

组合循环发动机科学研究技术路线的优化

赵文胜

中国航天飞航技术研究院, 北京 100074

摘要 以高速飞机、两级入轨一级平台组合动力飞行器为应用背景,以具备开发研究和工程应用基本要素为导向,优化了水平起降、重复使用、高速宽域组合循环发动机科学研究的技术路线。比较了单一类型动力飞行器与组合动力飞行器航程和载荷能力等主要功能指标,分析了组合动力飞行器对发动机性能的需求,研究了组合动力飞行器空气动力学特性、结构质量特性和组合循环发动机核心性能随飞行速域拓宽的变化趋势,提出飞行速域上限对组合循环发动机实用化具有决定性影响。构建了技术方案、飞行器需求、技术代际递进、热障等维度的组合循环发动机技术实用化评估模型。评估表明, Ma6级组合循环发动机仍需持续探索研究; Ma4级组合循环发动机与组合动力飞行器具备实施以能力形成和实用化为目标的大科学技术计划的基本条件。分析认为, Ma4亚高超飞行平台具有重大应用价值,是重大技术代际。

关键词 组合动力飞行器;组合循环发动机;技术路线

组合动力飞行器是航空航天未来发展的技术高地,已成为各国高度关注的战略性、前沿性技术。21世纪以来,对组合动力飞行器的认识进一步深化,研究工作主要针对高速飞机、空天运输两级入轨一级开展,单级入轨空天往返飞行器是更久远的目标。

本课题研究的组合动力飞行器和组合循环发动机基于高速飞机、两级入轨一级飞行平台的应用

背景,其基本飞行剖面为水平起飞、加速爬升、高速巡航/将上面级运送至高空高速分离、返航、水平着陆,可具备亚声速巡航和空中受油能力。作为组合动力飞行器的核心技术,组合循环发动机(combined cycle engine, CCE)利用不同推进方式的最佳运行区间、以航空航天或新概念动力中的两种及以上单一类型发动机技术通过热力循环和结构融合,实现超越吸气式单一类型动力的更宽速域性

收稿日期:2021-04-14;修回日期:2021-07-26

作者简介:赵文胜,研究员,研究方向为固体火箭发动机、组合循环发动机、空天动力技术,电子信箱:cas31zws2021@outlook.com

引用格式:赵文胜. 组合循环发动机科学研究技术路线的优化[J]. 科技导报, 2021, 39(17): 82-90; doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.2021.17.010

能。CCE显著特征是水平起降、重复使用、高速宽域、吸气模态为主。作为未来空天往返和高速宽域飞行器动力的重要技术形式,CCE概念具有突出的优势:大气层内工作时利用空气支持燃烧,空气与燃气作为热机工质的推进剂比冲明显高于自带氧化剂的火箭发动机;可实现比吸气式单一类型动力飞行器更宽速度范围的飞行,拓展工作包线;支撑高速远程飞行平台和水平起降、重复使用、满足“廉价、可靠、快速”这一未来空天往返飞行器的需求。

CCE概念是一个适合不同速域范围、方案多样、代际递进的空天动力技术群。CCE有火箭基组合循环发动机(rocket based combined cycle, RBCC)、涡轮基组合循环发动机(turbine based combined cycle, TBCC)、空气涡轮发动机(air turbo rocket, ATR)、三组合发动机、预冷发动机、新概念组合发动机等类型,构型涉及串联、并联、串并联布局,方案包括RBCC、TBCC、ATR、TriJet(三流道发动机)、佩刀发动机(协同吸气式火箭发动机, synergistic air-breathing rocket engine, SABRE)、弯刀发动机(衍生于SABRE的高超声速巡航发动机, Scimitar)、先进全速域发动机(advanced full range engine, AFRE)以及高超声速混合超导燃烧冲压加速磁流体动力发动机(hypersonic hybrid superconducting combustion ram-accelerated magnetohydrodynamic engine, Hyscram)等^[1-12]。CCE研究基本以拓展工作范围和提升性能为目标,围绕热力循环组合、流道匹配、模态转换、宽域性能优化、推力衔接及与飞行器一体化等开展了大量的研究工作。近年X-51A超燃冲压发动机、SABRE深冷、SpaceX液体火箭发动机推力调节和重复使用等技术突破促进了CCE新一轮深化研究,在拓宽冲压模态边界、预冷应用途径、火箭发动机技术融合等方面取得进一步发展。CCE是世纪技术难题,发展过程中仅有涡轮与冲压两组合的J-58发动机在SR-71高空高速侦察机上实现应用,可以Ma3超声速巡航^[13]。涉及高超声速的CCE诸多关键技术仍未聚焦,没有显现收敛趋势,研发路线处于多样化阶段^[14]。

新技术经历基础研究、应用基础研究、开发研究走向实用化,3种类型的科学研究可相对独立、

松散关联,也可协调推进、并行发展。重大技术如果实施以展示能力要素或实际应用为目标的科学技术专项计划,基础和前提是该技术发展进化到具备开发研究的基本条件,关键技术得到验证或核心技术问题研发形成清晰的技术路线,实用化方案概念性闭合。过早全面启动面向应用和市场的开发研究可能导致结果与目标严重背离。美国国家空天飞机(NASP)计划需求和期盼强烈,快速实施演示验证愿望迫切,但缺乏对是否具备开发研究基本要素的系统分析,规划的X-30单级入轨飞行器最终由于发动机技术想法源于试验数据外推、没有闭合方案的技术支撑和过于脱离现实等原因下马,成为航天发展进程中历史性误判的典型案列。CCE研究历史长、内容丰富,但如何有序开展深化研究和工程应用的相关内容,包括分析不同CCE方案的科学研究类型,按类型属性规划科学研究的组织形式和资源投入,以及从组合动力飞行器层面对CCE能力需求分析、CCE核心性能的外在影响因素研究、对CCE技术进程的评价分析极为少见。根据航空航天动力技术发展规律,全新类型空天发动机具备开发研究基本要素到演示实用化基本能力或实现工程样机研制,需要20~30年或更长的周期。

本研究以高速飞机、两级入轨一级飞行平台为应用背景,以具备开发研究和工程实用化基本要素为优化依据,分析组合动力飞行器特性变化对CCE的特殊需求,研究高速宽域对CCE性能的影响、CCE技术进程评估方法,对CCE技术群开展实用化要素评估,梳理实施以应用为目标的科学技术专项计划的必要条件。根据评估结果优化不同CCE研发的技术路线,并对具备工程应用能力基本条件的组合动力飞行器应用潜力进行价值分析。

1 CCE性能可实现性研究

1.1 单一类型动力飞行器与组合动力飞行器功能性性能对比分析

实现满足任务性能的航程和载荷能力是飞行器实用化的核心价值所在。高速飞机兼顾爬升的同时追求更远的高速巡航航程;两级入轨一级平台

突出加速性能,追求将更大质量上面级送至一二级分离点。任务需求和飞行策略不同牵引CCE技术运用可能存在差别,但本质都是以可接受的能量消耗换取组合动力飞行器更大的动能势能,在相同速域范围内二者实现核心功能的技术内涵和性价比

基本相同。

吸气式单一类型动力飞行器可涵盖水平起降、亚声速、跨声速、超声速、高超声速的部分速域,其发动机工作速域范围如表1所示。

表1 单一类型吸气式发动机工作速域范围

发动机类型	工作速域/Ma	典型应用	可重复使用情况
涡轮发动机	0~2.5+	飞机、无人机、巡航导弹	可重复使用
亚燃冲压发动机	2~4.5	超声速巡航导弹、无人机	少量可重复使用
超燃冲压发动机	5~7+	高超声速巡航导弹	尚未实现可重复使用

亚超声速飞机、火箭助推超声速/高超声速单一类型动力飞行器的技术发展相对充分,航程、载荷能力在满足使用功能的同时一直追求拓展,但持续提升的空间不大。具备水平起降能力的F-22、协和、SR-71、XB-70等典型超声速飞机,最大飞行速度在Ma2~Ma3量级,航程延伸需要空中加油;一次性超声速/高超声速飞行器载荷能力似可优化,但其巡航初速度基本由火箭助推实现,且较少考虑返航和重复使用。组合动力飞行器需要在水平起降飞行器基础上实现速度明显增量,在高速飞行器基础上拓展更宽速域飞行且可重复使用,其航程和载荷能力应与实用化单一类型动力飞行器可比拟、相当或相近,过短航程或较弱载荷能力将严重削弱其实用化性价比甚至丧失实用功能。因此,应参照单一类型动力飞行器核心功能,规划组合动力飞行器可接受的航程和载荷能力,系统分析组合动力飞行器特性的变化、技术特质对CCE性能需求的实质性影响和特殊需求,统筹研究CCE核心性能对飞行器的支撑性、可实现性。

组合动力飞行器起飞、爬升至巡航或一二级分离点经历所涵盖的全部速域、所有发动机工作模式,飞行器高度、速度变化非常大,需要具有可接受的爬升性能。即以适当的推进剂消耗取得高度势能和高速动能,剩余能量足以支撑完成巡航或上面级达到高空高速分离点。爬升段过多的能量消耗将无法保证满足任务性能的航程或载荷能力。因此,爬升能力是高速宽域组合动力飞行器的突出矛盾,是实用性功能实现的关键。

1.2 组合动力飞行器对CCE性能需求分析

组合动力飞行器依靠CCE喷气产生的推力克服阻力,实现起飞、加速爬升和巡航。在起飞、爬升段,需要超过飞行器推阻平衡的更大推力实现加速。因飞行高度、速域超过单一类型动力飞行器,组合动力飞行器自身气动特性、质量对CCE的性能需求与飞行速域上限密切相关。

1) 组合动力飞行器气动布局需要兼顾起飞、低速、高速的气动特性,即便能够实现外形可变可调,飞行器整体空气动力效率仍会明显下降,即在同一速域相比单一类型动力飞行器具有更低的升阻特性。速域越宽,全速域升阻特性越差,需要CCE具有优于单一类型发动机的速度特性,以提供平衡阻力的更大推力。

2) 宽域爬升所需燃料/推进剂及储箱、进排气调节机构、热防护等将导致飞行器体积、表面积、迎风面积增大,增加寄生阻力;同时宽域高速使不同速域气流干扰和激波强度更趋激烈,导致干扰和激波阻力增加。寄生阻力、波阻均对速度更加敏感,对爬升和巡航均提出更高推力需求。

3) 速域上限提高,动压增大,热防护难度加大,对结构强度要求提高,导致结构质量增加,同时减低载油系数。

4) 组合动力飞行器质量必然大于单一类型动力飞行器,导致诱导阻力增加。尤其以正迎角爬升需要更高升力系数,将进一步增大阻力系数。

上述因素造成阻力叠加,主要的阻力、动压与速度是平方关系,导致飞行器对发动机推力需求明

显增大。随速域上限提高,组合动力飞行器对CCE推力和冲量的需求与单一类型动力飞行器的需求之差越来越大。

1.3 CCE核心性能与工作速域上限影响分析

CCE研究实质是以不同类型发动机为基准,追求宽包线内性能寻优和工作边界拓展:即希望涡轮模态尽可能接近高水平航空发动机的性能且工作速域上边界还要提高,冲压模态达到或接近亚燃冲压或超燃双模态冲压基本性能且上下工作边界尽可能拓宽。但从发动机技术层面,拓宽工作速域将付出两方面的代价。

1) CCE给定速域的性能低于单一类型发动机。工作速域拓宽导致能量转换效率和做功能力

下降,即比冲降低。拓宽CCE不同模态工作速域边界、提高边界性能、进行模态转换和性能衔接是实现宽域性能的合理技术途径。但速域上限越高,就需要在更高速域进行涡轮与冲压模态转换,涡轮模态上边界性能下降越大;速域上限越高,冲压模态速域越宽,比冲性能下降越多。CCE追求宽包线高效工作能力,必然导致CCE在给定速域比冲低于适宜于该速域单一类型发动机。超燃冲压发动机技术进步突破了拓宽至高超速域的重大障碍,但更宽速域实用化性能的贯穿依然存在巨大技术鸿沟。采取火箭发动机或其它途径辅助实现性能衔接,也要付出代价。单一类型发动机与CCE比冲性能如图1所示。

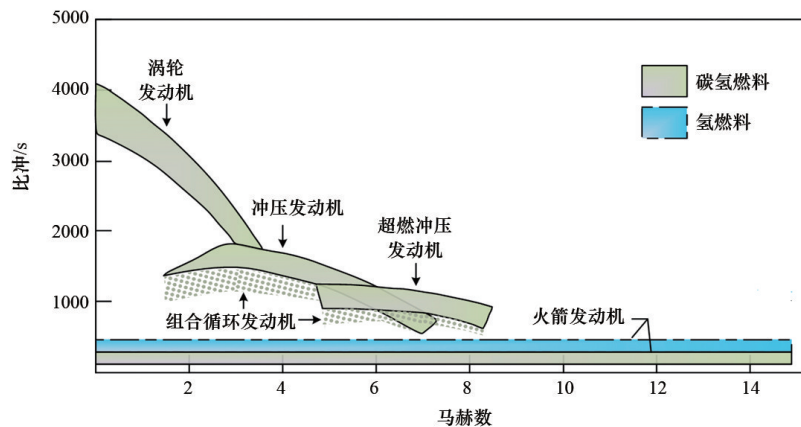


图1 单一类型发动机与组合循环发动机比冲性能

比冲降低,同等燃料消耗和空气流量下发动机推力就降低,导致改变飞行器动量的推力对时间积分即总冲也降低。随速域上限提高,CCE全速域范围可能实现的总冲与以单一类型发动机性能为目标的总冲之差越来越大。

2) CCE单位质量做功能力即推重比低于单一类型发动机。涡轮模态工作时冲压高速通道的结构质量、为提高涡轮模态工作上限而采用的材料质量增加、继续爬升所需燃料等形成呆重,相当于增加涡轮模态时发动机系统结构质量;冲压模态时一直携带涡轮基爬升飞行,等同于减少有效载荷、降低性能。同时作为CCE应有选项的可调排气随速域上限提高调节范围更大,调节时变性要求更高,可调机构质量更重。因此,相比单一类型发动

机,CCE推重比明显降低,CCE推重比与单一类型发动机之差也随飞行速域上限提升越来越大,严重削弱航程或载荷能力。

工作速域拓宽对比冲、推重比的影响导致CCE核心性能明显低于单一类型发动机相同速域的性能,并且随速域上限的提高相差越来越大。

1.4 飞行速域上限对CCE实用化影响综合分析

组合动力飞行器对CCE推力、冲量需求与单一类型动力飞行器需求之差随速域上限提高越来越大,形成需求剪刀差;CCE全速域可实现比冲、总冲与单一类型发动机性能之差随速域上限提高越来越大,形成性能剪刀差。需求和性能两个剪刀差导致满足组合动力飞行器的CCE核心性能可实现性随速域上限拓宽呈明显恶化趋势。因此,随速度

上限提高,组合动力飞行器需求与CCE性能能否匹配、CCE核心性能能否实现矛盾越来越突出、风险越来越大。CCE典型技术特征中,高速宽域是可变特征,是形成技术群的主要因素。高速宽域的变化催生和演化出不同速域、方案多样、类型丰富的CCE具体形式,是影响实用化的主要因素。飞行速域上限对CCE实用化具有决定性影响。

2 CCE实用化评估研究

2.1 CCE技术实用化评估方法

CCE在极为有限的空间和高温、高压、高应力极端严苛条件下实现多种类型发动机高水平能量持续释放和转化,技术复杂性超越作为顶级工业产品的涡轮发动机、火箭发动机及冲压发动机。CCE高度依赖工业基础和科技进步,工程技术高度复杂、学科高度交叉,并且具有与飞行器高度耦合的开放性,长期处于探索阶段。而其地位非常重要、需求非常迫切。因此,有必要开展CCE实用化评估研究:以满足水平起降、重复使用的CCE技术群为对象,以是否具备开展以工程应用为目的的开发研究基本条件为导向,以高速宽域上限为影响主因,构建技术、需求、技术基础与规律、飞行器重大技术障碍等维度的发展趋势评估模型。即以飞行速域上限为变量,通过CCE技术方案、飞行器需求、技术代际支撑、热障等维度的要素和指标,建立评估框架,定性评估CCE的科研类型和初步具备实用化基本要素程度。

1) CCE技术方案。技术方案闭合对热机的决定性意义不言而喻,包括核心性能、目标发动机、成熟度或成熟度预期。

核心性能:对于飞行器动力技术,主要是能量转换能力和单位质量做功能力,即比冲、推重比和推力规模。

目标发动机:具备实用化能力或实用化潜质的CCE方案基本形式或轮廓。应特别关注演示验证CCE性能与实用化预期CCE的差异。

成熟度及预期:支撑方案闭合的主要子技术途径清晰,新概念新技术应用应有成熟度预期。如

CCE流道设计,涉及全流道性能、高低速域流道协调匹配、符合飞行器需求的流量规模、可调进排气、可重复使用等,需要分析性能可实现性、结构可实现性。其中诸如可调进排气及其结构实现是嵌套在下一层的关键技术,也存在技术途径、方案闭合和成熟度问题。

2) 飞行器需求。组合动力飞行器的航程和载荷能力主要由飞行器气动性能、发动机比冲或油耗、载油系数和速度决定。因飞行器与发动机一体化特点,很多需求与总体目标、总体技术密切耦合,需全面分析组合动力飞行器特殊性对动力的额外需求。实用化飞行器具备的功能性能力与仅能飞行演示验证或实现短航程、小载荷入轨或亚轨道飞行等弱能力有本质性差别。

3) 技术代际递进。技术代际是根据发展规律、社会和产业影响程度贯穿于技术演进过程的递进阶段。发动机属于高科技传统产业,直接承担能量转换的发动机本体遵循经典力学和热力学理论,历次工业革命均为重要发展领域,适时融合应用最新科技成果。相比受摩尔定律影响的电子信息技术,发动机技术渐进式发展。作为飞行器主推进技术,取代化学能发动机的产业代际重大突破端倪尚未显现。因此,CCE发展仍符合技术代际递进规律,过大甚至隔代的跃进目标需要审慎分析。

4) 热障。热障是飞行的三大障碍之一,是高速飞行器大气层内飞行必然涉及的共性关键问题。在飞行速度Ma2.5以上遇到热障,即气动加热对飞行器材料和结构产生影响,热防护难度加剧,热防护质量增加。随着飞行速度提高,特别是进入Ma5以上高超声速速域范围,热障矛盾更加突出。解决热障问题的技术风险和途径也与可重复使用需求相关。

根据上述维度分解评估要素和下一级指标,构建CCE技术实用化评估框架如表2所示。

2.2 不同速域上限CCE实用化评估分析

在已实现Ma3超声速巡航基础上,以Ma4和备受关注的Ma6为飞行速域上限,按照CCE技术实用化评估框架进行评估(表3)。

评估表明:Ma4级CCE,主要方案为TBCC,具

表2 CCE技术实用化评估框架

维度	要素	一级指标
技术方案闭合性	核心性能	能量转换能力,比冲
		结构代价,推重比
	推力量级	
技术方案闭合性	目标发动机	飞行演示与实用化性能分析 目标发动机基本形式或轮廓
	成熟度	关键技术技术途径 成熟度或成熟度预期
飞行器需求	目标飞行器实用化性能需求	飞行器自身变化对CCE的性能需求 满足航程或载荷能力的需求
技术代际递进支撑	各速域段实现情况	Ma0~2+
		Ma2+~4+
热障	前代技术	水平起降、重复使用前代技术实现程度和例证
	材料 热管理	适应高速飞行器与CCE CCE冷却方案闭合

表3 不同飞行速域上限CCE实用化评估

维度	要素	一级指标	Ma4	Ma6
技术方案闭合性	核心性能	能量转换能力,比冲	有所下降	明显降低
		结构代价,推重比	降低	降低较多
		推力量级	基本相当	基本相当
技术方案闭合性	目标发动机	飞行演示与实用化性能分析 目标发动机基本形式或轮廓	接近 TBCC	差异较大 无收敛迹象
	成熟度	关键技术技术途径 成熟度或成熟度预期	验证或有解决方案 可预期	诸多关键技术途径不清晰,没有闭合趋势 预期不确定
飞行器需求	目标飞行器实用化性能需求	飞行器自身变化对CCE的性能需求	有所提高	提高较大
		满足航程或载荷能力的需求	有所提高	提高较大
技术代际递进支撑	各速域段实现情况	Ma0~2+	实现	实现
		Ma2+~4+	实现,可重复/一次性	实现,可重复/一次性
热障	前代技术	Ma4+~6	—	实现,多为一次性
		水平起降、重复使用前代技术实现程度和例证	Ma3级已实现,两组合发动机初步应用,SR-71、XB-70为应用实例	Ma4~5无水平起降支撑,无重复使用支撑,两组合未充分应用
热障	材料	适应高速飞行器与CCE	基本具备	难以具备可重复使用性能
	热管理	CCE冷却方案闭合	可闭合	闭合困难,可重复使用难以实现

备开发研究基本条件,可按以实用化为目标开展科学技术专项计划研究。但因性能、推重比较单一类型动力有所下降、飞行器对CCE需求有所提高,可

能需要统筹机动等次要性能、优化涡轮基寿命换取CCE更高性能的实现,并以大型化飞行平台实现航程或运载能力。

Ma6级CCE仍需持续探索,科研活动基本属于基础研究、应用研究范畴,可能还涉及科学问题,实际应用和能力形成预期非常不确定。Ma6以上更高速飞行面临的热障矛盾更加突出。

3 Ma4级CCE需求及飞行器潜在价值研究

3.1 Ma4级CCE需求分析

第六代战斗机正在探索性研发,其典型配置包括自适应循环发动机,以增加航程或载荷能力,推测其飞行速度在Ma2~Ma3。按先进动力优先用于军事的历史经验,再下一代战机是Ma3+水平上权衡隐身、航程、载弹量等核心指标,Ma4发动机是更下一代才可能考虑、跨几代的配置。因此,应突破传统思维、着眼于未来发展,创新Ma4级CCE的应用需求。

对Ma6级CCE的需求表象似强于Ma4,表明高超声速过强的科技前景感染力。但Ma4与Ma6代际关系值得关注。作为重大技术代际,Ma4级飞行器和Ma4级CCE难以逾越。

将组合动力飞行器和Ma4级CCE置于临近空间开发利用和空天科技的大背景下,可创造潜质战略需求,具有重大应用价值。

3.2 水平起降、重复使用、Ma4级亚高超飞行平台应用价值分析

以接近高超声速下限即Ma4级的飞行速度定义为亚高超。通过应用场景分析,设想以串联TBCC为核心,构建规模足够大、航程和载荷性能优良的亚高超飞行平台,可实现如下功能和意义。

1) 空中发射平台。发挥空中发射优势,挖掘超声速空射潜力,优化空射运载火箭性能,灵活选择发射窗口或低纬度发射,开辟航天发射一级重复使用新模式,适应空天运输日益增长和低成本、快速发射需求,促进商业航天产业发展。以空中发射的优势和适宜的经济性形成与地基火箭运载互补的航天发射体系。

2) 飞行试验平台。突破Ma5以下风洞试验局限,建立完全真实、变速、可重复、宽域超声速飞行

风洞,推动超声速飞行环境的科学研究。统筹超、高超声速基础研究、关键技术验证需求,减少飞行验证资源重复投入。可拓展为超声速空中实验室。

3) 工程验证平台。打通水平起降、重复使用超声速飞行器技术路线,验证总体、变形气动布局、结构与热防护、热管理、高速分离和边界性能等关键技术。完善超声速技术体系,促进超声速技术、高性能超声速飞机全面突破,为下一代飞机和Ma6级组合动力飞行器、高超技术全面发展提供必要的支撑。

4) 远程快速抵达和投送平台。实施远程快速侦察巡视、战略远程快速投送;探索空基太空区域反应能力;探索轨道快速部署、补给能力。推动大型超声速飞行平台工程化,探索应对未来战争形态、改变战争模式的空中平台与装备协同体系作用。

5) 带动新型发动机颠覆性创新应用。以动力技术新的融合模式推动超燃冲压发动机、RBCC直接应用:平台投送跨越助推和低速启动,超燃冲压发动机作为被投送飞行器动力直接应用;RBCC作为空间动力实现空中发射入轨,以Ma4作为一、二级分离点,上面级以吸气式组合发动机为主动动力,可进一步拓宽用氧域,是空天往返推进技术的优化路线。

统筹多种战略功能和高价值的Ma4亚高超飞行平台应用设想和技术创新尚无先例,也是水平起降、重复使用组合动力飞行器高超声速发展必须经历的重大技术代际。

4 结论

组合循环发动机实用化是空天动力技术后续发展面临的现实问题,急需研究。本研究分析了组合动力飞行器满足任务性能应具备的实用化航程和载荷能力,研究了组合动力飞行器气动特性和结构质量随速域拓宽的变化及对组合循环发动机需求的影响,探讨了组合循环发动机比冲、推重比等性能变化趋势与速域拓宽的关系,提出了方案闭合、飞行器需求、技术代际支撑、热障等维度的实用

化评估模型,对不同速域的组合循环发动机技术进行了评估。

1) 飞行速域上限对水平起降、重复使用、高速宽域组合循环发动机实用化具有决定性影响。应依据不同速域评估研判组合循环发动机技术进程和科学研究类型属性,选择适宜的技术路线开展研发工作。

2) Ma6级组合循环发动机技术尚未发展到可预期实用化程度。以高超飞机、两级入轨一级平台为应用背景的水平起降、重复使用、Ma6级组合循环发动机仍处于探索研究阶段,应持续开展基础研究和应用研究,继续保持方案多样化。

3) Ma4级组合循环发动机具备实用化研究基本条件。应积极规划开发研究、工程验证,推动实施Ma4级组合动力飞行器和组合循环发动机以能力形成目标的科学技术专项计划。

4) 水平起降、重复使用、Ma4级亚高超飞行平台具有超声速空中发射、空中试验、远程投送等平台功能和推动发动机技术应用模式变革的重大价值与战略意义。Ma4级飞行器及组合循环发动机是难以逾越的技术代际,是高超声速技术全面发展的重要支撑。通往Ma6的路需要经过Ma4。

本研究提出的组合循环发动机实用化技术评估模型可用于分析组合循环发动机系统的闭合程度,推动其技术体系研究。后续可进一步细化多级指标,结合典型方案技术进展引导加速型、巡航型组合循环发动机共性和关键技术深化研究。

参考文献(References)

- [1] Snyder L E, Escher D W. Turbo based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration[R]. Florida: AIAA, 2004.
- [2] Lynn E S, Daric W E, Rich L D, et al. Turbine based combination cycle(TBCC) propulsion subsystem integration [R]. Florida: AIAA, 2004.
- [3] Moszee R. Liquid rocket propulsion—evolution and advancements: Rocket-based combined cycle[R]. DA411560, 1999.
- [4] Ajay P K, John W L. Rocket based combined cycle hypersonic vehicle design for orbital access[R]. Florida: AIAA, 2011.
- [5] Bussi G, Colasurdo G, Pastrone D. Analysis of air-turbo rocket performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(5): 950-954 .
- [6] Adam S, Thomas J B. Integration and vehicle performance assessment of the aerjet "trijet" combined-cycle engine[R]. Florida: AIAA, 2009.
- [7] Roger Longstaff, Alan Bond. The SKYLON project[R]. Florida: AIAA, 2011.
- [8] Reaction Engines Ltd. The biggest breakthrough in propulsion since the jet engine[EB/OL]. (2012-11-28). <http://www.doc88.com/p-7814379498635.html>.
- [9] Mehta U, Aftosmis M, Bowles J, et al. Skylon aerodynamics and SABRE plumes[R]. Glasgow: AIAA, 2015.
- [10] Jivraj F, Varvill R, Paniagua A B G. The scimitar precooled mach 5 engine[M]. 2nd European Conference for Aerospace Sciences. Brussels: EUCASS, 2007.
- [11] Tactical Technology Office. Broad agency announcement of advance full range engine (AFRE) Program[R]. Arlington County, Virginia: DARPA, 2016.
- [12] HyperSpace unveils hypersonic combined-cycle engine concept tests[EB/OL]. (2020-03-25). <https://aviationweek.com/aerospace/emerging-technologies/hyperspace-unveils-hypersonic-combined-cycle-engine-concept-tests>.
- [13] Peter W M. Design and development of the blackbird: Challenges and lessons learned[R]. Florida: AIAA, 2009.
- [14] Researchers face tougher hypersonic barriers as weapon tests loom[EB/OL]. (2020-06-16). <https://aviationweek.com/aerospace/aircraft-propulsion/researchers-face-tougher-hypersonic-barriers-weapon-tests-loom>.

Research on R&D technical route of combined cycle engine

ZHAO Wensheng

China Academy of Aerospace Science and Aviation Technology, Beijing 100074, China

Abstract With the combined cycle powered vehicle for high-speed aircraft and two-stage orbit platform as the background, and oriented to the basic elements of development research and engineering application, this paper investigates the R&D technical route of the horizontal takeoff and landing combined cycle engine. The main functional indicators such as flight range and load capacity of the single-type powered aircraft and the combined cycle powered vehicle are compared, the engine performance requirements for combined cycle powered vehicle are analyzed, the shifting trend with the widening of the speed range on aerodynamic and structural quality characteristics of the combined cycle powered vehicle and the performance of combined cycle engine are studied. It is proposed that the upper limit of the flight speed domain has a decisive influence on the practical application of the combined cycle engine. An evaluation model on combined cycle engine technology is constructed in the dimensions of technical solution, aircraft requirements, technology generational progress, and thermal barriers. Evaluation shows that the Ma6 combined cycle engine still needs continuous exploratory research, and the Ma4 combined cycle engine can be developed in big R&D projects for practical application. The analysis believes that the Ma4 sub-hyper flight platform has great value and is a major technological generation.

Keywords combined cycle powered vehicle; combined cycle engine; technical route ●



(责任编辑 陈广仁)