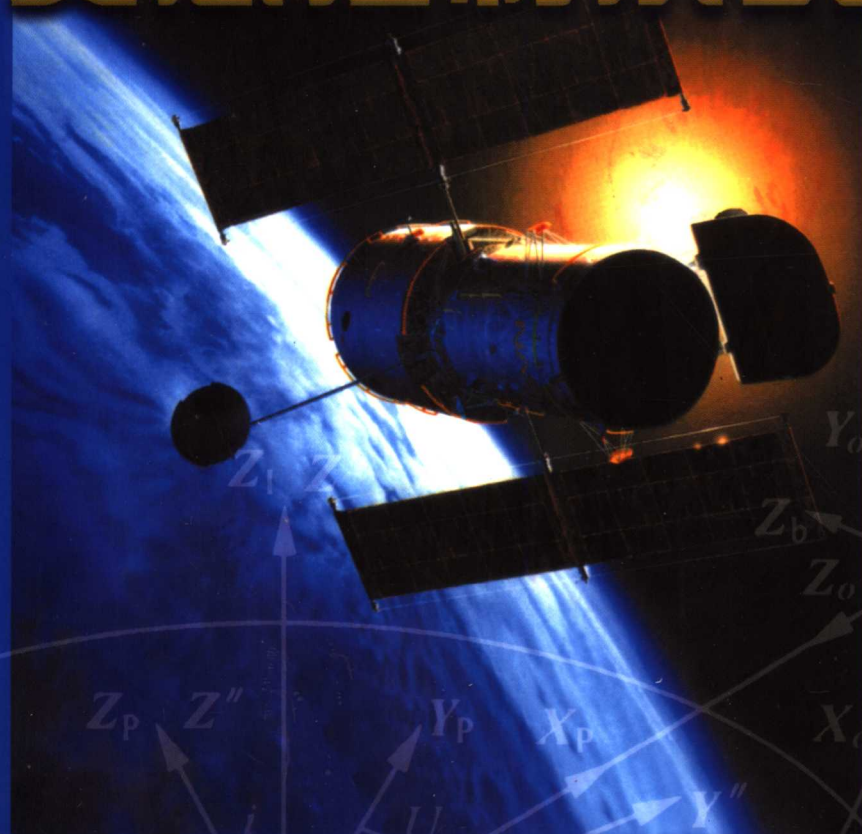


哈尔滨工业大学出版社

杨大明 编著

空间飞行器 姿态控制系统



内容简介

本书首章定性阐述空间飞行器控制系统的分类构成及分析设计的基本概念。围绕对地定向三轴稳定飞行器,重点讲述姿态运动建模和控制的基本理论及结合工程的基本设计方法。第二章,介绍刚体姿态运动学原理和简单多刚体结构飞行器的姿态动力学和控制动力学数学模型描述。第三章,讨论姿态敏感器结构及测量原理、姿态确定的几何代数方法及状态估计算法。第四章,针对飞行器采用喷气推力器和动量飞轮为姿控执行机构,分别讲述了姿态正常(稳定)控制系统分析与设计的相关内容。第五章,分别介绍地球同步飞行器的姿态捕获控制和地球观测飞行器的姿态机动控制。

本书可作为高等学校空间飞行器设计专业及飞行力学专业本科生教材和研究生基础教材,也可供从事空间飞行器研制的专业人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

空间飞行器姿态控制系统/杨大明编著. —哈尔滨
哈尔滨工业大学出版社, 2000.9

ISBN 7-5603-1568-2

I. 空... II. 杨... III. 航天器-姿态飞行控制
IV. V448.22

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2000)第 47814 号

出版发行 哈尔滨工业大学出版社

社 址 哈尔滨市南岗区教化街 21 号 邮编 150006

传 真 0451—6414749

印 刷 地矿部黑龙江省测绘印制中心印刷厂

开 本 787 × 1092 1/16 印张 11.5 字数 291 千字

版 次 2000 年 10 月第 1 版 2000 年 10 月第 1 次印刷

书 号 ISBN 7-5603-1568-2/V·6

印 数 1 ~ 500

定 价 25.00 元

前 言

地球上的人类,从远古到现今,对于自身生存和生活的星球之外的浩瀚宇宙充满着无限神奇的遐想和持续着科学求知的追索。人类社会的文明和发展,也是伴随着活动范围的延展而进步的过程:从陆地驶往海洋,从海洋航向大气层,从大气层扩展到外层空间。1975年10月4日,第一颗人造地球卫星“斯普特尼克”的升空,揭开了人类开始进入空间科学和空间技术的新时代。在近半个世纪之内,人类向宇宙空间发射了5000多艘“诺亚方舟”——空间飞行器(又称航天器)。它们作为地球的卫星,或观测地形与地貌,矿产资源与农作物的分布,海事与地震险情,军事设施的布置;或传递着人间鸿书,转播多彩的可视图像画面;或为车辆、船舶、飞机、飞行器乃至运载武器导航;或监测大气云层、电离层等变化获取数据信息。它们作为星际探测器,或“旅行者”去木星、土星和天王星巡游;或“海盗”和“探路者”分别在火星软着陆和硬着陆;或太阳神“阿波罗”护送人类的使者登上月宫,寻访“寂寞的嫦娥”和“捧献桂花酒的吴刚”。它们作为串联大气层与外层空间的“穿梭”——航天飞机,或去发射卫星;或去回收检修卫星。它们作为人类长期生存在空间的基地——空间站,或高鸣“礼炮”;或巡天斡旋“和平”。在人类创造的空间飞行器的行列里,也有中国人民为之自豪的荡漾歌声、传递鸿音和图像画面的“东方红”,搜索气象信息的“风云”,睁大警惕慧眼的“尖兵”。

空间飞行器完成规定的任务(有效载荷功能)林林总总,人类将之实现总要与控制实践密切相关,最基本的工作则是空间运动控制。轨道控制使飞行器在星体的引力场中牵人和保持预定的空间运动轨迹,或在多个星体的引力场中运动轨迹的转移。姿态控制则使飞行器的构型布局在空间轨道控制运动中保持预定的方位和指向,或进行方位和指向的机动。本书作为高等学校空间飞行器设计专业和飞行力学专业本科生教材和研究生基础教材,仅围绕对地定向三轴稳定的刚体空间飞行器姿态控制的实践,重点讲述姿态控制动力学模型和姿态控制系统的基本概念、基本理论和结合工程的设计方法。本书选材内容所涉及的前期知识准备,仅限于矩阵论初步、刚体动力学和自动控制原理,以期在不不多的教学课时内,达到上述目标。实际上,现代空间飞行器由于承担规定任务范围不断扩大和水平的不断提高,使之内、外构型布局愈呈复杂,从而突出了许多动力学和控制领域的新问题。如考虑到大型柔性附件(太阳能电池帆板和天线)的弹性振动、柔性附件相对中心刚体旋转运动执行机构(减速电动机)的力矩谐波、燃料储箱内液体的晃动等等因素,将使姿态控制动力学模型描述呈现着本质为非线性多输入多输出系统。近二三十年来,利用现代力学和现代控制理论相结合方法对这些背景课题的研究和工程实现呈现着非常活跃的局面。本书仅为欲入这一领域的有志者铺垫一块基石,作者会继续工作为本专业的建设推出与上述内容相关教材。

书中的许多内容,参考了国内外这一领域知名专家的成果,精选的参考文献扩展了本

书的知识范围,为此作者对这些前辈和先生们的渊博学知和对这一领域的卓越贡献深表钦佩和诚挚谢意。本书于1996年秋季学期曾选用为空间飞行器设计专业校内教材,现正式出版。为此,特别感谢哈尔滨工业大学航天工程与力学系和空间飞行器设计重点学科领导们的支持和帮助。

作者学识水平有限,书中难免有不妥之处,诚请读者不吝指正。

作 者

2000年9月

目 录

第一章 空间飞行器控制系统概述.....	1
1.1 空间飞行器	1
1.2 空间飞行器控制	1
1.3 空间飞行器姿态控制系统	5
1.4 姿态控制系统设计的基本要求	15
第二章 三轴稳定空间飞行器姿态运动数学模型	26
2.1 姿态运动学	26
2.2 姿态动力学方程	48
2.3 姿态控制动力学方程	63
第三章 三轴稳定空间飞行器姿态敏感器和姿态确定	71
3.1 姿态敏感器	71
3.2 三轴姿态确定	82
3.3 双矢量定姿的误差	92
3.4 姿态确定的状态估计	93
第四章 三轴稳定空间飞行器姿态正常控制	100
4.1 零动量喷气控制的三轴姿态稳定系统	100
4.2 零动量飞轮控制的三轴姿态稳定系统	115
4.3 偏置动量飞轮控制的三轴姿态稳定系统	130
第五章 三轴稳定空间飞行器姿态机动控制	159
5.1 地球同步空间飞行器姿态捕获控制	159
5.2 地球观测空间飞行器姿态机动控制	164
参考文献	175

第一章 空间飞行器控制系统概述

本章介绍了空间飞行器、空间飞行器控制的基本概念。定性地讨论了空间飞行器姿态控制系统的原理。简要地综述了对空间飞行器姿态控制系统设计的基本要求。

1.1 空间飞行器

空间飞行器又称为航天器,它区别于航空器的称谓,系指能在地球大气层(距地表约150km)以外空间进行运动并完成规定任务的飞行体。空间飞行器按功能分为三类:(1)人造地球卫星;(2)载人飞船、航天飞机和空间站;(3)星际探测器。至20世纪末,全世界共发射了五千多颗空间飞行器。

空间飞行器发射的数量最多、应用最广的当属人造地球卫星,它包括:

地球观测站——含侦察卫星、气象卫星和地球资源卫星等;

中继站——含通信卫星、广播卫星、跟踪和数据中继卫星等;

基准站——含导航卫星和测地卫星等;

轨道拦截(或攻击)武器——含拦截摧毁敌方卫星的反卫星和攻击地面目标的卫星。

空间飞行器由完成规定任务所必需的通用系统和专用系统组成。通用系统包括能源系统、温度控制系统、遥测与遥控系统、轨道控制系统、姿态控制系统。专用系统根据飞行器的任务而异,如地球观测卫星的遥感仪器和数据传输系统,通信广播卫星的转发器及天线系统,返回卫星的回收系统,载人飞船和航天飞机的往返系统及生命保障系统,等等。

空间飞行器是一个大系统,其设计、制造、试验、发射和运行,必须综合多学科现代科学技术的理论和实践成果才能完成。

1.2 空间飞行器控制

空间飞行器控制,从广义上说,系指构成该大系统的所有状态参数的控制——一类状态参数按给定的规律变化,另一类参数在某一给定的区域内进行保持。

表征空间飞行器的状态参数有:

(1)飞行器内部工作环境参数。如舱内压力、气体成分、湿度、温度、放射线水平以及噪声强度等。

(2)飞行器的飞行及完成规定任务的资源参数。如发动机的燃料、电气设备的电能、

照相胶片以及记录存储信息的材料储量等。

(3) 飞行器的飞行运动参数。

从狭义上说,空间飞行器控制系指它与运载火箭分离后的运动控制。从力学原理看,最简单刚体空间飞行器在空间的运动由六个自由度来描述。考虑在引力和其它外力作用下飞行器质心产生三个平移运动,属轨道状态参数;考虑在内、外力矩作用下飞行器绕质心产生三个旋转运动,属姿态状态参数。因此,空间飞行器控制,具体地说,就是轨道控制和姿态控制。

空间飞行器的轨道控制包括轨道确定(导航)和轨道控制(制导)。轨道确定(导航)是研究如何确定飞行器在空间的位置和速度。轨道控制(制导)是根据飞行器现有的位置、速度、飞行的最终目标和运动受限条件,确定飞行器的飞行过程控制规律。图 1.1 示出这些内容。

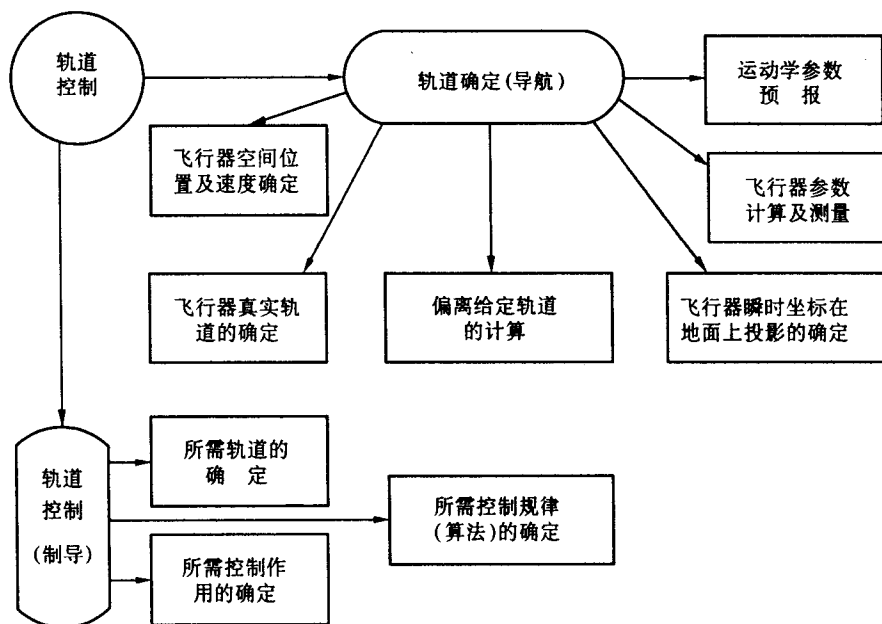


图 1.1 空间飞行器轨道控制框图

空间飞行器的姿态控制包括姿态确定、姿态稳定控制和姿态机动控制。姿态确定是研究空间飞行器相对于某参考基准的方位或指向,进而获取姿态角参数,其精度取决于姿态敏感器和姿态确定算法的精度。姿态稳定控制是使飞行器的姿态保持在预期指定方向和指定值上。姿态机动控制是使飞行器从一个姿态过渡到另一个姿态的再定向过程。

由于空间飞行器承担着规定的任务,必须在一定的轨道和姿态精度保证下才能完成。而轨道和姿态的精度保证要赖以施加的控制策略,即构成自动化的轨道控制系统和姿态控制系统方可实现。轨道控制系统和姿态控制系统一并组成了空间飞行器控制系统。按照反馈控制原理,这两个系统皆由执行机构、敏感器(包括算法)和控制器构成闭环回路;

前二者两个系统可以通用,后者则不相同。控制器的实现方式又有自主和非自主的区别:自主控制器是直接配置在飞行器上的实时控制的硬、软件设备;非自主控制器需借地面指挥中心的干预,由所谓“星-地大回路”的双向数据传输完成控制算法。空间飞行器及地面指挥中心控制框图如图 1.2。

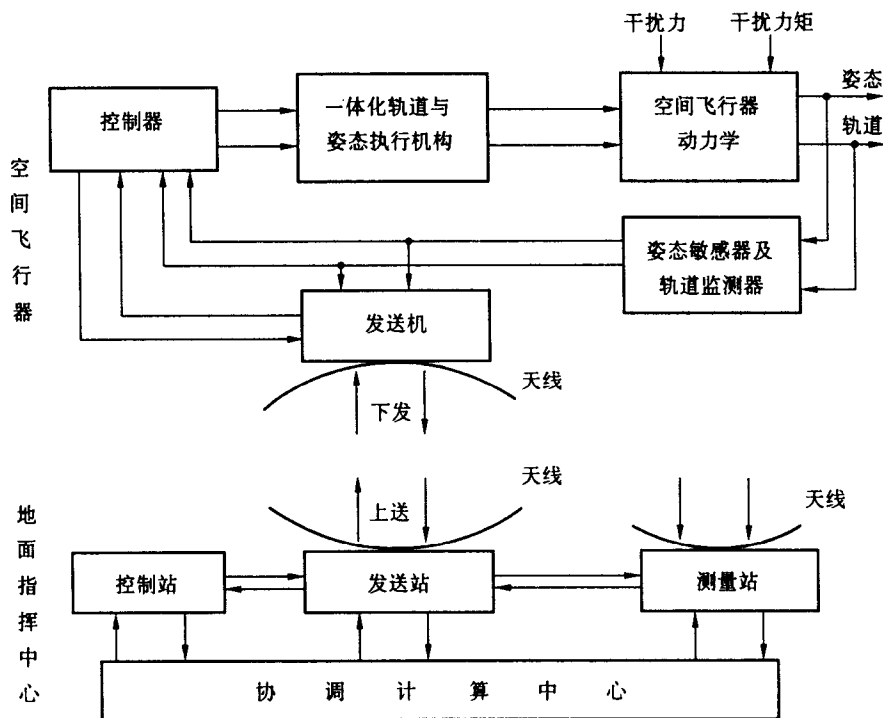


图 1.2 空间飞行器与地面指挥中心协调控制框图

地面指挥中心,又称地面控制设施,对空间飞行器控制起着至关重要的作用。地面指挥中心的任务之一,是确定飞行器在与地面测量站相固联的坐标系中的位置和运动速度。依据雷达原理、测相原理和多普勒测相对速度原理的无线电技术,可以测得角度、距离、距离的和与差。

地面指挥中心的任务之二,是由地面发送站完成飞行器运动受控参数的状态信息和地面控制指令信息的传输交换。这一功能由记忆装置和程序-时间装置承担,以保证全部信息按时间顺序和在适当时间完成双向传输过程。

地面指挥中心的任务之三,是将测量站的测量信息和发送站接收的飞行器运动状态信息利用数学软件进行计算处理,以形成控制程序。这一工作是在地面上称为协调计算中心中进行的。例如,对测量站测得的轨道数据进行计算处理,可预报出与真实轨道的误差,从而规划飞行器轨道机动方案以及控制程序,或者对由发送站接收的姿态信息进行计算处理并确定出控制逻辑。

地面指挥中心的任务之四,是在控制站中将计算中心规划或确定出的控制程序变为

飞行器运动的控制指令。该指令通过发送站送到飞行器上,按规定的逻辑接通或断开某些控制执行机构、调节敏感器配置以及变更结构等,实现飞行器的轨道和姿态控制要求。控制站甚至可以参与飞行器更高级复杂的自学习和自组织的智能控制系统的工作。控制站的指令过程以时间-程序控制方式进行,即地面和飞行器上采用统一的时间系统,用以实现飞行器与地面装置的同步性和顺序性。

地面指挥中心实现空间飞行器控制的过程中,具有许多种类不同且容量很大的信息,因而必须配备大容量存储数据库和具有自动工作功能的数学软件库。数学软件的基本组成之一是调度程序。这类程序的实质是根据控制系统最大有效性要求,组织最佳的计算过程,其中第一个要求是按飞行器控制功能节拍进行,第二个要求是保证飞行器和自动工作的控制系统的功能一一对应。除此而外,数学软件还包括一系列的专用程序:弹道、工作预处理、诊断等其它程序。

地面指挥中心可以同时控制着若干个空间飞行器。由于上述功能的支持,空间飞行器受控运动的状态和轨迹可以实时地显示在地面指挥中心控制室的大屏幕上。

空间飞行器控制还涉及到动力学和控制理论的一些问题。一般地说,即使是刚性空间飞行器,其轨道动力学和姿态动力学也呈现着非线性的耦合特性。如果计及现代空间飞行器的多体结构、某些部件的结构柔性和燃料储箱内液体的晃动,相应的轨道动力学和姿态动力学描述就更加复杂了。早期的空间飞行器由于结构简单、精度要求不高,轨道控制和姿态控制以及各自由度之间是解耦进行的,并采用单输入/单输出的古典控制理论进行系统的分析和设计。现代空间飞行器承担任务的增加造成了结构复杂性,在这种情况下,忽略动力学的耦合效应采用解耦控制的方法,已无法满足高精度控制的要求。60年代以来发展起来的多输入/多输出现代控制理论(包括状态空间法和现代频域法),迅速地在空间飞行器控制领域中得到了应用。与此同时,空间飞行器控制也促进了现代控制理论的发展。毫不夸张地说,空间飞行器控制已成为现代控制理论应用体系的一个重要分支。

空间飞行器控制系统不同于地面上一般的控制系统,它需要经受一个严峻的发射条件和空间环境的考验,并且在轨运行时几乎不能维修(用航天飞行维修低轨卫星仅属个别现象)。这就要求控制系统采用高可靠性的元、部件,进行严格筛选,并研究一种不同于目前地面上采用的可靠性分析方法。与此同时,还特别需要进行控制系统的仿真研究,以验证控制精度的实现和针对元、部件损坏造成的故障而采取的恢复功能的对策。

空间飞行器控制系统仿真以控制理论、计算机技术和相似原理为基础,用模型代替实际系统进行实验。仿真分为下列三种。

(1)全数字仿真。应用计算机构造与实际空间飞行器相符合的动力学、敏感器、执行机构和控制器数学模型,进行闭环控制系统研究。

(2)半物理仿真。除空间飞行器动力学采用计算机数学模型以外,敏感器、执行机构和控制器皆采用真实部件,进行闭环控制系统研究。

(3)全物理仿真。空间飞行器和控制系统部件全采用实物,由气浮台来模拟其处于空

间失重的低摩擦状态下的姿态,进行闭环控制系统研究。

由于空间飞行器控制系统的投资高达全部成本的 30% 以上,因此,深入开展相应的动力学与控制理论相结合的研究,控制系统硬、软件实现研究以及可靠性分析和仿真技术的研究,是怎么强调都不为过的事情。

1.3 空间飞行器姿态控制系统

空间飞行器姿态控制系统是空间飞行器控制中的重要组成部分,它关系着入轨后的空间飞行器能否对惯性参考坐标系或引力中心体、以一定的精度保持在预定的方位或指向上。姿态控制系统分为姿态确定系统、姿态稳定控制系统和姿态机动控制系统。

1.3.1 姿态确定系统

空间飞行器的姿态确定系统由姿态传感器硬件装置和姿态确定软件算法相结合实现,目的在于确定在轨飞行器的姿态参数。设置在空间飞行器上的姿态传感器是用来测量相对参考基准的方位或指向的仪器。按照参考基准的不同,姿态传感器分为以下几类:

- (1)利用地球物理特性——红外地平仪,反照传感器;
- (2)利用天体位置——太阳传感器,星传感器;
- (3)利用惯性器件——陀螺,加速度计;
- (4)利用无线电信标——射频传感器;
- (5)其它——以地球磁场为参考基准的磁强计,以地貌为基准的陆标传感器。

姿态确定算法是利用测定的相对两个参考基准的方位数据,采用几何代数方法和数据处理方法(参数估计和状态估计)计算出空间飞行器在参考坐标系中的姿态参数。这一工作由空间飞行器上的计算机或经“星-地大回路”由地面指挥中心的计算中心完成。

1.3.2 姿态稳定控制系统

姿态稳定控制系统保证飞行器以预定的姿态精度保持在轨道上运行的功能。按姿态稳定方式分为两种基本类型:被动稳定系统和主动稳定系统。这两种系统的结合又派生出半被动、半主动和混合稳定系统三种类型。从控制的概念上看,被动稳定系统属于开环控制系统,主动稳定系统属于闭环负反馈控制系统,而派生出来的其余三种类型视具体结构或为开环系统,或为闭环系统。以下分述其特点。

1.3.2.1 被动稳定系统

空间飞行器姿态被动稳定系统是利用自然环境力矩或物理力矩源,如自旋、重力梯度、地磁场、太阳辐射压力矩和气动力矩等以及它们的组合,来控制飞行器的姿态。这种系统不必设置姿态传感器和控制逻辑线路,因而也不消耗能量,故又称为无源控制。下面介绍几种典型的稳定方式。

●自旋稳定

利用空间飞行器绕自旋轴旋转所获得的陀螺定轴性在惯性参考空间定向,见图 1.3。这种飞行器不具有控制自旋速度、再定向或使自旋轴进动的能力,自旋轴指向(姿态)精度只能达 $10^\circ \sim 1^\circ$,早期的空间飞行器大多采用这种稳定方式。理想的刚性空间飞行器绕最大或最小惯量轴旋转都是稳定的,但实际飞行器都存在着能量耗散,因而只有绕最大惯量轴旋转才是稳定的。一般自旋飞行器都存在着章动(即当与自旋轴垂直的横轴存在角速度时,自旋轴将发生摇摆的现象),为此必需备有章动阻尼器。自旋稳定卫星的优点是:简单并具有一定精度;抗干扰能力强,即受恒值干扰力矩作用时,其自旋轴以等速漂移,而不是以加速度漂移。但缺点也很明显:只有一个轴可以稳定;飞行器不能指向引力中心体;自旋速度不能控制;姿态指向精度低。

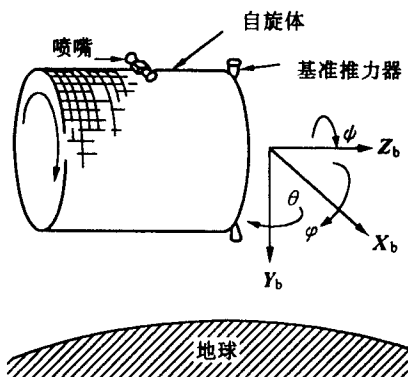


图 1.3 空间飞行器自旋稳定

●重力梯度稳定

空间飞行器的各部分质量在重力场中呈现不同的重力,并且在轨运行中也产生不同的离心力。重力和离心力可对飞行器产生一个合力矩,使之获得一个稳定的姿态指向。用图 1.4 所示哑铃式空间飞行器可做最直观的说明。图中,两个哑铃的质量相等($m = m'$),臂长也相等,当在轨道平面内偏离地垂线方向时, m 靠近地心所受重力 F_g 比 m' 所受重力 F'_g 大,且 F_g 与 F'_g 对哑铃质心 O' 的力臂 L 和 L' 满足 $L > L'$,因此哑铃飞行器上产生重力合力矩 $M_g = F_g L - F'_g L'$ 。从图 1.4 的几何关系可知,由地心 O 、端质量质心和哑铃质心 O' 所构成的两个三角形面积相等,即 $RL = R'L'$ (R 和 R' 分别为两个哑铃端部质量 m 和 m' 到地心的距离)。 m 和 m' 的离心力 F_c 和 F'_c 对 O' 产生的力矩幅值分别为: $M_c = m\omega_o^2 RL$, $M'_c = m'\omega_o^2 R'L'$ (ω_o 为飞行器轨道角速率)。

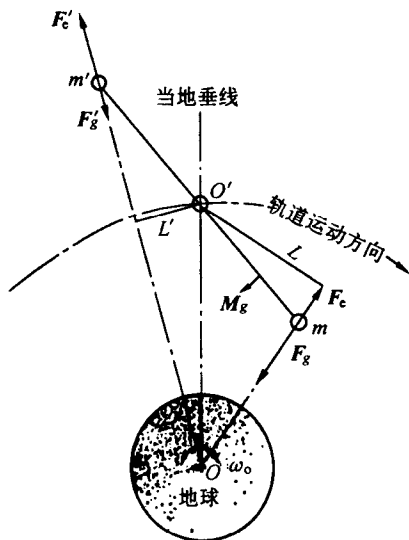


图 1.4 重力梯度稳定

为飞行器轨道角速率)。由前述关系则得 $M_c = M'_c$,这说明在俯仰平面内质量 m 和 m' 的离心力所产生的力矩相互抵消。而飞行器的姿态恢复力矩仅为 m 和 m' 在重力场中所受重力的合重力矩 M_g ,这也是重力梯度稳定的名称由来。自然界中,月球总是一面指向地球,就是重力梯度稳定的一个很好的实例。

对刚性空间飞行器,若三轴主惯量满足 $I_y > I_x > I_z$,可以证明:飞行器的最小惯量轴

I_z 将稳定在当地垂线方向上(即偏航轴指向地心),中间惯量轴 I_x 将稳定在轨道平面内。最大惯量轴 I_y 将稳定在轨道平面的法线方向上,即实现飞行器的三轴稳定。为达到一定的姿态指向精度,重力梯度稳定飞行器需抑制天平动($I_y > I_z$ 时飞行器绕当地垂线作简谐振动的现象),因此需加上天平动阻尼器。重力梯度稳定卫星的优点是:能使飞行器偏航轴指向地心;结构简便可靠性高;比自旋稳定系统更适合长寿命的飞行任务。它的主要缺点是:指向精度较低;对飞行器轨道有特殊要求(偏心率接近或为零,不能太低也不能太高)。虽然重力梯度稳定方式原则上可以实现三轴稳定,但由于偏航稳定力矩很小,偏航指向精度则较低,而且经常呈现不稳定的现象。为此,重力梯度稳定方式适合于二轴(俯仰和滚动)稳定、指向精度为 1 度至几度、轨道为 1 000km 左右的圆轨道飞行器,或作为混合姿态稳定系统的一个组成部分。

●磁稳定

稳定空间飞行器是利用磁力矩 $M = P \times H$ (P 为飞行器上磁矩, H 为地球磁场强度)的原理实现稳定的。被动磁稳定,一般是在飞行器上安装产生磁矩的永久磁铁或线圈。由于飞行器上磁矩与地磁场相互作用,便产生磁力矩,使飞行器的姿态在轨道上沿地磁场方向稳定,或者作为其它用途的控制力矩(如消旋、起旋、飞轮卸载、姿态捕获等)。跟踪地磁方向的稳定精度一般可达到 $3^\circ \sim 1^\circ$ 。早期飞行器曾采用过这种纯被动磁稳定方式,目前已很少单独使用,大都采用主动磁稳定。被动磁稳定现已作为姿态控制的一种辅助性手段。例如,在飞行器上安装固定线圈,当线圈通电与磁场相互作用时便产生磁力矩用来克服常值性干扰。沙康(Satcom)卫星克服太阳帆板辐射压力就是采用这种方法。

●太阳辐射压力和气动稳定

太阳辐射压力稳定使飞行器对太阳定向,而气动稳定可使飞行器沿轨道速度方向定向,这些姿态稳定方式的精度居中。前苏联曾成功地应用了气动力来稳定飞行器的姿态。欧空局也进行了这一工作,如轨道试验通信卫星-2。上述两种飞行器稳定方式很有应用前途。

●组合被动稳定

把上述稳定方式适当地组合起来,即构成组合被动稳定系统,例如组合采用磁稳定和重力梯度稳定。组合被动稳定系统一般仅在特殊情况下才采用。

1.3.2.2 主动稳定系统

空间飞行器姿态主动稳定系统,从控制原理上看,就是三自由度的姿态闭环控制系统,又称三轴稳定系统。这一系统的特点是不依赖于地面指挥中心的干预,完全由飞行器所载设备实现姿态控制过程的,有时也称为自主姿态稳定控制。系统的多变量描述框图如图 1.5 所示。

姿态控制器由电子线路和(或)飞行器载计算机完成控制规律和控制逻辑。姿控执行机构有二种基本类型:(1)质量喷射装置,又称为反作用喷气执行机构;(2)角动量交换装置,又称为飞轮执行机构(可细分为零动量飞轮、偏置动量飞轮和陀螺力矩器三种)。显然,姿态主动稳定系统是要消耗能源的,故又称为有源控制。现介绍典型的控制方式。

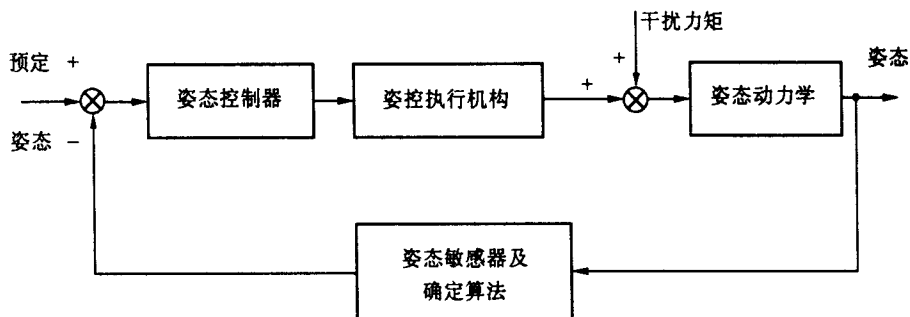


图 1.5 姿态主动稳定控制系统框图

●三轴喷气控制

这种系统的结构简图如图 1.6 所示，其上的三轴姿态敏感器和姿态确定装置，检测出由于干扰力矩造成的姿态偏差后，通过姿态控制器的控制规律和控制逻辑，发出喷气推力器动作的指令信号，喷气反作用力产生的控制力矩将完成飞行器三轴姿态稳定控制。这种系统的姿态控制精度可达 $5^\circ \sim 0.1^\circ$ 。由于飞行器所携燃料的限制，该系统较适合于短期工作和克服非周期性干扰的低轨运行的飞行器。

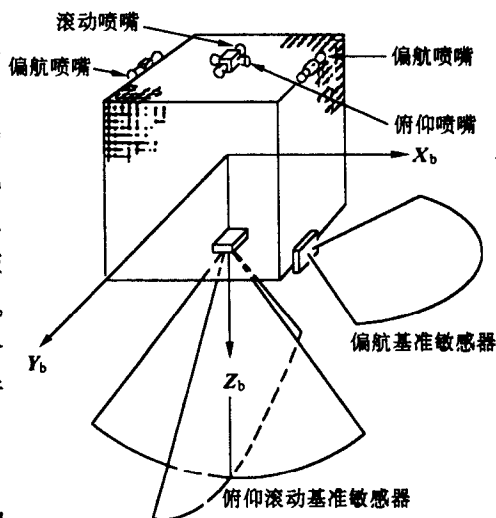


图 1.6 喷气姿态稳定控制

●三轴飞轮控制

这种系统的一种典型结构是在图 1.6 中的飞行器体坐标系三个轴 X_b 、 Y_b 和 Z_b 上分别嵌套上一个零动量飞轮（又称反作用飞轮），见图 1.7(a)。

当控制系统检测出姿态偏差后，三个正交反作用飞轮的驱动电动机接受各自的控制指令，从零速起始向正、反向加速产生控制力矩实现飞行器三个姿态角的控制，此系零动量飞轮三轴姿态控制。该系统也可取多个斜装零动量飞轮方案，并且具有防故障的备份功能。这种角动量交换姿态控制系统需要敏感和确定滚动、俯仰和偏航三个姿态，控制精度较高，可达 $1^\circ \sim 0.01^\circ$ 。另一种典型的结构是在俯仰轴 Y_b 的负方向上嵌套一个偏置动量飞轮，可在飞轮标称转速的上、下容限内加减速产生控制力矩，实现俯仰回路姿态控制，滚动和偏航运动靠飞轮的偏置动量耦合，由喷气推力器执行机构构成的伪速率调节器完成控制。这种动量交换姿态控制系统不需要偏航敏感器，适合于中等姿态精度的飞行器。图 1.7(b)即为该系统的一种结构。陀螺力矩器也是常用的动量交换执行机构，一般采用同框架支撑的双转子组件。图 1.7(c)为俯仰轴配置情况，两个飞轮绕各自的自旋轴恒值旋转，当二者面向时，旋转方向相反。改变二自旋轴与 Y_b 轴的夹角 δ ，可产生俯仰控制力矩，消除俯仰姿态角偏差。滚动、偏航轴也安装同样的双转子组件，消除

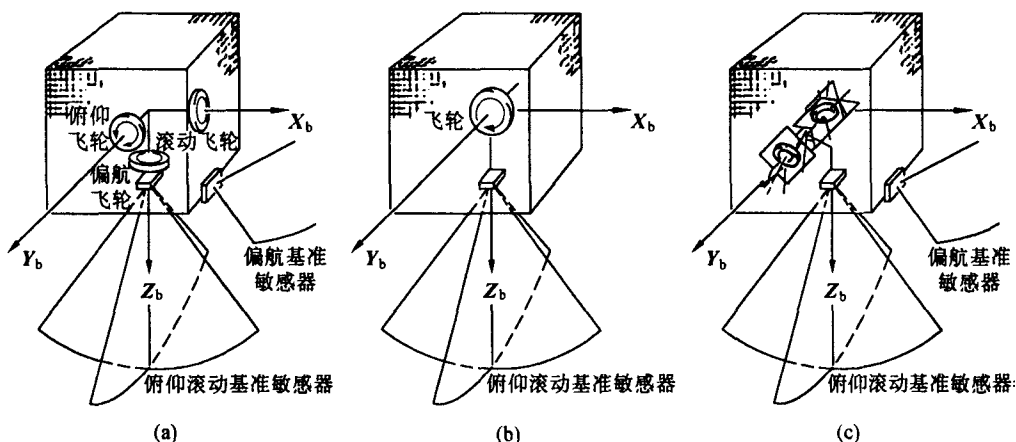


图 1.7 动量飞轮姿态稳定控制

滚动、偏航姿态角偏差。由于双转子组件陀螺力矩器控制与飞轮控制比较具有消除一阶交叉耦合力矩、质量轻、功耗低的优点,正为现代空间飞行器所采用。

动量交换执行机构的一个共性的问题是当飞轮饱和(达到上、下限最高转速)时失去控制作用,工程中采用喷气、磁力或重力梯度进行卸载操作来去饱和,恢复姿态控制功能。

1.3.2.3 半被动稳定系统

空间飞行器姿态的半被动稳定系统是利用一种被动稳定方式和一种动量交换装置组合在一起构成的。比较姿态被动稳定系统,它消耗少量的能源,却提高了姿态精度。现介绍两种主要的类型。

●重力梯度加恒值动量飞轮

沿飞行器的偏航轴 Z_b 设置具有端部质量的重力梯度杆,而俯仰轴 Y_b 上安装一个恒值动量的飞轮,如图 1.8 所示。重力梯度可实现俯仰和滚动两轴稳定,飞轮可实现偏航轴稳定,同时也改善了滚动轴的稳定性。这种系统的姿态精度可达 $5^\circ \sim 0.5^\circ$,适合于三轴稳定和对地定向飞行器。

飞行器上的被动阻尼器和阻尼杆是用来消除章动和天平动的。

●重力梯度加陀螺力矩器

与前者不同的是仅在于沿滚动轴 X_b 安装有具有双转子组件的陀螺力矩器,如图 1.9 所示。陀螺力矩器改变其自旋轴与俯仰轴夹角 δ ,产生控制力矩,达到消除偏航轴姿态角偏差的目的,同时还起着天平

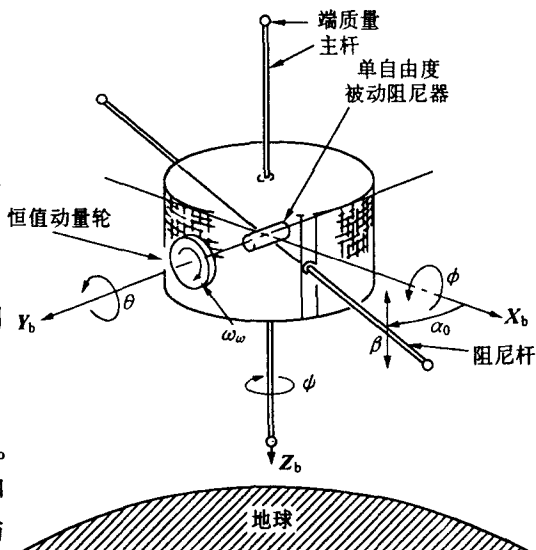


图 1.8 重力梯度加恒值动量飞轮姿态稳定控制

动阻尼器的作用。重力梯度实现俯仰和滚动两轴稳定。这一系统也适于三轴稳定和地对地定向的飞行器,姿态精度可达 $5^\circ \sim 1^\circ$ 。

1.3.2.4 半主动稳定系统

空间飞行器采用自旋稳定方式,并配置较少的姿态敏感器,实现控制某些姿态参数,即为姿态半主动稳定系统。基本形式有两种。

●自旋稳定加控制系统

由图 1.10 可见,在自旋飞行器上设置了姿态敏感器和控制用的喷气执行机构,因此飞行器除具有自旋稳定的能力外,还可以对自旋速度、进动和姿态再定向过程(姿态机动)进行控制。它的姿态控制精度达 $1^\circ \sim 0.1^\circ$ 之间。

●双自旋稳定加控制系统

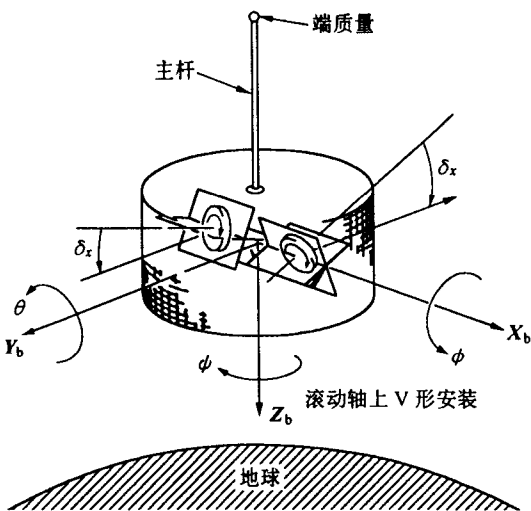


图 1.9 重力梯度加陀螺力矩器姿态稳定控制

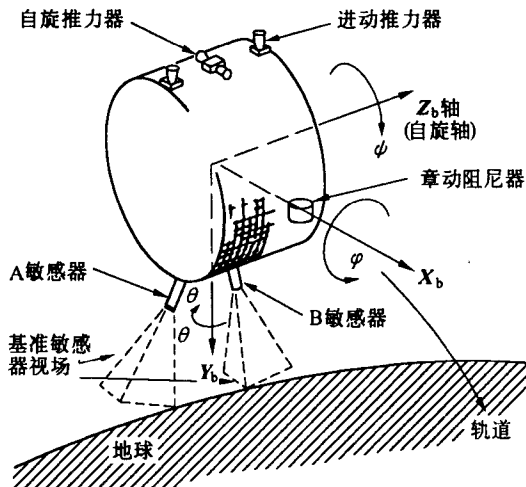


图 1.10 半主动自旋姿态稳定控制

与前者不同的仅是在飞行器的自旋体上加上一个或几个消旋体,带有一个消旋体的结构示于图 1.11 中。由于具有自旋体和消旋体两部分,故称为双自旋空间飞行器。自旋体部分具有被动态稳定功能。消旋体与自旋体转速相等,方向相反,二者间由电动机驱动并实现速度、位置控制。因此,消旋体部分带有的天线可精确地指向中心引力体(如地球)。若自旋体部分取为绕最大惯量轴(短粗飞行器)旋转时,必然是稳定的,此时章动阻尼器放在自旋体上。若自旋体部分取为绕最小惯量轴(细长飞行器)旋转,为保证稳定必须在消旋体上加上比自旋体部分所消耗能量为大的章动阻尼器。这种姿态稳定方式,多用在早期的通信卫星上,如国际Ⅲ、Ⅳ号。它的姿态精度达 $1^\circ \sim 0.1^\circ$ 。

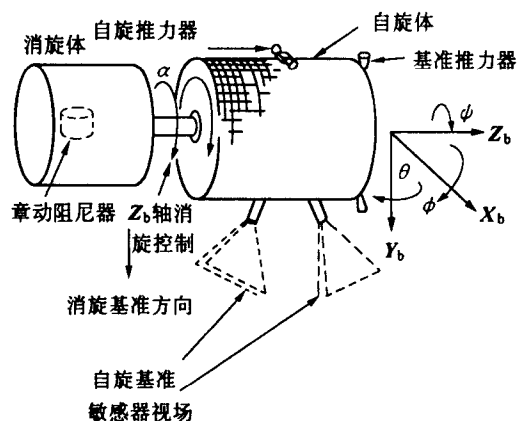


图 1.11 半主动双自旋姿态稳定控制

具有控制系统的自旋或双自旋空间飞行器的控制方式是采用“星-地大回路”实现的，其中轨道控制、姿态控制的执行机构是一体化的，如图 1.12 所示。

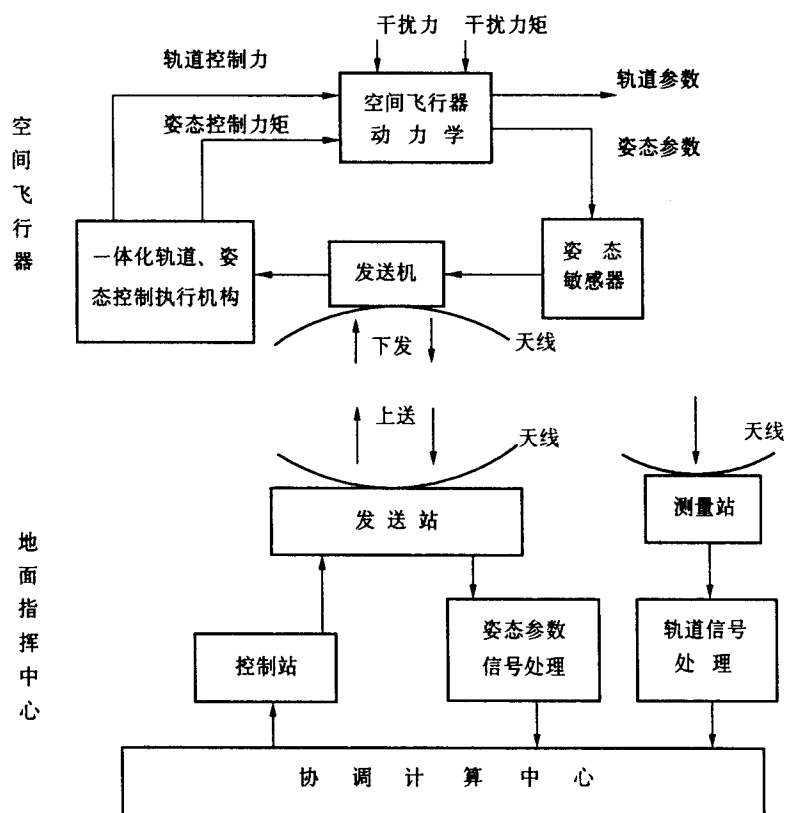


图 1.12 半主动空间飞行器与地面指挥中心协调控制框图

1.3.2.5 混合稳定系统

姿态混合稳定系统是将上述姿态稳定系统有机结合起来,能够实现多体空间飞行器的多自由度同步控制或分级控制(如粗控与精控)。例如,图 1.13 示出七自由度空间飞行器结构:飞行器本体通过万向悬挂装置与天线相连,相对方向上配置长杆支撑端部磁铁。飞行器本体需进行三轴姿态稳定控制(φ, θ, ψ 三个自由度),万向悬挂装置进行双框架角控制(γ_1, γ_2 二个自由度),天线进行实际指向与要求指向间的姿态控制(δ_1, δ_2 二个自由度)。长杆端部按地磁场方位角 α, β 安装的磁铁起着被动阻尼作用。显然,这是一复杂的多体空间飞行器姿态稳定控制系统,飞行器三轴实现姿态粗控,万向

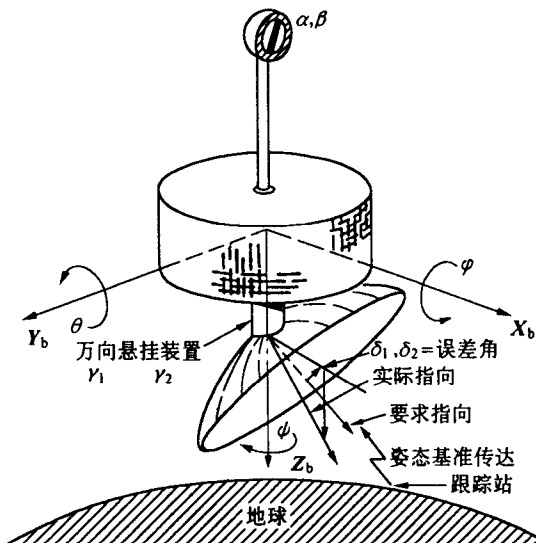


图 1.13 混合姿态稳定控制

悬挂装置和天线系统完成姿态精控,可以提高整体姿态控制的精度。混合控制系统除可提高姿态控制精度外,另一个功能是增加控制的冗余度从而提高可靠性(但也带来了系统的复杂性)。目前,姿态混合稳定系统逐渐成为现代空间飞行器姿态控制的发展方向。

1.3.3 姿态机动控制

空间飞行器的姿态机动控制是实现飞行器由一个姿态(参数)转变到另一个姿态(参数)的大角度运动过程。在轨运行飞行器从已知初始姿态达到预定的终端姿态的控制过程,称为姿态再定向机动控制。新入轨飞行器从进入漂移轨道的姿态转变到姿态稳定控制的标称姿态的控制过程,又被称为姿态捕获控制。现介绍两种典型情况。

1.3.3.1 自旋飞行器的喷气姿态再定向机动控制

自旋飞行器姿态再定向机动控制是使飞行器的自旋轴从一个已知初始姿态指向转变成另一个预定的终端姿态指向。在飞行器壳体轮廓上平行自旋轴对称设置一对推力方向相反的喷嘴装置,确定基准坐标系的敏感器(如太阳敏感器和(或)地球敏感器)也安装在壳体上,如图 1.14 所示。喷气推力产生的合力矩 M 垂直于自旋轴角动量

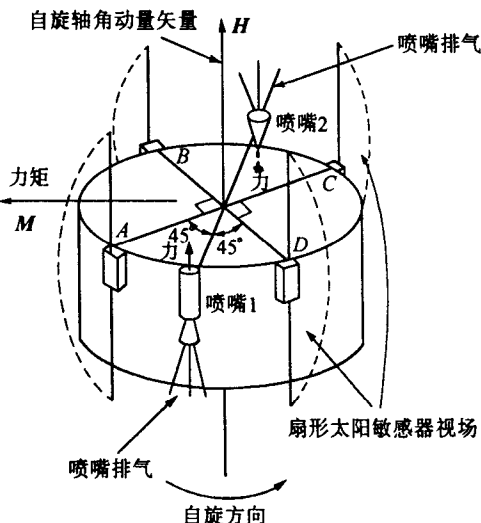


图 1.14 自旋飞行器喷气姿态机动控制