

高马赫数涡轮发动机射流预冷特性研究^{*}

林阿强^{1,2}, 刘高文^{1,2}, 吴 锋^{1,3}, 陈 燕^{1,2}, 冯 青^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;

2. 西北工业大学 陕西省航空动力系统热科学重点实验室, 陕西 西安 710072;

3. 中国航发四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 以气液相变冷却机制为切入点, 开展高空模拟试验进气预冷段内水-液氧射流冷却的数值分析, 考虑真实雾滴颗粒运动的热力现象, 基于欧拉-拉格朗日多相流方法解析气液两相热质传输过程, 分析水-液氧混合射流对高马赫数涡轮发动机预冷段内流动及换热特性的影响规律。结果表明, 水-液氧射流雾化蒸发的效果具有即时性, 基于水雾-水蒸汽比热大和汽化焓高的特点, 水雾浓度对主流总温降和总压恢复占主导性; 而液氧浓度有利于降低湿空气的热流密度。在射流浓度2%~8%时, 预冷段总压降系数为0.84%~1.27%, 总温降系数为2.15%~15.12%, 即温降为12.92~90.89K。为平衡高空高马赫数时冷却水和液氧的需求, 需控制水-液氧的射流比例, 建议液氧射流量小于60%的总射流浓度。在“40%水~60%液氧”的射流比例时预冷段内流动和传热特性达到局部最优。在发动机物理转速不变时, 射流冷却后预冷段内湿空气来流质量流量增幅0.22%~9.39%, 其中空气和水蒸汽含量的贡献份额分别约为71.8%和28.2%。因此, 射流预冷有利于涡轮发动机在高马赫数时具有更高的加速度。

关键词: 预冷涡轮基发动机; 预冷段; 高温进气; 射流预冷; 液氧

中图分类号: V233

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 10-2218-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200784

Mass Injection Pre-Compressor Cooling Characteristics in High Mach Number Turbine Engine

LIN A-qiang^{1,2}, LIU Gao-wen^{1,2}, WU Feng^{1,3}, CHEN Yan^{1,2}, FENG Qing^{1,2}

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Shaanxi Key Laboratory of Thermal Science in Aero-Engine System,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory,

AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

Abstract: The mass injection precooled turbine-based engine has an important demand for cooling water and liquid oxygen at high altitude and high Mach number. A numerical analysis of water liquid-oxygen injection cooling was conducted in the pre-cooling section of high-altitude simulation test inlet air, which was based on the gas-liquid phase change cooling mechanism. Considering the thermodynamic phenomenon of the real droplet movement, the flow field characteristics during the heat and mass transfer process of gas-liquid two-phase were analyzed based on the Eulerian-Lagrangian multiphase flow method. The effects of water-liquid mixture injection

^{*} 收稿日期: 2020-10-09; 修订日期: 2021-02-02。

基金项目: 国家科技重大专项基金 (2017-III-0011-0037); 中央高校基本科研业务费专项资金 (31020210QD701)。

通讯作者: 林阿强, 博士, 副教授, 研究领域为高马赫数涡轮发动机射流预冷技术和高速涡轮盘腔流动传热。

引用格式: 林阿强, 刘高文, 吴 锋, 等. 高马赫数涡轮发动机射流预冷特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(10):2218-2228. (LIN A-qiang, LIU Gao-wen, WU Feng, et al. Mass Injection Pre-Compressor Cooling Characteristics in High Mach Number Turbine Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(10):2218-2228.)

on the flow and heat transfer characteristics of the pre-cooling section were discussed in a high Mach number turbine engine. Results show that the effect of atomization evaporation of water liquid-oxygen injection is instantaneous. Based on the advantages of large specific heat and vaporization enthalpy of water mist, water injection concentration is dominant to the total temperature drop and total pressure recovery of the mainstream, while liquid oxygen injection concentration is beneficial to reduce the heat flux density of wet air mixture. When the mass injection concentration is in the range of 2%~8%, the total-pressure drop coefficient is 0.84%~1.27%; then, the total-temperature drop coefficient ranges from 2.15%~15.12%, that is, the temperature drop is 12.92~90.89K. To balance the demand of cooling water and liquid oxygen at high Mach number, it is necessary to control the water-liquid oxygen injection ratio. Especially, the mass flow rate of liquid oxygen recommends not to be higher than 60% of the total mass injection concentration. Moreover, the flow and heat transfer characteristics in the pre-cooling section are locally optimal when the mass injection ratio is '40% water-60% liquid oxygen'. When the physical speed of the engine remains unchanged, the inflow mass flow rate of wet air mixture increases by 0.22%~9.39% within the precooling section after mass injection pre-compressor cooling. For an increase in mass flow, the contribution shares of dry air and water vapor are about 71.8% and 28.2%, respectively. Therefore, mass injection pre-compressor cooling is conducive to a higher acceleration of turbine engine at a high Mach number.

Key words: Precooled turbine-based engine; Pre-cooling section; High-temperature inlet air; Mass injection pre-compressor cooling; Liquid oxygen

1 引言

涡轮基冲压组合循环发动机(TBCC)在高空高马赫数工作环境时,涡轮发动机与冲压发动机之间的动力衔接是一个关键难题,其中高温进气是影响涡轮发动机性能的重要因素,进而进气预冷技术成为主攻的方向之一^[1-2]。将预冷技术与涡轮发动机结合并可应用于其他发动机之间组合,称为预冷涡轮基发动机。通过预冷降低来流温度,改善发动机各部件工作条件,缓解发动机机内部高温防护的问题,使涡轮发动机不受限于更高的飞行高度和马赫数。当预冷涡轮基发动机(Precooled turbine-based engine)工作马赫数达到3以上时,也称为高马赫数涡轮发动机^[3-4]。区别于传统涡轮发动机,预冷涡轮基发动机的新颖之处在于引入了进气预冷装置,实现进气冷却的方法主要有两种:一是在压气机/风扇前喷注冷却介质(水和液氧)^[5],二是在发动机前端加装换热器^[6]。通过对比发动机进气预冷系统的特征,将现有技术归纳为三种类型:燃料预冷技术、超临界工质预冷技术和射流预冷技术,典型的代表分别是吸气式涡轮冲压膨胀循环发动机^[7]、协同吸气式火箭发动机^[8]和射流预冷(Mass Injection and Pre-compressor Cooling, MIPCC)技术^[5]。由于射流预冷对涡轮发动机的推力扩展和短期可实现等因素,被认为是发展高马赫数飞行器动力最有效的技术途径之一^[9]。

1950年初,美国研究机构为扩展现有发动机的

推力,首次提出在涡轮发动机压气机/风扇前增加射流装置^[10];利用冷却工质的汽化潜热降低来流空气温度^[11-12],并将高比热容的液态水确定为最佳冷却工质^[13]。一方面通过理论计算发现,采用MIPCC技术可使涡轮发动机飞行包线拓宽到马赫数6以上^[14];另一方面基于地面模拟高空进气射流冷却的试验发现,射流预冷涡轮发动机可以实现马赫数0.9~4的飞行包线^[5,13],并在0.6%的喷水率时气流温度降低130K,推力增加14%。在飞行马赫数4时,Carter和Balepin等提出“以液态水为主导并带有25%~35%液氧量”的冷却方案以改善发动机在极端条件下燃烧稳定性。1990年初停止了射流预冷TBCC(MIPCC-TBCC)的研究^[15]。然而,现阶段TBCC高超声速推进成为各国激烈竞争的利器,而前人关于预冷却TBCC发动机提供了良好的理论和试验基础^[1]。针对液滴汽化蒸发现象,Kim等^[16]和Lin等^[17]均证实了液滴与主流空气传热传质的热力过程对发动机性能的改善具有积极作用。为此,MIPCC系统联合现有涡轮发机构成预冷涡轮基发动机循环系统,必然增加发动机重量及相关附件系统复杂程度等问题,但其改造具有成本低、成型快的潜在优势,这在一定程度上有利于发动机适应高空高马赫数的工作环境。然而,先前的研究很少关注液氧和液态水的进气射流冷却时流场特征,射流冷却后温度和压力的沿程变化尚未完全了解。

针对高马赫数工作时预冷涡轮基发动机喷水冷

却量大、高空氧浓度不足的问题,基于文献[18-19]的研究基础,本文以进气射流相变冷却的气液耦合作用机制为切入点,重点研究以液态水和液氧作为组合冷却工质时,射流浓度对高马赫数涡轮发动机预冷段内高温进气流动及换热特性的影响。首先建立高空高温模拟环境下气-液流态非平衡蒸发相变冷却耦合过程的数学模型;以此为基础,通过分析高马赫数飞行工况时射流冷却后预冷段内多相混合工质组分的变化规律、温度分布均匀性、气动阻力特性、气液流态传热传质效率等,从而揭示液态水和液氧射流浓度对高马赫数涡轮发动机进气特性的影响规律。

2 研究对象及方法

2.1 射流预冷的热力模型

针对涡轮基冲压组合循环发动机中高温进气制约和恶化涡轮发动机性能的问题,本文开展高马赫数涡轮发动机进气射流预冷的研究。由于涡轮基发动机工作在高空高马赫数条件下,为避免对进气道内流动所造成的扰动,射流冷却技术是在进气道出口与压气机/风扇入口之间加装射流装置,该流域称为预冷段。假设经过进气道的减速作用,进气道出口气流速度可降为亚声速范围,但气流温度仍然很高。因此,本文所研究射流冷却均是在亚声速、高温来流条件下。针对预冷段内射流冷却的特点,其实质上是气液两相传热传质的现象。图1给出预冷段内高温空气与低温雾滴之间热交换过程的原理图。

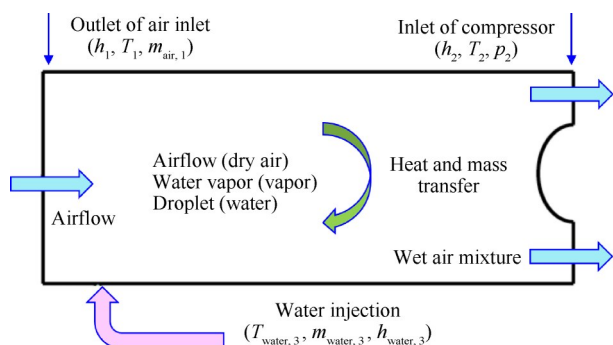


Fig. 1 Heat exchange process for water injection cooling in the pre-cooling section

假设把预冷段当成一个绝热的控制体(见图1),根据射流预冷在预冷段内的热力过程,建立预冷段内射流冷却的能量守恒方程^[9],其定义如下

$$m_{\text{air},1} \cdot h_1(T_1) + m_{\text{water},3} \cdot h_{\text{water},3} = (m_{\text{air},2} + m_{\text{vapor},2}) \cdot h_2(T_2, p_2) \quad (1)$$

式中下标1,2和3分别表示预冷段进口、预冷段出口和喷水入口处的位置; m_{air} , $m_{\text{water},3}$ 和 $m_{\text{vapor},2}$ 分别为

空气、水和水蒸汽的质量流量; T_1 和 h_1 分别为进气道出口/预冷段进口处温度和焓值; T_2 和 h_2 分别为压气机进口/预冷段出口处湿空气温度和焓值。

通过式(1)可以确定射流冷却单位质量流量的来流空气降低到温度 T_2 所需的冷却水量,则上式变为

$$w_{\text{water},3} [\bar{c}_{p,\text{vapor}}(T_2 - T_{s,\text{water},2}) + \bar{c}_{p,\text{water}}(T_{s,\text{water},2} - T_{\text{water},3}) + r] = h_1(T_1) - h_2(T_2) \quad (2)$$

$$w_{\text{water},3} = m_{\text{water},3} / m_{\text{air},1} = 0.622 \cdot p_{\text{vapor},2} / p_2 \quad (3)$$

式中 $w_{\text{water},3}$ 为水气比; $\bar{c}_{p,\text{water}}$, $\bar{c}_{p,\text{vapor}}$ 分别为预冷段内液态水和水蒸汽的平均定压比热容; $T_{s,\text{water},2}$ 为预冷段出口处液态水的饱和温度; $T_{\text{water},3}$ 为液态水进入预冷段时初始温度; r 是液态水蒸发时所吸收的汽化潜热; $p_{\text{vapor},2}$ 和 p_2 分别是预冷段出口处水蒸汽和空气的分压力。

由此可见,射流预冷后工质属性发生变化,由于空气、雾滴颗粒及水蒸汽所组成多组分耦合的流场。为避免极端工况下引起燃烧熄火极限,考虑液氧射流的需求,针对射流相变冷却机制,本文重点分析高空模拟进气条件下液氧-液态水组合工质对进气流动和换热特性的影响。

2.2 预冷段计算模型及边界条件

通过简化,图2给出高马赫数涡轮发动机高空模拟试验进气预冷段的物理模型,射流装置安装在预冷段的前端。为改善进气流动阻力和充分冷却,喷水杆为翼型结构,共采用123个喷嘴均匀阵列在前后交错布置的两个射流回路,A和B分别设置为液态水和液氧的通道回路。预冷段轴向长度与进口直径的比值为3/16,喷水杆上每一喷嘴为正向喷射,实心喷嘴雾化半锥角为 40° 。

为改善网格质量,将喷雾计算域采用非结构化网格,其余计算域为结构化网格,并合并二者交界处混合格网的节点,如图3所示。依据所选用高雷诺数

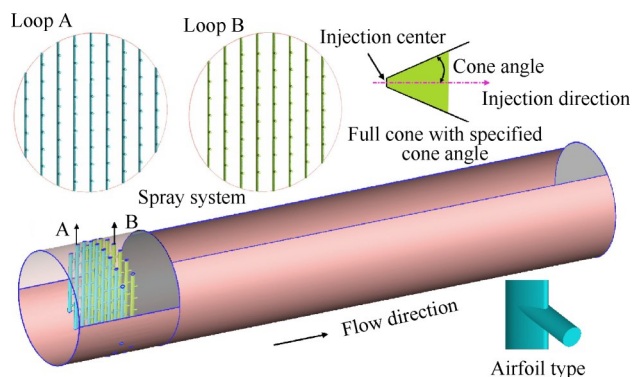


Fig. 2 Structure diagram of pre-cooling section in a precooled turbine-based combined cycle engine

RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型^[20]的特点,对圆筒和喷水杆近壁的网络加密,调节 Y^+ 值在 30~100,保证近壁第一层网格节点位于主流的湍流核心区。经计算网格数量对求解结果的敏感性检验后,给定本文计算网格单元总数约为 837 万。

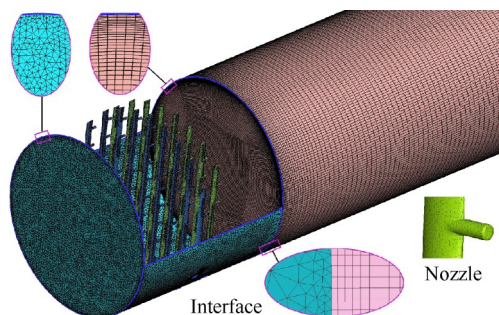


Fig. 3 Mesh cells and details of mesh refinement in the pre-cooling section

根据飞行高度 $H=18\text{km}$ 和工作马赫数 $Ma=3$ 的高空状态参数,确定高空模拟试验进气预冷段的边界条件。由此,给定预冷段进口总压 220.7kPa,总温 601.3K,背压 207.154kPa,来流干空气质量流量为 71.64kg/s。壁面为绝热、无滑移边界条件。喷嘴雾化的射流速度为 60m/s,并采用 Rosin-Rammler 平均直径法^[21]描述雾化初始时刻时不同液滴粒径 d_p 的权重分布,如图 4 所示。液氧参数在喷嘴初始喷射时刻仍高于临界压力和临界温度,使液氧以细小颗粒雾化射流。液态水和液氧的液滴平均直径均设定为 $d_e=15\mu\text{m}$,二者的表面张力分别为 0.0689N/s 和 12N/s。将液态水量($M_{\text{H}_2\text{O}}$)-液氧量(M_{LOX})混合的总射流量($M_{\text{H-L}}$)与来流干空气质量流量的比值定义为射流浓度(Mass injection concentration)。针对高温来流,定义由液氧、水雾、水蒸汽、氧气、干空气等工质组成混合气的物性参数(比热容、动力粘度、导热系数)随温度变化的函数。

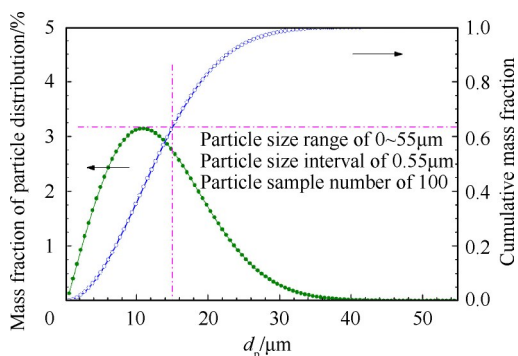


Fig. 4 Droplet size distributions of initial mist injection from a nozzle at $d_e=15\mu\text{m}$

本文定义预冷段内总压降系数(C_{p_i})和总温降系数(C_{T_i})来评估流动损失和冷却效果。当总压降越小、总温降越大时,进气射流预冷的效果越好。

$$C_{p_i} = (p_{t,\text{in}} - p_{t,\text{out}})/p_{t,\text{in}} \quad (4)$$

$$C_{T_i} = (T_{t,\text{in}} - T_{t,\text{out}})/T_{t,\text{in}} \quad (5)$$

式中下标 in 和 out 分别表示位于预冷段进口和出口, p_t 和 T_t 分别为总压和总温。

2.3 进气射流的求解方法

预冷段内水雾-液氧与空气参混的流动过程,其实是气-液两相传热传质的热力现象,可将水与液氧的射流雾滴(微米级颗粒)作为离散相,水蒸汽、氧气(来自液氧的气化)和主流干空气所构成的湿空气作为连续相。液态水和液氧具有相变阶段和相变潜热,液滴汽化过程与自身温度有关,包括蒸发和沸腾两种形式。当雾滴温度低于沸点时,以自然对流为主导的蒸发速率为

$$\frac{dm_p}{dt} = \pi d_p \rho D S \frac{M_v}{M} \lg \left(\frac{1 - X_p}{1 - X} \right) \quad (6)$$

式中 ρ 是水蒸汽(氧气)密度, D 是水蒸汽(氧气)扩散系数, S 是 Sherwood 数, M_v 和 M 分别是水蒸汽(氧气)与湿空气的摩尔质量, X_p 和 X 分别为水雾(液氧)与水蒸汽(氧气)的摩尔分数。

当水雾颗粒温度高于沸点时,以沸腾态强制对流为主导的蒸发速率为

$$\frac{dm_p}{dt} = - \frac{\pi d_p \lambda Nu (T - T_p)}{h_{fg}} \quad (7)$$

式中 m_p 为水雾颗粒质量, h_{fg} 为蒸发潜热, T_p 为水雾颗粒的温度。

由于气-液相间具有速度差、密度差及雾滴的粘性、表面张力作用,使射流雾滴产生形变、破碎、融合、喷溅和沉积等物理现象。需要引入液滴气动阻力模型^[22]、气动力二次破碎模型^[22]、液滴间碰撞模型^[23]及液滴-壁面相互作用模型^[24]来描述雾滴的运动特征。

综上,本文基于欧拉-拉格朗日多相流颗粒追踪的数学模型求解连续相与离散相的控制方程组,离散格式为二阶迎风精度,进而模拟预冷段内含湿条件下射流冷却进气多流态的热力现象。当残差值 $< 1 \times 10^{-4}$ 数量级且呈现规律性地小幅度波动,认为数值计算结果达到收敛。数值仿真的流程示意如图 5 所示。

2.4 数值结果的准确性检验

本文采用 Antoine 方程^[25]计算水的饱和蒸汽压力和液氧饱和压力,其定义如下,式中 A, B, C 均为常系

数,如表 1 所示。

$$\lg p_{\text{sat}} = A - \frac{B}{T + C - 273.15}$$

(8)

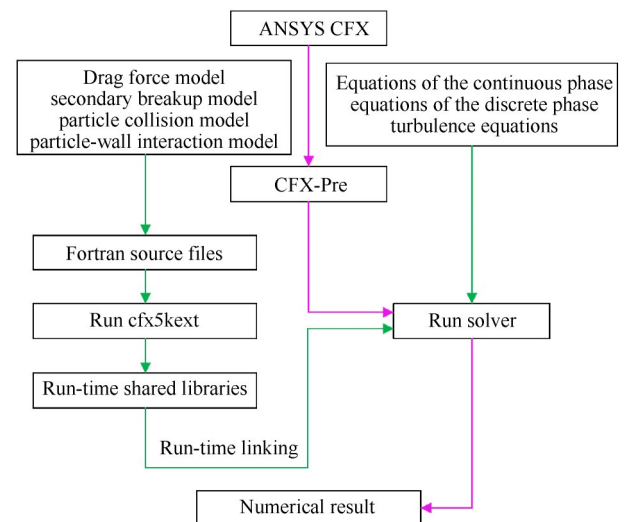


Fig. 5 Nesting method and executing process in CFX commercial code

Table 1 Constant coefficients of Antoine equation		
Constant	Liquid water	Liquid oxygen
A	5.11564ln10	3.81634ln10
B /K	1687.54ln10	319.013ln10
C /K	230.23	266.7

图 6 给出由 Antoine 方程计算饱和压力与实际值的相对误差。在有效温度 72.791~151.98K 和 280~600K 内,由 Antoine 方程分别计算液氧和液态水饱和压力,二者各自的相对误差分别小于 6% 和 2%。由此认为,由 Antoine 方程预测液氧和水的饱和压力具有较高的精度。

图 7 给出在射流水雾浓度 2% 时预冷段出口壁面

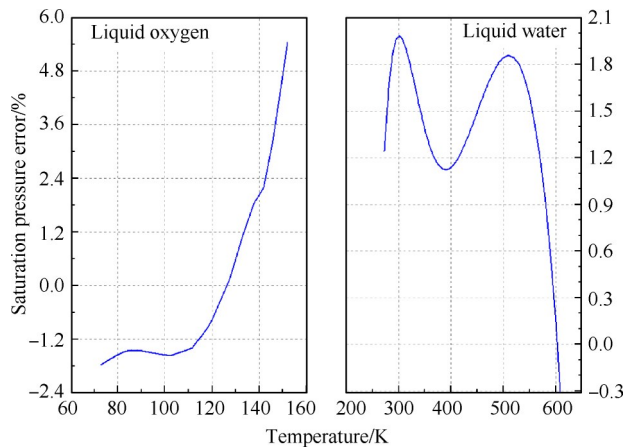


Fig. 6 Relative error of saturated pressure between the Antoine equation and actual value

监测点温度的数值和试验数据^[26]的对比结果。其中 T_{sim} , $\bar{T}_{\text{sim}}$ 分别为数值结果的监测点温度和平均监测点温度; T_{exp} , $\bar{T}_{\text{exp}}$ 分别表示试验的测点温度和平均测点温度。在水雾浓度 2% 时,温度相对误差均在 $\pm 3\%$ 以内。由此,认为本文所建立高空高温模拟试验进气预冷段的数值模型和计算方法具有可行性和可靠性。

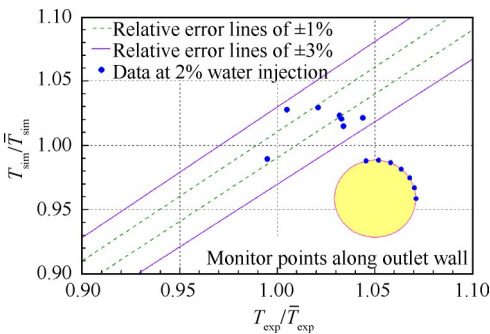


Fig. 7 Relative error between the numerical results and experimental data

3 结果及讨论

射流预冷技术(MIPCC)主要利用液态水吸收相变潜热和水雾-水蒸汽大比热吸热的优势,进而降低高马赫数涡轮基发动机的来流温度。针对涡轮基发动机在高空高速工作时氧气量供应不足的问题,需通过补充液氧射流方式来改善发动机燃烧的稳定性。本文以一高空模拟试验进气为例($H=18\text{km}$, $Ma=3$ 的高空状态参数),选取射流浓度 2%~8% 为分析对象,重点探索水与液氧混合作用时预冷段内温降和压降特性。

3.1 射流冷却对流场特征的分析

为理解射流雾滴对高温进气流场的作用效果,以下针对射流浓度 8% ($M_{\text{H}_2\text{O}}=5.731\text{kg/s}$)、喷雾平均直径 $15\mu\text{m}$,不同水雾/液氧射流比例(Mass injection ratio)时流场特征进行分析。

图 8 给出水雾占比总射流量为 80% ($M_{\text{H}_2\text{O}}=4.585\text{kg/s}$, $M_{\text{LOX}}=1.146\text{kg/s}$)时,预冷段内雾滴颗粒和特征截面的温度云图。由图可知,水与液氧以喷嘴雾化形式与周围高温空气直接参混流动,每个雾滴均视为一个冷却源,使预冷段内雾滴颗粒和特征面温度不同程度的变化。雾滴颗粒在蒸发相变过程中会降低气-液相交接处的温度,一方面增大了气-液相间交界面与周围空气的温度差,另一方面也提高了热量从高温空气区传递到气-液相界面的传热能

力。同时,也伴随着水雾汽化为水蒸汽和液氧汽化为氧气的单向传质过程。特别是喷嘴雾化后,单位质量的液态水相变为相同温度的水蒸汽时吸收的热量大于单位质量的液氧相变为相同温度的氧气,即液态水的汽化潜热大于液氧。由于液氧射流后自身温度迅速高于临界温度,使得液氧很难以液态形式存在,而是迅速汽化为气态氧气,同时周围高温空气继续加热该部分氧气(即过热阶段)。为此,在1.5ms内液氧/氧气颗粒温度的变化幅度很大程度上大于水雾温度的变化。

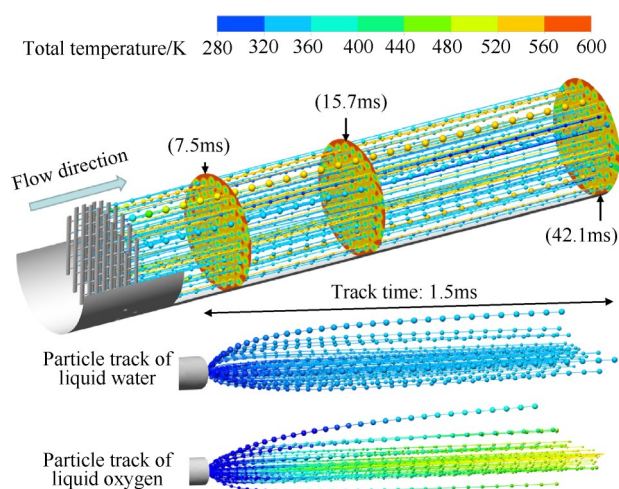


Fig. 8 Temperature contours of particle inside the pre-cooling section at $M_{H_2O}/M_{H-L}=0.8$

图9显示水雾占比总射流量80%时,预冷段内特征截面处总温降系数云图。由图可知,射流冷却后主流温度降低明显,在喷嘴雾化沿程轨迹中心处区域温降凸显,而近壁区域温降效果较小。这是由于高速来流约束了喷嘴雾化扩散的能力,使雾滴运动呈现沿程聚集的现象。沿程三个特征面处质量加权平均总温降系数分别为 $C_{T_i}=13.6\%$, 14.0% , 14.8% , 即总温降分别为82K, 84K和89K。可见,在射流时刻7.5ms时,特征截面已呈现较大程度的温降效果,表现为较高的雾滴冷却效率;而在射流时刻7.5~42.1ms内,雾滴冷却效率较低,在预冷段出口仍有较多未完全蒸发冷却的水雾颗粒。基于图8分析可知,在射流时刻0~7.5ms时,不同粒径的水雾汽化蒸发程度不同,大颗粒液滴易演化为小颗粒液滴,而小颗粒液滴直接汽化为水蒸汽。由于初始阶段雾滴吸收汽化潜热和受气流加热,主流温度降低,热量在转移过程中雾滴颗粒温度升高;使后阶段水雾颗粒的汽化潜热随雾滴温度升高而减小,表现为在较高温度下液体

分子具有较大能量,液相与气相的差别会变小。由此,在射流时刻7.5ms后,雾滴颗粒的汽化能力减弱,水雾沿程逐渐演化为未完全蒸发冷却的小液滴,而这部分小颗粒雾滴在一定程度上会改善下游压气机性能^[27]。

图10为射流前后预冷段内特征截面处总压降系数云图($M_{H_2O}/M_{H-L}=0.8$)。在射流冷却后,总压降低值区主要分布在喷嘴雾化轨迹中心区域,而近壁附近由于粘性和剪切力作用呈现较大的沿程流动损失。图10(a)中沿程三个特征面处质量加权平均总压降系数分别为 $C_{p_i}=0.99\%$, 1.05% , 1.16% , 即总压降分别为2.18kPa, 2.31kPa和2.56kPa;而图10(b)中总压降系数分别为 $C_{p_i}=0.80\%$, 0.83% , 0.90% , 即总压降分别为1.77kPa, 1.84kPa和1.99kPa。可见,在“80%液态水-20%液氧”的射流冷却后,预冷段内总压提高了23.16%~28.64%(即 $[(2.18-1.77)/1.77]\times 100\% \sim [(2.56-1.99)/1.99]\times 100\%$)。这是因为在雾滴吸收汽化潜热的作用下,由低能的液态状态相变为高能的气态状态,一方面水雾蒸发为水蒸汽具有大的汽化焓,另一方面水蒸汽分压力增大,进而使预冷段内由湿空气组成的主流总压高于干空气为主流的状态。

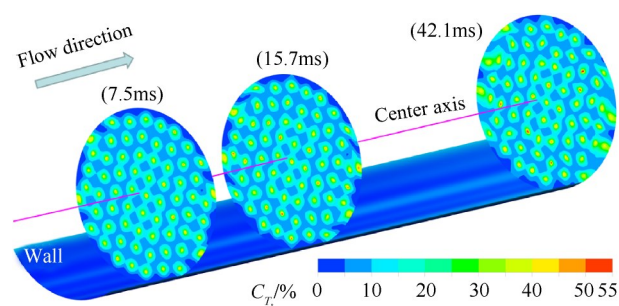


Fig. 9 Total-temperature drop coefficient contours after mass injection pre-compressor cooling at $M_{H_2O}/M_{H-L}=0.8$

为了解不同液态水/液氧射流比重对流场温度和压力特性的影响,图11和12分别分析干工况/射流浓度8%时,预冷段出口处总压梯度和总温梯度云图。其中, $M_{H_2O}/M_{H-L}=1$ 表示“100%液态水-0%液氧”的射流浓度(纯液态水雾), $M_{H_2O}/M_{H-L}=0$ 表示“0%液态水-100%液氧”的射流浓度(纯液氧),而 $M_{H_2O}/M_{H-L}=0.4$ 表示“40%液态水-60%液氧”的射流浓度。

由图11,12可知,干工况时预冷段内近壁附近的总压梯度变化大,而射流冷却后总压梯度和总温梯度变化幅度明显增强,液态水-液氧射流量对温降和压损特性具有不同程度的敏感性。表2给出不同水

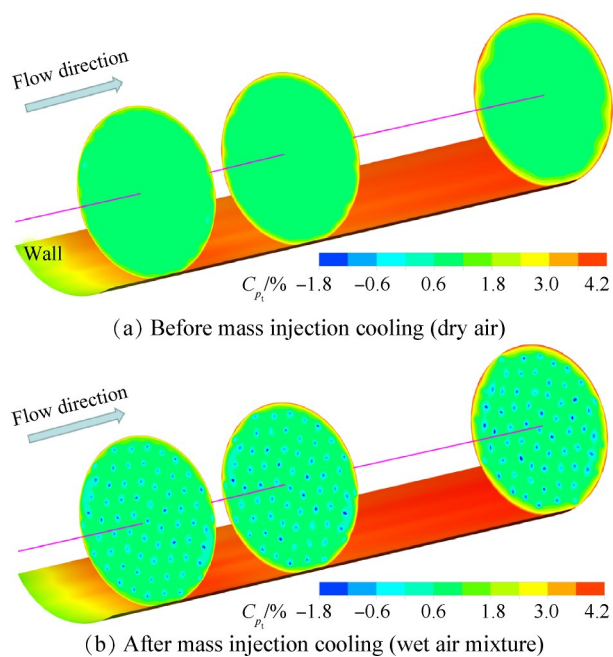


Fig. 10 Total-pressure drop coefficient contours before and after mass injection pre-compressor cooling at $M_{H_2O}/M_{H-L}=0.8$

雾-液氧比射流量时,预冷段出口处质量加权平均总压梯度和总温梯度。随着纯水雾射流($M_{H_2O}/M_{H-L}=1$)过渡到纯液氧射流($M_{H_2O}/M_{H-L}=0$)时,总温梯度呈现单调递减,表明水雾对流场温降具有较强的主导性;随着液氧比例的增加,总压降梯度降低,表明水雾对总压升高具有较强的主导性;同时,在“40%液态水-60%液氧”的射流浓度时总压梯度呈现峰值的拐点,表明适当的液态水-液氧射流比例时会产生局部最大的总压变化。

图 13 为对比干工况/射流浓度 8% 时的预冷段出口处热流密度云图。在不同液态水-液氧射流量时,质量加权平均的热流密度分别为 54.2MW/m^2 (图 13(b)), 48MW/m^2 (图 13(c)) 和 44MW/m^2 (图 13(d)), 同时,总温降分别为 90.9K , 83.2K 和 41.7K ; 而干工况时质量加权平均的热流密度为 50.8MW/m^2 (图 13(a))。整理可知,在纯液态水射流时呈现为热流密度高、总温降大,而在纯液氧射流时呈现为热流密度低、总温降小。也就是说,随着液态水(液氧)射流比例增加,流场的热流密度和总温降均增大(减小)特别是液氧射流有利于降低热流密度。

3.2 液态水-液氧射流量的流场特性分析

以下主要分析射流浓度 8% 时,不同比例的水与液氧射流量对预冷段流动和冷却特性的影响。图 14 给出射流前后预冷段内总压降沿程变化。由图可知,受喷水杆的阻流作用,预冷段前端喷水杆区域呈

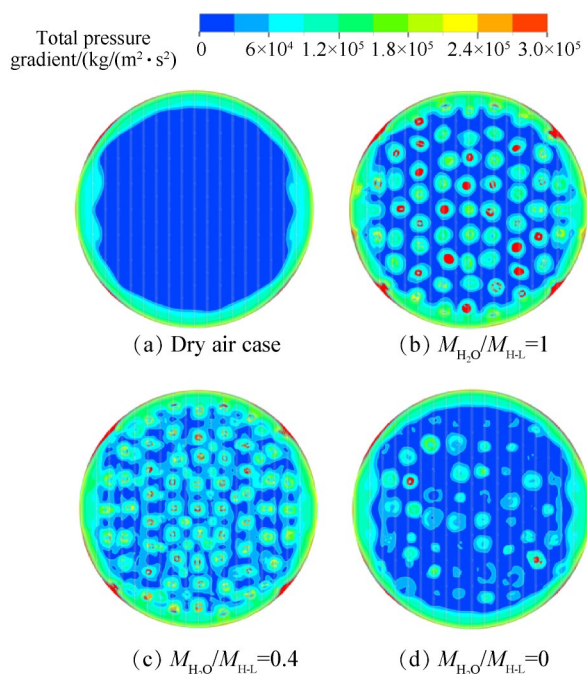


Fig. 11 Total pressure gradient contours at the pre-cooling section outlet

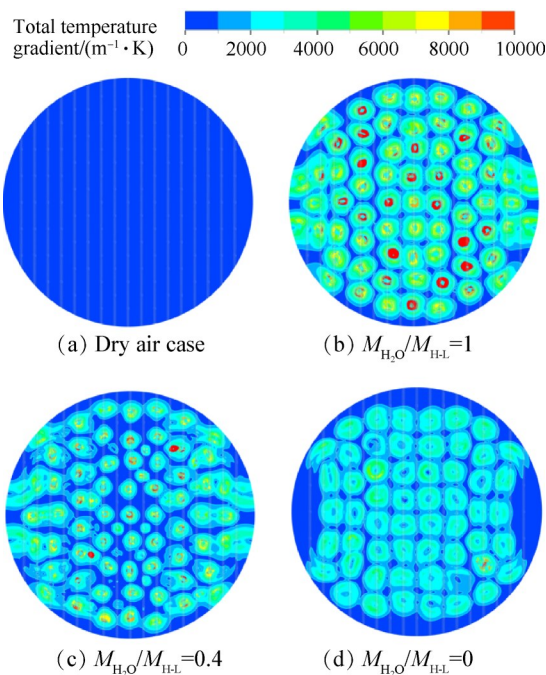


Fig. 12 Total temperature gradient contours at the pre-cooling section outlet

现大幅的总压损失。在纯液氧射流($M_{H_2O}/M_{H-L}=0$)后,总压损失明显高于干工况条件;而随着水射流比例的增加,总压损失明显降低,并低于干工况条件,并在纯水射流($M_{H_2O}/M_{H-L}=1$)时,流场总压损失降到最低。由此证实前述,水雾蒸发时水蒸汽分压力有力于提升湿空气混合的总压能,减少流动损失。

Table 2 Total-pressure gradient and total-temperature gradient at the precooling section outlet

Cases	Pressure gradient/ ($\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s}^2)$)	Temperature gradient/ ($\text{m}^{-1} \cdot \text{K}$)
Dry air	33783.8	26.4
$M_{\text{H}_2\text{O}}/M_{\text{H-L}}=1$	91133.6	3763.7
$M_{\text{H}_2\text{O}}/M_{\text{H-L}}=0.4$	95563.1	2617.5
$M_{\text{H}_2\text{O}}/M_{\text{H-L}}=0$	49913.6	1824.7

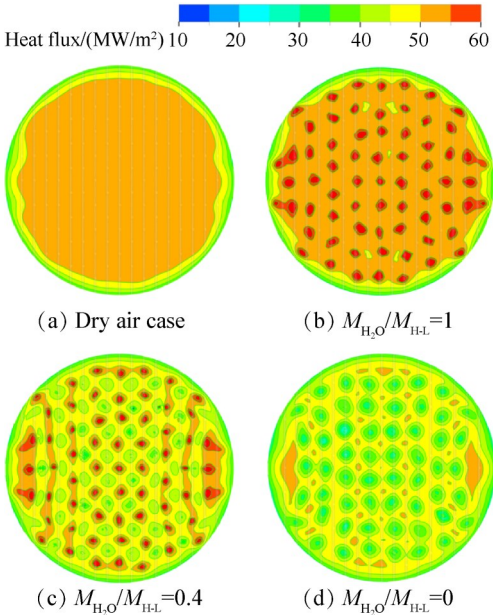


Fig. 13 Heat flux contours at the pre-cooling section outlet before and after mass injection pre-compressor cooling

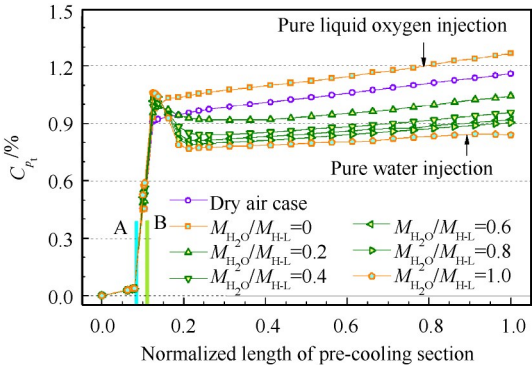


Fig. 14 Total pressure drop coefficients along the axial direction of pre-cooling section

由于雾滴由低能状态转变为高能状态时吸收汽化潜热(汽化焓),可以从流场总焓变化进一步解释水雾蒸发对降低湿空气总压损失的现象。图 15 显示预冷段内总焓的沿程变化。随着水雾射流比重的增加,雾滴蒸发量增大,吸收的汽化焓也不断增大,使湿空气总焓提高;在预冷段出口处质量加权平均总

焓由 266.58kJ/kg ($M_{\text{H}_2\text{O}}/M_{\text{H-L}}=0$) 提高到 297.07kJ/kg ($M_{\text{H}_2\text{O}}/M_{\text{H-L}}=1$),增幅 11.44%。然而,湿空气总焓增幅区间最大区域是在射流雾化区域,在 7.5ms 之后总焓增幅较小。这一现象进一步说明,总焓与水雾蒸发强弱有关。射流冷却后湿空气总压提高,在相同总压和温度下饱和水蒸汽压力要大于湿空气总压力,使水雾颗粒的蒸发速率/效率降低,这时湿空气的总焓增幅较小。

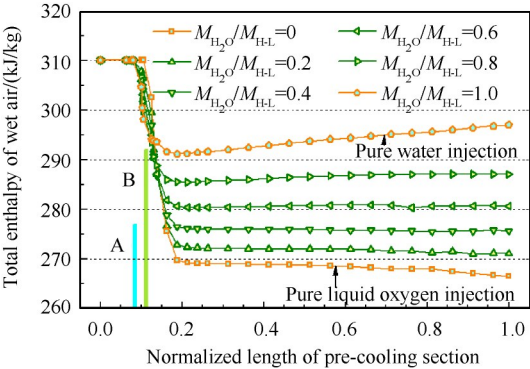


Fig. 15 Total enthalpy along the axial direction of pre-cooling section

图 16 分析不同水-液氧射流比例时预冷段内沿程总温降变化。由图可知,射流雾化后主流可以实现瞬时(7.5ms 以内)冷却,随着水雾射流比例的增加,此区域温降线斜率越大。在“0% 水-100% 液氧”比例的纯液氧射流时,流场温降仅为 41.7K;而随之在“20% 水-80% 液氧”的射流比例时预冷段出口处总温降可达到 72.4K,增幅 73.6%,表明水雾蒸发过程所吸收的热量更大,促使进气温降的潜能更大。而由“60% 水-40% 液氧”的射流比例过渡到“100% 水-0% 液氧”时,预冷段出口温降由 87.3K 增加到 90.9K,增幅仅为 4.1%。由此证实,在来流温度不变时,随着水雾射流量的增加,实质上是更多水雾颗粒表面与主流传热传质,同时雾滴被加热,其水雾颗粒的汽化潜热随雾滴温度升高而减小,从而导致蒸发能力减弱。

由上述分析可知,水-液氧的雾化蒸发具有即时性,在极短时间内便可实现局部大的总压升高、比焓升高和温降。

3.3 不同射流浓度的流场特性分析

以下对比分析同一进气参数时射流浓度 2% 和 8% 时水与液氧射流比例对预冷段流动和冷却特性的影响。

图 17 对比不同射流浓度时预冷段出口处总温降和总压降系数随水雾-液氧射流比例的变化。由图

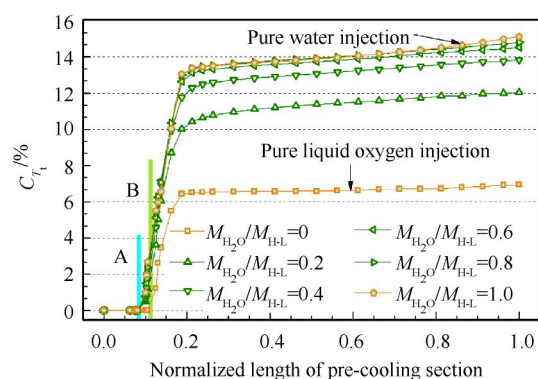


Fig. 16 Total temperature drop coefficients along the axial direction of pre-cooling section

可知,射流浓度越大时均有利于主流冷却和总压恢复。在射流浓度2%和8%时,总压降系数分别为0.84%~1.27%和0.89%~1.15%,即总压降分别为1974~2536Pa和1853~2794Pa;同时,总温降系数分别为2.15%~7.7%和6.94%~15.12%,即总温降分别为12.92~46.28K和41.74~90.89K。而在纯液氧射流浓度2%和8%时,预冷段总压降系数分别为1.15%和1.27%(平均值1.21%);在2%,8%纯水雾射流浓度时,总压降系数分别为0.89%和0.84%(平均值0.87%)。而在纯液氧射流浓度2%和8%时,预冷段总温降系数分别为2.15%和6.94%(平均值4.55%);在纯水雾射流浓度2%和8%时,总温降系数分别为7.7%和15.12%(平均值11.41%)。可见,射流会引起空气压力损耗,但是水蒸汽分压力增加的份额高于干空气损耗的份额,从而整体上提高湿空气总压恢复程度。

由图17中总温降和总压降特性线的斜率可知,由“40%水-60%液氧”到“100%水-0%液氧”的射流比例时,该段特性线的斜率变化趋势较为平缓,认为

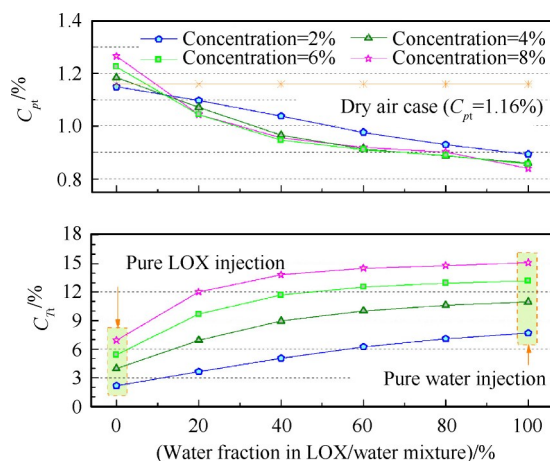


Fig. 17 Flow field characteristics of pre-cooling section at different mass injection concentrations

在既定高空($H=18\text{km}$, $Ma=3$)进气工况时存在一个最佳的水-液氧射流比例,即“40%水-60%液氧”的射流比例。高空高马赫数工作时,预冷涡轮基发动机对冷却水和液氧供应具有重要的需求。由于冷却介质液态水射流后,将进一步稀释燃烧所需的氧气浓度。由于的液氧射流比例高于60%时,预冷段内温降效果平缓、总压损失增加,过高的液氧射流比例也不利于进气冷却效果。为平衡水与液氧的射流比例的需求,这时液氧射流量不应多于60%比例的总射流浓度,以保持空气、液态水冷却工质和液氧的三者混合工质中氧气浓度与理想气体状态下空气氧含量相同。可见,在保证高飞行工况时燃烧室的效率和火焰的稳定性,在射流既定的液氧量时,调节水雾射流量可以实现流场更大程度的温降和提高湿空气的比焓。

由于质量流量与发动机推力成正比,射流冷却前后气流质量流量的变化是一项重要的评价指标。雾滴蒸发形成水蒸汽具有气体属性,在发动机工作转速不变时进气质量流量增加的总份额可分为两部分,一是由进气密度增大而引起的干空气质量流量增加份额(ΔM_{air}),二是由雾滴相变为水蒸汽和氧气而引起质量流量增加份额(ΔM_{vapor})。图18给出不同射流浓度时的水-液氧射流量比例对来流质量流量增量和贡献份额。

由图18可知,在射流浓度2%和8%时,来流气相质量流量增量分别为0.157~3.518kg/s和1.131~6.729kg/s,即相对增加0.22%~4.91%和1.58%~9.39%;并随着水雾射流比例的提高,气流质量流量增幅增大。特别是在纯液氧射流浓度2%和8%时,其流量增量均来自空气质量流量的贡献份额;而在水雾射流比例20%~100%区间,水蒸汽贡献份额范围为29.47%~33.98%(射流浓度2%)和23.85%~36.63%(射流浓度8%),水蒸汽增量(ΔM_{vapor})的平均贡献份额为28.2%,即空气增量(ΔM_{air})的平均贡献份额为71.8%。由“40%水-60%液氧”到“100%水-0%液氧”的射流比例时,该区间总流量增量变化趋势较为平缓,说明在既定飞行工况下保证既定的液氧射流比例时,水射流比例40%即可以实现最佳的来流质量流量增益效果。

上述进一步说明,在维持高马赫数发动机工作转速不变时,射流冷却后预冷段内气流温度降低、密度增大,使预冷段内捕获的来流质量流量增加。换句话说,通常发动机物理转速提升伴随着增加来流的质量流量,而射流预冷可以实现在发动机物理转速不变时增加来流质量流量。可见,为满足涡轮发

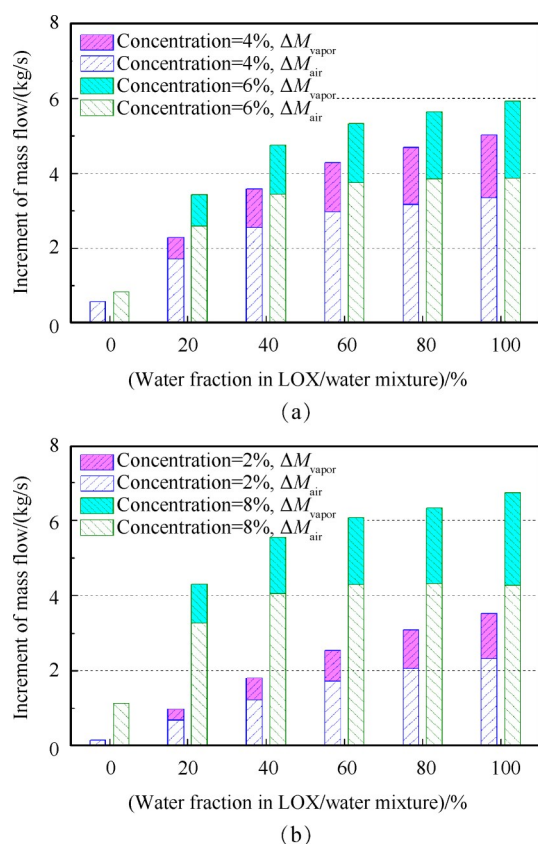


Fig. 18 Mass flow increment and contribution share after mass injection pre-compressor cooling

动机在高马赫数工作的需求,在提升发动机工作转速时,射流冷却是有利于实现增大发动机高速推力的加速度。

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)在水-液氧混合射流冷却时,由于水具有相变潜热量大、水雾-水蒸汽比热吸热大的优势,对进气总温降和总压恢复占主导性;而随着液氧射流量比例的增加,有利于降低湿空气的热流密度。预冷段内水-液氧的雾化蒸发具有即时性,在7.5ms内实现高效的总压升、比焓升和温降;当汽化潜热随雾滴温度升高而减小时,蒸发能力减弱。

(2)为平衡高马赫数工况时冷却水过大进一步稀释来流中氧气含量的问题,水与液氧的射流量需按比例控制。在射流浓度2%~8%时调节水-液氧射流比例时,预冷段总温降系数为2.15%~15.12%,即总温降为12.92~90.89K;总压降系数为0.84%~1.27%。液氧射流浓度不应超过60%,以控制空气、液态水和液氧混合工质中正常范围的含氧浓度。在“40%水-60%液氧”射流量时确定为最佳的水-液氧射流比例,

预冷段总温降系数和平均总压降系数分别1%和9.44%。

(3)在满足液氧射流量时,可依靠调节水雾射流量实现更大程度提高流场的温降、湿空气比焓和来流质量流量。当保持发动机物理转速不变时,在射流浓度2%~8%下预冷段出口气相质量流量增量0.157~6.729kg/s,即相对于工况增幅0.22%~9.39%,其中由水雾蒸发成水蒸汽的平均贡献份额为28.2%,由流场温降、空气密度增加引起来流空气质量流量的平均贡献份额为71.8%。由此可见,在提升涡轮发动机在高马赫数推进过程中,射流预冷将有利于提高发动机的加速度推进。

致 谢:感谢国家科技重大专项基金、中央高校基本科研业务费专项资金的资助,感谢西北工业大学旋转盘腔流动传热实验室的支持,特别感谢哈尔滨工程大学郑群教授在MIPCC-TBCC课题方向提供的宝贵意见。

参考文献

- [1] 林阿强, 郑 群, 吴 锋, 等. 航空涡轮发动机射流预冷技术研究[J]. 推进技术, 2020, 41(4): 721-728. (LIN A-qiang, ZHENG Qun, WU Feng, et al. Investigation on Mass Injection Pre-Cooling Technology of Aero-Turbine Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4): 721-728.)
- [2] 邹正平, 刘火星, 唐海龙, 等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2544-2562.
- [3] 汤 华. 高马赫数涡轮发动机技术研究[J]. 战术导弹技术, 2016(3): 71-76.
- [4] 杨天宇, 张彦军, 芮长胜. 高速涡轮发动机技术发展浅析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(6): 26-30.
- [5] Carter P, Balepin V. Mass Injection and Precompressor Cooling Engines Analyses[R]. AIAA 2002-4127.
- [6] Murray J J, Guha A. Overview of the Development of Heat Exchangers for Use in Air-Breathing Propulsion Pre-Coolers[J]. *Acta Astronautica*, 1997, 41(11): 723-729.
- [7] Sato T, Kobayashi H, Tanatsugu N, et al. Development Study of the Precooler of the ATREX Engine[C]. *Virginia: 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, 2003.
- [8] Varvill R, Bond A. The Skylon Spaceplane: Progress to Realization[J]. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2008, 61: 412-418.
- [9] Mehta U, Bowles J, Melton J, et al. Water Injection Pre-Compressor Cooling Assist Space Access[J]. *The Aeronautical Journal*, 2015, 119: 145-171.

- [10] Trout A M. Theoretical Turbojet Thrust Augmentation by Evaporation of Water During Compression as Determined by Use of Mollier Diagrams[R]. *NACA-TN-2104*, 1950.
- [11] Lin A Q, Zheng Q, Zhang H, et al. Effect of Water Injection Cooling on Flow Field Characteristics in the Cooling Section of Precooled Turbine-Based Combined Cycle Engine [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 141: 615-626.
- [12] Lin A Q, Zhou J, Zhang H, et al. Evaluation of Mass Injection Cooling on Flow and Heat Transfer Characteristics for High-Temperature Inlet Air in a MIPCC Engine [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 135: 620-630.
- [13] Balepin V, Engers R, Terry S. MIPCC Technology Development[R]. *AIAA 2003-6929*.
- [14] Balepin V, Liston G. The SteamJet: Mach 6+ Turbine Engine with Inlet Air Conditioning[R]. *AIAA 2001-3238*.
- [15] 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.
- [16] Kim K H, Perez-Blanco H. An Assessment of High-Fogging Potential for Enhanced Compressor Performance [R]. *ASME GT 2006-90482*.
- [17] Lin A Q, Sun Y G, Zhang H, et al. Fluctuating Characteristics of Air-Mist Mixture Flow with Conjugate Wall-film Motion in a Compressor of Gas Turbine [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 142: 779-792.
- [18] 林阿强, 郑 群, 吴 峰, 等. 航空发动机压气机内气液非平衡冷却特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(8): 1776-1785. (LIN A-qiang, ZHENG Qun, WU Feng, et al. Study of Mass Injection Pre-Compressor Cooling Characteristics in a High Mach Number Turbine Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(8): 1776-1785.)
- [19] 林阿强, 郑 群, 夏全忠, 等. 涡轮与冲压组合动力高温进气预冷特性[J]. 航空动力学报, 2021, 36(5): 987-996.
- [20] Yakhot V, Orszag S A. Renormalization Group Analysis of Turbulence I: Basic Theory [J]. *Journal of Scientific Computing*, 1986, 1(1): 3-51.
- [21] Lin A Q, Zheng Q, Jiang Y T, et al. Sensitivity of Air/Mist Non-Equilibrium Phase Transition Cooling to Transient Characteristics in a Compressor of Gas Turbine [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 137: 882-894.
- [22] Reitz R D, Diwakar R. Structure of High-Pressure Fuel Sprays[R]. *SAE TP-870598*, 1987.
- [23] Oesterlé B, Petitjean A. Simulation of Particle-to-Particle Interactions in Gas Solid Flows [J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 1993, 19(1): 199-211.
- [24] Bai C, Gossman A D. Development of Methodology for Spray Impingement Simulation [R]. *SAE TP-950283*, 1995.
- [25] Poling B E, Prausnitz J M, O'Connell J P. The Properties of Gases and Liquids [M]. New York: McGraw-Hill, 2001.
- [26] 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 Hong-yan, DENG Yuan-hao, KANG Song, et al. Numerical Simulation for Effects for Water/Air Ratio on Injection Characteristics with Water Injection Pre-Compressor Cooling [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(6): 1302-1309.)
- [27] 林阿强, 郑 群, 张 海, 等. 射流冷却对航空发动机压气机的特性分析[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2019, 40(9): 1608-1615.

(编辑:朱立影)