

射流预冷对高空高马赫数下压气机性能影响的数值研究

周志涛,樊 澍,胡 峰,陆禹铭,张 海
(哈尔滨工程大学 动力与能源学院,黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要:为研究射流液滴与空气双向耦合流动对压气机内部流场及其工作性能的影响,本文以 NASA Stage 35 为模型,基于相似理论得到高空高马赫下相似流场和压气机进出口条件,并对多工况下不同喷水量和液滴粒径下的射流冷却湿压缩过程进行分析。研究表明:射流预冷技术,可有效抑制压气机进气同比温升。液滴与空气双向耦合流动使得压气机内部流场发生变化,有效降低叶片载荷的同时,使动叶内的激波后移。在空气质量流量的 0% ~ 2% 的射流范围内,随着喷雾粒径的增大,压气机压比先增大后减小;比耗功量随喷雾量的增多而减少。25 km 高空 3.5 Ma 工况下,5 μm 粒径且喷雾量为空气质量流量的 2% 时,液滴蒸发率超过 50%,压气机出口温度下降约 20%,实际比压缩耗功同比减少约 12%,压气机等熵效率提升约 8%。

关 键 词:湿压缩;射流预冷;双向耦合流动;激波;相似理论

中图分类号:TK14 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.09.012

[引用本文格式]周志涛,樊 澍,胡 峰,等.射流预冷对高空高马赫数下压气机性能影响的数值研究[J].热能动力工程,2021,36(9):95-100. ZHOU Zhi-tao, FAN Shu, HU Feng, et al. Numerical study on the influence of jet pre-cooling on compressor performance under high altitude and high mach[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9):95-100.

Numerical Study on the Influence of Jet Pre-cooling on Compressor Performance under High Altitude and High Mach

ZHOU Zhi-tao, FAN Shu, HU Feng, LU Yu-ming, ZHANG Hai

(College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code:150001)

Abstract: In order to explore the influence of the two-way coupling flow of jet droplets and air on the internal flow field of the compressor and its working performance, NASA Stage 35 was taken as the model, the similar flow field and the inlet and outlet conditions of the compressor under the high-altitude and high Mach based on similar theory were obtained, and the wet compression process of jet flow cooling with different water injection capacity and droplet particle sizes under multiple operating conditions was analyzed. The research shows that the jet pre-cooling technology can effectively inhibit the temperature rise of the intake air of the compressor. The two-way coupling flow of droplets and air causes the internal flow field of the compressor to change, which moves the shock waves in the rotor blade backward while reducing the blade load efficiently. In the range of 0 to 2 percent of air mass flow, the compressor pressure ratio increases first and then decreases with the increase of spray particle size. The specific power consumption decreases with the increase of spray amount. Under the condition of 3.5 Ma at an altitude of 25 km, with the particle size of 5 μm and the spray amount of 2% of air mass flow, the droplet evaporation rate ex-

收稿日期:2021-04-20; 修订日期:2021-05-18

基金项目:黑龙江省自然科学基金(LH2020E066)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of Heilongjiang Province(LH2020E066)

作者简介:周志涛(1997-),男,陕西宝鸡人,哈尔滨工程大学硕士研究生。

通讯作者:张 海(1983-),男,黑龙江齐齐哈尔人,哈尔滨工程大学副教授。

ceeds 50% , the compressor outlet temperature is decreased by about 20% , the actual specific compression power consumption is decreased by about 12% compared to the same period last year , and the isentropic efficiency of the compressor increases by about 8% .

Key words: wet compression , jet pre-cooling , two-way coupling flow , shock wave , similarity theory

引 言

动力性能提升是高超声速飞行器发展的关键性技术之一。高速工况下的航空发动机由于不同速度梯度来流层的粘滞作用,部分动能不可逆地以热耗散的形式输出^[1-3],致使发动机进气温度升高,高温会使气流密度减小,进而导致进气质量流量减小,发动机的推力也会随之降低。

高超声速动力的探索过程中,进气预冷技术逐步成为主流方向之一。进气预冷机制按照实现途径分为两种类型:(1) 加装预冷器的预冷技术^[4-7],通过预冷换热器对来流空气间接主导的高效冷却技术;(2) 射流预冷技术^[8-9],即在压气机进口前喷入冷却介质,利用冷却介质的相变吸热直接冷却流体,未完全汽化的小液滴与湿空气共同完成湿压缩过程。从热力学分析来看,通过进气预冷技术,降低压气机进气温度,可有效提升热机效率的同时,增加发动机部件的可靠性。尤其对于高空高马赫数工况下,拓展发动机飞行包线,提升发动机推力特性大有益处^[10-12],射流预冷技术由于成型快、成本低、包容性强等特点^[13],应用前景十分广阔。

本文选用 NASA Stage 35 为模型,基于相似理论得到高空高马赫下相似流场^[14],建立两相流动传热传质模型,通过在压气机前(预冷段)进行喷水预冷,分析预冷介质对压气机的影响。

1 计算模型

1.1 几何模型

为研究高空高马赫数下射流预冷对压气机气动性能的影响,以 NASA Stage 35 为基础模型,其设计点性能参数如表 1 所示^[15]。

采用单通道模拟计算,通过周期性边界条件计算整级流场。为了得出更准确的结果,计算域内采

用多块化结构性网格,全局网格节点的疏密光滑过渡,网格模型如图 1 所示。

表 1 Stage 35 压气机级设计点的性能参数
Tab. 1 Performance parameters of Stage 35 compressor design point

参数	数值
转速 $N/\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$	17 188.7
进口总温 T^*/K	288.15
进口总压 P^*/Pa	101 325
质量流量 $G/\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	20.188
动叶叶尖速度 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	454.46
效率/%	82.8

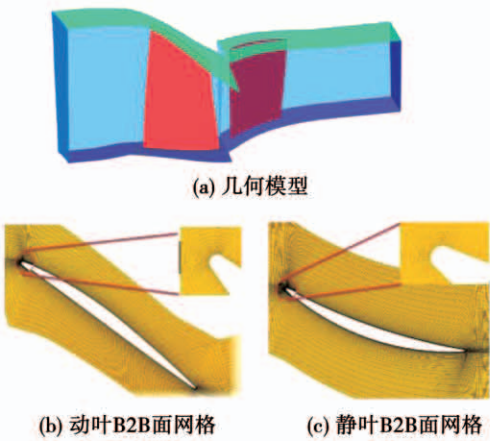


图 1 几何模型及网格设置
Fig. 1 Geometric models and grid setting

1.2 网格无关性验证

为了排除网格总数对数值模拟结果的影响,在压气机设计工况下,进行了压气机出口处沿叶高方向总压分布情况的网格无关性验证。如图 2 所示,网格总数分别为 729 858、2 468 778 和 3 261 544 的总压分布曲线较为接近,最大处的误差不超过 0.5%。意味着模型网格对数值精度的影响可忽略,因此选用 729 858 网格模型进行相关研究。

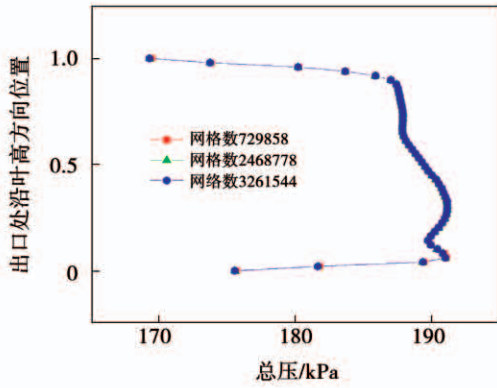


图2 不同网格出口总压对比

Fig. 2 Comparison of total outlet pressures of different grids

1.3 湍流模型

压气机来流空气为连续相,液滴颗粒为离散项,考虑液滴运动和气雾非平衡蒸发相变,基于时间推进的有限体积法对相控制方程进行离散,通过RANS方程的源项实现离散相和连续相的双向耦合,利用拉格朗日法追踪液滴颗粒,求解精度为二阶离散格式,模拟的收敛准则为残差小于 10^{-6} 。湍流模型选择标准 $k-\varepsilon$ 模型,并在近壁面使用 Scalable 壁面函数以获得更好效果。在水滴的蒸发相变过程中考虑水滴的撞壁破碎及受气动力影响破碎,在模型中加入 CAB 启动二次破碎和液滴碰壁破碎模型。两相流动中,液滴碰壁作用的切向和法向反弹系数都设为 0.5。

1.4 评价指标

压气机总压比:

$$\pi = \frac{P_2^*}{P_1^*} \quad (1)$$

式中: P_1^* 和 P_2^* —压气机进出口总压。

等熵压缩功:

$$L_{ad,k} = \frac{k}{k-1} RT^* (\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1) \quad (2)$$

压气机效率:

$$\eta_c = (\pi^{\frac{k-1}{k}}) / \left(\frac{T_2^*}{T_1^*} - 1 \right) \quad (3)$$

未喷水时实际耗功:

$$L_k = N\omega \quad (4)$$

式中: N —气体扭矩; ω —旋转角速度。

喷水后实际耗功:

$$L_k = (N_g + N_l)\omega \quad (5)$$

式中: N_g —湿空气的气体扭矩; N_l —水的扭矩。

$$N_l = PAr \quad (6)$$

式中: P —水对叶片的压力; A —叶片的面积; r —力臂长度。

当水滴温度高于沸点时,液滴蒸发速率为:

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

当水滴温度低于沸点时,液滴蒸发速率为:

$$\frac{dm_p}{dt} = \pi d_p \rho_v D_v Sh \frac{M_v}{M} \log \left(\frac{1 - f_p}{1 - f} \right) \quad (8)$$

式中: M_v —水蒸气的摩尔质量; f_p —液态及气态水的摩尔分数; ρ_v 、 D_v —蒸汽密度和扩散系数; Sh —舍伍德数,表达式为:

$$Sh = 2 + 0.6 Re^{0.5} \left(\frac{\mu}{\rho_v D_v} \right)^{1/3} \quad (9)$$

2 结果与分析

喷水预冷过程中,水滴吸热相变,压气机的整体性能会在气液双向耦合流场的影响下发生显著变化。为分析射流预冷对压气机气动性能的影响,基于质量流量 0 ~ 2% 的射流范围及液滴粒径 5 ~ 20 μm 的流场工况进行对比分析。

2.1 喷水对叶片载荷的影响

为研究喷水对压气机内部压力分布的影响,由图3可知,未喷水时动叶压力面的载荷变化较小,动叶吸力面载荷在半弦长处突然升高,这是由于激波作用使气体压力突然升高形成逆压力梯度。喷水后,动叶压力面的载荷发生波动,在大约 40% 弦长处局部载荷增大,但喷水后动叶压力面的平均载荷有所减小。静叶吸力面的载荷变化趋势与未喷水时相当,随着喷水后激波后移,压力突变位置也后移。总之,叶片的平均载荷总体减小。

2.2 喷水冷却对压气机性能的影响

由于冷却效果与水滴蒸发量和蒸发速率密切相关。图4给出了压气机出口的液滴蒸发率变化图。随着喷雾量的升高,水滴蒸发率略有降低。但随着液滴粒径的增大,液滴蒸发率迅速下降,可见液滴的粒径是影响液滴蒸发速率的主要因素,因此在条件允许的情况下尽可能地减小喷雾粒径可以有效提升冷却效果。

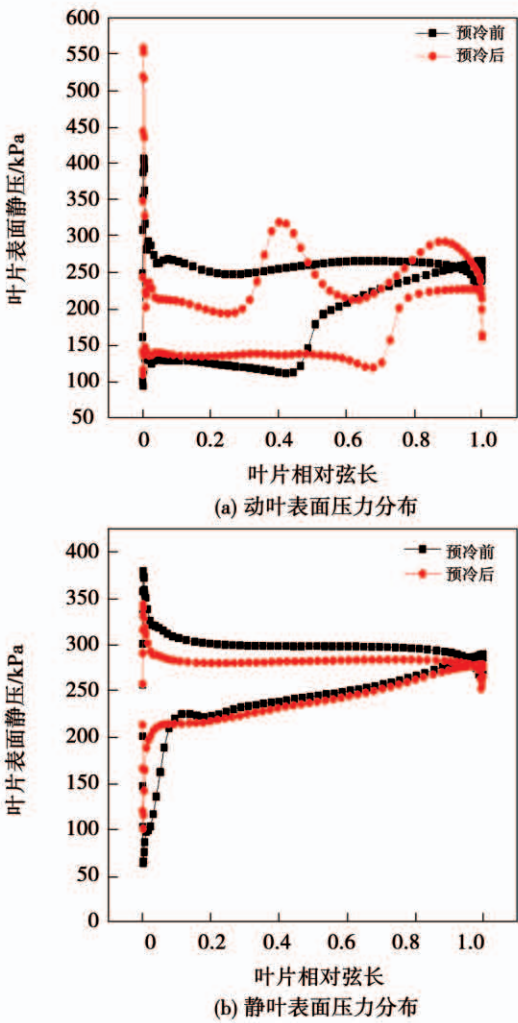


图 3 叶片表面压力分布图
Fig. 3 Diagram of blade surface pressure distribution

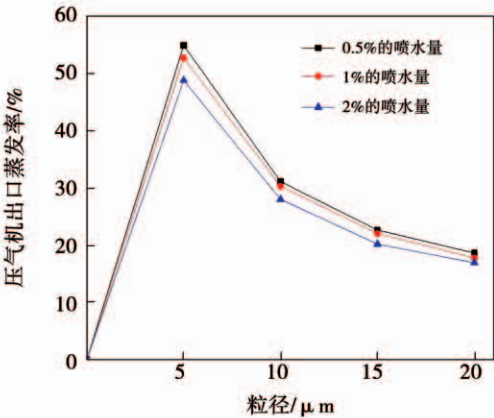


图 4 压气机出口液滴蒸发率变化图
Fig. 4 Variation curves of droplet evaporation rate at the compressor outlet

度比,粒径较小时,由于蒸发速率较快,预冷效果也更为明显。当喷雾量为空气质量流量的 2%、(0.482 58 kg/s)粒径为 5 μm 时,温度比已小于 1,可见射流预冷可以有效抑制气流温升。

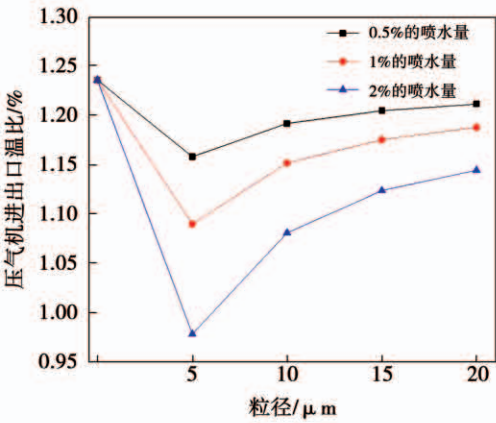


图 5 不同喷水条件下的压气机出口温度比
Fig. 5 Compressor outlet temperature ratios under different water spraying conditions

图 6 为不同喷水条件下压气机的总压比的变化。

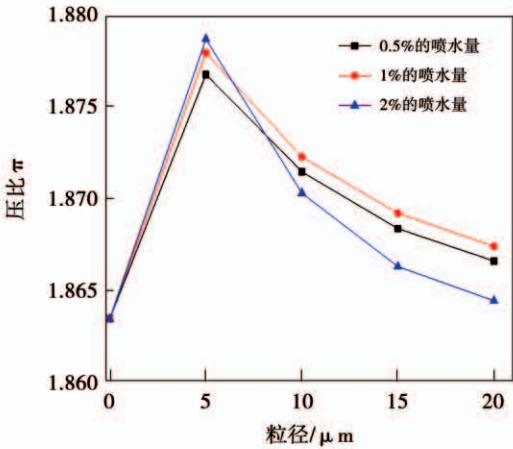


图 6 不同喷水条件下的压气机总压比变化图
Fig. 6 Variation curves of the total pressure ratio of the compressor under different water spraying conditions

定性来看,在喷雾量大于 1% 时,随着喷雾量的增加,压比逐渐减小,同时随着水滴粒径的不断增大,压气机的压机的压比也不断减小,当喷雾条件为粒径 20 μm ,喷雾量 1% 时,压气机的压比和未喷雾时已相当接近。

图 5 给出了在不同喷水条件下的压气机出口温

射流预冷使得气流攻角发生变化,同时引起压气机内部流场和气体扭矩的变化,如图7所示。较小喷水量使得压气机的扭矩反而升高,当喷水量高于1%时,压气机的扭矩方可有效降低,且随着喷水量的增大而明显下降。喷水量相同时,扭矩随着喷雾粒径的增大先减小后增大。

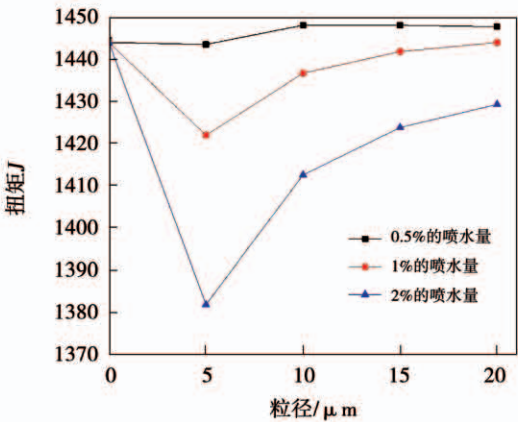


图7 不同喷水条件下的压气机内气体总扭矩图
Fig.7 Total torque diagram of compressor air under different water spraying conditions

图8给出了压气机在不同工况下的比压缩功,定性来看,随着射流量的增大,压气机的比压缩耗功逐渐变小,适当减小喷雾粒径更为有利。随着液滴颗粒的增大,实际耗功也在增加,这是由于随着液滴的增大,蒸发速度变慢,大量液滴作用在叶片上,增大了叶片扭矩,进而增加了压缩耗功。

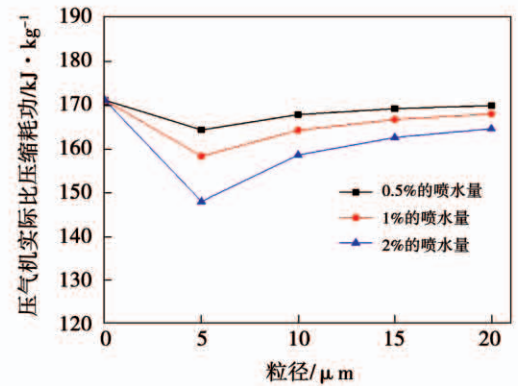


图8 不同工况下压气机实际比压缩功
Fig.8 Diagram of actual specific compression work of compressor under different working conditions

由图9可知,喷水会使压气机等熵压缩效率增加,效率随着水滴颗粒直径的增大而减小。在实验范为内,随着喷水量的增加,压气机的效率上升,喷水量为2%,喷雾直径为5 μm 时压气机的效率达到最大值,比未喷水时增加了近10个百分点。由此可知,高空条件下压气机湿压缩的性能更好。

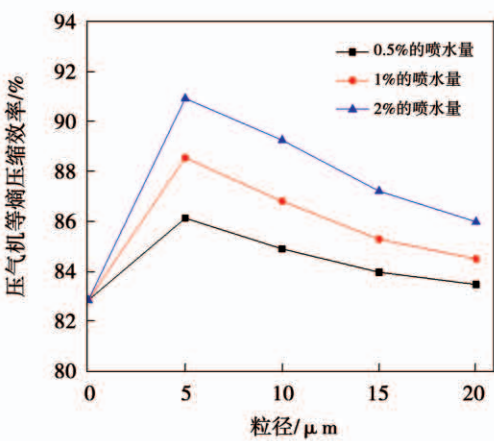


图9 不同工况下的压气机效率图
Fig.9 Diagram of compressor efficiency under different working conditions

3 结 论

基于多工况高速飞行射流预冷的研究,对不同工况的喷水效果与压气机性能进行分析,得出结论:

- (1) 由于喷水预冷使动叶中的激波后移,激波后动叶吸力面处出现了比未喷水时更加大的分离,同时喷水后总体上看叶片上的载荷相对减少,动叶压力面的载荷分布均匀性降低。
- (2) 小的喷雾直径可以带来更好的湿压缩效果。因此,在条件允许的情况下,可以适当控制喷雾水滴的粒径,以提高压气机的性能。
- (3) 预冷装置的使用寿命受到恶劣工作环境的影响,装置一旦失效,将直接导致发动机性能下降、关键部件温度急剧上升,甚至烧蚀损坏,造成严重后果。后续研究应对预冷装置失效情况下的发动机状态进行综合评估。

参考文献:

[1] 林阿强,郑 群,张 海,等.高马赫数下射流预压缩冷却的数值研究[A].2017;11.
LIN A-qiang,ZHENG Qun,ZHANG Hai,et al. Numerical study of precompressed cooling of the jet under the high Mach number [A].2017,11.

[2] 邹正平,刘火星,唐海龙.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 Zheng-ping, LIU Huo-xing, TANG Hai-long. Research on strong pre-cooling technology of hypersonic aeronautical engines [J]. ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (8) : 2544 - 2562.

[3] 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 Chang-sheng, ZHANG Chao, YUE dong-feng. Research and development of jet precooling turbine engine technology[J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26 (10) : 53 - 59.

[4] VARVILL R, BOND A. A comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers[J]. JBIS, 2003, 56 : 108 - 117.

[5] TANATSUGU N, SATO T, NARUO Y, et al. Development study on ATREX engine [J]. ACTA Astronautica, 1997, 40 (2 - 8) : 165 - 170.

[6] BURNS B R A. HOTOL space transport for the twenty first century [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 1990, 204 (2) : 101 - 110.

[7] SATO T, TANATSUGU N. Development study of a precooler for the air-turboramjet expander-cycle engine [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17 (6) : 1233 - 1238.

[8] 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.

[9] PRESTON H C, BALEPIN V. Mass injection and pre-compressor cooling engines analyses[R]. AIAA, 2002 - 4127.

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

[11] MAHTO D, PAL S. Thermodynamics and thermo-economic analysis of simple combined cycle with inlet fogging [J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 51 (1 - 2) : 413 - 424.

[12] KIM K H, KO H J, PEREZ-BLANCO H. Analytical modeling of wet compression of gas turbine systems [J]. Applied Thermal Engineering, 2011, 31 (5) : 834 - 840.

[13] WANG Zhen-guo, WANG Yuan, ZHANG Jian-qiang, 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.

[14] 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]. NASA TP - 1337, 1978.

[15] LIN A-qiang, ZHENG Qun, 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 : 421 - 431.

(金圣迪 编辑)