

基于冷气射流的涡轮流动主动控制数值模拟*

高源, 郑群, 霍东晨, 高杰

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 针对变循环发动机在工作过程中进行涡轮流量调节的需求, 以某涡轮的第一级作为研究对象, 采用三维数值模拟的方式, 对在导叶上不同射流位置、射流角度、射流流量的流场进行计算。结果表明: 涡轮流量调节量对于射流位置十分敏感, 在喉部上游附近的流量调节量最大; 加入射流后涡轮损失增加, 损失主要发生在射流于壁面上的流动区域; 加入射流后, 沿径向的大部分导叶出口气流角增大, 从轮缘至轮毂导叶出口气流马赫数先增大后减小; 涡轮流量调节效果与射流角度、射流流量成正比, 当射流位于喉部附近、射流角度为 90° 、相对射流量为5%时, 涡轮进口流量改变量达到13.03%, 说明利用叶片表面射流, 可以达到调节涡轮流量的目的。

关键词: 变循环发动机; 冷气射流; 流量控制; 涡轮性能; 出口参数

中图分类号: V232.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 05-2303062-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2303062

1 引言

变循环发动机(VCE)是一种多设计点发动机^[1]。通过调整某些部件的几何形状、尺寸或位置, 可以调节发动机的热循环参数, 改变其循环运行方式, 使发动机在各种工况下都可以保持最佳状态^[2]。变循环发动机要求涡轮流量在工作过程中能发生变化。寻找适合变循环发动机的涡轮流量控制方法是变循环发动机进入工程应用的重要一步。

目前涡轮流量调节控制技术主要包括几何调节和气动调节两种方式^[3], 其中几何调节通过调节涡轮导向器叶片角度, 进而改变涡轮的喉道面积来控制涡轮的流量, 虽然其具有效率高、流量调节范围广的优点, 但是在实际应用中存在结构复杂、增加额外机构进而影响发动机推重比、端区预留间隙发生泄漏等问题^[4-5]。

气动调节是一种基于冷气射流的涡轮流动主动控制技术, 通过在叶片表面向流道内喷射可控的气流, 可以使主流发生偏转, 从而达到控制涡轮流量的目的, 因其结构较为简单, 可以采用涡轮导叶内部原

有的冷却系统进行喷气等优点, 近年来受到越来越多的关注。

最早的气动调节研究开始于20世纪70年代, NASA研究中心的 Bettner 和 Stabe 等^[6-7]对于某二维叶栅表面射流进行了实验研究, 研究发现在叶片表面射流可以形成所谓的“射流襟翼”, 这种“射流襟翼”可以改变涡轮流通面积进而有效调控涡轮流量。

杨荣菲等^[8]采用源项法研究了叶片表面喷气对流量的影响; 闫晨等^[9]研究了利用导叶端区射流来调节涡轮流量的方法; 文献[10-11]采用非定常脉冲射流来控制涡轮流量; 雒伟伟等^[12-13]针对某缩放型流道涡轮叶栅进行数值和实验研究; 文献[14-15]研究了射流襟翼对涡轮叶栅流动的控制; Liu 等^[16]对于某叶栅吸力面开设射流槽进行了实验研究。但到目前为止射流方式、位置、角度等参数的选取缺乏经验性, 因此有必要对于涡轮流量的气动调节技术进行进一步的探索。

本文采用三维数值模拟方法, 通过改变射流位置、射流流量、射流角度等参数, 研究吸力面表面喷气对于涡轮性能的影响, 探究该方法对于涡轮流量的调节规律。

* 收稿日期: 2023-03-27; 修订日期: 2023-07-03。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-II-0009-0029)。

作者简介: 高源, 硕士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。

通讯作者: 高杰, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: gaojie_d@hrbeu.edu.cn

引用格式: 高源, 郑群, 霍东晨, 等. 基于冷气射流的涡轮流动主动控制数值模拟[J]. 推进技术, 2024, 45(5): 2303062. (GAO Y, ZHENG Q, HUO D C, et al. Numerical study on active flow control of turbine by using cooling jet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5): 2303062.)

2 研究对象和计算方法

2.1 研究模型

本文选取某涡轮的第一级作为研究对象,表1给出了该涡轮模型的部分几何参数和气动参数,该涡轮为高负荷设计,加载方式为中部加载,导叶S1和动叶R1的Zweifel数分别为0.75和1.01。

Table 1 Characteristic profile geometry data

Parameter	S1	R1
Blades number	36	54
Blade /mm	70	70
Axial chord/mm	49.71	46.83
Chord length/mm	80.88	59.72
Profile inlet angle/(°)	0.0	52.4
Profile exit angle/(°)	72.0	-66.6
Zweifel	0.75	1.01

本文通过在导叶吸力面开设不同角度的射流槽,并通过阀门对于射流流量进行调控,进而调节涡轮流量,射流槽的位置用射流槽到叶片前缘的轴向距离与叶片轴向弦长的比值表示,射流槽位置如图1所示,射流槽 Slot 1~3 分别位于叶片轴向弦长的20%,45%,75%。Slot 1 位于吸力面前缘位置,Slot 2 位于吸力面喉部位置,Slot 3 位于吸力面喉部后方位置,长度为叶高的0.8倍,宽度为1.5 mm。

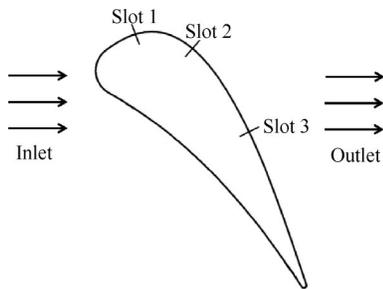


Fig. 1 Diagram of jet slot position

2.2 计算方法和网格划分

数值计算采用商业软件 ANSYS-CFX 18.0 进行。进口边界条件给定总温,进口边界压力分布如图2所示,出口边界条件给定静压,射流槽边界条件给定总温、质量流量,所有固体壁面均为绝热、无滑移的固壁,通道两侧给定周期性边界条件,工质为理想气体,湍流模型采用 SST 湍流模型,无射流工况下涡轮的工作状态参数如表2所示。

射流的流向是决定射流与主流掺混情况的重要因素之一,射流角 α 为 mainstream 流向与射流流向的夹角,

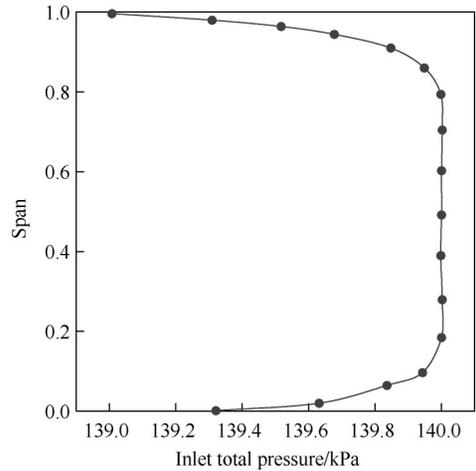


Fig. 2 Distribution of inlet total pressure

Table 2 Working data of turbine without jet

Parameter	Value
Rotational speed/(r/min)	2 700
Mass flow/(kg/s)	11.67
Total pressure ratio	1.36
Total-to-total isentropic efficiency/%	89.04
Shaft power/W	288 800

图3给出了射流槽部分的局部示意图。

算例中采用的网格如图4所示,导叶及进口域采用 ANSYS-ICEM 生成 H-O-H 结构化网格,导叶叶片周围采用 O 型网格,其他均为 H 型网格,动叶及出口域采用 NUMECA 中 Autogrid 5 模块生成结构化网格,近壁面及射流槽处网格进行加密,网格扩张比总体

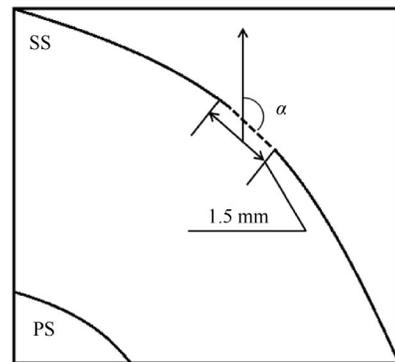


Fig. 3 Jet slot on suction surface

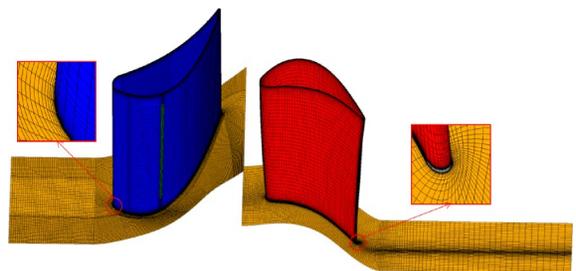


Fig. 4 Mesh division of the computational domain

小于1.4, Y^+ 值满足湍流模型要求。

表3为网格无关性验证,计算了射流位于Slot 2、射流角为 90° 、相对射流量 m_{ji} 为3%时的涡轮主流进口流量相对变化量 Δm_{i0} 的数值。当网格数大于148.8万以后,涡轮主流进口流量的相对变化量趋于稳定,因此本文中最终选取网格数量为201.6万。

相对射流量 m_{ji} 定义为

$$m_{ji} = \frac{m_{jet}}{m_f} \times 100\% \quad (1)$$

涡轮主流进口流量相对变化量 Δm_{i0} 定义为

$$\Delta m_{i0} = \frac{m_f - m_0}{m_f} \times 100\% \quad (2)$$

式中 m_{jet} 为射流流量; m_f 为原始无射流条件下的涡轮主流进口流量; m_0 为射流条件下的涡轮主流进口流量。

Table 3 Mesh independence verification

$\Delta m_{i0}/\%$	Grid number
7.519	5.05×10^5
7.763	1.012×10^6
7.878	1.488×10^6
7.890	2.016×10^6
7.891	2.497×10^6

2.3 数值方法验证

为了验证本文数值计算方法的可行性,将无射流涡轮数值模拟结果与实验数据^[17]进行对比,图5为S1的出口气流角 θ 和出口马赫数 Ma 沿径向的分布。

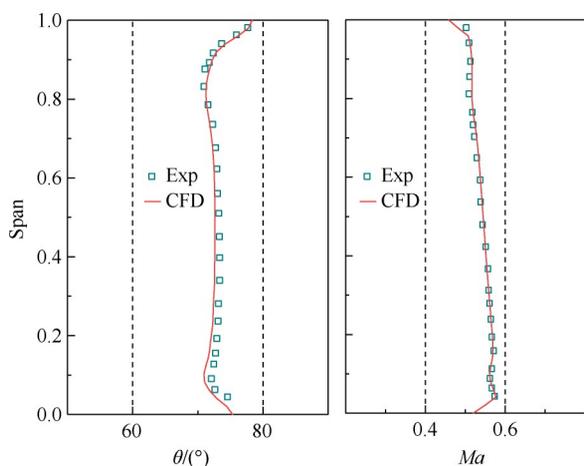


Fig. 5 Distribution of the flow angle and Mach number at S1 exit

从图5中可以看出,数值模拟结果和实验数据的分布趋势相同,在轮缘和轮毂处有一定的差异,这是因为设置进口压力径向分布边界条件,难以完全模

拟出实验条件下端壁处的速度分布,而且在实验中很难获得端壁处流场数据的准确值,所以导致了一定的差异,但整体误差仍在允许范围内,数值模拟结果和实验数据吻合良好。

3 结果分析

3.1 射流对于涡轮流量的调节效果

图6为垂直射流条件下,不同射流位置及射流流量对于涡轮进口流量的影响。从图中可以看出,加入射流后主流流量的减少非常明显,当射流位于Slot 2、相对射流量 m_{ji} 为5%时,涡轮主流进口流量改变量 Δm_{i0} 达到了13.03%,证实了气动方式调节涡轮流量在变循环发动机中具有可行性。

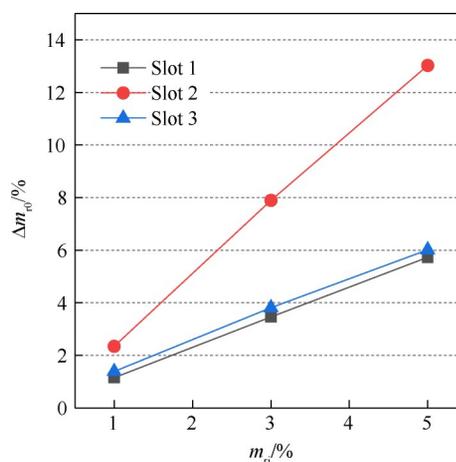


Fig. 6 Variation of turbine flow capacity under different injection flow capacities and jet positions

从图6中可以看出,射流流量的增加有助于增大涡轮进口流量的调节范围,当射流位于Slot 2时, m_{ji} 从1%增加到3%, Δm_{i0} 随之从2.34%增加到了7.89%。当射流位于Slot 2时的流量调节能力明显高于其他两个位置,并且随着射流流量的增加这种差异更加明显,所以选择合适的射流位置尤为重要。

图7为垂直射流、 $m_{ji}=3\%$ 条件下,不同射流位置的叶中截面马赫数云图。从图中可以看出,射流槽的后方形成了低速涡流,降低了主流的流通面积,从而阻塞主流的流动,以达到控制涡轮流量的目的。

当射流位置位于吸力面前缘时(Slot 1),由于射流正对着来流,导致形成的低速涡流较小,对于主流流量的调节能力较差,当射流位置位于涡轮喉部下游时(Slot 3),射流将涡轮背部的高速区分隔开,射流槽前端的气流受到了滞止,由于主流流速经过喉道后已经降低,且射流不受到压力面的影响,导致射流

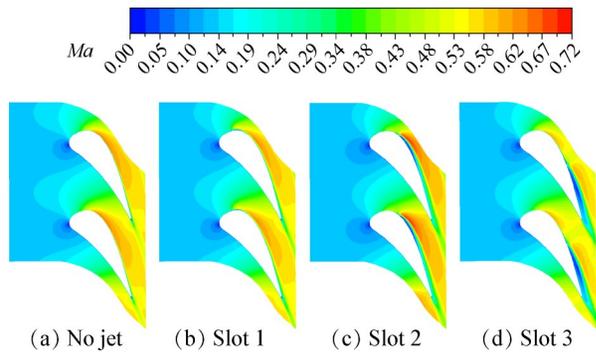


Fig. 7 Mach number distribution of the middle span under different jet positions

后方形形成较大的低速涡流,低速区一直延伸到了尾缘与尾迹相融合。当射流位于涡轮喉部时(Slot 2),形成的低速涡流可以有效降低喉部面积,之后受主流的影响,射流附着在叶片表面流向尾缘。

图8为射流位于Slot 2条件下,不同射流流量及射流角度对于涡轮进口流量的影响。从图中可以看出射流角度越大,对于涡轮流量的调节能力越强,而且随着射流流量的增加,射流角度对于涡轮流量的影响更加显著。

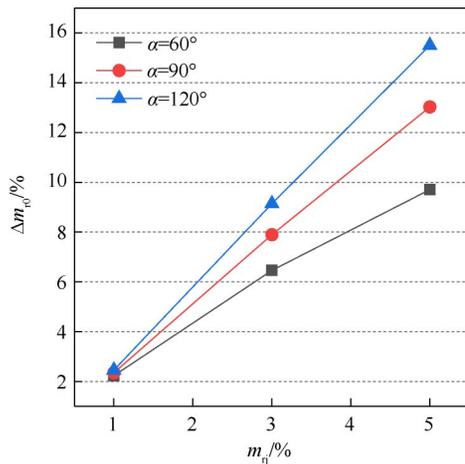


Fig. 8 Variation of turbine flow capacity under different injection flow capacities and angles

图9为射流位于Slot 2,射流角度为 90° 时,不同射流流量下的叶中截面马赫数云图。图10为射流位于Slot 2,相对射流量 m_j 为3%时,不同射流角下的叶中截面马赫数云图。从图中看出,随着射流流量和射流角度的增加,射流使得主流的偏转更加严重,涡轮的气动喉部面积也随之减小,对于主流的阻塞能力增强。

3.2 射流对于导叶流动特性的影响

图11为无射流条件下和射流位于Slot 2,射流角度为 90° ,相对射流量 m_j 为3%时的导叶吸力面极限流线图。从图中可以看出,射流与主流掺混后附着

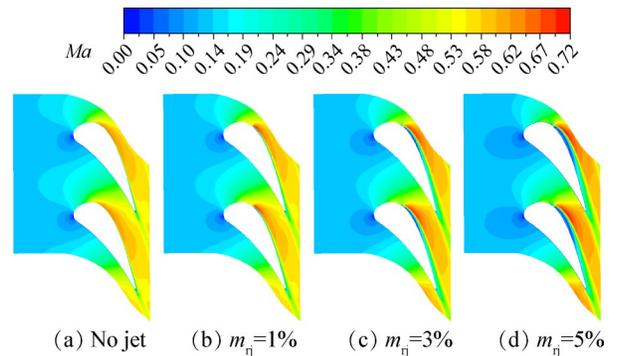


Fig. 9 Mach number distribution of the middle span under different injection flow capacities

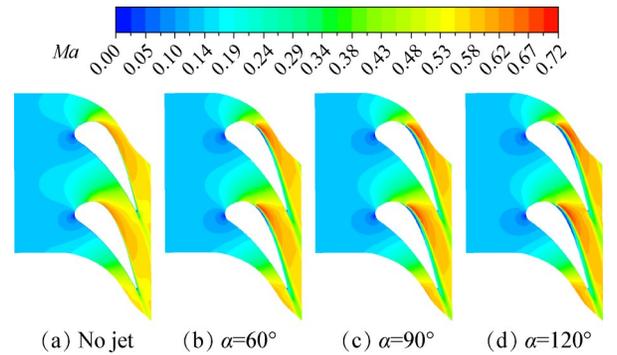
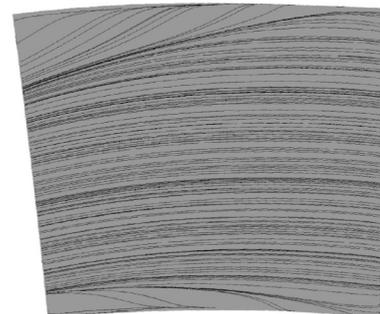
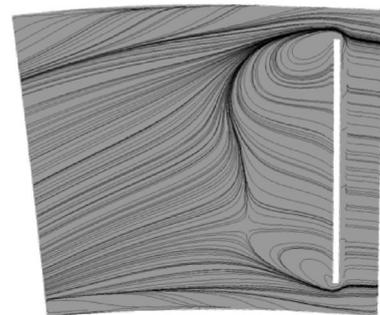


Fig. 10 Mach number distribution of the middle span under different injection angles



(a) No jet



(b) Jet

Fig. 11 Limiting streamlines on suction side of S1 vane with and without jet

于吸力面向尾缘流动,并且由于受到吸力面径向压力梯度的影响,射流向下端壁方向偏移。

图12为射流位于Slot 2,垂直射流条件下,不同

射流流量对 S1 出口气流角的影响。从图中可以看出,越靠近端壁,射流对于出口气流角的影响越小。随着射流流量的增加,出口气流角主体呈现增大的趋势,越靠近下端壁,这种影响效果越小甚至出现了出口气流角降低的情况。原因是射流逐渐向下端壁靠近,导致主流在下端壁处发生反向偏转。

图 13 为射流位于 Slot 2, $m_j=3\%$ 条件下,不同射流角度对于 S1 出口气流角的影响。从图中可以看出,随着射流角度的增加,整体的 S1 出口气流角增加,由于射流向下端壁处聚集且不同射流角度的流量相同,所以 S1 靠近下端壁处的出口气流角相比于无射流工况减小,而且射流角度对其影响较小。

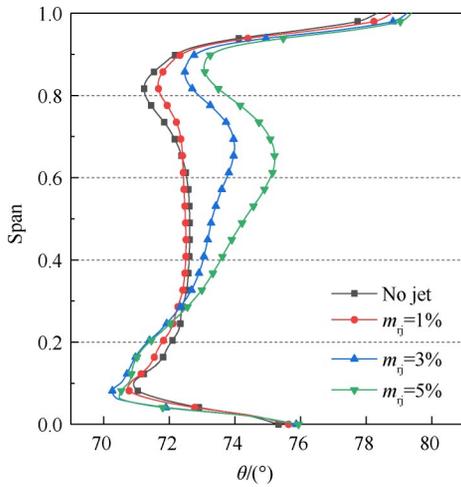


Fig. 12 Outflow angle of S1 along the spanwise under different injection flow capacities

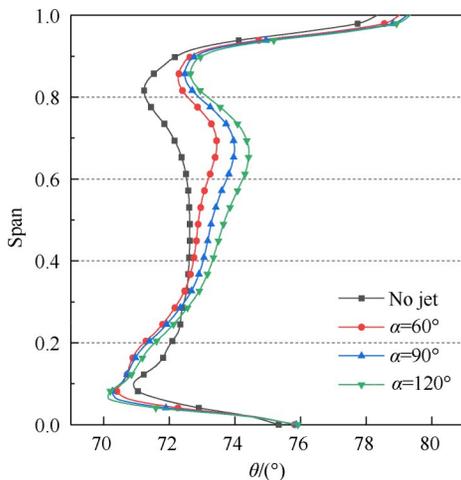


Fig. 13 Outflow angle of S1 along the spanwise under different injection angles

图 14 为射流位于 Slot 2,垂直射流条件下,不同射流流量对 S1 出口马赫数的影响。图 15 为射流位于 Slot 2, $m_j=3\%$ 条件下,不同射流角度对于 S1 出口

马赫数的影响。从以上两个图中可以看出,射流对于 S1 出口马赫数的影响规律与出口气流角相似,经过掺混后的低速流体向下端壁聚集,导致出口马赫数降低,由于靠近上端壁处的气动流道面积降低,导致出口马赫数增加。

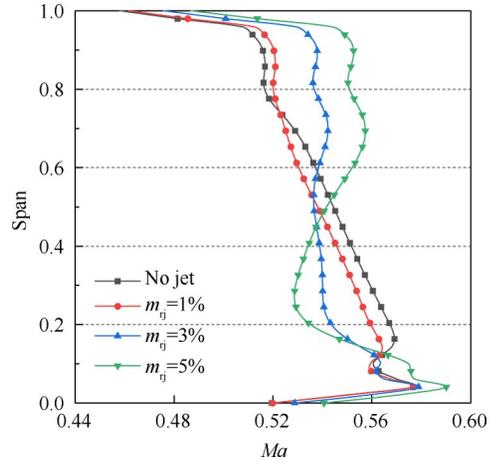


Fig. 14 Outflow Mach number of S1 along the spanwise under different injection flow capacities

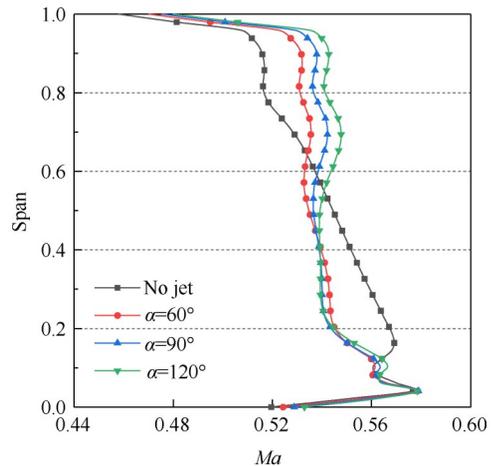


Fig. 15 Outflow Mach number of S1 along the spanwise under different injection angles

3.3 射流对于涡轮损失特性的影响

图 16 为射流位于 Slot 2,射流角度为 90° ,不同射流流量条件下 S1 吸力面的熵增图。从图中可以看出,无射流情况下主流气体经过喉部后,由于失去了压力面对其的影响,边界层逐渐开始分离,并且在端壁的作用下,近壁面处出现了分离严重区。

冷气从射流槽射出后,迫使主流流动发生偏转,在射流槽后发生了严重的边界层分离情况,导致叶片表面的熵增变大,随着射流流量的增加,边界层分离情况加剧,更多的低能流体附着在叶片表面上流动,并且向下端壁偏移,所以熵增区域主要集中于吸力面表面的

中下部,靠近上端壁处的熵增有一定程度的降低。

图17为射流位于Slot 2, $m_{ij}=3\%$,不同射流角度条件下S1吸力面的熵增图。随着射流角度的增加,射流受到主流的作用后沿着壁面的流速降低,导致掺混后的低能流体更易受到叶片表面径向压力的影响,向下端壁偏移的情况更加严重。

图18为射流位于Slot 2、射流角度为 90° 条件下,不同射流流量对于S1出口处的能量损失系数 ω 的影响。 ω 定义为

$$\omega = 1 - \frac{\left[1 - \left(\frac{p_s}{p^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] (m_0 T_0 + m_{jet} T_{jet})}{m_0 T_0 \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_0^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + m_{jet} T_{jet} \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_{jet}^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (3)$$

式中 p_s 为当地静压; p^* 为当地总压; T_0 为进口温度; T_{jet} 为射流温度; p_0^* 为进口总压; p_{jet}^* 为射流总压。

从图18可以看出,无射流工况下涡轮的能量损失集中在上下端壁处,射流的加入对于端壁处的损失影响较小,近上端壁处的能量损失系数随着射流的加入呈现不同程度的降低,其余部分随着射流流量的增加,能量损失更加严重,原因为射流加重了边界层的分离程度。

图19为射流位于Slot 2, $m_{ij}=3\%$ 条件下,不同射

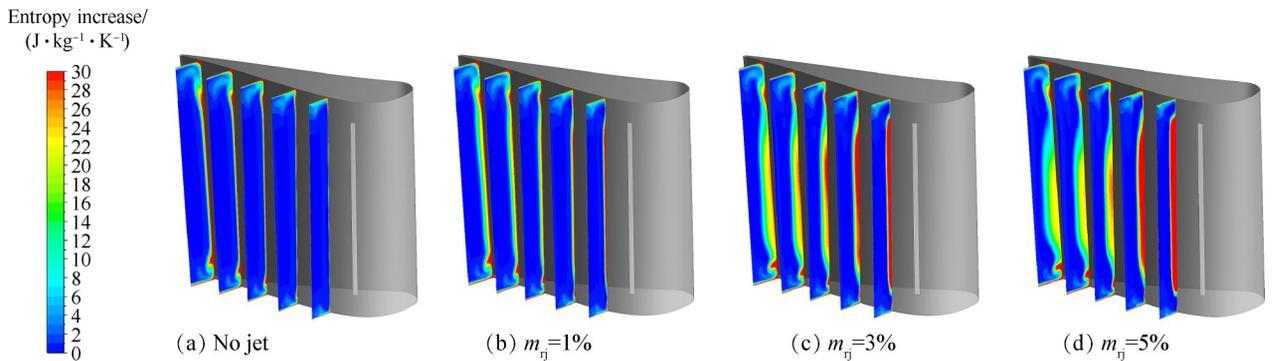


Fig. 16 Entropy-increase distribution on suction surface under different injection flow capacities

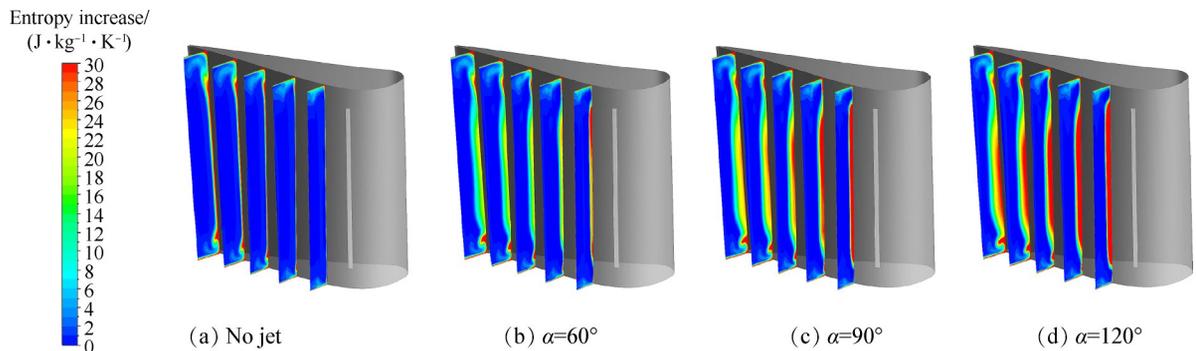


Fig. 17 Entropy-increase distribution on suction surface under different injection angles

流角度对于S1出口能量损失系数的影响。从图中可以看出,靠近上端壁处不同射流角度下的能量损失系数差异较小,并且相比于无射流条件下的能量损失系数有所降低,其余部分随着射流角度的增大,带来的能量损失增大。

图20为垂直射流条件下,不同射流位置及射流流量对于涡轮效率变化量的影响。涡轮效率变化量 $\Delta\eta$ 定义为

$$\Delta\eta = (\eta_R - \eta_j) \times 100\% \quad (4)$$

式中 η_R 为原始无射流条件下的涡轮效率; η_j 为射流条件下的涡轮效率。

考虑冷气射流的涡轮效率 η 计算式^[18]为

$$\eta = \frac{P_T}{(m_0 + m_{jet})h_{1t} \left(1 - \frac{h'_{2t}}{h_{1t}}\right)} \quad (5)$$

式中 P_T 表示涡轮输出轴功率; h_{1t} 表示级间总焓; h'_{2t} 表示达到涡轮总膨胀比的涡轮出口理想总焓。

从图20中可以看,从三个位置进行冷气射流均会导致涡轮效率出现不同程度的衰减,且随着射流流量的增加,涡轮效率衰减程度增大,相比于其他两个射流位置,在Slot 3进行射流对于涡轮效率的影响最大,当 m_{ij} 达到5%时,涡轮效率衰减量达到了1.51%,而另外两个射流位置的涡轮效率衰减量始终在0.6%以内。

图21为射流位于Slot 2条件下,不同射流流量及

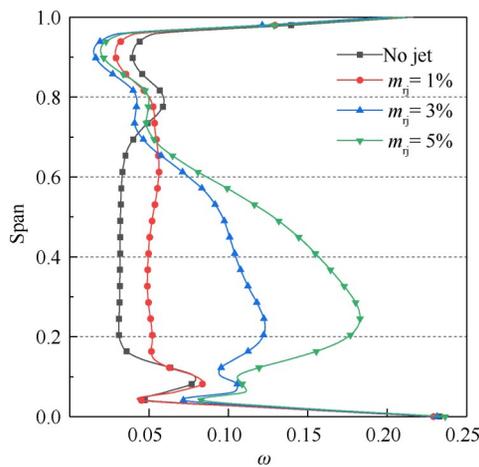


Fig. 18 Energy loss coefficient along the spanwise for S1 outlet under different injection flow capacities

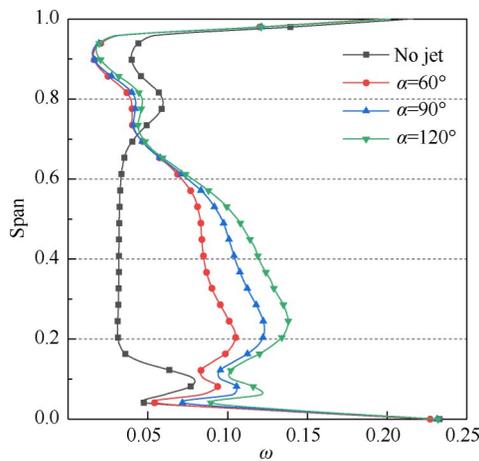


Fig. 19 Energy loss coefficient along the spanwise for S1 outlet under different injection angles

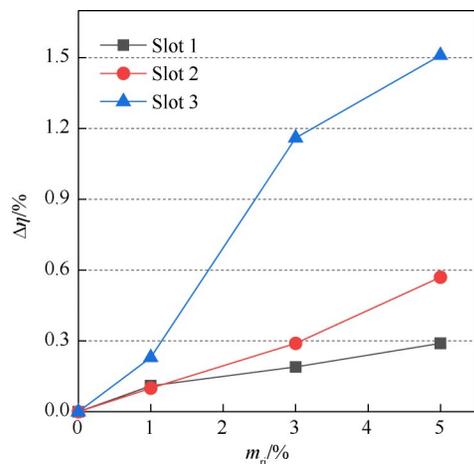


Fig. 20 Variation of turbine efficiency under different injection flow capacities and jet positions

射流角度对涡轮效率变化量的影响,从图中可以看出相同射流量的情况下,射流角度越大,涡轮效率的衰减程度越大,且随着射流流量的增大,射流角度对于涡轮效率的影响更加显著。

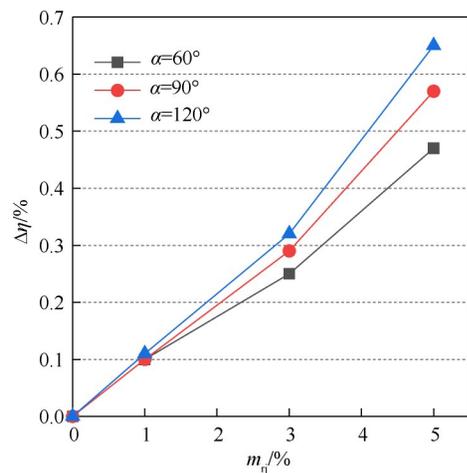


Fig. 21 Variation of turbine efficiency under different injection flow capacities and angles

4 结 论

本文基于数值模拟的方法,分析某涡轮吸力面开缝射流的方式调节涡轮流量的可行性,得到结论如下:

(1)在叶片表面合适的位置射流可以起到有效调节涡轮流量的作用,当射流位于喉部附近、射流角度为 90°、相对射流量为 5% 时,涡轮流量改变量达到了 13.03%。

(2)射流在经过与主流的掺混后,以低速附着在叶片表面向后流动,受径向压力梯度的影响,低速流体向下端壁偏移,涡轮损失主要发生在壁面及低速流体处,射流会引发涡轮效率衰减,选取合适的射流位置对于控制涡轮效率衰减量尤为重要,在相同射流位置时涡轮效率衰减量与射流角度、射流流量成正比。

(3)射流对于导叶出口参数的影响沿径向呈现差异性,导叶出口绝对气流角和出口马赫数从上端壁至下端壁大体呈现先增高后降低的趋势。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参 考 文 献

[1] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3): 1-5.
 [2] 刘红霞. GE公司变循环发动机的发展[J]. 航空发动机, 2015, 41(2): 93-98.
 [3] CHEN P P, QIAO W Y, WANG P W. Numerical investigation of the effect of jet-flaps in a transonic turbine cascade with subsonic operating conditions [C]. Copenhagen: Proceedings of ASME Turbo Expo, 2012.
 [4] GAO Jie, LIU Yu, ZHENG Qun, et al. Advances in aerodynamic, structural design and test technology of variable geometry turbines[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power

- and Energy, 2022, 236(2): 364-390.
- [5] 许晶莹, 乔渭阳, 黄 鹏. 高压涡轮变几何对高低压涡轮流场匹配及气动性能的影响[J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1170-1178. (XU J Y, QIAO W Y, HUANG P. Influence of variable-geometry HPT on HP and LP turbine matching and aerodynamic performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(8): 1170-1178.)
- [6] BETTNER J L, BLESSING J O. Design and experimental results for a turbine with jet flap stator and jet flap [R]. NASA CR-2244, 1973.
- [7] STABE R G. Design and two dimensional cascade test of a jet flap turbine stator blade with ratio of axial chord to spacing of 0.5[R]. NASA TM-X-2426, 1971.
- [8] 杨荣菲, 李云朋, 仲冬冬, 等. 采用冷气射流调节对转涡轮高压部件流量的数值研究[J]. 机械制造与自动化, 2021, 50(1): 29-32.
- [9] 闫 晨, 叶 建, 付 超. 利用端区射流调节涡轮流量的数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(2): 9-16.
- [10] 张少博, 史 伟, 刘火星. 脉冲式喷气调节涡轮流量的数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015, 28(6): 26-30.
- [11] 杨荣菲, 祝涛冉. 基于非定常射流的对转涡轮气动调节性能研究[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(6): 173-176.
- [12] 雒伟伟. 基于流动控制的无导叶对转涡轮性能研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院(工程热物理研究所), 2012.
- [13] 雒伟伟, 张 磊, 王会社, 等. 冷气喷射对缩放型流道涡轮叶栅性能及流场影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(11): 1864-1867.
- [14] 余索远, 乔渭阳, 王蒲伟. 基于射流的涡轮平面叶栅流动控制数值模拟[J]. 航空计算技术, 2012, 42(6): 25-28.
- [15] 王蒲伟, 乔渭阳, 陈萍萍, 等. 基于射流襟翼的涡轮平面叶栅流动控制实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1484-1492.
- [16] LIU J, QIAO W Y, HUANG P, et al. Numerical and experimental investigation of micro-jet on the suction side of a supersonic turbine cascade [C]. Düsseldorf: Proceedings of ASME Turbo Expo, 2014.
- [17] BEHR T. Control of rotor tip leakage and secondary flow by casing air injection in unshrouded axial turbines [D]. Zurich: Swiss Federal Institute of Technology, 2007.
- [18] HB 7081-2012, 航空燃气涡轮发动机轴流涡轮气动性能试验方法[S].

(编辑:朱立影)

Numerical study on active flow control of turbine by using cooling jet

GAO Yuan, ZHENG Qun, HUO Dongchen, GAO Jie

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

Abstract: In order to meet the requirements of variable cycle engine for turbine flow regulation in the working process, and taking the first stage of a turbine as the research object, and the flow field of different jet positions, jet angles and jet flow rates on the guide vane is studied by means of three-dimensional numerical simulation. The results indicate that the turbine adjustment flow rate is very sensitive to the jet position, and the maximum flow regulation area is near the upstream of the throat. The loss of turbine increases after adding jet, and the loss mainly occurs in the flow area of jet on the wall. After the jet is added, most of the outflow angles of guide vane along the radial direction increase, and the outflow Mach number of guide vane from the shroud to the hub increases first and then decreases. The turbine adjustment flow rate is proportional to the jet angle and the jet flow rate. When the jet is near the throat, the jet angle is 90° , and the relative jet flow rate is 5%, the inlet flow rate changes by 13.03%. which indicates that the purpose of adjusting the turbine flow rate can be achieved by using the jet from the vane surface.

Key words: Variable cycle engine; Cooling jet; Flow control; Turbine performance; Exit coefficients

Received: 2023-03-27; Revised: 2023-07-03.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2303062

Foundation item: National Science and Technology Major Project of China (J2019-II-0009-0029).

Corresponding author: GAO Jie, E-mail: gaojie_d@hrbeu.edu.cn