

基于循环参数分析的涡轮基组合动力系统用 高速涡轮发动机构型方案

杨天宇, 韩佳, 刘旭阳, 徐雪, 刘太秋
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:在涡轮基组合动力系统的使用场景中,高速涡轮发动机为了实现起飞、跨声速、模态转换等状态下的性能指标,需要扩展使用速度范围,兼顾多状态推力性能,对于发动机构型和循环参数选取提出了特殊的要求。开展基于循环参数分析的高速涡轮发动机构型方案设计,通过分析高速涡轮发动机在不同速度域下的使用需求,明确发动机的技术特征,并从性能、结构、技术发展趋势等多角度对高速涡轮发动机构型进行分析,针对双转子涡扇构型的高速涡轮发动机开展循环参数分析,明确压比、涵道比和涡轮前温度对发动机不同工况性能的影响。结果表明:变循环是高速涡轮发动机的理想构型方案。现阶段应基于双转子涡扇构型逐步集成变循环特征部件,并通过合理的循环参数匹配,实现高低速性能的兼顾。

关键词:临近空间高超声速;涡轮基组合循环发动机;高速涡轮发动机;构型;循环参数

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.005

High-speed Turbine Engine Configuration Scheme for Turbine-Based Combine Cycle Power System Based on Cycle Parameter Analysis

YANG Tian-yu, HAN Jia, LIU Xu-yang, XU Xue, LIU Tai-qiu
(ACEE Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In the application scenarios of turbine-based combined cycle power system, high-speed turbine engines need to expand the use speed range and consider multi-state thrust performance to achieve performance measures under conditions such as takeoff, transonic, and mode transition. Special requirements are put forward for engine configuration and cycle parameter selection. The configuration scheme design for high-speed turbine engines was conducted based on cycle parameter analysis. By analyzing the usage requirements of high-speed turbine engines in different speed domains, the technical characteristics of the engine were defined, and the configuration of the high-speed turbine engine was analyzed from multiple perspectives such as performance, structure, and technology development trends. The cycle parameter analysis of the high-speed turbine engine with a twin-spool turbofan configuration was conducted to clarify the influences of pressure ratio, bypass ratio, and turbine entry temperature on engine performance under different operating conditions. The results show that the variable cycle configuration is the ideal scheme for high-speed turbine engines. At present, it is necessary to gradually integrate variable cycle characteristic components based on the twin-spool turbofan configuration, and achieve a balance between high- and low-speed performance through reasonable cycle parameter matching.

Key words: near-space hypersonic; turbine based combined cycle engine; high-speed turbine engine; configuration; cycle parameter

0 引言

高超声速动力装置是实现高超声速飞行的核心,也是目前技术发展的瓶颈^[1-2]。从可预见的技术发展趋势看,任何单一吸气式动力装置都难以实现从亚声

速、跨声速、超声速和高超声速工作,水平起降、高超声速装备需要组合动力已基本达成共识^[3-4]。基于涡轮发动机、冲压发动机和火箭发动机3种基础动力装置,根据不同飞行 Ma 需求和任务特点可形成涡轮基组合循环发动机(Turbine-Based Combine Cycle,

收稿日期:2022-10-19 基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:杨天宇(1987),男,工程师。

引用格式:杨天宇,韩佳,刘旭阳,等.基于循环参数分析的涡轮基组合动力系统用高速涡轮发动机构型方案[J].航空发动机,2024,50(2):45-51.YANG Tianyu, HAN Jia, LIU Xuyang, et al. High-speed turbine engine configuration scheme for turbine-based combine cycle power system based on cycle parameter analysis[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 45-51.

TBCC)、火箭基组合循环发动机(Rocket-Based Combined Cycle, RBCC)和空气涡轮火箭发动机(Air-Turbo-Rocket, ATR)等多种组合方式^[5-6]。基于多种构型的高超声速组合动力装置发展情况,从性能、可靠性、经济性等多维度进行比较,TBCC构型具有长时间可重复使用、吸气式高比冲、结构简单、可靠性好和可维护性好等技术优势。

美国早在20世纪50年代就已经开始进行TBCC动力技术探索,经过大量的研究论证确认TBCC是最佳的吸气式推进方案,将TBCC技术列为空天技术发展的第1位。从80年代开始,经过国家空天飞机计划(National Airspace System Plan, NASP)、“猎鹰”组合循环发动机技术(Falcon Combined Cycle Engine Technology, FaCET)计划、模态转换验证计划(Modal Transition, MoTr)等诸多积累^[7-8],以及大量高速涡轮发动机(J58, RTA, MIPCC, HiSTED等)和双模态超燃冲压发动机(X-43A, X-51A, MSCC等)技术研究计划的积累,美国的TBCC动力研究已经步入工程化发展阶段,典型代表为SR-72飞行器动力方案研究和先进全状态发动机计划(Advance Full-Speed Range Engine, AFRE)。其中,SR-72飞行器目标为装备研制,计划于2030年服役,动力方案为 $Ma=6$ 级的并联TBCC,由高速涡轮机和双模态超燃冲压发动机组合而成;AFRE计划目标为 $Ma=5+$ 级全尺寸并联TBCC整机自由射流验证,是TBCC工程化研制的重要步骤和标志^[9-10]。TBCC主要由涡轮发动机和冲压发动机组合。飞机由涡轮发动机推动起飞、爬升,基于冲压发动机起动、稳定工作的速度条件,需要涡轮机在 $Ma=3$ 甚至更高的速域范围内满足推力性能和可靠性要求^[11-12]。早期, $Ma=3$ 级的涡轮发动机继承第1、2代成熟的涡轮发动机,采用如单转子涡喷构型、低压比压气机、连续放气循环和射流预冷等该时期典型的高 Ma 特征技术,实现了从 Ma 从2提高至3的跨越。但是,受温度负荷水平的限制,存在单位推力不大、高 Ma 状态推力不足、耗油率较高等问题,不能适应目前组合动力涡轮基的需求。近年来,国内外针对低速段动力的包线拓展技术开展了广泛研究。基于现有 $Ma=2$ 的涡轮机,结合火箭辅助和进气预冷等技术,可在短期内实现低速通道速域范围的扩展,但也带来了系统尺寸、质量和系统复杂程度的提升。因此,开展 $Ma=3\sim 4$ 的涡轮发动机的设计研究对组合动力发展和

临近空间飞机具有极重大的意义^[13]。

本文基于TBCC组合动力系统对高速涡轮机的需求,开展高速涡轮机构型和循环参数分析,明确提出高速涡轮机构型的发展方向和参数匹配特征。

1 TBCC组合动力系统对高速涡轮机的需求

高超声速飞机需要较大的起飞质量,以满足远航程和有效载荷等战术、战略指标要求^[14-15]。此外,面对更宽的速域范围,对飞机机体提出了更高的耐温需求,导致机体结构更重,尺寸更大,对起飞推力、起飞推重比、跨声速推力提出了更高的要求。在TBCC组合动力系统中,涡轮发动机是起飞、跨声速阶段的工作动力单元,因此,以大推力级、高单位推力的涡轮发动机为基础发展组合动力是高超声速飞机动力装备的必然选择^[16-17]。同时为了满足亚燃冲压、甚至超燃冲压发动机的起动速度需求,涡轮发动机需要扩展使用速域,具备在 $Ma=3\sim 4$ 的稳定运转能力,并满足推力性能需求。

1.1 使用速域扩展需求

为满足TBCC组合动力系统模态转换的速域需求,涡轮发动机工作包线需要扩展至 $Ma=3.5\sim 4$ 级。发动机工作包线扩展、进口温度提升如图1所示。从图中可见,发动机进口温度由当前 $Ma=2$ 级的 $120\text{ }^\circ\text{C}$ 提升至 $Ma=3.5$ 级的 $460\text{ }^\circ\text{C}$ 。进口温度大幅提升将对发动机进气压缩部件的气动和结构设计产生较大影响。考虑到现阶段

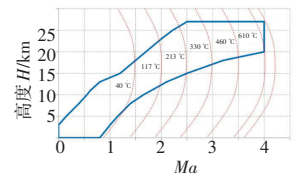


图1 发动机工作包线扩展、进口温度提升

风扇钛合金材料的耐温能力和强度储备,只能通过降低转速、提高轮毂比等手段予以缓解。同时,经过风扇、压气机压缩后,温度进一步升高,很快达到压缩部件末级材料的耐温极限。因此,在最高物理转速以及截面温度的限制下,高 Ma 工况下发动机处于较低的换算转速,方案设计应重点提升高 Ma 工况下的换算转速以及较低的换算转速流量。

1.2 起飞和跨声速性能需求

为满足较高飞行速度, $Ma=5\sim 7$ 的飞机需要采用“局部乘波体”机身和大后掠角机翼的布局形式,造成飞机低速时升阻比较低,控制面效率低。同时,组合动力系统径向尺寸大幅增加,进一步增加了飞行器阻

力,要求涡轮发动机具有较高的单位推力性能,飞/发成附件也要统筹考虑以降低迎风面积,从而降低飞机起降和跨声速的难度。涡轮发动机跨声速推力与起飞推力的比值如图 2 所示。从图中可见,组合动力系统对高速涡轮发动机跨声速性能的需求高于现有第 3 代 (F110) 和第 4 代 (F119) 涡轮发动机的。

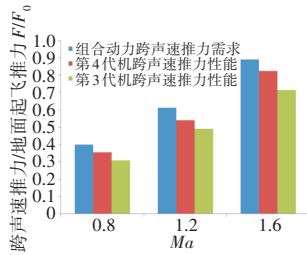


图 2 涡轮发动机跨声速推力与起飞推力的比值

1.3 高 Ma 性能需求

对于常规 $Ma=2$ 级的涡轮发动机,在 $Ma=2 \sim 2.5$ 时,发动机已达到稳定运转的极限。而高速涡轮发动机需要提升进气、压缩等冷端部件的耐温能力,使用耐受更高温度的燃、滑油,并解决燃、滑油系统及承附件的冷却和隔热问题,使发动机能够在更高的温度下工作。

2 高速涡轮发动机构型分析

随着 $Ma=2$ 级的军用涡轮发动机构型的发展,高速涡轮发动机在不同的历史时期也出现了单转子涡喷、双转子涡扇、双转子变循环等多种构型方案,其高速涡轮发动机使用特点见表 1。

表 1 多种构型的高速涡轮发动机使用特点

构型	使用特点
带有级间引气功能的单转子涡喷发动机	在涡喷和小涵道比涡扇模态之间转换
双转子涡扇构型	在高 Ma 工况下,核心机限流,能够利用转差调节和外涵保持进气流量
双转子变循环构型	在低 Ma 工况下,减小涵道比,增加总压比,提高单位推力性能 在高 Ma 工况下,增大涵道比,提升发动机的流通能力

单转子涡喷构型采用多级压气机方案,在高 Ma 状态,压气机末级的堵塞现象明显。此外,单转子涡喷构型的突出问题是如何解决长时间工作的加力燃烧室冷却问题。J58 发动机采用了旁路放气循环设计,利用压气机中间级放气,解决高 Ma 状态的流通和加力冷却问题;双转子方案将压缩部件拆分成风扇和高压压气机,并构建外涵道,在高 Ma 状态利用风扇的高流通特性保持较高的进气流量,利用高低压转速调节和外涵道,使大量空气绕过核心机,由外涵进入加

力燃烧室,实现流量保持的同时也解决了加力燃烧室冷却问题;变循环构型是在常规双转子涡扇构型的基础上增加几何可调部件,进一步扩展发动机压比和涵道比的大范围调节,能够更好地实现飞机在不同工况下的性能需求。上述多种构型之间的核心差异是单转子涡喷和双转子涡扇构型对气动性能和结构设计的影响。

2.1 气动性能对比

针对总压比为 15、涡轮前温度为 1800 K 的单转子涡喷和双转子涡扇 2 种构型方案开展性能对比。涡扇发动机涵道比为 0.2 ~ 0.3,涡喷发动机旁路引气冷量相对进气流量占比为 0 ~ 10%。在地面起飞状态下,单转子涡喷方案的起飞单位流量推力性能更好,但压气机旁路引气冷却加力的方案将导致性能降低。高速涡轮机地面起飞单位流量推力对比如图 3 所示。

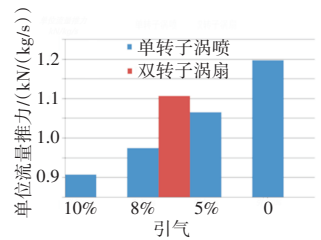


图 3 高速涡轮发动机地面起飞单位流量推力对比

从图中可见,单转子涡喷方案的地面起飞状态引气量超过压气机进口进气量的 5%,单位流量推力性能低于小涵道比涡扇方案的。同时,引气方案也对加力燃烧室宽范围掺混设计提出了很高的挑战。

在跨声速状态下,小涵道比双转子涡扇构型方案与单转子涡喷构型的相当,但随着 Ma 的提高,涡扇构型方案的涵道比增大,单位推力性能有降低的趋势。在高 Ma 状态下,发动机性能取决于流通能力。双转子方案具有更大的涵道比,能够实现更好的流通能力。高 Ma 状态下推力性能对比如图 4 所示。从图中可见,在 $Ma \geq 3$ 时,在相同的限制条件下,双转子涡扇构型的高速涡轮机具有 10% 以上的推力性能优势。

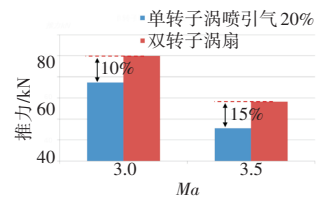


图 4 高 Ma 状态推力性能对比

2.2 结构设计对比

从发动机外廓尺寸方面考虑,单转子方案受气动设计的限制,流路的外廓尺寸高于双转子方案的。在附件系统布局方面,双转子方案可以充分利用中介机匣处流路收缩区域,缩小发动机的最大外廓尺寸空间,相比于单转子方案,双转子方案的最大外廓尺寸

明显缩小。因此,双转子方案的进口尺寸、最大长度、最大高度以及整机质量均明显好于单转子方案的。

对于高 Ma 涡轮机设计来说,总体结构需要解决的最主要问题是发动机内部滑油系统的热防护。对单转子方案来说,由于转子的跨距较大,通常在高压气机后布置轴承,需要在主燃烧承力框架上同时解决高温轴承腔的封严、热防护、主承力框架热变形协调和供回油功能布置等设计问题,使得总体设计极具挑战性;对双转子方案来说,由于气动流路较短,核心机转子采用了1-0-1布局,避免在高温高压区域布置轴承腔,降低了轴承腔热防护的设计难度,同时将隔热、供回油和传力等功能解耦到高低压2个转子系统,降低了总体的设计难度。

2.3 构型对比小结

从性能角度对比,变循环构型发动机能够更好地兼顾低速状态的高单位推力和高速状态的高流通和大推力,是高速涡轮发动机的理想构型方案。但考虑到变循环构型调节结构复杂,且需要在高温环境下执行几何调节,变循环技术成熟度和可靠性有待进一步提高,现阶段可作为牵引性方案。对比单转子与双转子构型,综合评估气动性能、单位迎风面积、整机尺寸、质量、总体结构设计难度等方面,双转子涡扇构型均有显著优势。因此,基于现有技术基础发展高速涡轮发动机,应采用常规循环的双转子构型,逐步集成变循环特征部件的技术路线。

3 高速涡轮机循环参数分析

3.1 约束分析

在高 Ma 状态下,进入涡轮发动机的空气已处于高温状态,进一步压缩将受到发动机截面温度和结构强度的限制。高速涡轮发动机关键截面主要包括发动机进口、压缩部件出口和主燃烧室出口,通过分析关键截面的特征参数限制,可以梳理制约高速涡轮发动机设计的能力边界。

进口温度提升是影响推力性能的源头。 $Ma=3$ 的进口总温为 $328\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=3.5$ 的进口总温为 $460\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。在高温进气环境下,受耐温能力和转子强度的限制,发动机换算转速和流量大幅降低,导致高 Ma 状态下的发动机推力减小。同时,随着进气温度进一步提升,压缩部件出口材料的耐温能力逐渐代替传统热端部件成为发动机的耐热边界,直接影响发动机总压比的

选取。在发动机进口截面温度大幅升高的情况下,经过压缩后温度进一步升高,达到压缩部件末级材料的耐温极限。同时,该截面是发动机内部压力最高位置,无法实现引气冷却,只能依靠材料的耐温能力。考虑到现阶段压气机出口耐温能力只能通过降低设计状态的总压比来保证发动机高速性能,而低总压比设计将导致主燃烧室和涡轮等部件体积密度偏低,带来低压环境下的燃烧组织以及大尺寸涡轮叶片设计加工等难题,会对于整机径向尺寸控制产生不利影响。

针对约束条件下的设计挑战,主要的技术措施是采用适应高 Ma 性能需求的部件设计方案:采用较低的总压比,尽量避免过早的进入压缩部件出口温度限制;提升转子强度储备,使压缩部件能够在更宽的转速范围内稳定工作;提升低转速性能,在换算转速较低的情况下,使发动机仍具有较好的流通;采用先进材料和结构设计,提升关键截面的耐温能力。

3.2 主要热力循环参数分析

涡轮/冲压组合动力系统的高速涡轮发动机在跨声速状态和涡轮冲压模态转换状态均有较高的推力需求。对于起飞、跨声速等低速性能,要求发动机具有高压比、高涡轮前温度。对于扩展速域范围、提升高 Ma 推力性能,则需要较低的总压比,避免过早的因限温而导致转速下降。因此,对于宽速域使用的高速涡轮发动机,主要循环参数选取过程中存在明显的“跷跷板”现象,只能在保证低速性能指标的前提下,尽量提升高 Ma 的性能^[18-19]。因此,高速涡轮机的循环参数分析首先以起飞和跨声速性能目标为边界,初步划定循环参数可行域,然后结合在高 Ma 状态下推力性能需求和发动机限制条件进行在高 Ma 状态下的性能评估,通过迭代逐步形成高低速性能均衡的循环。

根据牵引性指标要求,针对常规循环的双转子涡扇发机构型,明确循环参数分析域,见表2。在循环参数分析域内,内/外涵出口压力平衡 P_{16}/P_6 在合理范围内^[20],并满足地面起飞推力需求,循环参数分析域内的方案分布如图5所示。

循环参数对地面起飞状态性能的影响趋势如图6所示。在满足起飞推力的合理方案中,随着风扇压比和总压比的提高均会使发动机推力增大、耗油率降低,在相同的步长下,风扇压比的参数敏感性更强。

表 2 循环参数分析域

循环参数	分析域	边界条件	步长
涵道比	0.2 ~ 1.0	高单位流量推力需求,采用小涵道比	0.2
风扇压比	3 ~ 50	起飞、跨声速推力需求	0.5
高压压气机压比	3 ~ 6	巡航耗油率需求;同时考虑扩速和高 Ma 性能需求,控制总压比	0.5
燃烧室出口温度/ $^{\circ}C$	1330~1730	考虑 P_{16}/P_6 与风扇压比、涵道比相匹配	50

在风扇压比一定的情况下,随着涡轮前温度提升,发动机推力增大,耗油率提高,更高的风扇压比会使涡轮前温度对推力的敏感性增加,对耗油率的敏感性降低。随着涵道比的增大,发动机推力减小,耗油率降低,而涵道比的敏感性随涡轮前温度及总压比的提高而降低。综合上述分析,对于发动机起飞状态性能,风扇压比的敏感性最高,为了满足高速涡轮发动机起飞及跨声速状态的推力性能,发动机保证较高的风扇压比,同时根据高 Ma 状态性能牵引的低总压比、大节流比等需求,匹配其他循环参数。

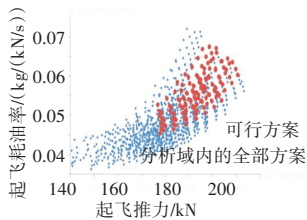


图 5 循环参数分析域内的方案分布

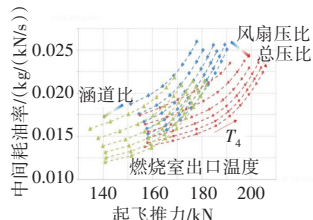
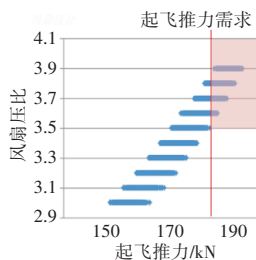
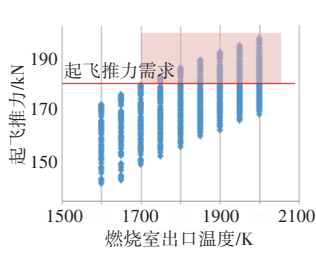


图 6 循环参数对地面起飞状态性能的影响趋势

在循环参数分析域内,能够根据地面起飞推力的需求,明确风扇压比和涡轮前温度的选取方向,进一步缩小参数选取范围。风扇压比和涡轮前温度对地面起飞推力的影响如图 7 所示。从图中可见,在地面起飞状态,为保证发动机内/外涵出口压力平衡,风扇



(a) 起飞推力与风扇压比的关系



(b) 燃烧室出口温度与起飞推力的关系

图 7 风扇压比和涡轮前温度对地面起飞推力的影响

压比越高则需要匹配更高的涡轮前温度。在本方案的动力指标牵引下,风扇压比需要在 3.5 以上,涡轮前温度需要在 1480 $^{\circ}C$ 以上。

参考当前较为成熟的材料和冷却技术,可以明确最高涡轮前温度。因此,设计点涡轮前温度的选取也决定了发动机的空/地节流比。空/地节流比主要影响 $Ma=2\sim 2.5$ 范围内的发动机性能,在该范围内发动机接近或处于最高涡轮前温度状态,低空/地节流比越大,发动机推力性能越好。随着 Ma 的进一步提升,发动机逐步进入高压转速限制和压气机出口温度限制,涡轮前温度降,低空/地节流比对发动机性能的影响逐渐减小。

总压比的选取主要影响发动机的耗油率指标。同时,压缩部件出口截面最高温度是限制发动机高速性能的关键限制参数。因此,总压比的选取也间接影响高 Ma 的状态性能。在 $Ma=3$ 时发动机的许用压比如图 8 所示, η 为压缩部件在 $Ma=3$ 时的总效率。在 $Ma \geq 3$ 时,不同压气机出口温度限制和压缩部件整体效率水平决定了该状态的许用压比。

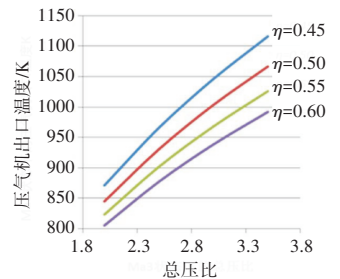


图 8 在 $Ma=3$ 时发动机的许用压比

设计点压比越高,降至许用压比所需的节流程度越高,对应的发动机转速及流量越低。设计点压比与 $Ma=3$ 时节流程度影响如图 9 所示, T_3 为压气机出口温度。从图中可见,设计点压比为 20 的方案节流至压比 2.5,相对换算流量(节流流量/设计流量)为 0.2;设计点压比 15 的方案节流至压比 2.5,相对换算流量为 0.27;设计点压比 10 的方案节流至压比 2.5,相对换算流量为 0.4。在高 Ma 状态下,发动机流量决定了推力性能。因此,为追求高流通能力,尽量选取较低的设计点总压比。

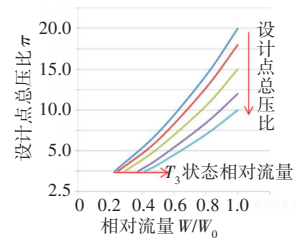


图 9 设计点压比与 $Ma=3$ 时的节流程度影响

4 结论

(1)在起飞、跨声速和低速域加速过程中,涡轮发

动机作为吸气式动力装置,比冲性能远超火箭类动力装置的。此外,涡轮发动机具有结构相对简单、可维护保障性好、快速反应能力强等优势。因此,基于涡轮发动机的组合动力系统是临近空间高超声速飞机动力系统的理想动力方案。

(2)早期的高速涡轮发动机采用了旁路放气、压气机前后多级静子调节等技术。随着涡扇及变循环技术的发展,利用双转子构型结合高流通风扇和多外涵技术,可实现流量调节的技术提升和简化,变循环将是高速涡轮发动机的理想构型方案。

(3)在组合动力系统中,涡轮发动机的使用速度需求扩展至 $Ma=4$ 级。同时,兼顾组合动力系统跨声速和模态转换2种状态的推力性能需求,高 Ma 气动热及其引起的高低速性能平衡设计是高速涡轮机设计的核心技术挑战。

(4)经过综合分析发现,高速涡轮发动机需采用较低的总压比保证高 Ma 性能,同时,需要匹配较高的风扇压比和涡轮前温度保证起飞和跨声速推力性能,但会造成核心机负载较轻。因此,空气系统设计是后续方案设计的主要挑战。

参考文献:

- [1] Surzhikov S T. Calculated analysis of experimental data on the aerothermodynamics of the hypersonic aircraft HIFiRE-1[J]. Doklady Physics, 2020, 65(11):400-404.
- [2] Chen Z, Huang F, Jin X H, et al. A novel light-weight aerodynamic design for the wings of hypersonic vehicles cruising in the upper atmosphere[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 109: 106418-1-11.
- [3] 尹泽勇, 蔚夺魁, 徐雪. 高速涡轮基推进系统的发展及挑战[J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 1-7.
YIN Zeyong, YU Duokui, XU Xue. Development trend and technical challenge of high Mach number turbine based propulsion system[J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 1-7. (in Chinese)
- [4] 余协正, 陈宁. 临近空间高超声速飞行器目标特性及突防威胁分析[J]. 航天电子对抗, 2019, 35(6): 24-29.
YU Xiezheng, CHEN Ning. Target characteristics and penetration threats analysis of hypersonic vehicle in the near space. [J]. Aerospace Electronic Warfare, 2019, 35(6): 24-29. (in Chinese)
- [5] 张旭辉. 组合动力技术的未来应用[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 15-24.
ZHANG Xuhui. Future application of combined cycle propulsion technology[J]. Science and Technology Review, 2020, 38(12): 15-24. (in Chinese)
- [6] 廖孟豪, 李宪开, 窦相民. 美国高超声速作战飞机气动布局演化分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 3-6.
LIAO Menghao, LI Xiankai, DOU Xiangmin. Evolution analysis of aerodynamic configuration of hypersonic military aircraft in USA[J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(11): 3-6. (in Chinese)
- [7] 刘红霞, 梁春华, 孙明霞. 美国高超声速涡轮基组合循环发动机的进展及分析[J]. 航空发动机, 2017, 43(4): 96-102.
LIU Hongxia, LIANG Chunhua, SUN Mingxia. Progress and analysis of US supersonic turbine based combined cycle engine[J]. Aeroengine, 2017, 43(4): 96-102. (in Chinese)
- [8] 凌文辉, 侯金丽, 韦宝禧, 等. 空天组合动力技术挑战及解决途径的思考[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2171-2176.
LING Wenhui, HOU Jinli, WEI Baoxi, et al. Technical challenge and potential solution for aerospace combined cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2171-2176. (in Chinese)
- [9] 韦宝禧, 凌文辉, 江强, 等. TRRE 发动机关键技术分析及推进性能探索研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 298-305.
WEI Baoxi, LING Wenhui, GANG Qiang, et al. Analysis of key technologies and propulsion performance research of TRRE engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 298-305. (in Chinese)
- [10] 颜瑾钊. 赫耳墨斯高超声速客机研制进展[J]. 航空动力, 2020(3): 11-14.
YAN Jinzhao. The progress of hermeus hypersonic jet[J]. Aerospace Power, 2020(3): 11-14. (in Chinese)
- [11] 梁春华, 刘红霞, 索德军, 等. 美国航空航天平台与推进系统的未来发展及启示[J]. 航空发动机, 2016, 39(3): 6-11, 45.
LIANG Chunhua, LIU Hongxia, SUO Dejun, et al. Future development and enlightenments for US aerospace platform and propulsion system [J]. Aeroengine, 2016, 39(3): 6-11, 45. (in Chinese)
- [12] 索德军, 孙明霞, 梁春华, 等. 美国战斗机发动机技术研究与产品研制的发展特点及趋势分析[J]. 航空发动机, 2016, 42(6): 82-89.
SUO Dejun, SUN Mingxia, LIANG Chunhua, et al. Review on technical investigation and product development of fighter engine in US[J]. Aeroengine, 2016, 42(6): 82-89. (in Chinese)
- [13] 芮长胜, 张彦军. 马赫数3一级涡轮发动机设计特点及关键技术浅析[J]. 航空科学技术, 2012(6): 64-67.
RUI Changsheng, ZHANG Yanjun. Study on design characteristics and key technologies of Mach3 turbine engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(6): 64-67. (in Chinese)
- [14] 杨天宇, 张彦军, 芮长胜. 高速涡轮发动机技术发展浅析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(6): 26-30.
YANG Tianyu, ZHANG Yanjun, RUI Changsheng. High speed turbine engine technology development[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(6): 26-30. (in Chinese)
- [15] Bartolotta P A, McNelis N B, Shafer D G. High speed turbines: Development of a Turbine Accelerator (RTA) for space access[R]. AIAA-2003-6943.
- [16] Miyagi H, Miyagawa H, Kishi K, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR project[R]. AIAA-95-2751.

- [17] 芮长胜,张超,越冬峰.射流预冷涡轮发动机技术研究及发展[J].航空科学技术,2015,26(10):53-59.
RUI Changsheng, ZHANG Chao, YUE Dongfeng. Technical study and development of mass injecting pre-compressor cooling turbine engine [J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(10): 53-59. (in Chinese)
- [18] 张彦军,芮长胜.*Ma3*一级高速涡轮发动机结构方案研究[J].航空科学技术,2015,26(10):67-72.
ZHANG Yanjun, RUI Changsheng. Research on structure project of *Ma3* high speed turbine engines[J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(10): 67-72. (in Chinese)
- [19] 苏桂英.涡扇发动机实现变循环功能的循环参数设计[J].沈阳航空航天大学学报,2014,31(2):20-23.
SU Guiying. Design of cycle parameters for actualizing VCE on the turbofan engine[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2014, 31(2): 20-23. (in Chinese)
- [20] 韩佳,王靖凯.三外涵变循环发动机推力性能优化计算及分析[J].航空动力学报,2018,33(3):338-334.
HAN Jia, WANG Jingkai. Thrust performance optimization calculation and analysis of triple bypass variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 338-334. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)