

改善压气机端区流动的新方法—— 前缘边条叶片技术

伊卫林¹, 唐方明², 陈志民¹, 季路成³

(1. 北京理工大学 机械与车辆学院, 北京 100081;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

3. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 针对压气机叶片进气存在端区附面层扭曲而造成局部大攻角问题, 借鉴飞机边条翼理论, 阐释了 LESB(前缘边条叶片)概念, 开发了对主叶片施加修型形成边条叶片的造型方法, 从而形成 LESB 技术. 为验证其技术效果, 选取折转角为 60° 的 NACA65 扩压叶栅进行了 LESB 修型, 在利用叶栅试验数据确认 CFD 模拟精度及掌握使用经验后, 对主流区 0° 攻角、 5° 攻角带端区附面层扭曲来流条件下 NACA65 原型叶片及 LESB 流场进行了数值模拟, 对其中流场结构、性能参数及作用机理进行了分析. 结果表明: LESB 技术能有效组织端区流场, 改善压气机性能, 15% 叶高的 LESB 修型在 0° 攻角、 5° 攻角下改善区域分别可至 30% 和 40% 叶高.

关 键 词: 压气机; 叶轮机; 前缘边条叶片; 端区; 分离与损失

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

New approach to improve the endwall flow of compressor— leading edge strake blade technique

YI Wei-lin¹, TANG Fang-ming², CHEN Zhi-min¹, JI Lu-cheng³

(1. School of Mechanical Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

3. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;)

Abstract: Targeting the high flow incidence angle induced by inlet endwall boundary layer skew in compressor, the LESB (leading edge strake blade) concept was elucidated with reference to the strake wing theory from aircraft. The modeling method was developed by adding leading edge strake to main blade, and the LESB technique was formed. In order to validate the effect of technique, the LESB modeling was applied to the NACA65 diffuser cascade with turning angle 60° after the numerical method was verified by cascade test data. The performance improvement was compared between original blade and LESB at 0° and 5° incidence angles with endwall boundary layer skew through the flow field structure, performance parameters and action mechanism. The results show that LESB technique can organize effectively the flow field near endwall and improve the compressor performance. The LESB

收稿日期: 2014-01-22

基金项目: 国家自然科学基金(51006100, 51176012)

作者简介: 伊卫林(1978—), 男, 黑龙江牡丹江人, 副教授, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

通讯作者: 季路成(1970—), 男, 山东蓬莱人, 教授, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究. E-mail: jilc@bit.edu.cn

modeling with 15% span can improve the performances of 30% and 40% span at 0° and 5° incidence angles separately.

Key words: compressor; turbomachinery; leading edge strake blade; end wall; separation and loss

多级叶轮机中普遍存在端区附面层扭曲现象. 依形成原因不同, 分为上游端区二次流、相对运动固壁造成相对坐标系下切向速度差异、转静件间泄漏流^[1], 如图 1. 图中 U 为均匀来流速度, u 为经过一段距离后轴向速度 (沿径向不同), v 为经过一段距离后切向速度.

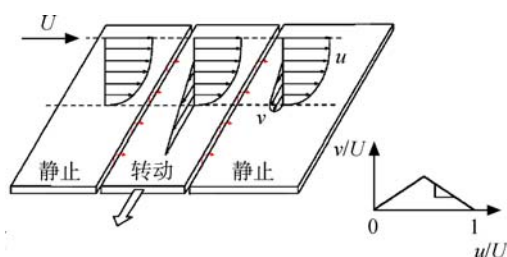


图 1 端区来流扭曲种类^[1]

Fig. 1 Type of incoming flow skew at end wall region^[1]

尤其对于压气机, 上述端区附面层扭曲使基元叶栅工作在大攻角工况, 引起角区分离, 将严重恶化压气机性能. 多年来, 研究者一直致力于描述该现象并深入了解其机理. Roberts 等^[2]基于 12 套中间级压气机设计及试验数据分析表明, 动/静叶端区气流均存在明显的过偏转或欠偏转. Wadia 等^[3]研究表明进口气流急剧扭曲是压气机端区流动的主要特征, 其对高展弦比叶片影响约为 15% 叶高, 而在低展弦比叶片影响高达 30% 叶高, 其所产生损失等影响应得到考虑. 对此, 一些研究者也提出了相应的改进措施. Sauer 等^[4]发现在前缘处端区采用凸包可降低因气流畸变而加强的二次流损失. Hoeger 等^[5]通过直列叶栅研究发现变工况下附面层扭曲对压气机气动性能有显著影响, 因而提出了添加角区倒圆结构的修型方案, 并认为施加前缘倒圆可消除分离团、提升叶栅负荷能力. Ji Lucheng 等^[6]基于二面角原理提出了抑制角区分离的 3 种方式, 并提出叶身端壁融合技术^[7-10], 在随后的应用中发现叶身端壁融合可以改善前缘附面层扭曲影响^[11].

端区附面层扭曲实质体现为大攻角影响. 既然如此, 飞机应用边条翼以改善大迎角飞行性能当可借鉴^[12-13]. 事实上, 流动方向附面层扭曲使端

区叶片天然地处于大攻角运行, 如能利用类似飞机边条翼依靠前缘集中涡诱导高升力的机制, 将可能变害为利, 改善叶轮机性能. 基于这种考虑, 借鉴飞机边条翼, 文献^[14]提出了 LESB (前缘边条叶片) 技术. 本文将首先阐释 LESB 概念及其造型方法, 并采用数值模拟方法验证其技术效果及机理.

1 LESB 概念

为解决大迎角机动飞行升力不足的问题, 外流中很早提出并应用了边条翼, 边条翼涡结构见图 2, 图上 α 为迎角. 其原理在于: 大攻角飞行时, 气流绕边条翼尖前缘产生强集中涡并随流动输运, 推迟了失速, 使得整个机翼升力得到大幅提升^[15].

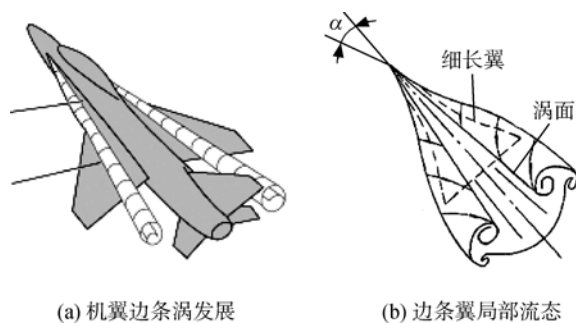


图 2 边条翼涡结构

Fig. 2 Vortex structure over strake wing

叶片与机翼的相似性使得叶轮机中 LESB 技术值得期待. 实际上, 与飞机需大迎角飞行才能获得边条翼增升的条件相比, 压气机 (叶轮机) 中天然地存在着大攻角运行环境, 即在端区、上游叶片通道内横向二次流、相对运动固壁造成相对坐标系下切向速度差异、以及转静间隙泄漏流等, 都会使叶片端区来流呈现大攻角. 通常这种来流大攻角结合叶表与端区附面层的角区交汇、槽道横向二次流堆积, 使得常规叶片通道出现角区分离, 如图 3(a), 进而导致压气机增压能力降低、效率下降、裕度减小. 但是, 如果仿效边条翼, 对端区叶片前缘进行前伸并锐化处理, 即得 LESB, 理想情况是如图 3(b) 所示流谱, 端区附面层扭曲会在前缘边条缘线附近卷吸成集中涡, 并可能通过下述 3

种机制组合改善流动:

- 1) 来流附面层中低能流体被抽吸入主流区.
- 2) 通过集中涡,在叶片前缘附近将附面层扭曲来流转正,形成等效零或小攻角工况运行.
- 3) 角区叶表、端区附面层变薄、交汇减弱,并且角区低能流体有被裹入主流的趋势.

以下便基于此 LESB 概念开展研究.

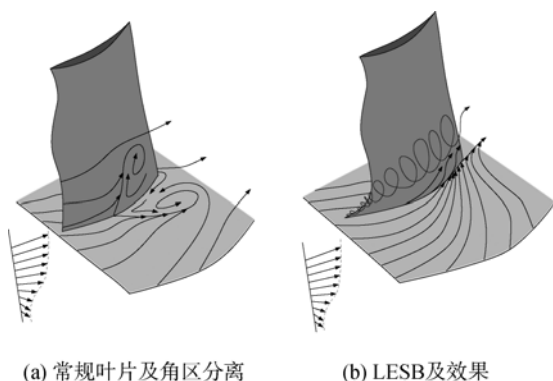


图3 叶片边条施加效果示意图

Fig.3 Effect schematic of strake blade

2 造型方法

LESB 修型主要应用于叶片端区前缘,可以通过在叶片实体前缘添加额外实体区或对展向某一高度内各叶型的前缘形状修改两种方式获得.考虑到叶片造型方法的延续性、分析的便利性以及不同造型对比的一致性,本文选用第2种方式开展,编制了相应 Fortran 造型程序,其方法流程简述如下:

- 1) 以原型叶片叶型数据为基础,在端区量纲一叶高 h 内加密插值出 n 个型面,以保证叶型光滑.
- 2) 给定端区叶型前缘点沿叶型前缘中弧线角度方向向前伸长度 L .
- 3) 将向前伸后的前缘点与原型叶片叶型前缘光滑连接确定延伸后的吸/压力边.
- 4) 确定叶高 h 内新的叶片前缘线,本文采用两段直线并光滑过渡的形式连接 h 叶高叶型前缘点和端区前伸后的前缘点.
- 5) 通过插值确定叶高 h 内诸叶型的新的吸/压力边.
- 6) 按常规叶型方式输出用于几何成型、网格生成和数值模拟.

LESB 修型的造型相关参数及最终结构示意图见图4.

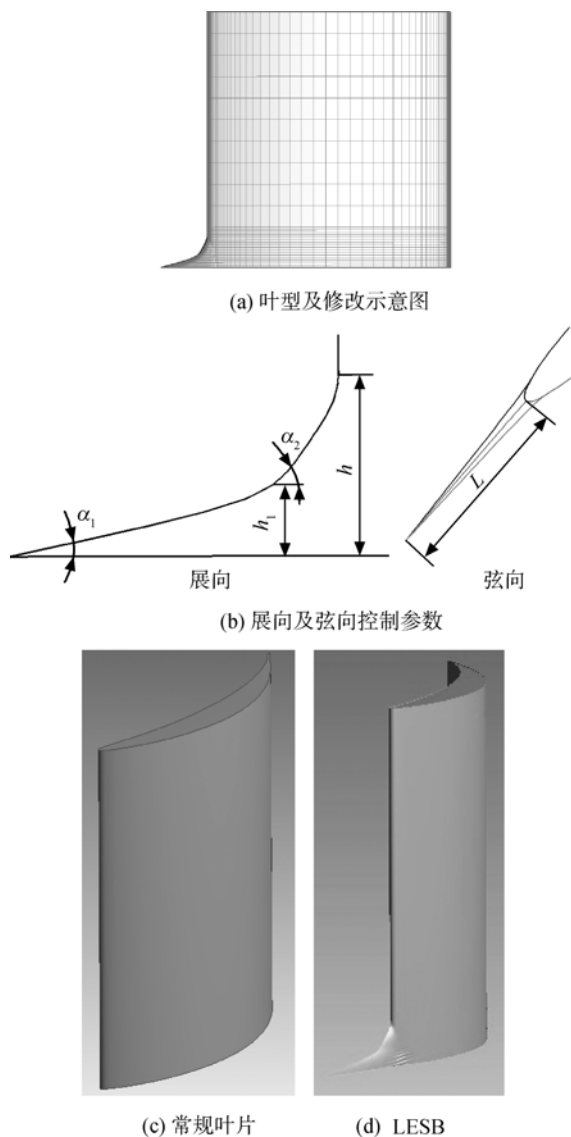


图4 压气机 LESB 修型示意图

Fig.4 Schematic of LESB modeling of compressor

3 数值模拟方法

本文采用数值模拟方法研究压气机 LESB 设计的可行性与作用机理.具体选用 CFX 商用软件,差分格式为其独有的高分辨率方法,湍流模型选用 SST(shear stress transport)模型,以便更好地模拟近端区流动.数值模拟边界条件按常规设置,即进口给定总温、总压、气流角,出口给定静压,下端壁及叶表固壁为绝热无滑移边界.

在进行数值模拟前,为确保软件使用得当,结果可靠,首先采用文献[16]所提供弯角为 36.85° 的 NACA65 直列叶栅试验数据进行了考核.考核中所使用主要性能参数定义如下:

能量损失系数

$$\xi = \frac{(p/p^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - (p/p_0^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - (p/p_0^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

总压损失系数

$$\omega = (p_0^* - p^*) / (0.5 \rho v_1^2)$$

静压系数

$$C_p = p/p_0^*$$

其中 p 为当地静压, p^* 为当地总压, p_0^* 为进口总压, ρ 为密度, v_1 为速度, γ 为比热比。

校验计算中,为模拟来流附面层,进口段做了适当前伸.考虑到流动周向周期性和展向对称性,选取单个叶片半叶高,分别给定两侧的平移周期边界和顶部的对称边界条件.计算网格采用六面体和四面体混合形式.经过网格无关性检验及近壁网格间距调整,最终确定网格单元数约为120万,固壁表面 $Y^+ < 3$,见图5。

试验与数值模拟(SST)对比在 0° 攻角下进行,分别列于图6~图9.从下端壁和吸力面极限流线看,数值模拟结果与试验(油流图谱)吻合得很好,吸力面前缘和尾缘的分离泡形态、大小及范围模拟较为准确,但数值模拟的尾缘角区分离展向稍大一些.从能量损失系数对比结果看,趋势和量值上都较一致.而从4%叶高的叶表静压系数分布来看,除在前缘附近误差略大外,其他区域符合良好,这可能主要因为数值模拟采用的是全湍流假设,而在试验中来流一般为层流,在叶片前缘存在层流气泡和层流向湍流的转捩等流动现象。

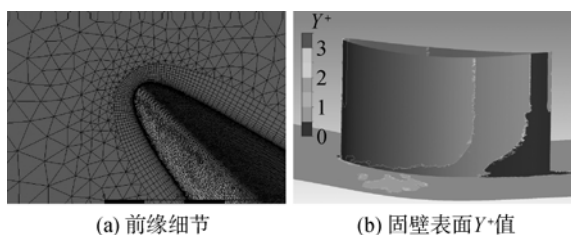


图5 校验用计算网格

Fig. 5 Calculation grid for verification

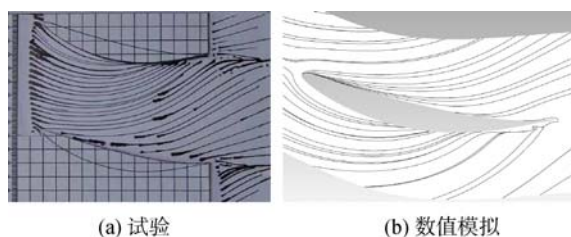
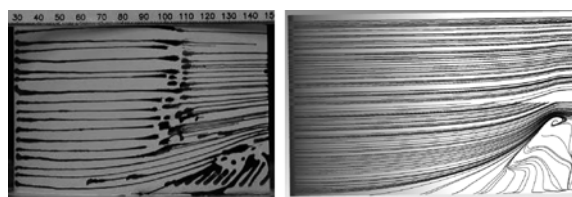


图6 下端壁极限流线的试验与数值模拟对比

Fig. 6 Comparison of limited streamlines near lower end wall between experiment and numerical simulation



(a) 试验

(b) 数值模拟

图7 吸力面极限流线的试验与数值模拟对比

Fig. 7 Comparison of limited streamlines near suction surface between experiment and numerical simulation

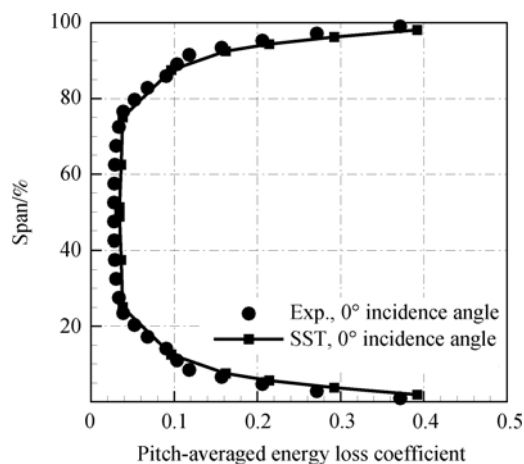


图8 下游距尾缘15%弦长位置处节距平均能量损失系数展向分布的试验与数值模拟对比

Fig. 8 Comparison of spanwise distribution of the pitch-averaged energy loss coefficient at 15% chord downstream of blade trailing edge between experiment and numerical simulation

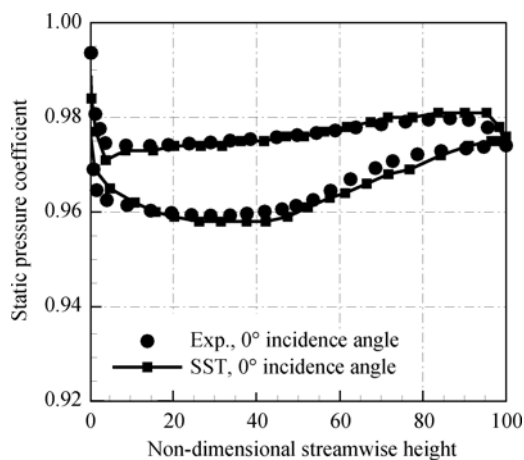


图9 4%叶高叶表静压系数对比

Fig. 9 Distribution of static pressure coefficient on blade surface at 4% span

上述对比表明,所使用网格及数值模拟方法能够较为准确地模拟叶栅流场结构及性能参数,

CFX 软件模拟结果可信并掌握其使用经验。

4 研究方案

为展示 LESB 修型有效性,本文选用具有更大折转角(60°)的高负荷叶栅 NACA65-(24)10 作为原型叶片(以下图中缩写为 Ori_blade)开展 LESB 修型与否的对比数值研究,该叶栅主要参数如下(详见文献[17]):弦长 $b=100\text{ mm}$,叶高 $H=100\text{ mm}$,栅距 $t=80\text{ mm}$,几何进气角 $\beta_{1p}=48.2^\circ$,几何出气角 $\beta_{2p}=-11.8^\circ$,进口总压 $p_0^*=105\,325\text{ Pa}$,进口总温 $T_0^*=300\text{ K}$,栅后背压 $p_2=101\,325\text{ Pa}$ 。

初步计算叶栅前来流附面层厚度约 12 mm ,对原型叶片施加 LESB 修型所选参数(按图 4(b)定义)如下: $\alpha_1=10^\circ$, $\alpha_2=50^\circ$, $h_1=3.2\text{ mm}$, $h=15\text{ mm}$ 由此获得 LESB 改型叶栅如图 10 所示,当前主要进行 LESB 的作用机理研究,因此没有进行最优化造型设计,这将是下一阶段的研究工作。

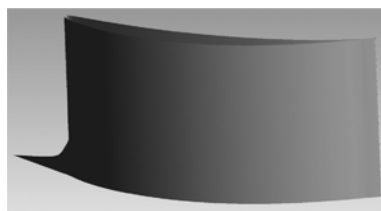


图 10 NACA65-(24)10 的 LESB 改型叶栅

Fig. 10 Modified NACA65-(24)10 LESB cascade

以下对比中,首先研究端区附面层扭曲对原型叶片性能影响,具体设置 A0, A0-30, A5, A5-25 四种来流条件,见图 11(a),分别对应: 0° 攻角下径向均匀进气、 0° 攻角下附面层气流最大扭曲 30° 进气、 5° 攻角下径向均匀进气、 5° 攻角下附面层气流最大扭曲 25° 进气,4 种气流角度分布条件下,按图 11(b)、图 11(c)给定进口总温、进口总压分布,对应进口附面层厚度均为 12 mm ,背压则展向均匀且相同。其次,在保证进出口条件一致情况下与 LESB 进行对比,着重考察 0° 、 5° 攻角下 LESB 修型前后的流场与性能。

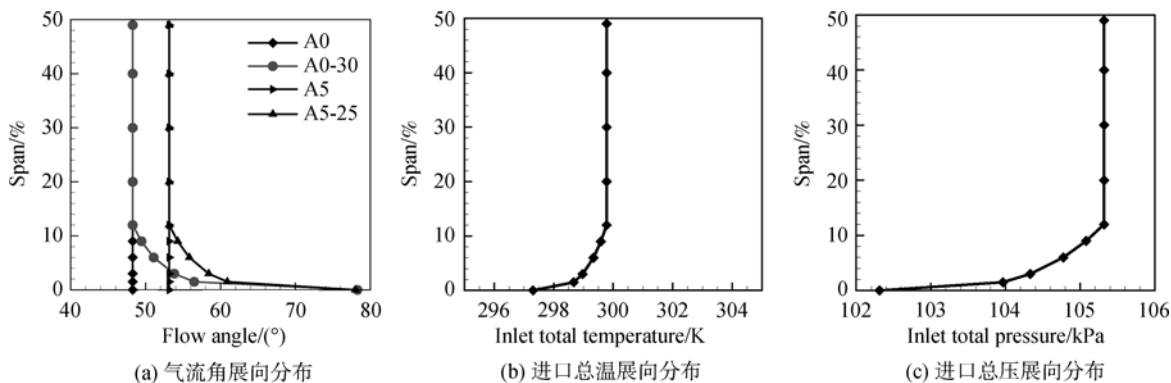


图 11 进口参数展向分布

Fig. 11 Spanwise distributions of the inlet parameters

5 结果分析

5.1 附面层流动扭曲对原型叶片影响

端区附面层扭曲是客观现实,但传统叶栅、叶片设计、研究过程中对此少有考虑,为此,在原型叶片与 LESB 对比之前,首先开展了附面层扭曲对原型叶片影响的研究。

对原型叶片在前述 4 种来流条件下流场进行了数值模拟。图 12 是所得端壁极限流线。比较 4 种来流条件表明,存在端区附面层扭曲来流时, 0° 和 5° 攻角下,分离区起始位置明显提前,分离区范围增加,其中 5° 攻角时这种趋势更明显。

图 13 是 A5, A5-25 两种来流条件下叶栅下

游距尾缘 15%弦长处的总压损失系数对比,可看出:由于附面层扭曲的存在,叶栅损失显著增加。

图 14 给出了叶栅下游距尾缘 15%弦长处的节距平均能量损失系数展向分布对比,表明:随攻角增加,端区附面层扭曲导致端区能量损失增加明显, 0° 攻角下甚至增加叶栅中部的损失。在 5° 攻角带端区附面层扭曲下,其能量损失在整个展向都增加了约 0.04。由此可见,虽然附面层扭曲发生在 12%叶高以下,但其全局影响不容忽视。

5.2 原型叶片与 LESB 对比

既然端区附面层扭曲显著加强分离,增加损失,那么,采用 LESB 是否能改善呢?接下来,就在 0° 和 5° 攻角带附面层扭曲条件下对比研究原

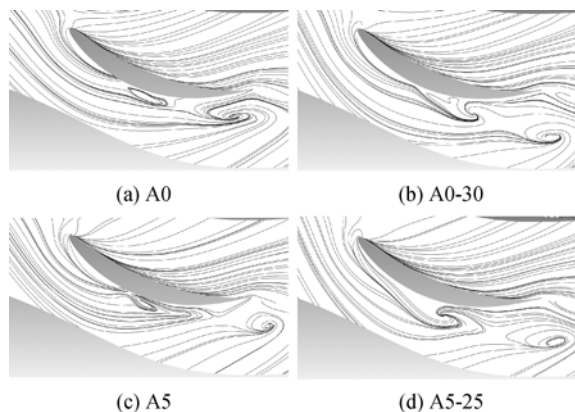


图12 4种来流条件端壁极限流线对比

Fig. 12 Limited streamlines near end wall at four incoming conditions

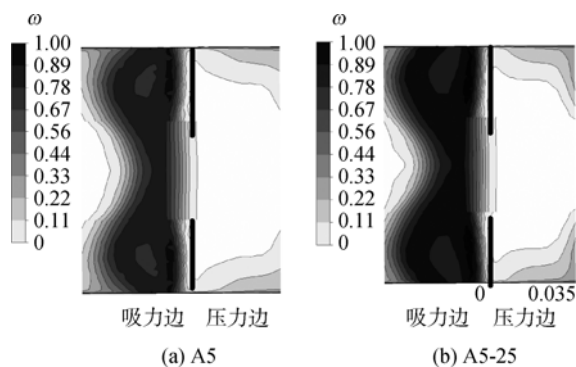


图13 下游距尾缘15%弦长位置处总压损失系数

Fig. 13 Total pressure loss coefficient at 15% chord downstream of blade trailing edge

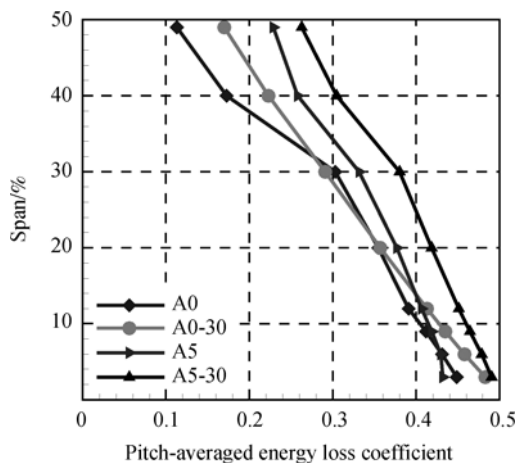


图14 不同气流角下游距尾缘15%弦长位置处节距平均能量损失系数展向分布

Fig. 14 Spanwise distribution of pitch-averaged energy loss coefficient at 15% chord downstream of blade trailing edge at different flow angles

型叶片与 LESB 流场及性能,其中考虑 $0^\circ, 5^\circ$ 两种攻角,意图在于考察 LESB 技术对于设计与非设

计工况的适用性.

5.2.1 0° 攻角工况

首先在 A0-30 进口条件下比对原型叶片和 LESB. 从图 15 下端壁极限流线来看, LESB 效果非常明显,基本消除了端区分离. 图 16 绘制了下游距尾缘 15% 弦长截面总压损失系数云图,可以看出:在原型叶片中,分离集中于角区,且损失较大;在 LESB 中,端区虽仍存在较为明显的横向二次流动,但近吸力边分离区显著移向中展,且总损失水平显著降低. 进一步由图 17 节距平均能量损失系数展向分布对比看,在 30% 叶高以下, LESB 的能量损失系数明显降低,而在 30% 叶高以上,受分离区上移影响, LESB 能量损失系数仅是略有增加,表明尽管 LESB 修型仅在 15% 叶高以内,但其降低损失的影响却几乎是全局性的.

进一步看图 18 吸力面极限流线和图 19 通道流线. 可以看出, LESB 导致流谱产生明显变化:细尖前缘诱导产生的强前缘涡将端区低能流体卷向叶中,展向流动交换、迁移加强,推迟了原型叶片在端区角区的分离,这是上述 LESB 大大降低损失的主要原因. 图 20 是按文献[15]方法整理出的气动堵塞沿轴向分布, LESB 虽然由于前缘诱

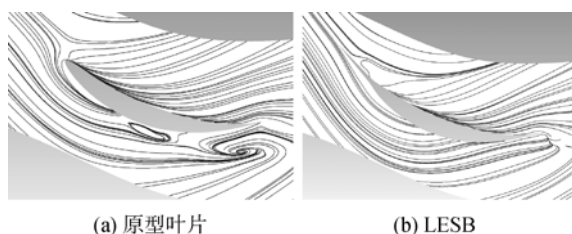


图15 下端壁极限流线对比(A0-30)

Fig. 15 Comparison of streamlines near lower end wall (A0-30)

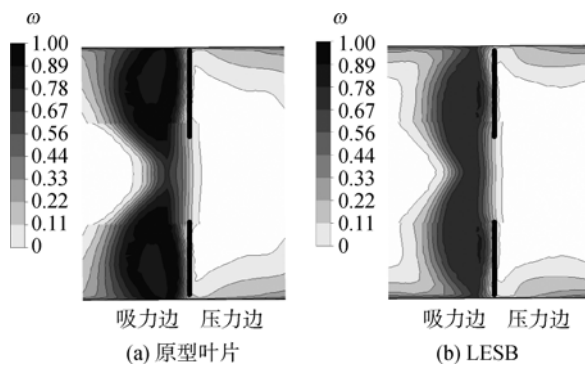


图16 下游距尾缘15%弦长位置处总压损失系数(A0-30)

Fig. 16 Total pressure loss coefficient at 15% chord downstream of blade trailing edge (A0-30)

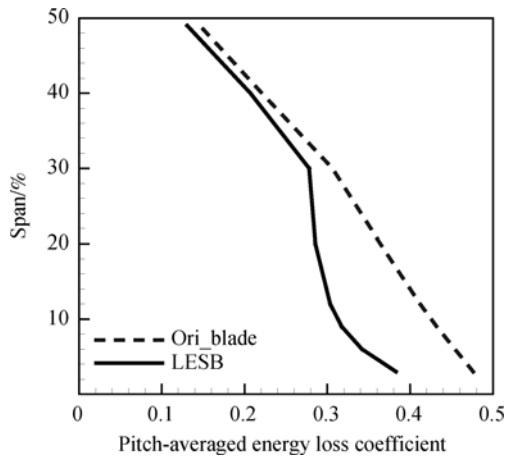


图 17 下游距尾缘 15% 弦长位置处节距平均能量损失系数展向分布(A0-30)

Fig. 17 Spanwise distribution of pitch-averaged energy loss coefficient at 15% chord downstream of blade trailing edge (A0-30)

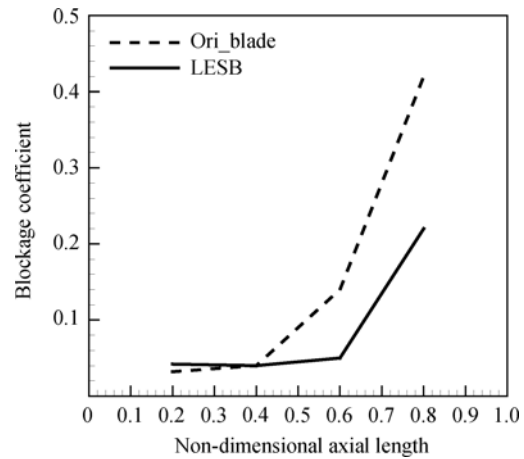


图 20 原型叶片与 LESB 的气动堵塞系数轴向分布对比(A0-30)

Fig. 20 Comparison of axial distribution of aero blockage coefficient between original blade and LESB (A0-30)

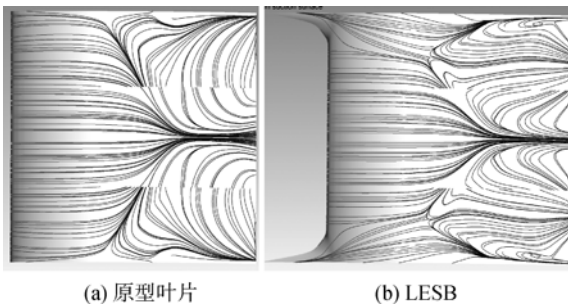


图 18 原型叶片与 LESB 的吸力面极限流线对比(A0-30)

Fig. 18 Comparison of streamlines near suction surface between original blade and LESB (A0-30)

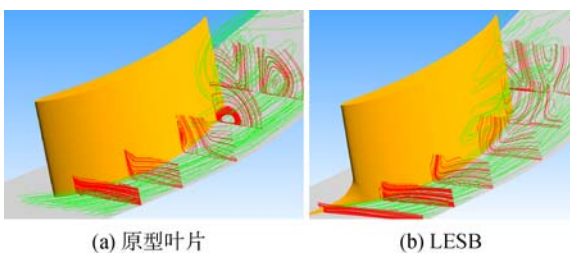


图 19 原型叶片与 LESB 的通道内流线对比(A0-30)

Fig. 19 Comparison of streamlines in passage between original blade and LESB (A0-30)

导涡而在前缘附近略微增加了气动堵塞,但随后却使堵塞大大降低,这从另一方面解释了 LESB 改善性能的原因。

5.2.2 5°攻角工况

为考察 LESB 在非设计工况的适用性,对主流区 5°攻角、附面层进气最大扭曲 25°情形进行

了数值模拟. 图 21~图 23 展示了对应模拟结果. 可以看出,在主流区大攻角下,先前设计点所显现的效果得到再现,端区角区分离移向主流区,端区损失得以降低,整体改善效果有放大趋势. 以总压损失分布看,在近 40% 叶高以内,损失都明显减小,40% 叶高~50% 叶高内损失仅略有增加。

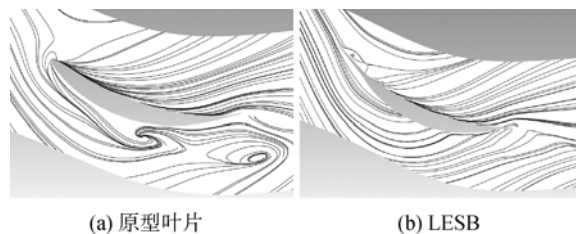


图 21 原型叶片与 LESB 的端壁极限流线对比(A5-25)

Fig. 21 Comparison of streamlines near end wall between original blade and LESB (A5-25)

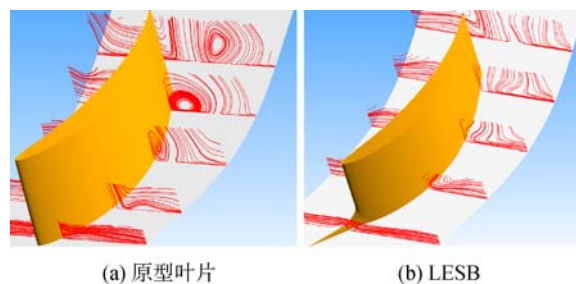


图 22 不同轴向位置处 S_3 截面流线(A5-25)

Fig. 22 Streamlines in cross-flow plane S_3 at different axial position (A5-25)

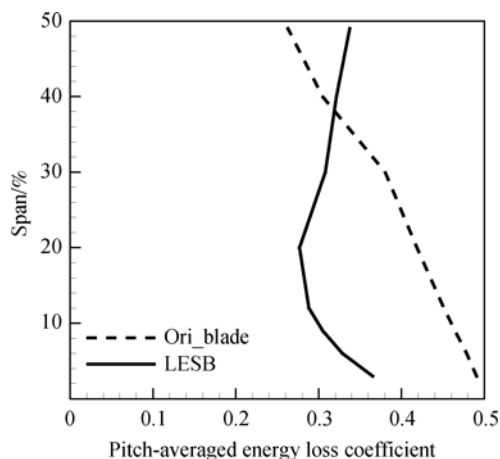


图23 下游距尾缘15%弦长位置处节距平均能量损失系数展向分布(A5-25)

Fig. 23 Spanwise distribution of pitch-averaged energy loss coefficient at 15% chord downstream of blade trailing edge (A5-25)

6 结 论

借鉴飞机边条翼,考虑到叶片端区来流天然地存在大攻角,本文提出了改善压气机端区流动的新方法——LESB技术,并开展了初步数值模拟,获得主要进展如下:

1) 提出了LESB概念和原理,并开发了相应的修型方法。

2) 关于原型叶栅附面层扭曲与否的研究表明,端区附面层扭曲导致端区角区分离、端区能量损失增加明显,其全局影响不容忽视。

3) 与原型叶片对比研究表明,LESB使端部角区分离移向中展,且显著降低了总损失、气动堵塞水平,其机理在于,细尖前缘诱导产生的强前缘涡将端区低能流体卷向叶中,展向流动交换、迁移得以加强。在主流大攻角工况,LESB仍然效果显著。LESB对叶片性能改善具有全局性。

LESB是个新技术,本文作为初步研究尚不能概其全,诸如全工况性能影响、机理阐释与应用中要注重内流与外流区别、对于不同附面层扭曲类型的适应性、对于不同类型叶轮机的适用性、工程应用准则等,都需要后续深入研究。

参考文献:

- [1] Lei V M, Spakovszky Z S, Greitzer E M. A criterion for axial compressor hub-corner stall[R]. ASME Paper GT2006-91332, 2006.
- [2] Roberts W B, Serovy G K, Sandercock D M. Modeling the 3-D flow effects on deviation angle for axial compressor middle stages[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines

and Power, 1986, 108(1): 131-137.

- [3] Wadia A R, Beacher B F. Three-dimensional relief in turbomachinery blading [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(3): 587-596.
- [4] Sauer H, Müller R, Vogeler K. Influencing the secondary losses in compressor cascades by a leading edge bulb modification at the endwall[R]. ASME Paper 2000-GT-473, 2000.
- [5] Hoeger M, Baier R D, Müller R. Impact of a fillet on diffusing vane endwall flow structure[R]. The International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, ISROMAC 2006-057, 2006.
- [6] 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.
- [7] 季路成, 伊卫林, 田勇, 等. 一种叶轮机械叶片与端壁融合设计方法: 中国, ZL201010623606. 2[P]. 2012-10-24.
- [8] 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, 2012, 39(6): 10-17. (in Chinese)
- [9] 田勇, 季路成, 李伟伟, 等. 叶身端壁融合技术工况的适用性[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1905-1913.
TIAN Yong, Ji Lucheng, LI Weiwei, et al. Applicability of blended blade and end wall under different operating conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1905-1913. (in Chinese)
- [10] 伊卫林, 陈志民, 季路成, 等. 离心压气机叶身/端壁融合技术应用初探[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(2): 256-261.
YI Weilin, CHEN Zhimin, Ji Lucheng, et al. Study on blended blade and end wall technique applied to centrifugal compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(2): 256-261. (in Chinese)
- [11] 彭学敏. 高负荷压气机叶栅叶身/端壁融合研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2012.
- [12] Luckring J M. Aerodynamics of strake-wing interaction [J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(11): 756-762.
- [13] 吕志咏, 马树威. 利用前缘旋转控制边条翼外翼分离[J]. 航空学报, 1996, 17(5): 513-517.
LÜ Zhiyong, MA Shuwei. Control of separated a strake wing by moving surface [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(5): 513-517. (in Chinese)
- [14] 季路成, 伊卫林, 唐方明, 等. 一种叶轮机械端区叶片前缘边条修型方法: 中国, 201310739898. X[P]. 2013-12-26.
- [15] 刘谋估, 吕志咏, 丘成昊, 等. 边条翼及旋涡分离流[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1988.
- [16] 张华良. 采用叶片弯/掠及附面层抽吸控制扩压叶栅内涡结构的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006.
ZHANG Hualiang. Investigation on application of dihedral/swept blade and boundary layer suction to control vortex configurations in compressor cascades[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006. (in Chinese)
- [17] Khalid S A, Khalsa A S, Waitz I A, et al. Endwall blockage in axial compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(3): 499-509.

(编辑: 陈 越)