



作者近影

刘晨晖著

应用工程控制论——
蓝光导弹设计研究

湖南科学技术出版社

应用工程控制论——蓝光导弹设计研究

刘晨晖 著

责任编辑：李永平

*

湖南科学技术出版社出版发行

(长沙市展览馆路8号)

湖南省新华书店经销 湖南省新华印刷二厂印刷

*

1988年4月第1版第1次印刷

开本：850×1168毫米 1/32 印张：13.875 插页：5 字数：349,000

印数：1—1,000

ISBN 7-5357-0308-9

TP·9 定价：4.80元

湘目 87-43、44

目 录

第一章 蓝光导弹控制飞行弹道计算……………(1)

- § 1—1 若干原则问题 1
- § 1—2 蓝光导弹 11
- § 1—3 理想弹道与实际弹道的区别 12
- § 1—4 垂直飞行计算 13
- § 1—5 转弯飞行计算 17
- § 1—6 等姿态角飞行计算 22
- § 1—7 飞行速度、飞行高度和动压的变化 24
- § 1—8 关车时间 26
- § 1—9 沿水平方向的行程 29
- § 1—10 最大射程 30
- § 1—11 关车速度的精确度 35
- § 1—12 关车加速度和预定加速度关车 38
- § 1—13 实际衰减时的关车时间 40

第二章 蓝光导弹控制系统设计研究……………(45)

- § 2—1 控制系统 45
- § 2—2 控制系统设计“艺术”评述 47
- § 2—3 作动器 49
- § 2—4 作动器的带宽 53

- § 2—5 不考虑空气动力影响时的控制特性 56
- § 2—6 考虑空气动力影响时的控制特性(一个假象) 58
- § 2—7 控制系统的型式和几个定性结论 61
- § 2—8 控制系统的简化 66
- § 2—9 蓝光控制主要矛盾的具体体现 69
- § 2—10 控制系统设计方法探讨(1) 71
- § 2—11 控制系统设计方法探讨(2) 74
- § 2—12 由静试车结果所得到的证明 82
- § 2—13 空气动力段之后电子增益减少一半 86
- § 2—14 控制系统适应性的全程检验(1) 88
- § 2—15 控制系统适应性的全程检验(2) 90
- § 2—16 控制系统适应性的全程检验(3) 94
- § 2—17 控制系统频率特性上所得到的证明(1) 95
- § 2—18 控制系统频率特性上所得到的证明(2) 100
- § 2—19 控制系统(刚体振型)开路高频增益余量 103
- § 2—20 一个看似奇怪的结果 106
- § 2—21 考虑空气动力影响时的实际低频控制特性 113
- § 2—22 考虑空气动力影响时的低频增益余量 115
- § 2—23 所谓“10倍空气动力频率” 119
- § 2—24 考虑弯曲振型时控制系统的适应性 122
- § 2—25 考虑无阻尼二阶弯曲振型时的控制系统 129
- § 2—26 为什么应用作动筒压力反馈阻尼弯曲振型 134
- § 2—27 控制系统电子装置的组成 138
- § 2—28 控制飞行中的一个危险情况 139
- § 2—29 控制系统速率回路中16赫时间滞后 143

第三章 蓝光导弹控制飞行特性研究……………(148)

- § 3—1 发射时对安装误差的修正 147
- § 3—2 发射时的推力偏心 154
- § 3—3 蓝光火箭是否采用同一的蓝光导弹控制系统 157

- § 3—4 蓝光火箭控制系统的设计 159
- § 3—5 滚动控制 165
- § 3—6 控制精确度(理想弹道) 173
- § 3—7 控制精确度——关车点高度偏差计算(理想弹道) 185
- § 3—8 控制精确度——关车点水平偏差计算(理想弹道) 189
- § 3—9 控制飞行受弹道风的影响(理想弹道受风) 193
- § 3—10 控制飞行在发射平面内受弹道风影响(理想弹道) 205
- § 3—11 受侧风干扰所造成的命中点侧向偏差与发射修正 212
- § 3—12 由控制误差与弹道风干扰所造成的命中点射程误差 216
- § 3—13 弹道最高点距地球表面的距离 220
- § 3—14 控制飞行受弹道侧风的影响(考虑风切变) 220
- § 3—15 高空风切变会不会使控制系统作用失灵 225
- § 3—16 控制飞行过程中所遇到的阵风 228
- § 3—17 考虑瞄准偏差并带氢弹头时对目标的打击能力 231
- § 3—18 核弹头再入大气层向目标迫近时的情形 234

第四章 蓝光导弹控制飞行弹道分析……………(241)

- § 4—1 蓝光导弹是否具有最优弹道 241
- § 4—2 提高转弯速率能显著增加射程吗 245
- § 4—3 怎样实现 $0.7^\circ/\text{秒}$ 的恒定角速度转弯 248
- § 4—4 控制飞行过程中重心的移动 256
- § 4—5 控制飞行过程中压力中心的移动 257
- § 4—6 重心移动所引起的附加机动力 258
- § 4—7 转弯过程中速度向量的转动 259

- § 4—8 转弯过程中发动机的摆动 263
- § 4—9 发动机最大摆动角为什么定为 7° 264
- § 4—10 提高转弯速率对蓝光导弹是不适宜的 267
- § 4—11 控制系统刚体低频增益余量 268
- § 4—12 蓝光导弹能够实现直线飞行吗 272
- § 4—13 在等姿态角飞行前阶段速度向量的转动 276
- § 4—14 考虑地球曲率的实际射程(理想弹道) 280
- § 4—15 蓝光导弹弹道是最优弹道 282
- § 4—16 等姿态角飞行后阶段速度向量的转动 290
- § 4—17 等姿态角飞行后阶段的特点 293
- § 4—18 处于作战状态下的作战射程 295
- § 4—19 美国阿特拉斯导弹的控制方式 298
- § 4—20 蓝光导弹控制为何不采用无速度误差伺服系统 302
- § 4—21 实际控制飞行中的失速 307
- § 4—22 实际控制飞行的失速与关车问题 308
- § 4—23 研究蓝光导弹的意义 313

第五章 多级火箭研究……………(321)

- § 5—1 引论 321
- § 5—2 基本定义和符号 323
- § 5—3 火箭发动机的推力 328
- § 5—4 人造地球卫星的运载火箭 329
- § 5—5 拉格朗日不定乘子法 342
- § 5—6 单级火箭的分析 344
- § 5—7 多级火箭的关系式 347
- § 5—8 火箭主动段最佳与非最佳推力方向程序 354
- § 5—9 火箭质量比的最优配置问题 357
- § 5—10 具有相同结构参数与排气速度的最优火箭 360
- § 5—11 同步卫星 365
- § 5—12 低轨道卫星 368

§ 5—13	火箭各级质量变化对速度的影响	371
§ 5—14	关于火箭的结构重量	377
§ 5—15	具有不同的结构特性与排气速度的二级火箭	381
§ 5—16	改装式三级火箭最优起飞重量	386
§ 5—17	改装式二级洲际导弹最小起飞重量	396
§ 5—18	改装式多级火箭最小起飞重量	398
§ 5—19	具有不同结构参数与排气速度的多级火箭	400
§ 5—20	考虑引力影响时火箭最小起飞重量	405
§ 5—21	结论	413
附录	蓝光火箭性能数据表	(415)

蓝光导弹

控制飞行弹道计算

§ 1—1 若干原则问题

本书研究著名的英国蓝光弹道导弹控制飞行和控制系统的的设计。

作者进行这一研究时，手头的原始资料是国防工业出版社1965年出版的《蓝光火箭译文集》（谢明、荀明、远鸣、慕柳译，谢明校），以下简称为《蓝光报告》。除此书外，无任何其他有关蓝光导弹的资料。

蓝光导弹是一个西方国家十分典型的战略弹道导弹，它是迄今为止我们所见到的西方国家最大的、带液体推进剂的纯单级弹道导弹。这个导弹在设计、制造、试验等各方面所遇到的问题，都是研究带液体推进剂的弹道导弹时将遇到的具有代表性的问题。英国人在《蓝光报告》中称蓝光导弹的设计是一种“艺术”。所以，研究蓝光导弹的设计是十分有意义的。

弹道导弹的设计资料对于任何国家都是相当保密的，我们在已公开的有关导弹控制的出版物中，从未见过系统地讨论弹道导弹控制飞行和控制系统的的设计问题。因此，在具体探讨蓝光导弹之前，有必要对一些有关的原则问题作一概括性的讨论。

巨型弹道导弹的设计是一件十分复杂的工作，其结构、推进、

控制、测试、模拟、静试车等各个方面，是一个不可分割、互相联系的整体。一个完善的弹道导弹的总体设计，应要求各方面的设计互相配合，彼此协调，这样才能使整体设计臻于完善。然而推进、结构、控制、测试、模拟、静试车等各方面的工作又有其相对独立性，这些分项工作都要保证完成实现导弹控制飞行时各自特定的任务。

弹道导弹的弹道分主动段与被动段(自由飞行段)。导弹的控制只是在主动段，即发动机工作段内进行。换句话说，在发动机关车以后，导弹就不受控制了。关于再入体是否采用控制的问题，我们在此就不作讨论。

弹道导弹进入第三代以后，已经发展成为多弹头分导重返大气层的导弹，如美国的民兵——III式导弹。然而多弹头分导的问题并不发生在主动段，因此我们在考虑主动段控制时，无需讨论弹头是否分导的问题。

那么，我们应该考虑一些什么问题呢？

(一) 由于冲量加速实际上是不可能的，弹道导弹总有一定的主动飞行段，因此要求设计出一条最优的弹道，也就是说，要求所设计的导弹能达到力所能及的最大射程。

导弹的弹道是不是最优弹道，取决于发动机关车时的抛射角以及导弹速度是否能达到此关车抛射角所对应的速度。由于在计算远程弹道导弹的射程时，必须计及地球自转，因而其最优关车抛射角与近程导弹的最优关车抛射角是很不一样的。设计师必须知道如何计算远程弹道导弹的最大射程，从而可以确定所设计的弹道是否是最优弹道。

(二) 弹道导弹的主动段是控制飞行段。它一般分为三部分，即：①垂直上升阶段；②转弯飞行阶段；③等姿态角飞行阶段。

在导弹尚未制造出来并试飞之前，导弹设计师无法确定导弹的实际飞行弹道，因此必须掌握一条实现理想控制的无风弹道。控制飞行与控制系统设计的任务，就在于使导弹的实际弹道能够尽量地接近于理想控制弹道。由于速度向量不能紧随弹体轴线转

动及风的影响等，导弹实际上不能实现理想控制飞行弹道。所以首先必须确定理想控制弹道，然后才能进行控制飞行与控制系统的实际分析与设计，进而确定最终实际飞行弹道。

(三) 远程带液体推进剂的弹道导弹起飞重量都是很大的，因此它必然要求垂直起飞。

垂直起飞不但使起飞易于实现，能尽快地通过稠密大气层，而且还可运用在垂直飞行阶段使导弹发生空中滚转的方法来改变导弹的发射方向，以适应向不同方位目标发射的作战要求。

垂直飞行时间是不长的，当导弹具有一定的动压之后，就进行转弯。

(四) 怎样选择转弯速率？在什么高度结束转弯？导弹能否实现所要求的转弯？要解决这些问题，就必须计算导弹的过载与气动载荷。

(五) 远程弹道导弹都有一段相当长的等姿态角飞行时间，直到发动机停火。

由于导弹速度向量不能紧跟弹体轴线转动，而且，若不采取特别措施，在等姿态角飞行后阶段，速度向量仍将转动。因此，等姿态角飞行阶段一般不是直线飞行。对于理想控制导弹而言，即实现导弹速度向量总是吻合弹体轴线的理想控制，则等姿态角飞行就成了直线飞行。

由于在转弯过程中速度向量并不能紧随弹体轴线的转动以及外界风的影响等等，所以在转弯过程终了时，导弹的姿态角和弹道倾角都可能出现误差。这些误差应当在等姿态角飞行阶段中消除或修正。对于远程弹道导弹，它的等姿态角飞行阶段一般都在飞行的空气动力段之后。

导弹的设计射程并不总是等于导弹在实战状态下使用的作战射程。事实上，导弹的设计射程是最大的作战射程，因此当导弹具有相当长的等姿态角飞行时间时，在这一阶段内有相当大的关机时间范围可供发动机关车，这就能得到不同的作战射程，从而提高了导弹实战使用的灵活性。

(六) 导弹控制的最终目的在于保证导弹有一定的命中精确度，即核弹头命中目标的精确度。而决定远程弹道导弹命中精确度的最重要因素，是发动机关车点导弹速度的大小和方向是否精确。只有将它们控制在相当精确的范围内，才能保证导弹的命中精确度。所以，控制导弹发动机关车点导弹的速度和方向，是导弹控制系统最终实际应完成的任务。

对于远程弹道导弹而言，导弹关车点的高度偏差对导弹最终命中精确度影响不大，因此对于关车点高度偏差的控制，一般可不作严密的考虑。当然，高度偏差也不能太大，事实上，只要控制飞行与控制系统设计得适当，高度偏差也不会很大。

(七) 虽然关车点的速度大小和方向是弹道导弹控制的具体最终任务，但这并不意味着在整个主动段都要进行速度控制。事实上远程弹道导弹在主动段一般都不进行速度控制。这里只需要保证：

- ① 导弹能达到关车点所需要的速度值，
- ② 导弹控制系统的作用能保证在实际关车时具有所要求的速度和方向。

(八) 为了使导弹控制系统保证导弹沿着理想控制飞行弹道飞行，必然要解决几个问题：

- ① 必须知道理想控制飞行弹道的计算。
- ② 必须知道如何保证导弹沿理想控制飞行弹道飞行。
- ③ 必须知道哪些因素会影响导弹沿理想控制飞行弹道飞行。
- ④ 必须由此而知导弹的最终实际弹道。然而，任何导弹在每一次实战使用中的弹道都可能不一样，因此设计时有必要假设一些典型情况加以分析。

总之，必须知道在控制系统作用下，导弹在控制飞行过程中的运动过程。如它的弹体轴线怎么转动，速度向量怎么转动，发动机怎么摆动，等等。若不知道它们的运动和变化，人们就不能知道导弹是怎样实现控制飞行的，也不知道实现了一个怎样的控制飞行。

(九) 为了保证导弹沿着要求的理想控制飞行弹道飞行,必须设计三个独立的控制系统,即:俯仰、偏航和滚动三个角运动。正是进行了这三个角运动的控制才得以保证导弹实现控制飞行。

(十) 远程带液体推进剂的弹道导弹一般都设有气动控制面,大多采用反作用力直接操纵,采用燃气舵方式的已不多见。根据所安装的发动机性能和所安装的方式,首先必须解决控制的方式,是采用摆动主发动机的控制,还是应用辅发动机控制,或者是采用调节推力的方式来控制,这个问题必须在导弹各方面的统一设计中加以协调解决。只有在解决了控制方式以后,才能进行控制系统的设计。

(十一) 一般对弹道导弹的控制要求:

①弹道倾角沿要求的控制飞行弹道变化。

②无偏航。

③无倾斜(无滚动)。

④准确关车。

这几个要求必须保证完成,这样才能够保证在实际关车时刻导弹速度具有要求的大小和方向。

(十二) 弹道倾角沿要求的控制飞行弹道变化,是导弹俯仰控制系统应当完成的任务。由于弹道倾角不易测量,而应用姿态陀螺与速率陀螺能很容易、准确地测量姿态角(俯仰角)及其变化,因此在弹道导弹控制系统中,常以俯仰角控制系统代替弹道倾角控制系统。

如能实现理想的控制,即导弹速度向量的变化能时时吻合弹体轴线的变化,换句话说,迎角总等于零,则姿态角就是弹道倾角。然而,实际上并非如此,也就是说总有迎角存在。

沿控制飞行弹道进行俯仰控制的最关键部分在于导弹的转弯飞行阶段。弹道导弹的转弯一般称为重力转弯,因为重力的法向分量是实现转弯的主要因素。

由于弹体的转弯一般都以恒定的角速度进行,所以导弹控制设计师会遇到下列问题:

① 导弹应当采取什么样的角速度转弯？哪些因素需要考虑？

② 弹体轴线转过来以后，速度向量是怎样转动的？

③ 在转弯过程中，发动机是怎样摆动的？

④ 应当设计一个什么样的俯仰控制系统，是无速度误差伺服系统还是无位置误差伺服系统？一般来说，不需要采用无加速度误差伺服系统。但是，采用无速度误差伺服系统还是采用无位置误差伺服系统，却是有必要权衡的，它们对导弹的控制效能有着差别。

转弯过程结束以后，导弹进入等姿态角飞行阶段。在此阶段中，姿态角不变，但重力的法向分量依然存在，故速度向量仍转动，因而等姿态角飞行阶段一般不是直线飞行。

等姿态角飞行阶段可分为前阶段和后阶段。

在转弯过程中，速度向量总是不可能紧跟弹体轴线转动，所以在转弯终了时刻，速度向量与地平线夹角大于弹体轴线与地平线的夹角，即存在着迎角。这个迎角应当在等姿态角飞行前阶段中逐渐减少以致消失。还可以在等姿态角飞行前阶段，消除空气动力段内由于各种外界因素(如风)所造成的姿态角误差。

但是，当上述迎角消失之后，运动并没有停止。由于姿态角不变，而速度向量因重力法向分量继续向下转动，从而又出现了相反方向迎角，这个阶段是等姿态飞行的后阶段。

应当在等姿态角飞行后阶段采取措施使导弹不产生迎角，例如采取安装在重心附近的横向喷嘴，以一定的喷流反作用力抵消重力法向分量，以保证关机时速度的方向；若不采取特别措施，也应充分估计关机时导弹速度向量与弹体轴线的不重合。等姿态角飞行后阶段，一般处于导弹作战射程关机区内。

(十三) 弹道导弹都是气动轴对称的，因此，导弹本身的俯仰和偏航控制特性是相同的。

但是，俯仰与偏航控制系统是否完全相同呢？

在俯仰与偏航平面内，除角运动控制以外，还有偏离要求弹道的位移控制。由于弹体是气动轴对称，因此俯仰角与偏航角的

控制系统是完全一致的。

我们已说过，对于远程弹道导弹，关车点不甚严重的高度偏差对导弹是不重要的，它对射程的影响极小。然而关车点的侧向偏移却是重要的，因为它直接决定导弹命中点的侧向散布，所以对于弹道导弹的侧向偏移控制必须加以考虑。

设计师应当考虑：是否需要设计侧向偏移控制系统？

若需设计侧向偏移控制系统，在一般情况下采用惯性导航控制系统。但如果一个偏航角运动控制系统能将最终关车点侧向偏移保持在允许范围内，或辅之以发射时的弹道修正来保证做到这一点，就不一定需要惯性导航系统。

(十四) 滚动控制系统的作用有两点：①保证导弹在控制飞行中不发生(偏差)滚转；若滚转 90° ，则俯仰与偏航控制系统互相串位。②保证导弹在垂直飞行阶段可以按照指令产生必要的空中滚转，以得到任意的发射方向，这对导弹用于实战是绝对必要的。

究竟采用旋转地面发射架还是采用垂直飞行阶段空中滚转的方法来改变导弹的发射方向，这也需要设计师来决定。

假如导弹是采用一台摆动主发动机控制，则这台发动机可以控制导弹的俯仰与偏航，但不能控制导弹的滚动。因此必须采用其他方式来进行滚动控制，如采用装在火箭蒙皮上的辅助喷气小喷管来控制。

(十五) 在设计导弹的三个角运动控制系统时，必须决定控制指令讯号形成的方法，即采用完全自主的控制还是辅之以无线电修正等方式。如果自主的控制方式能够保证完成控制任务，则无必要再采用其他的辅助控制方式。

(十六) 当控制方式、控制系统形式都已确定，要进行角运动的控制系统设计时，应考虑到受控对象即导弹本身的控制特性是随飞行情况变化的，而不是固定的特性。

如果设计一个自行适应飞行情况变化的控制系统，它就会复杂化。设计这样的控制系统，需要一整套完整的参数测量系统、参数转换系统、控制放大器增益连续变化系统、比较系统和同步

系统等。是否设计这样的控制系统，需要设计师在设计过程中提出根据，作出判断。

(十七) 若选定的不是自行适应飞行情况变化的控制系统，则设计时将面临选择哪一时刻的导弹参数作为导弹控制系统的设计参数问题，即设计的临界点选为哪一点？选定的根据何在？

(十八) 按选定的临界点导弹参数将导弹控制系统设计出来之后，必然要求检验它是否适用于整个控制飞行全程。

(十九) 远程带液体推进剂的弹道导弹都是反作用操纵的，但这并不意味着它没有空气动力问题。

巨型带液体推进剂的弹道导弹重心一般都很低，因而一般都是气动静不稳的，也即具有较大的负静稳定性。

导弹的负静稳定度在飞行过程中的变化与导弹的燃料贮箱和氧化剂贮箱的相对位置有关，应确定哪一个贮箱放在前面更有利于控制。

由于导弹在控制飞行过程中既存在迎角，又是气动静不稳定的，导弹受到一个不稳定空气动力矩的作用，这个作用有时是相当大的。应对导弹在全部控制飞行过程中受不稳定空气动力矩的作用作全面的细致的分析，分析不稳定空气动力矩在每一个控制过程中起到什么作用。

导弹发动机所产生的控制力矩与导弹本身所受的不稳定空气动力矩所起作用彼此相反。应当使导弹发动机控制力矩与不稳定空气动力矩之间保持怎样的关系，是远程弹道导弹控制系统设计中的一个十分关键的问题。

(二十) 在进行控制系统设计时，必须考虑控制系统的质量指标，即根据什么来判定这个控制系统的作用是良好的，能够保证导弹实现控制飞行。

这些控制指标有：稳定性、低频与高频增益余量、相位余量、带宽特性、反应速度、静态误差等。

必须考虑到这些指标怎样与导弹的弹道特性联系起来。

(二十一) 带液体推进剂的弹道导弹不可能是刚体的，它必然

具有弹性效应，因此，在设计导弹控制系统时，必须考虑导弹的弯曲振型。弯曲振型有频率范畴，导弹的最小弯曲振型频率对于导弹控制系统具有重要意义。

但是，在开始设计时就各阶弯曲振型都考虑进去，则会使问题复杂化。一般应根据给定的最小弯曲振型频率，将导弹先按刚体振型考虑，在此基础上再平衡对弯曲振型控制的要求。

有关弯曲振型的问题，如弯曲振型的确定、振型频率的测量、防止弹性激励、选择速率陀螺仪合适的位置、振型反转的处理、阻尼的引入、考虑弯曲振型时控制系统的动态分析，等等，这些都需要在设计过程中认真考虑。

(二十二) 在设计导弹控制系统时，还应考虑容器中大量的液体推进剂在飞行过程中所发生的晃动后果。目前，为了防止飞行过程中推进剂发生剧烈的晃动，一般都在容器中安装适当的防晃隔板。

(二十三) 在设计时，必须充分考虑到控制系统能否有效地消除各种外界因素的影响，例如发射时导弹竖立的安装误差、推力偏心、弹道风对控制飞行的影响，等等。

(二十四) 计算并且有效地消除弹道风对控制飞行的不良影响是十分重要的。在设计时，应根据有代表性的典型资料，作出设计用的弹道风剖面作为设计的依据。同时应分析、了解弹道风对导弹控制飞行产生的影响，计算受控弹道导弹在通过弹道风剖面时产生何种漂移。

还应考虑，当导弹的最终关车点由于受弹道风影响而产生较大的侧向漂移时，如何采取适当的发射修正。此外还要考虑在发射平面内弹道逆风与弹道顺风的影响、阵风的影响。

(二十五) 必须注意，剧烈的高空风切变会不会使导弹控制系统失灵？

(二十六) 在将各种因素都加以考虑之后，应有理由作出判断，所设计出来的控制系统是否能满足要求？应计算由于各种因素所造成的关车点的导弹速度方向误差，并判断其中哪些是控制

系统本身固有的？哪些是各种外界因素造成的？

(二十七) 对于给定风剖面及设计的控制系统，应当确定导弹的最终实际弹道。在控制飞行中，导弹速度向量不能紧跟弹体轴转动，对于理想控制弹道来说，实际飞行弹道必然会有失速，也即预定关车时刻的实际速度大小达不到按理想控制弹道所计算出来的最终值。因此，必须确定导弹的实际弹道，以确定导弹在关车点的实际速度的大小。

(二十八) 以摆动发动机的方式进行导弹控制时，要确定发动机的最大摆动角。发动机最大摆动角的确定与导弹本身所能产生的控制力矩、不稳定空气动力矩特性、无风时导弹在控制飞行中所能产生的迎角，以及有风时因弹道风所产生的迎角（或侧滑角）等因素有关。

(二十九) 即使设计出来的控制系统能保证实现良好的控制飞行，但还必须考虑实现精确的关车控制。

远程弹道导弹关车点的速度达到每秒几千米，因此，关车控制若不精确，则会造成数公里的射程误差。所以需要考虑如何实现精确的关车控制，如采用定时关车、定速度关车或预定加速度关车。

对于纯单级弹道导弹，一般是大推力关车，因此它的关车问题比具有续航发动机的非纯单级导弹的关车问题复杂一些。

(三十) 当导弹在控制飞行关车点关车以后，实际关车时刻的速度与所要求的速度会有一定误差。

如何计算这种误差对导弹最终命中精确度也即偏差的影响？这里不仅要考虑控制误差，而且要考虑发射时的瞄准偏差，以及地球的自转与发射纬度、发射方向等。还应考虑地球表面曲率，如发射点地平线与关车点地平线之间的角差。

(三十一) 导弹能否完成作战任务，还取决于所带核弹头的打击能力和核弹头再入大气层向目标迫近时的情形。

(三十二) 此外，在设计时，还需解决一些实际问题。如：作动器的选择与设计，控制放大器与补偿网络的设计，关车装置的