

国家教委重点图书

远程火箭 精度分析与评估

张金槐 主编

国防科技大学出版社

V41
1006

V41
1006-1

● 国家教委“八五”重点图书 ●

远程火箭 精度分析与评估

主编 张金槐
编著 张金槐 贾沛然
唐雪梅 任 莹
何 力



一九九六年九月廿七日



30753095

国防科技大学出版社

753095

内 容 提 要

本书系统地论述远程火箭的精度分析与评估方法。主要内容有影响落点精度的误差源分析、重力异常和再入飞行段干扰对落点精度的影响及其计算方法、不同试验弹道之间精度的折合方法、重建试验弹道方法、落点精度评估的 Bayes 统计决策方法等。为了论述上的需要,介绍了飞行弹道和制导理论以及试验结果评估的有关近代统计学理论和方法。

本书可供从事飞行器研究、设计、试验及精度分析方面的科技人员阅读和参考,也可作为有关专业的研究生教材。



前 言

远程火箭的精度分析与评估是研究、试验、使用部门极为关注的问题。就学科而言,属于统计数学范畴,但由于它具有很强的工程背景,因此,它既以统计数学的理论和方法为基础,又必须结合远程火箭的工程实践进行研究和分析。从而它所涉及的专业面很广,如飞行力学、制导与控制技术、近代统计数学、数据处理、测控技术、计算机技术等。迄今为止,以远程火箭为实际背景,系统地论述精度分析和评估方法的专著,尚属少见。写作本书也就是为了弥补这方面的不足。由于精度分析问题包含的内容十分广泛,本书只能选择普遍关心的问题,论述一般理论和方法,并力图使所论述的内容具有系统性、近代性和先进性,且注重应用。本书内容来源于国内外公开发表过的有关文献和书籍,也融合了作者的最新成果。我们希望本书对于从事这方面工作的科技人员、高等学校教师、研究生等能有所裨益。

本书共分10章。第1、7、10章由张金槐编写,第2、3、4、8章由贾沛然编写,第5章由何力、任萱编写,第6章由何力编写,第9章由唐雪梅编写。本书的统稿工作由张金槐、贾沛然完成。

写作内容如此广泛的书,作者虽尽了努力,但由于学识水平有限、经验不足,诚恳希望同行专家和读者提出批评和指正。

在本书写作过程中,国防科技大学自动控制系刘恒春副教授、谢红卫博士对原稿提出了不少中肯的意见。第6章中,曾参阅了航天工业总公司一院十四所丁兆祥高级工程师写的材料。在此表示衷心的感谢。

作 者

1994年5月

目 录

- | | | |
|-----|----------------------------|------|
| 1 | 绪论 | |
| 1.1 | 精度分析与评估的意义及其特殊性 | (1) |
| 1.2 | 精度分析问题简要回顾 | (2) |
| 1.3 | 内容梗概 | (3) |
| | 参考文献 | (5) |
| 2 | 弹道式导弹飞行弹道 | |
| 2.1 | 飞行弹道特性及标准飞行条件 | (6) |
| 2.2 | 坐标系及作用在导弹上的力和力矩 | (10) |
| 2.3 | 空间弹道方程 | (27) |
| 2.4 | 被动段飞行弹道 | (41) |
| 2.5 | 导弹相对射程及相对落点的确定 | (48) |
| 2.6 | 在旋转地球上射程和横向误差系数 | (53) |
| | 参考文献 | (64) |
| 3 | 影响导弹精度的误差源及落点误差计算的一般方法 | |
| 3.1 | 落点精度指标及相互关系 | (65) |
| 3.2 | 影响导弹精度的实际飞行条件分析 | (70) |
| 3.3 | 导弹落点误差计算的一般方法及理论总精度 的计算 | (73) |
| | 参考文献 | (85) |
| 4 | 制导原理及惯性制导工具误差 | |
| 4.1 | 制导的一般原理 | (86) |

| | | |
|-----|------------------------------|-------|
| 4.2 | 惯性仪表及测量误差模型简介 | (116) |
| 4.3 | 惯性测速定位的误差模型 | (122) |
| | 参考文献 | (126) |
| 5 | 重力异常对落点精度影响的分析与计算 | |
| 5.1 | 重力异常及其对落点偏差影响的机理 | (127) |
| 5.2 | 坐标系、标准弹道计算及落点误差系数 | (133) |
| 5.3 | 扰动引力引起落点偏差的计算 | (138) |
| 5.4 | 单位地面重力异常引起的落点偏差的研究 | (146) |
| 5.5 | 重力异常对落点偏差影响的分析与计算 | (166) |
| | 参考文献 | (173) |
| | 附表 | (174) |
| 6 | 再入段干扰对落点精度影响的分析 | |
| 6.1 | 弹头再入段空间运动方程 | (186) |
| 6.2 | 再入段干扰因素分析 | (202) |
| 6.3 | 再入散布计算 | (216) |
| | 参考文献 | (222) |
| 7 | 飞行器试验结果评估的理论和方法 | |
| 7.1 | 飞行试验结果评估的特点 | (223) |
| 7.2 | 线性模型参数估计的最小二乘方法 | (223) |
| 7.3 | 线性模型参数估计的改进 | (234) |
| 7.4 | 主成分估计 | (245) |
| 7.5 | Bayes 统计推断 | (255) |
| 7.6 | 变参数线性模型状态估计方法 | (287) |
| | 参考文献 | (307) |
| 8 | 不同试验弹道间的精度折合 | |
| 8.1 | 精度折合的必要性 | (308) |
| 8.2 | 由小射程试验弹道向全程弹道进行制导工具 误差的推算 | (310) |

| | | |
|------|-------------------------|-------|
| 8.3 | 由高弹道试验结果估计全程弹道工具误差的影响分析 | (320) |
| 8.4 | 工具误差系数估计的一般方法 | (324) |
| 8.5 | 制导工具误差对不同弹道影响的相互推算法 | (327) |
| 8.6 | 再入段干扰因素的不同弹道之间推算的概述 | (334) |
| | 参考文献 | (335) |
| 9 | 重建试验弹道方法 | |
| 9.1 | 观测数据的曲线拟合 | (336) |
| 9.2 | 运用 Kalman 滤波方法重建试验弹道 | (361) |
| 9.3 | 测量系统误差的补偿 | (374) |
| | 参考文献 | (396) |
| 10 | 落点精度评估 | |
| 10.1 | 经典评定方法及其局限性 | (397) |
| 10.2 | 落点密集度评定的 Bayes 统计决策方法 | (399) |
| 10.3 | 综合评定中的序贯验后加权方法 | (403) |
| 10.4 | 落点方差的估计 | (409) |
| | 参考文献 | (413) |

1 绪 论

1.1 精度分析与评估的意义及其特殊性

远程火箭落点的精度是指落点的准确度和密集度。准确度描述落点散布中心离开目标的距离,它是系统性的。常以落点的纵向和横向的系统性偏差来表示。密集度描述了随机落点围绕散布中心的分布状况,它反映了落点随机性误差的大小。常以纵向和横向落点的方差表示。当纵、横向落点的方差相同时,此时称为圆散布。此时常以落点的圆概率偏差 CEP 表示。准确度和密集度,这是火箭的重要技术指标。一般地说,如果不能对引起落点系统偏差的各误差因素作出估计和补偿,那末,准确度问题也还是必须考虑的重要指标。

就远程火箭来说,按飞行轨道的不同阶段,所引起的落点偏差是不同的,必须分别考虑。人们常运用的所谓三大段精度分析方法,即按动力制导段、自由飞行段、再入段的精度分析方法,就是出于这种考虑。关于落点准确度,对中、远程火箭来说,其中引起落点系统偏差的主要因素是制导系统的仪表(工具)误差。因此分析制导精度,并对工具误差系数进行分离,这是一项重要的工作。

精度分析工作,在设计、研制、地面试验阶段都要进行。更重要的是通过飞行试验进行精度分析。人们总是希望能进行充分的飞行试验以证实预定的精度指标能满足要求,但这是困难的。因为对远程火箭来说,只能进行少量的,甚至是极少量的全程飞行试验。这样,随之而发生的问题是精度分析的方法。用经典的大子样下的统计推断方法就遇到了困难。这是远程火箭精度分析的一个特殊

之处。其次,飞行试验情况各异,不可能在同一状态下进行多次试验,因此,又将涉及不同状态下落点偏差的折算及不同总体下的统计评估问题。此外,重力异常对落点精度的影响也是必须考虑的因素。后面的论述中将注意到这种情况。

既然不能进行大量的全程飞行试验,且试验情况各异,那末每一次飞行试验之后获得的信息,对于精度分析是十分重要的。一次飞行试验的信息,包括外弹道的光学、雷达测量的信息、遥测信息等。我们可以运用飞行过程中的外测、遥测的视速度信息,分离制导系统的工具误差。又如作出飞行试验后的最佳轨道估计等。这些都是有意义的工作,我们在论述中将给予足够的重视。

1.2 精度分析方法简要回顾

远程火箭精度分析涉及面广,它涉及飞行力学、制导与控制理论、测控技术及设备、近代数理统计、仿真技术、计算机技术等。因此,必须综合运用有关知识,才能做好这个工作。国外对这一工作从研制阶段开始就十分重视。例如,为了分析落点偏差,对各分系统的精度进行分析,其中包括了地面试验和飞行试验、对不同飞行段进行主要飞行性能参数的分析、进行重力异常对落点精度的影响分析等^[1]。在所运用到的精度分析理论和方法方面,涉及较多的近代统计推断和过程统计的知识。例如综合运用测控数据的最佳轨道估算方法^[2]、运用全球卫星定位系统(GPS)的信息作轨道跟踪、导航、数据处理^[3]、运用自适应滤波方法进行定轨^[4]、运用 Bayes 统计推断方法确定洲际导弹的弹道^[5]、运用协方差矩阵描述函数方法分析轨道参数的精度^[6]等等。在不同的试验条件及测控手段之下,远程火箭精度分析的途径是不同的。例如,国外为了便于观测制导系统的误差源和分离误差系数,进行了试验轨道的设计^[7]。为了识别惯性测量装置的误差源,在地面试验中采用了火

箭橇、离心机试验。美国曾研究了利用航天飞机进行动态飞行环境试验(AIRS),认为航天飞机的试验时间较长;用增大惯性测量装置的工作时间,将有利于误差模型的建立和进行误差系数的分离。

还应指出,观测数据的精度是精度分析的重要保证。国外十分重视观测数据的质量。对于飞行试验中使用的测控设备所提供的试验数据,要按统一的标准给出可靠的质量保证,并由专门机构统一管理。例如美国在东靶场的“民兵”导弹试验,使用了高精度的AZUSA跟踪系统,以后为完成洲际导弹的精度鉴定,又研制了MISTRAM系统。

就国内情况来看,我国在研制再入飞行器的过程中,从来就重视精度分析工作。并且,这个工作贯穿于设计研究、生产、试验的全过程,取得了显著的成绩。历来人们对于测控设备及手段极为重视,这是可以理解的。随着试验技术以及精度要求的提高,对于精度分析中所采用的软科学方法越来越重视了。纵观国内外的精度分析发展动态,使我们进一步认识到在使用先进设备的基础上,讲究精度分析和评估方法,将会收到事半功倍的效果。我们编写这本书,也是为了这个目的。

1.3 内容梗概

要全面论述远程火箭的精度分析和评估方法是困难的。特别是对于不同类型的火箭和不同方式的飞行试验更是如此。因此,我们只能择其中之主要者、且带有共性的问题,在理论和方法上作比较系统的论述。凡是应用到的有关知识,都进行必要的阐述。

为了对远程火箭飞行轨道有一个基本了解,我们的论述从飞行轨道开始,这就是第2章。这一章分析了导弹飞行中所受到的力和力矩,建立了常用坐标系,导出了各坐标系间的方向余弦矩阵,在发射坐标系中建立了导弹主动段运动方程;导出了自由飞行段

弹道方程,并进行了讨论;介绍了在旋转地球上导弹落点计算方法及误差系数的求取方法。

第3章讨论了精度指标及其相互关系;介绍影响导弹精度的误差源,并运用微分法给出了落点偏差的计算方法。并给出了导弹理论总精度的计算方法。

第4章首先就惯性制导、无线电制导、天文制导、复合制导中的星光—惯性制导、GPS—惯性制导、运用雷达测高进行中段制导及再入段图象匹配制导原理进行了介绍。对摄动制导方程的编排、法向、横向导引原理进行了讨论。介绍了显式制导原理。本章还简要地介绍惯性仪表及测量误差模型,最后导出了惯性测速定位误差与工具误差系数的关系式。

第5章讨论重力异常对远程火箭落点准确度和密集度的影响及其分析方法。介绍扰动引力加速度和落点偏差的计算。对单位地面重力异常引起的落点偏差进行了研究。

第6章以总攻角的形式建立再入运动方程,讨论再入段干扰对落点散布的影响。介绍了弹头在再入段由于干扰引起落点散布的计算方法。

第7章讨论近代统计估值的理论和方法。如线性模型参数估计方法和估计的改进方法。此外,为了对飞行器实行跟踪定轨、预报或试验后的轨道参数分析,引入了时变线性系统状态估计方法。还讨论了自适应估计技术。

第8章对试验弹道向全程弹道进行精度折合方法进行了论述。并就不同弹道之间工具误差影响的折合问题进行了深入的讨论。介绍了由正常弹道小射程误差向大射程误差进行外推的方法,以及运用高弹道特性对误差系数分段进行分离误差系数的方法。对误差系数分离的一般方法作了简要的论述。并运用线性回归模型讨论了不同弹道之间工具误差所引起的落点偏差的折合方法。

第9章介绍运用外、遥测数据重建试验弹道问题。首先介绍运

用观测数据的曲线拟合方法,包括多项式曲线拟合及样条函数曲线拟合方法。为了便于计算,给出了递推公式。其次还介绍了卡尔曼滤波及自适应滤波方法。另外,对于测量系统的系统性误差介绍了几种估计方法。在论述中,我们以数字仿真说明所论方法的有效性。

第10章讨论落点精度(CEP)的评估问题。应用了Bayes统计推断方法。这种方法运用了试验前的信息(验前信息),使我们有可能会在小子样之下进行落点精度鉴定和估计。

参 考 文 献

- 1 Constant J N. Foundations of strategic weapon offence and defense system. Martinus Nigholf publishers. 1981
- 2 Brown D C. Investigation of the feasibility of self-calibration of tracking systems. AD-602799
- 3 Wells L L. Real-time missile tracking with GPS. Jour of the Institue of Navigation, Fall 1981
- 4 Leones C T, Pearson J O. A Sarvey of Kalman filtering of systems with parameter vncertainties. IEEE AC-Val 17, 1973
- 5 Roy R E. Utilization of a priori estimates in ICBM tracking determination. AD-1029568
- 6 Gelb A, Warrem R S. Direct Statistical analysis of nonlinear system: CADET. AIAA Jour., 11 (5):689-695
- 7 Archer S M, Bowman C L, GurwellNN. Designing weapon system test trajectories for guidance error source observability. AD-Ao40012

2 弹道式导弹飞行弹道

2.1 飞行弹道特性及标准飞行条件

弹道式导弹是无人驾驶飞行器,在弹上装有动力装置和控制
系统,保证导弹按预先给定的、大部分是处于无动力飞行状态的
可控飞行路线运动,沿此路线(即弹道)将弹头由发射点送到目标
处,起到战斗杀伤作用。

根据弹道导弹从发射点到目标点的运动过程中发动机工作
与否,将弹道分为两段,一是主动段 ok ,另一是被动段 kc ,而被动段
又可根据所受空气动力的大小分为自由飞行段 ke 和再入段 ec 。见
图 2.1。

主动段指从导弹离开发
射台 o 到发动机停止工作瞬
间 k 为止的一段弹道,又称
动力飞行段。该段的特点是
发动机、控制系统一直在工
作,作用在导弹上的主要有
引力及发动机推力、空气动
力、控制力和它们产生的相
应力矩。在此段上推力克服
引力、空气阻力等使导弹作
加速运动,且控制系统按予
先确定的程序对导弹进行控

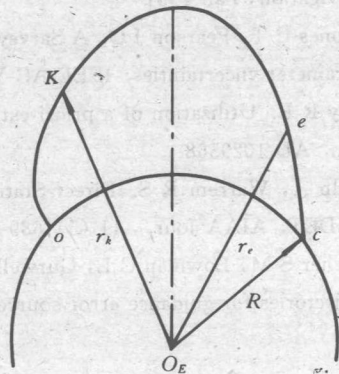


图 2.1 弹道分段示意图

制,保证导弹按预定的弹道稳定飞行。对远程导弹而言,此段时间

并不长，一般在几十秒到几百秒的范围。远程导弹的主动段飞行大致物理过程是：发动机点火工作，当其提供的推力超过导弹所受的重力后，导弹从发射台起飞作垂直上升运动。垂直上升段持续时间为10秒左右，最高点离地面约近200米，速度约为40米/秒。此后导弹在控制系统作用下开始“转弯”，并指向“目标”，随着时间的增长，导弹的飞行速度、飞行高度及飞行距离逐渐增大，而速度矢量与发射点处地平面的夹角逐渐减小。到发动机关机时，即到达主动段终点 k 处，导弹的速度可达7000米/秒左右， k 点离地面的高度约为200公里，离发射点的水平距离可达600公里左右。

被动段指从发动机停止工作起到导弹落回地面为止的一段弹道。此段开始时，弹头与弹体已经分离开，故这段弹道即是弹头飞行的弹道。若弹头上不安装动力装置与控制系统，则弹头依靠在主动段终点所获得的能量作惯性飞行。因此称为被动段或无动力飞行段。虽然在被动段不对弹头进行控制，但在此段中主要部分的自由段，作用在弹头上的力是可以相当精确地知道的，故而基本上可较准确地掌握弹头的运动。

前面已提及被动段由自由飞行段和再入段组成，这主要是由于自由段空气稀薄，可以略去空气动力的影响，而在再入段空气动力对弹头的作用是不容忽略的。常识所知，空气密度随高度的变化是连续的，要截然划出一条有、无空气的边界是不可能的。为了简化起见，通常人为地以一定高度划出一条边界作为大气边界层。一般中近程导弹即以主动段关机点高度作为划分边界。但对远程导弹来说，主动段终点高度可达近200公里，而大气密度随高度增加迅速降低，在距地面70公里高度处的大气密度仅为地面大气密度的百万分之一，因此，一般将再入点选在距地面70~80公里处。

自由段 ke 的特点是弹头在极为稀薄的大气中飞行，引力远大于空气动力，可近似认为弹头在真空中飞行。该段射程约占远程导弹全射程90%以上，由于该段控制系统不工作，故弹头在与弹体

分离时如受到扰动,存在一初始旋转角速度,则弹头在自由飞行段,没有任何力矩作用,即以初始角速度绕质心自由地转动。

再入段 ec 的特点是在弹头以高速重返稠密大气层后,将受到巨大的空气动力作用,该力远大于地球对弹头的引力,对弹头起到制动作用,使弹头作剧烈地减速运动,并且弹头在稠密大气中将被气动加热。因此,弹头的再入段弹道与自由段弹道有着完全不同的物理特性。

在导弹的设计、研制阶段及靶场飞行试验之前,均需对影响导弹运动状态的因素进行分析。这些因素中,有导弹的自身因素,如导弹的几何尺寸、重量、发动机及控制系统的参数等;也有导弹飞行时的环境条件,如引力场、风、气温、气压等,由于工艺制造上的原因及导弹发射的位置、时间不同,各发弹在上述因素的影响下,飞行弹道也截然不同。因此,在导弹设计、研制、靶场飞行试验、战斗使用中为了掌握导弹的基本运动规律,通常将影响导弹飞行的主要因素,根据各阶段的飞行条件取为定值作为标准飞行条件。标准飞行条件的确定需根据具体对象的性质和问题来考虑。例如,对近程导弹,可以将地球旋转角速度视为零,认为地球为均质圆球,对导弹的引力视为服从牛顿平方反比定律;而对远程导弹,则要视地球以固定角速度绕地轴旋转,并认为地球为一两轴旋转椭球体,其引力按引力势函数取至一定阶数来作为标准飞行条件。又如,对同一型号导弹,在设计研制阶段将大气认为是静止状态作为标准条件,而在靶场飞行试验及战斗使用则可将阵地实测的风场作为标准飞行条件来研究。

标准飞行条件通常可归结下列三个方面:

1. 地理条件

地球形状:设地球为半径 $R = 6371.11$ 公里的圆球;或设地球为标准两轴旋转椭球体,其长半轴 $a_e = 6378.140$ 公里,扁率 $\alpha_e = (a_e - b_e)/a_e = 1/298.257$ 。

地球物理特性:设地球自转角速度 ω_e 为零或设 $\omega_e = 7.2921 \times 10^{-5} \text{rad/s}$.

地球对距地心为 r 的球外一点的引力势设为

$$U = \mu/r$$

或设为
$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 + \frac{J_2}{2} \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 (1 - 3\sin^2\phi) \right]$$

其中: μ 为地球的引力系数,是牛顿万有引力系数 f 与标准地球质量 M 的乘积,即

$$\mu = fM = 3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

2. 气象条件

设大气相对于地球静止,即认为风速为零。

在设计研制阶段可设大气相对于地球静止,即认为风速为零、地面气温 $T_0 = 15^\circ\text{C}$ 、地面气压 $p_0 = 1013.5\text{mb}$ ($1\text{mb} = 10.197 \text{kg/m}^2$)、地面密度 $\rho_0 = 1.225\text{kg/m}^3$ 。

在靶场试验及战斗使用时可用地面实测的气象参数作为标准气象条件。

3. 弹道条件

导弹的几何尺寸、空气动力系数、导弹的起飞重量、发动机的推力和秒流量、控制系数参数可取设计值,有的也可取测试的平均值。

在选定的标准飞行条件下,对导弹运动微分方程组进行解算可得到导弹的飞行弹道,这一弹道称为标准弹道(或理论弹道),它所描述的是导弹在标准飞行条件下的运动规律,而不能准确反映该导弹在实际飞行条件下的运动状态。

2.2 坐标系及作用在导弹上的力和力矩

2.2.1 坐标系及其转换

为了描述导弹飞行中的一些物理量,如作用在导弹上的力和力矩、导弹在空间的姿态、导弹质心瞬时的位置、速度等,需引进一些必要的坐标系;而在选定的某一坐标系中去解算导弹运动微分方程组,需将不同坐标系描述的物理量向所选定的坐标系进行转换,因此要知道坐标系间的转换关系。

1. 常用坐标系

(1) 地心坐标系 $O_E - X_E Y_E Z_E$

该坐标系的原点取在地球的中心, X_E 轴指向发射点 o 所在子午线与赤道平面的交点, Z_E 轴与地轴重合指向北极, Y_E 轴与 X_E 、 Z_E 轴组成右手系, 见图 2.2.

该坐标系相对于惯性空间随地球以角速度 ω_e 绕地轴转动。

(2) 发射坐标系 $o - xyz$

原点 o 为发射点; 过 o 点子午线之 o 点法线方向为 y 轴, 指向地球外部; x 轴为发射时的射向; z 轴与 x 、 y 轴组成右手系。

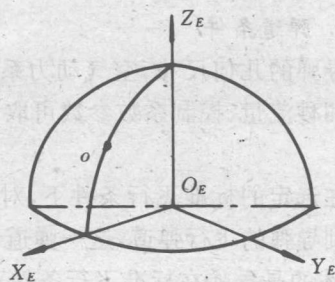


图 2.2 地心坐标系图

当设地球为圆球时, y 轴

与过发射点的地球半径方向重合, y 轴与赤道平面的夹角为 o 点的地心纬度 ϕ_0 ; x 轴与 o 点子午线正北切线之间的夹角记为 α_0 , 称为方位角, 由子午北方向顺时针量起。见图 2.3a。

当设地球为两轴旋转椭球体时, y 轴则与过发射点子午线在 o