

射流预冷对涡扇发动机控制计划的影响及验证

董海滨^{1,2}, 商国军¹, 郭迎清²

(1. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 射流预冷(MIPCC)会导致发动机共同工作线会发生改变,进而影响发动机的工作特性。通过分析射流预冷对双转子涡扇发动机部件和整机的影响,特别是射流预冷对高低压转子转差的影响,掌握了射流预冷对控制计划的影响特性,在此基础上完善了相关控制计划,并通过试验验证了控制计划的有效性,结果表明:发动机低压转子转速控制静差由 2.6% 减小为 0.49%,节流状态到中间状态低压转子转速阶跃量由 4.92% 减小为 1.46%,实现了发动机的性能及试验安全。

关 键 词: 射流预冷; 工作介质; 控制计划; 匹配性; 试验安全

中图分类号: V236

文献标志码: A

Effect and verification of mass injecting pre-compressor cooling on control plan of turbfan engine

DONG Haibin^{1,2}, SHANG Guojun¹, GUO Yingqing²

(1. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China;
2. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Mass injecting pre-compressor cooling (MIPCC) can change the co-working line of aero-engine, and then influence the operating characteristic of engine. The influence regulation of MIPCC on control plan was grasped by analyzing the effect of the MIPCC on the dual-rotor turbfan engine parts and whole aero-engine, especially on the slip between high and low rotors, and on this basis, through perfecting related control plan and verifying the effectiveness of the control plan by the experiment. Results showed that, the control static error of engine low pressure rotor speed reduced from 2.6% to 0.49%, and the step of low pressure rotor speed from throttle state to intermediate state reduced from 4.92% to 1.46%, therefore the performance and experiment security of the engine was achieved.

Key words: mass injecting pre-compressor cooling; working medium;
control plan; matching; experiment security

收稿日期: 2021-11-12

作者简介: 董海滨(1985—),男,高级工程师,硕士,主要从事航空发动机控制方面的研究。

引用格式: 董海滨, 商国军, 郭迎清. 射流预冷对涡扇发动机控制计划的影响及验证[J]. 航空动力学报, 2022, 37(2): 404-408. DONG Haibin, SHANG Guojun, GUO Yingqing. Effect and verification of mass injecting pre-compressor cooling on control plan of turbfan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(2): 404-408.

临近空间作战飞机具有空天作战、快速响应、使用灵活、慑战并举等作战使用特点,是目前国内外研究的热点。涡轮冲压组合发动机(TBCC)作为空天飞机的优选动力,具有飞行包线宽,水平起降、重复使用的优势。采用射流预冷(MIPCC)技术,能够有效地扩展涡轮发动机的工作范围,解决涡轮发动机与冲压发动机之间的“速度鸿沟”问题,同时对涡轮发动机改动小,能够在短期内实现,是目前高超声速动力研究的主要方向之一。

早在20世纪50年代,美国就开展了射流预冷技术研究,并在F100发动机上完成了射流预冷技术试验验证。采用射流预冷技术,俄罗斯的米格-25高空截击机配装的发动机最大工作马赫数达到 $Ma=2.8$,并具备短时 $Ma=3.0$ 的能力^[1]。美国最新公布的Manta高超声速飞行计划中,技术验证机动力采用两台涡轮发动机和两台冲压发动机并联。由涡轮发动机地面水平起飞,通过涡轮发动机射流预冷达到马赫数为3进行模态转换^[2]。

20世纪70年代,国内开始研究射流预冷技术,并在涡喷发动机上进行了射流预冷技术的初步试验验证。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,并取得了显著成果^[3-11]。

控制计划作为发动机安全稳定工作的保证,目前缺乏射流预冷对其系统的影响分析与验证,

本文基于某型双转子涡扇发动机射流预冷工作,系统分析了射流预冷对其控制计划的影响,并开展了试验验证。

1 双转子涡扇发动机控制计划

某型双转子涡扇发动机控制计划主要包含主燃油控制计划、加力燃油控制计划、风扇导叶控制计划、压气机导叶控制计划、喷口控制计划等。

发动机在中间及以上状态工作时,主燃油遵循流量最小的原则,按低压转子转速 N_1 、高压转子转速 N_2 、低压涡轮后总温 T_6 和压气机后总压 p_3 等4个参数所需燃油流量低选。节流状态通过控制主燃油流量,使高压转子换算转速按油门杆角度线性变化。慢车状态,主燃油流量按保持高压转子转速 N_2 所需油量与最小油量高选。

中间及以上状态时,通过调节喷口喉道面积 A_8 使 N_1 达到目标值;节流状态,通过调节喷口喉道面积 A_8 保持发动机转差。喷口喉道面积全程受落压比限制值和喷口喉道面积最小限制值的限制。

风扇导叶角度为低压转子换算转速的函数关系,压气机导叶角度为高压转子换算转速的函数关系。加力燃油控制计划为压气机出口压力、发动机进口温度和油门杆角度的函数关系。

喷口控制逻辑图见图1。

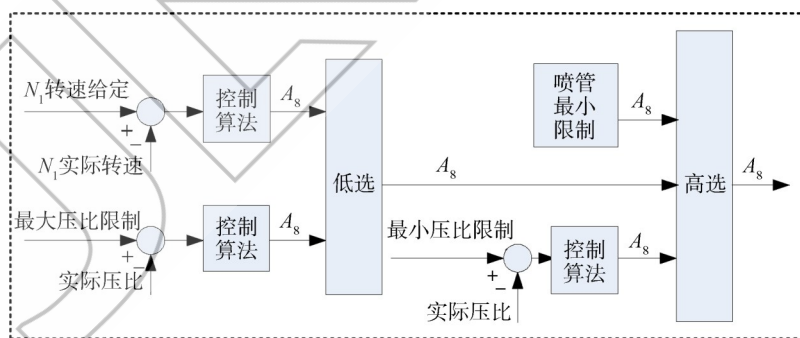


图1 喷口控制逻辑图

Fig.1 Logic diagram of nozzle control

2 射流预冷的影响分析

2.1 射流预冷对发动机部件和整机的影响

射流预冷后,对发动机部件和整机的影响主要体现在以下3个方面^[12-18]:

1) 发动机工质变化。发动机工质变为水气混合物,其含湿度增加,工质的气体绝热指数和气体常数都会发生变化。工质湿度增加,与等压比

热相比,等容比热比增加更快,使得比热比减小,气体常数增加,从而影响到后续各个循环过程。比热比与水气比的关系如图2所示。

2) 对各部件特性的影响。部件特性变化的原因为工质热力参数的变化。喷入冷却水后,与原状态比,压缩部件在相同换算转速下流量增大,压比、效率增加;主燃烧室进气工质中含湿量增加,使得氧气质量浓度降低,油气比上升,燃烧效

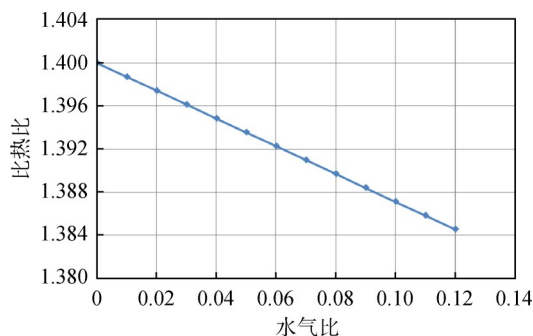


图2 比热比与水气比的关系

Fig.2 Relationship between specific heat ratio and water-gas ratio

率降低,火焰稳定性下降。含湿量过大时,加力燃烧室效率和稳定性下降,加力燃烧室容易熄火;另外主燃烧室出口燃气氧质量浓度降低,会使加力燃烧室内的燃烧和火焰稳定性降低,需要额外喷注氧化剂。

3) 未蒸发液态水对高低压匹配的影响。由于射流预冷水在发动机进口不能达到完全蒸发,导致部分液态水进入风扇,在风扇中进一步蒸发吸热,降低了风扇中工质的温度,导致风扇消耗功降低。随着供水量的增加,涡轮基中间及以上状态喷口控制回路由落压比限制回路切换为 N_1 限制回路,低压转子转速随之增加。

某型发动机射流预冷喷水前后,在发动机进口温度相等的条件下,中间状态落压比减小了7%,喷口由于不再受落压比限制,喷口喉道面积减小了13%, N_1 转速增加了1.72%。中间状态主燃油由于不再受 T_6 限制, N_2 转速增加了1.77%。

2.2 射流预冷对控制计划的影响分析

基于射流预冷喷水后对发动机部件和整机的影响,对控制计划的影响主要体现在以下3个方面:

1) 射流预冷供水后,低压转子消耗功率相对减小,发动机落压比减小,影响中间及以上状态落压比限制计划的适应性。由于喷口受落压比最小限制值限制,低压转子转速无法降低,可能导致低压转速超转。

2) 射流预冷供水后,低压转子消耗功率相对减小,发动机落压比减小,影响中间及以上状态喷管喉道面积限制计划的适应性,由于喷口受最小限制值限制,低压转子转速无法降低,可能导致低压转速超转。

3) 射流预冷供水后,低压转子消耗功率相对减小,影响中间及以上状态低压转子转速控制计

划与节流状态控制计划的匹配性,发动机从中间状态到最大状态过程中,低压转子转速可能出现阶跃。

射流预冷喷水试验过程中,由于喷口喉道面积受最小限制值的限制, N_1 给定值和反馈值存在静差,静差 δ_{N1} 最大为相差2.6%,如图3所示。

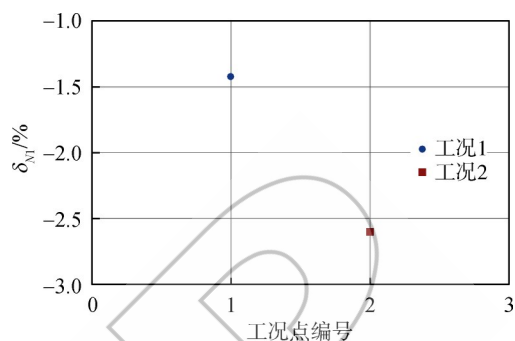


图3 加力状态试验结果

Fig.3 Test result of after-burner state

3 控制计划完善及试验验证

基于上述分析,对发动机喷口限制计划、落压比限制计划和节流计划进行了完善,并开展了试验验证。

3.1 发动机喷口限制计划完善

基于带射流预冷的双转子涡扇发动机模型,仿真获得喷口变化值 ΔA_8 与低压转子转速变化值 ΔN_1 的关系,如图4所示。

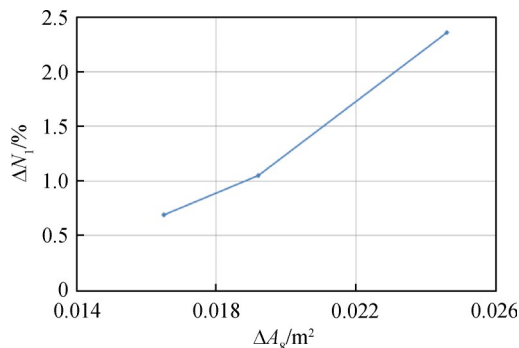


图4 喷口变化值与低压转子转速变化值的关系

Fig.4 Relationship between nozzle change value and low pressure rotor speed change value

根据仿真结果,对喷口喉道面积受最小限制计划进行了完善,完善后的限制计划见表1。完善控制计划后, N_1 给定值和反馈值之间的差异减小为0.49%,有效地改善了 N_1 给定和反馈的差异。

表 1 修改后的喷嘴限制计划
Table 1 Modified plan of nozzle limit

进口温度/K	中加状态 比例	小加力比例	最大状态 比例
240.3	1.000	1.129	1.459
284.3	1.000	1.129	1.526
317.1	1.000	1.129	1.480
325.0	1.000	1.126	1.547
357.0	1.000	1.126	1.942
400.0	1.000	1.126	1.689

3.2 发动机节流计划完善

对中间状态落压比限制计划进行了完善,根据不同的发动机进口温度,完善了低压转算转速 N_{lr} 与高压转子转算转速 N_{2r} 的函数关系,以减小节流状态到中间状态 N_1 的阶跃变化。修改前后的节流计划见图 5。完善后节流状态到中间状态 N_1 阶跃量由 4.92% 减小为 1.46%,阶跃现象得到明显改善。

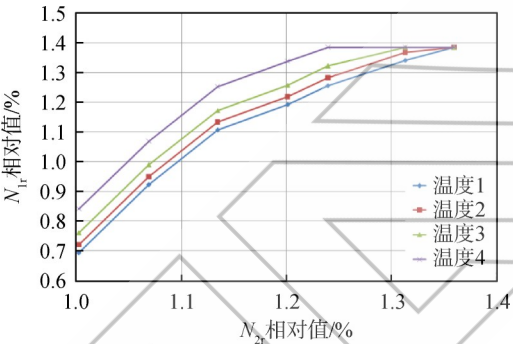


图 5 修改后的节流计划
Fig.5 Modified plan of throttling

4 结 论

本文分析了射流预冷对双转子涡扇发动机控制计划的影响,并基于模型仿真结果对控制计划进行了完善及试验验证,可以得出以下结论:

- 1) 射流预冷喷水后对低压转子的影响较大,进而影响低压转子相关控制计划,特别是喷口和落压比的限制计划。
- 2) 完善后的控制计划经试验验证能够有效地改善喷水后高低压转子之间的不匹配性,发动机低压转子转速控制静差由 2.6% 减小为 0.49%,节流状态到中间状态 N_1 阶跃量由 4.92% 减小为 1.46%,保证了发动机的性能和试验安全。

参考文献:

[1] 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(1):1-3.
SHANG Shoutang, TIAN Fangchao, HU Pengfei. Key technology analysis of mass injecting pre-compressor cooling turbine engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2018, 29(1):1-3. (in Chinese)

[2] 陈博,桂丰,李茜,等.国外并联式涡轮基组合循环发动机技术发展途径浅析[J].燃气涡轮试验与研究,2019,32(1):57-62.
CHEN Bo, GUI Feng, LI Qian, et al. Study on the development approach of foreign over/under TBCC engine technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(1): 57-62. (in Chinese)

[3] 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)

[4] 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)

[5] BALEPIN V, ENGENERS R. MIPCC technology development [R]. AIAA 2003-6929, 2003.

[6] 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 2013-5528, 2013.

[7] BALEPIN V. Method and apparatus for reducing the temperature of air entering a compressor of a turbojet engine by variably injecting fluid into the incoming air: US6202404 [P]. 2001-03-20.

[8] BALEPIN V, BRUNO C, INGENITO A. Evaluation of the combustion process in the MIPCC engine [R]. ISABE (International Symposium of Air Breathing Engine) 2003 - 1127, 2003.

[9] MEHTA U, BOWLES J, MELTON J. Water injection pre-compressor cooling assist space access [R]. AIAA 2012 - 5922, 2012.

[10] 金捷,陈敏.涡轮冲压组合动力装置特点及研究进展[J].航空制造技术,2014(9):32-35.
JIN Jie, CHEN Min. Brief introduction on technology development of turbine based combined cycle engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(9):32-35. (in Chinese)

[11] 王巍巍,李丹,曾军.国外水平起降临近空间高速飞机动力发展[J].燃气涡轮试验与研究,2014,27(1):57-64.
WANG Weiwei, LI Dan, CENG Jun. Development of propulsion system for near-space HTHL high-speed vehicles abroad[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27

- (1):57-64.(in Chinese)
- [12] 涂洪妍,邓远灏,康松,等.水气比对射流预冷喷射特性影响的数值研究[J].推进技术,2017,38(6):1302-1309.
TU Hongyan, DENG Yuanhao, KANG Song, et al. Numerical simulation for effects for water/air ration on injection characteristics with water injection pre-compressor cooling [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(6):1302-1309. (in Chinese)
- [13] CARTER P, BALEPIN V. Mass injection and pre-compressor cooling engines analyses[R]. AIAA-2002-4127, 2002.
- [14] YOUNG D, OLDS J. Responsive access small cargo affordable launch (RASCAL) independent performance evaluation [R]. AIAA-2005-3241, 2005.
- [15] 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,2005,25(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, 25(4):54-58. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] 李成,蔡元虎,屠秋野,等.射流预冷却吸气式涡轮火箭发动机性能模拟[J].推进技术,2011,32(1):1-3.
LI Cheng, CAI Yuanhu, TU Qiuye, et al. Performance simulation of air-turbo-rocket with injection pre-cooler[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1):1-3. (in Chinese)
- [18] 宋文艳,张冬青,吕重阳.多种组合动力方案性能对比研究[J].实验流体力学,2018,32(5):19-28.
SONG Wenyan, ZHANG Dongqing, LU Chongyang. Compared study of performances of combined cycle engines[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(5):19-28. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)