

不同转速下自循环机匣处理对转子性能的影响

晏松¹, 楚武利^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 先进发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 以 NASA Rotor 37 为研究对象,采用数值模拟的方法研究了自循环机匣处理的引气位置在不同转速下对转子性能的影响。研究表明:自循环机匣处理的引气位置和转子转速对转子性能的影响具有交互性,其本质原因在于转子在不同转速下处于近失速状态时,转子叶顶区域的流动状态不同,而造成引气位置和叶顶堵塞区域的相对位置会随着转子转速的变化而变化,进而对转子的性能影响呈现出交互性。通过对三种转速下自循环机匣处理的引气位置对转子稳定性的影响分析知,引气位置位于转子叶顶堵塞区尾缘处时对转子叶顶区的流动堵塞抑制能力最强,极大地改善了转子叶顶区域的流通状况,对转子的失速裕度改进量最为有利,在 100%、90%和 70%设计转速下,失速裕度改进量的最大值分别为 7.46%、8.52%、6.14%。此外,通过对转子叶顶的流场细节分析得知,不同转速下自循环机匣处理的引气位置位于转子近失速工况的叶顶堵塞区尾缘处时,在叶顶造成的高比熵区最少,对转子效率的降低幅度最小,于效率最为有利。

关 键 词: 自循环机匣处理; 转子; 引气; 失速裕度; 叶顶堵塞

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of self-circulating treatment casing on rotor performance at different speeds

YAN Song¹, CHU Wuli^{1,2}

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Taking NASA Rotor 37 as the research object, the influence of the bleeding position of self-circulating treatment casing (SCT) on the rotor performance at different speeds was studied by numerical simulation. The researches show that the influences of the bleeding positions of the SCT and the rotor speed on the rotor performance are interactive. The essential reason lies in that, when the rotor is in near stall condition at different speeds, the flow condition is different in the rotor tip region, so that the relative position changes between the bleeding positions and the blade tip blockage as the rotor speed changes, resulting in an interactive effect on the rotor performance. Through the analysis of the influence of the bleeding positions of the SCT on the rotor stability at different speeds, it is found that when the bleeding position is at the trailing edge of the blade tip blockage region, there exists the

收稿日期:2019-05-06

基金项目:国家自然科学基金(51576162)

作者简介:晏松(1998—),男,硕士生,研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail:yans@mail.nwpu.edu.cn

通信作者:楚武利(1962—),男,教授、博士生导师,博士,研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail:wlcchu@nwpu.edu.cn

引用格式:晏松,楚武利.不同转速下自循环机匣处理对转子性能的影响[J].航空动力学报,2019,34(11):2516-2528. YAN Song, CHU Wuli. Effect of self-circulating treatment casing on rotor performance at different speeds[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2516-2528.

best inhibition of the low-velocity blockage zone, greatly improving the flow ability of the rotor tip region, and contributing most to the stall margin improvement (SMI) of rotor. At 100%, 90% and 70% design speeds, the maximum value of the SMI is 7.46%, 8.52% and 6.14%, respectively. In addition, through detailed analysis of the flow field at the rotor tip region, it is found that when the bleeding position of the SCT is located at the trailing edge of the blade tip blockage region of the near-stall operating condition of the rotor at different speeds, the high specific entropy zone caused by the SCT is the least, bringing about minimal reduction in rotor efficiency, and making it most beneficial to the performance.

Key words: self-circulating treatment casing; rotor; bleeding; stall margin; blade tip blockage

飞机在起飞、爬升、巡航状态时,发动机的转速都会有所变化。对于普通的商用客机来说,其在巡航飞行时发动机的转速几乎都是恒定的;但对于战斗机来说,由于其要适应各种各样的突发状况,亦或有对飞行动作的要求,故在真实情况中,其发动机转速几乎都是变化的。若要求发动机在各个转速下都能安全稳定地运行,这需要发动机具有较高的稳定工作裕度。目前在压气机设计时,虽对稳定工作裕度的要求有所兼顾;但设计完成后,稳定工作裕度不足的情况时有发生,这就需要采取相关措施来提高压气机的稳定工作裕度。

在对提高压气机稳定工作裕度的技术探寻和发展中,目前比较成熟的技术有槽式机匣处理、缝式机匣处理、叶顶喷气和自循环机匣处理等。在这几种机匣处理技术中,槽式机匣处理在能提高压气机稳定工作裕度的同时,其造成的效率损失让设计者难以接受,所以近年来槽式机匣处理逐渐被研究者遗弃。与之相比的缝式机匣处理,在提高稳定工作裕度的同时对效率的影响并没有槽式机匣处理那样大,但还是会带来效率损失,这总会给实际运用带来影响。与传统的机匣处理相比,自循环机匣处理在提高稳定工作裕度的同时,对效率的影响甚微,甚至还可以提高压气机的效率。因此近年来受到了国内外众多学者的青睐。

20 世纪中叶,Smith 等^[1-2]首先对自循环机匣处理进行了探索研究,随后 Hathaway^[3]通过流量平衡来建立抽吸和喷气之间的联系,对全环形的自循环机匣处理进行了详细的数值研究,并分析了喷气/抽吸位置对压气机失速裕度的影响。2003 年,Yang 等^[4]研究发现自循环机匣处理可以通过削弱或破坏叶顶泄漏涡来提高压气机失速裕度,但造成了压气机设计点的效率降低。2009 年,张皓光等^[5-6]发现自循环机匣处理可以通过改变转子的进口条件,抑制叶顶泄漏涡的发展和破

碎来降低叶顶区域的堵塞,以此来推迟失速的发生,在提升压气机失速裕度的同时略微提高压气机的效率。2012 年,李继超等^[7]对自循环机匣处理进行扩稳机理的实验研究,发现自循环机匣处理对叶顶间隙泄漏涡轨迹的改变是使压气机失速裕度提高的主要原因。

对自循环机匣处理在多转速下的扩稳效果和机理研究上,Freeman 等^[8]对某发动机的八级轴流压气机进行自循环机匣处理的实验研究发现,自循环机匣处理在多数转速下均能提高压气机的失速裕度。2004 年,Strazisar 等^[9]在 Stage 35 上进行了自循环机匣处理的实验研究,发现在不同转速下扩稳效果存在较大差异,压气机在 70%和 100%转速下分别得到了 6%和 2%的流量裕度提升。

从前面的描述可以看出,绝大多数研究人员已经研究了自循环机匣处理的扩稳机理和其对转子性能的影响,并且已经获得了许多有价值的自循环机匣处理的设计结论和经验。而对某一转速下设计的自循环机匣处理,在其他非设计转速下是否具有扩稳效果,其扩稳机理是否发生改变并没有进行过过多的探索。而压气机稳定工作裕度不足主要发生在多种转速下,因此对自循环机匣处理开展多转速下的扩稳机理研究,对压气机稳定工作裕度的提升具有很好的指导意义。此外,自循环机匣处理的扩稳效果主要来源于引气口和喷气口的耦合作用,引气位置和喷气位置对自循环机匣处理的扩稳效果存在较大影响。在对自循环机匣处理引气位置和喷气位置的研究中,大部分研究者对喷气位置位于转子前缘附近和引气位置位于转子后进行了很多研究^[10-11],对引气位置位于转子叶顶部位的研究相对较少。因此本文对自循环机匣处理的引气位置在叶顶部位进行了优化研究,并探讨在不同转速下自循环机匣的引气位置对转子性能的影响。

1 数值方法

1.1 模型建立

研究对象为 NASA Rotor 37,该转子为美国国家航空航天局 Lewis 研究中心设计的跨声速进口级。该转子在多转速下的性能均有实验数据,便于开展多转速下的研究,文献[12-13]对该压气机的设计参数和性能测试结果进行了详细介绍,表 1 为其主要设计参数。

表 1 转子主要设计参数
Table 1 Main design parameters of rotor

设计参数	数值
设计质量流量/(kg/s)	20.19
堵塞质量流量/(kg/s)	20.93±0.14
设计压比	2.106
等熵效率	0.889
叶片数	36
设计转速/(r/min)	17188
叶顶间隙/mm	0.356

计算的主通道网格由 Autogrid 5 生成,采用 O-4H 型网格拓扑结构,进出口为 H 型网格,O 型网格环绕叶片。主通道沿轴向、径向和周向的网格点数分别为 109、117 和 57。叶顶间隙采用蝶形网格拓扑结构,内层为 O 型网格,外层为 H 型网格,径向网格点数为 33。近壁面网格加密处理,第一层网格距离壁面为 5 μm,保证 $y^+ < 2$,总网格点数约为 110 万。在以往对该转子的研究中^[14],发现当网格总数超过 80 万时,网格数量对计算结果的影响可以忽略不计,本文网格数量为 110 万,满足网格无关性。

数值计算采用 NUMECA 软件包的 Fine Turbo 模块进行单通道非定常计算。进口给定总压和总温,出口给定平均静压,壁面为绝热无滑移边界条件,各通道间为周期性边界条件。通过数值求解全三维雷诺时均 Navier-Stokes 方程来得到计算结果,主要计算设置为:湍流模型为 Spalar-Allmaras,时间离散格式为二阶迎风差分格式,非定常计算的时间步长为 2.424 171 9 μs,虚拟时间步的内迭代步数为 20。通过提高背压的方式获得压气机的特性线,在接近失速边界点时,背压每次提高 100 Pa,直到不能得到稳定的收敛解为止。

1.2 数值方法校核

数值分别计算了转子在 100% n_d 、90% n_d 和

70% n_d (n_d 为设计转速)下的总性能,与实验结果的对比如图 1。从图中可以看出在三种转速下数值计算的压比特性在整个流量范围与实验值吻合较好,变化规律几乎一致;100% n_d 、90% n_d 和 70% n_d 下实验测试的堵塞流量分别为 20.93、19.75、16.25 kg/s,三种转速下数值计算的堵塞流量为 20.94、19.84、16.20 kg/s,数值计算对转子堵塞点流量预测较好;在对近失速点质量流量的预估下,100% n_d 、90% n_d 和 70% n_d 下数值计算的值得略低于实验测试值,相对偏差量为 1.39%、1.61%和 0.60%,偏差量较小。数值计算的效率特性低于实验值,这与大部分研究者对该转子的数值研究一致^[15],其中的误差可能来源于数值计算与实验的数据处理方法不同。实验值是将不同叶高处的基元性能做流量平均得到的,对 Rotor 37 的最高实验测量位置是 95%叶高,该叶高以上的损失在实验数据中没有体现。而数值模拟是将所有网格点的性能做流量平均,其性能包括叶顶损失在内的所有损失。因此,数值计算得到的效率较实验值一般偏低。

图 2 为三种转速下实验与数值计算分别在同一质量流量工况下,转子总压比沿叶高的分布对比。从图中可以看出,相同质量流量工况下,各个转速下实验和数值计算的转子出口总压比沿叶高的分布规律一致,误差较小,数值计算对基元级的性能模拟较好。总体上看,数值计算对转子特性的估计与实验值吻合程度较好,可以将该模型和数值计算方法用来进行自循环机匣处理在多转速下对转子性能的影响研究。

1.3 自循环机匣处理方案设计

自循环机匣处理一般由喷嘴(injector)、引气口(bleed port)和连接两者的桥路(bridge)三部分组成^[16]。图 3 给出了自循环机匣处理的参数化结构,图中 H 为喉部高度。对于该结构的设计,需要充分考虑各组成部分的功能。喷嘴的主要作用与叶顶喷气的喷嘴一致,即提供高速喷射的气流。引气口的主要作用是为喷嘴提供足够的喷气流量和喷气动力,降低抽吸口内的流动损失是其主要设计指标。桥路作为连接喷嘴和引气口的纽带。研究显示^[17-18],转子在 100% n_d 下的失速触发部位在叶顶,叶顶部位的流动堵塞对转子流通能力的限制是造成转子不稳定工作的重要原因。本文对自循环机匣处理引气位置在叶顶变化的优化方案,主要针对该转子在濒临失速时叶顶区域的具体流动状况,设计了三种不同的自循环机匣

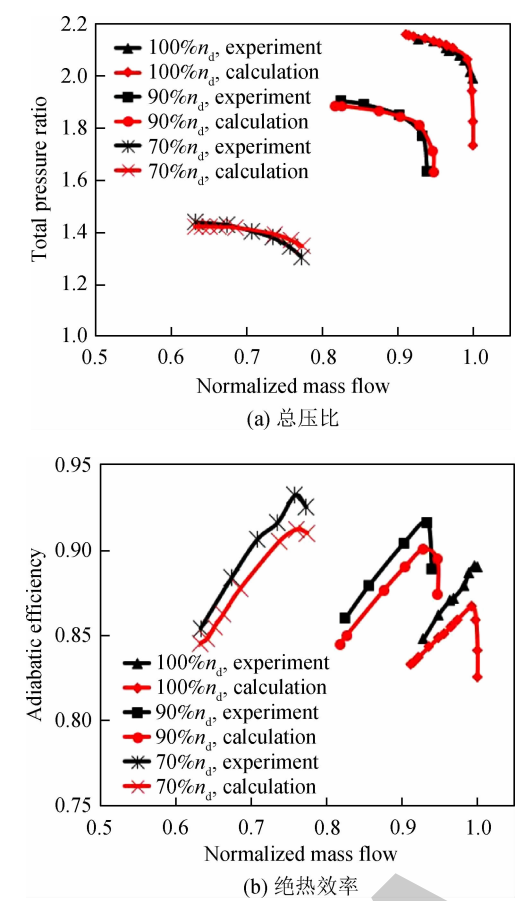


图 1 数值计算和实验的总性能对比
Fig. 1 Companson of operation performance between calculation and experiment

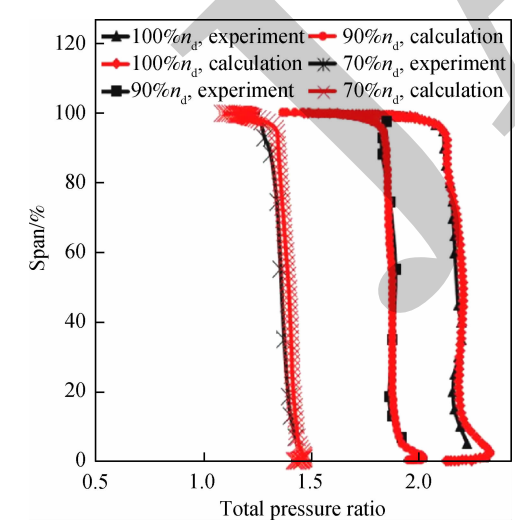


图 2 数值计算和实验总压比沿径向分布对比
Fig. 2 Comparison of total pressure ratio distribution along radial direction between calculation and experiment

处理方案。喷嘴位于转子叶顶前缘上游 $100\%C_a$ (C_a 为叶顶轴向弦长) 处, 引气位置根据转子处于近失速工况时叶顶区的流动情况^[19], 分别位于距

离叶顶前缘下游 $20\%C_a$ (SCT-1)、 $40\%C_a$ (SCT-2)、 $60\%C_a$ (SCT-3) 处, 如图 4 所示。每套方案中喷嘴喉部高度为四倍叶顶间隙, 引气结构出口面积与进气面积之比为 0.8, 自循环机匣处理周向均匀分布 36 个, 周向覆盖比例 (circumfereneial coverage percentage, CCP) 均为 50% 。带自循环机匣处理的转子的整个计算域网格拓扑如图 5 所示, 在自循环机匣处理与转子叶顶区域之间设有连接块 (connection block), 三种自循环机匣处理

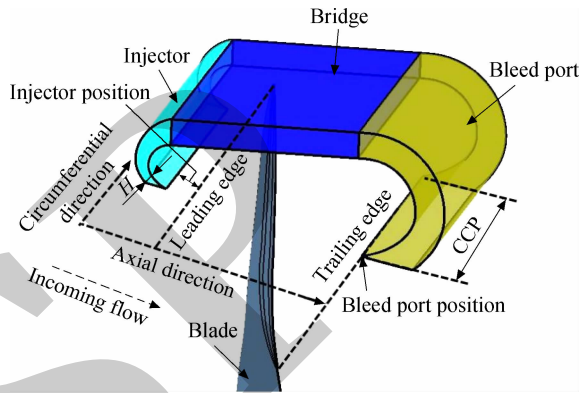


图 3 自循环机匣处理参数化结构
Fig. 3 Parametric structure of the SCT

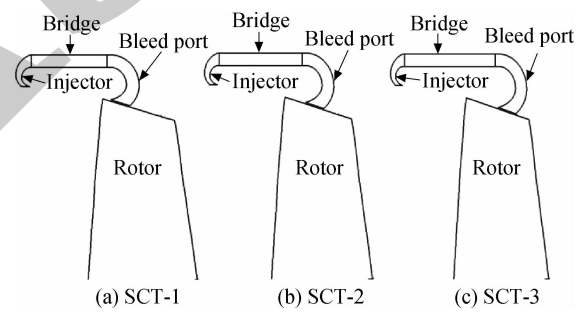


图 4 不同引气位置的自循环机匣处理结构
Fig. 4 Structure of the SCT schemes with different bleeding positions

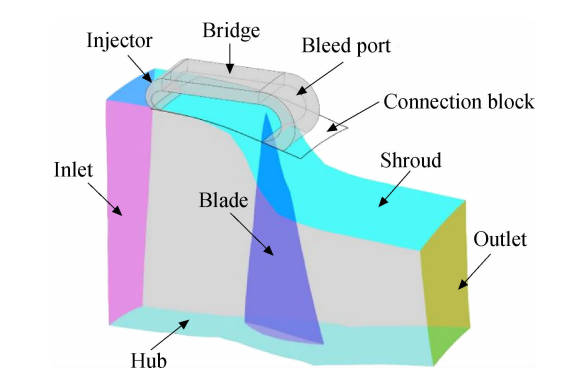


图 5 自循环机匣处理计算域网格拓扑
Fig. 5 Computational domain mesh topology of the SCT

方案在轴向的网格点数分别为 133、141 和 149，周向和径向网格点数分别为 33 和 17。

2 结果分析

2.1 总性能分析

数值计算了三种转速下不同引气位置的自循环机匣处理方案对转子性能的影响,图 6 为其与实壁机匣转子性能的对比,横坐标为无量纲质量流量(实际计算流量与设计转速下堵塞流量之比),图中还标出了各个转速转子在实壁机匣(solid wall, SW)的近失速点(near stall, NS)。从性能图中可以看出,自循环机匣处理在研究所选取的三种转速下均能使转子的流量工作范围得到

拓宽;不同的是,在 $100\% n_d$ 和 $90\% n_d$ 下自循环机匣处理对流量工作范围的改善较为明显, $70\% n_d$ 下流量工作范围改善不佳。此外,自循环机匣处理对转子的总压比和绝热效率影响明显,各个转速在高流量范围内自循环机匣处理后的总压比和绝热效率均低于实壁机匣的总压比和绝热效率,但随着流量的进一步减小,各个转速在中低流量范围内,自循环机匣处理后转子的总压比均略高于实壁机匣值,效率则变化幅度微小,几乎不降低。从这可以看出,自循环机匣处理相比于传统的缝式、槽式机匣处理优势明显。

比较不同引气位置的自循环机匣处理方案在不同转速下对转子性能的影响。图7给出了不同

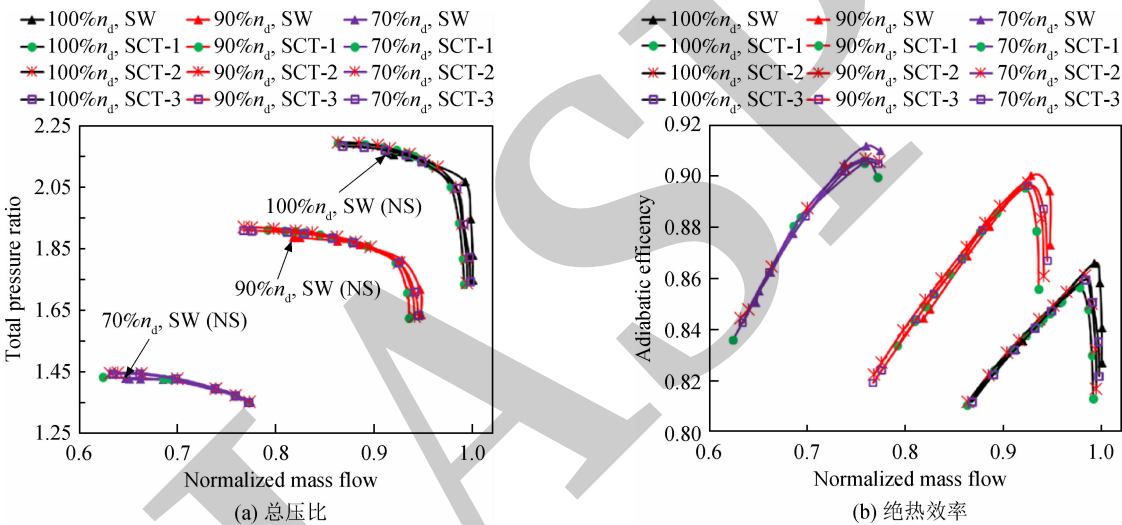
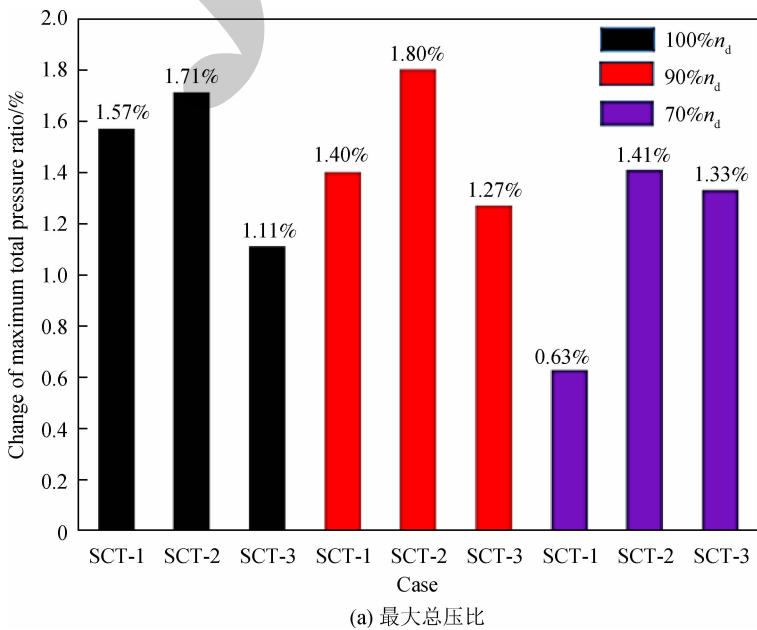
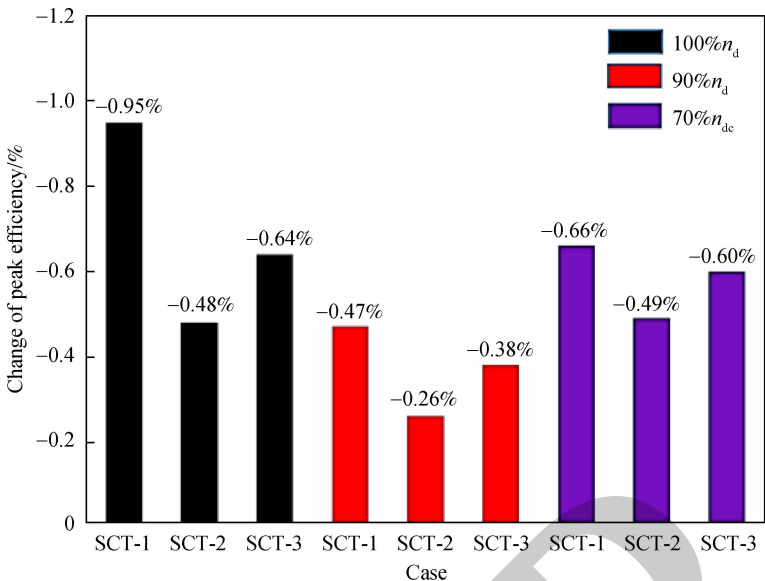


图 6 实壁机匣和自循环机匣处理在不同转速下的总性能对比

Fig. 6 Comparison of operation performance between SW and SCTs at different speeds



(a) 最大总压比



(b) 峰值效率

图 7 最大总压比和峰值效率的变化

Fig. 7 Change of maximum total pressure ratio and peak efficiency

引气位置的自循环机匣处理方案在各个转速下对转子峰值效率和最大总压比的影响(以实壁机匣状态下的值为基准,正值表示高于实壁机匣值,负值表示低于实壁机匣值)。从图中可以看出,三种转速下各自循环机匣处理方案对转子的最大总压比均有积极作用,在不同的自循环机匣处理方案中,方案 SCT-2 对转子最大总压比的提升效果最好,方案 SCT-1 和 SCT-3 对转子最大总压比的提升效果弱于方案 SCT-2。在对转子峰值效率的影响上,不同转速下各自循环机匣处理方案均造成了转子峰值效率的降低,在不同的自循环机匣处理方案中,方案 SCT-2 对转子的峰值效率的影响最弱,方案 SCT-1 和 SCT-3 对转子峰值效率的影响强于方案 SCT-2。表明在叶顶随着自循环机匣处理引气位置的轴向后移,对转子最大总压比的提升效果呈现出先增强后减弱的规律,对转子峰值效率的影响却呈现出先减弱后增强,引气位置在距离转子叶顶前缘下游 40% C_a 处的自循环机匣处理方案(SCT-2)对转子的性能较为有利。比较不同转速下自循环机匣处理对转子性能的影响,知在 90% n_d 下,自循环机匣处理对转子的最大总压比提升效果较好,对转子的峰值效率影响最低。

从前面分析得知,三种转速下不同引气位置的自循环机匣处理方案均能拓宽转子的流量工作范围,为定量刻画自循环机匣处理对转子稳定工作裕度的影响,定义转子失速裕度改进量(stall

margin improvement,量符号记为 δ_{sm})为

$$\delta_{sm} = \left(\frac{\pi_{ct}^*}{\pi_{sw}^*} \times \frac{\dot{m}_{sw}}{\dot{m}_{ct}} - 1 \right) \times 100\% \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_{sw}$ 为实壁机匣时近失速工况的质量流量; $\dot{m}_{ct}$ 为自循环机匣处理时近失速工况的质量流量; π_{sw}^* 为实壁机匣时近失速工况的压比; π_{ct}^* 为自循环机匣处理时近失速工况的压比。图 8 给出了各个转速下每个自循环机匣处理方案对转子失速裕度改进量的结果。从图中可以看出,自循环机匣处理方案在转子 100% n_d 和 90% n_d 下对转子的失速裕度改进量提升效果较好,在 70% n_d 下对失速裕度改进量的提升效果较差。比较不同引气位置的自循环机匣处理方案知在 100% n_d 和 90% n_d 下,方案 SCT-2 对失速裕度改进量的提升最有利,说明当自循环机匣处理的引气位置在叶顶沿轴向向下游移动的过程中,转子的失速裕度改进量呈现出先增大后减小的趋势。但在 70% n_d 下,对转子失速裕度改进量提升效果最好的自循环处理方案为 SCT-1,转子失速裕度改进量随自循环机匣处理的引气位置后移而逐渐减小。从而说明自循环机匣处理的引气位置和转子转速对转子失速裕度改进量的影响具有交互作用,文中第 2.2 节将着重分析产生这种差异的原因。

2.2 内部流动分析

2.2.1 100% n_d 下转子内部流动分析

图 8 中,转子在 100% n_d 下时,SCT-1、SCT-2 和 SCT-3 三种不同引气位置的自循环机匣处理

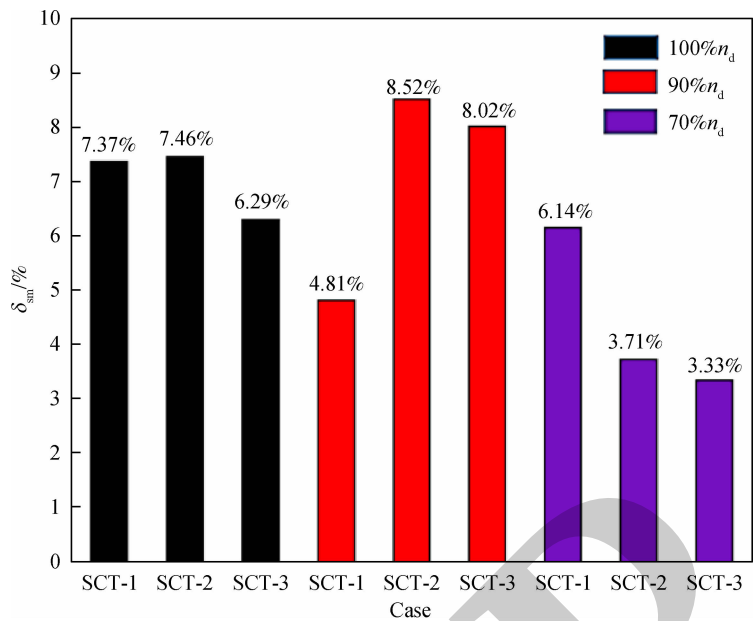


图 8 不同转速下不同自循环机匣处理方案的 SMI 值
Fig. 8 SMI of SCT schemes at different speeds

方案对转子失速裕度改进量分别为 7.37%、7.46%和 6.29%，三种不同引气位置的自循环机匣处理方案对转子的失速裕度改进量差别不大，但仍呈现先增大后减小的趋势。为研究其对转子内部流动影响的差异，图 9 在与转子实壁机匣近失速点质量流量一致的工况下，给出了转子叶顶泄漏流的分布，其中红色区域为流动堵塞区域， W_{xyz} 为相对速度。从图 9(a)可以看出，实壁机匣时，叶顶泄漏严重，转子在近失速工况叶顶区存在大面积堵塞区，特别是靠近压力面附近的流动堵塞区，研究显示此低速流动堵塞区是由于叶顶泄漏流、激波、端壁边界附面层等共同作用所导致，是限制转子叶顶流通能力的主要因素，同时也是诱发转子失速的主要原因。运用自循环机匣处理后，从图 9(b)~图 9(d)可以看出，转子叶顶泄漏流受到了抑制，转子通道内的流动堵塞明显减小，转子叶顶流通能力得到增强，推迟了转子失速的发生而达到了扩稳效果。比较不同引气位置的自循环处理方案，在对叶顶泄漏流动的抑制效果中，方案 SCT-1 和方案 SCT-3 作用后通道中仍存在相互缠绕扭曲的叶顶泄漏流区域，在与主流的作用后流线极易断裂而形成低速流动堵塞区，故形成的低速流动堵塞区较大，明显大于方案 SCT-2，扩稳效果略差；方案 SCT-2 对叶顶泄漏的抑制效果较好，叶顶泄漏流线在通道的发展过程中流线相互缠绕扭曲的区域明显小于其余两种方案，从而形成的低速流动堵塞区较小，扩稳效果最佳。

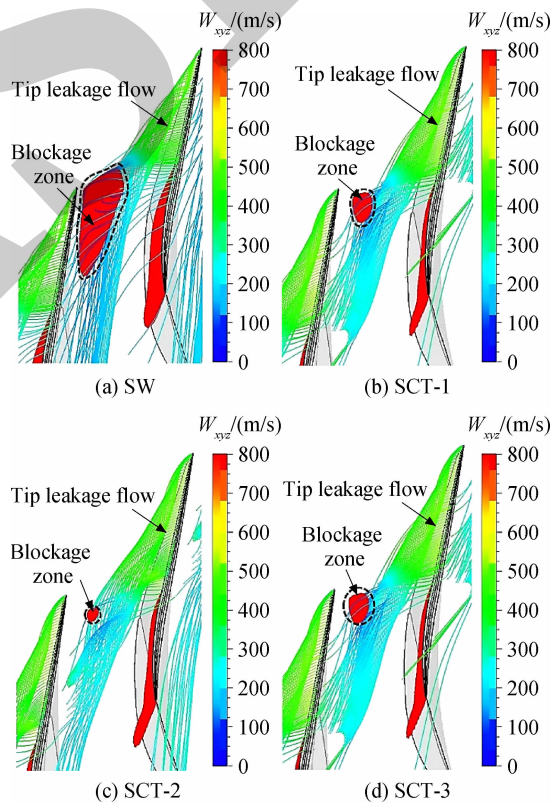


图 9 100% n_d 近失速流量下各方案的叶顶泄漏流线分布
Fig. 9 Distribution of tip leakage streamlines under case of near stall mass flow rate at 100% n_d

图 10 为转子在实壁机匣近失速工况距离转子叶顶前缘下游 20% C_a 处轴向截面相对马赫数分布，定义相对马赫数小于 0.3 的区域为低速流动堵塞区域。由图中可以看出，此流动堵塞区域

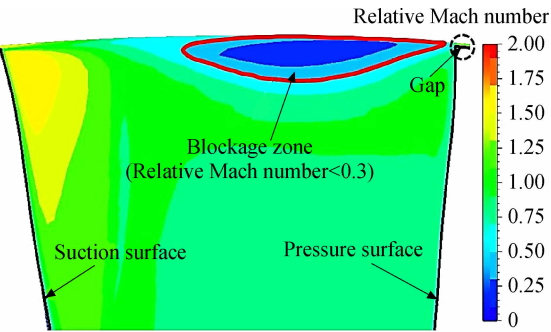


图 10 20% C_a 处轴向截面的相对马赫数分布

Fig. 10 Distribution of axial span relative Mach number under 20% C_a

靠近叶片压力面,是由叶顶泄漏流、激波、端壁边界附面层等共同作用所导致。为衡量此堵塞区域在转子通道沿轴向的变化,定义流动堵塞区域面积与转子通道面积之比为堵塞比(blockage ratio, 记为 B)。

图 11 给出了在与转子实壁机匣近失速点质量流量一致的工况下,实壁机匣和三种自循环机匣处理方案的堵塞比(B)沿轴向的变化,图中标出了各引气方案的引气口位置(bleeding position, 记为 P_b)在轴向的覆盖区域。从图 11 中可以看出,实壁机匣时堵塞存在于转子前缘至下游 50% C_a 区域,堵塞比最大高达 2.5%。采取自循环机匣处理措施后,堵塞比沿轴向的值明显减小,转子叶顶流通能力良好,转子稳定性得到增强。比较不同引气位置的自循环机匣处理作用后的差异,可以看到方案 SCT-1 的引气位置位于实壁机匣叶顶堵塞区的中上游,引气口的抽吸作用使得此范围区的堵塞大幅度下降,但在引气口下游的轴向弦长范围内,堵塞区域扩大到 60% C_a 左右

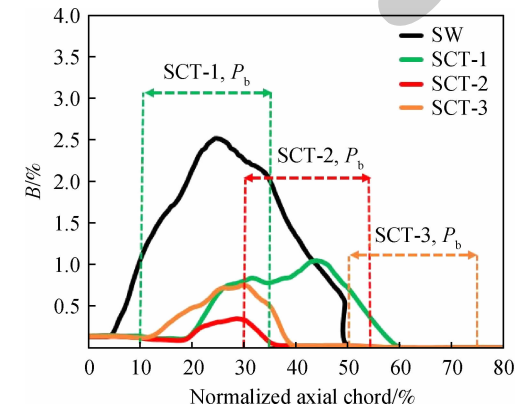


图 11 在 100% n_d 下堵塞比沿轴向弦长的分布

Fig. 11 Distribution of blockage ratio along axial chord at 100% n_d

处,这是由于引气口的抽吸作用可使上游气流加速,下游气流减速所致,从而造成了自循环机匣处理后通道内堵塞区较大,扩稳效果略差。方案 SCT-2 的引气位置位于实壁机匣叶顶堵塞区的尾缘,引气口的抽吸作用使得堵塞区减小,堵塞比的最大值仅为 0.35%,对堵塞区域的抑制最好,扩稳能力较强。方案 SCT-3 的引气位置位于实壁机匣叶顶堵塞区的下游,引气口的抽吸作用使靠近引气口的部位堵塞几乎消失,但对远离引气口的上游堵塞区,引气口的作用能力有限,仍存在部分堵塞区,故扩稳能力也较弱。

图 7 中, SCT-1、SCT-2 和 SCT-3 三种自循环机匣处理方案对转子的峰值效率均有不同程度的影响,分别使转子峰值效率下降了 0.95%、0.48% 和 0.64%。为探究自循环机匣处理对转子效率的影响,图 12 给出了转子的子午面比熵在不同流量工况下的变化特性。从图中可以看出,流量工况由堵塞点向近失速点变化时,自循环机匣处理后的比熵值明显大于实壁机匣值,从而造成了更大了效率损失,使得自循环机匣处理后转子效率低于实壁机匣值。比较不同引气位置方案的自循环机匣处理对熵的影响知,方案 SCT-2 的比熵值在整个流量范围内低于方案 SCT-1 和 SCT-3,对效率的影响较小,方案 SCT-3 的比熵值最大,对效率不利。

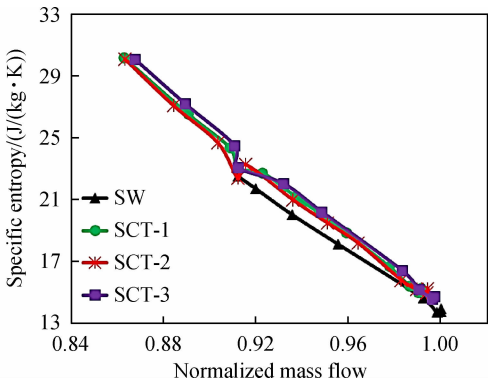


图 12 100% n_d 下实壁机匣和自循环机匣处理的比熵值分布

Fig. 12 Companson of specific entropy between SW and SCTs at 100% n_d

由于自循环机匣处理的作用部位在叶顶,故图 13 给出了实壁机匣和三种不同引气位置方案的自循环机匣处理在转子设计流量工况时 99% 叶高的比熵分布。从图中可以看出,实壁机匣时,在靠近叶顶前缘压力面附近存在少量高比熵区域,由前面的分析可知,此高比熵区域是由于叶顶

泄漏流在此处缠绕扭曲,与主流作用所致。运用自循环机匣处理后,方案 SCT-1 作用后在引气口右后方存在大面积高比熵区域,这是由于引气口的抽吸作用使得下游气流减速,主流在此区域与叶顶泄漏流作用后发生流动堵塞所致,对效率不

利。方案 SCT-2 的引气口位于堵塞区域的尾缘,引气口的抽吸作用对转子叶顶区流动改善较佳,相比于其他两个方案叶顶区没有明显的高比熵区域,但由于引气口的抽吸作用使得上游气流加速,与叶顶泄漏流的相互作用增强,相比于实壁机匣仍造成了效率损失。方案 SCT-3 的引气口位于叶顶堵塞区的下游,引气口的抽吸作用对上游堵塞区影响能力较弱,使得自循环机匣处理后存在明显高于方案 SCT-1 和 SCT-2 的高比熵区,对效率极其不利。

2. 2. 2 90%*n_d* 下转子内部流动分析

图 8 中,在 90%*n_d* 下,三种不同引气位置的自循环机匣处理方案对转子的失速裕度改进量分别为 4.81%、8.52%、8.02%,扩稳能力呈现出先增强后减弱的趋势。为探究其内部流动的差异,在与 90%*n_d* 近失速点质量流量一致的工况下,图 14 给出了转子前缘到下游 60%*C_a* 之间的轴向截面相对马赫数分布。从图中可以看出,实壁机匣在近失速工况叶顶区靠近压力面附近存在大面积流动堵塞区域,诱发转子失速的原因仍为叶顶堵塞。采取自循环机匣处理后,叶顶区的低速堵塞区变小,转子叶顶流通能力得到增强,转子稳定性得到提高。比较不同引气位置的自循环机匣处理方案知,方案 SCT-1 作用后转子前缘处的堵塞消失,但在 30%*C_a* 到 60%*C_a* 处仍有堵塞,和方案 SCT-2 和方案 SCT-3 相比此堵塞区面积较大,由此看出方案 SCT-1 对转子叶顶区的流动改善能力不如其余两个方案,扩稳效果较差。方案 SCT-2 作用后,只在距离叶顶前缘 30%*C_a* 处存在微量流动堵塞区域,相比于其他两个方案对转子叶顶区的流动改善能力明显增强,故取得的扩稳效果最佳。方案 SCT-3 作用后在距离叶顶前缘 10%*C_a* 到 30%*C_a* 之间,仍存在少量流动堵塞区域,这是由于方案 SCT-3 的引气口距离堵塞区较远,对叶顶前缘处的流动堵塞作用能力较弱所致,但与方案 SCT-1 相比,其对转子叶顶区的流动改善能力较强,故取得的扩稳效果好于方案 SCT-1。

图 15 给出了此时堵塞比沿轴向的分布,从图中可以看出,在 90%*n_d* 下运用自循环机匣处理后堵塞比沿轴向的变化规律与 100%*n_d* 下相似。不同的是堵塞区域在轴向的影响范围不同,在 90%*n_d* 下,实壁机匣的堵塞区域变大,由 100%*n_d* 下的 50%*C_a* 延长到 60%*C_a*,从而使得各引气方案的引气口在堵塞区域的相对位置有所变化。方

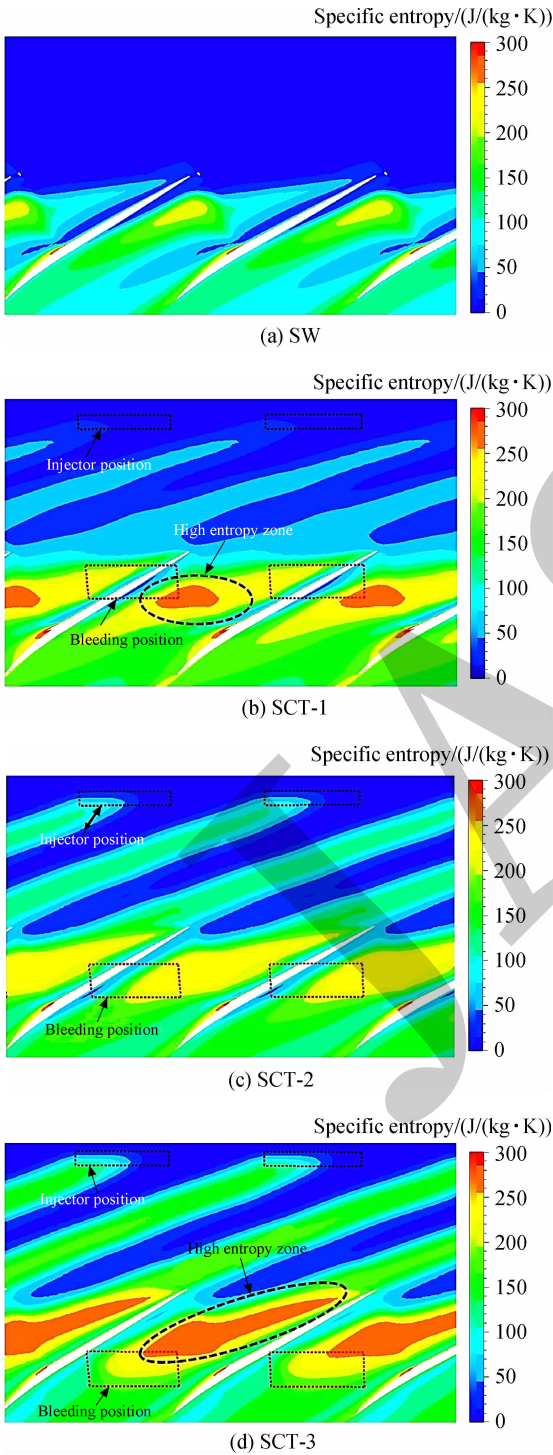


图 13 实壁机匣和自循环机匣处理在 100%*n_d* 下沿 99%叶高截面比熵分布对比
Fig. 13 Companson of specific entropy along 99% span between SW and SCTs at 100%*n_d*

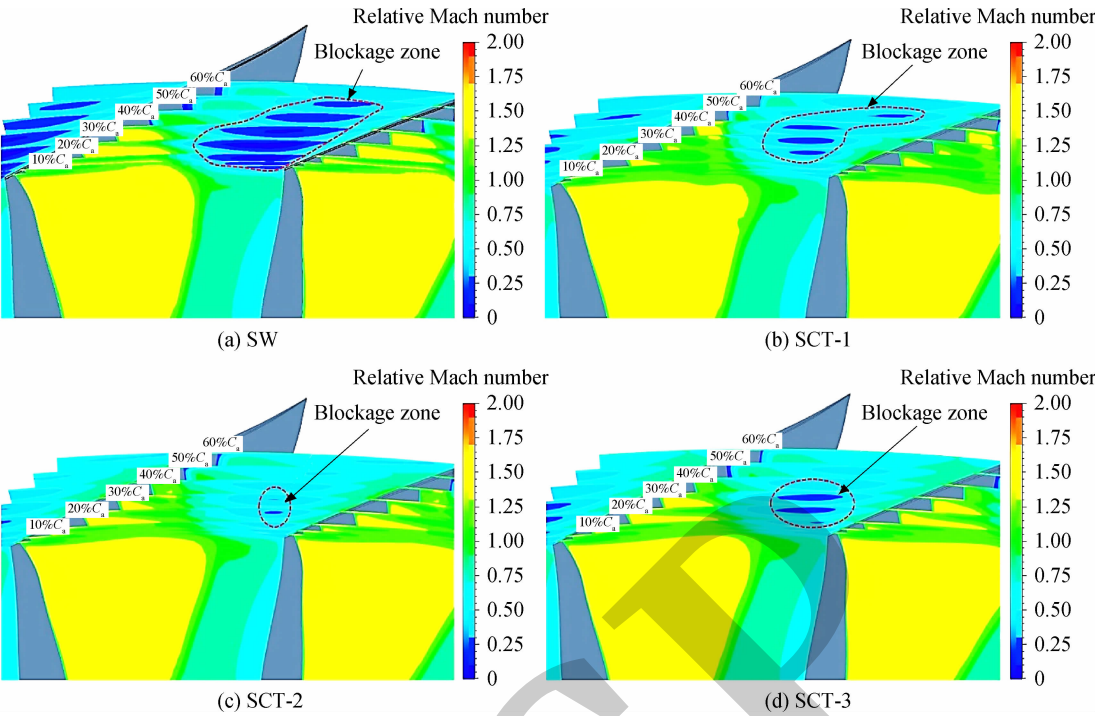


图 14 在 $90\%n_d$ 实壁机匣近失速流量工况下相对马赫数沿轴向截面的分布

Fig. 14 Distribution of relative Mach number along axial span under $90\%n_d$ and near stall mass flow rate of SW

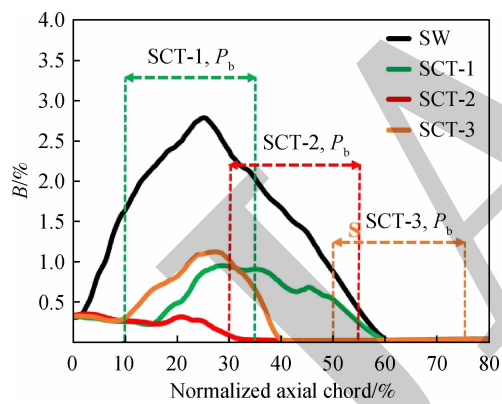


图 15 在 $90\%n_d$ 下堵塞比沿轴向弦长的分布

Fig. 15 Distribution of blockage ratio along axial chord at $90\%n_d$

案 SCT-1 的引气口位置仍位于转子堵塞中上游,其对叶顶堵塞区的影响与 $100\%n_d$ 下相同,只是此时堵塞区的轴向影响范围更大,引气口对下游的流动堵塞作用能力较小,叶顶通道在引气口后的轴向范围内仍存在流动堵塞,方案 SCT-1 对叶顶流通能力的增强较弱,扩稳效果不佳。方案 SCT-2 的引气口位置仍位于转子堵塞尾缘,叶顶堵塞区经引气口的抽吸作用后几乎完全消失,扩稳能力较好。方案 SCT-3 的引气口位置与堵塞区尾缘交叉,相比于 $100\%n_d$ 下引气口相对于堵塞区的位置有所前移,引气口的抽吸作用除了对叶顶前缘附近的堵塞区作用能力较弱外,对 40%

C_a 后的流动堵塞区改善较好,其扩稳效果较方案 SCT-1 更好。

为探究 $90\%n_d$ 下自循环机匣处理对转子效率的影响,在同一质量流量工况下,图 16 给出了叶顶前缘至下游 $60\%C_a$ 处轴向截面的比熵分布。从图中可以看出,实壁机匣只在叶顶靠近压力面附近存在少量高比熵区域(对应高损失区域),运用自循环机匣处理后,高比熵区域明显变大,且轴向影响范围更大,从而造成了较大的流动损失,绝热等熵效率低于实壁机匣。比较不同引气位置的自循环机匣处理方案知,方案 SCT-1 和方案 SCT-3 作用后产生的高比熵区域明显大于方案 SCT-2,其中方案 SCT-3 的高比熵区在轴向的范围最大,造成的流动损失最大,对转子的效率最为不利。为定性刻画这种影响,对所有轴向截面上的比熵值进行质量平均得 SW、SCT-1、SCT-2 和 SCT-3 方案的比熵值分别为 29.99 、 32.38 、 31.39 、 32.70 $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。从而可以看出,方案 SCT-3 产生的熵增最大,效率损失最大,方案 SCT-1 次之,方案 SCT-2 最小,对效率的影响最弱,于效率最有利。

2.2.3 $70\%n_d$ 下转子内部流动分析

图 8 中在 $70\%n_d$ 下,三种不同引气位置的自循环机匣处理方案对转子的失速裕度改进量分别为 6.14% 、 3.71% 、 3.33% ,扩稳效果在方案 SCT-1 处较好,在方案 SCT-2 和方案 SCT-3 处较

差。为分析其原因,在与 $70\%n_d$ 实壁机匣近失速点质量流量一致的工况下,图 17 给出了转子 99% 叶高 S_1 流面上相对速度矢量分布,图中转子通道前缘处黑色虚线箭头为气流流动方向。从图 17(a)中可以看出,实壁机匣在近失速工况时,转子叶顶部位存在与转子叶顶前缘平齐的大面积横流区,此横流区严重阻滞了主流的流动,造成了叶

片通道内存在大面积流动恶化区域(flow deterioration zone),是造成转子失速的主要原因。运用自循环机匣处理后,在方案 SCT-1 中,此横流区域消失,主流的流动方向偏向转子通道内部,流动情况得到了极大的改善,转子的稳定性得到增强。但此时转子吸力面流动分离严重,这对于转子稳定性的提高不利,可能是限制转子稳定性进一步

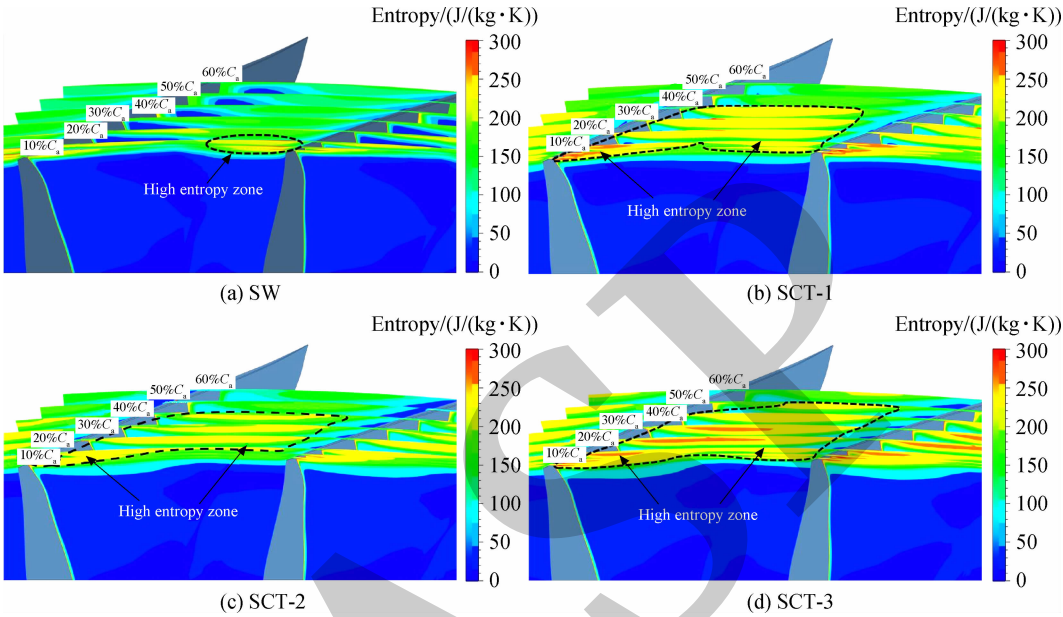


图 16 $90\%n_d$ 在同质量流量下比熵沿轴向截面的分布

Fig. 16 Distribution of specific entropy along axial span under the same mass flow rate at $90\%n_d$

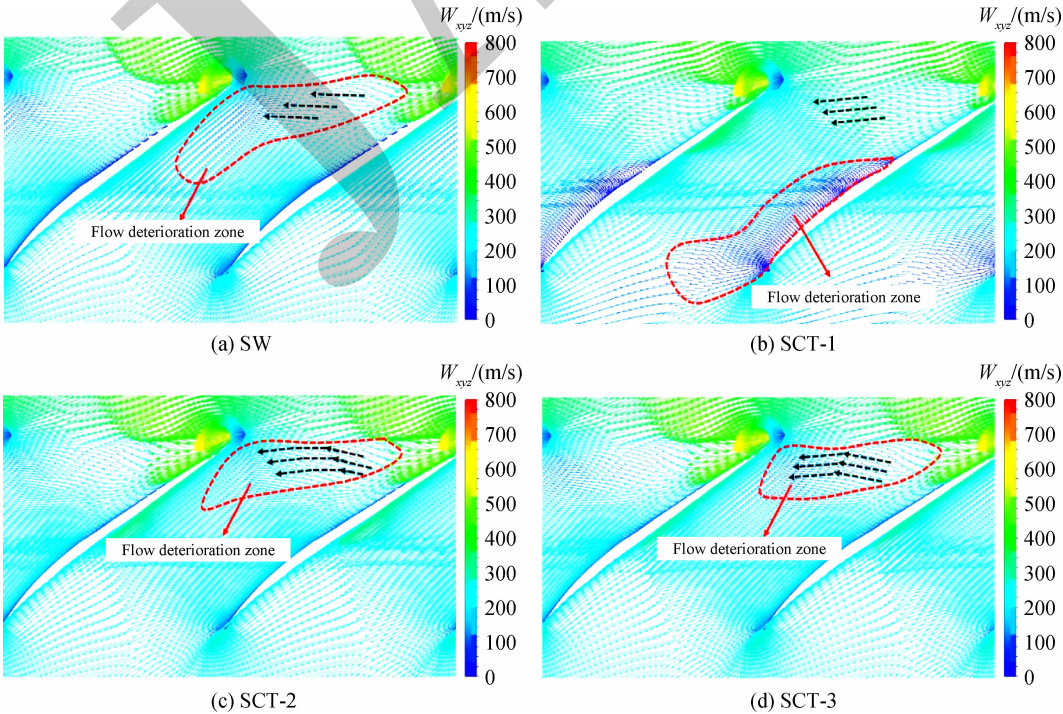


图 17 在 $70\%n_d$ 实壁机匣近失速流量工况下相对速度矢量沿 99% 叶高 S_1 流面的分布

Fig. 17 Distribution of relative velocity vector along 99% span on S_1 of SW under near stall mass flow rate at $70\%n_d$

提升的原因。方案 SCT-2 和方案 SCT-3 作用后,流向只是稍微向转子叶片通道偏转,位于叶顶前缘的横流区并没有消失,从而导致自循环机匣处理作用后在转子通道内仍存在大面积的流动恶化区域,转子叶顶的流通能力并没有得到实质性的提升,进而导致扩稳效果不佳。

为进一步洞悉不同引气位置方案的自循环机匣处理扩稳效果的差异,图 18 给出了此时堵塞比沿轴向的分布情况。从图中可以看出,在 $70\%n_d$ 下,堵塞存在于叶顶前缘至下游 $30\%C_a$ 之间。运用自循环机匣处理后,方案 SCT-1 的引气口完全覆盖在堵塞区域,对叶顶的流动改善较好,取得的扩稳效果最佳。方案 SCT-2 和 SCT-3 引气口位于堵塞的下游,其作用后堵塞在叶顶前缘至下游 $10\%C_a$ 处并没有降低,对叶顶前缘处的横流区影响较小,从而使得此横流区继续阻滞主流流体,流通能力提升不佳,扩稳效果较差。

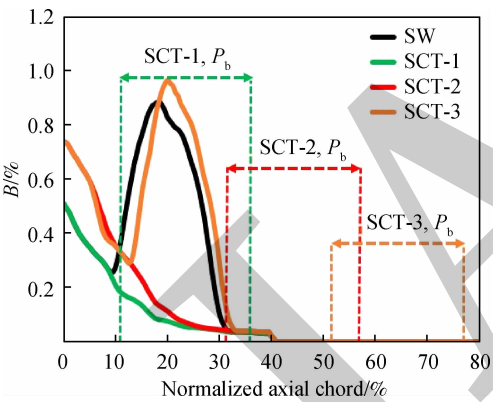


图 18 在 $70\%n_d$ 下堵塞比沿轴向弦长的分布
Fig. 18 Distribution of blockage ratio along axial chord at $70\%n_d$

熵的产生是不可逆的,一旦产生就会造成不可避免的效率损失。为分析在 $70\%n_d$ 下自循环机匣处理对转子效率的影响,在同质量流量工况下,图 19 给出了转子叶片 99% 叶高 S_1 流面上的熵值分布,对 SW、SCT-1、SCT-2 和 SCT-3 进行质量平均得比熵值分别为 28.55 、 34.93 、 54.10 、 $58.37\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。可以看出,对转子采取自循环机匣处理措施后,转子叶顶部位的比熵值明显变大,说明自循环机匣处理后会转子的效率降低。比较不同引气位置方案的自循环机匣处理在叶顶区的损失分布,由图可以看出,方案 SCT-1 作用后产生的高比熵区并没有方案 SCT-2 和 SCT-3 明显,对效率的影响最细微。方案 SCT-2

作用后会在叶顶前缘部分区域产生高比熵区域,造成效率损失。方案 SCT-3 作用后不仅会在叶顶前缘部位造成高比熵区域,还会在引气位置的中部及下游产生高流动损失区,使得效率损失更加严重,对效率最为不利。

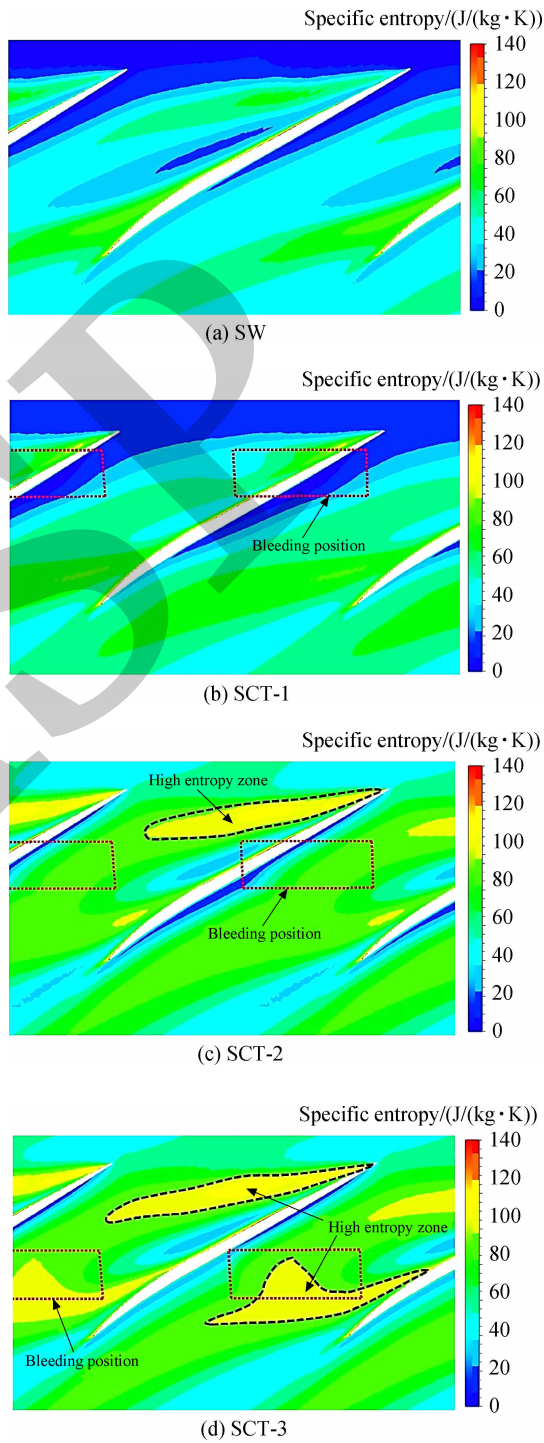


图 19 $70\%n_d$ 在同质量流量下比熵沿 99% 叶高 S_1 流面的分布
Fig. 19 Distribution of specific entropy along 99% span on S_1 under the same mass flow rate at $70\%n_d$

3 结 论

本文研究了自循环机匣处理的引气位置在不同转速下对转子性能的影响,通过对转子总性能的分析 and 各个转速下转子内部流动细节的分析比较,得出以下结论:

- 1) 自循环机匣处理的引气位置和转子转速对转子性能的影响具有交互性,其本质原因在于转子在不同转速下失速时叶顶流动状态不同,而造成引气位置和叶顶堵塞区域的相对位置会随着转子转速的变化而变化,进而对转子的性能影响呈现出交互性。
- 2) 通过对三种转速下自循环机匣处理的引气位置对转子稳定性的影响分析得知,引气位置位于转子叶顶堵塞区尾缘处时对转子的失速裕度改进量最为有利,在 $100\% n_d$ 、 $90\% n_d$ 和 $70\% n_d$ 下,失速裕度改进量的最大值分别为 7.46% 、 8.52% 、 6.14% 。
- 3) 通过对转子叶顶的流场细节分析得知,不同转速下自循环机匣处理的引气位置位于转子近失速工况的叶顶堵塞区尾缘处时在叶顶造成的高熵区最少,对转子效率的降低幅度最小,于效率最为有利。

参考文献:

[1] SMITH L H, GRIFFIN R G, Jr. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of a single stage axial flow compressor: Part I design of rotor blowing and bleeding configurations[R]. NASA CR-54587, 1966.

[2] SMITH L H, KOCH C C, Jr. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of a single stage axial flow compressor[R]. NASA CR-54592, 1970.

[3] HATHAWAY M D. Self-recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance[R]. ASME Paper GT2002-30368, 2002.

[4] YANG H, NUERNBERGER D, NICKE E, et al. Numerical investigation of casing treatment mechanisms with a conservative mixed-cell approach[R]. ASME Paper GT2003-38483, 2003.

[5] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 等. 压气机端壁自适应流通延迟失速的数值分析[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 202-208.

ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Numerical investigation of the flow mechanisms of compressor stall delay through endwall self recirculation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 30(2): 202-208. (in Chinese)

[6] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 等. 自适应流通机匣处理改善压气机性能的机理[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 301-308.

ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Flow mechanisms of improving compressor performance through

self recirculation casing treatment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 301-308. (in Chinese)

[7] 李继超, 刘乐, 张宏伟. 低速单级轴流压气机自引气扩稳实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2577-2584.

LI Jichao, LIU Le, ZHANG Hongwei. Experiment of self-recirculation tip injection in low speed single-stage compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2577-2584. (in Chinese)

[8] FREEMAN C, WILSON A G, DAY I J, et al. Experiments in active control of stall on an aeroengine gas turbine[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 637-647.

[9] STRAZISAR A J, BRIGHT M M, THORP S, et al. Compressor stall control through endwall recirculation[R]. ASME Paper GT2004-54295, 2004.

[10] 张皓光, 安康, 谭峰, 等. 自循环机匣处理轴向位置影响扩稳能力的机理[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 983-989.

ZHANG Haoguang, AN Kang, TAN Feng, et al. Mechanism of affecting ability of stability enhancement with varying axial position of self-recirculating casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 983-989. (in Chinese)

[11] 吴艳辉, 杨国伟, 王博, 等. 轴向引气位置对自循环机匣扩稳的能力的影响机制研究[R]. 大连: 中国航天天动力联合会议, 2017.

[12] MOORE R D. Design and overall performance of four highly-loaded, high-speed inlet stages for an advanced, high pressure ratio core compressor[R]. NASA TP-1337, 1978.

[13] CELESTINA M L, SUDER K L. Experiment and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor[R]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(2): 218-229.

[14] 张燕峰. 高载荷压气机端壁流动及其控制策略研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.

ZHANG Yanfeng. Investigation of endwall flow behaviour and its control strategies in highly-loaded compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)

[15] DENTON J D. Lessons from Rotor 37 [J]. Journal of Thermal Science, 1996, 6(1): 1-13.

[16] 王维. 轴流压气机叶顶喷气和自循环机匣处理的设计规律及流动机理研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.

WANG Wei. The effects and flow mechanisms of tip injection and recirculating casing treatment in axial flow compressors[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)

[17] SUDER K L, CELESTINA M L. Experiment investigation of the flow field in a transonic, axial flow compressor with respect to the development of blockage and loss[R]. NASA TM-1073, 1996.

[18] SUDER K L. Blockage development in a transonic, axial compressor rotor[R]. ASME Paper GT1997-374, 1997.

[19] 晏松, 楚武利, 张皓光, 等. 不同轴向引气位置对自循环机匣处理的影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(7): 1478-1489.

YAN Song, CHU Wuli, ZHANG Haoguang, et al. Effects of different axial position of bleeding air on circulation casing treatment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(7): 1478-1489. (in Chinese)