

叶片通道内涡流发生器变工况适应性

李嘉宾^{1,2}, 季路成^{1,2}, 伊卫林²

(1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 横向二次流是制约叶轮机气动负荷进一步提升的主要因素。在叶片通道内施加涡流发生器有抑制通道横向二次流的潜力,但涡流发生器的最优施加方案很难确定。基于涡流发生器经验统计模型(BAYC模型)和响应面方法建立了一种端壁涡流发生器的高效设计方法。基于这一方法,实施于NACA 65直列叶栅,得到了三种涡流发生器优化方案,并在设计工况下和非设计工况下讨论了涡流发生器对端壁横向二次流的控制机理,发现具有更大的涡流发生器高度和更多的涡流发生器数量的方案在面对大攻角下的强横向二次流情况时能够有更强的余力对横向二次流加以控制,大大扩展了叶栅的攻角适用范围。

关 键 词: 涡流发生器; 横向二次流; 变工况适应性; BAYC模型; Kriging模型

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Load adaptability of vortex generators in blade passage

LI Jiabin^{1,2}, JI Lucheng^{1,2}, YI Weilin²

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Secondary cross flow limits the aerodynamic loading level of turbomachinery. Vortex generators have the potential to attenuate secondary cross flow when they are implemented at the endwall of the blade passage. An efficient method for designing the optimal vortex generator layout was presented based on a mathematical model (BAYC model) and an optimization procedure with response surface methods. In order to illustrate the proposed method, three layouts of vortex generators were optimized in an NACA 65 straight cascades. The flow mechanism of the vortex generators to control the endwall secondary cross flow were analyzed under design and off-design conditions. The results demonstrate that a higher vortex generator and a larger number of vortex generators can be more efficient to weaken the secondary cross flow when the incidence angle of the cascade is large. The application of the vortex generators can improve the load adaptability of the compressor cascade.

Key words: vortex generators; secondary cross flow; load adaptability; BAYC model; Kriging model

收稿日期:2018-07-11

基金项目:空气动力学国家重点实验室研究基金(SKLA20160103); 国家自然科学基金(51476010,51176012,51376023)

作者简介:李嘉宾(1992—),男,博士生,主要从事叶轮机机械气动热力学研究。

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

引用格式:李嘉宾,季路成,伊卫林. 叶片通道内涡流发生器变工况适应性[J]. 航空动力学报,2019,34(3):728-736. LI Jiabin, JI Lucheng, YI Weilin. Load adaptability of vortex generators in blade passage[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3): 728-736.

叶轮机发展至今,其负荷水平虽已与早期不可同日而语,但仍在三维流场机理、流动组织调控等方面存在尚未解决的疑难问题,这些已成为引领叶轮机进一步发展的重要机遇。端区流动复杂,其所有现象最终归结为角区分离带来损失、堵塞等恶果,解决端区复杂流动问题尤其是角区分离问题仍是摆在叶轮机研究人员面前最突出、最迫切需要解决的难题。

角区分离实为端区下述四种复杂流动结构影响所致:一是由上游端区二次流、相对旋转、叶排间泄漏流等因素导致的来流附面层扭曲^[1-2];二是叶片在端区阻滞附面层流动所形成的马蹄涡;三是叶表/端壁附面层交汇而原生的角区分离^[3-4];四是端区叶片通道内压力面、吸力面压差驱动的横向二次流。对应前三种流动结构,已经有前缘边条叶片^[5]、叶身/端壁融合^[6]等技术可以较完美处理。但针对端区横向二次流,却仍然艰难。

事实上,过去几十年来,针对横向二次流,研究者已提出弯掠叶片、非轴对称端壁、附面层隔离法(翼刀、开槽等)等针对性措施,并开展了大量研究。但是,这些过去认为行之有效的流动调控体系,已不能很好地适用于有强横向二次流的场合,在工程实践中迫切需要研究出行之有效的端区横向二次流控制措施。但由于内流流动复杂性,叶轮机中应用流动控制技术的研究远没有外流那样百举百捷,其发展也处于相对缓慢甚至停滞不前的状态,以至于一些本具有良好控制性能的流动控制被忽视和摒弃在外,涡流发生器就是其中的一种。

外流中,基于旋涡运动的非定常涡控制一直处于流动控制技术中的优势地位。涡流发生器通过产生流向涡激发附面层进行流动控制,是涡控制技术的一种,不但结构简单、坚固,而且安装简便,在不增加质量和空间条件下,具有一般被动控制技术不具有的涡运动控制机制,在被动流动控制技术中最具发展前途^[7],在抑制附面层分离^[8-9]、增加升阻比^[10-17]和控制激波/附面层干扰^[18]等方面有着广阔的应用。

既然涡流发生器在外流附面层、分离控制方面如此成功,那么叶轮机内流领域应用会如何?事实上,叶轮机内流领域也零星开展了一些初步探索性研究工作。Stephens 等人^[19]进行了涡轮中采用“L”型涡流发生器控制间隙流动的尝试,发现其最大可降低总压损失 25%。Chen 等人^[20]

采用反向涡流发生器来进行涡轮叶顶泄漏流控制,结果表明,当来流马赫数为 0.293 时,叶顶泄漏流量减少 2.8%,涡轮效率提升 1.2%,周向力增加 7.7%;而当来流马赫数为 0.18 时,涡流发生器具有最好的效果,此时叶片周向力增加了 21.6%。针对叶轮机中其他分离控制,Hergt 等人^[21]在压气机叶栅中将叶片式和 Microramp 两种涡流发生器放置在端壁和叶片上相应位置进行了研究,结果表明:采用涡流发生器,总压损失降低了 9%,失速裕度增加,从而肯定了涡流发生器在压气机叶片的应用前景。在国内,刘火星团队^[22]、邹正平团队^[23]、吴培根等人^[24]针对压气机叶栅采用涡流发生器进行流动控制开展了初步的数值和实验研究,结果表明:合理利用涡流发生器产生的流向涡结构,能有效控制叶栅内部流动,尤其是角区分离得到了有效抑制,叶栅流动损失降低。

然而,相关研究仅仅在叶栅进口或吸力面布置了涡流发生器,并且有关涡流发生器形状、大小、位置并未优化,甚至高度与附面层厚度均无关联。本文将通过涡流发生器经验统计模型(BAYC 模型)和响应面优化方法(Kriging 模型),建立端壁涡流发生器方案的优化设计方法,并详细分析优化设计方案在不同工况下的性能,研究涡流发生器对于端区复杂流动的影响机理。

1 设计方法及校验

1.1 数值模拟程序及校验

本文涉及的所有数值仿真均基于组内代码 TurboSim。TurboSim 是一款多块多重网格雷诺平均 NS(Navier Stokes)方程求解软件,其控制方程为一般曲线坐标系下直角坐标参数表示的可压缩雷诺平均 NS 方程,后续工作选取 SST(shear stress transport)模型来进行数值研究,数值计算将采用 Roe 格式。

本文采用如图 1 所示的 NACA 65 直列叶栅进行相关研究,相应的几何参数取值如表 1 所示。针对该叶栅进行网格无关性研究,仿真得到不同网格量下叶栅的总压损失系数(ω)如图 2 所示,由此选取 20 万网格用来进行数值研究。基于这一网格计算得到的叶栅不同攻角(α)下的总压损失系数曲线与实验值的对比如图 3 所示,从图中可以看到,在负攻角到 5° 攻角范围内,数值解与实验结果较为一致,但当攻角大于 5° 时,两者偏

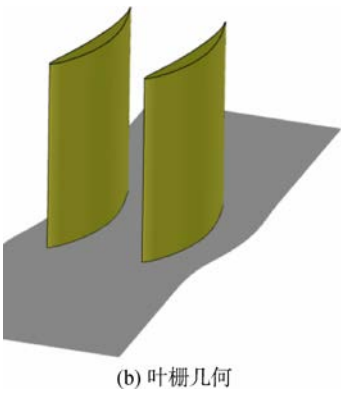
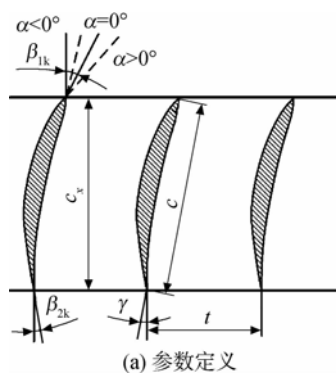


图 1 NACA 65 直列叶栅
Fig. 1 NACA 65 straight cascade

表 1 叶栅几何参数

Table 1 Geometry parameters of cascade

几何参数	数值
弦长 c/mm	128.23
轴向弦长 c_x/mm	120
展高 S/mm	160
弯角 $\theta/(\circ)$	42
进口金属角 $\beta_{1k}/(\circ)$	32
出口金属角 $\beta_{2k}/(\circ)$	-10
安装角 $\gamma/(\circ)$	11
栅距 t/mm	80

差越来越大。排除实验本身的可能误差,造成这一结果的主要原因是叶栅在大攻角下发生了角区分离,现用的定常,雷诺平均湍流模型求解方式不能很好地仿真此时的流场状况。

1.2 涡流发生器经验统计模型及校验

涡流发生器经验统计模型(BAYC模型)通过在给定位置所对应的网格处施加相应的源项来近似仿真涡流发生器(VG)对流场的影响,从而避免了涡流发生器区域复杂网格的生成。为校验BAYC模型对涡流发生器附近流场模拟的可靠

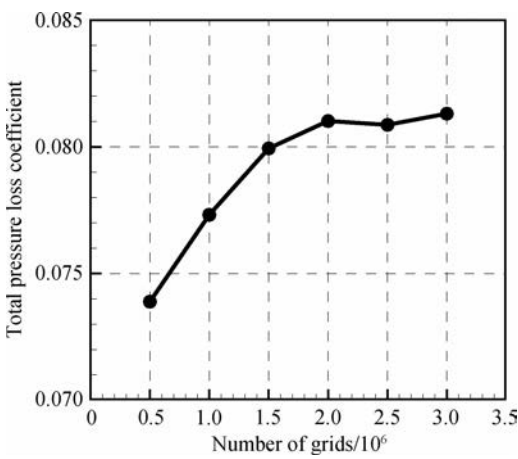


图 2 网格无关性分析
Fig. 2 Grid independence analysis

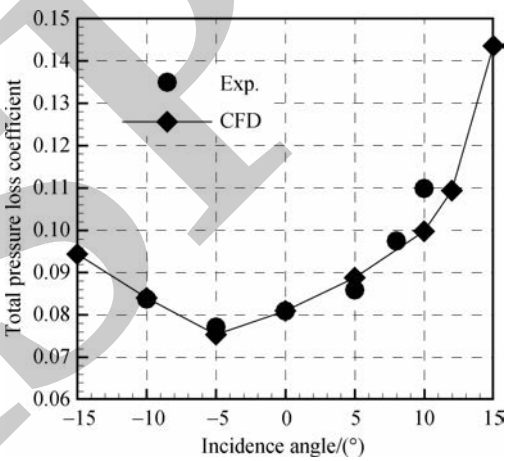


图 3 不同攻角下总压损失系数的 CFD 数值与实验结果对比
Fig. 3 Comparison of CFD and experiment results of the total pressure loss coefficient at different incidence angles

性,设置 BAYC 模型校验案例如图 4 所示。

通过对图 4 所示的涡流发生器方案进行 BAYC 模型仿真和真实网格(gridded VG)仿真,得到涡流发生器下游 BAYC 模型与真实网格计算结果对比如图 5 所示。涡流发生器下游通道平均气流折转角对比如图 5(a)所示,可以看出,

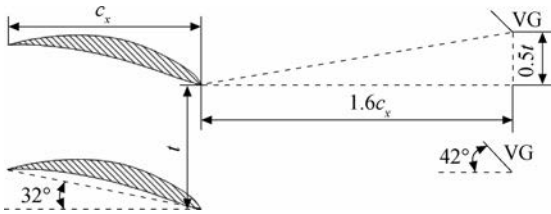


图 4 BAYC 模型校验方案
Fig. 4 Validation of BAYC model

BAYC 模型能够较好地吻合气流折转角,但在 4%~10%展高处过高地预估了气流的折转。通道平均总压损失系数的对比如图 5(b)所示,在 4%~10%展高处模型计算值略小于真实几何解,但基本趋势与规律是吻合的。

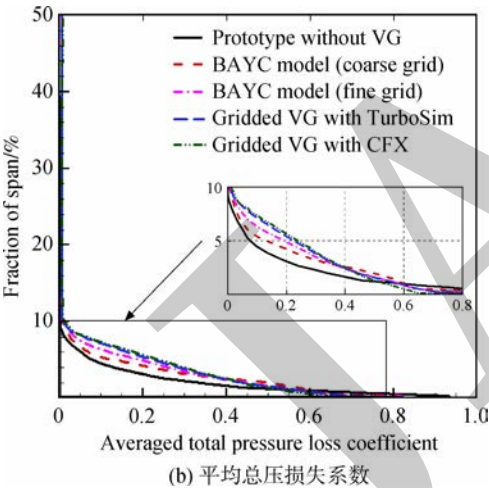
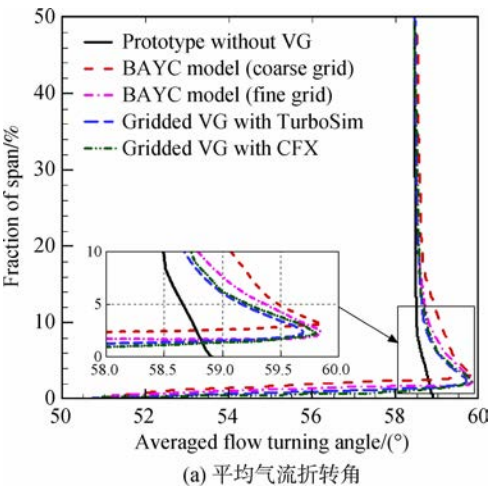


图 5 涡流发生器下游模型与真实网格计算结果对比
Fig. 5 Comparison between model downstream vortex generation and gridded vortex generation simulation

1.3 优化设计方法

利用涡流发生器模型可以快速对给定参数下的涡流发生器流场进行数值仿真,但仍不能确定涡流发生器布置的最佳方案。众所周知,遗传算法可以通过大量的子代计算获得全局最优解,但每一个个体都需要进行一次流场仿真,直接应用遗传算法效率太低,因此本文采用 Kriging 模型构建响应面,使得遗传算法能够高效运行。优化过程基于 Matlab 软件 DACE(design and analysis of computer experiments)工具箱,具体的优化流程如图 6 所示。

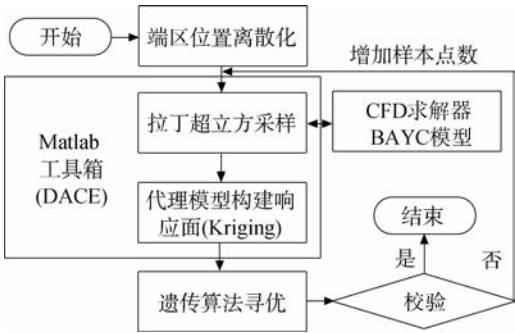


图 6 优化算法流程图
Fig. 6 Flow chart of optimization procedure

2 涡流发生器方案设计

2.1 单个涡流发生器方案设计

如前所述,BAYC 模型是在相应的网格节点处施加源项来模拟涡流发生器对流场的影响。利用原型叶栅的网格,去掉边界层加密部分的网格,利用网格序号进行拉丁方采样得到位置的采样结果如图 7 所示。

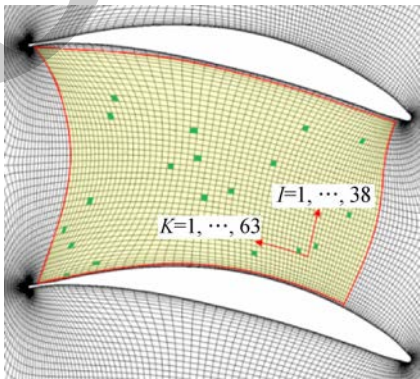


图 7 端壁位置的拉丁方采样结果
Fig. 7 Parameterization of endwall and location of sample points

本文固定涡流发生器的长度为 $8\% c_x$,则涡流发生器优化设计主要涉及 4 个设计变量,即端壁所处位置的网格序号 I 和 K 、涡流发生器高度 h 和涡流发生器所处攻角 α 。设计经验指出,较高的涡流发生器对二次流的影响更强,更有利于改善角区流动,但自身产生的损失也较大。因此,本文考虑叶栅吸力面的展向分离尺度 $H/c(H$ 为吸力面的展向分离高度)和叶栅出口的总压损失系数(ω)两个因素来对涡流发生器进行响应面优化设计,相应的设计变量取值范围和目标函数如式(1)所示。

$$\begin{cases} \min \omega = f_1(I, K, h, \alpha) \\ \min H/c = f_2(I, K, h, \alpha) \\ \text{s. t.} \quad 1 \leq I \leq 38, 1 \leq K \leq 63 \\ \quad \quad 1 \leq h \leq 5, 0 \leq \alpha \leq 10 \end{cases} \quad (1)$$

通过对样本点进行 BAYC 模型仿真,得到关于叶栅吸力面的展向分离尺度的响应面如图 8 所示,从图中可以看出,当 I 从 5 到 10 取值, K 从 40 到 50 取值的范围内对应较小的分离高度。

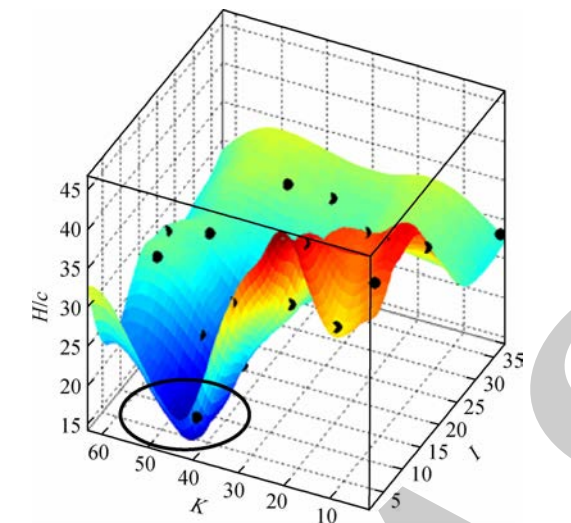


图 8 关于叶栅吸力面的展向分离尺度的响应面
Fig. 8 Response surface of the spanwise separation extent on the suction surface of cascade

为了综合考量涡流发生器对角区分离的改善和自身产生的损失,构建如式(2)所示的组合目标函数,并用同样的方法构建响应面。

$$\min O_{bj} = 0.5\omega + 0.5H/c \quad (2)$$

利用遗传算法对 H/c 和 O_{bj} 所构建的响应面进行寻优,得到涡流发生器的最优设计方案如图 9 所示,其中方案 1 实现了 $\min H/c$,方案 2 实现了 $\min O_{bj}$ 。

对两涡流发生器方案生成如图 10 所示拓扑的真实网格,并进行数值仿真,得到响应面预测结果、BAYC 模型计算结果和真实网格计算结果如表 2 所示。方案 1 和方案 2 中涡流发生器的主要区别是两者的高度不一样,方案 1 中的涡流发生器可以产生更大的气流折转角,对角区分离的影响更大,进而具有更小的分离高度,但其本身所产生的总压损失很大,造成总体的总压损失相比于原型略有增长的结果。方案 2 由于涡流发生器的高度要小,虽然角区分离高度相比于方案 1 略有增加,但由于其自身的总压损失较小,反而相比于原型有了 20% 的总压损失降低。

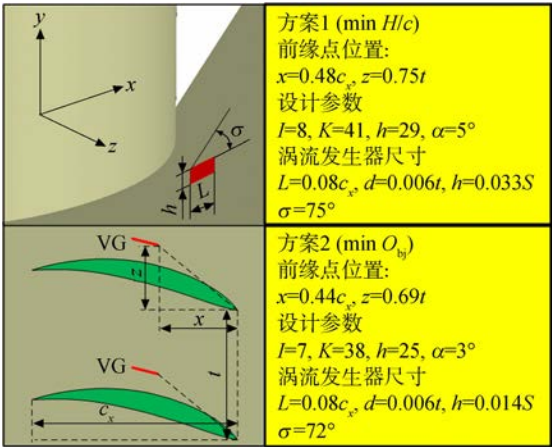


图 9 单个涡流发生器的最优设计方案
Fig. 9 Optimal designed scheme for single vortex generator

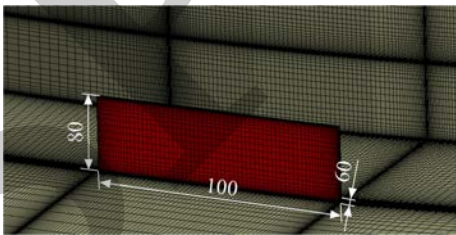


图 10 单个涡流发生器真实网格拓扑
Fig. 10 Topology and mesh details for single vortex generator

表 2 最优涡流发生器方案的 Kriging 模型预测结果、BAYC 模型计算结果和真实网格计算结果对比
Table 2 Results comparison of Kriging model, BAYC model and gridded model of optimal vortex generator scheme

方案	计算方法	H/c	ω
原型	真实网格计算	0.227	0.081
	响应面预测	0.116	0.071
方案 1 ($\min H/c$)	BAYC 模型	0.119	0.077
	真实网格计算	0.125	0.085
方案 2 ($\min O_{bj}$)	响应面预测	0.145	0.061
	BAYC 模型	0.143	0.059
	真实网格计算	0.152	0.066

2.2 多个涡流发生器方案设计

在设计单个涡流发生器时需要用 4 个变量来描述一个涡流发生器布置方案,同理,在设计 3 个涡流发生器的布置方案(方案 3)时需要 12 个参数。利用拉丁方采样获得 80 个样本点,按照与上

节相同的方法,以目标函数 O_{bj} 生成了相应的响应面。通过遗传算法,得到 3 个涡流发生器设计应用下的最优方案如图 11 所示。

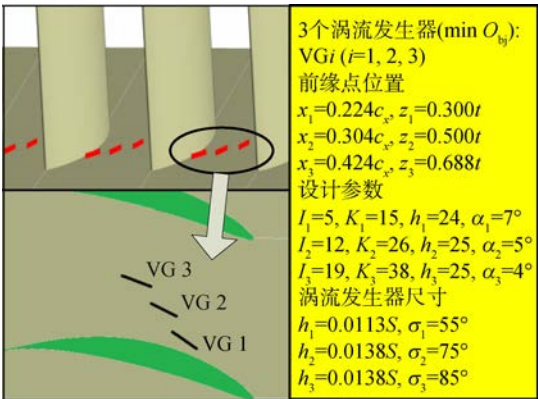


图 11 3 个涡流发生器的最优设计方案

Fig. 11 Optimal design scheme of three vortex generators

生成 3 个涡流发生器最优方案的真实网格,总网格量达到了 1 100 万。Kriging 模型预估值、BAYC 模型仿真值,以及真实几何的仿真值与原型结果的对比如表 3 所示。3 个涡流发生器最优方案可以基本上消除叶栅的吸力面分离,但相应的总压损失系数并相比于方案 2 并没有下降,分析原因主要是因为施加 3 个涡流发生器后,其自身造成的总压损失抵消了对吸力面分离的改善效果。

表 3 最优涡流发生器方案的响应面预测结果、BAYC 模型计算结果和真实网格计算结果对比

Table 3 Results comparison of Kriging prediction, BAYC model, and gridded model of optimal vortex generator scheme

方案	计算方法	H/c	ω
原型	真实网格计算	0.227	0.081
方案 3	响应面预测	0.008	0.058
3 个涡流	BAYC 模型	0.015	0.062
发生器	真实网格计算	0.021	0.067

3 结果及分析

文中第 2 节给出了基于 BAYC 模型和响应面方法得到的单个涡流发生器和 3 个涡流发生器优化设计方案,分别为方案 1、方案 2 和方案 3,数值结果证实了涡流发生器可以改善角区分离,减少总压损失系数。下面将从设计工况和变工况情况下分析涡流发生器的流动情况,并讨论其对端区流场的控制机理。

3.1 设计工况性能对比分析

图 12 展示了近端壁的流线情况与尾缘出口截面的总压损失系数云图,可以发现,涡流发生器通过产生集中涡,诱导边界层流体与横向二次流和主流相互作用,抑制了横向二次流,并改善了吸力面分离。但是由于涡流发生器造成掺混加剧,自身也会造成损失,虽然角区损失得到了很大程度的降低,局部范围的近端壁损失有所增大,这也是涡流发生器方案设计中需要进行折中寻优的原因。

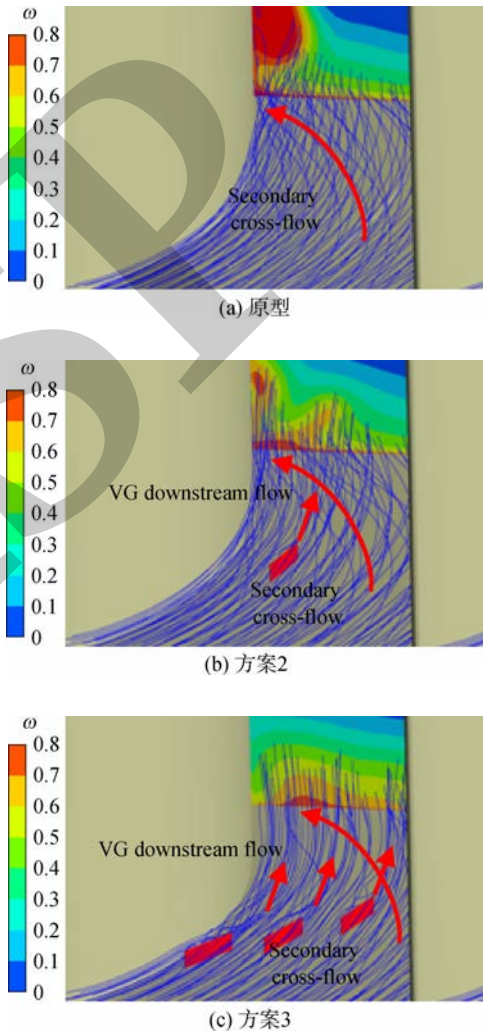


图 12 涡流发生器近端壁流线与出口总压损失系数云图

Fig. 12 Streamlines near the endwall of vortex generator and outlet total pressure loss coefficient

图 13 展示了涡流发生器端壁流线及端壁压力系数(C_p)云图,从图中可以看出,涡流发生器的施加,特别是方案 3,可以大幅度地减弱端壁横向二次流的强度,减少低能流体在角区形成的堆积。端壁压力系数云图显示,涡流发生器的施加可以扩大叶栅角区的增压能力。需要注意的是,

虽然压力系数云图也显示涡流发生器在端壁附面层内承担负荷,有一定的切断附面层效果,但是由于涡流发生器尺寸太小,这一效果并不是涡流发生器控制端壁二次流的主要机理。

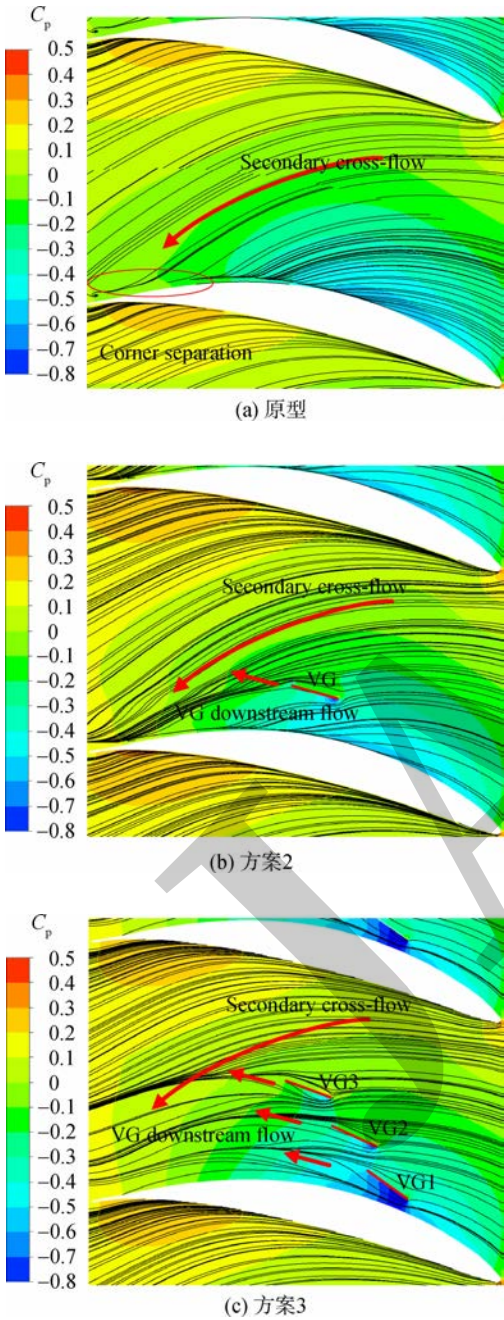


图 13 涡流发生器端壁流线及端壁压力系数云图
Fig. 13 Streamlines and pressure coefficient contour at endwall of vortex generator

在已有的横向二次流控制方法中,非轴对称端壁通过弯曲变形的端壁几何设计,用端壁产生的周向力来削弱横向二次流,但其设计加工困难,更重要的是它仅仅针对设计工况,难以适应各种变工况工作条件;翼刀等其他附面层切断方法通

过自身承担负荷,切断了端壁附面层的发展,降低了所分割区域内附面层承受的周向压差,从而减弱端壁横向二次流强度,如图 14 所示,图中 Δp_1 为压力面到翼刀上表面的压差, Δp_2 为吸力面到翼刀下表面的压差, Δp_t 为翼刀上、下表面的压差。然而,不同于上述两种技术的控制机理,涡流发生器主要通过产生集中涡,将附面层的低能流体向主流区牵引,同时,将主流区的高能流体向边界层牵引,由此,增强了附面层的动能,减弱了端壁横向二次流的强度,提升了附面层流体抵抗压力梯度的能力。

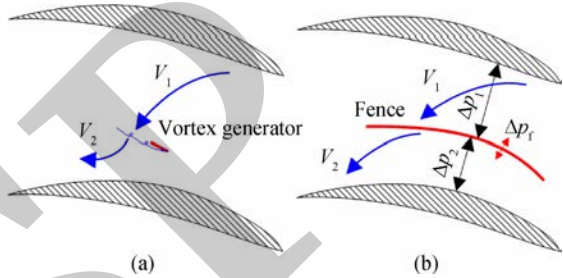


图 14 涡流发生器与翼刀的控制机理对比
Fig. 14 Flow mechanism comparison of vortex generator and fence

3.2 变工况性能对比分析

在固定马赫数和进口边界层厚度下,对涡流发生器在不同工况下的性能进行分析,得到不同涡流发生器方案的攻角特性曲线如图 15 所示。从图中可以看出,当进口气流角为负或 0° 时,方案 1 在总压损失方面没有任何益处。然而,总压损失系数随着进口气流角的增加而缓慢增加,这表明方案 1 有更强的抑制角区分离的能力;与其

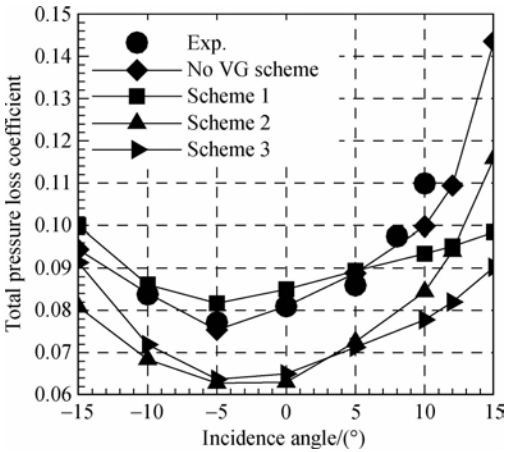


图 15 不同涡流发生器方案的攻角特性曲线
Fig. 15 Incidence angle characteristic curves of different vortex generator schemes

他方案相比,方案 2 在 0° 攻角处具有最小总压损失系数。然而,当攻角大于 12° 时,总压损失系数将大于方案 1 和方案 3。与方案 2 相比,3 个涡流发生器的方案 3 的总压损失系数在较大的正攻角范围内缓慢增加,但在负攻角范围内迅速增加。

图 16 中示出了不同涡流发生器方案在 15° 攻角下的壁面流线及出口总压损失系数云图,云图

的色标与图 12 相同。从图中可以看出,当进口气流角为 15° 时,在原型方案中出现了严重的角区分离,方案 2 也发生了整个展高范围内的吸力面分离。然而,对于方案 1 和方案 3,在端壁涡流发生器的控制作用下,角区分离均能够得到很大程度上的改善,这两个方案中,方案 1 的涡流发生器具有更大的高度,方案 3 具有 3 个涡流发生器,这两个特点保证了相应方案在面对大攻角下的强横向二次流情况时均能够有更强的余力对横向二次流加以控制,大大扩展了该叶栅的攻角适用范围。

4 结 论

控制角区分离是压气机气动负荷进一步提升的关键。本文基于 BAYC 涡流发生器模型和响应面方法提出了一种在叶片通道内高效设计涡流发生器方案,通过在 NACA 65 扩压叶栅中的实施,得到了 3 种涡流发生器优化方案,并在设计工况下和非设计工况下讨论了涡流发生器对端壁横向二次流的控制机理,得到以下结论:

1) 通过基于 BAYC 模型和代理模型的高效涡流发生器设计方法优化得到了 3 种涡流发生器方案。在 0° 攻角下与原型叶栅相比,方案 1 可以降低 45% 的分离高度,但总压损失升高了 5%;方案 2 可以降低 33% 的分离高度,同时降低 18% 的总压损失系数;方案 3 可以减小 90% 的分离高度,同时降低 17% 的总压损失系数。

2) 在叶片通道内施加涡流发生器可以诱导涡系,将附面层的低能流体向主流区牵引,同时,将主流区的高能流体向边界层牵引,由此,增强了附面层的动能,减弱了端壁横向二次流的强度,提升了附面层流体抵抗压力梯度的能力。

3) 设计得到的涡流发生器方案基本可以在整个攻角范围内改善叶栅的角区分离,特别是方案 1 和方案 3,由于具有更大的高度和更多的数量的涡流发生器,这两个方案在面对大攻角下的强横向二次流情况时能够有更强的余力对横向二次流加以控制,大大扩展了叶栅的攻角适用范围。

参考文献:

[1] 季路成,李嘉宾,伊卫林. 第三代三维叶片技术思路分析[J]. 工程热物理学报,2015,36(5):989-994.
JI Lucheng,LI Jiabin,YI Weilin. The way to the third generation of 3-D blades[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2015,36(5):989-994. (in Chinese)
[2] BESELT C H,ECK M,PEITSCH D. Three-dimensional flow field in highly loaded compressor cascade[J]. Journal

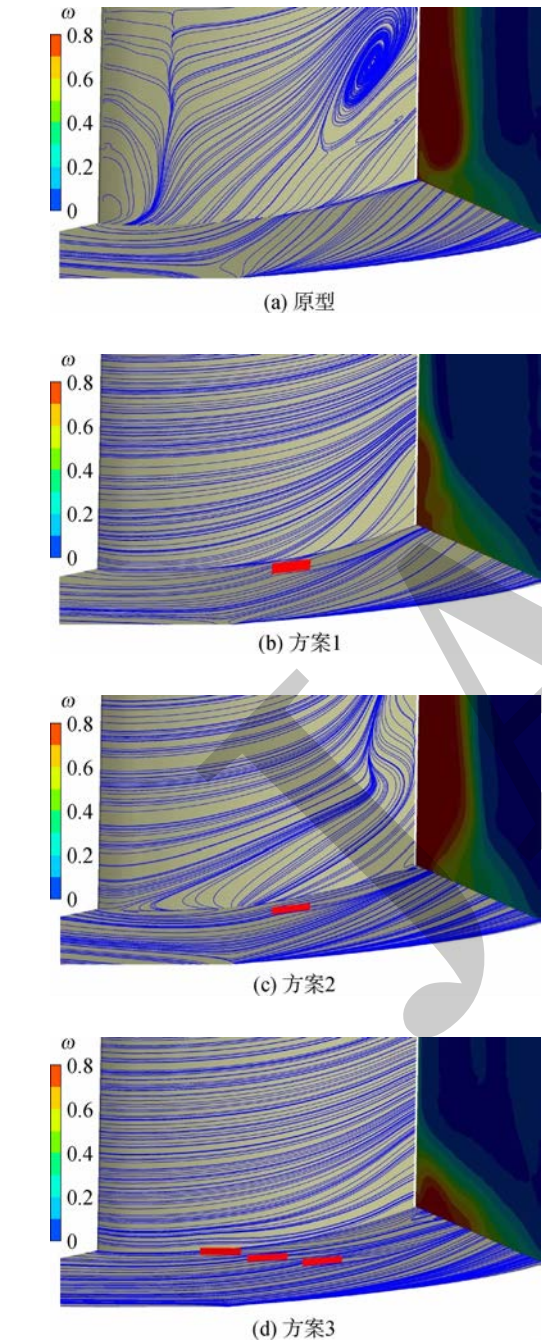


图 16 不同涡流发生器方案在 15° 攻角下的壁面流线及出口总压损失系数云图

Fig. 16 Outlet total pressure loss coefficient contour and surface streamlines of different vortex generator schemes at 15° incidence angle

- of Turbomachinery, 2014, 136(10): 101007. 1-101007. 10.
- [3] STAATS M, NITSCHKE W. Active control of the corner separation on a highly loaded compressor cascade with periodic nonsteady boundary conditions by means of fluidic actuators[J]. Journal of Turbomachinery, 2016, 138(3): 031004. 1-031004. 9.
- [4] LEI V M, SPAKOVSKY Z S. A criterion for axial compressor hub-corner stall[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3): 031006. 1-031006. 10.
- [5] 伊卫林, 唐方明, 陈志民, 等. 改善压气机端区流动的新方法: 前缘边条叶片技术[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1691-1698.
- YI Weilin, TANG Fangming, CHEN Zhimin, et al. New approach to improve the endwall flow of compressor: leading edge strake blade technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1691-1698. (in Chinese)
- [6] 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, 38(6): 5-10.
- JI Lucheng, TIAN Yong, LI Weiwei, et al. Investigation on blended blade and endwall technique [J]. Aeroengine, 2012, 38(6): 5-10. (in Chinese)
- [7] LIN J C. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(4): 389-420.
- [8] SERAKAWI A R, AHMAD K A. Experimental study of half-delta wing vortex generator for flow separation control[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(1): 76-81.
- [9] HIRT S M, ZAMAN K B, BENCIC T J. Experimental study of boundary layer flow control using an array of ramp-shaped vortex generators[R]. AIAA-2012-0741, 2012.
- [10] 周敏, 李航航, 唐侃平. 叶型附面层分离流动控制技术研究进展[J]. 航空工程进展, 2011, 2(3): 298-304.
- ZHOU Min, LI Hanghang, TANG Kaiping. Investigation on blended blade and endwall technique[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(3): 298-304. (in Chinese)
- [11] BRAGG M B, GREGOREK G M. Experimental study of airfoil performance with vortex generators[J]. Journal of Aircraft, 1987, 24(5): 305-309.
- [12] JOUBERT G, LE P A, HEINE B, et al. Vortical interactions behind deployable vortex generator for airfoil static stall control[J]. AIAA Journal, 2013, 51(1): 240-252.
- [13] HYOUNG S, CHUNG C A, THOMAS E M, et al. Vortex flow control over a delta wing by co-rotating and counter-rotating vortex generator[R]. AIAA-2010-4952, 2010.
- [14] 刘宝杰, 杨晓宁, 沈遐龄, 等. 几种前缘流动控制的实验研究[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(4): 444-448.
- LIU Baojie, YANG Xiaoning, SHEN Xialing, et al. Experimental investigation of separation flow control using vortex generating devices[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1998, 19(4): 444-448. (in Chinese)
- [15] 李新凯, 康顺, 戴丽萍, 等. 涡发生器结构对翼型绕流场的影响[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(2): 326-329.
- LI Xinkai, KANG Shun, DAI Liping, et al. Effects on airfoil flow field by structure of vortex generators[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(2): 326-329. (in Chinese)
- [16] 张磊, 杨科, 黄哀武, 等. 基于数值模型的涡流发生器参数设计[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(12): 2084-2087.
- ZHANG Lei, YANG Ke, HUANG Aiwu, et al. Parameters design of vortex generators based on numerical models[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(12): 2084-2087. (in Chinese)
- [17] 郝礼书, 乔志德, 宋文萍. 涡流发生器布局方式对翼型失速流动控制效果影响的实验研究[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(4): 524-528.
- HAO Lishu, QIAO Zhide, SONG Wenping. Experimentally studying effects of different layouts of vortex generator on controlling stall flow over airfoil[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(4): 524-528. (in Chinese)
- [18] ANDERSON B, TINAPPLE J, SURBER L. Optimal control of shock wave turbulent boundary layer interactions using micro-array actuation[R]. AIAA-2006-3197, 2006.
- [19] STEPHENS J, CORKE T, MORRIS S. Control of a turbine tip leakage vortex using casing vortex generators[R]. AIAA-2009-299, 2009.
- [20] CHEN X, HUANG G P. Experimental research of reducing turbine tip leakage flow using backward vortex generators[R]. AIAA-2015-4127, 2015.
- [21] HERGT A, MEYER R, ENGEL K. Effects of vortex generator application on the performance of a compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(2): 021026. 1-021026. 10.
- [22] 袁忻, 刘火星. 压气机叶栅的涡发生器流动控制研究[J]. 航空科学技术, 2010(4): 30-32.
- YUAN Xi, LIU Huoxing. Flow control research in compressor cascade with vortex generator[J]. Aeronautical Science and Technology, 2010(4): 30-32. (in Chinese)
- [23] 王鹏, 邹正平, 蔡蕾. 流向涡与涡轮叶栅二次流相互作用研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(3): 42-49.
- WANG Peng, ZOU Zhengping, QI Lei. Study of interactions between streamwise vortex and secondary vortices in turbine cascade[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(3): 42-49. (in Chinese)
- [24] 吴培根, 王如根, 郭飞飞, 等. 涡流发生器对高负荷扩压叶栅性能影响的机理分析[J]. 推进技术, 2016, 37(1): 49-56.
- WU Peigen, WANG Rugen, GUO Feifei, et al. Mechanism analysis of effects of vortex generator on high-load compressor cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(1): 49-56. (in Chinese)