

变几何低压涡轮级多工况气动性能研究

贾小权¹, 闫睿², 宋义康², 高杰²

(1. 海军装备部, 四川 成都 610200; 2. 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:为明确变几何低压涡轮级在多转角工况下气动性能变化情况,通过 RANS 方法并结合 SST 湍流模型,研究了可调导叶转角分别为 -6° , -3° , 0° , 3° 和 6° 条件下低压涡轮级的气动性能变化。结果表明:可调导叶旋转角度的变化会明显改变导叶叶顶及动叶通道内的流动情况,角度变大会增加涡轮级流量,并使导叶叶顶处负荷后移,上端区二次流强度增加,叶顶泄漏情况减弱,还会减小动叶进口相对气流角,使动叶压力面出现明显分离;角度变小对低压涡轮级流场的影响与之相反。当导叶转角从 -6° 变化到 $+3^\circ$ 时,涡轮级等熵滞止效率提升了约 6.7%;当导叶转角从 $+3^\circ$ 变化到 $+6^\circ$ 时,涡轮级效率却下降了约 0.19%。

关键词:变几何涡轮;多工况;低压涡轮;端区流动

中图分类号:V235.13 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.11.009

[引用本文格式]贾小权,闫睿,宋义康,等.变几何低压涡轮级多工况气动性能研究[J].热能动力工程,2021,36(11):64-71. JIA Xiao-quan, YAN Rui, SONG Yi-kang, et al. Study on aerodynamic performance of variable geometry low pressure turbine stages under multiple working conditions[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(11): 64-71.

Study on Aerodynamic Performance of Variable Geometry Low Pressure Turbine Stages Under Multiple Working Conditions

JIA Xiao-quan¹, YAN Rui², SONG Yi-kang², GAO Jie²

(1. Naval Armament Department, Chengdu, China, Post Code: 610200; 2. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001)

Abstract: In order to clarify the aerodynamic performance changes of variable geometry low pressure turbine (LPT) stages under multi-angle conditions, the aerodynamic performance changes of LPT stages with adjustable guide vane angles of -6° , -3° , 0° , 3° and 6° were studied by RANS method combined with SST turbulence model. The research results show that the change of the rotation angle of the adjustable guide vane will obviously change the flow conditions at the blade tip of guide vane and in the passage of rotor blade. The positive rotation angle will increase turbine stage flow rate, move the load at the blade tip of guide vane backward, increase the intensity of secondary flow in the upper end zone, and weaken the tip leakage. It will also reduce the relative flow angle at blade inlet, resulting in obvious separation of blade pressure surface. The negative rotation angle has the opposite effect on the flow field of LPT stage. When the guide vane angle changes from -6° to $+3^\circ$, the isentropic hysteresis efficiency of turbine stage is increased by about 6.7%. When the guide vane angle changes from $+3^\circ$ to $+6^\circ$, the turbine stage efficiency is decreased by about 0.19%.

Key words: variable geometry turbine, multiple working conditions, low pressure turbine, end zone flow

收稿日期:2021-04-20; 修订日期:2021-05-20

基金项目:国家科技重大专项(2017-III-0010-0036);黑龙江省优青基金(YQ2020E024);中央高校基金(307202CFT0304)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-III-0010-0036); Excellent Youth Foundation of Heilongjiang Province(YQ2020E024); Special Foundation of Central Colleges and Universities(307202CFT0304)

作者简介:贾小权(1985-),男,四川绵阳人,海军装备部硕士研究生。

通讯作者:高杰(1985-),男,河南镇平人,哈尔滨工程大学教授。

引 言

燃气轮机在多工况运行时,会出现耗油率偏高的情况,大大减少发动机的续航能力。为了使燃气轮机在多工况下也能拥有较高的效率,研究变几何涡轮的结构便成为了一种有效的技术手段。

在二十世纪六十年代,西方国家针对超音速飞机领域的变几何涡轮进行了大量的研究,提出可调节静叶安装角的变几何涡轮方案^[1]。随后,Rolls-Royce 公司在 1971 年的研究试验中发现通过改变导向器安装角可以实现涡轮的流量控制^[2]。Meyer 研究指出采用变几何涡轮可以在较大范围内改善发动机的比推力并减少耗油率^[3]。GE 公司研发的 COPE 第四代变循环发动机验证机使用了可调面积高压导向器和两级无导向叶片对转低压涡轮等先进技术,进一步减小了导向叶片的转角变化范围^[4]。盖瑞公司采用可变面积导向器验证了变几何涡轮技术的优势。美国国家航空航天局格伦研究中心分析了变几何涡轮中喉道面积变化对涡轮效率和损失的影响^[5]。罗罗公司对导向叶片转动以及引入楔形块阻挡导向叶片出口的通道进行研究,提出了齿轮啮合式传动方案^[6]。

虽然国内对变几何涡轮的关注比较晚,但是发展很快。翁史烈等人^[7]在 1986 年就对变几何涡轮的特性进行了实验研究并建立了特性拟合数学模型。臧述升等人^[8]则对单级轴流式变几何涡轮性能和流场进行了计算和分析,发现导叶可调使涡轮的反动度发生变化,但是几乎不影响损失系数。宋力强等人^[9]根据传统的定几何燃气轮机损失模型,提出了在变几何条件下进行涡轮损失计算的思路和完整计算损失的方法。邱超等人^[10]分析了第一级静叶端部间隙和转角对涡轮损失的影响,发现最佳相对端部间隙应该为 0.018。郭军^[11]指出变几何涡轮增压器技术对发动机的低速性能和瞬态性能有所改善,但不能完全解决变工况响应慢和排放问题。张筠松等人^[12]研究发现,存在进口热斑旋流时,变几何涡轮静叶正弯可抑制泄漏涡的形成,削弱损失,降低端区的热负荷。刘鹏飞等人^[13]通过减少叶片数量同时结合叶片后加载改型措施,对变几何涡轮进行数值模拟,分析得出大间隙尺度与后加载改型叶片的结合可以使变几何涡轮拥有较高的全工况性

能。李天华^[14]通过数值模拟与试验相结合的方法研究分析了变几何涡轮可调导叶扇形叶栅的气动性能,并得出了其损失机理。陈变蕊等人^[15]同样运用数值模拟的方法,对不同导叶开度和不同导叶间隙的变几何涡轮进行研究。

综上所述,变几何涡轮的气动的研究正在成为国内外研究热点。目前已经通过实验、数值模拟等手段研究了调整静叶间隙、改变可调静叶安装角对变几何涡轮气动性能的影响,分析了变几何涡轮的相关传热性能。目前在变几何涡轮的实际设计中,设计者们通常会在导叶中添设内轴以加强导叶的可转性,但可调导叶的流场及损失情况也会因此而发生变化。尤其在低压涡轮中,变几何导叶加轴后的涡轮级多工况性能变化情况较为不明确。因此,本文借助雷诺平均方程(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)数值手段,并结合剪切应力传输模型(Shear Stress Transfer, SST)湍流模型,通过对某型低压涡轮的第一级导叶安装旋转轴,使其转动来改变叶片进出口气流角和涡轮的通流量,并根据计算结果详细分析了导叶在关小 -6° 和 -3° 、开大 3° 和 6° 工况下的变几何低压涡轮级的气动性能。

1 变几何低压涡轮级数值分析方法

采用计算流体力学软件 ANSYS CFX,求解三维定长雷诺平均方程 Navier-Stokes 方程组。湍流模型选用 $k-w$ SST 模型。采用 NUMECA 软件中的 IGG/AUTOGRI5 对涡轮叶片进行网格划分,叶栅的近壁面区域采用 O 型网格,远壁面区域采用了 H 型网格,同时对叶片的前缘和尾缘处进行了加密处理。本文模型近壁面第一层网格距离设为 0.001 mm,以满足 SST 湍流模型对 y^+ 的要求。

为了使计算结果更加准确,划分了 7 种网格数进行网格敏感性验证,图 1 给出了 129 万、170 万、213 万、270 万、333 万、505 万和 821 万不同网格数对于变几何涡轮效率和流量的影响。由图 1 可见,从网格数 333 万以后,效率和流量基本不随网格数变化而改变,因此采用 333 万网格进行研究。图 2 为变几何涡轮模型动静叶网格划分示意图,在此网格下给出入口总温总压、转速和出口静压作为动静叶边界条件进行计算。

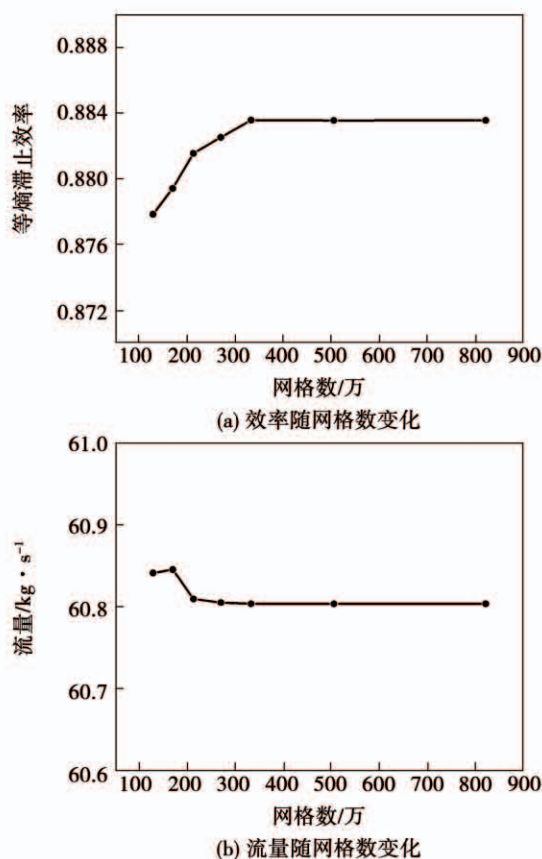


图 1 变几何涡轮网格敏感性验证

Fig.1 Variable geometry turbine mesh sensitivity verification



图 2 动静叶网格

Fig.2 Meshes of rotor blade and stator blade

2 计算方法验证

为验证本文采用数值方法的准确性,首先使用 Jouini^[16] 的 HS1A 叶型进行不同马赫数和冲角下的计算结果可靠性验证。图 3(a)和图 3(b)分别给出攻角为 0°, +10°和 -10°3 个工况下的实验和模拟条件下的等熵马赫数分布图。从图 3(a)和图 3(b)中可以看出,0°攻角下出口马赫数为 0.71 和 1.14

时,以及 -10°攻角下出口马赫数为 1.18 时模拟结果与试验结果吻合较好;+10°攻角下出口马赫数为 1.08 时,压力侧吻合较好,吸力侧 0%~15% 轴向弦长处数值模拟结果大于试验结果,这主要是受到较大正冲角的影响。总体来看,考虑到文献中所提到的试验误差,模拟结果与试验结果较相符。由此可见,本文所采用的数值模拟方法可准确捕捉不同工况的 HS1A 叶栅流场,具有较好的可信度及准确性。

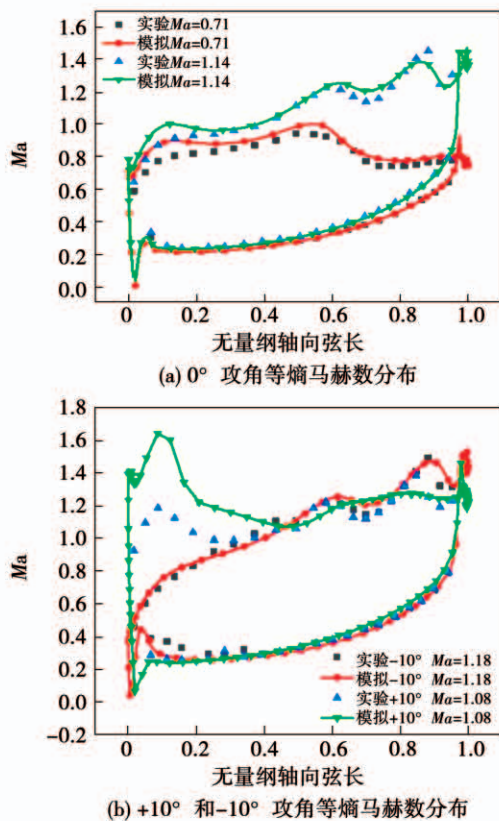


图 3 计算方法验证

Fig.3 Calculation method verification

3 计算结果分析及讨论

3.1 多转角工况下的可调导叶端区流动状态

可调导叶转角的变化直接影响其喉部面积,进而使变几何涡轮内各项气动参数及损失发生显著改变。图 4 为可调导叶从 -6°旋转到 6°时各转角出口总压损失系数沿叶高方向分布的曲线图,其中导叶出口总压损失系数为:

$$Y_1 = \frac{p_0^* - p_1^*}{p_1^* - p_1} \quad (1)$$

式中: p_0^* 、 p_1^* —静叶进出口总压; p_1 —静叶出口

静压。

由图 4 可知,在所研究涡轮的近叶顶处,可调导叶旋转角度变化引起的总压损失差距更为明显,正转角可增加平均损失。对比导叶关小的情况,导叶开大时产生的流动损失更多,其中在开大 6° 的转角方案中,总压损失系数最多增加了约 0.12,其位于近叶顶处。对于叶根处而言,负转角情况下的流动损失大于正转角,−3° 转角比 3° 转角时流动损失多了约 0.45,−6° 转角比 6° 转角时流动损失同样多了约 0.45。

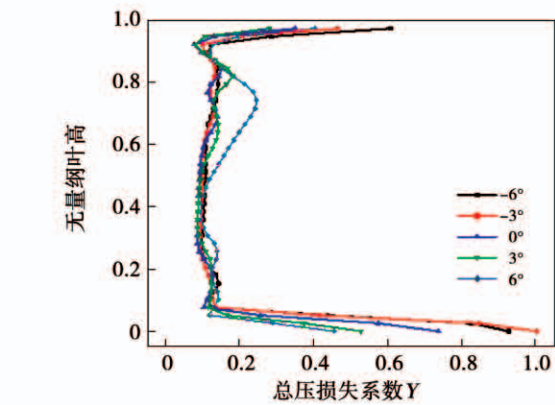


图 4 可调导叶各转角出口总压损失系数

Fig. 4 Total pressure loss coefficient at the outlet of each rotation angle of the adjustable guide vane

根据上述对图 4 的相关分析可知,可调导叶开大与关小后,叶顶附近的流动损失变化最为明显。因此,为探究叶顶处的流动情况,图 5 给出了所研究涡轮的可调导叶各转角时 95% 叶高位置处的叶片表面静压系数分布曲线图,其中静压系数 C_p 为当地静压与主流进口总压之比。观察图 5 中各转角下的叶片表面负荷变化情况,发现导叶开大或关小分别会使可调导叶压力面的负荷降低或升高。相对于压力面的负荷变化情况,导叶旋转角度变化对叶片吸力面的负荷影响更大。导叶开大时会导致负荷后移,使约 50% 轴向弦长位置前的吸力面负荷显著降低,其静压系数最多可降低三分之一,而吸力面约 85% 轴向弦长位置后的负荷最多会增加 50%。当导叶关小后,负荷的变化情况则几乎相反。另外,当导叶开大后,在吸力面 40% 轴向弦长位置处会出现明显的逆压梯度,此逆压段的位置也随着导叶开大逐渐后移。

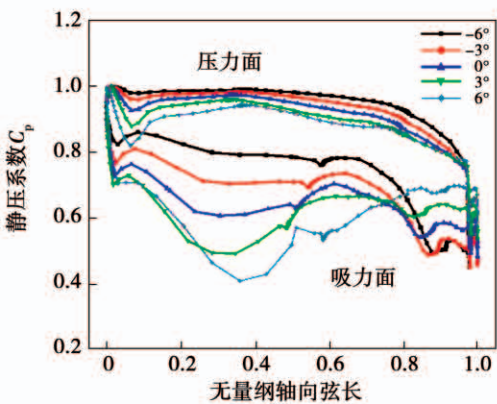


图 5 可调导叶各转角 95% 叶高处静压系数

Fig. 5 Static pressure coefficient at 95% of blade height of adjustable guide vane at each rotation angle

由上文可知,相比导叶 0° 转角的流场,可调导叶开大与关小变化的程度越大对旋转角度流场的影响就越为明显,因此图 6 给出了可调导叶不同转角下 95% 叶高处的速度流线分布。由图 6 可知,随着可调导叶角度逐渐开大,其吸力面中部的流动分离情况愈发严重;当可调导叶角度逐渐关小时,吸力面中部的分离情况逐渐受到抑制,气流受到的加速更为明显。结合对图 4 的相关描述可知,可调导叶角度开大后的流动分离加剧,或许是其出口总压损失增加的原因。

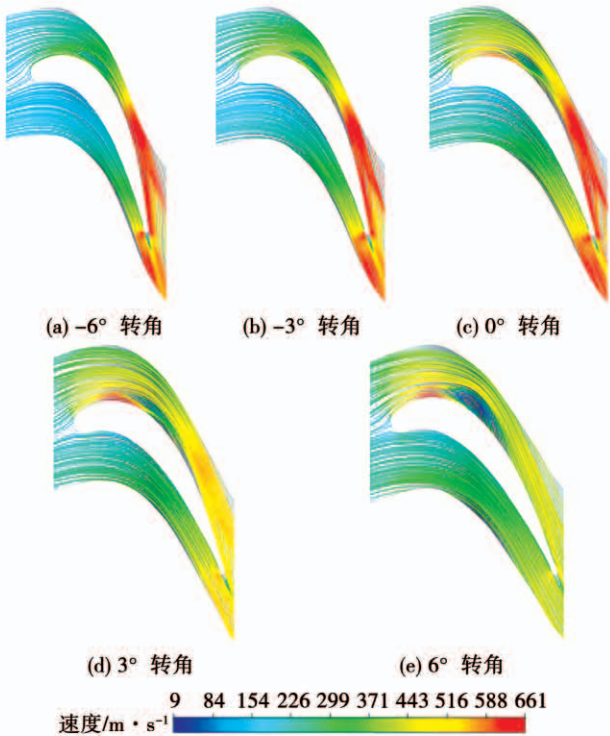


图 6 可调导叶不同转角下 95% 叶高处的速度流线分布

Fig. 6 Velocity streamline distribution at 95% of blade height of adjustable guide vane at different rotation angles

为进一步研究涡轮的上端区流场分布,图 7 给出了可调导叶在 -6° 、 0° 和 6° 转角时的上端区三维流线。图 7 中泄漏流主要是由叶片吸力面和压力面间的横向压差产生的。由图 7(a)可知,随着导叶关小,叶片吸力面后部负荷降低,压差增大,因此可调导叶的泄漏情况显著增强;当叶片开大时,由于叶片吸力面后部区域的负荷增加,横向压力梯度减小,因此可调导叶后部的泄漏情况出现明显的减弱。同时,可调导叶各转角下的压力面流线分布情况也与图 5 中的叶片负荷相关。

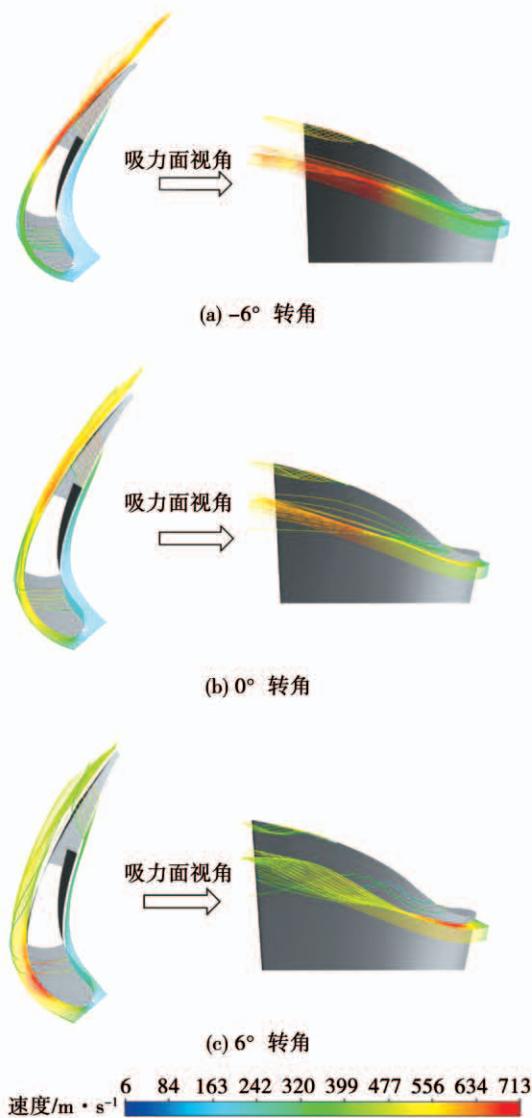


图 7 可调导叶不同转角下的上端区三维流线图
Fig. 7 3D streamline diagram of the upper end region of adjustable guide vane at different rotation angles

图 8 为可调导叶不同转角下通道内各截面的熵增云图。结合图 5 ~ 图 7 的相关分析结果,并对比

图中各转角下通道内各截面熵增云图可知,当导叶角度变小后,吸力面前部的损失降低,叶片尾部泄漏涡尺度增加,且在压力面侧的出口处出现了较强的尾迹损失;当导叶开大后,吸力面前部的通道涡尺度显著增加,而叶片尾部的泄漏涡则明显减弱,其叶片尾迹损失情况也明显减小。另外,继续观察图 8(c)能够发现,在吸力面约 40% 轴向弦长位置处出现了明显的熵增区域,此区域沿轴向往下游方向移动,在接近出口处消失。

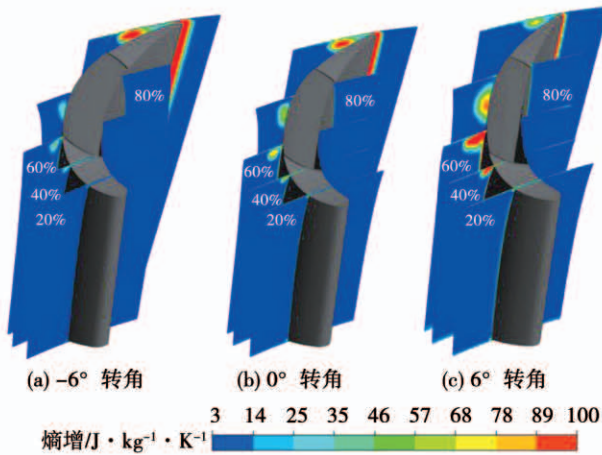


图 8 可调导叶不同转角下通道内各截面的熵增云图
Fig. 8 Entropy increase cloud map of each section in the passage of adjustable guide vane at different rotation angles

3.2 多转角工况下的动叶流场状态

可调导叶经旋转后,势必会改变自身及下游动叶的进口气流角,进而影响下游动叶通道内的流动情况。为探究转角对相关气流角的影响情况,图 9 给出了可调导叶出口及动叶进口气流角沿叶高分布曲线图。由图 9(a)可知,可调导叶关小和开大后,其出口绝对气流角分别呈现增大和减小的现象,且气流角的改变程度与可调导叶关小或开大的程度成正比例变化。同时随着导叶逐渐从关小转为开大,气流角沿径向的波动情况变得更加剧烈,气流角在近叶顶的波动位置也逐渐下移。继续观察图 9(b)可知,动叶进口相对气流角与导叶出口绝对气流角的分布及变化情况较为相似, -6° 转角下的气流角平均值约为 6° 转角下的 3 倍,进口气流角的大幅改变会显著改变动叶进口攻角,进而对动叶内流场产生深远影响。

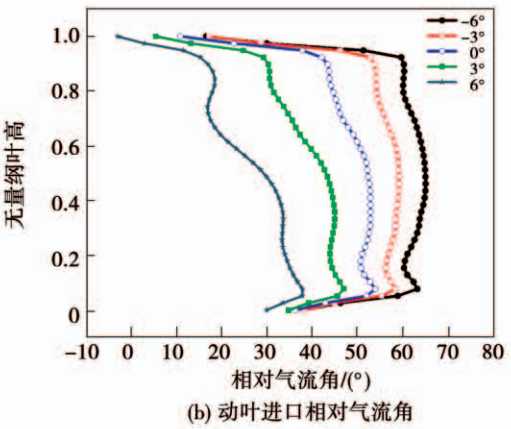
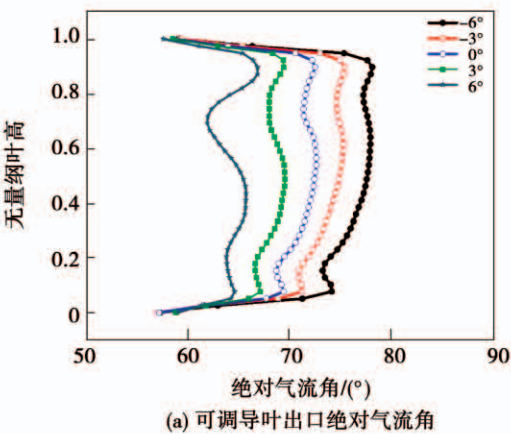


图 9 可调导叶出口及动叶进口气流角沿叶高分布曲线
Fig.9 Airflow angle distribution curves of adjustable guide vane outlet and rotor blade inlet along blade height

图 10 为所研究的低压涡轮的可调导叶在 3 个转角下的动叶半叶高处流线图。由图 10 可知,当导叶关小时,吸力面中部流体速度显著降低,形成一个范围较大的低速区,存在些许回流,且压力面前半部分的低速区面积也相对增加。当导叶开大时,压力面的前半部分出现明显回流并形成涡团,吸力面的流体速度得到提升。

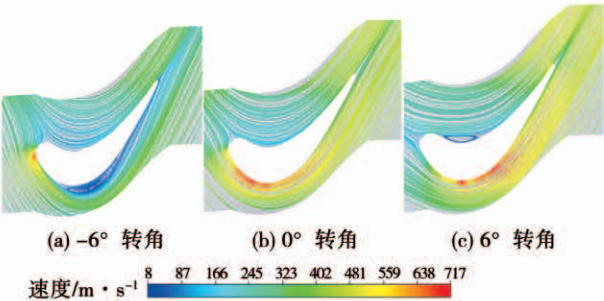


图 10 可调导叶不同转角下的动叶半叶高处流线图
Fig.10 Streamline diagram at half of blade height of adjustable guide vane at different rotation angles

由图 11 动叶叶栅的三维流场结构来看,随着导叶旋转角度开大,在动叶压力侧出现明显的再附线,大部分流体沿流动主流区继续发展。由动叶展向不同截面处的熵增云图分布可以看出,导叶开度为 -6° 时的熵增最大,流动损失沿着流向发展至叶片尾缘。可见,在对变几何涡轮进行设计时,应该重点关注负转角下的流动损失,使之在宽工况下拥有良好的性能。

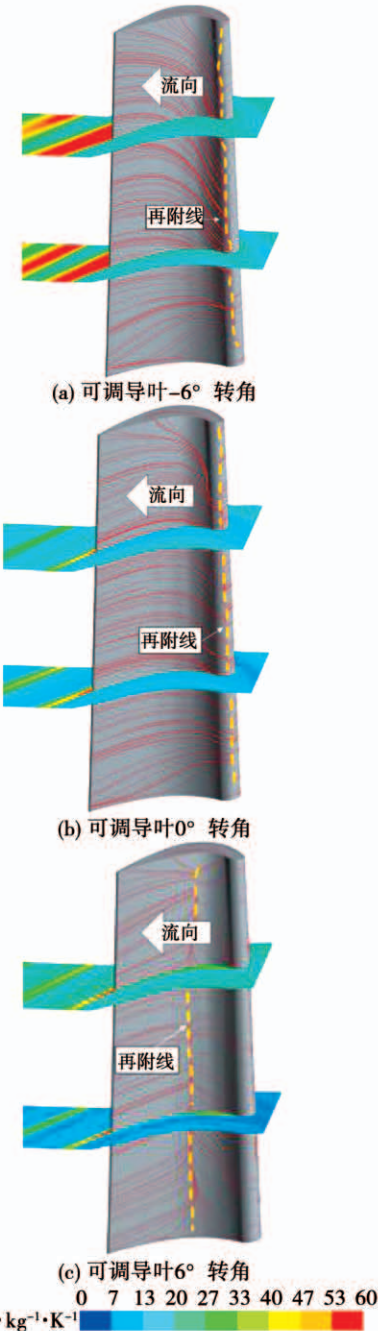


图 11 可调导叶不同转角下动叶表面流场结构
Fig.11 Flow field structures on rotor blade surface of adjustable guide vane at different rotation angles

3.3 多转角工况下的变几何低压涡轮级的总体性能

为明确可调导叶各转角下的变几何涡轮级总体性能绘制各转角下涡轮级效率及流量曲线图,如图12所示。由图可知,导叶旋转角度从关小至开大,流量呈现逐渐增加的状态,且各转角下的流量增加幅度较为相似;在涡轮级效率方面,随着导叶旋转角度从关小至开大,效率同样呈现上升状态,但其增加幅度却逐渐减小。当导叶开大到 $+3^\circ$ 时,相比于关小至 -6° ,涡轮级效率提升了约6.7%。但当导叶从 $+3^\circ$ 调整为 $+6^\circ$ 时,其效率却下降了约0.19%。总体而言,在 -6° 、 -3° 、 0° 、 3° 和 6° 的不同工况下,涡轮效率均在81%~88%的范围内。

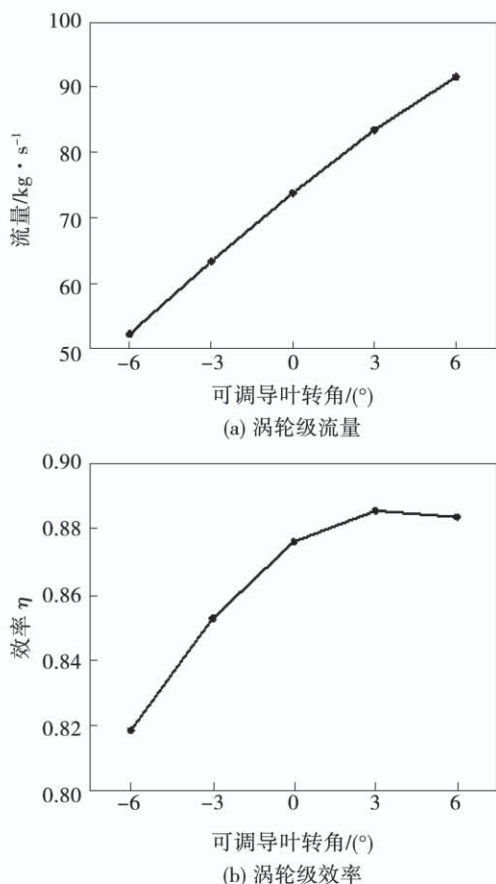


图12 可调导叶各转角下涡轮级流量及效率曲线

Fig. 12 Turbine stage flow rate and efficiency curves of adjustable guide vane at each rotation angle

4 结 论

为探究变几何低压涡轮级宽工况工作条件下的气动特性,本文通过数值模拟方法对可调导叶转角

分别为 -6° 、 -3° 、 0° 、 3° 和 6° 的变几何低压涡轮级气动性能进行研究,并得出了如下结论:

(1) 低压涡轮级可调导叶旋转角度的不同会使导叶叶顶附近的流场产生明显改变。开大会显著增加叶顶处的总压损失,并使叶片负荷后移,还能增加吸力面中部的流动分离程度以及上端区通道二次流强度,但其却能减弱导叶叶顶尾缘附近的泄漏情况。除导叶出口损失外,关小对角度导叶叶顶流场的影响均与开大时相反。当开大角度为 $+6^\circ$ 时,约75%叶高处的导叶出口总压损失最多,相比较导叶 0° 转角的总压损失增加约0.12。

(2) 随着可调导叶角度关小和开大,导叶出口绝对气流角与动叶进口相对气流角均呈现出增大和减小的变化趋势,且其吸、压力面出现明显的流动分离现象。当导叶关小时,动叶做功能力急剧降低,熵增增大,因此应当考虑动叶在不同转角工况下的工作性能,且还应重点关注负转角下的损失情况。

(3) 随着导叶角度从关小转至开大,低压涡轮级的流量呈现逐渐增加的状态,但其效率却在开大角度过大会有所降低,在本文所研究的工况中,低压涡轮级效率维持在81%~88%的范围内。

参考文献:

- [1] 胡松岩. 变几何涡轮及其设计特点[J]. 航空发动机, 1996, 3: 21-26.
HU Song-yan. Variable geometry turbine and its design characteristics[J]. Aeroengine, 1996, 3: 21-26.
- [2] LATIMER R J. Variable flow turbine[R]. AGARD, A040189P31, 1977.
- [3] MEYER C L, SMITH I D, BLOOMER H E. Performance of a turbojet engine with adjustable first-stage turbine stator and variable-area exhaust nozzle[R]. NACA, E52104.
- [4] KEITH B D, BASU D K, STEVENS C. Aerodynamic test results of controlled pressure ratio (COPE) dual spool air turbine rotating rig[R]. ASME Paper, 2000, 2000-GT-632.
- [5] 李凤超, 周 琨, 邵 飞. 变几何涡轮技术的发展[J]. 航空动力, 2020(4): 22-26.
LI Feng-chao, ZHOU Kun, SHAO Fei. The development of variable geometry turbine technologies[J]. Aerospace Power, 2020(4): 22-26.
- [6] LAWER S D. Actuator mechanism for variable angle vane arrays; US05620301[P]. 1997-04-15.
- [7] 翁史烈, 王永泓, 苏 明. 变几何涡轮特性拟合的数学模型

- [J]. 上海交通大学学报, 1986, 20(2): 1-10.
- WENG Shi-lie, WANG Yong-hong, SU Ming. Mathematical model of variable geometry turbine characteristics fitting [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 1986, 20(2): 1-10.
- [8] 郑枫, 臧述升, 郁炜. 单级轴流式变几何涡轮的计算模型及结果分析[J]. 燃气轮机技术, 2003, 16(1): 39-42, 48.
- ZHENG Feng, ZANG Shu-sheng, YU Wei. Calculation model and result analysis of single stage axial flow variable geometry turbine [J]. Gas Turbine Technology, 2003, 16(1): 39-42, 48.
- [9] 宋立强, 王永泓. 变几何燃气涡轮损失模型的分析[J]. 燃气轮机技术, 2004, 17(2): 35-40.
- SONG Li-qiang, WANG Yong-hong, Analysis of variable geometry gas turbine loss model [J]. Gas Turbine Technology, 2004, 17(2): 35-40.
- [10] 邱超, 宋华芬. 变几何涡轮的损失研究[J]. 燃气轮机技术, 2007, 20(1): 39-42.
- QIU Chao, SONG Hua-fen. Losses of variable geometry turbines [J]. Gas Turbine Technology, 2007, 20(1): 39-42.
- [11] 郭军. 变几何涡轮增压器关键技术分析[J]. 科技资讯, 2009, 31: 95.
- GUO Jun. Analysis of key technology of variable geometry turbo-charger [J]. Science & Technology, 2009, 31: 95.
- [12] 张筠松, 刘永葆, 李钰洁, 等. 存在热斑旋流时变几何导叶弯曲对涡轮级气热特性的影响[J]. 西安交通大学学报, 2021(2): 1-10.
- ZHANG Jun-song, LIU Yong-bao, LI Yu-jie, et al. Effect of bowed variable geometry guide vane on aerothermal performance of turbine stage with hot streak and swirl [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021(2): 1-10.
- [13] 刘鹏飞, 高杰, 牛夕莹, 等. 大子午扩张变几何涡轮可调叶片端区设计优化[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 558-567.
- LIU Peng-fei, GAO Jie, NIU Xi-ying, et al. Design and optimization of end zone of large meridional expansion adjustable blades on variable geometry turbine [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 558-567.
- [14] 李天华. 几何可调的涡轮扇形叶栅气动性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- LI Tian-hua. Study on aerodynamic performance of turbine sector cascades with adjustable geometry [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [15] 陈爱蕊, 陈云. 变几何低压涡轮特性研究[C]//北京: 中国航空学会, 2014.
- CHEN Bian-rui, Chen yun. Characteristics of variable geometry low pressure turbine [C]//Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [16] JOUINI D B M. Experimental investigation of two transonic linear turbine cascades at off-design conditions [D]. Beijing: Ottawa Carleton University, 2000.

(金圣迪 编辑)

(上接第 63 页)

- [8] ZHENG Q, SUN Y, LI S, et al. Thermodynamic analyses on wet compression process in the compressor of gas turbine [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3): 489-496.
- [9] 孙兰昕. 燃气轮机湿压缩性能与水滴运动研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.
- SUN Lan-xin. Study on wet compression performance of gas turbine and droplet motion [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012.
- [10] 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, 2014.
- LUO Ming-cong. Research of compressor wet compression performance and water droplet motion [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2014.
- [11] POLING B E, PRAUSNITZ J M, O'CONNELL J P, et al. The properties of gases and liquids [M]. New York: McGraw Hill, 2001.
- [12] HINZE J O. Fundamentals of the hydrodynamic mechanism of splitting in dispersion processes [J]. AICHE Journal, 1955, 1(3): 289-295.
- [13] BAI C, GOSSMAN A D. Development of methodology for spray impingement simulation [J]. SAE Transactions, 1995, 104: 550-568.
- [14] KISSEL G. Rain and hail extremes at altitude [R]. New York, USA: AIAA 79-0539.
- [15] 马宇晨. 涡扇发动机吞雨对压气机的影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2018.
- MA Yu-chen. Turbofan engine compressor performance under water ingestion conditions [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2014.
- [16] VENKATARAMANI K S, MCVEY L J. Scoop effects in inclement weather operation [C]//Reno, Nevada, USA: AIAA 2006.

(姜雪梅 编辑)