文章编号:1674-8190(XXXX)XX-001-08

# 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)

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

CHEN Jingming<sup>1</sup>, JIANG Qianji<sup>1</sup>, FENG Zhuofan<sup>2</sup> (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, Nanchang330063, 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 "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 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 reduce smaller peak efficiency and increase the compressor sor flow margin, and provide a reference for the design of centrifugal compressor impellers.

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

通信作者: 陈京名, fireway01@163.com

收稿日期: 2023-04-26; 修回日期: 2023-07-03

**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,XXXX,XX(XX):1-8. 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, XXXX, XX(XX):1-8. (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械 领域的国内外研究人员们的关注焦点。

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<sup>[2]</sup>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; O. Babayigit 等<sup>[4]</sup>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 具有一定的影响的结论;黄志浩等[5]研究了叶根倒 角对微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 机效率得结论; V. C. Arunachalam 等<sup>[6]</sup>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; M. Eflert等<sup>[7]</sup>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,结果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。

上述研究主要集中于叶顶间隙,机匣结构,静 子内环结构等压气机结构对于压气机性能参数的 影响方面进行讨论,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借 鉴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对于其等熵效率、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,叶轮进口直径为33.7 mm,出口直径 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,叶顶间

### 隙为0.1 mm。

表1 某型离心压气机叶轮设计参数 Table1 Design parameters of a certain type of centrifugal compressor impeller

8 -	I
设计参数	数值
设计转速/(10 <sup>4</sup> r·min <sup>-1</sup> )	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 <sub>1</sub>	14
涡轮叶片高度/mm	8.55
涡轮叶片数Z <sub>2</sub>	28
叶顶间隙/mm	0.1
设计流量 $q_{\rm air}/(kg \cdot s)$	0.45

根据模型参数<sup>[9-10]</sup>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"<sup>[11-15]</sup>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 0.25~0.30mm,因此叶片表面微坑结构由直径为 0.25、0.27、0.3 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。其中叶轮的网格数目约有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1atm=101325Pa),可以 看出:当网格保持在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量的增大,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 网格无关性验整 Table 2 Grid in dependence testing

			•
网格数目/万	出口压力/atm	效率	压比
77	2. 00	0.89	3.66
100	1.99	0.8917	3.65
122	1.98	0.8913	3.62
142	1.97	0.8913	3.61
169	1.97	0.8913	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-ε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<sup>-4</sup>以下确认为收敛。 对流道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, 来逼近离心压气机在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:原始结构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。





4 结果分析

# 4.1 新结构叶片对离心压气机压比、效率 的影响

对原始叶片和在离心压气机叶片吸力面前缘 与尾缘分布添加直径为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-等 熵效率与流质流量-压比结果,并做出曲线图,如 图 7~图8所示,可以看出:等熵效率变化不大,但 整体会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,微坑半径为 0.250、0.275、0.300 mm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 结构时峰值效率上变化同样不大,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捩,使内部流通能 力变好,从而提高压比。



- 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





# 4.2 新结构叶片微坑位置对离心压气机流 量裕度的影响及分析

通过4.1节对不同叶片结构的数值模拟,得到 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<sub>M</sub>*)来衡量其稳定工作范围,如式 (1)所示。

 $S_{M} = (1 - G_{s}/G_{c}) \times 100\%$  (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0.3mm 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,结果如下: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
Table3	Blocking point flow rate and surge point
flo	w rate at different rotational speeds

叶片类型	喘点流量/ (kg·s <sup>-1</sup> )	堵点流量/ (kg·s <sup>-1</sup> )	流量裕 度/%
原始叶片	0.0882	0.5320	83.42
前缘添加半径 0.3 mm 微坑	0.0720	0.5306	86.43
尾缘添加半径 0.3 mm 微坑	0.0714	0.5320	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 占范围要小。这是由于微坑结构的存在会在一定 程度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。



(a) 原参数叶片相对马赫数



(b)前缘添加微坑结构叶片马赫数分布图

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。



(a) 原参数叶片相对马赫数



(b) 尾缘添加微坑结构叶片马赫数分布图

## 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及分析

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缩处不同位置对 流量裕度的影响,本节将对不同半径的微坑结构 对离心压气机流量裕度的影响进行讨论。

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/ (kg・s <sup>-1</sup> )	堵点流量/ (kg·s <sup>-1</sup> )	流量裕 度/%
前缘添加 0.300 mm 微坑	0.071	0.5306	86.61
前缘添加 0.275 mm 微坑	0.0756	0.5306	85.75
前缘添加 0.250 mm 微坑	0.076	0.5306	85.67



(a) 前缘添加半径为0.300 mm半径微坑结构叶片马赫数分布图



(b)前缘添加半径为0.275 mm半径微坑结构叶片马赫数分布图



(c)前缘添加半径为0.250 mm半径微坑结构叶片马赫数分布图

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

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

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效果越好,可以 有效的提高流量裕度。

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/ (kg·s <sup>-1</sup> )	堵点流量/ (kg·s <sup>-1</sup> )	流量裕 度/%
尾缘添加 0.300 mm微坑	0.0714	0.532	86.57
尾缘添加 0.275 mm 微坑	0.0756	0.532	85.78
尾缘添加 0.250 mm 微坑	0.0770	0.532	85.52



(a) 尾缘添加半径为 0.300 mm 半径微坑结构叶片马赫数分布图



(b) 尾缘添加半径为0.275 mm半径微坑结构叶片马赫数分布图



(c) 尾缘添加半径为0.250 mm半径微坑结构叶片马赫数分布图

#### 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)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的提 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的增大引起层流 的提前转捩,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 Technolo-

gy, 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 casin 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, XiaohuiCHA. 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, M. DDESHPANDE, et al. numerical studies on the effect of impeller blade skew on centrifugal compressor performance [J]. AIAA Journal, 2010, 7(2): 33-40.
- ELFERT M, WEBER A, WITTROCK 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]. Progress in Aviation 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的数 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)

#### 作者简介:

**陈京名**(1991一),男,硕士,讲师。主要研究方向:结构设计, 结构优化等。

姜潜基(1996-),男,学士,助理实验师。主要研究方向:机械 设计及仿真加工。

**冯卓凡**(1998-),男,硕士研究生。主要研究方向:气动与结 构设计分析。

(编辑:丛艳娟)