

高等学校教材·航空、航天、航海系列

TEXTBOOKS FOR HIGHER EDUCATION

# 飞行器控制系统元件

于云峰 王鑫 尉建利 编著



西北工业大学出版社



高等学校教材·航空、航天、航海系列

TEXTBOOKS FOR HIGHER EDUCATION

- 组稿编辑 / 何格夫
- 责任编辑 / 季苏平
- 封面设计 / 扬帆



ISBN 978-7-5612-2513-4



9 787561 225134 >

定价: 15.00元

高等学校教材

# 飞行器控制系统元件

于云峰 王 鑫 尉建利 编著

资源知识  
共享

PDG

西北工业大学出版社

**【内容简介】** 本书系统介绍了目前飞行器控制系统常用的元部件及其工作机理,侧重于工程应用。全书共分为5章。第1章介绍了飞行器控制元件的最新发展和相关技术背景;第2章介绍了安装在飞行器上的陀螺仪的工作原理,重点分析了三自由度陀螺仪、二自由度陀螺仪的技术方程式,并分析了陀螺仪的进动和章动特性;第3章针对不同飞行器的控制需要分析了陀螺仪的具体应用,介绍了新型陀螺仪的最新工程应用技术;第4章介绍了加速度计的分类和测量原理;第5章介绍了飞行器测量元件中常用的位置传感器的知识。本书不但具有一定的理论性,而且还有很强的工程实用性。

本书可作为导航、制导与控制专业和自动控制类专业的教材和参考书,也可作为高校相关专业研究生的参考书,还可供相关科技工作者和教师参考使用。

### 图书在版编目(CIP)数据

飞行器控制系统元件/于云峰,王鑫,尉建利编著. —西安:西北工业大学出版社,2009.3  
ISBN 978-7-5612-2513-4

I. 飞… II. ①于… ②王… ③尉… III. 飞行控制系统-控制元件 IV. V249

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2009)第 022023 号

出版发行:西北工业大学出版社  
通信地址:西安市友谊西路127号 邮编:710072  
电 话:(029)88493844 88491757  
网 址:www.nwpup.com  
印 刷 者:陕西向阳印务有限公司  
开 本:787 mm×1 092 mm 1/16  
印 张:6.5  
字 数:151千字  
版 次:2009年3月第1版 2009年3月第1次印刷  
定 价:15.00元



# 前 言

本书是为飞行器导航、制导与控制专业编写的参考教材。飞行控制系统是控制理论和控制元件共同发展的结果。先进完善的飞行控制系统只有性能优良的控制元件才能实现,因此在实际的飞行控制系统中,控制元件的研究和正确选用对提高飞行控制系统性能起着很重要的作用。本书重点阐述飞行控制系统中常用的各种控制元件的基本理论、工作原理、性能分析及应用知识,为相关专业的学生掌握最新的飞行器控制系统元件知识提供有价值的参考。

全书由于云峰、王鑫、尉建利编写,并由王鑫统稿整理。在本书的编写过程中,参考引用了部分相关文献和资料,并得到了西北工业大学航天学院研究生张娟娟的帮助,在此一并致谢。

由于我们水平有限,书中的缺点和不妥在所难免,欢迎读者批评指正。

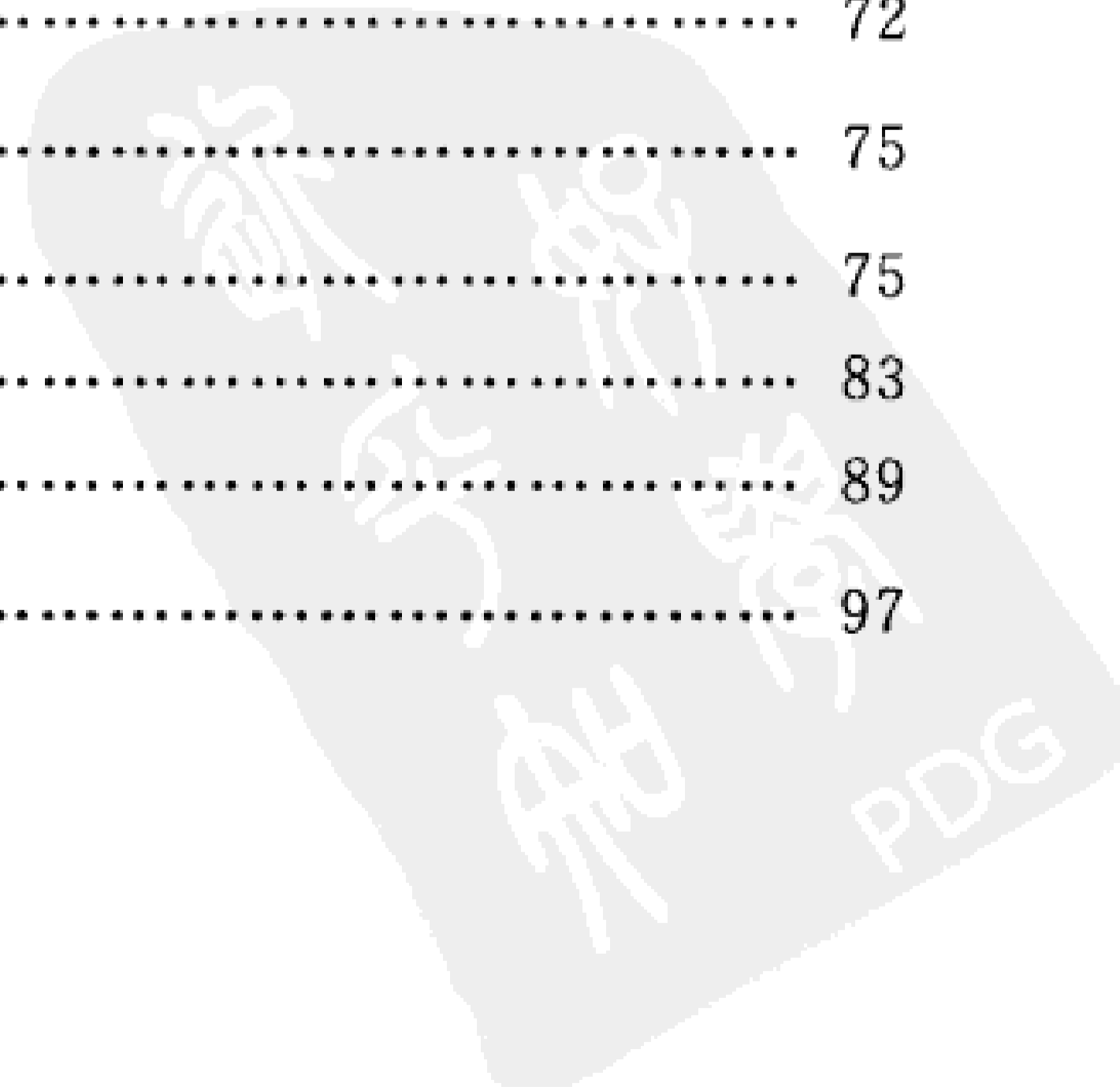
编著者

2008年12月于西北工业大学



# 目 录

<b>第 1 章 绪论</b> .....	1
1.1 地地导弹制导控制系统举例 .....	1
1.2 地空导弹制导控制系统举例 .....	3
<b>第 2 章 陀螺仪基本理论</b> .....	11
2.1 陀螺仪的基本知识.....	11
2.2 陀螺仪的基本特性.....	13
2.3 三自由度陀螺仪的技术方程式.....	23
2.4 三自由度陀螺仪的运动分析.....	25
2.5 二自由度陀螺仪的基本理论.....	30
<b>第 3 章 陀螺仪的应用</b> .....	32
3.1 三自由度陀螺仪的应用.....	32
3.2 二自由度陀螺仪的应用.....	47
3.3 新型陀螺仪.....	51
<b>第 4 章 加速度计</b> .....	62
4.1 加速度计的分类.....	62
4.2 加速度计在飞行器中的应用.....	63
4.3 线加速度计(开环式).....	65
4.4 石英电容式挠性加速度计.....	71
4.5 陀螺摆式积分加速度计.....	72
<b>第 5 章 位置传感器</b> .....	75
5.1 电位计.....	75
5.2 电感式变换器.....	83
5.3 电容式变换器.....	89
<b>参考文献</b> .....	97



# 第 1 章 绪 论

飞行器可分为两大类：一类是飞行在大气中的飞行器，我们称之为航空器，例如战术导弹、飞机、飞艇、气球等；另一类是飞行在大气层以外空间的飞行器，我们称之为航天器，例如人造地球卫星、航天飞机、空间探测器及运载火箭等。总之，飞行器是所有运动于空间的装置的总称。

当飞行器相对于某一参考系（通常是惯性参考系）运动时，它具有六个运动自由度，即飞行器质心平移运动的三个线自由度和飞行器绕其质心转动的三个角自由度。当参考系为直角坐标系  $OXYZ$  时，通常用三个坐标值  $X, Y, Z$  表示飞行器质心的三个线自由度，而用飞行器相对参考系绕其质心转动的三个姿态角  $\theta$ （俯仰角）， $\psi$ （偏航角）， $\gamma$ （倾斜角）表示其三个角自由度。三个线自由度可以描述飞行器相对于参考系运动的飞行轨迹，三个角自由度可以描述飞行器相对于参考系运动的飞行姿态。总之，用以上六个参数就可以准确地描述飞行器相对于参考系的运动。如何把以上的结论变为工程实际呢？这就必须解决以下两大工程技术问题：

(1) 如何在飞行器上实现以一个参考系作为方位基准，并要求该参考系在各种干扰作用下能保持方位基准不变或在控制指令作用下依照一定的规律改变方位基准。

(2) 如何在飞行器上测量和控制相对于参考系的三个线自由度参数及三个角自由度参数。

要解决以上两大工程技术问题必须依赖一些特殊的仪表，例如用陀螺仪表及陀螺平台可以在飞行器上实现参考系作为方位基准，又如用加速度表可测量飞行器的三个线自由度参数，用陀螺仪表可测量飞行器的三个角自由度参数及角速度参数。各种类型的陀螺仪表及加速度表的工作原理都是建立在适用于惯性空间的牛顿定律的基础上，因而通称为惯性仪表。惯性仪表是各种飞行器必不可缺的重要测量元件。

在飞行器控制系统中，把测量和控制飞行器相对于参考系的飞行轨迹（即质心线自由度）的系统称为制导系统；把测量和控制飞行器相对于参考系的飞行姿态（即角自由度）的系统称为姿态控制系统。因此，飞行器必须具有制导系统（也称导引系统）及姿态控制系统（也称稳定系统）。

为了加深对惯性仪表在飞行器中所处地位及作用的理解，现举例说明。

## 1.1 地地导弹制导控制系统举例

地地导弹大都采用自主式控制，在自主式控制中多采用惯性制导系统。图 1.1 是惯性仪表在地地导弹惯性制导系统中的应用原理图。在图中，惯性仪表（一般为加速度表，也可以是加速

度表加陀螺平台)的功能是提供一个参考系的方位基准,并测量导弹质心运动的加速度,把测量的这些信号以模拟或数字形式输送给导航计算机。经运算后,把导弹的三个线自由度参数送到制导计算机中,在制导计算机中与飞行方案要求的质心、位置参数进行比较。计算后,发出导弹质心偏差信号给变换放大器,再到伺服机构,控制发动机的推力矢量以产生与导弹质心偏差有关的控制力矩,使导弹按着预定弹道飞行。制导计算机还可以根据导航计算机输送的导航数据,经计算后,直接给发动机发出停车指令,以控制导弹速度。

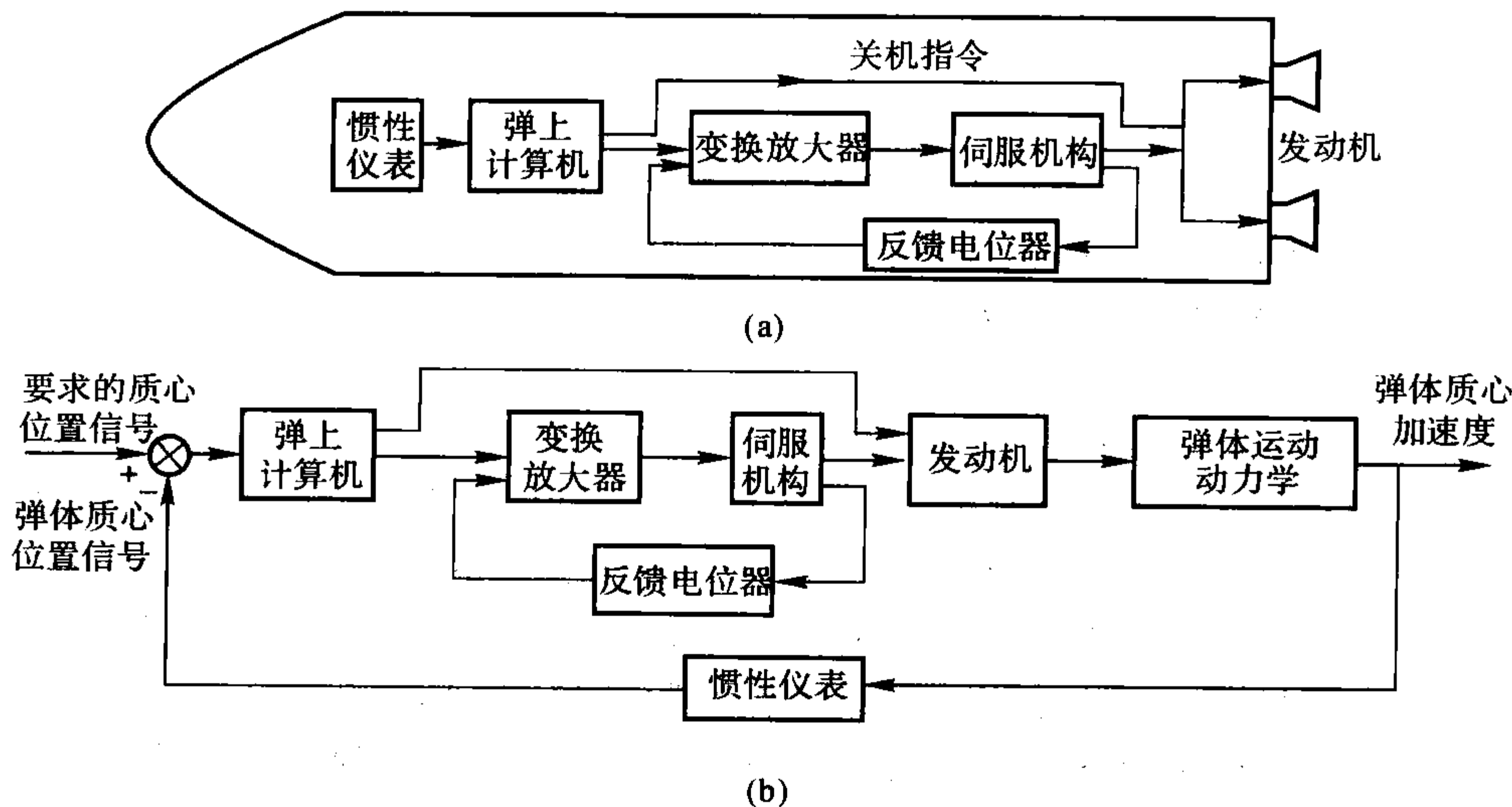


图 1.1 惯性仪表在地地导弹惯性制导系统中的应用

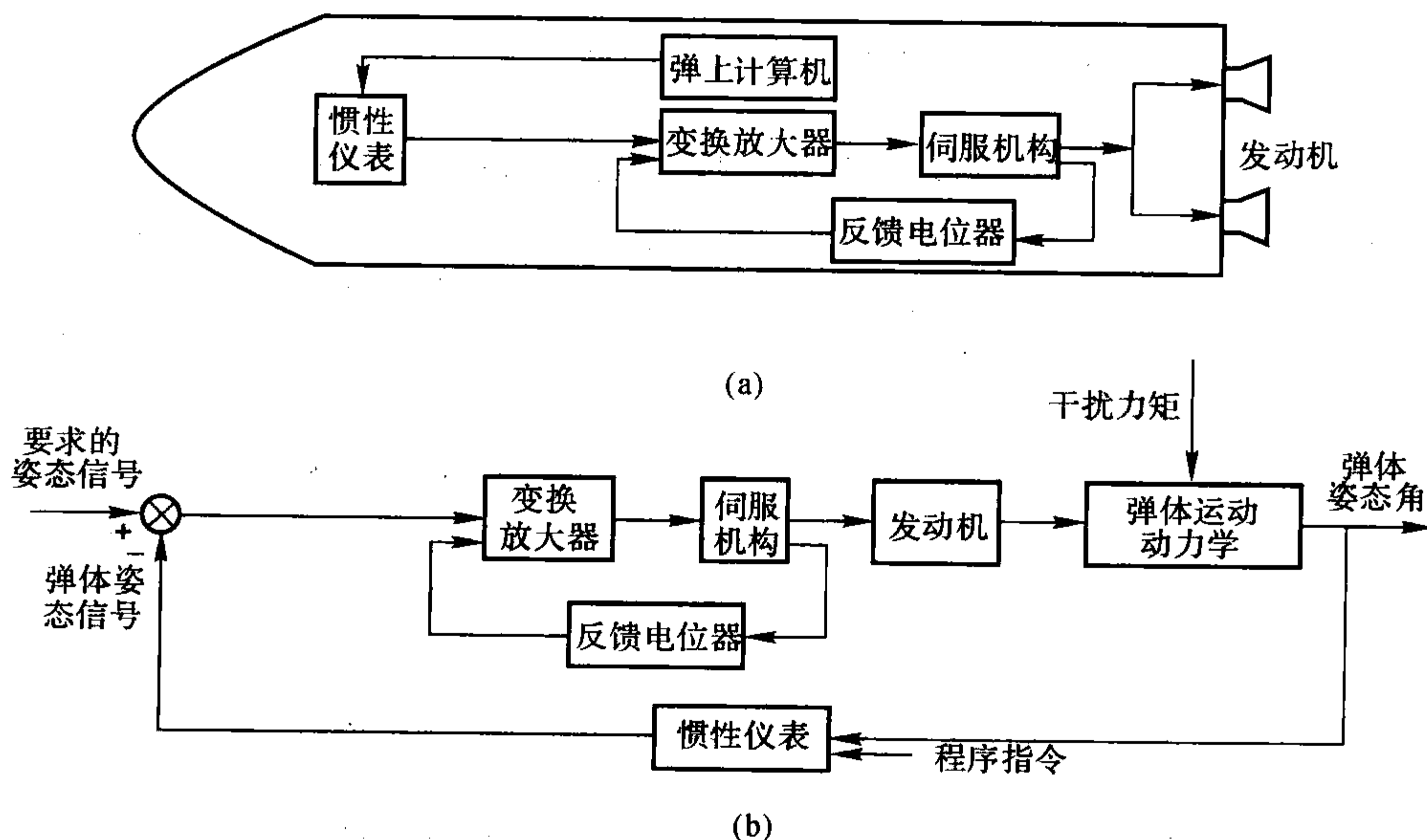


图 1.2 惯性仪表在地地导弹姿态控制系统中的应用

地地导弹姿态控制系统中惯性仪表的应用原理如图 1.2 所示。由图中可以看出,惯性仪表



(陀螺仪表)的功能是提供一个参考系(惯性空间坐标)的方位基准,并测量出导弹瞬间的姿态参数(姿态角、姿态角速度、姿态角加速度),输出与这些参数成比例的姿态信号。该信号与要求的姿态信号进行比较,得出误差信号,经变换放大器输送到伺服机构中,再控制发动机产生与误差信号有关的控制力矩,来控制导弹的姿态稳定。同时,惯性仪表还接受程序指令及制导指令,来控制导弹的飞行轨迹(如弹道射角)。

## 1.2 地空导弹制导控制系统举例

本节通过对某型地空导弹控制系统的较详细的讲解,使读者对飞行器的惯性仪表及有关元件在整个控制系统中所起作用有一个全面的了解。

该型导弹采用无线电指令制导,在导弹飞向目标的过程中,不断地修正制导弹道与理想弹道之间的线偏差,最后准确命中目标。

### 1.2.1 地空导弹指令系统的组成和实行控制的一般过程

地空导弹一般由两级组成。第一级也称为助推器,它的作用是使导弹离开发射架后 3 ~ 4 s 时间内达到一定的高度和速度。在这段时间内对导弹不实行控制,因为既不必要(飞行时间短,不控制也不会引起多大偏差,即使有些偏差,也可以在以后的操纵飞行中加以纠正),也有困难(短时间内导弹速度变化很大,借以操纵的力处于激烈变化之中,雷达发射的无线电波靠近地面是存在一定死区的,所以难于实现操纵)。通常就是把导弹朝向雷达发射的无线电波作用的空间发射出去,沿直线轨迹飞向可控的空间。为了避免在此短时间内产生导弹翻跟头、失速的现象,在助推器上装着两对大的稳定尾翼,使整个导弹有静稳定性。助推器工作完毕后,为了减轻导弹质量,增加导弹的机动性,就把助推器抛掉。助推器抛掉后,只剩下第二级,此时立即开始实行控制。指令控制系统的组成和简化工作原理参看图 1.3。

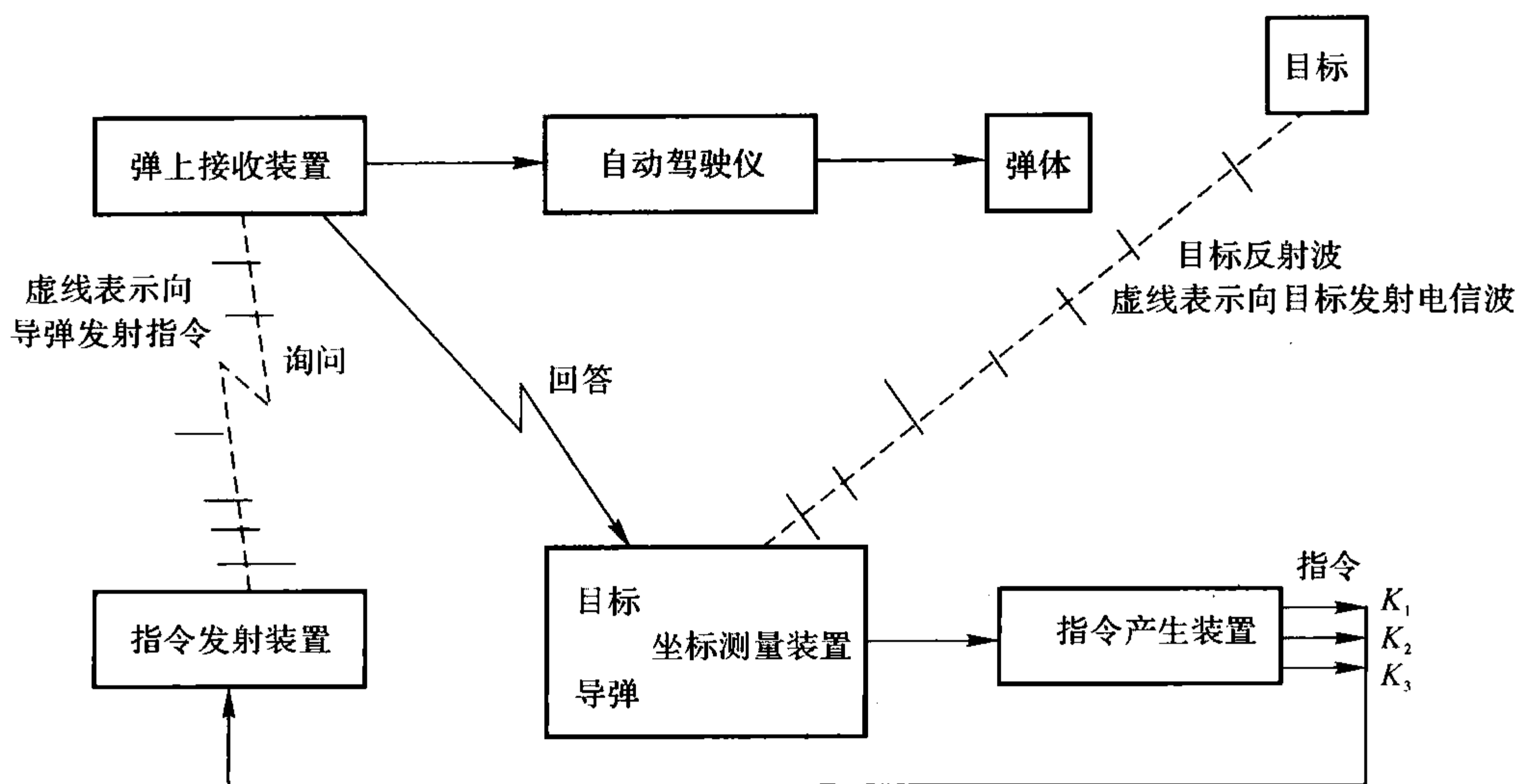


图 1.3 地空导弹指令控制系统工作原理图

指令控制系统由坐标测量装置、指令形成装置、指令发射装置、弹上接收装置、导弹自动驾驶仪、弹体等组成,前三部分通常称为地面引导站。坐标测量装置是用来测定目标和导弹的坐标位置及目标运动参数的,它包括雷达发射机、接收机、天线等。当发射机发出电磁波时,遇到目标就被反射回来,接收机接收后给出目标高低角、方位角、目标离发射点的斜距、目标运动角速度等电信号,将它们输往指令产生装置。

导弹坐标位置的测定,是通过指令发射装置先给导弹发一个询问信号,导弹上的接收装置自动地给地面回答一个信号,这个信号也被地面上的雷达接收机所接收,给出导弹高低角、方位角、导弹离发射点的斜距(有时此斜距可按预定飞行情况算出而不必测量)等电信号,将它们也输往指令产生装置。

指令产生装置实际上是一个计算机。它利用所测得的目标、导弹的坐标、运动参数,根据一定的导引规律(如三点法、前置法)来进行计算。计算结果若不符合导引规律要求,也就是说导弹没按希望的基准弹道飞时,就应该按实际偏离基准弹道的大小和方向产生一定的指令信号,指令产生装置可以自动地完成上述的功能。但在形成指令信号时并不是按角偏离的大小,因为单是角偏离反映不出导弹离发射点距离远近不同时导弹偏离基准弹道的实际大小,所以必须根据线偏离去形成指令信号。

弹上接收装置接到指令以后,经过译码,输往自动驾驶仪中,由自动驾驶仪去操纵导弹飞行。因为操纵两对舵面,就需要两套操纵机构,每套操纵机构只能对应接收某一指令信号,所以自动驾驶仪就形成了两条控制通道去操纵两对舵面。舵面偏转结果,使导弹在空气动力作用下,改变其飞行姿态,使导弹朝着基准弹道飞去。

由于对目标和导弹相对位置的测量是连续监视进行的,控制指令也就连续地发出,自动驾驶仪就连续地执行控制指令,去操纵导弹沿基准弹道飞行(重复以上控制过程),直到命中目标为止。

### 1.2.2 地空导弹控制过程对自动驾驶仪提出的要求

上一节仅就控制的一般过程做了一个大概论述,但在导弹飞行控制过程中可能出现种种问题,而自动驾驶仪则应考虑解决这些问题,这样才能保证稳、准地击中目标。本节结合导弹飞行控制过程提出对自动驾驶仪的要求,从而对飞行控制过程有进一步的了解,建立一些导弹控制和稳定的基本概念。至于这些问题更详细的分析计算,则在系统分析课学习。

对自动驾驶仪的要求如下:

#### 1. 执行控制指令,控制导弹沿基准弹道飞行

自动驾驶仪执行命令的工作原理如图 1.4 所示。接收机译码给出的指令信号通常较小,不足以使操纵舵面的执行机构(舵机)正常工作,一般必须经过放大。这就好像收音机中的天线接收的信号不足以推动喇叭,而必须放大一样。

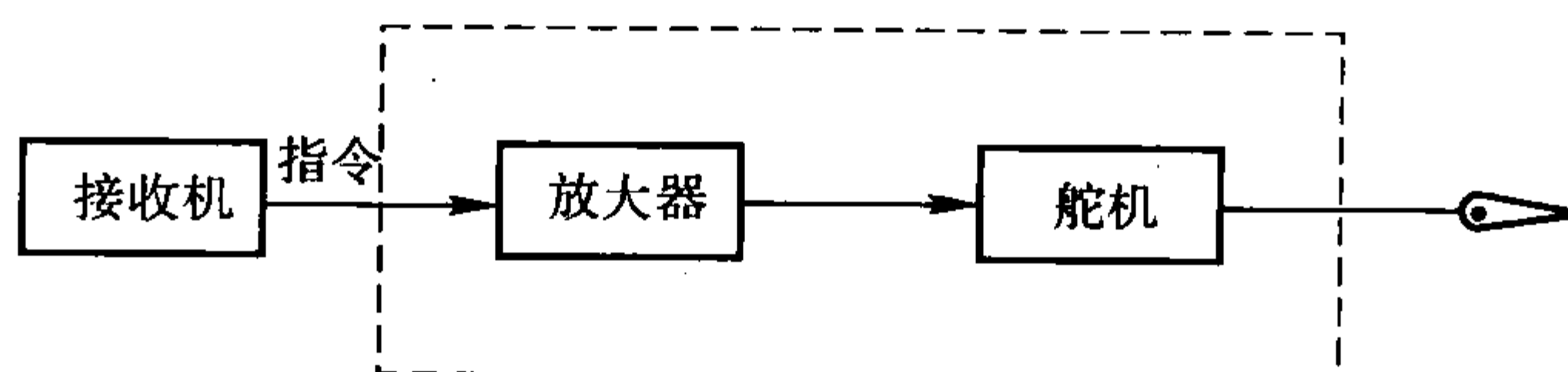


图 1.4 自动驾驶仪工作原理图

虚线方框内的放大元件和执行元件是自动驾驶仪的一部分,利用这两个元件便基本上能完成执行控制指令的任务。

## 2. 控制过程的稳定性

导弹接收控制指令向基准弹道飞回的过程应该是稳定的。根据飞行力学可知道,由于导弹弹体的惯性作用,加上阻尼不够,特别是在高空时空气稀薄,阻尼更小,导弹飞行过程存在着振荡,甚至是类似于无阻尼的振荡。若弹体结构选择不合理,还可能出现发散的振荡过程,使导弹接收控制指令后不能飞回基准弹道,反而愈飞愈远离基准弹道,通常称这种现象为飞得不稳。它很容易造成因脱离无线电波作用的空间而失控,更谈不上击中目标。

为了改善控制过程的稳定性,在自动驾驶仪设备中配置了加速度传感器和校正网络,在地面指令形成装置中也配置了校正元件。它们是怎样改善控制过程稳定性的,这将在系统分析课中讨论。

另外,为了增加导弹的阻尼,在自动驾驶仪两条控制通道中都配置了阻尼陀螺,使导弹在控制平面内的振荡尽快衰减下来。阻尼陀螺是怎样改善弹体阻尼的,这将在系统分析课中讨论,但在物理概念上可做如下理解。高空飞行的导弹,由于空气稀薄,导弹做旋转运动时,与导弹旋转角速度成正比的阻尼力矩是很小的,因此导弹运动呈长时间的振荡状态。但是,如果利用阻尼陀螺这一测量角速度的元件,给出与导弹角速度成比例的电信号并经过放大,推动舵机去偏转舵面,产生与导弹角速度成比例的控制力矩。由于此控制力矩和导弹自然阻尼力矩在性质上都和导弹运动角速度成比例,因此起到了增大弹体阻尼的同样效果。此时自动驾驶仪阻尼振荡的工作过程可用图 1.5 表示。

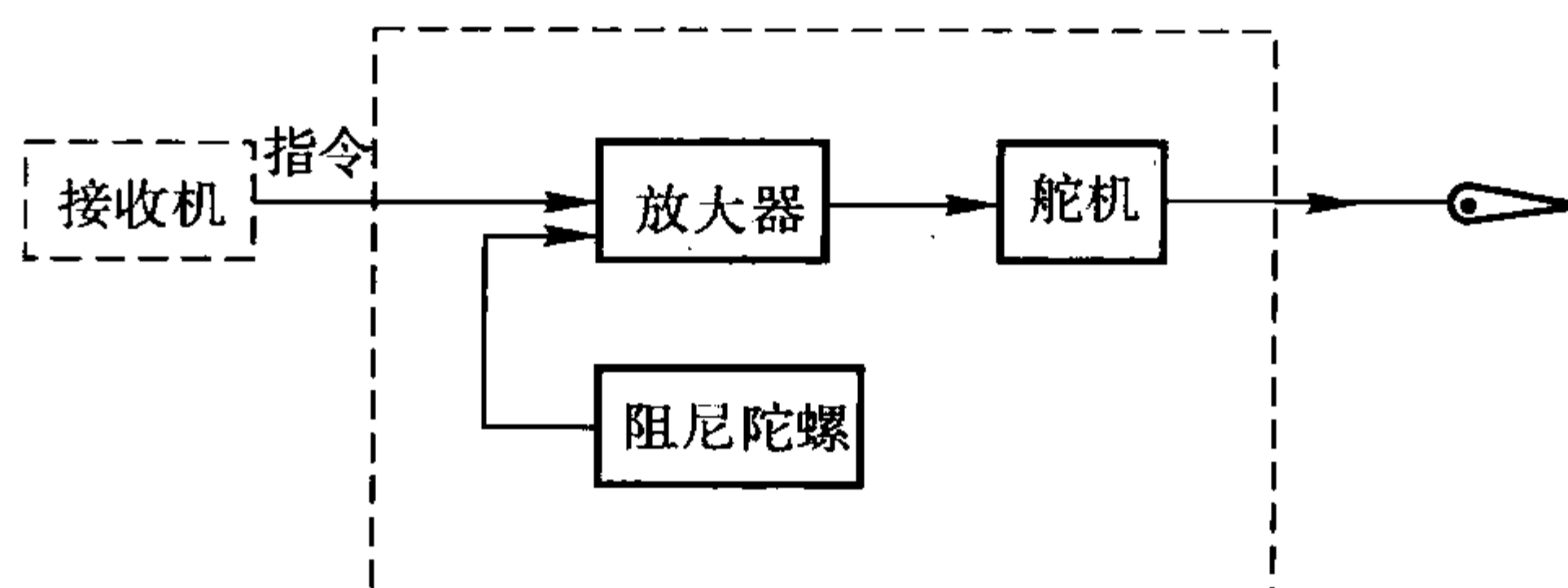


图 1.5 阻尼陀螺在自动驾驶仪中的应用

## 3. 消除导弹绕纵轴的滚动角——倾斜稳定

指令控制系统的自动驾驶仪倾斜通道不实行控制,但要求倾斜角始终保持为 $0^\circ$ ,或接近为 $0^\circ$ ,也就是不允许导弹绕纵轴有大的滚转,参看图 1.6。但在干扰作用下总有滚转发生,必须尽快消除。这是为什么呢?因为地面引导站计算导弹对基准弹道的偏差是以发射时两对舵面所决定的两个控制平面为基准的,偏差信号计算出来后发指令给导弹也是对号入座。其中 $K_1$ 指令用来控制 1,3 舵,使导弹在 II 控制平面内运动; $K_2$ 指令用来控制 2,4 舵,使导弹在 I 控制平面运动。因此,要求导弹两对舵面在空中不得相对纵轴滚动,否则就会错乱操纵。若欲使导弹由 A 飞向 B,只需发送 $K_1$ 指令使 1,3 舵偏转,导弹在 II 平面内运动即可,如图 1.6(a)所示。假若导弹滚动 $90^\circ$ ,舵面位置如图 1.6(b)所示。但地面引导站并不知道导弹已经滚转,仍发送 $K_1$ 指令去操纵 1,3 舵偏转,结果使导弹飞向 $B'$ 。若导弹滚动 $180^\circ$ ,就得到反操纵的结果,欲使其向上,反而向下,欲使其向左,反而向右。

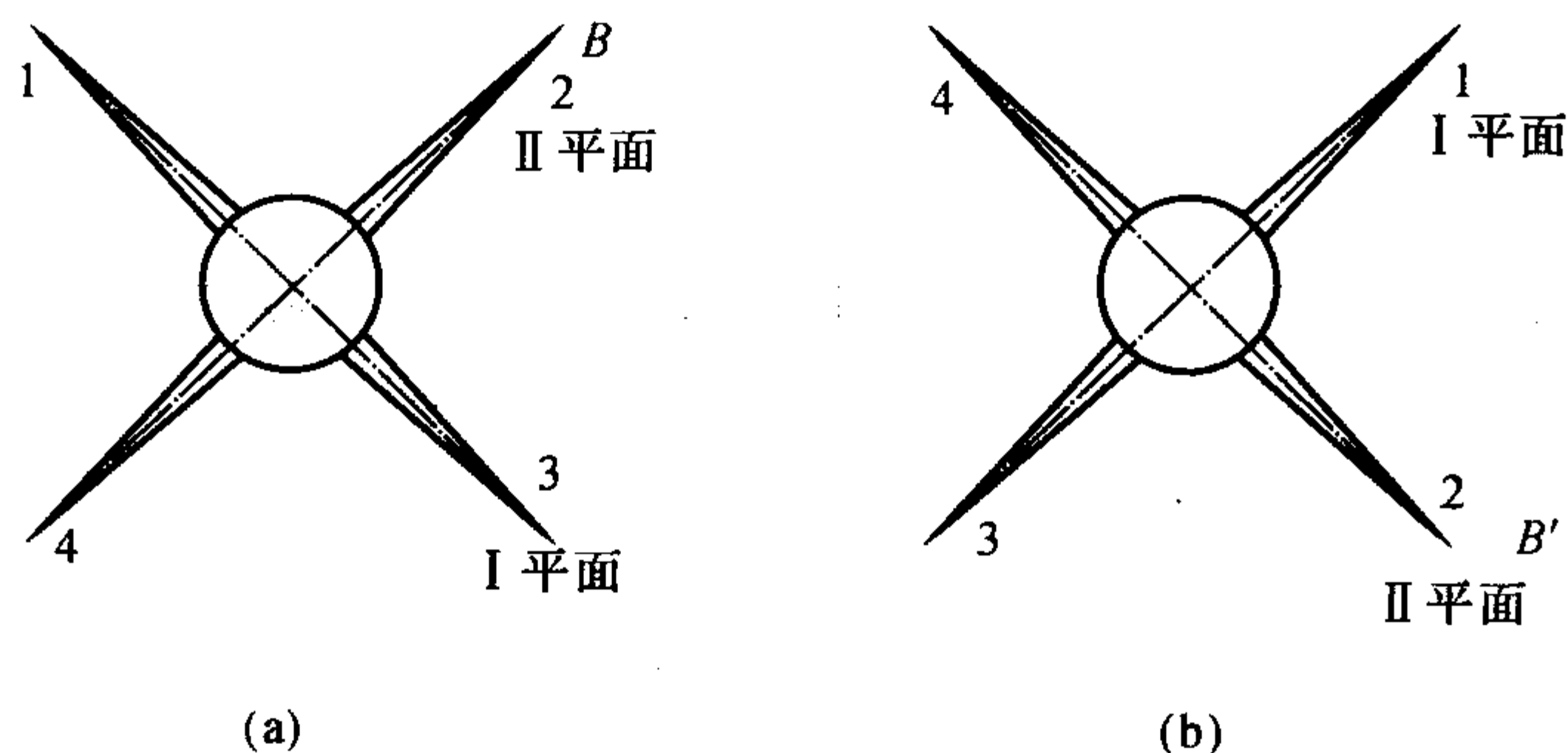


图 1.6 地空导弹两通道控制原理图

怎样消除倾斜角呢?自动驾驶仪倾斜通道中应配置测量倾斜角的元件,通常采用自由陀螺。若有滚动,自由陀螺就给出电信号,同样要经过放大器、舵机,操纵两个副翼向不同方向偏转,使导弹产生滚转力矩,消除滚转。1,3 舵反向偏转时起副翼作用,同向偏转时起舵作用,所以有时称 1,3 舵为舵-副翼。此时自动驾驶仪倾斜稳定通道的工作过程可用图 1.7 表示。

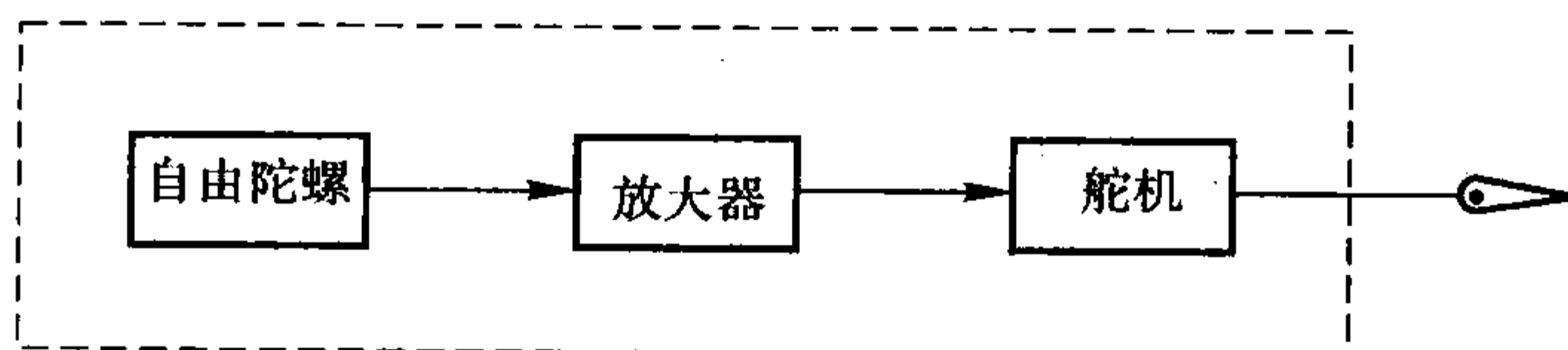


图 1.7 自由陀螺在自动驾驶仪中的应用

以上说明了要实行控制就必须倾斜稳定。在助飞阶段不实行控制,要不要倾斜稳定呢?一级固体火箭壳体上安装了大的弹翼,增加了整个弹的静稳定性,另外助飞阶段时间极短,暂不会造成大的倾斜。经研究试验也可以不必进行倾斜稳定,待第二级飞行开始,但尚未实现控制以前,先令第二级倾斜稳定通道工作,消除一级飞行时积累的倾斜角,这样就可省掉助飞器上的舵机、副翼了。

#### 4. 自动驾驶仪要适应弹体的变参数

地空导弹从地面起飞,飞到二三十公里高空去摧毁目标,其间大约飞行 1 min。在这样短的时间里,导弹高度、速度剧烈变化,使作用在导弹上的诸力、弹体动态参数也在激烈变化,因此自动驾驶仪操纵导弹必须适应弹体特性的变化。譬如说,高空比低空空空气稀薄,使舵偏同样的角度效果就不一样,高空时舵面上的控制力比较小,造成导弹机动性不足,使导弹显得很笨重似的,所以高空时希望舵面偏大些。但导弹在低空时,空气密度大,舵面又不允许偏得过大,否则控制力过大,又显得太灵活,甚至嫌它不稳了。所以自动驾驶仪还应解决适应弹体变参数的问题,在自动驾驶仪中引入速压传感器和传速比变化机构就是这个原因。

#### 5. 干扰作用下导弹的稳定性

导弹在干扰作用下出现倾斜角时,由自动驾驶仪倾斜通道加以消除,如上所述。

当导弹沿着基准弹道飞行时,干扰作用也会使导弹偏离基准弹道,当然可以通过发送控制指令去操纵导弹沿基准弹道飞行。但即使不发送控制指令,自动驾驶仪中的阻尼陀螺也会感受导弹偏离基准弹道角速度的大小,通过放大器,舵机操纵舵面,自动消除其干扰引起的角速度,

维持角速度的稳定不变。

当有侧风时,导弹将沿侧风速和导弹飞行速度的合成速度方向飞行,必然会相对基准弹道产生侧偏,它同样可以通过发送控制指令去操纵导弹消除之。但即使不发送控制指令,自动驾驶仪中的加速度传感器也能感受到侧偏加速度的大小,它将加速度的电信号通过放大器、舵机去操纵相应的一对舵面,使导弹向减小侧偏加速度的方向,接近基准弹道飞去。此时自动驾驶仪横偏稳定通道的工作原理可用图 1.8 表示。

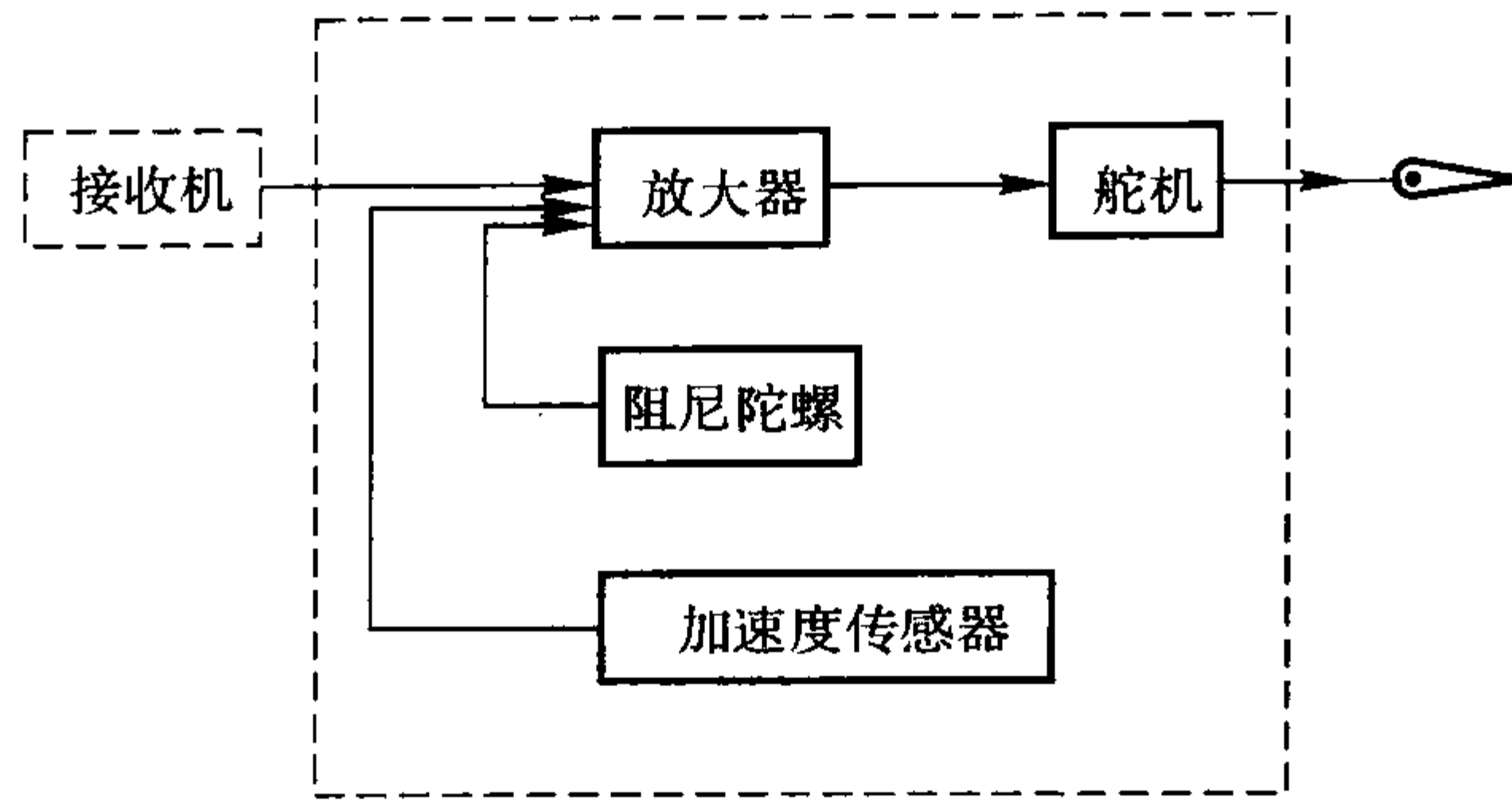


图 1.8 自动驾驶仪横偏稳定通道原理图

由于指令控制系统中,目标和导弹的运动状态处于地面严密监视之下,干扰下角速度稳定的工作状态和消除侧偏加速度的工作状态并不具有决定意义。

从上面所列举的五项要求总的来看,自动驾驶仪的作用不外是操纵和稳定两个方面。至于具体任务、职能,应根据导弹飞行控制过程的要求加以确定,不同类型的导弹,具体任务就不同。

从指令控制过程可以看出,自动驾驶仪主要处于控制工作状态,去执行控制指令操纵导弹。但是,离开导弹的稳定,就不可能实行操纵,操纵的过程应是稳定的,稳定是实现操纵的必要条件。

当沿基准弹道飞行时,自动驾驶仪能主动消除外界干扰的影响,把这时自动驾驶仪的工作状态称为稳定工作状态。当有控制指令时,就转化为控制工作状态。

为了控制和稳定导弹在 II 平面内的运动,要有一套自动驾驶仪,通称为 I 通道自动驾驶仪,此时接收  $K_1$  指令,操纵 1,3 舵;为了控制和稳定导弹在 I 平面内的运动,也要有一套自动驾驶仪,通称 II 通道自动驾驶仪,此时接收  $K_2$  指令,操纵 2,4 舵;为了倾斜角稳定,要有倾斜通道的自动驾驶仪,通称 III 通道自动驾驶仪。导弹自动驾驶仪由三个通道的自动驾驶仪组合而成。

从自动驾驶仪完成的职能来看,自动驾驶仪由测量元件、放大元件、执行元件三个基本部分组成。

助飞阶段自动驾驶仪的 I, II 通道不工作,III 通道可以工作,操纵助推器的副翼偏转。

抛掉助推器后,自动驾驶仪 I, II, III 通道都投入工作。

### 1.2.3 地空导弹自动驾驶仪方框图及其工作原理

由于导弹分两级飞行,自动驾驶仪方框图也分为起飞阶段(带助推器)、抛掉阶段(抛掉助推器)。现分述如下:

#### 1. 起飞阶段的自动驾驶仪

因为起飞阶段只有 III 通道工作,可只绘制 III 通道自动驾驶仪方框图(见图 1.10)。利用自

由陀螺测量导弹相对纵轴的滚动角  $\gamma$ , 给出与  $\gamma$  角成比例的电信号, 输往校正装置, 校正装置给出与  $\dot{\gamma}$  (滚动角速度) 成比例的电信号, 输往综合放大器进行放大操纵舵机, 由舵机推动稳定尾翼上的一对副翼做彼此相反的偏转, 从而产生空气动力力矩, 消除导弹的滚动。随着导弹滚动角的减小, 自由陀螺输出的电信号也减小, 副翼的偏转也减小。当导弹滚动角为  $0^\circ$  时, 副翼偏转也恢复为  $0^\circ$ , 如图 1.9 所示。

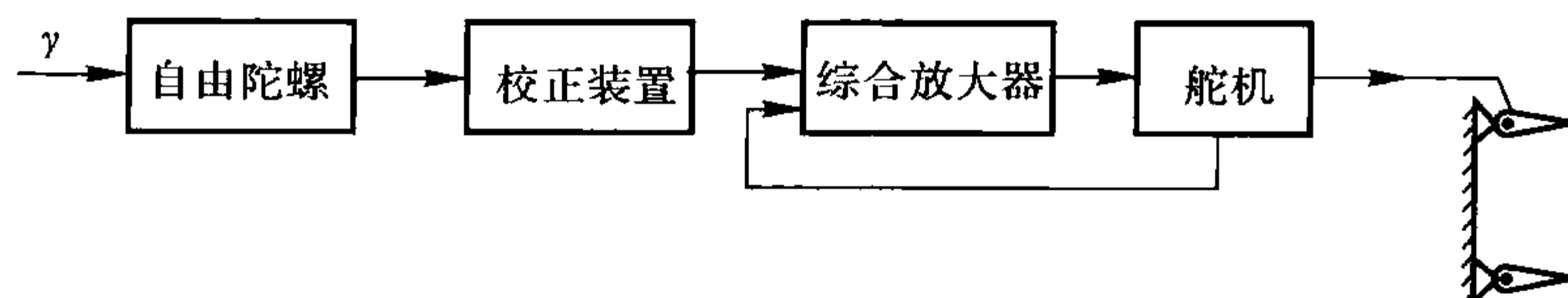


图 1.9 自由陀螺与舵回路的连接示意图

这里之所以要引入校正装置, 是为了改善 III 通道的稳定性。这里的校正装置采用 RC 无源微分网络, 所以能给出和  $\gamma, \dot{\gamma}$  成比例的电信号。校正装置也有给出其他电信号的, 如包含二阶导数项或者积分项, 它们都是根据系统分析的需要确定的。由于导弹的惯性作用, 滚动时阻尼又小, 恢复滚动角为  $0^\circ$  的过程必然是个振荡过程。而  $\dot{\gamma}$  信号的引入, 正与上一节所述引入阻尼陀螺测量角速度以加强操作过程的阻尼相似。这里用 RC 无源微分网络的办法产生  $\dot{\gamma}$  信号, 就相当于代替阻尼陀螺, 增加了 III 通道的阻尼, 因而就改善了 III 通道的稳定性。

方框图上还画了一条从舵机到综合放大器的线条, 表示舵机除了直接去偏转舵面以外, 还将副翼偏转角的大小变成电信号返回来加到综合放大器上。把输出端输出信号又返回来加到输入端去的现象称做反馈, 并把这个信号称做反馈信号。当反馈信号用以削弱输入信号时, 称负反馈。这里为什么要引入这个负反馈信号呢? 若放大器输入端有信号, 舵机就一直要偏转舵面转动而不停, 而我们希望的是导弹滚动角大时, 副翼偏转角也大些, 并且舵面偏转要及时停下来。怎样使舵面及时停下来呢? 使舵面偏转的同时, 给出一个舵面偏转的信号, 去抵消放大器输入端上的信号, 抵消为  $0^\circ$  时, 舵面就偏转了一个与输入信号成比例的固定角度了。因此, 负反馈保证了副翼偏转角与导弹滚动角成比例。由综合放大器、舵机、反馈组成的系统称为舵回路, 系统分析课中有专门分析。

## 2. 助推器抛掉阶段的自动驾驶仪

助推器抛掉阶段的自动驾驶仪结构如图 1.10 所示。在抛掉阶段, III 通道自动驾驶仪与起飞阶段的作用原理相同, 特殊点是在此时引入了速压传感器及机械差动机构。速压传感器是测量速压的, 引入它就使自动驾驶仪的参数能随着空气密度、飞行速度而变化, 达到适应导弹高度、速度变化的目的。这里的速压传感器用来改变自由陀螺给出的电信号, 至于是如何改变的则在以后学习。抛掉阶段综合放大器的信号输送给另一个舵机, 去操纵舵-副翼向彼此相反的方向偏转同样的角度, 借以产生空气动力力矩去消除滚动。助推器上一对操纵副翼偏转的舵机已经抛掉了, 由于舵-副翼还要用于 I 通道作同向偏转, 所以引入机械差动机构。它能保证接收 I 通道的命令作同向偏转起舵的作用, 接收 III 通道的命令作反向偏转起副翼的作用, 若 I, III 通道同时有命令, 就同时起舵-副翼作用。

I, II 通道自动驾驶仪此时都投入工作。I, II 通道自动驾驶仪组成和原理完全一样, 下面只说明 I 通道的方框图。

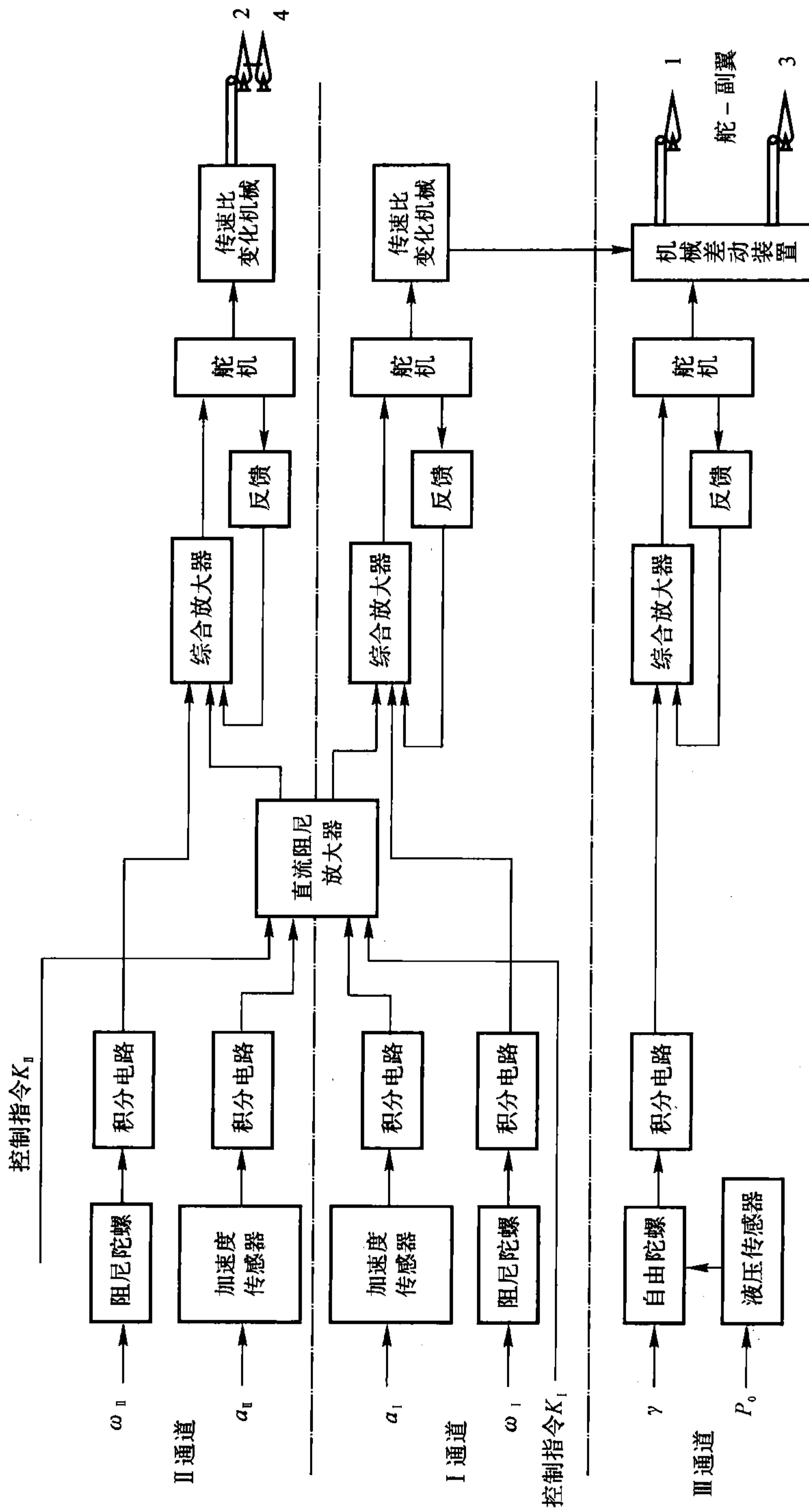


图 1.10 地空导弹助推器抛掉阶段的自动驾驶仪结构图

地面导引站发出控制指令  $K_1$  被弹上接收机接收之后,输往直流限幅放大器,经过放大、限幅加给综合放大器,经过综合、放大加给舵机,经过传速比变化机构操纵 1,3 舵作同向偏转,使导弹在 II 控制面内向基准弹道飞去,消除导弹相对基准弹道的偏差。导弹向基准弹道飞行的过程中,产生相对 I 控制平面的法向加速度,由加速度传感器测量它,给出相应电信号,经过校正元件(这里为无源积分网络)给出与加速度、速度成比例的信号,反馈到直流限幅放大器的输入端,与指令信号实行综合。这条反馈支路,保证了控制指令与舵偏角或速度成比例关系,并为改善指令控制过程的稳定性所必要,在系统分析课中有详细分析。

当指令信号与加速度计反馈支路的信号综合、放大后超过某限定值时,放大器设置限幅线路,限制其输出。这是因为直流限幅放大器的输出信号要输往综合放大器中,而综合放大器还要接收阻尼陀螺来的信号,舵机反馈信号,它们共同去操纵舵机的偏转。但舵面偏转角根据弹体结构设计,有固定的最大值,一般为  $20^\circ$  或者多一些,如果哪一路信号特大,把舵偏转角都占用了,另一路信号就会操纵不了舵。在这里对指令信号和加速度计反馈支路的综合、放大的信号加以限制,使其偏舵量达不到最大值,而给阻尼陀螺留了偏舵的余地。

为了增加导弹控制过程的阻尼,使角振荡很快衰减,保证指令控制过程的稳定性,引入了阻尼陀螺。上述限幅作用的目的是给阻尼陀螺留下偏舵量,使阻尼陀螺得以发挥上述作用。至于阻尼陀螺后面的校正元件(这里是无源微分网络),可以改善阻尼过程的稳定性,在以后系统分析课中详细分析。

舵机反馈信号的作用和 III 通道舵反馈相似,它保证了舵偏角与阻尼陀螺、限幅放大输出信号之和成比例。

I, II 通道舵机并不直接推动舵面,而要经过传速比变化机构。该机构的作用是根据速压传感器信号,调整舵机到舵面的杠杆传动比,达到使自动驾驶仪参数适应导弹高度、速度变化的目的。

传速比变化机构包含许多电器机械元件,相当复杂。经过研究试验,用速压传感器改变舵机反馈信号的大小,而取消传速比变化机构,可以获得同样的效果。

由于导弹通常要在垂直平面和倾斜的发射平面内运动(俯仰或偏舵的机动飞行),因此, I, II 两通道的控制指令  $K_1, K_2$  总是同时加到导弹上。

从上述的方框图中可以看出,在地空导弹的倾斜角的控制中,使用了自由陀螺仪。它的主要作用就在于提供 1 个参考系的基准,这个参考系便是惯性空间坐标系。即:在导弹上建立一个惯性空间坐标系,求出导弹的弹体坐标相对惯性空间坐标系的相对运动参数,这个参数在地空弹中便是  $\gamma$  角。

由以上的两个例子,我们更深刻地了解到惯性仪表在飞行器的飞行中起着关键的作用,可以说没有惯性仪表就没有飞行器的可控飞行。

目前,在飞行器的惯性仪表中,陀螺仪表是属于固体转子式的所谓框架陀螺,而加速度表则是振动质量式、力平衡式及陀螺摆式,以及固体质量加速度表。这些仪表尽管由于结构形式及工艺原因,很难达到理想的精度,但由于结构成熟,可靠性高,因而仍广泛应用于各种飞行器中。

由于近代物理的飞速发展,传统的惯性仪表正面临着严峻的挑战。以近代物理特别是固体物理为工作原理的新型陀螺仪(粒子陀螺仪、超导陀螺仪、激光陀螺仪等)在世界上具有先进技术的国家得到大力的研制及发展,目前这些仪表虽处于试验阶段,但在不久的将来,这些新型惯性仪表将以其优良的特性取代传统的惯性仪表。



## 第 2 章 陀螺仪基本理论

### 2.1 陀螺仪的基本知识

工程中有许多绕自身旋转轴高速旋转的物体,如车轮,飞轮,喷气发动机的涡轮、螺旋桨,电动机和发电机的转子,离心泵的涡轮,以及其他飞速旋转的物体,都可以统称为转子或陀螺转子。人们通过观察发现,高速转子都具有一种保持其旋转方向不变的良好特性,人类很早就注意它并开始利用它。

什么叫做陀螺?当高速自转物体的转轴又可以绕空间某轴旋转时,也即物体不仅绕自转轴旋转,还同时绕空间一个轴或两个轴旋转,这样的物体便统称为陀螺。陀螺具有一系列特殊的运动现象和规律,称为陀螺效应。譬如,旋转电机的基座被移转,装有涡轮或螺旋桨发动机的飞行器绕重心旋转运动,都会产生陀螺效应。转子并非陀螺,具有陀螺效应的飞转物体才能称为陀螺。

什么叫做陀螺仪?将高速旋转的转子,通过一套框架系统支撑起来,使转子能绕一个固定点转动,这种装置的总体就称为陀螺仪。它经常用作测量飞行器的姿态角、角速度,也可用作测量飞行器的速度,它是一种重要的测量元件。

在飞行器所应用的陀螺仪中,从它自身的结构来分,不外是三自由度陀螺仪及二自由度陀螺仪两种类型。

#### 2.1.1 三自由度陀螺仪

三自由度陀螺仪的原理如图 2.1 所示,它由转子(陀螺马达)、万向支架内环及万向支架外环所组成。转子装在内环里,并以常值角速度  $\Omega$  绕自转轴  $OZ$  相对内环高速旋转。内环通过一对轴承与外环相连,并可绕内环轴  $OX$  相对外环转动。外环又通过一对轴承与陀螺仪的壳体相连,并可绕外环轴  $OY$  相对壳体转动。这种结构的陀螺转子可以绕  $OZ, OX, OY$  三个轴自由旋转,因而称为三自由度陀螺仪。内环、外环通称为万向支架。在正常情况下,  $OZ, OX, OY$  三个轴是互相垂直的,三个轴的交点  $O$  相对于基座总是静止的、固定的,称为万向支点(或支架中心)。这样一套框架系统保证了转子在空间绕三个轴自由旋转,保证了转子绕万向支点转动。我们进一步指出,转子诚然能绕三个轴自由转动,但是从以后观察现象和分析都可知道,转动的规律是服从理论力学中定点转动的规律的,它与一般刚体绕某轴的旋转运动相比,有一些特殊的现象和规律。绕某一轴的转动是现象,而定点转动却是本质。通常说陀螺是绕一定点自由旋转的物体就是这个意思。