DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2021.01.008

采用冷气射流调节对转涡轮高压部件流量的数值研究

杨荣菲,李云朋,仲冬冬,葛宁

(南京航空航天大学能源与动力学院,江苏南京 210016)

摘 要:针对先进发动机对涡轮变工况流量调节的需求,以某对转涡轮高压部件为研究对象, 采用源项法模拟冷气射流,对导叶压力面、吸力面射流孔位置、射流角及射流流量对涡轮流量 调节效果的影响进行了数值研究。结果表明:射流轨迹通过堵塞流道能实现减小涡轮进口流 量的需求;从流量调节效果而言,不存在最佳压力面射流位置,而最佳吸力面射流位置位于喉 道上游附近;最佳射流角度为直角及钝角;射流流量越大涡轮流量变化范围越大,并且吸力面 射流引起的流量变化范围大于压力面射流。 关键词:发动机;对转涡轮;流量调节;冷气射流;源项法

中图分类号:V23 文献标志码:A 文章编号:1671-5276(2021)01-0029-04

Numerical Study on Flow Control of High Pressure Component in Counter-Rotating Turbine by Using Coolant Jet

YANG Rongfei, LI Yunpeng, ZHONG Dongdong, GE Ning

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China) Abstract: To meet the demand of advanced engines for its ability to adjust the turbine's variable operating conditions, and taking a pair of parts of high-pressure counter-rotating turbine as the research object, the influence of jet hole position, angle and flow rate on turbine flow control were numerically studied, by the method of the source term simulating coolant jet. The results indicate that the jet can satisfy the demand of reducing the turbine inlet flow by blocking the flow channel. In terms of flow adjustment effect, there is no optimal jet position on the pressure surface. The best position of the suction surface jet is close to the upstream of the throat. The best jet angle is right and obtuse ones. Therefore, the larger the jet flow is, the larger the turbine flow adjustment range is. And the range of the flow control caused by the suction surface jet is greater than the pressure surface jet.

Keywords: engine; counter-rotating turbine; flow control; cold air ejection; method of source term

0 引言

对转涡轮较常规涡轮能显著提高发动机推重比、减少 陀螺力矩,而取消低压导叶的对转涡轮,更能减少发动机 轴向尺寸及冷气需求量。因此,无导叶对转涡轮技术受到 各国航空工业界的广泛重视。由于无导叶对转涡轮高压 转子出口通常为全展向、全超音^[1],在通过调节尾喷管开 度时仅影响低压涡轮流动状态,无法调节高压涡轮进口流 量。针对该问题,发展合适的对转涡轮流量控制方法以实 现航空发动机变工况流量调节的需求,是将对转涡轮推广 到工程应用中的重要环节。

目前,涡轮流量调节方法主要包括机械式引入障碍物 到流道中、可调导叶、引入第二股冷气射流等,其中可调导 叶曾被认为是最有效的涡轮流量控制方法^[2]。雏伟伟 等^[3-4]研究了1+1/2高压涡轮中高压导叶角度调节对流 量、流场以及损失的影响,发现导叶角度增加15°或减少 8°,涡轮流量变化为25%左右,而且导叶调节过程中端区 泄露损失是影响涡轮性能的一个重要因素^[5]。 虽然可调导叶具有高效率、宽范围流量调节的优势, 但其工程应用面临着一系列问题,包括:不利于冷气流路 布置、端区预留间隙产生的泄露流会增加流动损失、调节 机构增加额外质量^[6]等。为了规避这些问题,在几何不 变的前提下,采用气动调节方法来控制涡轮流量不失为一 种工程中预期可实现的研究方向。气动调节是通过在涡 轮导叶或转子流道中喷气来实现减小流通面积从而减小 涡轮进口流量的目的。该方法结构简单、对发动机质量无 影响、减少了涡轮设计难度。闰晨等^[7]利用端区定常射 流,张少波等^[8]采用非定常脉冲射流来控制涡轮流量。 结果表明:涡轮导叶喉部为最佳喷气位置,在端区位置与 主流成钝角定常喷气对涡轮流量的调节能力强于锐角或 直角,流量最多可减少 9%;脉冲喷气的流量控制效果与 定常喷气相当,但对涡轮效率有小幅改善作用。

虽然国内在对转涡轮气动调节方面开展了一些研究, 但对叶片表面射流孔进行气动调节的系统研究较少,射流 孔布局、角度设置仍存在经验性。因此,本文对比研究了 对转涡轮中高压部件导叶压力面、吸力面布置不同轴向位 置射流孔按照不同射流角度、射流流量喷气时涡轮流量的

基金项目:航空动力基金项目(6141B09050339)

第一作者简介:杨荣菲(1982—),女,湖北武汉人,硕士生导师,研究方向为叶轮机气动力学。

・机械制造・

变化情况,为涡轮气动调节中参数设置提供指导。

1 研究对象和数值验证

1.1 研究对象及数值方法

以某对转涡轮高压部件为研究对象,如图1所示。采用 Autogrid5 自动生成 HOH 结构化网格,不考虑叶尖间隙,对固壁处进行网格加密以保证第一层网格 y+<1。



图1 计算模型示意图

数值模拟采用课题组自主开发的 CFD 软件 NUAA-Turbo2.0^[9]。该程序求解守恒型可压缩 N-S 控制 方程,对流空间离散采用三阶 WENO 格式^[10]、SST 湍流模 型^[11],并采用多核并行(MPI)计算。定常计算边界条件:亚 音速进口给定总温、总压、气流角以及出口背压,叶片表面为 绝热无滑移固壁,计算域周向采用周期性边界,转/静交界面 为一维无反射^[12]的掺混面方法,射流采用源项法^[13]。

1.2 数值方法验证

1) 源项法可靠性验证

源项法无需对离散孔划分网格,只需在指定位置加入如质量、动量、能量及湍动能源项即可,在保证精度的同时可大大减少计算量。为验证源项法的准确性,本文使用BURD和SIMON^[14-15]的平板气膜冷却实验模型及数据。选用长径比 2.3 的试验结果,其中射流角度为 35°,射流孔 *D* = 19 mm,主流速度为 11 m/s,速度比为 1,主流温度 293 K,射流温度 303 K。计算域从孔上游 5*D* 到下游 15*D*、高度 5*D*、宽度 3*D*。网格无关性验证后最终网格量为 48 万,如图 2 所示,流向、法向和展向上节点为 225×65×33,其中流向和展向网格均匀分布,固壁法向网格加密,保证第一层网格 y+<1。



图 2 网格示意图

气膜冷却效率 η 定义为

$$\eta = \frac{T_{w} - T_{\infty}}{T_{c} - T_{\infty}}$$

式中:T。为主流;T、为绝热壁面温度;T。表示射流温度。

图 3 是射流孔下游 X/D=2.5、3.75 展向位置冷却效率 与实验结果的对比。可看出数值模拟结果与实验值吻合 良好,说明源项法能有效预测射流与主流的掺混。



2) 网格无关性验证

静子和转子网格沿不同方向加密,计算得到不同网格量 下涡轮进口流量和导叶 50% 叶高叶片表面相对静压分布,如 图 4-图 5 所示(因本刊黑白印刷,如有疑问可咨询作者。)。 可以看出当网格量达到 271.7 万以上时,涡轮流量基本不变, 叶片表面相对静压分布基本重合,因此可认为本文选用的 271.7 万网格量满足网格无关性。



1.3 算例说明

为了研究冷气射流孔调节涡轮流量的可行性,以叶片 表面无射流的对转涡轮高压级设计工况为基准,在导叶吸 力面、压力面分别沿展向布置 17 个直径 1 mm 的射流孔, 射流孔位置为 10%~90%轴向弦长、射流角度分别为 30°、 50°、90°、120°、150°,按照压气机出口总温给定射流总温, 射流流量分别给定为 1%、3%、5%、7%、8.4%涡轮设计点 流量,数值计算不同射流参数下涡轮进口流量相较于基准 工况的改变情况,用符号 *R*。表示:

$$R_{\rm c} = \frac{m_{\rm f} - m_{\rm c}}{m_{\rm f}} \times 100$$

式中:m 表示涡轮进口流量;下标"f"、"c"分别为基准工况和冷气射流工况。

2 结果与讨论

2.1 基准工况流场分析

图 6 为无射流时叶中截面相对马赫数云图。可以看 到吸力侧激波向下游发展并与尾迹作用;压力面侧内伸激 波打在相邻叶片吸力面并产生反射。转子吸力面距前缘 约 55% 轴向弦长处产生一道压缩波,与转子尾缘压力面 侧产生的内伸激波相交后与下游尾迹相交。这在常规涡 轮中是没有的,这是因为常规涡轮中喉道位置在叶片尾缘 附近,叶栅通道中气流是亚音速流动的。



2.2 压力面射流对涡轮影响

图 7 为最大冷气量 8.4%时压力面不同喷射位置(相 对轴向弦长 x/Cx)和射流角度对涡轮流量的影响。可以 看到相同冷气量下涡轮流量调节效果与射流位置基本无 关,射流角增加有利于增大流量调节范围。考虑到导叶前 缘附近温度较高需要进行气膜冷却,因此选取靠近尾缘温 度较低的位置布置射流孔进行气动调节。



选取距导叶前缘80%轴向弦长处喷射冷气,计算不



同射流角和冷气量下涡轮进口流量变化(图8)。可以看 到冷气量为1%时进口流量仅减小了1%,基本无法起到 气动调节作用。锐角喷射时不同冷气量下涡轮流量变化 基本相同,当射流角度增加到90°、120°时涡轮流量随冷 气量变化明显,特别是当冷气量较大时,120°射流角射流 引起的涡轮流量减小量是锐角射流时的将近一倍,进一步 增加射流角度至150°时涡轮流量调节效果并没有较大改 善,因此压力面最佳射流角为90°~120°,冷气量越大涡轮 流量调节效果越好。

图 9 为叶中截面马赫数云图,其中图 9(a)为基准工况,图 9(b)-图 9(d)为射流角、冷气量改变工况。可以看出,射流以高于当地速度喷射进主流道,射流本身以及射流下游的低速区形成堵塞,在射流轨迹与相邻叶片吸力面之间形成喉道,见图中马赫数为 1 的等值线,射流角越大、冷气量越大,导叶喉道面积减小越多,对应于涡轮进口流量减小量增加。



2.3 吸力面射流对涡轮影响

对比图 7 和图 10 可看出,相较压力面射流,相同喷气 流量下,吸力面射流位置对涡轮流量调节的影响更大,喉 道下游射流引起涡轮流量改变量基本为零;喉道上游射流 均能调节涡轮流量,其中喉道上游附近位置(距前缘 50%、60%轴向弦长)射流对涡轮流量调节最敏感,此处除 了流量调节范围达到最大外,射流角增加引起的流量调节 范围增加量也最大。

选取 50%轴向弦长处喷气,计算不同射流角和冷气 量下涡轮流量变化见图 11。由图可看出,相同射流角下 涡轮流量变化量随冷气量增加而线性增加,相同冷气量下 涡轮流量变化量随射流角增加先快速增加后缓慢增加。 当射流角增加到 120°时,进一步增加射流角引起的涡轮 流量变化不大,因此 120°为最佳射流角。相较压力面,吸 力面喷射冷气对涡轮流量的改变量更大,特别是吸力面射 流角 120°、冷气量 8.4%时涡轮流量减小 15%,是压力面相 同射流条件下涡轮流量减小量的 1.5 倍。



图 12 为导叶吸力面不同射流角度及冷气量下叶中截 面马赫数云图。对比图 9 可看出,类似于压力面射流通过 流道堵塞实现涡轮流量调节的机理,射流轨迹与相邻叶片 压力面之间的区域形成了涡轮喉道,随射流角增加,射流 轨迹远离吸力面引起涡轮喉道面积减小;随冷气量减小, 射流流动由超音速降为亚音速,射流轨迹受主流影响并更 加贴近吸力面,引起涡轮喉道面积增加,同时亚音速射流 削弱相邻叶排压力面内伸波撞击在吸力面上的激波强度, 使得反射波消失。



图 12 吸力面 50%轴向弦长处喷气时叶中截面马赫数

3 结语

以对转涡轮高压级为研究对象,采用源项法数值研究 了导叶吸力面、压力面不同位置、角度射流孔以不同冷气 量调节涡轮流量的可行性,结论如下:

 1) 压力面不同位置射流均可调节涡轮流量,且调节 效果基本相同;在压力面近尾缘附近温度较低区适合布置 射流孔,涡轮流量调节效果与射流角、射流流量正相关,最 佳射流角度为90°~120°。

2)吸力面射流调节涡轮流量时,涡轮流量对射流位置 敏感,涡轮喉道上游附近为最佳射流位置,涡轮流量的调节量 随射流角、冷气量的增加而增加,最佳射流角为120°。

3)相同射流参数下,吸力面射流较压力面射流对涡 轮流量调节效果更好,流动机理来源于射流轨迹及其下游 低速区域形成的堵塞减少了涡轮喉道面积。

参考文献:

- [1] 季路成,肖翔,陈江.1+1/2 对转涡轮设计及控制方法探索 [J].工程热物理学报,2004,25(3):405-407.
- [2] LATIMER R J. Variable flow turbine [R]. AGARD CP-205, 1977.
- [3] 雒伟伟,张磊,王会社,等.可调高压导叶对 1+1/2 对转涡 轮性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报,2011,26(12): 2741-2748.
- [4] 雒伟伟,张磊,王会社,等.1+1/2 对转涡轮可调高压导叶流 场及损失的数值研究[J].推进技术,2012,33(3):346-355.
- [5] 潘波,陶海亮,赵洪雷,等.可调导叶端壁间隙泄漏损失控制方法研究[J].工程热物理学报,2013,34(4):618-623.
- [6] 胡松岩. 变几何涡轮及其设计特点[J]. 航空发动机, 1996 (3): 36-41.
- [7] 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): 9-12, 4.
- [8] 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.
- [9] 向欢. 涡轮内部非定常流动机理及应用研究[D]. 南京: 南京 航空航天大学, 2013.
- [10] ZHU J, QIU J X. A new fifth order finite difference WENO scheme for solving hyperbolic conservation laws [J]. Journal of Computational Physics, 2016, 318: 110-121.
- [11] MENTER F R, KUNTZ M, LANGTRY R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model[J]. Heat and Mass Transfer, 2003, 4: 1220-1225.
- [12] GILES M B. Nonreflecting boundary conditions for Euler equation calculations[J]. AIAA Journal, 1990, 28(12): 2050-2058.
- [13] TARTINVILLE B, HIRSCH C. Modelling of film cooling for turbine blade design [C]//Proceedings of ASME Conference on ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air, 2009: 2219-2228.
- [14] BURD S W, SIMON T W. The influence of coolant supply geometry on film coolant exit flow and surface adiabatic effectiveness [C]// Proceedings of ASME Conference on ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, 2014.
- [15] BURD S W, SIMON T W. Effect of hole length, supply plenum geometry and freestream turbulence on film cooling performance [C]//NASA, CR-2000-210336.

收稿日期:2020-01-06