

肋片影响下的压气机静子叶栅流动特性研究

赵晨旭,傅鑫

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:研究了肋片结构对带静子容腔的压气机静子叶栅的影响,采用数值模拟方法分析进气攻角及马赫数变化带来的流动性能变化。结果表明:增加肋片后,低能流体的发展变得复杂,有肋片时出口总压损失下降了4.53%,叶根处叶片载荷增大,叶根角区流场恶化得到缓解。从总体来看总压损失随攻角增大均有所增加,正攻角时叶根处流场性能严重恶化。随马赫数增加,100%轴向弦长处的总压损失逐渐增大,10%叶高处叶片载荷逐渐降低。

关键词:压气机;上游容腔优化;肋结构;流场分布;总压损失;叶片载荷

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)03-0054-04

Flow Characteristics of Compressor Stator Cascades Affected by Ribs

ZHAO Chenxu, FU Xin

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

Abstract: The influence of the rib structure on the compressor stator cascade with stator cavity is studied, and the changes of the flow performance caused by the change of inlet attack-angle and inlet Mach number are analyzed by numerical simulation method. The results show that the development of low-energy fluid becomes more complicated with the addition of ribs, the total pressure loss at the outlet decreases by 4.53% in the presence of ribs, the blade load increases at the blade root, and the deterioration of the flow field at the blade root corner is alleviated. In general, the total pressure loss increases with the increase of the attack angle, and the flow field performance at the blade root deteriorates seriously when the attack angle is positive. With the increase of Mach number, the total pressure loss at 100% of the axial chord length gradually increases, and the blade load at 10% of the blade height gradually decreases.

Keywords: compressor; upstream cavity optimization; rib structure; flow field distribution; total pressure loss; blade load

0 引言

制约我国空军发展的一个重要原因是发动机技术的落后,而发动机转静子之间的封严泄漏问题一直是限制发动机性能提升的重要因素之一。有研究指出^[1],未来发动机性能的改进将通过使用更好的材料、提高部件效率以及减少封严泄漏量来完成,其中一半的性能提高取决于改进封严结构带来的泄漏量降低。

篦齿封严作为传统的非接触式密封,其结构简单,成本低,寿命长,在工程中应用广泛,通过采用新结构,新控制手段来提高其性能,具有较大的研究价值^[2],其中一个出发点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。JOHNSON M C等^[3]对比了光滑轮毂与端部开槽的轮毂的封严性能,发现端部处理可以提高压比和扩稳。ROSIC B等^[4]在研究容腔几何结构变化下泄漏流与主流的相互作用时,发现减小容腔宽度可提高封严性能,减小容腔深度可改善转子内流场。国内在容腔结构优化研究方面也开展了很多工作。马文生等^[5]提出一种在上游容腔出口处增加几何削角的优化方法,发现几何削角可以削弱泄漏流对主流的影响,提升叶片效率。陈雷^[6]研究了在上游容腔出口处增加导流叶片和减小出口宽度对篦齿性能的影响,发现两种方法都能提高篦齿封

严效果。张衍^[7]提出了两种优化结构:容腔出口倒圆与肋片结构,发现倒圆方向与主流方向相反时,能够改善流动性,肋片结构也能使总压损失降低,流动性得到改善。

国内外学者对静子容腔结构优化设计研究较为基础,大多集中在结构改型上,并没有从流场细节上了解其提升性能的内在机理,而想要提高封严性能,必不可少地需要了解肋片影响封严性能的内在机理。本文研究了带静子容腔叶栅通道的流场结构,将增加肋片后的流场及性能改变进行了分析。在此基础上,研究了进口马赫数及进口攻角变化所带来的影响。

1 计算模型与数值模拟方法

1.1 计算模型

本文研究对象(图1)参考某轴流压气机二级带静子叶根容腔的造型进行设计,其中叶型参照涡轮轮提供的某压气机静子叶根截面进行设计,与朱剑锋等^[8]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,叶型及容腔主要参数见表1。衬套与轮毂之间设置篦齿结构,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。

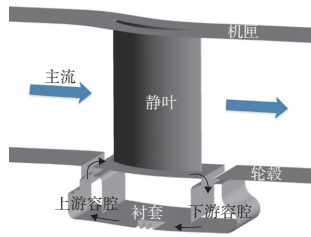


图1 计算模型结构示意图

表1 叶型与上下游容腔主要参数

参数	数值
叶片弦长 C /mm	60
轴向弦长 C_z /mm	56.2
栅距 S /mm	45
叶高 H /mm	80
稠度 τ	1.33
几何进气角 k_1 /($^\circ$)	46
几何出气角 k_2 /($^\circ$)	-10
容腔深度 h /mm	30.6
上游容腔进口宽度 d_{in} /mm	7
下游容腔出口宽度 d_{out} /mm	7
篦齿间隙 D /mm	0.7

1.2 网格划分与边界条件

本文采用 ICEM 进行网格划分,如图 2 所示,近壁面处、叶片附近及上游容腔网格均进行了加密处理,以更好地捕捉所关注的流场细节。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;通过调整出口背压来调节进气马赫数,调整进气角度调节进气攻角;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。

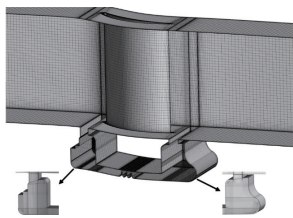


图2 计算网格模型

1.3 计算模型校验

本文选取标准 $k-\omega$ 模型、SST $k-\omega$ 模型、BSL $k-\omega$ 模型及 RNG $k-\epsilon$ 模型对不带静子容腔的平面叶栅叶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。

数值结果与朱剑锋等的实验结果对比如图 3 所示(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者)。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。考虑到本文的研究重点,最终选取 BSL $k-\omega$ 模型进行后续的研究。

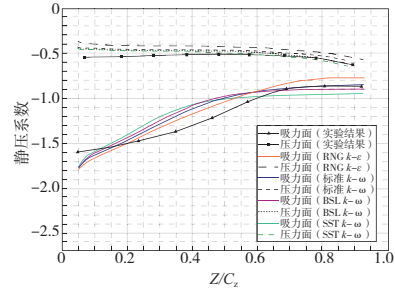


图3 不同湍流模型计算结果与实验结果对比

1.4 网格无关性验证

在保证网格质量的前提下,本文针对带静子容腔的平面叶栅选取 6 组不同网格量进行网格无关性校验,各网格选用相同的边界条件与湍流模型。通道流量随网格数目的变化如图 4 所示。可以看到,网格数目在增加到 490 万后,通道流量基本不变,因此后续研究网格数量控制在 490 万左右。

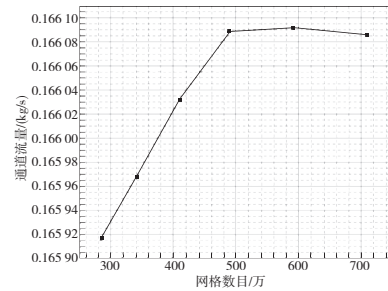


图4 网格无关性验证

2 计算结果及分析

2.1 有无肋片时流场结构及性能对比

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。图 5 给出了有无肋片时通道二次流的发展情况及叶栅出口截面 ($Z/C_z = 1.3$) 的总压损失分布。可以看出,叶栅通道内流场结构较为复杂,但大致可按其流动情况分为 4 部分流体。黄色流体从通道中部进入叶栅通道内,在横向压力梯度作用下,逐渐向吸力面靠近,在叶片尾缘处受到通道涡卷吸,沿叶高方向爬升,最高可以爬升至约 70% 叶高。增加肋片后,靠近压力面侧的黄色流体由于其流动缓慢,部分流体在压力梯度作用下绕过叶片前缘流至吸力面角区;浅蓝色流体在前缘马

蹄涡的作用下,流至叶片前缘时就已经被抬升至约 7% 叶高,其在横向压力梯度的作用下同样会向吸力面靠近,在叶片尾缘处被通道涡卷吸,与黄色流体掺混在一起,形成一个较大的涡流区,可爬升至 70% 叶高。有肋片时,浅蓝色流体在叶片前缘处只能抬高到约 4% 叶高位置;深蓝色流体为叶栅通道内最为多变的通道二次流,其正对叶片流入叶栅通道时受到前缘马蹄涡的“拦截”作用,发生流动分离并被抬起,流动方向反向,而后又在主流作用下朝下游流动,在深蓝色流体流经叶片前缘时其已被抬高到约 17% 叶高,流动过程中在压力梯度作用下向吸力面靠近,最终在叶片尾缘处被通道涡卷入。有肋片时其流动情况几乎不变;红色流体为从通道进入上游容腔的二次流,主要来自于靠近通道中部附近贴近壁面的低能流体。红色流体在上游容腔内与泄漏流掺混在一起,相互作用,相互影响,并最终随泄漏流一起进入叶栅通道。加入肋片后,红色流体在撞击到肋片后被反弹出上游容腔,而后流入叶栅通道。

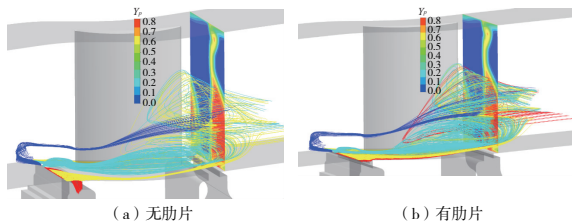


图 5 有无肋片叶栅通道二次流发展情况对比

图 6 为增加肋片前后泄漏流发展情况对比。可以看到在上下压差的驱使下,压力面侧近壁面流体进入下游容腔形成泄漏流,泄漏流经过篦齿段一系列的突缩突扩产生的涡流耗散作用后进入上游容腔,最后从上游容腔出口流出。流出上游容腔的流体与通道二次流发生掺混,在叶片尾缘处部分泄漏流重新被吸入下游容腔,其余部分被通道涡卷吸,并逐渐沿叶高方向爬升,最终可以爬升至 65% 叶高。增加肋片后,泄漏流从肋片与衬套之间缝隙处流出上游容腔,与无肋片时不同,泄漏流在流出上游容腔后是贴近下端壁面流动的,在尾缘处泄漏流在通道涡的卷吸作用下形成一个更宽更扁的大尺度涡流,该涡流会沿叶高方向盘旋爬升,最高可以爬升至 69% 叶高。

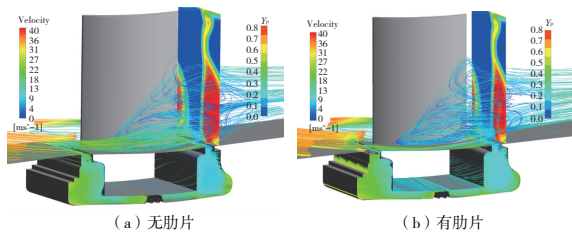


图 6 增加肋片前后泄漏流发展情况对比

为探索肋片结构的增加对叶栅性能的影响,本文研究了各轴向弦长位置处截面的总压损失情况。图 7 给出了各截面的总压损失系数对比(由质量流量加权平均求得)。可以看出,两种情况下 130% 截面的总压损失均比 100% 截面低,这是因为部分低能流体经过下游容腔时被重新吸入容腔,同时低能流体在尾缘下游与主流发生掺

混,流动均匀性提高。在增加了肋片结构后,从 25% 到 130% 各截面处的总压损失均有所下降,分别下降了 4.32%、5.87%、5.32%、4.05% 和 4.53%,其中 50% 与 75% 截面是下降最多的两个截面。这是由于增加肋片结构后,低能流体受到通道涡卷吸形成的大尺度涡呈现一种宽而扁的形态,涡核更加靠近叶片尾缘。因此在叶片中部及靠后位置处总压损失下降得更多。增加肋片结构后泄漏量降低,通道二次流无法进入上游容腔,这些因素使得通道内各截面的总压损失均减小。

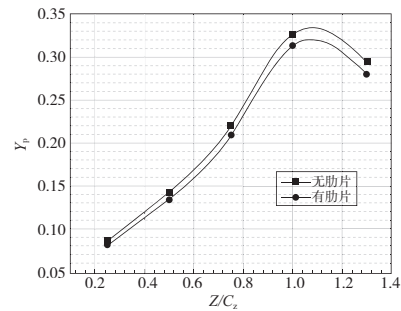


图 7 各截面位置处总压损失系数对比

参考 LEI V M 等^[9]对叶片失速的判断依据,引入载荷系数 S 来量化叶片所承载荷的大小:

$$S = \int_0^1 [C_{p,ps} - C_{p,ss}] \left(\frac{d_z}{C_z} \right) \quad (3)$$

表 2 给出了有、无肋片时各叶高截面叶片载荷大小。可以看到,无论是无肋片还是有肋片情况,10% 叶高处叶片载荷均比 50% 和 90% 叶高处要低得多,说明叶根角区大量泄漏流,端壁附面层低能流在此处堆积,导致叶根处流场性能恶化,扩压能力下降。90% 叶高载荷系数较 50% 叶高略微上升,这与低能流体影响范围低于 70% 叶高有关,叶顶附近流域只受到端壁附面层低能流的影响。增加肋片结构后,10% 叶高处载荷系数比无肋片时大,说明叶根角区的流场恶化得到了一定程度的缓解。50% 和 90% 叶高处载荷系数较无肋片时有所下降,但变化幅度不大,流动差异度不高。

表 2 各叶高截面处载荷系数对比

结构	截面位置		
	10% 叶高	50% 叶高	90% 叶高
无肋片	0.378 4	0.648 4	0.700 4
有肋片	0.391 1	0.648 0	0.692 0

2.2 攻角变化对流动性能影响分析

为研究攻角对流动性能的影响,对进气马赫数为 0.1, 进气的攻角分别为 -9° 、 -4° 、 0° 、 4° 及 9° 的流场进行了计算,图 8 给出了不同攻角时各截面总压损失系数对比。在各攻角情况下,从 25% 截面到 100% 截面,总压损失都呈现上升趋势,这与二次流在通道内发展过程中其影响范围不断扩大有关。随进气攻角增大,除了 -4° 攻角时各截面总压损失较 -9° 时略微下降以外,其他攻角情况随攻角增大总压损失均有所增加。这是由于随攻角增大低能流体在吸力面侧的分离情况有所加剧,而在压力面侧的分离情况

并未减缓,特别是正攻角时这种变化更为明显,低能流影响范围显著增加。

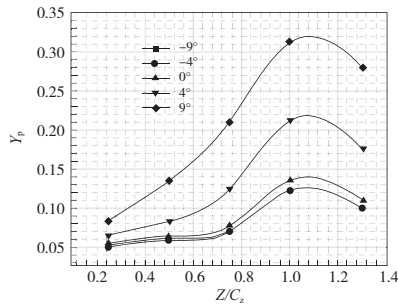


图8 不同攻角下各截面总压损失系数对比

表3展示了不同攻角时各叶高叶片载荷大小。可以看到,正攻角与负攻角时10%叶高处叶片载荷差异性明显,正攻角时10%叶高处叶片载荷明显下降,说明正攻角时低能流体更容易在叶根处堆积。同时还可以发现叶根与叶顶相较于叶中的流动差异性不同,叶根的流动差异更大,这是由于叶根处受到端壁附面层与泄漏流的共同影响,导致该处流动性能下降更多。

表3 不同攻角下各叶高截面载荷系数对比

进气攻角/(°)	截面位置		
	10%叶高	50%叶高	90%叶高
-9	0.509 7	0.636 2	0.580 2
-4	0.550 9	0.679 2	0.608 8
0	0.522 3	0.697 3	0.618 8
4	0.375 4	0.701 1	0.653 1
9	0.391 1	0.648 0	0.692 0

2.3 马赫数变化对流动性能影响分析

为研究马赫数对流动性能的影响,对攻角为9°、进气马赫数分别为0.1、0.3、0.5和0.7的流场进行了计算,图9给出了不同马赫数时各截面总压损失系数对比。随马赫数增加,25%截面总压损失是逐渐下降的,这是由于主流与泄漏流的能量差距变大,该位置处泄漏流对于主流的影响减弱。随马赫数增加,100%截面处的总压损失逐渐增大,说明泄漏流在该截面影响范围随马赫数增加而增大。

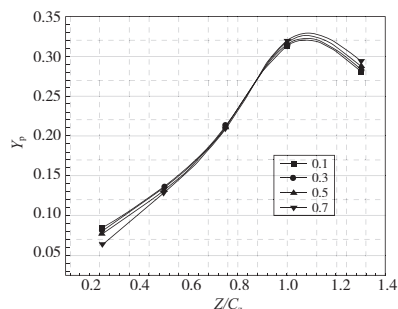


图9 不同马赫数下各截面总压损失系数对比

表4为不同马赫数下各叶高截面叶片载荷对比,可以看出同一马赫数下叶片载荷都呈现出叶根<叶中<叶尖,这是由于低能流体的影响范围能达到叶中以上,且越往上

低能流体对主流的影响程度越低,这就导致叶根处流场性能最差,叶顶性能最优。从纵向对比来看,随马赫数增大,10%叶高处叶片载荷逐渐降低,而50%和90%叶高叶片载荷逐渐增大。

表4 不同马赫数下各叶高截面载荷系数对比

马赫数	截面位置		
	10%叶高	50%叶高	90%叶高
0.1	0.391 1	0.648 0	0.692 0
0.3	0.374 8	0.648 9	0.729 5
0.5	0.370 7	0.651 7	0.742 5
0.7	0.344 8	0.694 0	0.790 1

3 结语

本文对比分析了有无肋片结构时流场结构及流动性能,在此基础上,研究了有肋片时攻角变化及马赫数变化对流动性能的影响,结论如下。

1) 增加肋片后,通道二次流的发展变得复杂,进入上游容腔的通道二次流变少,叶片尾缘处吸力面侧受通道涡卷吸形成的大尺度涡更宽更扁,涡流爬升高度由65%叶高增加到69%叶高。有肋片时出口总压损失下降了4.53%,叶根处叶片载荷增大,叶根角区流场恶化得到缓解。

2) 各攻角情况下,从25%截面到100%截面,总压损失都呈现上升趋势。从总体来看总压损失随攻角增大均有所增加。正攻角时低能流在叶根处堆积,流场性能恶化。

3) 当马赫数增加,25%轴向弦长截面总压损失逐渐下降,100%截面处的总压损失逐渐增大。随马赫数增大,10%叶高处叶片载荷逐渐降低,50%和90%叶高处叶片载荷逐渐增大。

参考文献:

- [1] STEINETZ B M, HENDRICKS R C. Engine seal technology requirements to meet NASA's advanced subsonic technology program goals [J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(4): 786-793.
- [2] 李翔,唐萌,张衍. 攻角对平面扩压叶栅叶根流动影响的分析[J]. 机械制造与自动化, 2020, 49(2): 142-145.
- [3] JOHNSON M C, GREITZER E M. Effects of slotted hub and casing treatments on compressor endwall flow fields [J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3): 380-387.
- [4] ROSIC B, DENTON J D, CURTIS E M. The influence of shroud and cavity geometry on turbine performance; an experimental and computational study—part I: shroud geometry [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4): 041001-1-041001-10.
- [5] 马文生,禄堃,顾春伟. 压气机静叶气封几何优化与流动分析[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(8): 1288-1290.
- [6] 陈雷. 压气机静子叶根间隙泄漏特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- [7] 张衍. 平面扩压叶栅叶根容腔泄漏特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.
- [8] 朱剑锋,黄国平,傅鑫,等. 无源微脉冲射流抑制叶栅气流分离的初步实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 391-397.
- [9] LEI V M, SPAKOVSKY Z S, GREITZER E M. A criterion for axial compressor hub - corner stall [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3): 031006-1-031006-10.

收稿日期:2021-11-17