

高压离心压气机导叶流场的附面层抽吸控制研究^{*}

刘振德, 王松涛, 潜纪儒, 张华良, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 通过数值模拟研究了某小型涡扇发动机离心压气机的出口导叶流场特点, 结合拓扑分析方法讨论了附面层抽吸对叶栅性能的影响。结果表明: 原型叶栅由于展弦比较小, 流动空间狭窄, 各种形式的附面层分离相互掺混, 恶化了整个叶栅的流动。通过附面层抽吸可以改变叶栅内的分离结构, 明显减小吸力面的分离, 使得流场结构趋于简单, 从而减小损失、提高叶栅效率。

关键词: 离心压气机; 分离流动⁺; 附面层抽吸⁺; 拓扑分析⁺

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 06-0705-05

Study about flow field control of vane of HP centrifugal compressor by boundary layer suction

LIU Zhen-de, WANG Song-tao, QIAN Ji-ru, ZHANG Hua-liang, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract A numerical study was carried out for a exit guide vane of a certain centrifugal compressor with high turning angle and meridional divergence. By topology analysis, the effect of boundary layer suction on cascade performance was discussed. The numerical results showed that the original low aspect ratio cascade had a narrow flow space and thus led to strong mixing of different boundary layer separations. By applying boundary layer suction, the separation structure and area were effectively changed and flow structure was simplified. The loss of cascade was remarkably reduced and the efficiency was raised.

Key words Centrifugal compressor; Flow separation⁺; Boundary layer suction⁺; Topology analysis⁺

1 引 言

随着叶轮机械的发展, 对叶栅负荷水平提出了更高的要求。众所周知, 增加负荷的两条途径就是提高切线速度与增加扭速。切线速度的提高受到激波本身以及激波所诱发的一系列损失增加的影响, 此外, 提高切线速度也受到材料强度的限制。因此, 增大大气流折转角从而提高扭速成为提高叶栅负荷的重要途径。在扩压叶栅中, 增大大气流折转角则意味着附面层的加厚甚至分离, 在某些情况下这种三维分离是无法避免的, 损失大大增加。迄今为止, 许多学者在探索提高负荷的同时降低损失的方法。Wennerström^[1]在研究了叶轮机械获得高负荷的方法后指出: 控制边界层发展对提高负荷有很大的作用。近年来 M II 的

一个研究小组在通过附面层抽吸增加压气机负荷的研究方面取得了令人振奋的结果^[2-5]: 利用附面层抽吸控制叶片和端壁的气流分离, 使叶片负荷大大增加, 在通常情况下, 附面层抽吸式压气机级是常规叶片级加功能力的 2 倍。系统的有关附面层抽吸式压气机的研究可以追溯到 1997 年 Kerrebrock 等人所做的工作^[6]。在国内, 清华大学李宇红教授^[7]采用振荡射流的方法来控制附面层分离提高叶栅负荷, 北京航空航天大学周盛教授^[8]领导的研究小组和中科院季路成^[9]等人在利用声激励控制流动分离方面做了卓有成效的工作。

本文的研究对象为某小型涡扇发动机的离心压气机部分, 该离心压气机具有两排导叶。通过数值方法详细研究了出口导叶 (第二排导叶) 的流场特点,

^{*} 收稿日期: 2008-08-25 修订日期: 2008-09-06

作者简介: 刘振德 (1967—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

结合拓扑分析提出了改进流动、优化流场的有效方法。

2 研究对象与数值方法

所研究的离心压气机级如图 1 所示。



Fig. 1 A certain centrifugal compressor

其中,主要研究的出口导叶(第二列导叶)为典型的小展弦比环形叶栅,展弦比为 0.309,其子午流道具有扩张特点。数值模拟用的网格采用商用软件 NUMECA 的 AutoGrid 模块生成,网格点数为径向 57,周向 49,轴向 129,网格总数是 360 297。第一条网格线距壁面距离是 0.01 mm,保证壁面 y^+ 值小于 3。图 2 和图 3 分别为该导叶 S_1 和 S_2 面内的网格图,从图 3 可以看到该子午流道的扩张特点。

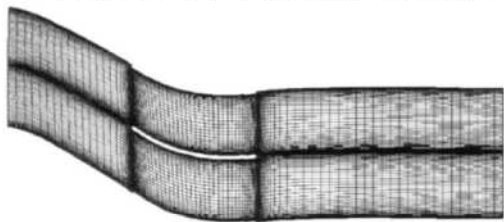


Fig. 2 Grid topology at S_1 section



Fig. 3 Grid topology at S_2 section

方案计算采用 NUMECA 的 Fine/Turbo 模块通过求解三维 N-S 方程进行定常流场的数值模拟。湍流模型采用 $k-\omega$ 代数模型。差分格式采用具有二阶精度的 TVD 格式辅以矢量通量分裂算法,同时采用四阶 Runge-Kutta 法迭代求解,全多重网格法加速收敛。

方案采用的进出口气动边界条件为:进口总压 $p^* = 525$ kPa,进口总温 $T^* = 500$ K,进气角为 -43° ,进口马赫数约为 0.75。叶栅出口给定背压 $p_b = 460$

kPa。

3 研究方案

要优化出口导叶的流场与性能,首先需要对出口导叶内的流动特点进行详细的研究与分析。

3.1 原型流场分析

图 4 为与轴向垂直的各不同位置 S_3 截面内节距平均总压损失系数沿叶高的分布。相对轴向弦长 $X/B = 0$ 表示叶片前缘处的截面, $X/B = 1$ 表示叶片尾缘处的截面, $X/B = 3$ 表示叶栅出口。可以看出,总压损失系数沿流向是增加的,到 $X/B = 1.22$ 之前,靠近叶顶处损失增加得较快,而且总体上来说上端壁的损失比下端壁的大,这是由于上端壁子午扩张所造成的。此后一直到叶栅出口,由于尾迹的耗散,损失分布基本达到上下对称。

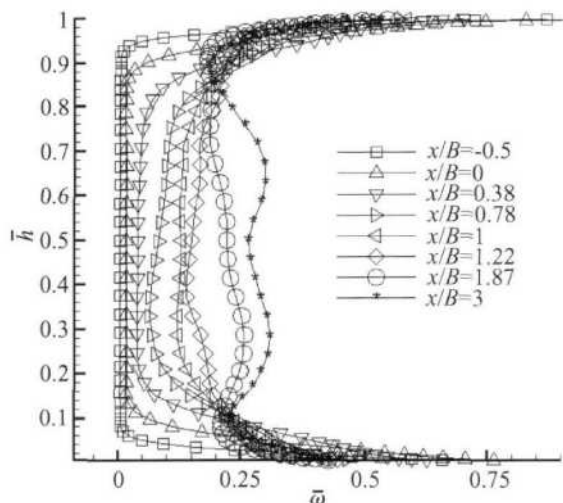


Fig. 4 Total pressure loss coefficient by pitch wise averaged along span

从图 5 所示的壁面极限流线可以看出,下端壁前缘马蹄涡的吸力面分支绕过前缘打到吸力面上,压力面分支在横向压力梯度作用下并没有直接打到吸力面而是绕到尾缘后面。上端壁马蹄涡的吸力面分支没有打到吸力面表面,而是汇入一个分离区中,这个分离是上端壁附面层分离在子午扩张和大折转角影响下产生的;压力面分支在快接近尾缘时由于尾缘回流的影响也汇入了这个分离区。在叶片吸力面表面后半部分存在一个大分离区,分离影响范围达到叶片后部近 $2/3$ 弦长以及整个叶高。这是由于上下端壁以及叶片表面的附面层分离所引起的。由于小展弦比叶栅中流动空间较小,这三种分离并没有明显的界限,而是掺混到一起。

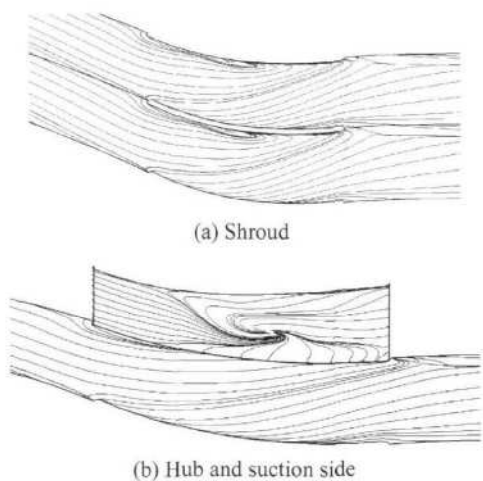


Fig. 5 Limiting stream lines

3.2 附面层抽吸方法

从前面的数值分析可以看出, 本文所研究的小展弦比的环形出口导叶由于上下端壁和吸力面表面的附面层分离导致端壁吸力面角区低能流体的堆积, 使角区成为高损失区, 恶化了整个叶栅的流动。而通过采用附面层抽吸技术抽去低能流体, 可以减少整个叶栅的能量损失。

本文选择应用两种抽吸方案。方案 iv: 上下端壁同时抽吸, 上端壁和下端壁沿流向近吸力面开抽吸槽; 方案 ⑤ 上下端壁和吸力面表面混合抽吸, 上下端壁沿流向近吸力面以及吸力面表面开抽吸槽。其中, 混合抽吸位置分为 (⑤-1, ⑤-2, ⑤-3) 三种情况, 如图 6 所示。在混合抽吸中, 上下端壁抽吸槽的位置和上下端壁同时抽吸叶栅中抽吸槽的位置是一样的。所有抽吸计算方案网格通过原形叶栅网格生成, 抽吸槽通过把网格中抽吸槽所在位置设置为出口边界条件

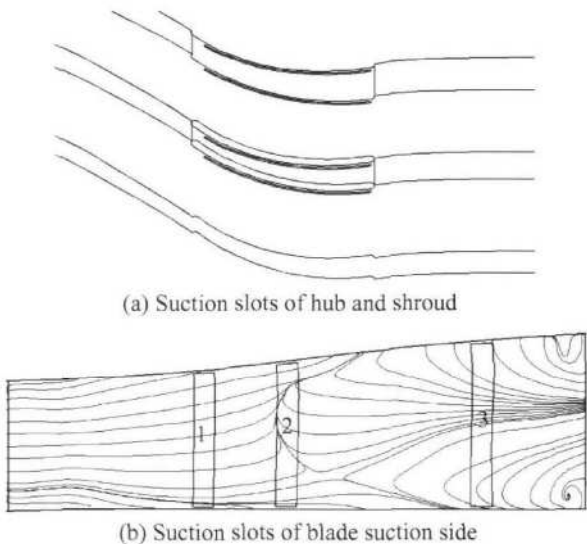


Fig. 6 Location of suction slots

实现。采用总压损失系数来比较附面层抽吸对流场的影响。对于 S_3 截面的平均总压损失系数采用质量加权平均。

表 1 列出了叶栅的抽吸方案及相对抽吸量。图 7 表示叶栅总压损失系数沿轴向分布的比较。可以看出, 在 $x/B = 0.63$ 以后一直到出口, 抽吸叶栅的总压损失都比原型叶栅要低。而在 $x/B = 1.2$ 以后到叶栅出口, 混合抽吸叶栅的总压损失要比上下端壁沿流向近吸力面同时抽吸的叶栅要低。这其中, 混合抽吸方案 3 的总压损失最小, 在叶栅出口, 该方案的总压损失系数对比原型叶栅降低了约 0.115, 而上下端壁沿流向近吸力面同时抽吸叶栅的总压损失系数对比原型叶栅降低了约 0.105。

Table 1 Suction scheme and suction flow-rate

Cases	m_{total}
iv	$m_{hub} + m_{shroud} = m_{total}$ $3.448\% + 3.571\% = 7.02\%$
⑤	$m_{hub} + m_{shroud} + m_{ss} = m_{total}$
⑤-1	$3.104\% + 3.204\% + 6.700\% = 13.01\%$
⑤-2	$3.056\% + 3.115\% + 1.595\% = 7.77\%$
⑤-3	$2.733\% + 2.860\% + 2.710\% = 8.30\%$

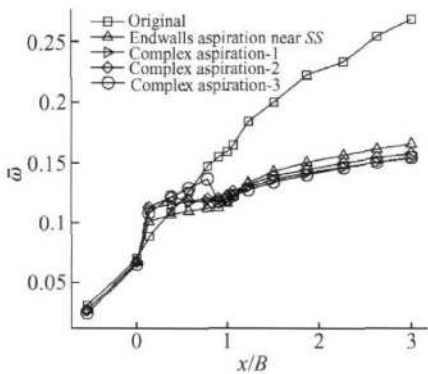


Fig. 7 Total pressure loss coefficient along axial

图 8 表示各抽吸方案叶栅的壁面极限流线图。可以看出, 与原型相比, 叶栅经过附面层抽吸后, 马蹄涡压力面分支和吸力面交点的位置提前了。上下端壁吸力面分支和压力面分支之间的附面层分离得到了一定程度的抑制, 但低能流体的堆积现象依然不同程度的存在。这是由于抽吸槽的面积和抽吸量没有经过优化, 因此上下端壁抽吸没有完全抑制上下端壁附面层的分离。

从上端壁极限流线图中可以看出, 上端壁由于子午扩张和转折角过大引起的分离消失了, 说明抽吸取得了一定的效果。但上端壁抽吸之后, 横向压力梯度

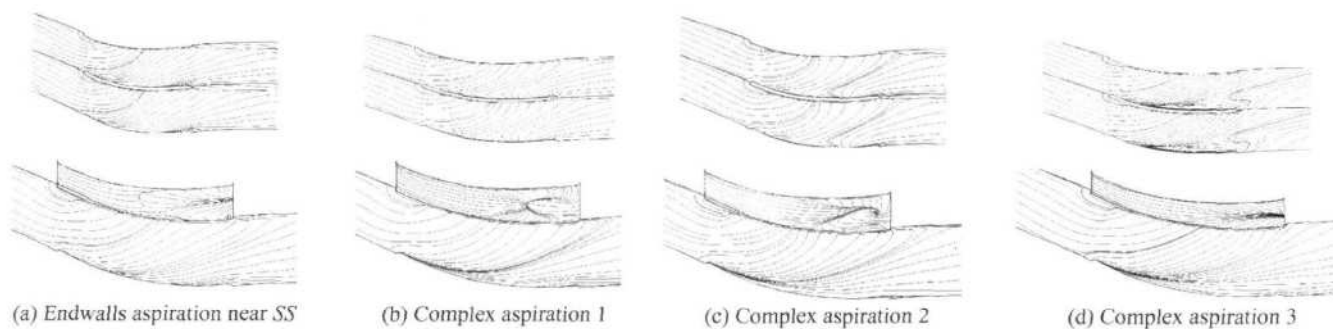


Fig. 8 Limiting stream lines
(Up: shroud, Low: hub and suction side)

增强,在近压力面处出现了回流现象,这在混合抽吸叶栅 3 的上端壁压力面处特别明显。这也说明了其在上半叶展总压损失增加的原因。

综上所述,上下端壁沿流向近吸力面同时抽吸可以抑制上下附面层的分离,而混合抽吸除了可以抑制上下端壁附面层分离外,还能抑制吸力面表面的分离。由于抽吸槽的位置和抽吸量没有经过优化,抽吸的效果并不是最佳的。而且由于小展弦比叶栅流动空间较小,部分没有抑制住的分离仍有掺混的现象。总体来说,附面层抽吸的效果还是很明显的。

3.3 拓扑分析

任一特定条件下的流动,物面流谱中总存在若干个临界点即奇点,通常将流谱中的奇点数目、类型及其分布称为物面流谱的拓扑结构。通过研究奇点的局部性态及它们在物面上的整体特性,有助于揭示各种流动现象和流动结构。这对于改善叶栅气动性能,降低流动损失,提高效率无疑具有重要意义。从前面的分析中知道,混合抽吸的效果最佳,上下端壁沿流向近吸力面同时抽吸的效果次之。但由于混合抽吸时,在吸力面表面开抽吸槽时加工比较困难。因此,这里选择上下端壁沿流向近吸力面同时抽吸叶栅和原型叶栅进行比较。

图 9 和图 10 是根据计算结果作出的小展弦比原型叶栅和抽吸叶栅的壁面流谱结构示意图。同样,两种情况下压力面流动基本上都是二维的,气流流动状况良好,图中没有画出。由图可知,在原型叶栅的下端壁和下半翼展,进口附面层受到叶片的阻滞作用,在前缘鞍点分离,形成马蹄涡的压力侧和吸力侧分支。压力侧分支在横向压力梯度作用下穿过流道绕到尾缘后。吸力侧分支绕过前缘同吸力面相交,并沿吸力面向指向下游的斜上方延伸。通道涡的发展与大展弦比叶栅在形态上没有显著区别。在上端壁,由

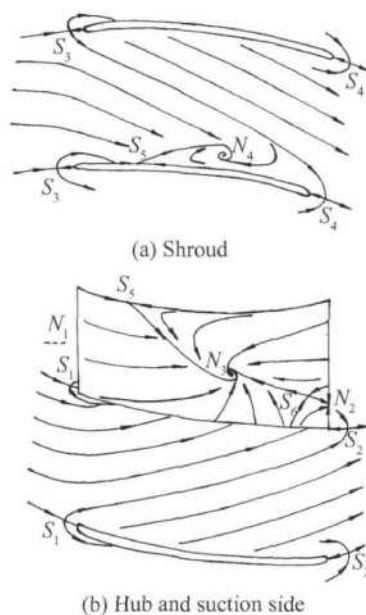


Fig. 9 Topology structure of original cascade

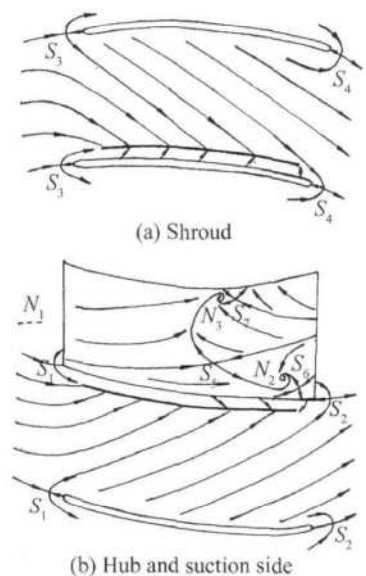


Fig. 10 Topology structure of cascade with endwalls aspiration near SS

于流动空间更小,因此子午扩张的影响比大展弦比叶栅根严重。壁面流谱显示,吸力面分离严重,形成巨大回流区,回流范围影响了整个吸力面 60% 的区域,显然流动恶劣,损失很大。由于叶片展弦比很小,上下分离混合一起,并在吸力面中部形成分离螺旋点 N_3 ,显然,该螺旋点并非受尾缘脱落涡影响形成的,但由于它同样由吸力面附面层卷起,呈螺旋状发展,将大量壁面的低能流体卷向下游。其涡量高度集中,具有明显的涡核,因此仍然可称为集中脱落涡。从分离模式上看,叶片上半部分仍然具有明显的泡式分离或者闭式分离的特征,而下半部由于与气泡相互混合,在分离形态上介于开式分离与闭式分离之间。由于掺混严重,上下两部分的分离已经没有严格的界限,如果从流动具有禁区性特点看,可以整体认为吸力面上的分离为以闭式分离为主的分离。

对于抽吸叶栅,吸气影响附面层的迁移,并造成流动结构的改变。壁面流谱显示,端壁吸气增强了端壁处低能流体的横向迁移,通道涡没有流出流道而直接打到相邻叶片的吸力面。吸力面的流谱变化显著,可以看到一典型的鞍点——螺旋点结构:从鞍点 S_5 出发,发出两条分离线 S_5N_3 和 S_5N_2 ,分别结束于分离螺旋点 N_2 和 N_3 。从分离模式看,这是典型的闭式分离。与原型叶栅相比,其回流范围有所减少,流动结构也相对简单,因此流动损失明显减小。可见,对于小展弦比叶栅,抽气同样改变了整个流场的拓扑结构,从而造成整个流场的流动改善,损失减小。需要指出的是,表面摩擦力线除了可得到固体表面附近的流动特性,还可获得整个三维流场的一定信息。然而,单纯的壁面流谱不能提供流场的详尽解释,研究三维分离流动结构不仅要研究表面摩擦力线,也要研究流场的内部结构本身。

4 结 论

(1)所研究的离心压气机出口导叶由于展弦比

较小,流动空间狭窄,再加上上端壁子午扩张的影响导致上下端壁附面层分离相互掺混,恶化了整个叶栅的流动。

(2)附面层抽吸可以改变大折转角扩压叶栅内的分离结构,尤其是沿叶片展向吸气时,可以明显减小吸力面的分离。从拓扑结构来看,附面层抽吸使得吸力面的分离形态由闭式分离向开式分离转化,使得流场结构趋于简单,从而减小损失、提高效率。

参考文献:

- [1] Wennerström A J. Highly loaded axial flow compressor history and current development[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112: 567~578.
- [2] Kerrebrock J L, Drelich M, Merchant A A, et al. A family of designs for aspirated compressors[R]. *ASME 98-GT-196*.
- [3] Reijnen D P. Experimental study of boundary layer suction in a transonic compressor[D]. *MIT, Cambridge, MA*, January, 1997.
- [4] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, et al. Design, analysis, fabrication and test of an aspirated fan stage[R]. *ASME 2000-GT-618*.
- [5] Schuler B J. Experimental investigation of an aspirated fan stage[D]. *MIT, Cambridge, MA*, 2001.
- [6] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Zininsky W S, et al. Aspirated compressors[R]. *ASME 97-GT-525*.
- [7] 唐进,李宇红,霍福鹏.振荡射流改善翼型气动性能的实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2004, 25(5).
- [8] 周盛,侯安平,弓志强,等.关于轴流压气机的非定常两代流型[J]. *航空学报*, 2005, 26(1): 1~7.
- [9] 季路成,项林,陈江,等.非定常环境下叶栅性能的数值模拟[J]. *工程热物理学报*, 2003, 24(2).

(编辑:郭振伶)