

文章编号: 1674-8190(2024)04-113-08

高流量裕度离心压气机叶片表面微坑结构研究

陈京名¹, 姜潜基¹, 冯卓凡²

(1. 西安明德理工学院 智能制造与控制技术学院, 西安 710124)

(2. 南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

摘要: 压气机工作稳定性对发动机整机的工作稳定性及性能影响有诱导及放大作用, 因此要求压气机的流量裕度越宽越好, 以适应发动机变工况下的工作稳定性。基于“高尔夫球效应”提出一种在主流叶片吸力面部位分布微坑的新型叶片结构, 采用CFX流体动力学软件对某型离心式压气机叶轮流动进行数值模拟, 研究在主流叶片吸力面不同部位添加半径为0.25~0.30 mm的微坑结构对结构性能及流量裕度的影响。结果表明: 在主流叶片吸力面前缘和尾缘添加微坑可提升流量裕度, 当微坑半径为0.30 mm时流量裕度效果最好, 分别提升3.01%和3.15%; 新结构叶片结构的使用增加了压气机流量裕度, 为离心压气机叶轮的设计提供参考依据。

关键词: 离心压气机; 高尔夫球效应; 微结构; 流量裕度

中图分类号: V232

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.04.13

Study on micro-pit structure on blade surface of high flow margin centrifugal compressor

CHEN Jingming¹, JIANG Qianji¹, FENG Zhuofan²

(1. School of Intelligent Manufacturing and Control Technology, Xi'an Mingde Institute of Technology, Xi'an 710124, China)

(2. School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: The stability of compressor operation has an inducing and amplifying effect on the stability and performance of the entire engine. Therefore, it is required that the flow margin of the compressor should be wider to adapt to the working stability of the engine under variable operating conditions. A new blade structure with micro pits distributed on the suction surface of the mainstream blade is proposed based on "Golf ball effect". The flow of a certain type of centrifugal compressor impeller is numerically simulated by using the CFX fluid dynamics software to study the effect of adding micro pits on the performance of flow separation structure and flow margin at different parts of the suction surface of the blade. Study the effect of adding micro pit structures with radii of 0.25~0.30 mm at different parts of the blade suction surface on structural performance and flow margin. The results show that adding micro pits at the leading and trailing edges of the mainstream blade suction surface can improve the flow margin. When the radius of the micro pits is 0.3 mm, the flow margin effect is the best, which are increased by 3.01% and 3.15% respectively. The use of new structural blades can increase the compressor flow margin, and provide a reference for the design of centrifugal compressor impellers.

Key words: centrifugal compressor; Golf ball effect; micro structure; flow margin

收稿日期: 2023-04-26; 修回日期: 2023-07-03

通信作者: 陈京名(1991-), 男, 硕士, 讲师。E-mail: fireway01@163.com

引用格式: 陈京名, 姜潜基, 冯卓凡. 高流量裕度离心压气机叶片表面微坑结构研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(4): 113-120.

CHEN Jingming, JIANG Qianji, FENG Zhuofan. Study on micro-pit structure on blade surface of high flow margin centrifugal compressor[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(4): 113-120. (in Chinese)

0 引言

离心压气机在动力能源和航空航天等领域具有广泛的应用价值,随着研究的深入,更高压比、更高效率和更宽泛的工作流量裕度成为叶轮机领域国内外研究人员关注的焦点。

陆正午^[1]研究了叶顶间隙在不同质量流下轴流压气机叶片流场与应力变形的影响规律,发现减小叶顶间隙虽然会提升压气机的总压比与效率,但是会减少失速裕度,且应力与变形增大,当大于设计间隙时,最大应力平均值随着间隙增大而增大;范忠岗等^[2]针对一台低速轴流压气机搭建了叶片与机匣处理一体化优化设计平台,基于自由变形技术关联设计参数与工程参数,实现多目标优化,综合考虑效率和裕度指标,在峰值效率不降低的情况下提升了裕度拓宽量,同时在结合叶片弯掠和机匣处理组合作用下,最大堵塞位置后移,最大损失位置后移,叶顶泄漏涡的抑制和低能堵塞区可消除是进行优化设计扩稳的主要因素;冯凯凯等^[3]对静子内环结构和整个压气机部件的流动进行了数值模拟计算,在静子内环处篦齿间隙给定为设计间隙的状态下,组合压气机设计点流量、设计点效率、设计转速峰值效率、喘点压比都有所降低;Babayigit等^[4]针对某离心泵叶轮叶片出口角度对多级性能的影响规律开展了研究工作,得到了叶片出口角度对离心泵效率和扬程具有一定影响的结论;黄志浩等^[5]研究了叶根倒角对小型离心叶轮带来的影响,得出叶根倒角对于叶片表面的静压值改变不大,但会提高压气机效率的结论;Arunachalam等^[6]研究了叶片尾缘倾斜角对离心压气机性能的影响,结果表明叶片倾斜角的大小将会使压气机压比提高、失速裕度增加;Elfert等^[7]研究了自由掠型叶片,并对其前缘进行了优化改形,经过仿真与试验验证表明自由掠型前缘能够有效降低激波损失,使压气机性能提高;史磊等^[8]对压气机内部叶片不同区域粗糙度的分布进行了研究,通过对离心压气机内部流场分析,粗糙度逐步增大使叶片表面附面层厚度增加,诱导吸力面出现流动分离,使叶片尾迹区范围扩大,叶片流动损失增加。

上述研究主要针对叶顶间隙、机匣结构、静子内环结构等压气机结构对压气机性能参数的影响

进行讨论,对于离心压气机内部叶片的研究主要针对压气机叶片参数及表面粗糙度等方面的影响,对离心压气机内部叶片表面结构的影响也主要针对等熵效率、压比等方面进行研究,对其与流量裕度的关系研究较少。

本文通过结合“高尔夫球效应”,即由于高尔夫球表面的小微坑扰动了边界层使得边界层分离点推后,其飞行尾流区减小,前后压差变小,使小球飞得更稳更远这一现象。考虑到离心压气机在运行过程中叶片表面也会产生边界层分离现象从而影响稳定工作,把高尔夫球稳定飞行的原理用于提高离心压气机流量裕度。以某型高压比离心压气机为研究对象,应用“高尔夫球效应”原理,提出在主流叶片吸力面前缘和尾缘部位分布微坑结构以提高压气机工作稳定性的新型叶片结构,并对结构进行详细分析。

1 研究模型和研究方法

本文通过使用CFX流体模拟仿真软件,对不同离心压气机叶片结构进行数值仿真模拟,对比离心压气机叶片结构并对其等熵效率、压比以及流量裕度的影响进行总结,为离心压气机叶轮的设计提供参考依据,具体实现过程如图1所示。

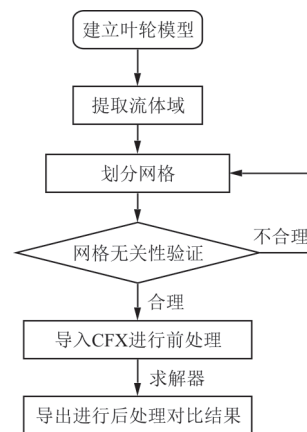


图1 实现过程框图

Fig. 1 Implementation process block diagram

本文研究的原始模型为某型高压比离心压气机,其设计参数如表1所示,其中设计转速为90 000 r/min,叶轮进口半径为33.7 mm,出口半径为49.5 mm,叶轮主/分流叶片数均为14个,涡轮叶片高度为8.55 mm,涡轮总叶片数为28片,叶顶间隙为0.1 mm。

表1 某型离心压气机叶轮设计参数
Table 1 Design parameters of a certain type of centrifugal compressor impeller

设计参数	数值
设计转速/ $(10^4 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1})$	9
叶轮进口半径/mm	33.7
叶轮出口半径/mm	49.5
叶轮主/分流叶片数 Z_1	14
涡轮叶片高度/mm	8.55
涡轮叶片数 Z_2	28
叶顶间隙/mm	0.1
设计流量 $q_{\text{air}}/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	0.45

根据模型参数^[9-10]使用CATIA软件建立离心压气机内部叶轮模型如图2所示。叶片微坑结构为结合“高尔夫球效应”^[11-15]所设计的球窝状的微坑,根据高尔夫球相关参数,其表面微坑深约0.250~0.300 mm,因此叶片表面微坑结构由半径为0.250、0.275、0.300 mm的球面与叶片表面相贯得到,其中微坑最大截面垂直于叶片表面,使用CATIA软件对其结构进行阵列,其中间距为0.7 mm,分别分布在主流叶片吸力面前缘及尾缘部位,微坑分布具体情况如图3~图4所示。

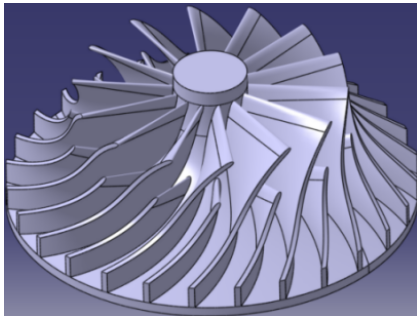


图2 原始参数叶轮模型

Fig. 2 Original parameter impeller model

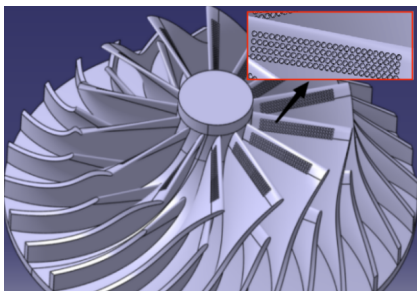


图3 主流叶片吸力面优化前缘新结构叶轮模型

Fig. 3 A new structure impeller model for optimizing the leading edge of mainstream blade suction surface

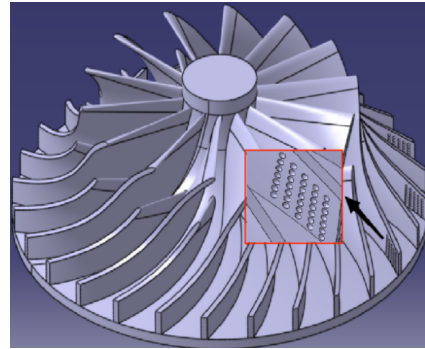


图4 主流叶片吸力面优化尾缘新结构叶轮模型

Fig. 4 A new structure impeller model for optimizing the suction surface of mainstream blades with trailing edges

2 网格划分及网格无关性验证

使用ANSYS meshing对离心压气机单流道进行网格划分,网格的参考单元畸变度最大值均在0.93以下,表明该计算模型网格质量可用于计算仿真,其中叶轮的网格数约有100万。

为检验网格是否会影响数值模拟的计算结果,采用5种不同的网格尺度对叶轮计算模型进行模拟,如表2所示(其中1 atm=101 325 Pa),可以看出:当网格数保持在100万以上时,设计工况下的总压比和等熵效率数值趋于平稳,总压比和等熵效率数值随着网格数的增大,误差在5%以内。因此综合计算精度和计算量的需要,可采用100万网格数的叶轮单通道计算模型进行模拟。

表2 网格无关性验证
Table 2 Grid independence testing

网格数/万	出口压力/atm	效率	压比
77	2.00	0.890 0	3.66
100	1.99	0.891 7	3.65
122	1.98	0.891 3	3.62
142	1.97	0.891 3	3.61
169	1.97	0.891 3	3.61

3 边界条件

采用CFX流体模拟仿真软件对离心压气机叶轮进行数值模拟,使用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型对三维雷诺平均Navier-Stokes方程进行近似求解,其中热传导的模型采用Total Energy,转速设置为设计转速90 000 r/min,计算残差到 10^{-4} 以下确认为收敛。对进气流道使用进口总温总压进行设置,同

时对出口静压的边界条件进行设置,通过调整流道的出口静压值得到总流量,计算出不同工况点数据,用于逼近离心压气机在100%转速下的近喘振点与近堵塞点。通过仿真计算得出原始结构流量与等熵效率及压比曲线关系图,如图5~图6所示,可以看出:原始参数叶片结构离心压气机近喘点流量为0.088 2 kg/s,等熵效率为75.98%,压比为4.57。

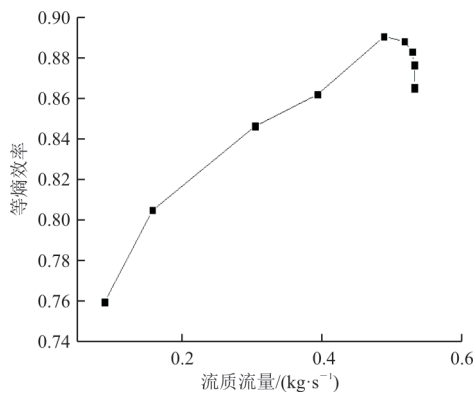


图5 原始参数叶轮流质流量一等熵效率曲线图

Fig. 5 Original parameter impeller flow rate isentropic efficiency curve

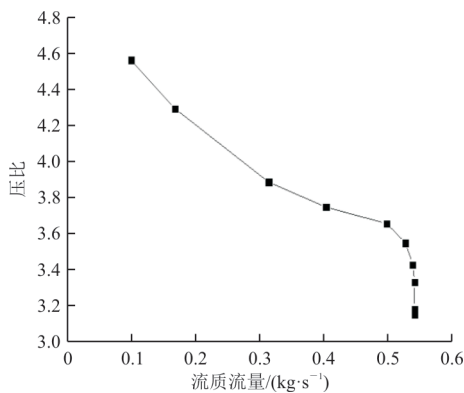


图6 原始参数叶轮流质流量一压比曲线图

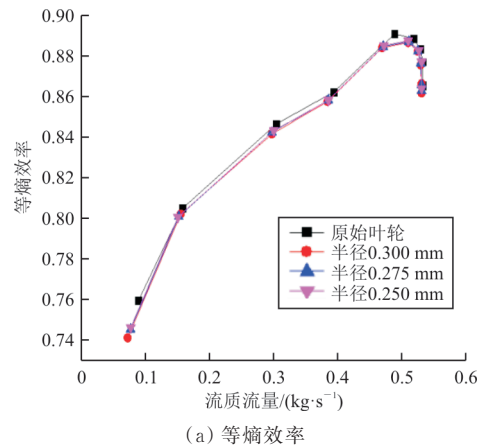
Fig. 6 Original parameter impeller flow rate pressure ratio curve

4 影响分析

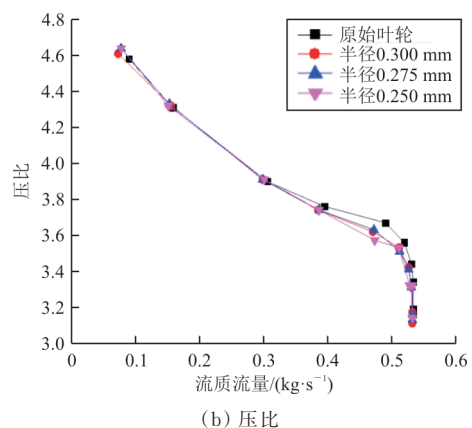
4.1 新结构叶片对离心压气机压比、效率的影响

对原始叶片和离心压气机叶片吸力面前缘与尾缘分布添加半径为0.300、0.275、0.250 mm微坑的叶片新结构进行模拟仿真,通过调整进口总

温总压、出口静压边界条件,观察其流质流量一等熵效率与流质流量一压比结果,对比曲线图如图7~图8所示,可以看出:等熵效率变化不大,但整体由于微坑的添加导致叶片吸力面粗糙度产生一定变化;前缘添加微坑结构时,微坑半径0.250、0.275、0.300 mm时峰值效率变化较小,峰值压比分别提高了0.07、0.07、0.03;尾缘添加微坑结构时峰值效率同样变化不大,峰值压比分别提高了0.03、0.05、0.03。添加微坑结构对峰值效率影响较小,对压比会有一定提升,这是由于微坑结构的存在会对叶片表面粗糙度产生影响,粗糙度的增大会引起层流的提前转换,使内部流通能力变好,从而提高压比。



(a) 等熵效率



(b) 压比

图7 前缘添加不同半径微坑结构与原始参数叶轮流质流量一等熵效率、压比曲线图

Fig. 7 Flow rate isentropic efficiency and pressure ratio curve of impeller with different radius micro pit structures added to the trailing edge and original parameters

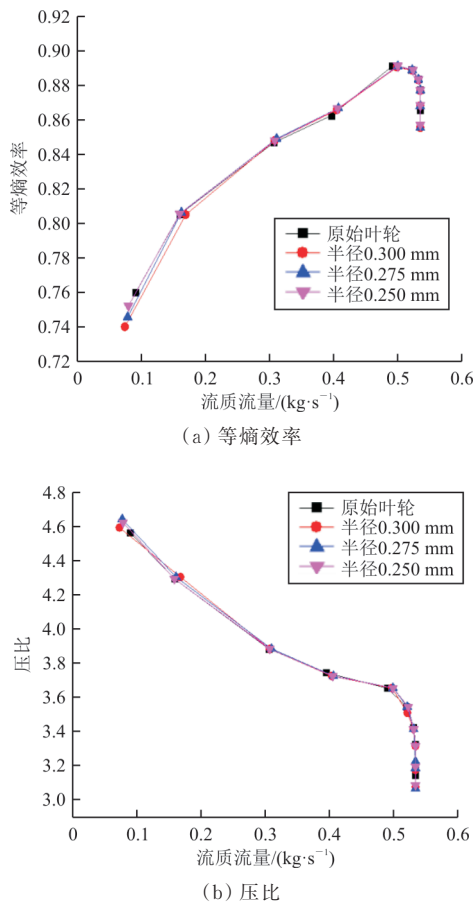


图 8 尾缘添加不同半径微坑结构与原始参数叶轮流质流量—等熵效率、压比曲线图

Fig. 8 Flow rate isentropic efficiency and pressure ratio curve of impeller with different radius micro pit structures added to the trailing edge and original parameters

4.2 新结构叶片微坑位置对离心压气机流量裕度的影响

通过对不同叶片结构的数值模拟,得到了设计转速下的相关压比与等熵效率的影响,在离心压气机工作过程当中,除了等熵效率及压比等性能参数,还要重点关注稳定工作流量裕度,一般使用流量裕度(S_M)来衡量其稳定工作范围,如式(1)所示。

$$S_M = (1 - G_s/G_c) \times 100\% \quad (1)$$

式中: G_s 为近喘点流量; G_c 为近堵点流量。

通过仿真过程中调整流道的出口静压值,来逼近离心压气机在该设计转速下的喘振点流量,观察在叶片吸力面前缘与尾缘添加半径为 0.3 mm 微坑时,压气机喘振点与堵塞点流量如表 3 所示。

通过式(1)进行计算可获得不同叶片结构对于流量裕度的影响,设计转速下优化前缘流量裕度提升了 3.01%,优化尾缘流量裕度提升了 3.15%。

表 3 不同转速下堵点流量与喘点流量
Table 3 Blocking point flow rate and surge point flow rate at different rotational speeds

叶片类型	喘点流量/ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	堵点流量/ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	流量裕度/%
原始叶片	0.088 2	0.532 0	83.42
前缘添加半径 0.3 mm 微坑	0.072 0	0.530 6	86.43
尾缘添加半径 0.3 mm 微坑	0.071 4	0.532 0	86.57

观察不同叶片结构的相对马赫数分布,在 30% 叶高处,原始结构叶片与前缘添加微坑的叶片结构在相同近喘点流量时,相对马赫数分布图如图 9 所示,可以看出:叶轮相对马赫数较高的部分在叶片前缘部分。对比前缘添加微坑结构的叶片,原始参数叶片高速区域较前缘添加微坑后的区域所占范围偏小,这是由于微坑结构的存在会在一定程度上减缓边界层分离使低速区后移,高速区域范围增大使周围气流趋于稳定,从而可以提升离心压气机内部整体稳定性。

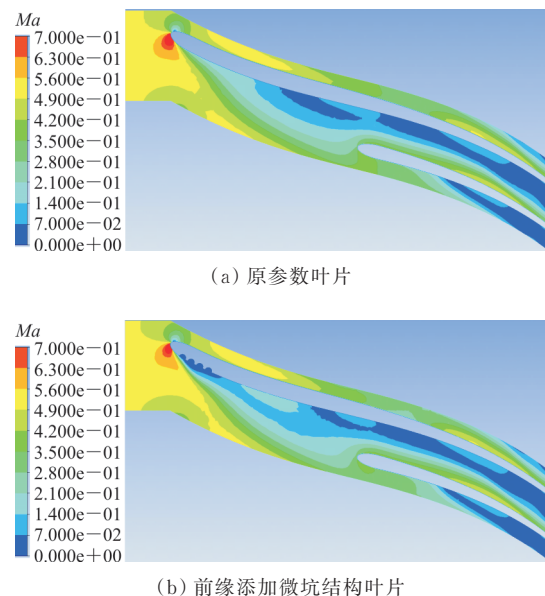


图 9 前缘添加微坑结构与原参数叶片相对马赫数分布对比图

Fig. 9 Comparison of relative Mach number distribution between optimized leading edge and original parameter blades

在 30% 叶高处,原始结构叶片与尾缘添加半径为 0.3 mm 微坑的叶片结构在相同近喘点流量时的相对马赫数分布图如图 10 所示,可以看出:相比优化前缘结构的叶轮,优化尾缘叶轮部分相对马赫数变化区域较小,该结构仍然会影响叶片前缘高速区域,使接近前缘的低速区后移缩小,产生更多的高速区,在一定程度上提升离心压气机内部整体稳定性。

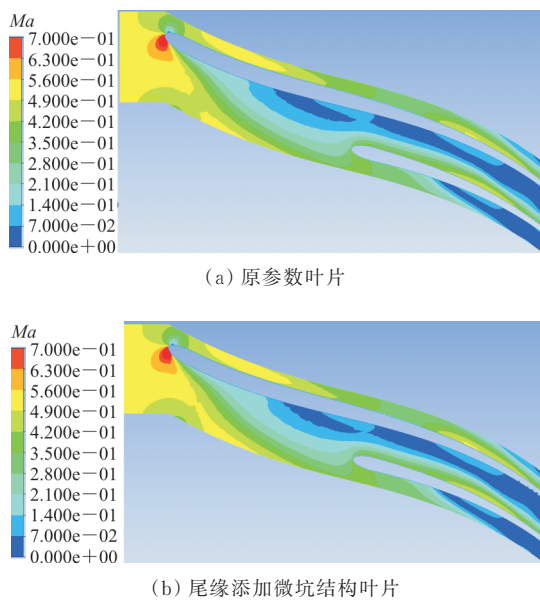


图 10 尾缘添加微坑结构与原参数叶片相对马赫数分布对比图

Fig. 10 Comparison of relative Mach number distribution between optimized trailing edge and original parameter blades

4.3 新结构叶片微坑半径大小对提高离心压气机流量裕度的影响

通过对微坑结构在叶片不同位置的数值模拟,得到设计转速下的微坑结构所处不同位置对流量裕度的影响,进而研究不同半径的微坑结构对离心压气机流量裕度的影响。

通过建立新的模型调整微坑结构大小,得到设计转速下的近喘振点流量,如表 4 所示。在叶片吸力面前缘添加半径为 0.300、0.275、0.250 mm 微坑时流量裕度变化如图 11 所示,可以看出:当半径为 0.300 mm 时流量裕度最大;前缘微坑半径较大时,凹坑后部出现高速区,减缓边界层分离,微坑半径较大时减缓边界层分离效果越明显,在一定程度上扩大离心压气机内部稳定性,延缓喘振

情况的发生。

表 4 前缘不同半径微坑下堵点流量与喘点流量
Table 4 Blocking point flow rate and surge point flow rate under micro pits with different radii on the leading edge

叶片类型	喘点流量/ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	堵点流量/ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	流量裕度/%
前缘添加 0.300 mm 微坑	0.071 0	0.530 6	86.61
前缘添加 0.275 mm 微坑	0.075 6	0.530 6	85.75
前缘添加 0.250 mm 微坑	0.076 0	0.530 6	85.67

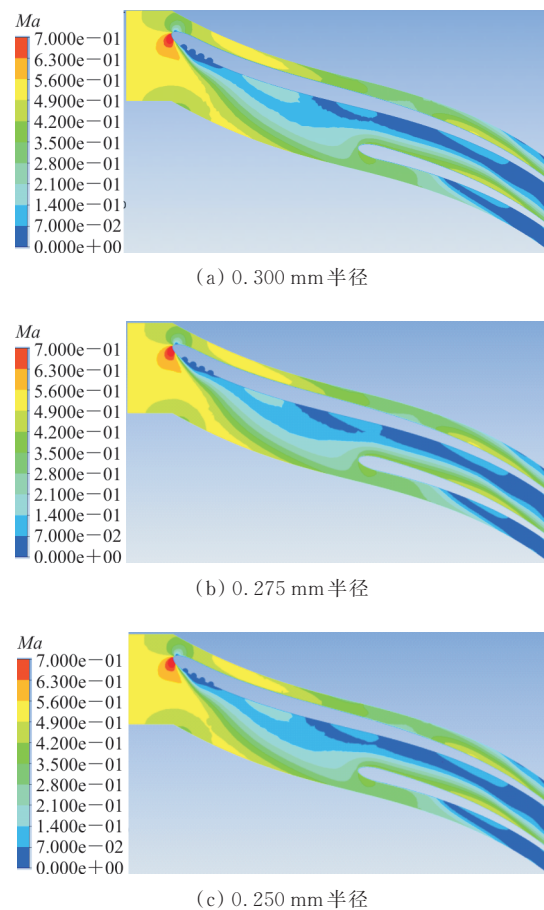


图 11 前缘添加不同深度微坑结构叶片相对马赫数分布对比图

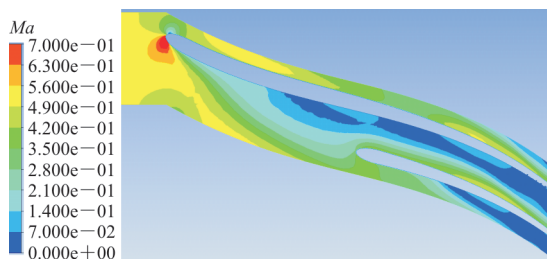
Fig. 11 Comparison of relative Mach number distribution of micro pit structure slices with different depths added to the leading edge

调整尾缘微坑结构大小,得到叶片尾缘添加不同半径微坑的流量裕度如表 5 所示,30% 叶高处相同近喘点流量的相对马赫数分布图如图 12 所示,可以看出:与前缘微坑结构类似,尾缘半径较

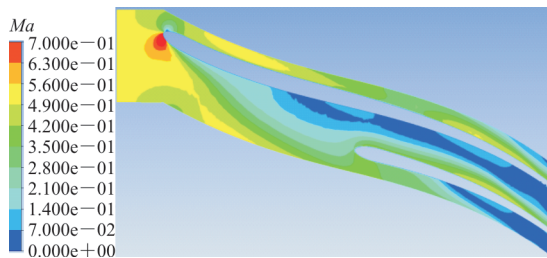
大时高速区面积增加,尽管尾缘部分流速较小,但近高速区处也会出现减缓边界层分离的效果,同时微坑半径越大其延缓喘振情况的效果越好,可以有效提高流量裕度。

表5 尾缘不同半径微坑下堵点流量与喘点流量
Table 5 Blocking point flow rate and surge point flow rate under micro pits with different radii at the trailing edge

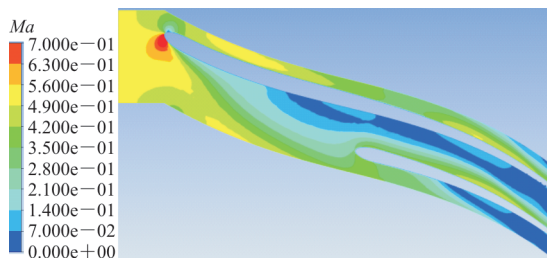
叶片类型	喘点流量/ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	堵点流量/ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	流量裕度/%
尾缘添加 0.300 mm微坑	0.071 4	0.532	86.57
尾缘添加 0.275 mm微坑	0.075 6	0.532	85.78
尾缘添加 0.250 mm微坑	0.077 0	0.532	85.52



(a) 0.300 mm 半径



(b) 0.275 mm 半径



(c) 0.250 mm 半径

图12 尾缘添加不同深度微坑结构叶片相对马赫数分布对比图

Fig. 12 Comparison of relative Mach number distribution of micro pit structure slices with different depths added to the trailing edge

5 结论

1) 本文结合“高尔夫球效应”所提出的微坑结构的添加,会使叶片吸力面粗糙度产生一定变化,在运行过程当中粗糙度的增大使流道中的流通能力提高,因此在一定程度上会对效率及压比产生一定影响,添加微坑所带来的粗糙度增大引起层流提前转捩,使内部流通能力变好,因此提高了压比。

2) 在叶片吸力面前缘与尾缘增加微坑结构能使压气机内部高速区域范围变大,微坑结构的存在会在一定程度上减缓边界层分离,减小能量损失,从而提升内部稳定性,扩大压气机流量裕度。

3) 对比微坑结构半径和其内部高速区域范围,微坑半径越大其延缓边界层分离的效果就会越好,半径越大减缓边界层分离的现象就会越明显,进一步提高高速区的范围,提升离心压气机内部整体稳定性,扩大离心压气机流量裕度。

参考文献

- [1] 陆正午. 叶顶间隙对轴流压气机叶片流场与结构特性影响研究[D]. 汉中: 陕西理工大学, 2022.
LU Zhengwu. Research on the influence of tip clearance on flow field and structural characteristics of axial flow compressor blades[D]. Hanzhong: Shaanxi University of Technology, 2022. (in Chinese)
- [2] 范忠岗, 巴顿, 邱佳慧, 等. 轴流压气机叶片与机匣处理一体化优化设计[J/OL]. 航空动力学报: 1-13 [2023-04-26]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220069>.
FAN Zhonggang, BA Dun, QIU Jiahui, et al. Integrated design optimization of blade and casing treatment in an axial compressor [J]. Journal of Aerodynamics: 1-13 [2023-04-26]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220069>. (in Chinese)
- [3] 冯凯凯, 查小晖. 静子内环结构对压气机部件性能影响研究[J]. 航空精密制造技术, 2022, 58(5): 24-27, 47.
FENG Kaikai, CHA Xiaohui. Study on influence of stator inner ring structure on compressor component performance [J]. Aerospace Precision Manufacturing Technology, 2022, 58(5): 24-27, 47. (in Chinese)
- [4] BABAYIGIT O, KOCAASLAN O, AKSOY M H, et al. Numerical identification of blade exit angle effect on the performance for a multistage centrifugal pump impeller [C] // European Physical Journal Web of Conferences. US: EPJ, 2015: 1-7.
- [5] 黄志浩, 刘景源. 叶根倒角对微小型离心压气机气动性能的影响[J]. 航空发动机, 2020, 46(2): 16-22.
HUANG Zhihao, LIU Jingyuan. Influence of blade root fillet on aerodynamic performance of miniature centrifugal compressor [J]. Aeroengine, 2020, 46(2): 16-22. (in Chinese)
- [6] ARUNACHALAM V C, NAGPURWALA Q H, DDESHPANDE M, et al. Numerical studies on the effect of im-

- PELLER blade skew on centrifugal compressor performance[J]. AIAA Journal, 2010, 7(2): 33-40.
- [7] ELBERT M, WEBER A, WITTRUCK D, et al. Experimental and numerical verification of an optimization of a fast rotating high performance radial compressor impeller[C]// ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference & Exposition. US: ASME, 2017: 1-8.
- [8] 史磊, 刘嘉琦, 黄晨雷. 表面粗糙度对离心压气机气动性能影响分析[J]. 航空发动机, 2022, 48(3): 13-19. SHI Lei, LIU Jiaqi, HUANG Chenlei. Influence analysis of surface roughness on aerodynamic performance of centrifugal compressor[J]. Aeroengine, 2022, 48(3): 13-19. (in Chinese)
- [9] 张呈, 王云, 王科, 等. 微燃机双面复合叶轮压缩特性[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 1042-1050. ZHANG Cheng, WANG Yun, WANG Ke, et al. Compression performance of double-sided composite impeller with micro gas turbine[J]. Journal of Aerodynamics, 2020, 35(5): 1042-1050. (in Chinese)
- [10] 罗炳亮, 杨蓓, 王云, 等. 不同后进气系统对双面复合叶轮的影响[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 131-140. LUO Bingliang, YANG Bei, WANG Yun, et al. Effect of rear intake pipe with different geometry on double-sided composite impeller[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 131-140. (in Chinese)
- [11] 杨海凤. 表面布置微坑结构的圆柱绕流及其减阻特性研究[D]. 镇江: 江苏科技大学, 2021. YANG Haifeng. Study on flow around a cylinder with the dimpled structure on its surface and its drag reduction characteristics[D]. Zhenjiang: Jiangsu University of Science and Technology, 2021. (in Chinese)
- [12] 焦雪文. 球型微坑结构对风力机翼型气动噪声的影响研究[D]. 呼和浩特: 内蒙古工业大学, 2021. JIAO Xuewen. Research on the influence of dimples structure on the aerodynamic noise of wind turbine airfoil[D]. Hohhot: Inner Mongolia University of Technology, 2021. (in Chinese)
- [13] 庞文瑄. 微坑结构影响跨声速矩形扩压叶栅气动性能数值研究[D]. 大连: 大连海事大学, 2019. PANG Wenxuan. Numerical study of dimples on the aerodynamic performance of a transonic rectangular compressor cascade[D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2019. (in Chinese)
- [14] 代翠, 曹晶剑, 仇俊峰, 等. 微坑直径变化对仿生离心泵宽频噪声的影响[J]. 排灌机械工程学报, 2023, 41(4): 346-353. DAI Cui, CAO Jingjian, QIU Junfeng, et al. Influence of pit diameter on broadband noise of bionic centrifugal pump[J]. Journal of Drainage and Irrigation Machinery Engineering, 2023, 41(4): 346-353. (in Chinese)
- [15] 陈怡平. 基于仿生结构的离心泵降噪研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2020. CHEN Yiping. Research on noise reduction of centrifugal pump based on bionics[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2020. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)

(上接第 112 页)

- [14] SONG Jia, ZENG Jia, LU Wentao, et al. A mission reliability analysis method of flight control system based on AltaRica language[C]// International Conference on Guidance, Navigation and Control. Berlin, Heidelberg: Springer, 2022: 3405-3414.
- [15] 刘畅, 蒋永平, 马春燕, 等. 基于 NuSMV 的AADL 模型形式化验证技术[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 451-466. LIU Chang, JIANG Yongping, MA Chunyan, et al. Formal verification technology for AADL models based on NuSMV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 451-466. (in Chinese)
- [16] 王瀚博, 周兴社, 董云卫, 等. 结构分析和设计语言AADL 研究[J]. 计算机工程与应用, 2009, 45(16): 1-4. WANG Hanbo, ZHOU Xingshe, DONG Yunwei, et al. Research on architecture analysis and design language[J]. Computer Engineering and Applications, 2009, 45(16): 1-4. (in Chinese)
- [17] YUAN Cangzhou, WU Kangzhao, CHEN Guotao, et al. An automatic transformation method from AADL reliability model to CTMC[C]// 2021 IEEE International Conference on Information Communication and Software Engineering (ICICSE). New York: IEEE, 2021: 322-326.
- [18] 李静, 沈宁敏, 白海洋, 等. 基于时间自动机的嵌入式系统AADL 模型可调度性验证[J]. 东南大学学报(自然科学版), 2015, 45(6): 1032-1037. LI Jing, SHEN Ningmin, BAI Haiyang, et al. Schedulability verification of embedded system AADL model based on timed automata[J]. Journal of Southeast University (Natural Science Edition), 2015, 45(6): 1032-1037. (in Chinese)
- [19] JIANG Zeyong, ZHAO Tingdi, WANG Shihai, et al. New model-based analysis method with multiple constraints for integrated modular avionics dynamic reconfiguration Process[J]. Processes, 2020, 8(5): 10-18.
- [20] 董云卫, 王广仁, 张凡, 等. AADL 模型可靠性分析评估工具[J]. 软件学报, 2011, 22(6): 1252-1266. DONG Yunwei, WANG Guangren, ZHANG Fan, et al. Reliability analysis and assessment tool for AADL model[J]. Journal of Software, 2011, 22(6): 1252-1266. (in Chinese)
- [21] 莊露, 陆中, 张子文. 基于随机 Petri 网的机载系统动态可靠性建模[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(4): 846-854. ZHUANG Lu, LU Zhong, ZHANG Ziwen. Dynamic reliability model for airborne systems based on stochastic Petri net[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(4): 846-854. (in Chinese)

(编辑:马文静)