

超声速压气机叶栅前缘通道激波损失的鼓包控制研究

刘永振^{1,3}, 徐强仁^{1,3}, 马英群^{1,3}, 赵巍^{1,3}, 赵庆军^{1,2,3}

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;

2. 中国科学院工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;

3. 中国科学院大学 航空宇航学院, 北京 100049)

摘 要: 为了有效减小超声速压气机叶栅变进气马赫数条件下的前缘通道激波损失及由激波诱导的边界层分离,提出了一种带有平直过渡区的新型鼓包结构,并采用数值方法详细分析了新型鼓包结构对激波与激波/边界层相互作用机理以及鼓包几何尺寸与位置对控制效果的影响机制。研究表明:新型鼓包在迎风侧凹面产生的压缩波系有效削弱了前缘通道激波的强度,鼓包过渡区产生的膨胀波系使边界层流体加速,明显抑制了局部流动分离,并使分离提前再附。当某一超声速压气机叶栅的前缘通道激波入射在鼓包的过渡区范围内,鼓包高度为0.35倍的边界层厚度且鼓包迎风侧与背风侧长度分别为过渡区长度4倍与5倍时,可以实现较好的控制效果。此外,与无鼓包方案相比,新型鼓包结构可使超声压气机叶栅在设计工况下的总压损失减少4.6%,同时超声速压气机叶栅进气马赫数在1.65~1.8范围内仍能取得较好的气动减损效果。

关 键 词: 激波/边界层干涉; 鼓包; 总压损失; 超声压气机叶栅; 波系结构

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Investigation on the first passage shock loss with bump control inside a supersonic compressor cascade

LIU Yongzhen^{1,3}, XU Qiangren^{1,3}, MA Yingqun^{1,3},
ZHAO Wei^{1,3}, ZHAO Qingjun^{1,2,3}

(1. Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Key Laboratory of Light-Duty Gas-Turbine, Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. School of Aeronautics and Astronautics,
University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to effectively reduce both losses induced by the first passage shock and resulted from boundary layer separation inside a supersonic compressor cascade at variable inlet Mach numbers, a type of method employing a new kind of 2-D bump structure with straight transition region on the suction side of the supersonic compressor cascade was presented to control the shock-boundary layer interaction. Numerical simulations and then de-

收稿日期: 2019-03-31

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0901402); 国家自然科学基金(51790513)

作者简介: 刘永振(1991—),男,博士生,研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: yongzhen_l@163.com

通信作者: 赵庆军(1977—),男,研究员,博士,研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: zhaoqingjun@iet.cn

引用格式: 刘永振,徐强仁,马英群,等. 超声速压气机叶栅前缘通道激波损失的鼓包控制研究[J]. 航空动力学报,2019,34(10): 2294-2304. LIU Yongzhen, XU Qiangren, MA Yingqun, et al. Investigation on the first passage shock loss with bump control inside a supersonic compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2294-2304.

tailed analyses to demonstrate the control mechanism of the 2-D bump on shocks and shock-boundary layer interactions were conducted as well to investigate the influences of geometric dimensions and positions of the 2-D bump on control results. The investigations show that the compression wave system induced from concave windward surface of the 2-D bump effectively weakens the intensity of the first passage shock and that the expansion wave system produced by the transition region of the bump accelerates the flow in boundary layer, both of which suppress the local flow separation significantly and make the separation reattach in advance. While the first passage shock inside a supersonic cascade impinged on the straight section of the bump, optimal control effect was achieved at dimensionless height of the bump which retained 0.35 times of boundary layer thickness, and also at dimensionless length of windward and leeward side which remained 4 and 5 times of transition region respectively. Moreover, compared with the cascade without 2-D bump, the level for total pressure loss reduced by the bump reached 4.6% with the free stream Mach number 1.75, while the aerodynamic loss of the supersonic compressor cascade with bump was still better than that without bump when the inlet Mach number varied from 1.65 to 1.80.

Key words: shock-boundary layer interaction; bump; total pressure loss; supersonic compressor cascade; shock configuration

提高压气机单级负荷始终是提高航空发动机推质比的一种重要途径,主要包括增大气流折转和提高转子转速^[1]。由于气流折转受制于流动分离,因而增大转子转速是提高单级负荷的主要途径。随转速增加,压气机进口气流相对马赫数进一步提高,通常在部分叶高叶片通道甚至全叶片通道中呈超声速流动。尽管激波有助于提高单级压比,但也会带来一些不利影响^[2]:一是随马赫数的增加,激波损失相对较大;二是激波诱导边界层局部分离甚至完全分离,使分离损失增大;三是较强激波/边界层相互作用会引起叶片通道内气流堵塞,导致起动困难。为此,必须对激波及激波/边界层相互作用进行有效的控制。

激波/边界层干涉的控制技术主要分为主动控制和被动控制两类。前者包括边界层抽吸、射流引射和等离子体激励等措施^[3-6];后者则包括涡流发生器、空腔与鼓包等构型^[7-10]。考虑到叶片强度和流动阻力的影响,鼓包结构相比于其他被动控制方式更具有优势。鼓包控制方法最早出现在外流的流动控制,Mazaheri、Qin 等^[11-12]利用鼓包控制翼型表面的激波/边界层干涉,发现鼓包不仅能够抑制翼型表面的边界层增厚并延迟分离,而且能降低翼型的阻力损失。Ogawa 和 Babinsk^[13]研究了鼓包几何形状对跨声速机翼表面激波/边界层干涉的影响,发现双圆形窄鼓包可以较好的抑制边界层分离,且使机翼总压损失大约减少了 20%。

近年来基于鼓包结构的内流流动控制也受到

了国内外研究学者的关注。张悦、程代姝、谭慧俊等^[14-18]研究发现,可变形鼓包可以有效地抑制高超声速进气道内由激波系诱导的边界层分离。Alistair 和 Qin^[19]的研究表明,鼓包结构可抑制跨声压气机叶片通道内由激波诱导的吸力面边界层分离,可使设计点效率提高了 1.48%,但会导致压气机裕度与变工况性能的降低,且对其变工况的流动特征的影响也未展开详细分析。

综上所述,目前利用鼓包结构对激波/边界层相互作用的控制,在翼型、进气道等方面研究较多,对叶轮机械内流流动的控制机理、鼓包的布置方式及鼓包结构对变工况流动特征的影响有待进一步研究。因此,为了深入揭示鼓包结构控制叶轮机械内部超声流动的作用机理,以二维超声速叶栅为研究对象,针对内流超声流动的典型激波流场特征和变进气马赫数的多工况复杂进气条件,提出了兼顾超声叶栅变工况性能的新型鼓包结构设计方法,并详细揭示了新型鼓包结构在削弱激波强度和抑制由激波诱导边界层分离的作用机制,为超声压气机叶栅/转子的分离流动控制和气动减损提供有益支持。

1 鼓包模型及研究对象

1.1 鼓包控制机理及结构参数

鼓包结构的工作机理如图 1 所示,鼓包结构由迎风侧凹面、过渡区和背风侧凹面三部分组成,

a 、 b 、 c 分别为三部分长度, h 为鼓包高度, l 为鼓包总长度。超声速气流流经鼓包表面时, 迎风侧凹面压缩波系削弱了前缘通道激波, 降低了激波损失; 过渡区膨胀波系使边界层附近的低能气流加速, 并使分离提前再附, 降低了边界层分离损失。

采用四次多项式曲线^[18]对鼓包轮廓进行描述, 鼓包三段曲线之间采取了四次样条曲线光滑

连接, 保证了曲线的三阶连续, 如式(1)所示。为了兼顾超声速叶栅进气马赫数变化导致的通道激波位置偏移, 新型鼓包结构还在其迎风面和背风面之间增加了一部分过渡区, 该过渡区可以保证超声叶栅的来流马赫数在一定范围内变化时, 前缘通道激波始终入射在鼓包的过渡区, 提高变工况性能, 有无鼓包叶栅几何结构如图 2 所示。

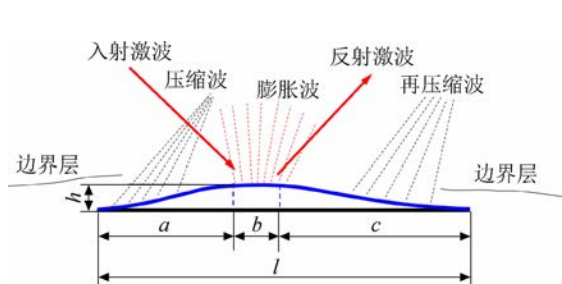


图 1 鼓包工作机理
Fig. 1 Working mechanism of bump

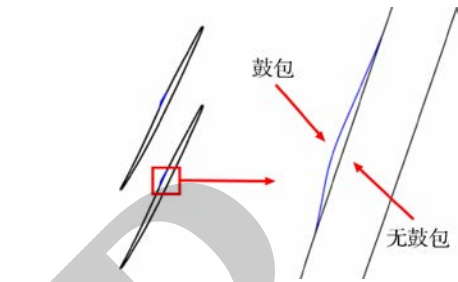


图 2 有无鼓包叶栅几何结构
Fig. 2 Cascade geometry with and without bump

$$f(x) = \begin{cases} h \left[A \left(\frac{x}{Rl} \right)^4 - 2(1+A) \left(\frac{x}{Rl} \right)^3 + (A+3) \left(\frac{x}{Rl} \right)^2 \right] & 0 \leq x \leq Rl \\ h & Rl \leq x \leq (R+K)l \\ h \left\{ \left[B \frac{x - (R+K)l}{1 - (R+K)l} \right]^4 + (2-2B) \right. & (R+K)l \leq x \leq 1 \\ \left. \left[\frac{x - (R+K)l}{1 - (R+K)l} \right]^3 + (B-3) \left[\frac{x - (R+K)l}{1 - (R+K)l} \right]^2 + 1 \right\} & \end{cases} \quad (1)$$

四次项保证了曲线三阶连续, Rl 为鼓包迎风侧长度, $1-(R+K)l$ 为鼓包背风侧长度, R 为鼓包迎风侧长度占鼓包总长度比例, K 为鼓包过渡区长度占鼓包总长度比例, A 、 B 分别为鼓包迎风侧和背风侧型线控制参数。根据文献[14,18]的研究结果, 基准鼓包参数选取如下: 鼓包总长度为 0.1 倍叶栅轴向弦长 $l=15\text{mm}$, $R=0.4$, $K=0.1$, $A=B=1$, 鼓包起止点分别位于 0.493 和 0.593 倍叶栅轴向弦长处, $h=0.35\delta$ (δ 设计来流马赫数条件下激波/边界层干扰起始点处的边界层厚度)。激波入射点与鼓包起始点的距离用 Δl 表示, 可通过改变 Δl 、鼓包高度 h 和迎风侧长度比例 R 的数值来分析鼓包位置、高度和几何形状的控制效果, 最后分析其变工况的适应性。

1.2 研究对象

基于来流马赫数 1.75 的“S”形超声叶栅, 开展吸力面鼓包抑制叶栅前缘通道激波诱导边界层分离研究, 通过多道斜激波和一道结尾正激波组合增压实现超声叶栅的高效增压能力。超声平面叶栅的主要参数如表 1 所示。

表 1 超声压气机叶栅主要参数

Table 1 Main parameters of supersonic compressor cascade

参数	数值
设计来流马赫数	1.75
进口气流角/(°)	70.5
出口气流角/(°)	71.5
安装角/(°)	70
弦长/mm	150
栅距/mm	70
前缘半径/mm	0.2
尾缘半径/mm	0.2

2 数值方法及其验证

2.1 叶栅数值计算方法

由于此超声叶栅目前没有实验数据, 为了确保计算结果的可靠性, 先采用预压缩超声速叶栅 ARL-SL19 进行数值模拟验证, 以弦长作为特征长度进行无量纲化后, 根据文献[20]可以得到叶

型的型线坐标以及叶型的其他主要设计参数。

计算域网格采用结构化网格,第一层壁面网格与壁面的距离为 0.001 mm,确保近壁面 $y^+ < 1$,叶栅前尾缘点附近进行网格加密,叶栅网格如图 3 所示。采用 Fluent 计算软件,基于密度修正的隐式求解二维定常 N-S 方程。进口设置为超声进口,给定进口总温、总压及各速度分量。出口设置为亚声出口,给定静压。周期性边界条件设置为平移周期,叶片表面设置为绝热无滑移边界条件。

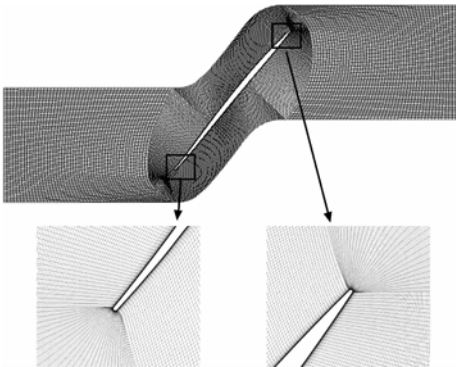


图 3 叶栅网格
Fig.3 Mesh of cascade

2.2 湍流模型选择及网格无关性验证

图 4 给出了进口马赫数(Ma)为 1.58,静压升(p_2/p_1)为 2.3 时不同湍流模型计算得到的叶片表面等熵马赫数分布(图中 SS 为吸力面,PS 为压力面),计算对比了 $k-\omega$ 、Spalart-Allmaras (S-A)和 shear stress transport (SST) 三种湍流模型,根据模拟与实验的结果对比来看, $k-\omega$ 湍流模

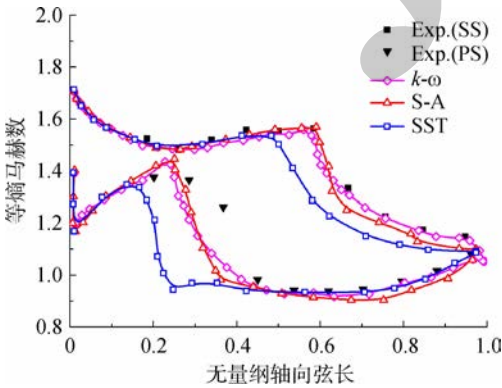


图 4 湍流模型对叶表等熵马赫数分布的影响
($Ma=1.58, p_2/p_1=2.3$)

Fig.4 Effect of using different turbulence models on isentropic Mach number on blade surface
($Ma=1.58, p_2/p_1=2.3$)

型与实验结果最接近。因此后续进行超声叶栅模拟时采用 $k-\omega$ 湍流模型。在设计条件下进行了 5 万、12 万、17 万和 22 万 4 套不同网格数的数值计算结果与实验结果对比,当网格数达到 17 万时,进一步提高网格数已经不会对计算结果造成影响,与实验结果基本一致,因此后续计算采用此尺寸网格。

3 计算结果及其分析

3.1 鼓包的控制机理分析

为了展现鼓包对激波/边界层干涉控制效果,首先进行了有无基准鼓包控制时超声压气机叶栅激波系结构与边界层分离结构对比,并对其控制原理展开分析。由于激波/边界层干涉的 Reynolds averaged Navier-Stokes(RANS)计算结果与实验数据存在一定的偏差,但其预测结果趋势与实验符合较好,对于相关分析具有一定的参考价值^[21-22]。

图 5 为设计点有无鼓包控制时叶栅相对马赫数分布云图。从图 5(a)和图 5(b)两图可以看出,无鼓包控制时,由于前缘通道激波较强,在叶片吸力面激波入射位置处出现马赫杆及激波诱导的局部分离泡结构;采用鼓包控制后,前缘通道激波根部的马赫杆结构由压缩波系和斜激波代替,分离泡基本消除。鼓包的控制机理可归纳为:鼓包迎风侧凹面压缩波和过渡区膨胀波削弱了前缘通道激波根部的激波强度,降低了激波/边界层干涉的

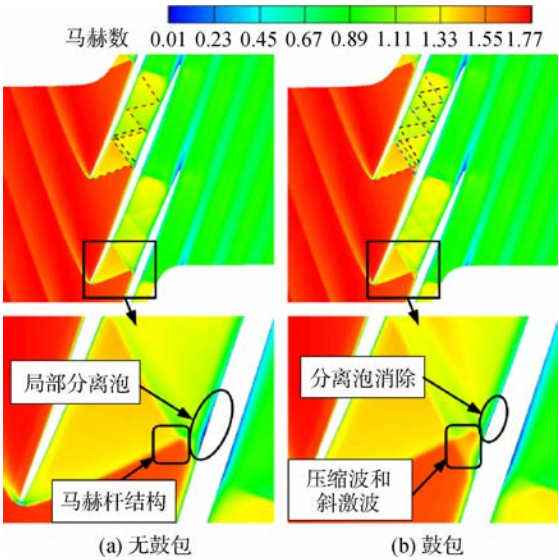


图 5 超声压气机叶栅马赫数分布云图

Fig.5 Mach number contours of supersonic compressor cascade

强度,激波损失及激波诱导的边界层分离损失降低;另外鼓包过渡区膨胀波的气流加速作用使得鼓包背风侧边界层低能流体加速,分离再附点向上游移动,分离区明显缩小,分离损失减小。

为了清楚显示叶栅通道内激波系结构及波系间相互干扰现象,采用相对马赫数分布云图和激波函数分布云图相结合对流场进行描述。激波函数^[23]

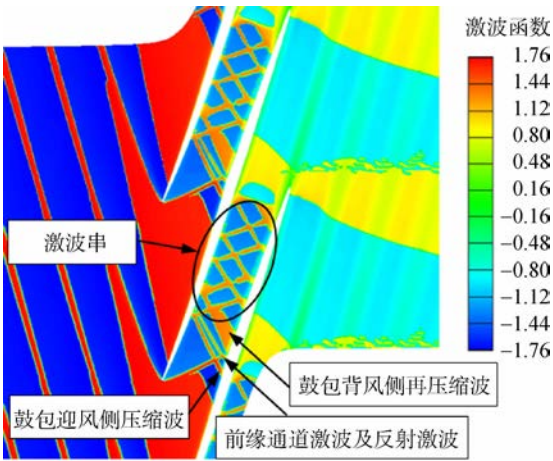
$$f_{\text{shock}} = \frac{\mathbf{V} \cdot \nabla p}{a |\nabla p|}$$

(2)

式中 $\mathbf{V}$ 为速度矢量, ∇p 为压力梯度, a 为当地声速。激波函数为标量场,其值的大小反映了气流压缩或膨胀的程度,气流压缩时其值为正,气流膨胀时其值为负,存在激波或者强压缩波时其值大于 1。

图 6 为有无基准鼓包控制时叶栅激波函数分布云图,结合图 5 马赫数分布云图可以看出,采用鼓包控制之后,叶栅通道内激波系结构与无鼓包相比呈现新的分布特征。从图 6(a)可得,无鼓包控制时叶栅通道内有一道明显的入射激波及其形成的一系列反射激波系,最终以正激波结尾,另外超声气流在分离泡下游产生弱压缩波,经过一次反射后减弱消失。采用鼓包控制后,如图 6(b),叶栅通道内有两道明显的反射激波系形成激波串结构,一道源于鼓包迎风侧凹面产生的较强的压缩波,另一道源于鼓包背风侧凹面处产生的再压缩波。由于前缘通道激波的波前马赫数经过压缩波后降低,前缘通道激波及其反射激波的强度均明显减弱。

由图 7 叶片表面静压分布可知,无鼓包控制时,在叶片吸力面表面形成了较大的局部逆压梯度,此时由入射激波产生的静压升为 1.91。采用



(b) 鼓包

图 6 超声压气机叶栅激波函数分布云图
Fig. 6 Shock function contours of supersonic compressor cascade

鼓包控制后将一次较大的压升过程拆分为三个阶段进行。第一阶段为鼓包迎风侧压缩波增压,静压升为 1.42;第二阶段为前缘通道激波增压,静压升从 1.26 增加到 1.75;第三阶段为鼓包背风侧再压缩波增压,静压升从 1.75 增加到 1.85。所以,鼓包在一定程度上降低了由较强入射通道激波本身导致的较大增压比和局部强逆压梯度,降低激波损失及激波诱导的边界层分离损失,从而达到减少总压损失的目的。

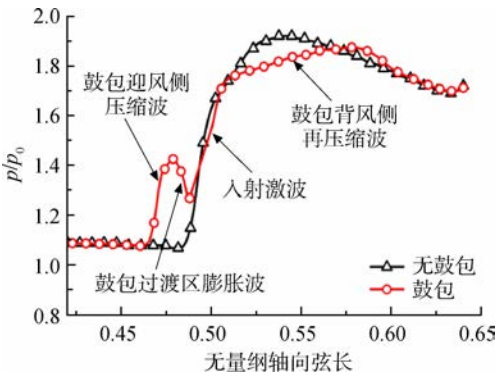
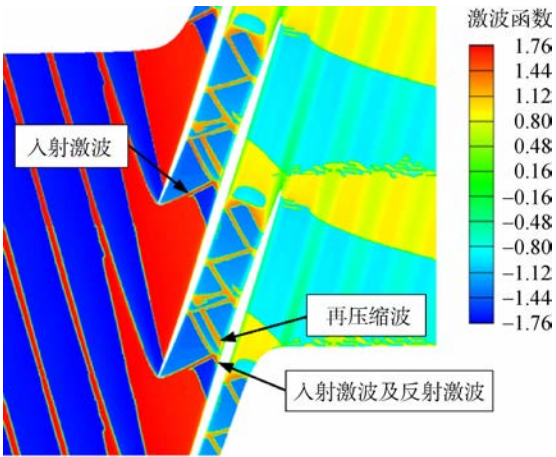


图 7 叶片表面静压分布

Fig. 7 Static pressure distribution of blade surface

图 8 为有无鼓包控制超声叶栅来流角特性图,因为鼓包结构只是改变前缘通道激波入射位置附近的局部叶型曲率变化,并未改变进口无遮盖段叶型曲线,所以有无鼓包控制叶栅进口气流角随着进气马赫数变化曲线一致。由于预压缩叶栅进口无遮盖段存在负曲率,进口气流角随着马赫数的增加先减小后增大,且在设计马赫数时进口气流角与叶型进口几何角相差最小。



(a) 无鼓包

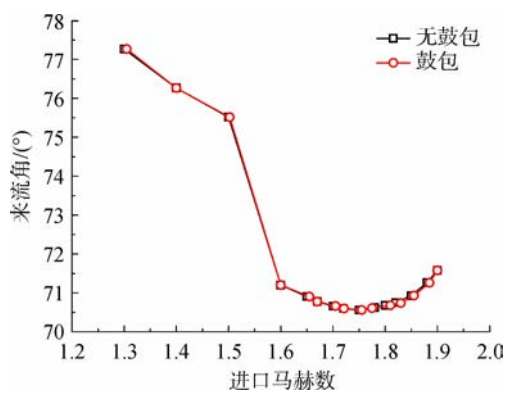


图 8 来流角特性图

Fig. 8 Calculated inlet flow angle curve

图 9 为叶栅出口马赫数的分布,从图中可以看出采用鼓包控制之后叶栅主流区的速度相对于无鼓包控制偏高,根据马赫数云图和激波函数云图可以得到,鼓包迎/背风侧诱发的压缩波系削弱了激波强度,抑制了边界层分离,在叶栅通道中相互干扰向下游传播,使主流区激波强度减弱,出口速度偏高。

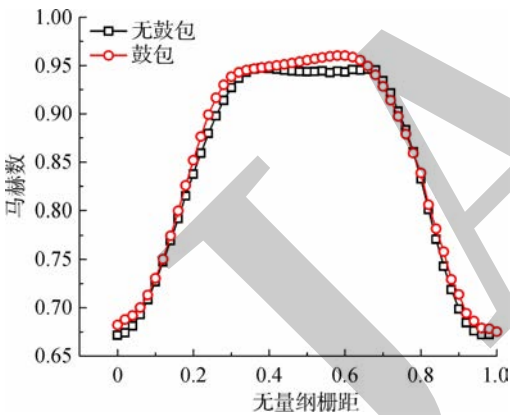


图 9 超声叶栅出口马赫数分布

Fig. 9 Mach number distribution at outlet of supersonic cascade

3.2 鼓包位置的控制效果分析

鼓包结构和几何尺寸保持不变,在设计工况下通过改变鼓包在叶栅吸力面叶表的位置,使激波入射不同鼓包位置,分析其对激波诱导边界层分离的抑制效果和对叶栅通道内激波系结构的影响。在研究过程中保持来流条件不变,激波入射点与鼓包起始点的距离用 Δl 表示, Δl 分别取为 $0.2l$ 、 $0.35l$ 、 $0.45l$ 、 $0.6l$ 、 $0.75l$ 。分析这五种情况下叶栅通道内的分离结构、波系结构和叶栅气动性能。叶栅中流动损失用总压损失系数表示,总压损失系数定义为

$$\omega = \frac{p_{01} - p_{02}}{p_{01} - p_1} \tag{3}$$

式中 p_{01} 和 p_{02} 分别为进、出口总压, p_1 为进口静压。进口压力取值截面距离叶栅前缘额线为 0.5 倍的叶栅轴向弦长 (26.5 mm), 出口压力取值截面距离叶栅尾缘额线为 0.75 倍的叶栅轴向弦长 (39.7 mm)。

图 10 为前缘通道激波入射到鼓包不同位置时叶栅总压损失随静压升变化,由图可得当激波入射点从鼓包迎风侧到背风侧过程中,叶栅总压损失先减小后增大,当 $\Delta l = 0.45l$ 时总压损失最小,设计点总压损失相比于无鼓包控制减少 4.6%。由于基准鼓包迎风侧、过渡区和背风侧长度比例为 4 : 1 : 5, 所以此时激波入射位置恰好位于基准鼓包过渡区中点处。

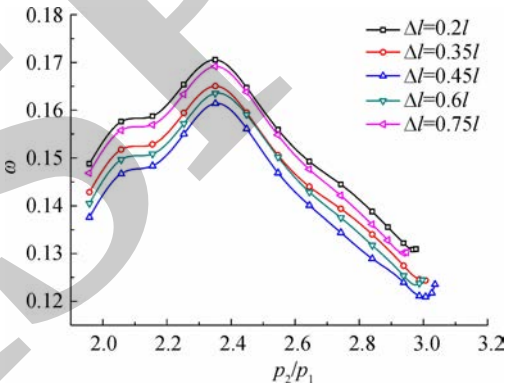


图 10 激波入射鼓包不同位置叶栅总压损失随静压升变化

Fig. 10 Variation of total pressure loss with static pressure rate with different impinging on positions of shock

图 11 为马赫数分布云图,由图可知总压损失随鼓包位置的变化规律可归因于激波诱导的边界层分离区先减小后增大,激波入射点在鼓包过渡区中点处时,边界层分离区消失。当激波入射鼓包迎风侧时,边界层分离并没有被抑制,在鼓包的上游出现了明显分离,这主要由于来自鼓包凹面压缩波产生的压力上升和入射激波本身产生的压力上升相互耦合,设计点总压损失增加;当激波入射鼓包背风侧时,分离区的产生主要是由于气流经过压缩波后在鼓包过渡区膨胀波的作用下加速,形成了局部高速区,入射激波增强,鼓包抑制边界层分离能力下降。此外,随着激波入射点与鼓包相对位置的不同,叶栅通道内激波系结构呈现不同分布特征。激波入射鼓包迎风侧时,叶栅通道内有一道明显的反射激波系;激波入射鼓包

过渡区时,叶栅通道内有两道明显的反射激波系;激波入射鼓包背风侧时,叶栅通道内有三道明显的反射激波系。

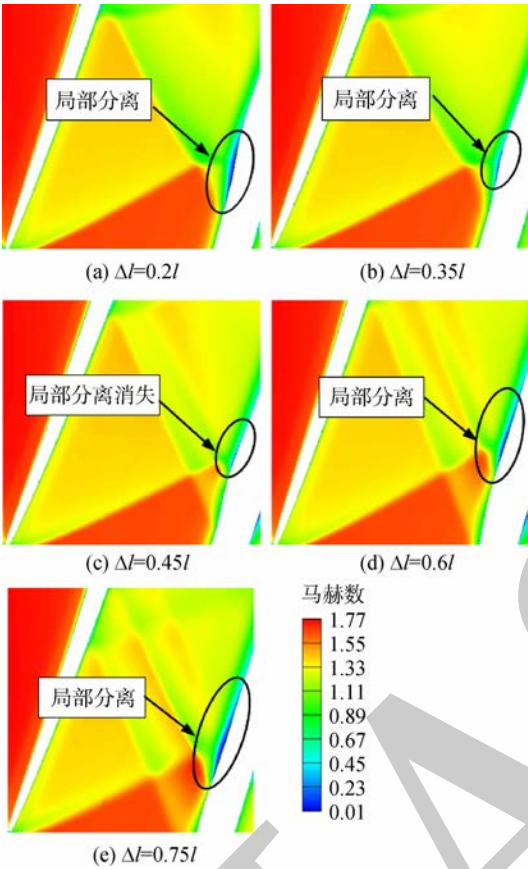


图 11 激波入射鼓包不同位置叶栅马赫数分布云图
Fig. 11 Mach number contours with different impinge on positions of shock

3.3 鼓包高度的控制效果分析

基准鼓包的位置保持不变,此时激波入射点位于鼓包过渡区中点处,在设计工况下研究鼓包高度的变化对抑制激波诱导边界层分离的影响规律。 h 分别取为 0.2、0.3、0.35、0.4 和 0.5 倍边界层厚度,对比这五种情况下叶栅的气动性能。

图 12 为不同鼓包高度时叶栅总压损失随静压升变化,由图可知当鼓包高度在一定范围内变化时,总压损失随着鼓包高度的增加而减小;当鼓包高度超过一定范围时,总压损失随着鼓包高度的增加反而增加,当鼓包高度为 0.35 倍边界层厚度时总压损失最小。

图 13 为不同鼓包高度下叶栅马赫数分布云图,由图可知叶栅总压损失随鼓包高度的增加先减小后增大的原因可以归纳为,鼓包高度在一定范围内时,随着高度的增加,鼓包迎风侧凹面压缩

波减速增压作用增强,对前缘通道激波诱导的边界层分离抑制作用增强,分离区逐渐减小,与此同时,鼓包背风侧凹面的再压缩波也随之增强。当鼓包高度超过一定范围时,虽然分离区基本消失,但鼓包背风侧凹面再压缩波增强,叶栅通道内激波损失增加,总压损失增加。

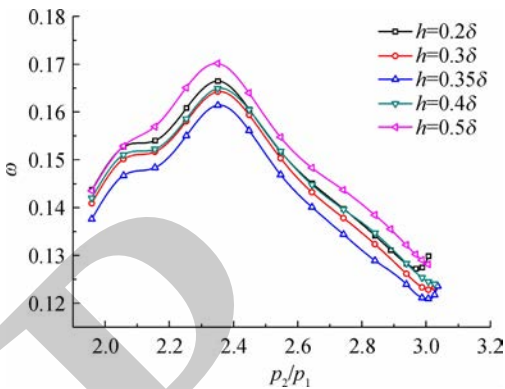


图 12 不同鼓包高度叶栅总压损失随静压升变化
Fig. 12 Variation of total pressure loss with static pressure rate with different height of bump

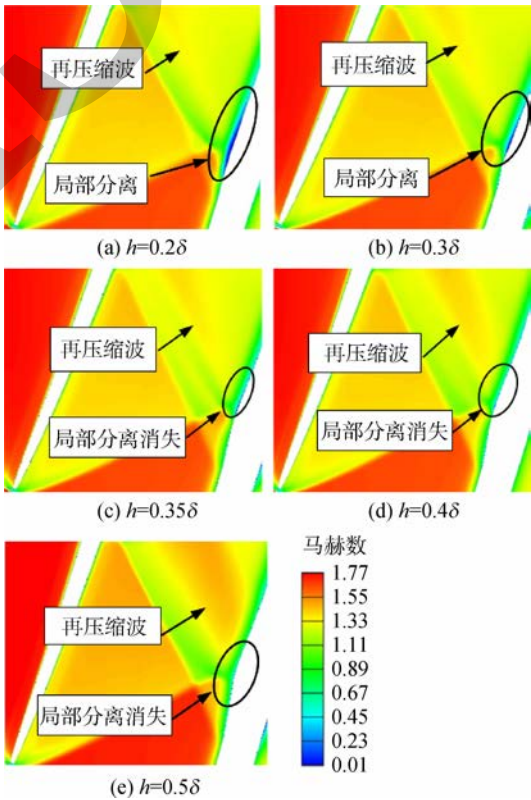


图 13 不同鼓包高度下叶栅马赫数分布云图
Fig. 13 Mach number contours with different height of bump

3.4 鼓包几何形状的控制效果分析

为了研究鼓包几何形状在设计工况下对叶栅

性能的影响,保持激波入射点位于鼓包过渡区中点处,基准鼓包总长度及过渡区保持不变,改变鼓包迎风侧长度比例, R 分别取 0.2、0.3、0.4、0.5、0.6。图 14 和图 15 分为不同几何形状鼓包控制下叶栅马赫数分布云图和总压损失随静压升的变化曲线图,由图可以发现当 $R=0.4$,即鼓包迎风侧、过渡区和背风侧比例为 4 : 1 : 5 时,叶栅总压

损失最小。这主要是由于当鼓包长度一定,迎风侧所占长度比例较小时,此时迎风侧曲线斜率较大,类似于前向台阶流动,在鼓包迎/背风侧均产生分离;当迎风侧所占长度比例较大,背风侧所占长度比例较小时,此时背风侧曲率变化较大,在鼓包背风侧出现了局部分离区。所以合理的分配鼓包迎风侧和背风侧所占长度比例,可以有效的抑制激波诱导的边界层分离,减少叶栅总压损失。

3.5 鼓包变工况适应性分析

为了研究鼓包对叶栅变工况性能的影响,在基准鼓包作用下研究了不同背压和来流马赫数情况下鼓包对激波/边界层干涉的控制能力。此时激波入射鼓包过渡区中点、鼓包最大厚度为 0.35 倍边界层厚度。图 16 为设计来流马赫数时叶栅总压损失系数随着静压升的变化,由图可知随着出口背压的变化,采用鼓包控制相比于无鼓包控制叶栅总压损失都有减小,在设计点总压损失减小了 4.6%,最高静压比时总压损失减小了 5.8%,并且最高静压比相对于无鼓包控制增加了 1.6%。

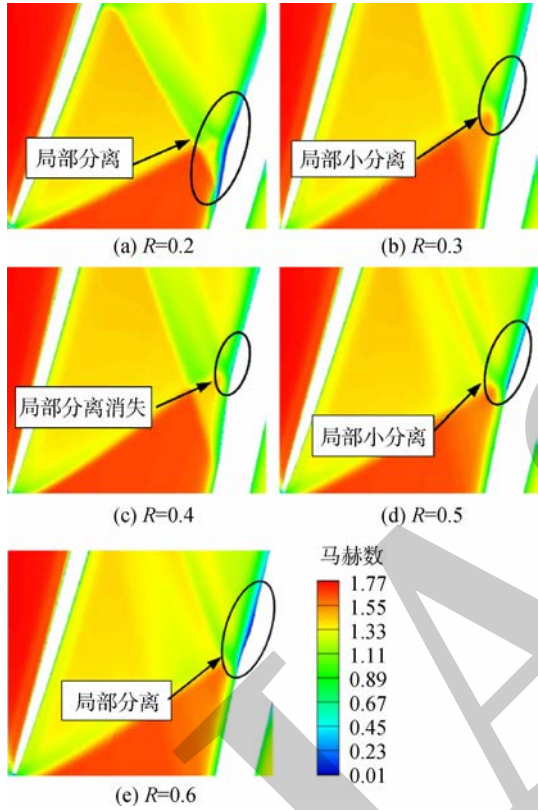


图 14 不同鼓包几何形状叶栅马赫数分布云图
Fig. 14 Mach number contours with different geometries of bump

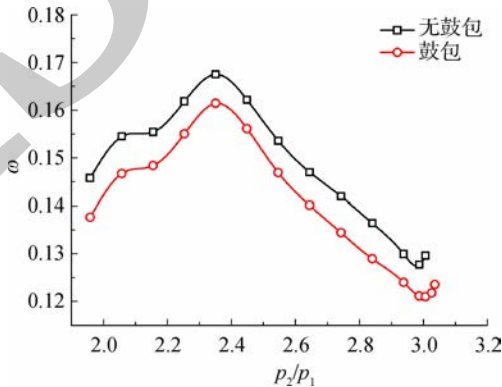


图 16 总压损失系数随静压升变化
Fig. 16 Variation of total pressure loss with static pressure rate

图 17 为设计来流条件下不同静压升有无鼓包控制马赫数分布云图。对比静压升(p_2/p_1)为 2.45 和 2.95 马赫数云图可得,在低背压时,结尾激波靠近叶片尾缘,由于叶栅通道内为超声速流动,背压提升后不会对上游来流条件产生影响,所以在结尾激波到达叶片吸力面鼓包位置之前,鼓包始终可以达到削弱前缘通道激波根部激波强度,抑制边界层局部分离的效果。当静压升为 3.02 时,结尾激波被推进到鼓包位置处与前缘通道激波相交,由马赫数分布云图可知此时鼓包控制叶栅的激波诱导边界层分离区面积小于无鼓包控制叶栅,总压损失减小了 5.2%。随着背压的

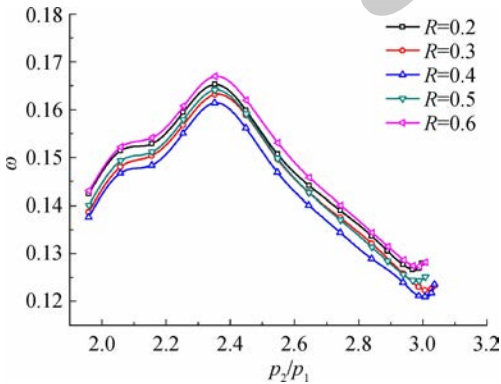


图 15 不同鼓包几何形状叶栅总压损失随静压升变化
Fig. 15 Variation of total pressure loss with static pressure rate with different geometry of bump

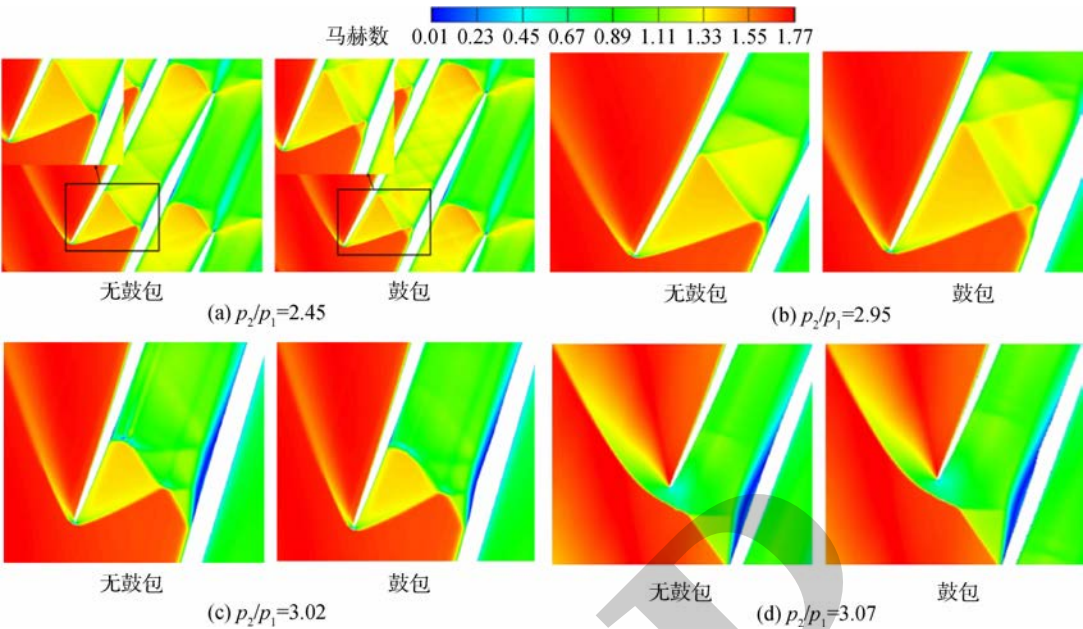


图 17 设计来流下不同静压升马赫数云图

Fig. 17 Mach number contours with different static pressure ratio at design inflow conditions

进一步提升, 结尾激波被推出叶栅通道, 如静压升为 3.07 马赫数云图所示, 此种工况已经超出鼓包的作用区域, 此时有无鼓包控制叶栅均出现较大区域边界层分离, 总压损失基本一致。综上所述, 在结尾激波被推出叶栅通道之前, 鼓包结构始终可以起到抑制激波诱导的流动分离, 降低总压损失的效果。

图 18 为设计静压升 2.7 时总压损失系数随着来流马赫数的变化, 从图中可以看出来流马赫数在 1.65~1.80 范围内, 总压损失相比于无鼓包控制时都有降低, 并且降低的幅度随着马赫数的增大先增加后减小。这主要由于随着来流马赫数的变化, 进口气流角和波前马赫数均发生变化, 最终导致前缘通道激波强度和入射位置发生变化。结合图 19 不同来流马赫数下叶栅马赫数分布云图可知, 随着来流马赫数的提高, 激波入射点位置分别由鼓包迎风侧凹面到鼓包过渡区再到鼓包背

风侧凹面。叶栅前缘通道激波入射到鼓包过渡区时, 对边界层分离有较好的抑制效果, 因此在设计鼓包结构时, 根据来流马赫数在最大厚度点附近设计一定的过渡区域, 以保证来流马赫数在一定

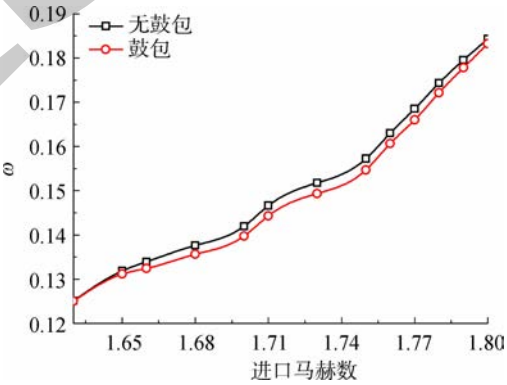


图 18 总压损失系数随进口马赫数变化

Fig. 18 Variation of total pressure loss with different inlet Mach numbers

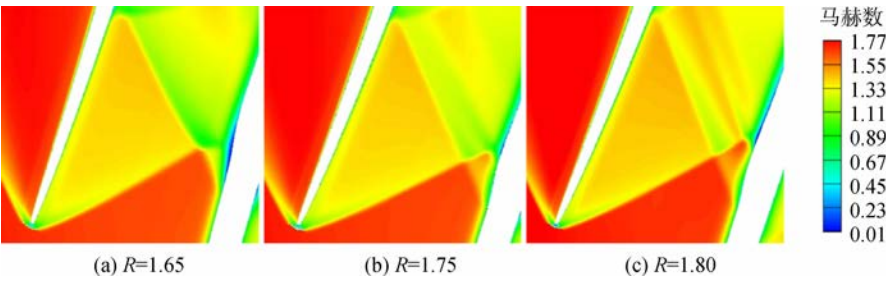


图 19 不同来流马赫数下叶栅马赫数分布云图

Fig. 19 Mach number contours with different inlet Mach number

范围内变化时,激波入射点可以始终落在吸力面鼓包过渡区,改善叶栅的变工况性能。

4 结 论

基于鼓包结构控制叶轮机内部超声流动的作用机理,以二维预压缩超声速扩压叶栅为研究对象,提出了一种能够兼顾叶栅变工况进气条件的新型鼓包结构,并详细分析了鼓包尺寸和位置变化对控制超声叶栅多工况条件下内部激波/边界层干涉的影响机制,初步得出如下结论:

1) 设计工况下,新型二维鼓包迎风侧压缩波系削弱了前缘通道激波根部的激波强度,同时鼓包过渡区产生膨胀波使边界层附近的低能流体加速,并使局部分离提前再附。相比于无鼓包控制,新型鼓包结构可使超声叶栅设计工况的总压损失降低 4.6%。

2) 设计工况下,通过调整鼓包位置使激波入射点由鼓包迎风侧偏移到背风侧的过程中,超声叶栅的总压损失呈现先减小后增大的变化趋势,且当激波入射点位于鼓包过渡区区域时控制效果最好。同时,当鼓包高度为 0.35 倍的边界层厚度,且鼓包迎风侧、过渡区和背风侧的长度比例为 4:1:5 时,可以实现较好的控制效果。

3) 非设计工况下,当超声叶栅的进气马赫数在 1.65~1.80 的工作范围内变化时,前缘通道激波可以始终入射在鼓包过渡区范围内,实现较好的控制效果,同时减损效果会随着马赫数的增大呈现先增加后减小的变化趋势,但是此时的总压损失相比于无鼓包控制时均有明显减小。

以上结论分析是基于数值模拟得到的,在后续工作中需要通过叶栅实验进一步验证。另外对于鼓包附近的流动还需要通过高精度数值仿真大涡模拟进一步分析边界层内部流动和激波系结构变化。

参考文献:

- [1] SHAHPAR S, JOHN A, QIN N. Alleviation of shock-wave effects on a highly loaded axial compressor through novel blade shaping[R]. ASME Paper GT2016-57550, 2016.
- [2] BABINSKY H, HARVEY J, DELÉRY J M. Shock wave-boundary-layer interactions [M]. Cambridge, MA: Cambridge University Press, 2011: 5-60.
- [3] SEMIU A G, NICHOLIS A C. Control of three-dimensional separation in axial compressor by tailored boundary layer suction[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(10): 301-308.
- [4] SHNEIDER M N, MACHERERT S O, MILES R B. Analysis of magneto hydrodynamic control of scramjet inlets [J]. AIAA Journal, 2004, 42(11): 2303-2310.
- [5] MACHERET S O, SHNEIDER M N, MILES R B. Optimum performance of electron beam driven magneto hydrodynamic generators for scramjet inlet control[J]. AIAA Journal, 2007, 45(9): 2157-2163.
- [6] KALRA C S, ZAIDI S H, ALDERMAN B J, et al. Non thermal control of shock-wave induced boundary layer separation using magneto-hydrodynamics[J]. AIAA Plasma-dynamics and Lasers Conference, 2007, 38(9): 4128-4138.
- [7] PEARCEY H H. Shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control, boundary layer and flow control[M]. New York: Pergamon Press, 1961: 1166-1344.
- [8] HERGES T G, DUTTON J C, ELLIOTT G S. Surface-flow visualization and pressure sensitive paint measurement in the large scale low-boom inlet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6): 1243-1257.
- [9] GHOSH S, CHOI J, EDWARDS J. Numerical simulations of effects of micro vortex generators using immersed-boundary methods[J]. AIAA Journal, 2010, 48(1): 92-103.
- [10] BLINDE P L, HUNBLE R A, OUDHEUSDEN B W. Effects of micro-ramps on a shock wave/turbulent boundary layer interaction[J]. Shock Waves, 2009, 19(6): 507-520.
- [11] MAZAHERI K, CKIANI K. Optimization and analysis of shock wave/boundary layer interaction for drag reduction by shock control bump[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42(22): 196-208.
- [12] QIN Ning. Three-dimensional contour bumps for transonic wing drag reduction[J]. Aerospace Engineering, 2008, 3(13): 619-629.
- [13] OGAWA H, BABINSKY H. Shock-wave/boundary-layer interaction control using three-dimensional bumps for transonic wings[J]. AIAA Journal, 2008, 46(6): 1442-1452.
- [14] 张悦, 谭慧俊, 张启帆. 一种进气道内激波/边界层干扰控制的新方法及其流动机理[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 265-274.
ZHANG Yue, TAN Huijun, ZHANG Qifan. A new method and its flow mechanism for control of shock/boundary layer interaction in hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(2): 265-274. (in Chinese)
- [15] 程代姝, 张悦. 结合次流控制的壁面鼓包对激波/边界层干扰的控制方法研究[J]. 推进技术, 2018, 39(3): 528-237.
CHENG Daishu, ZHANG Yue. Control of incident shock/boundary layer interaction by a bump combined with secondary flow control[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(3): 528-237. (in Chinese)
- [16] ZHANG Yue, TAN Huijun. Control of incident shock/boundary-layer interaction by a two-dimensional bump[J]. AIAA Journal, 2014, 52(4): 767-776.
- [17] ZHANG Yue, TAN Huijun. Influence of corner expansion wave on cowl shock/boundary layer interaction in hypersonic inlets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30

(5):1183-1191.

[18] ZHANG Yue,TAN Huijun. Control of cowl shock/boundary-layer interaction in hypersonic inlets by bump[J]. AIAA Journal,2015,53(11):3492-3495.

[19] ALISTAIR J, QIN N. Using shock-wave bumps to improve transonic fan/compressor blade performance[R]. ASME Paper GT2018-77065,2018.

[20] TWEEDT D L,SCHREIBER H A. Experimental investigation of the performance of a supersonic compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery,1988,110(4):456-466.

[21] BORISOV A V, MAKSIMOV A I, FEDOROVA N N. Verification of turbulence models and computational methods of supersonic separated flows[R]. Novosibirsk, Russia;International Conference on the Methods of Aerophysical Research,1996:54-61.

[22] BORISOV A V,ZHELTOVODOY A A. Experimental and numerical study of supersonic turbulent separated flows in the neighborhood of two-dimensional obstacles[J]. Fluid Dynamics,1999,34(2):169-181.

[23] 董明,葛宁,陈云. 跨声速涡轮叶栅激波损失控制方法[J]. 航空动力学报,2018,33(5):1226-1235.

DONG Ming, GE Ning, CHEN Yun. Shock loss control methods for transonic turbine cascades[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(5):1226-1235. (in Chinese)

(编辑:叶 青)