

文章编号:1000-8055(2013)01-0164-07

双倾斜壁缝式机匣处理对离心压气机性能的影响

滕金芳, 朱铭敏, 羌晓青

(上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240)

摘 要: 采用数值仿真手段研究不同倾斜方向的双倾斜壁缝式机匣处理对离心压气机性能的影响. 研究表明:合适的机匣处理缝倾角组合有助于合理组织导叶和动叶气流角匹配关系. 通过详细分析离心压气机内部流场表明:双倾斜壁缝式机匣处理方案 A 通过对动叶叶尖泄漏流的抽吸和重新组织,对机匣处理缝后部的低能流体抽吸并吸除,经过背腔在机匣处理缝前部重新注入相邻的叶栅流道,从而在轴向和周向控制了叶尖泄漏流的发展,改善了下游的堵塞情形,大幅度提高了压气机的稳定工作裕度.

关 键 词: 离心压气机; 机匣处理; 双倾斜壁缝式; 泄漏流; 数值仿真

中图分类号: V235; TK474.7

文献标志码: A

Effect of double inclined slotted casing treatment on centrifugal compressor performance

TENG Jin-fang, ZHU Ming-min, QIANG Xiao-qing

(School of Aeronautics and Astronautics,

Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: Numerical investigations were conducted to study the effects of double inclined slotted casing treatment on a certain centrifugal compressor's performance. The numerical results show that appropriate inclined angle combination of casing treatment slots helps to organize the flow matching between inlet guide vane and rotor blades. The detailed analysis of the flow-field in compressor with casing treatment indicates that configuration A has the best ability to expand stability margin. With the suction and re-organization of the tip leakage flow, high energy flow is re-injected into the adjacent flow channel which controls the development intent of leakage flow in the axial and circumferential directions and improves the blockage situation downstream of rotor passage. Thus, the compressor stability margin is substantially increased.

Key words: centrifugal compressor; casing treatment; double inclined slotted; leakage flow; numerical simulation

离心压气机在中小型航空发动机中有着广泛的应用. 由于逆压流动的存在,其与轴流压气机一样,在非设计点工作时存在流动不稳定现象,需要采取有效的流动控制手段以保证离心压气机有合适的喘振裕度. 采用机匣处理就是一种结构简单

且行之有效的被动防喘手段.

自 20 世纪 60 年代末研究人员在实验室中意外地发现了蜂窝状机匣处理的扩稳现象^[1]后,研究人员就对各种机匣处理结构形式包括蜂窝状多孔壁式、周向槽式、轴向缝式、倾斜壁缝式、导叶通

收稿日期:2012-01-17

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.164_023.html

作者简介:滕金芳(1968—),女,辽宁丹东人,研究员、博士生导师,主要从事航空宇航推进研究.

道式、折线斜缝式、前置凸台的周向槽式、梯状顶部间隙式、非轴对称的顶部间隙式等进行了大量研究^[2-12],使机匣处理在尽可能少地降低效率的前提下,提升压气机稳定工作裕度,改善压气机喘振边界,并寻求良好的结构形式.在这些结构形式中,以倾斜壁缝式机匣处理在航空发动机型号中应用得最为广泛,在小转子叶尖间隙下,采用方向正确的倾斜壁缝式机匣处理,可使喘振裕度改善约 20%;而采用周向槽式、轴向缝式和导叶通道式机匣处理的喘振裕度改善程度相对小得多,方向错误的倾斜壁缝式机匣处理甚至会使喘振裕度下降 10% 以上^[13].因此,针对不同的压气机结构和流动形式,确定关键级和危险截面,研究有无机匣处理对该处流动结构和总体性能的影响,弄清扩稳机理就变得非常重要.设置机匣处理后的叶尖区域的流动是由尖部泄漏涡、端壁湍流及叶片边界层复杂掺混组成的三维流动,机匣处理槽内流动和主流之间耦合,并常常伴随激波畸变.在目前的研究中,国内外研究人员从实验、理论和数值模拟各方面对机匣处理进行了大量的工作,但主要是针对轴流压气机,离心压气机中的研究相对较少,结构形式也较单一^[14-17];对于高速离心压气机带双倾斜壁缝式机匣处理的研究,国内外已发表的文献中还鲜见报道.本文采用计算流体力学(CFD)数值模拟方法,以某带蜗壳的高速离心压气机为研究对象,采用双倾斜壁缝式机匣处理来扩大压气机稳定工作裕度,通过比较分析不同的倾斜方向对压气机特性和流场特征的影响,分析各自的扩稳机理.

1 研究模型

本文所研究的离心压气机主体结构由进口导流叶片、离心叶轮、径向扩压器和排气蜗壳等部分组成.在进口导流叶片的轴向后半部及离心叶轮的导风轮位置处设置了不同倾斜角度方向的双倾斜壁缝式机匣处理结构.不同于只在动叶上方安装机匣处理的常用结构,本文在导叶(IGV)上方设置机匣处理是考虑到该导叶对来流有较强的预旋作用.文中研究的 4 种机匣处理结构简图如图 1 所示,它们的主要几何尺寸数据列于表 1 中(顺航向看,倾斜角度方向与顶部径向线夹角逆时针为正,顺时针为负),各机匣处理轴向尺寸和结构完全相同,区别仅仅为前后 2 排机匣处理缝与径向的夹角.与实壁机匣一样,各机匣处理方案的动叶叶尖径向间隙均为 0.1 mm.

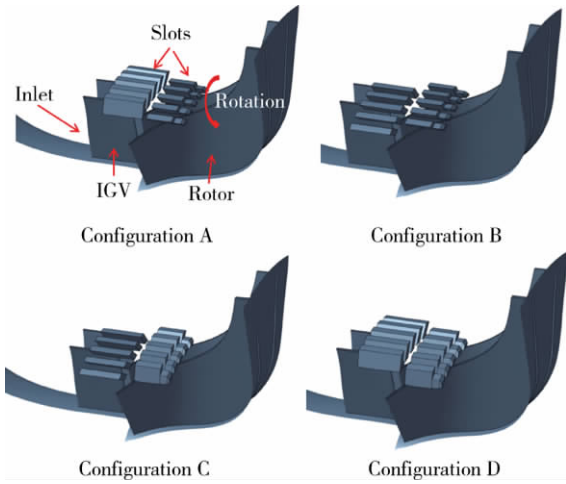


图 1 进口导叶、转子及不同结构双倾斜壁缝式机匣处理

Fig. 1 IGV, rotor and different double inclined slotted casing treatments

表 1 双倾斜壁缝式机匣处理几何参数
Table 1 Geometrical parameters of double inclined slotted casing treatment

结构方案	前排缝倾角/(°)	后排缝倾角/(°)	开槽数目
A	-45	+45	60
B	+45	+45	60
C	+45	-45	60
D	-45°	-45	60

2 计算方法

本文数值计算采用 Numeca Fine/Turbo 软件包的 Euranus 求解器.采用 Jameson 的有限体积分格式进行空间离散,并结合 Spalart-Allmaras 一方程的湍流模型对相对坐标系下的三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行求解,运用显式 4 阶 Runge-Kutta 法时间推进以获得定常解,同时加入 2 阶和 4 阶人工黏性项以消除数值计算过程中的伪数值振荡.为提高计算效率,采用了多 CPU 分块求解、多重网格法、局部时间步长和残差光顺等加速收敛措施.计算所用网格采用 O4H 型拓扑结构,在叶型表面为贴体的 O 型网格,保证叶型表面和前后缘有较好的网格质量和正交性,在进口导流叶片的进口段为 H 型网格.计算采用了分区网格技术,分别在主流通(包括进口导流叶片、离心叶轮、径向扩压器和排气蜗壳)、机匣处理缝、背腔内生成各自的结构化网格,其中主流通网格总数约为 306 万,机匣处理缝网格数约为 46

万,背腔网格数约为 28 万,网格合计约 380 万.为了准确描述附面层对计算流场的影响,在网格划分时,壁面附近网格分布较密,保证 $y^+ \leq 3$. 机匣处理缝网格块与进口导叶及转子通道网格块的交接面采用完全非匹配(FNMB)连接处理,进口导叶与转子通道的交接面采用混合平面法(mixing plane)处理.计算用网格如图 2 所示.

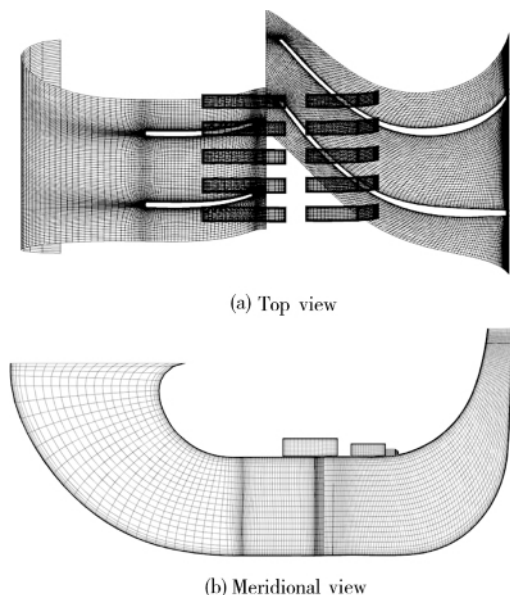


图 2 进口导叶、转子及机匣处理槽网格示意图

Fig. 2 Grids of IGV, rotor and casing treatment slots

计算中,轮毂、机匣以及叶片等固壁上给定绝热无滑移边界条件,进口导叶上游延伸段进口边界条件取总压 101 325 Pa,总温 288.15 K 的标准大气条件,径向进气.出口边界条件设为蜗壳出口平均静压,通过不断调整出口延伸段背压获得压气机特性线.当压气机出口背压调整到一定程度时,经过一定迭代步数后各物理量不收敛时,此时认为压气机已进入失速工况.

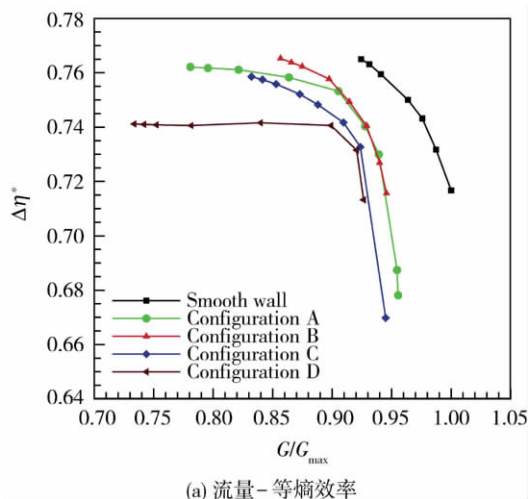
3 结果分析

对 4 种不同结构的双倾斜壁缝式机匣处理方案在压气机整机环境下进行了详细的数值模拟,下面分别从总体性能及流场细节 2 个方面来对比分析它们对离心压气机性能及稳定工作裕度的影响.

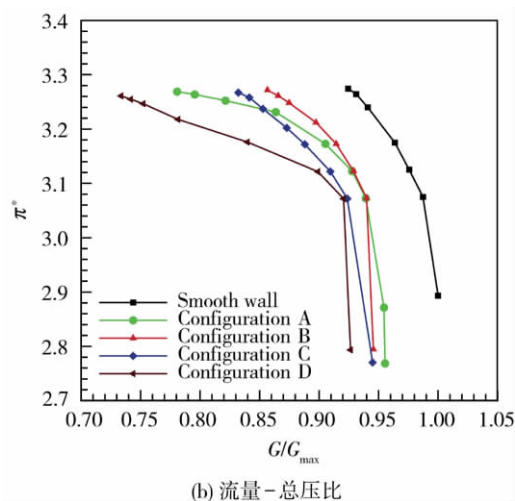
3.1 总性能比较

首先来分析具有这 4 种不同机匣处理结构的离心压气机的总体性能.图 3 给出了实壁机匣及 4 种机匣处理方案的流量-等熵效率和流量-总压比特性曲线,图中流量及效率均为相对值.表 2 给

出了各方案总体性能参数的对比,其中 SW 表示实壁机匣,工作点效率均为相对值.



(a) 流量-等熵效率



(b) 流量-总压比

图 3 不同机匣处理方案性能特性曲线

Fig. 3 Characteristic curves of different casing treatment configurations

表 2 不同方案总体性能参数对比

Table 2 Comparison of total performance parameters of different configurations

结构方案	工作点效率	工作点压比	稳定裕度/%
SW	1.0000	3.1750	7.52
A	1.0043	3.1727	17.5
B	0.9992	3.1727	10.0
C	0.9977	3.1718	9.98
D	0.9875	3.2177	7.98

表 2 中数据显示:除了方案 A 以外,其余 3 种机匣处理的引入都使得工作点效率略微降低;

方案 A、B 的工作点总压比接近,但都相比实壁时有所降低,方案 C 下降幅度更大,唯独方案 D 的工作点总压比相比实壁时有提升.变化最明显的要数离心压气机的稳定工作裕度,没有机匣处理结构的实壁方案,其稳定工作仅仅为 7.52%,显然不符合航空发动机设计需求;4 种机匣处理方案都对稳定裕度的提高有所帮助,其中方案 A 大幅提升了压气机的稳定裕度,增加了接近 10%,方案 B、C 和 D 在实壁基础上有小幅增加.

结合图 3 性能曲线来看,实壁机匣方案的有效流量范围较小,而经过机匣处理后,各方案绝对流量减小,但有效流量范围均得以明显扩大,特性线整体向左偏移.总体来说,机匣处理的介入虽然使得离心压气机工作点部分性能参数有略微降低,但却有效扩大了压气机稳定工作范围.

3.2 压气机叶顶与机匣处理耦合流动分析

压气机叶顶间隙泄漏流动的产生与叶顶处的气动载荷有着直接的联系,一般认为叶顶间隙泄漏流动主要是由叶片顶部压力面与吸力面之间的静压差驱动产生,两侧压差越大,叶尖泄漏速度越大,叶尖泄漏流动与叶片通道主流间的相互作用形成了所谓的间隙泄漏涡,而间隙泄漏涡核的损失与泄漏速度成正比关系.

图 4 和图 5 分别给出了近失速时动叶 99% 叶高处及叶顶间隙内 50% 高度处的静压分布图.如图 4 所示,同实壁机匣方案相比,在叶片中后部(40% 轴向弦长位置开始,相当于机匣处理缝的最右端),4 种机匣处理方案都无一例外地降低了离心叶轮叶顶处的气动负荷,这就解释了表 2 中数据显示的各机匣处理方案或多或少提高了离心压气机稳定工作裕度的原因.从机匣处理位置的静压放大图中可以观察到,方案 A 和 B 静压分布比较接近,只在处理缝右端出口位置,方案 A 的气动负荷稍低;方案 C 和 D 的静压分布曲线显示在处理缝前部位置叶片气动负荷较低,但静压绝对值较大,在处理缝后部,这 2 种方案下叶片两侧静压大小互换,压力面侧压力反而低于吸力面侧,这意味着此时出现了和叶顶泄漏流相反的流动,使得顶部区域的流动进一步趋于混乱,影响了扩稳效果.

根据以往经验,对于倾斜壁缝式机匣处理结构来说,缝内的回流具有抽吸或吹除端部低能流体的能力,一般来说,缝内产生的回流越强,处理机匣的扩稳效果就越显著,产生回流的压差是由

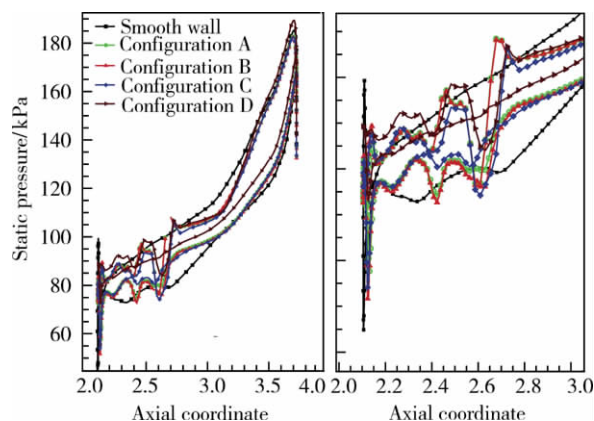


图 4 动叶 99% 叶高处静压分布(近失速)

Fig. 4 Static pressure contours at 99% rotor span (near stall)

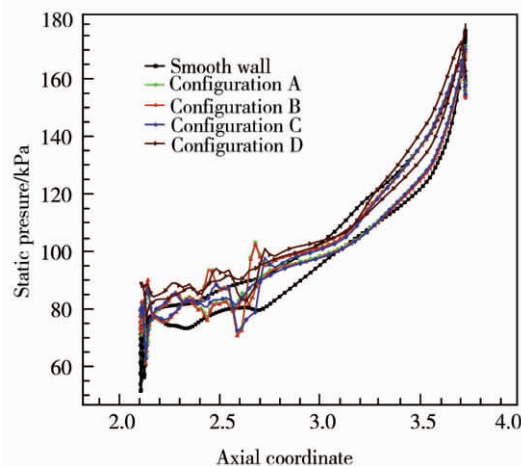


图 5 叶顶间隙 50% 高度处静压分布(近失速)

Fig. 5 Static pressure contours at 50% tip (near stall)

处理缝的下游端受到的高静压与缝的上游端受到的低静压所形成.从图 5 叶顶间隙 50% 高度处的压力分布情况来看,基本和之前的分析类似,具有机匣处理的方案,前部气动负荷低,后部负荷相比实壁机匣时有所增加.可见,机匣处理的存在在间隙处形成了从后部指向前部的压力梯度,构成了机匣处理缝抽吸低能流体的前提条件和驱动力.各机匣处理方案下,间隙内的气动负荷都低于实壁机匣,说明经过机匣处理缝的抽吸和引导作用,叶顶泄漏流的驱动力得以减弱,在轴向和周向的发展都有限制,从而拓宽了压气机稳定工作范围.

图 6 给出了实壁机匣及扩稳效果最好的机匣处理方案 A 动叶 99.5% 叶高处的相对马赫数分布.从图中可以看到,实壁机匣方案时叶顶附近流速较高,泄漏流动迹象较为明显,动叶后部区域大面积的低速区说明这里低能流体大量堆积,极大

地影响了压气机的稳定工作;机匣处理方案 A 近失速时,处理缝附近的流体马赫数分布明显呈前低后高的状态,表明处理缝内后部流动显著强于前部。联系之前的压力分布,可以知道此时处理缝大量抽吸叶顶处的低能流体,通过处理缝和背腔的逆主流流动,在叶顶前部重新注入主流,提供较高的动能。从图中相对马赫数分布来看,轴向机匣处理缝很好地阻隔了叶顶间隙泄漏流在轴向和周向 2 个方向的发展,泄漏流涡核在经过动叶叶顶的处理缝之后迅速破裂,和主流融为一体,这也使得叶片后部的相对马赫数相比实壁机匣大大提高,减少了该处低能流体的堆积效应,从而提高了压气机的稳定工作能力。

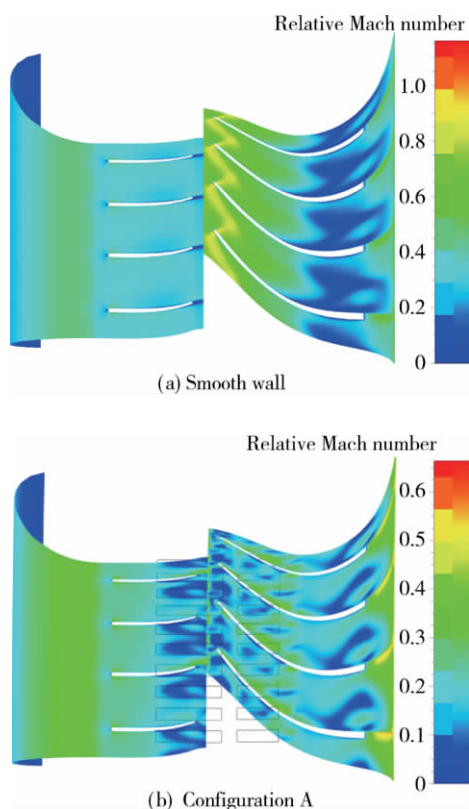


图 6 99.5% 叶高处相对马赫数分布(近失速)

Fig. 6 Relative Mach number contours at 99.5% rotor span (near stall)

以往的研究表明,叶顶泄漏流动是导致压气机失速的一个重要原因。为了更好地说明叶顶泄漏流动和压气机稳定工作裕度的关系,图 7 进一步给出了近失速状态时实壁机匣及方案 A 动叶叶顶处泄漏流的对比。图中空间流线显示,在没有机匣处理时,动叶进口尖部的泄漏流迅速绕过动叶前缘,在向下流发展过程中,周向受到了较大阻碍,从而导致泄漏流核心流体和叶栅上通道涡流

体强烈掺混,在整个发展过程中,涡核始终保持原有形态,没有出现破裂,显示着泄漏流能量较强,对主流的干扰和影响因此较大。机匣处理方案 A 时,动叶叶尖的泄漏流在向下游的发展过程中,受到处理缝的强烈抽吸作用,有别于实壁机匣情形,泄漏流核心流体进入处理缝,通过背腔流道返回处理缝前段重新注入相邻的叶栅流道,避免了和主流较强的掺混,这是方案 A 大幅提高压气机稳定工作裕度的主因。

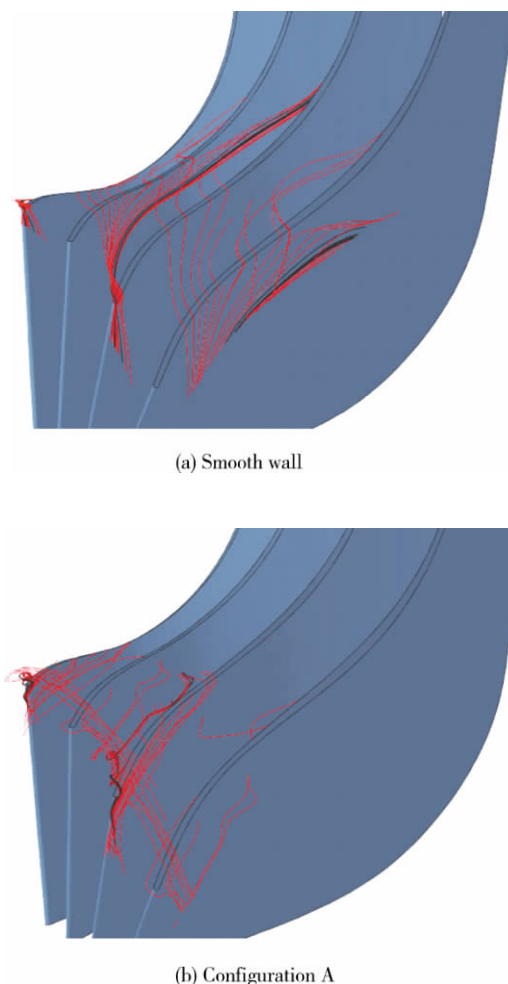


图 7 动叶叶顶泄漏流对比(近失速)

Fig. 7 Comparison of tip leakage flow (near stall)

3.3 进口导叶与动叶匹配关系的分析

通过上文的分析,发现动叶尖部合适的机匣处理(本文方案 A)使得动叶尖部泄漏流动在轴向和周向的发展受到极大阻碍和重新组织,从而有效提高了离心压气机的稳定工作裕度。这里进一步探讨各方案之间的优劣。

图 8 给出了实壁机匣及 4 种不同机匣处理方

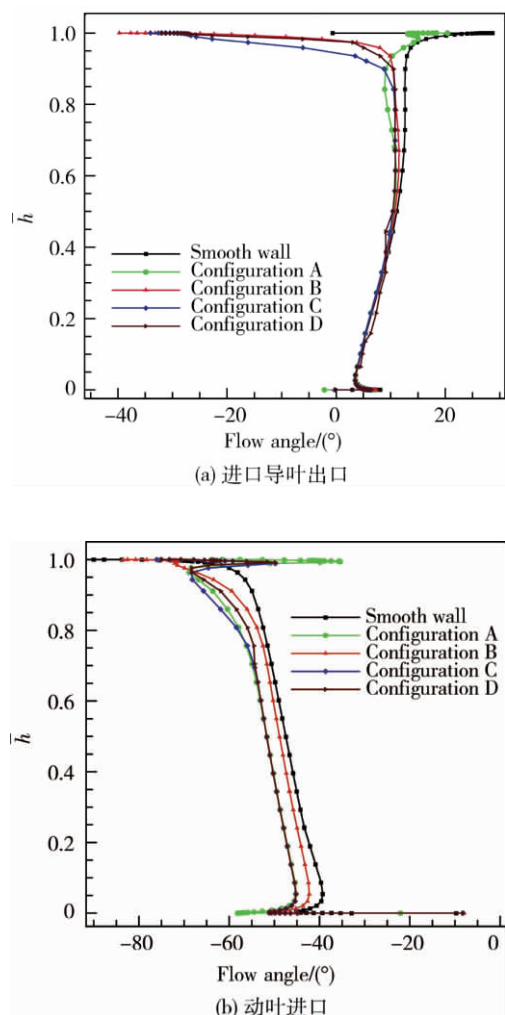


图 8 进口导叶出口、动叶进口气流角(近失速)

Fig. 8 Flow angle at IGV exit and rotor inlet (near stall)

案进口导叶出口和动叶进口气流角的对比。

图 8(a)的导叶出口气流角分布曲线显示,在 60%叶高以下位置,各方案之间相差不大;最大的差别在 80%叶高以上位置,可以看到,方案 A 的导叶出口角度总体分布趋势和实壁机匣类似,但量值上更接近于轴向,而其余几组方案叶顶区域的气流角出现了较为明显的负角度分布,越靠近顶部出口气流角距轴向越远。这个现象说明不合适的处理缝倾角不但没有改善导叶出口的流场品质,反而使得流动更混乱。

图 8(b)显示,经过机匣处理,各方案相比实壁机匣,动叶进口气流角整体都有所增大,尤其是中上部区域。在叶顶间隙区域,方案 A 的进口角度明显更接近于轴向,方案 B~方案 D 相比原型的实壁机匣气流角也有所减小,但降低幅度明显小于方案 A。间隙处气流角的减小意味着泄漏流

趋势的减弱,这也印证了方案 A 大幅提高压气机稳定工作裕度的原因是对动叶尖部泄漏流的合理组织和控制。

4 结 论

采用数值方法,详细研究了实壁机匣和 4 种不同倾角方向的双倾斜缝式机匣处理对离心压气机总体性能、局部流场及稳定工作裕度的影响,结果表明:合理的处理缝倾角组合有助于恰当地控制导叶及动叶叶尖处的流动,合理匹配导叶和动叶的共同工作关系;轴向缝式机匣处理改善压气机稳定工作范围的实质是对叶尖泄漏流动的抽吸和重新组织作用,通过对处理缝后部的低能流体的抽吸和吸除,经过背腔在处理缝前部重新注入相邻的叶栅流道,从而在轴向和周向控制了叶尖泄漏流的发展,改善了下游的堵塞情形,提高了压气机的稳定裕度。

参考文献:

- [1] Koch C C. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of single stage axial flow compressor; Part VI final report[R]. NASA CR-54592, 1970.
- [2] Bailey E E. Effect of grooved casing treatment on the flow range capability of a single-stage axial-flow compressor [R]. NASA-TM-X-2459, 1972.
- [3] SUN Xiaofeng. On the relation between the inception of rotating stall and casing treatment [R]. AIAA-96-2579, 1996.
- [4] 杜辉,朱俊强,楚武利,等. 凹槽导流片式机匣处理的结构尺寸优化研究[J]. 推进技术, 1998, 19(1): 70-74.
DU Hui, ZHU Junqiang, CHU Wuli, et al. Optimization of structural parameters of recess vaned casing treatment[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 70-74. (in Chinese)
- [5] 楚武利,朱俊强,刘志伟. 折线斜缝式机匣处理的实验研究及机理分析[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 270-274.
CHU Wuli, ZHU Junqiang, LIU Zhiwei. Experimental research and analysis of sloped slotted casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 270-274. (in Chinese)
- [6] ZHU Junqiang, CHU Wuli. The effects of bend skewed groove casing treatment on performance and flow field near endwall of an axial compressor [R]. AIAA-2005-809, 2005.
- [7] Behnam H B, Joao A T, Paul C I, et al. Parametric study of tip clearance-casing treatment on performance and stability of a transonic axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 527-535.
- [8] Emmrich R, Hönen H, Niehuis R. Time resolved experimental investigations of an axial compressor with casing

- treatment[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1): 011018. 1-011018. 9.
- [9] LU Xingen, CHU Wuli, ZHU Junqiang, et al. Numerical investigations of the coupled flow through a subsonic compressor rotor and axial skewed slot[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1): 011001. 1-011001. 9.
- [10] Gourdain N, Leboeuf F. Unsteady simulation of an axial compressor stage with casing and blade passive treatments [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(2): 021013. 1-021013. 12.
- [11] Voges M, Schnell R, Willert C, et al. Investigation of blade tip interaction with casing treatment in a transonic compressor: Part I particle image velocimetry[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(1): 011007. 1-011007. 11.
- [12] Schnell R, Voges M, Mönig R, et al. Investigation of blade tip interaction with casing treatment in a transonic compressor: Part II numerical results[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(1): 011008. 1-011008. 11.
- [13] 《航空发动机设计手册》编委会. 航空发动机设计手册: 第8册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.
- [14] Hathaway M D, Chriss R M. Experimental and computational investigation of the NASA low speed centrifugal compressor flow field[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(3): 527-542.
- [15] Chriss R M, Hathaway M D, Wood J R. Experimental and computational results from the NASA Lewis low speed centrifugal impeller at design and part-flow conditions[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(1): 55-65.
- [16] 高鹏, 楚武利, 杨泳. 低速离心压气机非稳态流和机匣处理的数值分析[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 32-35.
- GAO Peng, CHU Wuli, YANG Yong. Numerical analysis for the unsteady flow and casing treatment in a low speed centrifugal compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 32-35. (in Chinese)
- [17] 胡良军, 杨策, 祁明旭, 等. 离心压气机机匣处理与导叶轮缘放气的扩稳机理分析及比较[J]. 机械工程学报, 2009, 45(7): 138-144.
- HU Liangjun, YANG Ce, QI Mingxu, et al. Numerical investigation and comparison on the stall improvement mechanism of centrifugal compressor with inducer casing and bleeding[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(7): 138-144. (in Chinese)