仿生翅室对跨声速扩压叶栅角区分离流动影响研究 *

徐文峰[1]，孙 鹏[2]，杨国刚[1]

（1. 大连海事大学 轮机工程学院，辽宁 大连 116026；
2. 中国民航大学 适航学院，天津 300300）

摘 要：为了抑制压气机叶片吸力面角区分离，减小内部流动损失，改善通道内的通流能力，基于蜻蜓翅翼的翅室和褶皱结构特征，在跨声速扩压叶栅的端壁上布置仿生翅室结构。采用数值模拟方法，研究不同深度的仿生翅室结构对角区分离流动的影响。研究结果表明：0°攻角条件下仿生翅室影响效果最明显，能够提高端壁附近的湍动能，增加靠近端壁处流体速度，减小分离涡的影响范围，增强叶栅通流能力，从而提高叶片的扩压能力；随着深度的增加，对角区分离的抑制效果先增加后减小，最佳方案使得总压损失系数降低7.22%。当攻角小于最小损失攻角，仿生翅室诱导分离涡起始点提前，扩大角区分离范围，增加了流动损失；当攻角大于最小损失攻角，对角区分离的抑制效果先增强后减弱，角区分离范围大到一定程度后，其产生的效果不明显。

关键词：航空发动机；压气机；叶片；叶栅；角区分离；数值模拟；流动控制

中图分类号：V231.3 **文献标识码**：A **文章编号**：1001-4055（2022）05-200766-11

DOI：10.13675/j.cnki. tjjs. 200766

Effects of Bionic Chamber on Corner Separation Flow in a Transonic Compressor Cascade

XU Wen-feng[1]，SUN Peng[2]，YANG Guo-gang[1]

（1. College of Marine Engineering，Dalian Maritime University，Dalian 116026，China；
2. College of Airworthiness，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China）

Abstract：In order to restrain the corner separation on suction surface，reduce the flow loss and improve the flow capacity of the compressor stator passage，bionic chamber structure is applied. This structure，based on the wing chamber and wrinkled structure of dragonfly wings，is setted on the endwall of a transonic compressor cascade. The effects of bionic chamber with different depth on the corner separation were studied by numerical simulation. The results show that the most obvious effect occurs when the incidence angle is 0°. The turbulent kinetic energy and the flow rate near the endwall can be enhanced. The influence range of separation vortex is reduced，the flow capacity of cascade is enhanced，and the diffusion capacity is improved. With the increase of depth，the restraining effect of bionic chamber on corner separation first decreases and then increases. The total pressure loss coefficient of the optimal scheme is reduced by 7.22%. When the incidence angle is less than the minimum loss incidence angle，the starting point of separation vortex is advanced due to the induction of bionic chamber，which expands the separation range and enhances the separation loss in corner region. While the inci-

* **收稿日期**：2020-09-29；**修订日期**：2020-11-30。

基金项目：国家自然科学基金（51576024；51436002）；大连海事大学双一流建设专项创新项目（BSCXXM008）。

作者简介：徐文峰，博士生，研究领域为叶轮机械气动热力学。

通讯作者：孙 鹏，博士，教授，研究领域为叶轮机械气动热力学。

引用格式：徐文峰，孙 鹏，杨国刚．仿生翅室对跨声速扩压叶栅角区分离流动影响研究[J]．推进技术，2022，43(5)：200766．（XU Wen-feng，SUN Peng，YANG Guo-gang．Effects of Bionic Chamber on Corner Separation Flow in a Transonic Compressor Cascade[J]．*Journal of Propulsion Technology*，2022，43(5)：200766.）

dence angle is greater than the minimum loss incidence angle, the restraining effect of corner separation first increases and then decreases. Especially when the corner separation is large to a certain extent, there is no obvious effect.

Key words: Aeroengine; Compressor; Blade; Cascade; Corner separation; Numerical simulation; Flow control

1 引 言

压气机作为燃气轮机/航空发动机的核心组成部件,其性能的优劣严重影响整机的效率和稳定性[1]。随着单级压比的提高,压气机通道内的逆压梯度增加,附面层更容易发生分离,导致效率和稳定性降低[2-3]。为了减小损失,扩大压气机的稳定裕度,针对压气机角区分离流动控制的研究成为国内外专家学者的研究重点。

叶轮机械中针对端区流动控制方法分成主动和被动两大类。针对角区分离常见的主动流动控制技术有附面层抽吸[4-5]、等离子体激励[6]和端壁射流[7]等,但这些主动流动控制技术需要在发动机中增添辅助设备来实现对气流的控制,增强了发动机结构的复杂性,不易于工程实际应用;而被动流动控制技术则不需要添加辅助装置,如涡流发生器[8-9]、端壁翼刀[10-11]、非轴对称端壁[12-13]、弯掠叶片技术[14-15]和叶身/端壁融合技术[16]等。但这些被动控制技术往往需要对通流部分或叶型进行二次设计,增加压气机自身重量以及加工难度,因此本文探索一种能够不增加压气机结构复杂性的方法来实现对端区流动控制的技术手段。

近些年,仿生学在流动控制技术中的应用逐渐发展,蜻蜓作为自然界最优秀的飞行者之一,受到了广泛关注[17]。Jongerius等[18]对蜻蜓翅翼的微观结构进行研究,发现翅翼由纵横交错的翅脉以及翅膜构成,翅翼截面呈无规则褶皱状。Okamoto等[19]和Wootton等[20]发现蜻蜓翅膀独特结构能合理控制气流,提高其飞行能力。Kesel[21]和Kwok等[22]均证实蜻蜓飞行过程中翅翼褶皱结构中存在驻留涡,能够在飞行过程中提高翅膀的升力。Vargas等[23]通过翅翼截面二维计算,验证了蜻蜓在滑翔时翅翼褶皱能大幅度提高翅膀的升阻比。Tamai等[24]通过风洞实验,验证了蜻蜓翅翼褶皱结构能够有效抑制流动分离和翼型的失速。Yu等[25]将蜻蜓翅翼结构特征应用到气浮轴承上,对比了多种形状的仿生结构,结果发现四边形结构对于升力的提升效果最佳。上述针对蜻蜓翅翼研究均证明翅翼表面特殊的结构对蜻蜓翅翼升力的提升以及对翅翼附近流动的控制起到了至关重要的作用。

本文基于蜻蜓翅翼褶皱和翅室的结构特点,在跨声速扩压叶栅的端壁靠近叶片根部附近布置仿生翅室结构,研究其对端壁流动和附面层分离的影响情况,并设计了不同深度的仿生翅室,研究其对角区分离的影响。

2 研究对象和方法

2.1 研究对象

本文研究对象如图1所示为某高亚声速扩压叶栅,在表1列出该叶栅主要几何和气动参数[23]。

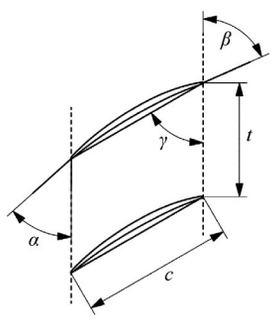


Fig. 1 Schematic diagram of cascade parameters

Table 1 Cascade parameters

Parameter	Value
Chord c/mm	40
Height H/mm	100
Pitch t/mm	30
Stagger angle γ/(°)	60
Geometric inlet angle α/(°)	46.23
Geometric outlet angle β/(°)	76.93

2.2 仿生翅室设计

蜻蜓翅翼通过翅膜和翅脉组成的翅室和褶皱结构,在滑翔的过程中对气流进行调节和控制,实现升力的提升。本文借鉴文献[25]中对翅室气动特性的研究结论,以四边形翅室为模化对象,将其布置于靠近叶片吸力面端壁附近。在端壁上沿吸力面轮廓线方向均匀布置了19个大小相同的仿生翅室,每个仿生翅室内侧边缘距离叶片吸力面距离为0.5mm,间隔

为 0.8mm，如图 2 所示。仿生翅室几何长度 l=0.8mm，宽 w=1.2mm。在保证仿生翅室长和宽固定的情况下，本文选取了 5 种深度仿生翅室结构，研究深度 d 对端壁附近流场结构的影响，各方案深度参数如表 2 所示。

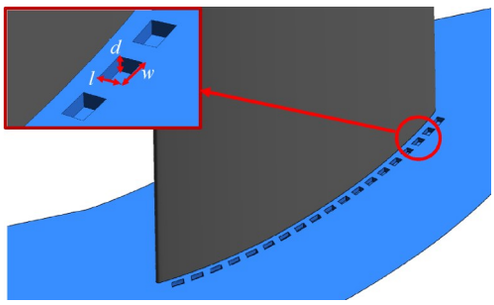


Fig. 2　Schematic diagram of bionic chamber

Table 2　Chamber depth of different cases

Case No.	1	2	3	4	5
Chamber depth d/mm	0.1	0.2	0.4	0.6	0.8

2.3　数值计算方法与校核

计算域网格如图 3 所示，整体为结构化网格，并在叶表周围布置 O 型网格。同时，为满足低雷诺数湍流模型的需要，对上下端壁和叶表进行加密处理，确保 y^+<1。

采用 CFX 求解器对三维稳态 Navier-Stokes 方程进行计算。同时，为了精准预测压力梯度诱发的分离流动，选用能够较好处理壁面附近低雷诺数的 SST 湍流模型对方程进行封闭。根据计算域进口马赫数和叶片弦长计算叶栅内雷诺数为 5.5×10^5。计算域进口设定为压力进口，给定总温、总压及气流角，其中总压为试验测得的来流总压沿叶高分布[26]；出口定义成压力出口，设定出口面平均静压为 101.325kPa；计算域两侧边界定义成平移式周期性边界；叶表和叶栅端壁都设置成绝热无滑移光滑壁面。

通过对不同网格总数叶栅计算域进行数值计算，得到如图 4 所示叶栅出口总压损失系数 C_{pt} 以及马赫数 Ma 随网格数量变化曲线。

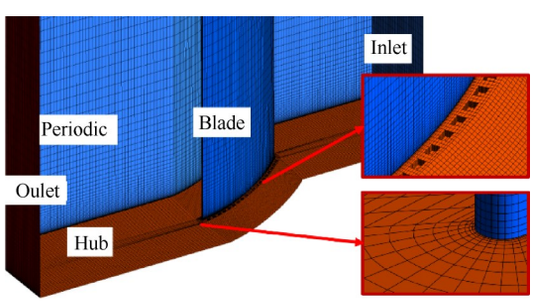


Fig. 3　Computational grid

其中总压损失系数 C_{pt} 定义为

$$C_{pt}=\frac{p_{in}^{*}-p^{*}}{p_{in}^{*}-p_{in}} \tag{1}$$

式中 p_{in}^{*} 和 p^{*} 分别代表进口和流场内任意一点总压，p_{in} 代表进口静压。由图可知，当网格数小于 160 万，气动参数随网格数波动较大；当网格数量增加到 160 万后，总压损失系数和马赫数随网格数量的波动明显降低，不同网格数量计算域得到的数值结果近似相同。因此本文在保证计算准确性和经济性的前提下，选取网格总数为 180 万的网格划分方式对原型以及改型方案的计算域进行网格划分。

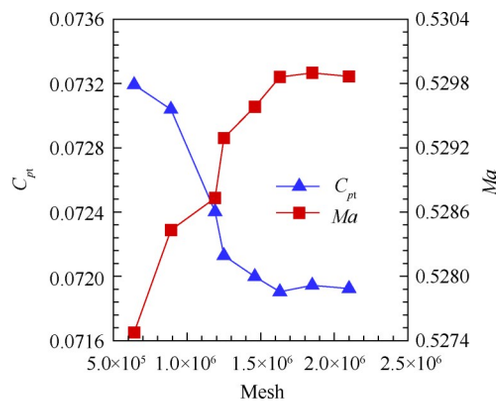


Fig. 4　Grid independence

此外，本文采用风洞吹风试验结果[23]对数值计算方法进行校核。由图 5 所示的原型叶栅来流 0.7Ma 工况下两种结果出口截面总压损失分布云图可知，数值结果能够较准确地捕捉叶栅出口流场角区和尾迹，两种结果流场结构吻合程度较好，从而说明本文所选用的数值计算方法得到的数据具有可靠性。

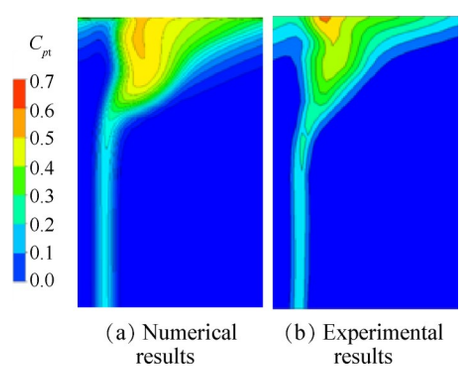


Fig. 5　Contour of the total pressure loss coefficient

3　结果与讨论

3.1　仿生翅室对叶栅气动性能的影响

图 6(a)所示各方案总压损失系数变化曲线可以发现，各改型方案均能减小流动损失。随着仿生翅室深度的增加，对损失的抑制效果先增强后减弱，其中方案 2 效果最佳，使总压损失系数 C_{pt} 降低了 7.22%。

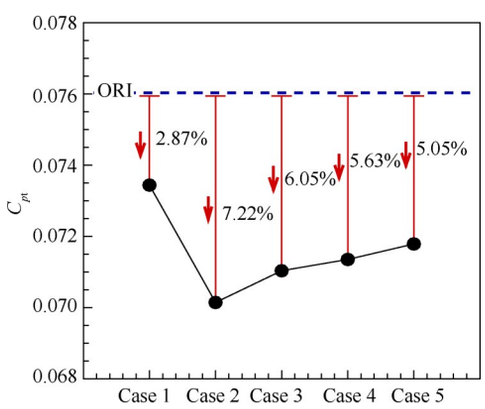
叶栅中的静压系数 C_{ps} 能够体现叶栅的扩压能力，其中静压系数 C_{ps} 定义为

$$C_{ps} = \frac{p - p_{in}}{p_{in}^{*} - p_{in}} \tag{2}$$

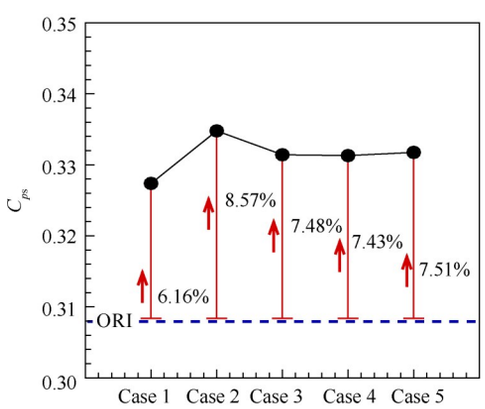
式中 p_{in}^{*} 和 p_{in} 代表进口总压和进口静压，p 代表流场内当地静压。

由图 6(b)给出的各方案叶栅出口截面静压系数 C_{ps} 分布曲线，可知，各方案均提高了叶栅出口静压系数，增强扩压能力，其中方案 2 的效果最佳，静压系数提高了 8.57%。

图 7 所示为各仿生翅室方案在 50% 以下叶高的节距平均总压损失系数沿径向的分布曲线，各方案均能够降低 18% 以下叶高范围内的流动损失，对 18% 以上叶高范围无明显影响。在 8%~12% 叶高内，随着仿生翅室深度的增加，各方案损失先降低后增加，始终小于原型叶栅，其中方案 2 改善效果优于其它方案。



(a) Total pressure loss coefficient



(b) Static pressure coefficient

Fig. 6　Effects of different cases on the cascade characteristics

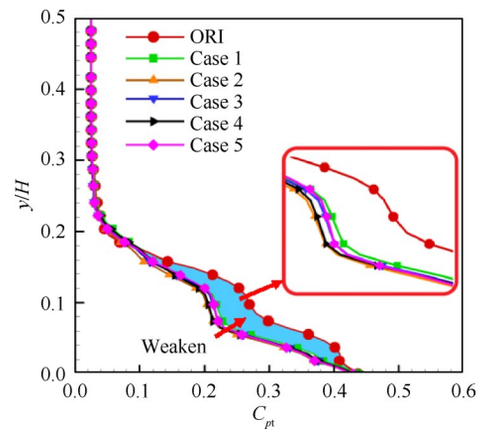


Fig. 7　Radial distribution of pitch-averaged total pressure loss coefficient

从图 8 所示叶根处叶表静压系数曲线可以发现，在大于 70% 弦长范围内，压力面和吸力面侧静压系数均明显提高，各方案尾缘静压系数较原型均提高了约 80.9%，增强了叶根附近的扩压能力。这是由于吸力面侧气流分离被削弱，流动损失减小，从而使得流道通流面积增加，扩压能力增强。同时，改型方案减小了 5%~70% 吸力面内的静压系数，且随着翅室深度的增加，静压系数在 5%~35% 弦长内静压系数先减小后增大，而在 35%~70% 弦长内先增大后减小，但在该范围内压力面和吸力面静压系数曲线的包络面积均大于原型，从而说明各方案在减小流动损失的同时，增强了叶栅的扩压能力。

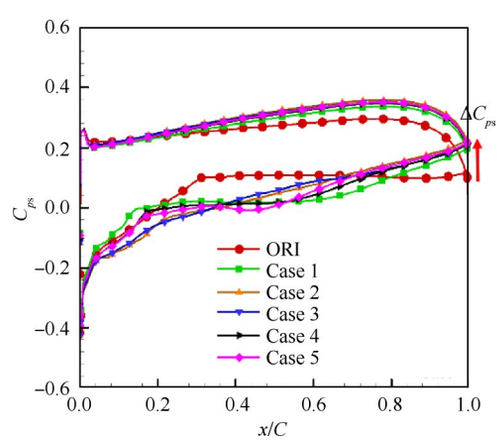


Fig. 8　Distribution of static pressure coefficient at root of blade

3.2　仿生翅室对叶栅内部流场结构的影响

图 9 给出叶栅出口总压损失系数云图、轴向涡量云图和二次流结构图。图中的 PV（Passage vortex）代表通道涡，CSV（Concentrated shedding vortex）代表集中脱落涡。

原型叶栅在叶根吸力面角区存在一个高损失区域（$0.3 \leqslant C_{pt} \leqslant 0.6$），该区域占据了 14.6% 的叶栅出口面积。出口截面存在一个明显的集中脱落涡和一个通道涡，从出口方向观察集中脱落涡旋转方向为逆时针，通道涡方向为顺时针。在端壁处布置不同深度的翅室结构均能够明显减小叶栅出口截面的高损失区范围，且高损失核心区向吸力面靠近，减小了沿节距方向的区域，但造成尾迹区附近径向影响扩大到 20% 叶高位置；另外，随着仿生翅室深度的增加，对高损失区的抑制作用呈现先增强后减弱变化规律，方案 2 作用效果最明显，使高损失区面积缩小了 21.9%。通过二次流可知，改型方案使得通道涡的涡核位置向吸力面侧靠近，同时，伴随着集中脱落涡的涡核位置沿着叶高发展方向移动，这进一步说明了损失云图的变化规律，充分解释了图 7 中根部总压损失系数的变化。

图 10 展示了叶栅通道角区附近三维涡系结构，由 $Q=1.34\times10^6$ 的等值面显示出涡系结构，图中等值面上的颜色代表当地轴向涡量的大小。由图可知，角区旋涡结构复杂，来自相邻叶片前缘马蹄涡压力面分支在二次流的作用下逐渐发展成通道涡，涡核沿

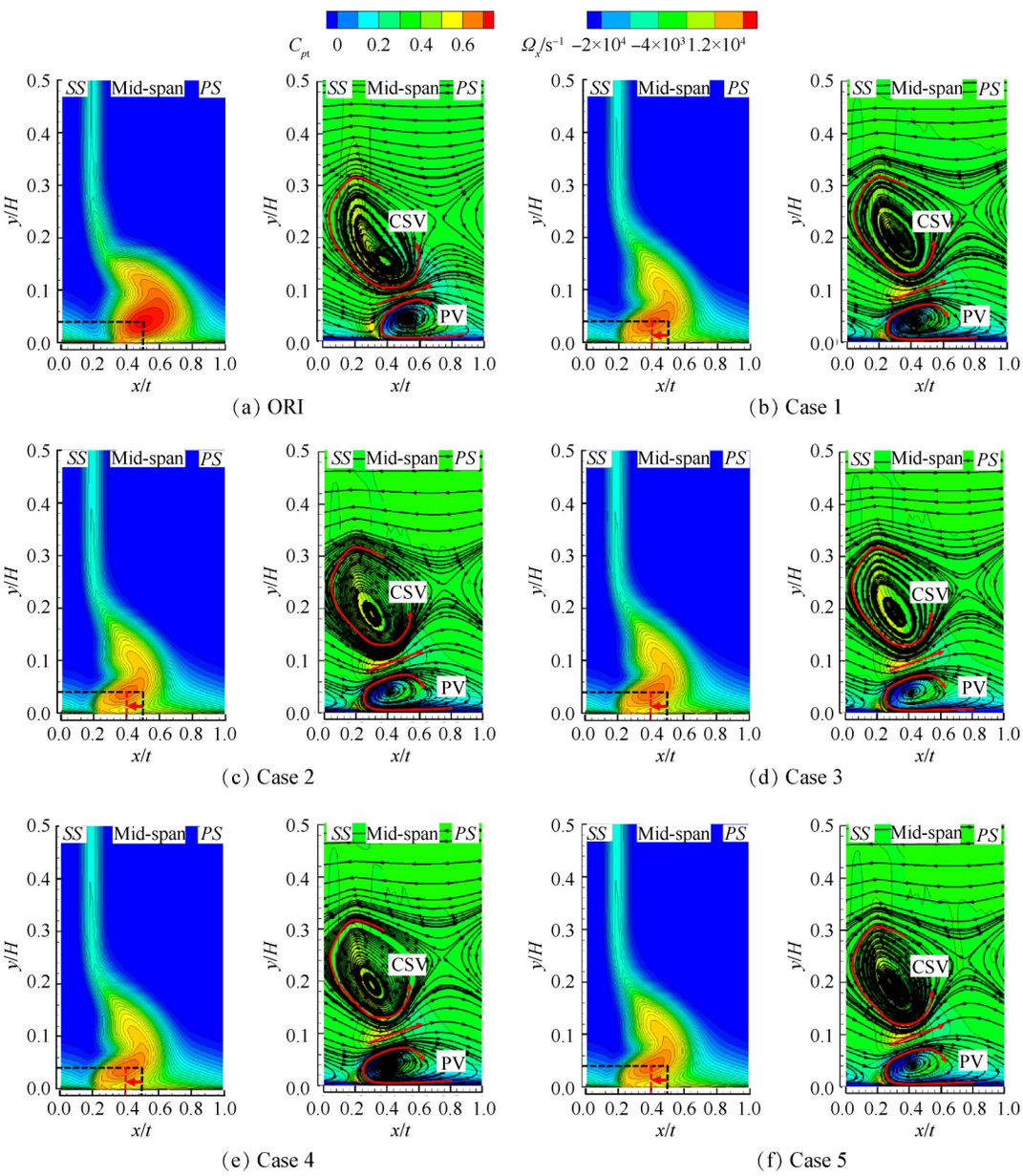


Fig. 9　Contour of total pressure loss coefficient,axial vorticity,and secondary flow structure at the outlet

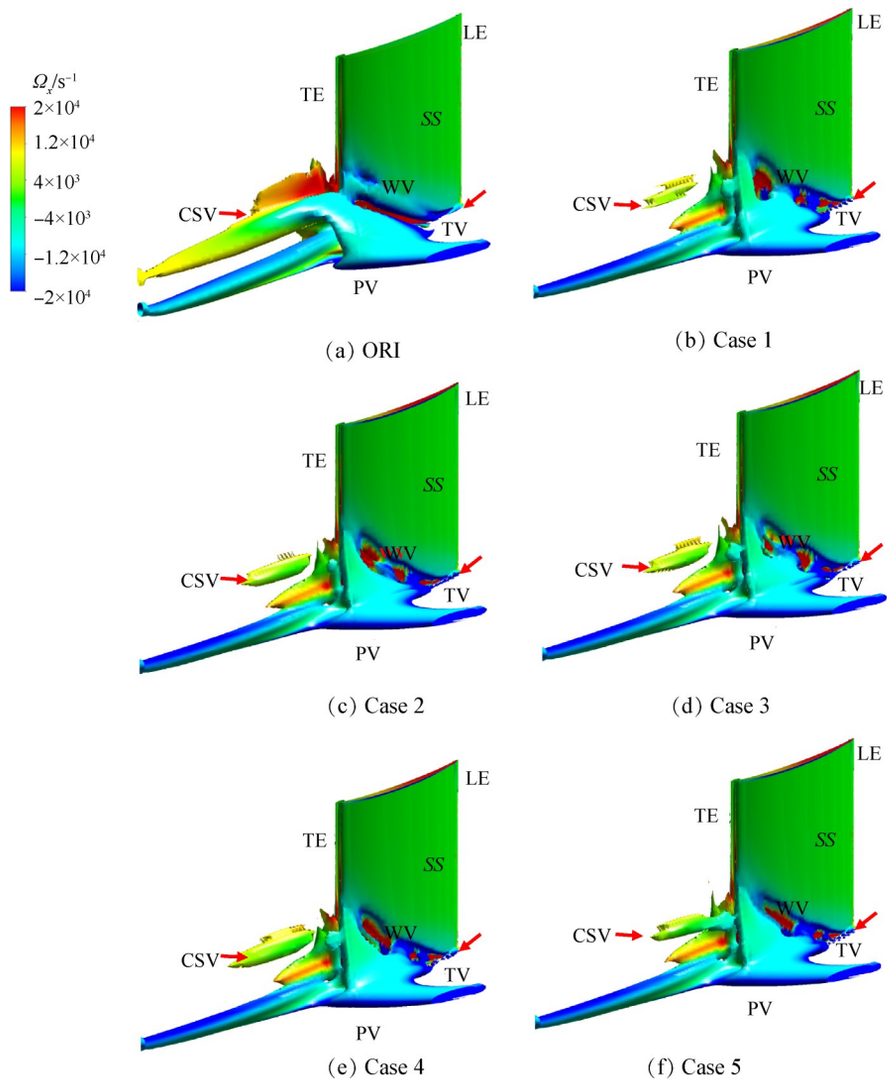


Fig. 10　3D vortex structure

着流向逐渐向吸力面侧角区靠近，在叶片尾缘附近形成旋向相反的通道涡和集中脱落涡，并在叶表吸力面上存在明显壁面涡（WV）。各仿生翘室均能够明显削弱通道涡和集中脱落涡尺寸，抑制壁面涡的发生。在靠近吸力面前缘的仿生翘室附近都存在一个小尺寸的驻留涡（TV），使得角区分离起始位置更靠近前缘。

为了进一步了解仿生翘室结构对角区端壁流动的影响，给出原型及各改型方案在吸力面和端壁处的静压系数云图以及壁面极限流线，如图 11 所示。云图上的虚线为角区分离的分离线 *SL*，CV 代表壁角涡，SB 代表吸力面分离泡，SV 代表分离涡。原型叶栅在吸力面角区存在明显的分离涡、壁角涡和集中脱落涡，角区分离涡从靠近叶片吸力面 30% 弦长位置，一直发展到叶片尾缘。仿生翘室对端壁附近气流扰动，角区分离起始位置前移，减小低能流体的堆积，分离涡削弱成一个分离泡，且随着翘室深度的增加，分离泡的尺寸先减小后增大，方案 2 最小，从而解释了图 8 中 5%~70% 吸力面内静压系数的变化规律。

3.3　仿生翘室内部流场分析

为了解释仿生翘室对角区分离的影响机理，选取上述分析中效果最明显的方案 2 对仿生翘室内部流场结构进行分析。通过图 12 给出的仿生翘室附近气流三维流线，可以发现气流通过仿生翘室结构在其内部诱发出驻留涡 TV，翘室附近附面层内的低能流体被卷入其中，促进端壁附近低能流体的掺混。图 13 所示的湍动能云图和端壁极限流线可以发现，仿生翘室结构能够提高端壁附近的湍动能，从而解释了图 11 中所示转捩提前发生，提高角区附近流体的动能，抑制了低能流体沿吸力面角区发展，从而削弱图 10 中通道涡引起的集中脱落涡以及壁角涡的尺

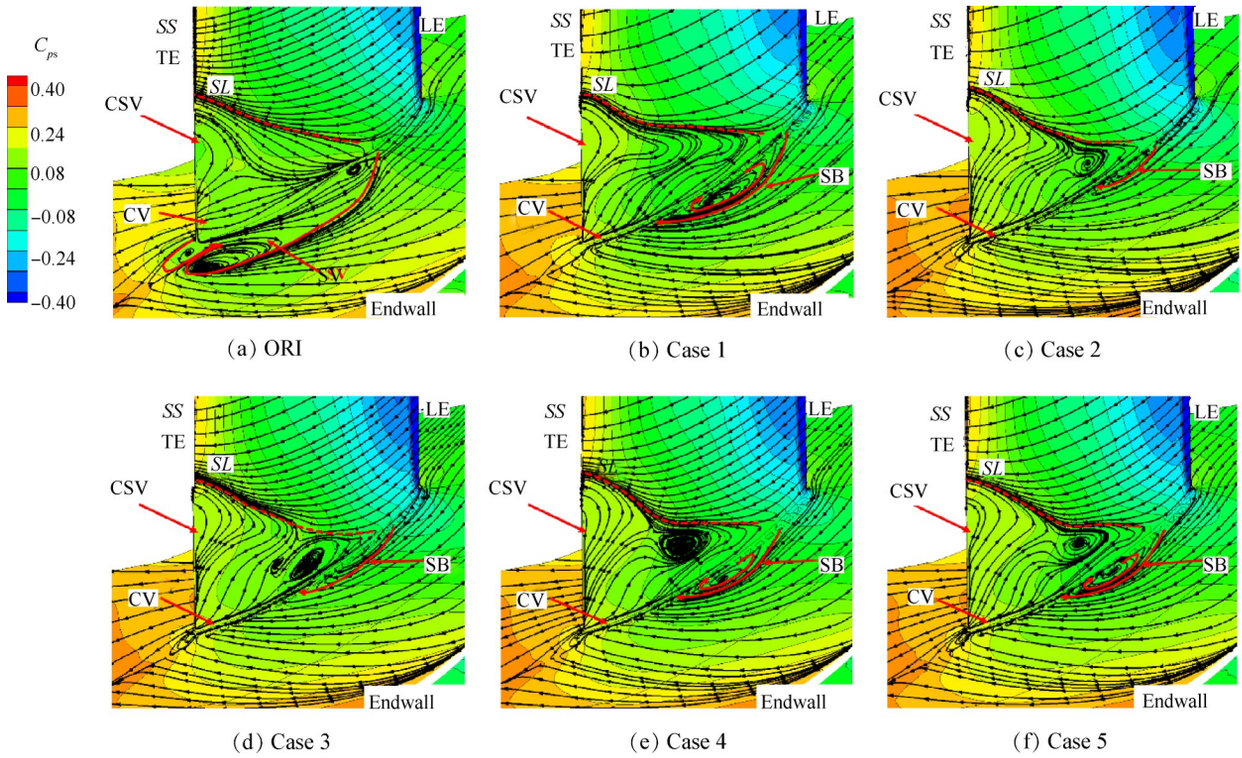


Fig. 11　Contour of static pressure coefficient and streamlines on the end-wall and suction side

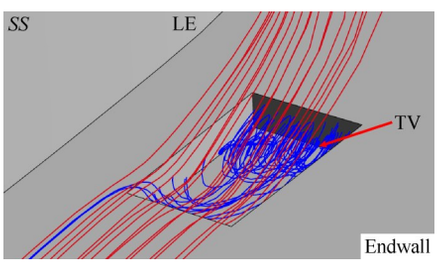


Fig. 12　3D streamlines in a bionic camber

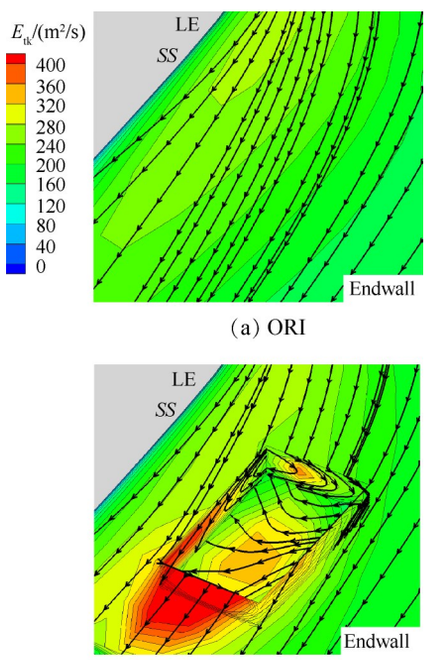


Fig. 13　Contour of turbulence kinetic energy E_{tk} and limiting streamlines on a bionic camber

寸，进而减小角区分离范围，降低了通道的堵塞，从而出现图 7 和 8 所示的各改型方案在靠近尾缘附近的静压系数增加和载荷能力提升。

3.4　仿生翅室对叶栅攻角特性的影响

本节在方案 2 的基础上研究不同攻角条件下仿生翅室对叶栅性能的影响。图 14 给出了总压损失系数随攻角变化曲线，可以发现原型和改型方案的最小损失攻角都为−3°。当攻角小于最小损失攻角，改型方案使流动损失增加；当攻角大于最小损失攻角，在−3°~+4°内，改型方案能够明显减小流动损失且随着攻角由负到正增加，作用效果先增加后减小，当攻角>+4°，改型方案的损失与原型近似相同，作用效果不明显。

各攻角条件下出口截面节距平均总压损失系数沿径向分布曲线如图 15 所示，方案 2 产生的影响主要集中在叶高 18% 以下。在−6°攻角工况下，改型方案使得 5%~15% 叶高范围内的总压损失提高，从而导致图 14 中叶栅整体损失增加；在−3°攻角工况下，两种结果总压损失系数曲线完全重合，改型方案未产生明显影响；在 0°攻角下，改型方案减小了 18% 叶高以下范围内的总压损失系数；而在+6°攻角下，改型对

总压损失的抑制效果削弱，反而导致 5%~18% 叶高范围内的总压损失增加。

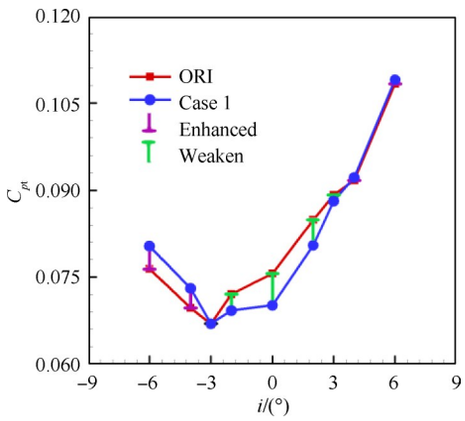
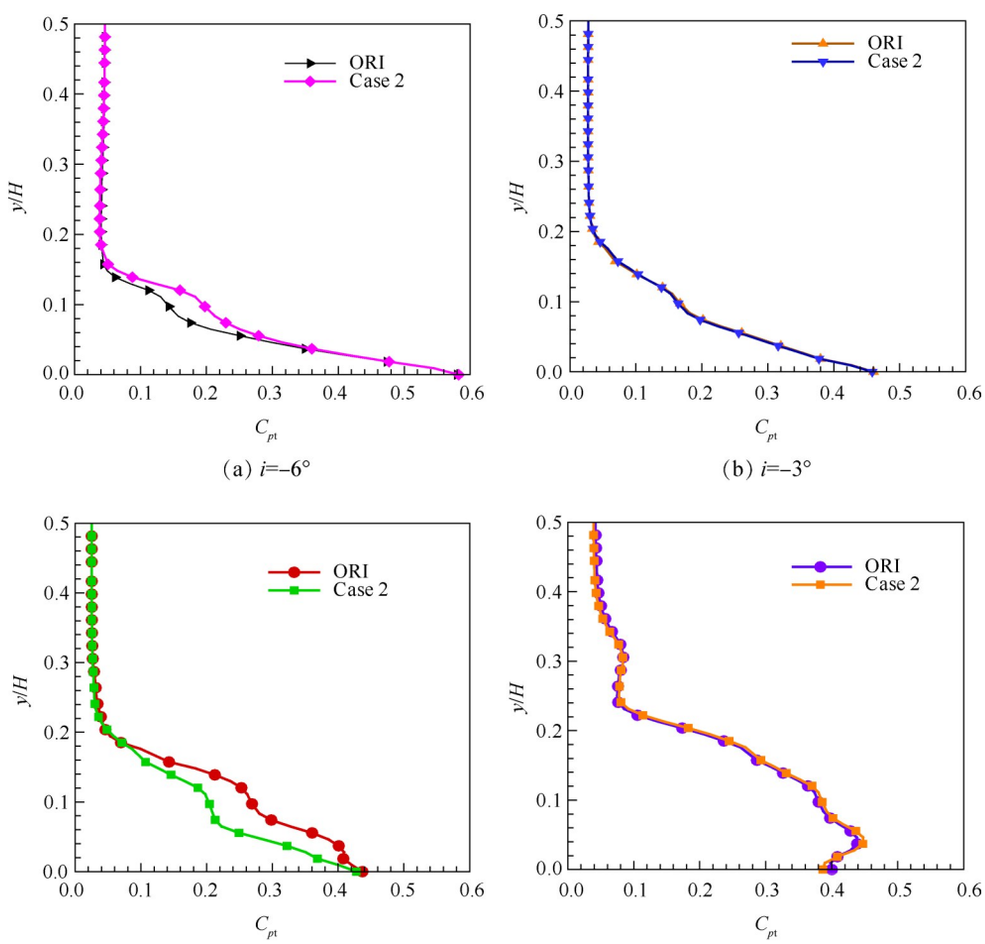


Fig. 14　Total pressure loss coefficient of different incidence angle

图 16 给出不同攻角下角区附近吸力面、端壁以及 4 个与吸力面垂直的截面上的二维流线，显示了叶栅通道内通道涡和分离涡沿着流向发展情况。在横向压力梯度的作用下，随着攻角由负到正增加，通道涡向相邻叶片角区靠近的趋势逐渐增强，其在叶片尾缘与吸力面分离涡汇合形成大尺寸的角区分离越大，造成的流动损失越多。在 −6° 攻角时，通道涡贴近叶片压力面流动，角区分离范围较小，吸力面分离涡产生的损失占据总损失的主要部分，仿生翅室引入的驻留涡造成分离涡起始点更靠近叶片前缘，扩大了角区分离，从而导致图 15(a) 中 18% 以下范围内损失增加。当攻角为 −3° 时，吸力面分离涡的范围增加，分离起始点前移，仿生翅室引入的驻留涡对分离涡产生的影响较小，从而出现了图 15(b) 中改型前后损失近似相同的情况。在 0° 攻角下，仿生翅室对流场结构的影响最明显，能够明显削弱分离涡沿着节距方向的分离范围，减小吸力面角区分离的流动损失。当攻角为 +6° 时，原型叶栅吸力面分离从前缘开始发展到尾缘，仿生翅室不仅没有削弱角区分离范围，反而由于自身诱导的驻留涡，增加了角区分离涡沿着叶高方向的分离范围，从而导致图 15(d) 中根部损失增加。



(a) i=−6°　(b) i=−3°　(c) i=0°　(d) i=+6°

Fig. 15　Radial distribution of pitch-averaged total pressure loss coefficient of different incidence angle

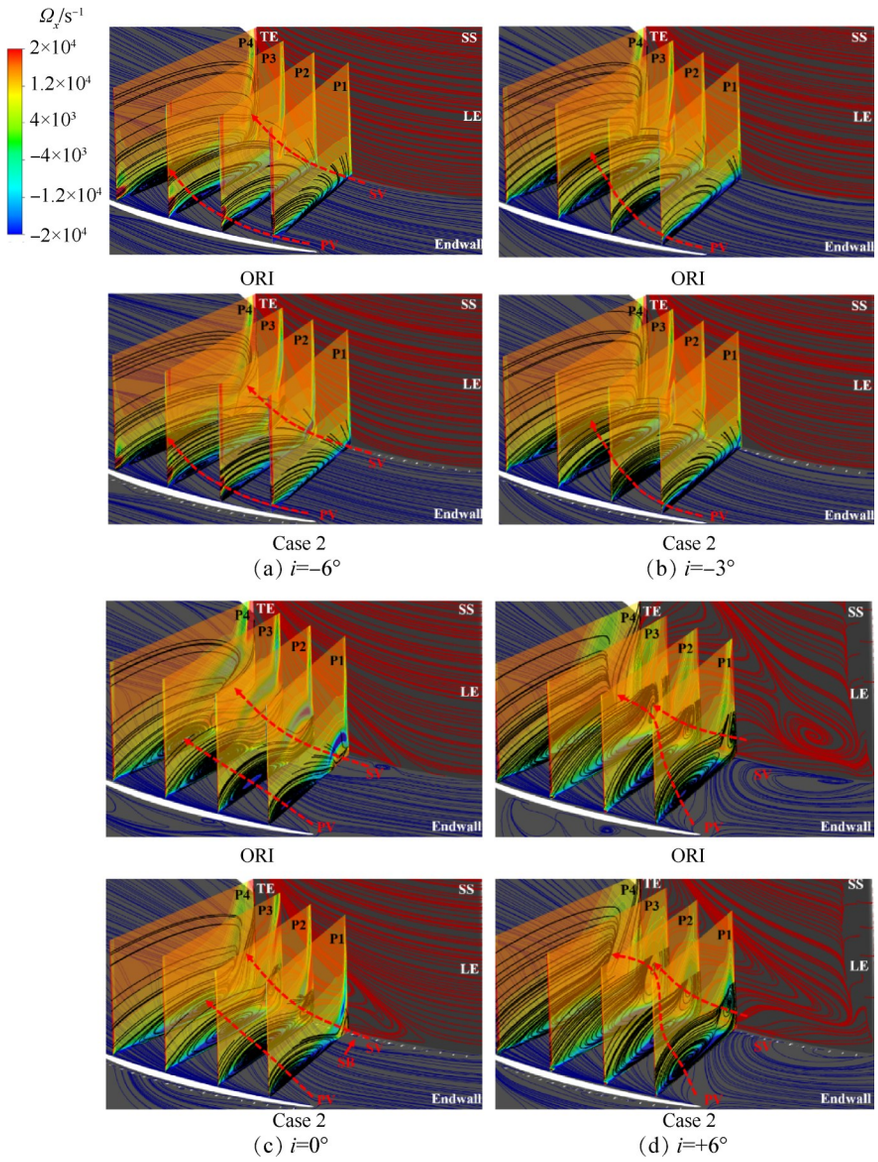


Fig. 16　Vortices developments along the stream-wise of the suction side

4　结论与展望

本文基于蜻蜓翅翼结构特征，在扩压叶栅端壁靠近吸力面侧布置仿生翅室结构，研究了不同深度仿生翅室对角区分离流动的影响，得到如下结论：

（1）仿生翅室结构能够减小流动损失，其诱导的驻留涡，提高了吸力面角区端壁附近的湍动能，能够在最小损失攻角右侧一定范围内有效抑制角区分离沿节距方向的范围，减小流动损失。

（2）0°攻角下，仿生翅室结构对流动损失的控制效果随着深度增加，先增加后减小，深度为 0.2mm 效果最佳，能够使得叶栅的流动损失减小 7.22%，静压系数提高 8.57%。

（3）仿生翅室对流动损失的抑制效果在 0°攻角条件下最明显；在最小损失攻角下改型方案的损失与原型近似相同；当攻角小于最小损失攻角，原型叶栅角区分离较小，仿生翅室诱导分离涡起始点提前，扩大了吸力面的分离范围，从而增加了角区分离损失；当攻角大于最小损失攻角，翅室对角区分离的抑制效果先增强后减弱，在角区分离较大时，反而由于自身引入的驻留涡造成总流动损失增加。

针对仿生翅室结构在更多叶型叶栅乃至在叶轮机械中的应用还有许多问题需要解决，需要在实际应用中不断积累和完善，课题组计划从以下几个方面进行研究。首先，为了验证仿生翅室结构的作用效果以及可行性，在下一步的研究中将选取最佳设计方案进行叶栅风洞吹风试验。另外，目前仅针对一种扩压叶栅叶型进行不同仿生翅室结构进行研

究,不能充分体现出仿生翅室结构具有普遍适用的特性。因此,在下一步研究中将扩大仿生翅室结构在叶轮机械领域研究范围,将其应用在不同叶型的叶栅中,设计多种几何形状和尺寸的仿生翅室结构,探索其对叶栅内部流场结构和流动控制效果之间的关系。基于上述研究,将仿生翅室结构应用到压气机级中,探究其在整级流场中对角区端壁流动的控制效果和机理,进一步考证仿生翅室结构在整级压气机中的适用性。

致 谢:感谢国家自然科学基金和大连海事大学双一流建设专项创新项目的资助。

参考文献

[1] 焦华宾,莫 松. 航空涡轮发动机现状及未来发展综述[J]. 航空制造技术,2015,44(12):62-65.

[2] Hah C, Loellbach J. Development of Hub Corner Stall and Its Influence on the Performance of Axial Compressor Blade Rows[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(1): 67-77.

[3] Qi L, Zou Z, Wang P, et al. Control of Secondary Flow Loss in Turbine Cascade by Streamwise Vortex[J]. *Computers & Fluids*, 2012, 54(1): 45-55.

[4] 梁 田,刘 波,茅晓晨. 附面层抽吸对叶栅角区分离流动的控制研究[J]. 推进技术,2019,40(9):1972-1981.(LIANG Tian, LIU Bo, MAO Xiao-chen. Investigation of Corner Separation Control for Cascade with Boundary Layer Suction[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(9): 1972-1981.)

[5] Zhang H X, Chen S W, Meng Q H, et al. Flow Separation Control Using Unsteady Pulsed Suction Through Endwall Bleeding Holes in a Highly Loaded Compressor Cascade[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 72(1): 455-464.

[6] Eray A, Huu D V, Ali M. Controlling Corner Stall Separation with Plasma Actuators in a Compressor Cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 138(8): 1-13.

[7] Liu H P, Jiang S, Yu Y C, et al. Secondary Flow Control Using Endwall Jet Fence in a High-Speed Compressor Cascade[J]. *Journal of Mechanical Science & Technology*, 2017, 48(31): 41-52.

[8] Evans S, Hodson H, Hynes T, et al. Controlling Separation on a Simulated Compressor Blade Using Vortex-Generator Jets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(4): 819-827.

[9] 马 姗,楚武利,张皓光,等. 涡流发生器和附面层抽吸相结合对于低速压气机叶栅性能的影响[J]. 推进技术,2019,40(3):515-524.(MA Shan, CHU Wu-li, ZHANG Hao-guang, et al. Combined Effects of Vortex Generator and Boundary Layer Suction on Performance of Low-Speed Compressor Cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(3): 515-524.)

[10] Govardhan M, Maharia P K. Improvement of Turbine Performance by Streamwise Boundary Layer Fences[J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2012, 5(3): 113-118.

[11] 刘艳明,钟兢军,伍耐明,等. 吸力面翼刀对压气机叶栅内二次流的影响[J]. 推进技术,2006,27(4):316-320.(LIU Yan-ming, ZHONG Jing-jun, WU Nai-ming, et al. Effect of Using Blade Boundary Layer Fences on the Secondary Flow in Compressor Cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(4): 316-320.)

[12] Cao Z, Liu B, Zhang T, et al. Non-Axisymmetric End Wall Profiling in a Highly Loaded Compressor Cascade[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2019, 233(3): 275-292.

[13] 张龙新,周 逊,吴 帆,等. 凹型轴对称端壁造型在大安装角扩压叶栅中的应用研究[J]. 推进技术,2016,37(10):1869-1874.(ZHANG Long-xin, ZHOU Xun, WU Fan, et al. Application Study of Concave Axisymmetric Endwall Molding in a Compressor Cascade with High Stagger Angle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1869-1874.)

[14] Sasaki T, Breugelmans F. Comparison of Sweep and Dihedral Effects on Compressor Cascade Performance[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(3): 454-463.

[15] 丁 骏,陈绍文,王松涛,等. 亚声速扩压叶栅中弯叶片积叠规律的研究[J]. 推进技术,2017,38(3):570-580.(DING Jun, CHEN Shao-wen, WANG Song-tao, et al. Study on Stacking Rules of Bowed Blade in Subsonic Compressor Cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 570-580.)

[16] 宋红超,季路成,伊卫林. 融合宽度及位置对叶身/端壁融合叶栅性能影响的数值研究[J]. 推进技术,2017,38(11):2479-2487.(SONG Hong-chao, JI Lu-cheng, YI Wei-lin. Investigation on Influence of Width and Position on Performance of Blended Blade and End Wall Cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2479-2487.)

[17] Machida K, Shimanuki J. Structure Analysis of the Wing of a Dragonfly[J]. *Proceedings of Spie the International Society for Optical Engineering*, 2005, 5852(1): 671-

676.

[18] Jongerius S R, Lentink D. Structural Analysis of a Dragonfly Wing[J]. *Experimental Mechanics*, 2010, 50(9): 1323-1334.

[19] Okamoto M, Yasuda K, Azuma A. Aerodynamic Characteristics of the Wings and Body of a Dragonfly[J]. *Journal of Experimental Biology*, 1996, 199(2): 281-294.

[20] Wootton R J. Functional Morphology of Insect Wings[J]. *Annual Review of Entomology*, 1992, 37(1): 113-140.

[21] Kesel A B. Aerodynamic Characteristics of Dragonfly Wing Sections Compared with Technical Aerofoils[J]. *Journal of Experimental Biology*, 2000, 31(20): 25-35.

[22] Kwok M, Mittal R. Experimental Investigation of the Aerodynamics of a Modeled Dragonfly Wing Section[J]. *Bulletin of Faculty of Engineering Toyama University*, 2005, 5(1): 50-53.

[23] Vargas A, Mittal R, Dong H. A Computational Study of the Aerodynamic Performance of a Dragonfly Wing Section in Gliding Flight[J]. *Bioinspiration & Biomimetics*, 2008, 3(2): 1-13.

[24] Tamai M, Wang Z, Rajagopalan G, et al. Aerodynamic Performance of a Corrugated Dragonfly Airfoil Compared with Smooth Airfoils at Low Reynolds Numbers[R]. *AIAA* 2007-483.

[25] Yu Y L, Pu G, Jiang T C, et al. A Dragonfly Wing Inspired Biomimetic Aerodynamic Thrust Bearing for Increased Load Capacity[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2020, 176(1).

[26] 吴宛洋. 高亚声速下压气机叶栅中叶尖小翼控制间隙流动的研究[D]. 大连: 大连海事大学, 2018.

（编辑：史亚红）