涡轮基组合循环发动机技术发展趋势和应用前景

王占学[1],刘增文[1,2],王 鸣[2],李 斌[2]
(1. 西北工业大学 动力与能源学院,西安 710072; 2. 中航工业沈阳发动机设计研究所,沈阳 110015)

王占学(1969),男,博士,教授,研究方向为航空发动机气动热力学及新概念喷气推进技术。

收稿日期:2013-04-22

摘要:涡轮基组合循环发动机将是未来高超声速飞行器的主要动力装置,针对空间运载、高速运输、远程快速打击等任务需求,总结了国内外关于涡轮基组合循环发动机的研究现状,分析了开展涡轮基组合循环发动机技术研究必须解决涵盖了耐温、性能、匹配性、飞发一体化等诸多方面的关键技术,并阐述了涡轮基组合循环发动机潜在的技术优势和可能的应用方向。结合未来军民用领域对高速飞行器的需求,分析了中国开展涡轮基组合循环发动机技术研究的必要性。

关键词:涡轮基组合循环发动机;高超声速推进技术;亚/超燃冲压发动机

Future Development and Application Prospect of Turbine Based Combined Cycle Engine

WANG Zhan-xue[1], LIU Zeng-wen[1,2], WANG Ming[2], LI Bin[2]
(**1. College of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institution, Shenyang 110015, China**)

Abstract: Turbine Based Combined Cycle (TBCC) engine is the main power plant of future hypersonic vehicle. Aiming at the necessity for spatial loadings, high-speed transportation, and long-range fast attack, the present development status of TBCC engine was analyzed in the world. Some key technologies including the temperature resistance, performance, compatibility, and aircraft and engine integration were studied in the process of developing TBCC engine. The potential technical advantages and possible application direction of TBCC engine were discussed in detail. Combined with the requirement of future military and civil hypersonic vehicles, the necessity for making further research of TBCC engine technology was analyzed in China.

Key words: Turbine Based Combined Cycle (TBCC)Engine; hypersonic propulsion technology; ramjet/scramjet engine

0 引言

空间载荷的快速低成本投送、对超远距离目标的快速打击以及全球范围的高速运输等诸如此类的应用目标, 使得世界各航空航天技术发达国家对远程、高速飞行器的需求日益膨胀。21 世纪以来,各国在 20 世纪高超声速技术研究的基础上,开展了数目繁多的高超声速飞行器发展计划,在这些研究中,吸气式高超声速推进技术始终是核心技术,并已成为高超声速飞行技术能否取得突破性进展的关键。

本文重点针对 TBCC 发动机的研究现状、关键技术特征、应用前景和中国开展 TBCC 发动机研究的可行性和必要性进行分析。

1 国内外 TBCC 发动机技术发展现状

从当前的推进技术水平来看,尚未有 1 种吸气式发动机能够满足高超声速飞行器的宽广工作范围(亚声速、跨声速、超声速和高超声速),如图 1 所示。因此,为实现高超声速飞行,必须结合各类型发动机有效工作范围的特点,采用以涡轮、火箭、冲压等发动机为基础的不同形式组合循环发动机。考虑到组合循环发动机的结构复杂性和技术成熟性,目前比较常用的

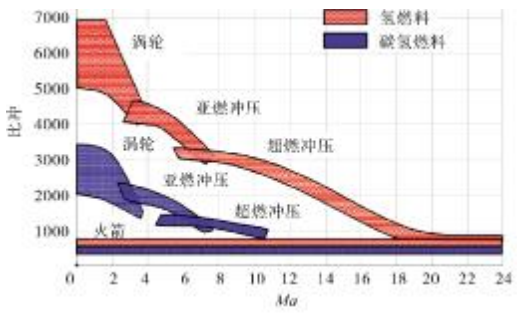


图 1 吸气式发动机性能随马赫数的变化

PDF 文件使用 "pdfFactory Pro" 试用版本创建 www.fineprint.cn

组合循环方式有 3 种:即涡轮基组合循环(TBCC)发动机、火箭基组合循环(RBCC)发动机和空气涡轮火箭(ATR)发动机,如图 2 所示。

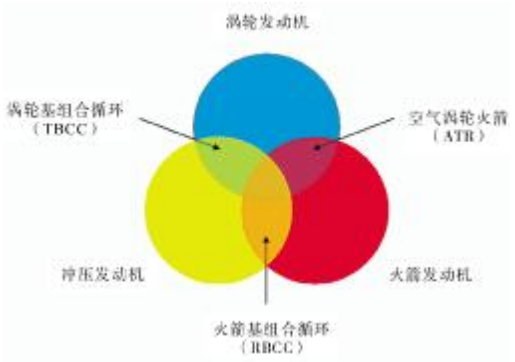


图 2　基于不同发动机工作循环的组合形式

国外对 TBCC 发动机的研究起步较早,参研国家以西方航空技术发达国家为主,包括法国、美国、德国、俄罗斯和日本等,在众多的高超项目(NASP、Sanger、HYPR、RTA、FAP 等)计划的支撑下,各国对 TBCC 发动机进行了从概念的探讨、关键技术的分解、部件的设计到整机试验地面台架和飞行试验验证等研究工作,得出了值得借鉴的研究经验及结论。

自 1951 年起,法国北方航空公司开始研究 TBCC 发动机(如图 3 所示),并于 1957 年在 Griffon II 飞机上完成了首次飞行,其 Ma 达到了 2.19。由于该公司在 TBCC 发动机领域的巨大成就,美国空军于 20 世纪 60 年代委托其进行了一系列串联式 TBCC 发动机的研究,为 Ma=0~4.5 的飞行器提供技术支撑[1]。该公司先后为美国空军完成了基于前置风扇涡轮发动机的 X61 发动机、基于 PW 公司 JTF10 发动机的 X71 发动机、基于斯奈克玛公司 TF-106 Pegasus 5 和基于 PW 公司 TF-33-P7 的 X81、X91 和 X101 发动机等的方案设计和性能计算,进行了大量进排气系统和加力冲压燃烧室试验。

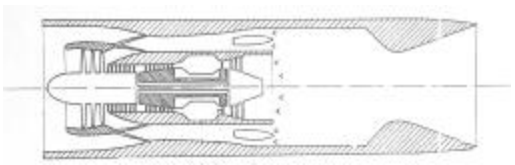


图 3　法国的 TBCC 发动机方案

而美国对 TBCC 发动机的研究最早始于 1956 年 PW 公司的 J-58 发动机(如图 4 所示),其最高飞行马赫数超过 3.2,这是美国第 1 种走完从设计、生产直至实际飞行的 TBCC 发动机,从此美国拥有了马赫数 3 以上的发动机设计、生产经验,并且在长期的使用过程中获得了大量的技术数据,对美国此后的高超声速推进系统设计产生了深远影响[2]。

图 4　J58 发动机

20 世纪 70~80 年代,TBCC 发动机的研究机构主要集中在苏联中央航空发动机研究院,该院对不同结构的 TBCC 发动机进行了广泛的计算和试验研究[3],主要有基于涡喷和涡扇发动机的串、并联式 TBCC 发动机。试验用的 TBCC 发动机主要改装自 60~70 年代批量生产的 R-11-300 系列加力涡喷发动机、伊夫钦科 AI-25 涡扇发动机等。这些试验均在中央航空发动机研究院的专用试验台上完成,该试验台能模拟的最高马赫数为 4.5,所完成的试验内容包括:TBCC 发动机工作原理综合、涡轮冲压模态转换、涡轮发动机风车状态、加力冲压燃烧室以冲压模态工作和冷却、发动机结构热和传动研究等。

1986~1995 年,美国开展了国家空天飞机(NASP)计划,发展单级入轨(SSTO)的高超声速飞行技术,其推进系统分为高速(Ma=6~25,超燃冲压发动机)和低速(Ma=0~6,TBCC 发动机)2 部分,除单级入轨飞行器外,还对各种衍生飞行器(Ma=4、5、10、20)的高超声速推进系统进行了研究,为降低技术难度,其低速推进系统采用上下并联式 TBCC 方案(如图 5 所示),在 Ma=3 以下以涡轮模态工作,在 Ma=3 以上以冲压模态工作[4]。

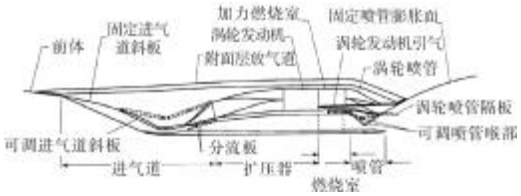
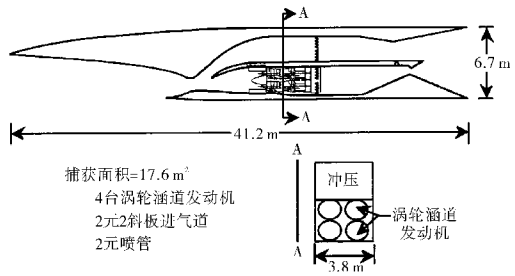


图 5　NASP 计划的并联式 TBCC 发动机

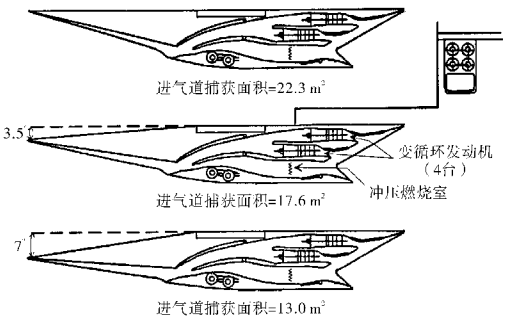
此外,美国空军和 NASA 还联合开展了 2 级入轨(TSTO)飞行器 BETA 的研制,飞行器第 1 级使用上下并联式 TBCC 发动机,Ma=0~3 发动机以涡轮模态

PDF 文件使用 "pdfFactory Pro" 试用版本创建 www.fineprint.cn

工作，Ma=3 以上以冲压模态工作(如图 6 所示)。为了提高发动机的跨声速推力，采用了变捕获面积进气道和变循环发动机设计，并在跨声速段使用了飞行器俯冲、发动机超转、喷水和冲压点火等技术[5]。



(a) TBE 方案



(b) VCE 方案

图 6 BETA 飞行器的上下并联式 TBCC 发动机方案

在 NASP 和 BETA 2 项计划的带动下，美国空军和 NASA 专门开展了 TBCC 发动机研究计划，即高速推进评估(HiSPA)和高马赫数涡轮发动机(HiMaTE)计划。在这 2 个计划中，通用公司对多个马赫数为 4～6 的发动机方案进行了广泛研究，并认为涡扇冲压发动机(TFR)的推重比发展潜力最大(如图 7 所示)[6]。

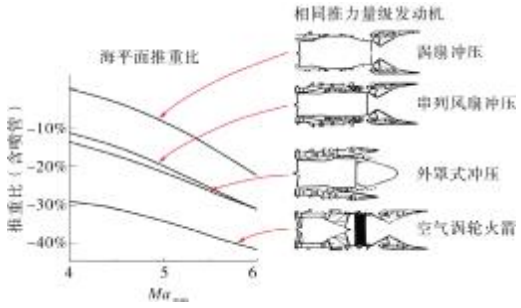


图 7 不同 TBCC 发动机推重比性能比较

继美国之后，德国于 1988 年也发起了 1 项为期 5 年的高超声速发动机研究发展计划，即桑格尔(Sanger)计划，主要任务是完成 TBCC 发动机及进排气系统的研制。MTU 公司对 6 种 TBCC 发动机方案进行评估，并考虑综合风险、可靠性、性能等方面的问题，最终选择了串联式 TBCC 发动机作为桑格尔飞行器的第 1 级动力装置[7]，如图 8 所示。MTU 公司提出的 TBCC 发动机的关键技术包括：满足全包线的推力需求的能力、飞行器推进系统一体化技术、高推重比设计、低耗油率设计(加速、巡航)、高可靠性设计、涡轮冲压模态转换技术、复杂进气道和喷管设计、不加力起飞能力(低噪声)以及低研制风险。其后，欧空局于 1994 年开展了未来欧洲空间运载工具研究计划(FESTIP)[8]，在该计划下，欧空局与德国合作，利用德国在桑格尔计划中的大量研究成果，采用高度集成的吸气式推进系统，飞行器上下级将会在飞行马赫数为 4.0 时分离。其推进系统的方案由德国 MTU 公司完成，涡轮基发动机采用低压比设计的双轴加力涡喷结构，最大工作马赫数为 4.0，进气道为几何可调 2 斜板结构和固定前缘设计，在超声速时，由进气道喉部面积和斜板位置确定捕获系数。

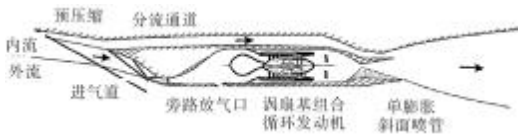


图 8 Sanger 飞行器的 TBCC 发动机

日本于 1989 年起实施为期 10 年的高超声速运输机推进系统研究计划(HYPR)，主要目标是为未来马赫数为 5.0 的高超声速民用运输机(HST)提供推进系统[9]。在计划初始阶段，进行了 TBCC 发动机的方案研究，在 12 种不同的结构中最后选择了轴向前后布局结构的串联 TBCC 方案，如图 9 所示。HYPR 发动机具有双外涵构型和 6 处几何调节结构，工作马赫数为 0~5.0，其中涡轮发动机工作区间马赫数为0~3.0，冲压发动机工作区间马赫数为 2.5~5.0，涡轮－冲压模态转换区间马赫数为 2.5～3.0。当模态选择阀关闭

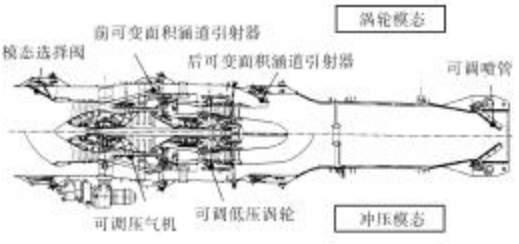


图 9 HYPR90-C 涡轮基组合循环发动机结构

PDF 文件使用 "pdfFactory Pro" 试用版本创建 www.fineprint.cn

时,全部气流进入涡轮发动机,发动机以典型的涡扇模态工作;当模态选择阀打开时,则使气流经过前外涵,绕过涡轮发动机,直接进入加力冲压燃烧室,发动机以冲压模态工作。在 HYPR 计划中对 TBCC 发动机进行了验证机设计、加工和高空台试验,验证了 TBCC 发动机方案的可行性。

在 20 世纪末 NASP 计划终止之后,NASA 制定了先进航天运输计划(ASTP),作为该计划的一部分,2001 年 NASA 专门提出了 TBCC/RTA 计划,其任务是开发、验证一系列先进涡轮技术并将其转化到未来的商用或军用 TBCC 发动机中[10]。基于 GE 公司前期在 HiSPA 和 HiMaTE 计划中的研究成果,在 RTA 计划中选择双外涵变循环发动机作为整个推进系统的基本结构形式,这种发动机集成了小涵道比涡扇发动机(高排气速度、大单位推力)和大涵道比涡扇发动机(高流通能力、低耗油率)的特点。RTA 发动机的工作模态主要有 4 种,如图 10 所示。(1)小涵道比涡扇模态,RTA 如同 1 个常规单外涵加力涡扇发动机,加力燃烧室的大部分气流来自核心机,涵道比较小,单位推力大;(2) 大涵道比涡扇模态,RTA 发动机以双外涵加力涡扇模态工作,此时涵道比变大,流通能力提高;(3)涡轮 / 冲压模态转换,发动机开始向冲压模态转换,涡轮发动机核心机依然工作但其供油减少,转速下降;(4)风车冲压模态,在马赫数达到 3.5 以上,旋转部件进入风车状态,发动机完全以冲压模态工作。

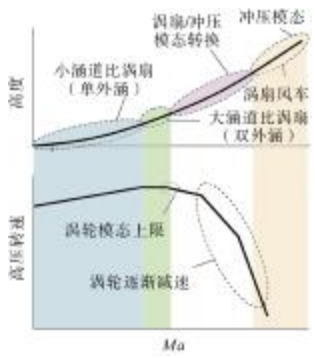


图 10　RTA-1 发动机工作模态

除了 RTA 计划之外,美国于 2005 年还启动了猎鹰组合循环发动机试验(FaCET)计划,其目标是发展可重复使用的、碳氢燃料的 TBCC 推进系统。FaCET 计划的 TBCC 发动机可以看作是 1 个 3 级推进系统[11],从起飞到超声速飞行(包括降落)由涡轮发动机完成(马赫数为 0 ~ 4.0),在较高的超声速段和较低的高超声速段由冲压发动机模态完成(马赫数为 2.5 ~ 5.0),当飞行器加速到巡航条件,发动机以超燃冲压模态工作(马赫数为 5.0 以上)。

2009 年之后,NASA 在基础航空计划(FAP)中继承 RTA 发动机的研究成果,延续了 TBCC 发动机的研究,其目标是:2014 年开展小尺寸、带进气道的并联式 TBCC 发动机模态转换试验;2015 年开展大尺寸、带进气道的并联式 TBCC 发动机模态转换试验。目前已完成的工作包括:2010 年 6 月进行了 Ma=3 一级涡轮发动机(WJ38)的核心机地面试验;2011 年 4 月进行了全加力、单膨胀斜面喷管的整机试验(如图 11 所示)。目前正在进行模态转换试验之前的安装准备工作[12]。

图 11　威廉斯 Ma=3 的 WJ38 发动机全状态结构

国内从 20 世纪 80 年代起,在 TBCC 发动机技术领域陆续开展了研究,参研单位包括:航天三院 31 所、沈阳飞机设计研究所、沈阳发动机设计研究所、中科院工程热物理研究所、北京航空航天大学、南京航空航天大学和西北工业大学等单位,但国内研究更多地是处于跟踪研究阶段,仅有 863 计划的一定经费支持。21 世纪以来,受国外 TBCC 发动机研究及新的军事需求影响,国内又将 TBCC 发动机技术作为高超声速飞行器动力领域研究的重要方向之一,参与单位和投入经费逐步增多。航天三院 31 所、中国燃气涡轮研究院分别针对串、并联式 TBCC 发动机开展了系统性研究,并进行了部件级的模型试验研究。总的来说,国内目前对高超声速飞行器用 TBCC 发动机的研究工作还仅仅处于起步阶段,仅对其做了些初步的概念研究,并没有深入分析研究 TBCC 发动机的设计方法、不同工作模态之间的工作配合过程以及不同设计参数、调节规律对发动机性能的影响、组合发动机试验方法等具体问题。

2　TBCC 发动机的技术优势和关键技术

2.1　技术优势

以 TBCC 发动机为动力装置的吸气式高超声速飞行器具有以下技术优势:(1) 可以实现真正意义上的水平起飞和着陆;(2) 具有完全可重复使用性;(3)不受发射和着陆地点的限制,在一般军民用机场即

PDF 文件使用 "pdfFactory Pro" 试用版本创建 www.fineprint.cn

可;(4)可维护性好、维护成本低、使用寿命长;(5)可以完成每年 1000 次的飞行任务;(6)飞行马赫数达到 4 以上;(7)推重比大于 10;(8)发射成本低;(9)可以使用常规燃料和润滑剂。

2.2 关键技术

2.2.1 发动机设计的关键技术

高速飞行器的飞行范围为从大气层内到大气层外,速度从 Ma=0 到 Ma=10 以上,如此大的跨度和工作环境变化是目前现有的所有单一类型吸气式发动机都不可能胜任的,从而使为高速飞行器机研制全新的吸气式发动机成为整个项目的关键。TBCC 发动机必须解决的关键技术包括:能够承受高飞行马赫数引起的高温气流的冲击; 相比现在军用涡轮发动机,TBCC 发动机中的涡轮发动机必须能够适应宽广的飞行范围;TBCC 发动机的涡轮发动机必须对质量和长度等方面有严格限制;TBCC 发动机的各系统必须能够适应亚、跨、超、高超声速飞行的要求;进气道不仅能够满足 TBCC 发动机进气量的要求,还要保证进气道出口气流畸变度小及可在低马赫数下起动;排气喷管内外特性必须保持高性能, 满足宽马赫数范围 TBCC 发动机的工作要求;所有的碳氢燃料必须保证可靠点火和燃烧的稳定性;各部件或系统所用材料必须具有耐高温能力且能与先进的冷却方式兼容,同时必须发展耐高温的热涂层。

2.2.2 与高超声速飞行器一体化设计的关键技术

当高速飞行器以 6 倍声速以上的速度在大气层中飞行时,空气阻力将急剧增大,所以其外形必须高度流线化。亚声速飞机常采用的翼吊式发动机已不能使用,需要将发动机与机身合并,以构成高度流线化的整体外形。即使前机身容纳发动机吸入空气的进气道,使后机身容纳发动机排气的喷管。在一体化设计中,最复杂的是要使进气道和排气喷管的几何形状能随飞行速度的变化而变化,以便调节进气量,使发动机在低速时能产生额定推力,而在高速时又可降低耗油量, 还要保证进气道有足够的刚度和耐高温性能,以使其在再入大气层的过程中,能经受住高速气流和气动力热的作用,不致发生明显变形,才可多次重复使用。另外,在进行高速飞行器和发动机一体化设计时,还必须注意在跨声速飞行时采用 TBCC 发动机可能产生推力不足的问题。

3 TBCC 发动机的应用前景

3.1 作为轨道飞行器的第 1 级推进系统

无论是较早的美国 NASP 计划, 还是德国的 Sanger 计划,针对 TBCC 发动机的研究都是为了满足可重复使用的天地往返运输系统的要求而开展的。随着新的空间军备竞赛的不断升温,建立太空军事基地已成为航天先进国家发展的方向,而其前提必须有快速、机动性强、具有可重复使用的高速飞行器,以满足高频率的运送任务。以 TBCC 发动机为动力装置的高速飞行器在满足未来向太空军事基地运送有效载荷方面具有相当优势。

3.2 作为低成本高速飞行试验平台的动力装置

在飞行试验过程中,高速飞行器的起飞一般由火箭助推或飞机携带发射完成。如果高速飞行器在飞行试验过程中发生故障将无法返回,造成极大的试验经费损失,且延长了试验周期。而采用 TBCC 发动机做动力装置的飞行器具有能水平起飞和着陆的特点,可以避免此类问题。且用 TBCC 发动机做动力装置的飞行器可以达到马赫数 6 的飞行速度,基本能够完成新型高速飞行器的飞行试验(例如可作为类似美国 X-43A 高速飞行器的飞行试验平台的推进系统)。美国空军对 1 种预冷却的涡轮基组合循环发动机(Steamjet)感兴趣的原因之一就是希望 Steamjet 能够作为小型高速飞行试验平台的动力装置。

3.3 作为高速巡航导弹的动力系统

目前,世界主战巡航导弹的动力装置主要是涡轮风扇发动机。受涡轮风扇发动机使用的限制,该类巡航导弹一般都是在亚声速条件下飞行,因此很容易被防空导弹拦截,达不到有效攻击的目的,所以必须提高巡航导弹的飞行速度。虽然超燃冲压发动机是现在研究的热点, 而且其飞行马赫数可以达到 6 以上,但由于技术上实现困难,暂时还难以用作巡航导弹的动力装置。而 TBCC 发动机凭借其技术特点成为高速巡航导弹动力装置的理想选择之一, 美国 RTA 计划的近期目标就是将 TBCC 发动机用作高速巡航导弹动力装置。

3.4 作为高速侦察机的推进系统

受科索沃战争、阿富汗战争和伊拉克战争的影响, 各国对发展无人侦察飞机给予了前所未有的重视。目前许多高空无人侦察飞机的飞行马赫数都不超

PDF 文件使用 "pdfFactory Pro" 试用版本创建 www.fineprint.cn

过 1,很容易遭受导弹的攻击。因此,发展高空高速无人侦察飞机是 1 个新的方向,而预冷却的 TBCC 发动机是其理想的动力装置。实际上,预冷却的 TBCC 发动机最早是冷战时期的产物,为了发展高速拦截机,美国于 1955 年开展了预冷却的 TBCC 发动机研究,完成了大量的工作;但是随着冷战的结束,高速拦截机已经失去了其存在的意义,预冷却的 TBCC 发动机研究也就相应终止。但 TBCC 发动机作为高空高速无人侦察飞机动力装置是可行的。

4　中国开展 TBCC 发动机研究的必要性

(1)根据上述对 TBCC 发动机技术优势的分析可知,TBCC 发动机是未来很有发展前途的高超声速动力概念之一。美国、日本和俄罗斯等国都在发展 TBCC 发动机技术,并希望在 2025 年后可实际应用。鉴于国外航空发达国家对 TBCC 发动机研究的重视程度多年不减,因此,中国对 TBCC 发动机的研究也应给予重视。

(2)随着各国对空间作战平台的的高度重视,亟需发展 1 种能按需及时发射的可重复使用的运载器,可将上面级送入近地轨道或仅使上面级达到亚轨道速度。作为这样 1 种具有应急发射能力的可重复使用运载器,近期目标应该集中于 2 级入轨方案。其上面级可以是能重复使用的空间机动飞行器(SMV),或是一次性使用的通用航天航空飞行器(CAV)、模块插入级(MIS)和轨道转移飞行器(OTV)等,而第 1 级适合采用 TBCC 动力系统,因为以 TBCC 发动机为动力装置的飞行器具有发射完成后可再入大气层在机场跑道上着陆,并在短时间内重新发射的优点。

(3)从其他军事需求方面开展 TBCC 发动机的研究也是非常必要的。许多军事专家预测,高速、远程巡航导弹将成为各国武器发展的主要方向。实现巡航导弹远程、高速飞行的关键是动力系统,鉴于涡轮发动机在中低马赫数的比冲高、航程参数大的特点,使得 TBCC 发动机在满足巡航导弹远程、高速、快速打击方面具有明显优势。

(4)除了上述空间开发和军事应用以外,TBCC 发动机技术的发展也将推动民用高超声速客机的发展。21 世纪跨太平洋的客运会大幅度增加,由于高超声速客机飞行时间短,对于远距离营运有着广阔的应用前景。例如,在欧盟的 LAPCAT 计划中,就是希望发展 1 种能够以 TBCC 发动机为动力装置的马赫数为 4.5 飞行的高速客机,而在后续的 LAPCAT-II 计划中更是希望将民用客机的马赫数提高到 8.0,且仍然采用 TBCC 发动机,实现仅用 3.0~3.5 h 完成从布鲁塞尔到悉尼 18000 km 航程的飞行。

5　结束语

通过分析国内外 TBCC 发动机研究现状可知,以 TBCC 为动力装置的飞行器是实现低成本、高安全系数进入太空的有效途径之一。开展 TBCC 发动机技术研究必须解决多项关键技术,包括耐温、性能、匹配性、飞发一体化等诸多方面。TBCC 发动机在航天运载、高速运输、高速导弹以及飞机领域具有巨大的潜在技术优势和广泛的应用方向,从多方面的需求出发分析,中国开展 TBCC 发动机技术研究都是非常必要的。

参考文献:

[1] Chaulin P, Sandre P. Turbofan-ramjet engine studies volum I: Specification and performance[R]. AFAPL-TP-66-33,1964.

[2] Albers J A.Status of the NASA YF-12 propulsion research program [R]. NASA-TM-X-56039,1976.

[3] Sosounov V A, Tskhovrebov M. M, Solomin V L, et al. The study of experimental turboramjets [R]. AIAA-1992-3720.

[4] Horton D. National aerospace plane project overview [R]. AIAA-1989-5002.

[5] Burkardt L A, Norris R. The design and evolution of the beta two-stage-to-orbit horizontal takeoff and landing launch system[R]. AIAA-1992-5080.

[6] 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.

[7] Hendrink P, Saint-Mard M. ACES Sanger-type T.S.T.O. family with common first stage [R]. AIAA-1998-3229.

[8] Kopp S, Hollmeier S, Rick H, et al. Airbreathing hypersonic propulsion system integration within FESTIP FSSC-12 [R]. AIAA- 1999-4813.

[9] Miyagi H, Kimura H, Kishi K, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program [R]. AIAA-1998-3278.

[10] McNelis N, Bartolotta P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator [R]. AIAA-2005-3250.

[11] Mamplata C, Tang Ming. Technical approach to turbine-based combined cycle: FaCET[R]. AIAA-2009-5537.

[12] Saunders J D, Stueber T J, Thomas S R, et al. Testing of the NASA hypersonics project's combined cycle engine large scale inlet mode transition experiment (CCE LIMX) [R]. NASA-TM-2012-217217.

PDF 文件使用 "pdfFactory Pro" 试用版本创建 www.fineprint.cn