

高速涡轮发动机射流预冷湿压缩性能及流动换热研究

徐嘉沛^{1,2}, 李育隆^{1,2}, 杨正南^{1,2}, 李星剑^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191; 2. 航空发动机气动热力国防科技重点实验室, 北京 100083)

摘要: 在高马赫数飞行时, 进气总温过高会导致压气机性能严重恶化, 射流预冷湿压缩可降低进口空气总温和压气机压缩空气耗功, 提高循环效率。本文以跨声速压气机级 NASA Stage35 为研究对象, 建立基于欧拉-拉格朗日法的压气机气液两相三维流场计算方法, 从压气机内部流场变化、轴向位置温度分布、压气机性能角度出发, 研究高速涡轮机压气机射流预冷湿压缩的性能及流动换热特性。研究表明: 在流动换热方面, 射流预冷湿压缩可使叶片前缘及叶片尾缘后高温区域的温度明显降低, 激波下游的低速区减小; 液滴直径的减小、喷液量的增加、飞行马赫数的提高, 均可提升压气机的降温效果, 温降百分比最大范围为 13% ~ 20%; 在性能方面, 射流预冷湿压缩能明显提高进口流量, 降低压气机比压缩功, 提升压气机效率; 液滴直径越小, 喷液量越大, 压气机的效率越高, 效率较干压缩最大范围提高 6% ~ 10%, 且随着马赫数的增加, 液滴直径对压气机性能的影响变小。

关键词: 高速涡轮发动机; 压气机; 射流预冷; 湿压缩; 流动换热

中图分类号: V233.5+4

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.11.004

[引用本文格式] 徐嘉沛, 李育隆, 杨正南, 等. 高速涡轮发动机射流预冷湿压缩性能及流动换热研究[J]. 热能动力工程, 2024, 39(11): 30-39. XU Jiawei, LI Yulong, YANG Zhengnan, et al. Research on wet compression performance and flow and heat transfer characteristic of high-speed turbine engine mass injection pre-cooling[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(11): 30-39.

Research on Wet Compression Performance and Flow and Heat Transfer Characteristic of High-speed Turbine Engine Mass Injection Pre-cooling

XU Jiawei^{1,2}, LI Yulong^{1,2}, YANG Zhengnan^{1,2}, LI Xingjian^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing, China, Post Code: 100191;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beijing, China, Post Code: 100083)

Abstract: During flight under high Mach number, air compressor suffers from a serious performance deterioration due to the high total temperature of inlet air. Mass injection pre-cooling can reduce the total temperature of inlet air, lower the compressed air power consumption of the compressor, and improve the cycle efficiency. Taking a NASA Stage35 transonic compressor as research object, the wet compression performance and flow and heat transfer characteristic of high-speed turbine compressor mass injection pre-cooling is studied by a two-phase 3D flow field calculation method based on Euler-Lagrange method from aspects of internal flow field change, axial position temperature distribution and the performance of compressor. The research shows that from the aspect of flow and heat transfer, mass injection pre-cooling wet compression can significantly reduce the temperature of the hot spot around leading edge and behind trailing edge, and decrease the low speed zone downstream of the shock wave, with the temperature drop percentage of compressor flow field in the maximum range of 13% - 20% by three approaches of decreasing the droplet diameter, increasing the mass flow rate of injected coolant and increasing Mach number

收稿日期: 2024-03-25; 修订日期: 2024-07-17

基金项目: 航空发动机气动热力国防科技重点实验室基金项目 (2023-JCJQ-LB-063-0407)

Fund-supported Project: National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics (2023-JCJQ-LB-063-0407)

作者简介: 徐嘉沛 (1999-), 女, 北京航空航天大学硕士研究生。

通信作者: 李育隆 (1987-), 男, 北京航空航天大学副教授。

of flight. From the aspect of compression performance, mass injection wet compression can increase the mass flow rate of inlet air, reduce compressor specific compression work and increase the efficiency of compressor by a maximum of 6% – 10% compared with dry compression by two approaches of decreasing the droplet diameter and increasing the mass flow rate, which is less affected by droplet diameter under high Mach number.

Key words: high-speed turbine engine, compressor, mass injection pre-cooling, wet compression, flow and heat transfer

引 言

目前,由于压气机效率和进口温度的限制,航空涡轮发动机马赫数很难超过 3。进气高温热流是恶化和制约涡轮发动机性能的重要因素,亟需提出一种高效可靠的热防护手段来提升涡轮发动机性能。其中,射流预冷技术成型快、成本低、具有更高的比冲性能,是扩展涡轮发动机飞行包线的重要途径。自 1950 年以来,美国进行了大量的试验测试^[1-3]。研究人员在地面状态对 TG-180 发动机进行射流预冷试验,发现向压气机进口注水可有效提高发动机推力^[3]。对携带射流预冷装置的 J-57 和 J-75 发动机进行高空飞行试验发现,其爬升率、最大飞行马赫数和实际升限都有大幅度提升^[4-5]。此外,经试验,装配 J-79 发动机的 RF-4X 战机的飞行包线得到了极大程度的拓宽,具备以马赫数 2.3 在 23 km 高空飞行的能力^[6]。在国内,中国航发沈阳发动机研究所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^[7]。胡铭鑫等人^[8]设计了 1 套基于高马赫数的射流预冷试验装置,经试验,其温降特性等符合试验预期。现有研究表明,射流预冷技术可有效扩展涡轮发动机的飞行包线。

射流预冷后未蒸发的液滴进入压气机产生湿压缩现象。“湿压缩”的概念最早由 Kleinschmidt 等人^[9-10]提出,用于在定压比的情况下增加循环效率。Fathinia 等人^[11]研究证明,随着液滴温度和相应蒸汽饱和压力的升高,液滴蒸发速率显著增大。Ruberto 等人^[12]得出液滴的蒸发速率与相对湿度呈线性关系、相对湿度越大蒸发速率越小的结论。Roumeliotis 等人^[13]研究发现,液滴粒径和水质量流量(即水气比)是影响蒸发冷却的关键因素。安利平等^[14]研究发现,等压比条件下湿压缩可以降低比耗功。Sun 等人^[15]研究发现,越小的液滴直径越可以有效地改善发动机性能。罗铭聪^[16]对压气机

进气喷雾的性能和叶栅流场进行了研究,发现在喷雾适量、水滴颗粒尺寸较小的情况下,湿压缩后压气机性能提升幅度较高。朱自环等人^[17]证明湿压缩可以提升压气机压比,增加进气流量。国内外研究人员多从射流预冷湿压缩后压气机内含液滴流场特性及液滴尺寸等单一角度对射流预冷湿压缩性能影响进行研究,而在高速涡轮发动机实际应用环境中来流条件极为复杂,为获得涡轮发动机实际的湿压缩性能,亟需综合不同来流条件对压气机湿压缩及流动换热特性进行研究。

本文从压气机内部流场变化、轴向位置温度分布、压气机性能角度出发,考虑在高空高速的来流条件下涡轮发动机的射流预冷湿压缩性能及流动换热的影响因素,针对液滴直径、喷液量、来流条件 3 个变量因素进行探索并总结以上变量对高速涡轮发动机湿压缩性能及流动换热特性的影响规律,为射流预冷湿压缩技术的发展和應用提供理论参考和技术支撑。

1 研究对象

本文以 NASA Stage-35 跨音速压气机为研究对象^[18],其设计点性能参数如表 1 所示。

表 1 Stage-35 压气机设计点性能参数
Tab. 1 Performance parameters of Stage-35 compressor at design point

参 数	数 值	参 数	数 值
转速/ $\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$	17 188.7	轮毂比	0.7
整周动叶数	36	流量/ $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	20.188
整周静叶数	46	总压比	1.82
动叶展弦比	1.19	总温比	1.22
静叶展弦比	1.26	进口总压/Pa	101 325
动叶叶高/mm	76.2	进口总温/K	288.15
静叶叶高/mm	54.2	出口静压/Pa	138 164
叶顶间隙/mm	0.408	效率/%	82.8

2 数值模拟

2.1 计算模型和网格无关性验证

通过 TurboGrid CFD 软件对计算模型的几何图形进行相应的创建和结构化网格划分,压气机的几何模型和网格图如图 1 所示。采用总网格数为 25 万、81 万、182 万、263 万和 347 万的 5 套网格方案计算,网格无关性验证如图 2 所示。由图 2 可知,当网格总数达到 182 万之后,压气机比压缩功的波动范围在 0.1% 以内,满足计算要求。

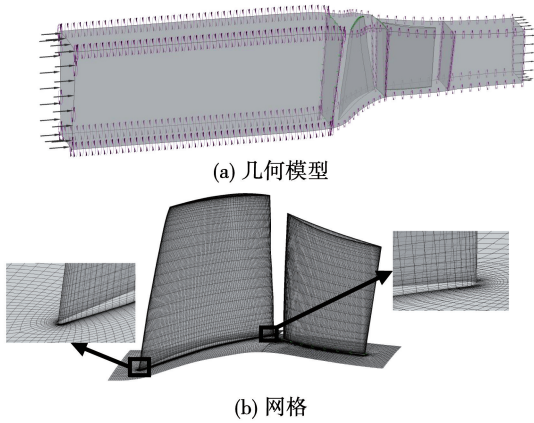


图 1 压气机几何模型及网格图

Fig. 1 Geometric model and grids of compressor

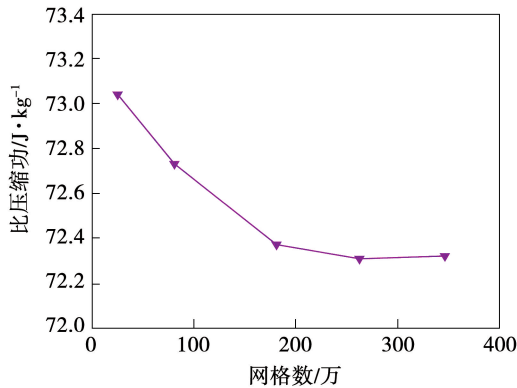


图 2 网格无关性验证

Fig. 2 Grid independence verification

本文基于 ANSYS CFX 软件,采用欧拉-拉格朗日法对压气机内部气液两相流动过程进行计算,水蒸气与空气共同组成连续相,液滴颗粒作为离散相,根据质量、动量和能量守恒定律可建立连续(离散)相控制方程。在水滴蒸发模型的基础上,利用有限体积元法对相控制方程进行离散,通过雷诺平均

(Reynolds Averaged Navier-Stokes, RANS) 方程的源相实现离散相和连续相的双向耦合。为了提高计算的稳定性,在高雷诺数时选用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型,在低雷诺数时选取 Scalable 壁面函数法,该方法计算量少、准确性高,在工程计算中应用广泛,其有效性已在相关研究中得到验证^[19-20]。

液滴蒸发模型由 Antoine 方程^[21]确定饱和蒸汽压力,进而确定液滴的蒸发速率。液滴在压气机中的蒸发强度受温度和压力影响,按蒸发强弱不同,可以分为沸腾态的强制对流蒸发和未饱和态的自然对流蒸发。饱和蒸汽压力 P_{sat} 通常由 Antoine 方程确定:

$$\log_{10} P_{\text{sat}} = A - \frac{B}{T + C - 273.15} \quad (1)$$

式中: A, B, C —液滴蒸发经验系数; T —主流工质的温度。

根据颗粒温度与沸点的相对大小,采用不同的质量传输公式计算液滴的蒸发速率。当液滴温度高于沸点时,蒸发速率由强制对流换热决定,传质方程为:

$$\frac{dm_p}{dt} = - \frac{\pi d_p \lambda Nu (T - T_p)}{h_{fg}} \quad (2)$$

式中: $\frac{dm_p}{dt}$ —液滴蒸发速率; d_p —液滴颗粒的直径; T_p —液滴的温度; λ —连续相的热传导率; Nu —努塞耳数; h_{fg} —液相蒸发潜热。

当液滴温度低于沸点温度时,传质方程为:

$$\frac{dm_p}{dt} = \pi d_p \rho_v D_v Sh \frac{M_v}{M} \log\left(\frac{1 - f_p}{1 - f}\right) \quad (3)$$

式中: ρ_v —水蒸气密度; D_v —连续相中水蒸气的动态扩散系数; M_v —连续相中水蒸气的摩尔质量; M —连续相中混合气体的摩尔质量; f_p —液滴颗粒的摩尔分数; f —气态颗粒的摩尔分数; Sh —舍伍德数,可以根据经验关联式获得:

$$Sh = 2 - 0.6 Re^{0.5} \left(\frac{\mu}{\rho_v D_v} \right)^{1/3} \quad (4)$$

式中: μ —动力粘度。

在液滴喷射过程中,在远离喷嘴的下游区域,若液滴的加速方向与密度梯度方向不一致,会在液滴表面产生 RT 扰动,从而引起液滴二次破碎,故选用基于增强泰勒类比破碎模型(Enhanced Taylor Analogy

Breakup, ETAB) 和泰勒比破碎模型 (Taylor Analogy Breakup, TAB) 的气动力二次破碎模型 (Cascade Atomization and Breakup, CAB) 对液滴破碎后的子液滴粒径进行研究^[22-23]。两相流动中,液滴碰壁反弹作用的切向和法向系数都设为 0.5,仿真计算的收敛判据为残差值小于 10^{-6} 。

为验证数值计算方法的可靠性,在标准大气 (288.15 K, 101 325 Pa) 进口无喷液条件下,对设计转速 17 188.7 r/min 下 NASA Stage-35 的干压缩流场进行计算,获得压气机特性线如图 3 所示。由图 3 可知,仿真所得结果与试验数据相似,可以认为本文的计算方法能够较好地模拟 NASA Stage-35 的压缩过程。

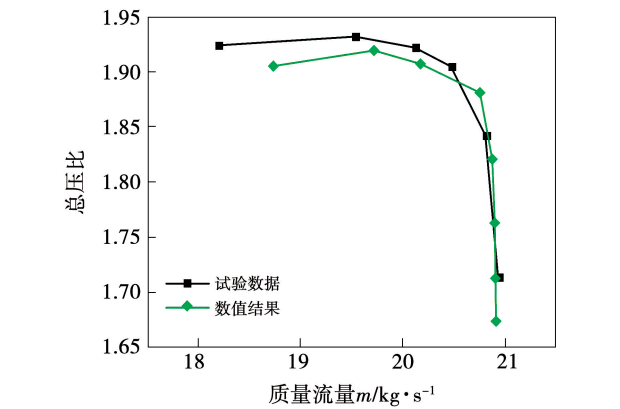


图 3 实验和数值模拟特性线

Fig.3 Characteristic lines of experimental and numerical simulation

2.2 湿压缩效率定义

在评价压气机湿压缩效率时,由于射流预冷湿压缩时压气机内部流动为气液两相流动,气相工质为空气与水蒸气的混合气体,引入等熵效率 η_i 的计算方法^[24]为:

$$\eta_i = \frac{N_{w,i}}{N_w} \tag{5}$$

$$N_w = \frac{\pi n M}{30 \dot{m}_0} \tag{6}$$

$$N_{w,i} = (1 - \omega_v) N_{a,i} + \omega_v N_{v,i} \tag{7}$$

$$N_{a,i} = c_{p,a} T_{in}^* \left[\left(\frac{p_{out}^*}{p_{in}^*} \right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} - 1 \right] \tag{8}$$

$$N_{v,i} = c_{p,v} T_{in}^* \left[\left(\frac{p_{out}^*}{p_{in}^*} \right)^{\frac{\gamma_v-1}{\gamma_v}} - 1 \right] \tag{9}$$

式中: $N_{w,i}$ 、 N_w —等熵、实际压缩功; $\dot{m}_0$ —出口质量流量; ω_v —出口水蒸气质量分数; n —转速; M —扭矩; $N_{a,i}$ 、 $N_{v,i}$ —空气、水蒸气等熵压缩功; $c_{p,a}$ 、 $c_{p,v}$ —空气、水蒸气比定压热容; T_{in}^* —进口空气总温; p_{in}^* 、 p_{out}^* —进、出口总压; γ_a 、 γ_v —空气、水蒸气比热比。

2.3 边界条件

为了节省计算资源,选用单通道进行数值模拟。本文中运动区域和静止区域同时存在,压气机动静叶交界面处也存在比较大的扰动,作为稳态计算问题,动静叶交界面选用 Stage (mixing-plane) 方案。在叶栅进出口区,沿叶栅方向应满足周期性边界条件。假定壁面边界条件为绝热无滑移,数值模拟边界条件为进口给定总温、总压、来流方向(轴向进气)以及液滴喷洒条件,出口给定 NASA Stage-35 压气机试验设计点对应的静压。

以文献[25]的飞行包线图为依据确定所计算马赫数对应的飞行高度,选定 3 种不同飞行工作点 1~3,即 13 km、 $Ma = 2$, 18 km、 $Ma = 3$ 和 22 km、 $Ma = 4$ 。根据国际标准大气简表可知上述 3 个飞行工作点高空的大气参数,通过相似参数推导出压气机转速,再采用进气道边界参数推导公式^[26]计算进而得出压气机进口总温、总压。通过不断调节获得与压气机设计点折合流量相同时的背压参数,从而得到压气机在 3 个飞行工作点模拟高空高温进气的边界条件,比较不同来流条件下射流预冷湿压缩对压气机性能的影响。计算得出边界条件如表 2 所示。

表 2 仿真边界条件

Tab.2 Boundary conditions of numerical simulation				
工作点	进口总温/ K	进口总压/ Pa	转速/ r·min ⁻¹	出口背压/ Pa
1	390.1	129 733.4	20 000.2	188 800
2	606.9	277 850.7	24 945.5	406 400
3	918.5	614 203.3	30 687.6	904 350

3 结果及讨论

随着雾化技术的发展,液滴直径已达到 10 μm 以下^[27],喷液直径根据文献[27-31]选择 1,2,5,10 和 15 μm,质量流量选择为干压缩时入口主流质量流

量的 0,1%,2% 和 4%,液滴温度为 300 K。改变上述喷液条件并从压气机内部流场变化、轴向位置温度分布、压气机性能角度出发,研究高速涡轮机压气机内射流预冷湿压缩的性能及流动换热特性。

3.1 射流预冷湿压缩对流场的影响

图 4 为 $Ma=2$ 、50% 叶高处温度分布云图。由图 4 可知,对于跨音速压气机,多因素耦合扰动形成激波后气体温度升高,在动叶吸力面处存在一个狭窄的高温区域。射流预冷湿压缩中液滴相变吸热能有效抑制高温区的产生,有明显降低流场的静温效果。随着喷液量的增加及液滴直径的减小,液体对气流的冷却作用更加明显,在叶片前缘及尾缘后的温度明显降低。

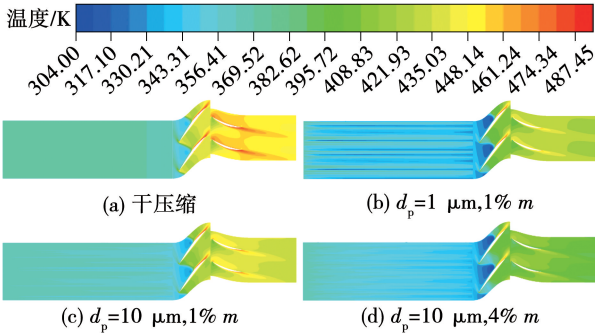


图 4 $Ma=2$ 、50% 叶高处温度分布云图
Fig. 4 Temperature contours at 50% span along the blade height at $Ma=2$

图 5 为 $Ma=2$ 、98% 叶高处温度分布云图。比较图 4 和图 5 发现,受到尾缘分离和叶顶泄漏的影响,流道中间和叶片吸力面上的温度上升较快,射流预冷湿压缩后降温幅度最大的区域位于叶顶处。该现象一方面是由于动叶高速旋转造成的离心作用导致大量水滴聚集在叶顶处,另一方面是由于叶顶的温度高于叶根处,使得叶顶处水滴蒸发的速度较快,导致喷水后在 98% 叶高处激波下游的温度降低较 50% 叶高处更加明显。

图 6 为 $Ma=2$ 、98% 叶高处马赫数云图。由图 6 可知,喷水后压气机动叶前马赫数有明显提升,随着喷液量的增加,动叶区域内气流流速明显提高,激波位置更加后移。干压缩时激波下游存在低速区且范围几乎延伸到叶片尾缘。射流预冷湿压缩可以改变激波的形状,使激波向下游运动,令激波下游的低速区减小。

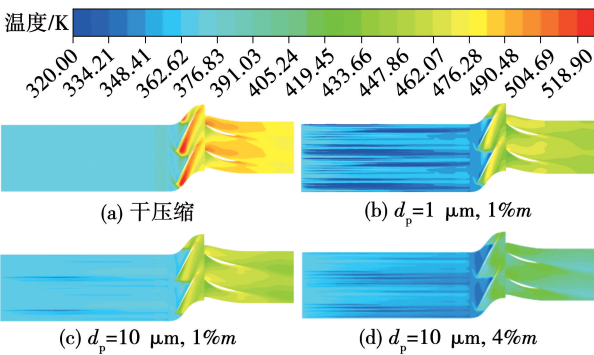


图 5 $Ma=2$ 、98% 叶高处温度分布云图
Fig. 5 Temperature contours at 98% span along the blade height at $Ma=2$

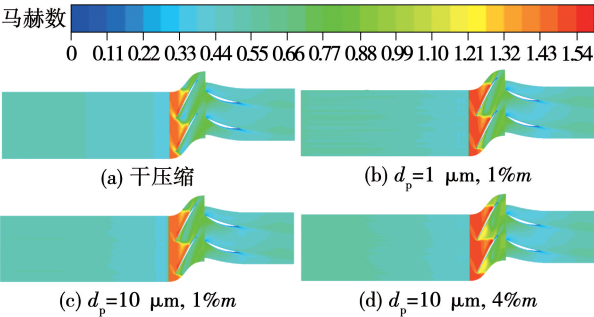


图 6 $Ma=2$ 、98% 叶高处马赫数云图
Fig. 6 Mach number contours at 98% span along the blade height at $Ma=2$

图 7 为 $Ma=2$ 、50% 叶高处马赫数云图。从转子叶片附近马赫数来看,较高的流速在动叶末端形成了一个低马赫涡,气流速度迅速减小。射流预冷湿压缩可以增加叶片附近激波后低马赫数区域和转子后缘附近的流动分离,液滴直径越小,喷液量越大,流动分离趋势越明显。

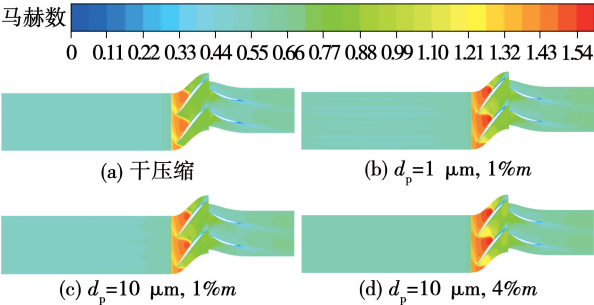


图 7 $Ma=2$ 、50% 叶高处马赫数云图
Fig. 7 Mach number contours at 50% span along the blade height at $Ma=2$

3.2 射流预冷湿压缩对轴向位置温度分布的影响
射流预冷湿压缩过程中,气体、液滴以及液滴蒸

发后气体掺混形成的两相流的质量、动量及热量交换较为复杂,且会对压缩过程产生影响,因此需要进一步分析射流预冷湿压缩对轴向位置温度分布的影响规律。质量平均后不同马赫数下轴向位置温度随喷液量和液滴直径的变化如图 8 和图 9 所示。轴向位置定义为压气机进口至此点的长度与压气机总长度的比值。

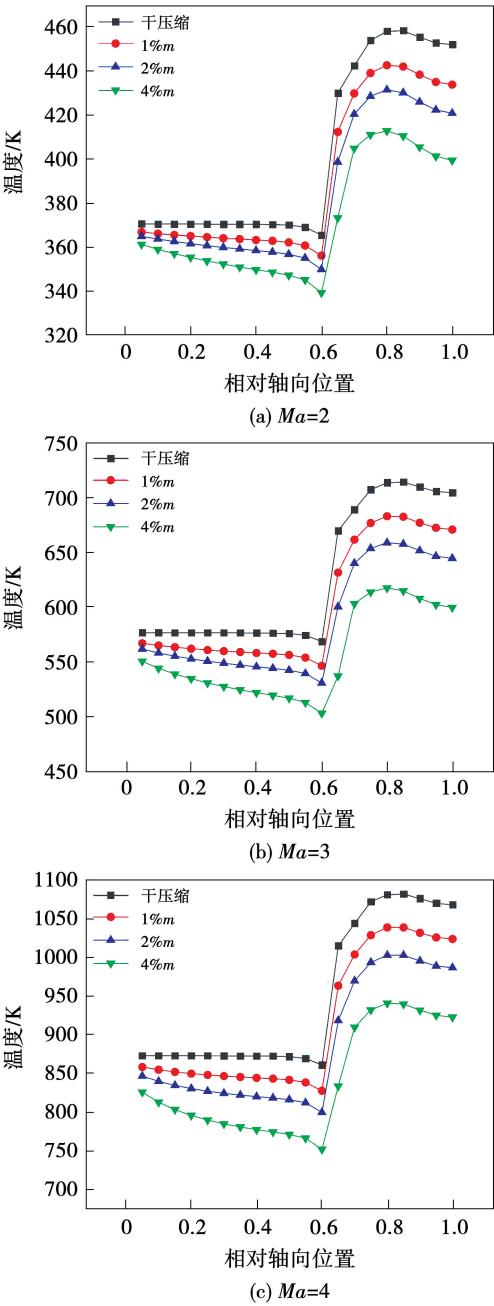


图 8 直径为 10 μm 、不同马赫数下轴向位置温度随喷液量变化图

Fig. 8 Variation diagrams of temperature with injection flow rate of axial position at diameter of 10 μm under different Mach numbers

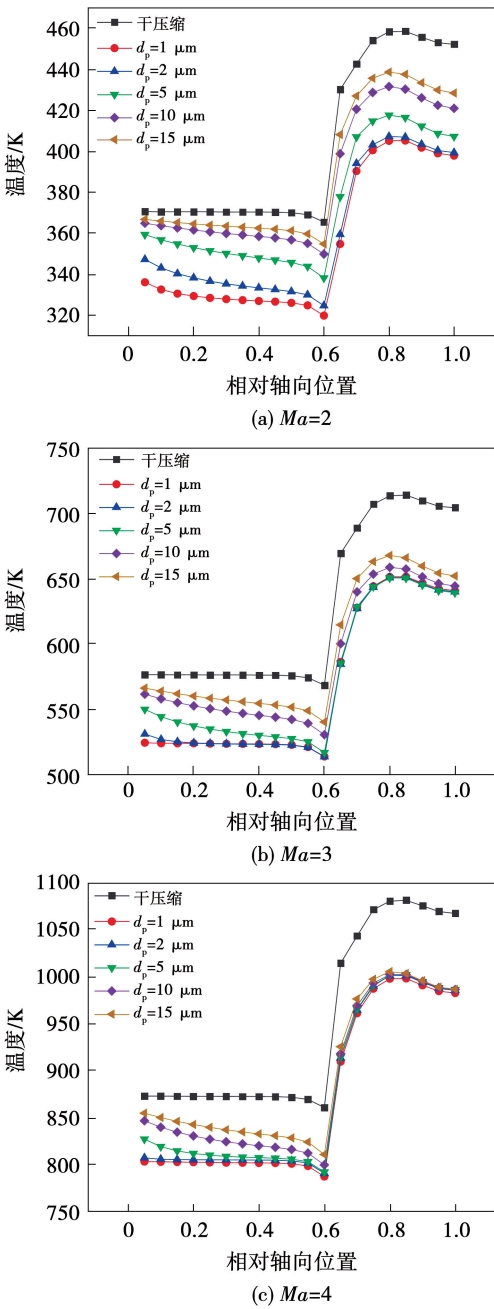


图 9 喷液量为 2%、不同马赫数下轴向位置温度随液滴直径变化图

Fig. 9 Variation diagrams of temperature with droplet diameter of axial position at injection flow rate of 2% under different Mach numbers

由图 8 可以看出,干压缩及不同喷液条件下射流预冷湿压缩的轴向温度沿轴向变化趋势基本一致。干压缩过程中从转子进口至转子叶片前的温度沿轴向变化趋势平缓,气流在动叶前缘附近,即相对轴向位置 0.6 处经过激波后温度迅速上升,然后经过静叶

出口后温度逐渐降低,趋于平缓。喷入液滴对压缩过程的降温效果明显,由于液滴蒸发,进口气流在接触叶片前已经被冷却,气流温度降低。随着液滴与气流一起通过叶片通道并开始接触叶片前缘,叶片对蒸汽做功,气流温度升高,液滴继续蒸发,因此气流在动叶前缘附近,即轴向位置 0.6 处较干压缩时温度上升幅度明显降低。随着喷液量的增加,液滴蒸发量增大,温度降低,通道内降温效果更好;随着马赫数的增加,喷液量变化对温度的影响更显著,在高马赫数下,气流温度更高,液滴蒸发速率提高,冷却效果更好,尤其体现在相对轴向位置 0.6 前即动叶前, $Ma=2$ 时的降温幅度为 7%, $Ma=4$ 时的降温幅度为 13%。

由图 9 可以看出,液滴直径越小,温度降低幅度越大,然而随着马赫数的增加,在液滴直径为 1 ~ 15 μm 时,液滴直径变化对温度降低的影响越来越小。随着马赫数增加,来流温度升高,与液滴温差变大,蒸发速率加快,大尺寸的液滴直径也能实现较好的降温效果。

为分析造成以上现象的原因,对不同液滴直径下喷液的蒸发情况进行了探究。图 10 为 1% 喷射量、不同马赫数情况下轴向位置蒸发百分比随液滴直径的变化。可以看出,在转子进口至动叶区域,水蒸气含量逐渐上升,液滴直径越小,液滴蒸发百分比越大,水蒸气含量越多,液滴蒸发吸热量越大,温度降低幅度越大,与图 9 该区域中气体温度的下降趋势相对应。在动叶前缘附近即相对轴向位置 0.6 处,叶片加速了液滴与空气的掺混及蒸发,液滴蒸发速率加快,温度下降的幅度提高。其中,液滴直径为 1 μm 、喷液量 1% 时液滴在动叶前已经完全蒸发,后续水蒸气蒸发百分比不再变化。当液滴直径增大时可以看到,液滴的蒸发过程有着明显的变化,液滴的蒸发速率随着液滴直径的增大逐渐降低,大液滴直径下,液滴在压缩过程中持续蒸发。由图 10 还可以看出,随着马赫数的增加,直径为 1 和 2 μm 的喷入液滴完全蒸发的位置前移,液滴的蒸发速率也随马赫数的增大而增大,液滴直径为 15 μm 时,也能有较好的蒸发效果。当 $Ma=4$ 时,喷入直径为 15 μm 的液滴也能在压气机内完全蒸发。

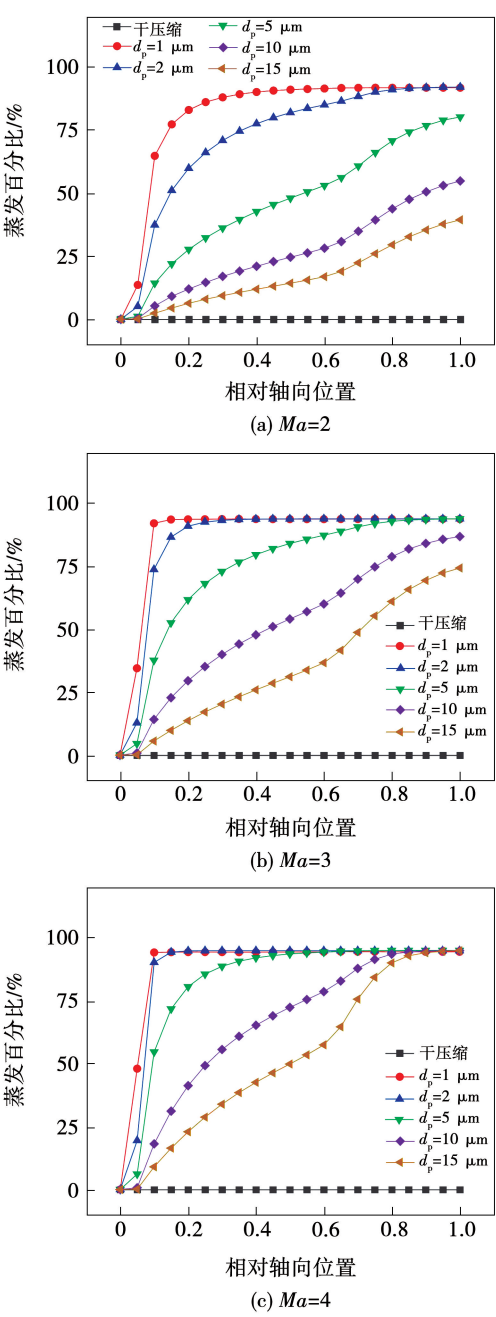


图 10 喷液量为 1%、不同马赫数情况下轴向位置蒸发百分比随液滴直径变化

Fig. 10 Variations of evaporation percentage with droplet diameter of axial position at injection flow rate of 1% under different Mach numbers

3.3 射流预冷压缩对压气机性能影响

图 11 为马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时压气机的总压比。可以看出,当马赫数为 2、喷液量在 2% 以内及马赫数为 3 和 4、喷液量为 1% ~ 4% 时,总压比随着喷液量增加及液滴直径的减小而增加。当 $Ma=2$ 时总压比最大可达 1.94, $Ma=4$ 时总压比最大可达 1.96,且总压比随喷液量增

加的变化量逐渐变小,马赫数越大,总压比增量减小的越慢。而当 $Ma=2$ 、喷液量大于 2% 时,压气机总压比随着喷液量的增加及液滴直径的增大而减小。

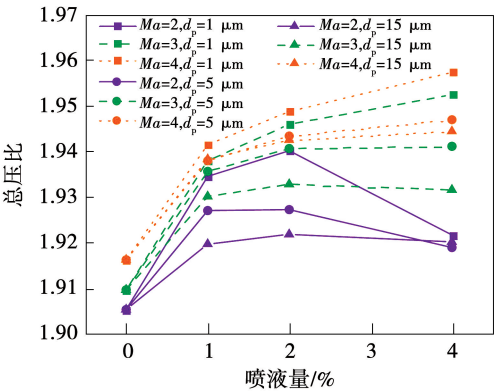


图 11 马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时、压气机总压比图

Fig. 11 Diagram of total pressure ratio of compressor at droplet diameters of 1, 5 and 15 μm under Mach numbers of 2, 3 and 4

图 12 为马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时压气机出口总温温降百分比。

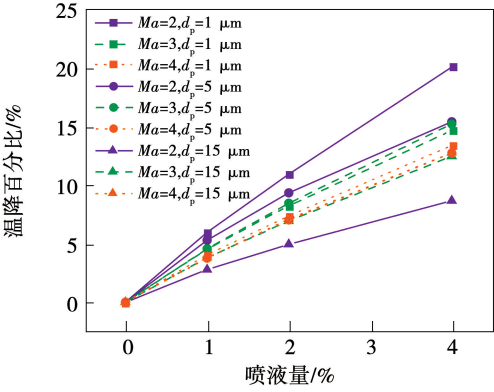


图 12 马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时压气机出口总温温降百分比

Fig. 12 Percentage of total temperature reduction at compressor outlet at droplet diameters of 1,5 and 15 μm under Mach numbers of 2,3 and 4

可以看出,液滴直径越小,蒸发速率较快,喷液量越大,液滴蒸发量越多,压气机出口总温降低程度越大。 $Ma=2$ 时压气机出口总温较干压缩可降低 20%, $Ma=4$ 时压气机出口总温降低 13%。在 $Ma=2$ 时,喷液量越大,液滴直径对压气机出口温降百分比的影响越大。随着马赫数增大,液滴直径增大至 15 μm 时,也能有较好的蒸发效果。因此,液滴直径

对压气机出口温度造成的影响变小,在高马赫数飞行时,使用较大液滴直径进行射流预冷湿压缩同样能达到抑制气流温升的效果。

图 13 为马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时压气机进口质量流量增加百分比。可以看出,压气机进口质量流量随液滴直径减小和喷液量增加而增大,随喷液量的增加,压气机进口质量流量的增大幅度逐渐变小。 $Ma=2$ 时压气机进口质量流量较干压缩可增加 21%, $Ma=4$ 时压气机进口质量流量增加 15%。随着马赫数的增加,液滴直径对压气机进口质量流量的影响逐渐变小。液滴直径较小时有更好的蒸发效果,而较大的喷液量导致更多的液滴蒸发吸热,两种方式均可使压气机内气流充分降温冷却,从而增大压气机进口质量流量,提升压气机的流通能力。

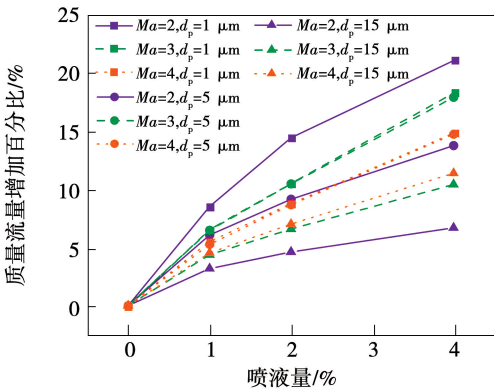


图 13 马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时压气机进口质量流量增加百分比

Fig. 13 Percentage of mass flow rate increase at compressor inlet at droplet diameters of 1,5 and 15 μm under Mach numbers of 2,3 and 4

图 14 为马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时压气机比压缩功减小百分比。可以看出,随液滴直径的减小及喷液量的增大,压气机的比压缩功减小,且随着喷液量的增大,比压缩功减小的斜率变小。这是由于射流预冷湿压缩后,液滴进入进气道蒸发吸热,进气气流比焓减小,造成压气机比压缩功降低。液滴直径越小、喷液量越大,压气机内降温冷却效果越好,气流比焓越小,因此压气机比压缩功更低,对压气机总体性能有更好的改善效果。但随着喷液直径增大,液滴蒸发速率减小,有一定量未蒸发液滴作用在叶片上,增加了叶片扭矩,进而增大了压缩耗功。随着马赫数的增大,液滴蒸发更为充

分,液滴直径对压气机比压缩功减少百分比影响变小,高马赫数时采用较大液滴射流预冷湿压缩同样也可实现同样比压缩功百分比值减小的情况。

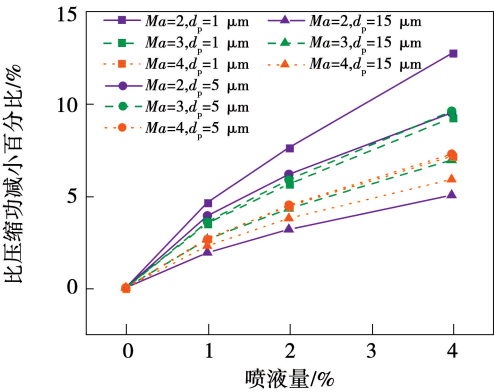


图 14 马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时压气机比压缩功减小百分比
Fig. 14 Percentage of specific compression work reduction of compressor at droplet diameters of 1,5 and 15 μm under Mach numbers of 2,3 and 4

图 15 为马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时压气机效率。

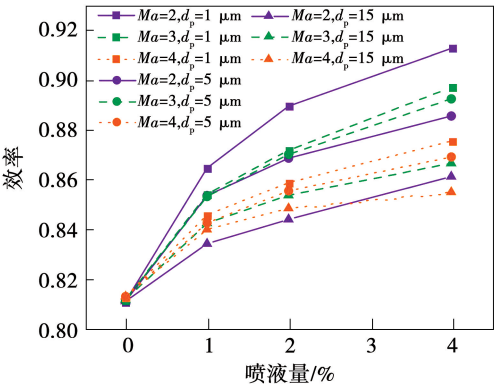


图 15 马赫数分别为 2,3 和 4、液滴直径分别为 1,5 和 15 μm 时压气机效率
Fig. 15 Compressor efficiency at droplet diameters of 1, 5 and 15 μm under Mach numbers of 2, 3 and 4

可以看出,射流预冷湿压缩会提升压气机效率。随着液滴直径的减小,压气机的效率增加。随着喷液量的增加,压气机的效率增加,但压气机效率增加的幅度变小。 $Ma=2$ 时压气机效率较干压缩最大提高 10%, $Ma=4$ 时较干压缩最大提高 6%。随着马赫数的增加,液滴直径对压气机效率造成的影响逐渐减小,且马赫数越大,随喷液量的增加,压气机效率增加

幅度变小的现象更加明显。

4 结 论

基于对高速涡轮发动机射流预冷湿压缩性能及流动换热的研究,主要得到结论如下:

(1)随着喷液量的增加、液滴直径的减小及马赫数的增大,喷液对气流的冷却作用更加明显,在叶片前缘及尾缘后的高温区域温度明显降低,射流预冷湿压缩的降温效果更好;射流预冷后,压气机动叶前马赫数有明显提升,随喷液量的增加、液滴直径的减小及马赫数的增大,动叶域内整体流速明显提高。

(2)在动叶和静叶区域,液滴蒸发速率加快,因为此处叶片加速了液滴与空气的掺混及蒸发;液滴直径越小,喷液量越大,液滴的蒸发速率越快,温度下降的幅度越大;随着马赫数的增加,在液滴直径为 1 ~ 15 μm 时,液滴直径变化对温度降低的影响越来越小。

(3)射流预冷湿压缩会增加压气机的进口质量流量、提高压气机总压比、降低比压缩耗功、提高压气机的效率,且随液滴直径减小及喷液量的增大,压气机性能提升更高,压气机效率较干压缩最大范围提高 6% ~ 10%;随着马赫数增大,液滴直径的变化对射流预冷湿压缩性能的影响程度减小。

参考文献:

[1] BEKE A. Analytical investigation of the effect of water injection on supersonic turbojet-engine-inlet matching and thrust augmentation [R]. Washington: NACA, 1957.

[2] WILCOX E C, TUOUT 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]. Washington: NACA, 1951.

[3] BARON B, HARRY W D, DACKIS W C. Experimental investigation of thrust augmentation of axial-flow-type 4000-pound-thrust turbojet engine by water and alcohol injection at compressor inlet [J]. Technical Report Archive & Image Library, 1948, 17: 413 – 419.

[4] KING L D. Design and testing of a pre-compressor cooling system for a high speed aircraft [J]. Chase Vought Corporation, Vought Aeronautics Division, 1961: 14 – 17.

[5] EDWARDS Z B, NEELY J, WARD T R. Investigation of the effect of pre-compressor evaporative cooling on the performance of a J57 – P11 turbojet engine [R]. Tennessee: AEDC, 1958.

[6] KIRKLAND F P. Water spray system development test final report [R]. Fort Worth: General Dynamics Fort Worth Division, 1975.

[7] 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.
- [8] 胡铭鑫, 常鸿雯, 尚守堂, 等. 高马赫数射流预冷试验装置设计及试验验证[J]. *航空发动机*, 2022, 48(1): 83–89.
- HU Mingxin, CHANG Hongwen, SHANG Shoutang, et al. Design and test verification of mass injection pre-compressor cooling test device for high mach number [J]. *Aeroengine*, 2022, 48(1): 83–89.
- [9] BHARGAVA R K, MEHER-HOMJI C B, CHAKERET M A. Gas turbine fogging technology: a state-of-the-art review—Part II: Overspray fogging—analytical and experimental aspects [J]. *Gas Turbines Power*, 2007, 129(2): 454–460.
- [10] KLEINSCHMIDT R V. Value of wet compression in gas-turbine cycles[J]. *Mechanical Engineering*, 1947, 69(2): 115–116.
- [11] FATHINIA F, AL-ABDELI Y M, MEHDI K. Evaporation rates and temperature distributions in fine droplet flash evaporation sprays [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2019, 145: 106037.
- [12] RUBERTO S, REUTZSCH J, WEIGAND B. Experimental investigation of the evaporation rate of supercooled water droplets at constant temperature and varying relative humidity[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2016, 77: 190–194.
- [13] ROUMELIOTIS I, ALEXIOU A, ARETAKISET N. Development and integration of rain ingestion effects in engine performance simulations[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2015, 137(4): 41202.
- [14] 安利平, 王 昊, 王掩刚, 等. 跨声速压气机湿压缩性能及流动特性[J]. *航空学报*, 2022, 43(9): 126024.
- AN Liping, WANG Hao, WANG Yangang, et al. Wet compression performance and flow characteristics of transonic compression [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(9): 126024.
- [15] SUN Jianting, ZHOU Xin, LIANG Qi, et al. The effect of wet compression on a centrifugal compressor for a compressed air energy storage system[J]. *Energies*, 2019, 12(5): 906.
- [16] 罗铭聪. 压气机湿压缩特性及水滴运动研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
- LUO Mingcong. Research of compressor wet compression performance and water droplet motion [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017.
- [17] 朱自环, 王 昊, 王掩刚. 跨音压气机湿压缩过程气动热力特性数值分析[J]. *工程热物理学报*, 2020, 41(9): 2178–2185.
- ZHU Zihuan, WANG Hao, WANG Yangang. Numerical analysis of aerodynamic and thermodynamic characteristics of wet compression process in the transonic compressor[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2020, 41(9): 2178–2185.
- [18] REID L, MOORE R D. Design and overall performance of four highly-loaded, high-speed inlet stages for an advanced, high-pressure-ratio core compressor [R]. Washington: NASA, 1978.
- [19] SUN Lanxin, ZHENG Qun, LI Yijin, et al. Numerical simulation of a complete gas turbine engine with wet compression[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2013, 135(1): 12002.
- [20] LUO Mingcong, ZHENG Qun, SUN Lanxin, et al. The effects of wet compression and blade tip water injection on the stability of a transonic compressor rotor [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012, 134(9): 092001.
- [21] POLING B E, PRAUSNITZ J M, O'CONNELL J P. The properties of gases and liquids[M]. New York: McGraw-hill, 2001.
- [22] O'ROURKE P J, AMSDEN A A. The TAB method for numerical calculation of spray droplet breakup[R]. SAE Technical Paper 872089, 1987.
- [23] TANNER F X. Development and validation of a cascade atomization and drop breakup model for high velocity dense sprays[J]. *Atomization and sprays*, 2004, 14(3): 211–242.
- [24] 杨国伟, 吴艳辉, 安光耀, 等. 湿压缩对压气机转子失稳边界工况性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(4): 812–822.
- YANG Guowei, WU Yanhui, AN Guangyao, et al. Influence of wet compression on performance of compressor rotor working at its stall boundary [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(4): 812–822.
- [25] BALEPIN V, LISTON G. The steam jet-Mach 6 + turbine engine with inlet air conditioning[C]//37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City: AIAA, 2001: 3238.
- [26] 林阿强. 航空涡轮发动机射流预冷流动及传热性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2020.
- LIN Aqiang. Investigation on the flow and heat transfer characteristics of mass injection pre-cooling in an aero-turbine engine [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2020.
- [27] 孙聿峰, 周 杰. 试论级间喷水湿压缩技术的应用[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 1999, 4: 85–89.
- SUN Yufeng, ZHOU Jie. On the application of wet compression technology with water injection into middle stages of compressor [J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 1999, 4: 85–89.
- [28] PAYNE R C, WHITE A J. Three-dimensional calculations of evaporative flow in compressor blade rows[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2007, 130(3): 621–627.
- [29] 陈 佩. 三级轴流压气机湿压缩特性数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2010.
- CHEN Pei. Numerical investigation of wet compression characteristic in a three-stage axial flow compressor [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2010.
- [30] 董 斌, 林 枫, 杨正薇, 等. S-S 循环燃气轮机进口喷水试验研究[J]. *舰船科学技术*, 2010, 32(8): 85–88.
- DONG Bin, LIN Feng, YANG Zhengwei, et al. Gas turbine inlet air fogging experiment study of S-S cycle [J]. *Ship Science and Technology*, 2010, 32(8): 85–88.
- [31] 王新年. 离心压气机湿压缩实验研究及数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2006.
- WANG Xinnian. Experiment research and numerical simulation of the wet compression of centrifugal compressor [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2006.