

自适应循环发动机采用 FLADE 结构压气机 篦齿封严数值模拟研究

刘礼忠^{1,2}, 赵龙波³, 牛 潇³, 王靖宇^{1,2}, 曹志鹏³

- (1. 四川大学 空天科学与工程学院, 成都 610207;
2. 四川大学 工程数值模拟基础算法与模型全国重点实验室, 成都 610207;
3. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 自适应循环发动机叶尖风扇 (fan on blade, FLADE) 涵道转子叶片与内涵道转子叶片共用旋转轮盘, 转静部件间隙导致了从 FLADE 涵道至内涵道的泄漏流, 为发动机内外涵间封严措施带来了新的挑战。当 FLADE 结构被用于压气机时, 内外涵间的封严泄漏流对质量流量变化影响更为突出, 对气动性能影响更加显著。以某自适应循环发动机采用 FLADE 结构的压气机为研究对象, 建立了包含内外涵间封严篦齿结构的 1.5 级压气机计算模型, 采用数值模拟方法分析内外涵间篦齿泄漏流动对压气机气动性能的影响。研究结果表明: 内外涵间封严篦齿泄漏使得内涵总压比升高 0.519%, 而 FLADE 涵道总压比降低 0.264%; 封严篦齿结构在封严腔内形成局部高压区域, 对泄漏流起到抑制作用; 封严篦齿泄漏流主要影响内涵静子前缘, 其对主流的掺混作用主要作用在 80%~99% 叶高区, 导致静子叶尖形成低能区, 从而使内涵静子总压恢复系数降低, 转子总压比升高进而影响 1.5 级压气机整体气动性能。

关 键 词: 自适应循环发动机; 叶尖风扇 (FLADE); 封严篦齿; 叶尖间隙; 泄漏流

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Numerical simulation study on labyrinth seal in compressor with FLADE structure of adaptive cycle engines

Liu Lizhong^{1,2}, Zhao Longbo³, Niu Xiao³, Wang Jingyu^{1,2}, Cao Zhipeng³

- (1. School of Aeronautics and Astronautics, Sichuan University, Chengdu 610207, China;
2. National Key Laboratory of Fundamental and Models for Engineering Simulation, Sichuan University, Chengdu 610207, China;
3. Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine Corporation of Chian, Chengdu 610500, China)

Abstract: In the adaptive cycle engine, the fan on blade (FLADE) bypass rotor blades and the inner bypass rotor blades share a common rotating disk. The clearance between the rotating and stationary components results in leakage flow from the FLADE bypass duct to the core duct, posing new challenges for sealing between the engine's bypass and core flows. When the FLADE configuration is applied to a compressor, the sealing leakage flow between the bypass and core ducts has a more pronounced impact on mass flow variation and aerodynamic performance. Taking the compressor of a certain adaptive cycle

收稿日期: 2025-08-13

基金项目: 国家科技重大专项 (GJXM92579); 四川省科技计划 (2021ZDZX0001); 四川大学交叉学科创新基金;

飞行器数字敏捷设计全国重点实验室开放基金

作者简介: 刘礼忠 (2001—), 男, 硕士生, 研究方向为叶轮机械气动力学、计算流体力学。E-mail: 2023226210018@stu.scu.edu.cn

通信作者: 王靖宇 (1989—), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为航空发动机旋转机械数值模拟。E-mail: wangjingyu@scu.edu.cn

引用格式: 刘礼忠, 赵龙波, 牛潇, 等. 自适应循环发动机采用 FLADE 结构压气机篦齿封严数值模拟研究 [J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250387. Liu Lizhong, Zhao Longbo, Niu Xiao, et al. Numerical simulation study on labyrinth seal in compressor with FLADE structure of adaptive cycle engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250387.

engine with the FLADE structure as the research object, a 1.5-stage compressor computational model considering the labyrinth seal structure between the core and bypass ducts was established. Numerical simulation was employed to investigate the effect of leakage flow through the labyrinth seal on the aerodynamic performance of the compressor. The results indicated that the leakage through the labyrinth seal between the core and bypass streams increased the total pressure ratio 0.519% in the core duct while reducing it 0.264% in the FLADE bypass duct. Additionally, the labyrinth seal structure created a local high-pressure region within the seal cavity, effectively suppressing leakage flow. The leakage flow primarily affected the blade tip region of the inner stator blades, with significant mixing effects occurring predominantly at 80% to 90% blade span. This interaction resulted in a low-energy region at the stator leading edge, causing a decrease in stator total pressure recovery coefficient while increasing the rotor total pressure ratio, thus impacting the overall aerodynamic performance of the 1.5-stage compressor.

Keywords: adaptive cycle engine; fan on blade (FLADE); labyrinth seal; tip clearance; leakage flow

随着第六代战斗机的研究发展,飞行器的性能要求也越发严苛,不仅需要足够的推力满足超声速飞行,同时也需要在亚声速巡航时具备较高的效率。航空发动机作为飞机的动力来源,其传统涡扇发动机的发展受高温材料技术、冷却技术和发动机部件设计技术的限制,故针对第六代航空发动机的研究也越发受到重视^[1-2]。变循环发动机(variable cycle engine, VCE)及从 VCE 衍生而来的自适应循环发动机(adaptive cycle engine, ACE)通过调节发动机部件的结构,如几何形状、尺寸或位置等来改变其增压比,空气质量流量(下文简称流量)和涵道比等热力循环参数,使发动机可以在满足大单位推力的同时保持较高的推进效率^[3-4]。叶尖风扇(fan on blade, FLADE)是接在风扇外围的一排短的转子叶片,并配有单独可调节静子,通过外涵道对压气机空气流量的控制可以实现自适应循环发动机在大推力模式和高效率模式之间的自由转换,在模式转换间保持进口流量几乎不变以有效减小安装阻力^[5-7]。

相较于传统航空发动机,自适应循环发动机 FLADE 结构具有更特殊的几何设计,FLADE 由发动机主风扇提供径向驱动,并与其相连,如图 1 所示^[8-9]。FLADE 可吸入更多的空气,使发动机能在宽推力范围内维持恒定的进气流量,从而提高自适应循环发动机的整体推进效率^[10]。当 FLADE 结构被用于压气机,为压气机带来整体气动性能提升的同时,也为压气机的封严措施带来了新的挑战,其中之一就是 FLADE 特殊构型所导致的内外涵间篦齿泄漏流。篦齿泄漏流不但会带来损失,影响发动机的效率,还会威胁压气机运行的

稳定性,这在变循环发动机的设计中不可忽视。Wellborn^[11]研究发现,多级轴流压气机静子根部泄漏流与转子叶尖泄漏流对主流影响相当,且静子根部封严间隙相对叶高每增加 1%,会使压气机增压比下降 3%,效率下降 1%。

篦齿封严作为一种非接触式封严结构,通过多级齿片形成曲折的气流路径,利用流体节流效应减少气体泄漏来满足 ACE 在宽工况下的密封稳定性,对减少泄漏量,提高发动机性能具有显著作用^[12]。传统航空发动机多采用级间封严篦齿构型来抑制转静叶片轮毂之间的泄漏流,其主要影响转静子叶片叶根流域,而采用 FLADE 结构压气机的内外涵间封严篦齿泄漏流由外涵道流入内涵道,同时影响外涵道叶根流域和内涵道叶尖流域。当 FLADE 结构被应用于压气机后,其主要通过调节外涵道的流量变化以满足压气机始终保持高效的推进效率的需求。而压气机外涵道的流量数值相较压气机前端风扇的流量更小,其泄漏流流量对压气机外涵道的影响较叶尖风扇更大,进而对压气机的气动性能影响更为突出。

目前国内外学者在封严篦齿结构对压气机气动性能影响上进行了大量研究,但多集中于级间封严篦齿结构,鲜见对采用 FLADE 结构压气机内外涵间封严篦齿的相关研究。刘高文等人^[13]研究了不同压比和雷诺数对篦齿泄漏特性、旋流特性以及风阻温升特性的影响。孔晓治等人^[14]对比了压气机级间封严中基准常规齿、直通针型齿、直通宝塔齿和台阶斜齿等多种篦齿型对压气机特性的影响,揭示了级间封严中基本的流动特征。王广等人^[15]提出了一种基于 Coanda 型几何进出

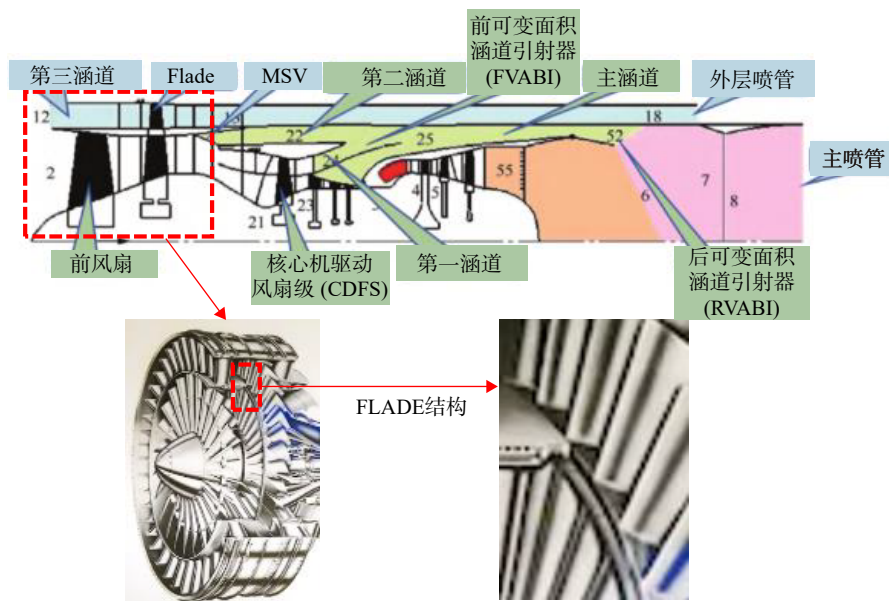


图 1 自适应循环发动机中的 FLADE 结构

Fig. 1 FLADE structure in the adaptive cycle engine

口的级间篦齿结构,并研究了级间进出口几何角对压气机气动性能的影响。方世川等人^[16]针对压气机实验过程中的转子前缘空腔泄漏问题,开展了多种封严篦齿结构及封严腔压力模型的数值模拟研究,发现封严篦齿两端的封严腔体效应对于泄漏流量有显著影响。吴森林等人^[17]以两台单级压气机为研究对象,分别采用调节进口节流比和封严腔供气压力两种方式,开展封严篦齿泄漏流对压气机性能影响的研究。徐文峰等人^[18]研究了多种篦齿封严结构对压气机叶栅性能的影响。

随着对篦齿封严内部流动机理的深入探索,一部分学者针对封严篦齿泄漏流对压气机内部流场的影响及相关机理展开了一系列研究。王子楠等人^[19]结合数值模拟与实验验证,研究压气机平面叶栅来流边界层厚度对角区流场和角区失速特性的影响。杨帆等人^[20]对轮缘封严气流和主流干涉的损失机理研究表明,封严气流和主流干涉的 4 种损失机制为:黏性剪切损失、堵塞效应损失、二次流损失和二级静子附加损失。曹传军等人^[21]为解决压气机级间泄漏与二次流流动问题,采用三维数值模拟方法,对带封严篦齿结构的某轴流压气机开展研究,结果表明,篦齿泄漏流影响了压气机的主流涡系结构和流动损失,造成压气机的效率和压比均有不同程度的下降。Zhu 等人^[22]通过对某轴流压气机开展数值模拟研究,深入分析了级间轮毂封严泄漏流与静子主流相互作用的流动机理,发现轮毂泄漏流通过产生分离气

泡导致静子入口上游边界层增厚,进而在静子通道中产生马蹄涡,避免了转角失速。Kong 等人^[23]研究了静子篦齿泄漏流与主流之间的相互干涉作用,进一步探讨了二次流动和角区分离的发展情况。李昶威等人^[24]研究了篦齿封严温变效应产生的机理和影响因素。宋权斌等人^[25]以某四级轴流压气机的后两级为研究对象,研究了跨静子的级间篦齿泄漏流对上级转子和下级转子的影响。

综上所述,目前针对航空发动机压气机封严篦齿结构的研究主要集中于级间封严篦齿对压气机整体气动性能的影响,但鲜见对于采用 FLADE 结构的压气机及其内外涵间封严篦齿的耦合数值模拟研究。内外涵间篦齿泄漏流从外涵道进入封严腔,受篦齿结构的抑制再流入外涵道,造成外涵道流量的减少以及内涵道流量的增加,同时影响内外涵道的气动性能。而级间封严篦齿泄漏流从静子下游进入封严间隙再从静子上游流出,二者有明显区别。级间封严篦齿只考虑了篦齿泄漏流和主流的掺混作用,其主要影响上游转子和下游转子,然而采用 FLADE 结构压气机的内外涵间篦齿封严泄漏流影响外涵道静子叶根流域和内涵静子叶尖流域。因此,本文以某自适应循环发动机采用 FLADE 结构的 1.5 级压气机为研究对象,通过数值模拟对比有无内外涵间篦齿泄漏下前 1.5 级压气机的气动性能变化,探究内外涵间篦齿封严结构对带 FLADE 结构压气机整体气动性能影响和流场结构变化,为自适应循环发动机

的设计和完善提供一定的技术支持。

1 数值模型和计算方法

1.1 数值模型及边界条件

本文以某自适应循环发动机采用 FLADE 结构的压气机为研究对象,选取前 1.5 级叶片,包括内涵道导叶 IGV、内涵道第一级转子 R1、内涵道第一级静子 S1 和外涵道导叶 F-IGV、外涵道第一级转子 F-R1、外涵道第一级静子 F-S1,及转子和静子内外涵间封严篦齿结构。其中,由于内外涵道的转子共用旋转轮毂,仅考虑外涵道转子叶顶间隙为 0.3 mm。建立了采用 FLADE 结构的 1.5 级压气机耦合计算模型,如图 2 所示。定义 R1 出口处的封严腔壁面为前封严腔壁面, S1 入口处的封严腔壁面为后封严腔壁面。篦齿泄漏流从 FLADE 涵道(下文简称外涵道)经过封严腔进入内涵道,并与主流发生掺混,影响压气机的内涵道流场,进而影响压气机的整体气动性能。

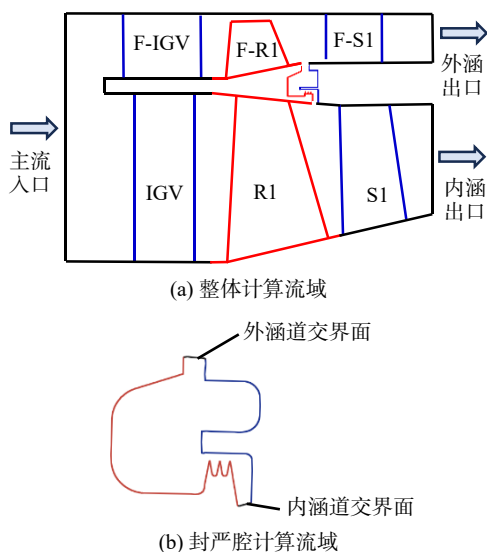


图 2 计算流域示意图

Fig. 2 Schematic diagram of computational domain

边界条件设置如下: 气体为理想气体; 内外涵导叶前端的耦合气流入口给定进口总压为 101 325 Pa、总温为 288.75 K, 静子出口给定平均静压(参考设计工况下, 第一级静子与第二级转子交界面的平均静压); 压气机转静交界面采用混合平面法(stage-mixing plane); 叶片表面、轮毂面和机匣面为绝热无滑移壁面; 前封严腔壁面(见图 3 中红色)由于与内外涵转子共用旋转轮毂, 故设为与转子转速相同的旋转固壁, 转速为 -11 360 r/min, 以 Z 轴为旋转轴, 后封严腔壁面(见图 3 中

蓝色)设为静止固壁; 封严腔与外涵道交界面和封严腔与内涵道交界面均采用通用连接(general connection)以满足内外涵和封严腔之间的通量传递。部分边界条件设置如图 3 所示。

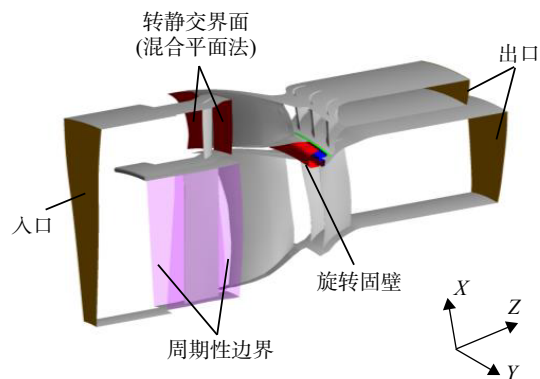


图 3 边界条件设置示意图

Fig. 3 Schematic diagram of boundary condition settings

1.2 计算方法及网格划分

本文使用某商业软件求解三维 Navier-Stokes (N-S) 方程组, 选用 shear stress transport (SST) 湍流模型。对流项和黏性项均为高精度离散格式。

选用 NUMECA 软件的 AutoGrid5 模块对带 FLADE 结构自适应循环发动机前 1.5 级压气机的内外涵流道进行结构网格划分。拓扑结构选用 O-4-H 型, 在叶片的近壁面区域采用 O 型网格, 各级叶片通道及进出口延伸段均采用 H 型网格, 该拓扑结构可以保证压气机叶片前后缘网格具有良好的正交性。壁面上第一层网格高度为 0.003 mm, 对轮毂和机匣壁面、转静子叶片壁面及封严腔壁面进行边界层网格加密。最终生成的内外涵网格如图 4、图 5 所示, 其中外涵道网格总数约为 283 万, 内涵道网格总数约为 240 万。

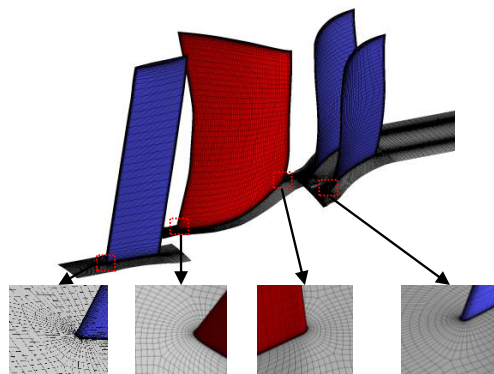


图 4 1.5 级压气机内涵道网格示意图

Fig. 4 Schematic diagram of 1.5-stage compressor grids in the inner duct

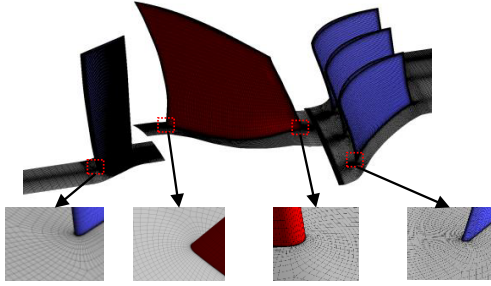


图 5 1.5 级压气机外涵道网格示意图

Fig. 5 Schematic diagram of 1.5-stage compressor grids in the outer duct

生成内涵主流道网格后在内涵静子流域通过使用 AutoGrid5 的 ZR-effect 功能进行封严腔流域网格划分, 并使封严腔的上表面与 FLADE 涵道静子的机匣网格面通过交界面耦合以构成完整的带内外涵间封严篦齿结构 1.5 级压气机网格模型。由于该方法划分的封严腔流域网格与内涵静子叶片流域网格为一体化网格, 但内涵道静子叶片和外涵道静子叶片周期数不一致, 这造成了外涵和封严腔流域交界面的不匹配, 因此采用叶片约化法对计算模型进行简化以满足耦合交界面的通量传递一致。简化后外涵道叶片数与内涵道叶片数比值为 3 : 2, 最后生成的封严腔流域网格如图 6 所示。

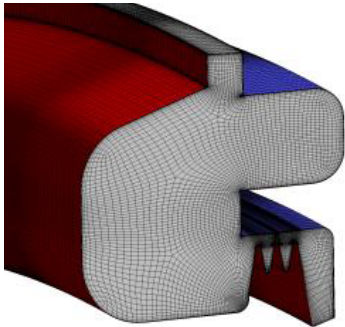


图 6 1.5 级压气机封严腔网格示意图

Fig. 6 Schematic diagram of grids in the sealing cavity of 1.5-stage compressor

1.3 数值方法及网格无关性验证

流量变化对采用 FLADE 结构压气机气动性能影响突出, 为验证仿真方法及模型的正确性, 首先对包含封严篦齿结构的数值模拟结果的流量变化作分析。通过对内外涵道和封严腔的交界面进行流量统计获得封严腔齿泄漏流的流量数值, 在近设计工况下, 外涵道第一级静子(F-S1)前缘流入封严腔的流量约为 0.1503 kg/s, 占外涵道流量的 1.73%, 经封严腔流出进入内涵道第一级静

子(S1)前缘的流量约为 0.149 9 kg/s, 占内涵道流量的 4.81%。流入封严腔和流出封严腔的流量基本一致, 表明本文使用的数值仿真方法及计算模型有效地模拟了采用 FLADE 结构压气机包含内外涵间封严篦齿结构的流动, 较为准确地模拟了压气机内部气流的实际流动情况。

针对采用 FLADE 结构的 1.5 级压气机模型, 由粗到密分别建立了 4 套网格, 分别命名为 N1、N2、N3 和 N4, 4 套网格单元数如表 1 所示。图 7 给出了内涵总压比的网格无关性验证, 由图可知, 第 2 套网格到第 4 套网格总压比数值上的变化仅为 0.000 2。在保证计算效率和准确性的基础上, 后续研究将采用第 3 套网格。

表 1 网格数量

Table 1 Number of grid elements

网格名称	网格数/ 10^4
N1	286
N2	595.9
N3	858.4
N4	1 193.1

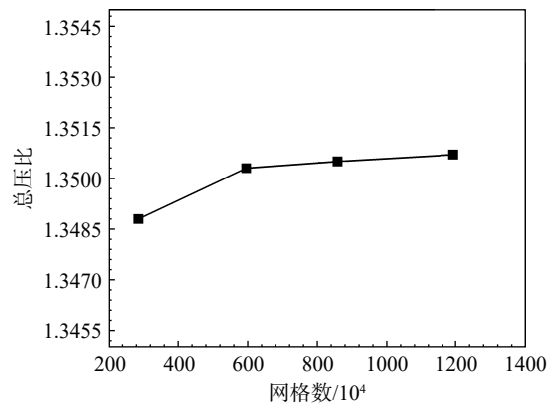


图 7 网格无关性验证

Fig. 7 Grid independence validation

2 结果与讨论

2.1 封严篦齿结构在采用 FLADE 结构压气机中的流动特性

自适应循环发动机通过调节出口气流的流量变化实现发动机在大推力模式和高效率模式之间的转换, 以保证发动机始终保持较高的推进效率。实验在近设计工况的基础上, 通过等值增加出口背压的方式, 模拟压气机的不同运行工况, 如图 8 所示。Case2 表示近设计工况, Case1 和 Case3 分

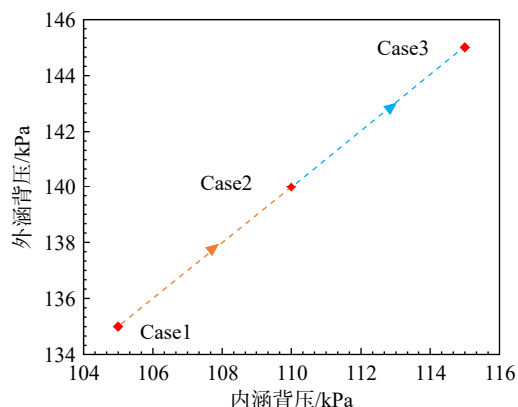


图 8 多运行工况

Fig. 8 Multiple operating conditions

别表示在 Case2 基础上出口背压减少 5 kPa 和增加 5 kPa 的运行工况。

为研究封严篦齿结构对压气机整体气动性能的影响,首先对封严腔内部的流动特性进行分析。沿转子旋转方向的反方向,在封严腔内部选取 4 个具有代表性的子午平面进行,如图 9 所示。4 个子午平面分别为: A1 位于静子叶片通道之间、A2 靠近静子吸力面、A3 靠近静子压力面及 A4 靠近周期性旋转边界,用以反映封严腔内沿周向的流动特征。

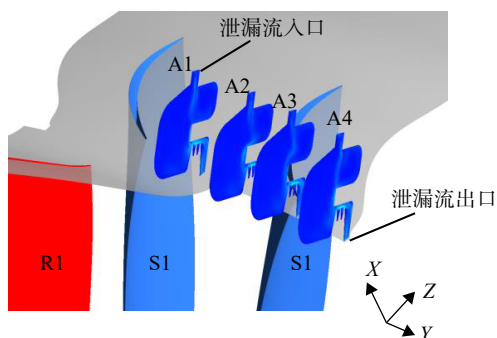


图 9 封严腔子午面图

Fig. 9 Meridional planes diagram of the sealing cavity

图 10 展示了封严腔内部 4 个子午面的静压分布和流线分布,可以看出,在近设计工况 (Case2) 下,封严腔内部静压分布呈现出明显的高低压分区特征。在靠近 FLADE 外涵道一侧,即封严腔的入口区域,压力相对较高;沿泄漏流动方向,压力逐渐降低,尤其在靠近篦齿结构处出现约 20 kPa 的突然下降,表明篦齿结构对泄漏流具有明显的抑制效果。流线分布展示了泄漏流在封严腔内部更为复杂和细致的流动过程。如图 10 所示的 A1 子午面中,泄漏流呈现出典型的方腔涡流特征。

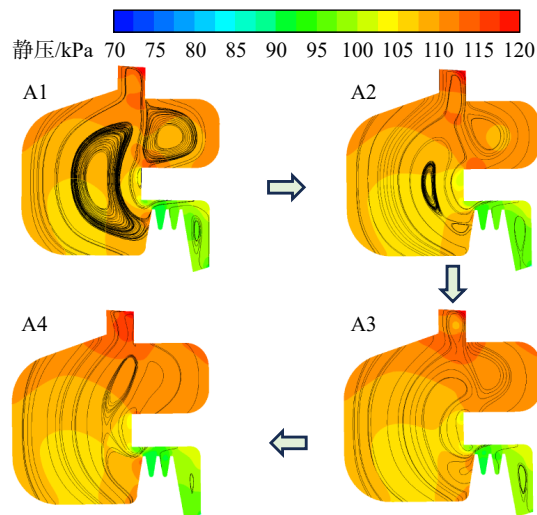


图 10 封严腔静压云图及流线分布

Fig. 10 Contour plot of static pressure and streamline distribution in the sealing cavity

随着封严腔子午面沿转子旋转的反方向依次从 A1 向 A2、A3、A4 推进,可以观察到在 A1 处,泄漏流在封严腔左侧分腔和右侧分腔的流动均呈现较为均匀的涡流分布,但在 A4 处,封严腔内部已经没有明显的左右两个方腔涡流的流场特征,封严腔内部流场发生明显变化。这种演变主要是由于封严腔进出口区域受到内涵静子与外涵静子的位势干扰,造成边界条件不断变化,从而引发腔内流动的不稳定性。整体而言,图 10 中反映出的内外涵之间封严腔的流动特征表明,篦齿结构在腔内形成局部高压区,有效削弱了泄漏流的穿透作用,从而实现良好的密封效果。

图 11 为封严腔内流线的三维示意图,可以看出,封严腔内沿转子旋转方向的切向流动占主要地位,同时左封严内腔具有更高的流速,这是由于封严腔左壁面为与转速一致的旋转壁面。在篦齿附近,流线呈现出局部回流特征,表明泄漏流动受到扰动,出现了低能区,动能损失增加,从而降低了泄漏流的穿透能力。

压气机工况的改变,也会带来流场结构的变化,而考虑封严篦齿结构与不考虑封严篦齿结构的计算结果在运行工况改变时有明显区别。分析封严腔内部流动在工况变化时的变化特点有助于探究变循环压气机内部流场特征在工况改变时发生变化的原因。

图 12 展示了从 Case1 到 Case3,随着工况改变,封严腔的左端旋转壁面以及右端静止壁面的静压分布云图,静压整体分布规律与前文所述子

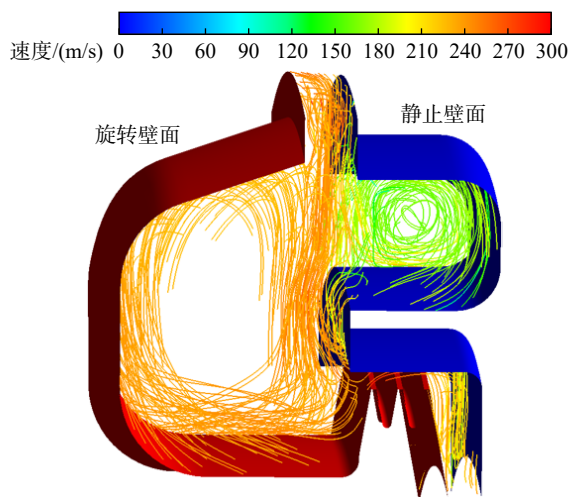


图 11 封严腔三维流线分布

Fig. 11 Three-dimensional streamline distribution in the sealing cavity

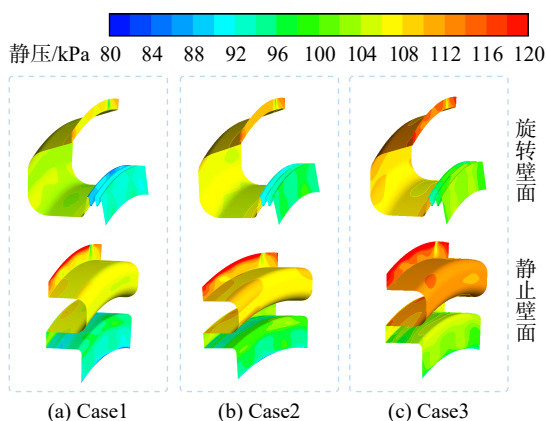


图 12 封严腔壁面在多运行工况下的静压云图

Fig. 12 Contour plot of static pressure on sealing cavity walls under multiple operating conditions

午面静压分布规律基本一致,在入口区域处压力更高。值得注意的是,封严腔壁面的静压随着内外涵出口背压的增加而随之增加。研究表明,随着压气机的工作状态从设计工况偏离,封严腔内部流动发生明显变化,尤其是在篦齿结构区域,有较大区域的失稳区,其带来的流动损失会对压气机整体气动性能产生负面影响。

2.2 内外涵间封严篦齿泄漏对压气机的影响

在自适应循环发动机中,为了实现不同工作模式下的稳定运行,通常采用多级压气机结构,并辅以复杂的密封系统以控制内部泄漏流。其中,封严篦齿作为关键的密封结构之一,其泄漏流不仅影响封严腔内的流动特性,还对整个压气机的气动性能产生显著影响。实际工程应用中,结构间隙不可避免,在内外涵间布置封严篦齿结构旨

在抑制从外涵道进入内涵道的篦齿泄漏流,削弱篦齿泄漏流对压气机气动性能的影响。在设计工况下,封严腔内的流动状态较为稳定,但泄漏流依然存在并与主流相互作用,进而导致压气机效率下降、总压比变化以及叶片负荷重新分布。因此,有必要在深入分析封严篦齿结构本身的基础上,从整体气动性能角度出发,系统研究其泄漏流对压气机性能的影响机理。为讨论内外涵间封严篦齿对压气机造成的影响,本小节以同一型号压气机未考虑封严篦齿结构的数值仿真结果作为基准,评估引入封严篦齿结构后的压气机性能变化。其流场模型区别如图 13 所示,未考虑封严篦齿结构的数值计算模型无内外涵道之间和转静子之间的封严腔流域,内外涵道之间不发生流量传递。

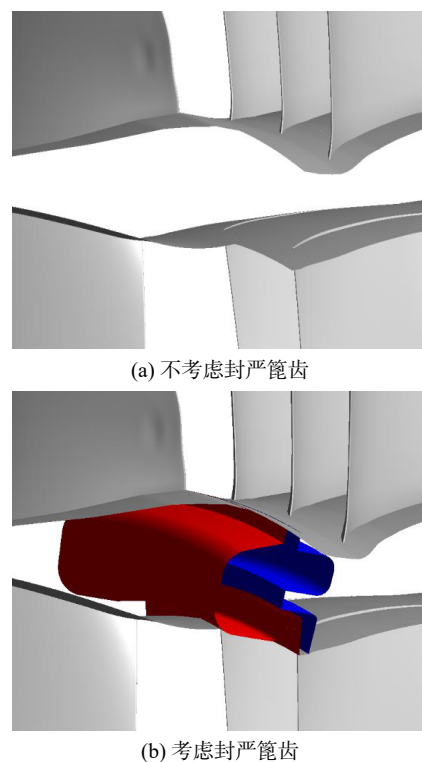


图 13 有无封严篦齿结构的数值模型示意图

Fig. 13 Schematic diagram of the numerical model with and without labyrinth seal

对比有无内外涵间封严篦齿结构的 1.5 级压气机特性曲线,如图 14 和图 15 所示。内外涵间的篦齿泄漏流使得内涵道的压比有所上升,外涵道压比基本不变。与无篦齿泄漏相比,封严泄漏流使得压气机外涵道的峰值效率增加 0.68%,而内涵道近失速点的效率下降 1.88%。

表 2 给出了近设计工况下,有无封严篦齿结构的气动性能的对比结果,为更直观地展示封严

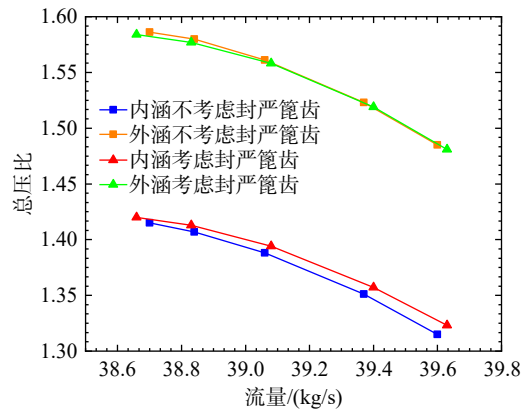


图 14 总压比特性曲线

Fig. 14 Total pressure ratio characteristic curve

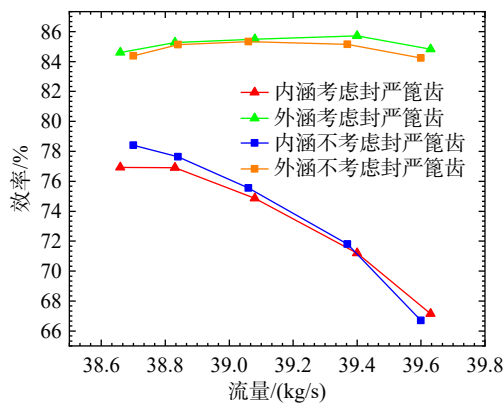


图 15 绝热等熵效率特性曲线

Fig. 15 Adiabatic isentropic efficiency characteristic curve

结构对采用 FLADE 结构压气机性能的影响,对表 2 的数据进行了无量纲处理。以未考虑封严篦齿结构的计算结果的气动性能作为基准值,将带篦齿结构的气动性能与相应气动性能基准值的比值作为无量纲性能,定量地反映了压气机受篦齿泄漏影响的性能变化趋势。图 16 数据为表 2 数

表 2 有无封严篦齿结构气动性能对比

Table 2 Comparison of aerodynamic performance with and without labyrinth seal structure

气动性能	不考虑封严篦齿	考虑封严篦齿
内涵流量/(kg/s)	30.540	30.690
外涵流量/(kg/s)	8.601	8.475
入口流量/(kg/s)	39.140	39.170
内涵总压比	1.350	1.357
外涵总压比	1.515	1.511
内涵转子总压比	1.442	1.453
内涵静子总压恢复系数	0.973 7	0.968 8
外涵转子总压比	1.570	1.567
外涵静子总压恢复系数	0.982 7	0.982 6

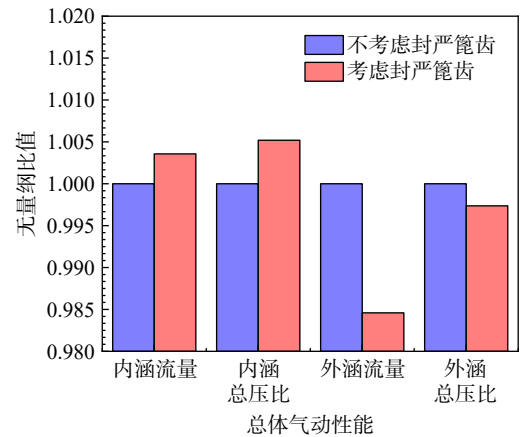


图 16 1.5 级压气机总体气动性能对比

Fig. 16 Comparison of overall aerodynamic performance of the 1.5-stage compressor

据无量纲化后的结果,考虑封严篦齿后,外涵道的总压比减少 0.264%,而内涵主涵道的总压比增加 0.519%。

为进一步分析总体气动性能变化的原因,对压气机各部件的气动性能同样作无量纲处理。图 17 的无量纲数据由表 2 计算得到,由于封严篦齿结构对泄漏流的抑制作用,外涵静子总压恢复系数基本保持不变,而外涵转子的总压比降低 0.191%,导致外涵整体气动性能总压比降低 0.264%。但篦齿泄漏流进入内涵静子并没有导致内涵静子的总压恢复系数升高,反而降低 0.503%。推测原因为封严泄漏流流入内涵,导致封严腔出口处的流动较为紊乱,造成总压损失。封严篦齿泄漏流不仅会对流入的静子流域造成影响,还会影响上游转子的性能参数。因此,为深入研究封严篦齿结构对气动性能的影响机制,有必要进一

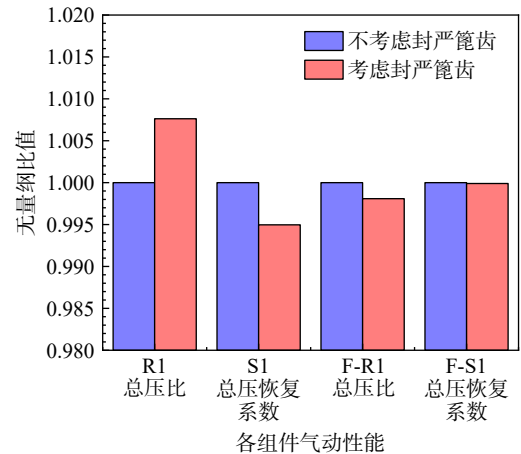


图 17 1.5 级压气机各部分组件气动性能对比

Fig. 17 Comparison of aerodynamic performance across each component of the 1.5-stage compressor

步分析其对局部流场结构所产生的扰动作用。

如图 18 所示, 为分析封严篦齿对流场结构的影响, 对是否引入内外涵间封严篦齿结构的子午面流场作对比。从子午面静压分布云图可以看出, 封严腔的存在主要影响局部区域, 特别是封严腔出口及其下游区域。在考虑封严篦齿的情况下, 泄漏流在流出封严腔进入内涵后, 使静子前缘压力局部增加。由于封严泄漏流的扰动作用, 转子叶片进口可能形成额外的非均匀流动区域, 影响转子叶片的负荷分布, 进而引发局部流动分离或损失增加。这种影响在传统方法中无法被准确预测, 因此采用完整封严腔建模的计算模型可以较为准确地反映内外涵间泄漏流对压气机气动性能的影响。

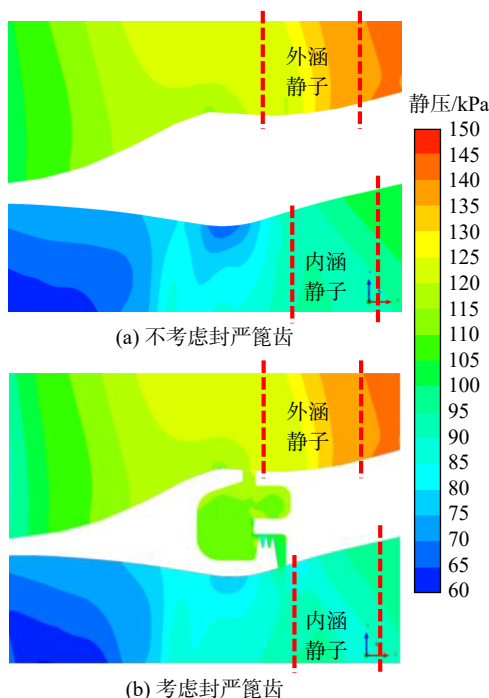


图 18 子午面静压云图

Fig. 18 Contour plot of static pressure in the meridional plane

通过前述分析可知, 封严篦齿结构不仅改变了封严腔内的流动特性, 还影响了内涵道的流场结构。特别是在泄漏流进入内涵后, 显著改变了主流叶尖区域的静压分布和流动方向, 对内涵静子前缘及上游转子的气动特性产生了干扰。然而, 封严泄漏流对压气机整体气动性能的影响机理尚不明确, 仍需进一步深入。

图 19 展示了 1.5 级压气机内涵道的总压比径向分布, 在同一叶高处对总压比取平均。纵坐标叶高为不同叶高位置到叶根的实际长度和叶根到

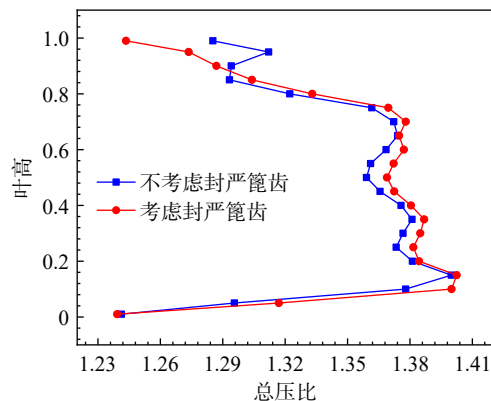


图 19 内涵总压比径向分布

Fig. 19 Radial distribution of total pressure ratio at the inner duct

叶尖实际叶展长度的比值, 其为径向方向 0~1 之间的无量纲坐标, 如叶高为 0.5 即表示叶中截面。可以看出, 考虑封严篦齿的计算结果整体上呈现正向偏移。这一变化与封严腔泄漏流的特性有关, 封严腔泄漏流来自外涵, 具有相对较高的能量, 并在进入内涵主流道后改变了主流气流的总压分布, 使得不同叶高处总压有所提升。同时, 封严腔内的压力分布和泄漏流量的调节作用, 也可能对总压再分布产生影响, 从而导致出口总压比的正向偏移。值得注意的是, 在 80%~99% 的叶尖区域, 总压比分布产生了较大变化, 表明泄漏流对该区域的影响尤为明显。一方面叶尖区域, 封严泄漏流可能以较高的角度或速度进入主流道, 改变了原有的流动结构; 另一方面, 泄漏流与主流的相互作用可能增强了该区域的二次流效应, 改变了叶尖涡的分布, 使得总压比在该区域的变化较为剧烈。图 20 为 1.5 级压气机外涵道的总压比径向分布, 考虑封严篦齿的结果在数值上整

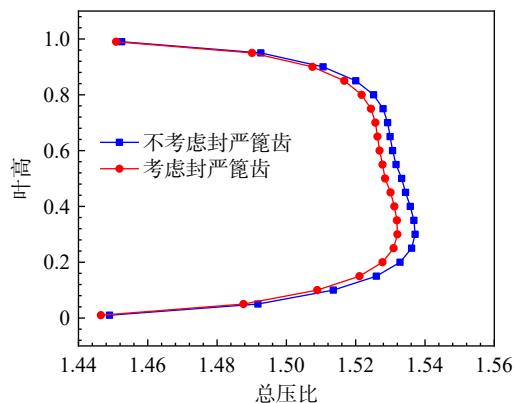


图 20 外涵总压比径向分布

Fig. 20 Radial distribution of total pressure ratio at the outer duct

体下降, 偏移最大的位置在叶根 20% 叶高处。

为进一步研究内涵静子叶尖和外涵静子叶根进口气流的流动变化, 给出了内涵静子和外涵静子从叶根到叶尖的气流角径向分布, 如图 21 和图 22 所示。图气流角的定义为气流切向速度 V_t 和轴向速度 V_m 的夹角。从图中可知, 考虑封严篦齿后, 内涵和外涵静子进口气流的气流角均增大。内涵静子的气流角变化主要在叶尖流域, 而外涵静子的气流角变化主要在叶根流域, 与前文总压比沿径向变化规律一致。内涵静子叶尖区域流线如图 23 所示, 可以看出考虑封严篦齿结构后, 内外涵间篦齿泄漏流在内涵叶尖流域造成明显的紊乱流动, 这种影响扩散至静子尾缘, 进而造成总压比径向分布在叶尖流域的明显变化。

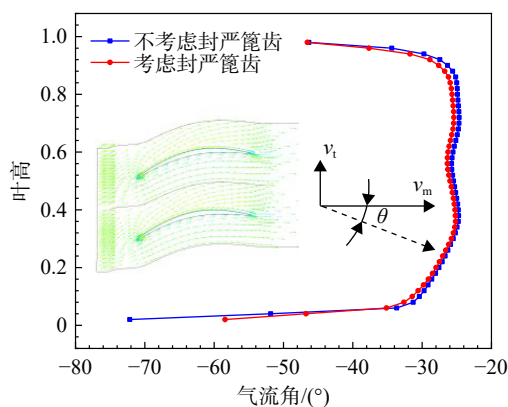


图 21 内涵静子入口气流角径向分布

Fig. 21 Flow angle radial distribution at stator inlet of inner duct

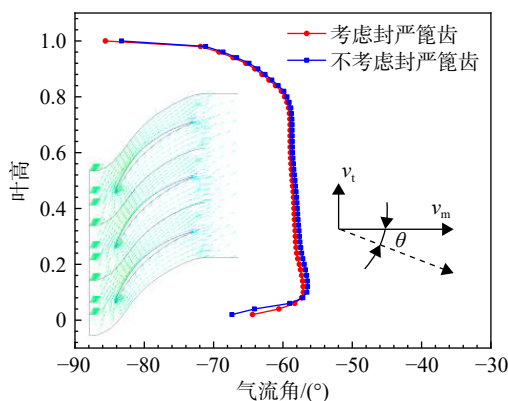


图 22 外涵静子入口气流角径向分布

Fig. 22 Flow angle radial distribution at stator inlet of outer duct

内涵静子前缘面静压分布如图 24 所示, 可以看出, 叶片前缘特别是叶顶附近形成了较大的低能区, 该区域的气流能量受到显著损失。这一现象表明, 封严腔泄漏流不仅影响整体总压分布, 还在局部区域产生显著的流动扰动, 进而影响叶

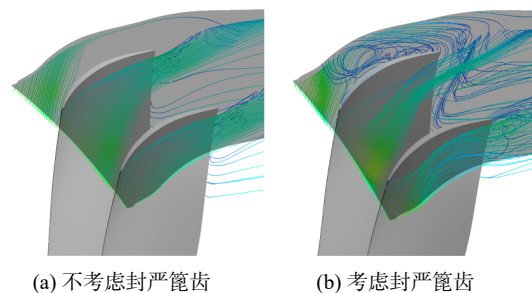


图 23 内涵静子叶尖流域流线分布

Fig. 23 Streamline distribution at stator blade tip region in the inner duct

片的气动负荷和损失分布。如图 25 所示, 外涵静子前缘的静压云图表明, 考虑封严篦齿结构后, 外涵静子前缘流场结构也发生明显变化, 主要为叶根区的静压值变小, 这是由于外涵道泄漏流进入封严腔, 引起封严腔入口附近流速变化, 并进一步影响压气机外涵道性能。

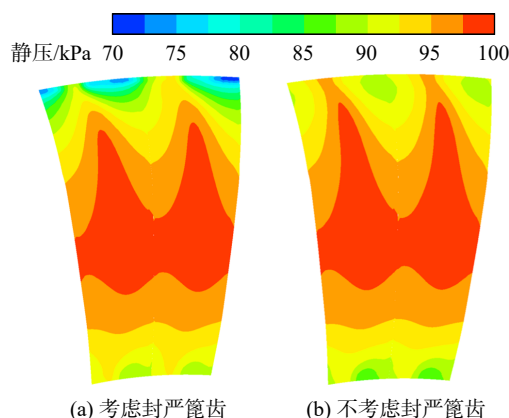


图 24 内涵静子前缘面静压分布云图

Fig. 24 Contour plot of static pressure on the leading edge surface of the stator in inner duct

图 26 和图 27 分别给出了在有无篦齿泄漏的条件下, 1.5 级压气机内涵 99% 叶高和 50% 叶高处静压分布。结果显示, 在内涵叶中区域有无封严篦齿的静压分布基本一致, 但篦齿泄漏流对于内涵叶尖区域影响较大。在转静交界面区域, 静压分布出现了较为明显不均匀性, 压力在一些区域明显升高。这表明封严篦齿泄漏流对转静交界面产生了较大的扰动, 导致该区域的流动变得不稳定, 从而影响了静压分布的均匀性, 推测这也是内涵转子气动性能发生变化的主要原因。同时, 篦齿泄漏流影响下游静子通道内气流流动, 使叶尖区域静子通道内的流动变得更加紊乱, 如激波形状及位置均发生一定程度的改变, 进而导致压气机整体气动性能改变。

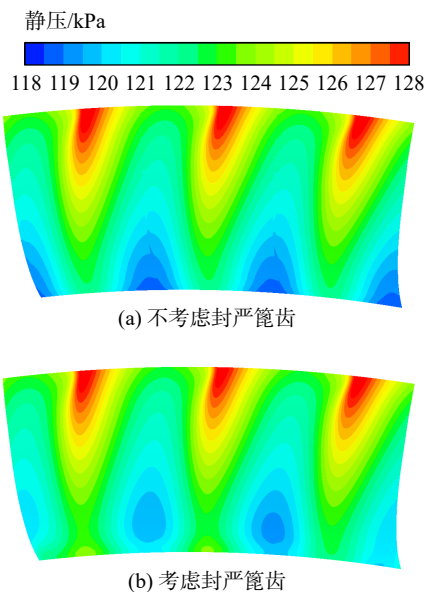


图 25 外涵静子前缘面静压分布云图

Fig. 25 Contour plot of static pressure on the leading edge surface of the stator in outer duct

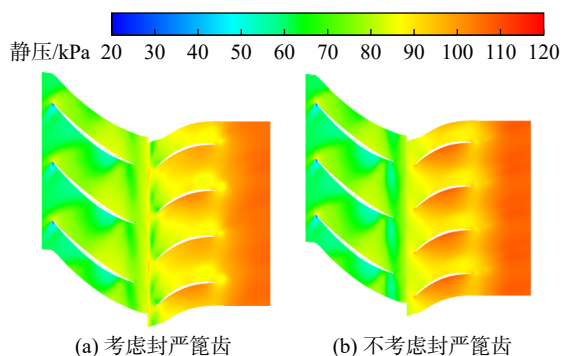


图 26 内涵 99% 叶高静压分布云图

Fig. 26 Contour plot of static pressure at 99% span in inner duct

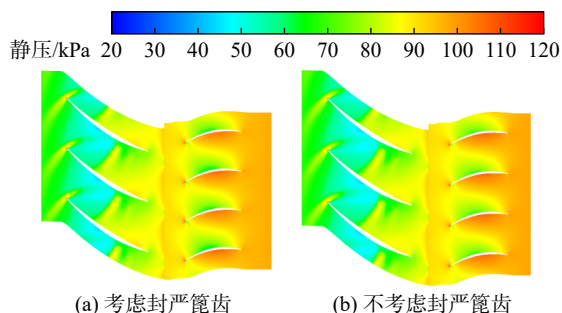


图 27 内涵 50% 叶高静压分布云图

Fig. 27 Contour plot of static pressure at 50% span in inner duct

3 结 论

本文基于某自适应循环发动机采用FLADE结构的压气机,建立了包含内外涵间封严篦齿结构的1.5级压气机计算模型,通过数值模拟方法,分析了压气机考虑内外涵间封严篦齿结构的耦合

流场,研究了内外涵间封严篦齿泄漏流对压气机整体气动性能及内部流场结构的影响。主要研究结论如下:

1) 本文提出的数值计算模型有效模拟了自适应循环发动机的压气机采用FLADE结构后,封严篦齿泄漏流由外涵道进入内涵道的流动现象,其流量分配的改变造成了压气机气动性能的变化。

2) 考虑封严篦齿后,篦齿泄漏流因节流与黏性耗散成为低能气流,在内涵静子前缘和叶尖区域与主流掺混并形成低能区,使得压气机外涵道的峰值效率增加0.68%,而内涵道近失速点的效率下降1.88%。

3) 封严腔内部的静压分布呈现显著高低分区特征,其本质是封严结构几何约束与泄漏流流动特性耦合作用的结果。篦齿泄漏流在封严腔内的流动以转子旋转方向的切向流动为主,并在篦齿附近受到有效抑制。由泄漏流造成的内外涵流量变化使外涵静子叶根和内涵静子叶尖的进口气流角增大。

参考文献:

- [1] 徐臻豪. 变循环发动机:第六代战斗机动力[J]. 兵器知识, 2020(9): 28-31.
- [2] Grant R. Adaptive engines[J]. Air Force Magazine, 2012, 95(9): 62-65.
- [3] 陈敏, 张纪元, 唐海龙, 等. 自适应循环发动机总体设计技术探讨[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2046-2058.
Chen Min, Zhang Jiyuan, Tang Hailong, et al. Discussion on overall performance design technology of adaptive cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2046-2058. (in Chinese)
- [4] 周拜豪, 张少平, 黄萍, 等. 压气机气动设计发展与思考[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(2): 45-57.
Zhou Baihao, Zhang Shaoping, Huang Ping, et al. Evolution and perspectives in compressor aerodynamic design[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(2): 45-57. (in Chinese)
- [5] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3): 1-5.
Fang Changde. Variable cycle engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [6] 王靖凯, 闫雨嘉, 崔金辉. 带Flade的ACE建模与稳态性能仿真分析[J]. 计算机仿真, 2023, 40(3): 36-40.
Wang Jingkai, Yan Yujia, Cui Jinhui. Modeling and steady performance simulation of adaptive cycle engine with the flade[J]. Computer Simulation, 2023, 40(3): 36-40. (in Chinese)
- [7] 陈雷, 孟德君, 阎深, 等. 涵道可调发动机模式选择阀被动调节特性数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2023, 36(1): 10-15, 48.
Chen Lei, Meng Dejun, Yan Shen, et al. Numerical simulation on passive mode selector valve characteristic of duct adjustable engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2023, 36(1): 10-15, 48. (in Chinese)

- [8] 滕进华, 王英锋. 带 FLADE 的 ACE 典型工况不同工作模式性能仿真分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(4): 630-638.
- Teng Jinhua, Wang Yingfeng. Simulation analysis of performance of ACE with FLADE under typical working conditions and different working modes[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2024, 56(4): 630-638. (in Chinese)
- [9] Roland B. An era of Dover-built TF39 engines throttles down[EB/OL]. (2016-04-12)[2025-08-13]. <https://www.amc.af.mil/News/Article-Display/Article/785826/an-era-of-dover-built-tf39-engines-throttles-down/>.
- [10] Zeng Yueliu, Wei Yuan. Analysis of aerodynamic design characteristics of flade fan[J]. *Procedia Engineering*, 2015, 99: 723-733.
- [11] Wellborn S R. Effects of shrouded stator cavity flows on multi-stage axial compressor aerodynamic performance[D]. Ames: Iowa State University, 1996.
- [12] 梁津华, 徐连强, 邹咪, 等. 基于伴随法和网格变形技术的篦齿优化[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2023, 36(4): 49-54.
- Liang Jinhua, Xu Lianqiang, Zou Mi, et al. Labyrinth seals optimization based on adjoint method and mesh deform[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2023, 36(4): 49-54. (in Chinese)
- [13] 刘高文, 陈凯, 刚铁, 等. 压比和雷诺数对压气机级间篦齿密封流动特性的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1554-1560.
- Liu Gaowen, Chen Kai, Gang Tie, et al. Influences of pressure ratio and Reynolds number on flow characteristics of labyrinth seal in compressor stator well[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(7): 1554-1560. (in Chinese)
- [14] 孔晓治, 刘高文, 雷昭, 等. 齿型对压气机级间密封特性影响的实验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(9): 2085-2093.
- Kong Xiaozhi, Liu Gaowen, Lei Zhao, et al. Experimental investigation for effects of tooth shapes on compressor inter-stage seal[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(9): 2085-2093. (in Chinese)
- [15] 王广, 楚武利. 级间进出口几何角度对压气机气动性能和密封效果的影响[J]. 推进技术, 2020, 41(5): 1063-1071.
- Wang Guang, Chu Wuli. Influence of geometric angle of inter-stage inlet and outlet on aerodynamic performance and sealing of compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 1063-1071. (in Chinese)
- [16] 方世川, 向宏辉, 梁崇志, 等. 跨声速压气机泄漏流预测数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2023, 36(6): 13-20.
- Fang Shichuan, Xiang Honghui, Liang Chongzhi, et al. Numerical simulation of transonic compressor leakage flow prediction[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2023, 36(6): 13-20. (in Chinese)
- [17] 吴森林, 赵正, 王文琪, 等. 封严腔泄漏流对压气机性能影响的试验研究[J]. 航空动力学报, 2025, 40(6): 20230036.
- Wu Senlin, Zhao Zheng, Wang Wenqi, et al. Experimental investigation of the influence of seal cavity leakage on a compressor performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(6): 20230036. (in Chinese)
- [18] 徐文峰, 邹世龙, 任国哲, 等. 篦齿密封结构对压气机叶栅性能影响研究[J]. 航空动力学报, 2025, 40(12): 20240075.
- Xu Wenfeng, Zou Shilong, Ren Guozhe, et al. Study on the influences of the labyrinth seal structure on the compressor cascade performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(12): 20240075. (in Chinese)
- [19] 王子楠, 耿少娟, 张宏武. 来流边界层对压气机平面叶栅角区流动的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(1): 54-60.
- Wang Zinan, Geng Shaojuan, Zhang Hongwu. Effects of inlet boundary layer on corner flow in a linear compressor cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(1): 54-60. (in Chinese)
- [20] 杨帆, 周莉, 王占学. 轮缘密封气流与主流干涉的损失机理研究[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 285-293.
- Yang Fan, Zhou Li, Wang Zhanxue. Investigation on interaction loss mechanism between rim seal flow and mainstream[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(2): 285-293. (in Chinese)
- [21] 曹传军, 敖天翔, 庄皓琬, 等. 封严篦齿对轴流压气机涡系结构与流动损失的影响[J]. 热能动力工程, 2023, 38(6): 20-30.
- Cao Chuanjun, Ao Tianxiang, Zhuang Haowan, et al. Effect of labyrinth seal on vortex structure and flow loss of axial compressor[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2023, 38(6): 20-30. (in Chinese)
- [22] Zhu Mingmin, Teng Jinfang, Qiang Xiaoqing, et al. Impact of hub gap leakage on stator endwall flow in an axial compressor stage with casing treatment[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 94: 105399.
- [23] Kong Xiaozhi, Huang Tianshuo, Liu Yuxin, et al. Influences of the cavity leakage flow on shrouded stator performance at different inlet boundary layer shapes[J]. *Physics of Fluids*, 2023, 35(4): 045101.
- [24] 李昶威, 孙丹, 赵欢, 等. 静态篦齿封严温变效应产生机理数值研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(2): 20220219.
- Li Changwei, Sun Dan, Zhao Huan, et al. Numerical study on the generation mechanism of temperature variation effect of static labyrinth seals[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(2): 20220219. (in Chinese)
- [25] 宋权斌, 张方圆, 王方才子, 等. 级间封严篦齿对压气机气动性能的影响机制研究[J]. 润滑与密封, 2025, 50(5): 70-77.
- Song Quanbin, Zhang Fangyuan, Wang Fangcaizi, et al. Research on the influence mechanism of inter-stage labyrinth seal on compressor aerodynamic performance[J]. *Lubrication Engineering*, 2025, 50(5): 70-77. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)