

涡轮冲压组合动力装置 特点及研究进展*

Brief Introduction on Technology Development of Turbine Based Combined Cycle Engine

北京航空航天大学先进航空发动机协同创新中心 金捷 陈敏



金捷

博士、研究员,北京航空航天大学航空发动机数值仿真研究中心总师。主要研究方向为航空发动机燃烧技术、排气系统技术、数值仿真技术、数字化与信息化技术等。获省部级科技成果奖4项,发表学术论文40余篇,编著文集和专著3部,申请发明专利和软件著作权10余项。

高超声速飞行对动力装置的需求分析

高超声速飞行器被誉为是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,开展高超

为了兼顾安全性、经济性和作战效能的综合要求,将不同类型的发动机组合在一起工作是保证高超声速飞行器在宽广的飞行包线范围内高效率可靠工作的关键技术。

声速飞行器研究具有前瞻性、战略性和带动性,将对军事、经济和人类社会文明产生不可估量的深远影响^[1]。

动力装置是能否实现高超声速飞行的关键技术。为了兼顾安全性、经济性和作战效能的综合要求,高超声速飞行器必须解决从起飞开始,在大气层内经历不同高度,跨越亚声、跨声、超声速直到高超声速的工作范围内均能有效工作的动力问题。

目前,世界航空航天领域已经有了多种不同成熟程度的推进装置,如涡轮风扇发动机、涡轮喷气发动机、冲压发动机、超燃冲压发动机、火箭发动机等。这些不同的推进装置在不同的飞行速度、高度段内都有其最佳的适用范围。研究表明,从地面马赫数 $Ma=0$ 开始,在大气层内经历各种高度不断加速、直至达到入轨速度(约 $Ma=25$),这样大的工作范围内,不同动力形式的最佳

工作范围大致可分为:(1) $Ma=0\sim 3$:是目前燃气涡轮发动机已经达到的飞行速度,如米格25和美国黑鸟SR71的飞行马赫数已超过3。(2) $Ma=3\sim 5$:是采用碳氢燃料的亚燃冲压发动机的有利工作范围。(3) $Ma=4\sim 10$:是使用氢燃料的超声速冲压发动机的有利工作范围,其中亚燃冲压发动机转换到超燃的 Ma 可选为4~5。(4) $Ma=10\sim 15$:为超高速(Hypervelocity)飞行范围,如以冲压发动机为动力则应发展超超声速燃烧冲压发动机。(5) $Ma>25$:为入轨速度,只有火箭发动机才能将飞行器加速到这样高的飞行速度。

根据上述内容的分析,为了兼顾安全性、经济性和作战效能的综合要求,将不同类型的发动机组合在一起工作是保证高超声速飞行器在宽广的飞行包线范围内高效率可靠工作的关键技术。

* 国家青年科学基金(51206005),北京高校青年英才计划(YETP1076)资助。

涡轮 / 冲压组合动力装置 的分类及结构特点

组合动力装置是指用两种以上不同类型的发动机组合而成的动力装置。目前,组合装置可分为两大类型:组合推进系统(Combined Propulsion System)和组合循环推进系统(Combined-Cycle Propulsion System)。在组合推进系统中,各发动机是相互独立的单元,分别安装在飞行器上,两者之间没有功能上和物理上的相互作用与影响,比较有代表性的是用火箭发动机助推的冲压发动机。而在组合循环推进系统中,各发动机单元相互补充,不论在物理结构上还是在功能上都密不可分。这种组合循环推进方式决定了发动机必须在不同模式下工作,以便在各种飞行条件下都能发挥出最佳性能,而且有利于构造出更简单、更轻便、更灵活和可重复使用的推进系统。组合循环推进系统又可分为3类:涡轮基组合动力(TBCC)、火箭基组合动力(RBCC)和脉冲爆震发动机(PDE)基的组合动力(PDEBCC)。其中TBCC和RBCC是目前最有希望获得成功组合动力。

与RBCC相比,TBCC具有可常规起降、可使用普通机场、多次重复使用、用途广泛、耐久性高、安全性好、可使用普通燃料、经济性好、环境污染小、技术风险小等特点。既可作为可重复使用空天入轨飞行器起飞/返航的低速段推进动力,也可作为各类高超声速飞行器,尤其是远程、有人驾驶高超声速飞行器的起飞加速和低速段推进动力,还可单独作为超声速及高超声速军民两用飞行器动力,具有很好的工程应用前景。

TBCC由燃气涡轮发动机(也称为涡轮加速器)和亚/超燃冲压发动机组成。依据两种类型发动机的组合特点,可分为上下并联型和共轴型。图1为涡轮/冲压组合动力并联

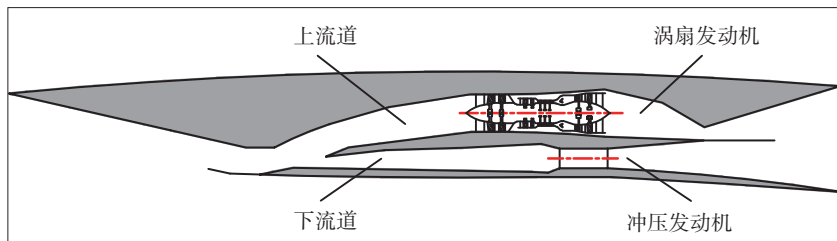


图1 涡轮/冲压组合动力并联方案典型流道示意图

方案的典型流道示意图。其特点在于,两类发动机流道独立,上下并排放置;前机身作为两类发动机进气道共用的前压缩面,后机身可作为两类发动机喷管共用的膨胀面。这种组合形式的优点为两类发动机共用部件较少,可调几何所需的调节范围较小,高马赫数条件下燃气涡轮发动机的热防护难度较低,可利用现有成熟燃气涡轮发动机作为涡轮加速器;但存在迎风面积较大、重量较重,并且需与机身进行复杂集成等缺点。

共轴型又可分两种:环绕型(Wrap-Around)和串联型(Tandem)^[2]。环绕型布局因发动机迎面面积较大和热防护要求高,因此现在研究较多的是共轴串联型。图2为涡轮/冲压组合动力共轴串联方案的典型流道示意图。与并联方案相比,其特点在于,两类发动机共用更多的部件,包括进气道、外涵道、加力燃烧室(冲压燃烧室)和喷管等。部件共用给组合动力设计带来的收益在于,结构更为紧凑、重量更为轻巧、迎风面积更小;需要付出的代价在于,保证共用部件在超宽工作范围内高效稳定工作所需要的可调机构数目更多,调节范围更宽;对涡轮发动机的结构可靠性和热防护要求也更高。

文献[3-4]给出了涡轮/冲压组合动力串联方案可调机构如图3所

示,为保证该方案在 $Ma=0\sim 5$,高度 $H=0\sim 30\text{km}$ 内具有良好的匹配性能,进气道/组合动力/喷管的控制变量至少需要11个,包括:N3斜板楔角 δ_{N3} 、N6斜板转角 δ_{N6} 、N3斜板长度收缩调节 d_{LN3}/L_{N3} 、涡轮/冲压模式转换阀门(MSV)、前可变面积涵道引射器(FVABI)、低压涡轮可调导向器叶片角度(LPT-VG)、后可变面积涵道引射器(RVABI)、涡轮燃油流量 W_{turbo} (涡轮前温度 T_4 或高压转子转速 N_2)、冲压燃油流量 W_{ram} (冲压燃烧室出口温度 T_7)、喷管喉道面积 A_8 、喷管出口面积 A_9 。

涡轮 / 冲压组合循环 发动机的研究进展

从20世纪60年代开始,涡轮/冲压组合动力J58就曾应用于黑鸟战机SR71,最大飞行马赫数为3.2。由于瓶颈技术的复杂性及风险,作为支持更高飞行马赫数飞行器($Ma>3.2$)的涡轮/冲压组合动力技术至今为止仍仅停留在地面台架试验验证或高空台试验验证阶段,如日本20世纪90年代发展的HYPR90-C验证机和21世纪初美国提出的革新性涡轮加速器计划(RTA);至今演示验证成功的高超声速飞行器ASALM、X43A和X51仍均以火箭助推作为低速段动力。

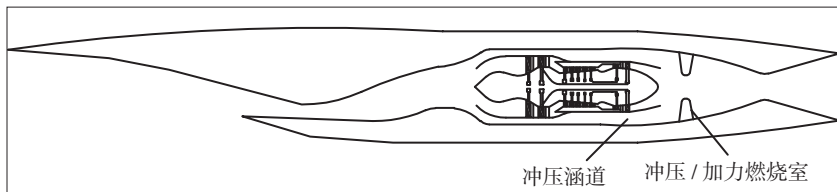


图2 涡轮/冲压组合动力串联方案典型流道示意图

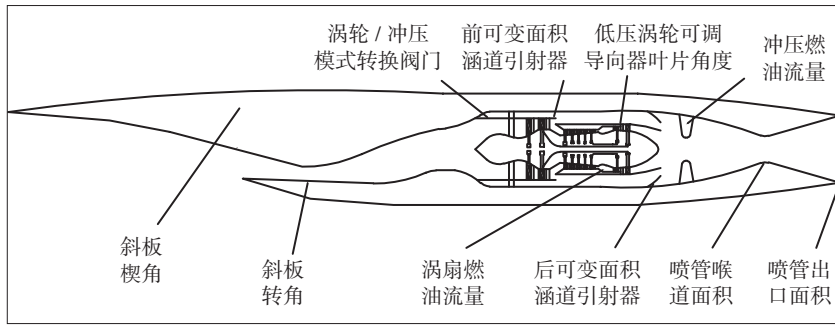


图3 涡轮/冲压组合动力串联方案可调机构示意图

综合考虑技术风险、研制成本和研制周期等要素,美国在涡轮/冲压组合动力技术领域分别制定了近期及中远期的验证计划。近期验证计划主要立足于目前成熟的燃气涡轮发动机技术,即最大飞行 $Ma < 2.5$ 。如波音公司 2009 年提出的最大飞行 $Ma=6$ 的 Trijet 概念,通过并联方案把燃气涡轮发动机、火箭引射冲压发动机和双模态冲压发动机组合在一起。图 4 为“三喷气”组合循环的示意图,该循环是涡轮基组合循环和火箭基组合循环的结合体,由一台 $Ma=2.5$ 涡轮喷气发动机、一台火箭引射冲压发动机和一台双模态超燃冲压发动机并联组合而成^[5]。

图 5 给出了“三喷气”组合循环不同模式工作范围的示意图。涡轮喷气发动机的工作范围为 $0 \sim 2.5$,火箭引射冲压发动机的工作范围为 $0.8 \sim 4.0$,主要弥补涡轮喷气发动机在跨声速区域以及双模态超燃冲压发动机在低效率工作 Ma 范围内的推力空缺^[6-7]。近期验证计划技术难点在于不同类型发动机模式的平稳转换以及动力方案与机体的复杂集成。

中远期验证计划主要立足于高马赫数变循环燃气涡轮发动机技术或带预冷的燃气涡轮发动机技术,即最大飞行 $Ma=4+$ 。如波音公司提出的最大飞行 $Ma=6$ 的 Pyrojet 概念,通过上下并联方案把高马赫数燃气涡轮发动机与双模态冲压发动机组合在一起。高马赫数变循环燃气涡轮发动机技术(RTA)从本质上就是一

个串联的涡轮/亚燃冲压的变循环

RTA-2 概念^[8-9]。RTA-1 涡扇发动机将采用常规的加力燃烧技术,产生足够的推力将飞行器加速到 $Ma=3$ 。通过采用变循环技术,RTA-1 在海平面静止起飞到 $Ma=2$ 工作在高风扇压比模式,然后过渡到低风扇压比模式,直至达到 $Ma=3$ (见图 7)。 $Ma > 3$ 后,冲压燃烧室从常规的加力工况过渡到冲压工况,继续加速到 $Ma=4+$ 。在从

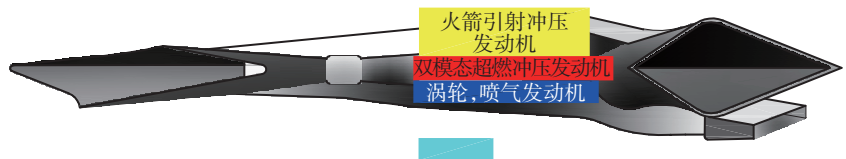


图4 “三喷气”组合循环三维造型示意图(侧视图)

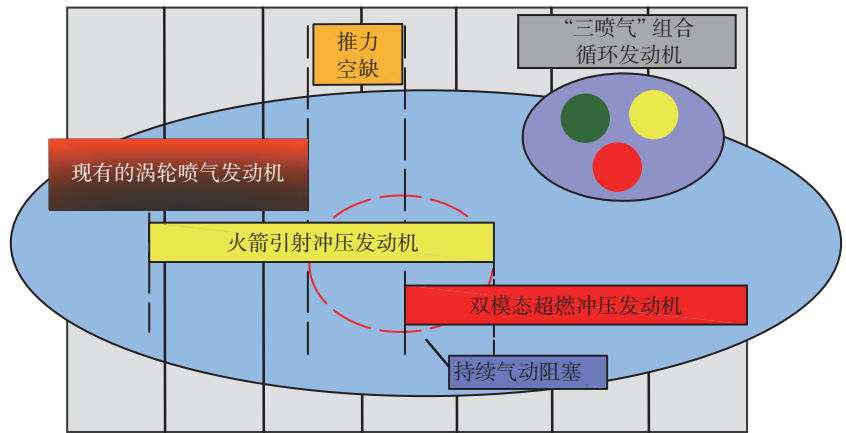


图5 “三喷气”组合循环不同模式工作范围示意图

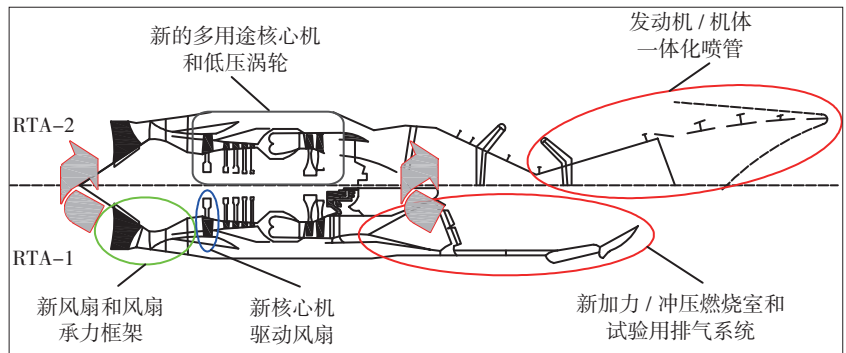


图6 RTA-1革新涡轮加速器

个串联的涡轮/亚燃冲压的变循环发动机,发动机的超级燃烧室兼有加力燃烧室和冲压燃烧室的功能。图 6 为 GE 公司提出的 RTA-1 概念和

$Ma=3$ 到 $Ma=4+$ 的过程中,涡轮发动机减速到风车转速,在进口温度最高的条件下,减小了转动部件的机械载荷,从而延长部件寿命。在 RTA-1

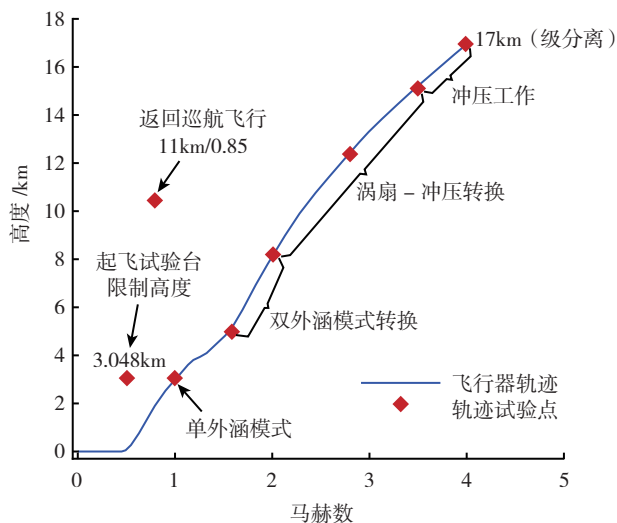


图7 RTA-1发动机在飞行轨迹上的地面试验点

的设计中,有大量的技术难点纳入了考虑的范围:在从起飞到 $Ma=4+$ 的飞行过程中,涵道比变化范围达到10倍的量级,需要设计新的风扇和核心驱动风扇级,并使得总压比与YF120相比有所下降;风扇、核心机和冲压燃烧室特性必须在宽广的工作范围内达到匹配,同时还需要冲压燃烧室的性能适当;从加力到冲压的转换需要复杂的燃油系统和冲压燃烧室结构;由高马赫数引起的高进口温度需要热管理系统来保护发动机构件和轴承等。

RTA-2将采用VAATE通用核心机计划和UEET高效发动机计划中发展的新技术,原计划到2015年,推重比达到15以上,工作 $Ma=5+$ 。与J58相比,部件寿命将是它的4倍,维修工作量大大降低,可靠性达到现代民用航空发动机的水平。

从美国涡轮/冲压组合动力技术的发展趋势来看,两个时期验证计划具有良好的技术继承性。近期验证计划注重技术方案的可实现性,虽然组合动力的比冲性能受到影响,但降低了研制难度和技术风险,并且为中远期验证计划的实施奠定良好的技术基础;远期验证计划注重技术方案的前瞻性和先进性。高马赫数变循环发动机技术的验证以及成熟

才能充分发挥燃气涡轮发动机在中低马赫数范围的高比冲优势,从而最终摆脱高超声速飞行器在低速段对火箭助推的依赖。

涡轮/冲压组合循环发动机关键技术

经过国内外的长期研究和探索,本文总结出了一些必需解决的涡轮/冲压组合动力关键技术问题。

(1)发动机和飞行器一体化设计技术。飞行器以高超声速飞行时,升阻比只是亚声速飞行的飞机的1/3~1/4,因此,如何使发动机在飞行器上的安装一方面不使飞行器阻力明显增加,另一方面,飞行器又不至于对发动机的进气、排气造成过高的损失是必需解决的技术关键。

(2)超宽工作范围进排气系统设计技术。涡轮/冲压组合动力进排气系统的设计难度在于超宽工作范围带来的进排气系统与组合动力的匹配问题。对于覆盖亚声速、跨声速、超声速、高超声速工作范围的涡轮/冲压组合动力装置,进气道的压缩比和喷管膨胀比的变化范围很宽。为了保证进排气系统与组合动力匹配良好,进气道及喷管需要多个可调机构来保证其压缩比或膨胀比在整个飞行包线内可调,即在尽可能低的马赫数下进气道能够起动并避免喷管出现过度膨胀和不完全膨胀现象。因此,涡轮/冲压组合动力超宽的工作范围将带来组合动力进排气系统调节机构数目增多及调节范围过宽的技术难题。

(3)高马赫数变循环发动机设计技术(最大 $Ma=3.5\sim 4+$)。对于最大飞行 $Ma=4+$ 的超声速飞行器,高

马赫数变循环发动机通过可调几何能够进一步拓宽传统燃气涡轮发动机的工作范围,有利于紧凑动力装置的结构和降低其重量。然而,它给发动机各部件设计带来的技术挑战在于,超宽的工作范围将使各部件设计约束增加,进出口边界条件变化范围变大。这些约束将使发动机的部件设计难度以及整机/各部件匹配难度加大。此外,高空大马赫数($Ma>2.5$)条件下燃气涡轮发动机的风车起动以及点火也是需要攻克的关键瓶颈技术。

(4)涡轮/冲压组合动力热防护技术。对于飞行器来说, $Ma>2.4$ 需要使用特殊的耐热材料, $Ma>4$ 必需考虑热防护,除采用特殊隔热材料,如陶瓷、碳/碳复合材料外,还要采取被动和主动冷却措施。因此,采用高性能耐热和隔热材料,利用燃料对发动机进行高效冷却是必需解决的技术关键。

(5)控制及状态监视技术。随着飞行速度的提高,为了保证飞行安全可靠和飞行性能,飞行器和发动机的控制要求高度自动化并具有高度自动化的全程状态监视系统。

(6)高精度数值仿真分析工具的建立及验证技术。高精度、可变维度缩放的数值仿真工具是进行高超声速飞行器及其动力方案的工作特性分析、新方案选择以及评估、系统与部件关键技术分解、部件设计及数值验证的技术关键。数值仿真工具的建立还需要相应的地面试验和飞行试验进行校核。

(7)涡轮/冲压组合动力部件及整机试验与测试技术。包括涡轮发动机部件及整机试验与测试技术,冲压发动机试验与测试技术,组合动力模式转换过程的试验与测试技术。

本文共有参考文献9篇,因篇幅所限,未能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。(责编 深蓝)