

关于近空间飞行器飞行控制系统研究设计的几个问题

A Few Questions on Flight Control System Research and Design of Near Space Vehicle

姜长生

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)



姜长生

南京航空航天大学自动化学院控制学科退休教授。退休前曾任国家教育部武器系统与应用工程学科教学指导委员会委员, 中国航空学会航空武器系统专业分会委员, 江苏省电子与信息科学教学指导委员会副主任,《电光与控制》、《航空兵器》编委, 江苏科技大学兼职教授。先后荣获江苏省优秀博士生导师和省部级科技进步三等级以上成果奖励八项, 省部级二等以上教学成果奖五项, 其中国家级二等奖一项。出版研究生教材和学术专著十二部, 发表学术论文近 350 篇。已培养出硕士生、博士生共 138 人。主要研究领域为智能飞行控制和火力控制、精确制导技术, 非线性系统的鲁棒自适应控制等。

1 概述

所谓近空间飞行器(Near Space Vehicle, NSV)是指在近地面 20 ~ 100 km 飞行的飞行器。由于该空域空气稀薄, 飞行阻力极小, 同时现有的防空武器够不着, 而和卫星相比距离地

球较近, 因此具有重大的军事价值, 受到世界各军事大国的关注和重视。2010 年 4 月 22 日晚, 美国研制的太空飞行器 X-37B 发射成功(见图 1、图 2)。

讨论了近空间飞行器飞行控制系统研究设计的几个问题。首先指出了研究近空间飞行器的国内外形势和近空间飞行器研究的重要性; 接着就近空间飞行器飞行控制的几个重要问题: 飞行运动控制的建模问题, 飞行姿态控制的鲁棒性问题, 飞行姿态与重心运动的一体化协调控制问题, 飞行与发动机的一体化协调控制问题, 飞行控制的抗干扰问题提出了相应的方法和看法; 最后就近空间飞行器飞行控制系统的设计原则提出了自己的体会和看法, 指出了用一体化协调控制的思想进行近空间飞行器飞行控制系统分析设计的重要性。

关键词: 近空间飞行器; 飞行控制系统; 非线性系统; 鲁棒性; 一体化协调控制
中图分类号: V271.9 文章编号: 1671-637X(2015)07-0001-13



图 1 X-37B 太空飞行器
Fig. 1 X-37B space vehicle



图 2 X-37B 太空飞行器发射
Fig. 2 Launching X-37B space vehicle

X-37B 长 8.8 m、翼展约 4.6 m、高 2.9 m、重 5 t, 尽管个头不如航天飞机, X-37B 却有着惊人的速度, 马赫数最高可达 25。它不但装备高速飞行用的冲压发动机, 还携带太阳能电池板, 能在距地面 203 ~ 926 km 的低轨道上运行 270 d; 美国空军 2010 年 12 月 3 日宣布, 在太空飞行了 7 个多月的 X-37B 太空飞行器(见图 3)已于当天早些时候返回地球, 并在加州的范登堡空军基地长 4600 m、宽 61 m 的跑道上安全着陆。

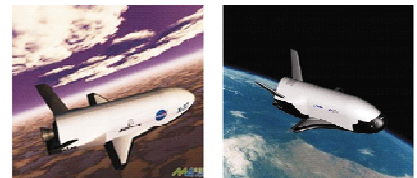


图 3 飞行中的 X-37B 太空飞行器
Fig. 3 The X-37B space vehicle in flight

截至目前, 外界只知道 X-37B 在太空期间进行了 5 次机动变轨, 至于它还执行了哪些任务则属美军最高机密; 2011 年 3 月 5 日美国东部时间下午 5 时 46 分, 美国在佛罗里达州卡

纳维拉尔角空军基地成功发射第二架由一枚“宇宙神-5”运载火箭搭载的 X-37B 轨道试验飞行器,计划飞行时间 9 个月,期满后延长 6 个月,于 2012 年 6 月 16 日成功返回地球;2012 年 12 月 11 日,卡纳维拉尔角空军站,“绝密级”X-37B 迷你航天飞机搭载“宇宙神 5”运载火箭又一次发射入轨,执行“OTV3”任务,轨道高度约 350 km,速度约 28 044 km/h,超过音速 25 倍。环绕地球超过 660 d 飞行之后,于 2014 年 10 月 14 日凌晨返回地球。这次 X-37B 的超长“出差”持续了 22 个月,22 个月的神秘太空“巡逻”期间,X-37B 神龙见首不见尾,它在执行怎样的神秘任务?作为美国空军的精良装备,X-37B 拥有怎样的神秘力量?这次神秘飞行使全世界为之震惊。作为美国四位一体(指陆、海、空、天)核打击力量的最新成员,X-37B 可携带导弹长时间停留在打击目标上空的轨道上,从而大大缩短打击时间,让敌方反导系统根本来不及反应,而且从这样的太空系统上发射导弹,敌方还无法进行预警。美国媒体称,X-37B 能对敌方卫星和其他航天器采取军事行动,包括控制、捕获甚至摧毁敌方航天器,以及对敌方进行军事侦察或核威慑等。研制这种飞行器想要达到什么目的呢?作为使用者的美国空军对此三缄其口,讳莫如深,外界甚至连靠近这种飞行器的机会都没有,因此关于其用途的猜测从来没有消散过。美国空军试图轻描淡写地宣称,X-37B 是“可靠的、能重复使用的无人太空测试飞行平台”,主要用于测试可重复使用太空飞行器技术,完成科学试验。日前,又传来 X-37B 第四次发射升空,这次发射的任务是什么?想达到什么目的?美国空军仍然讳莫如深,闭口无语。但军事专家认为它有如下所述功能^[1-9]。

1) 太空的眼睛。因为 X-37B 的飞行轨道比卫星低,利用它俯视地

球、侦察地面目标具有很大的优势,其侦测精度达到厘米级更比卫星容易得多,且比侦察机安全得多。

2) 破坏敌方卫星系统的利器。目前,卫星系统是现代化信息战争获取敌方信息、进行网络一体化指挥作战的有力武器,一旦遭到破坏,整个作战系统就会完全失效,后果相当严重。而 X-37B 可以在自己的轨道上利用自身携带的武器轻易对敌方卫星和其他航天器采取控制、捕猎和摧毁等攻击,比从地面发射导弹摧毁卫星要简单容易得多。

3) 对地攻击的杀手。X-37B 升空后,由于其马赫数可达到 25,可在 2 h 内到达全球任何目标的“上空”,在低轨道上飞行的 X-37B,地面雷达很难发现并跟踪其轨迹。它可以利用自身携带的武器,如导弹、激光发射器等先进武器特别是核武器对敌方地面目标发起攻击,其攻击的成功率相当高。由此可见,X-37B 完全有可能成为“轨道轰炸机”。

4) 空-天-海-地一体化指挥作战的控制平台。在未来空-天-海-地一体化大战中,X-37B 能在轨长期停留,能对敌方陆、海、空、天、地重要目标进行攻击,还能配备先进的指挥控制系统,可根据战时需求,随时承担起作战指挥控制任务,可作为空-天-海-地一体化指挥作战的控制平台或指挥作战的控制中心。

目前,除美国外,俄罗斯、欧盟、日本、澳大利亚、印度等国家和组织也在积极研制空间作战飞行器,他们均投入了大量的人力和物力来开展近空间飞行器的研究工作,如在超燃冲压发动机方面有着传统优势的俄罗斯陆续开展了一系列研究计划,如冷计划、鹰计划、鹰-31 计划以及彩虹-D2 计划等;法国也在 1992 年开展了国家高超声速研究与技术计划(PREPHE),之后提出了高超声速应用研究的组合吸气式发动机计划(JAPHAR)与高超声速隐身巡航导弹

计划(Promethee),并且在 2003 年启动了一项名为 LEA 的飞行试验计划;欧盟也开展了先进推进概念与技术计划(LAPCAT)来研究可持续高超声速飞行的推进系统;日本进行了 Hope-X 的轨道飞机计划,以及高速飞行验证计划(HSFD),并在 2006 年提出了具有空间进入二级入轨技术(TSTO),以及高超声速巡航飞行器的双用途高超声速吸气式飞行器发展计划;意大利开展了一项无人空间飞行器(USV)的研究计划,用于研究未来高超声速飞行器的各项技术问题;德国开展了两级水平起降的空天飞机 SANGER 计划以及尖前缘飞行试验项目(SHEFEX);澳大利亚开展了国际高超声速飞行研究与试验计划(HyFire)、高速射击飞行试验计划(HyShot),以及澳大利亚/美国高超声速联合试验计划(HyCAUSE);英国也开展了水平起落航天飞机计划(HOTOL),以及时间持久的高超声速飞行试验计划(Shyfe)。图 4 和图 5 分别给出了具有代表性的 NASA 的 X-43A 以及 X-51A 验证机型的飞行示意图。



图 4 X-43A 飞行示意图

Fig.4 The X-43A in flight

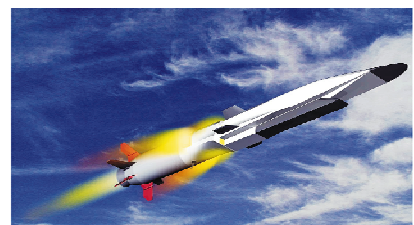


图 5 X-51A 飞行示意图

Fig.5 The X-51A in flight

中国航天专家们称,空天飞机的优势在于将航空技术和航天技术结合起来:在大气层内部,使用的是

航空技术；出了大气层使用的是航天技术。这种结合的难度是可想而知的。如果 X-37B 这种无人空天飞行器快速、大量部署的话，其军事价值难于估计，它将使美国军力难于抗衡。面对美国的这种太空核战略野心，全世界都为此绷紧了警惕的神经。中国这样的“新兴核大国”是否有能力进行相应的高技术回应是摆在我们面前的紧迫任务。

2 近空间飞行器飞行控制系统分析设计的几个问题

2.1 关于建模

近空间飞行器(NSV)能安全稳定飞行在近空间的关键技术之一是必须有一个适合自己的飞行控制系统。任何一种飞行器要想发挥其最好的飞行性能都必须有相适应的飞行控制系统，而任何一种飞行控制系统只能适应自己所控制的飞行器，就目前能够实现的技术而言，还不能有一种飞行控制系统能适应于各种飞行器，或适应于所有的飞行状态。任何一种飞行控制系统必须针对一定的飞行气动结构外形进行设计，例如导弹和飞机的飞行控制系统虽然都是飞行器的飞行控制系统，但是差别很大。也就是说飞行控制系统的研究必须针对具体的对象进行研究，即使研究一般的飞行控制系统的设计理论和方法也必须考虑可能针对的对象及其实现，完全不考虑针对的对象及其实现的要求，那样的研究是没有意义的。目前 NSV 的气动结构形状主要有 4 种：升力体外形、翼身融合体外形、对称旋成体外形和乘波体外形。X-37B 属于翼身融合体外形，或近似升力体外形，而 X-43A 和 X-51A 属于乘波体外形。不同的气动结构外形的飞行器，其飞行控制系统的设计要求是不同的。本文仅讨论升力体外形或翼身融合体外形的 NSV 飞行控制系统设计的有关问题^[10]。

首先，飞行控制系统研究的第一步就是针对具体的飞行器进行飞行运动特性的建模，即建立飞行器飞行运动模型，也就是只有研究受控对象的运动行为才能研究设计控制它的飞行控制系统。而建模的困难在于飞行运动模型中的气动力和力矩系数的计算，它们往往是多元非线性函数，在飞行器设计的初步阶段是通过计算流体力学方法(CFD)或者风洞吹风数据获得的。但对于近空间高超声速飞行器而言，要想获得近空间高超声速飞行数据在研究设计的初步阶段简直是不可能的。因此，在飞行控制系统设计的初步阶段只能通过 CFD 软件进行初步计算，以获得一个初步的近空间高超声速飞行器的运动模型，当然这个模型是近似的、粗略的、不准确的。在这个近似、粗略、不准确的模型的基础上，相对精确模型必然存在未建模特性，在飞行控制系统研究中必须给以考虑。

在初步获得近空间高超声速飞行器的运动模型中，通过研究发现近空间高超声速飞行器飞行运动模型有 4 大特点：1) 飞行运动方程具有强烈的非线性特性。不仅飞行运动方程的系数是非线性多元函数，这种非线性多元函数随飞行速度和飞行姿态呈激烈变化，而且飞行器机身、机翼在超高速飞行条件下存在着热应力非线性变形，直接导致方程本身呈激烈非线性特性，这两种强烈的非线性特性在飞行运动中十分难以把握。2) 飞行运动方程具有强烈的耦合特性。这种耦合特性有姿态运动之间的耦合，姿态与重心运动之间的耦合，姿态运动与发动机推力矢量之间的耦合，此外还有各飞行运动力和力矩系数之间的耦合，且这种耦合是强烈的。各操纵舵面的运动和操纵控制力和力矩之间也存在强烈的耦合特性。这些强烈的耦合特性导致控制系统分析设计的困难和控制指令选择的困难，任何一点小的失误就可

能导致大的灾难。3) 飞行运动特性的快时变。因为近空间高超声速飞行器运动时马赫数可达 25，在这么快的速度下，任何一个飞行状态的微小变化都会导致飞行气动力和力矩系数的大变化，飞行运动方程结构的非线性变化，会导致整个飞行运动特性的激烈变化。4) 飞行运动过程中的不确定和干扰。这种不确定和干扰在上述存在的未建模特性就是不确定中的一种，还有飞行环境中存在的无法预测的阵风，风速可达每秒数百米。另外，在低、中层近空间存在着由于太阳照射和地球运转中的能量交换而形成的重力波和行星波，这两种波，使得作用于飞行器的气动中心的位置前后、左右、上下激烈波动，其引起的作用在飞行器上的力距和耦合力距使得飞行姿态出现严重的相互耦合和不稳定。这种干扰不仅幅度大，而且随着地球的纬度和季节变化，变化的频率也是变化的。最后，还必须考虑因高超声速飞行而相对地球产生的离心力，以及附加哥氏力，也就是说，研究 NSV 的飞行运动应当在球坐标系中进行，而不能仅仅只考虑直角坐标系。因此，NSV 飞行运动模型的 4 大特点和在球坐标系中研究的复杂性是飞行控制系统分析设计必须首先研究的重要课题。

2.2 关于飞行姿态控制

在模型研究的基础上，飞行控制研究最基本的问题是什么呢？这就是必须把飞行姿态运动控制当作飞行运动控制的基础，没有这个基础便谈不上飞行控制问题的研究。保持飞行姿态在空间的稳定和优良的飞行性能是飞行控制研究的首要问题，必须首先重视和研究。考虑到 NSV 模型的 4 大特点，针对它的强非线性特性，可以用有效的控制手段进行姿态运动控制的设计。如轨迹线性化控制方法、模糊自适应预测控制方法、Terminal 滑模控制方法和神经网络控制方法等^[11-19]。

当采用滑模控制设计实际飞行控制系统时,必然要考虑抖振问题,国内外学者从不同的角度提出了许多抖振问题的解决方法^[20-23]。

1) 边界层或准滑动模态法。该方法通过将控制系统中的符号函数替换为饱和函数,即在边界层内部使用连续的控制信号,而在外部采用正常的滑模控制,从而削弱系统中的抖振。但该方法仅能保证系统轨迹收敛至以滑模面为中心的边界层内,失去了不变性,控制精度有所降低。

2) 趋近律法。该方法通过减少切换函数增益的方式来降低系统的抖振。中国高为炳院士提出了几种趋近律的设计,在尽量保证控制精度的前提下,优化不连续函数的增益以减小抖振。目前经常使用的趋近律有:指数趋近律、等速趋近律、幂次趋近律、一般趋近律以及快速终端趋近律等。但该方法只能削弱抖振,不能完全消除抖振。

3) 高阶滑模方法。该方法通过在滑模控制量中包含符号函数积分的方式实现控制器的连续。但高阶滑模控制方法需要知道滑模变量的高阶导数信息,控制器稳定性分析方法也较为复杂。LEVANT A 提出的超螺旋方法被认为是一种较好的高阶滑模控制算法。该方法在设计二阶滑模控制器的过程中,无需使用滑模面的一阶微分信息,只需使用其符号,就可以设计能够保证系统状态有限时间收敛的无抖振滑模控制器,已经得到了一定的应用。但该方法所需的信息较多,保守性较大,且难以推广到高阶系统。

4) 与智能算法相结合的方法。通过引入模糊逻辑、神经网络、遗传算法等智能控制策略构成混合变结构控制系统,并利用智能算法来逼近滑模控制的非线性部分,或者直接用智能算法实现滑模控制,都能获得很好的抖振抑制效果。但其设计较为复杂,且抖振抑制效果依赖于混合变

结构控制系统中智能控制策略。

除此以外,还有很多其他的滑模去抖振方法,如双滑模控制方法、滑动区域法、滤波方法、动态滑模方法、干扰观测器方法等。尽管国内外学者提出了众多去抖振方法和思路,但是这些方法还不能完全解决实际工程中滑模的抖振问题。本文介绍一种新型单向滑模控制的理论和方法,即单向滑模控制方法。

2.2.1 传统的滑模控制

当系统状态进入切换面(滑模面)时,可以看作同时受到控制器所给予的两个大小相等方向相反的力的作用,如图6所示。这两个力使得系统状态停留在切换面上,并且当切换面本身具有趋向于原点的性质时,系统状态能够沿着切换面最终趋向原点。

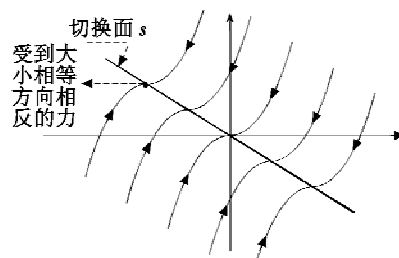


图6 传统滑模控制的趋近示意图

Fig.6 The approach graph of traditional sliding mode control

然而,在实际工程应用中,由于系统惯性、控制时滞和未建模动态等原因,系统状态会在切换面上来回穿越、产生震荡。因此,在切换面上来回穿越最终趋向原点的滑模控制也可以称为双向滑模控制,而这种高频震荡被称为滑模控制中的“抖振现象”。由于抖振现象使得滑模控制的性能和鲁棒性变差,工程上也难以应用。为此,许多学者深入研究了高阶滑模、边界层滑模、全程滑模和终端滑模等控制方法,尽可能地减少滑模震荡的影响。但是,这些滑模控制方法总不能完全解决问题,这就使得人们努力寻找更好的方法。傅健博士研究提出了一种单向滑模(UAS-SMC)

控制方法。所谓单向滑模(UAS-SMC)方法是形成2个切换面和4个单向辅助滑模面,在它们的共同作用下,状态直接趋向于原点,满足一定条件下,不会在切换面上产生高频震荡。这就是单向滑模控制,见图7。

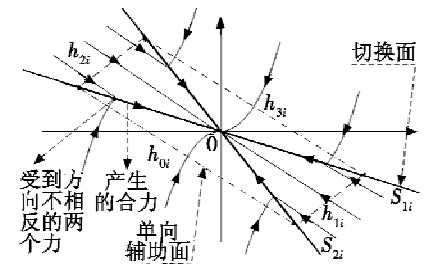


图7 单向滑模控制的趋近示意图

Fig.7 The approach graphic of unidirectional sliding mode control

2.2.2 单向滑模控制的控制理论和方法

考虑如图7所示的趋近平衡点的滑模示意图,它由2个切换面 S_{1i} , S_{2i} 和4个单向辅助滑模面 h_{0i} , h_{1i} , h_{2i} , h_{3i} 构成。其中,单向辅助滑模面 h_{0i} , h_{1i} , h_{2i} , h_{3i} 所围成的凸集可以证明为正不变集。这意味着,如果系统初始状态在这个凸集外部,则在趋近过程中,系统状态总能够进入凸集内部,并且不会再超出这个区域。如图7所示,当系统状态在切换面上运动时,可以看作同时受到2个存在一定夹角的力作用。换句话说,这2个力之间可以存在着一个趋向于原点的合力。因此,在单向滑模方法中凸集内部的系统状态可以在2个切换面和4个单向辅助滑模面共同作用下,直接趋向于原点,满足一定条件下,不会在切换面上产生高频震荡。这也是本文所提出的方法被称为“单向”滑模控制方法的原因之一(单向滑模控制方法的设计理论与方法步骤见文献[23])。

在单向滑模控制的创新研究中,将这种方法与 Terminal 滑模控制方法相结合,提出了一种新的基于 Terminal 单向滑模的新的控制方法(UAS-TSMC),并将其应用到近空间

飞行器姿态鲁棒控制中,取得了快速鲁棒控制和强鲁棒稳定性的效果。基于 Terminal 单向滑模的 NSV 姿态鲁棒控制系统结构如图 8 所示。

基于 UAS-TSMC 的 NSV 的姿态控制系统仿真结果及分析如下所述。

现在验证在高超声速飞行状态下 NSV 姿态运动控制的性能。仿真的初始条件为:飞行器质量 M 恒定为 136820 kg;初始速度 $V(0) = 3000$ m/s;初始位置为 $X(0) = 1000$ m, $Y(0) = 1000$ m,初始高度 $Z(0) = -30$ km。不妨设初始姿态角为 $\alpha(0) = 1.0^\circ, \beta(0) = 0^\circ, \mu(0) = 0^\circ$;初始角速率为 $p(0) = 0$ ($^\circ$)/s, $q(0) = -3$ ($^\circ$)/s, $r(0) = 0$ ($^\circ$)/s。为了保证 NSV 的姿态稳定,将姿态角指令信号设为 $\alpha_c = 4^\circ, \beta_c = 0^\circ, \mu_c = -2^\circ$ 。将发动机作为开环控制量,推力设为 $T_x = 208.41$ kN,且不采用推力矢量控制,即 $T_y = 0, T_z = 0, \delta_x = 0, \delta_y = 0, \delta_z = 0$ 。

为验证控制方法的鲁棒性,在 NSV 的气动和力矩系数中加入 $\sin(\pi t) \cdot 20\%$ 的时变不确定。为验证控制系统的阻尼性能,在加入不确定的基础上,同时在 NSV 的角速率回路中引入正弦变化干扰力矩

$$D_{j_2} = (\Delta l_A, \Delta m_A, \Delta n_A)^T \quad (1)$$

式中: $\Delta l_A = 2 \times 10^5 (\sin \pi t)$ N · m; $\Delta m_A = 2 \times 10^6 (\sin \pi t)$ N · m; $\Delta n_A = 2 \times 10^6 (\sin \pi t)$ N · m。则基于单 UAS-SMC 和 UAS-TSMC 的 NSV 响应曲线如图 9 所示。

图 9 给出了基于 UAS-TSMC 姿态鲁棒控制系统的 NSV 姿态运动以及控制输入的响应曲线。本文提出使用非线性切换面的 UAS-TSMC 方法设计控制器,该方法能够在确保鲁棒性的前提下,通过强化系统的收敛速度从而解决 NSV 快时变短周期运动阻尼不足的问题。本文通过将 Terminal 吸引子引入方法设计过程中,加快了系统状态在切换面上的收敛速度,从而增强了姿态运动

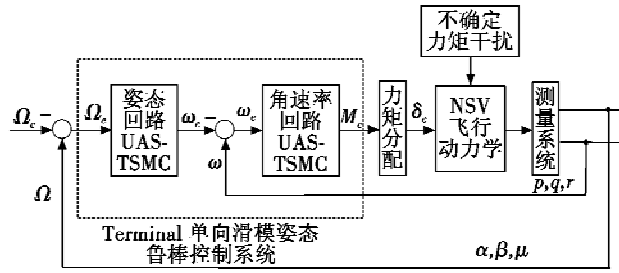


图 8 Terminal 单向滑模姿态鲁棒控制系统方块图

Fig. 8 The system block diagram of Terminal unidirectional sliding mode

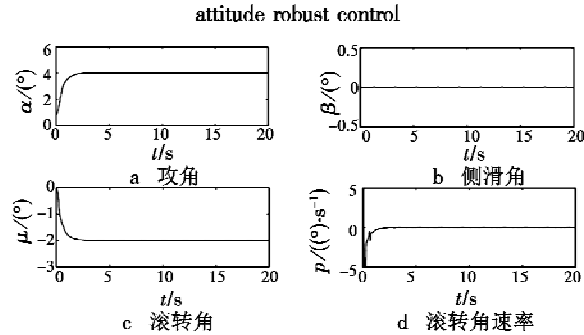


图 9 基于 UAS-TSMC 姿态鲁棒控制系统的控制输入信号

Fig. 9 The control input signal of attitude robust control system based on UAS-TSMC

的阻尼并消除了滑模的抖振。

2.3 关于抗干扰问题的研究

NSV 飞行运动控制的抗干扰问题的研究是十分重要的课题,将前面建模研究中已经指出的不确定和各种干扰统归结为复合干扰,研究抗干扰的方法。抗干扰的方法很多,基于模糊干扰观测器的飞行姿态抗干扰自适应动态滑模控制方法是其中有效的一种^[24-36]。

在近空间中,风切变率非常大,飞行器在近空间内遭遇超过 80 m/s 阵风的概率超过 50%,而遭遇的阵风极值可达 130 m/s。外界的影响作用在 NSV 上形成干扰力矩,通过系统耦合影响飞行器飞行状态甚至安全。因此 NSV 控制系统设计应当实时地、有针对性地、精确地抵消和补偿内部不确定性和外界干扰对飞行器造成的影响,保证飞行状态的稳定。将干扰观测器用于在线逼近复合干扰,根据观测器实时输出来设计控制器中复合干扰的抵消项,可以得到高精度的控制效果和较强

的鲁棒性。

针对以上问题采用动态滑模设计 NSV 快慢回路控制器,其中,快回路采用一阶动态滑模,而慢回路采用二阶动态滑模,该方案不仅可避免引起快回路控制器奇异,而且可以保证快慢回路控制器均去除了抖振。分别采用非线性干扰观测器和模糊干扰观测器估计未知复合干扰,采用自适应律获取干扰观测器估计误差上界,并设计控制器中的鲁棒项,提高姿态控制鲁棒性能。系统的结构如图 10 所示。

为了说明模糊干扰观测器的设计,以快回路为例加以说明。基于模糊干扰观测器的 NSV 自适应动态滑模控制方案结构如图 10 所示。图 10 中,慢回路二阶动态滑模控制器在保证慢回路跟踪误差 e_o 收敛于原点的同时,去除慢回路不连续函数引起的抖振,并使得向快回路的输出 ω_c 光滑;快回路一阶动态滑模保证快回路状态跟踪上期望值 ω_c 并去除快回路滑模控制器抖振;慢回路自适应律在

线估计慢回路不确定上界,模糊干扰观测器在线估计快回路不确定和外干扰构成的复合干扰,其估计误差上界由快回路自适应律在线估计获得;高阶滑模微分器向快慢回路提供动态滑模控制器中所需的微分信号,它们共同作用消除干扰和不确定影响,使NSV的飞行控制具有较强的鲁棒自适应能力。

仿真验证过程如下。假设NSV受到强烈阵风干扰,且外扰动全部以力矩的形式作用于快回路,其数值为 $d_f(t) = 10^6 \sin(\pi t) (0.2 \ 1 \ 1)^T \text{ N} \cdot \text{m}$ 。参数不确定为-20%。在大干扰影响下,采用基于模糊干扰观测器(FDO)的自适应动态滑模控制器用于NSV姿态控制,以验证本文提出方案的有效性。采用基于模糊干扰观测器设计的NSV快回路自适应一阶动态滑模控制器。设计参数取为 $a_i = b_i = c_i = \lambda_{x,1} = \lambda_{x,2} = \text{diag}(6, 3, 1)$; $a_f = \lambda_{f,1} = \text{diag}(1, 1, 1)$; $\lambda_{f,2} = \text{diag}(1, 1, 0.5)$; $k_{E_f} = k_{E_{\text{def}}} = k_{E_{\text{df}}} = 0.1$ 。模糊干扰观测器采用125条模糊规则。隶属度函数中心分别取为-0.8, -0.2, 0, 0.2, 0.8, 宽度均取为1。HOSMD的参数均取为200。其他飞行器参数同上,初始条件为: $\omega(0) = (0 \text{ (}^\circ\text{/s, } 0 \text{ (}^\circ\text{/s, } 0 \text{ (}^\circ\text{/s)}^T, \Omega(0) = (0^\circ, 0^\circ, 0^\circ)^T, V(0) = 2312 \text{ m/s, } H(0) = 33.5 \text{ km, } M_N = 136820 \text{ kg, } \Omega_c = (5^\circ, 0^\circ, 0^\circ)^T$,为姿态角的期望值。假设NSV受到强烈阵风干扰,且外扰动全部以力矩的形式作用于快回路,其数值为 $d_f(t) = 10^6 \sin(\pi t) (0.2 \ 1 \ 1)^T \text{ N} \cdot \text{m}$ 。仿真结果如图11所示。

从图11中可以看出,NSV在大扰动下,复合干扰补偿项设计的优劣直接影响控制品质的好坏。FDO能快速实时地在线补偿复合干扰,大大提高了控制器的控制精度,NSV即使在大扰动影响下,仍体现出良好的鲁棒性能,通过动态滑模的积分环节,滑模抖振去除的效果比较理想。这表明大扰动情况下,主动

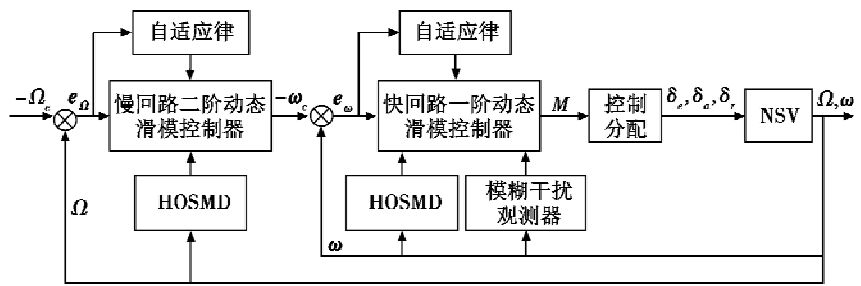


图10 基于模糊干扰观测器的NSV自适应动态滑模控制方块图

Fig. 10 The self-adaptive dynamic state SMC block diagram of

NSV based on fuzzy disturbance observer

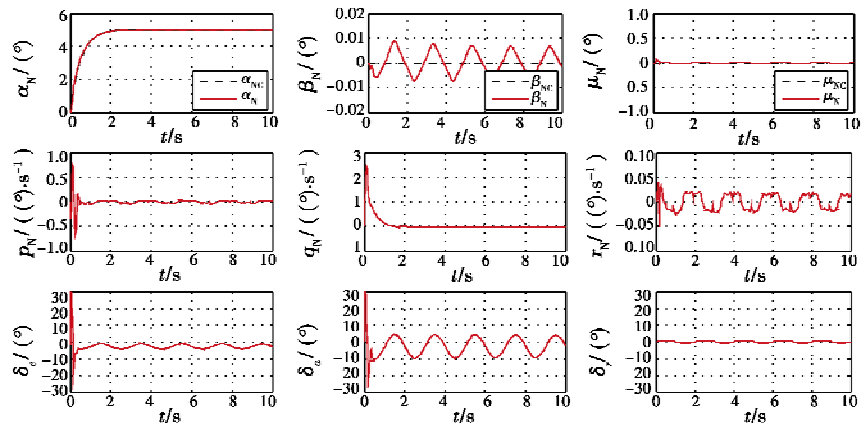


图11 基于FDO的NSV自适应动态滑模控制仿真曲线图

Fig. 11 The self-adaptive dynamic SMC simulation graphs of NSV based on FDO

有效地补偿复合干扰是保证系统强鲁棒控制效果的一种有效方法。

2.4 关于飞行姿态运动与重心运动的一体化协调控制问题

一体化协调控制就是从飞行器运动的整体考虑,利用它的耦合特性有利的一面,协调消除它的不利的一面,达到飞行器整体的协调运动。例如飞行速度增加时,导致升力增加,而增加的升力将迫使机头下俯(对静稳定设计),如果要保持姿态角稳定,这时可操纵平尾舵面使之产生平衡升力的抬头力矩达到平衡;如果要保持飞行高度稳定,这时可操纵平尾舵面迫使机头进一步下俯,保持攻角减小,使升力不增加,从而保持高度稳定。这种一体化协调控制是将飞行姿态运动与重心运动看作一个整体进行协调控制的^[24-38]。

这种协调控制,根据时标分离的思想,将控制系统划分为高度回路、速度回路、姿态回路以及角速率回路

4个部分,通过虚拟控制量将其中非仿射非线性模型转化为仿射非线性形式,并利用UAS-SMC和UAS-TSMC控制方法由内而外对这4个回路分别设计控制器,从而在确保NSV姿态运动稳定的前提下,达到跟踪飞行高度和飞行速度的目的。纵向姿态/轨迹协调控制系统结构见图12。

考虑复合干扰条件下NSV纵向姿态/轨迹协调控制仿真结果如下。

仿真的飞行初始条件:质量 M 恒定为136820 kg;初始速度 $V(0) = 3000 \text{ m/s}$;初始位置为 $X(0) = 1000 \text{ m, } Y(0) = 1000 \text{ m}$,初始高度 $Z(0) = -30 \text{ km}$,初始航迹倾斜角 $\gamma(0) = 0^\circ$;初始姿态角为 $\alpha(0) = 1.0^\circ, \beta(0) = 0^\circ, \mu(0) = 0^\circ$;初始角速率为 $p(0) = 0 \text{ (}^\circ\text{/s, } q(0) = -3 \text{ (}^\circ\text{/s, } r(0) = 0 \text{ (}^\circ\text{/s}$;目标速度和目标高度指令信号分别为 $V_c = 3050 \text{ m/s, } Z_c = -30.5 \text{ km}$ 。在NSV的姿态和角速率回路中同时加入复合干扰,其中角速率回路

干扰力矩为

$$D_{f_2} = (\Delta l_A \quad \Delta m_A \quad \Delta n_A)^T \quad (2)$$

式中： $\Delta l_A = 2 \times 10^5 (\sin \pi t) \text{ N} \cdot \text{m}$ ； $\Delta m_A = 2 \times 10^6 (\sin \pi t) \text{ N} \cdot \text{m}$ ； $\Delta n_A = 2 \times 10^6 (\sin \pi t) \text{ N} \cdot \text{m}$ 。姿态回路角速率干扰为

$$D_{\omega} = (D_{\omega_2} \quad D_{\beta_2} \quad D_{\mu_2})^T \quad (3)$$

式中： $D_{\omega_2} = 0.29 \cdot \sin(2t) (\text{°})/\text{s}$ ； $D_{\beta_2} = 0.29 \cdot \sin(2t) (\text{°})/\text{s}$ ； $D_{\mu_2} = 0.29 \cdot \sin(t) (\text{°})/\text{s}$ ，且气动和力矩系数中时变系数为 $1.1 - 0.1\sin(0.1t + 1)$ 和 $0.9 - 0.1\sin(0.5t + 0.7)$ 。

图 13、图 14 中给出了存在复合干扰情况下纵向姿态/轨迹协调鲁棒控制系统的控制效果。从图中可看出，纵向姿态/轨迹协调控制系统能够很好地跟踪高度和速度指令信号。

2.5 关于基于 UAS-SMC 的 NSV 协调转弯鲁棒飞行控制

为了实现 NSV 所希望的飞行作战轨迹，利用协调转弯机动控制是最好的实现手段，这也是在机动转弯条件下的飞行姿态运动与重心运动的一体化协调控制问题。协调转弯机动控制，就是要在转弯过程中既能保证高度、速度以及偏航指令的稳定跟踪，同时又能确保侧滑角为零，这就使得姿态运动之间，姿态与重心运动之间耦合的有利作用得到发挥，而不利影响降低到最低。例如左转弯飞行，首先操纵飞行器左倾斜，使升力产生左边的分量，从而迫使飞行速度向量左转，然后同时向左打方向舵和向上打升降舵，分别迫使机头左转，跟随速度向量偏转而不产生侧滑；同时迫使机头上扬，增加攻角从而增加升力，补偿飞行器左倾造成升力在垂直方向减少，使得飞行器不掉高度。这种转弯的协调控制充分地利用了耦合作用有利的一面，而避免了耦合作用不利的一面，达到了协调控制的完美组合。必须指出，这种协调控制是在不增加任何新的控制舵面和设备的条件下达到的^[24-38]。协调转弯控制系统结构如图 15 所示。

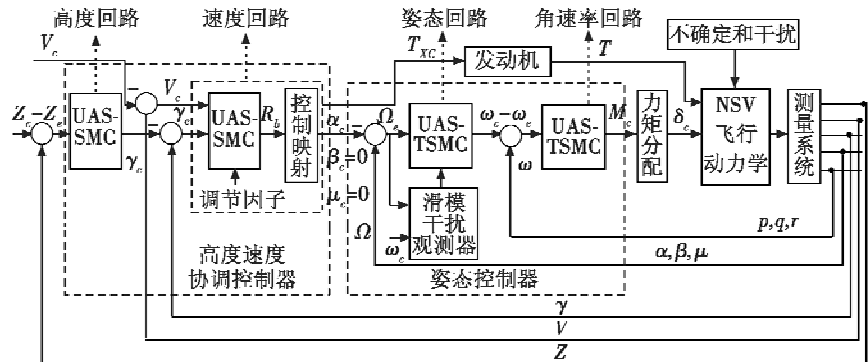


图 12 纵向姿态/轨迹协调控制系统方块图

Fig. 12 The block diagram of lengthways attitude/trajectory coordinate control system

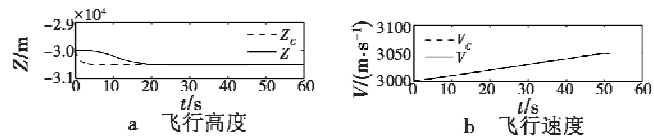


图 13 复合干扰下 NSV 纵向协调轨迹运动

Fig. 13 The lengthway coordinate trajectory motion of NSV under composite disturbance

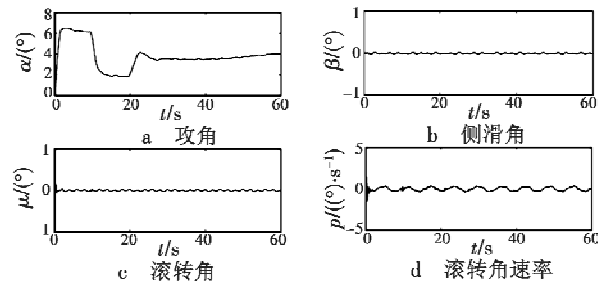
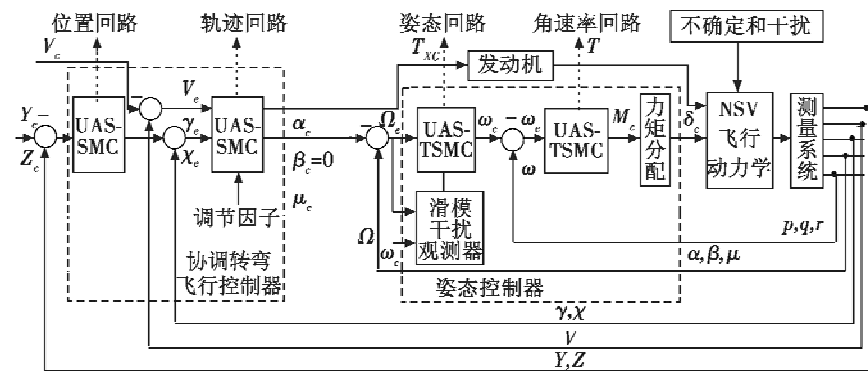


图 14 复合干扰下 NSV 纵向协调姿态运动

Fig. 14 The lengthway coordinate motion of NSV under composite disturbance



协调转弯控制系统方块图

Fig. 15 The block diagram of coordinated turn control system

在 NSV 协调转弯控制仿真分析中，采用如下飞行初始条件：质量 M 恒定为 136820 kg ；初始速度 $V(0) = 3000 \text{ m/s}$ ；初始位置为 $X(0) = 1000 \text{ m}$ ， $Y(0) = 1000 \text{ m}$ ，初始高度 $Z(0) = -30 \text{ km}$ ，初始航迹倾斜角 $\gamma(0) = 0^\circ$ ；初始姿态角为 $\alpha(0) = 1.0^\circ$ ， $\beta(0) = 0^\circ$ ， $\mu(0) = 0^\circ$ ；初始角速率为 $p(0) = 0$ $(\text{°})/\text{s}$ ， $q(0) = -3$ $(\text{°})/\text{s}$ ， $r(0) = 0$ $(\text{°})/\text{s}$ ；速度、高度以及偏航指令信号分别为 $V_c = 3050 \text{ m/s}$ ， $Z_c = -30.5 \text{ km}$ ， $Y_c = 4000 \text{ m}$ 。考虑到 NSV 高超声速阶段飞行品质的要求，设计滤波器对于指令信号进行处理，并对航迹倾斜角指令信号和航迹方位角指令信号的导数限幅处理，其中，滤波器的时

间常数设为2.5, γ_c 导数和 χ_c 导数的幅值限制在 ± 0.05 ($^\circ$)/s 以内。

为了验证控制系统的鲁棒性能,在 NSV 的姿态和角速率回路中同时加入外干扰,其中角速率回路存在正弦变化干扰力矩

$$D_{f_2} = (\Delta l_A \quad \Delta m_A \quad \Delta n_A)^T \quad (4)$$

式中: $\Delta l_A = 2 \times 10^5 (\sin \pi t) \text{ N} \cdot \text{m}$; $\Delta m_A = 2 \times 10^6 (\sin \pi t) \text{ N} \cdot \text{m}$; $\Delta n_A = 2 \times 10^6 (\sin \pi t) \text{ N} \cdot \text{m}$ 。而姿态回路同样存在正弦变化的外干扰力矩

$$D_{f_3} = (D_{\alpha_2} \quad D_{\beta_2} \quad D_{\mu_2})^T \quad (5)$$

式中: $D_{\alpha_2} = 0.29 \sin(2t) (\text{ }^\circ)/\text{s}$; $D_{\beta_2} = 0.29 \sin(2t) (\text{ }^\circ)/\text{s}$; $D_{\mu_2} = 0.29 \sin(t) (\text{ }^\circ)/\text{s}$ 。此外,假定此时 NSV 中存在 20% 的时变不确定,即将气动和力矩系数中的时变系数设为 $1.1 - 0.1 \cdot \sin(0.1t + 1)$ 和 $0.9 - 0.1 \sin(0.5t + 0.7)$ 。其中,干扰观测器参数和轨迹回路调节因子取为: $\xi_s = \text{diag}(0.2, 0.2, 0.2)$, $\lambda_s = \text{diag}(2, 2, 1)$, $\rho_s = 1$, $\rho_x = 9/7$, $\rho_y = 9/7$ 。基于 UAS-SMC 的协调转弯控制系统的响应曲线如图 16 ~ 图 18 所示。

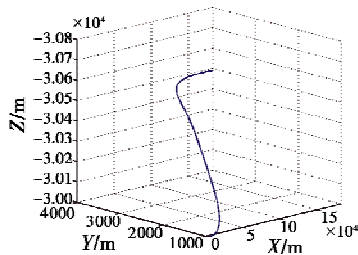


图 16 复合干扰下 UAS-SMC 协调转弯控制系统的重心运动三维曲线
Fig. 16 3D figure of center motion of gravity based UAS-SMC coordinated turn control system under composite disturbance

从图中可以看出, UAS-SMC 方法能够很好地对指令信号 $V_c = 3050 \text{ m/s}$, $Z_c = -30.5 \text{ km}$, $Y_c = 4000 \text{ m}$ 进行跟踪,并且姿态角与控制舵面的变化都位于可接受范围之内。UAS-SMC 协调转弯控制系统的迎角 α 和滚转角 μ 变化更为平缓,并且侧滑角在整个协调转弯过程中变化很小,几乎可以忽略。由此可知,基于

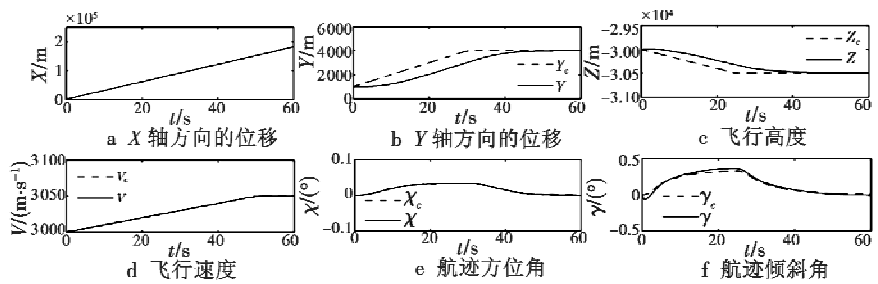


图 17 复合干扰下 UAS-SMC 协调转弯控制系统轨迹响应
Fig. 17 The trajectory response based UAS-SMC coordinated turn control system under composite disturbance

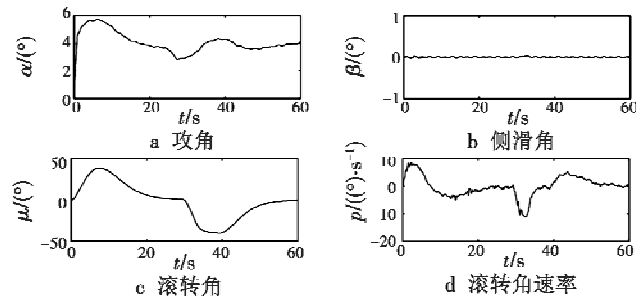


图 18 复合干扰下 UAS-SMC 协调转弯控制系统姿态响应
Fig. 18 The attitude response based UAS-SMC coordinated turn control system under composite disturbance

UAS-SMC 方法所设计的协调转弯控制系统能够满足协调转弯的控制要求。此外,注意到当 NSV 中存在外干扰和不确定时,系统依然能够稳定控制,所以 UAS-SMC 协调转弯控制系统具有良好的鲁棒性能。

2.6 关于飞行/推力一体化协调控制

任何先进飞行器的发展都是和发动机的进步密切相关的,这是航空航天发展史上不争的事实。近空间高超声速飞行器必须使用超燃冲压发动机,而这种发动机又必须与控制密不可分。美国空军于 1995 年启动高超声速技术(TyTech)计划,该计划期限为 9 年,投资 1.3 亿美元,旨在开发马赫数为 4 ~ 8 的碳氢燃料超燃冲压发动机技术。美国已在风洞中多次进行了碳氢燃料超燃冲压发动机研究试验,成功实现了碳氢燃料双模态冲压发动机地面面试车及从亚燃到超燃的双模态转换。

最具历史意义的是 2004 年 3 月 27 日美国的 X-43A 高声速试验飞

机在 30 km 高空、马赫数为 7 的条件下,启动超燃冲压发动机,工作时间达 10 s,飞行试验取得成功。该样机采用超燃冲压发动机与飞行器一体化设计技术,采用升力体外形,接近实用飞行器水平,此次飞行试验举世瞩目。至于 X-37B 使用什么样的发动机,美国则秘而不宣。

应当说飞行姿态、飞行速度和超燃冲压发动机的燃料流、推力以及推力力矩等存在复杂的耦合关系,特别是姿态角的变化不能突变,因为这会导致超燃冲压发动机火焰燃烧的稳定性受到破坏而熄火,从而出飞行事故。因此飞行姿态、飞行速度和燃料流、推力以及推力力矩之间的协调控制是必不可少的。由于飞行运动和超燃冲压发动机之间的耦合关系的复杂性和多样性,本文只讨论其中的一种协调控制问题^[24-38]。

一种利用滑动模广义预测控制方法,研究纵向运动飞行/推进协调控制系统的结构见图 19。它的任务就是根据一定的控制方法设计机体

和发动机的综合控制律 u_c 以使得系统输出 y_i 能渐近跟踪指令信号 y_c 。

图 19 中, $y_e = y_c - y_i$ 为系统的跟踪误差。采用协调控制方案来设计用以完成 NSV 速度跟踪和高度跟踪的纵向运动控制器, 将飞行器运动状态和推进系统性能综合考虑, 有效地处理 NSV 飞行运动与超燃冲压发动机之间的耦合影响, 提高推进系统的性能和飞行器的机动巡航能力。

仿真飞行的初始条件为: 初始巡航速度 $V(0) = 2100 \text{ m/s}$; 初始巡航高度 $h(0) = 27 \text{ km}$; 初始姿态角为攻角 $\alpha(0) = 2.0^\circ$, 侧滑角 $\beta(0) = 0^\circ$, 航迹滚转角 $\mu(0) = 0^\circ$; 沿机体坐标轴角速度分量的初值分别为 $0^\circ/\text{s}$ 。

仿真考虑加速爬升的任务要求, 设加速爬升后的巡航指令为 $V_c = 2350 \text{ m/s}$, $h_c = 28 \text{ km}$ 。考虑到飞行品质, 在两个通道分别设计一阶指令滤波器, 时间常数均设为 $T_f = 2.5$ 。针对系统设计的滑动模广义预测控制器, 根据控制系统结构搭建仿真平台, 预测时域设为 $T_{sp} = 0.75 \text{ s}$ 。图 20 中给出了纵向运动协调控制系统的输出响应、攻角状态和相应的控制输入曲线。

为了验证滑动模广义预测控制的鲁棒性, 在此仿真的基础上, 将 NSV 气动力系数设有 50% 的不确定, 并在俯仰通道施加干扰力矩 $d = 4.0 \times 10^6 \sin(t) \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

由图 20 可以看出, 此方法对飞行器的高度和速度有很好的跟踪性能, 状态变化的物理关系清晰, 满足爬升后巡航的任务要求。为了使飞行速度增加, 首先增大发动机推力, 同时通过左右升降副翼的联动偏转来增大攻角, 以获得更大的升力从而改变速度轴方向, 进而使飞行器向上爬升, 当达到既定速度和高度时, 推力随之减小, 同时通过舵面控制使得攻角减小, 并逐渐稳定在这种飞行状态。而且由侧滑角和航迹滚转角的变化曲线的量级可以看出, 横侧向姿

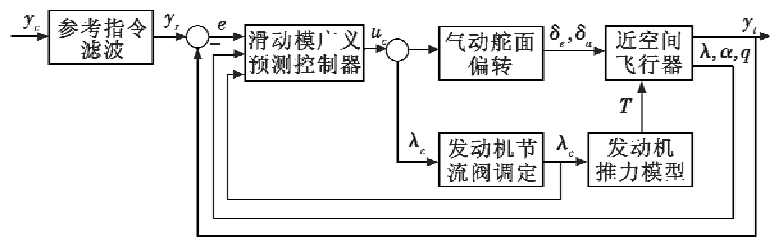


图 19 纵向运动飞行/推进协调控制系统

Fig. 19 The lengthway motion flight/thrust coordinated control system

态几乎没有发生变化, 进一步验证了纵向运动协调控制的有效性。

同时, 据图 20 可知, 由于综合了发动机推力和气动舵面来进行控制律的设计, 在推力的控制影响下避免了舵面产生较大幅度的偏转, 大大减小了气动舵面的控制负担, 从而达到了协调控制的目的。

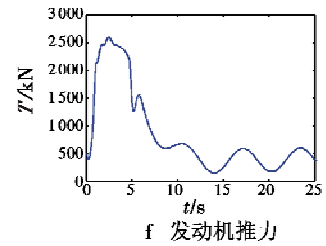
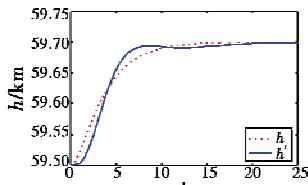
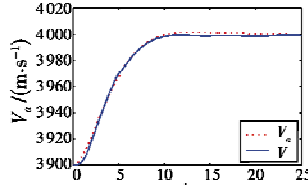


图 20 基于 SGPC 的 NSV 飞行/推进协调控制响应曲线

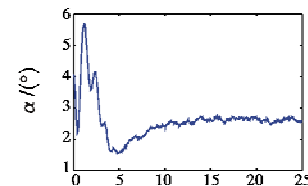
Fig. 20 The response of NSV flight/thrust coordinated control system based on SGPC



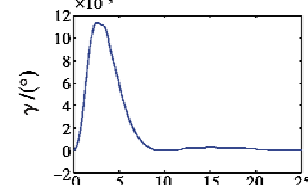
a 飞行高度



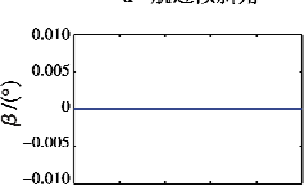
b 对空速度



c 攻角



d 航迹倾斜角



e 侧滑角

前面讨论的飞行器控制问题中, 都会涉及到控制分配问题。该问题的提出是因为现代飞行器飞行空域广, 飞行速度变化范围大, 飞行性能要求高, 因而控制的复杂性增加, 使得操纵面大为增加。从三代半歼击机开始, 就增加了鸭翼、推力矢量、襟翼等操纵面。操纵面增加的好处是: 1) 减少对关键操纵面的依赖, 提高气动余度, 增加系统安全可靠; 2) 提高飞行器的可控性, 改善飞行器的控制性能; 3) 可以实现多目标, 优化性能的协调控制, 增强系统发生故障时的重构能力和安全性, 也可以增强抗操纵面饱和而带来的风险的能力。这就使得为了达到某种控制目的, 往往有不止一个操纵面可以执行该控制任务; 同时, 有些控制任务往往还需要多操纵面协调控制才能实现; 有时为了提高隐身能力, 降低雷达反射面, 有的舵面特意不用。这就带来了控制任务下操纵面的选择问题, 也就是控制分配问题。

控制分配首先要解决的是操纵

舵面的选择问题,为了快速有效地完成控制任务,必须首先进行控制指令的分析,通过分析选择可能的控制舵面,再分配各控制舵面的控制量进行飞行器的控制,最终完成控制任务。控制指令分析中,考虑执行这个指令所有可能的操纵舵面,在考虑可能的操纵舵面时,必须面对操纵舵面的饱和和受限、操纵舵面的效能、操纵舵面的非线性和操纵舵面系统的动态响应等诸方面的因素,同时针对具体的飞行器的运动状态、飞行高度和速度,统一考虑舵面效率、控制能量的消耗、舵面运动耦合的不利影响、控制的快速性、精确性和鲁棒性以及隐身等方面的要求,建立符合这些要求的性能指标。根据所建立的性能指标,选择快速优化算法,通过快速优化算法给出所选择的操纵舵面和舵面控制量的大小,这就是控制分配。本文只是简单说明一下控制分配的概念,而实际上它涉及的科学问题是很复杂的,不是本文叙述的那么简单。

3 近空间飞行器飞行控制系统分析设计的一体化协调控制问题

研究 NSV 飞行控制问题不可避免的是,必须研究飞行控制中的耦合问题。而飞行运动中的耦合问题是复杂的,是牵一发而动全身的问题。例如前面讨论的 NSV 前飞过程中飞行姿态运动与飞行器重心运动之间的耦合,NSV 协调转弯中飞行姿态运动与飞行器重心运动之间的耦合,飞行姿态运动与发动机推力之间的耦合,这种耦合还有很多。另一方面,为了飞行作战性能的需要,还必须考虑一些人为需要的耦合,如导航和飞行控制的结合(耦合),制导/飞行的耦合,火力/飞行/推力控制之间的耦合等。NSV 的这些耦合的控制问题,包括人为需要的耦合控制问题用一体化协调控制方法去进行控制是一

个很好的选择。这些一体化协调控制问题概括有如下几种:1) NSV 结构/气动/飞行一体化协调控制问题;2) NSV 飞行姿态/飞行器重心运动一体化协调控制问题;3) NSV 飞行/推力一体化协调控制问题;4) NSV 制导/飞行的一体化协调控制问题;5) NSV 火力/飞行/推力综合系统的一体化协调控制问题;6) NSV 因气动热应力结构变化的飞行/结构振动一体化协调控制问题;7) NSV 飞行状态/飞行参数交叉耦合的非线性一体化协调控制问题;8) NSV 多约束条件下,混合异类操纵机构的一体化协调控制问题;9) NSV 复合干扰和约束条件影响下的抗干扰/飞行一体化协调控制问题。本文列举了 NSV 运动控制中的几种主要协调控制问题,还可能有一些其他一些协调控制问题,这里不一一列出了。在这些协调控制问题中,必然存在耦合控制问题,如何解决呢?有人提出用解耦控制方法去解决,并且研究了可解耦的条件,在满足解耦条件下,给出解耦控制方法,并设计出解耦控制函数。这虽然看起来是个好方法,但是不要忘记我们研究的是 NSV 的飞行控制问题,任何飞行器的飞行控制设计(也包括所有上天的产品)必须以最小的体积和重量提供给飞行器的总体设计,虽然解耦设计带来了飞行性能的改善,但增加了操纵面和控制设备,即增加了飞行器的体积和重量,从而降低了飞行器的有效载荷,也影响整体飞行性能的改善。两者相比,解耦控制不一定是好方法,总体设计可能不接受。但是,如果在不增加操纵面和控制设备的条件下,能够用解耦控制方法实现系统的解耦控制,那当然好,可是这一点往往难以做到。这里又一次证明,控制科学作为一门技术科学,能发挥实际应用才是它发展的生命力,任何离开实现的控制理论,再好也没有用。

如果不用解耦控制设计,用什

么方法好呢?我们认为,一体化协调控制是可以选择的好方法。这种方法的最大的特点就是利用现有的操纵舵面和相应的控制设备进行一体化协调控制,也就是从整体上考虑飞行运动的特性,利用耦合特性中有利的一面进行控制,尽可能避免其不利的一面进行飞行状态的协调运动控制,从而达到控制的目的。由此讨论,总结出 NSV 飞行控制系统设计可以考虑的如下设计原则,这个原则概括为一句话,即“一个基础,一个中心和一个实现手段。”也就是:

1) 飞行器的飞行姿态运动控制是整个飞行控制的基础,只有将飞行姿态稳定在可控制的范围内,才能实现整个飞行控制的目的,否则便谈不上飞行控制问题。

2) 为了达到飞行作战目的,必须将飞行器控制到有效的作战空域,也就是飞行器的重心运动是飞行控制的中心,是飞行控制的目的,是最终的控制要求,一切控制操纵都是为着这个目的而进行的。

3) 为了达到飞行控制的目的,可利用的有效手段就是一体化协调控制,这种一体化协调控制主要有:制导/飞行的一体化协调控制,飞行/推力一体化协调控制,飞行姿态/飞行器重心运动的一体化协调控制,多约束条件下,混合异类操纵机构的一体化协调控制。这些一体化协调控制就是对受控对象的整体运动特性和它们各状态之间的耦合关系,及其相互影响,通过快速优化协调算法,优化组合所需要的操纵舵面,并给出各操纵舵面相应的协调控制指令,使得各状态之间耦合的有利因素得到有效发挥,而耦合的不利因素受到抑制,从而达到飞行控制的目的。

必须指出,综合系统的一体化控制和一体化协调控制,这两者是密切相关的,但并不完全相同,既有相同

之处,也有区别。综合系统的一体化控制是从整体上考虑运动控制的总目标而进行控制,它可能需要借助于协调控制来实现,但不等于协调控制,有时也不一定必需协调控制的帮助,虽然这种情况极少,例如歼击机在空中的短时间的快速旋转飞行表演,协调控制的矛盾就不是非常突出,也就是协调控制的手段可以不用。而一体化协调控制是为了达到某种控制目的必须应用的控制手段,例如飞行器的协调转弯等机动飞行必须利用一体化协调控制的手段才能有效实现,否则就会出现侧滑,或掉高,或不希望的减速。另一方面,一体化协调控制是一种复杂的综合控制技术,目前还没有系统的理论指导它的实现方法,例如尾旋的改出,就很难找出一套有效的一体化协调控制理论和方法来自动实现尾旋的改出,往往只能靠飞行员的经验和冷静去解决了,也许人类的智慧将来能够设计出一套有效的方法解决任何尾旋的改出。

以上仅就近空间飞行器飞行控制问题谈了一点亲身体会和看法,不到之处欢迎批评指正。

参考文献

- [1] 崔尔杰. 近空间飞行器研究进展状况及关键技术问题[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 658-673. (CUI E J. Research statutes development trends and key technical problems of near space flying vehicles[J]. *Advances in Mechanic*, 2009, 39(6): 658-673.)
- [2] 李智斌, 李果, 王大铁, 等. 近空间飞行器动力学与控制的研究现状及难点[C]//动力学与控制及航天应用, 北京: 宇航出版社, 2009: 120-142. (LI Z B, LI G, WANG D T, et al. Research statutes and difficult points of dynamic and control of near space flying vehicles[C]//*Dynamics and Control and Aerospace Applications*, Beijing: China Astronautic Publishing House, 2009: 120-142.)
- [3] 张阳, 张庆振, 任章. 滑模观测器在临近空间高动态 UAV 中的应用[J]. 航空学报, 2008, 29(s1): 122-126. (ZHANG Y, ZHANG Q Z, REN Z. Application of sliding mode observer in near space high dynamic UAV [J]. *Acta Aeronautics et Astronautics Sinica*, 2008, 29(s1): 122-126.)
- [4] 吴宏鑫, 孟斌. 高超声速飞行器控制研究综述[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 756-765. (WU H X, MENG B. Review on the control hypersonic flight vehicles[J]. *Advances in Mechanic*, 2009, 39(6): 756-765.)
- [5] 黄琳, 段志生, 杨剑影, 等. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496-1505. (HUANG L, DUAN Z S, YANG J Y, et al. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts [J]. *Control Theory and Applications*, 2011, 28(10): 1496-1505.)
- [6] 孙长银, 穆朝絮, 余瑶, 等. 近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究[J]. 自动化学报, 2013, 39(11): 1902-1913. (SUN C Y, MU Z X, YU Y, et al. Some control problems for near space hypersonic vehicles [J]. *Acta Automation Sinica*, 2013, 39(11): 1902-1913.)
- [7] 李素循. 近空间飞行器的气动复合控制原理及研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 740-755. (LI S X. Progress in aerodynamics of combination control for vehicles at high speed [J]. *Advances in Mechanic*, 2009, 39(6): 740-755.)
- [8] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694. (YE Y D. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for speed near space vehicles [J]. *Advances in Mechanic*, 2009, 39(6): 683-694.)
- [9] 王振国, 梁剑寒, 丁猛, 等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 716-739. (WANG Z G, LIANG J H, DING M, et al. A Review on hypersonic air-breathing propulsion system [J]. *Advances in Mechanic*, 2009, 39(6): 716-739.)
- [10] 朱亮, 姜长生, 方炜. 空天飞行器六自由度数学建模研究[J]. 航天控制, 2006, 24(4): 39-44. (ZHU L, JIANG C S, FANG W. Six-DOF modeling and simulation of a conceptual unmanned aerospace vehicle [J]. *Aerospace Control*, 2006, 24(4): 39-44.)
- [11] 周丽, 姜长生. 一种基于神经网络的快速回馈递推自适应方法[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1888-1894. (ZHOU L, JIANG C S. A fast adaptive backstepping method based on neural networks [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(6): 1888-1894.)
- [12] WILCOX Z D, MACKUNIS W, BHAT S, et al. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft in the presence of aerothermoelastic effects [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(4): 1213-1224.
- [13] LI M, JIANG C S, YE W Q, et al. Study on intelligent control and 3D real-time distributed animation simulation for super-maneuver attack of the new generation fighter [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2001, 14(4): 235-244.
- [14] DU Y L, WU Q X, JIANG C S, et al. Robust predictive control for

- hypersonic vehicles using recurrent functional link artificial neural networks[J]. *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, 2010, 6 (12): 126-130.
- [15] DU Y L, WU Q X, JIANG C S, et al. Adaptive recurrent-functional-link-network control for hypersonic vehicles with atmospheric disturbances[J]. *Science China: Information Sciences*, 2011 (3): 482-497.
- [16] DU Y L, WU Q X, JIANG C S, et al. Adaptive functional link network control of near-space vehicles with dynamical uncertainties[J]. *Journal of System Engineering and Electronics*, 2010, 21 (5): 868-876.
- [17] DU Y L, WU Q X, JIANG C S, et al. Robust optimal predictive control for a near-space vehicle based on functional link network disturbance observer[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30 (4): 1489-1497.
- [18] JIANG C S, CHENG M. Adaptive H_∞ control of nonlinear systems with neural networks[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2003, 16 (1): 36-41.
- [19] DU Y L, JIANG C S, CHENG L, et al. Recurrent-functional-link-network-based predictive control for hypersonic vehicles with dynamical uncertainties[C]//*Earth and Space 2010 Conference*, Honolulu, USA, 2010: 1918-1925.
- [20] 傅健, 吴庆宪, 姜长生, 等. 带状态约束的非线性系统单向辅助面滑模控制[J]. *控制与决策*, 2011, 26 (9): 1288-1294. (FU J, WU Q X, JIANG C S, et al. Robust sliding mode control with unidirectional auxiliary surfaces for nonlinear system with state constraints [J]. *Control and Decision*, 2011, 26 (9): 1288-1294.)
- [21] 傅健, 吴庆宪, 姜长生. 连续非线性系统的滑模鲁棒正不变集控制[J]. *自动化学报*, 2011, 37 (11): 1395-1401. (FU J, WU Q X, JIANG C S. Robust sliding mode positively invariant set for nonlinear continuous system [J]. *Acta Automation Sinica*, 2011, 37 (11): 1395-1401.)
- [22] 傅健. 近空间飞行器非线性飞控系统鲁棒滑模控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013. (FU J. Robust sliding mode control for near space vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.)
- [23] 姜长生, 吴庆宪, 费树岷. 现代非线性系统鲁棒控制基础[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2012. (JIANG C S, WU Q X, FEI S M. Robust control basis of modern nonlinear systems[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2012.)
- [24] 朱亮. 空天飞行器不确定非线性鲁棒自适应控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006. (ZHU L. Robust adaptive control for uncertain nonlinear systems and its applications to aerospace vehicles [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.)
- [25] 方炜. 空天飞行器再入飞行的不确定模糊自适应预测控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007. (FANG W. Robust adaptive control of aerospace vehicle re-entry based on fuzzy predictive control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.)
- [26] 黄国勇. Terminal 滑模的空天飞行器再入鲁棒自适应控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007. (HUANG G Y. Robust adaptive control of aerospace vehicles re-entry based on Terminal sliding mode control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.)
- [27] 钱承山. 空天飞行器多模型鲁棒控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008. (QIAN C S. Robust control for aerospace vehicles based on multi-model [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.)
- [28] 王玉惠. 基于 T-S 模糊的空天飞行器鲁棒自适应控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008. (WANG Y H. Robust adaptive control based on T-S fuzzy for aerospace vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.)
- [29] 周丽. 基于回馈递推方法的近空间飞行器鲁棒自适应控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008. (ZHOU L. Robust adaptive control for near space vehicles based on backstepping approach [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.)
- [30] 张军. 近空间飞行器非线性不确定飞行运动的鲁棒自适应控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009. (ZHANG J. Robust adaptive control for nonlinear uncertain flight moving systems of near space vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.)
- [31] 薛雅丽. 基于轨迹线性化方法的近空间飞行器鲁棒自适应控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009. (XUE Y L. Robust adaptive control research of near space vehicle based on trajectory linearization

- control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.)
- [32] 都延丽. 近空间飞行器姿态与轨迹的非线性自适应控制研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010. (DU Y L. Study of nonlinear adaptive attitude and trajectory control for near space vehicles [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.)
- [33] 文杰. 非仿射非线性不确定系统的自适应模糊控制研究及应用 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011. (WEN J. Research on adaptive fuzzy control for non-affine nonlinear uncertain systems and applications [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.)
- [34] 程路. 近空间飞行器鲁棒自适应协调控制研究 [J]. 南京: 南京航空航天大学, 2011. (CHENG L. Research on robust adaptive coordinative control for near space vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.)
- [35] 蒲明. 近空间飞行器鲁棒自适应滑模控制 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012. (PU M. Robust adaptive sliding mode control for near space vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.)
- [36] 王宇飞. 基于多模型切换的近空间飞行器鲁棒自适应协调控制 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012. (WANG Y F. Robust adaptive coordinative control for near space vehicle based on multiple models switching [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.)
- [37] 贺乃宝. 近空间飞行器抗干扰鲁棒飞行控制研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011. (HE N B. Research on anti-interference robust flight control for near space vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.)
- [38] 张强. 近空间飞行器非线性飞控系统鲁棒自适应控制 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013. (ZHANG Q. Robust adaptive control for nonlinear flight control systems of near space vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.)

Abstract: Several problems on the flight control system design of Near Space Vehicle (NSV) are discussed. Firstly, the recent developments and the importance of NSV research are introduced. Then, several important problems for the NSV flight control are discussed, including: 1) modeling of NSV flight motion control; 2) robustness of NSV flight attitude control; 3) integrated coordination control between flight attitude and centre-of-gravity motion; 4) integrated coordination control between flight and engine control; and 5) anti-disturbance of flight control. The corresponding view is given and methods are proposed for solution of the problems. At last, the author's viewpoints on design principles of NSV flight control system are presented, and the significance of applying integrated coordination control idea in NSV flight control system design is pointed out.

Key words: Near Space Vehicle (NSV); flight control system; nonlinear system; robustness; integrated coordination control

下 期 要 目

舰载无人机双机无源定位机理与战术运用分析
网络虚拟化环境下的业务聚类方法
机载光电转塔气动外形优化设计方法
红外目标模拟器消热差光学系统设计
基于偏振的水下目标深度信息获取方法
考虑多因素的 RNAV 陆基无线电自动选台算法

载机姿态变化对目标检测性能的影响分析
基于漏洞属性分析的软件安全评估方法
一种具有速度交汇角约束的最优导引律
新型机载多路音视频记录系统的设计与实现
多无人机编队异常检测的稀疏优化算法
基于概率的平行独立仪表进近二维告警算法