

低转速离心叶轮自循环机匣处理扩稳机理研究

楚武利, 卜远远, 张皓光

(西北工业大学 动力与能源学院 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了探索自循环机匣处理扩稳机理, 利用全三维数值模拟方法对应用机匣处理的 LSCC(低速离心叶轮)进行了详细研究。结果表明: 自循环机匣处理能有效的延迟失速的发生并在近失速区域略微提高压气机的效率以及总压比。该机匣处理能有效的减小叶顶载荷, 从而降低泄漏流相对速度, 抑制间隙泄漏流在叶顶通道内的发展以减小低速气流在流道内的阻塞, 提高转子通道的通流能力, 从而达到扩大稳定工作范围的目的, 综合稳定裕度改进量为 12.57%。

关 键 词: 离心叶轮; 失速裕度; 自循环; 机匣处理; 稳定裕度

中图分类号: TK474 文献标识码: A

引 言

随着对高性能航空发动机的不断追求, 研究者逐渐把拓宽压气机的稳定工作范围与提高其工作效率放到同等重要的位置。机匣处理以其结构简单、可靠性高和抑制叶顶间隙泄漏流明显等优点而被广泛研究应用。国内外学者的研究表明, 传统的机匣处理起到扩稳效果的同时也带来效率和压比的损失^[1~3]。为了兼顾压气机的稳定工作裕度和等熵效率两项主要性能指标, 国外研究者提出了一种称谓为自循环的机匣处理结构。离心压气机自循环机匣处理的雏形最早见于 Fisher 在 1988 年的一次实验^[4], 该实验证实精心设置沿叶轮机匣的后槽位置, 可以在不降低甚至略微增加绝热效率的同时拓宽其稳定工作范围。文献 [5~7] 就高转速离心压气机设计了环状槽自循环机匣处理结构, 研究证实自循环机匣处理对吸气槽附近吸力面马赫数分布和马赫数的强度施加了影响, 减小激波后气流的阻塞, 还抑制了由于激波和间隙泄漏流相互作用而引起的阻塞流动, 抑制了间隙倒流的发展, 使叶轮流道内气流变得均匀, 并在不降低效率的基础上提高了压气

机稳定工作范围。以上文献也仅仅是基于高速离心叶轮进行研究的, 并且在关于该新式机匣处理的研究在研究内容和机理上还缺乏一定的广度和深度。

本研究利用商用 CFD 软件分别对自循环上游槽封闭机匣和自循环机匣处理两种情况下的低速离心叶轮(LSCC)内部流场进行全三维数值模拟, 并详细对比分析了实壁机匣和两种机匣处理后离心叶轮叶顶区域流场结构, 通过对比 3 种机匣下叶轮总体性能和内部流场流动特征, 阐述了自循环机匣处理对叶顶间隙泄漏流等非稳定三维紊流流动的影响, 揭示了离心叶轮自循环机匣扩稳机理。

1 离心叶轮模型及自循环装置构造

研究对象为 NASA 低速离心叶轮, 其主要结构及运行参数为: 20 个后弯角为 55° 的全叶片, 设计转速 1 862 r/min, 叶顶速度 153 m/s, 设计流量 30 kg/s, 设计总压比 1.14, 绝热效率 92.2%, 离心叶轮进口直径 0.87 m, 进口叶高 0.218 m, 出口直径 1.524 m, 出口叶高 0.141 m。叶片与机匣之间的顶端间隙为 2.54 mm, 间隙大小从叶片进口直到叶片出口保持不变。

机匣处理设计的出发点是依据周向平均后的机匣处理前机匣表面的静压分布, 如图 1 所示。根据两种典型流动工况下壁面静压随子午流向分布的不同, 在连接主流通道的上下游槽内存在两种流动方式。在近失速工况下, 叶片通道下游的静压大于通道上游的静压, 在压差的驱动下在自循环结构内产生了回流。在近阻塞工况下, 叶片通道下游的静压小于通道上游的静压, 在压差的驱动下气流从上游进口附近被吸进了叶片主通道。基于上述分析, 本研究设计的自循环机匣处理结构如图 2 所示。

收稿日期: 2011-12-20; 修订日期: 2012-02-14

基金项目: 2010 年度高等学校博士学科点(博导类)专项科研基金资助项目(20106102110023); 国家自然科学基金资助项目(51006084); 陕西省自然科学基金资助项目(2011JQ7018)

作者简介: 楚武利(1962-), 男, 陕西蓝田人, 西北工业大学教授。

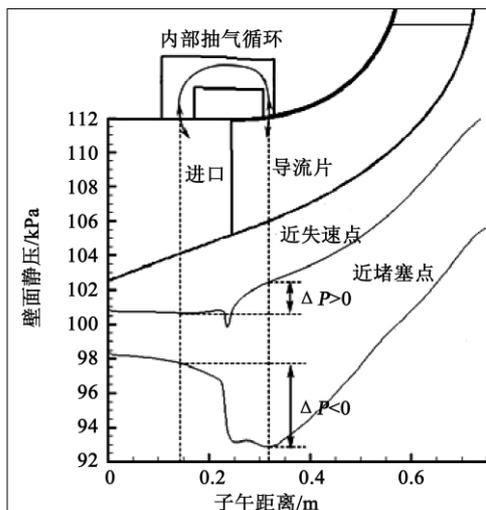


图 1 自循环机匣处理内气流基础驱动力
Fig. 1 Basic driving force of the internal gas flow in the self-circulating casing treatment

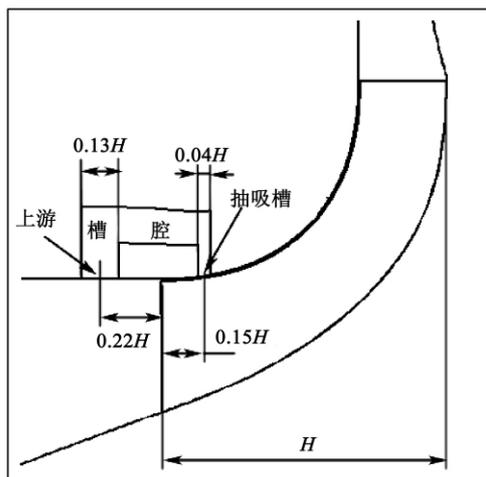


图 2 自循环机匣处理结构子午流道形状视图
Fig. 2 View of the shape of the meridional flow passage in the self-circulating casing treatment structure

2 数值计算方法

数值模拟采用 NUMECA FINE / TURBO 软件包中的 Euranus 求解器 结合 Spalart - Allmaras 湍流模型求解相对圆柱坐标系下三维雷诺平均 N - S 方程组。计算时 采用有限体积法对方程进行空间离散, 采用四阶 Runge - Kutta 法进行时间离散, 采用多重网格和隐式残差光滑技术等加速收敛。进口总温给定 300 K、总压为 101 kPa, 假设轴向进气, 外环壁及叶片表面均为无滑移、绝热壁面, 出口边界条件给定

背压, 叶轮预期出口压力 $P_{out} = 101$ kPa、出口温度 $T_{out} = 300$ K, 逐渐提高出口背压得到叶轮的整条性能曲线。

3 计算结果与讨论

为了更加直观和深入认识自循环机匣的扩稳机理, 数值模拟了 3 种机匣结构下的叶轮特征: (1) 实壁机匣, 即没有做任何形式的机匣处理, 用 SW 表示; (2) 自循环结构, 用 RC 表示; (3) 在自循环结构中把上游槽封闭使得循环内的气流无法再次进入导流轮前的主流道, 用 GR 表示。计算 GR 机匣处理结构是为了检验自循环机匣处理结构是如何推迟失速发生以及对叶顶间隙流动施加了何种影响。

3.1 模型验证

在运用上述计算模型计算分析自循环机匣处理对离心叶轮的扩稳机理之前, 选用文献 [8] 运用 3 组件激光测速仪对 LSCC 叶轮测量的实验值与计算模型的计算值进行比较, 以验证上述计算模型的可信度。

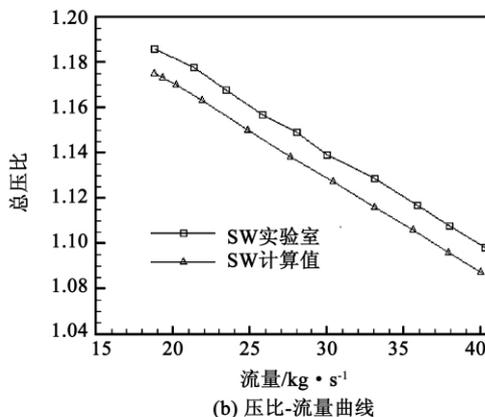
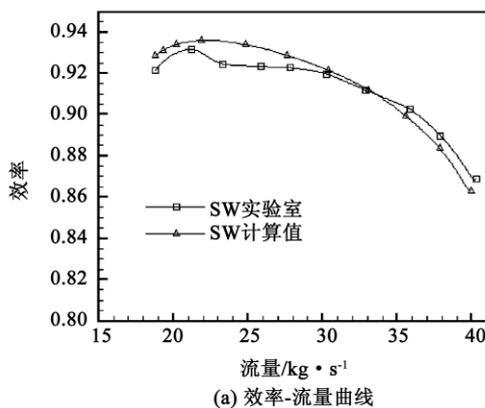


图 3 叶轮性能曲线
Fig. 3 Performance curves of the impeller

图 3 为采用计算模型在设计转速计算的等熵效率、绝对总压比在整个工作范围与实验值的比较曲线。从图中的特性线可以看出,在整个工作范围计算值与实验值相比总体趋势较为吻合,等熵效率最大相对误差约为 1%,绝对总压最大相对误差也仅为 0.95% 左右。在接近失速点处,实壁计算的流量与试验值以及文献 [9 ~ 10] 的计算值也基本吻合。所以该计算模型具有工程使用价值,可以作为实际流动的近似。

3.2 总性能比较

图 4 分别给出了 LSCC 离心叶轮设计流量至失速流量下 3 种机匣形式数值计算的性能曲线,为了便于比较,图中性能曲线横坐标选计算流量/实壁机匣设计流量的无量纲相对流量,图中的浅色带状条标示出了 3 种机匣下叶轮失稳时的流率。为了兼顾叶轮性能和稳定裕度之间的关系,引入综合稳定裕度改进量 \bar{m} :

$$\bar{m} = [(\pi_{cs}^* / \pi_{bs}^*) / (M_{cs} / M_{bs}) - 1] \times 100\%$$

式中: π^* 、 M —总压比和进口流量;下标 c 、 b 、 s 分别代表处理机匣、实壁机匣、近失速边界点。从图可以看出,两种机匣处理都会使失速边界向左边移动,叶轮的稳定工作范围都得到显著拓宽,且 RC 机匣处理要优于 GR,前者稳定裕度改进量 \bar{m} 约为 12.57%,后者约为 7.73%。

由图 4 可知,在小流量下两种机匣处理的效率和总压比与实壁机匣相比都有一定的提高,而在大流量下 GR 机匣的效率和总压比与实壁机匣相比仅有稍微的下降,但是 RC 机匣的效率和总压比下降严重,其主要原因是导风轮机匣上的环槽沟通了叶轮的压面 and 吸力面,使叶轮在该处的做功能力减弱,对于 RC 机匣由前面的分析可知,在近阻塞工况下叶轮通道下游的静压小于通道上游的静压,在压差的驱动下气流从上游槽流经下游槽被吸进了叶片主通道,在这种情况下,通过自循环结构的那部分气流没有经过叶轮前缘的加功而直接进入了叶轮通道与主流进行掺混,在掺混过程中势必带来大量的掺混损失,另外气流在机匣处理结构内由于摩擦力做功也会带来摩擦损失。

3.3 叶轮内部流动分析

3.3.1 $Q/Q_d = 0.62$ 时

在流率 $Q/Q_d = 0.62$ 时,实壁机匣叶轮 (SW) 处于近失速状态。主要分析约 98% 叶高和 0.5τ (τ 为叶顶间隙大小) 的流动情况,其原因是反映叶轮通

道阻塞程度的相对马赫数以及相对速度等基本在 95% 叶高标示,而间隙泄漏流流动情况主要在 0.5τ 处来反映。

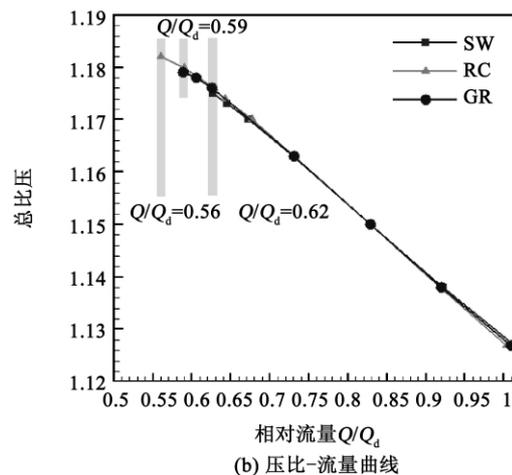
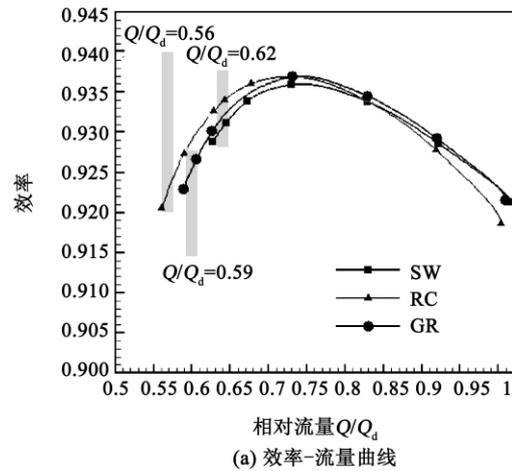


图 4 性能曲线

Fig. 4 Performance curves

图 5 为约 98% 叶高处 S_1 流面上的相对马赫数分布图。对于实壁机匣 (SW),在主叶片通道前沿区域,有较大范围低相对马赫数区域存在,这表示大量的低能气团占据着叶轮通道,说明此时叶轮通道阻塞比较严重,而阻塞的位势作用使得来流速度更低、迎角更大、负荷更高,这反过来对叶尖泄漏涡造成的阻塞施加了更高的逆压梯度,当进一步节流时,该处的阻塞情况会进一步恶化,使得叶轮内部出现流动失稳。而对于 GR 机匣和 RC 机匣,抽吸环槽后的相对低马赫数范围依次减小,说明采用机匣处理后能有效地减弱通道内的堵塞状态。分析其原因,对 GR 机匣来说,抽吸环槽抽吸压力面附近的低速

气流并在相邻叶片吸力面喷射,使得流道内阻塞气流速度加速从而减小阻塞;而对 RC 机匣来说,抽吸环槽除了具有 GR 抽吸环槽的作用外,还使得低能气体团从转子叶片前缘被运送到进口主流通道。从图中也可以看出,相比于实壁机匣(SW)和前槽封闭的循环机匣(GR),RC 机匣在叶轮进口位置高马赫数区域明显减小,其主要原因是采用 RC 机匣后,从诱导轮叶片顶部吸出的流体已经接受叶轮做功,具有较大的周向速度,自流道上游的回流缝重新回到主流道内,与叶尖附近气流发生掺混,在这个区域叶片进口上游气流产生与叶轮旋转方向相同的正预旋,从而降低了叶轮进口叶尖附近的相对马赫数。而离心叶轮的稳定工作范围和进口叶尖位置上的相

对马赫数大小是密切相关的,随着这个位置上相对马赫数的增加,压气机稳定工作范围将变小,另一方面,对于流动损失而言,相对马赫数的增加会导致气流的冲击损失增大,也即攻角损失增大。所以,综上所述两种处理机匣都应该能够延缓压气机失速的发生,但 RC 机匣扩稳效果会更好。

图 6 为间隙泄漏流线、叶片通道内若干个近似垂直叶片表面的截面上总压损失系数云图。总压损失系数定义为:

$$C_p = (P_{t_inlet} - P_t) / P_{t_inlet}$$

式中: P_t —叶片通道内某一截面的气流相对总压; P_{t_inlet} —进口截面的平均相对总压,高损失区即对应着强叶顶间隙泄漏涡。

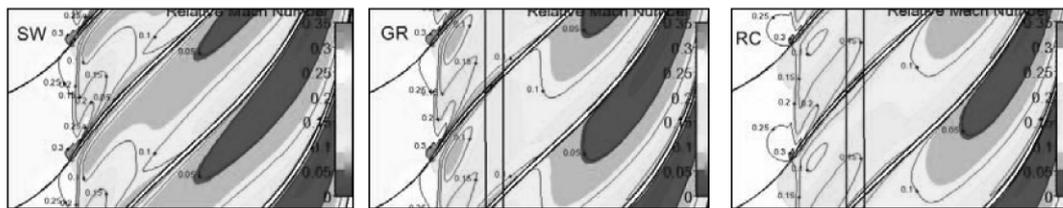


图 5 约 98% 叶高处相对马赫数分布云图

Fig. 5 Atlas showing the distribution of the relative Mach number at 98% blade height

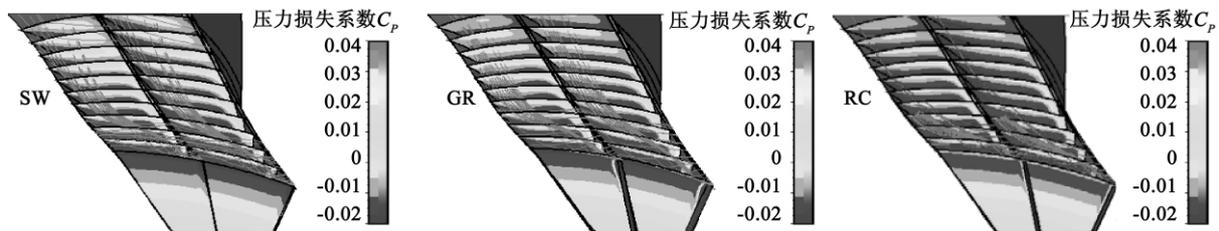


图 6 叶轮通道内总压损失系数分布图

Fig. 6 Atlas showing the distribution of the total pressure loss coefficient in the flow passage of the impeller

从图中可知,在实壁机匣(SW)时叶顶间隙前缘处的泄漏流线比较混乱,在流动方向很短的距离内由叶片吸力面侧快速扩展到相邻叶片压力面侧,并且部分流线穿过该压力面叶顶间隙向相邻叶片通道发展,采用 GR 和 RC 机匣处理后间隙泄漏流线流动较为规整,强度也大为减小,并且相对来讲 RC 机匣要优于 GR 机匣。其原因是环槽处间隙泄漏流经吸气槽的抽吸作用而被吸取,对于 RC 机匣在处理机匣前槽流出,而对于 GR 机匣则因为前槽被封闭而不能使抽吸气流经前槽流出,这也是自循环机匣处理在近失速工况下扩稳的重要机理。另外,从图中总压损失系数的分布可以看出,对于 SW 机匣在叶顶通道进口第 4 个截面后大面积高总压损失区存

在且从第 5 个截面开始高压损失区更是从叶片吸力面到相邻叶片压力面范围内几乎覆盖了整个通道,值得注意的是第 4 个截面恰好位于机匣处理抽吸槽处。GR 和 RC 机匣处理后,原本几个截面上的高压损失区无论在覆盖范围还是在量值上都依次减小,显著改善了气流的主流流动,能有效地抑制低能气体团在叶顶通道的堆积,减弱了低速区所导致的堵塞效应,从而改善了整个通道的流场,扩大该离心叶轮的稳定工作范围,另外,相比于 GR 机匣处理,RC 的总压损失更小,这也是图 4 所示的性能曲线 GR、RC 的绝热效率要高于 SW 的原因。

图 7 为周向平均后循环机匣处理抽吸槽内径向速度和腔体内轴向速度分布云图,从图中可以看出

对 GR 机匣处理结构, 抽吸槽的主要作用是吸气和喷气, 所以可以对低能区在该处的增长进行遏制, 在一定程度上改善叶轮流道流动状况, 这是 GR 机匣处理扩稳的重要机理。对于 RC 机匣处理结构, 抽

吸槽内的抽吸、喷气变得非常微弱, 其主要作用变成了在抽吸槽吸气经由腔体从上游槽流出, 从而使得抽吸槽周围流道的低速气流被输运到叶轮进口, 这是 RC 机匣处理扩稳的重要机理。

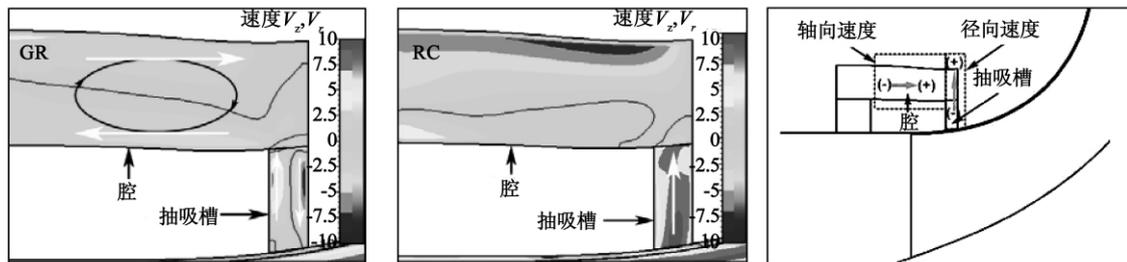


图 7 周向平均循环机匣处理机构内轴向和径向速度分布 (m/s)

Fig. 7 Circumferentially averaged radial and axial velocity distribution inside the circulating casing treatment structure (m/s)

3.3.2 $Q/Q_d = 0.59$ 时

在流率 $Q/Q_d = 0.59$ 时, 循环前槽封闭的机匣处理 (GR) 叶轮处于近失速状态。

图 8 为约 98% 叶高处 S_1 流面上的径向速度分布图, 从图中可以看出, 对 GR 机匣, 前面提到的抽吸槽从压力面吸气在相邻叶片吸力面喷气作用变得十分微弱, 负径向速度区几乎覆盖了整个通道, 说明此时该处叶轮通道已经进入严重的阻塞状态, 低能区占据了整个通道; 而对于 RC 机匣, 在抽吸槽附近几乎不存在负径向速度区, 说明此时抽吸环槽对该处低能区有很好的抽吸效果, 并经过腔体把低能气团输运到叶轮进口前缘而重新进入流道, 这也是 RC 机匣处理扩稳效果优于 GR 机匣处理型式的主要原因。

与边界层相互作用形成的涡系。图 9 为约 0.5τ 处 S_1 流面上的轴向速度分布图, 为了表示需要图中白色区域表示速度大于零。

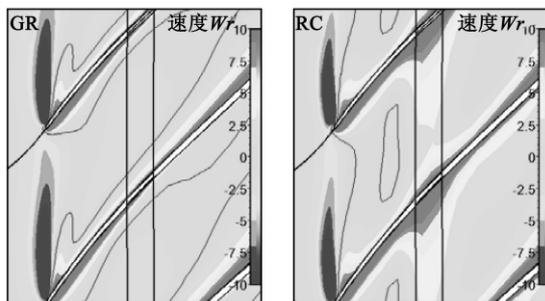


图 8 约 98% 叶高处径向速度分布云图 (m/s)

Fig. 8 Atlas showing the distribution of the radial velocity at 98% blade height

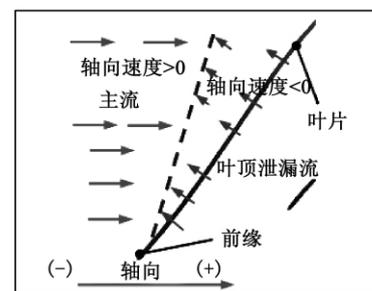
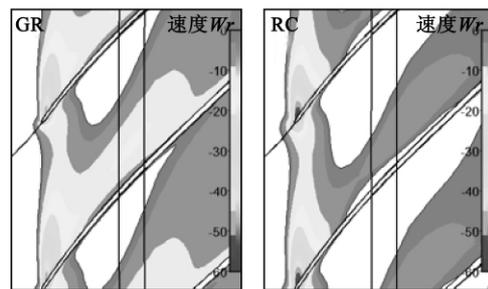


图 9 约 0.5τ 处轴向速度分布云图 (m/s)

Fig. 9 Atlas showing the distribution of the axial velocity at the location where the distance away from the blade tip is about 0.5τ

对于亚音速离心叶轮, 间隙泄漏流是形成间隙泄漏涡的主要形式, 因为亚音速叶轮中不存在激波

图 9 所示, 间隙泄漏流在静压压差的作用下从同一个叶片的压力面侧流向吸力面侧并与主流掺混, 所以间隙泄漏涡涡核就位于图中的正负轴向速度交界面附近。对于 RC 机匣处理, 在吸气槽的抽吸作用下负轴向速度区域明显减小并且负速度的流

动也被减弱。对于 GR 机匣处理,虽然由于抽吸槽的存在使叶片压力面处的轴向速度有所提高,但是在其流道的大部分区域被负轴向速度占据着,间隙泄漏流充斥着几乎整个流道而使其过早的进入失速状态。

图 10 给出 RC 机匣和 GR 机匣两种情况下约 98% 叶高处叶片表面静压沿子午方向分布的计算结果。从图中可以看出,RC 机匣结构与 GR 机匣相比,在吸气槽到叶轮叶片进口的静压差有明显的降低,其原因是 RC 机匣的上游槽存在进气回流,由于气流在入口存在一定的正预旋,来流攻角减小,因此导致在叶片进口附近区域叶片载荷减小。叶片叶尖泄漏流动的静压差驱动力的减弱,削弱了叶顶间隙泄漏流的强度,从而减小叶顶通道内的流动损失,避免过早进入失速工况。

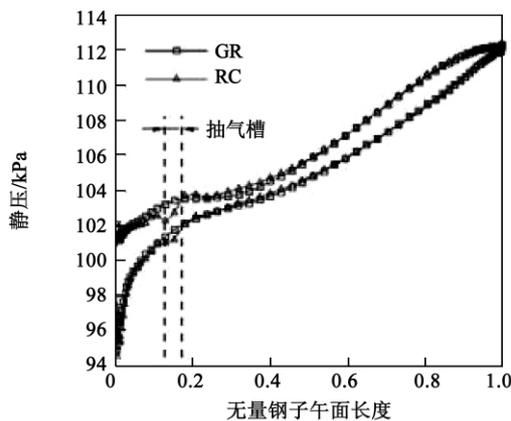


图 10 叶顶表面静压分布图

Fig. 10 Chart showing the distribution of the static pressure on the surface of the blade tip

4 结 论

(1) 两种机匣处理可都以使该离心叶轮在设计转速下的稳定工作范围得到增加,其中上游槽封闭的循环机匣获得的失速裕度改进量约为 7.73%,自循环机匣处理获得的失速裕度改进量约为 12.57%。在近设计流量到近失速工况,叶轮绝热效率都要比实壁机匣情况略高,对于压比的影响也有类似的结论,而在近阻塞流量工况下两种机匣处理都在一定程度上使得叶轮效率和总压比的下降。

(2) 通过对上游槽封闭的循环机匣处理结构的研究分析得出,后槽也就是吸气槽主要对叶顶间隙流动施加了影响:减小了该处叶顶区域的载荷,因此

减小了叶顶间隙流的强度;由于吸气槽对阻塞气流的吸气、喷气的作用,使该区域气流得到加速,从而减小了通道内阻塞;此外吸气槽还对槽附近相对吸力面马赫数分布和马赫数的强度施加了影响,从而减小气流的阻塞,使叶轮流道内气流变得均匀,达到扩稳的效果。

(3) 对于沟通上游槽的自循环机匣处理,吸气槽除了具有结论(2)中的作用外,在小流量下还起到抽吸阻塞气流的作用。自循环机匣吸气槽对间隙泄漏流的吸取,并经由上游槽进入导风轮,从而导致间隙泄露流在叶片通道中运行轨迹的阻断,是自循环机匣处理扩稳的重要机理。

参考文献:

- [1] Jansen W, Carter A F, Swarden M C. Improvement in surge margin for centrifugal compressor[C]//Centrifugal Compressor Flow Phenomena and Performance. AGARD Conference Proceedings No. CP-282, 1980: 296-301.
- [2] Peng G, Wuli C, Yanhui W, et al. Numerical analysis of the unsteady flow and casing treatment in a low speed centrifugal compressor[C]//Proceedings of the Sino-Russian Conference on Aerospace Technology, 2006: 563-570.
- [3] 赵鲁宁, 孙颖, 师晓栋, 等. 轴向槽机匣处理提高离心压气机失速裕度的数值研究[J]. 飞机设计, 2009, 29(5): 50-53. ZHAO Lu-ning, SUN Ying, SHI Xiao-dong, et al. Numerical study of the casing treatment by using axial slots to increase the stall margin of a centrifugal compressor[J]. Aircraft Design, 2009, 29(5): 50-53.
- [4] Fisher F B. Application of map width enhancement devices to turbocharger compressor stages[R]. SAE Paper No. 8809794, 1989.
- [5] Hunziker R, Dickmann H P, Emmrich R. Numerical and experimental investigation of a centrifugal compressor with an inducer casing bleed system[C]//Proceedings of Institution of Mechanical Engineers, 2001, 215: 783-791.
- [6] Yin J, Li P, Pees S. Optimization of turbocharger ported shroud compressor stages[R]. ASME GT2009-59248, 2009.
- [7] Tamaki H, Unno M, Kawakubo T, et al. Aerodynamic design to increase pressure ratio of centrifugal compressors for turbochargers[R]. ASME GT2009-59160, 2009.
- [8] Hathaway M D, Chriss R M, Strazisar A J. Laser anemometer measurements of the three-dimensional rotor flow field in the NASA low-speed centrifugal compressor[R]. NASA TP3257, 1995.
- [9] Niazi S, Stein A, Sankar L N. Development and application of a CFD solver to the simulation of centrifugal compressors[R]. AIAA paper 98-0934, 1998.
- [10] Stein A, Niazi S, Sankar L N. Computational analysis of stall and separation control in centrifugal compressors[R]. AIAA paper 98-3296, 1998.

(丛敏编辑)

sity of the interference between the stator blade wake and rotating blades by the consequent intensity of the stator blade wake and change of the flow conditions in the passages of the rotor. In the meantime, the unsteady characteristics of the elementary stage performance are influenced by the intensity of the stator blade wake interference. **Key words:** axial flow turbine, rotating blade solidity, interference between the rotor and stator of a turbine, potential interference, unsteady flow

某 MW 级燃机变几何动力涡轮动/静叶栅与排气道的流动分析 = **Analysis of the Flow Inside the Variable Geometrical Power Turbine Stator/rotor Cascade and Exhaust Gas Duct of a MW Class Gas Turbine** [刊, 汉] / HOU Jian-fei, GU Chun-wei, LIU Hong (Department of Thermal Energy Engineering, Tsinghua University, Beijing, China, Post Code: 100084) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2012, 27(6). - 643 ~ 648

The flow field of the variable geometrical power turbine stator/rotor cascade at the end of a MW class gas turbine may interact with that of the unsymmetrical exhaust gas duct. By using the commercial CFD software CFX, the authors have studied the coupled flow field between them at various installation angles of the stator blades. An analysis of the flow field at the installation angle of the stator blades under the design operating condition shows that the circumferential asymmetry of the exhaust gas duct will mainly affect the flow field of the rotating blades of the power turbine, leading to a difference of the load between any two rotating blades in the circumferential direction. In the meantime, the distribution of the gas flow angle at the outlet of the rotating blades may also assume an intense non-uniformity along the circumferential direction. After the stator blades have been rotated by 7 degrees, an increase of the positive attack angle at the inlet of the stator blades may result in a separation in a large area of the suction surface of the stator blades. Therefore, the rotating blades have a negative attack angle at the inlet, increasing the separation area of the pressure surface. At the same time, the vorticity of the vortices in the exhaust gas duct will be intensified, leading to a marked drop of the efficiency and power output of the power turbine after the installation angle of the stator blades has been changed. **Key words:** variable geometrical turbine, unsymmetrical exhaust gas duct, numerical simulation

低转速离心叶轮自循环机匣处理扩稳机理研究 = **Study of the Mechanism Governing the Stability Expansion of the Self-circulating Casing Treatment of a Centrifugal Impeller at a Low Rotating Speed** [刊, 汉] / CHU Wu-li, BU Yuan-yuan, ZHANG Hao-guang (College of Power and Energy Source, Northwest China Polytechnical University, Xi'an, China, Post Code: 710072) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2012, 27

(6) . - 649 ~ 654

To explore the mechanism governing the stability enhancement of the self circulation casing treatment ,the authors have conducted a detailed study of a low speed centrifugal compressor (LSCC) in which a casing treatment was applied by using a full-three-dimensional numerical simulation. It has been found that the self circulation casing treatment can effectively delay the occurrence of a stall and slightly enhance the efficiency of the compressor and total pressure ratio in zones nearing the stall region. The casing treatment can efficiently lower the blade tip loads ,thus decreasing the relative speed of the leakage flow ,prohibiting the development of the leakage flow vortices in the clearances of the blade tip passages ,reducing the jam of the low speed flow in the passages ,enhancing the flow capacity of the passages of the rotor and achieving the aim to enlarge the stable operation range. The comprehensive stability margin can increase by 12. 57% . **Key words:** centrifugal impeller ,stall margin ,self circulation ,casing treatment ,stability margin

孔-肋相对位置对通道各壁面换热影响 = **Influence of the Relative Positions of Holes and Ribs on the Heat Exchange Through Various Wall Surfaces in the Passages** [刊 ,汉]/LI Guang - chao ,WU Chao-lin ,ZHANG Wei ,WANG Cheng-jun(Liaoning Provincial Key Laboratory on Advanced Testing Technologies for Aircraft Propulsion Systems ,Shenyang University of Aeronautics and Astronautics ,Shenyang ,China ,Post Code: 110136) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2012 27(6) . - 655 ~ 659

Numerically simulated was the influence of the relative positions of holes and ribs on the heat exchange characteristics of the four wall surfaces of a rectangular passage. As an emphasis ,analyzed were the difference of the heat exchange coefficients of the four wall surfaces and influence of the positions of the three types of air film holes on the heat exchange. The calculation results are in relatively good agreement with the test ones. It has been found that the positions of the air film holes have a biggest influence on the lower wall surface concurrently provided with ribs and air film holes. The holes are located at the upstream between ribs will result in the best heat exchange ,they are located in the middle of the ribs comes next and they are placed at the downstream between ribs will lead to the worst heat exchange. The positions of the air film holes have a relatively small influence on the heat exchange through the smooth wall surfaces on both left and right and have almost no influence on the upper wall surface provided with only ribs. The turbulent flow around ribs and the suction from the air film holes make the heat exchange coefficient of the lower wall surface have a biggest increase followed by that of the wall surfaces on both left and right and the upper wall surface. Along the flow direction ,the joint action of the turbulent flow around the ribs and flow outgoing