

压气机静子上游容腔优化设计研究

韦开君¹, 赵晨旭²

(1. 中国电子科技集团公司第三十八研究所, 安徽 合肥 230088;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:从3个方向对压气机静子上游容腔进行优化设计,采用数值模拟方法对优化效果进行分析。结果表明:开槽处理会破坏流动连续性,开槽位置对流动性能的影响较大,且开槽处理方案对封严性能提升效果不明显;右端壁与左端壁两种倒圆结构在叶栅通道出口截面的总压损失系数分别下降了0.395%和0.342%;两种堆叠结构叶栅出口截面的总压损失系数分别下降2.72%和3.11%,弧形拐角的堆叠结构封严性能更优。

关键词:压气机静子;上游容腔优化;开槽处理;倒圆处理;堆叠结构

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)03-0132-04

Reserch on Optimization Design of Compressor Stator Upstream Cavity

WEI Kaijun¹, ZHAO Chenxu²

(1. The 38th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Hefei 230088, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The upstream cavity of compressor stator is optimized from three directions, and the optimization effect is analyzed by numerical simulation. The results show that the slotting treatment may ruin the flow continuity, and the slotting position significantly affects the flow performance. In general, the sealing performance improvement effect of the slotting treatment scheme is not obvious; the total pressure loss coefficient of the right end wall and left end wall rounded structures at the outlet section of cascade passage decreases by 0.395% and 0.342% respectively; the total pressure loss coefficient of the cascade outlet section decreases by 2.72% and 3.11% respectively for the two stacked structures, and the sealing performance of the stacked structure with arc-shaped corner is better.

Keywords: compressor stator; upstream cavity optimization; slotting treatment; rounding treatment; stacked structure

0 引言

航空发动机长期工作在高温、高压、高转速的环境中,压气机及涡轮转静子之间的气路密封问题成为众多学者们的研究热点。20世纪90年代,NASA提出先进亚声速技术(AST)计划,通过提高封严结构性能来减少直接运营成本(DOC),提高发动机和飞行器性能^[1]。国内也有学者指出,先进的发动机封严技术是降低耗油率、提高推重比、减少污染物排放、增加耐久性及其寿命的关键技术^[2]。

作为传统的非接触式密封,篦齿封严有着结构简单、成本低、寿命长的特点,常见于压气机级间密封。通过采用新结构,新的控制手段可提高其封严性能,其中一个途径是篦齿结构优化设计。ROBERT C^[3]提出了一种收缩型齿尖,这种结构既有利于减少齿尖磨损又能提高封严效果。许莹莹等^[4]指出齿腔内流动结构越复杂,齿腔内流体能量交换越复杂,泄漏系数越小。纪国剑等^[5]发现增加齿间环形槽破坏了泄漏流的轴向连续性,能有效降低透气流效应,从而降低泄漏量。另一个途径是削弱泄漏流对主流的影响,国内外学者一般通过优化容腔结构来开展工作。POPOVIĆ I等^[6]参数化研究了将上游容腔改为重叠

密封结构对泄漏流的影响,指出容腔结构微小变化就会对主流流动性能产生较大影响。傅鑫等^[7]在研究不同间隙叶高比下静子上游容腔内的流动结构时发现,上游容腔内不光有泄漏流存在,还有主流进入上游容腔产生的上游容腔二次流。禄堃^[8]研究了增加几何削角对篦齿封严性能的影响,并用非定常计算进行了验证。

容腔结构的变化会对流态产生重大影响,本文从3个不同的方向出发,对上游容腔结构进行优化设计:1)对容腔端壁进行开槽处理;2)对容腔端壁进行倒圆处理;3)将容腔结构改为堆叠结构。通过不同构型的流场结构及流动性能参数分析不同结构的优化效果。

1 计算模型与数值模拟方法

1.1 计算模型

本文研究对象参考某七级轴流压气机第二级带静子叶根容腔的造型进行设计(图1),其中叶栅叶型参照涡轮院提供的某压气机静子叶根截面进行设计,与朱剑锋等^[9]研究无源微脉冲射流抑制叶栅气流分离采用的实验叶型相同。衬套与轮毂之间设置篦齿结构,如图2所示。

第一作者简介:韦开君(1989—),女,安徽蚌埠人,工程师,博士,研究方向为浮空器动力系统设计。

该篦齿结构已由课题组进行了大量试验验证,其几何参数如下:齿腔宽度为4 mm,齿腔深度为4.3 mm,齿顶间隙为0.7 mm,齿顶厚度为0.2 mm。叶顶与机匣固接,叶根与轮毂之间用衬套连接。计算模型叶栅通道大小:计算域沿流向尺寸为5倍叶片弦长,其中进口到叶片前缘为1.5倍弦长,出口到叶片尾缘为2.5倍弦长,沿额线方向宽度为一个栅距。

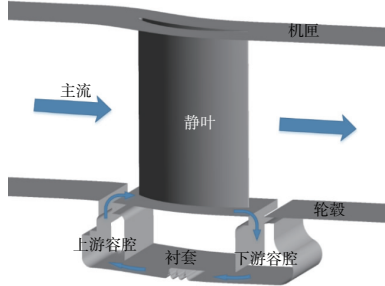


图1 计算模型结构示意图

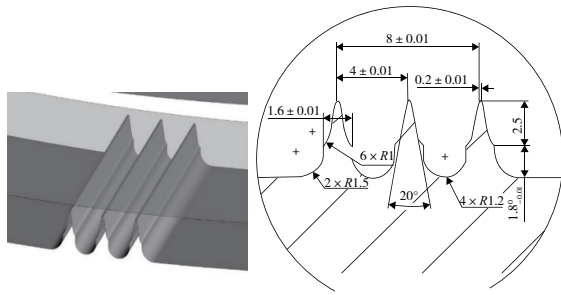


图2 篦齿结构几何造型

1.2 网格划分与边界条件

本文采用ICEM进行结构化网格划分,如图3所示。近壁面处、叶片附近及上游容腔网格均进行加密处理,以更好地捕捉所关注的流场细节,提高计算结构精确性。壁面处第一层网格高度控制在0.01 mm以内,调节延展比与节点数将 y^+ 数控制在2以下。给定进口边界条件:总压187 410.7 Pa,总温288.15 K,通过调整进气角度调节进口攻角为 9° ,调整出口背压来调节进口马赫数为0.1,无特殊说明,后文均采用此进气条件。壁面采用绝热无滑移边界,容腔下壁面周向速度设置为 $U=32$ m/s,周向给定平移周期边界。

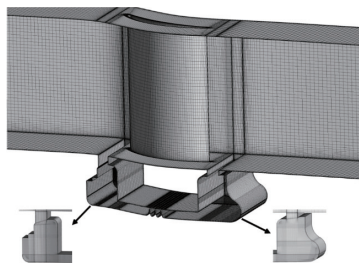


图3 计算网格模型

1.3 计算模型校验

本文选取了标准 $k-\omega$ 模型、SST $k-\omega$ 模型、BSL $k-\omega$ 模型

及RNG $k-\varepsilon$ 模型对不带静子容腔的平面叶栅表静压分布进行数值模拟,静压系数定义为

$$C_p = \frac{P - P_{in}^*}{P_{in}^* - P_{in}} \quad (1)$$

式中: P 为叶片表面静压; P_{in}^* 为入口截面总压, P_{in} 为入口截面静压,两者都用质量平均计算。

各湍流模型计算结果与朱剑锋等同等条件下的实验结果对比如图4所示。可以看出,在吸力面分离点以前各湍流模型的静压系数与实验结果都有一定的差距,而在分离点以后BSL模型对应的静压系数与实验结果最为一致。本文的研究重点是上游容腔内流体流动细节及封严结构性能,重点关注扩压叶栅的总压损失,基于此,最终选取BSL $k-\omega$ 模型进行后续的研究。

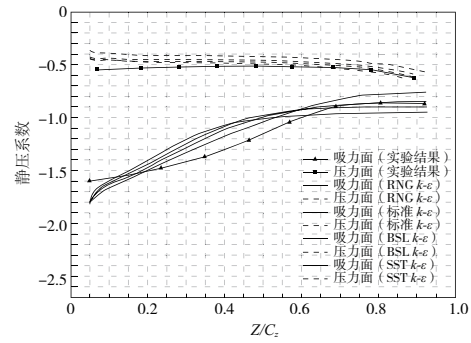


图4 不同湍流模型计算结果与实验结果对比

2 计算结果及分析

2.1 开槽处理作用效果分析

出口总压损失可反映叶栅的流场性能,总压损失越小流场性能越好,为了衡量叶栅通道内的总压损失大小,定义总压损失系数为

$$Y_p = \frac{P_{in}^* - P^*}{P_{in}^* - P_{in}} \quad (2)$$

式中: P_{in}^* 、 P_{in} 分别为叶栅入口($Z/C_z = -0.5$)处的总压及静压; P^* 为所关注截面的总压。本文在上游容腔两侧端壁上增加浅槽结构,浅槽结构示意如图5所示。模型9在容腔左侧端壁中部进行开槽处理,浅槽向上偏转 30° ,宽度3 mm,深度1.5 mm;模型10尺寸在模型9基础上进行了等比例缩小,在容腔右侧端壁中部进行开槽处理,浅槽向下偏转 30° ,宽度2 mm,深度1 mm;未经处理的原模型为模型0。

表1给出了3种模型的泄漏流量占比及叶栅出口截面($Z/C_z = 1.3$)总压损失系数对比。由表1可知,虽然模型9较模型0泄漏流量占比有所降低,但总压损失系数不降反增,这是由于泄漏流量占比下降后,进入容腔的通道二次流反而增加,这部分流体对于流动的影响不容忽视。模型10较模型0泄漏流量占比升高,但进入容腔的通道二次流中部分被限制在浅槽内,相当于削弱了其对主流的影响,因此总压损失系数有所下降,但仅下降了0.114%,封严性能提升效果不明显。

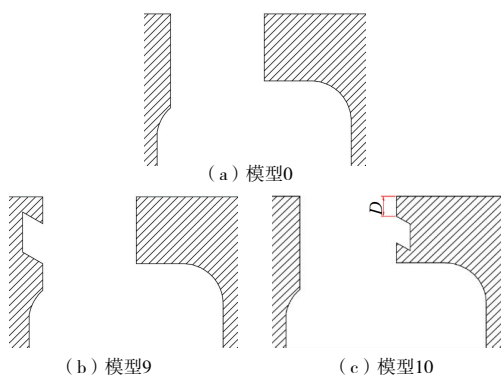


图5 上游容腔开槽处理结构示意图

表1 不同浅槽结构的流动性能参数对比

模型	泄漏流量占比	总压损失系数
模型0	0.190 54	0.293 89
模型9	0.188 01	0.293 95
模型10	0.192 17	0.293 56

将浅槽与容腔出口距离设为 D (图5中模型10所示),表2给出了 D 不同时的封严效果。可以看到, D 减小后,泄漏流量占比先增大后减小,总压损失系数先有微小的下降接着又升高。

表2 浅槽与出口距离不同时封严效果对比

D/mm	泄漏流量占比	总压损失系数
1.5	0.192 17	0.293 56
1.0	0.195 08	0.293 53
0.5	0.191 37	0.294 21

结合图6给出的 D 不同时容腔二次流情况来看, D 为 1.5 mm 及 1.0 mm 时,浅槽内为逆时针旋转涡流, D 减小到 0.5 mm 时,浅槽内的涡流结构发生了明显变化,由于浅槽结构距离容腔出口很近,靠近容腔右侧的通道二次流在进入浅槽时并没有完成往容腔内的偏转,容腔二次流“挤入”浅槽内,仍处于顺时针旋转的状态。因此浅槽内并未形成大范围的逆时针涡流,仅在浅槽顶部有一个范围较小的逆时针涡,这种流态并未起到好的效果,反而使容腔二次流量增大,因此出现了距离 $D = 0.5 \text{ mm}$ 时,泄漏流量占比减小、总压损失系数增大的现象。

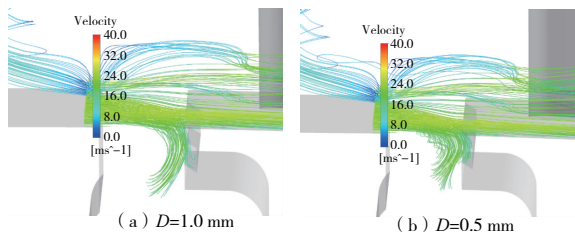


图6 开槽位置不同时容腔二次流的流动情况

2.2 倒圆处理作用效果分析

本文设计了两种倒圆处理结构,通过倒圆结构改变上游容腔的流场结构,提高整体的流动性能。两种倒圆结构

如图7所示,分别命名为模型11和模型12,其中模型11在容腔右侧端壁拐角处进行倒圆处理,圆角半径为 1.5 mm,扫掠角度为 90° ;模型12在容腔左侧端壁与模型11相同径向高度处进行倒圆处理,圆角尺寸一致。

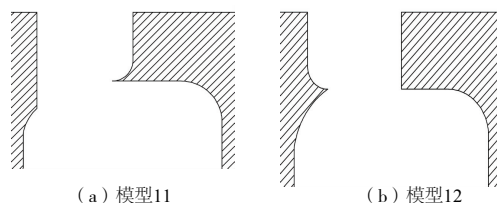


图7 上游容腔倒圆处理结构示意图

图8展示了两种结构上游容腔出口附近的二次流流动情况。可以看到,两种模型中主涡的涡核均在容腔右侧端壁附近,模型11容腔二次流在上游容腔中的影响范围较小;两种模型中泄漏流均从左侧端壁附近流出上游容腔,模型12中部分泄漏流在倒圆角上方发生分离,形成一个逆时针的小涡。

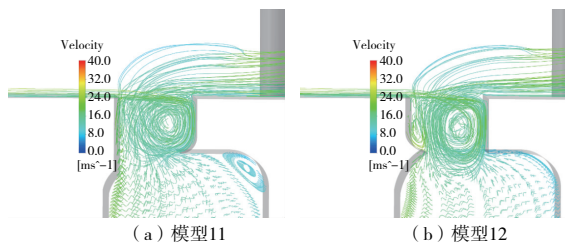


图8 上游容腔出口附近二次流流动结构

表3列出了不同结构的流动性能参数。由表可知,模型11较模型0总压损失系数下降了 0.395%,泄漏流量占比却有所增加。这是由于倒圆的作用,经通道进入容腔的二次流与泄漏流掺混形成的涡流涡核较模型0更靠近容腔右侧端壁,且涡流在容腔中的影响范围变小,进入容腔的通道二次流更快流出上游容腔,与泄漏流掺混时这部分流体能量损失较模型0小,因此流出容腔后对主流的影响减小,对提高性能有积极作用。但由于主涡核更靠近右侧端壁,使得流出容腔的泄漏流量增大,两者的共同作用结果是叶栅出口截面总压损失系数下降。模型12较模型0泄漏流量占比及总压损失系数均有所下降,总压损失系数下降了 0.342%,模型12的倒圆破坏了泄漏流的流动连续性,使其在圆角上方形成了一个逆时针涡流,从而流出容腔的泄漏流量减少。此外,模型12中主涡的影响范围更大,进入容腔的通道二次流更多,这使得模型12较模型11叶栅出口截面总压损失系数略高。

表3 不同倒圆结构流动性能参数对比

模型	泄漏流量占比	总压损失系数
模型0	0.190 54	0.293 89
模型11	0.199 91	0.292 73
模型12	0.187 57	0.292 89

2.3 堆叠结构作用效果分析

受到上游容腔出口倒圆处理的启发,本文设计了两种

不同的堆叠结构,如图9所示,分别命名为模型13和模型14,堆叠结构与左侧端壁间高度设为 H ,出口与轴向间夹角设为 β 。将上游容腔改为堆叠结构有两个目的:一方面是减少进入容腔的通道二次流,另一方面是使泄漏流流出容腔的方向发生偏转,不让泄漏流垂直喷出以削弱其径向扰动,这两者都能提高流动性能。模型13为三角形的堆叠结构,高度 H 为3.5 mm,夹角 β 为 30° ;模型14为弧形拐角的堆叠结构,高度 H 为3.5 mm,夹角 β 为 26.5° ,相比于模型13,其流动过渡更圆滑。

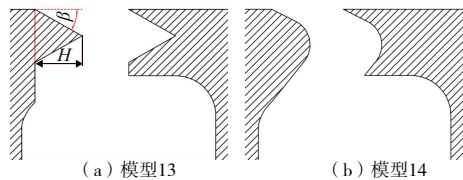


图9 上游容腔堆叠结构示意图

为直观对比两种堆叠结构的作用效果,图10给出了各轴向弦长截面的平均总压损失系数对比。由图可知,两种堆叠结构的各截面总压损失系数较模型0均有一定程度的下降,模型14下降得更多。这是由于上游容腔变为堆叠结构后,削弱了泄漏流对主流的径向影响,且更少的通道二次流进入上游容腔与泄漏流发生掺混,使得叶栅通道中流向叶根角区的二次流径向的影响范围减小,因此各截面的总压损失均有所下降,模型14中进入容腔的通道二次流量较模型13少,叶栅通道中的低能流体与主流的速度差更小,因此各截面总压损失均比模型13低。此外,从25%~100%截面两种堆叠结构的各截面总压损失系数较模型0的下降幅度均先增大后减小,在75%截面下降幅度最大,这是因为两种堆叠结构各截面靠近下端壁的二次流影响范围下降程度沿流向逐渐变大,75%截面的下降程度最大。就泄漏流量占比而言,模型13与模型14较模型0分别下降了12.4%和12.0%,堆叠结构可以防止泄漏流进入通道中,使得泄漏流量占比降低,模型13中容腔二次流量更大,容腔二次流可以阻碍泄漏流流出容腔,因此模型13的泄漏流量占比下降幅度更大。综合来看,两种堆叠结构都能提高密封性能,模型13与模型14在130%截面的总压损失系数分别下降了2.72%和3.11%。

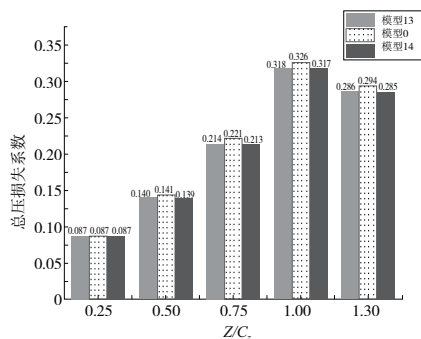


图10 不同堆叠结构各截面总压损失系数对比

3 结语

本文对上游容腔结构进行了优化设计,共设计了3种不同的优化方案,每种方案均进行了对比分析。得到了以下结论。

1) 开槽处理会破坏流动连续性,但开槽位置对流动性能的影响较大,容腔左侧端壁开槽出口截面总压损失系数不降反升,容腔右侧端壁开槽出口截面总压损失系数下降0.114%。综合来看,开槽处理方案密封性能提升效果不明显。

2) 倒圆处理可以改变容腔内的流场结构,容腔两侧端壁倒圆处理均能改善流动性能,右端壁与左端壁两种倒圆结构在叶栅通道出口截面的总压损失系数分别下降了0.395%和0.342%。

3) 三角形堆叠结构及弧形拐角堆叠结构中各截面总压损失均有所降低,相较于原模型,二次流在流入叶栅通道后更靠近下端壁流动,其径向的影响范围变小,流动性能改善。两种结构中叶栅出口截面的总压损失系数下降分别为2.72%和3.11%,弧形拐角的堆叠结构密封性能更优。

参考文献:

- [1] STEINETZ B M, HENDRICKS R C, MUNSON J. Advanced seal technology role in meeting next generation turbine engine goals [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA/TM-1988-206961, 1999.
- [2] 沈虹, 郑天慧, 陈玉洁. 航空发动机封严技术的进展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(4): 51-55.
- [3] ROBERT C. Hendricks three-step labyrinth seal for high-performance turbomachines [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Technical Paper 1848, 1987.
- [4] 许莹莹, 傅鑫. 静子叶根封严篦齿齿腔三维流动结构分析[J]. 机械制造与自动化, 2020, 49(4): 113-115, 132.
- [5] 纪国剑, 吉洪湖, 白花蕾. 齿间环形凹槽结构对直通篦齿封严特性影响的数值研究[J]. 流体机械, 2007, 35(12): 21-24, 83.
- [6] POPOVIĆ I, HODSON H P. The effects of a parametric variation of the rim seal geometry on the interaction between hub leakage and mainstream flows in high pressure turbines [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2013, 135(11): 112501-1-11.
- [7] 傅鑫, 王婉月, 张衍, 等. 轴流压气机主流在封严篦齿上游容腔内流动结构的数值研究[J]. 兵工自动化, 2018, 37(7): 83-88.
- [8] 禄莹. 轴流压气机静叶气封间隙流的研究和流道优化[D]. 北京: 清华大学, 2008.
- [9] 朱剑锋, 黄国平, 傅鑫, 等. 无源微脉冲射流抑制叶栅气分离的初步实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 391-397.

收稿日期: 2022-02-21