


[苏] Ю.А.卡尔巴切夫

Д.Г.柯列涅夫斯基 著

梁 振 和 译

张在良 刘兴良 校



惯性制导的若干问题

国防工业出版社

惯性制导的若干问题

〔苏〕 Ю.А.卡尔巴切夫 著
Д.Г.柯列涅夫斯基

梁振和 译

张在良 刘兴良 校

国防工业出版社

内 容 简 介

本书讨论了弹道式导弹和宇宙飞行器通过调整发动机关机时间来实现其运动轨道的单参数线性微分校正问题，探讨了合理组织测量仪表和计算装置以实现惯性制导各种控制泛函的有关理论和方法；还讨论了在控制泛函中考虑弹道扰动所引起的引力加速度扰动的理论和方法。

本书对于研究惯性制导基本理论和方法以及探讨实现单参数线性微分校正技术途径的读者，都有一定的参考价值。

НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ ИНЕРЦИАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Ю. А. Карпачев, Д. Г. Корневский
КИЕВ «НАУКОВА ДУМКА» 1977

惯性制导的若干问题

【苏】 Ю. А. 卡尔巴切夫 著
Д. Г. 柯列涅夫斯基
梁振和 译
张在良 刘兴良 校

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

787×1092¹/₃₂ 印张 7¹/₈ 148千字

1982年3月第一版 1982年3月第一次印刷 印数：0,001—1,200册

统一书号：15034·2297 定价：0.76元

译 序

本书讨论了弹道火箭和宇宙飞行器惯性制导理论中的一个重要问题：通过调整发动机关机时间，实现对运动轨道的单参数线性微分校正，即所谓的摄动制导关机方案。

书中从降低对计算装置的要求，简化结构，减轻重量，提高弹上系统可靠性出发，探讨了合理组织测量仪表（数量、型式、敏感轴方向及传递特性等）和计算装置，以及实现惯性制导的各种控制泛函的有关理论和方法。

本书还讨论了在控制泛函中考虑弹道扰动所引起的引力加速度扰动的理论和方法。利用所研究的方法，根据加速度计或加速度积分仪读数，可以按要求的精度直接计算出泛函值，而无需进行实时导航计算。显然，这也将大大减轻弹上计算装置的负担。

本书内容是 А.Ю. 依什林斯基所著《弹道火箭惯性制导》(ИНЕРЦИАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКИМИ РАКЕТАМИ) 一书中有关理论的发展，其中许多基本公式（如基本弹道方程和各种控制泛函表达式）都是本书相应章节讨论的出发点。至于它所讨论的有关惯性制导的基本概念以及引入的名词术语，更是阅读本书的必要前提。为了便于读者阅读，我们把《弹道火箭惯性制导》一书中有关的第二、三、四章一并译出，作为本书附篇的第一、二、三章。这一部分译文与原文相比，只是公式序号有

所更动，但略去了个别语句。我们建议读者首先阅读附篇，然后阅读正文。

作为一本讨论惯性制导单参数线性微分校正的专著，本书没有提及惯性导航仪表的工具误差，这是令人遗憾的。事实上，从减小惯性仪表工具误差对制导精度的影响出发，同样存在合理使用和合理组织惯性仪表的问题。

尽管如此，本书对于研究惯性制导的基本理论和方法，探讨实现单参数线性微分校正的技术途径，仍有重要的参考价值。

原书中有若干印刷错误，在译校过程中已经作了改正。若干冗长的叙述，我们也作了更改。书中所改动之处没有一一注明。限于水平，译文难免有谬误和欠妥之处，希读者批评指正。

目 录

引言	1
第一章 在不考虑飞行器侧向偏差影响的情况下, 不用 积分解算装置建立基本弹道方程	11
§ 1 λ -、 μ -泛函形式弹道方程的仪表实现	11
§ 2 κ -泛函形式的弹道方程的仪表实现	18
§ 3 α -、 β -泛函形式的弹道方程的仪表实现	22
§ 4 根据冗余加速度陀螺积分仪读数, 仪表实现原始弹道方程	28
§ 5 根据固连在飞行器舱体上的纵向加速度积分仪读数, 仪表 实现弹道方程	38
§ 6 根据敏感轴取向在惯性空间不变的单个加速度积分仪读 数, 仪表实现弹道方程 (λ -泛函)	49
第二章 在考虑飞行器侧向偏差影响的情况下, 不用积 分解算装置建立弹道方程	53
§ 1 弹道方程的简化	54
§ 2 弹道的 λ_1 -、 μ_1 -泛函及其在飞行器舱体上的仪表实现	57
§ 3 弹道的 κ -泛函及其在飞行器舱体上的仪表实现	61
§ 4 弹道的 α_1 -、 β_1 -泛函及其在飞行器舱体上的仪表实现	69
§ 5 根据敏感轴按 λ -和 μ -方向定向的两个加速度陀螺 积分仪读数以及飞行器侧向质心稳定系统的加速度积分 仪读数, 仪表实现原始弹道方程	74
§ 6 根据冗余加速度陀螺积分仪的读数, 仪表实现原始弹道 方程	76
第三章 控制泛函中考虑地球引力场等时变分的方法	84

Ⅴ

§ 1 不考虑引力加速度的变化对飞行器单参数校正的影响。一般特性	88
§ 2 近似考虑引力加速度变化的 A·Ю·依什林斯基法以及方法精度的估计	95
§ 3 飞行器无横向扰动运动时,对引力加速度的考虑	114
§ 4 关于控制泛函参数变换的一种新方法(它考虑引力加速度矢量等时变分大小和方向的变化)	132
参考文献	158
附篇	160
附篇 I 一般情况下弹道火箭射程的惯性控制理论	160
§ 1 主动段终点的参数变化较小时,火箭射程误差的表达式、弹道函数	160
§ 2 联系起飞坐标系和非旋转坐标系关系的公式	164
§ 3 火箭相对非旋转坐标系的速度投影	167
§ 4 作为非旋转坐标系中主动段终点参数变化函数的火箭射程误差、原始弹道函数	170
§ 5 确定火箭运动瞬时坐标的微分方程	175
§ 6 联系非旋转坐标系中弹道系数值的辅助关系式	177
§ 7 火箭坐标和速度投影的等时变分。基本弹道方程	182
附篇 II 确定发动机关闭瞬时的弹道方程的近似表示	185
§ 1 主动段火箭坐标等时变分的微分方程	185
§ 2 火箭坐标和速度投影等时变分的近似表达式,弹道方程的简化	187
§ 3 利用敏感轴具有特定取向的两个加速度积分仪读数来建立弹道方程	190
§ 4 利用特定的视加速度测量仪和解算装置来建立弹道方程	195
§ 5 利用纵向和法向加速度积分仪对弹道火箭射程的惯性控制	199

附篇 III	考虑引力变化时弹道火箭射程的惯性控制202
§ 1	关于主动段运动中, 火箭坐标等时变分的微分方程式的一种解法202
§ 2	坐标变分微分方程利用二次逼近, 以及三次多项式逼近的近似解法206
§ 3	主动段长度小于地球半径时, 火箭坐标和速度投影等时变分公式的简化211
§ 4	近似考虑引力加速度变化影响时弹道方程的建立214

引 言

快速计算装置研制方面的重大成就，导致新型的弹道火箭和宇宙飞行器惯性控制系统——舱载数字计算机控制系统的建立。

舱载数字计算机是上述飞行器的控制和计算过程自动化的最通用和最有效的设备。它在近距和远距空间飞行器上的利用及其进一步应用的前景，在参考文献〔4, 5, 25, 26〕中已有部分叙述。

与此同时，舱载数字计算机的应用经验，以及理论和实验研究都证明了完善飞行器结构及其控制原理的必要性和可能性。在这方面，通过挖掘内部潜力同时又不增加其它舱载导航设备组合（测试设备、控制指令传输设备等）来减少舱载数字计算机解算装置元件的问题，是现实的课题。这样的技术处理，在许多情况下，都应使控制系统在保持精度的基础上简化结构并提高可靠性。

弹道式导弹和宇宙飞行器的控制系统中由舱载数字计算机解算的问题，基本上可分为两类：信息问题以及与飞行器运动的直接控制有关的问题。信息问题在于收集和处理来自信号传感器和控制仪表的信息，以估计受控飞行器内部和外部的状态，它要求舱载数字计算机具有先进的外部设备系统、大的存储容量和适中的快速性。

同时，对于飞行器运动的控制问题来说，在适中的存储

容量（同信息问题相比）和外部设备系统的情况下，舱载数字计算机必须具有极高的快速性。

这就使在飞行器舱体上建立一些专门的（局部的），在一般情况下又是彼此相关的计算设备（所谓信息处理机⁽¹⁸⁾）变得合情合理。在控制问题中，属于这类计算装置的：首先是导航组合系统设备（测定飞行器质心的瞬时坐标和计算飞行器后续运动的最优弹道参数）；其次是飞行器质心相对于计算弹道的稳定和飞行器相对于质心的角度稳定系统设备；再次是专用科学仪器或整个飞行器壳体相对于选定的系统基准方位标（例如，地球、太阳、星体或在惯性空间中，位置已知的其它物体）的定向系统设备⁽¹⁾；最后，对弹道式导弹和宇宙飞行器来说，还有飞行器质心运动的校正系统设备，这种校正系统设备根据牛顿计的读数确定发动机装置的关闭时间，在发动机装置关闭以后，飞行器的无控扰动运动发生在计算弹道的邻近，满足一定的飞行器导航或弹道参数计算值的组合（例如，距离、运动时间、空间某计算点的速度等等⁽⁹⁾）。“民兵-2”弹道式运载火箭⁽²³⁾、“天空实验室”轨道空间站⁽²⁴⁾、“阿波罗”宇宙飞船⁽³⁾的控制系统所用的舱载数字计算机，就是具有局部计算装置的舱载数字计算机之例。

当飞行器的舱体上有局部计算装置时，通过一定的方法可以更有效的简化各个计算装置的结构，因而也可以提高整个空载数字计算机和控制系统的可靠性，减小重量、外形尺寸和能量消耗。这种方法就是：既要把任务适当而合理的分配给各个计算机以及直接与之连接的指令-测量仪表组合，又要有效地利用上述仪表的内部潜力，以更简便的、在许多情况下比用计算装置更为准确的方法来实现被测信息的变换。

例如，在控制弹道式导弹和宇宙飞行器飞行距离的惯性控制系统中，广泛地应用线加速度陀螺积分仪。这种积分仪，除了它的基本用途——测量视加速度的积分外，还可完成对惯性运动特性第二次积分的任务，这样便消除了用惯性控制系统的计算装置求仪表读数积分的必要性。在这样使用测量仪表的情况下，视加速度陀螺积分仪，与用途相似的非陀螺仪表相比，具有明显的优越性。陀螺积分仪对于基座振动引起的高频噪声说来是理想滤波器，它有可能通过为消除仪表系统误差而装置在仪表内轴上的力矩补偿传感器，用最简便的方法向计算装置提供与视速度的等时变分成比例的信号，同时在改变电源电压频率从而使陀螺动量矩进行程序变化的情况下，它还向计算装置提供与种类繁多的泛函表达式成比例的信号。这些泛函表达式以积分形式包含乘有已知时间函数（决定于飞行器运动弹道的弹道系数）的视速度或视加速度分量。最后，不能不提一下测量仪表组合的这种潜力，例如，选取仪表敏感轴在空间的取向，使弹道函数的表达式仅与飞行器视速度分量有关。显而易见，在这种情况下，飞行器质心运动校正系统的计算装置可以最大限度地加以简化。

当然，在使用高度集中控制的、统一的多重处理通用舱载数字计算机的情况下，也可能对控制系统的建立采用综合解决的方法，因为在这种情况下综合考虑测量仪表和计算装置的相互关系，对于简化信息处理机的结构和减小计算机的存储容量也可提供更大的可能性。

根据上述观点，对于飞行器扰动运动的惯性单参数微分校正，本书涉及的问题主要是：确定指令-测量仪表组合的

结构，即选定原始信息测量仪表的数量和型式，决定测量仪敏感轴在惯性空间的取向以及规定相互间的功能关系，这种关系应当保证同上述组合联结的计算装置有最小的计算量和存储量。

类似的研究部分地反映在 A. IO. 依什林斯基的名著“弹道火箭的惯性控制”〔7〕中。正是根据上述著作中提出的观点和方法，我们得到了新的弹道函数型式和控制泛函的新型结构，所有这些都简化舱载数字计算机的计算装置和存储装置，从而为进一步提高整个控制设备的可靠性提供更大的可能性。

在参考文献〔7〕和〔14〕中证明了，若不考虑射程函数 l 的台劳级数展开式中由飞行器对程序运动平面侧向偏差引起的一阶小量项和由实际弹道对计算弹道偏差引起的二阶以上的小量项，以及不考虑引力加速度的非计算变化，则决定飞行器发动机关闭时间的基本的射程弹道方程为

$$V_{\xi}(t) \frac{\partial l}{\partial u_{\xi}} + V_{\eta}(t) \frac{\partial l}{\partial u_{\eta}} + [S_{\xi}(t) - S_{\xi}^*(t)] \frac{\partial l}{\partial \xi} + [S_{\eta}(t) - S_{\eta}^*(t)] \frac{\partial l}{\partial \eta} = C \quad (C = \text{常数}) \quad (1)$$

〔参见附篇 I 公式 (2.2.13)〕。根据指令-测量仪表组合中应用两个视加速度积分仪（它具有稳定而且取向不变的敏感轴）还是一个牛顿计（其敏感轴根据给定规律改变它相对于非旋转坐标系 $\xi\eta\zeta$ 的取向），方程 (1) 可以表示成 λ -、 μ -泛函〔附篇 I 公式 (2.3.13)〕或者 κ -泛函〔附篇 I 公式 (2.4.16)〕[●]。

● 为了简化叙述，我们引入了 λ -、 μ -泛函和 κ -泛函这一名称。

式中 $V_{\xi} \cdot V_{\eta}$ ——视加速度在轴 ξ 和 η 上投影的积分；

$\frac{\partial l}{\partial u_{\xi}}, \frac{\partial l}{\partial u_{\eta}}, \frac{\partial l}{\partial \xi}, \frac{\partial l}{\partial \eta}$ ——弹道导数，对于飞行器运

动的每一具体情况，它都是常量；

S_{ξ}, S_{η} ——视路程投影的瞬时值；

S_{ξ}^*, S_{η}^* ——视路程投影的计算值；

u_{ξ}, u_{η} ——飞行器质心的绝对速度在轴 ξ 和 η 上的投影。

我们要指出，在参考文献〔7, 14〕中，对建立方程（1）以及飞行器舱体上前述泛函的讨论，只限于舱体上必须装有专用解算装置的方案。这种解算装置，除了完成最简单的加法运算并把所得瞬时和值与已知数 C 相比较外，还可进行更复杂的运算：飞行器视加速度积分仪中一个积分仪瞬时读数的积分（ λ -、 μ -泛函），或者已知时间函数与单个牛顿计（加速度计）瞬时读数相乘并积分所得之积（ α -泛函）。

综上所述，引起人们特别兴趣的，正如参考文献〔7, 14〕中所指出的，是减少弹道式导弹射程惯性控制系统计算装置的元件数目和运算次数的可能性。

本书的目的在于发展参考文献〔7, 14, 16〕的研究，指出以前没有提到过的建立基本弹道方程（1）〔以及比（1）更精确的考虑飞行器对程序运动平面瞬时侧向偏差和引力加速度非计算变化影响的弹道方程〕的机电方法。这种方法可以消除在飞行器舱体上装设专门的积分解算装置的必要性并且只限于进行必要的基本运算：求和以及对弹道方程左端瞬时值与每一射程的已知数 C 进行比较。因而，书中仅仅介绍了

笔者能够对其实质提出某种新见解的一些问题。

还有一种情况，这种情况证明不用积分解算装置解决射程惯性控制问题的现实性。问题在于，从牛顿计上取下的信号是变化极其迅速的时间函数；因此，用舱载数字计算机，以必要的准确度对上述信号进行运算，照例会产生误差，这种误差将附加在牛顿计的误差上。

我们觉得，分别讨论（书中正是这样做的）以飞行器视加速度陀螺积分仪的读数作为原始信息源的方法和以摆式、弦式以及其它型式牛顿计的读数作为原始信息源的方法是有意义的。根据线加速度陀螺积分仪来建立飞行器射程弹道方程的合理性在于：虽然它们比普通的诸如摆式单分量加速度积分仪和加速度测量仪复杂，但是陀螺积分仪，首先对于被测值的输出信号（陀螺积分仪外环的旋转角）具有相当高的线性。这个输出信号是视加速度矢量在仪表敏感轴上的投影（当框架间校正系统理想地工作时，该轴与外环的旋转轴重合）；其次，对于线加速度它具有实际上无限的量程，这在弹道火箭和宇宙飞行器的飞行控制问题中也是重要的。在陀螺仪的敏感轴方向不变的特殊情况下，它所测量的积分是视速度矢量在敏感轴上的投影。

本书的内容如下。在第一章中介绍了不用飞行器舱体上的积分解算装置来建立泛函的方法，其中有上面提到的 λ -、 μ -和 κ -泛函，以及 α -、 β -泛函——一种使用敏感轴的方向可变的两个视加速度积分仪读数的新泛函。除此而外，还介绍了利用冗余陀螺积分仪读数建立（1）型初始弹道方程的方法，冗余陀螺积分仪敏感轴的取向与非旋转坐标系的坐标轴 ξ 和 η 平行。

有些方法，由于适当的改变了泛函的形式而消除了对视加速度积分仪读数的积分运算。在其它一些方法中，主要是在利用视加速度陀螺积分仪作为敏感元件的方法中，这些积分仪能够进行惯性运动特性对时间的积分运算。

例如，若根据加速度陀螺积分仪的读数来建立控制的 λ -、 μ -泛函，则机电法的实质将如下所述。在以敏感轴按 λ -方向定向的陀螺积分仪支架的内轴上装有力矩传感器。现在，若将与视速度等时变分 δV 成比例的附加力矩，或者换一种说法，将与陀螺支架内轴上加有附加力矩（其大小与飞行器视加速度在 μ -积分仪敏感轴上的投影计算值成比例，而符号与之相反）的 μ -积分仪外环的转角成比例的力矩加在 λ -积分仪支架的内轴上，则 λ -积分仪外环的转角将与控制的 λ -、 μ -泛函的左端成比例。在这种情况下，飞行器发动机的关闭时间决定于 λ -积分仪外环的转角达到预先已知的某一数值。

在不用积分解算装置的情况下，可用单一的视加速度陀螺积分仪的读数在飞行器舱体上建立 α -控制泛函，此时陀螺的动量矩要进行适当的程序变化。飞行器发动机的关闭时间决定于陀螺积分仪外环的转角达到预先已知的某一数值。

当视加速度积分仪敏感轴的取向不同于 λ -方向 μ -方向或 α -方向的取向时，不用飞行器舱体上的积分解算装置来建立基本弹道方程，看来也是可能的。例如，可以根据两个视加速度积分仪（其中包括陀螺积分仪）的读数来建立弹道方程，积分仪的敏感轴相对于稳定基座按预先已知的转弯程序，即所谓 α 和 β 程序改变自己的方向。相应的泛函用纯机电法建立。

此时，仅仅需要一个求和装置。飞行器发动机的关闭时

间决定于上述积分仪瞬时读数之和达到预先已知的某一数值。 α -方向和 β -方向改变的几何是这样的：在初始瞬间，视加速度积分仪的敏感轴相互构成 120° 角，且相对于这一瞬间的 x -方向对称地分布着。随着飞行器主动飞行段时间的增长，上述方向相对于 x -方向对称地分开，力求在计算的主动段结束瞬间占据相对于 λ -方向完全固定和对称的位置。

把弹道函数变换成以后无需对积分牛顿计的读数进行积分的形式，其实质是简单和显而易见的。初始弹道函数(1)可以简化成紧凑的时间积分式，它的被积函数是由弹道系数确定的已知矢量 $p(\sigma^*, t)$ 与飞行器视加速度的等时变分矢量 $\delta a(t)$ 的数量积。矢量 $p(\sigma^*, t)$ 分解成两个在惯性空间旋转的、模相等并且不随时间变化的分量，它们决定加速度积分仪敏感轴的方向，使之有可能把泛函的瞬时表达式表成上述积分仪读数代数和的形式。

接着叙述了不用解算装置，根据敏感轴方向不变的冗余陀螺积分仪（三个和四个）读数建立初始弹道方程(1)的方法，此时不用把方程(1)变换成各种不同的控制泛函。用冗余积分仪建立弹道方程的上述方法，是根据两个加速度陀螺积分仪的读数建立控制的 λ -、 μ -泛函的方法的进一步发展。积分仪的敏感轴在这些方法中都平行于非旋转坐标系轴 ξ 和 η 。这一研究的目的，一方面，在于进一步发展不用积分装置，也就是用纯机电法来建立弹道方程的理论方案；另一方面，在一定程度上这是控制系统可靠性理论的要求，因为归根结底，只有冗余信息才能保证测量组合具有合乎要求的可靠性数值。此外，这种惯性射程控制方案由于敏感轴取向平行于非旋转坐标系轴 ξ 和 η ，因而每当运动条件变化

时，换言之，当量 $\frac{\partial l}{\partial \xi}, \dots, \frac{\partial l}{\partial u_n}$ 之值变化时，用不着专门的舱载仪表组合把积分仪转到新的角度 λ 和 μ ，这就使控制系统成为高精密系统。

在第一章的末尾讨论了仅仅利用一个加速度陀螺积分仪读数的所谓不完全泛函。这种积分仪或者固连于飞行器舱体上，其敏感轴指向飞行器纵轴 (x -泛函)，或者安装在稳定基座上（例如三轴陀螺稳定平台），其敏感轴沿弹道参数（如射程）对主动段终点计算速度矢量的梯度方向 (λ -泛函)。我们证明了，在为简化指令-测量仪表组合而采用不完全泛函的情况下，运动的校正精度主要地决定于飞行器视加速度矢量计算取向的法线方向上质心运动的稳定质量（对于 λ -泛函）；对于 x -泛函来说，则决定于飞行器俯仰通道角运动相对于程序转弯角的稳定质量。

在第二章中叙述了不用舱载积分解算装置来建立弹道方程的机电法。这种弹道方程含有射程弹道函数的台劳级数的全部线性项，换言之，与弹道方程（1）不同，还含有飞行器对程序运动平面侧向偏差引起的一阶小量项。把这样的弹道方程表为这种或那种泛函形式，容许在飞行器舱体上直接根据加速度积分仪或牛顿计的瞬时读数确定泛函左端的瞬时值，因而较之弹道方程（1）能够更精确地解决射程的惯性控制问题。

正如这一章的研究所表明的，弹道方程可以变换成最便于在舱体上建立的三种泛函中的一种，它们分别称为 λ_1 -、 μ_1 -、 x_1 -和 α_1 -、 β_1 -泛函。

λ_1 -、 μ_1 -、 x_1 -、 α_1 -、 β_1 -弹道泛函的左端瞬时值，可通