

涡轮与冲压组合动力高温进气预冷特性

林阿强^{1,2}, 郑群³, 夏全忠⁴, 张海³, 刘高文^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 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, 西安 710072;

3. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001;

4. 中国航空发动机集团有限公司

四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621700)

摘 要: 针对涡轮基冲压组合循环发动机中高温进气影响涡轮发动机性能的问题,开展实际某高空模拟试验进气预冷段的数值分析。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,探索射流冷却对不同高空高马赫数进气条件时预冷段内温度和压力的沿程变化规律。结果表明,射流冷却对流场具有明显地温降效果。带有射流装置的预冷段内流动损失是以由黏性耗散所引起的耗散熵产为主,而由气-液传热温差所引起流场温度梯度变化的加热熵产并不显著。对比高空模拟试验进气工况在射流量4%~7%的冷却效果发现,预冷段内气流温降程度为32.30~90.08 K,冷却前后总压降系数范围由1.42%~1.86%降低到0.95%~1.46%。因此,射流冷却技术在一定程度上改善涡轮发动机在高空高马赫数工作时进气流场特性。

关 键 词: 涡轮基冲压组合循环; 预冷段; 高温进气; 射流冷却; 蒸发传热; 流场特性

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Pre-cooling characteristics of high temperature inlet air for turbine power combined with ramjet

LIN Aqiang^{1,2}, ZHENG Qun³, XIA Quanzhong⁴,

ZHANG Hai³, LIU Gaowen^{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. College of Power and Energy Engineering,

Harbin Engineering University, Harbin 150001;

4. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory,

Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621700, China)

Abstract: To solve the negative effect of high temperature inlet air on the turbo engine performance in the turbine-based ramjet combined cycle engine, numerical analysis on the

收稿日期: 2020-08-11

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(31020210QD701)

作者简介: 林阿强(1988—),男,副教授,博士,主要从事高马赫数涡轮发动机射流预冷及高速涡轮盘腔的流动和传热性能研究。

E-mail: linaqiang@nwpu.edu.cn

引用格式: 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. LIN Aqiang, ZHENG Qun, XIA Quanzhong, et al. Pre-cooling characteristics of high temperature inlet air for turbine power combined with ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(5): 987-996.

pre-cooling section of a real high-altitude simulation experiment was carried out. Based on the Eulerian-Lagrangian multiphase flow method, the heat and mass transfer process of gas-liquid two-phase was analyzed. And then, the temperature and pressure fields in the pre-cooling section were explored at different high altitudes and high Mach number inlet air conditions. Results showed that mass injection had an obvious improvement on temperature drop. The flow loss in the pre-cooling section with injection device was mainly caused by the dissipative entropy production due to the viscous dissipation, while the heating entropy production caused by the temperature gradient change of the flow field due to the gas-liquid heat transfer temperature difference was not significant. By comparing the cooling effect of 4%—7% water/air ratio at the high-altitude simulation inlet air conditions, it can be discovered that the airflow temperature drop in the pre-cooling section was within the range of 32.30—90.08 K, and the total pressure drop coefficient was reduced from 1.42%—1.86% to 0.95%—1.46% before and after mass injection cooling. Therefore, mass injection cooling can improve inlet air flow field characteristics of turbine engine at high altitude and high Mach number.

Key words: turbine-based ramjet combined cycle; pre-cooling section; high temperature inlet air; mass injection cooling; evaporation and heat transfer; flow field characteristics

高速飞行器具有突防能力强、生存性高及独立性强的优势,其中先进动力是决定性因素。针对由涡轮发动机与冲压发动机组合而成的涡轮基冲压组合循环发动机的动力装置,是飞行器实现自加速、带动力水平起降和重复使用的关键动力系统之一^[1-2]。由于受到高空高马赫数飞行时高速气流所带来滞止高温的影响,限制了涡轮发动机扩展飞行包线,使涡轮发动机对冲压发动机初始动力提供不足,从而制约两者工作的模态转换。而射流预冷技术是扩展涡轮发动机飞行包线的一种有效途径和重要发展方向^[3]。20 世纪 50 年代初,美国提出在涡轮发动机压气机/风扇前增加射流装置,利用冷却工质的汽化潜热降低来流空气温度,即射流预冷技术(mass injection pre-compressor cooling, MIPCC)^[4-5]。相对于其他冷却工质,具有高比热容和汽化焓的液态水被认为是最佳冷却工质^[6]。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扩宽到马赫数 $Ma=6$ 以上^[7];另一方面基于地面模拟高空进气冷却的试验发现,射流预冷涡轮发动机可以实现马赫数 $Ma=1\sim3.5$ 的飞行包线^[6-8]。通过计算分析发现,在达到相同飞行马赫数 $Ma=6$ 时固体火箭发动机推进飞行器的质量是初始质量的 47%,而射流预冷涡轮基组合发动机的相对质量达到 71%^[9],这说明在达到相同当量推力时射流预冷发动机所消耗的燃料量相对较少,并具有更高的比冲性能。可见,射流冷却特性对提升涡

轮发动机性能具有重要作用。

然而,先前的研究很少关注进气射流冷却后的流场特征,同时进气冷却后温度和压力的沿程变化尚未完全了解,两者与进气参数有直接关系。针对涡轮基发动机预冷段内雾化参数对进气流动和传热特性敏感性研究的基础上^[10],本文通过气液相变和变比热计算相结合的方法对进气预冷段进行数值研究,基于欧拉-拉格朗日颗粒追踪方法求解气-液两相热质传输过程,探索雾化冷却对沿程温度分布、流动损失和液滴运动的变化规律,提出高效、低流阻的射流装置方案,并分析预冷段内流场流动和传热特性的影响。

1 物理模型与计算方法

1.1 计算模型及边界条件

受高空高马赫数飞行时高速气流所带来滞止高温的影响,使涡轮发动机对冲压发动机初始动力的推力不足,亟需将滞止高温空气降低到常规发动机能正常工作的进气温度^[11]。为实现有效地冷却高温进气,预冷段布置在进气道出口与压气机进口之间,射流装置安装在预冷段的前端。由于均匀雾化冷却可以减少进气温度畸变^[6],通过对不同喷射杆、喷嘴数目及其布列的数值试验,确定以 123 个喷嘴均匀阵列方案的射流装置。简化后,预冷段的计算模型如图 1 所示,将射流装置的流动区域定义为射流段,将射流掺混流动的区

域定义为冷却段。射流装置由前后双排喷水杆错列布置组成,预冷段轴向圆筒长度与进口直径的比值为 3/16。

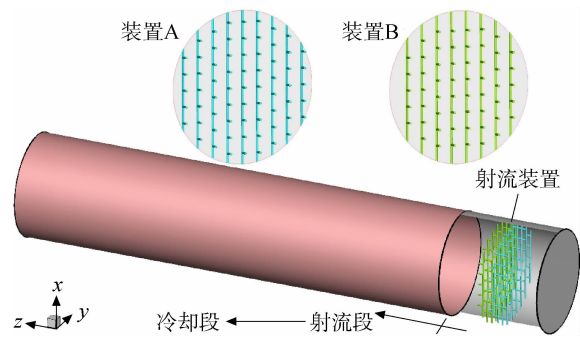


图 1 预冷涡轮基组合循环发动机预冷段的计算域
Fig. 1 Computation domain of the pre-cooling section of precooled turbine-based combined cycle engine

图 2 为计算域网格示意图。射流段和冷却段分别采用全三维的非结构化和结构化网格,将交界面的混合网格节点合并。同时,对圆筒壁及喷水杆的近壁区网格进行加密,并控制无量纲距离 y^+ 值在 30~200 之间,保证近壁第一层网格节点位于主流的湍流核心区。经网格单元数对流场特征的敏感性检验,由此确定本文计算网格单元数约为 852 万。

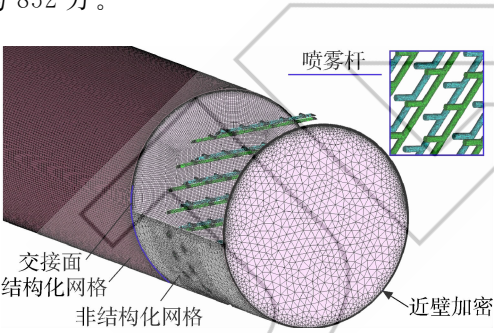


图 2 预冷段内计算网格及网格局部视图
Fig. 2 Computation meshes and mesh local view of the pre-cooling section

预冷段进口给定总温、总压,出口给定静压,壁面为绝热、无滑移边界条件,并采用高雷诺数 RNG(re-normalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型^[12-13]。选用高比热容的液态水为冷却介质,液态水以喷嘴雾化的形式沿 $+z$ 向进入高温空气中。射流量(水气比)定义为冷却水量与来流空气质量流量的比值,射流雾化速度为 60 m/s、水温为 283.15 K,雾滴表面张力为 0.073 N/m。表 1 给出工况 1 ($H=16$ km、 $Ma=2.4$) 和工况 2 ($H=18$ km、 $Ma=3$) 的高空、高温模拟试验进气时预冷段边界

表 1 预冷段内高空模拟进气的边界条件

Table 1 Boundary conditions of pre-cooling section at high-altitude simulated inlet air environments

参数	工况	
	1	2
进口总压/Pa	150 100	193 100
进口总温/K	465.2	553
质量流量/(kg/s)	66.7	71.07
射流量/%	4	7
背压/Pa	132 312	175 156

条件,并根据高空进气温度给定不同的射流量。为接近实际喷雾情况,喷嘴的数值模型确定雾化中心平面直径为 0.45 mm、雾化半角为 40° 的实心锥喷,采用 Rosin-Rammler (R-R) 平均粒径 d_e 来描述喷嘴初始喷射后不同液滴粒径分散情况^[14],各粒径质量流量的分散权重服从式(1)的分布规律。

$$R = \exp[-(d_p/d_e)^\gamma] \tag{1}$$

式中 R 为低于颗粒直径 d_p 时累积质量分数; γ 表征液滴颗粒扩散程度的分散指数,针对液态水时取值为 $\gamma=2$ 。当 $R=1/e$ 时,即为低于平均粒径 $d_e=d_p$ 时累积质量分数权重。本文所提到的平均直径均服从 R-R 粒径分布规律,如图 3 所示。

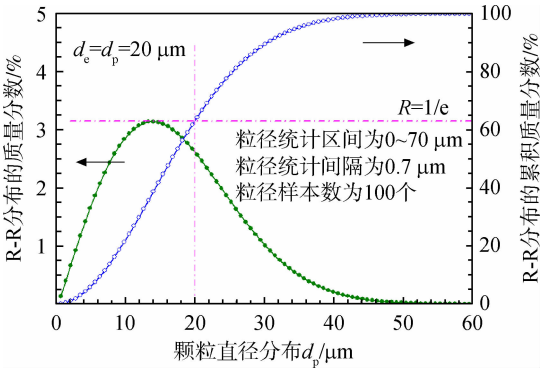


图 3 不同 R-R 平均直径时喷嘴初始雾化的粒径分布
Fig. 3 Droplet size distributions of initial mist injection by a nozzle at different R-R mean diameters

针对高空高温模拟进气射流雾化冷却的过程,由于液滴与气流存在相对速度、密度差、液滴黏性和表面张力等因素的影响,易引起液滴颗粒发生变形、气动力破碎、喷溅、沉积和聚合等一系列物理现象^[15]。基于此,本文主要考虑液滴的气动力二次破碎模型^[16]、液滴间碰撞模型^[17]及液滴-壁面相互作用模型^[18],同时考虑空气和水蒸

气的比定压热容(c_p)、动力黏度(μ)、导热系数(κ)为温度的函数,则湿空气物性(ϕ)的表达式为

$$\phi_{\text{mix}}(T) = \phi_{\text{H}_2\text{O}}w_{\text{H}_2\text{O}} + \phi_{\text{Air}}(1 - w_{\text{H}_2\text{O}}) \quad (2)$$

式中 ϕ 为 c_p 、 μ 和 κ ; $w_{\text{H}_2\text{O}}$ 为水蒸气在湿空气中的质量分数;下标 mix、Air 和 H_2O 分别表示湿空气、空气和水蒸气 3 种工质。以 $w_{\text{H}_2\text{O}} = 0.01\%$ 、 0.5% 、 2% 为例,湿空气的物性随温度的变化如图 4 所示。

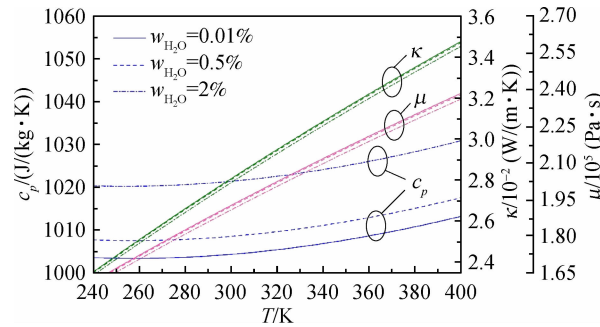


图 4 不同湿度时湿空气的物性随温度变化

Fig. 4 Physical properties of wet air varying with temperature at different humidities

1.2 控制方程

针对预冷段内射流冷却特点,其实质上是气液两相传热传质的问题。应用欧拉-拉格朗日多相流模型来计算射流冷却进气多流态的热力现象,利用欧拉法来求解空气与水蒸气混合的连续相控制方程、以及拉格朗日法来求解离散相雾滴颗粒运动、传质、传热的控制方程,并通过 Navier-Stokes 方程组实现连续相和离散相之间质量、动量和能量的相互耦合作用^[19]。于是,雾滴颗粒的运动方程为

$$\dot{m}_p \frac{d\mathbf{u}_p}{dt} = \mathbf{F}_d + \mathbf{F}_b + \mathbf{F}_t \quad (3)$$

式中 $\dot{m}_p$ 为液滴颗粒质量流量; $\mathbf{u}_p$ 为液滴颗粒速度; $\mathbf{F}_d$ 是气流作用在液滴颗粒上施加的气动拖拽力; $\mathbf{F}_b$ 是液滴颗粒的浮力项; $\mathbf{F}_t$ 是流场湍流流动对液滴的作用而产生的液滴湍流耗散力。

雾滴传热方程为

$$\dot{m}_p c_{p,\text{H}_2\text{O},l} \frac{dT_p}{dt} = h\pi d_p^2 (T - T_p) + \frac{dm_p}{dt} h_{\text{th}} \quad (4)$$

式中 $c_{p,\text{H}_2\text{O},l}$ 是液滴的比定压热容; dm_p/dt 是液滴的蒸发速率; h_{th} 是液滴的蒸发潜热。

液滴汽化为水蒸气伴随着单向传质的蒸发过程,根据雾滴温度将发生汽化蒸发和汽化沸腾两种现象^[20]。采用 Antoine 方程^[21]求解液滴的饱和蒸汽压力,即

$$\lg p_{\text{sat}} = A - \frac{B}{T + C - 273.15} \quad (5)$$

式中常数系数依次取值为 $A = 11.779$ 、 $B = 3885.704$ 、 $C = 230.23 \text{ K}$ 。

应用计算流体力学软件 ANSYS CFX-19.0 数值解析预冷段内三维稳态可压缩流场,方程离散格式为 2 阶迎风精度,以获得预冷段内气液两相流动和传热特性。当残差值小于 1×10^{-4} 且很小幅度有规律波动,认为数值计算结果为合理收敛。

1.3 性能评价指标

本文定义总压降系数(C_{p_t})和总温降系数(C_{T_t})来衡量冷却后预冷段内流场损失和冷却的程度。当总压降越小、总温降越大时,射流预冷对进气流场特性的影响越小。

$$C_{p_t} = (p_{t,\text{in}} - p_{t,\text{out}})/p_{t,\text{in}} \quad (6)$$

$$C_{T_t} = (T_{t,\text{in}} - T_{t,\text{out}})/T_{t,\text{in}} \quad (7)$$

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。

湿空气中水蒸气分压力可以反映液滴的蒸发效果。在高空高温进气时湿空气具有较高的温度,使相同总压和温度下饱和水蒸气压力(p_{sat})大于湿空气总压力(p_{mix})。相对湿度定义为水蒸气分压力($p_{\text{H}_2\text{O}}$)与湿空气总压力的比值,即

$$\varphi = p_{\text{H}_2\text{O}}/p_{\text{mix}} \quad (8)$$

式中 $p_{\text{sat}} > p_{\text{mix}}$, $0 \leq \varphi \leq 1$ 。

1.4 计算结果的准确性检验

为了校准拉格朗日液滴颗粒追踪准确描述雾滴流动与蒸发情况,图 5 给出不同样本颗粒数对液滴蒸发效果的敏感性影响,对比分析样本颗粒数对预冷段中间截面和出口处的质量加权平均水蒸气质量分数的敏感性影响。由图可知,在样本颗粒追踪数 10~15 000 个范围内,当样本数大于 5 000 个时,相对于局部范围最大的 15 000 个样本颗粒的算例中预冷段中部及出口处水蒸气质量分数的相对误差在 $-0.135\% \sim 0.017\%$ 范围内,说明 5 000 个样本颗粒数时对雾滴流动和蒸发的流场特征描述的偏差非常小。因此,在保证求解精度的基础上减小数值计算量,本文中拉格朗日颗粒样本追踪数确定为 5 000 个。

文献[22]给出预冷段出口壁面温度测点的试验数据,本文通过相同几何模型和边界条件进行数值模拟,以验证本节所使用数值模型的可靠性。图 6 显示在不同射流量时预冷段出口壁面温度分布的数值模拟和试验数据对比结果。其中 T_{exp} 、

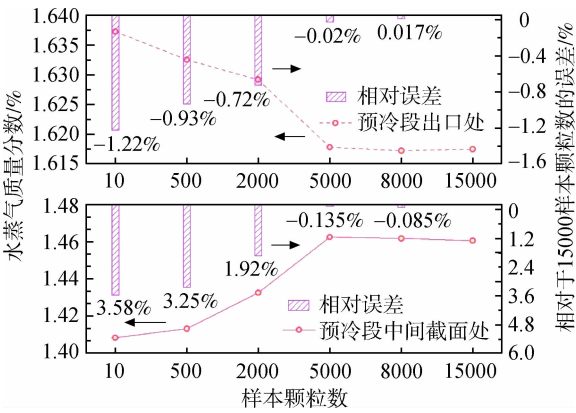


图 5 不同颗粒样本数时水蒸气质量分数的敏感性分析
Fig. 5 Sensitivity analysis of the water vapor mass fraction for different particle numbers

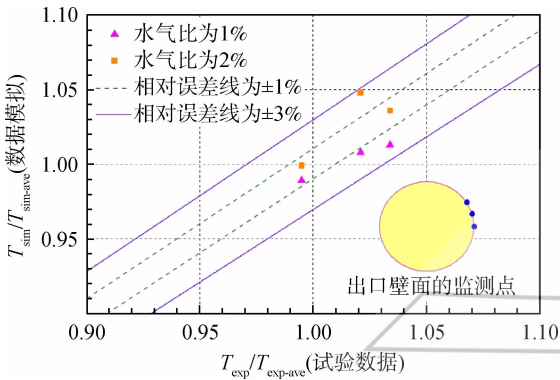


图 6 数值结果与试验数据的温度测点相对误差
Fig. 6 Relative error between the numerical results and experimental data along with temperature monitoring locations

$T_{exp-ave}$ 分别表示试验的监测点温度和平均测点温度, T_{sim} 、 $T_{sim-ave}$ 分别为数值求解结果的监测点温度和平均监测点温度。显然, 在水气比(射流量)为 1% 和 2% 时, 壁面温度相对误差均在 $\pm 3\%$ 以内。由此, 认为本文针对高空高温模拟进气预冷段的数值求解精度具有较小的试验误差, 其数值计算模型和计算方法具有可行性和可靠性。

2 结果与讨论

2.1 射流冷却对进气流场的分析

当射流雾化进入空气中, 每一个雾滴可以作为一个冷却源^[23]。为了更好地理解液滴蒸发冷却对高温进气流场的影响, 以下针对高空模拟试验进气工况 1 在射流量为 4%、射流雾滴平均直径为 $20\mu\text{m}$ 时流场特征进行详细分析。

预冷段内传热传质过程对雾滴蒸发效果具有

重要的影响。图 7 分析预冷段内沿程湿空气与雾滴的温度云图。图中清晰给出由气-液温度差产生的热传递(传热现象)和由浓度差产生的质量扩散(单向传质现象); 同时, 来流空气作为高温热源向射流液滴导热使液滴蒸发, 并且液滴气化为水蒸气是从雾滴表面往高温来流中对流和扩散出去。而受到高速气流作用, 喷嘴雾化扩散的程度受到约束, 雾滴集中在喷嘴射流轨迹的中心区域, 对流场能量分层具有重要的影响。射流冷却后流场的温度逐渐减低, 而在预冷段出口处仍有雾滴未完全蒸发, 这时每一喷嘴轨迹的中心区域仍有低温的雾滴。这个现象是由于流场在冷却后温度降低, 雾滴表面温度弛豫时间随流场中空气温度的降低而增大, 使雾滴与周围空气的非平衡热质交换过程的能力降低。

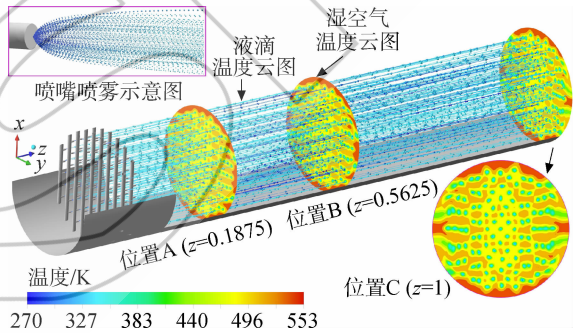


图 7 预冷段内湿空气与雾滴轨迹温度云图
Fig. 7 Temperature contours for wet air mixture and droplet along particle track in the pre-cooling section

图 8 给出射流冷却前后流场沿程的总压损失云图, 其中沿着轴向($+z$ 向, 见图 1)所确定无量纲化位置 $z=0.1875$ 、 $z=0.5625$ 和 $z=1$ 分别表示冷却段的进口、中部及出口位置。由图可知, 在干工况时(图 8(a)), 受上游喷水杆扰流横掠的影响, 湍流核心区的主流区总压降系数云图呈现条状-带型分布, 主流区总压降系数较为均匀分布在 $4\%\sim 5\%$ 范围内; 并且 y 向呈现两个总压降低值区, 说明该区域受喷水杆的扰流降压作用不显著; 同时, 直管壁面处总压损失沿程逐渐增加。在湿工况时(图 8(b)), 流场总压损失明显降低, 高 C_{p_i} 值区域的影响减小。有趣的是, 沿着每一喷嘴射流雾滴轨迹线均出现明显的低 C_{p_i} 值区域。这种现象是由于来流速度大于喷雾速度, 使雾滴沿雾化半角方向扩散的能力减弱, 在高速气流携带作用下, 雾滴离开喷嘴后呈现沿程聚集现象。进而说明, 雾滴主要集中在每一个喷嘴雾滴轨迹的中

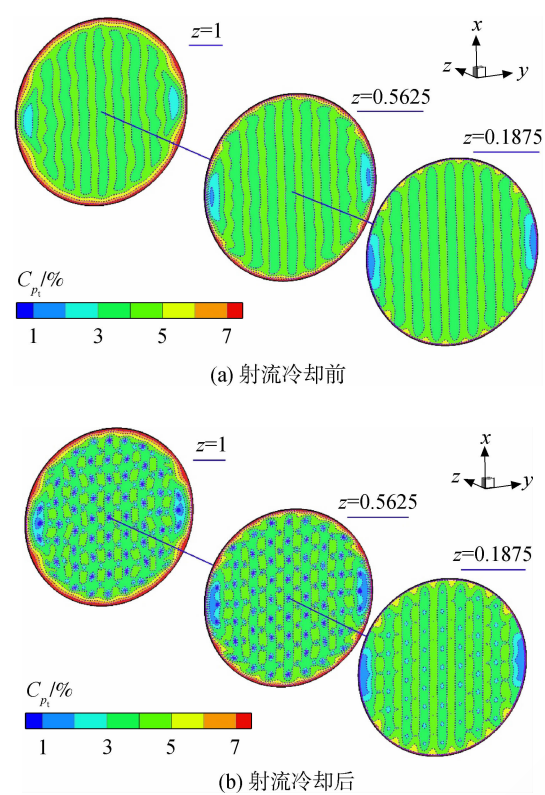


图 8 射流冷却前后预冷段内沿程总压降云图
Fig. 8 Total-pressure drop contours before and after water injection cooling along the pre-cooling section

心附近,而雾滴聚集区可以提高该处的流场总压,这部分总压能的增加是由水蒸气分压力贡献。

图 9 分析带射流装置后射流冷却对流场沿程温降的影响。由图可知,射流冷却后,主流区温降明显,而近壁处温降不显著;并且沿着喷嘴喷雾的沿程迹线区出现更大温降区。由于每一个雾滴可以作为一个冷却源,流场液滴分布则直接影响着流场温降情况。而受到高速气流对雾滴扩散的约束作用,使每个喷嘴射流雾滴在流场中蒸发冷却

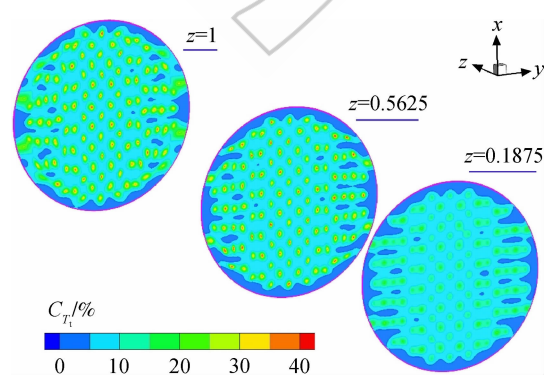


图 9 射流冷却后预冷段内沿程总温降云图
Fig. 9 Total-temperature drop contours before and after water injection inside the pre-cooling section

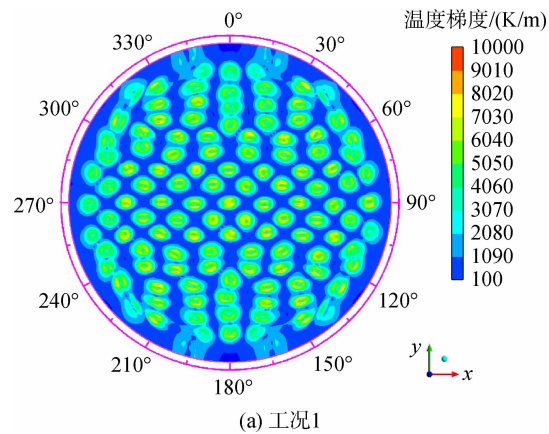
的范围有限,导致圆筒近壁冷却效果较差。为评估雾化冷却对流场温度分布的均匀性影响,采用标准差来定义流场温降偏离其平均值的波动程度。干工况时,温降系数标准差在无量纲化位置 $z=0.1875$ 、 $z=0.5625$ 和 $z=1$ 时分别为 0.177、0.28 和 0.32;而湿工况时,相应位置的标准差分别为 3.17、6.36 和 6.41。可见,采用雾化冷却后流场温度呈现不均匀分布。通过对比 $z=0.5625$ 和 $z=1$ 截面处温降标准差发现,两处的流场不均匀性程度相差较小,说明在该区间流场温降并不显著,液滴蒸发冷却效果降低。

2.2 不同飞行工况时气液对流换热特性

上述主要讨论气-液两相流动和传热,结果有助于认识射流预冷前后预冷段内流场的特征。为了对比不同高空飞行工况下流场冷却效果及温度分布的影响,以下针对工况 1($H=16\text{ km}$ 、 $Ma=2.4$)和工况 2($H=18\text{ km}$ 、 $Ma=3$)的高空、高温模拟试验进气时流场特征进行详细分析。

图 10 给出射流冷却条件在不同高空进气模拟工况时预冷段出口温度梯度云图,其中针对高空进气温度,飞行工况 1 和 2 时分别注入 4% 和 7% 的冷却水量,以满足发动机正常进气温度的范围。由图可知,温度梯度变化高值区主要分布在喷嘴射流沿程轨迹中心区域,说明该区域气液传质传热的效果明显。在工况 2 时预冷段出口质量加权平均的温度梯度值为 3 646.46 K/m,相对于工况 1 的 2 336.36 K/m,提升了 56.07%。这种现象说明,在较高的进气温度和较大的射流量时,液滴吸收汽化潜热的程度大,流场的冷却影响区域也有所增加。

图 11 分析两种飞行工况在射流预冷前后流场总压降系数的沿程分布。由图可见,在湿工况时流场总压降明显降低。工况 1 时,在射流段内



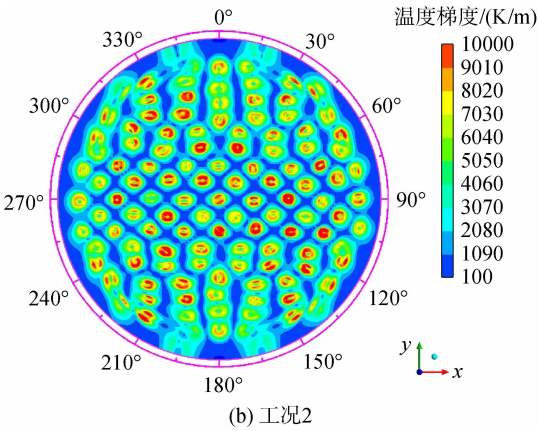


图 10 不同工况下射流冷却后预冷段出口总温梯度云图
Fig. 10 Total-temperature gradient contours after cooling at the pre-cooling section outlet at different conditions

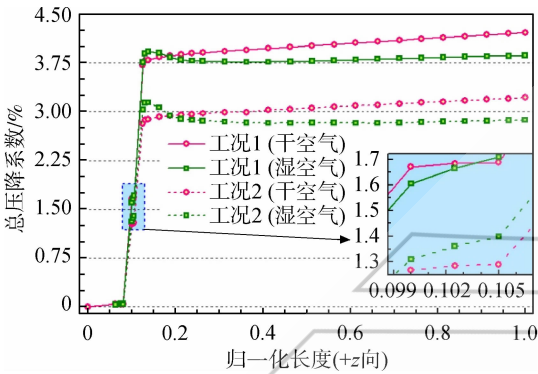


图 11 不同工况下冷却前后流场总压降系数的沿程分布
Fig. 11 Total-pressure drop coefficients of flow field before and after cooling at different conditions

($z \leq 0.1875$) 干、湿工况的总压降系数峰值分别达到了 3.858% 和 3.924%; 而在冷却段内 ($z \geq 0.1875$), 总压降系数斜率变化明显平缓, 干、湿工况的 C_{p_t} 值分别增幅 9.36% 和 0.747%。在射流段内喷水杆装置 A、B 列之间 ($z = 0.1 \sim 0.105$), 干工况时 C_{p_t} 值由 1.671% 增加到 1.688% (即, 流动损失增量 1.04%), 湿工况时 C_{p_t} 值由 1.606% 增加到 1.709% (即, 流动损失增量 6.43%)。而在工况 2 时, 在冷却段内干、湿工况 C_{p_t} 值分别增幅 9.58% 和 -2.38%; 同时, 在射流段内喷水杆装置 A、B 列之间干、湿工况流动损失分别增幅 1.76% 和 6.76%。这些现象充分揭示了射流装置对流场流动损失占据主要的因素, 并且在射流段内喷嘴射流受到主流的扩散约束而产生动量损失, 可见射流段内的流场流动损失主要包括喷水杆的流阻损失和雾化约束损失; 而在

冷却段 ($z \geq 0.1875$), 射流冷却的流场流动损失明显降低。

随着工况提升 (图 11), 在干工况时预冷段内总压降由 6 355 Pa ($C_{p_t} = 4.22\%$, 工况 1) 降低到 6 212 Pa ($C_{p_t} = 3.22\%$, 工况 2), 即降低了 1.94%; 而湿工况时预冷段内总压降由 5 799 Pa ($C_{p_t} = 3.86\%$, 工况 1) 降低到 5 546 Pa ($C_{p_t} = 2.87\%$, 工况 2), 即降低了 4.36%。由此进一步说明, 射流冷却可以降低流场的流动损失; 在高马赫数飞行工况时, 在适当的射流冷却量不但可以降低流场温度, 而且可以减小流动损失。

预冷段内沿程雾滴蒸发情况与流场总温降和总压降有直接的关系。图 12 分析不同工况时流场的蒸发特性。在工况 1 时, 射流段出口 ($z = 0.1875$) 水蒸气分压力 p_{H_2O} 、相对湿度 φ 和水蒸气质量分数 w_{H_2O} 分别为 2 371 Pa、1.64% 和 1.03%, 并在冷却段出口 ($z = 1$) 对应参数分别增加到了 3 743 Pa、2.58% 和 1.63%。而在工况 2 时, 射流段出口水蒸气分压力、相对湿度和水蒸气质量分数分别为 6 251 Pa、3.33% 和 2.11%, 并在冷却段出口对应参数分别增加到了 9 029 Pa、4.78% 和 3.06%。可以看出, 湿空气混合中水蒸气压力的增加是湿空气总压提高的重要贡献来源, 从而在一定程度上减少了喷雾后的总压损失。实际上, 干空气在射流预冷前后气体本身具有静压能, 在预冷段内沿程减小的过程; 特别是喷嘴喷雾后, 高速干空气与初始低速雾滴之间滑移速度逐渐减小, 直至两者之间滑移速度为零, 在雾滴随

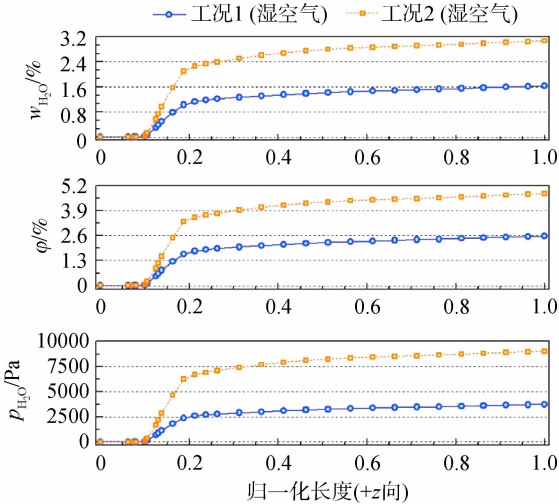


图 12 不同工况时预冷段内水雾蒸发特性
Fig. 12 Evaporation characteristics of water mist inside the pre-cooling section at different conditions

流过程中干空气静压能损失更大。而当液滴汽化为气态水蒸气时,使湿空气的总压增大。也就是说,预冷段内湿空气总压是由干空气分压力和水蒸气分压力组成,干空气分压力的减小量要小于水蒸气分压力的增加量,使湿空气总压力增加,流场总压降损失降低,表现为流场总压恢复能力增加。并且,在冷却段中后部水蒸气分压力、相对湿度和水蒸气质量分数呈现平缓增加。这个现象是因为空气/雾滴混合后,湿空气具有较高的温度,这时饱和水压力大于湿空气总压力,从而制约了雾滴表面的蒸发速率,表明未完全蒸发的雾滴仍具有较大传质传热的能力。

图 13 对比不同工况时射流预冷段内温度降。针对高空模拟试验进气工况,随着飞行状态由 $H=16\text{ km}$ 、 $Ma=2.4$ (工况 1)过渡到 $H=18\text{ km}$ 、 $Ma=3$ (工况 2)时,发动机进气道出口/预冷段进口的温度由 465.2 K 增加到 553 K 。射流冷却后,在工况 1 时射流段出口($z=0.1875$)和冷却段出口($z=1$)的总温降分别为 32.30 K (即,相对于干工况时具有 6.944% 的温降)和 46.95 K (即,相对于干工况时具有 10.09% 的温降);在工况 2 时相应位置的总温降分别为 69.38 K (即,相对于干工况时具有 12.54% 的温降)和 90.08 K (即,相对于干工况时具有 16.29% 的温降)。由此可见,流场温降程度取决于进气来流环境温度和射流雾化参数。

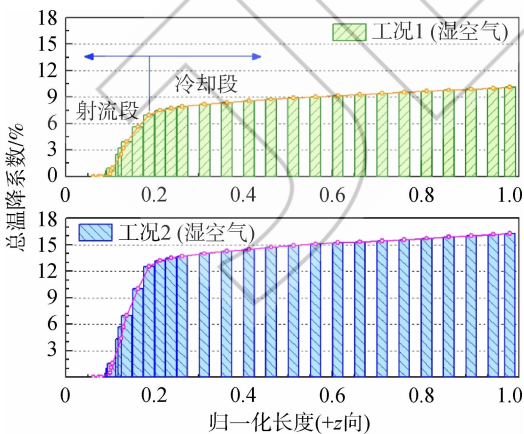


图 13 不同工况下冷却后总温降系数的沿程分布
Fig. 13 Total-temperature drop coefficients after cooling at different conditions

2.3 进气流场特性的优化分析

良好的冷却传热能力是进气预冷性能重要指标之一,在保证流场温降的前提下有必要进一步减少流动损失。尽管主流主要是受到射流装置的

横掠管束作用而产生的流动损失,但是气-液流动与传热过程会在一定程度上增加流场湍流脉动的损失。为了定量分析射流装置和雾化流动传热对流场损失的份额,引入了流动与冷却传热等因素所产生熵产之间关系的分析。将这种总熵产($S_{\text{gen},t}$)分为两大部分,一是由黏性耗散所产生的耗散熵产($S_{\text{gen},f}$),一是由传热过程中存在温差所产生的加热熵产($S_{\text{gen},h}$),即定义为

$$S_{\text{gen},t} = S_{\text{gen},f} + S_{\text{gen},h} \quad (9)$$

$$S_{\text{gen},f} = \frac{1}{T} \cdot \tau_{ij} \cdot \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\rho \epsilon}{T} \quad (10)$$

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{2}{3} \cdot \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \cdot \delta_{ij} \right) \quad (11)$$

$$S_{\text{gen},h} = \frac{\kappa}{T^2} \cdot \left(\frac{\partial T}{\partial x_i} \right)^2 + \frac{\alpha_{\text{turb}}}{\alpha} \cdot \frac{\kappa}{T^2} \cdot \left(\frac{\partial T}{\partial x_i} \right)^2 \quad (12)$$

式中 τ 为切应力, ϵ 是湍流耗散系数, δ 为克罗内克符号, α_{turb} 和 α 分别表示湍流热扩散系数和热扩散系数, κ 和 μ 分别表示导热系数和动力黏度。其中,式(10)等号右侧两项依次是统计平均流场内黏性耗散熵产和流场湍流脉动引起的黏性耗散熵产;式(12)等号右侧两项依次是统计平均流场内传热熵产和流场湍流脉动引起的传热黏性耗散熵产。

图 14 分析了射流段内熵产云图(工况 1 为例)。如图所示,干工况时流场损失主要表现为由黏性耗散所引起的耗散熵产(图 14(a));而湿工况时流场的损失表现为耗散熵产和加热熵产两部分(图 14(b))。加热熵产是由气-液传热温差所引起流场的温度梯度变化,但是湿工况中加热熵产并不显著,说明雾滴与主流高温空气之间传热所引起的熵产很小。由此证实,安装在预冷段前

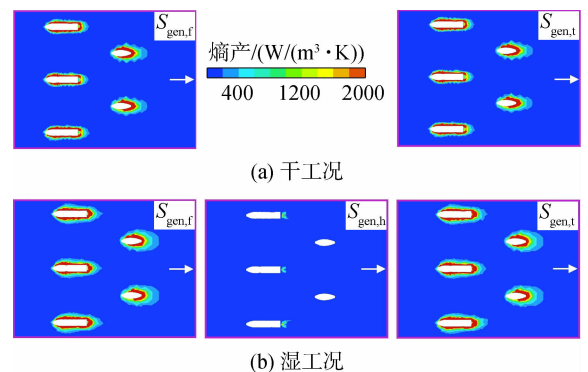


图 14 干/湿工况下射流段内时均熵产云图
Fig. 14 Time-averaged entropy generation contours in injection section at dry air and wet air conditions

端的射流装置会增加湍流的脉动,使系统产生耗散熵产;而湿空气混合物的传热过程中,加热熵产并不明显。

上述分析可见,射流装置是引起气流动量损失的主要因素。为减小流动阻力和气流横掠管束的影响,将喷水杆由圆型优化成翼型的几何结构,如图 15 所示。

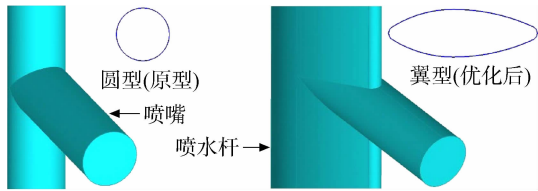


图 15 优化前/后喷水杆的几何结构

Fig. 15 Geometry structures of spray apparatus before and after optimization

图 16 给出射流装置优化后流场沿程总压降分布。由图可见,采用翼型的减阻喷水杆后,流场总压损失明显降低。通过对比图 11 和图 16 可知,在工况 1 时射流冷却前后总压降分别为 2 792 Pa ($C_{p_t}=1.86\%$) 和 2 192 Pa ($C_{p_t}=1.46\%$),相对于圆型喷水杆的流场总压损失分别降低了 55.93% 和 62.20%;在工况 2 时射流冷却前后总压降分别为 2 749 Pa ($C_{p_t}=1.42\%$) 和 1 838 Pa ($C_{p_t}=0.95\%$),相对于圆型喷水杆的流场总压损失分别减小了 55.75% 和 66.86%。由此说明,相对于圆型喷水杆,采用翼型减阻装置时干、湿工况下平均流动损失分别降低了 55.84% 和 64.53% (两者的平均值为 60.10%)。特别是在射流段内喷水杆装置 A、B 列之间 ($z=0.1\sim0.105$),喷水杆优化后总压损失在干湿工况下也分别降低了

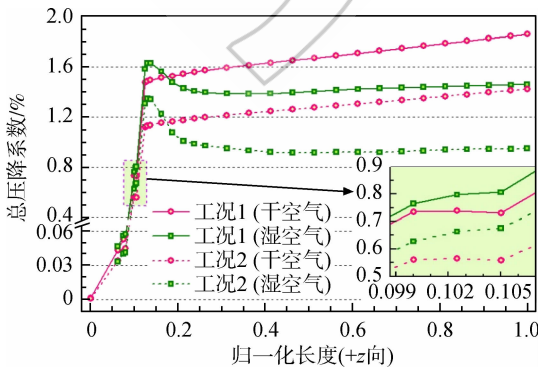


图 16 射流装置优化后干/湿工况时流场总压降系数对比
Fig. 16 Comparative total-pressure drop coefficients at dry air and wet air conditions after injection device optimization

56.74% 和 52.29%。

3 结 论

针对高空模拟试验进气预冷段内射流冷却性能的研究,本文的主要结论如下:

1) 射流冷却对流场温降具有明显效果,喷嘴雾化扩散冷却区域主要受到来流温度、速度及喷嘴雾化参数的影响。受到高速来流对喷嘴雾化扩散的约束作用,雾滴集中在喷嘴射流雾化轨迹的中心区域,对流场能量分层具有重要的影响。同时,均匀喷嘴雾化冷却源可以改善流场温度和压力的均匀性程度。

2) 不同高空高温进气模拟工况时,通过适当射流冷却可使预冷段内气流温度降低 32.30~90.08 K;由于雾滴蒸发所贡献的水蒸气分压力高于雾滴流动的压降损失,引起湿空气的总压增加,使预冷段内总压降系数由预冷前的 1.42%~1.86% 降低到预冷后的 0.95%~1.46%,从而实现较小的流动损失和较大的冷却程度。

3) 为降低流动阻力,通过优化射流装置喷水杆的几何结构,可使流场压降损失平均降低 60.10%。通过流动与冷却传热等因素所产生熵产之间关系的分析发现,预冷段内射流装置是引起流动损失的主要来源,以由黏性耗散所产生的耗散熵产为主,而由气-液传热温差所产生温度梯度变化的加热熵产并不显著。

4) 通过涡轮发动机预冷段的射流冷却,降低高温进气,改善进气流场特性,在一定程度上使发动机不受限于更高的飞行高度和马赫数。

致谢:

感谢中央高校基本科研业务费专项资金资助。感谢西北工业大学旋转盘腔流动传热实验室的支持。

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 Aqiang,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. (in Chinese)
[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.
ZOU Zhengping,LIU Huoxing,TANG Hailong,et al. Pre-cooling technology study of hypersonic aeroengine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica sinica,2015,36(8):2544-

2562. (in Chinese)
- [3] WANG Zhenguo, WANG Yuan, ZHANG Jianqiang, et al. Overview of the key technologies of combined cycle engine precooling systems and the advanced applications of micro-channel heat transfer[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39: 31-39.
- [4] WILCOX E C, TROUT A M. Analysis of thrust augmentation of turbojet engines by water injection at compressor inlet including charts for calculating compression processes with water injection[R]. NACA-TR-1006, 1951.
- [5] SOHN R L. Theoretical and experimental studies of pre-compressor evaporative cooling for application to the turbojet engine in high altitude supersonic flight[R]. WADC-TR-56-477, 1956.
- [6] CARTER P, BALEPIN V, SPATH T, et al. MIPCC technology development[R]. AIAA 2003-6929, 2003.
- [7] BALEPIN V, LISTON G. The steam jetTM: Mach 6+ turbine engine with inlet air conditioning[R]. AIAA-2001-3238, 2001.
- [8] CARTER P, BALEPIN V. Mass injection and precompressor cooling engines analyses[R]. AIAA 2002-4127, 2002.
- [9] 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, 62.
- 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, 62. (in Chinese)
- [10] LIN A Q, ZHOU J, FAWZY 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.
- [11] LIN A Q, ZHENG Q, YANG Lu, et al. Effect of inlet air pre-cooling of water injection on compressor performance at high flight Mach[J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2019, 12(2): 421-431.
- [12] YAKHOT V, ORSZAG S A. Renormalization group analysis of turbulence: I basic theory[J]. *Journal of Scientific Computing*, 1986, 1(1): 3-51.
- [13] 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.
- [14] ROSIN P, RAMMLER E. The laws governing the fineness of powdered coal[J]. *Journal of the Institute of Fuel*, 1933, 7: 29-36.
- [15] 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.
- [16] REITZ R D, DIWAKAR R. Structure of high-pressure fuel sprays[R]. SAE Technical Paper, No. 870598, 1987.
- [17] OESTERLE B, PETITJEAN A. Simulation of particle-to-particle interactions in gas solid flows[J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 1993, 19(1): 199-211.
- [18] BAI C, GOSSMAN A D. Development of methodology for spray impingement simulation[R]. SAE Technical Paper, No. 950283, 1995.
- [19] LIN A Q, ZHENG Q, FAWZY 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.
- [20] HARDY J K. Evaporation of drops of liquid[R]. Bedfordshire, UK: Cranfield University, 1947.
- [21] POLING B E, PRAUSNITZ J M, O'CONNELL J P. The properties of gases and liquids[M]. New York: McGraw-Hill, 2001.
- [22] 涂洪妍, 邓远颢, 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 ratio on injection characteristics with water injection[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(6): 1302-1309. (in Chinese)
- [23] 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.
- LIN Aqiang, ZHENG Qun, ZHANG Hai, et al. Analysis of mass injection cooling on aero-engine compressor characteristics[J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2019, 40(9): 1608-1615. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)