



航空科技图书出版基金资助出版

# 战术导弹 制导控制系统设计

祁载康 著



中国宇航出版社

航天科技图书出版基金资助出版

# 战术导弹制导控制系统设计

祁载康 著



中国宇航出版社

·北京·

版权所有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

战术导弹制导控制系统设计 / 祁载康著. -- 北京 :  
中国宇航出版社, 2018. 9

ISBN 978 - 7 - 5159 - 1513 - 5

I. ①战… II. ①祁… III. ①战术导弹-导弹制导-  
控制系统设计 IV. ①TJ761.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 195948 号

责任编辑 侯丽平

责任校对 祝延萍 封面设计 徐 娇

出版  
发行 **中国宇航出版社**

社 址 北京市阜成路 8 号 邮 编 100830  
(010)60286808 (010)68768548

网 址 [www.caphbook.com](http://www.caphbook.com)

经 销 新华书店

发行部 (010)60286888 (010)68371900  
(010)60286887 (010)60286804(传真)

零售店 读者服务部 (010)68371105

承 印 河北画中国画印刷科技有限公司

版 次 2018 年 9 月第 1 版

2018 年 9 月第 1 次印刷

规 格 787×1092

开 本 1/16

印 张 14.25

字 数 347 千字

书 号 ISBN 978 - 7 - 5159 - 1513 - 5

定 价 150.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

## 航天科技图书出版基金简介

航天科技图书出版基金是由中国航天科技集团公司于2007年设立的，旨在鼓励航天科技人员著书立说，不断积累和传承航天科技知识，为航天事业提供知识储备和技术支持，繁荣航天科技图书出版工作，促进航天事业又好又快的发展。基金资助项目由航天科技图书出版基金评审委员会审定，由中国宇航出版社出版。

申请出版基金资助的项目包括航天基础理论著作，航天工程技术著作，航天科技工具书，航天型号管理经验与管理思想集萃，世界航天各学科前沿技术发展译著以及有代表性的科研生产、经营管理译著，向社会公众普及航天知识、宣传航天文化的优秀读物等。出版基金每年评审1~2次，资助20~30项。

欢迎广大作者积极申请航天科技图书出版基金。可以登录中国宇航出版社网站，点击“出版基金”专栏查询详情并下载基金申请表；也可以通过电话、信函索取申报指南和基金申请表。

网址：<http://www.caphbook.com>

电话：(010) 68767205, 68768904

## 前 言

作者多年来一直在国内、国外导弹总体及制导控制领域从事教学、科研工作。由于工作需要，认真拜读了这一领域能搜集到的大多数教材、专著及论文资料。现在在前人工作的基础上，着手再出版一本这方面的教材参考书，其初衷是基于以下背景：

1. 现有的大多数教材主要仅对制导控制系统及控制部件的工作原理进行介绍，而对系统的设计方法描述不多。

2. 随着惯导及组合导航在弹上的普遍应用，过去很多无法实现的制导控制方案现在变得可行。由于当今对导弹制导精度的需求不断提高，致使对制导控制系统的快速性有了全新的要求，其结果是设计中不再允许接受过去对控制模型所做的很多简化，从而导致当前的设计模型及可采用的制导控制策略与早期的导弹设计理念有了很大变化。

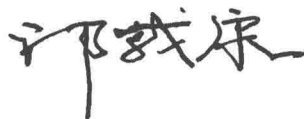
在上述背景下，作者力图使本书的内容与当今制导控制的最新理念及应采用的模型密切结合，希望所介绍的多种实用、有价值的设计方法能够对读者有所帮助。

由于作者在国外工作期间曾与很多西方及俄方专家有过不少技术交流，在国内更是从事过反坦克导弹、地空导弹、空空导弹、空地导弹、弹道导弹和巡航导弹等几乎所有类型战术导弹的科研与相关工作，故对当前国内、国外在本领域的技术水平有足够的了解。因此，希望书中介绍的内容既能涵盖国内、国外最新的实用技术，也能兼顾东方、西方的设计理念。

希望本书能作为一本反映当今本领域最新设计理念的教材参考书，也能被有关设计工作者视为一本有益的设计参考书。

书中所含的创新内容都与多年来作者指导的研究生的研究工作密切相关，其中所涉及的博士生、硕士生人员众多，不能一一列举，只能一并予以致谢。

最后要感谢的是徐娇老师，一年多来她全职承担了本书的数学仿真、制图、录入、编辑及审校任务，工作量极大，应当说没有她的辛勤劳动，本书不可能最后成稿。



北京理工大学宇航学院  
无人飞行器自主控制重点实验室  
2018年2月

# 目 录

第 1 章 导弹制导控制的基本知识 .....	1
1.1 概述 .....	1
1.2 导弹控制方法 .....	2
第 2 章 弹道模型、气动导数、动力系数和作为被控对象的弹体传函 .....	6
2.1 符号和定义 .....	6
2.2 弹体作为刚体运动的欧拉方程 .....	7
2.3 控制面的规定 .....	12
2.4 气动力导数及导弹控制动力系数 .....	13
2.5 作为被控对象的弹体传递函数 .....	18
第 3 章 弹上器件 .....	26
3.1 导引头 .....	26
3.2 舵机 .....	26
3.3 角速度陀螺 .....	27
3.4 加速度计 .....	27
3.5 惯导组件或卫星组合导航组件 .....	28
第 4 章 驾驶仪设计 .....	29
4.1 过载驾驶仪 .....	29
4.1.1 两回路过载驾驶仪 .....	29
4.1.2 带 PI 校正的两回路驾驶仪 .....	33
4.1.3 带伪攻角反馈的三回路驾驶仪 .....	35
4.1.4 经典三回路驾驶仪 .....	41
4.1.5 关于不同过载驾驶仪结构的讨论 .....	45
4.1.6 铰链力矩驾驶仪 .....	45
4.1.7 与过载驾驶仪设计有关的问题 .....	48
4.2 俯仰/偏航姿态驾驶仪 .....	53
4.3 速度矢量驾驶仪 .....	55

4.4	滚转姿态驾驶仪 .....	57
4.5	BTT 控制驾驶仪 .....	63
<b>第 5 章</b>	<b>制导雷达 .....</b>	<b>73</b>
5.1	引言 .....	73
5.2	目标视线的运动特性 .....	73
5.3	制导雷达控制回路 .....	76
5.4	接收机热噪声对制导雷达性能的影响 .....	84
5.5	目标闪烁对制导雷达性能的影响 .....	86
5.6	其他干扰对制导雷达跟踪性能的影响 .....	88
5.6.1	干扰力矩对跟踪性能的影响 .....	88
5.6.2	目标机动的影响 .....	91
<b>第 6 章</b>	<b>视线制导 .....</b>	<b>92</b>
6.1	视线制导系统 .....	92
6.2	视线制导的导弹需用过载分析 .....	93
6.3	视线制导回路分析 .....	97
6.4	前置角法 .....	105
<b>第 7 章</b>	<b>导引头 .....</b>	<b>108</b>
7.1	概述 .....	108
7.2	常用导引头机电结构 .....	109
7.2.1	动力陀螺导引头 .....	109
7.2.2	平台稳定导引头 .....	113
7.2.3	探测器捷联动镜稳定光轴的导引头 .....	118
7.2.4	半捷联平台导引头 .....	120
7.2.5	全捷联导引头 .....	120
7.2.6	滚仰导引头 .....	123
7.3	导引头稳定回路及跟踪回路抗干扰力矩的机理分析 .....	125
7.4	隔离度传递函数及寄生回路 .....	129
7.4.1	隔离度传递函数 .....	129
7.4.2	隔离度寄生回路 .....	132
7.5	真实导引头模型与测试 .....	135
7.5.1	真实导引头模型 .....	135
7.5.2	真实导引头模型测试 .....	141
7.6	其他寄生回路模型 .....	143
7.6.1	全捷联相控阵导引头刻度尺误差模型 .....	143

---

7.6.2	天线罩斜率误差隔离度模型 .....	144
7.6.3	相控阵导引头刻度尺误差 $\Delta K_B$ 及天线罩斜率误差 $R_{\text{dom}}$ 寄生回路 .....	145
7.7	平台导引头稳定回路及跟踪回路设计 .....	148
7.7.1	稳定回路设计 .....	148
7.7.2	跟踪回路设计 .....	149
<b>第8章</b>	<b>比例导引及其扩展比例导引制导律 .....</b>	<b>152</b>
8.1	比例导引制导律 .....	152
8.1.1	比例导引律 (PN) .....	152
8.1.2	无动力学滞后的比例导引制导律分析 .....	155
8.1.3	考虑导弹制导动力学时的比例导引特性研究 .....	160
8.2	扩展比例导引制导律 (Optimal Proportional Navigation, OPN) .....	171
8.2.1	考虑导弹制导动力学时的最优比例导引制导律 (OPN1) .....	171
8.2.2	考虑目标常值机动时的最优比例导引制导律 (OPN2) .....	176
8.2.3	考虑目标常值机动及导弹制导动力学的扩展比例导引律 (OPN3) .....	179
8.2.4	关于目标机动过载的估计问题 .....	181
8.2.5	关于扩展比例导引律的实际工程价值及制导律中 $t_{go}$ 参数的估计问题 .....	183
8.2.6	带落角约束的比例导引制导律 .....	184
8.3	其他类型的比例导引律 .....	186
8.3.1	过重补的比例导引律 .....	186
8.3.2	前置角法比例导引制导律 .....	189
8.4	目标机动过载估计 .....	191
8.5	轨迹最优程控方案设计 .....	203
<b>附录 I</b>	<b>比例导引律的最优控制理论证明 .....</b>	<b>208</b>
<b>附录 II</b>	<b>伴随法 .....</b>	<b>211</b>
<b>参考文献</b>	<b>.....</b>	<b>217</b>

# 第 1 章 导弹制导控制的基本知识

## 1.1 概述

导弹控制的目的是要求导弹在飞行末端与目标相遇。为达到此目的，导弹在飞行过程中要不停地获得目标和导弹的运动信息，并采用某种策略（即制导律，Guidance Law），使导弹能根据当前其相对于目标运动的信息决定如何改变当前的速度和方向，最终命中目标。由于速度矢量的转动角速度  $\dot{\theta}$  与导弹法向过载  $a$  有如下关系

$$\dot{\theta} = \frac{a}{V} \quad (V \text{ 为导弹速度}) \quad (1.1-1)$$

故由制导律生成的改变速度矢量方向的指令一般是指导弹的法向过载指令  $a_c$ 。上述控制回路与一般传统指令跟踪的控制回路不同，随着弹目接近，它是一时变系统，其分析方法与一般线性定常控制时域、频域分析法完全不同，故历史上对此特殊的导弹控制外回路赋予了一个专用术语——制导回路（Guidance Loop）。

导弹输出过载  $a$  跟随上述过载指令  $a_c$  靠的是过载驾驶仪。在小扰动、线性化、系数固定的假设前提下，其模型是一线性定常系统，传统控制理论的设计方法皆可适用。故历史上将担当制导内回路的驾驶仪称为控制回路（Control Loop）。

制导过程中所需要的导弹位置、速度信息是靠惯导或组合导航来获得的。对导弹进行定位及定向的手段称为导航（Navigation）。值得注意的是，此处对导航的定义与历史上对舰船、飞机改变航向过程的导航定义不同。当前西方对 Navigation 一词已新增了一种注释，即可将其解释为对运动体的定位及定向。很遗憾，至今这一新含义在中文中并没有合适的术语表述，故只好将 Navigation 的新意仍译为导航。图 1.1-1 给出了导航、制导与控制（Navigation, Guidance and Control）等术语在导弹控制回路中的相对关系。

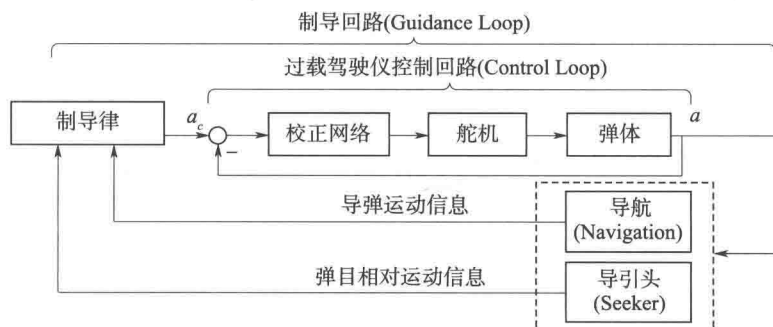


图 1.1-1 导弹导航、制导与控制回路框图

## 1.2 导弹控制方法

前面已经讲过，导弹控制的任务是，按照一定的制导律利用法向过载改变其飞行速度和方向。对在大气层内飞行的战术导弹而言，此法向过载由法向气动力生成。我们知道，当导弹的姿态相对速度矢量存在攻角时，其对应的升力可以产生法向过载。但要想使导弹维持稳定的攻角，就需要使导弹在该攻角下，由舵产生的控制力矩与由攻角产生的气动力矩处于平衡状态。

当导弹的质心位于气动压心之前时，攻角对应的气动力矩会力图减小攻角，从而使弹轴与速度轴重合。人们称这类气动布局为静稳定气动布局（见图 1.2-1）。当导弹的压心处于质心前面时，攻角对应的气动力矩会使攻角不断加大，从而使导弹处于发散状态。这种气动布局被称为静不稳定气动布局（见图 1.2-2）。

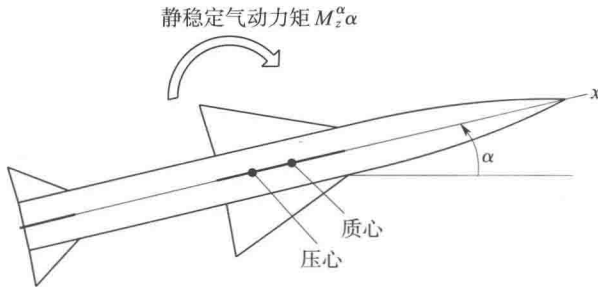


图 1.2-1 静稳定气动布局导弹

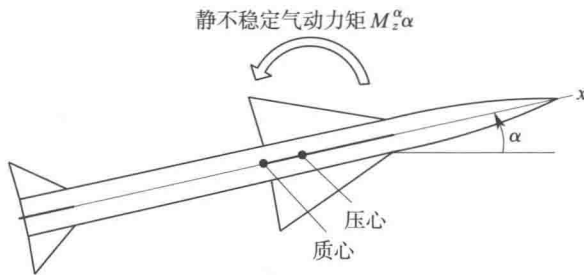


图 1.2-2 静不稳定气动布局导弹

通常，由下列三种气动布局方案实现弹体控制力矩的生成：

### (1) 正常式气动布局

采用这种气动布局时，舵安排在导弹尾部（见图 1.2-3）。其优点是，当舵力矩与攻角力矩平衡时，舵面迎角是舵转角与攻角之差，这样可以最有效地利用舵转角资源，采用大攻角机动。其缺点是，舵的布局与发动机尾段相重合，这对舵机尺寸及防热都有一定约束；另外，导弹机动时舵力与所需机动力方向相反也会造成一定过载损失。但权衡利弊后，这一气动布局仍是当前战术导弹选用最多的布局方案。

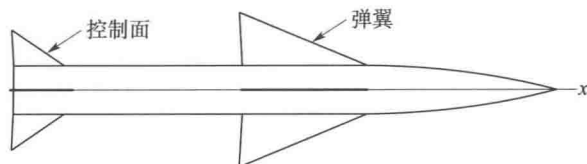


图 1.2-3 正常式气动布局

### (2) 鸭式气动布局

采用这种气动布局时，舵安排在导弹头部（见图 1.2-4）。其优点是，可独立安排舵机，从而避免了与其他分系统空间布局的矛盾。另外，弹体实现机动时，舵力与升力方向一致，故过载利用效率高。但其机动时，舵迎角为舵转角与攻角之和，在舵存在迎角饱和的约束下，无法实现大攻角机动。故当前采用这一气动布局的导弹在逐渐减少。

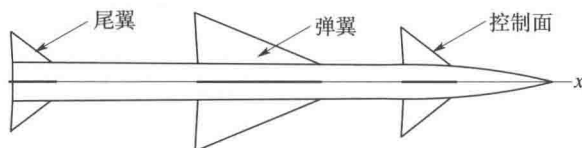


图 1.2-4 鸭式气动布局

### (3) 旋转翼方案

采用这种气动布局时，弹翼作为控制面可以转动（见图 1.2-5），且全弹压心一般安排在质心前，类似短控制力臂的鸭式气动布局。但由于其控制面与全弹升力面相当，故机动时所需升力可基本由舵转角提供，即机动时全弹攻角可以很小。所以这种方案特别适用于导弹发动机不允许在大攻角下工作的情况。但由于此方案对舵机的功率要求高，从而限制了其工作频带，即驾驶仪的响应速度。为此，当前这一气动布局已很少应用于工程实际。

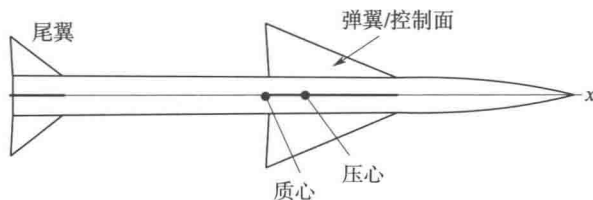


图 1.2-5 转动翼气动布局

图 1.2-6 及图 1.2-7 分别给出了静稳定导弹及静不稳定导弹存在稳定攻角时，控制力矩与气动力矩处于平衡状态的情况。

值得注意的是，对静稳定导弹，舵转角  $\delta$  对应的控制力矩会使导弹向所需增大攻角的方向旋转。当随攻角增大的气动稳定力矩加大到与控制力矩等量时，二者的力矩及对应的攻角将处于稳定平衡状态。故具有足够静稳定性的导弹，也可以不需要设计驾驶仪，只靠给舵施加控制指令就可以生成所需过载，只是这种气动反馈方案对过载的控制没有过载驾

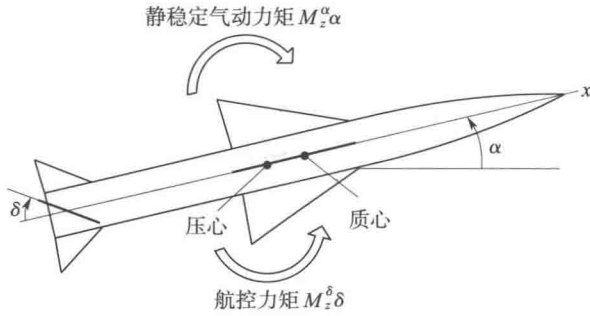


图 1.2-6 静稳定导弹力矩平衡状态

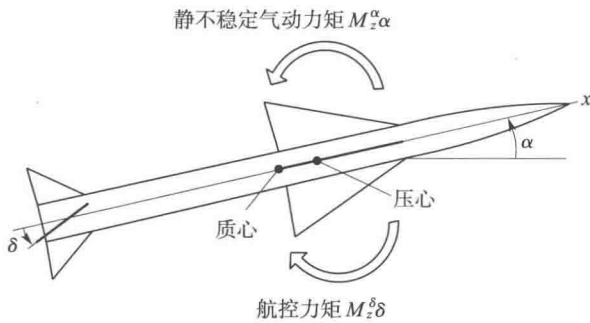


图 1.2-7 静不稳定导弹力矩平衡状态

驶仪对过载的控制精度高。但对静不稳定导弹而言，其舵转角产生的控制力矩会对应生成反向攻角，其相应的气动力矩将与控制力矩同向，从而使导弹转动运动迅速发散。也即对于静不稳定导弹，要生成平衡攻角，只能靠驾驶员闭环控制来维持其控制力矩与气动力矩处于所需平衡状态。

上面已介绍过，平衡攻角的生成是靠施加的控制力矩与气动力矩平衡时实现的，即有

$$M_z^\delta \cdot \delta = M_z^\alpha \cdot \alpha$$

(控制力矩) (气动力矩)

即可视舵转角  $\delta$  为输入、攻角  $\alpha$  为输出的传函为驾驶员被控对象 (图 1.2-8)。

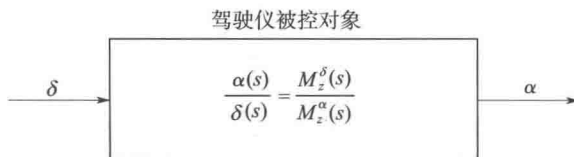


图 1.2-8 驾驶员基本被控对象

由于导弹静稳定性正比于其质心与压心距离，而低静稳定性导弹的质心与压心距离很小，故当静稳定性低的导弹质心或压心位置偏离设计值时，其舵转角  $\delta$  到攻角  $\alpha$  的传函增

益会大幅偏离设计值，即相当于驾驶员回路开环增益大幅改变，这对于正常控制回路来讲是无法接受的。故为稳定舵转角到攻角传函的增益，一般导弹的静稳定性取值都会在4%~8%。对必须选用低静稳定气动外形布局设计的导弹，一般都要靠采用伪攻角反馈来稳定此传递比。关于这部分的详细论述，请参见第4章驾驶员设计。

当前大部分战术导弹都采用了侧滑转弯 (Skid To Turn, STT) 控制方案。即在直角坐标系下，生成攻角  $\alpha$  实现纵向转弯，生成侧滑角  $\beta$  实现偏航转弯，如图 1.2-9 所示。这种控制方案的响应速度快，但要求导弹纵向和侧向的升力面基本一致，故最适用于气动轴对称布局的导弹。

另一种控制方案是倾斜转弯方案 (Bank To Turn, BTT)。这种方案一般用于面对称的导弹，特别是当导弹纵向、侧向升力面相差很大时，采用这种方案。在这种方案下，导弹通过滚转控制转动角  $\phi$ ，使大升力面转到所需机动方向，然后在此方向生成攻角实现机动 (图 1.2-10)。

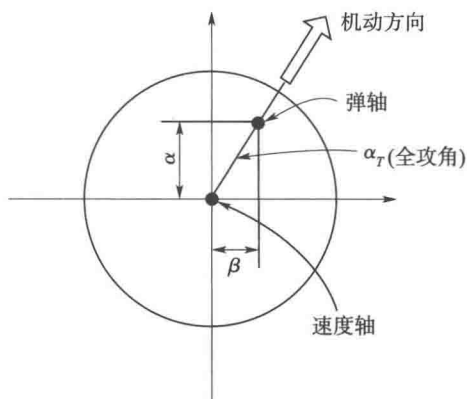


图 1.2-9 侧滑转弯 (STT) 极坐标图

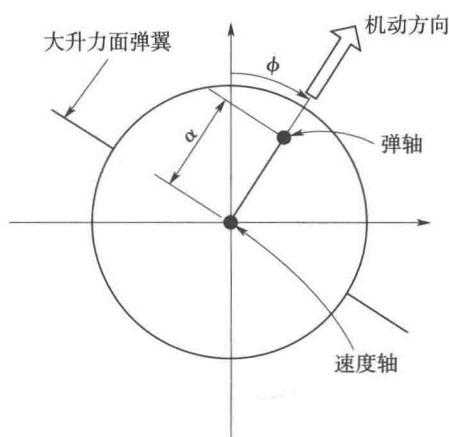


图 1.2-10 倾斜转弯 (BTT) 极坐标图

对于选用 BTT 控制的导弹，在要求改变其机动方向时，其滚转通道可能会需转动很大的角度，故实现机动的速度就慢。为此，BTT 控制一般比较适用于制导中段。

## 第 2 章 弹道模型、气动导数、动力系数和作为被控对象的弹体传函

### 2.1 符号和定义

将弹体坐标系  $Ox_b y_b z_b$  的原点定义在弹体质心，且各轴定义如下（设弹体为轴对称或面对称刚体，参看图 2.1-1）：

滚转轴  $Ox_b$ ：位于对称平面内，指向前为正。

偏航轴  $Oy_b$ ：位于弹体对称面内，方向向上为正。

俯仰轴  $Oz_b$ ：与  $Ox_b$ 、 $Oy_b$  两个轴构成右手直角坐标系。

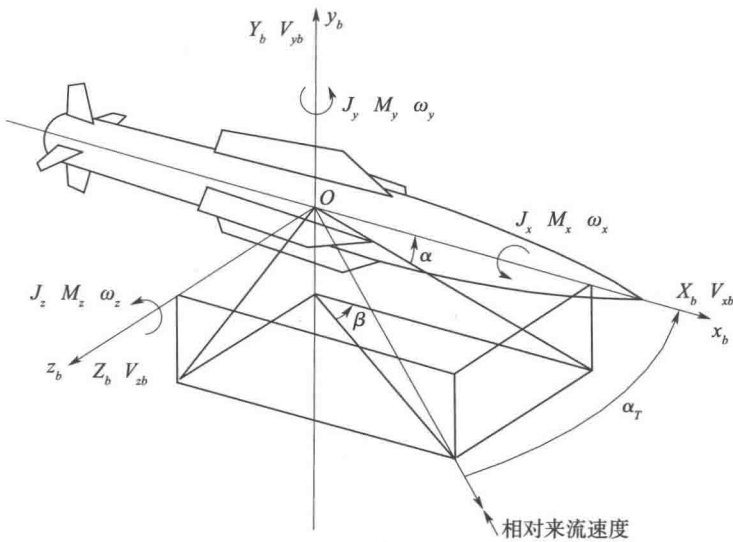


图 2.1-1 作用在弹体坐标系上的气动力、力矩等变量

表 2.1-1 定义了作用于导弹上的气动力、力矩、线速度和角速度以及转动惯量的符号（见图 2.1-1）。绕各轴的转动惯量定义为

$$J_x = \sum m_i (y_i^2 + z_i^2) \quad (2.1-1)$$

$$J_y = \sum m_i (z_i^2 + x_i^2) \quad (2.1-2)$$

$$J_z = \sum m_i (x_i^2 + y_i^2) \quad (2.1-3)$$

绕各轴的惯性积定义为

$$J_{yz} = \sum m_i y_i z_i \quad (2.1-4)$$

$$J_{zx} = \sum m_i z_i x_i \quad (2.1-5)$$

$$J_{xy} = \sum m_i x_i y_i \quad (2.1-6)$$

$Ox_b y_b$  平面为俯仰平面,  $Ox_b z_b$  平面为偏航平面。相关角度定义如下:

$\alpha$  ——俯仰平面内的攻角;

$\beta$  ——偏航平面内的攻角 (侧滑角);

$\alpha_T$  ——总攻角;

$\lambda$  ——攻角平面角。

因此有

$$\tan\alpha = \tan\alpha_T \cdot \cos\lambda \quad (2.1-7)$$

$$\tan\beta = \tan\alpha_T \cdot \sin\lambda \quad (2.1-8)$$

即

$$\alpha = \arctan(\tan\alpha_T \cdot \cos\lambda) \quad (2.1-9)$$

$$\beta = \arctan(\tan\alpha_T \cdot \sin\lambda) \quad (2.1-10)$$

弹体轴向速度  $V_{zb}$  是一个较大的慢变量, 通常, 它的变化小于每秒百分之几。然而, 角速度  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  以及俯仰轴和偏航轴的速度分量  $V_{yb}$ ,  $V_{zb}$  却是小量, 它们可正可负, 并且可能具有较大的变化率。

表 2.1-1 符号定义

	滚转轴 $x_b$	偏航轴 $y_b$	俯仰轴 $z_b$
角速度(弹体坐标系)	$\omega_x$	$\omega_y$	$\omega_z$
速度分量(弹体坐标系)	$V_{xb}$	$V_{yb}$	$V_{zb}$
作用于导弹的力(弹体坐标系)	$X_b$	$Y_b$	$Z_b$
作用于导弹的力矩(弹体坐标系)	$M_x$	$M_y$	$M_z$
转动惯量	$J_x$	$J_y$	$J_z$
惯量积	$J_{yz}$	$J_{zx}$	$J_{xy}$

## 2.2 弹体作为刚体运动的欧拉方程

作为刚体的导弹在空间运动的六自由度模型包含六个动力学方程 (三个质心运动的动力学方程和三个绕质心转动的动力学方程) 和六个运动学方程 (三个质心运动的运动学方程和三个绕质心转动的运动学方程)。

研究导弹制导和控制问题所涉及的坐标系有地面坐标系、弹体坐标系、弹道坐标系和速度坐标系。后两个坐标系的  $x$  轴与速度矢量重合。但是, 弹道坐标系的  $y$  轴在铅垂面内, 而速度坐标系的  $y$  轴在弹体纵向对称面内。四个坐标系间的相互转换可通过一系列的旋转来完成 (见图 2.2-1)。关于这些坐标系的详细介绍可参看一般飞行力学教材。

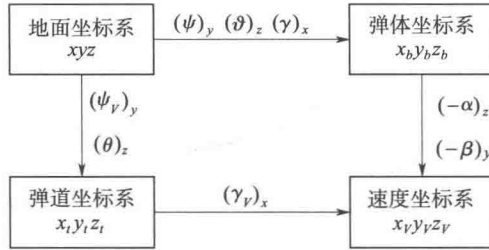


图 2.2-1 从地面坐标系到各类坐标系间的转换

例如，从地面坐标系到弹体坐标系的旋转变换关系如图 2.2-2 所示。

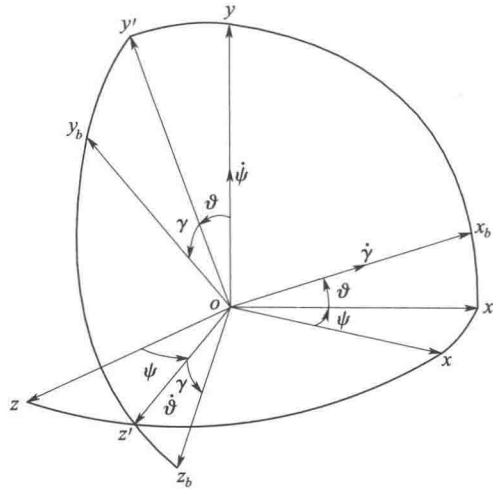


图 2.2-2 地面坐标系与弹体坐标系间的关系

在坐标变换的研究中，需要掌握绕  $x, y, z$  三个轴旋转的三个基本坐标系转换矩阵。

绕  $x$  轴旋转  $\varphi_x$  角的旋转矩阵：
$$L_x(\varphi_x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi_x & \sin\varphi_x \\ 0 & -\sin\varphi_x & \cos\varphi_x \end{bmatrix}$$

绕  $y$  轴旋转  $\varphi_y$  角的旋转矩阵：
$$L_y(\varphi_y) = \begin{bmatrix} \cos\varphi_y & 0 & -\sin\varphi_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\varphi_y & 0 & \cos\varphi_y \end{bmatrix}$$

绕  $z$  轴旋转  $\varphi_z$  角的旋转矩阵：
$$L_z(\varphi_z) = \begin{bmatrix} \cos\varphi_z & \sin\varphi_z & 0 \\ -\sin\varphi_z & \cos\varphi_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

定义如下变量：

$V$ ——弹体速度；

$\psi_v, \theta$ ——弹道倾角；

$\gamma_V$ ——弹体对称面偏转角；

$\psi, \vartheta, \gamma$ ——偏航角、俯仰角、滚转角；

$\alpha, \beta$ ——攻角、侧滑角；

$V_x, V_y, V_z$ ——速度分量（地面坐标系）；

$V_{x_b}, V_{y_b}, V_{z_b}$ ——速度分量（弹体坐标系）；

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ ——导弹角速率分量（弹体坐标系）；

$F_{x_t}, F_{y_t}, F_{z_t}$ ——导弹所受合力分量（弹道坐标系）；

$F_{x_b}, F_{y_b}, F_{z_b}$ ——导弹所受合力分量（弹体坐标系）。

弹体所受的总力  $F$  由空气动力  $\mathbf{R} = \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix}$ （弹体坐标系），推力  $\mathbf{P} = \begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ （弹体坐标系），

及重力  $\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ -G \\ 0 \end{bmatrix}$ （地面坐标系）组成。弹体所受力矩为  $\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}$ （弹体坐标系）。它们

在其他坐标系的投影如表 2.2-1 所示。

表 2.2-1 力及力矩在不同坐标系中的投影

	地面坐标系	弹道坐标系	弹体坐标系
空气动力 $\mathbf{R}$		$L_x(-\gamma_V)L_y(-\beta)L_z(-\alpha) \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix}$
重力 $\mathbf{G}$	$\begin{bmatrix} 0 \\ -G \\ 0 \end{bmatrix}$	$L_z(\theta)L_y(\psi_V) \begin{bmatrix} 0 \\ -G \\ 0 \end{bmatrix}$	$L_x(\gamma)L_z(\vartheta)L_y(\psi) \begin{bmatrix} 0 \\ -G \\ 0 \end{bmatrix}$
推力 $\mathbf{P}$		$L_x(-\gamma_V)L_y(-\beta)L_z(-\alpha) \begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$
合力 $\mathbf{F}$ ( $\mathbf{F} = \mathbf{R} + \mathbf{G} + \mathbf{P}$ )		$\begin{bmatrix} F_{x_t} \\ F_{y_t} \\ F_{z_t} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} F_{x_b} \\ F_{y_b} \\ F_{z_b} \end{bmatrix}$
空气动力力矩 $\mathbf{M}$			$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}$