

涡轮基变循环组合动力控制技术发展分析^{*}

李凌蔚¹, 吴宋伟², 张天宏¹, 嵇润民¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;
2. 中国航发控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 基于现有文献梳理分析涡轮基变循环组合发动机控制技术的发展现状。介绍了涡轮基变循环组合发动机的发展历史和结构特点, 提炼出其控制系统设计的关键技术; 分别围绕飞/推一体化综合建模技术、模态切换控制技术以及飞/推一体化协同控制技术三个关键技术问题进行文献分析; 基于国内空天动力需求及研究现状, 提出对涡轮基变循环组合发动机控制技术的未来发展思考。

关键词: 空天飞行器; 涡轮基变循环组合发动机; 控制技术; 飞/推一体化; 模态切换; 综述

中图分类号: V236 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 11-2203092-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2203092

Development Analysis of Turbine-Based Variable Cycle Combined Power Control Technology

LI Ling-wei¹, WU Song-wei², ZHANG Tian-hong¹, JI Run-min¹

(1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract: Based on the analysis of the existing literature, this paper summarizes the research status of turbine-based variable cycle combined (TBVCC) engine control technology. Firstly, the development history and structural characteristics of TBVCC engine are introduced, and the key technologies of control system design are extracted. Then, the three key problems of aircraft/propulsion integration modeling technology, mode switching control technology and aircraft/propulsion integration cooperative control technology are analyzed respectively. Finally, based on the domestic aerospace power demand and research status, the future investigation of control technology for TBVCC engine is put forward.

Key words: Space vehicle; Turbine-based variable cycle combined engine; Control technology; Aircraft/propulsion integration; Mode switching; Review

1 引 言

高超声速飞行器(Hypersonic Transport, HST)被誉为继螺旋桨和喷气式飞机之后世界航空史上的第三次“革命”,也是 21 世纪航空航天领域的技术制高

点^[1]。近年来,随着高超声速飞行器研究的逐步深入,对其推进系统提出了极宽速域和空域工作、综合油耗低、推重比大、比冲高等高要求。显然,目前任何一种单一类型的发动机都无法满足上述要求,因此国内外研究机构和学者提出使用组合发动机作为

^{*} 收稿日期: 2022-03-26; 修订日期: 2022-06-03。

基金项目: 江苏省科研与实践创新计划(KYCX21_0229)。

作者简介: 李凌蔚, 博士生, 研究领域为航空发动机建模与控制。

通讯作者: 张天宏, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机控制系统。E-mail: thz@nuaa.edu.cn

引用格式: 李凌蔚, 吴宋伟, 张天宏, 等. 涡轮基变循环组合动力控制技术发展分析[J]. 推进技术, 2023, 44(11): 2203092.
(LI Ling-wei, WU Song-wei, ZHANG Tian-hong, et al. Development Analysis of Turbine-Based Variable Cycle Combined Power Control Technology[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(11): 2203092.)

高超声速飞行器的推进系统^[2]。

图1展示了不同类型发动机单位推力耗油率随飞行马赫数的变化关系。可以看出,由变循环发动机(Variable Cycle Engine, VCE)和冲压发动机集成的涡轮基变循环组合发动机能够实现宽速域范围内的较低耗油率,其本质是一种涵道比可调的串联式涡轮基组合循环(Turbo-Based Combined-Cycle, TBCC)发动机。同时,由于VCE涵道比可调的特性,使得飞行器起飞时对噪声的要求以及高速飞行时对高单位推力的需求得以同时满足^[3]。

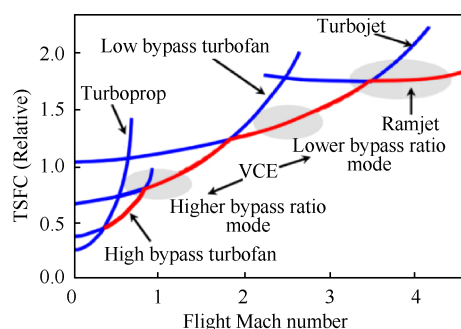


Fig. 1 Relationship between engine thrust specific fuel consumption (TSFC) and flight Mach number^[4]

20世纪80年代后期,美国GE公司在双外涵变循环发动机概念的基础上,率先提出了涡轮基变循环组合发动机的概念。根据相关专利中的介绍^[5],此发动机结构与双外涵变循环发动机类似,通过模式选择活门及可变面积涵道引射器的变几何调节实现涵道比的调节和涡轮/冲压模态的切换。基于上述涡轮基变循环组合发动机方案,NASA开展了革新涡轮加速器(Revolutionary Turbine Accelerator, RTA)研究^[6]。随后,日本HYPR计划^[3]和欧洲的LAPCAT计划^[7]也相继对涡轮基变循环组合发动机进行了研究。

与单一形式发动机相比,涡轮基变循环组合发动机具有包含单外涵涡轮模态、双外涵涡轮模态以及冲压模态在内的多种工作模态,不同工作模态的合理选择或混合使用,使其在静止到高超声速范围内均能胜任空天飞行任务的需求。然而,涡轮基变循环组合发动机结构的复杂性对控制系统的设计提出了很高要求。与传统发动机控制系统相比,涡轮基变循环组合发动机的控制系统的难点在于需要通过对各执行机构的协同控制来实现模态的选择或切换,并且在保证安全的前提下充分发挥每个工作模态的性能优势。除此以外,高超声速飞行器通常采用飞/推高度一体化的构型,这使得发动机的推力与飞行器所受到的气动力之间存在交叉耦合,因此,

如何保证飞/推整体性能的最优也成为了亟需考虑的问题。针对涡轮基变循环组合发动机工作过程中的模态切换及飞/推一体化协同控制等问题,基于模型开展控制系统正向设计,有利于最大程度地发挥飞机和推进系统的综合性能潜力。

本文从航空发动机控制视角出发,对涡轮基变循环组合发动机飞/推一体化建模技术、模态切换技术、飞/推一体化协同控制技术的国内外研究现状进行梳理和分析,同时基于国内空天动力需求和相关技术发展现状,对涡轮基变循环组合发动机控制技术未来的研究方向进行了思考和展望。

2 面向控制的飞/推一体化建模技术

开展基于模型的仿真研究,有利于大大提高复杂嵌入式控制系统的设计效率。图2给出了某型强耦合、多约束的吸气式高超声速飞行器的结构示意图^[8],其进/排气系统、发动机和机身高度集成。飞行器的前体作为进气道的压缩面对来流进行压缩,飞行器的姿态变化会通过进气道对发动机的来流产生影响;飞行器的后体既是后机身又是尾喷管,用于发动机排出气体的膨胀,可产生附加力矩,进而影响飞行器的姿态。因此,高超声速飞行器的机身和推进系统之间通常存在严重的气动-热力-气动弹性耦合问题^[9],涡轮基变循环组合发动机的建模需要考虑更多的因素。

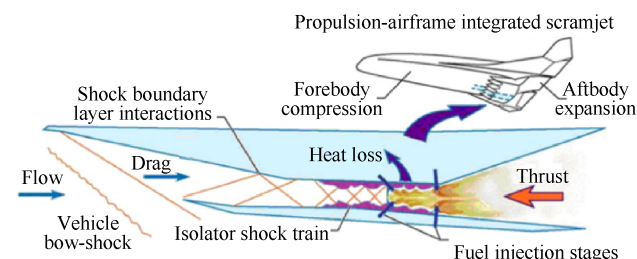


Fig. 2 Schematic diagram of aircraft/propulsion integrated hypersonic vehicle^[8]

单一的变循环发动机和冲压发动机建模技术国内外研究都已较为成熟,如何将其集成并反映出飞机/发动机之间的相互作用,即建立面向飞/推一体化的综合模型成为现阶段的研究难点。

2.1 涡轮基变循环组合发动机建模发展分析

涡轮基变循环组合发动机建模主要难点在于不同类型发动机的集成而非简单拼凑,以及涡轮发动机风车工作特性的模拟。2009年,比利时皇家军事学院和冯卡门流体力学研究所的文献^[10-11]用

EcosimPro 和 ESPSS 软件分别对 RTA 涡轮基变循环组合发动机进行了建模与仿真。同年,美国 SPIRIT-TECH 公司的 Gamble 等^[12]在 NASA 的资助下开发了用于涡轮基组合循环发动机动态性能仿真的工具箱 HiTECC。所建 TBCC 发动机模型虽然能够顺利地完 成不同工作模态的稳定运行和切换,但是和文献 [10-11]中的模型一样,缺少对涡轮发动机风车特性的精确描述,只是将风车过程作推力直接降为零的简化处理。图 3 为 HiTECC 仿真结果,图中 PLA 表示 百分比油门杆角度,表示当前油门杆角度占最大油 门杆角度的百分比,DMSJ 为双模态超燃冲压发 动机。模态切换过程中涡轮发动机供油量逐渐减 小,当对应的油门杆角度小于慢车区间时,涡轮 发动机进入停车状态,此时燃油流量和发动机推 力都会出现突降,而图中第 7s 时推力有明显下 降,燃油流量却没有突然减小,这与实际过程是 不相符的。

国内近些年来也有不少学者开展了涡轮基变 循环组合发动机的建模研究,如北京动力机械研 究所徐思远等^[14]基于发动机部件特性法建立了 如图 4 所示的 RTA 发动机性能仿真模型,北京航 空航天大学陈敏等^[15]以 HYPR90-C 涡轮基变 循环组合发动机为对象,采用面向对象的软件设 计方法,建立了总体性能仿真模型,可供涡扇工 作模态、冲压工作模态以及模态切换过程的热力 循环分析、非设计点性能分析、控制规律研究等。 西北工业大学张明阳等^[4]从 2017 年起开始开 展涡轮基变循环组合发动机总体性能仿真研究, 基于面向对象技术开发了通用的高速涡轮基推 进系统仿真程序 HiMach,基于此程序建立了

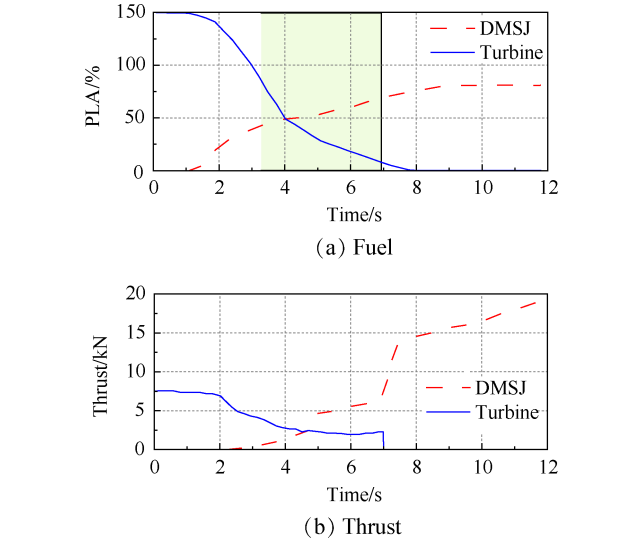


Fig. 3 Simulation results of mode switching based on HiTECC^[13]

RTA 发动机的仿真模型。

包括上述研究在内的大多数模型都对涡轮发 动机必然经过的风车过程采用了忽略或者简化处 理,具有一定局限性。

针对涡轮基变循环组合发动机风车过程建模 过于简化这一问题,国外已经开展了相关试验研 究和概念分析,如日本 HYPR 计划基于高压压气 机和涡轮外推的部件特性,建立了涡轮发动机的 风车工作模型^[3],顺利完成了 HYPR90-C 模态切 换过程的海平面和高空台架试验。国内学者更 多地关注模态切换过程中推力和流量的连续,近 几年才开始对模态切换后期的风车过程开展研 究。张明阳等^[16]在 HiMach 程序的基础上重点 关注了组合发动机的风车工作过

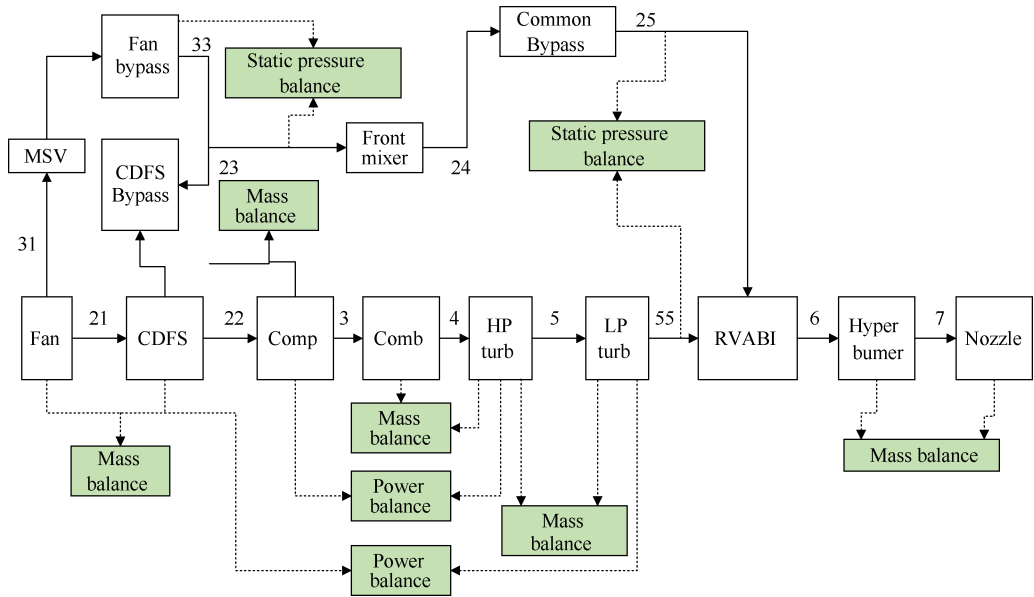


Fig. 4 RTA engine performance simulation model^[14]

程,用换算扭矩代替等熵效率以表示旋转部件特性,从而获得宽流量范围的部件低速特性,建立了风车冲压模态的性能模型。该模型解决了特性图向低速外推时可能出现的效率不连续等情况,能够实现涡轮发动机流路平稳关闭,但是其进气道模型采用特性图简单替代,忽略了高超声速进气道稳定性对风车工作的影响。哈尔滨工业大学的郑佳琳^[17]则对考虑进气道稳定性的风车工作过程进行了深入的研究,采用零转速线内插法对压气机特性图进行外推,并着重考虑了进/发匹配问题,采用超声速进气道建模技术,并将进气道正激波位置作为风车工作模型的一个迭代自变量参与进/发匹配计算及工作点确定。图5为其自由风车模型的工作性能参数。由于超声速来流在压气机入口前已通过正激波减速至亚声速,所以该模型与亚声速发动机风车地面试验所获特性的定性规律基本一致。

综上所述,由于变循环发动机及TBCC发动机建模技术的日趋成熟,国内外学者对于涡轮基变循环组合发动机的建模研究有着较高的起点,如何将变

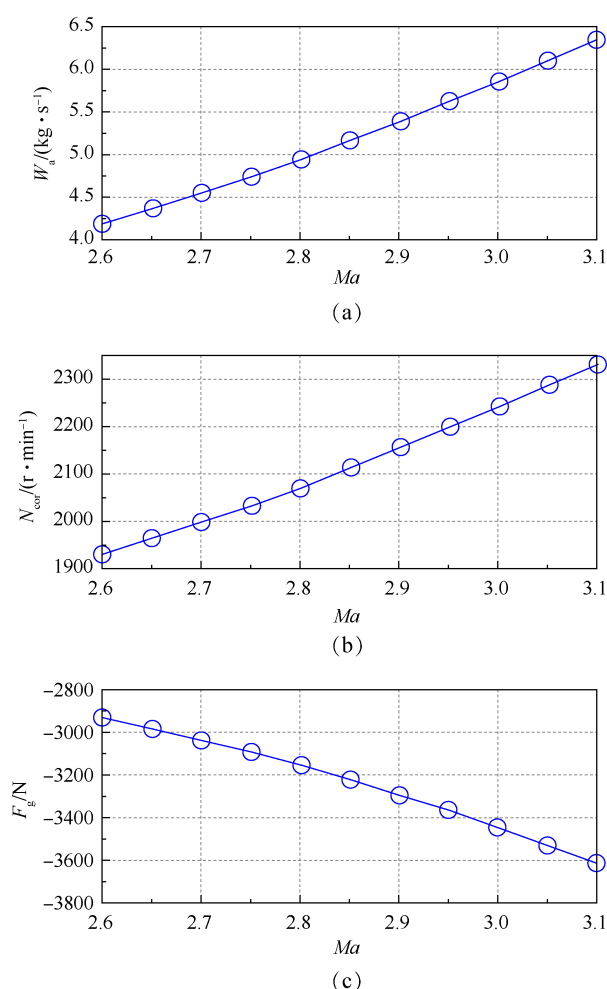


Fig. 5 Free windmill performance of turbine engine^[17]

循环发动机和冲压发动机相结合已经不再是难题。根据公开文献可知,目前对于串联式TBCC的风车工作性能的研究较少,相对应的建模工作以及对风车工作过程的详细分析更是只有一些初步研究,而高超声速飞行器高度一体化的特性也会对风车工作建模带来额外的难度。如果能建立考虑进排气系统的完善风车工作模型,对于涡轮基变循环组合发动机模态切换控制的研究将是一大助力。

2.2 高超声速飞行器飞/推一体化综合模型发展分析

相比变循环发动机和冲压发动机的集成建模而言,如何建立飞/推一体化综合模型涉及的学科更多、复杂度更高、难度更大。国外最早的高超声速飞行器机身/推进系统一体化综合分析模型是美国亚利桑那州立大学宇航研究中心的Chavez和Schmidt^[18-20]采用牛顿碰撞理论建立的。将X-30高超声速飞行器简化成如图6所示的二维模型^[21],图中 Ma_∞ 表示远前方来流方向, τ 表示机体几何角度。分别利用二维牛顿理论和二维激波膨胀理论描述机身前后体的压力分布,同时引入一维气动热力学模型对超燃冲压发动机的内流场进行描述,最后采用集中质量动力学模型来描述结构的振动特性,建立了机身/推进系统一体化解析表达式。该模型能够很好地反映飞机和发动机之间的耦合特性,但是在建模时,为了将上述所有特征进行集成,以便获得关键特性的分析表达式,对相关概念进行了简化处理,因此只能作为早期设计的参考。

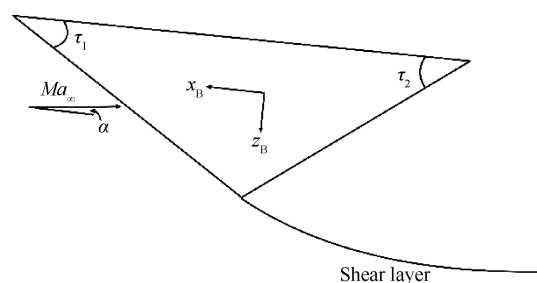


Fig. 6 Aircraft geometry used in Chavez-Schmidt model^[21]

美国空军研究室的Bolender等^[21]基于可压缩流理论开展了针对新一代飞行器纵向稳定性模型的分析工作,在Chavez-Schmidt模型的基础上对飞行器二维模型进行了修改和扩展。如图7所示^[21],在飞行器下表面增加了可平移的唇罩。为了考虑弓形激波对进气道进口溢流的影响,采用斜激波和Prandtl-Meyer展开理论计算弓形激波相对于进气唇口的位置,并计算由于发动机进出口压力变化引起的力和力矩的变化。除此以外,考虑刚体加速度和柔性体动力学之间的耦合关系,使用拉格朗日方程推导柔性飞机的

运动方程,涵盖俯仰加速度和法向加速度对结构模式的影响。最终,建立了一个更为精确、复杂的飞/推一体化高保真模型。

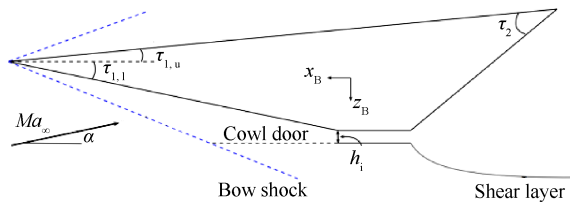


Fig. 7 Aircraft geometry used in Bolender-Doman model^[21]

上述两个模型也是国外早期的高超声速飞行器飞/推一体化综合模型的代表,两个模型都能反映出高超声速飞行器的强耦合特性,但是均为基于各种假设的纯理论模型,对发动机来流、燃烧室燃烧等发动机强非线性特征未能加以考虑。因此,后来学者在这两个模型的基础上不断加以改进。Groves等^[22]选用 Bolender 和 Doman 的模型,在 Simulink 中使用数值线性化函数获得特定稳定条件下的飞/推一体化线性化模型,进而进行控制器设计。Torrez 等^[23-24]对 Chavez-Schmidt 模型进行了改进。在 Chavez-Schmidt 的模型中,燃烧过程被模拟为总温的变化,而总温是当量比的函数。对于给定的当量比,质量流量是攻角和马赫数的函数。因此该模型能够根据高度、马赫数、攻角和当量比给出定性推力关系,但是在飞行包线的某些部分,当量比非常低的时候燃烧室会产生热阻,此时该模型无法正确估算推力。因此 Torrez 等考虑有限速率燃烧效应来建立燃烧室模型,而非简单使用 Rayleigh-line 模型进行热量的叠加。改进后的模型能够在更广泛的飞行条件下更好地估计推力,并且能够更加准确地反映亚燃到超燃的模式切换过程。Parker 等^[25]从 Bolender-Doman 模型出发,通过曲线拟合近似代替复杂的力和力矩函数,忽略某些弱耦合,将复杂的飞/推一体化模型进行简化,从而便于非线性控制方法的研究。

国内对于高超声速飞行器飞/推一体化建模技术的研究起步较晚,但是近年来也取得了一些非常有价值的成果。李惠峰等^[26]针对高超声速飞行器多物理场强耦合给飞行控制系统设计带来的影响出发,结合飞行器三维外形建模和流场分析,采用工程预测方法建立了适用于飞/推一体化控制的气动力/推力耦合模型。建模完成后引入发动机操纵量 ϕ ,将其定义为油气比 f 与空气化学计量比 f_{st} 的比值,基于所建立的模型分析了推力、推力系数、阻力系数、升力

系数等随发动机操纵量和飞行攻角的变化关系。结果表明该模型能够充分反映飞行器机身和发动机之间的耦合关系,兼具准确性和快速性。除此以外,孟中杰等^[27]、张鲲鹏^[28]、孔雪等^[29]也都立足超燃冲压发动机工作机理,建立了面向飞/推一体化的强耦合多约束飞行器数学模型。

上述研究大多针对由亚燃/超燃冲压发动机推进的高超声速飞行器,以进、排气系统为连接,反映飞机和发动机之间的气动耦合。而 TBCC 发动机由于模式切换过程中涡轮发动机和冲压发动机两个通道存在同时提供推力的过程,其飞/推耦合特性较之单一形式发动机更为复杂。郑佳琳^[17]为了研究飞/推耦合特性对 TBCC 发动机模式切换控制的影响,参考 Chavez-Schmidt 模型和 Bolender-Doman 模型,将超燃冲压发动机替换为外并联式的 TBCC 发动机,建立了 TBCC 模式切换过程的飞/推耦合模型,该模型既能反映飞行器在气动力和力矩、推力和力矩共同作用下状态变量的变化,还能反映飞行器状态改变后发动机性能的变化。

与国内研究相比,国外学者还更多地将机身与发动机之间的气动弹性耦合以及飞行条件对机身结构模式的影响也考虑在内。虽然公开资料中并没有专门针对涡轮基变循环组合发动机进行面向飞/推一体化综合建模的研究成果,但同样作为高超声速飞行器的推进系统,在机身/进排气系统以及进排气系统/发动机的相互作用方面有很多相似之处,上述现有技术对涡轮基变循环组合发动机的飞/推一体化建模有着重要的指导和借鉴意义。

3 模式切换控制技术

高超声速飞行器飞行的范围跨越从地面起始到近地轨道之上的空间范围,不同工作模式(涡轮基独立工作,冲压独立工作和涡轮-冲压共同工作)的组合与切换将是十分复杂的问题。

为了实现工作模式快速平稳的切换,一般要求遵循如下基本原则:(1)在保证发动机安全可靠地工作(不超转、不超温、不喘振等)的前提下,模式切换时间尽可能地短。(2)在过渡阶段发动机总体性能参数(推力、空气流量等)恒定不变或是在设定范围内平稳变化,保证发动机状态的相对稳定。如何确定合适的模式切换工作点、制定合理的模式切换控制计划,是组合发动机控制的重点和难点。

3.1 单/双外涵模式切换控制发展分析

常规变循环发动机一般选取模式选择活门、压

气机导叶角、面积可变涵道引射器位置等变量作为控制变量,对发动机的涵道比进行调节,以实现推力性能与燃油经济性的兼顾。

国外对变循环发动机控制技术的关注较早,相关技术发展也比较成熟,其中就包括了变循环发动机单/双外涵模态切换控制。早在20世纪80年代初期,美国GE公司就完成了对YF120双外涵变循环发动机控制系统的研究,实现了稳态及过渡态控制,并成功开展了飞行试验^[30]。虽然种种迹象表明,国外对于变循环发动机进行了较多较为成熟的研究,对其控制方法和控制策略也有大量的研究成果,但是目前与模态切换有关的公开资料非常有限。

国内对于变循环发动机控制技术的研究起步相对较晚,在模态切换方面的研究尚显薄弱。文献[31–32]最早设计了模态切换的主动调节方案,初步验证了模态切换的可行性以及不同工作模式下的变循环特性。周红等^[33–34]分析了不同变几何参数的组合调节方式对模态切换过程的影响,得到了参数平稳过渡的几何调节规律。然而以上文献由于模态切换控制计划人为给定,无法充分发挥变循环发动机的性能潜力,缺乏一种通用可行的模态切换控制计划设计方法。近年来,文献[35–36]对此开展了进一步的深入研究。总的来说,分为三个部分:

(1)在控制变量选取方面,通过单变量敏感性分析的设计方法,结合不同变几何参数对发动机性能的影响,从而选取合适的控制变量以简化控制系统的复杂度。

(2)在模态切换工作点确定方面,风扇与CDFS的流量匹配关系决定了模态切换的时机,可以结合不同工作模态节流状态的稳态工作线选取推力相近的区域作为模态切换工作点。尽可能保证两种工作模态下变几何参数的偏差相对较小,以在极短的时间内完成工作模态的切换。

(3)在控制计划设计方面,将模态切换控制计划设计问题转换为一个优化设计问题或者稳态求解问题,以推力或变几何调节变量等性能参数及控制量作为优化目标,通过优化算法计算确定模态切换控制计划。

不难看出,与国外相比,国内虽然针对变循环发动机模态切换控制开展了大量的研究工作,创新性地提出了很多新颖的控制方法和控制算法,但是大多停留在理论层面,当将其真正应用到变循环发动机控制系统中将面临一系列的工程实际问题,这也是其深化研究的发展方向。

3.2 涡轮/冲压模态切换控制发展分析

涡轮基变循环组合发动机在涡轮/冲压模态切换过程中的性能不仅与组成它的变循环发动机和冲压发动机本身的构型和特性有关,还受到切换过程中两类发动机共同工作以及多个可调机构之间的互相影响^[37]。作为串联式组合发动机,其结构比并联式组合发动机更紧凑,附加阻力更小^[38],因此模态切换过程的控制要求更高,需要协调燃油、电气、作动等多个系统联合协调工作,如何保证模态切换过程中流量连续、推力不损失、冲压涵道不出现回流等,都是控制系统开发的难点^[39]。

在日本HYPR计划的后期,进行了模态切换控制方案的设计,并对两个重要变几何机构模式选择活门(Model Select Valve, MSV)和前可变面积涵道引射器(Front Variable Area Bypass Injector, FVABI)开展了气动试验,最终在全世界范围内首次完成了涡轮基变循环组合发动机涡轮/冲压模态切换的高空台架试验,验证了所设计的控制计划和控制律的可行性^[3]。国内部分学者基于美国RTA型和日本HYPR90-C型涡轮基变循环组合发动机开展了涡轮/冲压模态切换控制技术的探索。如陈敏等^[40]研究了组合发动机模态切换过程中的多目标控制问题,通过对比涡轮和冲压两种模态下的单位耗油率和单位推力,选择Ma3.0作为模态切换点,并采用Newton-Raphson算法求解模态切换过程多目标寻优问题,获得优化后的模态切换控制计划及仿真结果如图8,9所示^[40],图中 A_8 表示尾喷管喉道面积, W_{fram} 表示冲压模式燃油量, W_{turbo} 表示涡轮模式燃油量, α_{MSV} 表示模式选择活门开度, α_{FVABI} 表示前可变面积涵道引射器开度, α_{RVABI} 表示后可变面积涵道引射器开度, RM 表示回流裕度, F 表示推力, Ma_7 表示冲压燃烧室进口流速, N_{1zh} 和 N_{2zh} 表示高低压转子转速, SM_{fan} 表示风扇喘振裕度, SM_{comp} 表示压气机喘振裕度,下标ds表示设计点参数。模态切换过程中推力几乎没有波动,燃烧室进口马赫数在0.29~0.32之间轻微波动,有利于冲压燃烧室火焰稳定。徐思远等^[14]从模态切换初始条件、模态切换过程准则以及模态切换过程控制方法等方面出发,对RTA发动机模态切换控制进行研究。通过对不同变量的控制,保证RTA发动机在最大允许机械负荷和热负荷条件下进行模态切换,实现了在Ma0~4.0内的稳定工作。张明阳等^[4]针对RTA发动机,提出一种通用性较高的模态切换控制计划设计方法,将对模态切换控制规律的研究转化为对发动机稳态或动态共同工作方程组求解问题或者寻优问题的求解。

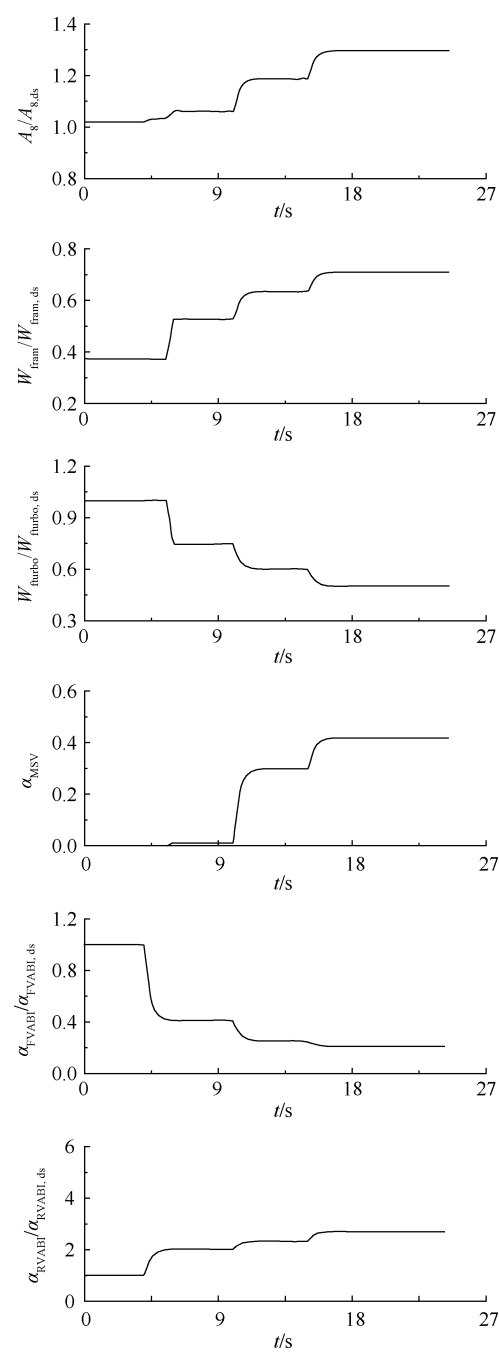


Fig. 8 Turbine/ram mode switch control plan^[40]

从控制的角度来看,国内外对于涡轮基变循环组合发动机模态切换控制的研究主要集中在两方面:(1)模态切换控制计划的制定和优化。涡轮基变循环组合发动机能够拥有优于常规组合发动机的性能,主要得益于多个可变几何机构的协同工作,因此在模态切换过程中合理安排不同变几何机构的变化规律是充分发挥发动机性能的关键所在。(2)模态切换的控制律。控制律是实现控制计划的手段,采用合适的控制律对各个参数按照所制定的控制计划进行精准调节,是成功实现模态切换的基础。

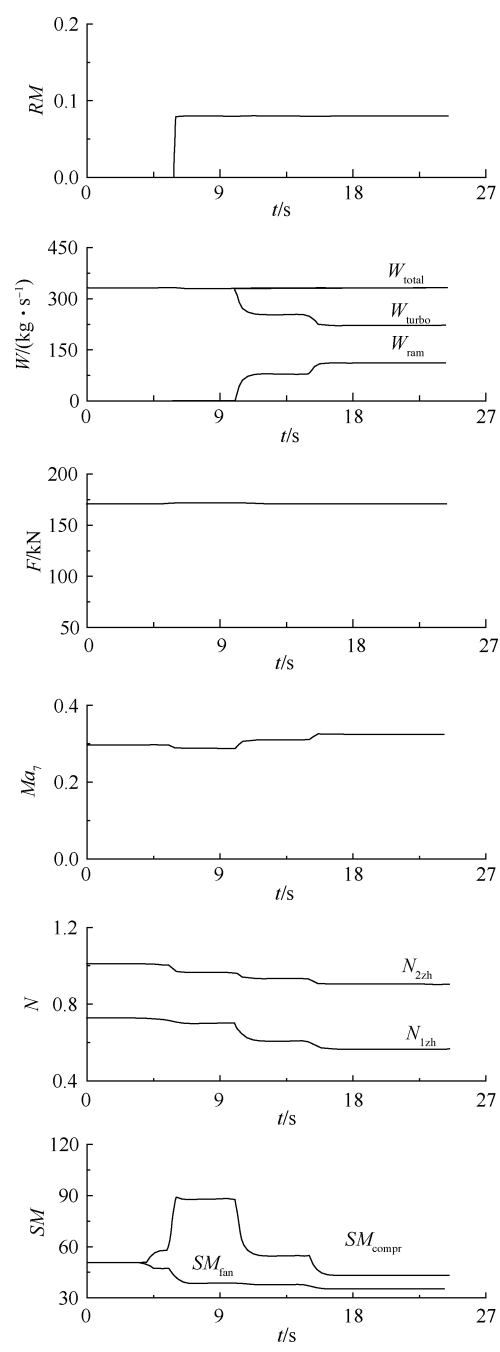


Fig. 9 Simulation results of turbine/ram mode switching^[40]

根据公开文献可知,国内外针对涡轮基变循环组合发动机涡轮/冲压模态切换开展的研究较少,并且大多参考串联式TBCC的涡轮/冲压模态切换控制。目前针对这类涡轮/冲压模态切换控制的研究大多针对发动机本体开展,以维持切换过程中推力保持恒定为目标,以涡轮和冲压发动机各自的燃油流量作为主要控制变量,辅以调节诸多变几何机构进行控制方案的优化设计。这样的研究在数值仿真中往往表现不错,能够基本反映出模态切换过程中各状态变量的情况,对于地面模态切换试验也有指导意义,但是由于未考虑飞/推耦合特性,往往难以通过维持

推力恒定来达到飞行器当前飞行速度和飞行姿态不变的最终目标。

针对此问题,国内郑佳琳^[17]重点研究了在考虑飞/推耦合下的外并联式TBCC发动机模态切换控制问题。将发动机推力指标从飞/推耦合关系中剥离出来,从而实现发动机和飞行器间的解耦处理,将TBCC发动机模态切换的控制目标由控制组合发动机总推力转变为控制飞/推耦合系统跟踪预定飞行轨迹,从而将飞/推耦合视角下的TBCC发动机模态切换控制问题抽象成非线性系统的输出跟踪控制问题。外并联式TBCC发动机模态切换过程中由于上下排列的涡轮和冲压发动机同时产生不同大小的推力,会给飞行器带来额外的力矩,涡轮基变循环组合发动机此方面具有串联式TBCC发动机优势,但是气动力和推力的耦合问题同样存在。这种将发动机推力恒定的控制目标转化为飞/推耦合视角下总体控制目标的思路对组合动力模态切换控制研究而言值得进一步深入研究。

4 飞/推一体化协同控制技术

图10给出了传统的飞行器/推进系统控制系统结构框图^[41],飞机的飞行和进气控制系统独立于发动机控制系统运行。在这种设计理念下,一方面受限于安全保护逻辑,为了保证发动机安全而留有额外的稳定裕度,飞机和发动机均难以发挥最大的性能潜力;另一方面,考虑到现代战斗机任务需求的复杂性,优化设计全包线范围内的控制计划变得非常困难。一般

这些控制计划通过初始的飞行测试,最终确定飞行控制的襟翼角度、发动机转子转速等系统变量与马赫数、飞行高度和压力等外部参数的调度关系。然而很少考虑飞机个体的空气动力学差异、飞机存储载荷差异、发动机个体差异以及性能退化等因素,这些系统变化将限制偏离标称状态下飞行器整体的性能。

对于新一代涡轮基变循环组合发动机这类高超声速动力装置而言,机体与发动机高度一体化,上述矛盾变得愈发激烈。在不同的飞行阶段,高超声速飞行器的动力学特性表现出较强的非线性和不确定性,对控制系统的可靠性、鲁棒性等提出更高的要求。

美国在20世纪80年代最早提出了综合飞行/推进控制方法(Integrated Flight/ Propulsion Control, IFPC)的概念,IFPC相关的研究基本上可以分为两个方向:一是针对飞机/发动机一体化控制系统框架进行设计;二是从最大限度地改善飞行器整体性能的角度出发,开展性能寻优控制研究^[42]。南航孙建国教授首先在国内提出飞/推一体化控制的概念。为适应实际飞行中的参数变化和噪声干扰,现代鲁棒控制方法(如LQG, GPC等)也被广泛应用于飞/推一体化控制中^[43-45]。

考虑进气道唇口/矢量喷管形状、进/排气系统流道形式等因素,融合设计飞机/发动机,可以有效改善飞发一体化红外/隐身方面的性能,同时在宽速域内获得较高的推力性能。针对气动、推进和飞行器整体性能之间存在的强耦合问题,从飞发一体化控制的角度出发,重新设计飞机/发动机控制方法,如图11所示^[46],

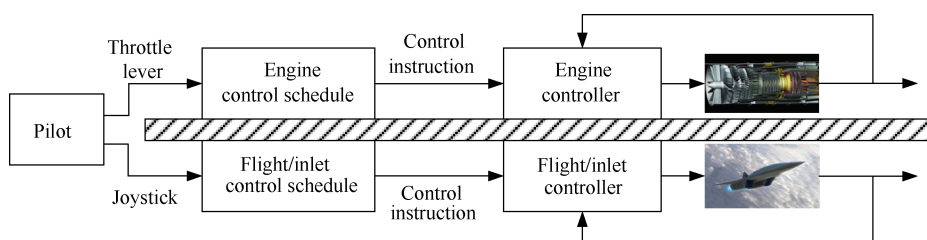


Fig. 10 Conventional aircraft/propulsion control system block diagram^[41]

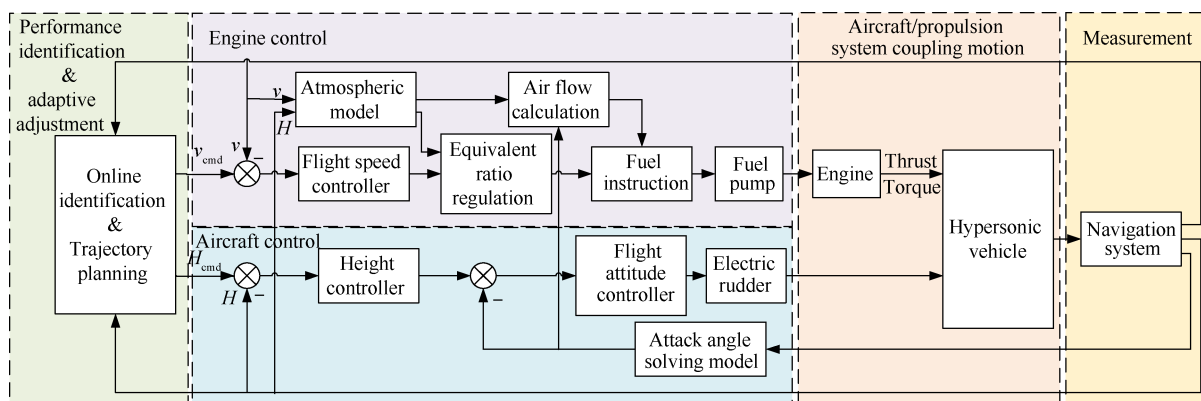


Fig. 11 Integrated aircraft/propulsion system coupling control diagram^[46]

图中 v 表示速度, H 表示高度,下标cmd表示指令。降低控制框架复杂度,完善控制算法,实现多目标控制,具有重要的战略意义。

5 涡轮基变循环组合发动机控制技术未来发展思考

基于上述分析和国内空天动力需求,对涡轮基变循环组合发动机控制技术未来发展提出以下思考:

(1)总体性能仿真。从发动机控制系统设计的角度出发,暂不考虑机身与发动机的气动弹性耦合、飞行姿态控制等,从进气系统、发动机、排气系统互相作用出发,建立简单的飞/推一体化模型,准确反映组合发动机各部件性能以及进排气系统与发动机的耦合关系。同时,冲压模态的存在使得组合发动机的热管理问题更为突出,如何设计冷却方案以及如何进行能量管理都是后续需要考虑的问题。因此,有必要在飞/推一体化模型中引入热管理系统仿真模型,从而更精确地反映涡轮基变循环组合发动机的总体性能。

(2)模态切换控制。控制计划方面,传统的泛函寻优容易陷入局部最优,无法获得全局最优解,随着人工智能技术的飞速发展,模态切换控制计划可以结合机器学习进行优化以求更好地发挥全包线范围内的性能。同时,目前控制计划寻优大部分采用离线方式,对于实时在线优化的研究有待深入,未来可以通过对深度强化学习的应用,对发动机发生蜕化或飞行环境发生变化时在线调节控制策略,匹配推力需求。控制算法方面,涡轮基变循环组合发动机的模态切换控制是一个典型的非线性、多变量、多目标控制。这类控制算法在传统涡扇发动机以及TBCC发动机上已经有了充分的验证并且在不断改进创新,未来需要做的是将涡轮基变循环组合发动机模型合理线性化,并结合其工作特点应用合适的多变量控制算法。

(3)飞/推一体化控制。对于涡轮基变循环组合发动机而言,不同动力模态之间的切换会带来性能匹配、力矩平衡等飞发一体化问题。飞机和发动机正从最初的独立设计、协调设计向融合一体化设计方向转变,重点关注进气道、尾喷管调节和发动机的性能匹配。从发动机主动控制的角度出发,有必要构建飞/推一体化热/能量管理体系方案,实现能量的梯次转化。结合人工智能技术,综合考虑飞机/发动机性能参数及外部条件等因素,通过各部件的自适

应控制,能够最大程度地实现发动机的性能潜力,提高发动机的可维护性和寿命。同时,结合涡轮基变循环组合发动机飞/推一体化控制涉及执行机构多、分布广的特点,因此可以考虑采用分布式控制技术,通过总线连接各控制节点,提高控制器灵活性,在减少维护费用的同时,也能更好地提高飞/推综合性能。

致谢:感谢江苏省科研与实践创新计划的资助。

参考文献

- [1] 金捷,陈敏,刘玉英,等. 涡轮基组合循环发动机[M]. 北京:国防工业出版社,2019.
- [2] 王欣欣,张苏佳. 涡轮基组合循环发动机的发展现状及关键技术浅析[J]. 中国航天,2021(2):58-61.
- [3] Miyagi H, Kimura H, Cabe J, et al. Combined Cycle Engine Research in Japanese HYPR Program [C]. Cleveland: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [4] 王占学,张明阳,张晓博,等. 变循环涡扇冲压组合发动机发展现状及关键技术分析[J]. 推进技术,2020,41(9):1921-1934. (WANG Zhan-xue, ZHANG Ming-yang, ZHANG Xiao-bo, et al. Development Status and Key Technologies of Variable Cycle Turbofan-Ramjet Engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9): 1921-1934.)
- [5] Johnson J E, Sprunger E V, Simmons J R. Variable Cycle Turbofan-Ramjet Engine [P]. US: 5694768 A, 1997.
- [6] Mcnelis N, Bartolotta P. Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) Demonstrator [C]. Capua: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005.
- [7] Sosounov V, Tskhovrebov M, Solonin V, et al. The Study of Experimental Turboramjets [C]. Nashville: 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992.
- [8] Wang Zhenguo, Huang Wei, Yan Li, et al. Multidisciplinary Design Optimization Approach and Its Application to Aerospace Engineering (英文版) [J]. 科学通报, 2014(36): 5338-5353.
- [9] 李惠峰,薛松柏,张冉. 吸气式高超声速飞行器机体推进控制一体化建模方法研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(9): 1185-1194.
- [10] Vyvey P, Bosschaerts W, Fernandez Villace V, et al. Study of an Airbreathing Variable Cycle Engine [C]. San Diego: 47th Joint Propulsion Conference, 2011.

- [11] Goyvaerts J. Modelling and Simulation of the Revolutionary Turbine Accelerator[D]. *Belgium: Katholieke Hogeschool Brugge-Ostende*, 2009.
- [12] Gamble E, Dan H, D'Alessandro S, et al. Dual-Mode Scramjet Performance Model for TBCC Simulation[C]. *Denver: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2009.
- [13] Csank J T, Stueber T J. A Turbine Based Combined Cycle Engine Inlet Model and Mode Transition Simulation Based on HiTECC Tool[C]. *Atlanta: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2012.
- [14] 徐思远, 朱之丽, 刘振德, 等. 革新涡轮加速器模态转换特性研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(3): 516-526. (XU Si-yuan, ZHU Zhi-li, LIU Zhen-de, et al. Research on Mode Transition Characters of Revolutionary Turbine Accelerator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3): 516-526.)
- [15] 陈敏, 朱之丽, 朱大明, 等. 涡轮/冲压组合发动机性能分析工具(英文)[J]. *宇航学报*, 2006(5): 854-859.
- [16] 张明阳, 王占学, 张晓博, 等. 串联式TBCC发动机风车冲压模态性能模拟[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(12): 2939-49.
- [17] 郑佳琳. 涡轮冲压组合发动机转级过程的飞/推耦合特性及控制方法[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- [18] Schmidt D K. Dynamics and Control of Hypersonic Aeropropulsive/Aeroelastic Vehicles[C]. *Hilton Head Island: Guidance, Navigation and Control Conference*, 1992.
- [19] Chavez F R, Schmidt D K. An Integrated Analytical Aeropropulsive/Aeroelastic Model for the Dynamic Analysis of Hypersonic Vehicles[R]. *AIAA 92-4567-CP*.
- [20] Chavez F R, Schmidt D K. Analytical Aeropropulsive/Aeroelastic Hypersonic-Vehicle Model with Dynamic Analysis[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 1994, 17(6): 1308-1319.
- [21] Bolender M A, Doman D B. A Non-Linear Model for the Longitudinal Dynamics of a Hypersonic Air-Breathing Vehicle[C]. *California: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2005.
- [22] Groves K P, Sigthorsson D O, Serrani A, et al. Reference Command Tracking for a Linearized Model of an Air-Breathing Hypersonic Vehicle[C]. *California: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2005.
- [23] Torrez S M, Driscoll J F, Bolender M A, et al. Effects of Improved Propulsion Modelling on the Flight Dynamics of Hypersonic Vehicles[C]. *Hawaii: AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 2008.
- [24] Torrez S, Scholten N, Micka D, et al. A Scramjet Engine Model Including Effects of Precombustion Shocks and Dissociation[C]. *Hartford: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2008.
- [25] Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Control-Oriented Modeling of an Air-Breathing Hypersonic Vehicle[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2007, 30(3): 856-869.
- [26] Li Huifeng, Ping Lin, Xu Dajun. Control-Oriented Modeling for Air-breathing Hypersonic Vehicle Using Parameterized Configuration Approach[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24(1).
- [27] 孟中杰, 陈凯, 黄攀峰, 等. 高超声速飞行器机体/发动机耦合建模与控制[J]. *宇航学报*, 2008, 29(5): 1509-1514.
- [28] 张鲲鹏. 高超声速飞行器飞行/推进一体化建模与控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- [29] 孔雪, 宁国栋, 杨明, 等. 面向飞推一体化的飞行器建模方法[J]. *系统工程与电子技术*, 2019, 41(1): 141-147.
- [30] French M W, Allen C L. NASA VCE Test Bed Engine Aerodynamic Performance Characteristics and Test Results[C]. *Colorado Springs: 17th Joint Propulsion Conference*, 1981.
- [31] 刘增文, 王占学, 蔡元虎. 变循环发动机模态转换数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(9): 2128-2132.
- [32] 苟学中. 变循环发动机建模及控制规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [33] 周红, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机模态转换的几何调节规律[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(9): 2160-2166.
- [34] 周红. 变循环发动机特性分析及其与飞机一体化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- [35] Yihao X, Hailong T, Min C. Design Method of Optimal Control Schedule for the Sdaptive Cycle Engine Steady-State Performance[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(4): 148-164.
- [36] 郝旺, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动模态转换建模及控制规律设计方法研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(1): 210058. (HAO Wang, WANG Zhan-xue, ZHANG Xiao-bo, et al. Mode Transition Modeling and Control Law Design Method of Variable Cycle Engine[J]. *Jour-*

- nal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1): 210058.)
- [37] 肖玲斐, 申涛, 黄向华, 等. 涡轮基组合循环发动机控制问题概述[J]. 燃气轮机试验与研究, 2010, 23(3): 59-62.
- [38] 刘赵云. 国外TBCC组合循环发动机方案及发展浅析[J]. 飞航导弹, 2013(7): 94-98.
- [39] 冯海龙. 串联式TBCC发动机模式转换控制方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [40] Chen Min, Tang Hailong, Zhu Zhili. Goal Programming for Stable Mode Transition in Tandem Turbo-Ramjet Engines[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2009, 22(5): 486-492.
- [41] Smith R H, Chisholm J D, Stewart J F. Optimizing Aircraft Performance with Adaptive, Integrated Flight/Propulsion Control[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1991, 113(1).
- [42] 季春生. 飞发一体化控制先进技术发展分析[J]. 航空动力, 2019(4): 32-38.
- [43] 黄金泉, 蔡红武. 飞行/推进系统自适应神经网络综合控制仿真研究[J]. 航空学报, 2002, 23(4): 364-367.
- [44] 王健, 何麟书. 以冲压发动机为动力的飞行/推进综合控制[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 735-739. (WANG Jian, HE Lin-shu. Integrated Flight-Propulsion Control for Ramjet Vehicle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(6): 735-739.)
- [45] 陈迟, 李华聪. 基于LMI的综合飞行/推进控制系统设计[J]. 计算机仿真, 2010, 27(1): 67-70.
- [46] 魏毅寅. 组合动力空天飞行若干科技关键问题[J]. 空天技术, 2022(1): 1-12.

(编辑: 朱立影)