

离心压气机叶片角分布对性能影响与规律研究

彭 杰, 陈 杰*

南京航空航天大学能源与动力学院, 江苏 南京

收稿日期: 2025年11月10日; 录用日期: 2025年12月15日; 发布日期: 2025年12月25日

摘 要

文章以一款离心压气机叶轮作为研究对象, 使用CFD数值仿真方法研究了在叶尖与叶根叶片角分布形式变化时对离心压气机性能所带来的影响。研究表明: 叶尖和叶根进口处叶片角变化越快, 叶片喉道面积越宽, 堵塞流量越往右移, 且进口处载荷越大, 叶轮总压比越小。叶尖最大载荷点的 β 值变化量在 5° 内时, β 值增大, 堵塞流量微量右移, 叶轮总压比会有小幅度的上升。叶根最大载荷点 β 值变化量在 5° 内时, β 值增大, 堵塞流量快速右移, 叶轮总压比明显上升。

关键词

离心压气机, 数值仿真, 叶片角分布

Study on the Influence and Laws of Blade Angle Distribution on the Performance of Centrifugal Compressor

Jie Peng, Jie Chen*

College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu

Received: November 10, 2025; accepted: December 15, 2025; published: December 25, 2025

Abstract

This paper takes an impeller of a centrifugal compressor as the research object, and uses the CFD numerical simulation method to study the effects of variations in the distribution forms of blade angles at the blade tip and blade root on the performance of the centrifugal compressor. The research shows that the faster the blade angle changes at the blade tip and blade root inlets, the wider

*通讯作者。

the blade throat area, the further the choking flow shifts to the right, the greater the load at the inlet, and the smaller the total pressure ratio of the impeller. When the variation of the β value at the maximum load point of the blade tip is within 5° , an increase in the β value leads to a slight right shift of the choking flow and a small increase in the total pressure ratio of the impeller. When the variation of the β value at the maximum load point of the blade root is within 5° , an increase in the β value results in a rapid right shift of the choking flow and a significant increase in the total pressure ratio of the impeller.

Keywords

Centrifugal Compressor, Numerical Simulation, Blade Angle Distribution

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

离心压气机应用范围宽, 应用领域广, 由于其有着相较轴流压气机而言更宽的工作范围, 因此不管是航空航天, 还是石油化工领域, 都得到广泛使用。然而, 离心压气机内部流动带有强三维性, 流动十分复杂, 且离心叶轮的几何设计参数相对较多, 所以需要进行大量的研究来验证离心压气机几何参数与流场结构的关系。在众多离心叶轮几何设计参数中, 叶片角分布对叶轮造型尤为重要。目前, 已经有很多研究基于离心压气机叶片角对流场结果的影响进行了研究。杨柳[1]等人研究了车用离心压气机后弯角取值不同时对离心叶轮性能的影响, 发现在后弯角增大时, 特性线均会向小流量方向移动, 流量范围更宽, 小流量下的流动状况会更好。杨策[2]使用损失模型计算了后弯与前弯叶片的压比和效率特性, 得出在进气条件相同时, 后弯叶轮压比低于前弯叶轮, 但是后弯叶轮效率大于前弯叶轮的结论。张琪[3]针对一款压比为 5 的高压比离心压气机, 通过数值计算对比出口后弯角变化下流场分布情况, 分析了出口后弯角对压气机性能、压比等气动参数的影响规律, 得出了在合理的范围内选取叶轮后弯角, 有利于提高压气机气动性能的结论。王佳利[4]等研究了叶轮片出口段倾斜对叶轮性能的影响, 发现后弯叶轮片出口段沿旋转方向倾斜有助于改善叶轮内流动情况, 提升压气机性能, 但是倾斜过大会产生反效果, 即存在一个最佳倾斜角度使得压气机性能最大化, 这个倾斜角度的调整需要同时考虑叶根与叶尖的叶片角分布。

Pekka [5]对比了根尖两处叶片角变化曲率不同的三种叶片角分布形式下压气机的峰值效率, 发现叶根与叶尖均匀变化时在各个工况下的效率都比较高, 进口叶片角变化缓慢的方案在小流量下效率最大, 进口叶片角变化迅速的方案在大流量下效率更大。Duccio [6]根据已有的设计方案, 总结出叶片角分布中, 对效率影响比较大的主要是叶尖进口分布形式, 其余的曲线分布形式主要影响工作范围。Kim [7]对比了不同叶片角分布形式对叶轮损失的影响, 发现叶片角弯折程度越大, 摩擦损失越大。

纵观前人所做研究, 发现叶片角对离心压气机性能的影响是非常大的, 因此, 本文将基于叶片角局部区域的分布形式变化对压气机性能带来的影响进行研究, 详细分析叶片角整体分布形式变化对压气机内部流场流动结构带来的影响。

2. 研究对象与数值仿真方法

本文研究对象为某中低压比的离心压气机叶轮, 叶轮模型如图 1 所示, 叶轮主要参数如表 1 所示。

Table 1. Main parameters of centrifugal compressor
表 1. 离心压气机主要参数

参数	值
叶片数	20
进口轮毂直径/mm	110
进口轮缘直径/mm	215
叶轮出口直径/mm	312

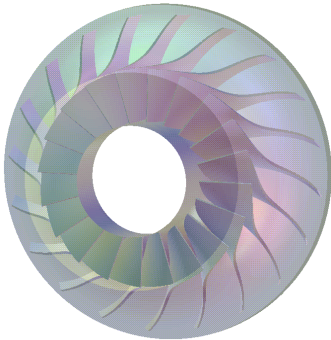


Figure 1. Centrifugal compressor impeller
图 1. 离心压气机叶轮

将叶轮模型设置完毕后，使用结构化网格对单通道流体域进行网格划分，由于在网格划分时，使用的网格尺度会直接影响到计算结果的准确性，若网格数量过少，则尺度过大，会导致失真，无法捕捉到准确的流场信息，若网格数量过大，则会占用大量计算资源，造成浪费。因此有必要进行网格无关性验证，确定合理的网格尺度。在保证网格拓扑结构、 Y^+ 值、湍流模型以及边界条件等因素完全一致的情况下，进行单通道数值计算，计算结果对比如图 2、图 3 所示。当网格量大于 45 万时，同背压下，压比与效率计算结果趋于稳定，继续增大网格数量后压比与效率的变化不明显。由此，基于计算速度与计算精度考虑，后续计算将采用 45 万量级的网格来进行数值仿真。对离心叶轮进行单通道数值仿真，湍流模型使用标准 $k-\varepsilon$ 模型，进口条件为总压 101,325 Pa，总温 288.15 K，壁面条件使用绝热无滑移固壁，给定出口背压进行迭代计算。

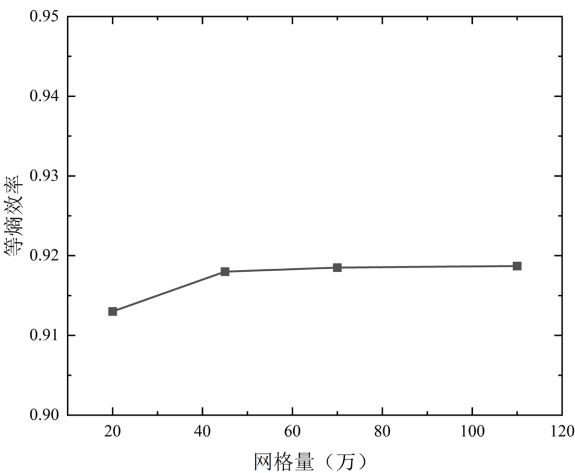


Figure 2. Calculation results of pressure ratio for different grid quantities
图 2. 不同网格量压比计算结果

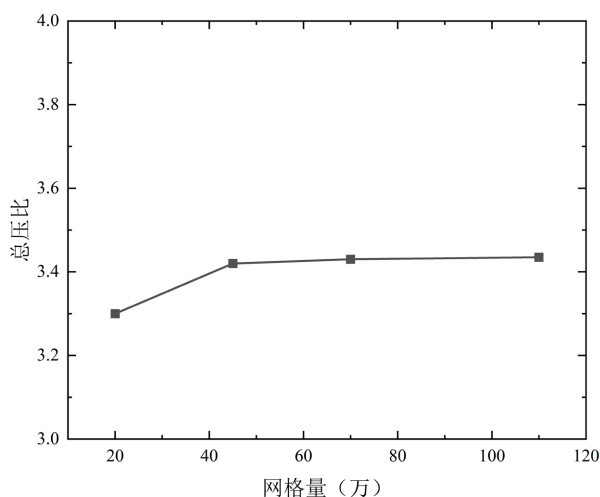


Figure 3. Calculation results of efficiency for different grid quantities
图 3. 不同网格量效率计算结果

用压比为 4 的 Krain 叶轮验证计算方法的可靠性, CFD 计算结果与试验结果对比如图 4 所示, 尽管存在一定的误差, 但是两者的变化规律相似, 因此认为计算方法具有较高的可靠性。

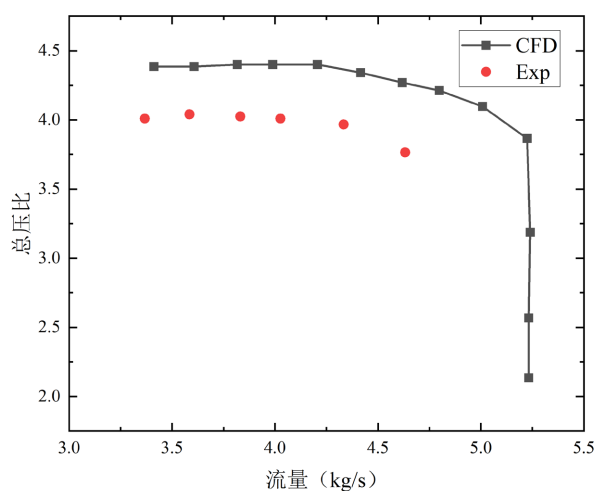


Figure 4. Comparison of CFD and experimental results for Krain impeller
图 4. Krain 叶轮 CFD 与试验结果对比

3. 叶片角分布变化影响研究

3.1. 叶尖进口叶片角分布变化影响研究

该离心压气机几何模型通过定义在叶根与叶尖上的叶片角分布曲线以及厚度分布进行径向堆叠, 生成叶片。关于叶片角根尖的两个端点取值, 进口叶片角在一维初步设计时就已经给出, 而出口的叶片角, 不管是选择前弯叶轮还是径向叶轮或者后弯叶轮, 通常在初步设计时同样已经选取完毕。并且后弯角的选取已经有了大量的学者进行过研究, 一般来说, 后弯角越大, 越能抑制出口二次流, 损失越小, 效率越高, 但是后弯角增大会降低做功能力, 总压比会降低。且后弯角增大时, 流量范围会向小流量方向偏移。

保持进出口位置的叶片角取值不变, 将叶片角分布曲线分为两个部分, 第一个部分是从进口到曲线最大载荷点之间的过渡段, 第二个部分为最大载荷点到出口端点这一段。

针对该叶轮不同叶高的曲线, 首先对叶片角曲线的叶尖处从进口端点到最值点区间的过渡段分布形式进行分析研究, 通过调节曲线在进口段的控制点位置来得到三个叶尖进口叶片角分布形式不同的方案, 如图 5 所示, case 3 的叶片角变化最平缓, 在进口前缘附近有明显的平缓变化区域, 此段叶片角变化不明显; case 1 变化趋势适中, case 2 变化明显更加剧烈。通过曲线分布可以看到, case 1、case 2、case 3 虽然变化趋势快慢有所不同, 但是进口到最大载荷点之间的曲线呈上凸趋势, 这部分曲线的二阶导数大于 0, 与之相对应的叶片通道面积分布如图 6 所示, 从 case 1 到 case 3, 进口附近叶片通道面积逐渐减小。因此可以推断得出, 叶片角变化速度加快, 叶片角分布曲率变大, 则叶片通道的面积也会增大。

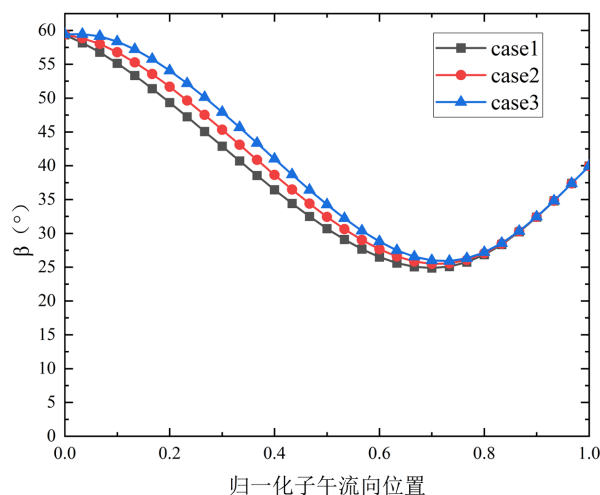


Figure 5. Comparison of inlet distribution forms of blade angle at blade tip
图 5. 叶尖叶片角进口分布形式对比

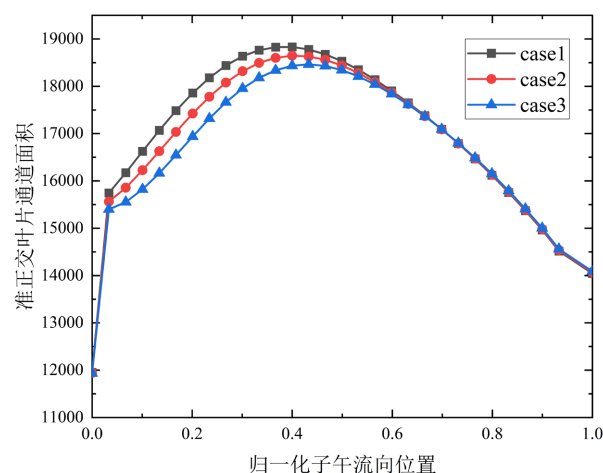


Figure 6. Comparison of passage areas
图 6. 通道面积对比

CFD 数值计算结果对比如图 7、图 8 所示, 从 case 1 到 case 3, 堵塞流量逐渐减小, 流量范围逐渐左移, 这也验证了前面对叶型的分析, case 1 由于喉道面积更大, 堵塞流量更大。在总压比特性对比上, case

3 的峰值压比最大, case 2 其次, case 1 的总压比最低。在效率特性曲线的对比上, 峰值效率基本没有差距, 但是在高流量工况下, case 1 的等熵效率较高。

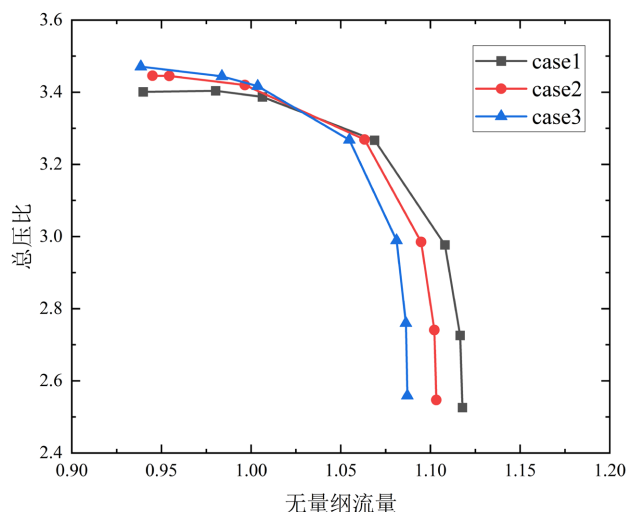


Figure 7. Comparison of pressure ratio characteristics under different distributions of blade angle at blade tip inlet
图 7. 不同叶尖进口叶片角分布下压比特性对比

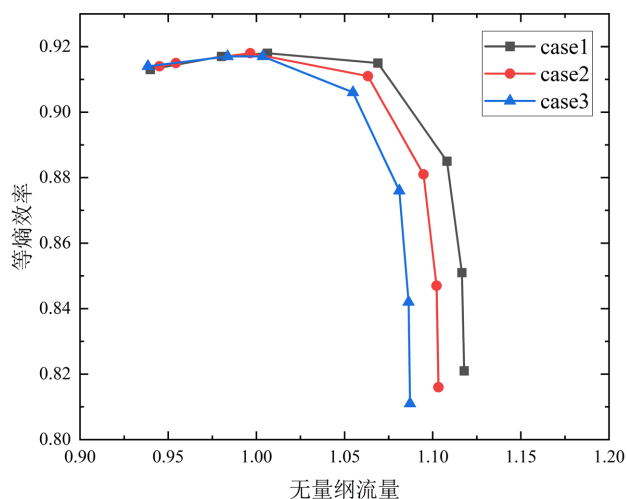


Figure 8. Comparison of efficiency characteristics under different distributions of blade angle at blade tip inlet
图 8. 不同叶尖进口叶片角分布效率特性对比

下面分析不同叶尖进口叶片角分布下的叶轮流场结构, 图 9 为不同进口叶片角分布下叶轮 90% 叶高下相对马赫数分布对比。发现从 case 1 到 case 2 再到 case 3, 在进口喉道位置的超音区域面积在扩张, 并且在 case 3 喉道处形成了激波。这是由于进口气流在通过吸力面的激波后变为亚声速气流, 然后遇到喉道面积收缩, 导致气流又加速, 而从 case 1 到 case 3 喉道面积逐渐减小, 导致喉道位置的超音区域不断扩大。再对比图 10 三个方案的 90% 叶高处叶表载荷分布曲线, 可以看到在进口处 case 1 叶片载荷明显是最大的, 其次是 case 2, 前缘载荷最小的是 case 3。虽然 case 3 在进口处的载荷明显小于其他两个方案, 但是由于进口叶片角变化过于平缓, 导致叶片通道过于狭小, 喉道面积过小, 出现激波, 激波带来的损失导致 case 3 的效率相较于 case 1 和 case 2 并没有出现明显的提高。

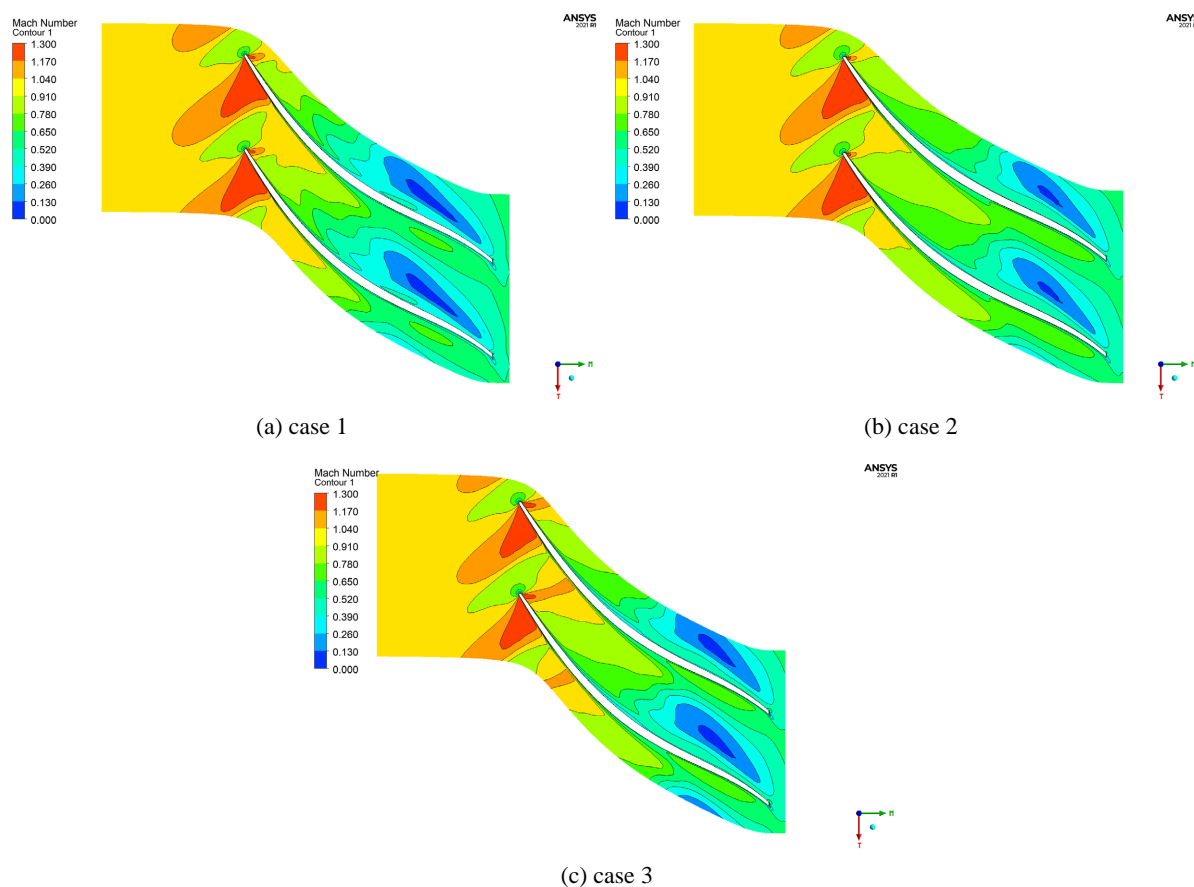


Figure 9. Distribution of relative Mach number at 90% blade height
图 9. 90%叶高下相对马赫数分布

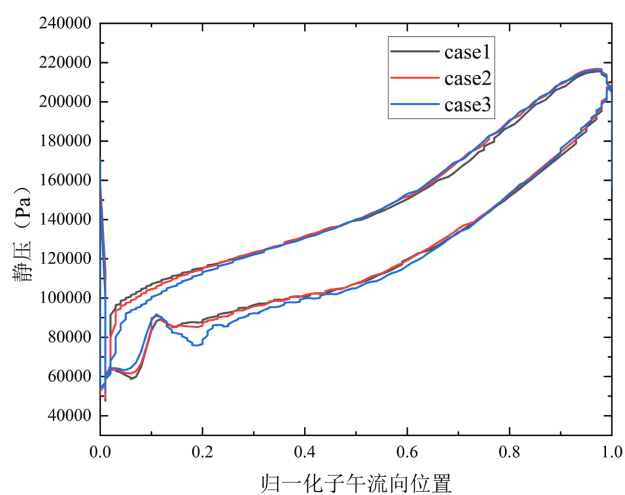


Figure 10. Comparison of blade surface load distribution at 90% blade height under different distributions of blade angle at blade tip inlet

图 10. 不同叶尖进口叶片角分布下 90%叶高处叶表载荷分布对比

因此, 进口叶片角的分布会直接影响到进口喉部面积的大小, 且进口叶尖处叶片角变化平缓显然有助于降低前缘载荷, 而前缘的载荷大小显然会直接影响到前缘处叶尖泄漏流的大小, 进而会影响叶轮效

率。但是, 叶片角分布曲线曲率减小会带来喉道面积缩小, 如果喉道面积过于狭小, 容易导致喉道位置出现激波, 增大叶轮的损失, 导致效率无法提高。

3.2. 叶根进口叶片角分布影响研究

叶根处的叶片角进口区域变化规律同样需要进行研究, 图 11 为叶根进口叶片角的分布曲线对比, 图 12 为准正交叶片通道面积对比。从图中可以看出, case 4 叶根处叶片角下降速度最快, 其次是 case 5, 而 case 6 的叶片角变化最缓慢。从直观分析来看, case 4 在进口段明显有下凹趋势, case 6 有轻微的上凸趋势。根据图 14 叶片通道准正交面积的分布来看, 从 case 4 到 case 6, 进口到最大载荷点这一段的通道面积逐渐减小, 所以叶根与叶尖的叶片角对叶片几何造型的影响是一致的, 叶片角变化越快, 曲线曲率越大, 叶片通道面积越大。

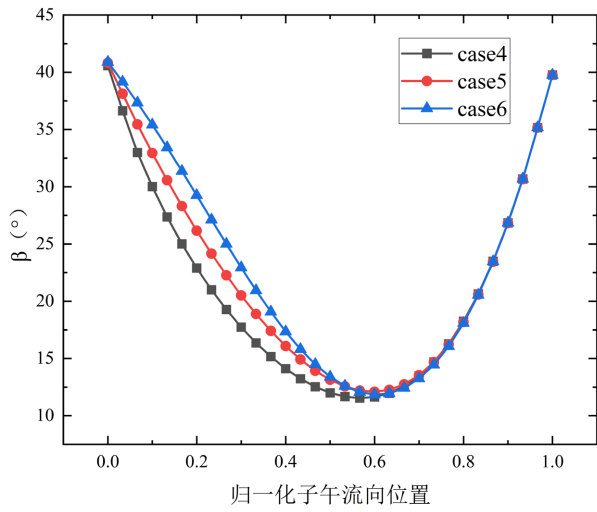


Figure 11. Comparison of distribution curves of blade angle at blade root inlet
图 11. 叶根进口叶片角分布曲线对比

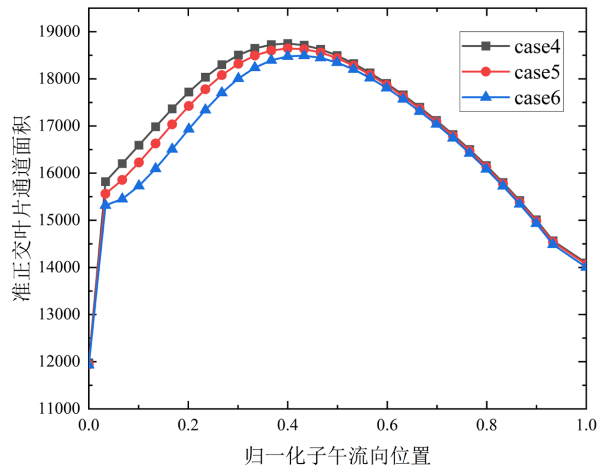


Figure 12. Comparison of passage areas of quasi-orthogonal blades for case 4, case 5, and case 6
图 12. case 4、case 5、case 6 准正交叶片通道面积对比

图 13、图 14 为改变叶根处进口叶片角分布下的叶轮性能对比, 从 case 4 到 case 6, 流量区间整体在

不断向小流量方向移动, 在小流量工况下, case 5 与 case 6 的等熵效率明显都高于 case 4, 且 case 5 与 case 6 的峰值效率比 case 4 高大约 0.1%。

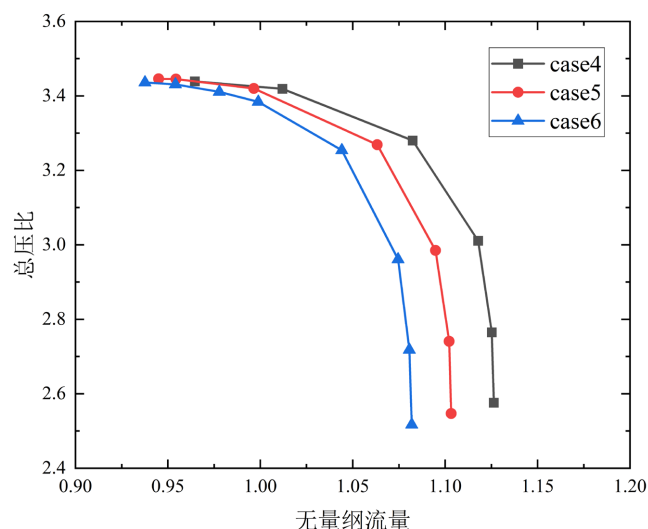


Figure 13. Comparison of pressure ratio characteristics with the variation of blade angle at blade root inlet
图 13. 叶根进口叶片角变化下压比特性对比

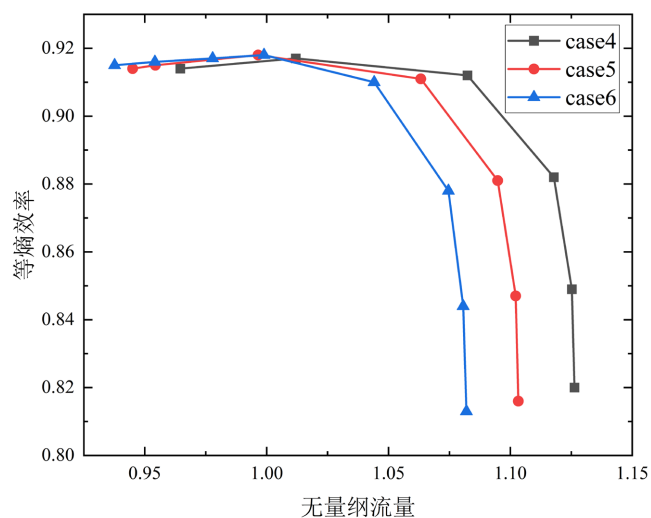


Figure 14. Comparison of efficiency characteristics with the variation of blade angle at blade root inlet
图 14. 叶根进口叶片角变化下效率特性对比

如图 15 所示, 分析三个方案的展向 10% 叶高与 90% 叶高处相对马赫数分布, 发现其叶根流场分布趋同, 基本没有明显差异。而对比三者叶尖流场分布后, 可以发现从 case 4 到 case 5 再到 case 6, 喉部的超音区域逐渐扩大, 叶尖吸力面附近的正激波区域面积有所减弱。如图 16 所示, 分析子午不同位置熵分布, 发现 case 5、case 6 吸力面顶部附近高熵区有所减小, 导致 case 5、case 6 峰值效率高于 case 4。因此, 改变叶根处进口叶片角分布形式对叶根流场分布的影响并不明显, 叶根流场的敏感度并不高。但是在叶片角变化过程中, 通常会带来叶片通道面积以及叶片弯曲程度的变化, 而叶尖流场敏感度较高, 当流进的气流速度以及叶片通道发生变化时, 会带来流场结构的改变。

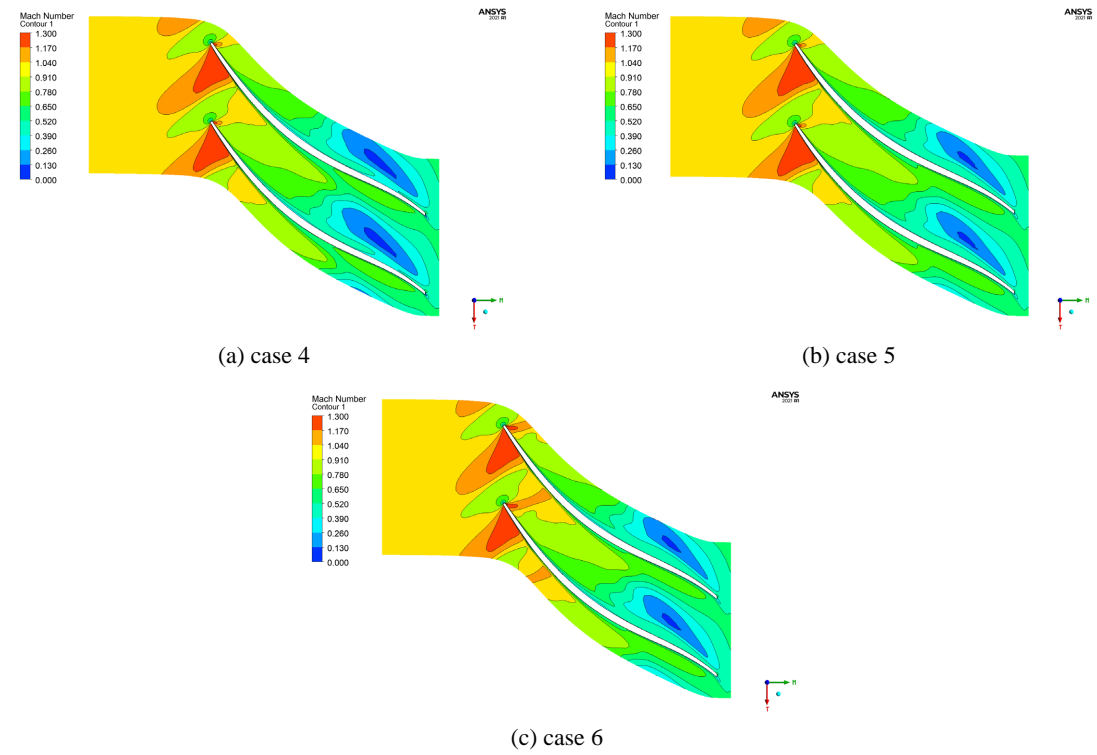


Figure 15. Distribution of relative Mach number at 0.9 blade height under different distributions of blade angle at blade root inlet

图 15. 不同叶根进口叶片角分布下 0.9 叶高相对马赫数分布

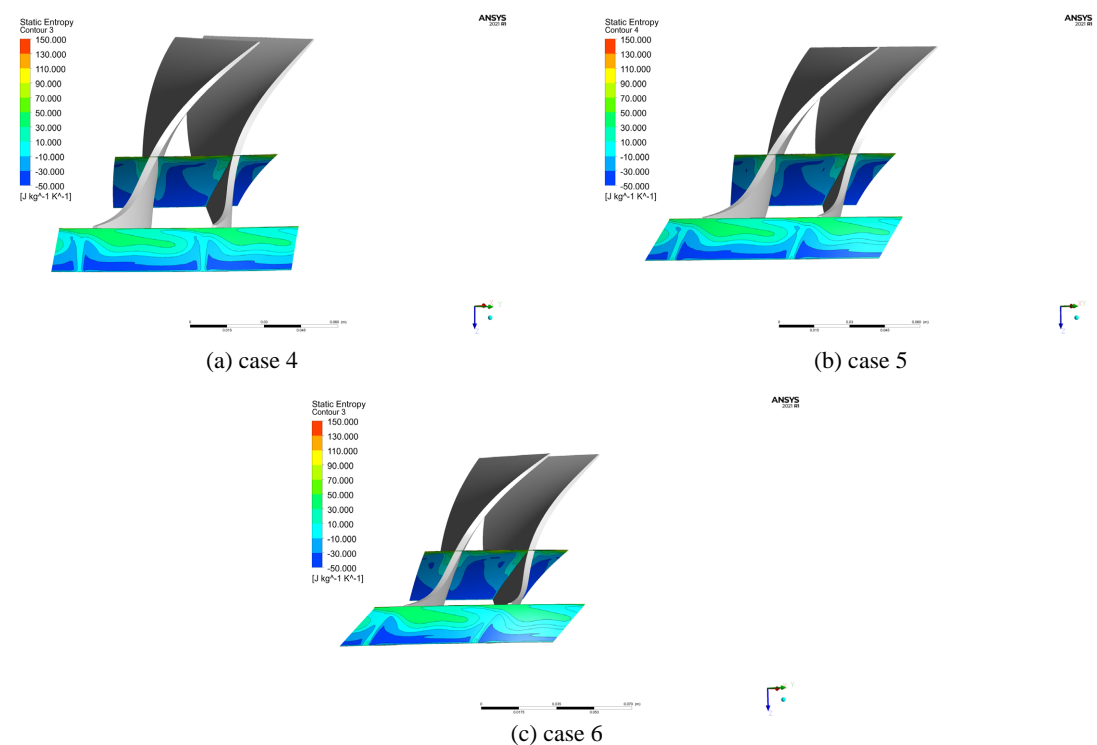


Figure 16. Entropy distribution of s3 section under different distributions of blade angle at blade root inlet

图 16. 不同叶根进口叶片角分布下 s3 截面熵分布

3.3. 叶尖最大载荷点叶片角取值影响研究

叶尖处最大载荷点的位置为 β 角取值最小的位置, 接下来通过调整叶片角分布曲线的最大载荷点位置处的控制点分布, 得到 case 7、case 8、case 9 叶尖叶片角分布如图 17 所示, 对应的准正交叶片通道面积对比如图 18 所示, case 9 的最大载荷点的叶片角取值在 16° 附近, case 7 的最大载荷点叶片角取值在 21° 附近, case 9 的最大载荷点取值在 26° 附近, 每个方案之间保持 5° 叶片角的变化。根据图 17 的叶片通道面积对比可以发现, 最大载荷点的叶片角取值越小, 叶片的弯折程度越大, 则叶片中部的通道面积越大。

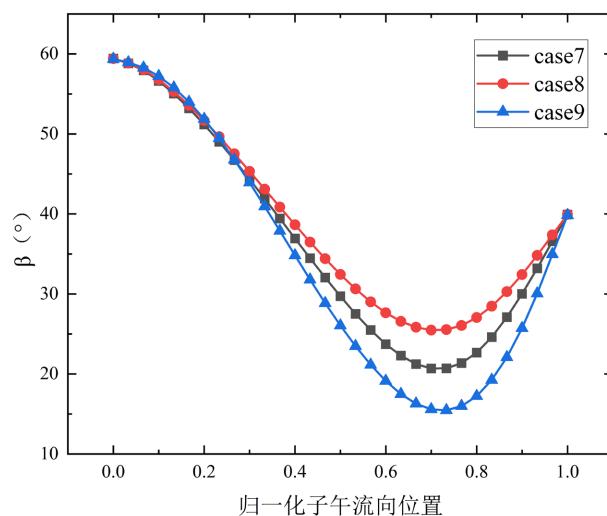


Figure 17. Comparison of variation in the value of the maximum load point at blade tip

图 17. 叶尖最大载荷点取值变化对比

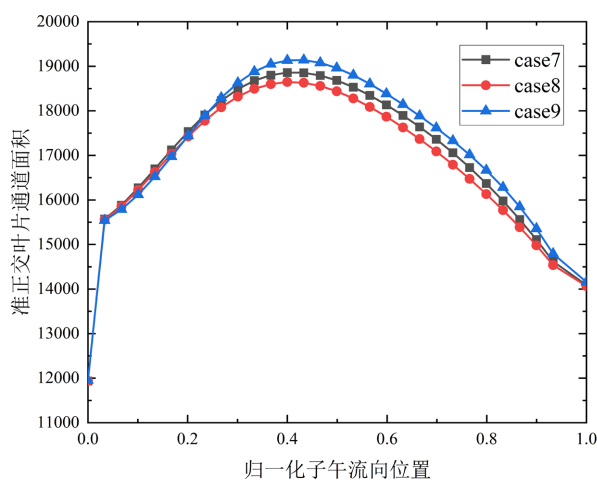


Figure 18. Comparison of passage areas of quasi-orthogonal blades for case 7, case 8, and case 9

图 18. case 7、case 8、case 9 准正交叶片通道面积对比

图 19、图 20 为 case 7、case 8、case 9 计算结果对比, 对比后发现, case 8 在设计点与小流量下压比更高, 其次是 case 7、case 9, 在堵塞流量下差异不明显。在峰值效率的对比上, 三个方案没有明显差异, 在大流量工况下 case 7 的最大压比明显小于 case 8, 对比了叶尖流场, 三者几乎没有差异。可以认为叶尖最大载荷点的叶片角取值在这样的变化幅度下影响的主要是堵塞流量, 对压比与效率影响不显著。

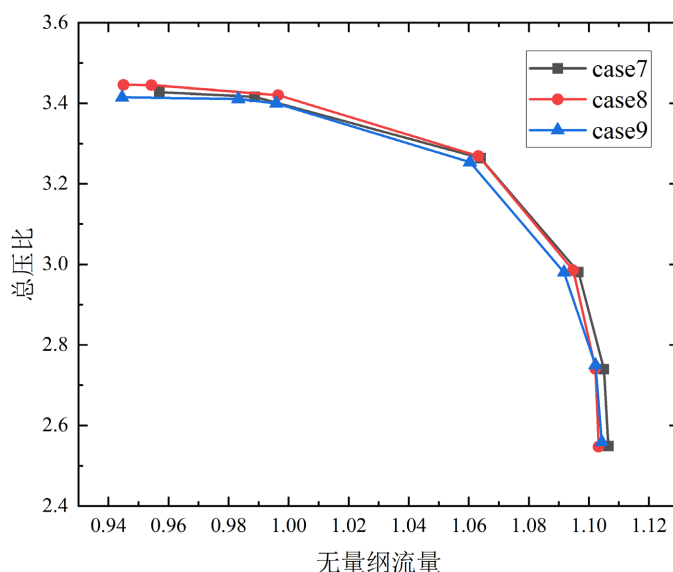


Figure 19. Comparison of total pressure ratio characteristics case 7, case 8, and case 9

图 19. case 7、case 8、case 9 总压比特性对比

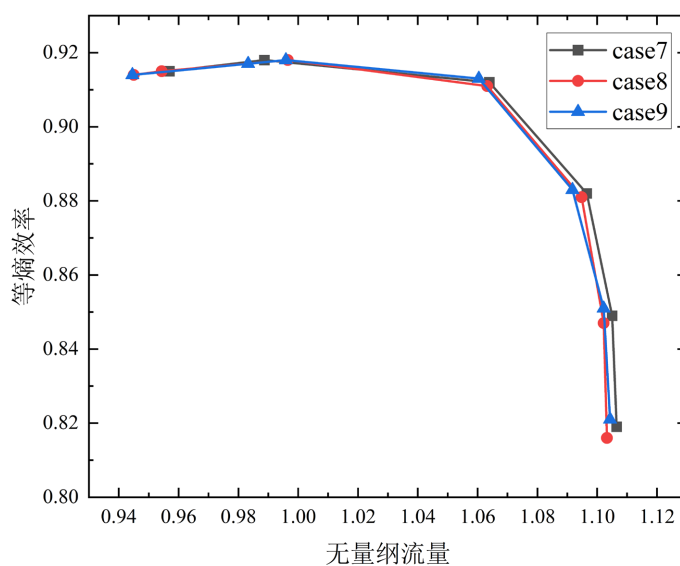


Figure 20. Comparison of efficiency characteristics for case 7, case 8, and case 9

图 20. case 7、case 8、case 9 效率特性对比

因此可以认为叶尖位置最大载荷点的叶片角取值只会对压比产生轻微的影响, 即从进口到最大载荷点的叶片角取值变化越小, 叶轮的压比越大, 并且明显可以看到在叶片角曲线分布的后段改变叶片角分布形式对堵塞流量所带来的影响不如改变进口叶片角分布显著。

3.4. 叶根最大载荷点叶片角取值影响研究

接下来对叶根最大载荷点叶片角取值变化对叶轮性能的影响进行研究, 改变叶根最大载荷点控制点位置, 从而得到不同的叶片角取值, 如图 21 所示, case 10 的最大载荷点叶片角取值在 7° 附近, case 11 的取值在 12° 附近, case 12 在 17° 附近, 三个方案间最大载荷点 β 取值变化步长为 5° 。从 case 10 到 case 12,

最大载荷点处的叶片角取值不断增大, 并且根据图 22, 可以知道叶根处的最大载荷点叶片角取值越小, 则叶片通道的面积越大。

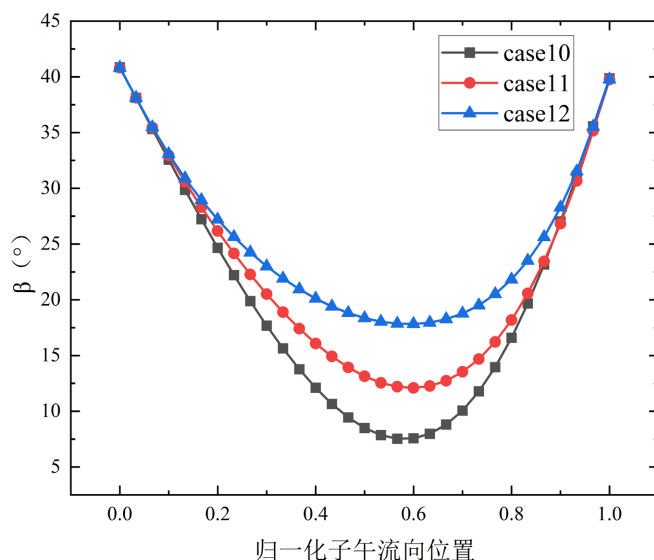


Figure 21. Comparison of variation in the blade angle value at the maximum load point of blade root
图 21. 叶根最大载荷点叶片角取值变化对比

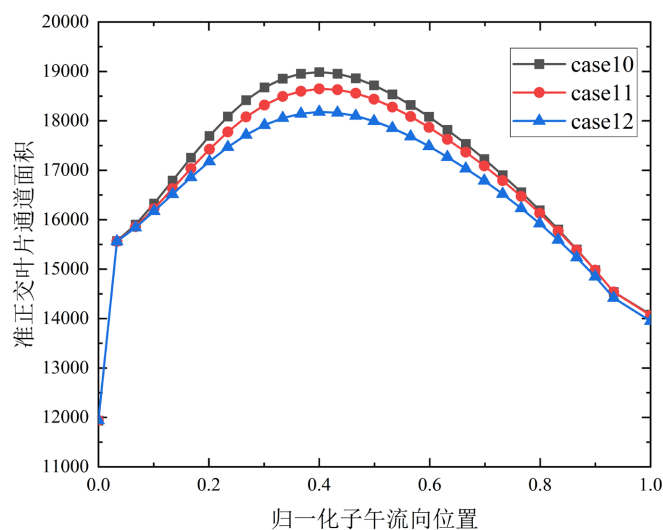


Figure 22. Comparison of blade passage areas
图 22. 叶片通道面积对比

CFD 仿真计算结果如图 23、图 24 所示, 可以看到, case 12 的压比明显最小, case 10 最大。并且从 case 10 到 case 12, 堵塞流量向小流量工作区间偏移。而在效率的对比上, 排除堵塞流量的影响, 三个方案的峰值效率基本没有差异。对比叶根流场后, 发现没有明显区别, 因此转而关注叶尖流场, 在 90% 展向高度下, case 10 的叶顶低能流体微团区域略微大于 case 11, 并且 case 12 的低能流体微团最少。从 0.9 叶高处的叶表载荷分布来看, case 10 与 case 11 在进口与出口处的压力面与吸力面静压之差明显大于 case 12, 这也是 case 10 与 case 11 总压比大于 case 12 的主要原因。

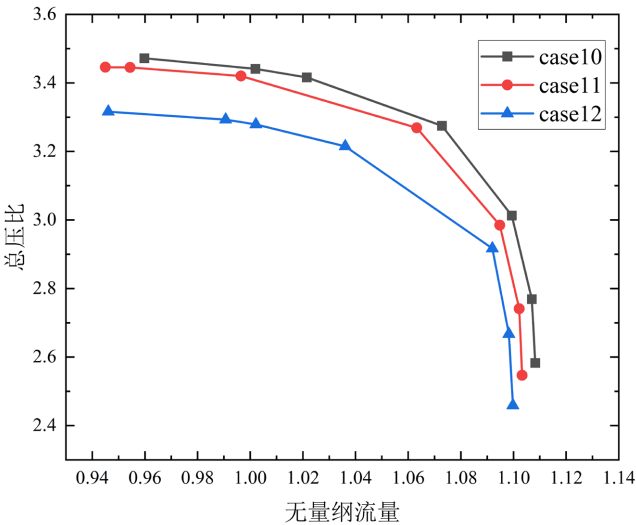


Figure 23. Comparison of total pressure ratio characteristics for case 10, case11, and case 12
图 23. case 10、case 11、case 12 总压比特性对比

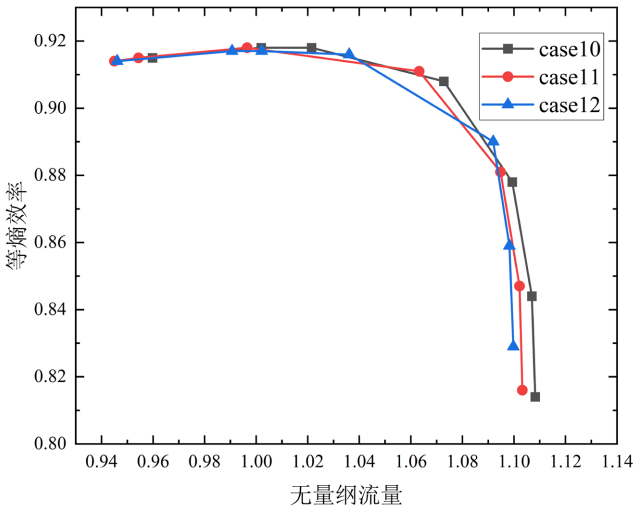
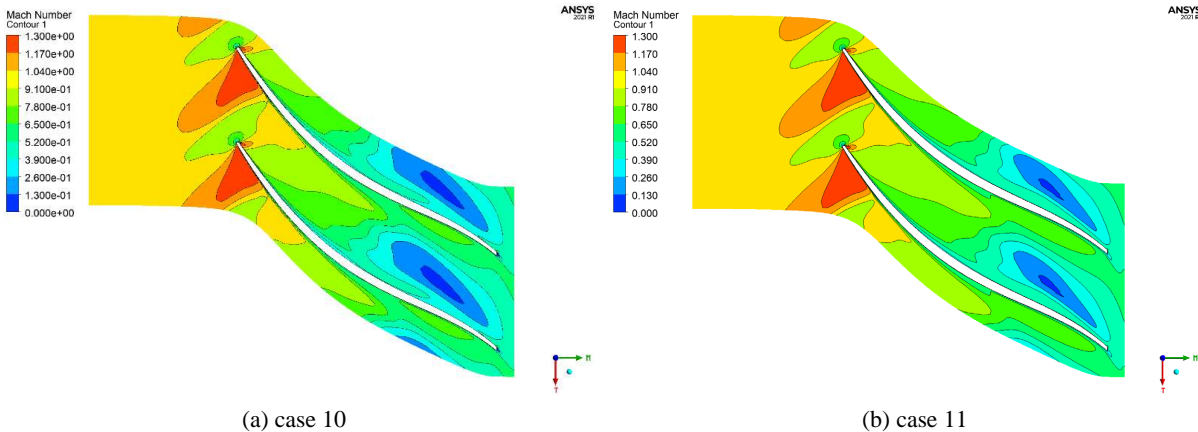
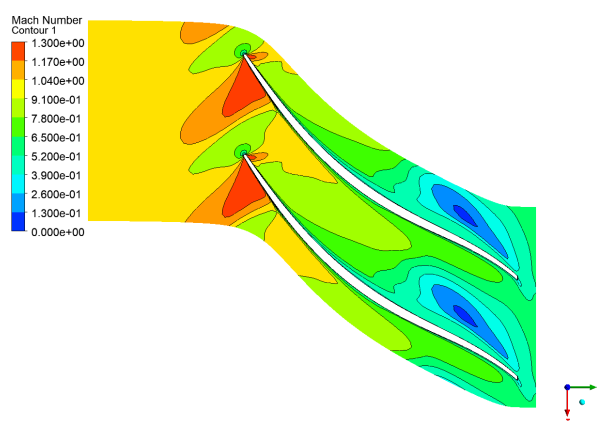


Figure 24. Comparison of efficiency characteristics for case 10, case11, and case 12
图 24. case 10、case 11、case 12 效率特性对比





(c) case 12

Figure 25. Flow field distribution at different values of blade angle at the maximum load point of blade root
图 25. 叶根最大载荷点叶片角取值不同时流场分布

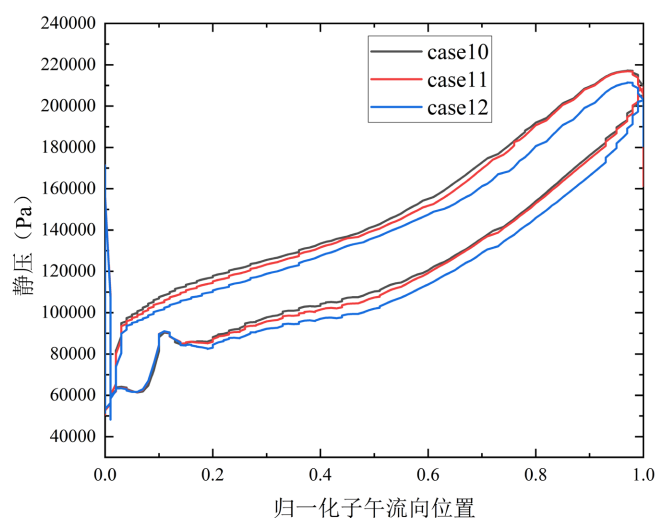


Figure 26. Blade surface load distribution at different blade angle values of the maximum load point of blade root
图 26. 叶根最大载荷点叶片角取叶表载荷分布

从进口到叶根最大载荷点的叶片角取值变化越大, 叶轮的总压比越高, 并且堵塞流量会向大流量方向偏移。并且叶根最大载荷点叶片角变化主要影响的是叶尖的进口与出口位置的载荷, 而对叶根的载荷影响并不显著。

4. 结论

本文通过数值模拟离心叶轮叶片角分布变化后的离心压气机流场结构, 研究了叶片角分布形式变化对压气机性能带来的影响, 得到了如下结论:

- 1) 叶尖和叶根进口处叶片角变化越快, 叶片喉道面积越宽, 堵塞流量越往右移动, 进口处载荷越大, 叶轮总压比越小; 变化越缓慢, 进口喉道面积越窄, 堵塞流量越往左移动, 进口处载荷越小, 叶轮总压比越大;
- 2) 叶根进口叶片角分布形式变化主要影响叶尖的流场, 叶根流场对叶片角变化并不敏感, 流动结构不会发生强烈的变化;

3) 叶尖最大载荷点的 β 值变化范围在 5° 内时, β 减小, 叶轮总压比会有小幅度的下降, 对效率的影响不明显, 堵塞流量小幅度向左偏移;

4) 叶根最大载荷点 β 值变化范围在 5° 内时, 叶轮总压比有明显变化, β 值越小, 压比越高, 且只影响叶尖流场, 对叶根带来的影响并不显著。同时叶根差值增大会导致堵塞流量向右偏移。

参考文献

- [1] 杨柳, 童士寅, 沈红节, 等. 叶片后弯角对车用离心压气机性能的影响[J]. 能源研究与信息, 2017, 33(2): 100-105.
- [2] 杨策, 马朝臣, 老大中. 几何参数变化对离心压气机性能影响的仿真研究[J]. 动力工程, 2002(4): 1897-1901.
- [3] 张琪, 王旭, 王琦, 等. 离心压气机几何参数影响规律及性能优化设计[J]. 热能动力工程, 2024, 39(11): 12-19.
- [4] 王佳利, 胡军科, 谭澄, 等. 高速离心压气机变工况模拟及叶轮叶片优化研究[J]. 制造业自动化, 2021, 43(2): 52-56.
- [5] R  ytt  , P., Gr  nman, A., Jaatinen, A., Turunen-Saaresti, T. and Backman, J. (2009) Effects of Different Blade Angle Distributions on Centrifugal Compressor Performance. *International Journal of Rotating Machinery*, **2009**, Article ID: 537802. <https://doi.org/10.1155/2009/537802>
- [6] Bonaiuti, D., Arnone, A., Ermini, M. and Baldassarre, L. (2006) Analysis and Optimization of Transonic Centrifugal Compressor Impellers Using the Design of Experiments Technique. *Journal of Turbomachinery*, **128**, 786-797. <https://doi.org/10.1115/1.1579507>
- [7] Kim, S., Park, J. and Baek, J. (2011) A Numerical Study of the Effects of Blade Angle Distribution on the Performance and Loss Generation of Centrifugal Compressor Impellers. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, **226**, 208-217. <https://doi.org/10.1177/0957650911429000>