

苏) A. A. 列别捷夫 B. A. 卡拉班诺夫

# 无人驾驶飞行器 控制系统动力学

# 无人驾驶飞行器 控制系统动力学

[苏] A.A.列别捷夫 B.A.卡拉巴诺夫合著  
蔡 丰 邹积光 汪朝群 闵 森等译  
梁晋才 蔡 丰 程云龙 林世雄等校

哈尔滨工业大学出版社

1989

## 内 容 简 介

本书专门叙述了控制过程的无人驾驶飞行器飞行动力学，继续叙述了控制对象——飞行器的动力学特性，给出了飞行控制系统的一般概念，介绍了有关这种系统内各种装置的必要的动力学知识，叙述了建立稳定和制导系统的原理，研究了这些系统的计算方法，研究了稳定及制导过程，特别是分析了制导精度。

本书可作为高等学校有关专业的教学参考书，也可供有关工程技术人员参考。

### 无人驾驶飞行器控制系统动力学

[苏]A.A.列别捷夫 B.A.卡拉班诺夫

邹积光 等译

\*

哈尔滨工业大学出版社出版发行

上海中行印刷厂常熟分厂印刷

\*

开本787×1092 1/1092 印张20.5 字数511000

1990年4月第1版 1990年4月第1次印刷

印数1—1200

ISBN 7-5603-0225-4/TK·11 定价25.00元

# 原 序

本书为高等学校“无人驾驶飞行器动力学”课程教材的第二册。第一册是《无人驾驶飞行器飞行动力学》，由A.A.列别捷夫和Л.С.契尔诺勃罗夫金合著，主要研究了飞行器的空气动力学特性，建立了飞行器的运动方程，分析了飞行弹道，并给出了弹道的计算方法，研究了作为控制对象的飞行器的动力学特性。

本书叙述了控制过程的无人驾驶飞行器飞行动力学，继续叙述了控制对象——飞行器的动力学特性，给出了飞行控制系统的一般概念，介绍了有关这种系统内各种装置的必要的动力学知识；叙述了建立稳定和制导系统的原理，研究了这些系统的计算方法；研究了稳定及制导过程，特别是分析了制导精度。

无人驾驶飞行器控制系统动力学所包括的问题范围如此之广，以致在本书中无法全部讲述。因此作者只得着重叙述飞行控制线性理论，这些理论适用于某些无人驾驶飞行器（战略弹道式火箭、飞航式导弹、防空导弹、机载导弹）。书中所列举的所有具体的数字材料是作者从外国文献中借用的。

本书是供熟悉自动调节原理与自动化元件、控制系统自动化和无线电装置、无人驾驶飞行器结构、概率论和随机过程的读者使用的。

第一~四章由A.A.列别捷夫撰写，第五~八章由B.A.卡拉班诺夫撰写。

作者对审阅者Л.Т.库金、И.Е.米特洛夫诺夫、Э.Ф.法特虎林和帮助出版的Л.И.基尔扬诺夫工程师表示感谢。

## 译 序

本书是根据苏联“机器制造”出版社1965年出版的《ДИНАМИКА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ》一书翻译出版的。

此书的主编为苏联科学技术博士、教授A.A.列别捷夫，并经俄罗斯联邦高等和中等专业教育部审定为航空学院及高校航空系的教材。它是苏联高等学校开设的“无人驾驶飞行器动力学”课程教材的第二册。第一册为“无人驾驶飞行器飞行动力学”，由苏联国防出版社于1962年出版，其中文译本已由我国国防工业出版社于1965年出版。

全书讲述了控制过程无人驾驶飞行器飞行动力学的基本内容。其内容包括：飞行器的动力学特性；飞行控制系统的一般概念；建立稳定和制导系统的原理；飞行控制系统的计算方法，稳定和制导过程的分析，特别是制导精度的分析等。本书可作为高等学校有关专业的教学参考书，也可供有关工程技术人员参考。

本书的译者与译文校订者的分工为：第一、二、七章，邹积光译，程云龙、林世雄校；第三、四章，蔡丰译，梁晋才校；第五章，闵森译，林世雄校；第六章，闵森、邹积光译，林世雄校；第八章，汪朝群译，蔡丰校。由于我们水平所限，不妥或不当之处难免，请批评指正。

译 者

1989年9月

# 主要符号

- $a$ —音速 米/秒；  
 $a_{1z}$ —飞行器纵向运动的动力系数；  
 $b_{1y}$ —飞行器偏航运动的动力系数；  
 $b_A$ —包括机身部分的机翼的平均气动弦 米；  
 $b_s$ —舵的平均气动弦 米；  
 $c_x$ —飞行器迎面阻力系数；  
 $c_y$ —飞行器升力系数；  
 $c_z$ —飞行器侧向力系数；  
 $c_{1\alpha}$ —飞行器倾斜运动的动力系数；  
 $C_0, C_1, C_2$ —误差系数；积分常数；  
 $EJ$ —弯曲刚度 公斤·米<sup>2</sup> (牛顿·米<sup>2</sup>)；  
 $f$ —振动频率 赫兹；  
 $F$ —线载荷 公斤/米(牛顿/米)；面积米<sup>2</sup>；  
 $G$ —飞行器重量 公斤(牛顿)；  
 $G_{(s)}$ —开环系统传递函数；  
 $g$ —重力加速度 米/秒<sup>2</sup>；  
 $H$ —飞行高度 米；  
 $h$ —脱靶量(间距) 米；  
 $I_x, I_y, I_z$ —飞行器相对于固连轴  $O_{x_1}, O_{y_1}, O_{z_1}$  惯性矩 公斤·米·秒<sup>2</sup> (公斤·米<sup>2</sup>)；  
 $j$ —虚单位数；法向加速度 (米/秒<sup>2</sup>)；  
 $K$ —传递系数；  
 $K_0$ —开环系统传递系数；  
 $L$ —机身(弹体)长度 米；开环系统相对振幅 db；拉普拉斯变换；  
 $l$ —机翼的全翼展 米；  
 $M$ —马赫数；闭环系统相对振幅(db)；力矩 公斤·米(牛顿·米)；  
 $M_x$ —倾斜力矩 公斤·米(牛顿·米)；  
 $M_y$ —偏航力矩 公斤·米(牛顿·米)；  
 $M_z$ —俯仰力矩 公斤·米(牛顿·米)；  
 $M_w$ —操纵机构的铰链力矩 公斤·米(牛顿·米)；  
 $m$ —飞行器质量 公斤·秒<sup>2</sup>/米(公斤)；随机量的数学期望值；  
 $m_x$ —倾斜力矩系数；  
 $m_y$ —偏航力矩系数；  
 $m_z$ —俯仰力矩系数；

$m_w$ —铰链力矩系数；  
 $n_x, n_y, n_z$ —过载矢量在速度坐标系上的投影；  
 $n$ —过载矢量在速度轴  $O_y$  或  $O_x$  上的投影；  
 $P$ —发动机推力 公斤(牛顿)；实频特性纵坐标；事件概率；目标杀伤概率；  
 $p$ —压力公斤/米<sup>2</sup> (牛顿/米<sup>2</sup>)；拉普拉斯算子；飞行器速度与目标速度之比；  
 概率密度；  
 $q = \frac{\rho V^2}{2}$ —速度头 公斤/米<sup>2</sup> (牛顿/米<sup>2</sup>)；  
 $r$ —斜距离—飞行器和目标质心之间的距离或者飞行器质心以及指挥所之间的  
 距离米；  
 $S_{(\omega)}$ —频谱密度；  
 $S$ —飞行器特征面积 (包含机身部分的机翼面积或弹体横截面积) 米<sup>2</sup>  
 $S_p$ —舵面积米<sup>2</sup>；  
 $T$ —自动控制系统环节时间常数(秒)；  
 $T_K$ —振荡周期(秒)；  
 $t$ —时间(秒)；  
 $u$ —信号；拉普拉斯函数的自变量  $\phi(u)$ ；电压；  
 $V$ —飞行器质心相对于空气的速度 (无风时相对于地球的速度) 米/秒；  
 $W_{(p)}$ —传递函数；  
 $X$ —飞行器迎面阻力 公斤(牛顿)  
 $x$ —信号；沿固连轴  $x_1$  (自机身顶点算起) 的坐标；飞行器沿地面轴  $A_{x_0}$  的质  
 心坐标；  
 $x_F$ —从机身头到飞行器焦点的距离米；  
 $x_T$ —自机身顶点至飞行器重心的距离米；  
 $Y$ —飞行器升力 公斤(牛顿)；  
 $y$ —信号；沿固连轴  $O_{y_1}$  坐标米；飞行器质心沿地轴  $A_{y_0}$  的坐标(米)；  
 $Z$ —飞行器侧向力 公斤(牛顿)；  
 $z$ —信号；飞行器质心沿地面轴  $A_{z_0}$  的坐标米；  
 $\alpha$ —飞行器攻角；  
 $\beta$ —飞行器侧滑角；  
 $\gamma$ —飞行器倾斜角；  
 $\gamma_c$ —速度坐标系的倾斜角；  
 $\Delta$ —某一值的增量； $\Delta$ 函数；  
 $\delta$ —俯仰或偏航操纵机构的偏转角；  
 $\delta_B$ —操纵机构偏转角 (升降舵)；  
 $\delta_H$ —偏航操纵机构偏转角 (方向舵)；  
 $\delta_s$ —倾斜操纵机构偏转角 (副翼)；  
 $e$ —带有反馈的自动调节系统的误差 (失调)；  
 $\xi$ —目标方位角；

$\eta$ —前置角;

$\eta_{\text{航}}$ —航向角;

$\theta$ —弹道对水平面的倾角;

$\vartheta$ —俯仰角;

$N_n$ —弹性振动 $n$ 次谐波的传递系数;

$\mu$ —单位长度质量 公斤·秒<sup>2</sup>/米<sup>2</sup>(公斤/米);

$\xi$ —相对阻尼系数;

$\rho$ —空气密度 公斤·秒<sup>2</sup>/米<sup>4</sup>(公斤/米<sup>3</sup>);

$\sigma$ —超调量; 随机量均方根偏差;

$\tau$ —理想延迟环节的延迟以及等效延迟; 时间常数(秒);

$\phi(s)$ —闭环自动调节系统的传递函数;

$\phi(s)$ —拉普拉斯函数;

$\varphi$ —距离 $\bar{r}$ 向量及地面轴坐标平面 $Ax_0Z_0$ 之间的夹角(高低角); 强迫振动相移; 本征函数;

$\chi$ —距离矢量 $\bar{r}$ 在地面轴坐标平面 $Ax_0y_0$ 的投影和地面轴 $Ax_0$ 之间的夹角(方位角);

$\psi$ —偏航角;

$\psi$ —弹道偏角;

$\Omega$ —角频率值(1/秒)。

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ —飞行器角速度矢量在固连坐标轴 $OX_1, Y_1, Z_1$ 上的投影;

$\omega$ —振动角频率 1/秒;

$\omega_n$ —飞行器固有频率 1/秒;

$\omega_c$ —截止频率 1/秒;

$\omega_{c_n}$ 和 $\omega_{c_H}$ —稳定及制导系统的截止频率 1/秒;

用上注角表示运动参量力 $C_x$ 和力矩 $M_x$ 以及其系数的偏导数, 例如:

$$C_x = \frac{\partial C_x}{\partial \alpha}, \quad M_x = \frac{\partial M_x}{\partial \alpha} \text{ 等}$$

# 绪 论

为了将无人驾驶飞行器引向目标或使其按给定的弹道飞行，需要给定某一速度，并在运动过程中以一定的方式改变飞行速度矢量的方向（在某些情况下也改变其值）。飞行器速度矢量的大小和方向的改变是借助于飞行控制系统来实现的。

飞行控制系统是在以某种方式影响飞行器运动的装置的综合体，它保证以一定的精度将飞行器引入目标区域或者保证按预定的弹道飞行。

设计和制造无人驾驶飞行器及其控制系统是一项十分复杂的任务，因为它涉及很多科学和技术领域。飞行器控制系统动力学是设计飞行器控制系统所依据的最重要的学科。动力学理论的主要内容是：研究作为控制对象的飞行器的动力学特性和控制系统部件的动力学特性；研究控制过程中飞行器的飞行情况（分析稳定、法向过载控制以及制导过程，分析飞行器的散布等等）；在研究控制过程动力学的基础上，选择控制系统的最佳特性；制定相应的计算方法。

本书除讲述了上述几个问题外，还要讨论飞行器控制系统的构成原则，并提出更为普遍应用的系统结构图。

叙述飞行器控制系统动力学，应以一系列学科为依据。其中首先是飞行动力学、自动控制理论（其中包括象统计动力学和最优系统理论这样一些新内容），以及讨论飞行器控制系统基本元件的学科（控制系统的自动调节装置、无线电装置和舵传动机构等）。在解决控制系统动力学任务时，广泛运用现代计算技术（模拟计算机和数字电子计算机）。

当然，控制系统的研究不仅限于动力学问题。在设计控制系统时，还需要寻求对大量相互联系的问题合理的折衷解。其中，除了系统的动力学外，应当注意空气动力的布局、飞行器的结构、导弹的战斗效率、电子学、工艺学、可靠性和经济学等方面的问题。

这是由于飞行器控制系统是所谓无人驾驶飞行器综合体的复杂系统中的一部分。这种综合体是飞行器本身和用于发射控制飞行器以及检查、使用等所有其它装置的组合。整个综合体可完成赋予它的任务。

例如，导弹综合体（或称武器系统）由下列部分组成：

- 1) 导弹，它本身是由壳体或弹体、装有燃料的动力装置、飞行器控制系统弹上设备、弹上能源系统、战斗部以及引信所组成；
- 2) 控制导弹飞行的弹外设备；
- 3) 运载工具（飞机、舰艇、潜艇）；
- 4) 发射装置；
- 5) 试验、加油以及起重运输设备；

它们共同完成命中目标任务。

无人驾驶飞行器综合体的各个部分（如飞行器本身、控制系统、发射装置）的设计任务是紧密相关的，不可能单独完成。综合体任何部分的改变都会对其它部分产生很大的影响。设计无人驾驶飞行器综合体的基本原则是，将武器系统视为一个整体，在设计、成批生产以及使用时做到费用最小，效率最高。

# 目 录

主要符号	( i )
绪 论	( I )
<b>第一章 飞行控制系统及其研究方法概论</b>	<b>( 1 )</b>
§1 飞行器控制的基本原理	( 1 )
1.1 作用于飞行器上的力和力矩	( 1 )
1.2 反馈在飞行控制中的应用	( 4 )
1.3 飞行自动控制系统的组成	( 6 )
√ §2 制导系统分类	( 9 )
2.1 自主式制导系统	( 9 )
2.2 自动寻的制导系统	( 10 )
2.3 遥控系统	( 10 )
2.4 复合系统	( 13 )
2.5 可能采用的制导方法	( 13 )
§3 目标杀伤概率及制导精度	( 14 )
§4 飞行控制系统设计的一些知识	( 17 )
4.1 导弹武器系统研制过程的基本阶段	( 17 )
4.2 战术技术要求	( 17 )
4.3 预先研究及草图设计	( 18 )
√ 4.4 飞行控制系统设计特点	( 18 )
4.5 控制系统的研究和设计方法	( 19 )
§5 控制系统理论研究方法简述	( 20 )
5.1 飞行器运动方程的研究	( 21 )
5.2 控制系统方程的研究	( 21 )
§6 控制系统的基本动力学特性和品质标准	( 22 )
6.1 稳定性	( 22 )
6.2 过渡过程中的系统品质	( 23 )
6.3 系统对谐波作用的响应	( 26 )
6.4 随机信号作用下的控制系统	( 30 )
6.5 结束语	( 33 )
参考文献	( 35 )
<b>第二章 飞行器的动力学特性</b>	<b>( 38 )</b>
§1 绝对刚性飞行器的运动方程	( 38 )

1.1	非线性方程组	( 38 )
1.2	方程的线性化	( 41 )
§ 2	纵向扰动运动	( 45 )
2.1	运动方程及其相应的传递函数	( 45 )
2.2	特征方程	( 48 )
2.3	俯仰角对操纵机构偏转的响应	( 50 )
2.4	弹道倾角和攻角对操纵机构偏转的响应	( 52 )
2.5	俯仰角对干扰力矩的响应	( 52 )
§ 3	第一阶段纵向扰动运动的近似方程以及传递函数	( 53 )
3.1	纵向扰动运动的速变和缓变分量的作用	( 53 )
3.2	不机动的飞行器	( 54 )
3.3	机动的飞行器	( 56 )
3.4	操纵机构产生小法向力的机动飞行器	( 62 )
3.5	频率特性	( 63 )
3.6	重力及速度增量影响的估计	( 64 )
§ 4	轴对称飞行器侧向扰动运动的动力学近似方程及传递函数	( 66 )
4.1	偏航运动	( 66 )
4.2	倾斜运动	( 67 )
§ 5	飞行器传递函数正确的频率范围	( 69 )
§ 6	弹性飞行器的传递函数	( 70 )
6.1	基本假设, 横向振动方程	( 70 )
6.2	横向振动方程解	( 71 )
6.3	非弹性内阻力的影响	( 73 )
6.4	弹性飞行器的传递函数	( 74 )
§ 7	对飞行器动力学特性的基本要求	( 75 )
7.1	阻尼	( 76 )
7.2	静稳定度	( 76 )
7.3	固有频率	( 77 )
7.4	倾斜操纵机构的效率	( 78 )
7.5	俯仰和偏航操纵机构的效率	( 79 )
7.6	机动性	( 81 )
7.7	动力学特性的稳定	( 81 )
7.8	最大法向过载	( 82 )
7.9	结构刚度	( 83 )
	参考文献	( 84 )
<b>第三章</b>	<b>稳定系统元件动力学特性</b>	( 86 )
§ 1	测量元件	( 86 )
1.1	陀螺测量计	( 87 )
1.2	加速度传感器	( 88 )

1.3 测量计传递函数的简化 .....	( 90 )
§2 放大变换元件 .....	( 90 )
2.1 信号放大器 .....	( 90 )
2.2 计算元件 .....	( 90 )
2.3 校正装置 .....	( 91 )
§3 舵机 .....	( 91 )
3.1 操纵机构的运动方程, 舵机负载 .....	( 92 )
3.2 液压舵机 .....	( 93 )
3.3 气动舵机 .....	( 98 )
3.4 负载对舵机动力学特性的影响 .....	( 101 )
§4 舵传动机构 .....	( 104 )
4.1 舵传动机构的放大变换元件 .....	( 104 )
4.2 无反馈的舵传动机构 .....	( 105 )
4.3 带有硬反馈的舵传动机构 .....	( 108 )
4.4 负反馈的舵传动机构 .....	( 109 )
4.5 对舵传动机构动力学特性所提出的基本要求 .....	( 110 )
参考文献 .....	( 114 )
<b>第四章 倾斜运动的稳定</b> .....	( 115 )
§1 引言 .....	( 115 )
1.1 稳定系统分类原则 .....	( 115 )
1.2 倾斜稳定系统所要解决的基本任务 .....	( 115 )
1.3 倾斜干扰力矩 .....	( 118 )
§2 倾斜角速度的稳定 .....	( 119 )
2.1 倾斜角速度反馈的作用 .....	( 119 )
2.2 借助“陀螺式副翼”的稳定 .....	( 121 )
2.3 具有微分陀螺的稳定系统 .....	( 122 )
2.4 无静差的稳定系统 .....	( 123 )
§3 倾斜角的稳定 .....	( 125 )
3.1 倾斜角的反馈 .....	( 125 )
3.2 静态稳定系统 .....	( 126 )
3.3 无静差稳定系统 .....	( 127 )
参考文献 .....	( 128 )
<b>第五章 飞行器的稳定和法向过载控制</b> .....	( 129 )
§1 引言 .....	( 129 )
1.1 对稳定系统和法向过载控制系统提出的主要要求 .....	( 129 )
1.2 程序制导和向目标制导情况下法向过载控制的特点 .....	( 130 )
§2 具有自由陀螺的稳定系统 .....	( 131 )
§3 具有微分陀螺的稳定系统 .....	( 136 )
3.1 具有惯性传动机构和陀螺的结构图的计算 .....	( 136 )

3.2	考虑传动机构惯性的结构图的计算	( 138 )
3.3	考虑传动机构惯性及陀螺惯性的结构图的计算	( 142 )
§ 4	具有积分陀螺的稳定系统	( 144 )
§ 5	具有积分陀螺及法向加速度传感器的稳定系统	( 147 )
§ 6	指令或波束遥控时稳定系统的某些特点	( 148 )
§ 7	法向过载的限制	( 151 )
	参考文献	( 152 )
<b>第六章</b>	<b>弹道式导弹动力学</b>	( 153 )
§ 1	引言	( 153 )
1.1	弹道特点	( 153 )
1.2	弹道式导弹飞行控制的任务	( 154 )
1.3	干扰作用的特性	( 157 )
§ 2	弹道式导弹的传递函数、频率特性和动力学特性	( 158 )
2.1	纵向运动	( 159 )
2.2	侧向运动	( 163 )
§ 3	纵向运动通道的结构图	( 164 )
3.1	结构图的例子	( 164 )
3.2	形成纵向运动通道的基本任务	( 165 )
3.3	校正类型的选择	( 166 )
§ 4	双环节微分滤波器结构图和参数选择	( 169 )
4.1	双环节微分滤波器的一般特性	( 169 )
4.2	滤波器传递函数参数的选择	( 172 )
§ 5	过渡过程品质的评定	( 173 )
5.1	过渡过程的建立	( 174 )
5.2	速度增量的影响	( 177 )
§ 6	侧向运动通道结构图	( 178 )
6.1	功能图实例	( 178 )
6.2	计算结构图	( 179 )
6.3	稳定的稳态误差	( 180 )
§ 7	侧向运动通道校正形式以及基本参数的选择	( 182 )
§ 8	导弹速度控制	( 183 )
§ 9	导弹散布	( 184 )
9.1	脱靶系数	( 184 )
9.2	采用逐次近似法估计制导精度	( 185 )
9.3	侧向漂移稳定精度的估计	( 187 )
§ 10	结束语	( 187 )
	参考文献	( 188 )
<b>第七章</b>	<b>遥控导弹动力学</b>	( 189 )
§ 1	引言	( 189 )

§ 2 空中目标的机动特性 .....	( 192 )
§ 3 遥控方法 .....	( 195 )
3.1 遥控导弹制导方法的概念 .....	( 195 )
3.2 遥控方法分类 .....	( 197 )
3.3 制导弹道基本特性的运动学研究方法 .....	( 199 )
3.4 重合法制导时弹道的运动学研究 .....	( 200 )
3.5 遥控时确定法向过载的一般情况 .....	( 204 )
§ 4 基准弹道计算和发射区、杀伤区的建立 .....	( 207 )
§ 5 制导误差信号的形成 .....	( 212 )
§ 6 遥控系统的基本元件和它们的传递函数及动力学特性 .....	( 213 )
6.1 目标和导弹坐标测量装置 .....	( 213 )
6.2 指令形成装置 .....	( 215 )
6.3 无线电遥控装置 .....	( 216 )
§ 7 运动学环节、方程及传递函数 .....	( 216 )
§ 8 指令遥控系统的动力学特性和精度分析 .....	( 221 )
8.1 制导系统结构图 .....	( 221 )
8.2 计算结构图和它的变换 .....	( 223 )
8.3 动态误差的计算 .....	( 226 )
8.4 制导指令的形成及动态误差的减小方法 .....	( 228 )
8.5 重力对动态制导误差的影响 .....	( 231 )
8.6 随机制导误差 .....	( 232 )
8.7 限幅对制导过程的影响 .....	( 233 )
§ 9 波束制导系统动力学特性和精度分析 .....	( 234 )
9.1 计算结构图 .....	( 234 )
9.2 动力学特性校正 .....	( 235 )
9.3 动态及随机制导误差 .....	( 236 )
参考文献 .....	( 239 )
<b>第八章 自动寻的导弹动力学</b> .....	( 240 )
§ 1 引言 目标位标器 .....	( 240 )
§ 2 自动寻的方法 .....	( 242 )
2.1 自动寻的导弹导引方法的概念 .....	( 242 )
2.2 自动寻的方法分类 .....	( 243 )
2.3 各种自动寻的导引方法的弹道基本特性 .....	( 244 )
§ 3 制导误差信号的形成方法 .....	( 257 )
3.1 目标位标器敏感元件定向的主要方法及其信号的应用 .....	( 257 )
3.2 不同自动寻的方法形成误差信号的可能方案 .....	( 259 )
§ 4 按目标视线定向的目标位标器的动力学特性 .....	( 262 )
4.1 带有随动系统的目标位标器 .....	( 262 )
4.2 陀螺稳定的目标位标器 .....	( 264 )

§ 5 制导信号的形成 .....	( 270 )
§ 6 运动学环节、方程及传递函数 .....	( 271 )
§ 7 自动寻的导弹的脱靶量 .....	( 274 )
§ 8 自动寻的系统的一般特征 .....	( 277 )
8.1 计算结构图 .....	( 277 )
8.2 控制信号和干扰作用 .....	( 278 )
8.3 自动寻的过程的基本特性 .....	( 280 )
§ 9 自动寻的动力学的研究方法 .....	( 284 )
9.1 近似分析法 .....	( 285 )
9.2 频率研究法 .....	( 295 )
参考文献 .....	( 302 )
<b>附录</b> .....	( 303 )
I. МКГСС及СИ 单位制物理量单位表 .....	( 303 )
II. 微分滤波器的计算 .....	( 305 )
III. 线性微分方程(8.49)的解 .....	( 307 )

# 第一章 飞行控制系统及其研究方法概论

## § 1 飞行器控制的基本原理

制造无人驾驶飞行器,不应当将其单纯地看成是将控制装置机械地附加到无控的弹上,或用相应的仪器机械地代替飞行员。设计飞行器时必须考虑控制系统的特性。由于飞行器结构本身对控制系统的影响极大,所以必须寻找无人驾驶飞行器整体的而不是其组成部分的最佳方案。飞行器结构和控制系统之间的相互作用是通过作用于飞行器上的力和力矩实现的。控制系统的任务是通过改变这些力和力矩来完成。

### 1.1 作用于飞行器上的力和力矩

#### 切向和法向控制力

一般情况下,飞行时,作用在飞行器上的力是发动机推力、空气动力和重力。为了控制飞行器的飞行弹道,需要改变这些力合力的大小和方向。由于到目前为止还不能改变重力,因此,实际上控制飞行是通过改变发动机推力和空气动力的合力 $\bar{N}$ 的大小和方向来实现的。合力 $\bar{N}$ 通常称为控制力。控制力与飞行器重量之比 $n = \bar{N}/G$ 称为过载向量。

控制力可分为两个分量:平行于飞行速度矢量的切向控制力以及垂直于速度矢量的法向控制力。

为了控制飞行速度的大小,需要改变在运动方向上作用于飞行器的力,即切向控制力。这要通过改变发动机的推力或迎面阻力来达到。可以用改变燃料的秒消耗量和启动或者关闭不同发动机的方法,也可以采用推力的转向,即将推力改变到相反方向来调整推力,但通常使用空气制动器和降落伞提高迎面阻力。

为了改变飞行方向,必须在飞行器上加上一种垂直于速度矢量的力,即法向控制力。(有时称控制力)

显然,保证了切向和法向控制力的大小及方向,就可将飞行器在需要的时间内导向空间的给定点。在无人驾驶飞行器上,改变法向控制力的任务是由法向过载控制系统完成的。这种系统就象是飞行控制系统的“肌肉”,其任务是将控制信号转变成法向过载。

控制法向过载系统的原理图,在很大程度上由建立法向力的方法来确定,也就是由飞行器的结构(或者空气动力)图确定。

首先研究如何在垂直平面上飞行时获得法向力。

假如在非常稠密的大气层中飞行,在有攻角的情况下由弹翼所产生的气动升力在形成法向力上起主要的作用。为了获得大小不同的法向力,必须改变攻角,即围绕质心旋转飞行器。

同样,也可能由产生相当大推力的动力装置获得法向力。

假如发动机是这样安装的，其推力是沿飞行纵轴方向（或者发动机和飞行器纵轴有一个可忽略的小角度）那么为了建立法向力，装有发动机的飞行器的机体与飞行方向应该偏差某一个攻角。

在许多情况下，例如，在某些垂直起飞的飞机上，法向力是由旋转发动机所产生的，此时发动机这样安置，它在任何状态下的推力都应通过飞行器的质心。在这种情况下，法向力是靠发动机轴线偏离飞行方向某一角度所获得的。这个角度可达 $90^\circ$ 。

为了实现任何一种获得法向力的方法，必须调整飞行器在空间的角位置。根据这种观点，建立法向力的方法可分为两组：

1. 围绕质心转动飞行器，建立法向力，这是最广泛运用的一种方法；
2. 用直接方法产生法向力，这时不需要上述转动。属于第一组的方法是靠气动力或者沿飞行器纵轴发动机建立法向力。当改变法向力大小时，必须改变飞行器的攻角。

用直接方法建立法向力时，不用改变飞行器的攻角：法向力直接由通过飞行器质心的发动机的推力所建立。然而，为了使法向力在这种情况下具有所要求的方向，需要调整飞行器在空间的角位置。

介于上述两组方法之间的一种方法是利用旋转弹翼建立法向力。在旋转弹翼飞行器处于理想情况下（旋转翼压心与飞行器质心重合），只要借助相对弹体旋转弹翼，就可获得法向力。在这种情况下，飞行器不改变其攻角，也就是采取了直接建立法向力的方法。

然而，在实际条件下，旋转翼压心和飞行器质心重合是不可能保证的，因为这两个点在飞行过程中移动很大（压心由于 $M$ 和攻角的变化，质心由于燃料燃烧而移动）。所以当弹翼相对于弹体转动时，就产生一种使弹体围绕质心运动的力矩。因此，法向力既可以靠相对于弹体转动的弹翼获得，又可以靠弹体的转动而引起的弹翼攻角的变化获得。

现在讨论，假如这种法向力是用上述所讨论的方法建立的，怎样才能可能保持法向力在空间（更确切地说在垂直于飞行方向的平面上）所需的方向。

假如飞行器仅仅在一个纵平面 $Ox_1y_1$ 上产生法向力，那么为了改变法向力在空间的方向，飞行器应相对于本身的纵轴转动。这种控制法向力的方法，有时称为“极坐标控制”。

通常，具有飞机外形的飞行器，即带有装在一个平面上的弹翼的飞行器，可以作为这个例子。在这种情况下，为了在不同的方位建立大小不同的法向力，飞行器应改变其攻角和倾斜角。

在任何方位上获得法向力的另一种方法是法向力的几何相加，这种法向力是在两个互相垂直的平面上建立的，在这种情况下，不用转动飞行器（笛卡儿坐标控制）。

具有+和×形翼以及环形翼的有翼飞行器，就是采用将攻角以及侧滑角进行一定配合的方法，建立法向力，而发动机推力方向沿弹体纵轴的无翼飞行器也是用上述方法建立法向力的。装有横向发动机的飞行器也可以采用笛卡儿坐标控制方法。

## 控制力矩

如上所述，为了获得在大小及方向上所需的法向力，必须以一定的方式调整飞行器在空间的角位置。这项任务要通过建立控制力矩的方法解决，控制力矩使飞行器围绕其通过质心的三个轴 $Ox_1$ 、 $Oy_1$ 和 $Oz_1$ 转动\*。为了产生控制力矩，在飞行器上装有操纵机构。操纵机构产生不大的空气动力或反作用力，相对于飞行器质心，它的力矩已足够控制飞行器的角运动。通常这

\*在文〔1〕中关于控制力矩有更详细的叙述。