPS 的定位精度，而高空飞行时则必须有一个高精度的姿态测量装置。激光束发散角、地面坡度还会引起测距仪探测回波信号的脉冲展宽，从而增加测距电子学计时精度的不确定性、降低信噪比，结果也导致一定的测距误差。除上述这些因素外，大气折射同样也产生一个测量距离的偏移或偏离，由于大气折射率造成的光脉冲减慢—传播延迟，所测量得到的距离要超过实际的距离。这个传播延迟是当地大气折射率 n 沿着传播路径对 $(n-1)$ 的简单积分，并正比于大气密度。Abshire 等考虑了光脉冲延迟的测量距离误差校正的近似公式为：

$$\Delta R_j = 0.002357(0.9650 + 0.0164/\lambda^2)P_s \tag{49}$$

式中：λ 为激光波长，单位为微米；P_s 是表面压力，单位为百帕；ΔR_j 为测距校正，单位为米。

(49)式对 P_s 的导数产生一个 2.3 毫米/百帕的距离校正灵敏度，这样，P_s 有 43 百帕的不确定性将产生 10 厘米的测距误差校正。在光路中增加扩束镜和用自适应光学实时校正光束波前畸变可望能大大提高激光扫描测距仪的精度。

此外，激光脉冲展宽虽然带来了测距误差问题，但我们也可以利用脉冲展宽来测量地表面结构。对于高精度的结构测距来说，发射的激光脉冲宽度一般在 1～10 纳秒，经激光光斑与粗糙表面或倾斜表面相互作用后，背向散射的激光脉冲可以含有几个纳秒或更多的脉冲展宽和变形。将吉赫（$\sim 10^{-9}$ 赫兹）带宽的数字化仪应用于接收器的脉冲波形，就可以提供脉冲形状数据，从这些数据得出的背向散射脉冲宽度足以能测量表面结构。背向散射脉冲波形下的总面积与脉冲能量成正比并且是在单色激光波长处的表面反照率的测量。当然，要有效地使用这个反照率数据至少需要来自不同表面的激光背向散射的相对标准以及用激光发射能量来归一化，这样就可充分地利用激光器。

第二节　数据处理技术研究

一、动态 GPS 定位技术及其数据处理

1. 引　言

遥感作为一种获取地球表面信息的重要技术手段，已经在国内外得到了广泛的应用和发展。进入 90 年代以来，人们对遥感图像数据的“定位”提出了更高的要求，传统的遥感图像定位要依赖地面控制点并通过立体观测或背景地图等手段获得“定位”信息，周期长，效率低，很难适应应用要求。随着全球定位系统 GPS 进入到完全运作阶段(FOC)以及高重复频率激光测距技术的应用，将 GPS 定位技术、惯性导航技术(INS)、激光测距技术进行集成而得到机载扫描激光地形系统，已成为国内外遥感界的研究热点之一，并依此为同步获得的遥感图像直接提供定位信息，完全摆脱了对地面控制的依赖，大大提高了遥感作业效率。如美国的 AIMS 和 FLI－MAP、加拿大的 SHOALS 和 ALTM1020、瑞典的 TopoEye 等系统(李树楷等，1998)，一般都利用了 GPS、INS、激光测距组成空－地定位系统，可以快速获得高精度的数字高程模型(DEM)。我国学者则于 90 年代初创新性地提出将激光测距和扫描成像仪在硬件上实现严格匹配而形成了扫描测距－成像组合传感器，再和 GPS、INS 集成而构成三维遥感影像制图系统(李树楷，1998)，在国家 863 计划的支持下，已于 1996 年完成了原理样机的研制，并从 1998 年开始进入实用型系统的研制。全球定位系统 GPS 是其中主要的应用技术之一。经历了初期 GPS 动态性能机载试验，GPS 辅助空中三角测量在航空摄影测量中的应用研究，GPS 在农业飞行导航中的应用研究等阶段，在机载三维成像仪中，高精度动态差分 GPS 成为这套集成技术系统中实现遥感图像空→地直接定位的重要组成部分。

目前国内外的机载扫描激光地形系统，均利用了 GPS 作为空中定位的技术手段。早在 80 年代末，人们就已开始研究 GPS 在摄影测量上的应用。在机载三维遥感影像制图系统中 GPS 定位系统是提供定位信息十分重要的传感器。GPS 用于机载三维遥感制图系统也有一些特殊要求，如数据的同步采集、GPS 天线位置和遥感器光学中心位置重合技术、机载飞行条件下 GPS 接收工作卫星信号与定位数据输出间的时间延迟等涉及到的数据要求，GPS 的数据处理的特殊性等。下面针对机载三维遥感制图系统中的动态 GPS 定位技术和数据处理进行详细阐述。

2. 适用于机载三维遥感的 GPS 定位技术及其特点

(1)GPS 定位技术的发展。GPS 定位系统是美国继阿波罗登月计划后投资最大的第二个空间计划，GPS 已于 1995 年 3 月进入完全运作阶段，这样可以为全球各地的用户提供全天 24 小时的无缝定位。美国出于军事目的而对 GPS 实施“SA”政策，使得单机定位只能达到 100 米(只能用于低精度的导航定位)，而高精度定位导航必须应用差分技术来提高精度，它一般均要采用两台或多台接收机构成差分系统。GPS 系统有伪距和载波相位两种测量值(测量精度分别为分米和毫米级)相应地，差分也就有伪距差分(定位精度可以达到米级、甚至亚米级)和相位差分(定位精度厘米级)。实际作业时要架设数据通讯链来

构成实时差分系统，一般可以选用 UHF、VHF 数传电台。目前伪距实时差分已得到广泛的应用，自 1994 年以来，实时载波相位差分 RTK(Real-time Kinematic)系统也开始进入商业应用阶段，其实时定位精度达到了几个厘米。因此差分 GPS 技术的定位精度完全可以满足遥感应用的精度要求。

(2)机载三维成像仪对 GPS 定位的要求和特点。机载三维成像仪属于动态飞行作业，要求得到高精度的遥感器空中三维坐标，因此机载三维遥感中的 GPS 定位应具备如下特点和性能：

高精度差分 GPS 定位：机载三维成像仪的最终精度为米级，且定位精度与几项技术有关，GPS 则需采用差分 GPS 系统，为此飞行作业时须在测区的坐标已知点上架设一台高性能 GPS 接收机作为基准站，架设数据发射电台，以便将数据发送给作业飞机上的接收电台。基准站一般应架设在测区中心的制高点上，且远离高压线、水面和大型构筑物可能对 GPS 产生多路径信号的干扰源。

GPS 数据和遥感数据的同步联系：为了将 GPS 数据应用于机载三维成像仪的定位，GPS 数据和遥感数据发生直接联系是必须步骤。采用 GPS 接收机实时记录遥感器扫描脉冲时刻的方法，相应地机上 GPS 接收机应该具备实时记录外部脉冲信号时刻的事件标记(Event Mark)功能(目前大部分测量型 GPS 均可配备这个功能选项)。这样扫描测距传感器扫描到地面某个像元时会产生同步脉冲信号，GPS 可以立即接收到这个信号并解求出这个时刻在 GPS 时间系统中的时刻(精度可以达到 1 微秒)，GPS 接收机可以把这个时刻存储在内存里(如 Trimbel、Ashetech 等测量型 GPS 接收机)。遥感应用中迫切希望能实时从 GPS 接收机中提取定位结果，目前有个别接收机已经具备了这一功能(如 NovAtel 接收机)，但还必须精确知道接收机接收到卫星信号时刻到给出定位结果时刻的时间延迟，10 毫秒的延迟对于静态用户是没有多少影响的，但对于飞行速度为几十米/秒到数百米/秒的机载系统却意味着近半米到数米的误差。实时读取定位数据时，必须严格计算这个时间延迟。GPS 在机载三维遥感影像制图系统中的功能联系图如图 3-2-1 所示。

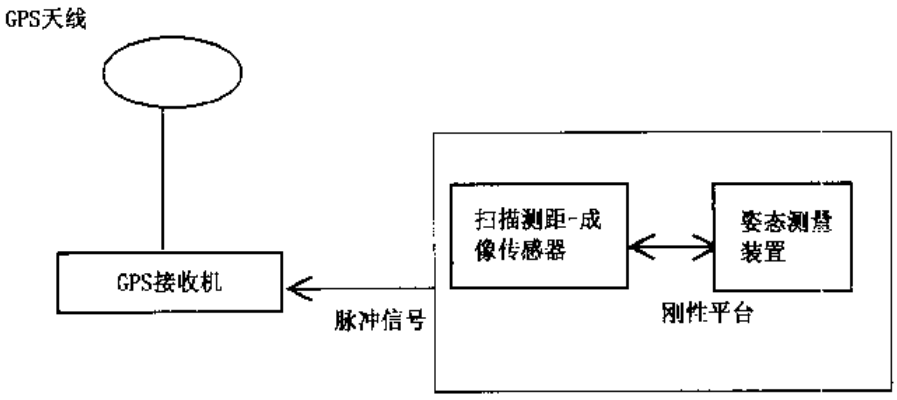


图 3-2-1　GPS 和机载遥感器的功能联系

适应机载动态飞行作业要求：机载三维遥感影像制图系统是一种动态飞行作业环境，GPS 接收机的动态性能要好，一般必须适合遥感平台几十米到几百米/秒的高速度飞行和一定的加速度性能，满足一定的防震、抗振标准；GPS 天线也必须是高动态性能(配备

高灵敏的前置放大器),能在高速运动中快速捕获 GPS 信号并尽量保持不失锁。GPS 只能计算出 GPS 天线所在的位置,它与扫描测距传感器的光学中心位置不可能重合,即偏心矢量,必须在野外精确测定。可以采用近景摄影测量法、经纬仪或全站仪测量法、平板玻璃直接投影测量法等成熟的方法(李德仁,1996)。为了使 GPS 数据处理的高精度,GPS 接收机的数据采样间隔越小越好,目前不少 GPS 已经具备了 20 赫兹采样率的高速采样功能,即每秒可以给出 20 个定位结果,完全可以满足航空遥感的应用要求。

3. 机载三维成像仪中的 GPS 数据处理

GPS 数据处理是将 GPS 数据变成符合遥感实际应用的遥感器光学投影中心的位置,它包括如下处理过程(图 3-2-2):

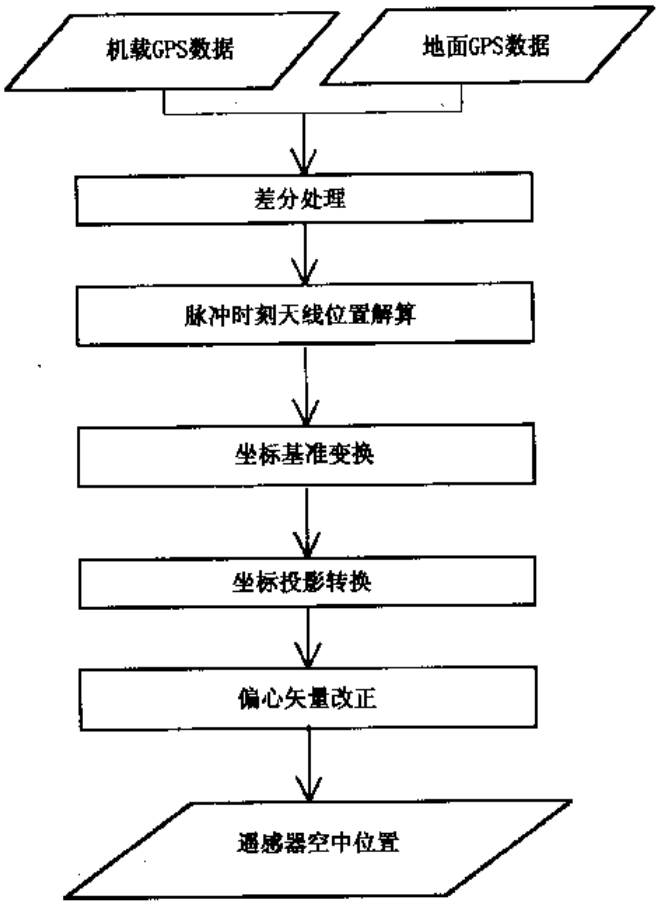


图 3-2-2 GPS 数据处理流程

(1)GPS 差分处理。为了得到高精度定位结果,一般要求采用差分技术才能达到米级甚至厘米级的三维位置。若采用实时差分技术,就必须配备数传电台,同时还要用微机实时记录定位结果。地面基准站 GPS 接收机和机载 GPS 接收机所接收的原始测量数据可进行事后高精度处理,这样可以作为一种数据备份。事后处理精度常常要高于实时定位。事后差分处理一般利用 GPS 载波相位数据进行动态解算,可以采用搜索算法、KALMAN 滤波算法等一些成熟的算法进行载波相位模糊度计算。目前事后处理速度也很快,且精

度能优于几个厘米。

(2)扫描脉冲时刻 GPS 天线同步位置的解算。GPS 定位只能按固定的某种采样率(如 1 秒 1 次或最大 20 次)进行 GPS 天线位置的高精度测量和求解,而扫描测距 – 成像传感器扫描到某个像元的脉冲时刻是任意的,它与 GPS 给出的测量结果在时间上不严格同步,因此必须根据扫描脉冲时刻 t 从规格化的 GPS 定位结果中拟合内插出来。一般可以采用多项式最小二乘拟合算法来精确内插出脉冲时刻的三维位置(X, Y, Z)。经过多次试验和检测,利用脉冲时刻前后各 5 秒的 GPS 定位结果进行三次曲线拟合处理,完全可以达到厘米级的拟合精度。由于采用了"移动窗口"(前后各几秒的数据)的序贯算法,运算时间短,4 小时飞行数据只需 5 分钟即可完成,而且精度保证。内插模型为:

$$\begin{cases} X(t) = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3 \\ Y(t) = b_0 + b_1 t + b_2 t^2 + b_3 t^3 \\ Z(t) = c_0 + c_1 t + c_2 t^2 + c_3 t^3 \end{cases} \tag{50}$$

系数 $a_0, a_1, a_2, a_3, b_0, b_1, b_2, b_3, c_0, c_1, c_2, c_3$ 根据时刻 t 前后各 5 秒数据采用最小二乘方法进行反求。

(3)坐标基准转换。GPS 所有的观测和计算都是以 WGS-84(World Geodetic System 1984)椭球作为坐标参照基准,中国遥感和制图却普遍采用北京 54 椭球作为坐标基准,为此必须按 Bursa-Wolf 转换模型的公式进行坐标基准变换:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{北京54}} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1+\Delta k & \varepsilon_Z & -\varepsilon_Y \\ -\varepsilon_Z & 1+\Delta k & \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y & -\varepsilon_X & 1+\Delta k \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{WGS-84}} \tag{51}$$

其中 $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ 为三个原点坐标平移参数,$\varepsilon_X, \varepsilon_Y, \varepsilon_Z$ 为三个坐标旋转参数,Δk 为尺度比参数。

这七个转换参数一般可从国家测绘部门获得,也可以利用两个坐标参照系内均匀分布的几个公共的坐标已知点进行反求。对于局部地区面积不大(50 公里范围内)可以认为 $\varepsilon_X, \varepsilon_Y, \varepsilon_Z, \Delta k$ 都是 0,而变成三个参数的转换公式。

(4)坐标投影变换。经基准转换后的大地坐标(φ, l)还必须进行投影变换成高斯平面坐标:

$$\begin{cases} x = s + \dfrac{\lambda^2 N}{2}\sin\varphi\cos\varphi + \dfrac{\lambda^4 N}{24}\sin\varphi\cos^3\varphi(5 - \text{tg}^2\varphi + 9\eta^2 + 4\eta^4) \\ \qquad + \dfrac{\lambda^6 N}{720}\sin\varphi\cos^5\varphi(61 - 58\text{tg}^2\varphi + \text{tg}^4\varphi) \\ y = \lambda N\cos\varphi + \dfrac{\lambda^3}{6}N\cos^3\varphi(1 - \text{tg}^2\varphi + \eta^2) \\ \qquad + \dfrac{\lambda^5}{120}N\cos^5(5 - 18\text{tg}^2 + \text{tg}^4\varphi + 14\eta^2 - 58\text{tg}^2\varphi\eta^2) \end{cases} \tag{52}$$

其中:

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e'^2 \sin^2 \varphi}}$$

$$s = \frac{N\lambda'' \cos\varphi}{\rho''}$$

$$\eta^2 = e'^2 \cos^2 \varphi$$

$\lambda = l - l_0$，　$a = 6378245.0$，　$e'^2 = 0.006738525414684$

利用此公式的换算精度为 0.001 米。l_0 为中央子午线经度。

(5)偏心矢量改正。GPS 天线相位中心与扫描成像 - 测距传感器光学中心的不一致，两者之间存在一段距离，即存在偏心矢量，通过野外测量可以精确测定出偏心矢量(u，v，w)，同时能从姿态测量装置得到该时刻的三轴姿态参数，从而可以按坐标变换公式求出光学中心的位置：

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{遥感器}} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{天线}} - \begin{bmatrix} A_1 & B_1 & C_1 \\ A_2 & B_2 & C_2 \\ A_3 & B_3 & C_3 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \tag{53}$$

式中：

$A_1 = \cos\psi\cos\kappa - \sin\psi\sin\omega\sin\kappa$

$A_2 = \cos\psi\sin\kappa - \sin\psi\sin\omega\cos\kappa$

$A_3 = -\sin\psi\cos\omega$

$B_1 = \cos\omega\sin\kappa$

$B_2 = \cos\omega\cos\kappa$

$B_3 = -\sin\omega$

$C_1 = \sin\psi\cos\kappa + \cos\psi\sin\omega\sin\kappa$

$C_2 = -\sin\psi\cos\kappa + \cos\psi\sin\omega\cos\kappa$

$C_3 = -\cos\psi\cos\omega$

其中的三个姿态参数：俯仰 ψ，侧滚 ω，航向 κ 由姿态测量装置(惯性导航系统 INS)同步测量给出。

经过上述处理得到扫描测距 - 成像传感器在扫描时刻光学中心的三维位置。

1997 年 5 月至 6 月间，我国 863 计划支持开发的三维遥感制图系统按用户的要求在内蒙古的东胜煤田、托可托、固阳、呼和浩特市等四个地区进行了实际飞行，利用 Ashtech MD XII 和 NovAtel 3151R GPS 接收机和其他设备进行同步数据采集。3151R 和 UHF 数据电台构成实时差分 GPS 系统，其实时定位结果进行存储并同时向导航显示系统提供定位结果进行飞行导航，MD XII 用于接收扫描测距 - 成像传感器的同步脉冲信号。经过上述

的处理流程和算法对飞行地区的 GPS 数据进行处理获得了满意的结果。

4. 结　论

三维遥感影像制图系统作为一种全新的遥感系统，必须采用 GPS 来对遥感器的三维空中位置进行精确求解，对 GPS 定位技术提出了一些新的要求，GPS 数据处理也不同于一般的 GPS 数据处理。适用于三维遥感 GPS 定位系统一般要求具备实时动态定位性能、高速率采样、须能和遥感传感器的数据进行同步联系，定位精度要满足遥感应用的要求。应用于三维遥感的 GPS 数据要进行差分处理、同步数据的内插、坐标基准转换、投影变换、偏心矢量改正等处理才能得到满足遥感实际应用的遥感器光学中心的精确位置。文中所阐述的 GPS 定位技术和数据处理对一般的遥感系统中的定位也具有借鉴作用，随着遥感应用水平的提高，尤其是对"定位"要求的提高，GPS 定位技术必将在遥感的信息获取和数据处理中发挥越来越大的作用。

二、地学编码图像及 DEM 生成技术

1. 引　言

自本世纪 50 年代中期提出数字地面模型以来，数字地面模型在测绘和遥感、农林规划、土木水利工程、地学分析，以及地理信息系统等各个领域得到广泛深入的研究，发展迅速。测绘学从地形测绘角度来研制数字地面模型，一般仅把基本地形图中的地理要素，特别是高程信息，作为数字地面模型的内容，也就是通常理解的 DEM，其全称是 Digital Elevation Model。30 多年来对 DEM 的研究主要集中在两个方面，一是生成 DEM 的数据源，获取数据的方法，二是建立数字高程模型的算法。获取数据的方法大体上分为三个方面：①以航空和航天遥感资料为数据源，主要是从航摄立体像对量取密集数字高程数据，建立数字高程模型，也可用卫星立体图像获取数字高程，例如法国的 SPOT 卫星，日本的 JERS－1 卫星。②以地形图为数据源，主要以比例尺不大于 1:10 000 的国家近期基本地形图为数据源，从中量取中等密度地面点集的数字高程，建立数字高程模型。③以地面实测记录为数据源，一般运用全站仪配合手提电脑获取地面点观测数据，经适当变换处理后生成 DEM，一般用于小范围详细比例尺的数字地形测图和土方计算，对高程精度要求很高。建立数字高程模型的算法主要包括二维插值和二维拟合，应用计算机，在所获取数据源的样点集上，按二维内插及拟合算法展铺数学面，逼近实际地面，从而能确定曲面水平投影范围内任一平面点位的高程。

遥感地学编码影像就是地图化的遥感图像，以往制作地学编码图像主要是依靠从地形图上选择若干控制点，通过影像变换函数作几何纠正，其精度主要取决于控制点的数量和精度。特别是机载扫描图像，由于飞机抖动剧烈，图像变形较大，它的几何纠正的难度更大。如果需要带有地形信息的遥感地学编码影像，还需要将地形数据和遥感地学编码影像匹配而生成。

以上提到的 DEM 及地学编码影像生成技术主要是采用地面对空中的定位方式，它存在的主要问题是人工劳动强度大，费用高，作业周期长。因此如何创新出一种新的遥感技术手段，在"时效性"、"准确性"和"全球性"方面有所突破是近年来遥感对地观测领域研究

的热点问题。机载激光测距－扫描成像制图系统是在国家863计划308主题支持的"三维信息获取与实时(准实时)处理技术系统原理样机"项目中研制的一套遥感制图系统,其采用了"空→地直接定位"模式。在"时效性"、"准确性"方面有所突破,迈出了重要的一步。这套技术系统中的DEM及地学编码影像生成技术也与以往的方法有很大区别,且要求高速、高精度、高度自动化,生成的DEM及地学编码影像要严格匹配。本文主要介绍适合该系统的地学编码图像及DEM的快速生成技术。

2. 生成DEM和地学编码图像的数据源

机载激光测距－扫描成像制图系统是遥感信息获取集成系统,它的多光谱扫描仪可以获取多波段扫描图像,激光测距仪可测得投影中心到地面某点的距离S,高精度姿态测量装置可以测量姿态参数($\varphi,\omega,\kappa,\theta$为方向角),动态GPS可以给出遥感器主光学系统的投影中心坐标(X_0,Y_0,Z_0),对于某个激光点p在地面的地理坐标既可由下式得到(见图1-4-1和图1-5-1)。

$$\left.\begin{aligned} X_p &= f_1(X_0,Y_0,Z_0,\varphi,\omega,\kappa,S,\theta,\cdots,)\\ Y_p &= f_2(X_0,Y_0,Z_0,\varphi,\omega,\kappa,S,\theta,\cdots,)\\ Z_p &= f_3(X_0,Y_0,Z_0,\varphi,\omega,\kappa,S,\theta,\cdots,) \end{aligned}\right\} \tag{54}$$

θ由编码器按固定的激光脉冲间隔给出。该系统的重要特点是激光测距与光电扫描成像共用一套主光学系统,这样可以保证激光测距与遥感成像同步,也就是每个激光点都能与影像的某个像元严格套合。对于得到的扫描图像而言,每行扫描线256像元,每一行有4个激光点,每行中相邻两点激光点相隔64像元,第二行扫描线上的激光点往右错动8个像元,依次类推,每8条一个周期,这样就可将激光点均匀分布在扫描图像上,见图1-5-3。生成DEM和地学编码图像的数据源就是每个激光点的(X,Y,Z)坐标及扫描图像数据流。也可以认为这些激光点是制作地学编码图像的控制点。

机载激光测距－扫描成像制图系统的重要特点之一就是激光测距与遥感成像的同步。为了达到这一目的,除上述采用激光测距与光电扫描成像共用一套主光学系统的技术外,并用同一编码器控制激光发射与成像的同步匹配。这样激光脉冲的发射时间与光机扫描每隔固定像元数的像元成像时间同步。也即在光机扫描每条扫描线有256个成像像元的情况下,每隔固定像元数有一个激光测距与像元成像同步的测距－成像点。靠飞机的运动完成二维成像阵。

图1-5-3所示扫描图像,每行扫描线有256像元,每条线有四个激光点,激光点之间间隔64像元,第二条扫描线的第一个激光点较之第一条线往右错动8个像元,依次类推,每八条线一个周期,从图中可以看出激光点阵在图像上的分布规律性。这些与成像像元精确配准的激光测距点是生成DEM和地学编码影像的基础。

3. 地学编码图像及DEM生成技术及算法分析

地学编码图像就是地图化的遥感影像,也就是与地理坐标系建立了联系的数字图像。从数学角度来说就是构造影像变换的函数,将遥感影像投影到地理坐标系中。这个函数

的选定及适用范围的确定是非常重要的，它直接影响几何纠正的精度。机载激光测距－扫描成像系统中采用小区变换法进行处理，同时生成地学编码图像及 DEM。

将激光点的地理坐标标在图上，将可明显看出飞行平台的不稳定造成的扭动。通过激光点点阵的地理坐标及影像坐标之间的对应关系就可以建立扫描图像与地形图之间的联系。如果采用传统遥感影像纠正方法，将图像上的所有激光点代入多项式，再通过最小二乘法解算系数，构造扫描图像与地形图之间的关系，将产生很大的计算误差。构成地理坐标系与影像之间的函数关系时应该考虑关键的两点：一是要全部使用可用的激光点；二是在对影像上的某一点进行纠正时，该点周围的激光点的作用应随着距离的增加而减小。考虑到上述两个问题，应该将多项式的作用范围限制在一定范围内。在作纠正某个点时所运用的函数式是由周围四个点组成。另外为了让 DEM 与地学编码图像同时生成，且在再采样时使其严格匹配，其函数关系式可用下列公式：

$$\left.\begin{aligned} I &= a_0 + a_1 X + a_2 Y + a_3 XY \\ J &= b_0 + b_1 X + b_2 Y + b_3 XY \\ Z &= c_0 + c_1 X + c_2 Y + c_3 XY \end{aligned}\right\} \tag{55}$$

式中 I, J 为影像坐标，$X、Y、Z$ 为激光测距点的地理坐标，$a、b$ 和 c 为多项式系数。在这个最近邻四点组成的小区中任意给定地理坐标 X, Y 就可计算出影像坐标 I, J 并内插出该点的高程 Z。然后按下式计算出新的影像坐标 I_P, J_P，即：

$$I_P = ifix(I + 0.5)$$

$$J_P = ifix(J + 0.5 + \Delta J)$$

式中 $ifix$ 为取整函数，ΔJ 为投影差改正值。高差不大的地区，可以忽略投影差的影响。本文所用扫描图像的扫描仪瞬时视场角是 3 毫弧，航高 600 米，那么每个像元在地面上的投影是 1.8 米，对应高差大于 30 米，即可产生大于一个像元的投影差。因此必须考虑地形高差的影响。由于扫描图像的每根扫描线有一个投影中心，因此投影差的改正只限于扫描影像的列方向，在再采样最后“摘取”像元时，加上该修正值即可。

依据上述原理，在生成地学编码影像和 DEM 时，应该首先划分小区并为小区编号，再采样时根据任意给出的 X, Y 坐标，确定小区编号，然后从内存中提取该小区系数计算影像坐标 I, J。根据激光点阵的分布的规律，小区的横向排列是倾斜的，每个小区的 I 坐标，即扫描线方向是逐渐递增的。如此构造小区使得再采样时由任一点的 X, Y 计算小区的位置很困难，因此对原始影像作一次变换，将倾斜排列的小区变换成平行排列，以便于小区编号。另外，由于某些原因（如：镜面反射等），造成激光测距信号的“丢失”，即：无法检测到测距信号的回波。这种现象主要发生在水域，这就造成水域上出现大量无坐标值的“空点”。在计算出现“空点”的小区的变换系数时，应该顾及这些“空点”的影响。

影响地形改正精度的重要因素是每点像元的高程 Z 值，也就是要运用数字 DEM 地形模型，而激光点阵的地理坐标 $X、Y、Z$ 本身就是一种不规则的 DEM，而地形改正需要的 DEM 格网大小应与校正后的扫描图像严格匹配。按照几何纠正再采样时圈定的范围，以 $X、Y$ 方向 1.8 米的间隔为步长，通过计算就可以得到与校正后的扫描图像严格匹配的

DEM。

值得注意的是，如激光点丢失很多，利用以上算法生成 DEM 将有困难，有可能造成病态方程，使方程无解，这时就可以改用多层叠加面函数作插值运算。

利用扫描激光测距点阵的地理坐标 X、Y、Z 作内插，生成与校正后的扫描图像等大小的规范 DEM。基本思路是构造一个二维曲面 $Z=f(X,Y)$，使得每一个激光点的坐标 X、Y、Z 通过该曲面，然后按照几何纠正再采样时圈定的范围，以 X、Y 方向 1.8 米的间隔为步长，计算 $Z=f(X,Y)$，得到与校正后的扫描图像严格匹配的 DEM。

一般 DEM 生成所采用的方法主要分为纯二维插值和曲面拟合两类。前者要求数学面通过内插范围的全部已知点，即所有参考点与数学面上对应点的高差为零。后者不要求数学面严格包含参考点，但必须满足某种条件。例如要求内插范围内所有已知点与数学面上对应点的高差平方和为最小，即遵从最小二乘法条件。本文是经多次比较试算和精度统计才最终确定采用分块多层叠加面函数作插值运算。

有关多层叠加面的概念，在众所周知的富里叶级数中，已经有了明确的论述，例如：一个方形波，可由多个周期性谐波来叠加合成。运用于数字高程模型内插的多层叠加面的方法，是出于下述一个思路：任何一张规则的或不规则的连续曲面，都可以用若干层简单的单值数学面来叠加逼近。多层叠加面法则是先在整个分块扩充范围上展铺若干层不同起伏形态的曲面，然后从纯几何角度，将它们竖向叠加成一张整体的连续曲面，即多层叠加面。多层叠加面的数学表述如下：

$$Z=f(X,Y)=\sum_{j=1}^{n}C_j\cdot Q(X,Y,X_j,Y_j) \tag{56}$$

式中，$Q(X,Y,X_j,Y_j)$是简单的单值数学面，又称多层叠加面的核函数，n 为简单数学面的张数，或多层叠加面的层数，它的值与分块范围内的已知点的个数相等，C_j 为待定系数，它代表第 j 个核函数对多层叠加面的贡献。为计算方便，多层叠加面中的几个核函数一般选用同一类型的简单函数。通常是围绕竖向轴旋转的曲面，这条竖轴正好通过某个已知点，例如本试验所用的三次曲面：

$$Q(X,Y,X_j,Y_j)=K+[(X-X_j)^2+(Y-Y_j)^2]^{3/2} \tag{57}$$

它是母线为三次曲面的旋转面，K 取 1。本文选用的核函数是经过多次试算确定的。对多层叠加面的解算，主要是确定 N 个待定系数 C_j 的数值。为此将 N 个已知的三维坐标量测值代入式(54)组成下列线性方程组：

$$\begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & \Lambda & Q_{1n} \\ Q_{21} & Q_{22} & \Lambda & Q_{2n} \\ \mathrm{M} & \mathrm{M} & \mathrm{M} & \mathrm{M} \\ Q_{n1} & Q_{n2} & \Lambda & Q_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \\ \mathrm{M} \\ C_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_2 \\ \mathrm{M} \\ Z_n \end{bmatrix} \tag{58}$$

改写成紧凑形式：

$$QC=Z \tag{59}$$

解之，得 $C = Q^{-1} \cdot Z$ 将其代入(56)得

$$Z_p = Q_p^T \cdot C = Q_p^T \cdot Q^{-1} \cdot Z \tag{60}$$

式中：Z_p 为待插点高程，$Q_p^T = (Q_{1P}Q_{2P}, \Lambda\Lambda, Q_{np})$

$$Q^{-1} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & \Lambda & Q_{1n} \\ Q_{21} & Q_{22} & \Lambda & Q_{2n} \\ \mathrm{M} & \mathrm{M} & \mathrm{M} & \mathrm{M} \\ Q_{n1} & Q_{n2} & \Lambda & Q_{nn} \end{bmatrix} \quad Z = \begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_2 \\ \mathrm{M} \\ Z_n \end{bmatrix} \tag{61}$$

值得注意的是，大多数数字高程模型内插，都牵扯到线性方程组求解，都必须满足方阵非奇异和非病态这两个基本条件，矩阵非病态是线性方程组求解不受舍入误差等微小扰动的显著影响，从而有稳定解的必要条件。因此，Q 阵非病态是选择核函数时，必需要考虑的。

在作 DEM 时由于数据量巨大，必须分块计算，还应考虑分块的接边问题，要保证连续光滑的块间拼接，经过多次试验，最后曲面分块大小定为在飞行方向上长 150 米，宽 500 米的范围，块间重叠 80%，只取中间 50 米的地面三维数据，依次类推，直至将整个飞行航线的 DEM 求出。多层叠加面插值法的计算量大、速度慢，但是其适应性强。可与小区插值法配合使用。

4. 实验与结论

本节提出的地学编码影像和 DEM 生成技术的最大优势是运算速度快。在处理过程中，地学编码图像和 DEM 的计算可同步计算，同步再采样，一次完成，且图像与 DEM 严格匹配，有利于作地形改正及真实感三维影像透视图。用小区变换法，作地学编码图像和 DEM 可一次运算完成，使用奔腾 586(主频 166 兆赫兹)微机，计算一条航线地学编码图像和 DEM(3500 个扫描行，256 列)，其 CPU 时间为 13 秒。运用该方法得到的地学编码图像经野外实测，精度达到 10 米，其中很大一部分是系统误差。图版 4 为北京九里山地区地学编码图像。图版 6 为同地区的 DEM 和地学编码图像合成的真实感三维透视影像图。

通过实验可以得出以下结论：本节提出的地学编码影像和 DEM 生成技术能够满足系统在"时效性"和"准确性"方面的要求；机载激光测距－扫描成像制图系统的地学编码图像和 DEM 的计算精度主要取决于激光测距点的精度、分布、数量，即：激光测距点的精度越高，所得到的地学编码图像及 DEM 的精度越高。如果激光测距点阵中，空点过多(如：水系等的镜面反射造成的系统未收到回波)或激光点点位密度低，分布不均匀都要影响地学编码图像及 DEM 的精度。

三、图像的三维显示方法研究

1. 引　言

将获得的多维遥感信息以三维显示方式表达具有直观的效果。本文所述是以激光扫

描测距数据、GPS 定位数据、飞行姿态测量数据综合计算和处理而生成的高质量的数字地面高程模型(DEM)为基础,套合光机扫描图像数据在二维屏幕上显示出具有三维视觉效果的直观图像。

地貌的三维显示,不少学者已进行了较多的研究。刘树楼等(1989)用轴测投影变换方法显示了三维地貌。对于定量判读、表现地貌形态具有较好的效果。单银根等(1994)将常规的地学制图的立体图的绘制方法建立三维显示图。S.R.Yee(Soung,1994)等则开发了一个通过利用结构光的三角测量来获取空间坐标的三维图像显示系统,但此方法对于空 - 地定位遥感地貌显示不太适用。因此,为了体现 GPS 空 - 地定位遥感特色,本文提出了不同于以往的地貌的三维显示方法,而是以 GPS 定位数据为出发点的地貌的三维显示,结果表明,所提出的方法简便易行,显示效果明了、直观,为空 - 地定位遥感成果的整理,分析和运用,提高空 - 地定位遥感成果的质量提供了有效的手段,同时对于建立地貌的整体概念,表现地貌方面具有明显的优点。

2. 显示原理和算法

为了体现航空平台上 GPS 空 - 地定位遥感的情况(李树楷,1991),从机载平台上取得 GPS 定位数据的位置作为观察点来显示三维地貌。显然,飞机的位置不同,GPS 的定位数据就不同,对地貌的观察角度也就不同,则地貌的三维显示状态也就不同。

(1)地貌的投影与显示坐标变换。如图 3-2-3 所示,设飞机在空中 G 点,由机载平台上 GPS 测出在地理坐标系中 G 的位置为 x_g, y_g, z_g,则由 G 点和坐标原点连线的直线为 $L(m,n,p)$,其方程为:

$$\frac{x_g}{m} = \frac{y_g}{n} = \frac{z_g}{p} \tag{62}$$

式中 m, n, p 为直线 L 的方向向量。地貌的三维显示就是将从 G 点沿直线 L 向坐标原点看过去的地貌情况显示在二维屏幕上,即是将三维地貌形状投影到平面上,设投影平面 π 的点法式方程为:

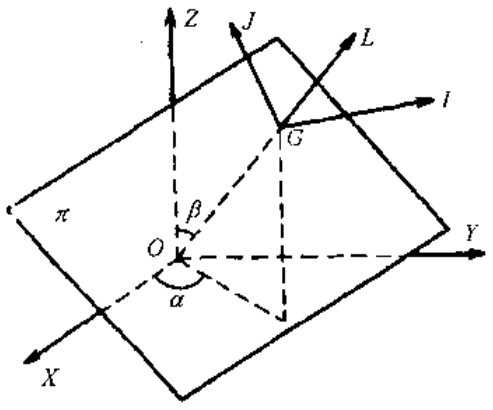


图 3-2-3 地貌三维显示的投影坐标系

$$Ax + By + Cz + D = 0 \tag{63}$$

式中 A、B、C、D 为 π 平面参数,它们为:

$$\left\{\begin{array}{l} A = m = -\dfrac{x_g}{D}, B = n = -\dfrac{y_g}{D}, C = p = -\dfrac{z_g}{D} \\ D = -(Ax_g + By_g + Cz_g) = -\sqrt{x_g^2 + y_g^2 + z_g^2} \end{array}\right\} \tag{64}$$

确定了投影平面后,就可以将地表上各节点的 DEM 坐标投影到 π 平面上。为方便,我们采用平行投影法。设地表 DEM 中任一点节的坐标 $E(x_e, y_e, z_e)$,它们投影到 π 平面上相应的投影坐标为 $T(x_t, y_t, z_t)$,则根据空间解析几何中直线的参数方程为:

$$\frac{x_1 - x_e}{m} = \frac{y_1 - y_e}{n} = \frac{z_1 - z_e}{p} = q \tag{65}$$

即是 $E(x_e, y_e, z_e)$的投影坐标 $T(x_t, y_t, z_t)$为:

$$x_t = x_e + mq, y_t = y_e + nq, z_t = z_e + pq \tag{66}$$

式中,q 为直线 L 的参数,将(66)式代入投影平面方程(63)式并考虑到 $m_2 + n_2 + p_2 = 1$ 可得 q 为:

$$q = -(mxe + nye + pze + D) \tag{67}$$

因直线 L 的方向向量$|m, n, p|$与观察角度 α, β(图 3-2-5)有如下关系:

$$m = \cos\alpha \cdot \sin\beta, \quad n = \sin\alpha \cdot \sin\beta, \quad p = \cos\beta \tag{68}$$

因此,飞机的飞行位置不同,GPS 的定位坐标 $G(x_g, y_g, z_g)$也就不同,从而直线 $L(m, n, p)$的方向向量就不同,对地形的观察角度也就不同。

计算机的屏幕显示是平面二维直角坐标系,而地表 DEM 某节点坐标在 π 平面上投影坐标 $T(x_t, y_t, z_t)$是用三维坐标值表示该点所处的平面位置,因此,必须将(66)式所确定的三维投影坐标 $T(x_t, y_t, z_t)$转换成显示坐标系的坐标值。为此,在投影平面 π 上取两直角坐标轴 I 轴和 J 轴(如图 3-2-3)使 I 轴与 XYZ 坐标系中的 $Z = 0$ 平面平行且 I 轴过 G 点并垂直于直线 $L|m, n, p|$,J 轴过 C 点并垂直于 $L|m, n, p|$和 I 轴。设 I 轴在 XYZ 坐标系中的方向向量为$|m_i, n_i, p_i|$,根据上述关系,可得一组方程为:

$$\begin{cases} m^2 + n^2 + p^2 = 1 \\ m_i^2 + n_i^2 + p_i^2 = 1 \\ mm_i + nn_i + pp_i = 0 \\ p_i = 0 \end{cases} \tag{69}$$

由(74)式可得 $I|m_i, n_i, p_i|$为:

$$m_i = \frac{n}{\sqrt{m^2 + n^2}}, \quad n_i = \frac{m}{\sqrt{m^2 + n^2}}, \quad p_i = 0 \tag{70}$$

根据空间矢量积定义,可以求出 π 平面上 J 轴的 3 个方向向量 $J|m_j, n_j, p_j| = L|m, n, p| \times I|m_i, n_i, p_i|$,即:

设坐标转换在投影平面 π 内进行(图 3-2-4),O_tX_t, O_tY_t, O_tZ_t 为被观察坐标轴 OX, OY, OZ

$$m_j = \frac{mp}{\sqrt{m^2 + n^2}}, n_j = \frac{np}{\sqrt{m^2 + n^2}}, p_j = \frac{n^2 - m^2}{\sqrt{m^2 + n^2}} \tag{71}$$

投影在 π 平面内的坐标轴，O_tI，O_tJ 为 π 平面显示坐标轴，由(70)、(71)所确定的 O_tI 轴，O_tJ 轴的方向向量，可得出与 π 平面中 $T(x_t, y_t, z_t)$ 在相对应的 O_tIJ 二维平面坐标系中的坐标值为：

式中 q 由(67)式所示。

$$\begin{cases} I_t = m_i x_t + n_i y_t = m_i x_e + n_i y_e + q(m_i m + n_i n) \\ J_t = m_j x_t + n_j y_t + p_j z_t = m_j x_e + n_j y_e + p_j z_e + q(m_j m + n_j n + p_j p) \end{cases} \tag{72}$$

将遥感测量到的某地区 DEM 所有网格节点坐标投影转换成 π 平面上的二维坐标后，还必须确定 DEM 所有节点坐标在 π 平面上的投影范围，为此必须找出 π 平面上二维坐标值中最大的点坐标 I_{max}、J_{max} 和最小点坐标 I_{min}、J_{min}，则地表的 DEM 坐标在投影平面上的投影范围为：

$$\begin{cases} A = I_{max} - I_{min} \\ B = J_{max} - J_{min} \end{cases} \tag{73}$$

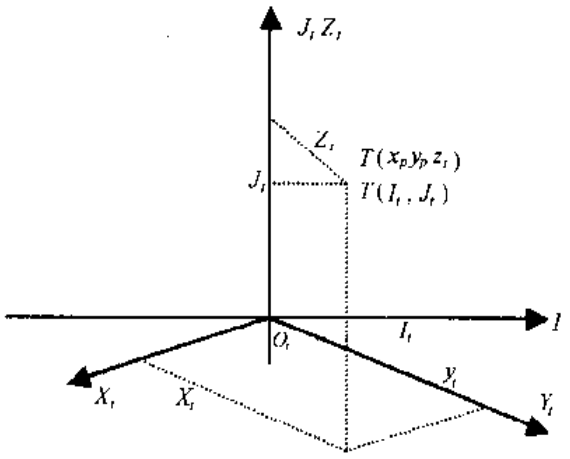


图 3-2-4　投影平面中的 $T(x_t, y_t, z_t)$ 与显示坐标中的 $T(I_t, J_t)$ 的变换

A、B 分别是 I 轴和 J 轴方向的投影范围。对于计算机屏幕坐标系，其坐标原点在屏幕的左上角，坐标的最大值由显示器的分辨率确定，设横坐标的最大值为 M_x，纵坐标的最大值为 M_y，X_o，Y_o 分别为计算机屏幕预留空间位置，地表 DEM 中任一节点的坐标 $E(x_e, y_e, z_e)$ 最终在计算机屏幕上显示的坐标值为 (S_x, S_y) 为：

$$\begin{cases} S_x = (I_t - I_{min} - X_0)(M_x - X_0)/A \\ S_y = (J_t - J_{min} - Y_0)(M_y - Y_0)/B \end{cases} \tag{74}$$

式中的 I_t，J_t 按(77)式计算，A、B 值按(73)式计算。

(2)消隐处理。消隐处理就是隐去不可见的点、线、面，使得被显示的地貌清晰、明了，是地貌三维显示的重要一环。首先必须判别出将要隐去的不可见的点、线、面。一般做法是根据视线由视点出发，找出可见与不可见的表面，从中消去不可见表面棱线的面判断法。本文采用消隐的方法是图像空间法，是在二维显示屏幕上进行的。具体做法是：先将屏幕设置成背景色，再将地表 DEM 节点坐标按其离视点的远近的顺序，按照前述的变换关系，逐点先后变换成显示屏幕上的坐标，每一个点和相邻点之间组成连接单元，显示连线时，先置连接单元之间连线为背景色，然后再连接该连接单元各相邻点之间的连线，这样，如果后显示的接连单元和先显示的连接单元重合，就用背景色先覆盖掉先已连接好的单元，再显示现在的连接单元，达到消隐目的。若后显示的连接单元没有和先显示的连接单元重合，则后显示的连接单元其背景色就覆盖不掉先连好的单元，从而后显示的连接单元和先显示好的连接单元就互相连接成整体，逐点逐面连接成整个地貌曲面，达到消隐的

目的。

(3)伪彩色合成显示输出。要进行彩色显示,必须使计算机工作在图形方式中。因此,伪彩色合成输出之前使计算机进行图形初始化。视图的伪彩色合成,人们根据不同的要求和应用探讨了一些方法(钱灿士等,1987;王文成等,1995),本文根据微机显示的具体情况,采用了较简便的方法。VGA 显示卡具有一屏同时显示 16 种模拟彩色的能力,16 色可用一个字节来表示一个像素值,即显示屏幕上一个像素对应显示存储器中一个字节。而红、绿、蓝波段图像的数据分布各异,因此,对 3 个波段图像进行分类显示。若 3 个波段数据的总的最大值和最小值分别为 M, N;3 个波段最大值分别为 M_1, M_2, M_3,则最优的类数 K 确定应是$[(M1-N)\times K/(M-N)]\times[(M2-N)\times K/(M-N)]\times[(M3-N)\times K/(M-N)]\leqslant 16$ 的最大值,类数 K 确定后,考虑到灰度值应限制在 0 ~ 15 之间,则红(R)、绿(G)、蓝(B)3 个波段的灰度值为:

$$\begin{cases} R = (r[i] - N)\times K/(M-N) \\ G = (g[i] - N)\times K/(M-N) \\ B = (b[i] - N)\times K/(M-N) \end{cases} \tag{75}$$

因有可能存在 $r[i]$或 $b[i]$等于 M 的情况,此时,R, G, B 之中的某个值可能取 16,而在色彩分级时只取 0 ~ 15,因此把这个特殊的值归入到级别 15 当中,因此有 $R=16$,令 $R=15$;若 $G=16$,令 $G=15$;若 $B=16$,令 $B=15$。

(75)式中 $r[i]$, $g[i]$, $b[i]$为 DEM 中第 i 节点的红、绿、蓝 3 个波段的数据,则地貌的 DEM 第 i 节点在屏幕上显示的颜色值 $C[i]$为:

$$C[i] = (R\times 7.0\times 6.0 + G\times 6.0\times 6.0 + B)/252 \tag{76}$$

若将 DEM 单个文件显示成彩色,则将 DEM 分成 16 种彩色来显示,设最大高程为 H_{max},最小高程为 H_{min},第 i 节点的高程为 $h[i]$,则第 i 节点的高程的显示色彩值 $CH[i]$为:

$$\begin{cases} CH[i] = (h[i] - H_{min})\times 16/(H_{max} - H_{min}) \\ \text{若 } CH[i] = 16 \quad \text{则令 } CH[i] = 15 \end{cases} \tag{77}$$

3. 结　论

上述的原理与算法的程序框图如图 3-2-5 所示。

对北京北郊大汤山 1996 年 10 月 23 日飞行试验后取得的 DEM 套合热红外波段图像做出了从不同视点观察的三维地貌的影像图。北京北郊九里山 1996 年 10 月 24 日对飞行试验后的 DEM 做出了三维显示图,显示飞行试验的结果直观、明了,给从事地貌形态、地貌构造以及地貌演变规律的研究以及航空遥感成果的分析提供了更多的信息,简化了成果分析的整理工作,有效地提高了航空遥感成果分析的质量和效率,同时也说明了该文提出的方法,不仅可达到常规方法的显示效果,而且能够根据飞机的不同位置进行多方位显示,且简便易行,易于掌握。若采用 TVGA 卡的 256 色显示,效果会更好,得到的信息将更为丰富。相信,随着计算机技术的发展和软件开发工具的不断完善,用该文提出的三维

显示方法实时模拟空—地定位遥感的动态三维地貌的显示将成为可能。

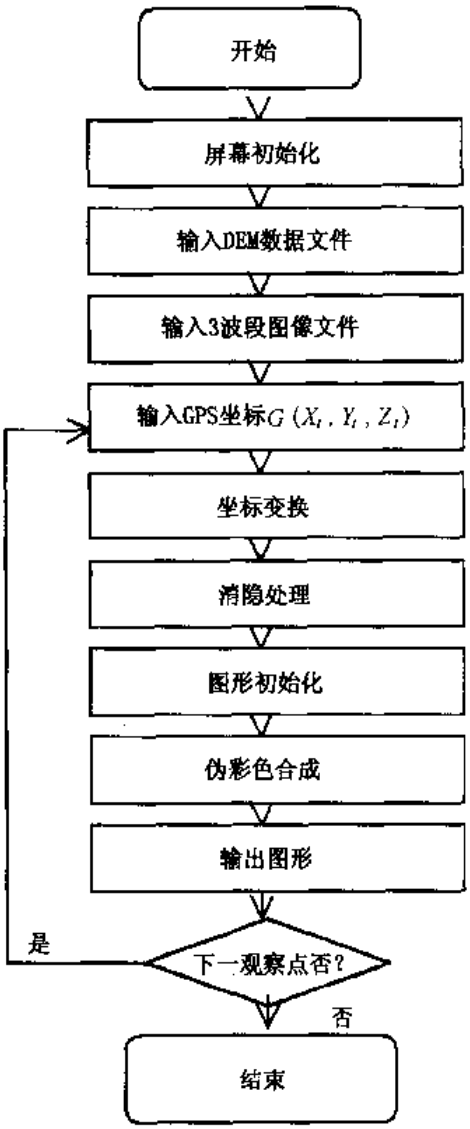


图 3-2-5　三维显示流程图

四、建筑物的自动提取

1. 引　言

遥感影像中建筑物的提取方法通常有三种：①利用单幅影像，具代表性的有 Yuh-Tay Liow 及 R. Bruce Irvin (1989)等的阴影分析，R. Nevatia，1994)、C. Lin(1994)等的边缘检测和综合分析，J. Chris McGlone(1994)等的结构重构等等；②利用数字高程模型(Digital Elevation Model，DEM)，具代表性的有 Jee-cheng Wu(1997)，W. Eckstein 及 Uwe Weidner 等的工作；③结合影像与 DEM，如 Caroline Baillard，Michel Roux，Frederic P. Perlant 等人利用立体像对获得 DEM，分离出地物并提取边界。

本方法属人第三类，但与 Caroline Baillard 等人不同。本文中 DEM 来源于激光扫描测

距形成的覆盖地面的格网，具有较高的精度、可靠性和均匀性，由此导致完全不同的处理方法。本方法相对于第一类方法大大减少了不确定性和计算量，相对于第二类方法和第三类中 Caroline Baillard 等人的方法提高了边界提取的准确程度。本方法特点之一是自动化程度高，基本不需要人工干预；特点之二为串行局域性运算，不需要反复迭代，运算速度快；特点之三是能确定建筑物边界各点的三维坐标及建筑物的高度和绝对高程，能满足制图，地理信息系统等应用的需要。

"机载激光影像制图系统"是集成了扫描成像、激光雷达、惯性导航系统(INS)和全球定位系统(GPS)的机载三维测距/成像制图系统。它不需要地面控制点，能直接获取相互配准的多光谱遥感影像和高精度、高密度激光测距格网，并以准实时的速率解算出正射影像、DEM、等高线图和三维透视图等。在城市遥感中该系统能进行建筑物和树木的高速自动识别与分类，以及道路的半自动提取等。

2. 主要原理及方法

航空扫描影像中建筑物边界一般存在扭曲，因此无法应用常规的线性因子提取－对应边匹配－边界重构的方法，而必须应用曲线检测和曲线描述；本文由激光测距点与影像相互配合进行测距点的初始聚类；然后以目标测距点为初始点，进行自适应的区域扩展、阴影和边界跟踪；最后利用高可信度边重构完整边界，并校验。

本文分三个步骤进行建筑物的提取：激光测距点分析、阴影分析、建筑物边界重构。

(1)激光测距点分析。由激光测距数据(斜距 l)，激光束偏角 θ，姿态数据(飞机的横滚角 r，俯仰角 p 和偏航角 y)和位置数据(扫描中心点 WGS-84 坐标 X_0、Y_0、Z_0)解算出测距点的三维坐标(X、Y、Z)：

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{1+\mathrm{tg}^2 p+\mathrm{tg}^2(r+\theta)}} \begin{bmatrix} \mathrm{tg}p\cos y - \mathrm{tg}(r+\theta)\sin y \\ \mathrm{tg}p\sin y + \mathrm{tg}(r+\theta)\cos y \\ 1 \end{bmatrix} l + \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} \tag{78}$$

由此得到初步的 DEM。它包含绝对高程，但不包含相对于地面的高差(即高度)。提取地物必须先计算激光点的高度。首先计算地面高程：本文取适当矩形区域(大小既要适应地面的起伏，又能包络建筑物和地面)计算其高程直方图，取谷底均值为地面高程。进而计算出各激光点的高度。

下面用分裂/合并算法进行测距点的初始聚类。先根据高度将激光点分为三类：

$$\begin{cases} \text{点} & h >= T_{\text{above}} \\ \text{地面点} & h <= T_{\text{ground}} \\ \text{未知点} & T_{\text{ground}} < h < T_{\text{above}} \end{cases} \qquad (h \text{ 为高度}, T_{\text{above}}, T_{\text{ground}} \text{ 为地物阈值和地面阈值})$$

将地物点作为初始种子点，将具有相似高程和光谱辐射特性的邻近激光点合并为同一类。由于人工地物的热辐射明显高于树木，由激光点对应的热红外影像可将建筑物与树木分开。建筑物特点是：一般为凸多边形，光谱辐射较为均匀，有阴影存在。因此，对建筑物内部的激光点组成的拓扑结构将满足强连通约束。据此约束将每一类激光点分裂为

最大的强连通子集，每一个强连通子集对应于一栋建筑物。

由于影像存在扭曲，建筑物不再表现为凸多边形，因而不能直接在激光点之间的连线上检验连通性。但激光点三维坐标及每条扫描线的参数已知，使得三维空间中的直线 l_0 能映射为影像空间中的曲线 l，使得连通性检验能在 l 上进行。映射方法如下：

设两激光点间的直线方程组为(84)，影像中每条扫描线(行号为 *Row*)的扫描平面方程为(85)：

$$\begin{bmatrix} Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_y \\ k_z \end{bmatrix} [X] + \begin{bmatrix} l_y \\ l_z \end{bmatrix} \tag{79}$$

$$X\cos p\cos y + Y\cos p\sin y + Z\sin p + L_0 = 0 \tag{80}$$

将扫描中心点坐标(X_0、Y_0、Z_0)代入(80)式确定 $L0$，然后与式(79)并联求解，确定是否相交及求出交点坐标(X、Y、Z)：

$$\begin{cases} X = \dfrac{-(l_y\cos p\sin y + l_z\sin p + X_0\cos p\cos y + Y_0\cos p\sin y + Z_0\sin P)}{\cos p\cos y + k_y\cos p\sin y + k_z\sin p} \\ Z = k_z X + l_z \end{cases} \tag{81}$$

$$\theta = -r + \mathrm{tg}^{-1}\left[\frac{1}{\sin y}\left(\mathrm{tg}p\cos y + \frac{X - X_0}{Z - Z_0}\right)\right] \tag{82}$$

将(X、Z)代入式(82)求出激光束偏角 θ，进而求出交点的列号 *Col*。由交点串(*Row*，*Col*)形成的曲线 l 能适应于影像的扭曲，在 l 上检验光谱辐射的一致性将与真实的情况相吻合。

将分离出的强连通子集作为建筑物内点 I_{in}，将紧邻 I_{in} 的激光点联为一多边形 I_{out}，结果如图 3-2-6。由此得到建筑物边界的内外极限，为后面的边界提取打下了基础。

(2)阴影分析。本文使用两种边界提取策略：①由 I_{in} 出发进行区域扩展，在 I_{in} 与 I_{out} 组成的内外极限中寻找一最佳边界，在阴影不存在时适用；②进行阴影探测 - 阴影区域扩展 - 阴影边界提取 - 建筑物侧阴影边检出 - 建筑物边界重构，由于阴影的光谱特性相当均匀，用该方法能获得准确的边界。因为建筑物一般存在阴影，方法二成为首选方法。下文将着重论述方法二。

文中进行区域扩展需要使用自适应灰度参考值 R 及阈值 T 如式(83)：

$$\begin{cases} R_{n+1} = b_n \times R_n + \eta_n \times x_n \\ T_{n+1} = d_n \times T_n + \zeta_n \times x_n \end{cases} \quad (x \text{ 为灰度输入}) \tag{83}$$

式中 b_n、d_n、ζ_n 和 η_n 为权值，由 I_{out} 区域的直方图决定。

阴影分析的步骤是：

①沿阳光入射方向在 I_{in} 与 I_{out} 连线上寻找阴影点。整幅影像中阴影的灰度变化范围较大，本文用可调阈值寻找阴影。

②根据阴影宽度和建筑物高度校验阴影的有效性，并根据阴影的宽度将阴影分为线

状阴影和面状阴影。线状阴影一般存在不连续，要加以延伸以重构完整的阴影。

③由阴影点出发进行区域扩展、二值填充及边缘跟踪，最后得到闭合的阴影边界。

④阴影边界矢量化。算法如下：

寻找边界上相距最远的两点，构造通过它们的直线；计算余下各点到该直线的距离，若最大距离小于阈值 T_d 则将这些点用矢量表示；否则在距离最大处将余下点分为两段，分段矢量化。最后形成边界矢量。

⑤依据阳光入射方向将边界矢量分为向阳边集（紧靠建筑物）和背阳边集（远离建筑物）。向阳边集包含建筑物最清晰的一至二条边。图 3-2-7 为阴影边界及向阳边集。

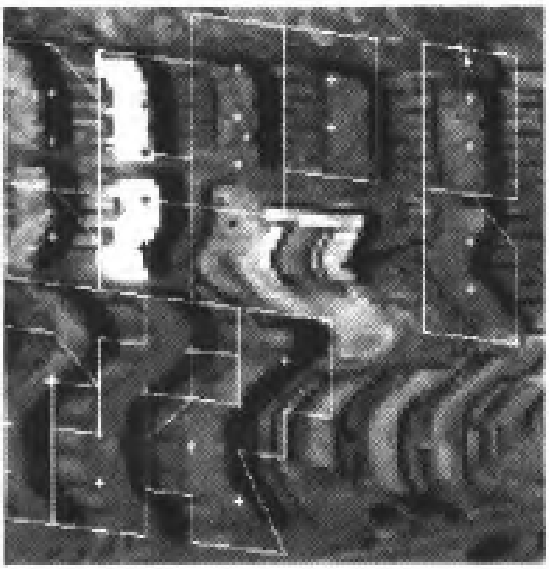


图 3-2-6　激光测距点分布图
（'+'表示建筑物内点 I_{in}，折线表示外点 I_{out}）

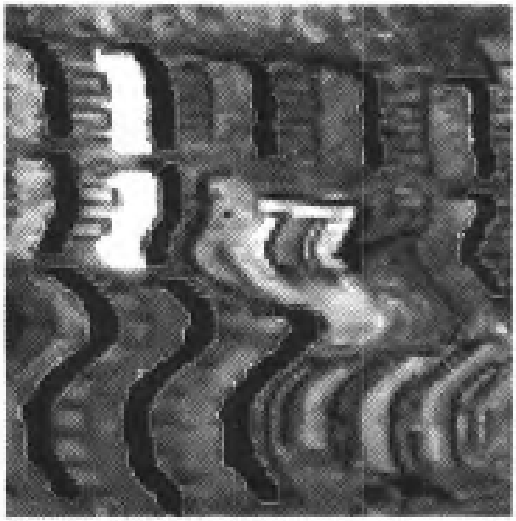


图 3-2-7　阴影边界及向阳边
（向阳边为建筑物靠较亮的曲线）

(3)建筑物边界重构。受飞机侧滚影响，航空影像存在 S 状扭曲。沿飞行方向（行方向）分布的边扭曲程度最大，而沿扫描方向（列方向）分布的边扭曲程度最小。为克服扭曲的影响，我们以曲线模板来保持扭曲边的形状，将其沿扭曲程度小的边推移以重构完整的边界。算法如下：

将阴影向阳边集按其矢量方向分离为曲线模板 E_{curve} 与推移路径 E_{rute}（E_{curve} 或 E_{rute} 可能不存在，则分别用行方向或列方向的直线代替）。为取得建筑物的统计特性，我们取 E_{curve} 的中间部分为取样模板 E_{sample}，并按如下步骤重构边界：

①确定推移距离 D_{shift}。为描述模糊边界，定义差分算子：

$$\nabla_i^2 = (\mathrm{Color} - \mathrm{Color}_i),\ \nabla_i^3 = (\mathrm{Color}_i - \mathrm{Color}_{((i+4)\%8)})$$

$$\nabla_{max} = \max\{\ |\nabla_i^2|, |\nabla_i^3|, i = 0,\cdots,7\}$$

（Color 和 Color_i 为当前点及邻点的灰度）

将 E_{sample} 沿 E_{rute} 推移同时计算模板的灰度分布及各点的 ∇_{max}，以确定灰度变化的剧烈程度。由于边界的模糊和破碎会导致 E_{sample} 越出实际边界，即误判；同时噪声的存在会导致

E_{sample}的推移过早停止，而达不到实际边界，即漏判。两种情况往往同时存在。为提高可靠性本文使用了统计判决，即推移停止条件为：

$$\sum \text{灰度剧变点}(\nabla_{max} > T_{min}) / \text{模板总点数} \geq T_{ratio}$$

（其中 T_{min}，T_{ratio}为灰度剧变阈值和统计判决阈值，自样本学习得到）最后得到 D_{Sub}（即建筑物的长/宽度）。由 E_{curve}的尺寸可近似定出建筑物的宽/长度。

②提取建筑物边界。由于建筑物侧阴影边比建筑物实际边界稍短（约为该方向的阴影宽度），将 E_{curve}两端延长，并沿 E_{edge}推移，计算其首位∇_{max}的变化从而确定首位两条边；将 E_{curve}移动 D_{Sub}确定另一条边；加上阴影向阳边界，即可得到建筑物的初略边界。最后依据边界各点∇_{max}的分布微调边界，确定最终的边界点。结果如图 3-2-8。

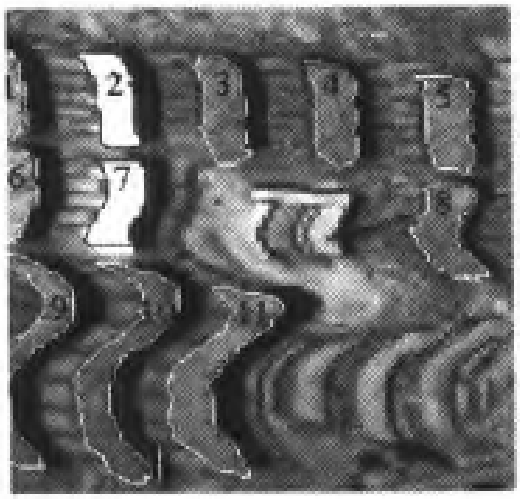


图 3-2-8　建筑物边界及高度

③建筑物后校验。建筑物边界应具有良好的线性，而非人工地物（如树木）的边界则不规则。由于影像的扭曲，提取出的边界为闭合曲线。我们依据建筑物的高程 Z 及各条扫描线的姿态位置参数依据公式(84)反推出边界各点的大地坐标，并进行线性校验，以确定建筑物的有效性。

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{tg}p\cos y - \text{tg}(r+\theta)\sin y \\ \text{tg}p\sin y + \text{tg})(r+\theta)\cos y \end{bmatrix} [Z_0 - Z] + \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \end{bmatrix} \tag{84}$$

表 3-2-1　图 3-2-8 中的建筑物高度　（单位：米）

编号	1	2	3	4	5	6
高度	9.84	14.97	15.34	14.84	15.67	14.15
编号	7	8	9	10	11	
高度	15.20	15.58	14.00	14.44	17.43	

3. 实验与结论

本方法利用呼和浩特市区的数据进行了验证。数据参数为：飞行方向为东西方向，时间为上午 8～9 点，影像分辨率为 2 米/像素，激光测距点间距约为 14 米，扫描角约为 ±22.5°，包含热红外影像。由于建筑物一般面南朝北，影像中建筑物走向与飞行方向夹角较小。由于扫描角较小，建筑物之间很少遮挡，基本上保持独立。市区高楼密集，阴影明显，因此识别概率和边界提取的准确率极高。由于建筑物的初始聚类仅在激光测距点间进行，同时确定了建筑物的大致范围，这使得后期影像边界的提取是一个局域化串行计

算过程，导致不确定性和计算量大大减少，而准确率大大提高；影像空间和三维空间的相互转换克服了影像扭曲的影响，使得建筑物的重构成为可能。

实验表明，建筑物的漏判主要受激光测距点间距和精度的影响；建筑物的误判主要受影像分辨率和波段数的影响；边界提取及重构的准确程度受影像质量及飞机姿态的影响较大。随着机载激光影像制图系统的性能改善，激光点密度和精度的提高，以及图像分辨率的提高和多波段化，自动识别的准确率将迈上一个新台阶。

总之，本方法是一种面向对象的、层次化的、综合多维信息的自动化处理方法。在解决利用遥感手段进行城市建筑物自动提取这一难题中，本方法向实用化迈出了一步。但尚需进一步完善算法和提高精度，以适用于大面积低成本快速作业。

参 考 文 献

王之卓，1979，摄影测量原理，北京：测绘出版社。

王之卓，1986，摄影测量原理续编，北京：测绘出版社。

李树楷，1996，中华人民共和国专利（第96114306.1号）。

刘少创、尤红建、刘彤、李树楷，1999，机载激光测距－扫描成像制图系统的定位原理与精度分析，武汉测绘科技大学学报，第24卷，第1期。

李树楷，1998，机载激光遥感影像制图系统，遥感信息机理研究（陈述彭等主编），北京：科学出版社。

李德仁，郑肇葆，1992，解析摄影测量，北京：测绘出版社。

李树楷，1991，遥感图像对地定位研究，北京：测绘出版社。

武汉测绘科技大学测量平差教研室，1996，测量平差基础，北京：测绘出版社。

中国科学院遥感应用研究所、上海市仙通信息技术研究所，1996，三维信息获取实时（准实时）处理技术系统原理样机研制技术报告。

李树楷，薛永祺，1996，遥感多维信息集成的装置与方法，中国专利，96114306.1。

谭显裕，1995，脉冲激光测距仪灵敏度与消光比的研究，电子科学学刊，17：154～159。

尤红建、江月松、李树楷，1998，机载遥感直接对地定位的误差分析和精度评估，测绘学报，27：86～91。

尤红建、马景芝、刘彤等，1998，基于GPS、姿态和激光测距的三维遥感直接对地定位，遥感学报，27：86～91。

胡以华，魏庆农，章立民等，1998，机载三维信息获取地面扫描轨迹分析，遥感学报，2(2⁻)：68～71。

李树楷，刘少创，1998，机载/车载激光扫描测距/成像制图系统的最新进展，中国图形图像学报，第9期。

李德仁，1996，GPS用于摄影测量与遥感，测绘出版社。

朱华统，1990，常用大地坐标系及其变换，解放军出版社。

刘基余、李征航、王跃虎、桑吉章，1993，全球定位系统原理及其应用，测绘出版社。

李树楷编著，1991，遥感图像对地定位研究，北京：测绘出版社。

中国科学院遥感应用研究所，遥感多维信息集成的装置与方法，发明人：李树楷、薛永祺。96 I 14306 I，中国专利 CSI 96050，1996－12－12。

刘树楼，陈宝文，1989，三维空间投影变换与计算机编制地貌轴测投影立体图方法，计算机研究与发展，(11)。

单银根，黎连业，李淑春，陈建华编著，1994，计算机图形学基码与应用，学苑出版社。

钱灿圭，李爽，卢云，高民，1998，"假彩色合成"方案的设计方法，环境遥感，22(3)。

王文成，吴恩华，1995，三维数据域可视化体绘制中的色彩合成新方法，计算机辅助设计与图形学学报，7(1)。

Soung. R. Yee, Paul M. Griffin., 1994, Three-dimensionalmaging system. Optical Engineering, 33:2070.

Ackermann, F., Schade, H., 1993, Application of GPS for Aerial Triangulation, Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, Vol.59, No.11, pp.1625－1632.

Colomina, I., 1993, A Note on the Analytics of Aerial Triangulation with GPS Aerial Control, Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, Vol.59, No.11, pp.1619－1624.

Estep, L., Lillycrop, and Parson L., 1994, Sensor Fusion for Hydrographic Mapping Application, U.S. Army Corps of Engineers

1994 *Training Symposium* , Surveying & Mapping Remote Sensing /GIS, Session SM-2B, pp.1 – 7,15 – 19, New Orleans, LA.

Flood, M. and Gutelius, B., 1997, Commercial Implications of Topographic Terrain Mapping Using Scanning Airborne Laser Radar, PE&RS, Vol.53, No.4, pp.327 – 366.

Haala, N., Gramer, M. and Killian J., 1996, Sensor Fusion for Airborne 3D Data Capture, The Second Int. Airborne Remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol.I, pp.344 – 353, San Francisco, California, 24 – 27.

Hug, C., 1996, Urban Topography Survey with Scanning Laser Altitude and Reflectance Sensor(SCALARS), The Second Int. Airborne Remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol.1, pp.429 – 438, San Francisco, California, 24 – 27.

Jacobsen, D. K., 1997, Operational Block Adjustment without Control Points, ACSM/ASPRS Annual Convention & Exposition Technical Papers, Vol.2: GIS & GPS, April 7 – 10, Seattle, Washington.

Kilian, J. *et al*., 1996, Capture and Evaluation of Airborne Laser Scanner Data, Int. Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. XXXI, Part 3, Vienna.

Koppari, K., Karlsson, U. and Steinvall, O., 1994, Airborne Laser Depth Sounding in Sweden, Int. Hydrographic Review, Monaco, LXXI(2), pp.69 – 90.

Krabill, W. B., Thomas, R. H. C. F. Martin, and J.G. Sonntag, 1996, Airborne Laser Mapping of Greenland, Proc. of the Second Int. Airborne Remote Sensing Conference and Exhibition, Vol.I, pp.524 – 533.

Li, R., 1997, Mobile Mapping: An Emerging Technology for Spatial Data Acquisition, PE&RS, Vol.63, No.9, pp.1085 – 1092.

Lillycrop, W.J., 1994, Field Test results of the U.S. Army Corps of Engineers Airborne LIDAR Hydrographic Survey System, U. S. Army Corps of Engineers 1994 Training Symposium , Surveying & Mapping Remote Sensing /GIS, Session SM – 2A, pp. 1 – 6,15 – 19, August 1994, New Orleans, LA.

Lohr, U., 1997, Digital Elevation Models by Laserscanning: Principle and Application, Proc. the Third Int. Airborne Remote Sensing Conference and Exhibition, Vol.1, pp.174 – 180, 7 – 10 July, Copenhagen, Denmark.

Lucas, J.R., 1993, Aerotriangulation without Ground Control, PE&RS, Vol.53, No.3, pp.311 – 314.

41. Novak, K., 1995, Mobile Mapping Technology for GIS Data Collection, PE&RS, Vol.61, No.5, pp.493 – 501.

Orthmeyer, R., 1997, After the Waters Recede, GPS World, p.26.

Schade, H., 1994, Exterior Orientation for Airborne Real-Time Mapping, Int. Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol.30, Part 2, pp.183 – 189, Ottawa, Canada.

Schade, H., Kilian, J., Fritsch, D., 1994, An Integrated Sensor System for Airborne DTM Data Acquisition, Proc. of the First Int. Airborne Remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol.1, pp.548 – 558, Strasbourg, France, 11 – 15.

Schwarz, K. P., Chapman, M. A., Cannon, M. W., and Gong, P., 1993, An Integrated INS/GPS Approach to the Georeferencing of Remotely Sensed Data, Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, Vol.59, No.11, pp.1667 – 1674.

Schwarz, K-P, Martell, H.E., El-Sheimy, N., Li, R., Chapman, M.A., Cosandier, D., VISAT-A Mobile Highway Survey System of High Accuracy, Proc. of the IEEE Vehicle Navigation and Information System Conf., pp.476 – 481, 12 – 15 Oct., Ottawa, 1993.

Vandemark, D.C., Krabill, W.B. Walsh, E. J. Hoge F.E., and Clem, T.D., 1994, Application of Radar and Laser Systems to Ocean and Ice Remote Sensing, Proc. of the First Int. Airborne Remote Sensing Conf. and Exhibition, Vol. I, 173 – 183, Strasbourg, France, 11 – 15.

Wang, Z., 1990, Principles of Photogrammetry(with Remote Sensing), Press of Wuhan Technical University of Surveying and Mapping & Publishing House of Surveying and Mapping, Beijing.

Ward, D. J., 1997, Airborne Terrain Mapping, GPS World, p.46.

Kraus, K., Pfeifer, N., 1988, Determination of Terrain Models in Wooded Areas with Airborne Laser Scanning Data, ISPRS Journal of Photogrammetry & Remote Sensing, Vol.53, pp.193 – 202.

Liu S.C., You, H.J., Liu, T. and Li, S. K., 1998, Positioning Accuracy of Airborne Laser-Ranging & Multispectral-Imaging Mapping System, In Spatial Information Science, Technology and Its Applications (Edited by Deren Li et al), Wuhan Technical University of Surveying and Mapping Press, pp.201 – 208.

Lemmens, M.J.P.M., 1997, Accurate Height Information from Airborne Laser-Altimetry, 1997 IEEE Int. Geoscience and Remote Sensing Symposium Proceedings, Vol. I, pp.423 – 426, Singapore, 3 – 8.

Morgan, D. Reed, 1995, Airborne Mapping System Approach New Height , GIM, Vol. 6.

Lawrence Fisher, 1996, Geometric Correction of Airborne Multispectral Scanner Imagery Using GPS Position and Attitude and Digital Elevation Models, Proc. ION-GPS Salt Lake City, pp. 1597 – 1606.

Nelson, R, Krabillm W., Maclean, G. m, 1984, Determining Forest Canopy Characteristics Using Airborne Laser Data. Remote Sensing Environ, 15:201 ~ 212.

Krabill, W. B. Collins, J. G. Swift R N, et al., 1984, Airborne Laser Topographic Results. Photogrammetry Engineering and Remote Sensing, 50:686 ~ 694.

Schreier, H., Lougheed, J., Tucker, C., et al., 1985, Automated Measurements of Terrain Reflection and Height Variations Using an Airborne In-frared Laser System. Int J Remote Sensing, 6:101 ~ 113

Muirhead, K., Cracknell, A. P., 1986. Airborne Lidar Bathymetry. Int. J. Remote Sensing, 7:597 ~ 614.

Seshamani, R., 1993, A Satellite-borne Altimeter for Digital Terrain Modelling. Int J Remote Sensing, 14:3133 ~ 3135.

Thyer, N. H., Blais, J. A. R., Chapman, M., 1989, A. High Altitude Laser Ranging Over Rugged Terrain . Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, 55:559 – 567.

Salwen H C., 1970, Error Analysis of Optical Range Measurement Systems. Proc IEEE, 58:1741 ~ 1746.

Abshire, J. B., Gardner, C. A., 1985, Atmospheric Refractivity Corrections in Satallite Laser Ranging. IEEE Trans Geos & Remote Sensing. GE – 23, 414 – 419.

Hashemi, K S, Hust P T, Oliver J N., 1994, Sources of Error in a Laser Rangefinder. Rev Sci Instrum. 65:31653171.

Ackermann, F., 1991, Structural Changes in Photogrammtry, The Proc. of 43th Phogrammetric Week, pp. 9 – 22.

Flood M. Gutelius B., and Orr M., 1997, Terrain Mapping, Earth Observation Magazine, pp. 40 – 42, February.

Gutelius, B., 1997, Digital Elevation Data Capture Using Airborne Scanning Laser: Recent Projects in the U.S. and Europe, Proc. of the 3rd International Airborne Remote Sensing Conference and Exhibition, Vol. I, pp. 489 – 496, Copenhagen, Denmark, 7 – 10, July.

Wagner, M. J., 1995, Seeing 3 – D Without the Glasses, Earth Observation Magzine, pp. 51 – 53, July.

Yuh-Tay Liow: 1997, Use of Shadows for Extracting Building in Aerial Images. Computer Vision, Graphics, Processing 49, 242 – 277

Bruce R. Irvin and David M. McKown, 1989, Methods for Exploiting the Relationship Between Buildings and Their Shadows in Aerial Imagery. IEEE Trabsactuibs on Ststens, Man, and Cybebnetics, Vol. 19, No6, Nov./Dec.

Huretas A. and Nevatia R., 1988, Detecting Building in Aerial Images. Computer Vision, Graogues, and Processing 41, 131 – 152

Lin, C. Huertas A. and Nevatia R., 1994, Detection of Buildings Using Perceptual Grouping and Shadows. IEEE Computer Vision and Pattern Recognition 1994: 62 – 69.

J. Chris McGlone, Jefferey A. Shufelt., 1994, Projective and Object Space Geometry for Monocular Building Extraction. IEEE Computer Vision and Pattern Recognition 1994: 54 – 61.

Jee-cheng Wu, 1997, Extracting Buildings in Aerial Image by Using DEM. 1997 ACSM/ASPRS Annual Convention & Exposition, Technical Papers, Vol. 2 GIS&GPS: 365 – 368.

Eckstein, W. Munkelt: O. Extraction objects from digital terrain models. SPIE Vol. 2572:43 – 51

Uwe Weidner and W. Forstner, 1998, Towards automatic building extraction form high-resolution digital models. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 50(4): 38 – 49

Baillard, C. et al., 1998, Extraction and textural characterization of above-ground areas from aerial stereo pairs: a quality assessment. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing 53(1998) 130 – 141

Michel Roux, David M. Mckeown, 1994, Feature Matching for Building Extraction from Multiple Views. IEEE Computer Vision and Pattern Recognition: 46 – 53

Frederic, P. Perlant and David M. Mckeown, 1999, Scene Registration in Aerial Image Analysis. Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, Vol. 56, No. 4, pp. 481 – 493

第四章　系统检测、飞行试验及结果分析

三维信息获取与实时处理技术已研制成功线扫描和圆扫描两种类型的试验系统。尤其后者遥感图像定位精度已达到1:1万比例尺专题制图精度要求。由4种主要技术按设计理论和方案构成的集成技术系统中，系统集成为主要的研究内容。其中包括位置与时间同步技术、参数测定技术、安装调试精度、系统总体检测、处理软件的性能、飞行试验及最终实地精度检测结果的评定等多项内容。鉴于本项研究是一种新型设计思想的技术实现，检测技术手段有不少需重新设计研制，是一种很花精力的创造性劳动，却又因很零碎难以成为一个完整的检测系统。现将其归并整理后分几个方面阐述。

第一节　参数测量及坐标系的标定

一、扫描镜抖动测量

本系统是一个几何定量化系统，虽然在辐射成像遥感应用领域对几何定位精度有一定要求，尤其地形测绘为主的应用领域对定位精度要求很高。只有经过高精度参数测量和几何装校标定，才能使得空→地定位反演达到较高的测图精度。

在扫描头中，扫描镜－电机虽然是刚性连接，但由于电机转轴间隙和部件挠曲，在转动不平衡和空气动力的作用下必然存在少量抖动，对定位测量引入误差。本试验对此作半定量的量测。

如图4-1-1所示。拆除红外探测器，用发散角1毫弧度的氦氖激光从红外探测器一端入射，经过光学系统出射，由平面折转反射镜透射到墙上。在墙上安置若干白纸，手动旋转扫描镜，将光点轨迹描下，启动电机后观测记录轨迹变化和抖动状况。

测量发现：

(1)在转速20转/秒下轨迹径向抖动1毫米，距离5米，因而抖动角度为±0.2毫弧度。

(2)在不同转速时轨迹向中心有不同程度收缩，其中：

20转/秒，穿轨方向收缩1毫弧度，对应镜面法线与转轴夹角减小0.5毫弧度；

30转/秒，穿轨方向收缩2.5毫弧度，对应镜面法线与转轴夹角减小1.3毫弧度。

原因：镜面形状较简单，转动不平衡量较大，在电机旋转时产生力矩，使得镜面法线与转轴夹角减小，扫描率越高力矩越大；另一方面，在空气动力和力矩引起的弹性挠曲相互作用下，镜面有一定抖动。

结论：该收缩参数将在后期信息处理时加以运用，根据实际工作时转镜的转速而给出具体的修正值。检测结果表示，抖动参数不是太大，影响不太厉害，如要减小，必须对扫描机构加以改进。

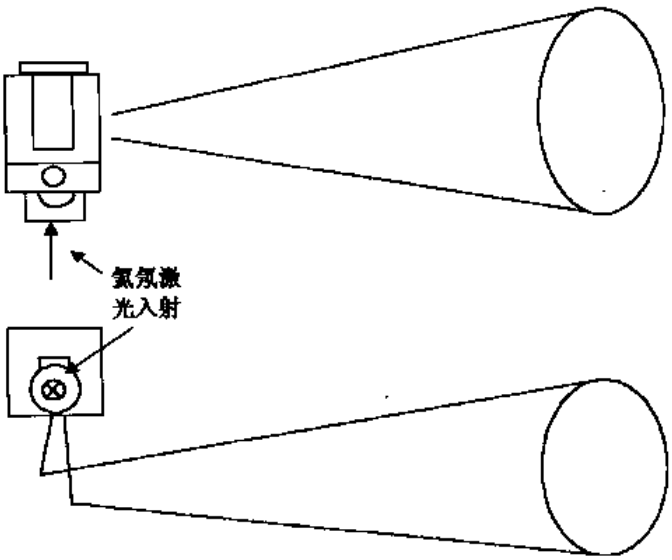


图 4-1-1　镜面抖动测量示意图

二、电机转轴夹角、扫描镜夹角的测量

电机转轴夹角是电机转轴与望远镜光轴之间的夹角，设计值为 45°，扫描镜夹角是指扫描镜面法线与转轴间的夹角，设计值为 7.5°，如图 4-1-2 所示。

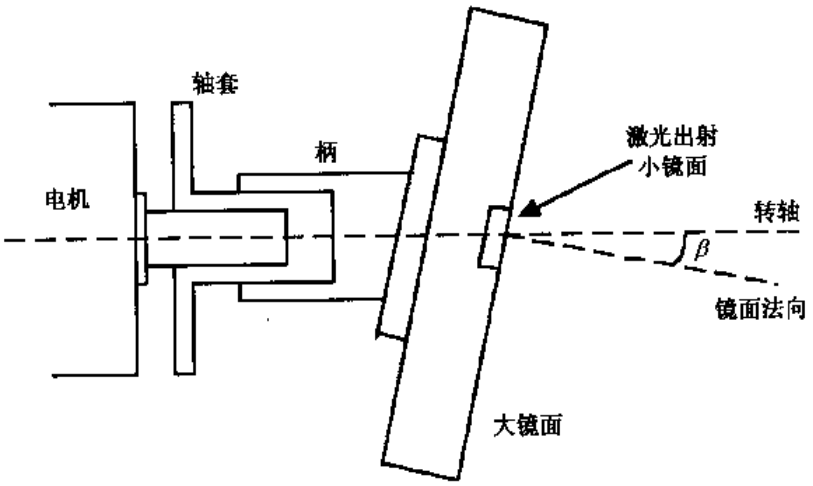


图 4-1-2　圆锥扫描镜偏角

首先，将电机－扫描镜组件置于内调焦望远镜前，在扫描镜面前安置可调节方向的临时参考镜面，如图 4-1-3。将内调焦望远镜调焦为无穷远，调节参考镜面方向及内调焦望远镜的位置，直到内调焦望远镜叉丝的像经过临时参考镜面反射回视场，转动电机轴，叉丝自准直像不动。此时，参考镜面的法线方向就是电机转轴方向。

第二，将内调焦望远镜置于 1 秒级精度转台前，用直角棱镜辅助调焦望远镜光轴与转台平面平行，将电机－扫描镜组件置于转台上，如图 4-1-4。调焦扫描镜组件方位，使得临时参考镜面反射内调焦望远镜叉丝的自准直像与叉丝重合，即电机转轴与望远镜光轴

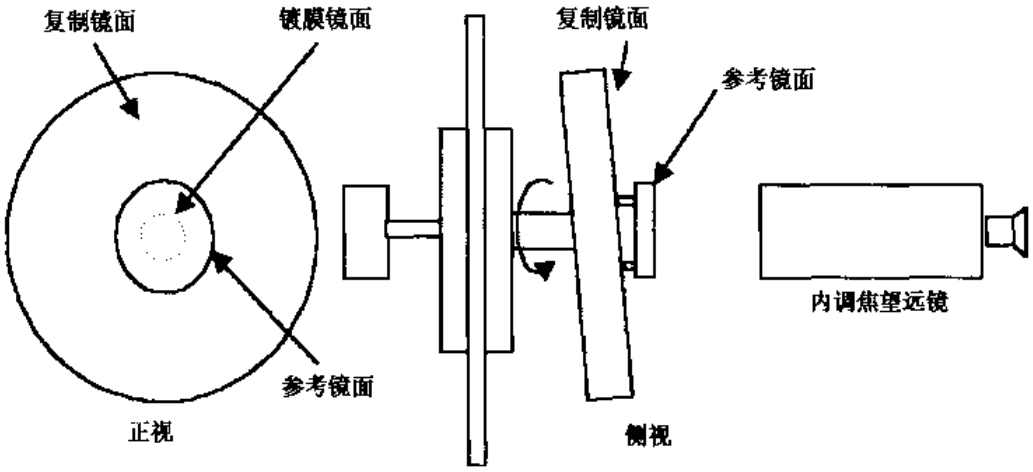


图 4-1-3　电机转轴的标定

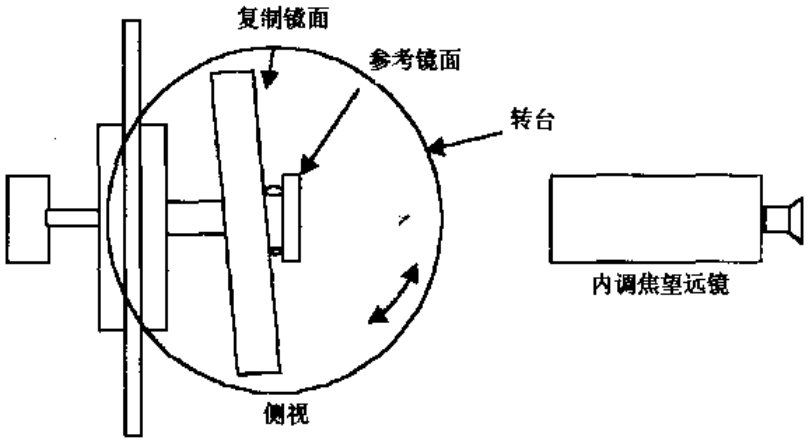


图 4-1-4　电机转轴－镜面夹角的标定

平行，记录转台读数。转动扫描镜和转台，使得内调焦望远镜叉丝像经扫描镜面反射自准重合，且转台偏移最大。此时读数和初始读数差，就是扫描镜法线和电机转轴的夹角 β，设计为 7.5°。

第三，在扫描头部望远镜红外成像视场光栏处安置点光源，经望远镜准直后成为平行于视轴的平行光。如图 4-1-5，在出射光路上安置内调焦望远镜，焦距调到无穷远，调整内调焦望远镜方向，使得点光源的像落在叉丝中心，表示内调焦望远镜光轴与扫描头视轴平行。在扫描头望远镜筒前端和镜筒腔体外部适当位置设置参考镜面，可以采用平行平晶。调焦参考镜面，使它们反射内调焦望远镜叉丝的像与原像重合，即法线与内调焦望远镜光轴平行。

第四，将扫描镜和望远镜组件安装到腔体组件上，借助内调焦望远镜，将扫描镜中心的临时参考镜面转移到腔体支撑面上，设置永久的电机转轴方向参考镜面。如图 4-1-5，将扫描头部安置在转台上，用类似步骤二的方法，调节内调焦望远镜光轴平行于转台平面，调整头部在转台上的角度，使电机转轴参考镜面和望远镜视轴参考镜面法线平行该平

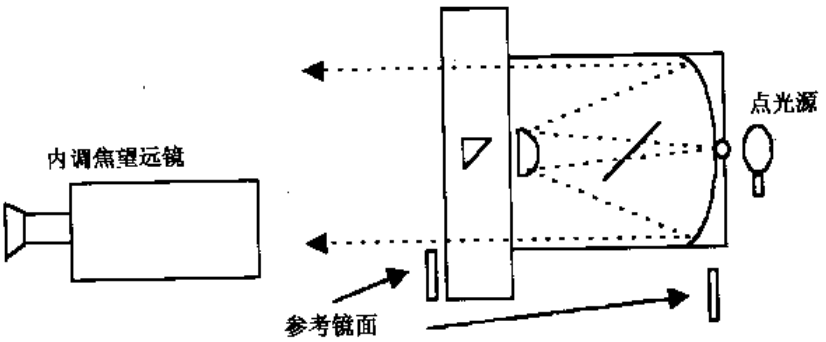


图 4-1-5　望远镜视轴的标定和参考面设定

面，测出两参考镜面分别将内调焦望远镜叉丝自准直像和原像重合时的转台读数，相减得到望远镜视轴和电机转轴夹角 α。设计值 $\alpha = 45°$。转动转台，使得读数与内调焦望远镜垂直望远镜视轴参考镜面时读数像差刚好 90°，此时内调焦望远镜光轴方向就是机下点方向。通过平面镜辅助平移，在扫描头适当位置安置机下点参考镜面，使得法线与内调焦望远镜光轴平行。

实际测量得到，$\alpha = 45°13'$，$\beta = 7°30'12''$。

三、扫描头坐标系参考面的建立

保持扫描头和内调焦望远镜相对转台位置不动，转动扫描镜和转台，根据前面第三步确定的扫描镜 - 电机轴夹角 β，可计算出扫描瞬时视场与头部望远镜视轴夹角最大和最小两个极限位置的方向，即，在转台平面内，与视轴夹角 $2(\alpha + \beta)$ 和 $2(\alpha - \beta)$ 处。如图 4-1-6，设置两个扫描视场参考镜面，标出这两个瞬时视场极限位置的方向。

紧接着，将扫描头直立在转台上，如图 4-1-7。用内调焦望远镜辅助，将扫描头机下点

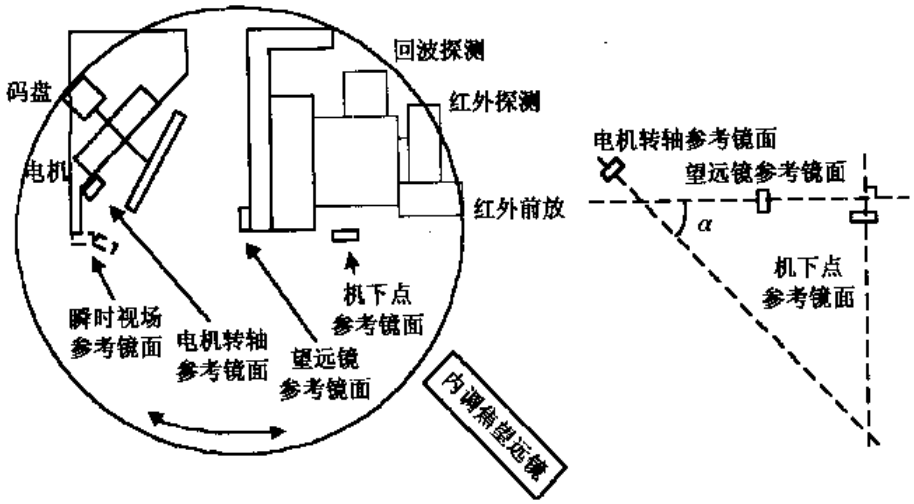


图 4-1-6　望远镜视轴 - 电机转轴夹角标定及机下点参考面设立

参考镜面与转台平行,扫描头望远镜视轴参考面垂直转台平面且对准内调焦望远镜。转动转台 90°,设立第三个参考镜面,使得镜面将内调焦望远镜叉丝自准直像与原像重合,该参考镜面就是扫描头飞行方向参考面。对应圆锥扫描原理建立的扫描头参考系,飞行方向参考面法线为 X 轴方向,视轴参考面法线方向为 Y 轴方向,机下点参考法线为 Z 轴方向。扫描头坐标系原点位于扫描镜与视轴交点。

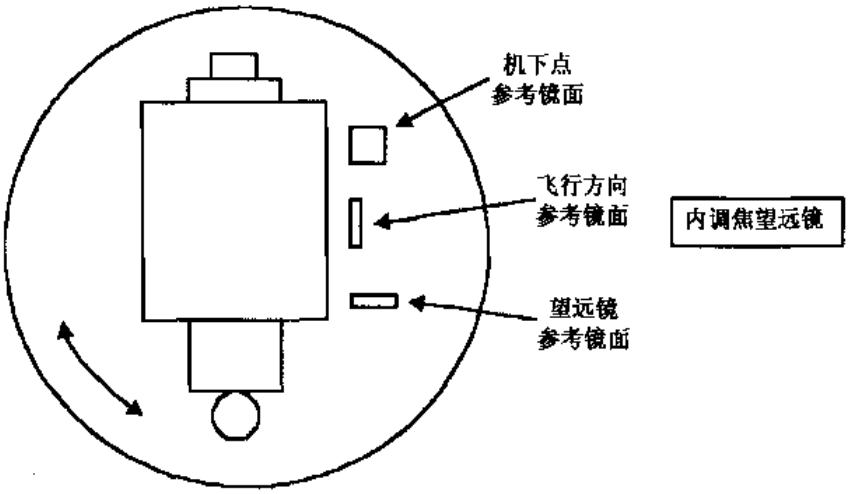


图 4-1-7　飞行方向参考面设立

四、姿态测量装置的安装校准

测图系统装校和标定目的在于将扫描头坐标系作为机上系统坐标,将姿态测量坐标系与系统坐标平行,并测出在扫描头坐标系中 GPS 天线的位置偏移。可分为实验室装校定位和现场标定两步。

实验室装校是将扫描头部和姿态测量陀螺安装在底板上使它们的参考坐标系关系确定。

首先,姿态陀螺坐标基准外移。姿态测量以陀螺内框上的光学六面体为参考基准,运转时,当电子学读数为全零,则六面体确定的直角坐标系与惯性坐标系一致。姿态测量通电,陀螺不转动,将陀螺框架用夹具调整到读数全零,用内调焦望远镜将此时光学参考六面体的两个垂直地面的基准面外移到基座上的两面小反射镜。

第二,在实验室装校和定位。将扫描头和姿态测量头置于安装底板,用经纬仪观测,调整两者的偏航方向角度位置,并通过扫描头支架的高度调整另两个方向的角度,使得两头部坐标参考镜面相互平行。在安装底板和两头部基座打定位销。本步骤须要保证扫描头部角度调整部件和安装底座相对固定,安装部件和调整部件分离。

第三,拆除并按照定位销位置重新安装两头部,测量两参考坐标系偏差。若必要,采取措施,使得重安装精度满足系统要求。

外场标定主要是在机上系统安装后,测出在扫描头坐标系内扫描镜中心到 GPS 天线的空间几何位置偏移。用标准的经纬仪三角测量即可。

五、扫描行同步的标定

行同步起始位置时间的确定。如图 4-1-8,将扫描头置于平行光管前,用平面反射镜将平行光管出射的平行光反射到扫描窗内。调节光源孔径,使得出射平行光发散角小于 1/2 瞬时视场。调节反射镜,使得平行光垂直于业已设立的极限瞬时视场参考镜面中的一个。启动扫描头,在红外探测器模拟信号放大输出可看到一个像元的波峰,用示波器读出码盘零同步到波峰的时间,可计算出两者偏离的角度,适当设置行同步到零同步的计数偏置,使得行同步与探测器一边极限视场在同一像元,再用示波器读出一个像元内的偏差,提供后处理修正。对扫描电机一边的极限视场,可以作同样的校正,与上述校准相互参考。

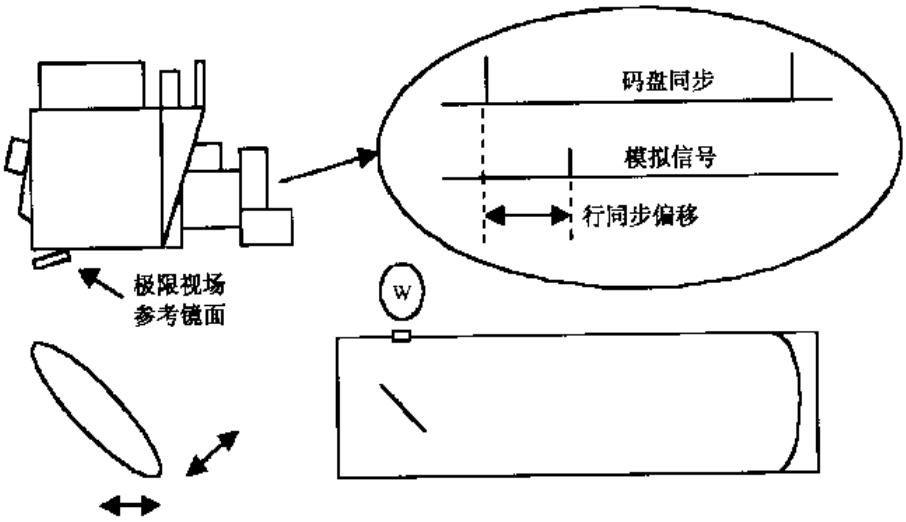


图 4-1-8　扫描行同步的标定

六、20 厘米分辨率精密补偿测时

原理样机中的距离测量计数电路,由于受到电路高频参数的限制,测距分辨率只能作到 1 米,这满足不了高精度的要求。在圆锥扫描系统中,增加了 20 厘米精密补偿测时电路,其目的是测量出 1 米分辨率电路中激光主波脉冲与第一个距离计数脉冲间的时间间隔,以及激光回波脉冲与最后一个距离计数脉冲间的时间间隔,试验证明可以将分辨率提高到 20 厘米。采用高精度抽头延迟线为主实现的补偿测时电路原理如图 4-1-9 所示,主波或回波脉冲被送往具有固定时间延迟的一组延迟器件的第一级,现假定每个时延单元提供时延 Δt,为了测量小于 T_0 的 T_1 或 T_2,Δt 应该远小于计数周期 T_0。这时,各个时延单元的输出 P_1、P_2、P_3、……、PN 的时间延迟分别为 Δt、$2\Delta t$、$3\Delta t$、……、$N\Delta t$。用于距离计数的计数时钟 Pc 被送到一个高速锁存器,在主波或回波脉冲使能的情况下,由紧随其后的第一个计数时钟将时延单元的输出端的逻辑状态切入到锁存器中。那么,如果主波脉冲到计数时钟间的时间间隔为 $m\Delta t$,则锁存器的结果中从左到右的 m 个单元为逻辑

1,而后面 $N-m$ 个单元为逻辑 0。这时就实现了最小间隔为 Δt 的高精度时间测量。该电路需要高速的逻辑信号时间延迟单元和锁存器,延迟时间在数百皮秒以上的延迟器件已有商品出售,如此速度的锁存器也容易获得,至于因器件本身的响应速度带来的时间延迟,只要它是相对稳定的,而且其起伏远小于 Δt,时间测量结果将不会受到什么影响。

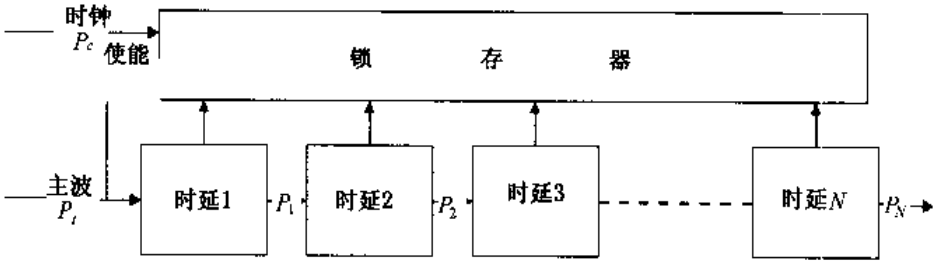


图 4-1-9 抽头延迟线补偿测时原理图

补偿测时结果以小数位的形式出现在测距数据序列中,激光测距数据由 3 个字节(各 8 位)组成。信号流中第一个字节是距离的十位(高 4 位)和个位(低 4 位),以 BCD 码表示;第二个字节是距离的千位和百位,以 BCD 码表示;第三个字节是小数位修正值,也以 BCD 码表示,但以 $8X$ 或 $9X$ 表示一个负数,例如 01 表示修正值是 1,81 表示修正值是 -1。

从测距电路中读取的小数位给出的不是实际结果,需要进行一定的运算。若以 dt 表示小数位修正值的 BCD 码,则小数位距离 dz 为:

当整数位为偶数时,$dz = dt \times \delta z + 1.5$

当整数位为奇数时,$dz = dt \times \delta z + 0.5$

其中 δz 为每个延迟单元所对应的距离,实际测量为 $\delta z = 0.21$ 米。

第二节 系统参数的室内检测

一、系统精度检测的实施方案

系统精度检测,即飞行前的作业检测,主要是检测圆锥扫描轨迹的精度。为使检测达到足够精度,设计圆锥扫描光程为 10 米左右,由于在室内没有足够的高程空间,故设在圆扫描光程中采用一个 45°反射镜将 10 米光程的圆锥扫描轨迹投射到墙面大屏上进行精度检测(参见图 4-2-1)。45°反射镜校准方法如图 4-2-2 所示。

调试步骤:

(1)将大基板调至水平;

(2)将小平台也调至水平;

(3)过 45°反射镜中心点作一条直线垂直于检测屏;

(4)将平行光管放置在小平台上,使其光轴于上述垂线重合;

(5)用平行光管发出光线,分别调节 45°反射镜的三个方位角,使平行光管自准直,即可认为 45°反射镜调整到位。

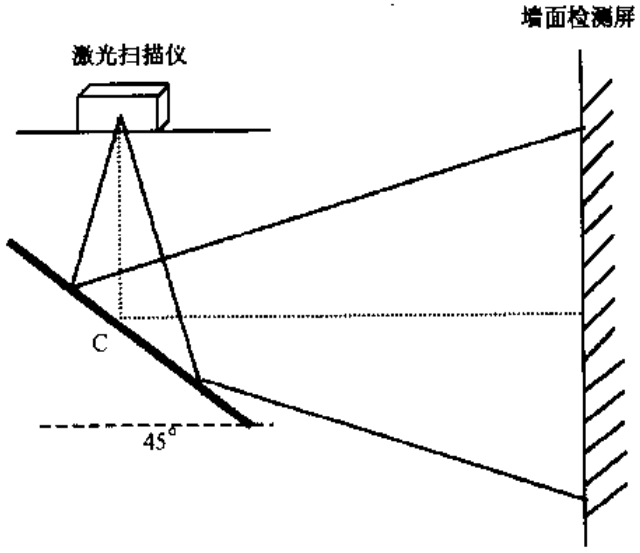


图 4-2-1　系统精度检测示意图

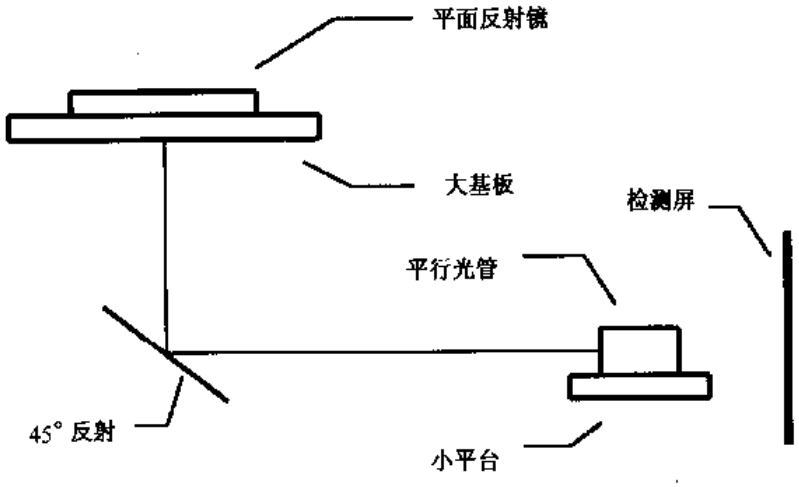


图 4-2-2　45°反射镜校准示意图

调整误差：

调整各水平面所使用的水平仪的标定精度为 4″/格；

平行光管的标定精度为 0.2″级；

最小人工读数为 1″。

二、系统检测的工作内容及方法步骤

1. 可调向 45°反射镜的设计加工

45°反射镜设置在圆锥扫描光轴线上，为使圆扫描轨迹正投影于墙面检测屏上，必须置 45°反射镜正对墙面，故 45°反射镜需设计为可调向的。

2. 检测屏垂线的获取

因检测屏的垂线就是圆锥扫描光程轴线，所以在检测前，首先必须作出检测屏的垂线，以便将激光扫描仪的光轴线架设在该垂线上。检测屏垂线作法如图 4-2-3 所示：先在检测屏上做一水平线段 AB，并作出 AB 的中点 O，然后在欲架设激光器的位置上用经纬仪找到并对正中点 O，再用经纬仪分别扫至屏上线段的两端点 A 和 B，使经纬仪测得的 $\angle ACO = \angle BCO$。这样，由经纬仪的架设点 C 作一条连至屏上 O 点的线段 CO，该线段即是检测屏的垂线。

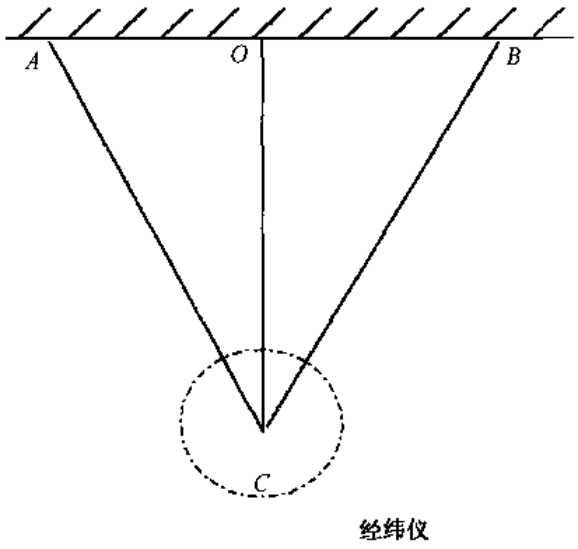


图 4-2-3　检测屏垂线作法及光程测量示意图

3. 圆锥扫描静态理论轨迹的计算与布设

(1)将经纬仪架设于 45°反射镜之上的圆锥扫描轴线上(参见图 4-2-3)，在检测屏上作水平辅助线 AB，并测得 OB 的长度($OB = OA = AB/2$)，再由经纬仪测取夹角 α 的读数，使 $\angle OCB = \angle OCA = \alpha$，从而计算求得光程 CO：$CO = OB/\mathrm{tg}\alpha$。由圆锥扫描顶点至反射镜上的光程拐点 C 处的距离测得为 s，故圆锥扫描总光程即为：$L = s + CO$。

(2)将圆扫描实际光程 L 代入扫描轨迹方程，逐点算出扫描轨迹的理论坐标值 X、Y，并将计算出的理论坐标点(X，Y) 全部布设在检测屏上。

4. 实际扫描轨迹点的获取与检测

扫描激光为不可见光。因光程长，扫描激光在约 10 米光程处的检测屏上无法留下任何斑点轨迹。为检测到实际激光轨迹，采用了红外摄像镜头来观察实际激光轨迹并将其录下来。之后由盒带中回放出来，标在检测屏上，从而与圆扫描理论计算轨迹进行对比。

三、系统精度的静态检测项目及检测结果

1. 激光扫描仪静态姿态角的检测

(1)偏航角 φ

实测读数：　左:126°12′ + 1′27.7″

　　右:215°58′ + 0′14.6″

夹角为:

$$(215°58′ + 0′14.6″) - (126°12′ + 1′27.7″) = 89°44′46.9″$$

定义机头向右偏航时,偏航角 φ 为正,

则:偏航角 $\varphi = 90° - 89°44′46.9″ = 15′13.1″$

(2) 俯仰角 δ

测得俯仰读数为:90°6′19.2″

定义机头上仰,俯仰角 δ 为正,

则:俯仰角 $\delta = 90°6′19.2″ - 90° = 6′19.2″$

(3) 侧滚角 θ

侧滚读数为:90°13′53.2″

定义飞机逆时针侧滚,侧滚角 θ 为正。

则:侧滚角 $\theta = 90° - 90°13′53.2″ = -13′53.2″$

(飞机向右侧滚,机左翼抬高)

2. 系统静态扫描的检测结果

(1) 系统有关扫描之椭圆脚印的各项理论计算值

a.圆锥扫描光程 L。

$$L = s + CO$$

$$CO = OB/\mathrm{tg}\alpha = 2626\text{毫米}/\mathrm{tg}16°36′38.2″ = 8802.8\text{毫米}$$

$$s = 255 + 93 + 20.5 = 368.5\text{毫米}$$

$$L = 368.5 + 8802.8 = 9171.3\text{毫米}$$

b.系统在零姿态下扫描椭圆脚印长半轴的理论值。

$$y = L \cdot \mathrm{tg}2\beta$$

因 β 理论值为 7.5°,故:

$$y = 9171.3 \times \mathrm{tg}2 \times 7.5° = 2457.4\text{毫米}$$

c.系统在已知姿态角下的扫描椭圆脚印的理论值。

当系统姿态不为零时,椭圆脚印在地面不是正投影,其长、短轴不再以坐标原点对称,故椭圆脚印的两个长半轴不再相等,它们的理论计算值分别为:

$$y_- = L[\mathrm{tg}(\theta + 2\beta) - \mathrm{tg}\theta]$$

$$= 9171.3 \times [\mathrm{tg}(13'53.2'' + 15°) - \mathrm{tg}13'53.2'']$$

$$= 2460.1 \text{ 毫米}$$

$$y_- = L[\mathrm{tg}\theta + \mathrm{tg}(2\beta - \theta)]$$

$$= 9171.3 \cdot [\mathrm{tg}13'53.2'' + \mathrm{tg}(15° - 13'53.2'')]$$

$$= 2454.8 \text{ 毫米}$$

故,在已知姿态下的椭圆脚印长轴的理论计算值为:

$$Y = y_+ + y_- = 2460.1 + 2454.8 = 4915 \text{ 毫米}$$

(2)系统固定夹角 γ(水平面与扫描电机转轴之夹角)的检测结果:

在检测屏上测得扫描脚印实际长轴为:

$Y' = 4908$ 毫米

$\Delta Y = Y' - Y = 4908 - 4915 = -7$ 毫米, $\Delta Y/2 = -3.5$ 毫米

则实际扫描脚印的两长半轴应为:

$$y'_+ = y_+ + \frac{\Delta y}{2} = 2460 - 3.5 = 2456.5 \text{ 毫米}$$

$$y'_- = y_- + \frac{\Delta y}{2} = 2454.8 - 3.5 = 2451.3 \text{ 毫米}$$

而在检测屏上实际测得扫描椭圆脚印的两个长半轴为:

$$y''_+ = 2392 \text{ 毫米}$$

$$y''_- = 2516 \text{ 毫米}$$

此结果表明,扫描椭圆脚印的机下点并不是坐标原点,因此必有系统的固定夹角 $\gamma \neq 45°$(因当 $\gamma = 45°$时,扫描脚印的机下点必与坐标原点重合)。

依前述的长半轴理论计算值 y_+ 及实测值 y''_+,以及长半轴均差 $\Delta Y/2$,可求得系统固定夹角 γ 的实际误差 $\Delta\gamma$,它们之间关系如下:

$$\frac{y'_+ - y''_+}{L} = \mathrm{tg}2\Delta\gamma$$

$$\frac{(y_+ + \Delta y/2) - y''_+}{L} = \mathrm{tg}2\Delta\gamma$$

$$\frac{(2460 - 3.5) - 2392}{9171.3} = \mathrm{tg}2\Delta\gamma$$

解得: $$\Delta\gamma = 12.08'$$

故:系统固定夹角 γ 的实际值为:

$$\gamma' = \gamma + \Delta\gamma = 45° + 12.08' = 45°12.08'$$

(3)系统固定夹角 β(扫描转镜与电机转轴夹角)的检测结果

关于 β 角误差的检测结果,可有两种方法计算:

a. 近似计算。在侧滚角 θ 很小，近似为零时，可忽略不计。此时检测圆锥扫描角 2β 的真值，可采用以下近似计算：

$$\mathrm{tg}2\Delta\beta = \frac{\Delta y}{L} = \frac{\Delta Y/2}{L} = \frac{-3.5}{9171.3}$$

$$\therefore \Delta\beta = -39.36''$$

b. 精确计算。当飞机姿态不为零时，在侧滚角 θ 下，椭圆扫描在地面脚印的长轴发生改变，不以坐标原点对称，即两长半轴不等，分别为 y_+ 和 y_-。改变后的长半轴 y_+ 和以坐标原点对称的长半轴 y 之间的关系如图 4-2-4 所示：

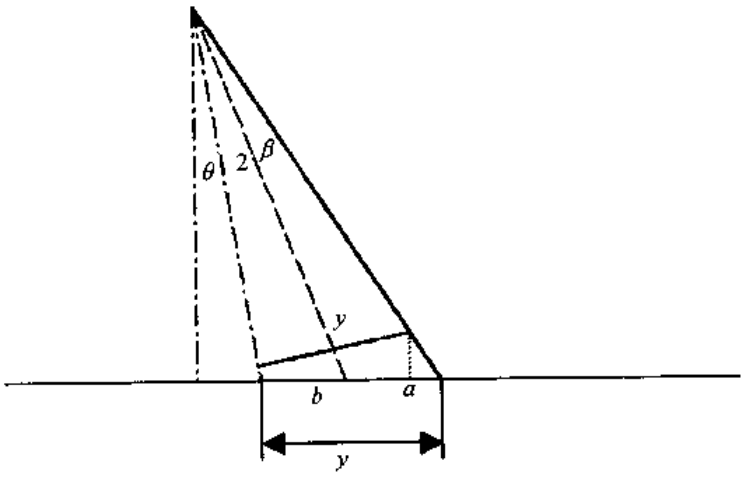


图 4-2-4　飞机侧滚 θ 角下的椭圆扫描在地面脚印的几何图解

上图中有：$y_+ = a + b$

$$a = y_+ - b = y_+ - y\cos\theta$$

$$= 2460 - 2457 \cdot \cos 13'53.2'' = 3.02 \text{ 毫米}$$

$$b' = y'_+ - a' \cong y'_+ - a$$

$$= 2456.5 - 3.02 = 2453 \text{ 毫米}$$

$$y' = \frac{b'}{\cos\theta} = \frac{2453}{\cos 13'53.2''} \approx 2453 \text{ 毫米}$$

$$\mathrm{tg}2\beta' = \frac{y'}{L} = \frac{2453}{9171.3}$$

$$\therefore 2\beta' = 14.974^\circ \quad \beta' = 7°29'13.4''$$

故：$\Delta\beta = \beta' - \beta = 7°29'13.4'' - 7°30' = -46.6''$

四、系统动态扫描的精度检测

1. 动态扫描时的飞机姿态角

(1) 偏航角　　$\varphi = 18'19''$

(2) 俯仰角　　$\delta = 35'38''$

(3) 侧滚角　　$\theta = -42'43''$

2. 动态扫描时的圆锥光程

$L = s + CO$

$S = 388 + 93 + 20.5 = 501.5$ 毫米

$CO = OB/\mathrm{tg}\alpha = 2626$ 毫米 / $\mathrm{tg}16°36'38.2'' = 8802.8$ 毫米

$L = 501.5 + 8802.8 = 9304.3$ 毫米

3. 激光扫描仪在不同转速下的系统动态扫描足印之检测数据

见以下附表 4-2-1 所示。

表 4-2-1　激光动态扫描点轨迹

数据项目 / 序号	理论计算值		实际检测值(20 转/秒)		实际检测值(30 转/秒)		实际检测值(40 转/秒)	
	Y	X	Y	X	Y	X	Y	X
32	-46.96	-2492.01	-85.46	-2514.71	-87.26	-2496.21	-87.26	-2473.61
33	-201.56	-2473.50	-239.06	-2492.50	-239.06	-2474.00	-239.76	-2453.50
34	-354.82	-2432.08	-391.32	-2450.38	-391.32	-2430.28	-389.42	-2406.20
35	-505.68	-2368.15	-538.97	-2382.55	-538.67	-2364.05	-534.87	-2341.35
36	-653.09	-2282.27	-683.59	-2292.57	-683.69	-2274.57	-679.59	-2249.97
37	-795.98	-2175.20	-824.27	-2182.10	-824.27	-2165.30	-815.87	-2140.40
38	-933.25	-2047.87	-957.25	-2024.87	-957.75	-2032.57	-947.75	-2010.87
39	-1063.80	-1901.39	-1085.70	-1897.69	-1083.70	-1884.89	-1073.20	-1862.79
40	-1186.49	-1736.97	-1207.19	-1732.07	-1203.89	-1721.67	-1193.49	-1700.47
41	-1300.15	-1556.00	-1319.15	-1551.60	-1312.65	-1537.60	-1303.15	-1522.00
42	-1403.62	-1359.95	-1419.62	-1353.15	-1412.62	-1340.15	-1400.42	-1326.75
43	-1495.72	-1150.44	-1512.52	-1141.14	-1502.42	-1129.14	-1490.52	-1118.44
44	-1575.26	-929.18	-1584.76	-920.68	-1574.26	-907.48	-1564.46	-900.38
45	-1641.07	-698.01	-1647.57	-689.30	-1636.07	-678.20	-1625.07	-672.50
46	-1692.02	-458.86	-1693.92	-450.45	-1682.02	-442.35	-1669.72	-435.85
47	-1727.03	-213.80	-1720.73	-204.00	-1711.83	-205.80	-1698.23	-195.90
48	-1745.11	34.97	-1740.00	42.97	-1729.81	45.17	-1713.81	46.97
49	-1745.38	285.15	-1734.38	297.45	-1725.38	298.35	-1709.38	300.45
50	-1727.10	534.30	-1715.10	539.60	-1704.10	537.60	-1689.40	538.20
51	-1689.72	779.85	-1675.22	779.85	-1662.32	777.85	-1645.02	776.65
52	-1632.92	1019.17	-1613.22	1016.46	-1601.12	1012.56	-1584.42	1007.46
53	-1556.65	1249.49	-1535.75	1241.10	-1522.45	1229.89	-1504.85	1229.10
54	-1461.13	1468.05	-1437.63	1457.05	-1424.13	1452.05	-1405.43	1442.05
55	-1346.94	1672.06	-1319.14	1654.36	-1308.94	1651.76	-1291.44	1635.36
56	-1215.00	1858.78	-1182.40	1835.08	-1172.40	1829.98	-1157.90	1815.58
57	-1066.59	2025.59	-1089.60	1995.59	-1083.40	1985.39	-1068.10	1971.79
58	-903.37	2170.03	-867.37	2134.53	-859.97	2122.13	-846.07	2105.03
59	-727.32	2289.90	-692.32	2251.00	-685.72	2239.30	-673.52	2219.70
60	-540.76	2383.32	-507.06	2340.12	-501.96	2325.97	-491.46	2305.02
61	-346.29	2448.78	-316.29	2401.08	-310.29	2381.08	-262.09	2364.58
62	-146.70	2485.19	-116.30	2431.30	-113.00	2415.50	-109.70	2394.60

4. 动态扫描时系统参数精度的检测结果

(1)实际侧滚角为 θ':

$\theta' = \theta + \Delta\gamma = -42'43'' + -42'31''$

(2) 扫描仪以不同转速旋转时,β 角改变量的检测结果:

如图 4-2-5 所示,L 为光程,故:

$$l = \frac{L}{\cos 2\beta} = \frac{9304.3}{\cos 15^\circ} = 9632.5 \text{ 毫米}$$

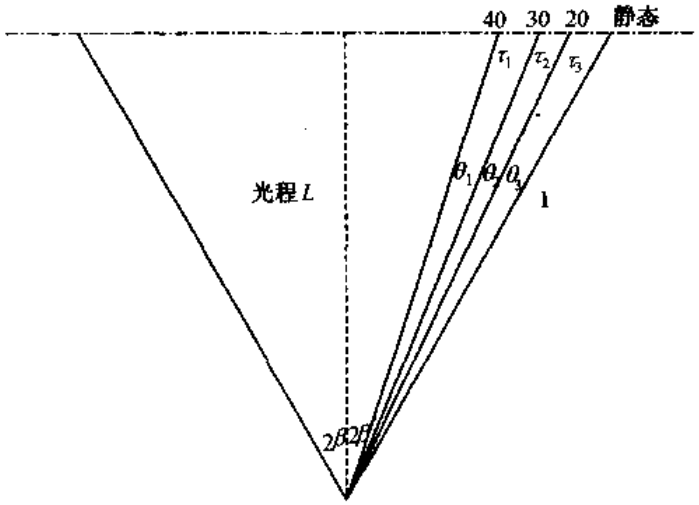


图 4-2-5　动态扫描中系统参数 β 角改变量的检测示意图

β 角在扫描转速为 20 转 / 秒、30 转 / 秒、40 转 / 秒时的改变量分别为 $\Delta\beta_1$、$\Delta\beta_2$、$\Delta\beta_3$,其检测值近似计算如下:

$$\tau_1 = l\theta_1 \quad \theta_1 = \frac{\tau_1}{l} = \frac{18}{9632.5} = 1.869 \text{ 毫弧度} = 6'25.44''$$

$$\tau_2 = l\theta_2 \quad \theta_2 = \frac{\tau_2}{l} = \frac{14.6}{9632.5} = 1.516 \text{ 毫弧度} = 5'12.6''$$

$$\tau_3 = l\theta_3 \quad \theta_3 = \frac{\tau_3}{l} = \frac{20}{9632.5} = 2.076 \text{ 毫弧度} = 7'8.27''$$

$$\Delta\beta_1 = \frac{\theta_1}{2} = \frac{6'25.44''}{2} = 3'12.72''$$

$$\Delta\beta_2 = \frac{\theta_1 + \theta_2}{2} = \frac{6'25.44'' + 5'12.6''}{2} = 5'49.02''$$

$$\Delta\beta_3 = \frac{\theta_1 + \theta_2 + \theta_3}{2} = \frac{6'25.44'' + 5'12.6'' + 7'8.27''}{2} = 9'23.16''$$

(3)动态扫描时在不同转速下的 β 实际值:

20 转 / 秒:$\beta'_1 = \beta' - \Delta\beta_1 = 7°29'13.4'' - 3'12.72'' = 7°26'0.68''$

30转/秒：$\beta'_2 = \beta' - \Delta\beta_2 = 7°29'13.4'' - 5'49.02'' = 7°23'24.38''$

40转/秒：$\beta'_3 = \beta' - \Delta\beta_3 = 7°29'13.4'' - 9'23.16'' = 7°19'50.24''$

五、系统检测用仪器设备精度及其他辅助设备

(1) T3型经纬仪(瑞士Wild公司生产)，精度2秒级。

(2) JZC型自准址仪(长春光学仪器厂)，精度0.2秒级。

(3) 框式水平仪(潍坊量具厂)，精度等级：0.2毫米/米。

(4) DZC-XI型坐标格网尺(西安光学测量仪器厂)，精度等级：±0.08毫米。

(5) 万能角度尺(北京景具刃具厂)。

(6) 氦氖激光器。

(7) 混凝土浇筑稳定平台(自行设计，委托加工)。

(8) 可精确调向角度的高平整度反射镜(自行设计，委托加工)。

(9) 高精度刚性大平板，平均形变为17微米(自行设计，委托加工)。

六、系统大平板的平整度检测

1. 检测目的

三维成像仪是将多光谱扫描仪、激光测距仪、姿态测量装置及动态差分GPS接收机等集成一体的实用型机载遥感信息获取系统。由于该系统是将扫描仪、测距仪和惯导三者集成于一刚性平台的高精度传感设备，因此除在保证图像，测距和姿态各分仪器本身的测量精度外，每个传感器间的安装配合如何，对整个系统的测量精度是至关重要的。故系统对刚性平台的平整度有很高的要求，其平整性是本机载遥感系统的一项重要指标。故在地面首先应对该平板的平整度做出精确的静态检测。

2. 检测方法

检测大板的平整度(平面度)通常使用自准直仪(平行光管)。在本检测实验中，被测点的选取如下图4-2-6所示(行与列之间的间隔均为112毫米)。

图4-2-6中圆内测点为空点，行列交叉点为测点。

具体检测方法如下(见图4-2-7)：

(1)以行为单位读取各测点的θ值。

(2) 求出XY坐标系中各被测点的h_i值，其中：

$$h_i = x_i \times \mathrm{tg}\theta_i$$

(3) 以(x_1, y_1)，(x_9, y_9)两点连线作为平板的理想平面，其直线方程为：

$$y = ax + b$$

其中a，b由以下联立方程求得：

$$y_1 = ax_1 + b$$

$$y_9 = ax_9 + b$$

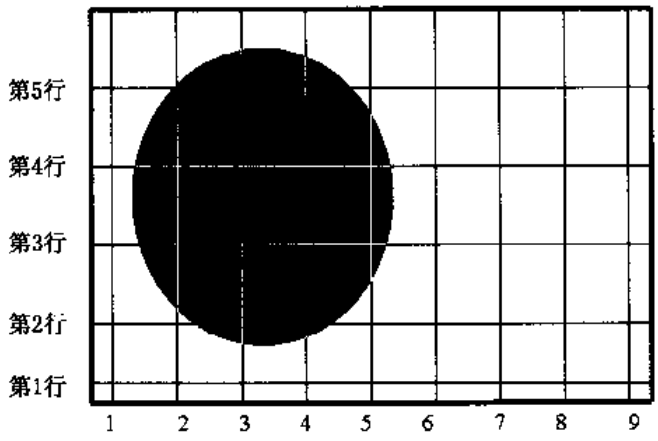


图 4-2-6　大基板测点的分布

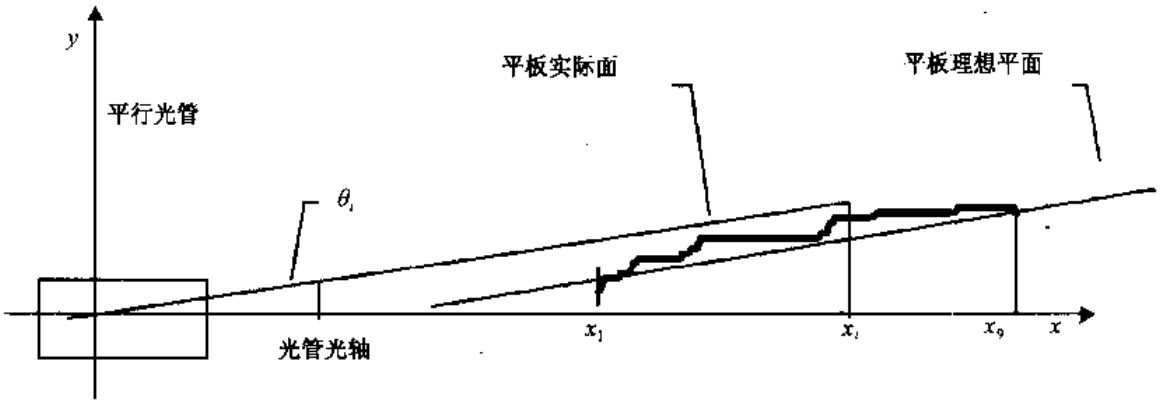


图 4-2-7　检测方法示意图

(4) 求出直线上与 x_i 相对应的 y_i 值：

$$y_i = ax_i + b$$

(5) 最后求出各被测点的平整度差值：

$$\Delta h_i = h_i - y_i$$

3. 检测用仪器及精度

该检测使用的仪器为长光所生产的 JZC 型自准直仪，其精度见仪器测试报告。

4. 检测实验数据及结果的计算处理

见表 4-2-2 至表 4-2-6。

表 4-2-2　大平板第一行各点检测数据及形变计算结果

序号	光管测得平板各点检测数据	平板纵向各被测点形变 Δh_i
1	θ_1 = 4′14.7″	Δh_1 = − 0.0608 毫米
2	θ_2 = 4′9.6″	Δh_2 = − 0.0151 毫米
3	θ_3 = 3′57.8″	Δh_3 = 0.0015 毫米
4	θ_4 = 3′50.5″	Δh_4 = 0.0234 毫米
5	θ_5 = 3′41.6″	Δh_5 = − 0.0935 毫米
6	θ_6 = 3′21.2″	Δh_6 = − 0.0318 毫米
7	θ_7 = 3′16.3″	Δh_7 = − 0.0279 毫米
8	θ_8 = 3′8.5″	Δh_8 = − 0.0475 毫米
9	θ_9 = 3′8.2″	Δh_9 = − 0.0247 毫米

表 4-2-3　大平板第二行各点检测数据及形变计算结果

序号	光管测得平板各点检测数据	平板纵向各被测点形变 Δh_i
1	θ_1 = 4′17″	Δh_1 = − 0.0181 毫米
2	θ_2 = 4′53.5″	Δh_2 = 0.1083 毫米
3	θ_3 = 空点	Δh_3 =
4	θ_4 = 空点	Δh_4 =
5	θ_5 = 3′17.4″	Δh_5 = − 0.2196 毫米
6	θ_6 = 3′13.6″	Δh_6 = 0.02535 毫米
7	θ_7 = 3′51.8″	Δh_7 = − 0.0527 毫米
8	θ_8 = 3′45.8″	Δh_8 = − 0.0857 毫米
9	θ_9 = 3′57.2″	Δh_9 = − 0.0073 毫米

表 4-2-4　大平板第三行各点检测数据及形变计算结果

序号	光管测得平板各点检测数据	平板纵向各被测点形变 Δh_i
1	θ_1 = 4′18.9″	Δh_1 = − 0.0890 毫米
2	θ_2 = 空点	Δh_2 =
3	θ_3 = 空点	Δh_3 =
4	θ_4 = 空点	Δh_4 =
5	θ_5 = 空点	Δh_5 =
6	θ_6 = 3′10.5″	Δh_6 = 0.0046 毫米
7	θ_7 = 2′53.7″	Δh_7 = − 0.0390 毫米
8	θ_8 = 2′50.8″	Δh_8 = − 0.0144 毫米
9	θ_9 = 2′41.5″	Δh_9 = − 0.0362 毫米

表 4-2-5　大平板第四行各点检测数据及形变计算结果

序号	光管测得平板各点检测数据	平板纵向各被测点形变 Δh_i
1	θ_1 = 4′17.8″	Δh_1 = - 0.0857 毫米
2	θ_2 = 空点	Δh_2 =
3	θ_3 = 空点	Δh_3 =
4	θ_4 = 空点	Δh_4 =
5	θ_5 = 空点	Δh_5 =
6	θ_6 = 3′9.8″	Δh_6 = - 0.0066 毫米
7	θ_7 = 2′36.4″	Δh_7 = - 0.1475 毫米
8	θ_8 = 2′50.2″	Δh_8 = - 0.0310 毫米
9	θ_9 = 2′44″	Δh_9 = - 0.0347 毫米

表 4-2-6　大平板第五行各点检测数据及形变计算结果

序号	光管测得平板各点检测数据	平板纵向各被测点形变 Δh_i
1	θ_1 = 4′18″	Δh_1 = - 0.1040 毫米
2	θ_2 = 空点	Δh_2 =
3	θ_3 = 空点	Δh_3 =
4	θ_4 = 空点	Δh_4 =
5	θ_5 = 3′8.2″	Δh_5 = - 0.0088 毫米
6	θ_6 = 2′56″	Δh_6 = - 0.0054 毫米
7	θ_7 = 2′38″	Δh_7 = - 0.0482 毫米
8	θ_8 = 2′38″	Δh_8 = 0.0015 毫米
9	θ_9 = 2′24.2″	Δh_9 = - 0.0423 毫米

第三节　飞行试验及野外最终精度检测

一、实验概况

直线扫描方式的“原理样机”完成后，曾进行了飞行检测，定位精度为 10 米。并于次年在内蒙古包头地区为用户 5 个指定区飞行共 400 平方公里的数据，先后制作出三类（等高线图、地学编码图和地形影像图）图件。用户实地检测定位精度优于 10 米。后由于特殊需要，改为圆扫描方式，并对原系统加以改进和加强检测，完成圆扫描方式的试验样机。

项目组在北京沙河机场进行了圆扫描试验飞行，试验区设计决定选取北京九里山附近的一个典型地区（包含山区和平地）作为试验区，交通也比较方便，这样的地区既可以全面反映本技术系统的精度，又能顺利进行地面检测。

试验区选择在北京沙河机场附近的九里山地区，试验区大小为 5 公里 × 6 公里（东西长 6 公里，南北宽度 5 公里）左右，正好能够做成一张 1∶10000 的标准地图，而且试验区内

应该具备一定的起伏地区和平地，以便考核三维系统对山区和平地的适用情况。试验区域设计为30多平方公里，设计了22条航线，飞行高度设计为600米、300米。为了对比检验，特地设计了三条航线的重叠率达到50%左右，其余航线设计重叠率为20%。

二、飞行参数和航线设计

在试验区试验飞行时，正常飞行高度设计为600米，作业的视场为30度，因此每条航带的覆盖宽度为310米左右，航线长度6公里。为了进一步提高最终的定位精度和实验，还要求飞行4条300米高的航线。考虑到以后的飞行处理以及航带的平差和拼接，同时又要完成一定的作业区域，因此航带间的重叠设计成可变的：有两条重叠为50%，有三条重叠30%，其余重叠20%左右。其中第一条航线往返重复飞行，详细的航带设计图如图4-3-1所示。其中航线设计的航迹端点坐标如表4-3-1、表4-3-2、表4-3-3所示。

表4-3-1　九里山试验区东西航线（600米航高，6公里长）

航线	西头经度	纬度	东头经度
1	116°17′	40°10′20″	116°21′18″
2		40°10′20″	
3		40°10′25″	
4		40°10′32″	
5		40°10′ 39″	
6		40°10′46″	
7		40°10′54″	
8		40°11′02″	
9		40°11′10″	
10		40°11′18″	
11		40°11′26″	
12		40°11′34″	
13		40°11′42″	
14		40°11′50″	
15		40°11′58″	
16		40°12′06″	
17		40°12′14″	
18		40°12′22″	
19		40°12′30″	
20		40°12′38″	
21		40°12′46″	
22		40°12′54″	
23		40°13′02″	
24		40°13′10″	
25		40°13′18″	

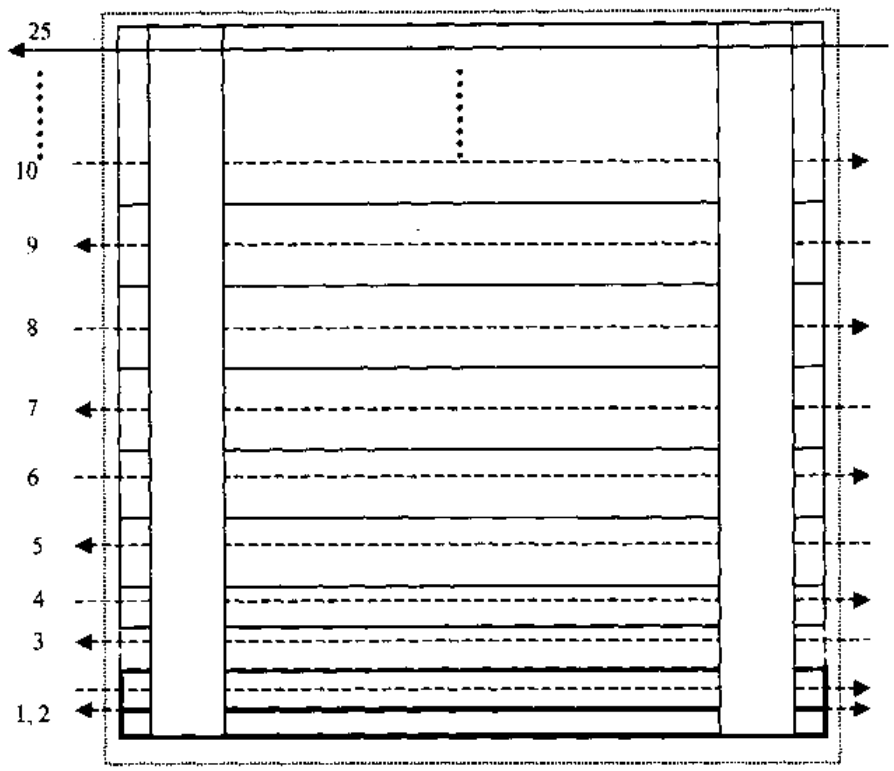


图 4-3-1　航线设计图

表 4-3-2　九里山试验区(300 米航高,6 公里长)

航线	西头经度	纬度	东头经度
1	116°17′	40°10′20″	116°21′30″
2		40°10′20″	
3		40°10′225″	
4		40°10′26″	
5		40°10′30″	
6		40°10′34″	
7		40°10′38″	
8		40°10′42″	

表 4-3-3　UMK 航摄飞行(1000 米航高,6 公里长)

航线	西头经度	纬度	东头经度
1	116°17′	40°10′34″	116°21′18″
2		40°11′03″	
3		40°11′32″	
4		40°12′01″	
5		40°12′30″	
6		40°12′59″	

三、飞行情况和获取的数据量

第一次共飞行 1 个多小时(充电电池的缘故),由于姿态数据和激光测距数据丢失比较严重,因而基本上没有进行数据处理。

第二次飞行 2 个多小时,数据基本完整,但依然有多条航带的数据不够理想,此外还有少数几条航带没有飞行,经过初步处理,认为其中的几条航带的数据可以利用。

第三次飞行 2 个多小时,飞行数据比较理想。结合第二次的飞行,30 多平方公里的试验区域全部飞行完成。

为了便于地面检测时找点和刺点,第四架次对试验区进行了大比例尺的航摄飞行(UMK 量测像机),获得了 60 张黑白航空像片。

共获得了 75 兆的 GPS 原始观测数据。三天的试验飞行中有效的飞行航线为 19 条,其中 600 米飞行 15 条航线,300 米飞行 4 条航线。此次 600 米飞行的 15 条航线共获得原始数据 60 余兆,其中包括红外影像、激光测距及姿态数据(GPS 数据除外)。300 米飞行的 4 条航线共获得原始数据 27 余兆。

四、野外精度检测及结果

为了检验系统的最终精度,对该试验区进行了地面检测。首先利用大比例尺的航空像片和经信息处理软件制作的地学编码图像选取了一些在地面上有明显标志的特征点。经过仔细的比较和选择,在九里山附近的三条航线的两头和中间共选取了 45 个标志点,其中 600 米飞行高度为 25 个点,300 米飞行高度为 20 个点。这样选取地面检测点,是为了保证选取的地面检测点比较合理地分布,不同航线上的精度有无变化,在同一条航线上精度会不会随飞行时间而变化。

利用两台 ASHTECH 的双频测量型 GPS 接收机 Z-12 对 45 个地面点进行了快速静态测量,一台放置在试验飞行时的基准站上,另一台分别在地面的标志点上进行 5 ~ 10 分钟的静态观测。观测完所有的地面点后,利用静态后处理软件进行处理,在进行坐标变换,最后得到了这些地面标志点的平面坐标。这些地面标志点的 GPS 测量精度都优于 5 厘米。

图 4-3-2 和图 4-3-3 分别为 600 米(25 个点)和 300 米(20 个点)的飞行高度所进行野外检测的地面点分布图。

根据激光直接对地定位原理,计算出激光点的三维坐标。为检验激光点直接定位的精度,进行了现场实测。如表 4-3-4,4-3-5,4-3-6,4-3-7 所示,将计算值与实测值进行了比较。可以看出,300 米精度比 600 米要好。

600 米检测了 25 个点,300 米检测了 20 个点。这些点基本上均匀分布在航线始、中、末。一般为桥头,叉路口,围墙角落等。

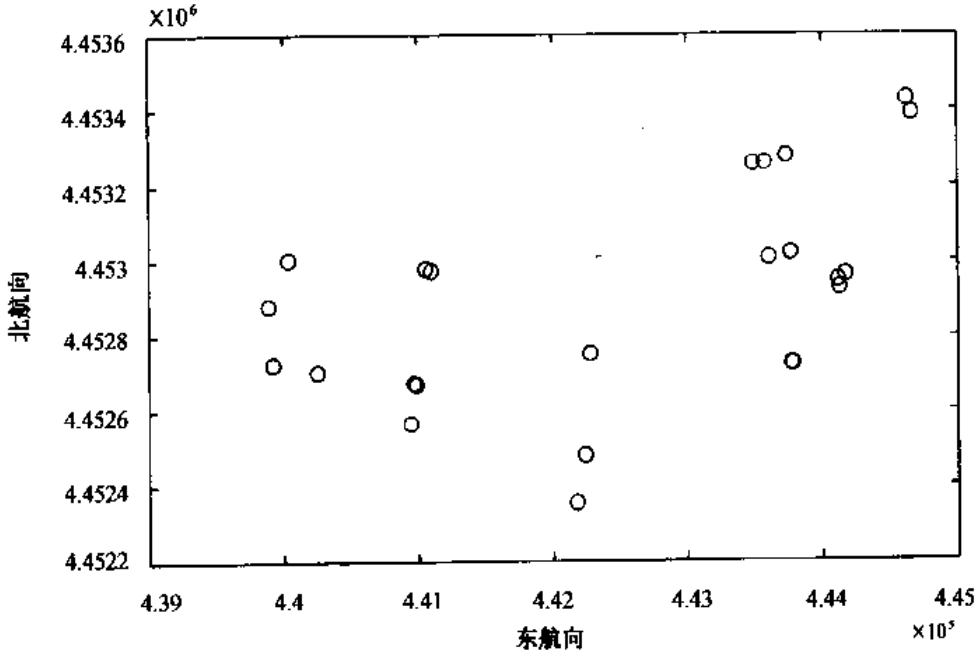


图 4-3-2　600 米的野外点分布

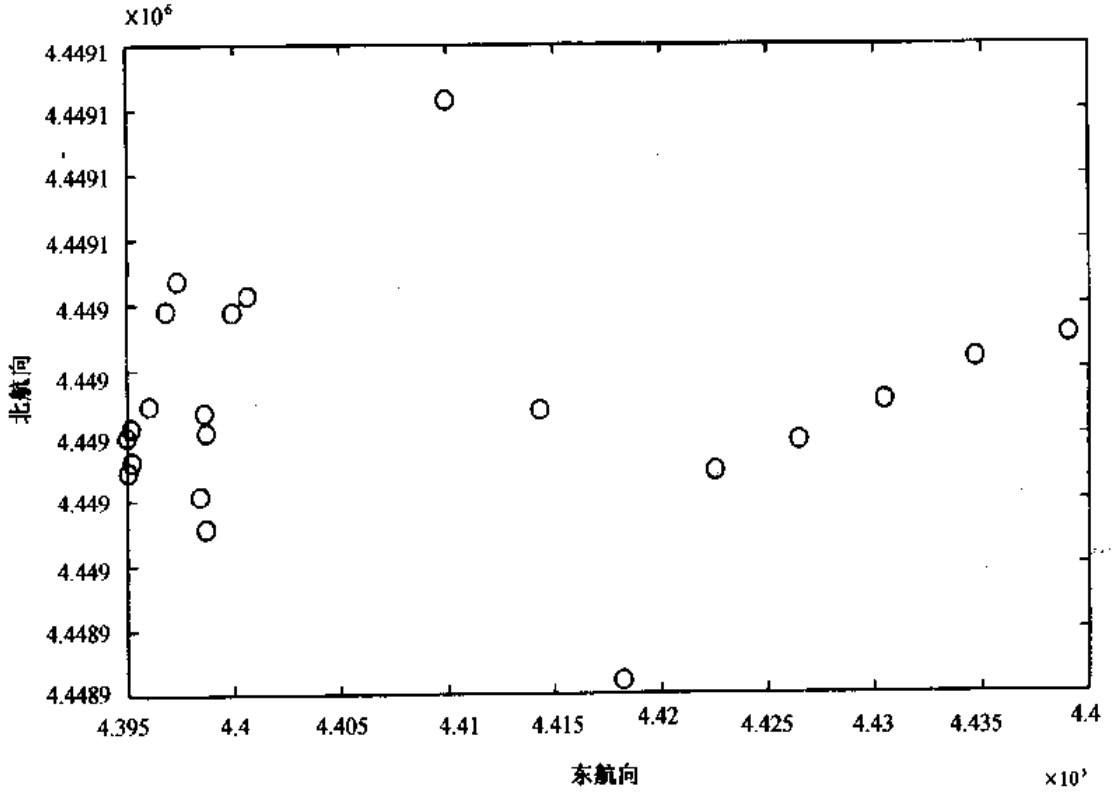


图 4-3-3　300 米的野外点分布

表 4-3-4　600 米现场检测结果(单位:米)

检测点	北向坐标			东向坐标			高程		
	计算值	实测值	偏差	计算值	实测值	偏差	计算值	实测值	偏差
13	4453278.86	4453278.68	0.2	443740.81	443739.35	1.5	46.2	48.0	-1.8
8	4453263.04	4453260.47	2.6	443576.07	443579.28	-3.2	46.5	49.2	-2.8
9	4453253.64	4453258.73	-5.1	443495.99	443493.87	2.1	47.5	48.8	-1.3
23	4452878.57	4452882.12	-3.6	439886.21	439886.77	-0.6	47.4	50.0	-2.6
24	4453005.03	4453004.39	0.6	440036.74	440036.73	0.0	51.4	55.4	-4.0
19	4452982.81	4452981.20	1.6	441051.86	441056.77	-4.9	54.3	55.5	-1.2
20	4452977.15	4452975.29	1.9	441099.64	441097.57	2.1	53.9	55.0	-1.1
15	4453007.44	4453008.58	-1.1	443608.82	443606.51	2.3	45.5	46.0	-0.5
14	4453020.60	4453021.21	-0.6	443768.08	443767.29	0.8	44.3	46.2	-1.9
5	4452951.95	4452949.59	2.4	444110.01	444116.17	-6.2	42.8	43.3	-0.5
6	4452930.52	4452928.99	1.5	444124.96	444126.77	-1.8	42.1	43.3	-1.2
7	4452963.73	4452963.07	0.7	444177.21	444172.84	4.4	42.9	43.4	-0.5
4	4452725.35	4452723.89	1.5	443776.28	443781.24	-5.0	44.4	43.0	1.4
3	4452730.24	4452725.46	4.8	443756.66	443775.65	-19.0	42.8	43.5	-0.7
10	4452751.59	4452751.59	0.0	442294.71	442278.15	16.6	56.4	59.5	-3.0
18	4452666.63	4452669.34	-2.7	440991.06	440987.72	3.3	44.2	44.4	-0.2
17	4452669.77	4452673.29	-3.5	440971.08	440966.48	4.6	43.5	44.5	-1.0
21	4452701.11	4452702.93	-1.8	440250.84	440253.52	-2.7	42.5	45.6	-3.0
22	4452720.69	4452723.58	-2.9	439919.45	439920.83	-1.4	46.4	47.3	-0.9
中误差		2.43			3.77			1.84	

表 4-3-5　600 米现场检测结果(单位:米)

检测点	北向坐标			东向坐标			高程		
	计算值	实测值	偏差	计算值	实测值	偏差	计算值	实测值	偏差*
13	4453278.86	4453278.68	0.2	443740.81	443739.35	1.5	46.2	48.0	-0.4
8	4453263.04	4453260.47	2.6	443576.07	443579.28	-3.2	46.5	49.2	-1.4
9	4453253.64	4453258.73	-5.1	443495.99	443493.87	2.1	47.5	48.8	0.1
23	4452878.57	4452882.12	-3.6	439886.21	439886.77	-0.6	47.4	50.0	-1.2
24	4453005.03	4453004.39	0.6	440036.74	440036.73	0.0	51.4	55.4	-2.6
19	4452982.81	4452981.20	1.6	441051.86	441056.77	-4.9	54.3	55.5	0.2
20	4452977.15	4452975.29	1.9	441099.64	441097.57	2.1	53.9	55.0	0.3
15	4453007.44	4453008.58	-1.1	443608.82	443606.51	2.3	45.5	46.0	0.9
14	4453020.60	4453021.21	-0.6	443768.08	443767.29	0.8	44.3	46.2	-0.5
5	4452951.95	4452949.59	2.4	444110.01	444116.17	-6.2	42.8	43.3	0.9
6	4452930.52	4452928.99	1.5	444124.96	444126.77	-1.8	42.1	43.3	0.2
7	4452963.73	4452963.07	0.7	444177.21	444172.84	4.4	42.9	43.4	0.9
4	4452725.35	4452723.89	1.5	443776.28	443781.24	-5.0	44.4	43.0	2.8
3	4452730.24	4452725.46	4.8	443756.66	443775.65	-19.0	42.8	43.5	0.7
10	4452751.59	4452751.59	0.0	442294.71	442278.15	16.6	56.4	59.5	-1.6
18	4452666.63	4452669.34	-2.7	440991.06	440987.72	3.3	44.2	44.4	1.2
17	4452669.77	4452673.29	-3.5	440971.08	440966.48	4.6	43.5	44.5	0.4
21	4452701.11	4452702.93	-1.8	440250.84	440253.52	-2.7	42.5	45.6	-1.6
22	4452720.69	4452723.58	-2.9	439919.45	439920.83	-1.4	46.4	47.3	0.5
中误差		2.43			3.77			1.22	

注"*"为经系统误差校正后的值(下同)。

表 4-3-6　300 米现场检测结果(单位:米)

检测点	北向坐标			东向坐标			高程		
	计算值	实测值	偏差	计算值	实测值	偏差	计算值	实测值	偏差*
12	4448997.37	4448999.48	-2.1	439501.13	439501.04	0.1	36.1	37.3	-1.2
13	4448987.34	4448988.78	-1.4	439505.34	439504.68	0.7	35.9	37.1	-1.2
11	4449001.12	4449002.11	-1.0	439520.08	439519.95	0.1	36.6	37.3	-0.7
10	4448991.25	4448991.98	-0.7	439521.03	439522.75	-1.7	35.9	37.2	-1.2
9	4449006.93	4449009.01	-2.1	439602.68	439604.11	-1.4	35.7	36.7	-1.0
8	4449038.43	4449038.10	0.3	439678.95	439683.10	-4.1	35.9	36.9	-0.9
7	4449047.45	4449047.24	0.2	439734.19	439735.12	-0.9	35.8	37.1	-1.2
6	4448978.40	4448981.26	-2.9	439841.52	439841.27	0.2	35.3	36.9	-1.6
3	4449006.38	4449006.85	-0.5	439864.61	439863.22	1.4	35.6	37.0	-1.4
4	4449000.21	4449000.69	-0.5	439872.47	439872.05	0.4	35.9	37.7	-1.8
5	4448966.47	4448971.08	-4.6	439888.40	439868.44	20.0	36.0	36.8	-0.8
I	4449038.92	4449037.55	1.4	439993.60	439993.23	0.4	36.0	36.8	-0.9
2	4449045.54	4449042.62	2.9	440060.76	440064.93	-4.2	35.6	36.7	-1.1
21	4449105.46	4449102.95	2.5	441015.14	440996.11	19.0	34.6	35.9	-1.3
20	4449011.05	4449007.56	3.5	441435.41	441435.10	0.3	32.7	34.5	-1.8
14	4448980.88	4448924.20	56.7	441838.30	441821.99	16.3	31.6	34.0	-3.4
15	4448988.14	4448988.88	-0.7	442254.40	442254.67	-0.3	33.0	33.5	-0.5
16	4448998.90	4448998.14	0.8	442654.21	442651.14	3.1	33.1	33.6	-0.5
17	4449010.08	4449010.63	-0.5	443052.33	443051.15	1.2	32.2	32.7	-0.5
18	4449022.13	4449023.34	-1.2	443472.02	443471.88	0.1	30.4	31.5	-1.1
中误差		1.94			1.76			1.4	

表 4-3-7　300 米现场检测结果(单位:米)

检测点	北向坐标			东向坐标			高程		
	计算值	实测值	偏差	计算值	实测值	偏差	计算值	实测值	偏差*
12	4448997.37	4448999.48	-2.1	439501.13	439501.04	0.1	36.1	37.3	-0.2
13	4448987.34	4448988.78	-1.4	439505.34	439504.68	0.7	35.9	37.1	-0.2
11	4449001.12	4449002.11	-1.0	439520.08	439519.95	0.1	36.6	37.3	0.3
10	4448991.25	4448991.98	-0.7	439521.03	439522.75	-1.7	35.9	37.2	-0.2
9	4449006.93	4449009.01	-2.1	439602.68	439604.11	-1.4	35.7	36.7	0.0
8	4449038.43	4449038.10	0.3	439678.95	439683.10	-4.1	35.9	36.9	0.1
7	4449047.45	4449047.24	0.2	439734.19	439735.12	-0.9	35.8	37.1	-0.2
6	4448978.40	4448981.26	-2.9	439841.52	439841.27	0.2	35.3	36.9	-0.6
3	4449006.38	4449006.85	-0.5	439864.61	439863.22	1.4	35.6	37.0	-0.4
4	4449000.21	4449000.69	-0.5	439872.47	439872.05	0.4	35.9	37.7	-0.8
5	4448966.47	4448971.08	-4.6	439888.40	439868.44	20.0	36.0	36.8	0.2
I	4449038.92	4449037.55	1.4	439993.60	439993.23	0.4	36.0	36.8	0.1
2	4449045.54	4449042.62	2.9	440060.76	440064.93	-4.2	35.6	36.7	-0.1
21	4449105.46	4449102.95	2.5	441015.14	440996.11	19.0	34.6	35.9	-0.3
20	4449011.05	4449007.56	3.5	441435.41	441435.10	0.3	32.7	34.5	-0.8
14	4448980.88	4448924.20	56.7	441838.30	441821.99	16.3	31.6	34.0	-2.4
15	4448988.14	4448988.88	-0.7	442254.40	442254.67	-0.3	33.0	33.5	0.5
16	4448998.90	4448998.14	0.8	442654.21	442651.14	3.1	33.1	33.6	0.5
17	4449010.08	4449010.63	-0.5	443052.33	443051.15	1.2	32.2	32.7	0.5
18	4449022.13	4449023.34	-1.2	443472.02	443471.88	0.1	30.4	31.5	-0.1
中误差		1.94			1.76			0.40	

英文摘要

CHAPTER Ⅰ INTRODUCTION

Section 1 Integrated Time & Spatial Technical Framework of Remote Sensing

Remote sensing technology is an important tool for people to understand the nature, and it can be mainly applied in resources monitoring and environment monitoring. But information resource is insufficient, and it influences the functions of remote sensing. It is necessary to develop high efficient remote sensing technology. Adapted accuracy and national range is the goal of the remote sensing. In China developing integrated remote sensing information system engineering is necessary in order to make remote sensing serve the state more effectively.

Section 2 Digital Earth and Development of Remote Sensing Technology

Digital earth is the goal proposed to describe the earth more accurately and remote sensing technology is a necessary and important tool to build digital earth. Efficiency, accuracy, covering ability and continuity are the problems which remote sensing must face. Therefore it is necessary to set up high efficient remote sensing technology framework. The structure and content of the innovated remote sensing technical engineering framework is discussed in detail.

Section 3 High Efficient Remote Sensing Earth Observation System

With the development of society, it is more urgent to develop high efficient remote sensing technology. Inverted idea should be applied to set up innovated remote sensing earth observation system of our own self. The innovated remote sensing earth observation system is consisted of remote sensing monitoring satellite, airborne remote sensing technology system. The key problems and characters of innovated remote sensing earth observation system are also discussed.

Section 4 Progress in Mobil/Airborne Laser-Ranging/Multispectral-Imaging Mapping System

The recent development of Mobil/Airborne Laser-anging/Multispectral - Imaging Mapping System is driven by the availability of compact ruggedized solid state lasers, charge coupled device camera (CCD), radar sensor, multispectral-imaging scanner, Global Positioning System(GPS) and high precision Inertial Navigation System(INS). It is emerging as an attractive alternative to the traditional techniques for large scale spatial data and associated attributes in geographical information systems(GIS) capture. This section provides the systematic introduction to the use of Mobile/Airborne Laser-Ranging /Multispectral Imaging Mapping System. The Airborne Laser-Ranging & Mutispectral-Imaging Mapping System, which is developed by our group in IRSA, is presented in this section. This system has the ability of simultaneously capturing multi-spectral information and DEM, both of them are georeferenced and matched accurately by

Laser-Ranging & Multispectral-Imaging Coupled Scanner (LARMICS) that is invented by our group.

Section 5 The Principle of Airborne Laser Imaging and Mapping System

Airborne laser imaging and mapping system is constituted of multi-spectral scanner, scanning laser range-finder, differential GPS and attitude measurement unit. The acquired data including GPS position, laser range, attitude is used to calculated the sample points distributed in the image which is acquired simultaneously. These sample points thought as ground control points are used to geo-reference the image and can also be used to generate the digital elevation model. The positioning principle of this system and how to process the data and generate the geo-reference image and DEM are discussed in detail. Some flight tests and processed results show that this system is a high efficient remote sensing technology and has a wide applications.

Section 6 Airborne Laser Image Mapping System

A new type airborne laser image mapping system (ALIMS) and its principle, technical structure, data processing and development are presented in this section, the ranging principle used in ALIMS is a breakthrough in remote sensing technical system. ALIMS's main features are high efficiency, the ability to position and attribute simultaneously, so it can become a new effective remote sensing technical system to monitor resource and environment hi-dynamically.

CHAPTER Ⅱ INFORMATION ACQUIRING TECHNOLOGY

Section 1 Airborne Laser Scanning Range--Imaging Sensor

An airborne integrated sensor of laser range and passive thermal infrared imaging with optical and mechanical scanning is expounded. Together with the attitude measurement and GPS positioning of aircraft flat, the 3D coordinates and image contrast data of terrain objects are acquired in real-time or quasi-real-time. After several kinds of synchronous data from the airborne system are replayed and processed in a ground based computer, DEM and georeferenced image can be built quickly.

Section 2 Study of Airborne Laser Range Finder

Part 1 The Analysis of an Airborne Scanning Laser Terrain Map System

According to the function and requirement of an airborne scanning laser map system, its fundamental is analyzed in this paper. The characteristics of the scanning laser rangefind in this kind of system are summarized. Moreover, a update airborne scanning laser map system is introduced. At last, some problems needed to be researched furtherly is pointed out.

Part 2 A Study on the Precision of Airborne Scanning Laser Ranging

Airborne scanning laser ranging, based on laser source with large power and high pulse repetition rate, is a technical means for the acquisition of elevation data in airborne earth positioning. Furthermore, high precision of laser ranging is an important guarantee for the positioning data meeting practical

requirements. First in this paper, the fundamental and actualities of airborne scanning laser ranging is introduced according to the developing demand of airborne earth positioning. Then, the precision and its affecting factors of airborne scanning laser ranging are analyzed. At the same time, some methods for the improvement of the ranging precision are suggested.

Part 3 Use A/D to Improve the Precision of Time Interval Measurement in Pulse Laser Range-finding

In view of the problem that the count quantization error affects on the precision of time interval measurement in pulse laser range-finding, a method to improve the precision using A/D is put forward and its feasibility and precision is analyzed in this paper. It is proved through theory analysis and test that this method can be easily realized to decrease the count quantization error by several order.

Part 4 An Analysis of the Ground Resolution of the Airborne Scanning Laser Rangefind

According to the requirement to the ground resolution of the airborne earth mapping, first ,two kinds of trace of ground sampled sites of the airborne scanning laser rangefind are given. Then, the characteristics of the ground sampled sites in a straight scanning trace and the relations between the horizontal ground resolution and some relative affecting factors are emphatically analyzed. Finally, some methods used to improve the horizontal ground resolution are discussed and some relative conclusions are resulted.

Part 5 The Application of a Laser with High Pulse Repetition Rate in Airborne Scanning Laser Ranging

It is introduced that an airborne scanning laser ranging system in which a laser with high pulse repetition rate is used. The characteristics on the design and realization of a airborne scanning laser ranging system under high pulse repetition rate is summaried. It is indicated that the laser with high pulse repetition rate is an important assurance for doing airborne 3D information acquisition with high resolution.

Part 6 An analysis of the characteristics of the retturn pulse in airborne laser beam scanning

In this paper, the spatial and temporal distribution of the pulsed laser beam in a far field is introduced. An expression of the return pulse power in time domain is resulted for an airborne pulsed laser beam scanning and sounding over the ground. The waveforms of the return pulse , its main characteristics and the relations between them and the scanning angle of the beam are obtained. It is indicated by the conclusion that the characteristics of the return pulse vary distinctly with the scanning angle of the beam.

Part 7 A Study on the Signal Processing in an Airborne Laser Scanning Rangefind Receiver

The Fundamental of a general pulsed laser rangefind receiver is analyzed and its disadvantage is found out if it is used in an airborne laser scanning rangefinder. According to that the amplitude and the width of the return pulse vary with the scanning angle of a laser beam, it is put forward that the technique for automatically controlling the band width of an filter can be used to raise the output signal-nosie ratio and the technique for automatically amending constant time trigger can be used to improve the ranging

precision. It is indicated by test that these methods have an obvious improving effect on rangefind.

Part 8 An Analysis of Performance of the Airborne Laser Scanning Rangefinder

A method for quantitative evaluation and qualitative analysis to the performance such as detected backscattering signal, optical background noise and signal-to-noise ratio (SNR) of the airborne laser scanning range-finder is proposed. The problems such as the relations between SNR and detected signal, background noise and detected range are discussed. The ratio of threshold-to-noise for constant probability of false alarm is also given. All of these can be used as a scientific basis for the use in the fields of remote sensing as well as surveying and for the improvement of airborne laser scanning ranging system, the analysis method can be generalized for different or satellite carried laser scanning rangefinder.

Section 3 An Analysis of the Scanning Traces on the Earth in Airborne 3-D Information Acquisition

According to the general configuration of a scanning optical system for airborne 3D information acquisition, the relation between the scanning trace of the sampled sites on the earth and the configuration parameters of the optical system is resulted, and the quantitative expression of the coordinates of the sampled sites on the earth is obtained. For some specific scanning traces, the selecting methods and designed results of the configuration parameters of a optical system for terrain measurements are given.

Section 4 Geo-reference Algorithm of Conic Scanning Ranging & Imaging Scanner

Conic scanning laser range-finder, multi-spectral imager, attitude measurement unit and GPS are integrated into a remote sensing system. It can acquire the 3D remote sensing information of the terrain and generate geo-referenced image. Conic scanning technology is a high efficient scanning technology adapted to wide-radius optical system. The math model, scanning track equation is proposed in this paper, and the method to generate DEM and geo-referenced image is also given.

Section 5 The Structure and Principle of GPS Positioning System

The structure and positioning principle is discussed first in this paper, then the positioning methods such as point positioning, differential GPS and real-time kinematic(RTK) positioning and positioning error such as AS and SA policy is discussed. The all kinds of applications, especially the application in the airborne laser scanning ranging and imaging system is given. The development and future of the GPS is also presented last.

Section 6 The Introduction of Attitude Measurement Unit

The overview of the attitude measurement unit is first proposed in this section. Then each component of the attitude measurement such as main unit, gyros, accelerometers, conductive ring and controller is discussed. The characters and technology advantages are given in the last. Its high reliability, small size, light weight, high accuracy and easy operation make the attitude measurement unit a good choice for airborne scanning laser ranging and imaging system.

CHAPTER Ⅲ STUDY OF INFORMATION PROCESSING TECHNOLOGY

Section 1 Principle of Positioning and Error Evaluation

Part 1 Positioning Accuracy of Airborne Laser-Ranging & Multispectral-Imaging Mapping System

This part provides a systematic description to the accuracy of Airborne Laser-Ranging & Multispectral-Imaging Mapping System (ALRIMS). This integrated system that driven by the availability of Global Positioning System(GPS), compact ruggedized solid state lasers, high precision airborne inertial navigation systems and rugged precise high speed multispectral scanner is developed for capturing topographic and multispectral information of the earth surface in the form of georeferenced multispectral image with Digital Elevation Model (DEM). The DEM and georefereced multispectral image are matched accurately when they are captured. This is essential for many remote sensing purposes, such as geometric and radiometric rectification of the multispectral image, the utilization of auxiliary information for multispectral image classification etc. This is reached by using Laser-Ranging & Multispectral-Imaging Coupled Scanner (LRMICS) that developed by our team in IRSA.

Part 2 Positioning Principles and Accuracy of Airborne Laser-Ranging & Multispectral-Imaging Mapping System

This paper provides a systematic description to the positioning principle and accuracy of Airborne Laser - Ranging & Multispectral-Imaging Mapping System (ALIMS). This airborne integrated mapping system is driven by the availability of Global Positioning System (GPS), compact rugged solid state lasers, high precision airborne inertial navigation systems and rugged precise high speed multispectral scanner. It is developed for capturing topographic and multispectral information of the earth surface in the form of georeferenced multispectral image with Digital Elevation Model (DEM). The DEM and georefereced multispectral imagery matched accurately when they are captured. This is essential for many remote sensing purposes, such as geometric and radiometric rectification of the multispectral image, the utilization of auxiliary information for multispectral image classification etc. This is reached by using Laser-Ranging & Multispectral - Imaging Coupled Scanner (LRMICS) that developed by our team in IRSA. This paper provides the detail procedure for the positioning accuracy analysis based on the positioning principle of the system. At last the results for the positioning accuracy analysis and concluding remarks are given.

Part 3 3D Remote Sensing Directly Positioning For Ground Based On GPS、Attitude And Laser Range finder

Traditional remote sensing uses stereopair or space transformation theory to position for ground based on ground control points which are surveyed in field or in map , but 3D remote sensing system applies GPS receiver、Attitude measure unit and scanning laser rang finder to directly position for the remote sensing pixel which is captured simultaneously . So it can obtain 3D position and remote sensing information of each ground point at the same time (almost in real-time), from airborne test we can find 3D remote sensing

directly positioning for ground is a breakthrough in remote sensing because it is fast、real-time and without ground control points.

Part 4 Error Analysis and Accuracy Estimation of Airborne Remote Sensing with Air-to-Ground Positioning System

Airborne 3D remote sensing information acquiring system which integrates GPS、attitude measuring sensor、scanning laser range-finder and remote sensor into a complete remote sensing survey platform is a new remote sensing system with air-to-ground directly positioning system , but each of these four sensors may have error which can affect the geo-referenced 3D position. The basic theory of the air-to-ground positioning system is briefed in this paper, specially we analyze the source of each error and its influence to the 3D positioning system, and then we derive the general error equation of this remote sensing system from the error propagation law and estimate its accuracy under different conditions ,therefore we get some important conclusions.

Part 5 An Error Analysis of Airborne Laser Scanning Rangefinder

An analysis of range error, which is induced by the factors such as scanning angle of laser beam, slope of the target terrain, scattering angle of laser beam, the precision of location of GPS and the precision of attitude measurement of INS etc. is proposed. A quantitative evaluation of the errors is described. All of these can be used as the scientific basis for practice using and improving of airborne scanning laser rangefinder.

Section 2 Data Processing Technology

Part 1 Kinematic GPS Positioning Technique and Data Processing Used in Airborne 3D Remote Sensing System

Airborne laser image and mapping system (ALIMS) which use kinematic GPS positioning technique can generate DEM (digital elevation model) and geo-referenced image very fast and efficiently. In this paper, we analyses the GPS technical requirement which can suit ALIMS, such as differential GPS positioning technique, synchronizing GPS data with remote sensing data and collecting high rate data. Then we discuss the GPS data processing procedure, including differential GPS processing, solution of pulse's position, datum transformation, coordinate project and eccentric correction.

Part 2 Georeferenced Imagery and DEM Generation of Airborne Laser-Ranging & Multispectral-ImagingMapping System

This paper provides a systematic description to the georeferenced imagery and DEM generation of Airborne Laser-Ranging & Multispectral-Imaging Mapping System(ALRIMS). This integrated system that driven by the availability of Global Positioning System(GPS), compact ruggedized solid state lasers, high precision airborne inertial navigation systems and rugged precise high speed multispectral scanner is developed for capturing topographic and multispectral information of the earth surface in the form of georeferenced multispectral imagey with Digital Elevation Model (DEM). The DEM and georefereced multispectral image are matched accurately when they are captured. This is essential for many remote

sensing purposes, such as geometric and radiometric rectification of the multispectral image, the utilization of auxiliary information for multispectral image classification etc. This is reached by using Laser-Ranging & Multispectral-Imaging Coupled Scanner (LRMICS) that developed by our team in IRSA.

Part 3 3D Display of Terrain in the GPS Air-to-ground Remote Sensing

A new 3D display method of terrain in the airborne remote sensing with GPS and air-to-ground system is presented in this paper. This method is used to display the practical airborne remote sensing data. The result shows that this method can display the airborne remote sensing data well, and this method has such advantages as multi-angle view, easy to operation and good display quantity.

Part 4 Automatic Building Extraction from Airborne Scanning Image Based on Laser Ranging

This paper introduces a fast automatic building extraction method by the fusion of spectral information and three dimensional information acquired by "Airborne Laser Image Mapping System", which integrates the image scanner, laser scanner, inertial navigating system and global positioning system. This method involves the breaking and merging algorithm of laser ranging points, the separation of buildings and trees, and the selection of initial seeds, the self-adjustment of the spectral reference and threshold in region-growing, and the reconstruction of whole building contour with edges of high reliability. To overcome the distortions of airborne scanning image, we extensively use two-dimension/three-dimension transformations and the concept of curve template. And to deal with the blurring and brokeness of edges and strong noise, we apply a statistical decision algorithm and a sampling template. This method is experimented on the data of City Huhehaote.

CHAPTER Ⅳ SYSTEM CHECK, FLIGHT TESTS AND RESULT ANALYSIS

Section 1 Parameter Measurement and Coordinate Determination

The parameters of integrated system play an important role in determining the system accuracy. The vibration of scanning mirror, angle of the electrical machinery axis, angle of scanning mirror and synchronization of system are the main parameters to be measure precisely. A few new methods are invented to measure these parameters. In addition, the scanner coordinate and the attitude measurement unit coordinate should be determined precisely in order to improve the system accuracy. GPS and other advanced instruments are used to determine the cooridnates.

Section 2 Indoor Check of the System Parameters

The system accuracy is a very important factor that influences the applications of this airborne remote sensing system. Therefore, the indoor check of the system parameters is necessary to be done. The method and the procedure are described in detail. Many advanced instruments such as theodolite and Hi/Ne laser are used to check the system parameters. The indoor check results show the system accuracy may reach the requirement of the accuracy.

Setion 3 Flight Tests and Field Accuracy Comparison

Since the successful development of the prototype in 1996, more than 400km^2 area are tested by the prototype. The processed results include geo-referenced image, digital elevation model, 3D perspective image and the field check shows the accuracy reaches 10 meters. A test area near Beijing is tested by the conic scanning system recently, because of the improving in GPS accuracy, laser rangefinder and attitude measurement unit, the system accuracy is improved high. According to the field surveying and accuracy comparison, the accuracy of conic scanning system can reach 2 meters. This means the technology system can meet Chinese 1:10 000 scale mapping regulation.