航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jan. 15 2018 Vol. 29 No.01 01-03

涡轮发动机射流预冷关键技术分析

尚守堂*，田方超，扈鹏飞
中国航发沈阳发动机研究所，辽宁 沈阳 110015

摘　要：射流预冷技术（MIPCC）是扩展现有涡轮发动机工作范围的一条有效技术途径和重要发展方向，其技术研究将极大地支撑后续高速／高超声速飞行器动力技术的研究和发展。根据国内外研究现状，梳理了开展射流预冷技术研究的技术难点，并对需要掌握的关键技术进行了分析和解读，可为国内后续射流预冷技术工程研制提供参考。

关键词：射流预冷；关键技术；涡轮发动机；高马赫数；飞行器

中图分类号：V233.5+9　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.001

近年来，高速飞行器已成为航空领域的重点研究方向，其动力技术是研发高速飞行器的难点之一。从当前的技术水平来看，满足飞行器在亚声速、跨声速、超声速和高超声速的宽广范围工作，必须采用组合动力，其中的一个关键难题就是：如何实现涡轮发动机与冲压发动机之间的动力衔接。采用射流预冷（MIPCC）技术，可以有效地扩展涡轮发动机的工作包线，解决涡轮发动机与冲压发动机之间的“速度裂缝”问题。

美国早在20世纪50年代就已开展了射流预冷技术研究[1]。2002年，美国国防预先研究计划局（DARPA）提出快速响应小载荷低成本运载（RASCAL）计划[2]，将射流预冷技术作为重点研究内容之一，同时在F100发动机上完成了模拟高空条件下发动机地面进气加温的射流预冷技术试验验证。2013年，一篇关于SR-72飞行器的报道曾提出，其组合动力的涡轮基将在未来采用F100或F110发动机的改型[3]，结合在F100上进行射流预冷验证情况，判断其可能采用射流预冷技术使涡轮发动机工作至马赫数*Ma*3以上。

俄罗斯米格-25高空截击机的R-15-300发动机成功应用了射流预冷技术，其最大工作马赫数达到*Ma*2.8，并具备短时间*Ma*3工作能力。R-15-300是R-15发动机的改进型，改进内容之一就是增加了射流预冷装置。为此，米格-25的进气道设内有一个“淋浴头”一样的喷水装置，向进气气流喷水和甲醇的混合溶液，混以甲醇是增强溶液的挥发性，加强效果。因此，米格-25在机内除了携带巨量燃油外，还携带了一个250L的水箱，装水和甲醇混合溶液[4]。

国内对射流预冷技术的研究始于20世纪70年代，国内发动机研制单位在涡喷发动机上开展了喷水增推效果的初步试验验证。进入21世纪，射流预冷技术再次得到国内发动机研制单位和科研机构的关注，目前建立了射流预冷对发动机性能的影响模型，计算评估了射流预冷对发动机整机、部件的性能影响情况，同时开展了射流预冷装置研究和喷水降温效果研究和验证[5~7]。

射流预冷技术由于其对涡轮发动机的能力扩展和短期可实现等因素，被认为是发展高速飞行器动力最有效的技术途径之一[8,9]。本文梳理了射流预冷技术研究的技术难点，重点对需要掌握的关键技术进行分析和解读，为国内开展射流预冷技术工程研制提供参考。

1 主要技术难点分析

（1）射流预冷装置设计

射流预冷装置的加装会引起进气道内气流较大的总压损失和流动畸变，在保证换热率不降低的前提下，设计出总压损失低、气流畸变小的射流预冷装置是必须解决的要点问题。

（2）射流预冷带来的工质组分变化对发动机总体性能的影响

在发动机进口前喷入冷却介质后，工质属性发生变化，对部件特性和整机性能都产生影响，需要开展射流预冷对涡轮发动机性能影响研究。

收稿日期：2017-08-06；　退修日期：2017-08-21；　录用日期：2017-12-18
基金项目：航空科学基金（2014ZB06005）
* 通信作者 . Tel.：024-24281819　E-mail：saeriem@mail.sy.ln.cn
引用格式：Shang Shoutang, Tian Fangchao, Hu Pengfei. Key technology analysis of mass injecting pre-compressor cooling turbine engine [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01): 01-03. 尚守堂，田方超，扈鹏飞．涡轮发动机射流预冷关键技术分析 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (01): 01-03.

(3) 涡轮发动机适应性改进

将射流预冷技术应用于航空发动机，并不是直接将预冷系统加装上去就可以使用，整机和部件工作点都发生了变化，因此，需要开展涡轮发动机适应性改进研究。

(4) 射流预冷试验技术

射流预冷工程研制中，试验验证技术必不可少，制订科学的试验验证方案、合理地设置试验状态参数是决定试验成败的前提和关键。同时，还需要重点研究喷水环境下试验参数的测量方法。

2 射流预冷关键技术分析

2.1 射流预冷装置设计技术

射流预冷装置安装在飞机进气道内，安全性、可靠性要求较高，同时需要进行射流预冷装置与飞机进气道的一体化设计，国内目前技术成熟度低。射流预冷装置所涵盖的技术范围较宽，需同时开展一体化设计技术、防冰技术、轻质化设计技术、低流阻和低畸变技术研究。为实现高效、低阻射流预冷装置的设计要求，需开展大量的射流预冷装置试验研究，以支撑工程设计。

2.2 射流预冷对发动机总体性能影响分析技术

射流预冷条件下，通过进气道的换热冷却过程后，工质成分发生改变，水蒸气的混入，体现为工质比热容等物性参数的变化，水蒸气含量越大，物性参数变化越明显。压气机等部件工作特性是与工质成分相对应的，随着工质物性参数发生变化，压缩部件增压特性、燃烧室燃烧和温升特性、涡轮功特性也随之发生变化。工质物性参数变化和部件工作特性变化最终体现为发动机总体性能的变化。

为了分析射流预冷对发动机总体性能的影响，需要开展发动机总体性能模拟计算。给定相同的发动机进口总温和总压，通过不同的冷却水量，在发动机工作剖面内各个工作点计算对比发动机的总体性能特性。此时，发动机性能变化是由引入射流预冷系统造成的，从而评估射流预冷对发动机总体性能的影响。

2.3 涡轮发动机适应性改进技术

发动机采用射流预冷技术扩展工作包线，在高速状态下能够获得更高的性能。在高速条件下即使采用射流预冷，发动机各截面热负荷依旧比较大，发动机各部件在高热负荷条件下持续工作较长时间，对各部件系统耐温能力提出了更高的要求。需要对热负荷过高的部件进行适应性改进，采用更换材料等方式，提升部件耐温能力，保证其在高热负荷条件下能够持续工作。针对附件系统工作环境温度升高的情况，考虑通过加强冷却等方式，降低附件所处的环境温度，通过更换耐高温滑油，使附件系统能够耐受更高温度，以适应高速工作条件。

2.4 射流预冷试验技术

在对射流预冷发动机进行性能影响分析的基础上，要开展射流预冷涡轮发动机技术集成验证。完成射流预冷系统 / 涡轮发动机的结构一体化设计和控制一体化设计，建立带有射流预冷系统的高速涡轮发动机关键技术验证平台，进行不同射流预冷方案的技术研究和验证，掌握射流预冷技术对发动机的影响和性能提升能力。

美国在射流预冷试验上的研究较为深入。美国在 F100 发动机上改造的 MIPCC 系统包括一个液氧喷射平面和两个水喷射平面，前端为液氧平面，之后是两个喷水平面，可独立开启、关闭。第二喷水平面与发动机表面之间的距离，按实际水蒸发成水蒸气所需的最小距离值确定。图 1 为美国 F100 改造的 MIPCC 发动机结构示意图。

图 1 MIPCC 发动机结构示意图
Fig. 1 MIPCC engine configuration

同时，美国在莫哈韦沙漠机场建立了 MIPCC 试验台，目的是在地面条件下模拟 *Ma*4 飞行时的进气温度环境。热空气由 J79 发动机运转后产生的燃气提供，通过调节 J79 发动机工作状态来控制通过试验发动机的气源流量和温度。调试试验证明，该试验台可以在 F100 发动机 100%状态进气流量下，模拟最高飞行速度为 *Ma*3.47、高度 24.6km 的进气温度条件[10]。

2.5 射流预冷测试技术

射流预冷发动机进行试验时，试验装置由传统的发动机增加为射流预冷装置和涡轮发动机共同工作，且通道内的工作介质由空气变为空气和水蒸气的混合液，甚至有部分未蒸发的液态水。除了正常的发动机整机监测数据，为了考核射流预冷装置的功能以及有效性，工质流量、压力、温度需同时进入台架试验监控系统，同时考虑水蒸气以及液态水对传统测试传感器的影响，需对射流预冷发动机的测试方案进行研究，并对有影响的测试装置进行改装。

3 结论

射流预冷具有较好的技术发展趋势，俄、美等国都开展了深入的应用研究，取得了很多成果可供我们借鉴。我国在射流预冷方面进行的工作还基本处在理论研究阶段，细节机

理研究、部件试验较少，整机验证也仅仅掌握了初步规律。针对我国当前国情，对射流预冷技术的需求十分迫切，亟须推进针对工程产品的射流预冷发动机应用技术研究，突破关键技术研究，为射流预冷发动机工程产品研制奠定基础。 AST

参考文献

[1] Carter P，Balepin V. Mass injection and pre-compressor cooling engines analyses[R]. AIAA，2002.

[2] Young D，Olds J. Responsive access small cargo affordable launch（RASCAL）independent performance evaluation[R]. AIAA，2005.

[3] 胡晓煜，陈玉春 . SR-72 高超声速飞机发展前景分析 [J]. 国际航空，2014（3）：13-16.
Hu Xiaoyu，Chen Yuchun. The prospect of SR-72 hypersonic aircraft[J].International Aviation，2014（3）：13-16.（in Chinese）

[4] 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（10）：53-59.
Rui Changsheng，Zhang Chao，Yue Dongfeng. Technical study and development of mass injecting pre-compressor cooling turbine engine[J]. Aeronautical Science & Technology，2015（10）：53-59.（in Chinese）

[5] 李艳军，常鸿雯，薛洪科，等 . 射流装置降温性能评估及敏感性分析 [J]. 航空发动机，2017，43（1）：85-90.
Li Yanjun，Chang Hongwen，Xue Hongke，et al. Sensibility analysis and evaluation of cooling performance on injection device [J]. Aeroengine，2017，43（1）：85-90.（in Chinese）

[6] 王占学，乔渭阳 . 预冷却涡轮基组合循环发动机发展现状及应用前景 [J]. 燃气涡轮试验与研究，2005，18（1）：53-56.
Wang Zhanxue，Qiao Weiyang. An overview of development study and key technology of pre-cooled turbine based combined cycle engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research，2005，18（1）：53-56.（in Chinese）

[7] 商旭升，蔡元虎，陈玉春，等 . 高速飞行器用射流预冷却涡轮基发动机性能模拟 [J]. 中国空间科学技术，2005（4）：54-58.
Shang Xusheng，Cai Yuanhu，Chen Yuchun，et al. Performance simulation of the mass injection pre-cooled TBCC engine for hypersonic vehicles[J].Chinese Space Science and Technology，2005（4）：54-58.（in Chinese）

[8] Balepin V，Engers R. MIPCC technology development[R]. Reston：AIAA，2013.

[9] Kloesel K J，Clark C M . Preliminary MIPCC-enhanced F-4 and F-15 performance characteristics for a first-stage reusable launch vehicle[R]. AIAA，2013.

[10] Mehta U ，Bowles J，Melton J. Water injection pre-compressor cooling assist space access[J]. AIAA，2012.

（责任编辑　朱赫）

作者简介

尚守堂（1970－ ）男，博士，研究员。主要研究方向：航空发动机及燃气轮机燃烧室和排气系统设计与研究。

Tel：024-24281819　　E-mail：saeriem@mail.sy.ln.cn

Key Technology Analysis of Mass Injecting Pre-compressor Cooling Turbine Engine

Shang Shoutang*，Tian Fangchao，Hu Pengfei

AECC Shenyang Engine Research Institute，Shenyang 110015，China

Abstract: The application of MIPCC technology can effectively improve the working range and performance of existing turbine engine，and MIPCC engine will strongly support the following study and development of high speed/hypersonic aircraft power technology. The technical difficulties of MIPCC were combed in this paper. And the key technologies that need to be mastered were analyzed and interpreted. The results can be provided as references for developing the internal MIPCC technology engineering design.

Key Words: mass injecting pre-compressor cooling；key technology；turbine engine；high Mach；aircraft

Received: 2017-08-06;　**Revised:** 2017-08-21;　**Accepted:** 2017-12-18

Foundation item: Aeronautical Science Foundation（2014ZB06005）

***Corresponding author. Tel. :** 024-24281819　**E-mail:** saeriem@mail.sy.ln.cn