

一种涡轮基组合动力的整机低速风洞试验研究^{*}

郭 峰¹, 桂 丰², 尤延铖¹, 朱剑锋¹, 朱呈祥¹

(1. 厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361005;

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 针对一种多通道三动力涡轮基组合动力开展了整机低速风洞试验, 着重从总体性能、流量分配、压力分布等方面, 对三维内转组合进气道与涡轮发动机的耦合特性进行了分析。主要结论如下: 低速状态下, 三维内转进气道将给涡轮发动机带来最大10%的总压损失, 组合动力推力最大损失24%、耗油率增加26%; 内转进气道涡轮通道呈现出口总压分布不均、沿程静压先减小再增大的现象, 随着涡轮发动机转速增大, 通道出口高压区逐渐向一侧移动; 为减小低速状态三维内转进气道涡轮通道的流动损失, 建议引入辅助进气门等引流装置、动态调整冲压通道流道面积, 以匹配涡轮发动机工作状态。

关键词: 涡轮基组合动力; 三维内转组合进气道; 耦合特性; 总体性能; 流量分配; 压力分布

中图分类号: V236

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2019) 11-2436-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180667

Experimental Study of TBCC Engine Performance in Low Speed Wind Tunnel

GUO Feng¹, GUI Feng², YOU Yan-cheng¹, ZHU Jian-feng¹, ZHU Cheng-xiang¹

(1. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361005, China;

2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: A three-power turbine-based combined cycle engine with multi-ducts was tested in a low speed wind tunnel. The coupling characteristics of turbine engines and inlet are analyzed from the aspects of engine's performance, mass flow allocation and total pressure distribution at turbine entrance. The coupling characteristics of three-dimensional inward turning combined inlet and turbine engine are analyzed: the three-dimensional internal turning inlet will bring the maximum total pressure loss of 10% to the turbine engine in low-speed freestream, resulting in a maximum loss of 24% in thrust and a 26% increase in specific fuel consumption. The total pressure distribution at turbine entrance is uneven, and the static pressure decreases first and then increases along the turbojet flow path of inlet. As the turbine rotating speed increase, the high-pressure zone at the turbine entrance gradually moves to one side. In order to reduce the flow loss of the turbojet flow path, the three-dimensional inward turning inlet need to match the working state of the turbine engine. It is suggested to install auxiliary inlet valve or other drainage system and adjust the ramjet flow path dynamically.

Key words: TBCC (Turbine-based combined cycle); Three dimensional inward turning combined inlet; Coupling characteristics; Engine performance; Flow allocation; Pressure distribution

^{*} 收稿日期: 2019-03-03; 修订日期: 2019-03-07。

基金项目: 装发预研领域基金 (61402060301); 航空动力基金 (6141B090308); 兵发预研基金 (6141B010266); 福建省自然科学基金 (2016J06011)。

作者简介: 郭 峰, 博士生, 研究领域为高超声速气体动力学、内流气体动力学。E-mail: g234872714f@126.com

通讯作者: 朱剑锋, 博士, 助理教授, 研究领域为高超声速气体动力学、内流气体动力学。E-mail: zhjft@xmu.edu.cn

引用格式: 郭 峰, 桂 丰, 尤延铖, 等. 一种涡轮基组合动力的整机低速风洞试验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(11): 2436-2443. (GUO Feng, GUI Feng, YOU Yan-cheng, et al. Experimental Study of TBCC Engine Performance in Low Speed Wind Tunnel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11):2436-2443.)

1 引言

理想的空天动力飞行器是一种像普通飞机一样能在太空和大气层自由飞行和起降的飞行器,吸气式动力由于其比冲性能较火箭有着明显的优势,已成为空天动力飞行器的首选方案^[1]。经过多年的发展和创新,能够支撑高超声速飞行的吸气式发动机技术方案众多,最具代表性的是涡轮基组合循环(Turbine-based Combined Cycle, TBCC)发动机^[2]、火箭基组合循环(Rocket-based Combined Cycle, RBCC)发动机^[3]、空气涡轮火箭(Air Turbo Rocket, ATR)发动机^[4]、强预冷协同吸气式火箭发动机(Synergistic Air-Breathing Rocket Engine, SABRE)^[5]、旋转爆震组合循环发动机^[6]等。在美国2030年吸气式推进技术发展规划中,TBCC, RBCC组合循环发动机占有重要席位,并且是进入空间的最有发展前景的动力技术,目前绝大部分公开的 $Ma=5\sim 6$ 级高超声速飞机方案中,TBCC是主流的动力方案^[7]。

国外很早就开展针对高超声速飞行器的TBCC技术研究,如美国的国家航天飞机计划(National Aero-Space Plane, NASP)、开发革新的涡轮加速器(Revolutionary Turbine Accelerator, RTA)、基础航空工程项目(The Fundamental Aeronautics Program, FAP)和猎鹰联合循环发动机(Falcon Combined-Cycle Engine Technology, FaCET)、日本的超声速/高超声速运输推进系统研究HYPR(Hypersonic Transport Propulsion System Research)、欧洲的长期先进推进系统概念与技术LAPCAT(Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies)计划、德国的Sanger、俄罗斯的MIGAKS高超飞行器计划等,从TBCC发动机的概念设计、关键技术、关键部件设计和整机地面试验等方面对TBCC有较深入的研究。其中代表性TBCC布局形式包括串联式的TBCC发动机J58^[8]、SR72飞行器和AFRE计划的并联式TBCC发动机、Aerojet公司的三动力组合循环推进系统(Trijet)^[9]等。

国内方面,北京动力机械研究所近年提出了一种涡轮辅助火箭增强冲压组合循环发动机(Turbo-aided Rocket-augmented Ramjet Combined Cycle Engine, TRRE)的动力方案^[10-11],现已开展原理样机的论证、仿真性能评估,完成了进排气系统等部件试验及整机的过渡态和稳态直连式试验。中国航发四川燃气涡轮研究院完成了并联TBCC发动机的总体论证、部件设计及原理样机的飞行模态转换试验等,取得了阶段性的研究成果^[12]。除此之外,中科院工程

热物理研究所、中国航发沈阳发动机研究所、中国航空发动机研究院、北京航空航天大学、西北工业大学、南京航空航天大学、厦门大学等^[13-15]都开展TBCC相关的总体论证或者部件设计工作。

组合进气道作为TBCC重要部件之一,对整个动力系统的性能起到关键性作用^[16]。三维内转进气道由于设计点流量捕获系数高、压缩能力强、迎风阻力小等优点,已受到越来越多的关注^[17-18]。目前三维内转组合进气道的研究重点主要在设计技术^[17]、模态转换、起动特性^[18]等方面,关注的速域范围更多集中在高马赫数状态、模态转换点及跨声速阶段。考虑到三维内转组合进气道更多针对高速状态进行设计,在地面及低亚声速阶段,可能存在进气道喉道面积过小、流道过长等问题,使得涡轮通道总压损失增加以及产生进气畸变问题,导致组合动力推力损失过大、涡轮发动机喘振、飞行器起飞加速时间及滑跑距离过长等问题,低速状态下三维内转组合进气道是否需要引入辅助进气门等引流装置,提升组合动力低速性能需提前考虑。此外,静止及低亚声速阶段,在涡轮发动机抽吸作用下,通流状态的冲压通道是否存在气流倒流、冲压通道是否需要动态调整以匹配涡轮发动机流量也亟待澄清。目前尚未有公开文献对低速状态的三维内转组合进气道与涡轮发动机的耦合特性进行介绍,因此有必要设计一种TBCC组合动力,开展相应的低速风洞试验,阐述涡轮发动机与三维内转组合进气道的低速耦合特性。

本文针对一种多通道三动力的涡轮基组合动力,开展了缩比尺度三维内转组合进气道、涡轮发动机、简易喷管等部件的设计,完成了整机低速风洞试验,阐述了该组合动力在低速状态下的总体性能、流量分配、压力分布等特性,为并联TBCC等其它形式组合动力的低速特性分析、三维内转组合进气道低速特性研究提供了有益参考。

2 XTER涡轮基组合动力概念

目前国内TBCC大都采用两动力(涡轮和冲压发动机)串联和并联方案,在涡轮-冲压发动机推力桥接过程中存在“推力鸿沟”问题,鉴于此,北京动力机械研究所提出了三动力二通道TRRE方案,本团队提出了多通道涡轮引射冲压组合发动机方案(Xiamen Turbine Ejector-Ramjet Combined Cycle, XTER)。XTER方案为涡轮/引射火箭/冲压组合、四通道布局的组合发动机,由共用三维内转组合进气道、涡轮发动机、火箭发动机、亚燃燃烧室、超燃燃烧室、共用尾

喷管等部件组成,包含两个涡轮通道、一个引射火箭冲压(Eject-Ramjet, ERJ)及超燃(Scramjet Combustor, SRJ)通道,如图1所示。XTER组合动力以火箭涡轮发动机为基础,集成冲压发动机、火箭发动机,技术成熟度较高、进气道流量调节和起动性能较好、研制周期短,为我国TBCC发展提供另一条发展路径。值得补充说明的是,考虑到低速起飞状态下的ERJ, SRJ通道均处于通流状态,且该段马赫数范围较窄($Ma=0\sim 0.24$),涡轮/ERJ/SRJ通道设计为定几何结构,进气道出口的涡轮(单涡轮通道)/ERJ/SRJ通道面积分配比例为1.0:1.1:1.9。本团队在考虑飞/发推阻、动力系统全速域流量等特性之后,针对该XTER方案进行了改进设计,更多XTER组合动力特点将在后续论文中展示。

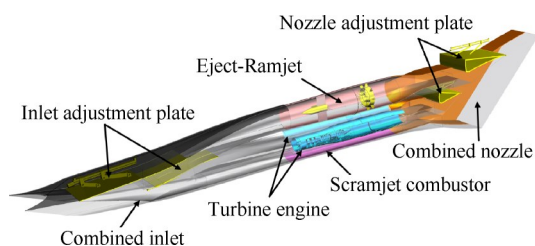


Fig. 1 XTER model

3 试验系统与测量方案

整机低速试验在厦门理工大学低速风洞开展,如图2所示,该风洞试验段截面尺寸为 $2.6\text{m}\times 2.8\text{m}$,最大流速为 90m/s ,在 4° 攻角及 0° 侧滑状态下,分别开展了来流流速 0m/s , 20m/s , 50m/s , 80m/s 的试验。

试验系统主要包括稳态压力采集系统、涡喷发动机ECU控制单元、进气道出口总压测点步进电机驱动器,如图3所示。组合动力中涡轮发动机采用Jetcat P220型微型涡喷发动机,该发动机最大转速为 117kr/min ,海平面标准大气压下最大转速时推力为 220N ;试验过程中ERJ通道和SRJ通道均为通流状态,两台涡轮发动机采用等物理转速同步控制,分别在 35kr/min , 70kr/min , 100kr/min , 110kr/min , 117kr/min 状态下稳定工作 3min 。

试验过程中主要测点分布如图4所示,其中进气道两个涡轮通道、ERJ通道上壁面、SRJ通道下壁面分别布置了44个(每个涡轮通道侧边与顶部各11个),6个,6个沿程静压测点。两个涡轮通道出口均布置了11个总压探针,该总压探针可由步进电机每隔 45° 进行周期性旋转,每个周向位置测量时间 30s 。ERJ通道及SRJ通道出口分别布置了十字型总压耙,每个



Fig. 2 Test model in the low speed wind tunnel

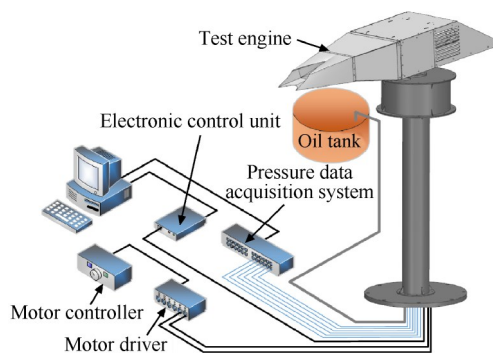
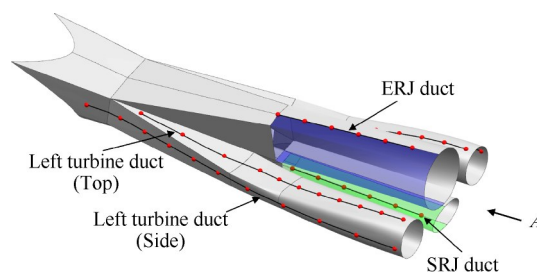
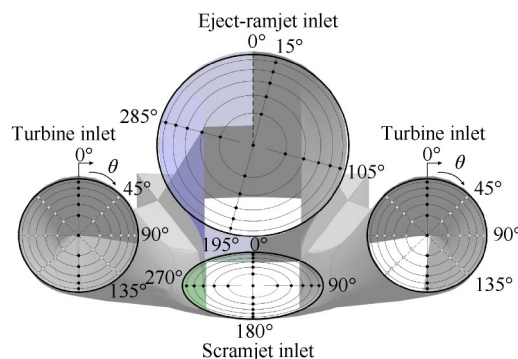


Fig. 3 Test system



(a) Static pressure measuring point



(b) Total pressure measuring point (The A view)

Fig. 4 Pressure measuring point on the inlet

通道包含21个总压探针。压力数据采用9116PSI压力扫描阀进行采集,量程范围 15psi ,精度 $\pm 0.05\%$,扫描速率为 500Hz 。发动机与支撑座之间连接三维测力天平,天平测量范围: X 向与 Y 向 $0\sim 50\text{kg}$, Z 向 $0\sim 100\text{kg}$,测量精度 0.2% 。

4 结果及讨论

涡轮发动机与三维内转组合进气道匹配过程中,涡轮发动机推力、流量及进口截面压力分布会受进气道影响,而进气道内流动特性也随着发动机转速的变化而变化,两者之间存在相互耦合特性,本文以下将分别从总体性能特性、流量特性及压力特性三个方面对其进行阐述。

4.1 总体性能特性

组合动力推力随涡轮发动机相对换算转速的变化规律如图5所示,其中涡轮发动机推力采用无进气道、海平面标准大气下最大转速推力 $F_{\max, \text{ISA}}$ 进行无量纲化, n_{cor} 为发动机相对换算转速,文中定义为

$$n_{\text{cor}} = n \cdot \sqrt{288/(T^*)} / n_{\max} \quad (1)$$

式中 n 为发动机物理转速, $n_{\max}$ 为发动机最大转速。

从图5中给出的推力变化规律可知,由于进气道带来的进气总压损失,0m/s无来流状态下动力系统推力较无进气道状态降低了约24%,该结论表明,三维内转组合进气道在地面静止状态下将带来明显的总压损失;而随着来流流速的增加,动力系统推力逐渐减小,其主要原因来自于涡轮发动机及进气道速度特性的相互叠加。

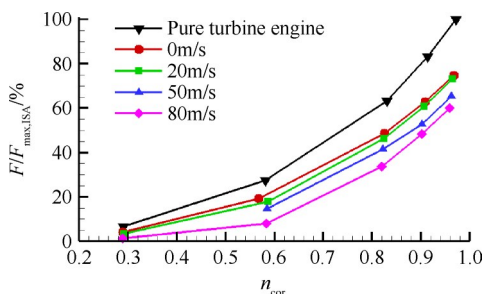


Fig. 5 Thrust characteristic

相比于推力的变化规律,耗油率表现了随着来流速度增加而升高的规律,80m/s来流流速、最大转速状态下耗油率相比于无进气道状态下增加了34%;不同流速状态下,发动机转速越低,耗油率增加幅值逐渐增加,相对换算转速 $n_{\text{cor}}=0.585$ 状态下,80m/s流速下耗油率增加至300%,图6中耗油率采用无进气道、海平面标准大气、最大转速状态耗油率 $sf_{c, F=\max, \text{ISA}}$ 进行了无量纲化。

不同于推力和耗油率的变化,0m/s流速即地面静止状态下,有无进气道的涡轮发动机出口排气温度基本一致,该特征表明地面静止状态下发动机推力降低来源于进气道总压损失的增加;而随着风洞来流速度的增加,发动机进口总压增加,出口换算排

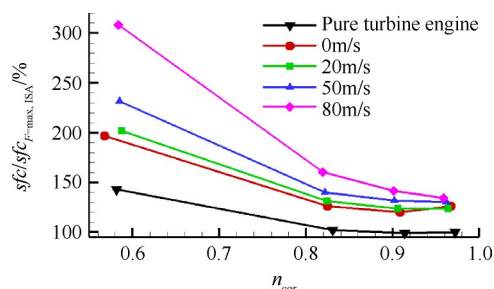


Fig. 6 Specific fuel consumption characteristic

气温度 EGT_{cor} 降低,如图7所示。图8给出了进气道涡轮通道平均总压恢复 σ_{mean} (涡轮发动机入口平均总压/自由来流总压)随涡轮发动机进口截面马赫数的变化规律,在相同来流条件下,涡轮发动机转速越高、发动机流量越大,其对应的涡轮发动机进口截面马赫数则越高。从图8中可以看出,地面静止状态下,进气道总压损失较为明显,发动机最大转速状态下进气道总压恢复系数仅为0.9,其原因是地面静止状态下,为满足涡轮发动机流量需求,一部分流量从ERJ和SRJ通道倒流而来,该进气流管在进气道ERJ和SRJ分流位置存在接近170°的折转,局部损失较为明显。随着来流速度增加,发动机高转速状态下,ERJ和SRJ通道逐渐由倒流转变为顺流,涡轮发动机进气流管逐渐全部转为从进气道入口进入,局部气流折转损失减小,涡轮通道总压恢复系数有所增加;而当涡轮发动机处于低转速状态,ERJ和SRJ通道倒

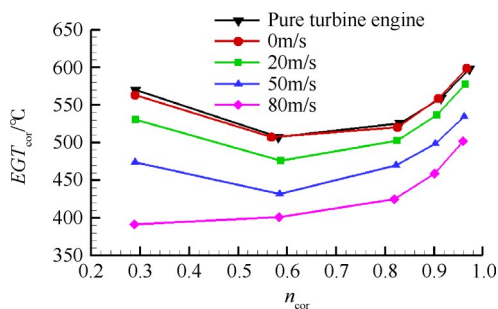


Fig. 7 Exhaust gas temperature characteristic

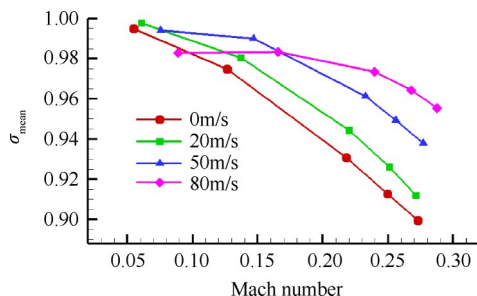


Fig. 8 Average total pressure recovery coefficient of the turbine inlet section vs Mach number

流速度较小,气流折转带来的局部损失相对较小,提高来流速度对沿程损失增加与局部损失减小的程度相当,总压恢复系数曲线随来流速度增加而逐渐趋于平缓。综上所述,低速状态下,三维内转组合进气道将给涡轮发动机带来较为明显的总压损失,考虑到进气道涡轮通道总压损失大于设计指标要求,为匹配涡轮发动机工作状态,减小进气道流道损失,建议引入辅助进气门等引流装置。

4.2 流量分配特性

相比于总体性能特性,XTER组合动力涡轮、ERJ、SRJ四个通道之间的流量分配,受来流速度及涡轮发动机工作转速的影响更为明显。图9即给出了风洞来流速度80m/s状态下的四通道流量随发动机转速的关系,图中流量均以涡轮发动机在海平面标准大气、最大转速状态下的流量 $Mass_{Turbine F=\max, ISA}$ 作为基准进行了无量纲化处理: $Relative\ Mass=Mass/Mass_{Turbine F=\max, ISA}$ 。从图中可以看出:随着涡轮发动机转速的增加,涡轮发动机进口静压逐渐降低,涡轮通道流量逐渐增加,且左右涡轮通道的流量增加幅度基本一致。随着转速增加,低转速状态($n_{cor}=0.28\sim 0.73$),涡轮通道需求流量增加,进气道捕获流量随之增加,ERJ通道流量有所减少;高转速状态($n_{cor}=0.82\sim 0.97$),ERJ通道流量基本保持不变。相比于ERJ通道的流量变化规律,SRJ通道低转速状态下流量变化较为平缓,呈现了先增加后减小趋势,高转速下流量降低幅度较为明显。结合各通道的流量变化可知,随着涡轮发动机转速的增加,涡轮通道流量逐渐增加,ERJ通道流量先减小后逐渐保持不变,SRJ通道流量先增加后减小,进气道总的捕获流量随转速的增加而增加。

不同来流速度下各通道的流量分配特性如图10所示,随着来流速度及涡轮发动机转速的增加,进气道捕获流量逐渐增加;来流速度增加带来的捕获流量增加主要来自于ERJ和SRJ通道流量的增加,如最大转速状态80m/s流速ERJ和SRJ流量分别较50m/s分别增加了78.5%和147%,此时涡轮通道流量增加幅度仅为7.7%。值得补充说明的是,0m/s流速即地面静止状态下,ERJ和SRJ通道测量得到的总压小于静压,考虑到总压探针正对进气道进口,该现象表明,此时ERJ和SRJ通道在涡轮发动机的抽吸作用下产生倒流,图中0m/s中的负值的ERJ和SRJ流量仅作参考示意。综上所述,由于本试验中三维内转组合进气道几何固定,不同来流速度及发动机工作状态下ERJ及SRJ通道存在倒流、顺流等工作状态,为减小冲压通道对涡轮通道流动的影响,低速状态下

建议动态调整冲压通道流道面积,以匹配涡轮发动机工作状态。

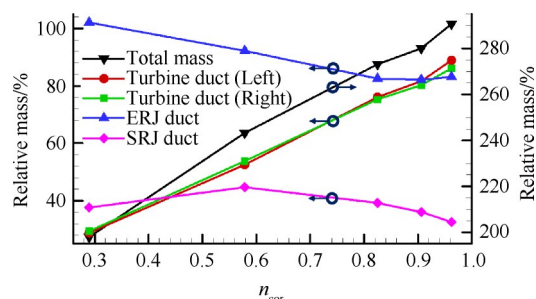


Fig. 9 Mass flow allocation of inlet vs n_{cor}

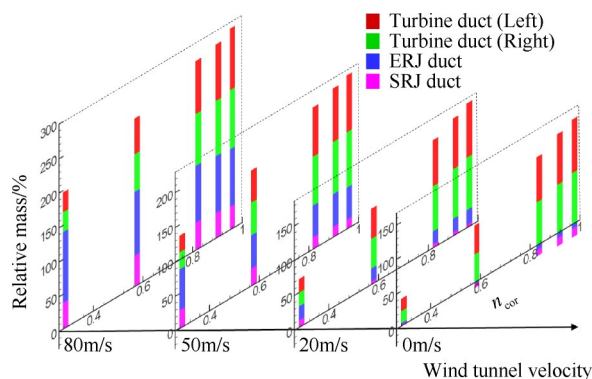


Fig. 10 Mass flow allocation characteristic of inlet

4.3 压力分布特性

在流量特性的基础上,本文对进气道沿程静压及出口总压分布特性进行了分析,图11即给出了来流速度50m/s、不同转速状态下的进气道涡轮左侧通道(见图4)出口总压恢复系数图谱。从图中可知:随着涡轮发动机转速上升,涡轮通道流量逐渐增加,进气道出口总压幅值逐渐降低,平均总压恢复系数降低,总压损失逐渐增加;不同转速状态下涡轮通道出口均存在总压不均现象,由此导致的总压畸变幅值 DC_{90} 分别为0.32,0.2,0.3及0.28。式中 DC_{90} 定义^[19]为

$$DC_{90} = \frac{p_{mean} - p_{90^\circ \text{ Sector}}}{q_t} \quad (2)$$

式中 p_{mean} 为截面平均总压, $p_{90^\circ \text{ sector}}$ 为 90° 扇形区域范围总压最小值, q_t 为平均动压。

慢车 $n_{cor}=0.289$ 状态,涡轮发动机流量较少,通道内气流流速较低,出口高总压区集中在通道右下方;随着发动机转速增加,气体高总压区域逐渐向左上方(即通道外侧上方)移动,右下方低总压区域压力幅值逐渐降低。

50m/s流速状态下进气道沿程静压分布如图12所示,图中(a),(b),(c),(d)四处沿程压力的测量位置如图4,以发动机进口前缘点作为 $x=0\text{mm}$ 位置。随着发动机转速升高,涡轮通道沿程静压逐渐降低。

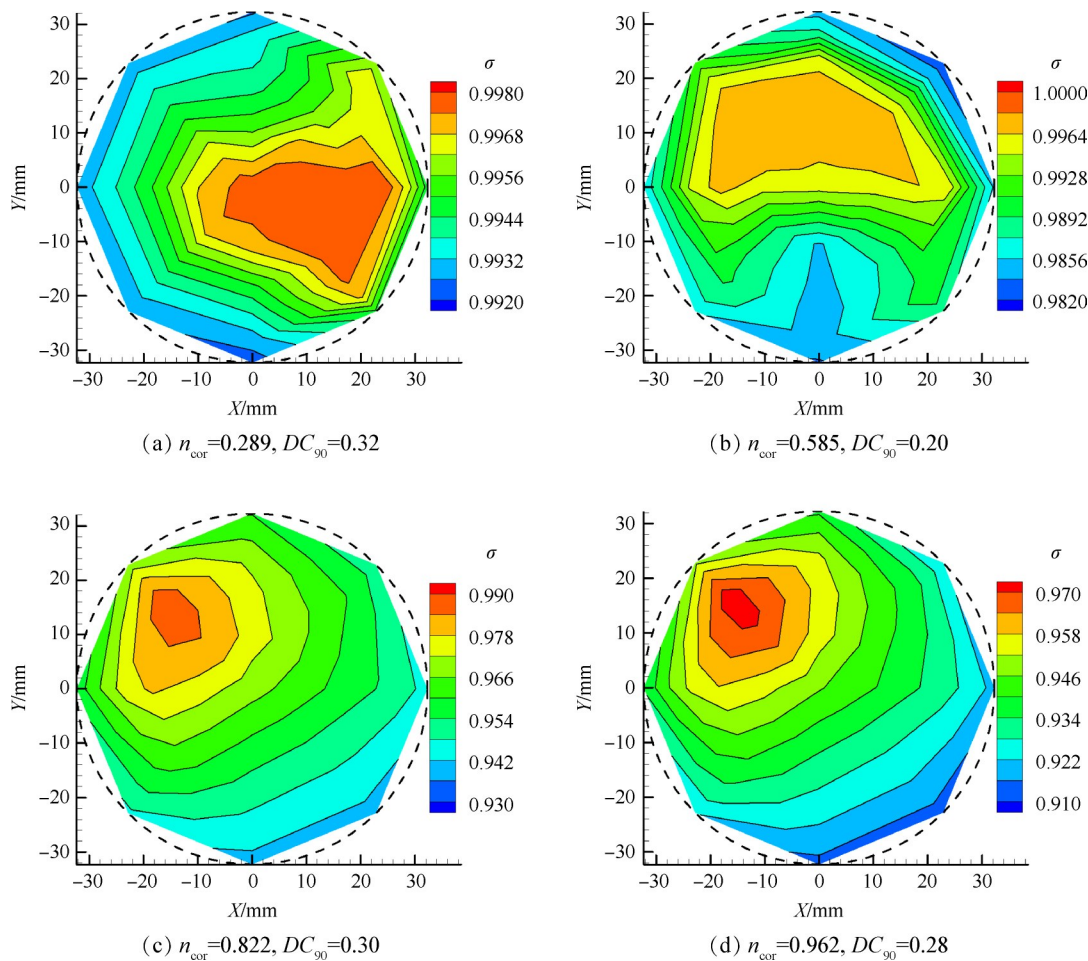


Fig. 11 Total pressure profile of the turbine inlet

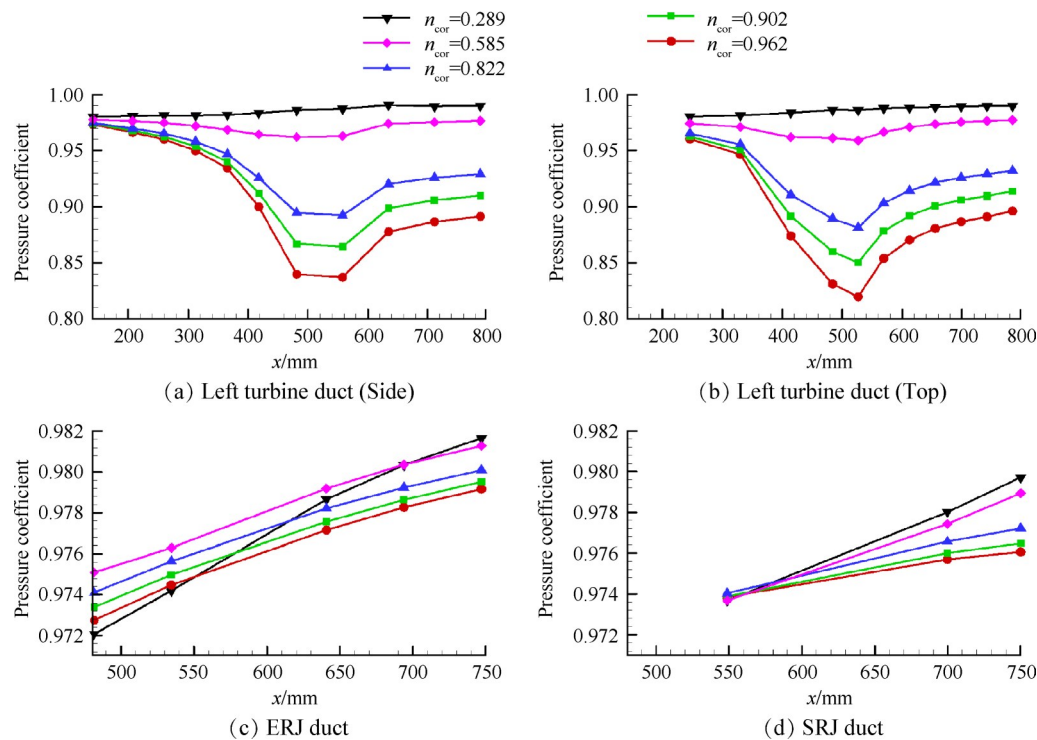


Fig. 12 Static pressure along the inlet

由于涡轮通道 $x=520\text{mm}$ 存在气动喉道截面, 气体在涡轮通道内存在先加速后减速的趋势, 高转速状态下涡轮通道左侧及上方沿程静压均表现了先减小、再增高的趋势, 静压最小值及流速最大位置对应于涡轮通道的喉道位置, 且压力系数即沿程静压与来流总压之比的最小值为 0.81。相比于涡轮通道沿程静压分布特性, ERJ 与 SRJ 通道的静压随着转速的增加而逐渐增加, 且该两个通道的静压变化幅度相对较小, 最大与最小压力系数之差仅为 1%, 表明涡轮通道的流量变化对 ERJ 及 SRJ 通道的静压影响相对较小, 两通道静压分布主要由来流条件及气动型面决定。

5 结 论

本文针对一种多通道三动力组合动力开展了整机低速风洞试验, 对该组合动力在低速状态下的总体性能、流量分配、压力分布等特性进行了分析, 主要结论如下:

(1) 来流静止状态下, 三维内转组合进气道将给涡轮通道带来最大 10% 的总压损失, 组合动力最大转速状态推力损失 24%、耗油率增加 26%。随着来流流速增加, 进气道的总压恢复系数逐渐增加, 且随转速变化曲线逐渐趋于平缓。

(2) 进气道涡轮通道呈现出口总压分布不均、沿程静压先减小再增加现象, 通道出口存在较为明显的总压畸变, 随着涡轮发动机转速增加, 通道出口高总压区逐渐向一侧移动。

(3) 考虑到低速状态下三维内转组合进气道涡轮通道损失过大, 为减小流道损失, 建议引入辅助进气门等引流装置、动态调整冲压通道流道面积, 以匹配涡轮发动机工作状态。

致 谢: 感谢装发预研领域基金、航空动力基金、兵发预研基金、福建省自然科学基金的资助; 感谢厦门理工学院的土木工程与建筑学院为此试验提供风洞设备及技术支持。

参考文献:

[1] McClinton C R. High Speed/Hypersonic Aircraft Propulsion Technology Development[J]. *Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*, 2008, 1(1): 1-32.

[2] Snyder L, Escher D, Defrancesco R, et al. Turbine Based Combination Cycle (TBCC) Propulsion Subsystem Integration[R]. *AIAA* 2004-3649.

[3] Ward J E. Reusable Launch Vehicles and Space Opera-

tions[M]. *Alabama: Occasional Paper*, 2000.

- [4] 刘 洋, 蒲晓航, 李 江, 等. 固体燃料 ATR 涡轮/压气机匹配方法研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(3): 378-384. (LIU Yang, PU Xiao-hang, LI Jiang, et al. Research on Matching Method of Turbine/Compressor in Solid Propellant Air Turbo Rocket[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(3): 378-384.)
- [5] Varvill R, Bond A. The Skylon Spaceplane[J]. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2004, 57: 22-32.
- [6] 刘世杰, 覃 慧, 林志勇, 等. 连续旋转爆震波细致结构及自持机理[J]. *推进技术*, 2011, 32(3): 431-436. (LIU Shi-jie, QIN Hui, LIN Zhi-yong, et al. Detailed Structure and Propagating Mechanism Research on Continuous Rotating Detonation Wave [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(3): 431-436.)
- [7] 王巍巍, 郭 琦, 曾 军, 等. 国外 TBCC 发动机发展研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2012, (3): 58-62.
- [8] Clark C, Kloesel K, Ratnayake N. A Technology Pathway for Airbreathing, Combined-Cycle, Horizontal Space Launch Through SR-71 Based Trajectory Modeling [C]. *San Francisco: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011.
- [9] Bulman M, Siebenhaar A. Combined Cycle Propulsion: Aerojet Innovations for Practical Hypersonic Vehicles [C]. *San Francisco: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011.
- [10] Wei B, Ling W, Luo F, et al. Propulsion Performance Research and Status of TRRE Engine Experiment [R]. *AIAA* 2017-2351.
- [11] Yang H, Ma J, Man Y, et al. Numerical Simulation of Variable-Geometry Inlet for TRRE Combined Cycle Engine[R]. *AIAA* 2017-2437.
- [12] 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 Bao-xi, LING Wen-hui, 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.)
- [13] 郭 昆, 唐海龙, 何勇攀, 等. 一种 TBCC 可调喷管流动特性的实验研究(英文)[J]. *推进技术*, 2017, 38(12): 57-63. (GUO Kun, TANG Hai-long, HE Yongpan, et al. Experimental Study on Flow Characteristics in a Variable Nozzle for TBCC[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(12): 57-63.)
- [14] 张明阳, 王占学, 刘增文, 等. *Ma4* 一级内并联式

- TBCC 发动机模态转换性能分析[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 315-322. (ZHANG Ming-yang, WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen, et al. Analysis of Mode Transition Performance for a Mach 4 over-under TBCC Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 315-322.)
- [15] 郭荣荣, 金志光, 李 猛, 等. 二元外并联 RBCC 进气道变几何方案研究[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 481-488. (GUO Rong-rong, JIN Zhi-guang, LI Meng, et al. Investigation of a 2D Variable Geometry over/under Type Inlet for RBCC [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 481-488.)
- [16] 张华军, 郭荣伟, 李 博. TBCC 进气道研究现状及其关键技术[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 613-620.
- [17] 李怡庆, 施崇广, 朱呈祥, 等. 乘波前体三维内转进气道气动融合设计[J]. 推进技术, 2018, 39(10). (LI Yi-qing, SHI Chong-guang, ZHU Cheng-xiang, et al. Aerodynamic Combination Design Concept for Hypersonic Waverider Forebody and Inward Turning Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10).)
- [18] 卫 锋, 贺旭照, 杨大伟, 等. 利用渗透边界模型分析三维内转式进气道启动性能[J]. 推进技术, 2017, 38(11): 2439-2446. (WEI Feng, HE Xu-zhao, YANG Da-wei, et al. Investigation of Starting Performance of a 3D Inward Turning Inlet Through Fixed-Exit Bleed Model [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2439-2446.)
- [19] Goldsmith E L, Seddon J. Intake Aerodynamics [M]. UK: Blackwell Science, 1999.

(编辑:张 贺)