



**Actuator Attitude Fault
Tolerant Control for Spacecraft**

航天器执行机构 姿态容错控制

张爱华 霍 星 / 著



科学出版社

(V-0118.31)

**Actuator Attitude Fault
Tolerant Control for Spacecraft**

**航天器执行机构
姿态容错控制**

www.sciencep.com

ISBN 978-7-03-044526-1



科学出版社 东北分社
联系电话: 024-31909256
E-mail: zhangzhen@mail.sciencep.com
销售分类建议: 航空航天、控制工程

定价: 89.00 元

航天器执行机构姿态容错控制

张爱华 霍 星 著

科 学 出 版 社

北 京

内 容 简 介

本书将理论和应用相结合,分别以过驱动航天器及未配备冗余执行机构的航天器为姿态控制目标,深入浅出地介绍了航天器执行机构姿态容错控制所涉及基本理论与方法。具体内容包括:第一,主要有执行机构故障的过驱动航天器姿态稳定控制、执行机构故障与存在安装偏差的过驱动航天器姿态稳定控制、执行机构故障与存在安装偏差的过驱动航天器姿态跟踪控制;第二,主要有执行机构故障的航天器姿态跟踪有限时间控制、执行机构不确定的航天器姿态跟踪补偿控制、基于不确定项估计的航天器姿态跟踪有限时间控制。

本书可作为高等院校飞行器设计及相关专业本科生、研究生的教材,也可供从事航天器研制、应用工作的科技人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航天器执行机构姿态容错控制/张爱华,霍星著. —北京:科学出版社, 2015.8

ISBN 978-7-03-044526-1

I. ①航… II. ①张… ②霍… III. ①航天器-执行机构-容错技术
IV. ①V448.22

中国版本图书馆CIP数据核字(2015)第121771号

责任编辑:杨春波 张 震 / 责任校对:桂伟利

责任印制:徐晓晨 / 封面设计:无极书装

科学出版社 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

北京科印技术咨询服务公司 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2015年8月第一版 开本:720×1000 1/16

2015年8月第一次印刷 印张:13 3/4

字数:278 000

定价:89.00元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

1957年10月4日苏联第一颗人造地球卫星发射成功,实现了人类进入太空的梦想。随着科学技术的进步,航天技术也有了飞跃性的发展。与此同时,许多学生将航天之梦设定为自己的人生目标,选择了飞行器设计等相关专业。本书的宗旨是为高等院校飞行器设计及相关专业本科生、研究生提供研读的参考,同时也希望为航天器的研制、运营和应用的科技人员提供设计参考资料。

本书是作者在总结多年科学研究工作的基础之上,参考许多优秀著作并整合自己科学研究成果而完成。在篇章安排上,由浅入深,首先介绍了航天器姿态控制发展状况,并详细介绍了容错控制种类、跟踪控制、有限时间控制等;其次介绍了航天器姿态控制系统数学模型。本书分别以过驱动航天器及未配备冗余执行机构的航天器为姿态控制目标,针对航天器执行机构存在故障、安装偏差及其他不确定性情况,探讨航天器姿态稳定控制、姿态跟踪控制、有限时间控制等策略。本书分别探讨两种姿控目标的控制策略,并通过大量的仿真论证该方法的有效性。

本书的完成过程中,肖冰、李波、陈晨、孟海涛、王永超、倪建飞等在内容编写、公式推导、仿真验证、图表绘制等方面做了大量工作,在此表示感谢。

限于作者的水平,书中难免存在不足之处,敬请读者批评指正。

作 者

2015年5月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 航天器姿态容错控制研究现状	4
1.2.1 姿态被动容错控制	4
1.2.2 姿态主动容错控制	5
1.2.3 姿态鲁棒容错控制	6
1.3 航天器姿态跟踪控制研究现状	7
1.3.1 存在不确定转动惯量的姿态控制	7
1.3.2 外部干扰抑制控制	8
1.3.3 鲁棒姿态跟踪控制工程技术	11
1.4 执行机构存在不确定性的姿态控制研究现状	12
1.4.1 执行机构安装偏差问题研究现状	12
1.4.2 执行机构故障问题研究现状	15
1.5 姿态跟踪有限时间/快速机动控制研究现状	20
1.5.1 姿态大角度快速机动工程技术	20
1.5.2 有限时间姿态跟踪控制方法	21
1.6 控制分配技术研究现状	23
1.6.1 静态控制分配	24
1.6.2 动态控制分配	25
1.6.3 可重构控制分配	25
1.6.4 基于控制分配的航天器姿态容错控制	26
第 2 章 航天器姿态控制系统数学模型与预备知识	27
2.1 引言	27

2.2	预备知识及相关引理	28
2.3	航天器姿态控制系统数学模型	29
2.3.1	航天器姿态描述方法	29
2.3.2	航天器姿态运动学方程	32
2.3.3	航天器姿态动力学方程	33
2.4	航天器姿态跟踪数学模型	33
2.4.1	执行机构故障	34
2.4.2	推力器故障与安装偏差的数学模型	39
2.5	支持向量机相关知识	42
2.5.1	支持向量机分类技术	42
2.5.2	支持向量机回归理论	43
第3章	执行机构故障的过驱动航天器姿态稳定控制	45
3.1	引言	45
3.2	基于有限时间故障估计的姿态容错控制	46
3.2.1	有限时间观测器设计	47
3.2.2	姿态容错控制器设计	49
3.2.3	基于时序最优控制分配方法设计	50
3.2.4	仿真研究	53
3.3	执行机构控制输入受限的姿态容错控制	58
3.3.1	基于迭代学习的观测器设计	58
3.3.2	控制器与控制分配算法设计	61
3.3.3	仿真研究	64
第4章	执行机构故障与存在安装偏差的过驱动航天器姿态稳定控制	68
4.1	引言	68
4.2	基于LSSVM动态逆的自适应容错控制	70
4.2.1	控制律设计	70
4.2.2	动态控制分配算法设计	78
4.2.3	仿真研究	80
4.3	过驱动航天器姿态自适应变结构容错控制	85

4.3.1	自适应变结构容错姿态控制	85
4.3.2	改进型自适应变结构容错控制及其分配设计	87
4.3.3	仿真研究	88
第 5 章	执行机构故障与存在安装偏差的过驱动航天器姿态跟踪控制	98
5.1	引言	98
5.2	航天器姿态跟踪有限时间容错控制	99
5.2.1	航天器姿态跟踪动力学模型	100
5.2.2	姿态容错控制律设计	100
5.2.3	基于 KKT 的控制分配方法设计	105
5.2.4	仿真研究	107
5.3	基于滑模观测器的姿态跟踪容错控制	122
5.3.1	滑模观测器设计	122
5.3.2	控制器设计与分配策略	124
5.3.3	仿真研究	126
第 6 章	执行机构故障的航天器姿态跟踪有限时间控制	131
6.1	引言	131
6.2	执行机构部分失效故障的姿态滑模控制	132
6.2.1	姿态控制器设计	133
6.2.2	控制器数值仿真	138
6.3	执行机构输入饱和的姿态容错控制	145
6.3.1	容错控制器设计	145
6.3.2	数值仿真分析	151
第 7 章	执行机构不确定的航天器姿态跟踪补偿控制	155
7.1	引言	155
7.2	仅考虑执行机构安装偏差的姿态跟踪滑模控制	156
7.2.1	反作用飞轮安装偏差	156
7.2.2	自适应滑模控制器	159
7.2.3	数值仿真分析	162

7.3 存在安装偏差与故障的姿态跟踪补偿控制	163
7.3.1 执行机构存在弱不确定性的航天器姿态跟踪动力学	164
7.3.2 自适应滑模姿态补偿控制设计	165
7.3.3 数值仿真分析	174
第8章 基于不确定项估计的航天器姿态跟踪有限时间控制	177
8.1 引言	177
8.2 反作用飞轮控制的航天器姿态跟踪数学模型	178
8.3 不确定项估计器设计	180
8.4 比例积分型姿态跟踪控制	183
8.4.1 有限时间控制器设计	183
8.4.2 数值仿真分析	185
8.5 非奇异终端滑模姿态跟踪控制	186
8.5.1 有限时间控制器设计	186
8.5.2 数值仿真分析	188
参考文献	193

| 第 1 章 | 绪 论

1.1 引 言

自 1957 年以来,全球共进行了 6000 多次航天器与深空探测器发射,先后将数万吨物体送入太空,在享受、利用太空所带来的诸多便利的同时,也将地球的近地空间变成一个由废弃的运载火箭部件、航天器碎片与宇航员遗失的工具等组成的巨型垃圾场。2009 年 2 月 11 日,在距地球约 800 千米高度的轨道上,美国商用通信航天器“铱-33”与俄罗斯废弃的军用航天器“宇宙-2251”相撞(如图 1-1 所示),这是航天史上首次发生的在轨航天器相撞事件。



图 1-1 “铱-33”与“宇宙-2251”相撞

为避免任务失败和经济损失,航天工程技术人员需提高航天器的快速规避能力。规避过程中航天器变轨推进系统将按照一定的控制方式进行工作,其变轨精

度取决于推进系统综合性能、点火时间控制以及推力矢量方向,这与航天器姿态控制系统设计密切相关。另一方面,航天器姿态控制系统的控制性能还受到其他诸多因素影响,如航天器内部存在的电磁力矩、外部干扰力矩、燃料晃动与姿态控制推力器质心偏移等。这些问题均增加了航天器完成任务的难度。特别地,在轨航天器自身部件的老化以及故障对于航天器姿态控制系统性能的影响将不可避免,轻则降低航天器姿态控制系统性能,重则将导致整个航天器姿态控制系统的不稳定,以致航天任务最终失败。为此,作为航天器重要组成部分的姿态控制系统的控制问题是需要解决的关键问题之一,其控制性能直接决定了航天器在轨运行的各种技术指标能否实现。为延长航天器的在轨寿命,除使用喷气推力装置外,航天器通常还使用角动量交换装置作为姿态控制系统的执行机构。然而,姿态控制系统参数不确定性(产生于有效载荷运动如天线摆动、微波雷达转动以及燃料的消耗)的存在势必对姿态控制性能产生进一步的影响,尤其是不确定性转动惯量对姿态控制精度的影响更为严重。因此,探究航天器外部干扰及系统参数不确定两种情况下的自主容错控制技术是在轨航天器自主运行技术的基础,也是实现我国“十二五”规划中航天工程应用目标的重要保障。

执行机构是航天器姿态控制系统实现精确姿态控制目标的关键部件之一,其安装偏差与故障必然影响航天器姿态控制系统姿态控制目标的实现。执行机构安装偏差即为执行机构实际安装位置与期望安装位置之间的差异。在实际的航天工程中,受安装技术影响,航天器执行机构会在不同程度上存在安装偏差。这种安装偏差的存在会导致姿态控制系统精确度下降,严重时将使整个航天任务失败。虽然工程上常采用地面校准的方法减少执行机构安装偏差,但在航天器发射过程中,因运载器的剧烈振动而引起的材料变形也极有可能引起执行机构的安装偏差。因此,这种地面校准策略并不能完全消除执行机构安装偏差存在的可能性。执行机构安装偏差的存在也就意味着执行机构产生的实际控制力矩与预期的控制力矩之间存在误差。此误差力矩的存在将对航天器姿态控制精度产生影响,尤其是当执行机构存在较大安装偏差时,在某一主轴上有可能不产生控制力矩,进而使航天器三轴姿态控制不可控。

执行机构故障作为在轨航天器不可避免的另一问题,轻则降低姿态控制系统性能,重则导致整个航天任务失败。2013年,如图1-2所示的开普勒外行星探测器由于四反作用轮中有两反作用轮出现故障而最终无法修复,从而造成近6亿美元的损失。2012年图1-3所示的“奥德赛”火星探测器也因单个飞轮故障而于2014年进入了保护性待机模式。因此,执行机构故障下的航天器姿态控制已成为当下的航天领域研究热点之一。

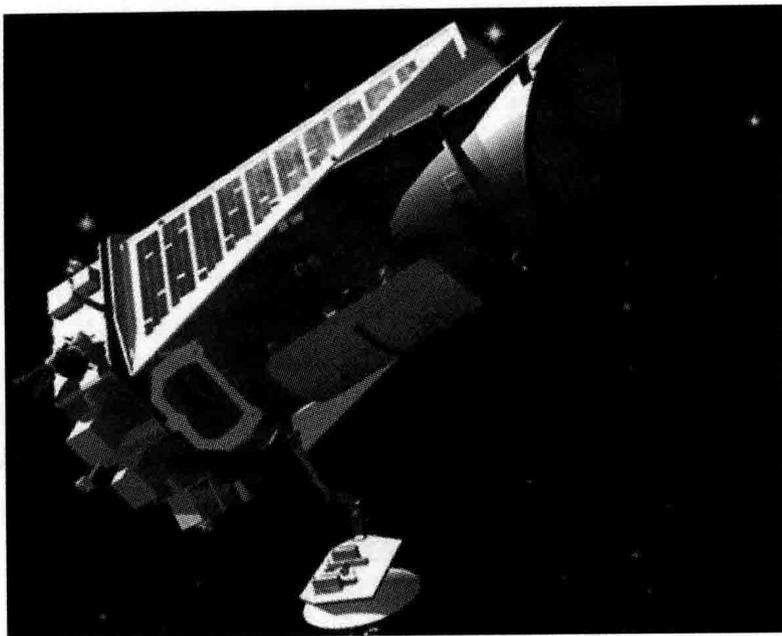


图 1-2 开普勒探测器两反作用轮故障

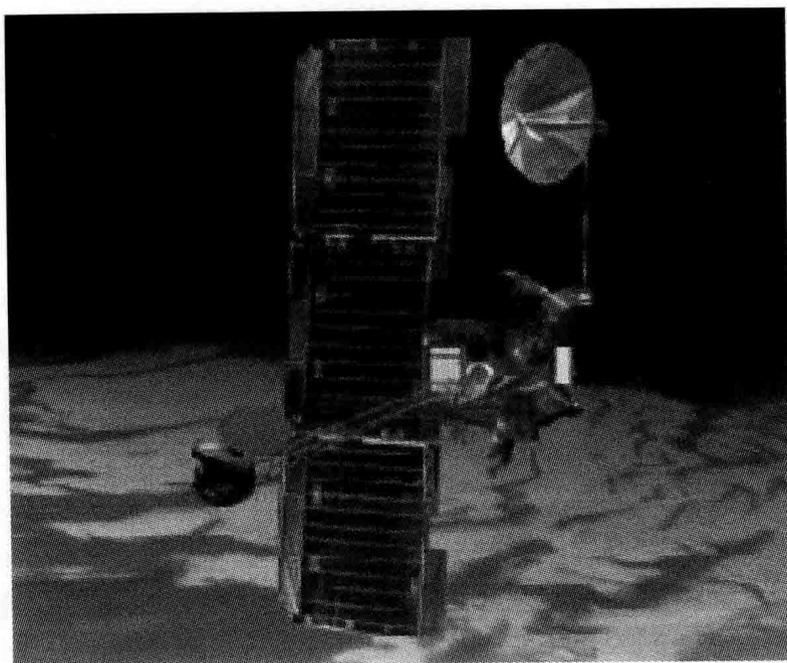


图 1-3 奥德赛单个反作用轮故障

另一方面,在轨运行的航天器姿态控制系统大多数为一个过驱动系统,其执行机构常常冗余配备,即同一航天器不仅同时存在多个执行机构(反作用控制系统,即推力器;角动量交换装置,即包括动量飞轮、反作用飞轮、控制力矩陀螺等),而且针对不同的执行机构仍配有冗余。这些冗余的执行机构不仅具有根据不同飞行任务完成对其姿态控制或调整的功能,同时也具有故障下的针对冗余执行机构的再调度或分配的功能,以保证航天器在轨运行的安全性、可靠性及稳定性。例如,航天器快速姿态机动,期望以最快的速度实现机动的需求,而这需要执行机构发挥最优性,此时涉及将姿态控制的力矩指令转换到每个执行机构上,对于反作用飞轮、推力器而言,即为探讨控制力矩的分配策略。因此,研究一类带有执行机构冗余的航天器,在没有地面站支持的容错控制分配方法情况下,以保证航天器在轨长时间自主运行,是一个有必要也值得深入研究的课题。

1.2 航天器姿态容错控制研究现状

由于在轨航天器的部件不具有可修复性,因此为了提高航天器的自主运行能力,要求航天器在不进行任何维修的情况下能够有效地处理部件故障。而容错控制^[1]就是在故障发生的情况下,设计控制器保障系统能够自动补偿故障的影响,维持系统的稳定性,尽可能地恢复系统故障前的性能,从而保证系统运行稳定可靠。目前,容错控制主要分为被动、主动容错控制两种^[2],也有学者将鲁棒容错控制视为容错控制的第三种方式^[3]。现就这三种容错控制方式进行分析说明。

1.2.1 姿态被动容错控制

被动容错控制主要针对已知类型的故障设计容错控制器,使其对此类故障具有不敏感性。文献[4]针对具有四个反作用飞轮刚体航天器,运用动态逆与时延理论设计一种被动容错控制器实现姿态跟踪控制。文献[5]应用绝对稳定性理论以及线性矩阵不等式工具,针对一类线性系统设计了一种被动容错控制器,使得系统在出现执行机构部分失效故障情况下也能实现其稳定控制的目标。文献[6]针对一类仿射非线性系统,考虑执行机构故障,设计了一种被动容错控制器,并通过 Lyapunov 稳定性理论证明该控制器能保证系统一致渐近稳定。Niemann 等^[7]采用 H_{∞} 理论中的 YJBK 参数法针对两级倒立摆系统设计一种被动容错控制器,以保证该系统在故障情况下仍能够保证系统的稳定。考虑一类航天器容错控制问题, Jin 等^[8]应用时间滞后控制方法,利用前一时刻的姿态信息来估计当前时刻飞轮的故

障值,并基于此估计值结合动态逆控制法针对四个飞轮控制的刚体航天器设计了一种被动容错控制器。但是该控制器只适用于理想的航天器模型,它完全没有考虑外部干扰力矩作用以及系统自身不确定性等因素,同时该控制器的设计也存在积分饱和问题。Jiang 等^[9]为解决航天器姿态跟踪控制问题中可能出现的执行机构部分与完全失效故障,采用执行机构冗余策略提出了一种自适应姿态控制器;该控制律采用滑模控制来处理系统中的干扰与不确定参数问题,能够实现高精度姿态稳定控制以及对挠性部件振动的抑制控制。但是该方法需要获得故障的最小值,而在实际的飞行过程中,故障的最小值是很难精确获得的。文献[10]针对挠性航天器敏感器与执行机构故障问题提出了分散控制律。此控制器的设计针对时变故障具有相对的保守性。从性能的角度上,很难对被动容错控制实现优化。

综上所述,尽管被动容错控制无需增加额外的硬件、故障检测与诊断环节,也不需要故障反应时间,但这种方法适用的故障范围有限,其大部分仅适用于线性系统。特别地,当不可预知的故障情况发生时,系统的性能甚至稳定性都可能无法得到保证,从而使控制器的设计过程通常都很复杂,设计出来的控制器难免过于保守,容错控制系统的性能不可能是最优的。

1.2.2 姿态主动容错控制

被动容错控制的不足之处恰恰是主动容错控制设计所能解决的问题。主动容错控制虽可突破针对专属故障进行容错的局限性,但在主动容错的设计过程中包括独立的故障检测、隔离与诊断(如图 1-4 所示),并利用此实现主动容错控制过程中的实时检测、诊断及控制器重构。

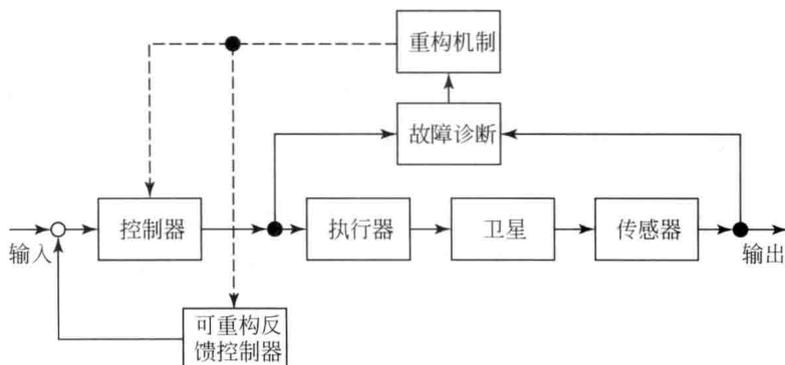


图 1-4 主动容错控制系统框图

目前,学术界提出了主动容错控制器设计方法。Tafazoli 等^[11]采用反馈线性化策略设计主动容错控制器,实现了挠性航天器故障下的姿态自主控制。Baldi 等^[12]考虑在轨航天器存在外部干扰、执行机构失效故障等不确定性,采用干扰解耦法理念,该姿态重构控制器通过获得故障诊断的故障信息自主调整参数,使得航天器姿态高精度稳定控制得以保证。针对文献[12]中所考虑的在轨航天器的不确定性, Lee 等^[13]针对航天器大角度姿态机动控制设计容错控制器,容错控制器中所需的故障等不确定信息的估计通过迭代观测器进行总体的观测。文献[14]设计一仅采用磁力矩进行航天器姿态控制方法,便解决了对 JC2Sat-FF 航天器执行机构曾出现的实际故障。Li 等^[15]针对在轨航天器机动中可能存在的模型不确定性以及其他执行机构如推力器故障等问题,设计一主动容错姿态控制器。Noumi 等^[16]同样考虑在轨航天器执行机构性能下降的可能性,设计基于控制力矩陀螺作为执行机构的主动容错控制器。Yang 等^[17]考虑编队航天器中某星可能出现的模型参数不确定性问题,设计基于切换系统的编队航天器姿态稳定主动容错控制策略。

对比被动容错控制来说,主动容错控制通过引入故障检测装置能够更为广泛地处理各类故障问题,但是主动容错控制仍有可能存在因时滞而导致的系统严重的不稳定,有可能存在故障检测与诊断的误报与漏报,或是完全不具备故障检测的实时性。因此,鲁棒容错控制策略受到研究者的关注。

1.2.3 姿态鲁棒容错控制

鲁棒容错控制是指控制系统在存在参数不确定的情况下,仍能够保证其控制性能。常见的鲁棒容错控制设计方法包括自适应设计方法与 H_{∞} 设计方法。文献[18]针对推力器失效故障、推力器输出力矩有界、转动惯量不确定以及外干扰力矩作用的刚体航天器控制问题,设计了一种基于自适应的姿态跟踪容错控制器,该控制器能够保证姿态跟踪误差足够小以及对系统不确定性和干扰力矩的鲁棒性。Godard 等^[19]应用终端滑模控制为航天器编队飞行控制提出了一种自适应变结构容错控制策略,但是该方法仅在仿真中考虑了执行机构故障,缺乏故障时系统稳定性证明。为此, Lee 等^[20]应用有限时间控制策略,针对航天器大角度姿态机动问题设计了滑模容错控制器,尽管该控制方法考虑了外部干扰问题,但它只能处理执行机构部分失效故障,只具有单一的容错能力。此外,陈雪琴等^[21]基于 LMI 法提出了一种输出反馈 H_{∞} 鲁棒容错控制设计方法,实现小航天器在执行机构和敏感器故障情况下的高精度姿态控制。Liang 等^[22]采用模糊控制和滑模控制实现对四飞轮

过驱动航天器的姿态控制,该法能够实现故障下对航天器姿态的高精度控制,对整个姿态系统的不确定性和干扰具有一定鲁棒性。Boskovic 等^[23]设计的鲁棒容错控制器,对执行机构性能下降的原因采用自适应估计,并采用变结构策略实现对不确定性的鲁棒性处理。Zou 等^[24]设计基于鲁棒自适应的航天器姿态容错控制器,该控制器结合模糊控制与 Backstepping 控制律,有效的处理了模型系统参数的不确定、外部干扰、执行机构故障与控制输入饱和等问题。

1.3 航天器姿态跟踪控制研究现状

1.3.1 存在不确定转动惯量的姿态控制

现有处理不确定转动惯量的方法主要分为两类。一类是采用回归矩阵法把三维对称转动惯量矩阵改写为向量形式,然后应用自适应控制技术设计自适应更新律估计不确定转动惯量的上界,并设计相应的控制器补偿此惯量估计值。如文献[25, 26]针对采用四元数描述的姿态跟踪控制问题,设计伪速率滤波器估计不可测航天器角速度,并设计自适应律估计不确定的回归转动惯量,最终解决无需角速度的姿态渐近跟踪控制问题,但是此法并未分析航天器在外部干扰作用下的系统稳定性。基于同样的方法,文献[27]则综合考虑执行机构控制输入饱和与不确定转动惯量问题,提出了一种自适应动态逆控制方法,保证航天器在有限的控制能力下其本体姿态能够渐近跟踪期望姿态轨迹,但此文并未考虑外部干扰问题。Yoon 等^[28]针对具有普遍性的非线性 Hamiltonian 多输入多输出系统,考虑不确定系统建模参数,设计了一种自适应控制方法实现对期望状态轨迹的渐近跟踪控制,其中设计自适应律估计不确定系统参数;特别地,作者把此方法应用于采用控制力矩陀螺进行姿态控制的航天器,仿真结果验证了该方法对系统航天器不确定转动惯量参数的处理能力。Khosravian 等^[29]针对仅采用单速率陀螺测角速度的刚体航天器,考虑未知转动惯量提出了一种自适应姿态控制方法,保证了其闭环姿态控制系统是渐近稳定的。Nazari 等^[30]针对存在不确定转动惯量以及动力学中存在时延反馈的航天器姿态控制问题,基于自适应控制方法以及动态逆理论提出了一种非线性姿态控制方法完成姿态控制操作。Sanyal 等^[31]针对存在外部干扰以及常值型不确定转动的航天器姿态控制问题,提出了一种非线性连续控制器保证本体姿态能够跟踪任意具有连续微分性质的期望姿态轨迹,在实现姿态跟踪闭环系统几乎全局稳定控制的同时此控制器亦具备干扰抑制能力。

虽然上述采用自适应估计以及回归矩阵法能够解决不确定转动惯量问题,但要求转动惯量是未知常值,该法并不能处理时变的不确定转动惯量。为此,文献[32]考虑时变不确定转动惯量,设计自适应律估计此不确定转动惯量上界,同时基于分离性原理设计观测器估计航天器角速度,而后根据两估计值设计非线性反馈姿态控制器实现姿态跟踪操作,但是该方法仅能实现跟踪误差的一致有界问题,而不能保证其渐近稳定性。文献[33]综合考虑由航天器质量、转动惯量以及各种安装偏差引起的系统不确定性,设计了一种自适应控制方法保证航天器姿态跟踪闭环系统的一致最终有界稳定性,所设计控制包含一个基本的非线性反馈控制量以及一个自适应神经网络控制量,其中后者主要用于精确估计、补偿系统不确定性。Zou 等^[34]针对存在外部干扰、不确定参数且角速度不可测的航天器姿态跟踪控制问题,设计自适应神经网络控制器保证姿态跟踪误差是一致最终有界稳定的;其中不确定参数引起的系统不确定项则通过设计 Chebyshev 神经网络得以精确估计。在此基础上,Zou 等在文献[35]中进一步给出了亦考虑外部干扰力矩的姿态跟踪输出反馈控制设计方法,其中 Chebyshev 神经网络被用于估计外部干扰、不确定转动惯量引起的系统不确定项。Dong 等^[36]针对挠性航天器提出了一种自适应模糊滑模控制方法,以解决挠性附件振动、外部干扰以及不确定转动惯量等问题,并保证姿态闭环控制系统是渐近稳定的。

无论采用回归矩阵自适应策略还是神经网络迭代学习技术处理系统不确定性,其所设计的控制器结构复杂、计算量较大,因此大大限制了其工程应用价值。为此,学术界提出了另一类不确定性处理方法,该策略设计的控制器无需任何转动惯量信息,因此是独立于航天器转动惯量的。如贺东雷等^[37]提出了一种模型独立的自适应滑模控制律设计方法,实现航天器姿态渐近跟踪控制。Tayebi 等^[38]仅利用航天器姿态输出反馈信息,巧妙地设计了一种无需角速度且独立于航天器转动惯量的姿态跟踪控制器,实现姿态几乎全局渐近稳定跟踪控制,但航天器受到外部干扰作用时该方法并不具备姿态跟踪能力。Weiss 等^[39]针对反作用飞轮任意安装的航天器,设计了一种无需转动惯量的姿态控制方法实现姿态跟踪控制。

1.3.2 外部干扰抑制控制

由于在轨航天器将不可避免地受到外部干扰力矩的作用,因此如何设计控制器实现对外部干扰抑制控制的同时亦实现高精度姿态控制一直是航天控制领域研究热点之一。如 Bang 等^[40]针对大角度姿态机动控制问题,考虑执行机构所产生