

文章编号:1000-8055(2013)08-1905-09

叶身/端壁融合技术工况的适用性

田 勇^{1,3}, 季路成², 李伟伟^{1,3}, 伊卫林², 肖云汉¹

- (1. 中国科学院 工程热物理研究所 先进能源动力重点实验室, 北京 100190;
2. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;
3. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 在前期提出并初步验证了叶身/端壁融合(BBEW)技术效果的基础上,以 NASA Rotor 67 为例实施 BBEW 改型,研究了 100%,90%和 80%三种转速,海平面与万米高空两种不同雷诺数工况条件下 BBEW 技术的实施效果.数值结果表明:相对于原型,BBEW 改型在几乎所有工况范围内均显现出总压比、效率等性能提升.在低转速和低雷诺数下的收益更为明显,效率收益可达 0.6%~0.8%.这表明 BBEW 技术具有宽广的工况适用性,将是弯、掠以外叶轮机全三维叶片造型的又一重要方面.

关键词: 叶身/端壁融合(BBEW); 二面角原理; 倒圆; 角区分离; 叶轮机

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Applicability of blended blade and endwall under different operating conditions

TIAN Yong^{1,3}, JI Lu-cheng², LI Wei-wei^{1,3}, YI Wei-lin², XIAO Yun-han¹

- (1. Key Laboratory of Advanced Energy and Power, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: To continue the previous work, NASA rotor 67 redesigned with blended blade and endwall (BBEW) was further studied and focused on assessing the influences of three different rotating speeds, i. e. 100%, 90% and 80% of full speed, at two different Reynolds numbers, under ground condition and 10 000-meter high altitude condition. Numerical tests show that under almost all the operating conditions in relation to original model, BBEW model can improve performance such as total pressure ratio and isentropic efficiency, particularly under conditions of low rotating speeds and low Reynolds numbers, with the efficiency up by 0.6% to 0.8%. This indicates that BBEW has broad applications under operating conditions, serving as another important aspect of full 3-D blade in addition to sweep and bow techniques.

Key words: blended blade and endwall (BBEW); rules of dihedral; fillet; corner separation; turbomachinery

收稿日期:2012-07-26

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1905_030.html

基金项目:国家自然科学基金(51006100,51176012)

作者简介:田勇(1985—),男,湖北崇阳人,博士生,主要从事航空发动机涡轮气动与传热数值研究.

叶片固壁相交处的角区流动普遍存在,通常导致角区分离、流动品质恶化.为克服这一状况,在外流领域,翼身融合以及船身附体融合技术以类似倒圆的方式分别成功应用于先进飞行器和潜艇上,大大降低了阻力和噪声.

叶轮机中,叶片/端壁交汇角区也是固有存在,且吸力面附面层占主导地位,吸力面角区通常会发生分离,形成气动堵塞,造成气动损失.那么,能否类似外流所做实施叶身/端壁融合设计?季路成等在前期总结出二面角原理^[1]的基础上进一步提出叶轮机叶身/端壁融合(BBEW)设计技术^[2],并以业界公认具有明显根部角区分离的 NASA Rotor 67 转子为例,初步数值验证了该技术的有效性^[3].

BBEW 技术与弯叶片、倒圆(fillet)两类技术有本质区别.首先,弯叶片技术强调靠叶片力控制压力梯度继而控制二次流,而 BBEW 基于二面角原理,主要控制附面层交汇导致分离的趋向;弯叶片通过周向位移叶片基元来实现,BBEW 则是沿交汇区以不同曲率半径曲面衔接叶片与端壁,可协调调节二面角流向分布;BBEW 强调区分端区和主流区的流动控制机理的差异,具有明确的实施尺度范围准则,即最小曲率半径在当地附面层的厚度尺度.对比倒圆,BBEW 沿流向最小曲率半径变化,出发点是调控流动,而倒圆一般沿叶片周长曲率半径不变且出发点是避免应力集中、增强强度.尽管近些年来国外正在关注倒圆影响,并已经发现其对于气动性能的损益^[4-8],但尚未形成具有理论指引的主动应用.尤其是前缘倒圆、弯叶片和非轴对称端壁的综合利用技术^[9-14]让研究者们更加坚信 BBEW 是高负荷叶轮机叶片造型的一个必然趋势.

承接文献^[3]的工作,为了评估检验 BBEW 技术在各种工况条件下的适用性、有效性,本文以 Rotor 67 原型(original)和文献^[3]中 Rotor 67 的侧面 BBEW 改型(S-blend)为例,对比研究转速和雷诺数变化产生的影响.

1 BBEW 技术实施方法

1.1 实施案例——Rotor 67

Rotor 67 是 20 世纪 70 年代 NASA 设计的一个低展弦比跨声轴流风扇转子,被广泛用作叶轮机 CFD 代码的校验算例.选用这个转子是因为其吸力面角区分离是已为业界共知的现象,如图 1^[15].将 Rotor 67 轮毂处二面角展示于图 2,可

以看到:吸力面二面角从前缘处 105° 降到尾缘处 60° .根据二面角原理,这是具有严重分离倾向的设计,因为二面角不但是锐角,而且流向负梯度很大.因此 Rotor 67 是非常适合于检验 BBEW 效果的案例.

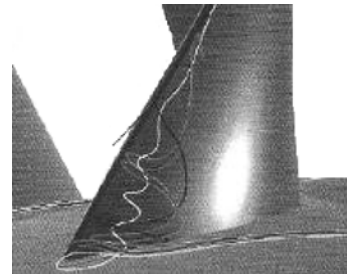


图 1 Rotor 67 的角区分离^[15]

Fig. 1 Corner separation of Rotor 67^[15]

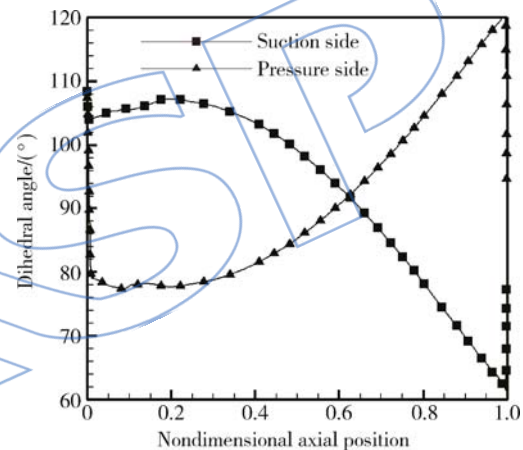


图 2 Rotor 67 轮毂处二面角分布

Fig. 2 Distribution of dihedral at hub corner of Rotor 67

1.2 对 Rotor 67 实施 BBEW 技术

由前述,Rotor 67 叶片吸力面根部角区是重点改造区域,因此,本文 Rotor 67 改型仅在根部吸力面侧实施,即 S-blend.图 3 展示了对 Rotor 67 实施 BBEW 技术的主要方法和过程,其中重点在两个方面:一是选择合适的过渡曲面最小曲率半径的流向分布,二是保持原始的通流能力.针对前者,根据图 3(a)所示 CFD 计算所得轮毂角区边界层厚度分布设计出最小曲率半径的流向分布,如图 3(b)所示,其中,基于案例间可比性并与工艺倒圆作用相区分考虑,前缘和尾缘处融合曲面曲率半径均设置为 0,以避免增大前、尾缘厚度而导致附加叶型损失和掺混损失,混淆对于 BBEW 效益的分辨;由于压力面附面层较薄,对角区分离不构成影响,压力面暂未采取 BBEW.

值得注意,尽管附面层厚度分布是由 Rotor 67 原型设计点流场估计得来,精度不高,但用于参考估计最小曲率半径流向分布是足够的. 实施 BBEW 要注意的第 2 个重点方面,即保持原始通流能力,具体如图 3(c)所示,端壁被部分下挖以补偿侧面融合所增加的堵塞面积,这是 BBEW 作为设计技术的要求,否则将失去设计间的可对比性,这也是许多研究者得出倒圆恶化性能结论的原因之一. 本文对于吸力面侧融合参数选取如下:最大曲率半径位于近分离点的 70%弦长处,半径

值大致为当地附面层厚度,取为 4 mm. Rotor 67 原型和 BBEW 改型见图 4.

2 数值试验

2.1 数值方法

本数值试验基于定常可压完全 Navier-Stokes(N-S)方程和带自动壁面函数的 $k-\epsilon$ 湍流模型,所采用求解器为软件 ANSYS CFX12. 数值试验的边界条件按试验测量值给定.

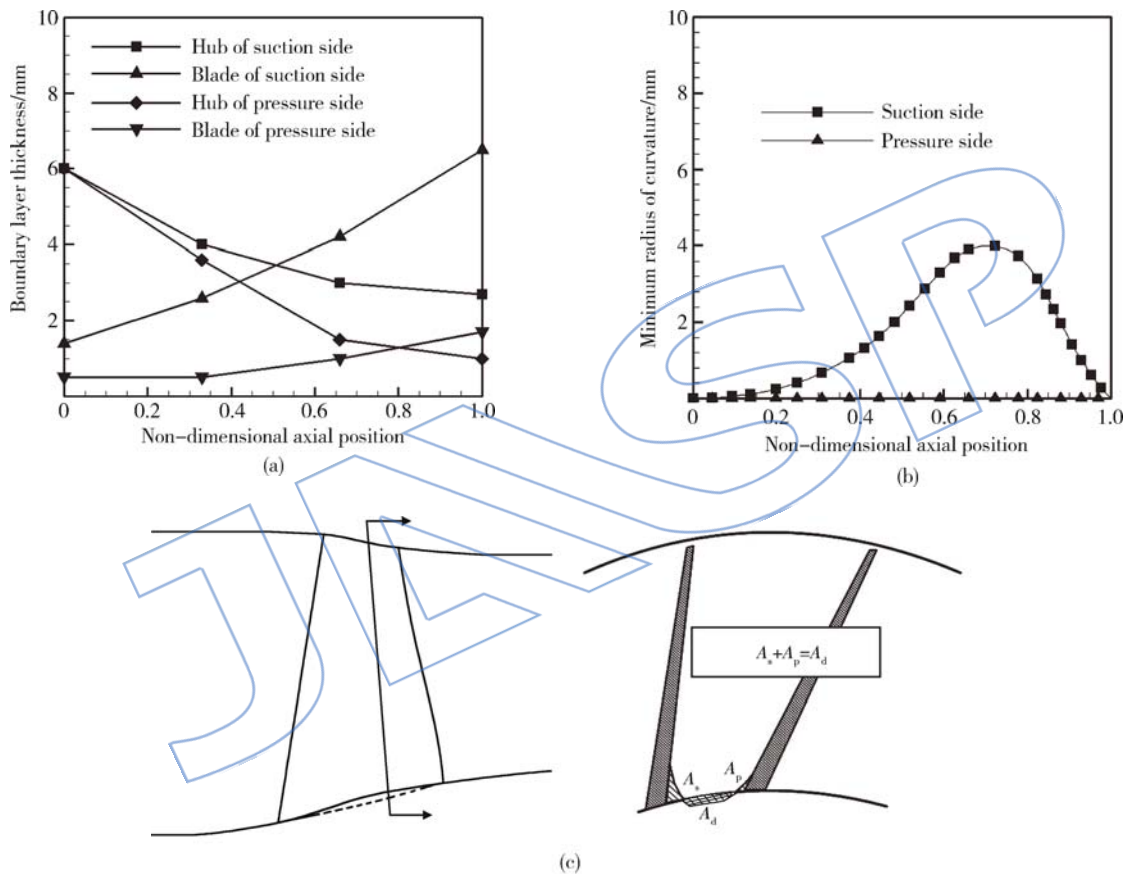


图 3 Rotor 67 的 BBEW 实施方法

Fig. 3 Implementation of BBEW to modify Rotor 67

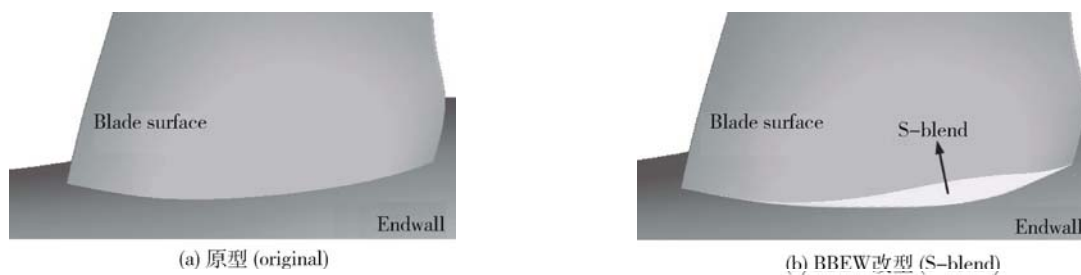


图 4 Rotor 67 原型与 BBEW 改型

Fig. 4 Original and modified BBEW of Rotor 67

2.2 计算网格

采用软件 ICEMCFD (integrated computer engineering and manufacturing code for computational fluid dynamics) 生成结构化六面体单元计算网格, 如图 5. 所有算例近壁网格 y^+ 均在 50 以下, 以保证 $k-\epsilon$ 湍流模型正确使用. 网格拓扑完全一致, 以严格保证算例间的可对比性. 同时还分别采用 40 万、75 万、110 万三种网格密度进行了网格无关性研究, 图 6 表明 75 万以上网格能保证

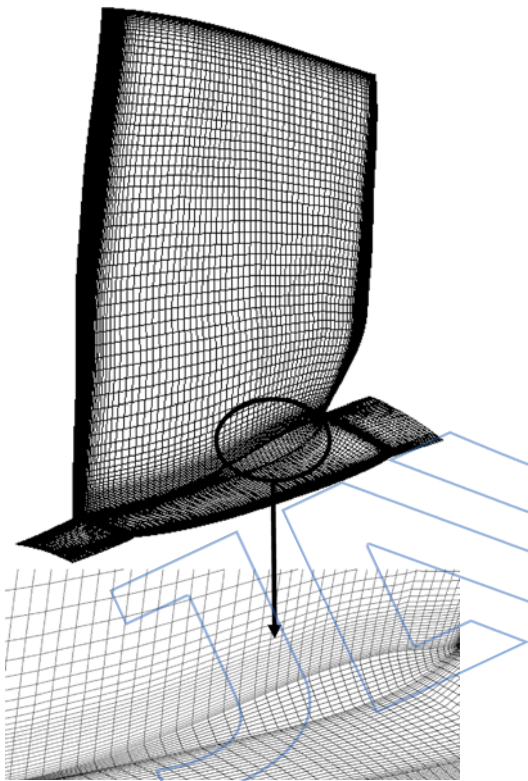


图 5 计算网格

Fig. 5 Computational grids

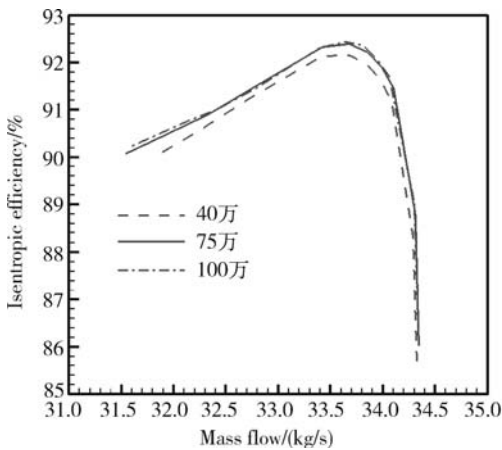


图 6 网格无关性检验(原型)

Fig. 6 Grid independence check (original)

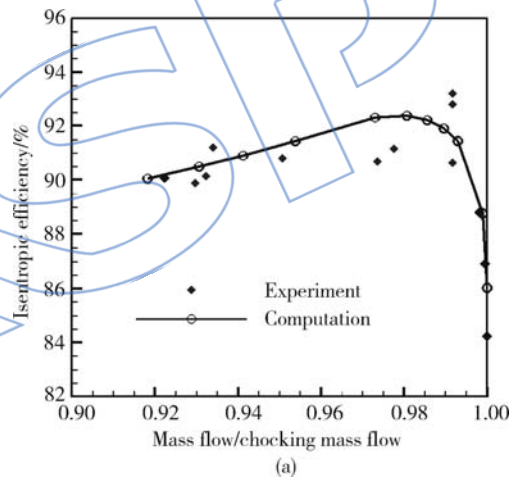
获得网格无关解. 因此, 后文计算均采用 75 万的网格.

2.3 数值试验设置

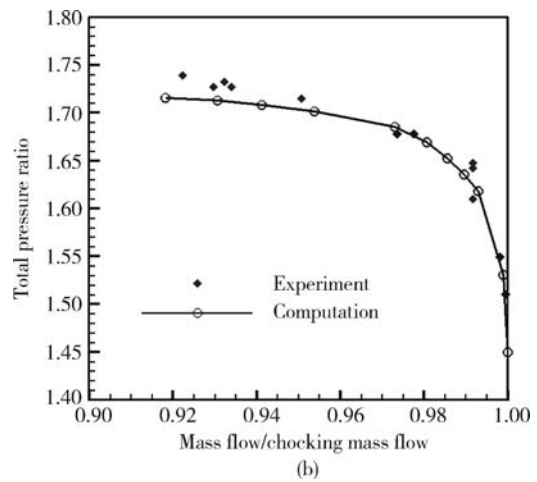
为评估检验 BBEW 技术在各种工况条件下的适用性、有效性, 本文针对原型和 BBEW 改型, 在 100%, 90% 和 80% 三种转速下, 对应地面和万米高空的两种雷诺数 (初估相差 3~4 倍, 主要由密度差异引起), 每条特性线以至少 8 个背压工况点描述, 进行较全面的数值试验研究.

2.4 数值校验

为建立正确使用 ANSYS CFD 工具和评估结果的经验, 本文首先开展了数值校验, 以确保所获得研究结论的可靠性. 图 7 给出了 100% 转速下总特性的数值与试验结果对比, 图 8 则进一步对比了峰值效率点、近失速点出口总温、总压及绝



(a)



(b)

图 7 100% 转速时等熵效率与总压比的计算与试验对比

Fig. 7 Comparison of isentropic efficiency and pressure ratio between computation and experiment at 100% speed

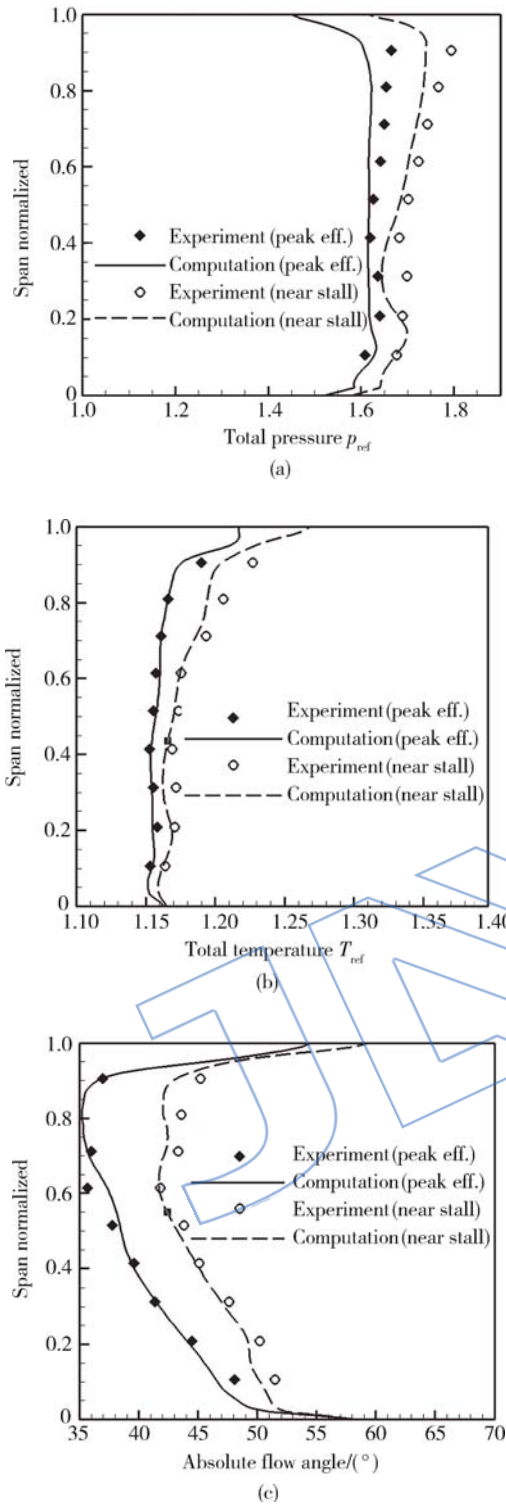


图 8 100%转速时峰值效率点与近失速点总温、总压及绝对气流角展向分布的计算与试验对比

Fig. 8 Comparisons of spanwise distributions of total temperature, total pressure and absolute flow angle at peak efficiency and near stall points between computation and experiment at 100% speed

对气流角展向分布,其中参考压力为 101 325 Pa,参考温度为 288.15 K.可以看出,计算与试验符合很好.另外,在其余各种工况的计算下也都监控了 y^+ 的分布,使其控制在合理范围内(20~70),同时 CFX 软件 $k-\epsilon$ 湍流模型所使用的自动壁面函数也进一步保证了计算的可靠性.

3 计算结果

基于 Rotor 67 原型数值校验中所获得关于网格拓扑、网格无关性以及收敛判别、结果分析等经验,本文开展了原型和 BBEW 改型的详细数值试验,图 9~图 12 对比了两者总体性能.从图中可看出,在几乎所有工况范围内相对于原型,BBEW 改型的总压比、效率等性能均有改进,其中效率收益更为明显:在 80%,90% 转速针对地面和万米高空低雷诺数工况,最高效率收益均在 0.5%~0.6%,即便在 100% 转速,也仍有最高 0.1%~0.2% 的效率增益.很明显,显现这样的效果并不容易,因为原型效率已较高,尤其进行改进的根区效率原本已达 95% 以上,且根区质量流量占总质量流量比例较小,再大的改进平均到整个质量流量也就显小了.因此,对比研究表明,BBEW 技术具有良好的工况适应性.其实,在 80%,90% 转速乃至高空低雷诺数工况下 BBEW 表现更好是容易理解的,因为这些都对应附面层影响更为重要的低雷诺数工况.

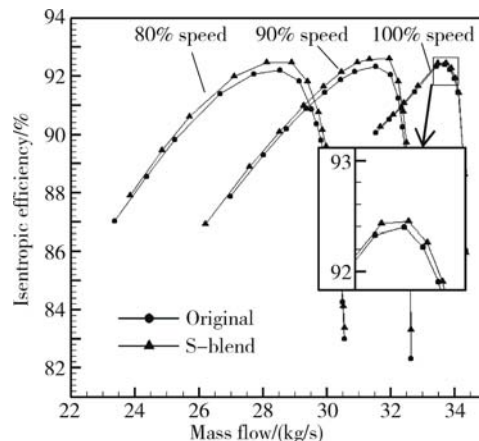


图 9 地面工况进口等熵效率对比

Fig. 9 Comparison of isentropic efficiency at inlet on ground

从图 9~图 12 还可以看到,BBEW 使失速裕度略有变化.不过,考虑到 CFD 预测失速裕度的困难与高度不确定性,本文不讨论 BBEW 对失速裕度的影响.

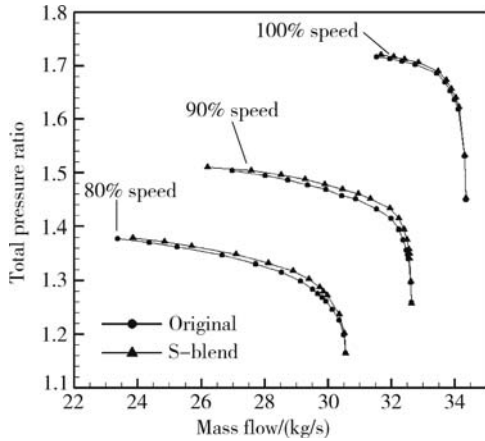


图 10 地面工况进口总压比对比
Fig. 10 Comparison of total pressure ratio at inlet on ground

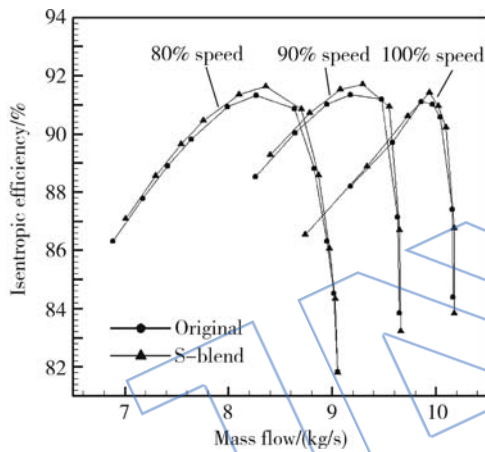


图 11 万米高空工况进口等熵效率对比
Fig. 11 Comparison of isentropic efficiency at inlet at altitude of 10000 m

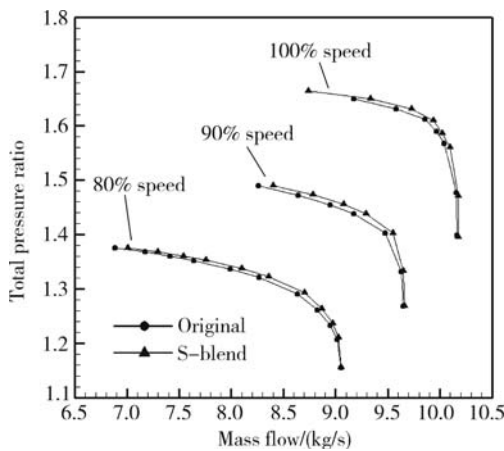


图 12 万米高空工况进口总压比对比
Fig. 12 Comparison of total pressure ratio at inlet at altitude of 10000 m

4 结果讨论分析

为简化,如无特殊说明,后文流场分析都是针对图 9~图 12 特性线中的峰值效率点.另外,图 13~图 18 均为地面、100%转速条件下的结果.

4.1 BBEW 改善流动的一般机制

图 13~图 15 分别展示了原型和 BBEW 改型的效率、出口周向速度、出口气流角的展向分布,可以看到,在根区,效率有明显提升,尤其低于 5%展高范围内,效率提高 2%~3%,不过,由于这个近端壁区域质量流量很小,使得根区效率提升对整机质量流量平均效率的贡献不会太大.尽管如此,BBEW 表现出的明显积极效果还是令人兴奋的.事实上,其出口周向速度在根部 15%展高以内均提高了约 10%,体现到绝对气流角增加了 2°~3°,均使叶片性能向好的方向发展.图 16 清楚地揭示了产生上述效果的一般机制:实施 BBEW 基本消除了吸力面角区分离,增加了气流折转,减小了尾迹宽度,提升了叶片性能.图 17 (a)和图 17 (b)分别是接近 60%和 100%弦长处 S₃ 截面等熵和等马赫数云图,可以明显看出,角区高熵部分近乎被融合面“砍掉”,尾缘吸力面角区的熵峰值降低,高熵区范围减小,角区速度提高,尾迹减薄.从图 18 所示 5%展高处叶表静压分布可以看到,BBEW 改型中吸力面流向逆压梯度降低了(黑箭头),也是角区分离可能被延迟或削弱、消除的重要征兆,损失的叶片负荷由增厚的流管来补偿.

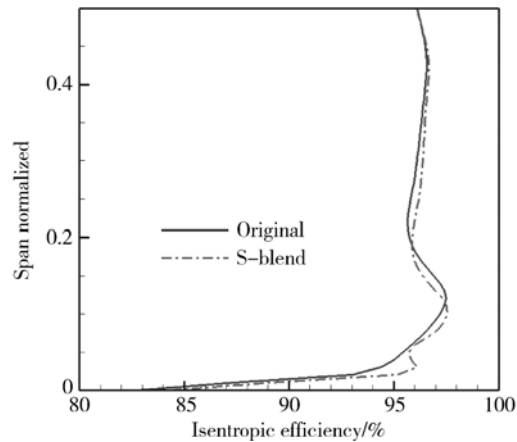


图 13 地面工况 100%转速时进口等熵效率展向分布

Fig. 13 Spanwise distribution of isentropic efficiency at 100% speed at inlet on ground

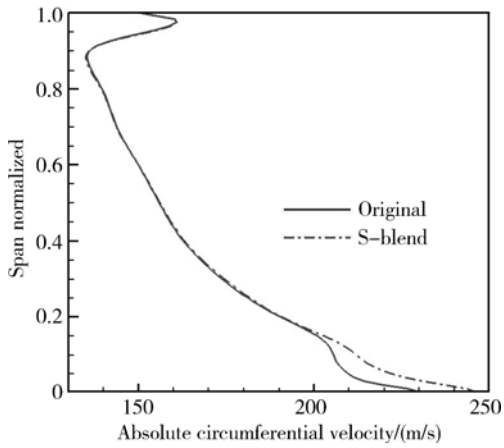


图 14 地面工况 100%转速时出口绝对周向速度展向分布

Fig. 14 Spanwise distribution of absolute circumferential velocity at 100% speed at outlet on ground

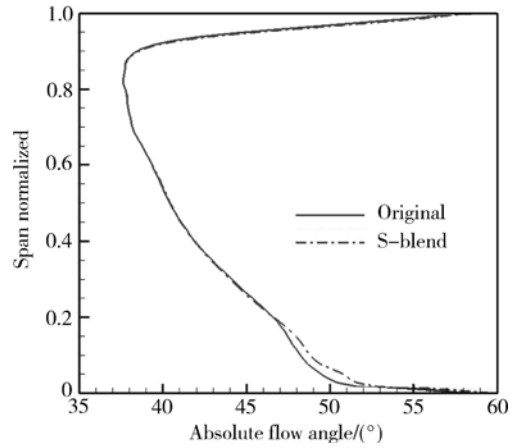
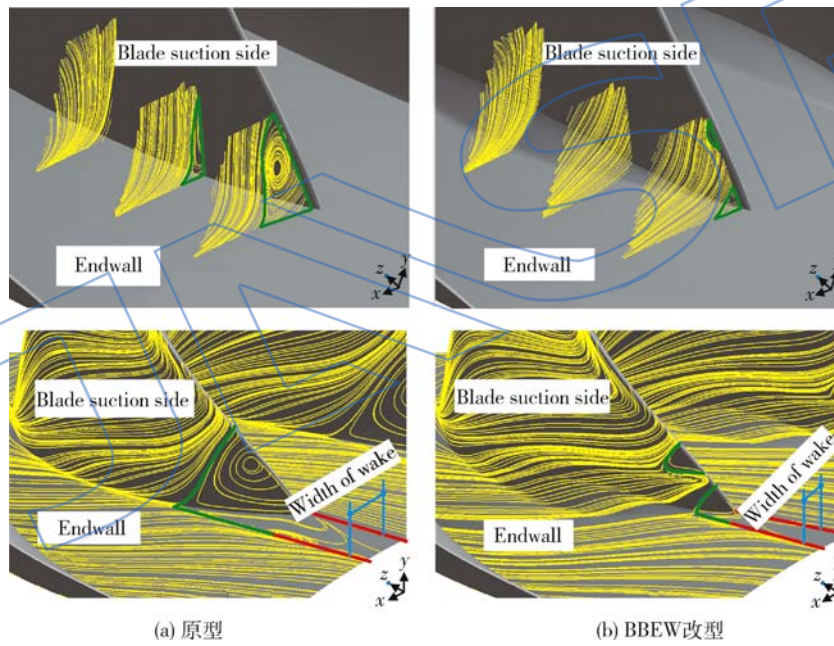


图 15 地面工况 100%转速时出口绝对气流角展向分布

Fig. 15 Spanwise distribution of absolute flow angle at 100% speed at outlet on ground

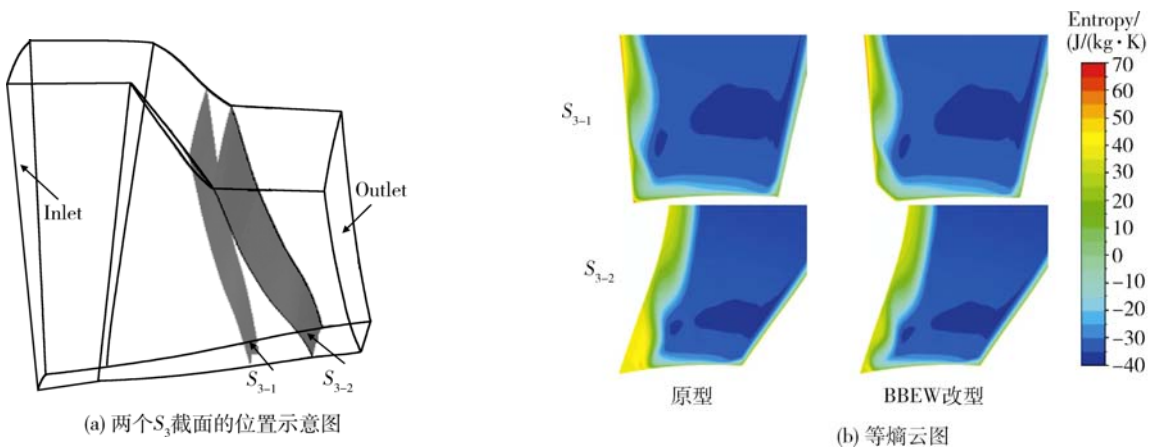


(a) 原型

(b) BBEW改型

图 16 原型与 BBEW 改型在尾缘近轮毂处的极限流线

Fig. 16 Skin friction lines at trailing edge near hub for original and S-blend models



(a) 两个 S_3 截面的位置示意图

(b) 等熵云图

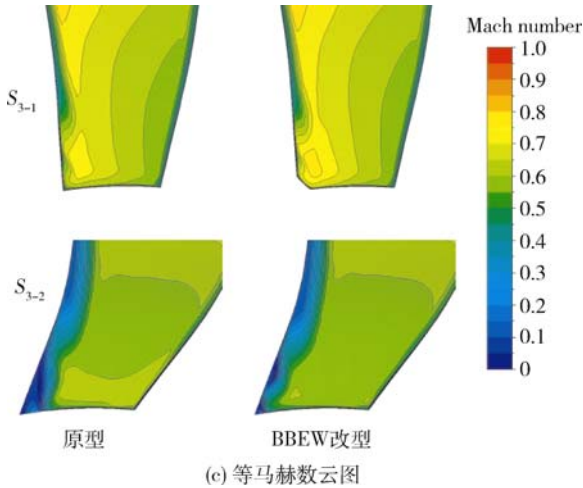


图 17 两个 S_3 截面上的等熵和等马赫数云图
 Fig. 17 Contours of isentropy and relative Mach number for two S_3 sections

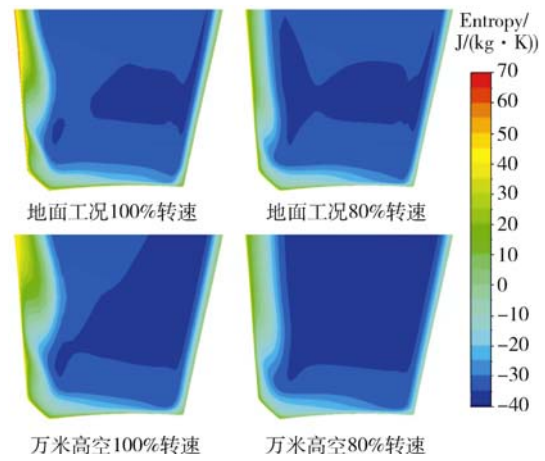


图 19 BBEW 改型在不同工况下的 S_{3-1} 截面上的等熵云图

Fig. 19 Contours of isentropy at section S_{3-1} for modified BBEW under different operating conditions

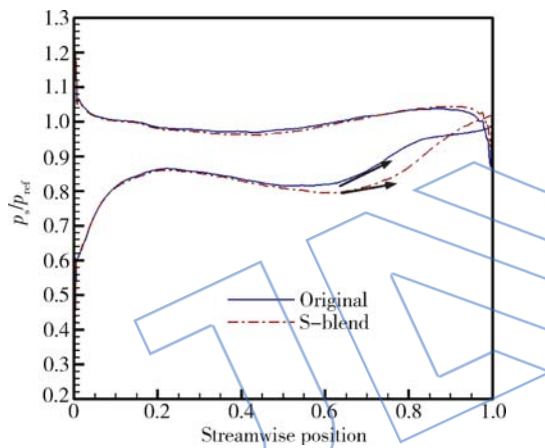


图 18 5%展高处叶片表面静压分布
 Fig. 18 Static pressure distribution around whole blade wall at 5% of span

4.2 不同工况下 BBEW 效果的影响机制

如前述,图 9~图 12 表明,BBEW 改型在不同转速和高度(对应不同雷诺数)均有改进效果,尤其在低转速、高空等对应更低雷诺数工况.从图 19 各图也可以看出侧面融合的尺寸与吸力面边界层厚度是相当的,这表明所选的融合在本文研究的所有算例的整个工况范围内都是基本有效的.图 20~图 22 以地面、80%转速工况为例,分别展示了低转速情形的等熵效率、周向速度、出口绝对气流角展向分布,可以看出:在低转速时,BBEW 不但改善了 15%展高以内的端区流动(效率提高 2%~3%),更显著改善了 35%~55%展高内的流动(效率提高 2%),从而使整个转子效率提升达到 0.6%,其中 15%展高以内周向速度

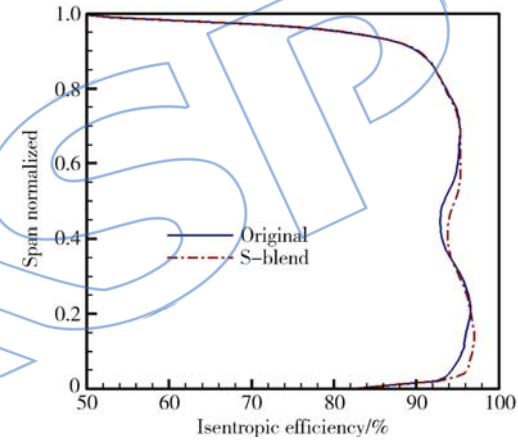


图 20 地面工况 80%转速时进口等熵效率展向分布
 Fig. 20 Spanwise distribution of isentropic efficiency at 80% speed at inlet on ground

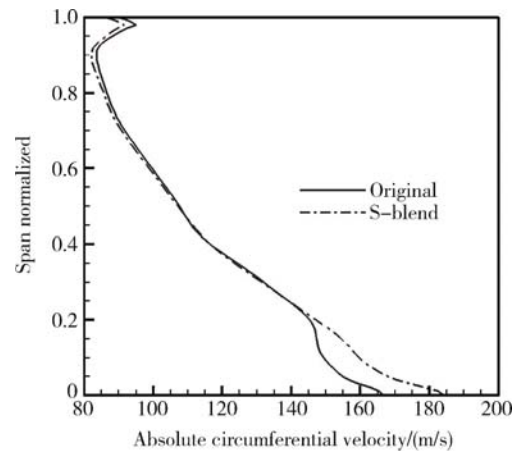


图 21 地面工况 80%转速时出口绝对周向速度展向分布
 Fig. 21 Spanwise distribution of absolute circumferential velocity at 80% speed at outlet on ground

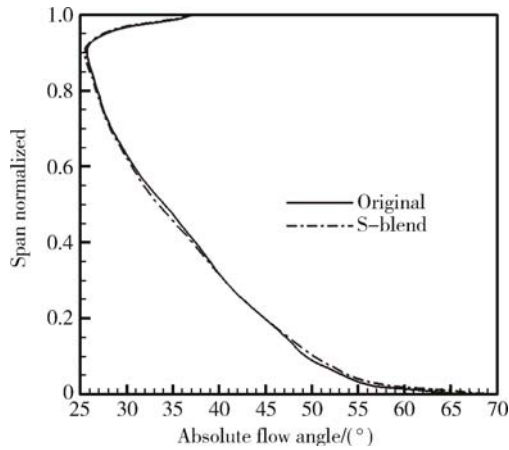


图 22 地面工况 80%转速时出口绝对气流角展向分布

Fig. 22 Spanwise distribution of absolute flow angle at 80% speed at outlet on ground

提高了近 15%，结合径向平衡，这可能是中展处也出现了流动改善的重要原因。

5 结 论

本文数值研究了 Rotor 67 的 BBEW 改型在不同转速和不同雷诺数下的性能。获得主要结论如下：

1) 本文对 Rotor 67 进行 BBEW 造型所采用的过渡曲面的尺寸在几种典型的工况下都满足二面角原理的要求，因而均起到了减弱或消除角区分离、提升叶轮气动性能的效果。

2) 三种不同转速和两种不同雷诺数条件下的数值研究表明，BBEW 技术能够在全工况范围内保持其有效性。

综上，叶身/端壁融合技术具有宽广的工况适应范围，是非常有前景的高负荷叶轮叶片造型技术。

参考文献：

[1] JI Lucheng, SHAO Weiwei, YI Weilin, et al. A model for describing the influences of SUC-EW dihedral angle on corner separation[C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2007, Montreal Germany; ASME, 2007; 219-228.

[2] 季路成, 伊卫林, 田勇, 等. 一种叶轮机叶片与端壁融合设计方法: 中国, CN102094847A[P]. 2010-06-15.

Ji Lucheng, YI Weilin, TIAN Yong, et al. A method of designing blended blade and endwall for turbomachinery: China, CN102094847A[P]. 2010-06-15. (in Chinese)

[3] 季路成, 田勇, 李伟伟, 等. 叶身-端壁融合技术研究[J]. 航

空发动机, 2012, 39(6): 10-17.

Ji Lucheng, TIAN Yong, LI Weiwei, et al. Study on blended blade and endwall technique[J]. Aeroengine, 2012, 39(6): 10-17. (in Chinese)

- [4] Curlett B P. The aerodynamic effect of fillet radius in a low speed compressor cascade [R]. Washington, DC: NASA Technical Memorandum, 105347, 1991.
- [5] Hoeger M, Schmidt-Eisenlohr U. Numerical simulation of the influence of a bulb and a fillet on the secondary flow in a compressor cascade[J]. Task Quarterly, 2002, 6(1): 25-38.
- [6] Hoeger M, Baier R D, Müller R, et al. Impact of a fillet on diffusing vane endwall flow structure[R]. Honolulu, US: The 11th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, ISROMAC 2006-057, 2006.
- [7] 康顺, 孙丽萍. 叶根倒角对离心叶轮气动性能的影响[J]. 工程热物理学报. 2009, 30(1): 41-43.
- KANG Sun, SUN Liping. Influence of root fillet on the aerodynamic performance of centrifugal impeller[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(1): 41-43. (in Chinese)
- [8] Goodhand M N, Miller R J. The impact of real geometries on three-dimensional separations in compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(2): 021007. 1-021007. 8.
- [9] Duden A, Raab I, Fottner L. Controlling the secondary flow in a turbine cascade by three-dimensional airfoil design and endwall contouring[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(2): 191-199.
- [10] Mahmood G I, Acharya S. Measured endwall flow and passage heat transfer in a linear blade passage with endwall and leading edge modifications[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2007, Montreal, Canada; ASME, 2007; 917-930.
- [11] Nagel M G, Baier R D. Experimentally verified numerical optimization of a three-dimensional parametrized turbine vane with nonaxisymmetric end walls[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 380-387.
- [12] Gregory-Smith D, Bagshaw D, Ingram G, et al. Using profiled endwalls, blade lean and leading edge extensions to minimise secondary flow[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2008, Berlin, Germany; ASME, 2008; 1301-1311.
- [13] Bagshaw D A, Ingram G L, Gregory-Smith D G, et al. An experimental study of three-dimensional turbine blades combined with profiled endwalls[J]. Journal of Power and Energy, 2008, 222(1): 103-110.
- [14] Bagshaw D A, Ingram G L, Gregory-Smith D G, et al. The design of three-dimensional turbine blades combined with profiled endwalls[J]. Journal of Power and Energy, 2008, 222(1): 93-102.
- [15] Chima R V. Viscous three-dimensional calculations of transonic fan performance [R]. Washington, DC: NASA Technical Memorandum, 103800, 1991.