

叶顶坡角对压气机转子气动性能影响的数值模拟研究



韦威

中国航发湖南动力机械研究所 中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室, 湖南 株洲 412002

摘 要:采用数值模拟的方法对某压气机转子进行了三维仿真分析,详细比较了叶片叶顶磨损后形成的不同叶顶坡角 α 对转子气动性能的影响。研究结果表明,随着 α 的增大,转子最高压比、峰值效率及喘振裕度衰减均越严重,但在设计压比点,转子效率呈略微增加的趋势。 α 会影响转子叶尖约25%区域内负荷的径向分布,但对几乎整个叶高通道的效率分布都产生了影响。叶顶磨损导致部分性能参数衰减呈非线性变化,在 α 超过5°和25°时,转子喘振裕度会产生一个较大幅度的衰减。

关键词:叶顶坡角; 压气机转子; 气动性能; 数值模拟

中图分类号:V232.4

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.07.006

美国国家航空航天局(NASA)已经明确垂直起降航空器将是未来航空发展的一个重点^[1],直升机作为一种常用的垂直起降航空器通常需要在近地面飞行,特别是起飞和降落时,需要工作在砂尘环境中。而作为直升机动力的涡轴发动机则不可避免地会吸入环境中的砂尘,这会造成压气机部件特别是转子叶片顶部磨损,会对压气机气动性能造成影响,从而影响发动机性能。但航空发动机压气机转子价格昂贵,更换零件成本较高且周期较长。因此需要研究叶顶磨损对压气机气动性能的影响,为发动机综合评估,提升飞行安全性提供依据^[2]。

由于叶片磨损导致叶顶形状发生改变,叶尖间隙发生变化,直接影响压气机或发动机性能。国内外学者对叶顶形状与压气机性能关系的相关情况进行了研究,但还主要集中在叶尖片削及吸力面肋条两种方式上。Stockhaus等^[3]对某轴流压气机叶片不同叶顶几何形状的气动性能进行了研究,显示肋条区的负荷较基准情况高,其原因是肋条区的弯角增大。Lu等^[4]研究了叶尖切除处理对轴流压气机气动性能的影响,结果显示叶尖切除处理后叶尖区域的负荷会重新分布,在与静子叶片匹配良好时可以产生正面效果。马宏伟、张军等对叶顶吸力面肋条对压气机性能的影响进行了深入研究,其在大型低速压气机试验台进行的试验研

究表明,吸力面肋条会导致叶顶间隙泄漏量增大,泄漏涡增强^[5-7]。

Jia等^[8]对不同叶顶形状的轴流静子进行了数值研究,显示沿流向间隙增大较等间隙或减小的情况能获得更高的效率。邵卫卫等^[9]研究了压气机叶尖片削对转子气动性能的影响,叶尖片削与叶顶磨损均会改变叶顶形状,其研究发现叶尖片削后堵点流量、压比、效率均有提高,喘振裕度下降。Tang等^[10-11]对叶尖流动细节进行了详细的试验研究,指出叶尖流动情况非常复杂并呈现非定常性。Shao等^[12]指出叶尖掺混损失与叶尖的负荷有关。

目前对于压气机叶顶呈坡角的研究相对较少,本文以某孤立压气机转子为研究对象,采用数值模拟的方法详细分析了叶片磨损后形成的不同叶顶坡角对转子气动性能的影响,可为工程应用提供参考。

1 叶顶磨损模型

压气机叶片叶顶磨损后的形貌如图1所示,对磨损后的叶片在顶部中间位置沿垂直于顶部弦长方向的叶顶面进行了精密计量,结果显示叶片顶部磨损后由压力面向吸力面呈上坡形状。针对这种坡状形态,采用叶顶坡角 α 来描述这种磨损的程度。以垂直于原始叶顶面弦长方向为基

收稿日期: 2021-02-04; 退修日期: 2021-04-11; 录用日期: 2021-05-15

引用格式: Wei Wei. Numerical simulation of different tip slope angle effects on aerodynamic performance of a compressor rotor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(07): 39-44. 韦威. 叶顶坡角对压气机转子气动性能影响的数值模拟研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(07): 39-44.

准方向,以该方向下的原始叶顶面型线为基准线,定义磨损后叶顶面在该方向下的型线与基准线的夹角为叶顶坡角 α ,坡角越大代表磨损程度越深。保持叶顶吸力面不变,采用叶顶坡角 α 为变化参数,建立不同夹角的叶片模型,具体如图2所示。对建立的不同磨损程度的叶片模型进行数值模拟分析。



图1 叶顶磨损形貌图

Fig.1 Picture of blade tip abrasion

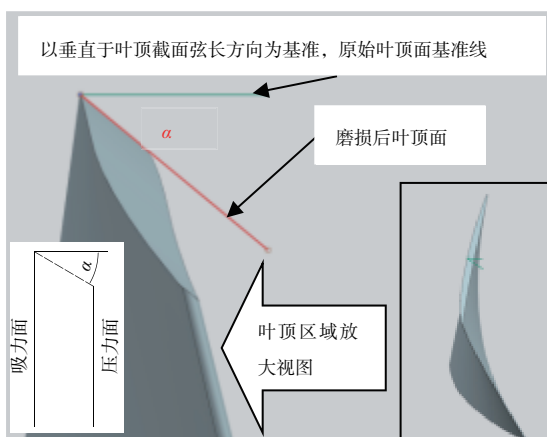


图2 叶顶坡角示意图

Fig.2 Sketch map of blade tip slope angle

2 数值方法及计算域

采用商用软件CFX17.2对不同叶顶坡角的压气机转子进行了三维数值模拟,各算例均采用相同的求解计算设置。湍流模型选择标准 K-epsilon 模型,可缩放壁面函数 (scalable),定常 (steady) 流;壁面无滑移绝热边界,理想气体;压气机进口给定总温、总压、轴向均匀进气;出口给定背压。

采用原始方案进行网格无关性验证,结果见表1,表中数据以30万网格的计算结果进行了归一化处理。由结果可知在网格数达到70万后,计算的转子特性随网格数变化明显放缓,90万网格数的计算结果与70万网格数的计算结果差别小于万分之一,故确定网格数为70万进行本文的对比计算,各算例均采用相同的网格拓扑结构及网格数。湍流精度为500Pa,数值计算域如图3所示,间隙处理方式采用建立的叶顶型面作为间隙下边界。

表1 网格无关性验证结果

Table 1 Verification Results for grid independence

网格数	设计点流量	设计压比点效率	喘振裕度
30 万	1.00000	1.00000	1.00000
50 万	1.00247	1.00307	1.00000
70 万	1.00330	1.00418	0.99430
90 万	1.00335	1.00425	0.99430

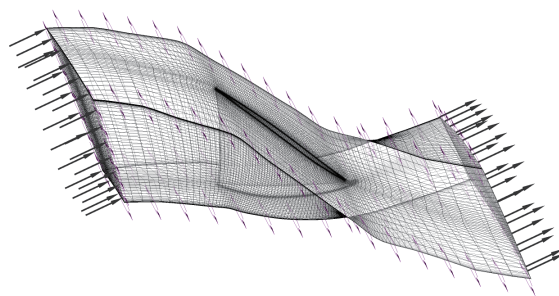


图3 计算网格

Fig.3 Numerical mesh

3 结果分析

3.1 转子特性对比

根据不同叶顶坡角进行了5°、10°、15°、20°、25°、30°、35°、40°共8种不同坡角的数值模拟。CASE-INI代表原始方案,CASE-5de代表叶顶坡角 α 为5°,其他叶顶坡角角度以此类推。同时采用原始方案的堵点流量、最高压比、峰值效率及喘振裕度对各方案数据进行归一化处理。

图4、图5为归一化后不同叶顶坡角的压气机转子数值模拟特性。从图中可以看出,叶顶磨损对压气机转子堵点流量没有影响。但会对转子气动性能产生负面影响,且随着叶顶坡角 α 的增大,转子最高压比、峰值效率及喘振裕度均衰减越严重。

表2为不同叶顶坡角的转子特性数据对比结果,可以看出随着叶顶坡角 α 的增大,设计点流量有一定幅度的减小,峰值效率明显降低,喘振裕度明显减小。结合最高压比的降低,说明叶顶磨损产生坡角后,转子做功能力下降、流动损失增加、增压能力降低。且随着坡角的增加,下降幅度越明显。但设计压比点下效率随坡角的增加呈升高的趋势。

采用原始方案的峰值效率及喘振裕度进行归一化处理。图6为归一化后峰值效率及喘振裕度随叶顶坡角的变化情况,可以看出峰值效率和喘振裕度对坡角变化的响应存在差异。虽然二者都随着坡角的增加减小,但喘振裕度在 α 超过5°和25°时会产生一个较大幅度的减小,而峰值效率则没有这种现象。说明叶顶磨损导致部分性能参数的衰减呈非线性变化。

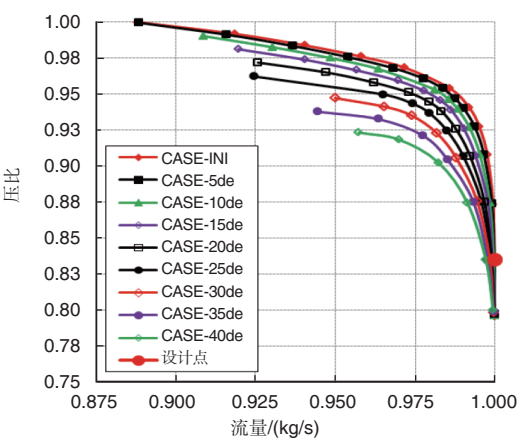


图4 压气机流量—压比特性图

Fig.4 Compressor flow-pressure ratio performance

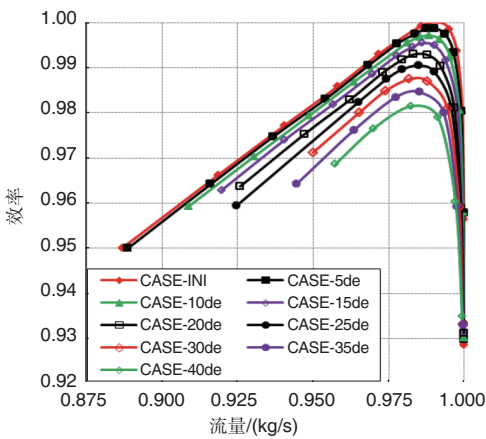


图5 压气机流量—效率特性图

Fig.5 Compressor flow-efficiency performance

表2 不同叶顶坡角特性结果对比

Table 2 Comparison of rotor performance of different tip slope angles

算例	设计点 流量	峰值 效率	设计压比点 效率	喘振 裕度
CASE-INIT	0.99979	1.00000	0.95653	1.00000
CASE-5de	0.99979	0.99883	0.95758	0.98291
CASE-10de	0.99959	0.99718	0.95794	0.86040
CASE-15de	0.99918	0.99542	0.95864	0.77778
CASE-20de	0.99897	0.99295	0.95876	0.71795
CASE-25de	0.99856	0.99048	0.95899	0.68091
CASE-30de	0.99814	0.98743	0.95911	0.52991
CASE-35de	0.99753	0.98461	0.95935	0.51282
CASE-40de	0.99670	0.98144	0.96029	0.41595

3.2 参数及流场对比

采用各方案周向平均径向分布中的最大值对转子压比

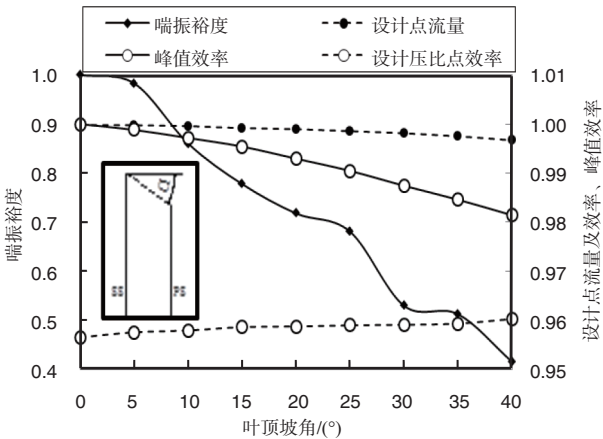


图6 转子参数随叶顶坡角变化图

Fig.6 Variation of rotor performance with tip slope angle

和效率分布进行归一化处理。

图7给出了设计压比点下各方案转子周向平均压比沿径向的分布。图中显示,叶顶磨损产生坡角后,压比变化主要在叶尖区域。90%~100%叶高范围内,随着坡角 α 的增大压比逐渐减小,在100%叶高处减小值最大;75%~90%叶高范围压比则随着坡角 α 的增大压比逐渐增大,在85%叶高处增大值最大;其他叶高区域的压比变化幅度很小。由此可以看出,叶顶呈坡角的磨损使得转子尖部区域负荷沿径向进行了重新分配,且主要集中在尖部25%叶高区域内。叶顶磨损后导致该区域的叶型发生改变是尖部负荷变化的本质原因。

图8给出了设计压比点转子效率沿径向分布。由图可知,叶顶磨损后转子5%以上叶高通道内的效率分布均发生了变化。5%~85%叶高范围内原始方案的效率最低,CASE-40de方案效率最高。在85%叶高以上区域,CASE-40de方案效率最低。说明叶顶磨损对转子的流动参数影响会扩展到几乎整个叶高通道。

图9给出了设计压比点下各方案转子出口周向平均相对气流角沿径向的分布。在约75%叶高以上区域,转子出口气流角均因叶顶坡角而产生变化。各方案转子出口气流角在两个区域存在较为明显的变化,一个是叶尖5%叶高区域,另一个是80%~90%叶高区域。除CASE-40de方案的变化值最大达到4.3°外,其他方案的最大变化值约1.5°,虽然径向区域较小,但在级的匹配中仍然会产生影响。

选取CASE-INIT方案、CASE-25de方案和CASE-40de方案进行详细流场对比分析。图10~图12给出了三种方案设计点95%叶高相对马赫数分布。从图中可以看出,此叶高截面叶栅通道进口斜激波形态及波前马赫数大小没有明显区别,但通道正激波则存在较明显差异,随着叶顶坡角的

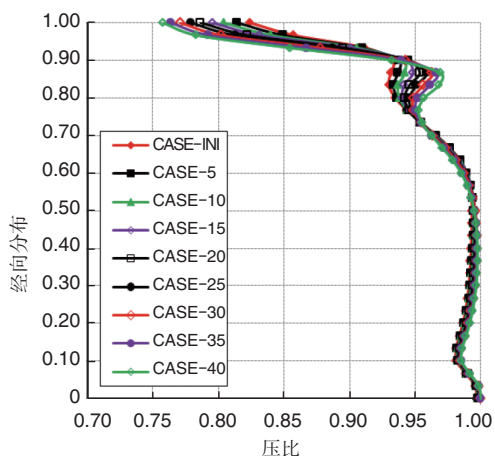


图7 转子压比沿径向分布

Fig.7 Radial distribution of rotor pressure ratio

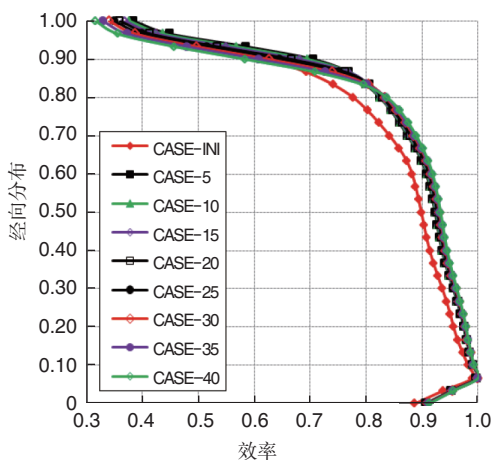


图8 转子效率沿径向分布

Fig.8 Radial distribution of rotor efficiency

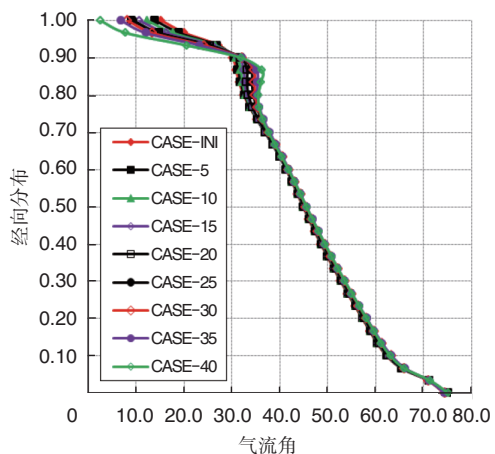


图9 转子出口相对气流角沿径向分布

Fig.9 Radial distribution of relative flow angle at rotor outlet

增加,通道正激波波前马赫数呈减小趋势。同时,叶片的低速尾迹区也随着坡角的增加呈减小趋势。这也印证了表2中设计压比点下效率随坡角的增加呈升高的趋势。

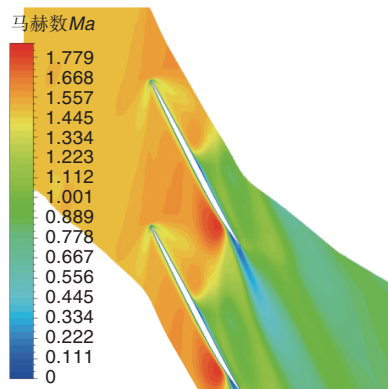


图10 原始方案95%叶高截面相对马赫数云图

Fig.10 Mach number contour at 95% blade span of CASE-INIT

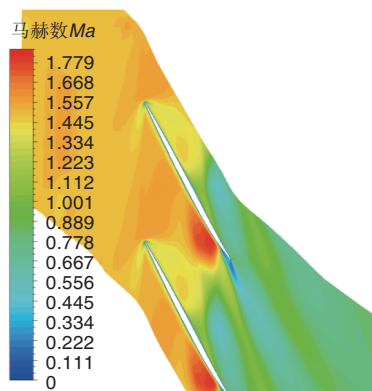


图11 CASE-25de方案95%叶高截面相对马赫数云图

Fig.11 Mach number contour at 95% blade span of CASE-25de

图13~图15给出了三种方案峰值效率点下叶片叶顶极限流线及通道内涡量分布。由图可知,叶顶形成坡角后叶尖泄漏起始点不断向进口移动,在叶顶坡角达到40°时叶尖前缘处叶尖泄漏已形成泄漏涡。并且CASE-25de和CASE-40de方案中在约80%弦长处也形成了较为明显的泄漏涡团,而原始方案则没有。可见随着叶顶坡角 α 增加,峰值效率点下叶尖流场呈现变差的趋势,这也印证了表2中的数据对比。

4 结论

通过对某不同叶顶坡角的压气机转子的数值模拟研究,结果表明:

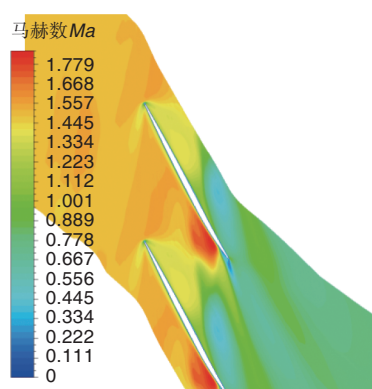


图 12 CASE-40de 方案 95% 叶高截面相对马赫数云图

Fig.12 Mach number contour at 95% blade span of CASE-40de

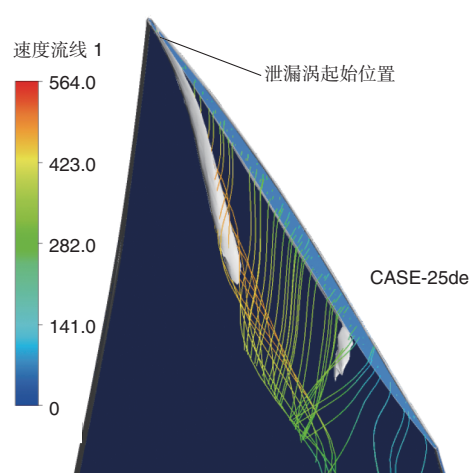


图 14 CASE-25de 叶顶极限流线及通道涡量分布

Fig.14 Limiting streamline and channel vortex distribution of CASE-25de

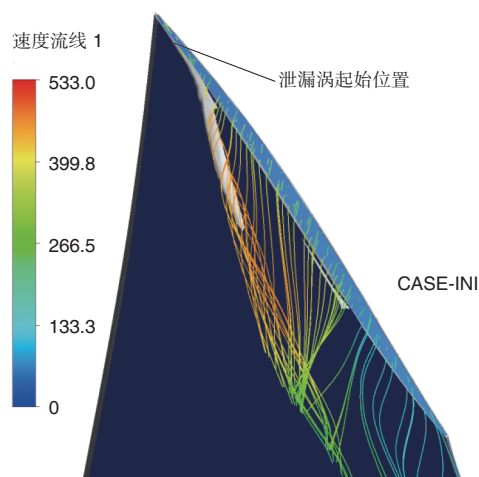


图 13 原始方案叶顶极限流线及通道涡量分布

Fig.13 Limiting streamline and channel vortex distribution of CASE-INI

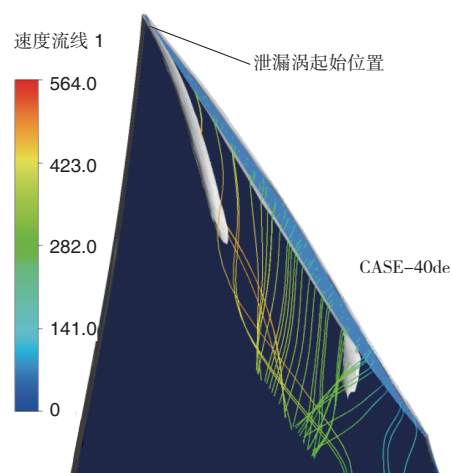


图 15 CASE-40de 叶顶极限流线及通道涡量分布

Fig.15 Limiting streamline and channel vortex distribution of CASE-40de

(1) 叶顶坡角 α 对压气机转子堵点流量没有影响,但会导致设计点流量有一定幅度的减小,在 α 为 40° 时,设计点流量减小 0.3%。 α 会对转子气动性能产生明显影响,且随着叶顶坡角 α 的增大,转子最高压比、峰值效率及喘振裕度均衰减越严重,但转子设计压比点效率呈略微增加的趋势。

(2) 叶顶坡角 α 会影响转子叶尖约 25% 区域内负荷的径向分布,导致尖部 10% 区域负荷减小,75%~90% 叶高区域增加,但对几乎整个叶高通道的效率分布都产生了影响。

(3) 叶顶磨损导致部分性能参数衰减呈非线性变化,在 α 超过 5° 和 25° 时,转子喘振裕度会产生一个较大幅度的衰减。

AST

参考文献

- [1] 吴蔚. NASA 明确未来 25 年航空研究工作重点[J]. 航空科学技术, 2020, 31(4): 81-82.
Wu Wei. NASA clarifies priorities for aviation research in the next 25 years[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(4): 81-82.(in Chinese)
- [2] 吕少杰, 杨岩, 韩振飞. 军用直升机智能自主控制技术发展研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(10): 36-40.
Lv Shaojie, Yang Yan, Han Zhenfei. Research on the development of military helicopter intelligent and autonomous control technology[J]. Aeronautical Science & Technology,

- 2020, 31(10):36-40. (in Chinese)
- [3] Stockhaus C, Volkmann W. Modeling of blade tip geometries in an axial compressor stage[R]. ASME IMECE2003-55219, 2003.
- [4] Lu J L, Chu W, Zhang H. Influence of blade tip cutting on axial compressor aerodynamic performance[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2009, 223(G1): 19-29.
- [5] 张军, 马宏伟. 叶顶吸力面肋条对压气机叶栅性能的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(3): 6-11.
- Zhang Jun, Ma Hongwei. Effect of suction side squealer tip on the performance of a compressor cascade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(3): 6-11. (in Chinese)
- [6] Ma Hongwei, Wei Wei, Wang Lixiang, et al. Experimental investigation of effects of suction-side squealer tip geometry on the flow field in a large-scale axial compressor using SPIV[J]. Journal of Thermal Science, 2015, 24(4): 303-312.
- [7] Zhang Jun, Ma Hongwei, Li Jingyang. Effect of suction side squealer tip on the performance of a low-speed axial compressor[J]. Journal of Thermal Science, 2015, 21(3): 223-229.
- [8] Jia Xicheng, Wang Zhengming, Cai Ruixian. Numerical investigation of different tip gap shape effects on aerodynamic performance of an axial-flow compressor stator[R]. ASME Paper 2001-GT-0337, 2001.
- [9] 邵卫卫, 季路成, 黄伟光. 轴流压气机叶尖片削全工况特性分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 367-373.
- Shao Weiwei, Ji Lucheng, Huang Weiguang. Analysis of overall aerodynamic performance of axial-flow compressor with attenuated blade tip[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 367-373. (in Chinese)
- [10] Tang Genglin, Simpson R L, Tian Qing. Experimental study of tip-gap turbulent flow structure[C]//ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air, 2006.
- [11] Tang Genglin, Simpson R L, Tian Qing. Gap size effect on tip-gap turbulent flow structure[C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [12] Shao Weiwei, Ji Lucheng. Basic analysis of tip leakage mixing loss[C]//ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air, 2007.

Numerical Simulation of Different Tip Slope Angle Effects on Aerodynamic Performance of a Compressor Rotor

Wei Wei

Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Small and Medium Aero-Engine, AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China

Abstract: By adopting numerical simulation method, a three-dimensional simulation analysis of a compressor rotor is carried out. The effects of different tip slope angles(α) formed after blade tip abrasion on the rotor aerodynamic performance are compared in detail. Research indicates that with the increase of the α , the maximum pressure ratio and peak efficiency and surge margin decrease more seriously. But at the design pressure ratio point, the rotor efficiency slightly increases. The α affects the radial distribution of the load in about 25% of the rotor tip region, but it affects the efficiency distribution of almost the whole blade channel. When the α exceeds 5 degrees and 25 degrees, the surge margin of rotor will produce a large attenuation.

Key Words: tip slope angle; compressor rotor; aerodynamic performance; numerical simulation