文章编号:1000-8055(2024)05-20210566-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210566

喷嘴结构和射流参数对射流预冷温度特性的影响

冯 爽¹,李宝宽¹,杨晓晰¹,扈鹏飞²
(1. 东北大学冶金学院热能工程系,沈阳 110819;
2. 中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘 要:航空发动机进气温度过高是限制其性能的关键问题之一,采用射流预冷技术可以有效降低航 空发动机进气温度。为了研究射流预冷技术对进气道内温度场的影响,基于欧拉-拉格朗日方法,建立航空 发动机进气道液滴雾化和蒸发过程的数学模型,实现气液两相的双向耦合,描述了射流预冷过程。并与已有 的试验结果进行对比,验证了数学模型的准确性。并利用该数学模型研究了水气比、喷射速度、液滴粒径和 喷嘴锥角对进气道降温效果和温度畸变的影响。结果表明:改变水气比发动机进气温度变化最显著,当水气 比由 0.02 增大至 0.055 时,温降系数由 8.10% 增加到 19.87%,蒸发率由 85.76% 降低为 79.80%;当水气比为 0.055、 喷射速度为 10 m/s、液滴粒径为 25 μm 和喷嘴锥角为 15°时,温降系数最大为 22.77%;增大喷嘴锥角和减小喷 射速度会使进气道出口截面温度场分布更均匀。

关键 词:射流预冷;温度畸变;雾化;蒸发;高温进气
 中图分类号: V236
 文献标志码: A

Effect of nozzle structure and jet parameters on the temperature characteristics of mass injection and pre-compressor cooling

FENG Shuang¹, LI Baokuan¹, YANG Xiaoxi¹, HU Pengfei²

(1. Department of Thermal Engineering, School of Metallurgy,

Northeastern University, Shenyang 110819, China;

2. Shenyang Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Excessive high intake temperature is one of the key problems limiting the performance of aero-engines, mass injection and pre-compressor cooling (MIPCC) technology can effectively reduce the intake temperature of aero-engine. In order to investigate the influence of MIPCC technology on the temperature field in the inlet, a mathematical model of the droplet atomization and evaporation process was established. Based on Euler-Lagrange method, the mathematical model was used to realize the two-way coupling of the gas-liquid two-phase and describe the MIPCC process in the intake port of an aero-engine. Compared with the existing test results, the accuracy of the mathematical model was verified. The effects of water-air ratio, injection velocity, particle diameter and nozzle cone angle on the cooling effect and temperature distribution of the inlet were studied by using the mathematical model. The results showed that when the water-air ratio increased from 85.76% to 79.80%; when the water-air ratio was 0.055, the injection velocity was 10 m/s, the droplet size was 25 µm and the nozzle cone angle and decreasing the maximum temperature drop coefficient was 22.77%. Increasing the nozzle cone angle and decreasing the

收稿日期:2021-10-09

基金项目:中央高校基本科研业务费专项基金(N2025013)

作者简介: 冯爽(1997-), 女, 硕士生, 研究领域为多相流热物理。E-mail: 1901577@stu.neu.edu.cn

通信作者:李宝宽(1963-),男,教授、博士生导师,博士,研究领域为多相流热物理。E-mail: libk@mail.neu.edu.cn

引用格式: 冯爽, 李宝宽, 杨晓晰, 等. 喷嘴结构和射流参数对射流预冷温度特性的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 20210566. FENG Shuang, LI Baokuan, YANG Xiaoxi, et al. Effect of nozzle structure and jet parameters on the temperature characteristics of mass injection and pre-compressor cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 20210566.

injection velocity made the temperature field distribution in the outlet section of the inlet more uniform.

Keywords: mass injection and pre-compressor cooling; temperature distortion; atomization; evaporation; heigh-temperature inlet air

近年来,高速飞行器已成为航空领域的重点 研究对象。飞行器要在亚声速、跨声速、超声速 和高超声速的宽广范围内工作是十分困难的^[1]。 目前,由涡轮发动机和冲压发动机组合而成的组 合动力有较好的应用前景。涡轮发动机受到压气 机进口的温度限制,只能在马赫数小于3的条件 下工作,导致飞行速度不能得到进一步提升。因 此需要对涡轮发动机的来流气体进行降温,以扩 展涡轮发动机的飞行包线。

美国学者在 20 世纪 50 年代提出了射流预冷 (MIPCC)概念^[2],射流预冷的原理是在涡轮发动 机的压气机前加装喷射冷却介质的装置,使进气 道内的温度降低并维持在某一温度。美国 MSE 技术应用公司[3] 在此基础上提出的射流预冷涡轮 发动机的概念。美国提出了 RASCAL 计划并在 F100 发动机上进行了一系列的飞行试验和地面 试验。Kloesel 和 Clark^[4]分析了使用 MIPCC 技术 的增强型 F-4 和 F-15 飞机的理论性能,得到理论 上可以通过喷射水和氧化剂来提高涡轮喷气发动 机性能的结论。Carter 和 Balepin^[5] 通过试验发现 水是用于 MIPCC 技术的最佳工质, 在较高的马赫 数和海拔高度的条件下,采用以水为主喷射剂与 适度的氧化剂相结合的方案降温效果最好。Lin 等^[6-7]采用回归正交分析的方法,对 MIPCC 发动 机预冷段流场特性与射流预冷之间的关系进行了 研究和预测。Chaker 等[8-10] 从燃气轮机雾化的角 度讨论了雾化喷嘴液滴尺寸、环境气候条件和喷 嘴位置对燃气轮机进气道蒸发速率的影响。

我国商旭升等^[11]根据预冷却涡轮发动机的 工作机理,建立了考虑变比热容的计算预冷却涡 轮发动机性能的数学模型,并以某小型涡喷发动 机为例,沿飞行轨迹计算分析了射流预冷对发动 机性能的影响。涂洪妍等^[12]研究了水气比对射 流预冷喷射特性的影响,得到随着水气比的增加, 出口截面的液态水蒸发量增加,蒸发率和截面平 均总温降低的结论。耿欣等^[13-14]针对航空发动机 射流预冷试验中气流温度难以测量的问题,设计 了一种温度探针及其测温方法,并给出了计算气 流总温的修正公式。林阿强等^[15]总结了射流预 冷对航空涡轮发动机性能的影响,针对射流装置 和喷水/液氧降温效果进行研究和验证。叶巍等^[16] 计算了温度畸变对发动机稳定性和性能的影响结 果,讨论了温度畸变作用下该发动机的多种重要 特性。谢业平等^[17]开展了真实进气条件下温度 和压力组合畸变对发动机影响的研究。刘旭峰等^[18] 设计了一种高效蒸发、低流阻的射流预冷装置, 搭建了国内首套基于全尺寸的地面模拟试验系统, 验证了射流预冷技术的有效性。

目前,国内对射流预冷技术的相关研究起步 较晚,大部分是针对特定工况下整机性能的研究, 忽略了喷嘴结构和射流参数对航空发动机进气道 的降温效果和出口温度畸变的变化规律,然而航 空发动机进口温度畸变色影响发动机稳定工作的 因素中最重要的因素之一,所以对进气道出口温 度畸变的研究至关重要。本文针对航空发动机进 气道内的射流预冷过程进行多因素研究,采用欧 拉-拉格朗日法,建立进气道内液滴雾化和蒸发的 数学模型并结合气液两相的双向耦合,对射流预 冷条件下航空发动机进气道气液两相流动进行研 究。通过改变水气比、喷射速度、液滴粒径和喷 嘴锥角等因素,分析其对进气道的降温效果和出 口截面温度畸变的影响。

1 数值模型

1.1 数值方法

在进气道内,由喷嘴喷出的每一个液滴都是 一个冷却源,由于液滴的体积分数很小,所以将 液滴视为离散相,将空气和水蒸汽的混合气体视 为连续相。液滴在运动的过程中,与周围的空气 进行质量、动量和能量的交换。本文采用标准的 *k-e* 湍流模型和欧拉-拉格朗日法进行求解,将被 视为离散相的液滴采用拉格朗日法求解,空气和 水蒸汽的混合气体作为连续相采用欧拉法进行求 解。由于液滴很小且为稀相,液滴间很难发生碰 撞,所以不考虑液滴的碰撞和聚合等现象。液滴 在进气道内的运动过程还伴随着液滴的蒸发,液 滴的蒸发分为两个过程:一是液滴的加热过程, 此过程为液滴与空气和水蒸汽的混合气体发生表 面换热;二是液滴的蒸发过程,此过程为液滴与 水蒸汽发生单向传质。通过添加质量、动量和能 量源项,实现离散相和连续相相间的双向耦合。 1.1.1 连续相控制方程

质量守恒方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \left(\rho \boldsymbol{u} \right) = S_{\mathrm{m}} \tag{1}$$

式中ρ为空气与水蒸汽混合后气流的密度; **u** 为混 合气体的速度; S_m为液滴蒸发混入到空气中的水 蒸汽的质量。

动量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \boldsymbol{u}) + \nabla \cdot (\rho \boldsymbol{u} \boldsymbol{u}) = -\nabla p + \nabla (\overline{\overline{\tau}}) + \boldsymbol{F} \quad (2)$$

式中p为作用于微元体上的静压; **¯**为黏性切应力 张量; **F**为体积力源项。

能量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\rho h_{t}\right) + \nabla \left[\boldsymbol{u} \left(\rho h_{t} + p\right)\right] =$$

$$\nabla \cdot [\lambda \nabla T + (\overline{\overline{\tau}} \cdot \boldsymbol{u})] + \boldsymbol{u} \cdot \boldsymbol{F} + \boldsymbol{S}_{h}$$
(3)

式中 h_t 为总焓; λ 为热传导率; S_h 为热量源项。 1.1.2 离散相控制方程

液滴在喷射过程中主要受到重力和曳力的作用。所以根据牛顿第二定律,可得到液滴所受作 用力的平衡方程:

$$m_{\rm p}\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{u}_{\rm p}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{F}_{\rm d} + \boldsymbol{F}_{\rm b} \tag{4}$$

式中 m_p 为液滴质量; u_p 为液滴速度; F_a 为液滴所 受的曳力; F_b 为液滴所受重力和浮力的合力。式 中 F_a 及 F_b 的表达式分别为:

$$\boldsymbol{F}_{\rm d} = \boldsymbol{C}_{\rm d} \left(\boldsymbol{u}_{\rm a} - \boldsymbol{u}_{\rm p} \right) \tag{5}$$

$$F_{\rm b} = m_{\rm p} g \frac{\rho_{\rm p} - \rho_{\rm l}}{\rho_{\rm p}} \tag{6}$$

式中 C_{d} 为曳力系数; u_{a} 为空气速度; ρ_{p} 为液滴密度; ρ_{l} 为空气密度。

1.1.3 液滴蒸发控制方程

液滴温度达到蒸发温度,液滴开始蒸发,液滴 中的水分向气相中的扩散率与液滴和气相主流之 间的蒸汽浓度梯度有关,可通过式(7)求出:

$$N_{\rm i} = k_{\rm c} \left(C_{\rm i,s} - C_{\rm i,\infty} \right) \tag{7}$$

式中 N_i 为蒸汽的摩尔流率; k_c为传质系数; C_{i,s}和 C_{i,∞}分别为液滴表面的蒸汽浓度和气相主流的蒸 汽浓度。

传质系数k。与 Sherwood 数有关, 可通过式(8)

表示:

$$Sh = \frac{k_{\rm c}d_{\rm p}}{D_{\rm i,m}} = 2.0 + 0.6Re^{1/2}Sc^{1/3}$$
(8)

式中*Sh*为 Sherwood 数; *d*_p为液滴粒径; *D*_{i,m}为蒸汽 扩散系数; *Sc*为施密特数。

根据蒸汽的摩尔流率,可计算得到液滴蒸发 速率:

$$\frac{\mathrm{d}m_{\mathrm{p}}}{\mathrm{d}t} = -N_{\mathrm{i}}A_{\mathrm{p}}M_{\mathrm{w,i}} \tag{9}$$

式中dm_p/dt为液滴蒸发速率; M_{w,i}为组分的分子量; A_p为液滴表面积。

液滴的热平衡方程式为:

$$m_{\rm p}c_p \frac{\mathrm{d}T_{\rm p}}{\mathrm{d}t} = hA_{\rm p}\left(T_{\infty} - T_{\rm p}\right) + \frac{\mathrm{d}m_{\rm p}}{\mathrm{d}t}h_{\rm fg} \qquad (10)$$

式中*c*_p为液滴的比定压热容;*T*_p为液滴温度;*h*为表面传热系数;*T*∞为空气温度;*h*_{fg}为汽化潜热。

通过 Antoine 方程可确定饱和蒸汽压力,表达 式为:

$$\lg p_{\rm sat} = A - \frac{B}{T + C - 273.15} \tag{11}$$

式中*p*_{sat}为饱和蒸汽压力; *A*=11.779; *B*=3 885.704; *C*=230.23。

1.1.4 离散相与连续相间耦合

在进气道内, 液滴不断蒸发并与周围的空气 发生质量、动量和能量交换。在连续相影响离散 相的同时, 也考虑离散相影响连续相, 通过计算 颗粒的质量、动量和能量变化来求解连续相传递 给离散相的质量值, 从而实现相间双向耦合。

质量交换:

$$M = \frac{\Delta m_{\rm p}}{m_{\rm p,0}} \dot{m}_{\rm p,0} \tag{12}$$

式中 Δm_p 为控制体内液滴的质量变化; m_{p,0} 为液 滴初始质量; m_{p,0} 为跟踪液滴的初始质量流率。

动量交换:

$$F = \sum \left[\frac{18\beta\mu C_{\rm d}Re}{\rho_{\rm p}d_{\rm p}^2 24} \left(u_{\rm p} - u \right) + F_{\rm b} \right] \dot{m}_{\rm p}\Delta t \qquad (13)$$

式中 µ 为空气黏度; Re 为相对雷诺数; m_p 为液滴 质量流率。

能量交换:

$$Q = \left[\frac{\overline{m_{\rm p}}}{m_{\rm p,0}}c_p\Delta T_{\rm p} + \frac{\Delta m_{\rm p}}{m_{\rm p,0}}\left(-h_{\rm fg} + h_{\rm pyrol} + \int_{T_{\rm ref}}^{T_{\rm p}}c_{p,i}\mathrm{d}T\right)\right]\dot{m}_{\rm p,0}$$
(14)

20210566-3

式中 h_{pyrol} 为挥发分析出时热解所需热量; c_{p,i} 为析 出挥发分的比热容; T_{ref} 为焓所对应的参考温度。 1.2 湍流模型

本文采用标准 k-ε 模型,其有着适用范围广、 经济、有合理的精度,在工业流场和热交换模拟 中广泛应用。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_m + S_k$$
(15)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_{i}}(\rho\varepsilon u_{i}) = \frac{\partial}{\partial x_{j}}\left[\left(\mu + \frac{\mu_{t}}{\sigma_{\varepsilon}}\right)\frac{\partial\varepsilon}{\partial x_{j}}\right] - C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^{2}}{k} + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}(G_{k} + C_{3\varepsilon}G_{b}) + S_{\varepsilon}$$
(16)

式中 G_k 表示由层流速度梯度而产生的湍流动能; G_b 是由浮力产生的湍流动能; Y_m 由于在可压缩湍 流中, 过渡的扩散产生的波动; C_1 、 C_2 、 C_3 是常量; σ_s 是湍流 Prandtl 数。

1.3 物理模型及网格

带有冷却装置的进气道位于涡轮发动机前, 其喷射的工质雾化和蒸发的过程,实现了对进气 道降温的效果。本文参照文献 [13] 的试验模型, 将进气道模型简化为直径 300 mm、长 3 000 mm 的圆柱体,喷嘴个数为 19 个。并对其进行网格化 划分,如图 1 所示。



1.4 边界条件及计算方法

本文参照文献 [13] 的试验过程进行边界条件 的设置。进口压力为 1.25 MPa, 静温为 616 K, 进 口空气的质量流量为 4.87 kg/s, 出口相对静压为 0 Pa, 壁面为绝热且无滑移条件。采用有限体积 法对方程进行离散, 求解方式采用二阶离散格式, 模拟的收敛准则为残差小于 10⁻⁵。 本文采用液体加压式 BIMV 系列喷嘴,该系 列喷嘴在 $0.1 \sim 0.3$ MPa 的压力下,得到的液滴的 平均粒径为 $10 \sim 50$ µm。喷嘴喷出的液滴粒径分 布服从 Rosin-Rammler 分布规律。本文假设水气 比的取值为 0.02、0.03、0.04、0.05 和 0.055;喷射 速度的取值为 10、55 m/s 和 100 m/s;液滴粒径的 取值为 10、25 µm 和 40 µm;喷嘴锥角的取值为 15° 、 45° 和 75° 。

1.5 网格无关性验证

以水气比为 0.02 的工况为例, 分别取 26 万、 69 万和 110 万网格进行网格无关性验证。以距 离喷嘴 900 mm(3D 截面)处截面的径向温度分布 情况作为网格无关性验证的参考量。从图 2 可以 看出, 采用 3 种不同数量网格模拟得到的截面径 向温度差异较小。如图 3 所示为相同工况下, 采 用不同网格数模拟得到的截面温度分布情况, 26 万网格的温度场分布较 69 万和 110 万的温度场 分布局部上有差异, 同时为了节省计算时间, 因 此本文选取 69 万网格进行数值模拟。





图 3 网格无关性验证

Fig. 3 Grid independence verification

1.6 评估方法

由于进气道内冷却工质的喷射、雾化和蒸发

过程,吸收进气道内大量的热量,所以冷却工质的蒸发率可以衡量冷却工质的蒸发程度。蒸发率的定义为:

$$\omega = \frac{W_{\rm g}}{W_{\rm i}} \times 100\% \tag{17}$$

式中W_g为水蒸汽的质量流量;W_i为总的喷水总流量。

通过定义进气道进出口截面的温降系数,以 此来评价不同工况的降温效果。进气道温降系数 的定义为:

$$\gamma = \frac{T_1^* - T_2^*}{T_1^*} \tag{18}$$

式中T₁、T₂分别为进气道进、出口总温。

出口截面的温度分布并不均匀,通过分析出 口截面的温度畸变来衡量出口截面的温度分布情况。将出口截面平均分为6个部分,计算每个部 分的平均温度,将每个温度作为六边形的一个顶 点,所围成的六边形越接近正六边形,则出口截 面温度分布越均匀;反之,温度畸变越大。

2 模型验证

为了验证本文建立的射流预冷模型的准确性 以及合理性,将数值模拟结果与试验结果进行对 比。如图 4 所示是水气比(*W/A*)分别为 0.02、0.03、 0.04、0.05 和 0.055 工况下的模拟结果和试验 结果^[13]的对比情况,将距喷嘴 0.90、1.65 m 和 2.40 m 处的截面的模拟温度与试验温度进行对比, 可以得到,在不同水气比条件下,数值计算所得





出的各截面的平均温度与试验测得的结果基本相同,全部误差在7%之内,且趋势相同,所以本文 所建立的数值模型准确性和合理性较高。

3 计算结果分析

3.1 不同水气比对温度场的影响

在验证了本文所建立的射流预冷模型的准确 性之后,首先研究不同水气比对进气道温度场的 影响。

图 5 为不同水气比的进气道中截面温度场云 图,可以发现,进气道入口处温度梯度较大,进气 道温度沿轴向方向不断降低。这是由于当液滴刚 进入进气道时,进气道内温度较高,液滴蒸发吸 收大量的热量,使进气道入口段温度迅速降低, 所以进气道入口段温度梯度较大。随着水气比的 增大,入口段温度梯度变大,降温效果增强。



图 5 不同水气比下进气道中截面温度分布云图

Fig. 5 Cloud map of cross-sectional temperature distribution in the intake duct under different water to air ratios

图 6 为在水气比分别为 0.02、0.03、0.04、0.05 和 0.055 时, 距喷嘴不同距离的截面的平均温度。 通过图 6 可以看出,随着水气比增大,相同位置截 面的平均温度降低,进口和出口间的降温程度 增大,当水气比由 0.02 增大到 0.055,温降系数 由 0.0810 增加到 0.1987。

图 7 所示为蒸发特性随水气比变化趋势图, 从图中可以看出,随着水气比的增大,蒸发量上 升,而蒸发率下降。这是由于随着水气比的增加, 喷嘴喷出液滴的质量流量不断增加,导致液滴的 蒸发量增加,从而吸收的热量增多,降温效果增



图 6 不同水气比下不同截面的平均温度对比图 Fig. 6 Comparison of average temperature at different cross-sections under different water to air ratios

强。与此同时,未蒸发的水量占比随之增大,导 致液滴的蒸发率减少,进入发动机的水量增加。 所以,并不可以一味地增加水气比,还应考虑发 动机的能够承受进水量的能力。由此可见,水气 比对进气道降温效果影响大。

航空发动机进口温度畸变是影响发动机稳定



图 7 不同水气比下蒸发特性的变化图 Fig. 7 Changes in evaporation characteristics under different water to air ratios

工作的因素中最重要的因素之一,所以对进气道 出口温度畸变的研究至关重要。如图 8 所示不同 水气比出口截面的温度场分布和温度畸变分析图。 通过观察出口截面温度云图和温度畸变分析图可 以看出随着水气比的增加,出口温度变化较大但 温度畸变程度变化不大。所以,水气比对进气道 出口温度畸变影响不大。



图 8 不同流速下出口截面的温度畸变分析图



3.2 不同喷射速度对温度场的影响

在水气比为 0.055 的前提下,改变喷射速度, 观察其对进气道温度场的影响。如图 9 所示为不 同喷射速度下进气道内中截面的温度场分布云图, 可以看出温度沿轴线方向逐渐降低。随着速度的 增加,出现冷却区域后移的现象,且前段和后段 温差变大。 小时,进气道入口段喷射速度较小,停留时间较 长,降温效果好。在距喷嘴 1.50 m 处,不同喷射 速度对温度场的影响最为明显。但由于进口空气 流速超过 200 m/s,导致液滴轴向速度远大于径向 速度,占主导地位并且基本相同,所以在进气道 后半段停留时间基本相同,因此在进气道后半段 不同速度间温度差有所减小。

出现这种现象的原因如图 10 所示,当速度较

图 11 为不同喷射速度出口截面的温度场分





the intake duct at different flow velocities

布和温度畸变分析图。通过畸变分析图可以看出 液滴喷射速度为 100 m/s 的出口截面温度畸变最 严重,相比之下液滴喷射速度为 10 m/s 的出口截





面温度均匀。因此,随着喷射速度的增大,进气 道出口温度分布越不均匀。





Fig. 11 Temperature distortion analysis of outlet section under different flow velocities

3.3 不同粒径对温度场的影响

在保持水气比为 0.055 和喷射速度为 10 m/s 不变的前提下,改变液滴粒径大小,观察温度场 的变化情况。如图 12 所示为液滴粒径分别为 10、25 μm 和 40 μm 时进气道中截面温度场分布 云图,可以发现,进气道内温度沿轴向方向逐渐 降低,入口段温度梯度较大,降温效果越好,并且 随着液滴粒径的减小,降温效果越来越好。

如图 13 所示是液滴平均粒径分别为 10、25 μm 和 40 μm 时,距喷嘴不同距离截面上的平均温度 变化情况。可以看出,当粒子直径为 10 μm 时,距 喷嘴 0.30 m 截面上的平均温度比粒子直径为 25 μm 和 40 μm 时截面上的平均温度分别低 14.81 K 和











18.47 K 左右。但粒子直径为 25 μm 的出口截面 的平均温度比粒子直径为 10 μm 和 40 μm 时出口 截面的平均温度低 24.30 K 和 17.58 K。

出现这种情况是由于,如图 14 和图 15 所示, 当粒径为 10 μm 时,由于粒子直径较小,液滴蒸发 较快,所以液滴在进气道入口段蒸发效果很好。 然而在 1.80 m 后,虽然蒸发速度较 25 μm 的快, 但可蒸发的液滴数量变少,因此吸收的热量减少, 所以粒径为 25 μm 的出口截面平均温度较 10 μm 的温度低,降温效果好。当粒径为 40 μm 时,由于 液滴粒径较大,相对表面积较小,整个过程的蒸 发效果较粒径为 10 μm 和 25 μm 差,所以降温效 果较差。因此,在减小粒径的同时,应缩短进气 道长度,使降温效果达到最佳。

图 16 所示为不同粒径下进气道出口截面的 温度场云图以及温度畸变分析图,对比粒径为





Fig. 14 Evaporation of different particle sizes and cross-sections





10、25 μm 和 40 μm 的出口截面温度畸变分析图 可以发现, 粒径为 25 μm 的出口截面温度畸变最



图 16 不同粒径下出口截面的温度畸变分析

Fig. 16 Temperature distortion analysis of outlet cross-section under different particle sizes

为明显,其次是粒径为40 μm时的出口截面。这 是由于当粒径为25 μm和40 μm时,粒子在出口 截面附近仍存在蒸发现象,这导致出口截面温度 场的分布不均匀。而在出口截面,粒径为25 μm 比40 μm蒸发量多,所以温度畸变程度更大。

3.4 不同喷嘴锥角对温度场的影响

保持水气比为 0.055, 喷射速度为 10 m/s, 粒 径为 25 μm 不变, 改变喷嘴锥角, 研究喷嘴锥角对 温度场的影响。如图 17 所示为不同喷嘴锥角中 截面的温度分布云图, 计算喷嘴锥角分别为 15°、 45°和 75°时的温降系数分别为 0.227 7、0.224 7 和 0.220 7, 降温效果差别不大。这是由于进口空气 流速超过 200 m/s, 导致液滴轴向速度远大于径向 速度, 占主导地位并且基本相同, 所以液滴停留 时间基本相同, 因此降温效果基本相同。因此, 喷嘴锥角对进气道出口截面降温效果影响很小。

如图 18 所示为不同喷嘴锥角出口截面的 温度场云图和温度畸变分析图。从图中可以看出, 进气道出口截面温度分布并不均匀,其中当喷







嘴锥角为 15°时的温度畸变最明显,随着喷嘴锥 角的增大,出口截面温度分布越来越均匀。这是 由于进气道内气液两相流速快,停留时间短,喷 射锥角越大所覆盖的冷却面积越大,温度分布越 均匀。所以喷射锥角对进气道内温度分布影响 较大。



图 18 不同喷嘴锥角下出口截面的温度畸变分析 Fig. 18 Temperature distortion analysis of outlet cross-section under different nozzle cone angles

4 结 论

本文研究了射流预冷条件下水气比、喷射速 度、液滴粒径和喷嘴锥角对进气道降温效果和温 度分布的影响。通过本文的研究,得到的主要结 论如下:

1)本文基于欧拉-拉格朗日方法,建立了射流 预冷航空发动机进气道气液两相数学模型,描述 了航空发动机进气道内液滴雾化蒸发的过程。利 用已有试验结果验证了模型的准确性,模拟结果 与试验结果偏差在7%内。 2)水气比和液滴粒径对进气道的降温效果 影响较大。在一定的范围内增大水气比和减小液 滴粒径有利于进气道温度场的降温。当水气比 由 0.02 增大至 0.055,温降系数由 0.084 增加到 0.1987,蒸发量由 0.08 kg/s 增加到 0.21 kg/s,蒸发 率由 85.76%降低为 79.80%;喷射速度与降温效 果成反比,喷射速度越快降温效果越差;当液滴 粒径为 25 μm 时,温降系数达到最大值为 0.2277。 粒径过小会使液滴在出口截面前基本蒸发完全, 导致降温效果变差。喷嘴锥角对进气道温度场降 温效果的影响较小。 3)喷射速度和喷嘴锥角对进气道温度场的 分布有很大的影响。通过分析出口截面的温度畸 变发现,喷嘴锥角越小,液滴喷射越大以及在出 口截面附近蒸发量大的进气道出口温度畸变越明 显。此外,喷射速度对进气道前后段温度分布影 响较大,随着喷射速度的增大进气道前后段温差 越大。

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 & Technology, 2018, 29(1): 1-3. (in Chinese)
- [2] 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 & Technology, 2015, 26(10): 53-59. (in Chinese)
- [3] YOUNG D A, OLDS J. Responsive access small cargo affordable launch (RASCAL) independent performance evaluation[R]. AIAA 2005-3241, 2005.
- [4] KLOESEL K, CLARK C. Preliminary MIPCC enhanced F-4 and F-15 performance characteristics for a first stage reusable launch vehicle[R]. AIAA 2013-5528, 2013.
- [5] CARTER P, BALEPIN V. Mass injection and precompressor cooling engines analyses[R]. AIAA 2002-4127, 2002.
- [6] LIN Aqiang, ZHOU Jie, FAWZY H, et al. Evaluation of mass injection cooling on flow and heat transfer characteristics for hightemperature inlet air in a MIPCC engine[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 135: 620-630.
- [7] LIN Aqiang, ZHENG Qun, JIANG Yuting, 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.
- [8] CHAKER M, MEHER-HOMJI C B, MEE T III. Inlet fogging of gas turbine engines: test and analytical investigations on impaction pin fog nozzle behavior[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(4): 826-839.
- [9] CHAKER M, MEHER-HOMJI C B, MEE T III. Inlet fogging of gas turbine engines: Part I fog droplet thermodynamics, heat transfer, and practical considerations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126(3): 545-558.
- [10] CHAKER M, MEHER-HOMJI C B, MEE T. Inlet fogging of gas

turbine engines: Part B fog droplet sizing analysis, nozzle types, measurement and testing [R]. Amsterdam, The Netherlands: ASME, 2002.

[11] 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)

- [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 ratio on injection characteristics with water injection pre-compressor cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(6): 1302-1309. (in Chinese)
- [13] 耿欣,薛秀生,王晓良.射流预冷试验用温度探针的设计与 测试[J]. 航空发动机, 2020, 46(3): 84-89.
 GENG Xin, XUE Xiusheng, WANG Xiaoliang. Design and test of temperature probe for jet pre-cooling test[J]. Aeroengine, 2020, 46(3): 84-89. (in Chinese)
- [14] 耿欣, 王晓良, 薛秀生. 射流预冷试验防水温度传感器设计
 [J]. 航空发动机, 2019, 45(2): 69-73.
 GENG Xin, WANG Xiaoliang, XUE Xiusheng. Design of waterproof temperature sensor for jet pre-cooling test[J]. Aeroengine, 2019, 45(2): 69-73. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] 叶巍,乔渭阳,侯敏杰.发动机在进气温度畸变条件下的特性研究[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 677-680.
 YE Wei, QIAO Weiyang, HOU Minjie. Study for the effects of inlet temperature distortion on engine performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6): 677-680. (in Chinese)
- [17] 谢业平,刘永泉,潘宝军.真实进气条件下发动机气动稳定 性计算方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(4): 804-812.
 XIE Yeping, LIU Yongquan, PAN Baojun. Aerodynamic calculation method of engine stability under actual inlet condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 804-812. (in Chinese)
- [18] 刘旭峰,常鸿雯,薛洪科,等.射流预冷装置温降与流阻特 性试验研究[J].航空发动机,2018,44(2):81-86. LIU Xufeng, CHANG Hongwen, XUE Hongke, et al. Investigation on temperature drop and flow resistance characteristics of mass injection pre-compressor cooling device[J]. Aeroengine, 2018, 44(2):81-86. (in Chinese)

(编辑:张 雪)