

第 1 章 绪 论

1.1 国内外研究现状及分析

1.1.1 国内外高超声速飞行器的研究概况

20 世纪 50 年代末,国外开始探索超声速燃烧冲压发动机技术。经过几十年的探索,美国、俄罗斯、法国、德国、日本、印度和澳大利亚等先后启动了 30 余项高超声速飞行器的研制计划,相继进行了地面试验和飞行试验。其中,比较有代表性的是美国和俄罗斯。

美国在近空间高超声速飞行器发展方面起步较早,美国空军和 NASA 在 20 世纪中后期就开始了高超声速飞行器的研究试验,已通过 X 系列演示验证飞行器进行了大量技术储备,突破了一系列的关键技术。比较有代表性的有以下四项计划:Hyper-X 计划、FALCON(从美国本土投送与应用兵力)计划、HyFly 计划、HyTech 计划。其中,Hyper-X 计划的试验飞行器代号为 X-43,根据演示验证的任务不同分为 X-43A、X-43B、X-43C 和 X-51,如图 1-1 所示,共 4 个型号。它的第一个无人高超声

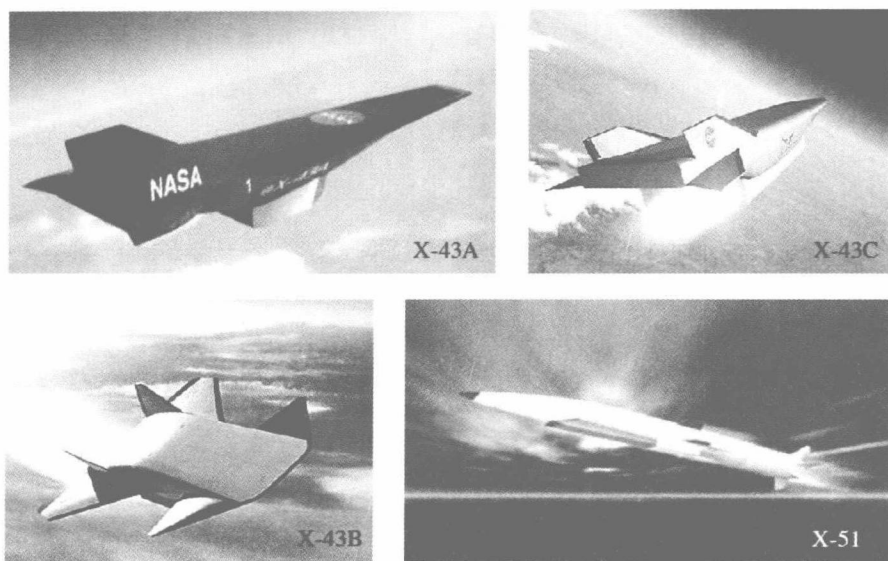


图 1-1 美国高超声速试验计划(X-43 系列)

速验证机是 X-43A,采用乘波构形,2004 年 3 月试飞成功。X-43A 的试飞成功具有划时代的意义,为人类实现高超声速飞行跨出了艰难的革命性的第一步。美军一直致力于研究和发​​展近空间飞行器以谋求本国的绝对军事优势,增强其在全球范围内的快速打击能力,减少甚至摆脱美军对前沿基地和盟国的依赖。

2003 年 6 月 17 日,美国联合项目办公室发出招标征询书初稿,项目名称命名为“猎鹰”(FALCON),意即从美国本土实施武力运用与投送。2003 年 7 月 29 日,项目招标征询书正式发布,“猎鹰”计划正式登场。

在 2005 年秘密举行的“施里弗-3”演习中,美国首次将近空间飞行器纳入空间战模拟演习。美国空军科学咨询委员会指出:“高超声速技术将令美空军脱胎换骨,成为真正的太空部队”^[3]。

2006 财年,布什政府将“通用航空器”项目重新命名为“高超声速技术飞行器(HTV)”,将其限定为“非武器技术验证项目”,即研制和试验 3 架高超声速技术验证机(HTV-1、HTV-2 和 HTV-3),其概念图如图 1-2 所示。

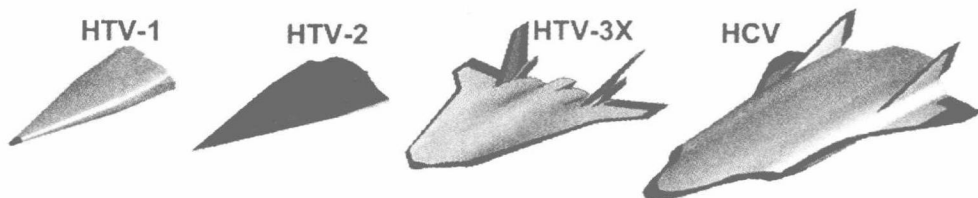


图 1-2 2008 年公布的 HTV 系列飞行器概念图

2010 年 4 月 22 日美国高超声速验证飞行器 HTV-2(见图 1-3)试飞失败,但同一天的同一个小时里 X-37B(见图 1-4)试飞成功。



图 1-3 HTV-2 高超声速无人机飞行模拟图

2010 年 5 月 26 日,波音公司制造的高压喷气动力驱动的高超声速 X-51a“波行者(waverider)”飞行器首飞成功(见图 1-5),其以 5 倍声速飞行了大约 3 分半钟,为

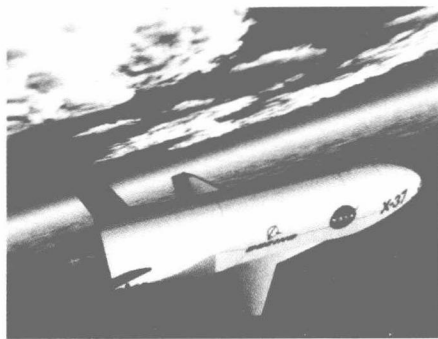


图 1-4 人类首架太空战斗机 X-37B

同类发动机驱动的飞行器中航行距离最长的。高压喷气动力驱动的高超声速 X-51a 飞行试验机的空气式超声速燃烧冲压引擎技术为美国提供了新的“全球快速打击”能力。



图 1-5 高超声速 X-51a 飞行试验机

俄罗斯对高超声速飞行器也进行了大量卓有成效的先期研究,在某些领域处于国际领先水平,如图 1-6 所示的“针”式高超声速导弹。中央空气流体动力研究院(ЦАГИ)、马拉诺夫中央航空发动机研究院(ЦИАМ)、图拉耶夫联盟设计局(ТМКБСотюз)、彩虹设计局(МКБ-Радуга)、莫斯科航空学院(МАИ)等单位长期致力于高超声速技术的基础理论研究,在亚/超燃冲压发动机、耐高温材料、控制技术及一体化设计技术等方面取得了重大突破^[1]。主要项目包括:“冷”计划、“鹰”计划、“鹰 31”计划、“彩虹-D2”计划等。目前研制出的 S-300V 和 S-400 导弹都具有高超声速性能^[2]。

从目前国外的发展现状来看,国外高超声速飞行器技术开发的水平已经从概念和原理探索的基础研究阶段进入了以某种高超声速飞行器为应用背景的先期技术开发阶段,但并没有一个国家进入工程实施阶段。国外主要应用目标近期为高超声速巡航导弹,中期为高超声速飞机,远期为吸气式推进的跨大气层飞行器、空天飞机。高超声速飞机可能在 2020 年后研制成功,空天飞行器可能在 2025 年后研制成功。

国内关于国家重大需求的基础研究中长期发展规划中,近空间高超声速飞行器控制由于其航空航天工程中的独特地位而受到特别关注。近年来,在国家有关部

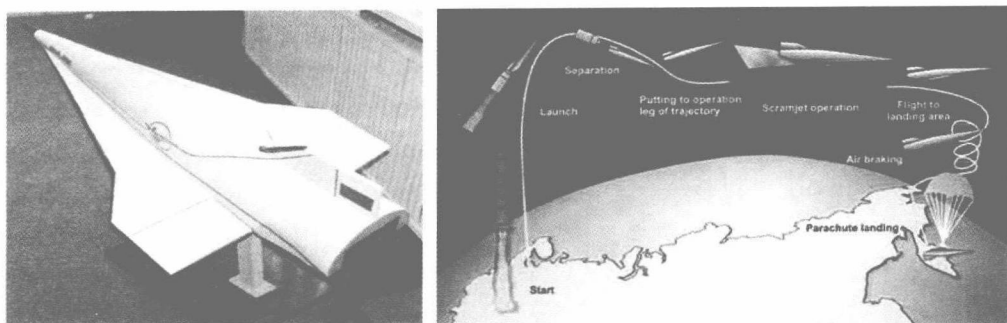


图 1-6 俄罗斯“针”式高超声速导弹

门的领导与组织下,相关的研究所、企业与高校积极开展了近空间高超声速飞行器论证与关键技术的相关项目研究,例如国家 863 计划项目“水平起飞跨大气层飞行器概念设计”“重复使用跨大气层飞行器虚拟演示系统”“高超声速飞行器总体设计”等,国防基础研究重大专项“高超声速飞行器气动布局与一体化设计技术”、国家自然科学基金项目“高超声速飞行器总体多目标优化理论与方法研究”等,都取得了一定的突破。特别是自 20 世纪 90 年代末以来,相关单位开始了乘波体机体/推进一体化设计,并进行了乘波体推进一体化实验和边楔角相切锥生成乘波体的吹风实验,为高超声速飞行器高升阻比气动布局提供了宝贵经验。我国已经把高超声速飞行器科技工程重大专项列入中长期发展规划。

目前,国内已启动高超声速飞行器研究的工业部门包括航天部科技集团三、一、五、八、十一院、中航集团等,高校包括清华大学、北京大学、浙江大学、哈尔滨工业大学、北京航空航天大学、西北工业大学、南京航空航天大学以及上海交通大学等。另外,国家已设立自然科学基金重点项目,重点围绕高超声速飞行器建模、计算机仿真平台的建立等展开工作。

2002 年 1 月,国家自然科学基金委第二次委务会审批通过重大研究计划“空天飞行器若干重大基础问题”。会上,崔尔杰院士总结了随后三年中具有创新意义的研究成果,并指出,高超声速飞行器研究计划与国外空天技术未来发展中关键科学技术问题的主要研究目标是一致的,包括控制技术在内的六个方面的问题是需要大力加强的基础理论研究内容^[5,6]。

2005 年 8 月,在中国智能自动化学术会议上,吴宏鑫院士^[6]就高超声速飞行器的智能自主控制问题,特别提出了 8 类值得关注的研究内容,并将其归纳为 4 个基础理论问题。

2006 年 4 月,国家自然科学基金委员会召开了有 20 多位院士参加的近空间飞行器关键问题的研讨会,会上一致认为高超声速飞行器的控制问题是关键问题之一,作为一个极为敏感的高技术领域,不可能走引进的道路,从国家利益的角度,尽快掌握这一基础性、前瞻性和战略性的前沿核心技术,已迫在眉睫。

通过对国内高超声速飞行器研究现状的汇总分析,目前国内该领域的研究正处于起步阶段,相关科研院校/所对近空间高超声速飞行器的研究重点放在样机研制和风洞试验上,而对高超声速飞行器的控制理论的研究非常薄弱。因此,尽快对高超声速飞行器控制理论展开预先研究有很强的现实意义,并具有相当的紧迫性。

1.1.2 高超声速飞行器控制技术的研究现状

高超声速飞行器控制的早期研究大都针对线性化了的高超声速飞行器纵向模型,引入相关的参数或结构不确定项,然后应用现代控制理论中的先进控制方法为这些模型设计控制系统,文献[7]采用特征结构分析的方法为高超声速飞行器的线性模型设计 H_{∞} 控制器;Gregory 和 Bushcek 等人^[8,9]根据飞行器的局部线性模型设计了线性控制器,对存在的参数不确定和外界干扰,采用 H_{∞} 和 μ 综合的鲁棒控制方法进行补偿。但鲁棒控制中优化问题的最好解往往是考虑最坏条件下获得的,即鲁棒性的获得是以牺牲性能指标为代价的。因此,经典的鲁棒控制方法在实际应用中还是具有一定的局限性的,并且线性模型根本不能表达飞行器动力学特性中的非线性耦合,大部分学者转而研究高超声速飞行器的非线性控制方法,如动态逆、滑模控制和智能控制等。非线性控制方法能够针对高超声速飞行器的非线性特性进行有效的解耦和协调控制,确保其正常的飞行控制能力。R. R. da. Costa^[10]等人研究了高超声速飞行器再入大气层时,非线性动态逆在飞行控制中的应用,作者主要将飞行器动态的逆分为两个部分,一部分是动力学模型的逆,另一部分是空气动力学数据的逆。Wang Qian^[11]等人采用输出反馈线性化的处理方法将高超声速飞行器的非线性模型转化成精确的高阶线性模型,得到内环的动态逆控制结构,外环则采用随机鲁棒控制以及变结构控制等方法来进行设计,并以遗传算法来优化有关的设计参数,仿真研究表明该设计方法对参数不确定性所带来的影响具有较强的鲁棒性能。Shtessel Y.^[12]等人利用一个双环结构的控制方案来控制 X-33 再入大气层时的飞行轨迹,其中, X-33 飞行器的再入大气层模型由欧拉(Euler)方程给出,针对飞行器的动力学模型设计了内环的滑模控制器,为飞行器角速率的运动学模型设计了外环的滑模控制器,这种控制方案可同时实现对给定角度和角速率指令的跟踪。S. F. Wu^[13]等人利用基于模糊逻辑的方法研究了 X-38 飞行器再入大气层时的姿态控制问题,文中飞行器的再入过程被分为了 5 个飞行阶段,各个飞行阶段对应了不同的执行器结构。文献[14]结合 CMAC 神经网络提出了动态求逆的非线性自适应控制方法。

国内学者^[15-17,19,20]也对高超声速飞行器建模与控制问题进行了一定的研究。文献[15]总结了高超声速飞行器的动力学特性及控制系统设计中存在的若干问题,童春霞^[16]针对高超声速飞行器系统参数快速时变的特性,在一般变结构控制器的基础上,进一步探讨了基于自适应极点配置的切换面设计方法,从而提高了滑动模态的运动品质,削弱了系统的抖振效应。文献[17]采用了基于动态逆控制策略,设计了高超声速飞行器的鲁棒自适应控制器。

以上关于高超声速飞行器的研究都是假设飞行器全状态可以量测。近年来,部分研究者开始了高超声速飞行器观测器理论的研究,如 Xu H. J.^[18]、刘强^[19]、Shtessel Y.^[12]均在小扰动线性化的基础上,采用滑模观测器估计飞行中难以确定的状态。文献[20]在设计高超声速飞行器控制器时,尽管采用了观测器理论,但主要是用于对干扰的估计,并非状态观测器。因此,如何设计高超声速飞行器的新型非线性状态观测器,还需要进一步研究。

总之,上述各种控制方案首先保证了飞行器在高超声速飞行时的稳定性,另一方面保证了对给定角度指令或角度轨迹的跟踪。然而以上研究中用到的飞行器模型很多是以再入式高超声速飞行器为主的,其气动外形、飞行特性与当前所研究的以超燃冲压发动机为动力,在近空间内巡航飞行的面对称结构高超声速飞行器大相径庭,而且上述文献主要是以高超声速飞行器的纵向通道的线性化模型为研究基础的,大多没有系统地考虑高超声速飞行器在飞行中机身的弹性变形及受到的各种干扰,如何真实有效地建立一套适应当前研究所需的高超声速飞行器三通道六自由度(6DOF)模型,并描述飞行器在飞行中因高热等原因造成的弹性形变及各种未建模动态,这些都是有待研究的方面。

另外,飞行器在飞行过程中除了需要对角度指令进行跟踪外,同时还会遇到高速飞行时迎角、侧滑角不能精确测量问题,这也是有待研究的方面。飞行器在上升加速和再入大气层的整个过程中,由于其包络线跨度范围巨大,环境复杂多变,容易造成飞行过程中角速率传感器故障和部分作动器故障,所以所设计控制律必须有效地保持飞行器的稳定和一定的鲁棒性。因此,还要解决出现部分故障情况下的观测器和控制器的设计问题。

综上所述,在目前高超声速飞行器非线性控制的研究中,大多数文献采用了动态逆的控制策略,这种方法需要系统较为精确的数学模型,为了简化控制器的设计,通常忽略飞行器舵偏角对升力的影响和机身弹性变形对俯仰力矩的影响,事实上,舵偏角和升力之间的耦合作用虽然很小,但在纵向平面内会产生一个非最小相位动态,忽略这种影响的动态逆控制方法在实际应用中会使控制性能恶化,甚至导致系统的不稳定^[21],反演(backstepping)控制可以有效地解决这一问题。

本书拟采用基于不确定性的自适应反演控制和观测器理论,对近空间高超声速飞行器的非线性控制方法进行深入研究,下面将介绍相关内容。

1.1.3 反演技术及其在飞行控制中的应用现状

20世纪90年代初,Kanellakopoulos^[22,23]等学者提出了一种称作反演(backstepping)的逐步递推控制方法,该方法在逐步递推的设计过程中引入虚拟控制器的概念,基于Lyapunov稳定性理论给出了整个系统控制器的设计方法。backstepping控制主要是针对一类严反馈系统而言,控制器设计的每一步只对应其中的一个子系统,设计过程简单,系统稳定性分析是基于Lyapunov理论进行的。

反演技术由于不仅能处理非匹配不确定性,还能处理带有未知参数的非线性系统,该方法使非线性控制律的设计变得系统化、结构化,这使它在非线性系统控制设计中取得了巨大成功。它的贡献主要有两个方面。第一,它不再要求系统的不确定满足匹配条件^[24,25]或增广匹配条件^[26];第二,backstepping设计方法不要求非线性系统中的非线性必须满足增长性约束条件^[27-29],它仅要求系统的非线性能保证非线性系统转化为参数纯反馈的形式即可。

backstepping控制在各个工程领域得到了大量应用,它也是飞行器控制系统设计的常用方法之一。朱铁夫^[30]用backstepping解决了反馈线性化理论在飞行器控制系统应用中通常面临的时标分离假设问题,从而能够更加真实地反映飞行器动态本质。Lee^[31]为战斗机的飞行控制设计了自适应backstepping控制系统,使用神经网络对飞行中的气动参数误差等不确定性因素导致的系统误差进行动态补偿,使飞机保持稳定并维持一定的控制品质。Lian^[32]将自适应backstepping用于再入飞行器的控制系统设计。

高超声速飞行器的动力学模型具有分层递阶的下三角结构,由于飞行环境大范围的变化,机身的弹性变形、气动参数变化和外界干扰都不可避免,且表现为非匹配的不确定性,无法通过控制器设计直接消除,这类非线性系统适合采用backstepping方法进行控制器的设计,通过虚拟控制量的设计,对系统中的非匹配不确定性能够进行较好的补偿,确保控制系统的稳定性和可靠性。

1.1.4 不确定非线性系统控制方法概述

非线性自适应控制理论在过去的十几年经历了一个快速发展阶段^[33,34],但大多数研究成果都限制了不确定性是参数线性化和状态反馈线性化的,Karsenti^[35]和Hotel^[36]首先将线性不确定参数推广到非线性不确定参数的情况,但他们要求未知参数边界值已知,并且他们所得到的结果是局部的。Kojic^[37]针对一类二阶非线性不确定参数系统,通过引入未知部分的一个边界函数,获得了系统状态的全局稳定,然后又将这一成果推广至 n 阶非线性不确定参数系统。自适应backstepping设计方法可以处理非匹配不确定性问题^[38]。文献[39-42]研究了连续系统中backstepping的设计方法,分别采用模糊自适应控制和神经网络自适应控制等方法补偿系统未知的不确定性。Jagannathan S针对一类非线性连续、离散块控标准型系统,假设控制系数矩阵已知,用模糊的方法估计系统的不确定性,无须持续激励条件,设计了一种鲁棒控制算法^[43]。

上述控制设计要求系统的所有状态为已知或能测,而有些实际的系统只有输出能够测量,因此只有通过输出反馈或状态观测器来完成控制器的设计。

1.1.5 观测器技术及其在飞行控制中的应用现状

观测器设计问题(又称状态重构问题),就是重新构造一个系统,利用原系统中可

直接测量的信息(如输入和输出)作为新系统的输入信号,并使其输出信号在一定的提法下等价于原系统的状态,这个用以实现状态重构的新系统通常称为观测器。

线性系统的观测器理论已随着线性系统的理论一起趋于成熟,并有分离定理确保其观测值与原状态量的收敛性。而非线性观测器设计的最大难点就在于其系统的多样性带来的观测器选择问题。对于一类具有局部线性项的定常非线性系统,其解决方法相对简单一些,通常采用广义 Luenberger 观测器。若系统中的非线性项未知或具有未知参数,在设计观测器的同时采用神经网络等进行逼近^[44]或转换为典范型,再采用上述理论。如文献[45]设计了一类具有不稳定气动系统的飞行器单通道控制问题,并用观测器设计了难以量测的 $\dot{h}, \dot{\alpha}, \dot{\beta}$ 等量,由于系统转换后具有线性项 Ax ,同时输出为线性方程 Cx ,从而使观测器设计方法得到简化,类似的过程还出现在文献[46]中。

对于常规非自治非线性系统,其解决方法主要有两种:一种采用微分同胚,将非线性系统转化为标准形式,然后采用逼近误差线性化技术设计 Luenberger 观测器,如文献[47];另一种是采用智能逼近器直接充当观测器,从而避免观测器增益 K 的设计。Vargas 等人在文献[48,49]设计了更为直接的神经网络自适应观测器,并给出了观测器稳定性分析和鲁棒性分析。Narendra 在文献[50]中也有类似这方面工作的结果。另外,在实际应用中用得较多的就是基于线性化的状态观测器设计。扩展 Kalman 滤波器就属于这一类^[51]。

观测器技术在飞行控制中的应用主要集中在误差估计和基于状态重构的容错控制两大方面。前者较为普遍,通常设计为干扰观测器,用神经网络等逼近器对不确定因素的补偿等,严格来讲不属于非线性观测器设计范畴,应归为补偿器设计问题,如文献[52,53]设计了滑模干扰估计器。后者主要用于解决飞行故障的容错控制问题。文献[54]采用微分同胚技术实现非线性飞行系统的坐标变换,并对变换后的系统采用滑模控制实现控制重构问题。文献[55,56]用补偿观测器实现了控制重构。文献[57]设计了舵面失效后的观测器设计方法,首先将飞行器模型线性化,然后用极点配置方法确定出观测器增益,文献[58]使用神经网络为战斗机的飞行控制设计了 backstepping 自适应重构系统,对飞机舵面故障等因素导致的系统误差进行动态补偿,使飞机在出现舵面故障时能够在线重构控制律,并保持稳定。文献[59]设计了降阶观测器解决舵面失效。文献[60]采用 Luenberger 观测器实现了线性化飞行系统的状态重构,并进行了控制器设计。

由于飞行器控制系统的复杂性和参数多变性,研究者一般都先将系统转换为标准形式,再按照常规观测器设计理念确定控制器参数。也有学者尝试将新型观测器理论用于飞行器研制中,如文献[61-64]将韩京清提出的扩张状态观测器^[65]用于飞机的控制设计中,并取得良好的效果。

1.1.6 容错控制技术

高超声速飞行器经常处于低温真空、高辐射的恶劣环境中,因此其执行机构或者传感部件甚至机体本身很容易产生故障。这些故障使得飞行器性能恶化甚至系统失稳。因此,对飞行器可能存在的故障进行容错控制研究具有重大的现实意义,且是近年研究的热点。

容错控制的目的在于通过调节控制器使得故障系统仍能达到某种要求的性能指标,其分为主动容错控制和被动容错控制^[66]。目前的文献中,多种非线性控制策略应用到非线性系统容错控制中,包括鲁棒控制、自适应控制、滑模控制以及反演设计方法等^[67-71]。文献[72]设计了一种鲁棒容错控制策略,采用自适应控制来估计故障的最小值。文献[73]采用滑模观测器估计系统的状态,并根据估计值在线调整切换增益,避免了高频抖振,但文中只是将故障看做是未知动态进行控制器的设计,而并未充分分析可能的故障模式。文献[74]针对一类多输入多输出系统存在不确定故障问题提出了一种自适应容错控制方法,但未考虑系统存在不确定项及外界干扰的情况。文献[75]提出一种鲁棒自适应容错控制,使得带有界干扰的系统在存在故障时渐进稳定,但该方法参数设置依赖于执行器故障信息,且需要求解包含不确定变量的 Lyapunov 方程。文献[76]提出一种新的容错控制算法,该方法解决了系统存在未知外界干扰的问题,且不需要求解带有时变、不确定变量的 Lyapunov 方程,但是该方法仅用于线性系统。

1.1.7 控制分配技术应用概述

1. 控制分配技术应用现状

早期的飞行控制系统是完全机械式的,飞行器的构造和设计联系紧密。到20世纪五六十年代,电传操纵系统代替了机械传递装置,使得控制分配设计不再与飞机构造直接联系。为提高可靠性,飞机、航天器等都具有较大冗余的执行机构,控制分配在飞行控制系统中得到了广泛的研究和应用。

文献[77]在F-18 HARV的控制系统设计,采用了Frederick提出的伪控制思想。Durham采用直接控制分配法对F-18 HARV飞机进行了仿真^[78]。Reigel-sperger等人在进行带推力矢量的F-16全包线非线性仿真时,所用控制律中含有控制分配模块^[79]。Kevin通过在F-15 ACTIVE上的实时驾驶员仿真比较了几种控制分配算法,验证了基于截面搜索算法的直接分配方法的有效性^[80,81]。Buffington等研究了多控制面无尾战斗机的控制分配问题^[82],他们把控制分配问题转化为约束参数优化问题,优化的目标是一个关于控制面位置的函数,并且还区分控制指令限制的优先级,仿真结果表明各轴的响应解耦良好。Bordignon等人将控制分配方法应用于X-35B飞机的飞行控制系统设计^[83]。Cameron和Princen研究了翼身融合布局无尾运输机的控制分配问题^[84]。Servidia等人研究了空间航天器推进器的控制分配

问题^[85]。Ridgely 等人研究了带有尾翼和喷气推进器双重控制导弹的动态控制分配问题^[86,87]。Doman 利用线性规划方法研究了具有气动冗余的再入飞行器控制分配问题^[88]。Battipede 研究了飞船的纵向和侧向控制分配问题^[89]。Bolender 等利用分段线性规划方法研究了可重复使用飞行器制导控制系统的控制分配问题^[90]。Zhang 研究了执行器故障条件下基于控制再分配的可重构飞行控制问题^[91,92]。

目前国内具体的应用研究还比较少,但在理论研究上已经得到了广泛的关注:张平在飞机自修复控制系统研究中进行了基于伪逆控制分配的研究^[93],杨凌宇研究了基于控制分配的大迎角综合飞行/推进控制系统设计^[94],呼卫军研究了可重复使用运载器异构多执行机构的控制分配算法^[95],严晞隽研究了基于控制分配的飞机控制能力的分析方法^[96],陈怀民研究了控制分配技术在无尾飞机纵向控制系统中的应用^[97]。随着下一代高性能飞行器技术的研究发展,控制分配问题将越来越受到研究人员的重视。

2. 控制分配研究现状分析

目前对控制分配的研究大多集中在控制分配算法的层面上,即单独研究控制分配模块。这种处理方法在一定程度上方便了系统设计,针对不同故障情况只需对控制分配模块重新设计,而无须修改控制律。但是这种处理方法同时也忽略了整个闭环系统的稳定性问题。Berg 等人指出控制分配方法可能加剧整个系统的不稳定性^[98]。因此,控制分配对整个闭环系统稳定性的影响是不容忽视的^[99],然而,只有为数不多的文献对使用控制分配后整个闭环系统的稳定性进行了研究。

Buffington 利用李雅普诺夫稳定性理论分析了串接链控制分配方法的稳定性,给出保证系统稳定的充分条件^[100]。该方法在 F-16 战斗机的 Anti-Windup 控制中得到了验证^[101]。该方法实际上是一种无约束控制分配方法。Buffington 后来采用零动态方法,通过引入容许控制分配函数的概念给出了最大可达集分配、线性分配和串接链分配零动态全局渐近稳定的充分条件^[102]。Tjønnås 和 Johansen 等借助于渐近最优性和准最优控制的概念,提出了基于优化的动态稳定控制方法^[103-107]。这种方法根据拉格朗日极值条件,将静态优化问题转化为最优集的收敛问题,从而保证系统的稳定,但是没有考虑执行器的约束和对象的模型不确定性及外部干扰。针对具有内部动态的系统,Liao 等人将内动态的稳定性作为约束加入到规划中,给出了整个闭环系统稳定的充分条件。该方法仅考虑执行器的位置约束,并没有考虑执行器速率约束^[108-110]。

综上所述,关于控制分配稳定性的研究目前还没有比较完整的理论。基于集合稳定性理论,本书将对多执行机构高超声速飞行器非线性控制分配的稳定性进行比较深入地研究。考虑操纵面执行器的位置约束、速率约束、动态特性、参数不确定性和模型不确定性等因素,运用模块化方法分别设计虚拟控制律和控制分配律,并利用集合稳定性理论证明虚拟控制子系统、控制分配子系统和整个闭环系统的全局渐近稳定性。

1.1.8 飞行器的制导技术

高超声速飞行器主要是在 20 km 以上, 120 km 以下高度的临近空间飞行, 其飞行包络线的范围很大, 飞行环境的复杂多变会导致强烈的气动力、气动热的作用, 再加上近空间大气环境的强烈不确定性, 这些都对飞行器制导、控制技术提出了挑战。因此, 综合考虑各种终端条件(姿态、速度、高度)、过载、动压、热流密度及飞行环境不确定性等多种约束条件下的再入轨迹优化设计与制导、控制技术成为支撑高超声速飞行器系统的关键技术。在 NASA 为研制下一代可重复使用航天器而开展的先进制导、控制方法的研究中, 再入制导的自动化成为一个热门的研究领域, 再入制导自动化的核心在于能够根据飞行器的当前状态, 在线、快速生成一条可行的再入飞行参考轨迹, 同时, 为克服实际再入飞行过程中存在的模型误差、导航信息噪声及外界干扰等因素的作用, 必须通过具有较强鲁棒性的控制方法来跟踪参考轨迹。另外, 新的高超声速飞行器的制导、控制系统必须能够适应快速改变的外界环境, 处理大的模型参数不确定性和外界干扰, 具备重新规划轨迹和重构控制的能力, 因此, 亟须发展出于最优性能考虑的轨迹在线优化技术和对实际飞行过程中遇到的不确定性(飞行器自身模型参数不确定性、结构不确定性)及外界干扰(环境的不确定性)具有自适应能力、能够自动生成制导指令、具有更高的自主性、鲁棒性和智能性的先进制导、控制技术。

1. 轨迹优化与在线生成技术

飞行器再入轨迹优化目的是为制导系统提供一条标准的再入参考轨迹。从广义上讲, 轨迹优化可作为再入制导的一部分, 但为便于理解, 这里分开进行综述。

轨迹优化问题是通过确定动态模型中的状态及控制变量, 使得性能指标或者代价函数达到最优, 因此, 从某种意义来讲, 轨迹优化问题实际是一个最优控制问题。由于此类问题的解析解难以直接求得, 一般情况下, 通过数值优化方法来实现。主要的数值优化方法一般分为间接法和直接法^[111]。

Pontryagin 等在古典变分法的基础上, 将变量分为状态变量和控制变量, 并讨论了有界控制作用下的纯状态约束优化问题, 得出了 Pontryagin 极大值条件, 即极大值原理。而间接法正是基于极大(极小)值原理来推导最优控制的一阶必要条件, 它们构成求解最优控制的 Hamilton 边值问题(Hamilton Boundary Value Problem, HBVP)。由于不对性能指标函数直接寻优, 故称间接法。采用间接法时, 最优解满足一阶最优性的必要条件且精度较高。但是, 基于极大值原理推导最优解的过程繁琐复杂; 收敛半径较小, 初始值难以猜测; 且协状态变量没有物理意义, 难以估计。

常用的解两点边值问题的方法有: 插值法、打靶法等。文献[112]~[113]利用极大值原理分别求得航程最大及时间最短弹道优化的必要条件, 然后采用组合优化策略来求解最优控制的两点边值问题。文献[114]利用间接伴随方法求解最优控制的两点边值问题, 并给出了初值估计方法。文献[115]应用极大值原理设计了月球最优

着陆控制律,将最优轨迹问题转化为两点边值问题,并应用打靶法求解该两点边值问题,得到最优轨迹。

直接法将含有性能指标的泛函优化问题转化为非线性规划问题,无须求解两点边值问题,避免使用协态方程,使轨迹优化问题更适合于计算机实现。直接法是日前飞行器轨迹优化设计中应用最为广泛的方法。该方法不需要推导一阶最优性必要条件,对初始值的估计精度要求不高,且不需要估计协态变量的初值。但是,直接法所求得的解不如间接法准确,不能保证所获得的非线性规划问题解就是原始最优控制问题的解,一般要给出最优性证明。

常用的直接法有:直接打靶法、序列二次规划法及配点法等。文献[116]采用序列二次规划法,给出了求解助推滑翔式飞行器最大航程弹道的分段优化方法;文献[117]通过直接配点法将最优控制问题转化为非线性规划问题,并应用序列二次规划法对非线性规划问题求解,得到了以总热量最小的飞行器再入轨迹。

近年来,直接法中的一种同时离散状态变量和控制变量的伪谱方法(Pseudospectral Method, PM)备受关注。该方法也称为正交配点方法(Orthogonal Collocation),通过在一系列离散点上用全局插值多项式的有限基来近似状态变量和控制变量;用多项式求导来近似动力学方程中的状态变量对时间的导数;且在离散点上满足动力学方程函数的约束,从而将微分方程约束转换为代数约束。常见的伪谱方法有:Legendre 伪谱法(LPM)、Chebyshev 伪谱法(CPM)、Gauss 伪谱法(GPM)等。

Gauss 伪谱方法是航空航天领域应用较多的一种伪谱方法。该方法是麻省理工学院的 Benson 教授及其学生于 2005 年提出的一种求解最优控制问题的新方法^[118]。Benson 从理论上证明了 Gauss 伪谱方法与最优控制中的一阶必要条件是一致的,即非线性规划的 KKT 条件与离散的 Hamilton 边值问题的一阶最优性必要条件是一致的。文献[119,120]采用 Gauss 伪谱方法分别研究了高超声速飞行器上升段和再入段的轨迹快速优化问题。文献[121]采用 Gauss 伪谱法求解了具有最大横程的升力式飞行器的再入轨迹。

高超声速导弹打击目标一般是希望在最短的时间内到达目标,但是要考虑政治禁飞区、拦截威胁区和物理障碍(如高山等),以及要经过的航路点来实现军事侦察、载荷投放等因素。但现有文献中对飞行器飞行过程中存在航路点和禁飞区问题的轨迹优化研究较少。文献[122]研究了存在航路点约束时飞行器轨迹优化问题。

2. 再入制导技术

从再入制导策略上讲,飞行器再入制导分为两类^[123]:一类是标准轨迹制导法,即根据实际飞行轨迹与预先设计好标准轨道之间的偏差对轨迹进行控制;另一类是预测校正制导法,就是根据预测的落点位置与目标落点的位置偏差对轨迹进行控制的制导方法。

标准轨道制导法无疑是当前最有效、最成功的再入制导方案,并在实际的载人飞

船、航天飞机再入中得到了成功的应用。传统的标准轨道制导法首先在再入走廊内规划出满足航程要求的参考飞行剖面并写入机载计算机,当飞行器再入飞行时,导航系统实时计算出飞行器的当前运动参数,并与参考轨迹参数进行比较,获得误差信号。将该误差信号输入制导方程,实时解算出所需的姿态角,然后由姿控系统改变气动力,使实际轨迹跟踪标准轨迹。标准轨迹制导法一般分为离线轨迹规划和在线轨迹跟踪控制两部分,而目前的改进方法也正是沿着这两条路线展开:一是研究具有较强鲁棒性及自适应性的轨迹跟踪控制方法;二是研究轨迹在线生成算法。

Roenneke^[124-126]采用飞行器的六个状态量来描述参考轨迹,并将实际的飞行状态与参考轨迹的误差作为控制信号,从而将非线性轨迹跟踪控制问题转换为线性系统的姿态跟踪问题;采用线性最优调节器(LQR)方法及非线性控制器进行轨迹跟踪控制,具有较强的鲁棒性。K. D. Mease^[127]采用反馈线性化理论设计了一种非线性轨迹跟踪控制器,并验证了跟踪误差可精确满足要求。Talole等^[128]基于滑模控制理论和干扰观测器对系统状态量和建模误差进行估计,增强了跟踪控制的鲁棒性。

预测校正制导方法则是在飞行器内预先存储理论落点的特征参数,根据每一时刻导航系统测量出的飞行器当前飞行状态,实时地预测落点,并与存储的理论落点进行比较,得到偏差信号。将偏差信号输入制导方程,实时解算出需要的指令姿态角,并由姿态控制系统改变气动力,引导飞行器飞向目标。随着计算机性能的提高,预测校正制导方法得到了越来越多的实际应用。

Fuhry D P^[129]提出了一种自适应的预测-校正再入制导律,并验证了该方法在大扰动条件下仍具有良好性能。Joshi等^[130]针对再入制导中存在的路径约束问题,给出了一种选择预测校正算法,分别选择初始时刻倾斜角的幅值和迎角微调量作为主次制导参数,采用牛顿法迭代求解制导参数,并指出路径约束的存在更有利于算法的收敛性。文献[131]提出一种基于伪谱法的最优预测校正制导方法。文献[132]采用高斯伪谱方法研究了一种航路点间的预测校正制导方法,首先采用高斯伪谱法离线生成标准再入轨迹,并利用航路点将再入轨迹分段,然后在航路点之间实现预测校正制导。该方法的主要思想是在航路点之间进行轨迹的在线生成,其缺点在于,采用分段优化可以保证在每一段的轨迹都是最优的,但是不能保证整个轨迹是最优的(实际上整个轨迹一般不是最优的)。

通过比较可知,这两种制导方法在制导精度、鲁棒性等方面有着各自的优缺点。标准轨迹制导方法算法简单,其再入轨迹对气动热或过载等指标具有最优性,但该方法受初始误差及再入环境扰动因素的影响较大,难以满足远程精确打击的任务要求。预测校正制导方法的制导精度高,对初值误差不敏感,对再入环境干扰具有鲁棒性,但该方法比较复杂,落点精度不高,且对机载计算机的存储和运算能力要求很高。

近几年,结合两种制导方法优点的新的混合再入制导方法得到广泛关注。文献[133]研究了将标准轨道与预测落点法相结合的混合再入制导方法,即在再入过程的有限几个特征点处采用预测落点制导来消除初始误差及干扰,然后以调整后的状态

量为初始值,在线生成一条标准轨迹,再采用标准轨道制导方法完成再入制导。文献[134]提出了一种RLV混合再入制导方法,该方法首先利用轨迹的在线生成技术为预测制导算法提供初始值,以加快预测制导算法的收敛速度;然后利用轨道跟踪控制器来控制再入吸热,使再入轨迹满足再入飞行走廊约束;再采用数值预测制导算法对再入轨迹进行快速预报,得出制导指令,将RLV导向目标。

1.2 本书的任务和目标

近空间高超声速飞行器由于其自身的特殊性,使得研究者面临来自非线性控制理论分析和飞行器控制系统设计两个领域的许多新问题。本书面向高超声速飞行器这一新对象,瞄准飞行器控制设计发展的方向,从高超声速飞行器建模与分析、非线性观测器设计、复合控制和控制分配四大方面进行了较为深入的研究。

首先,根据美国NASA Langly研究中心提供的有关Winged-Cone飞行器的文献资料,建立和完善了一类近空间高超声速飞行器的六自由度非线性模型。针对高超声速飞行器飞行过程中部分作动器故障问题,提出了基于 k -滤波器的高超声速飞行器自适应反演容错控制方法。然后,研究了高超声速飞行器的迎角、侧滑角观测器(统称为迎角观测器)和控制器的设计问题,提出一种基于Lyapunov法的滑模观测器和控制器设计方法。

其次,本书建立了具有气动力/推力矢量复合控制的高超声速飞行器动力学模型,采用基于参考模型的复合控制方案,使气动力/推力矢量动态分配过程中复合执行机构等效动态特性与参考模型一致,并进行了高超声速飞行器复合控制算法三通道六自由度全弹道仿真。同时设计了基于优化方法的非线性控制分配更新律,并在设计过程中考虑了操纵面偏转角的位置约束。多执行机构高超声速飞行器的仿真结果表明,该方法能较好地跟踪期望角速度指令,并能有效处理操纵面偏转角的位置约束。

最后,研究了飞行器再入滑翔段存在航路点及禁飞区约束的制导问题和飞行器下压段针对机动目标的制导问题。应用Gauss伪谱方法研究了飞行过程中存在航路点约束的多阶段多约束轨迹优化问题;采用LQR方法实现纵向轨迹与横向轨迹的同时跟踪;并提出了一种新的飞行器侧向机动制导方案,实现了对禁飞区的侧向规避。提出了一种实时最优伪谱反馈下压段制导方法。通过连续应用伪谱反馈算法,保证了再入轨迹的连续更新,实现了对机动目标的精确打击。

第 2 章 非线性控制相关理论基础

非线性控制理论在近年来获得了很大发展,本书运用的主要非线性理论是非线性系统坐标变换、自适应反演控制和非线性观测器理论。本章主要介绍本书各章中将要用到的一些基本概念和基本原理。

2.1 非线性微分几何

考虑单输入单输出非线性系统

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})u \\ y &= h(\mathbf{x})\end{aligned}\quad (2-1)$$

其中, $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^n$ 为状态, $y \in \mathbf{R}$ 为输出, 设 $\mathbf{f}(\mathbf{x}), \mathbf{g}(\mathbf{x})$ 和 $h(\mathbf{x}) \in C^\infty$, 为光滑的映射。

2.1.1 相对阶

定义 2.1 如果系统(2-1)在 \mathbf{x}^0 点的一个有限邻域 \mathbf{V} 内满足:

- (1) 对于 $L_{\mathbf{g}}L_{\mathbf{f}}^k h(\mathbf{x}) = 0$, 在 \mathbf{x}^0 的邻域 \mathbf{V} 对于所有的 \mathbf{x} 和所有的 $k < r-1$;
- (2) $L_{\mathbf{g}}L_{\mathbf{f}}^{r-1}h(\mathbf{x}^0) \neq 0$ 。

则称系统(2-1)在 \mathbf{x}^0 点的相对阶为 r 。

假设系统在某一时间 t^0 , 状态 $\mathbf{x}(t^0) = \mathbf{x}^0$, $y(t)$ 和它的导数 $y^{(k)}(t) (k=1, 2, \dots, r)$ 在 t^0 时的值可根据下式求得

$$y(t^0) = h(\mathbf{x}^0) \quad (2-2)$$

$$\begin{aligned}y^{(1)}(t) &= \frac{\partial h}{\partial \mathbf{x}} \frac{d\mathbf{x}}{dt} = \frac{\partial h}{\partial \mathbf{x}} [\mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})u] \\ &= L_{\mathbf{f}}h(\mathbf{x}(t)) + L_{\mathbf{g}}h(\mathbf{x}(t))u(t)\end{aligned}\quad (2-3)$$

如果相对阶 r 大于 1, 则有 $L_{\mathbf{g}}h(\mathbf{x}(t)) = 0$, 因而

$$y^{(1)}(t) = L_{\mathbf{f}}h(\mathbf{x}(t)) \quad (2-4)$$

如果对 \mathbf{V} 中的某个点 $\mathbf{x} = \mathbf{x}_0$, $L_{\mathbf{g}}h(\mathbf{x}) \neq 0$, 则由于连续性, 这个关系对 \mathbf{x}_0 的邻域 \mathbf{V} 内的所有点均成立。在 \mathbf{V} 内, 当输入为

$$u = \frac{1}{L_{\mathbf{g}}h}(-L_{\mathbf{f}}h + v) \quad (2-5)$$

便产生一个输出 y 与一个新输入 v 之间的线性微分关系 $y^{(1)}(t) = v(t)$ 。

根据式(2-4), 依此类推可得

$$y^{(2)}(t) = L_{\mathbf{f}}^2h(\mathbf{x}(t)) \quad (2-6)$$

如果相对阶大于 2, 采用同样方法可得

$$\begin{cases} y^{(k)}(t) = L_f^k h(x(t)), \text{ 对于所有的 } k < r \text{ 和所有的 } t^0 \text{ 附近的 } t \\ y^{(r)}(t^0) = L_f^r h(x^0(t)) + L_g L_f^{r-1} h(x^0(t)) u(t^0) \end{cases} \quad (2-7)$$

这样, 系统的相对阶 r 为对输出连续微分, 直到控制量 $u(t)$ 出现在输出的微分表达式中。在点 $x=x_0$ 的一个有限邻域 V 内, $L_g L_f^{r-1} h(x) \neq 0$ 。

在 V 内, 将控制律

$$u = \frac{1}{L_g L_f^{r-1} h} (-L_f^r h + v) \quad (2-8)$$

应用于式(2-7), 便产生输出 y 与新输入 v 之间的线性微分关系 $y^{(r)}(t) = v(t)$ 。

2.1.2 局部坐标变换

对于系统(2-1), 设下面的坐标变换为微分同胚

$$z = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \vdots \\ z_n \end{bmatrix} = \Phi(x) = \begin{bmatrix} \phi_1(x) \\ \phi_2(x) \\ \vdots \\ \phi_n(x) \end{bmatrix} \quad (2-9)$$

如果系统(2-1)的相对阶为 r , 设坐标变换(2-9)前 r 个函数为

$$\begin{bmatrix} \phi_1(x) \\ \phi_2(x) \\ \vdots \\ \phi_r(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h(x(t)) \\ L_f h(x(t)) \\ \vdots \\ L_f^{r-1} h(x(t)) \end{bmatrix} \quad (2-10)$$

这样, 可以找到 $n-r$ 个函数 $\phi_{r+1}(x), \phi_{r+2}(x), \dots, \phi_n(x)$ 使得映射 $\Phi(x)$ 在 x^0 点有非奇异的 Jacobian 矩阵, 就可在 x^0 附近得到一个局部坐标变换。另外, 可以找到 $\phi_{r+1}(x), \phi_{r+2}(x), \dots, \phi_n(x)$ 满足

$$L_g \phi_i(x) = 0, \quad r+1 \leq i \leq n \quad (2-11)$$

这里, 所有的 x 在 x^0 附近。总之, 坐标变换函数(2-9)由下式给出:

$$\begin{aligned} \phi_i(x) &\triangleq L_f^{i-1} h(x(t)), \quad i = 1, 2, \dots, r \\ L_g \phi_j(x) &\triangleq 0, \quad j = r+1, r+2, \dots, n \end{aligned}$$

2.1.3 规范形

在新坐标 $z_i = \phi_i(x), 1 \leq i \leq n$ 中, 系统(2-1)经坐标变换(2-9)可以写为

$$\begin{cases} \frac{dz_1}{dt} = \frac{\partial \phi_1(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \frac{d\mathbf{x}}{dt} = L_f h(\mathbf{x}(t)) = \phi_2(\mathbf{x}) = z_2 \\ \vdots \\ \frac{dz_{r-1}}{dt} = \frac{\partial \phi_{r-1}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \frac{d\mathbf{x}}{dt} = L_f^{r-1} h(\mathbf{x}(t)) = \phi_r(\mathbf{x}) = z_r \\ \frac{dz_r}{dt} = L_f^r h(\mathbf{x}(t)) + L_g L_f^{r-1} h(\mathbf{x}(t)) u(t) \end{cases} \quad (2-12)$$

对于式(2-12)最后一个方程, $x(t)$ 可表示成 $z(t)$ 的函数, 即 $x(t) = \phi^{-1}(z(t))$ 。这样, 令

$$\begin{aligned} b(z) &= L_f^r h(\phi^{-1}(z(t))) \\ a(z) &= L_g L_f^{r-1} h(\phi^{-1}(z(t))) \end{aligned} \quad (2-13)$$

由于式(2-11)成立, 剩余的 $n-r$ 坐标可以按如下方式计算:

$$\frac{dz_i}{dt} = L_f \phi_i(\mathbf{x}) + L_g \phi_i(\mathbf{x}) u(t) = L_f \phi_i(\mathbf{x}) \quad (2-14)$$

设定 $q_i(z) = L_f \phi_i(\phi^{-1}(z(t)))$, $i = r+1, r+2, \dots, n$, 此方程也可以写为 $\frac{dz_i}{dt} = q_i(z)$ 。

系统(2-1)经坐标变换可以写为

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 \\ \dot{z}_2 = z_3 \\ \vdots \\ \dot{z}_{r-1} = z_r \\ \dot{z}_r = b(z) + a(z)u(t) \\ \dot{z}_{r+1} = q_{r+1}(z) \\ \vdots \\ \dot{z}_n = q_n(z) \end{cases} \quad (2-15)$$

在新坐标下的输出函数为 $y = z_1$, 则可以说式(2-15)为规范形(Normal Form)。

2.2 Lyapunov 稳定性定理

定理 2.1 设 $x=0$ 是非自治系统 $\dot{x} = f(x, t)$ 的平衡点, 存在 $D = \{x \in \mathbf{R}^n, \|x\| < r\}$ 和一个连续可微的函数 $V: D \times \mathbf{R} \rightarrow \mathbf{R}_+$, 使得对于 $\forall t \geq 0, \forall x \in D$ 满足

$$\gamma_1(\|x\|) \leq V(x, t) \leq \gamma_2(\|x\|) \quad (2-16)$$

$$\frac{\partial V}{\partial t} + \frac{\partial V}{\partial x} f(x, t) \leq -\gamma_3(\|x\|) \quad (2-17)$$

则平衡点 $x=0$ 是:

(1) 一致稳定的, 如果 γ_1, γ_2 在 $[0, r)$ 范围内属于 K 类函数, 且在 $[0, r)$ 范围内 $\gamma_3(\cdot) \geq 0$ 。