

尾缘 S_3 面积比梯度对涡轮后机匣的影响

李姝蕾¹, 金东海^{1,2}, 桂幸民^{1,2}, 李金玮³, 闫嘉祥¹, 宋满祥¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新研究中心, 北京 100191;

3. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304)

摘 要: 针对整流叶栅与支板融合设计中难以采用三维叶片造型对二次流进行控制的情况,开展对涡轮后机匣内部整流叶栅尾缘 S_3 面积比梯度的研究。以某 1.5 级涡轮为例,通过数值模拟的方法,对比三种设计的内部流场和气动性能,验证了降低尾缘 S_3 面积比梯度控制角区二次流的方法。结果显示:尾缘 S_3 面积比梯度从 0.01 降低到 -0.05 时,整流叶栅总压恢复系数从 0.979 升高到 0.991,5%展高处 S 参数从 0.011 降低到 0.005,吸力面和轮毂端壁处的回流区消失,角区分离得到有效控制;尾缘 S_3 面积比梯度从 -0.05 降低到 -0.10 时,吸力面角区流动速度增加,5%展高处 S 参数不再变化、堵塞程度降低、轴向密流比(AVDR)升高、总压恢复系数升高。

关 键 词: 涡轮数值模拟; 涡轮后机匣; 二次流动控制; 角区分离; 尾缘 S_3 面积比梯度

中图分类号: V235.11 **文献标志码:** A

Influence of S_3 area ratio gradient at trailing edge on turbine rare frame

LI Shulei¹, JIN Donghai^{1,2}, GUI Xingmin^{1,2}, LI Jinwei³,
YAN Jiexiang¹, SONG Manxiang¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. Aero Engine Academy of China, Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

Abstract: For the intergraded design of support plate and outlet guide vane, where it's difficult to apply the three-dimensional blade design, the secondary flow in the outlet guide vane can be controlled by changing S_3 area ratio gradient at the trailing edge. The numerical results of inner flow field and aerodynamics performance of three designs were compared in a 1.5 stage turbine. The results showed that when the gradient reduced from 0.01 to -0.05, the overall total pressure recovery coefficient of the outlet guide vane increased from 0.979 to 0.991, and the S parameter on 5% span reduced from 0.011 to 0.005. The back-flow zone on the hub endwall and the suction side of the blade disappeared, and the corner separation was effectively controlled. When gradient reduced from -0.05 to -0.10, the flow velocity in the corner zone increased, and at the 5% span, corner blockage lessened, axial velocity

收稿日期:2019-07-23

基金项目:国家科技重大专项(2017-I-0005-0006)

作者简介:李姝蕾(1995—),女,硕士生,主要从事叶轮机气动热力学研究。

引用格式:李姝蕾,金东海,桂幸民,等.尾缘 S_3 面积比梯度对涡轮后机匣的影响[J].航空动力学报,2020,35(2):422-431. LI Shulei, JIN Donghai, GUI Xingmin, et al. Influence of S_3 area ratio gradient at trailing edge on turbine rare frame[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2): 422-431.

density ratio (AVDR) increased, total pressure recovery coefficient increased, yet the S parameter didn't change.

Key words: turbine numerical simulation; turbine rear frame; secondary flow control; corner separation; S_3 area ratio gradient at trailing edge

在叶轮机械中,由于叶片表面以及端壁均会存在黏性边界层,其与主流之间产生强烈相互作用,形成了“二次流”^[1]。二次流动是叶轮机械损失上升的主要根源,导致了约三分之一的损失^[2]。角区流动就属于二次流动的范畴,由于吸压力面压差造成的横向压力梯度,端壁边界层流体向吸力面角区堆积,在流向逆压梯度的作用下形成吸力面-端壁包围的回流区,造成流道堵塞,影响叶轮机的气动性能^[3]。

角区分离的控制方法中,较为常用的有三维叶片设计、端壁造型等。三维叶片的设计方法包括:叶片弯^[4-5]、掠^[6]、端弯^[7]。几种三维叶片造型方法可以进行综合,形成弯掠^[8-9]、端弯联合弯叶片^[10]等复合弯掠叶片以实现对角区流场的控制。端壁造型方法主要分为两种,一种是轴对称端壁造型,主要适用在流向压力梯度主导的扩压叶栅中^[11],另一种是非轴对称端壁造型,适用于端区横向二次流动占主导地位的高负荷压气机叶栅中^[12]。

涡轮后机匣(turbine rear frame, TRF)是发动机承力系统的一部分,内部一般配有支板,整流叶栅(outlet guide vane, OGV)具有导流的作用,需要在尽可能小的总压损失条件下将出口气流转为轴向方向^[13]。为了降低发动机重量,TRF 内的支板和 OGV 可以融合设计,兼具支撑和导流的作用。

对于 OGV 中的二次流动,国内外众多学者进行了大量的研究工作。2006 ~ 2008 年, Hjärne 等开展了一系列研究,通过数值模拟和实验方法对 TRF 出口流场及涡结构进行了详细分析^[14-17]。北航的冯亚辉等对低压涡轮 TRF 进行实验研究,对比了设计点与非设计点 OGV 的整流及损失情况^[18]。以上研究在考虑损失时仅考虑了总压损失系数等参数,没有单独对 OGV 角区流场堵塞情况进行分析。Sonoda 等采用更改叶片负荷分布的形式控制 OGV 端壁和角区流场,并用试验进行了验证^[19-20]。以上研究中的 OGV 处于紧邻涡轮的较为平直的流道中,目前对于 TRF 中的 OGV 与支板融合设计的研究较少。

OGV 本质上为扩压静子叶栅,对于 TRF 内 OGV 与支板融合的新型设计,由于内部需要满足通过管路的要求,难以采用三维叶片造型方法;同时,因后部需与尾喷管相连,TRF 的轮毂流道一般为向下收缩的流道,根据弯管流动的原理^[21],近轮毂处内壁转弯后半程逆压梯度较大;对于低弯度直叶片 OGV,端区横向流动较弱,为流向压力梯度主导,因此可以采用轴对称端壁造型方法进行角区流动控制。

S_3 面积指的是与流动方向相垂直的流面面积,其沿程变化受到子午流道型线和叶片厚度变化带来的复合作用影响。轴对称端壁造型一般采用轮毂或机匣型线的修型实现,可采用正弦函数进行型线描述^[22-24]。在不同半径、形状的流道中,应用不同的基元叶型和负荷分布,同样的流道造型造成的 S_3 面积变化量值不同。因此,直接考察 S_3 面积沿程变化规律对 TRF 的影响,可以更方便的应用在不同半径、不同形状的 OGV 的设计当中。

本文针对 TRF 内 OGV 与支板融合的新型结构设计,以某型 1.5 级涡轮为例,探索尾缘 S_3 面积比梯度对 TRF 的影响。

1 数值模拟方法与研究方法

1.1 研究对象

某型 1.5 级涡轮的原型子午流道结构图如图 1 所示,4-4 截面为涡轮导向器进口截面,5-5 截面

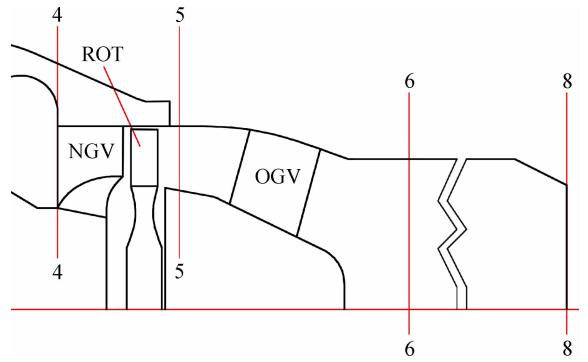


图 1 涡轮结构图及截面示意

Fig. 1 Structure and section definition of the turbine

为涡轮转子出口截面,6-6 截面为涡轮后机匣出口截面,8-8 截面为尾喷管出口截面。其中涡轮导向器(nozzle guide vane)用 NGV 表示,涡轮转子(rotor)用 ROT 表示,OGV 则采用与支板融合的新型结构设计,由于 TRF 后需要与尾喷管相连,OGV 轮毂流道向内倾斜。

1.2 研究方法

对原型 1.5 级涡轮的 TRF 轮毂部分进行修改,OGV 叶片采用 CDA077 叶型,最大厚度为 10%弦长,最大厚度位置为 30%轴向位置,叶片数为 10 片,使用自主发展的通流和任意中弧线造型程序进行 OGV 叶片造型。

沿流向方向在 TRF 流道中总共布置 18 个计算站计算 S_3 面积,其中 OGV 叶片区分配 11 个计算站,轮毂 6 个控制点控制流道型线,根据流道几何可计算得到无叶栅存在时的 S_3 面积;根据生成 OGV 叶片坐标将叶片所占 S_3 面积近似为梯形计算,已知叶片稠度即可得到叶栅所占用的 S_3 面积;两者作差值即为实际流动中 S_3 流面面积。取喉道截面为参考截面,对应于最大厚度所在位置,所有 S_3 面积按照喉道截面面积进行归一化处理,得到 S_3 面积比(area ratio,记为 R_{area})。尾缘 S_3 面积比梯度(gradient,记为 G)计算公式为

$$G = \frac{R_{area,1c} - R_{area,0.8c}}{1 - 0.8} = 5(R_{area,1c} - R_{area,0.8c})$$

(1)

式中 $R_{area,1c}$ 、 $R_{area,0.8c}$ 分别为 OGV 叶片 100%、80%轴向位置处 S_3 面积比。

改变叶片区最后一个控制点的位置以改变尾缘 S_3 面积比梯度,做出三种具有不同尾缘 S_3 面积比梯度的设计,表 1 中给出三种设计的尾缘面积比梯度,图 2 中标出在不同设计子午流道中各计算站与控制点的位置。

表 1 各设计尾缘 S_3 面积比梯度

Table 1 S_3 area ratio gradient of different designs

参数	设计 A1	设计 A2	设计 A3
尾缘 S_3 面积比梯度	0.01	-0.05	-0.10

从子午流道可以看出,与轴对称端壁造型方法不同,调整尾缘 S_3 面积比梯度产生的轮毂型线没有局部凹凸,流道是连续变化的。图 3 给出三种设计下的叶片区 S_3 面积比沿流向分布情况。

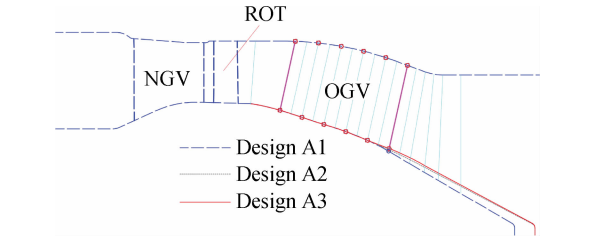


图 2 各设计 TRF 流道图

Fig. 2 TRF flow path of different design

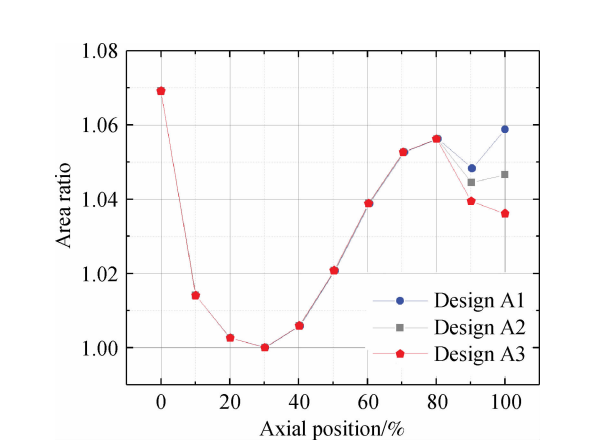


图 3 各设计叶片区 S_3 面积比沿流向分布

Fig. 3 Streamwise distribution of S_3 area ratio in the blade section of different designs

角区分离和堵塞程度的衡量标准采用 S 参数和参数 $1 - \bar{K}$ 来实现。 S 参数是 2008 年 Lei 等^[25]提出的角区失速判别准则,表示叶根与叶中气动负荷 Ψ_z 的减少量。在叶中部分没有发生分离的情况下,可以反映端区与中间叶高处流动状况的差异程度。当 $S > 0.12$ 时,认为压气机通道发生角区失速。参数 $1 - \bar{K}$ 是 Joslyn 等^[26]用来定量描述流动分离对流道堵塞影响程度的参数, $\bar{K}$ 为堵塞因子,其表达式为

$$\bar{K} = \frac{\overline{C_x^a}}{\overline{C_x^m}}$$

(2)

式中 $\overline{C_x^a}$ 为轴向速度的面积周向平均值, $\overline{C_x^m}$ 为轴向速度的流量周向平均值。

1.3 数值模拟方法

采用商用软件 NUMECA 对 1.5 级涡轮原型和改型进行三维定常数值模拟研究。涡轮导向器叶片数为 25,转子叶片数为 52,采用 Auto Grid 5 生成网格。根据数值模拟的结果,当总网格数 ≥ 120 万、OGV 部分网格数 ≥ 62 万时,涡轮气动性能和 OGV 总压恢复系数基本不发生变化,验证了计算的网格无关性。因此,以下设计采用满足无关性要求的同一网格拓扑结构,如图 4 所示。

计算流体沿用参考文献[27]中的燃气,求解方程采用定常 Navier-Stokes 方程,湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型,壁面 $y^+ < 10$ 。计算域进口条件给定设计点总温为 1 197.51 K,总压为 521.4 kPa,轴向进气,涡轮转子转速为 22 000 r/min,出口给定平均静压。

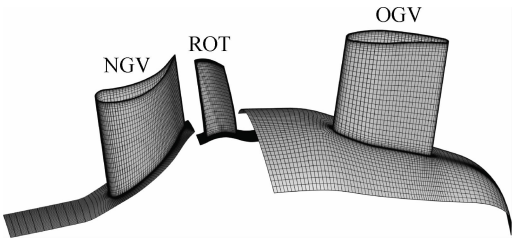


图 4 数值模拟网格图
Fig. 4 Mesh of numerical simulation

1.4 数值模拟方法的验证

考虑到试验测量数据的数量与质量,选择与试验相对应的进口总温为 1 282.34 K,总压为 561.198 kPa,试验测量截面位置在图 5 中标出,标注单位为 mm,数值模拟与试验数据的对比在表 2 中给出,测量截面编号参见图 5,原型 OGV 总压恢复系数展向分布 σ_{ogv} 的结果在图 6 中给出,测量径向位置误差为 $\pm 1.5\%$, σ_{ogv} 误差为 $-0.002 \sim +0.004$ 。在 50%展高位置处 OGV 总压恢复系数绝对误差为 0.009,其余数据最大相对误差仅为 5.56%,验证了数值模拟结果的可信性。

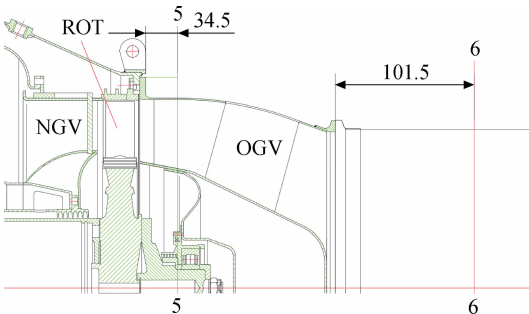


图 5 试验测量位置(单位:mm)
Fig. 5 Test measurement position (unit:mm)

通过数值模拟结果中叶片和轮毂端壁表面流线和静压分布图(图 7)可以看出,原型 OGV 在吸力面出现了典型的二维分离,分离线占据了整个展高范围,这解释了试验中 OGV 总压恢复系数偏低的原因。

表 2 试验与数值模拟结果对比
Table 2 Comparison of test and numerical simulation results

参数	试验	数值模拟	相对误差/%
燃气流量/(kg/s)	14.09	13.99	0.71
50%展高处 6-6 截面总温/K	1062.89	1051.70	1.05
48%展高处 6-6 截面总压/kPa	178.932	188.886	5.56
64%展高处 6-6 截面总压/kPa	188.453	196.167	4.09
50%展高处 OGV 总压恢复系数	0.886	0.877	1.02

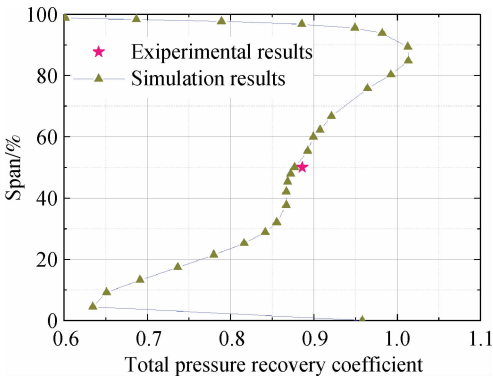


图 6 OGV 总压恢复系数展向分布
Fig. 6 Spanwise distribution of total pressure recovery coefficient of OGV

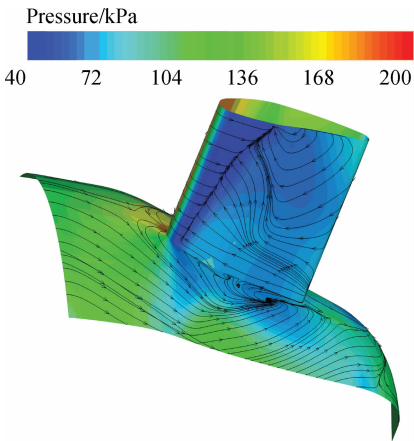


图 7 原型 OGV 叶片和轮毂端壁表面流线和静压分布图
Fig. 7 Streamline and pressure distribution on blade and hub endwall of the prototype OGV blades

2 结果与讨论

图 8 中显示了三种 OGV 改型设计的叶片表面和轮毂端壁极限流线和静压分布。在 A1 设计中,角区分离使叶片尾缘附近的端壁和吸力面处均形成了回流区,与低负荷压气机叶栅中出现的角区分离形式相同^[28];尾缘 S_3 面积比梯度降低到 -0.05 后,由于尾缘局部面积的收缩,角区分离由开放式转化为封闭式,主要表现为角区低能流体的径向迁移;尾缘 S_3 面积比梯度从 -0.05 变为 -0.10 ,面积进一步收缩,尾缘处速度增加,低能流体更快的被带出叶片通道,流动方向更接

近轴向,但角区径向迁移所占叶片展高的百分比变化不大。

各设计叶片区域内 40%、60%、80%、100% 轴向位置处 S_3 面的马赫数 Ma 和熵线图如图 9 和图 10 所示,可以看出,A1 中存在一个典型的吸力面开放式角区分离造成的低 Ma 高熵区,从 40% 轴向位置就开始出现,随流向发展逐渐占据更大叶片展高范围和叶片通道范围;A2 和 A3 设计中吸力面角区仅出现了低能流体的径向迁移,40% 轴向位置处不再出现明显的高熵低 Ma 区,说明尾缘 S_3 面积比梯度变化不仅会影响尾缘位置流场,对流场的影响作用也会前传。A2 和 A3 两个设计仅在 100% 轴向位置处显示出差别,随尾缘 S_3 面积比梯度的降低,吸力面角区 100% 轴

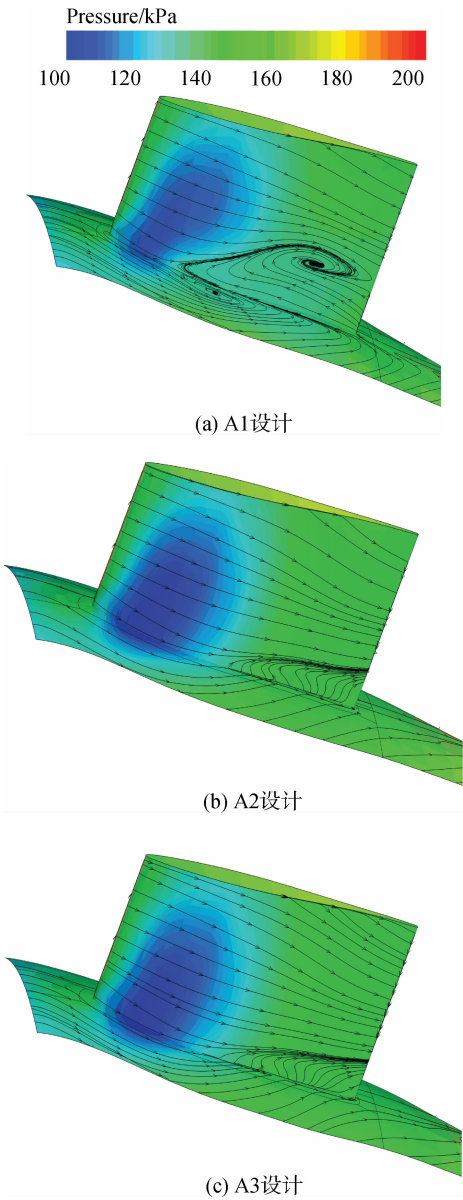


图 8 OGV 叶片和轮毂端壁表面流线和静压分布图
Fig. 8 Streamline and pressure distribution on blade and hub endwall of OGV blades

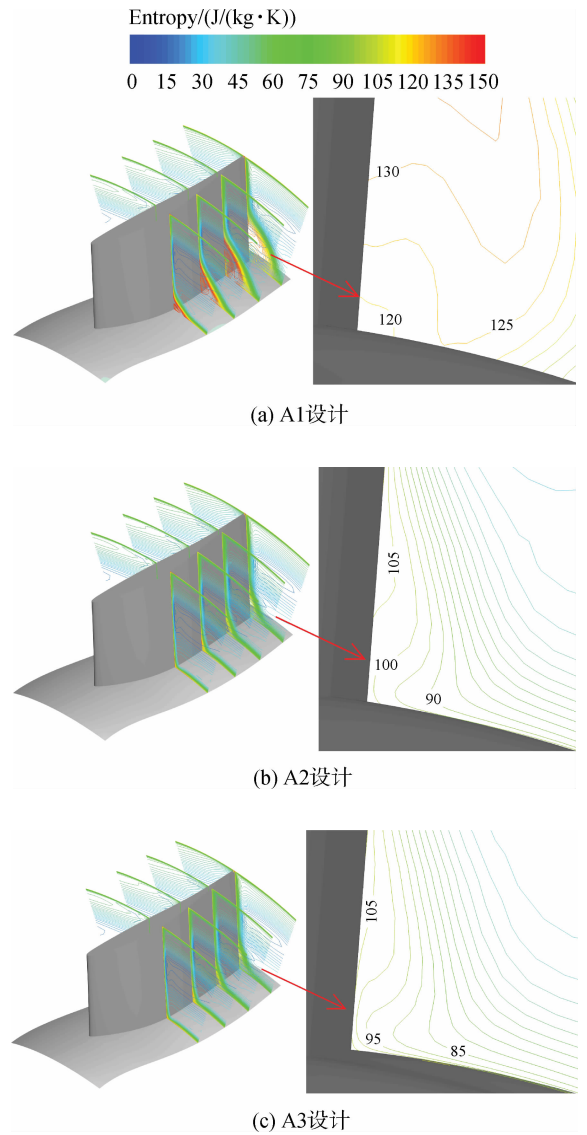


图 9 OGV 叶片各 S_3 截面熵线图
Fig. 9 Entropy distribution on S_3 section of OGV blades

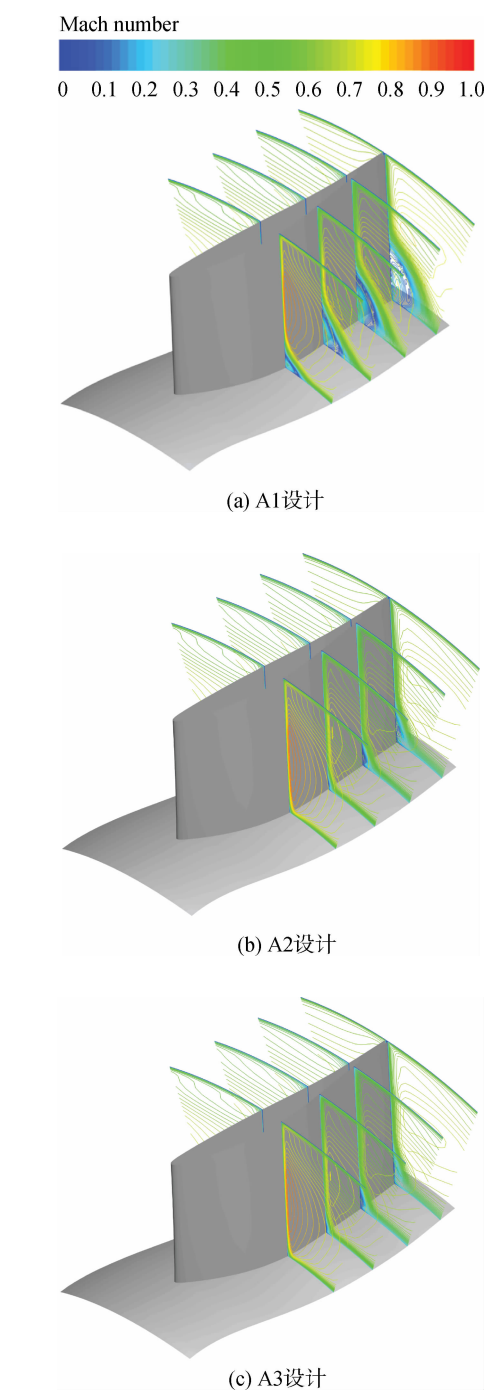


图 10 OGV 叶片各 S_3 截面 Ma 线图
Fig. 10 Mach number distribution on S_3 section of OGV blades

向位置处 Ma 增加,熵线图变化并不显著。放大观察 100%轴向位置吸力面角区可以看出 A3 设计的熵值略低于相应位置处 A2 设计的熵值,这说明在尾缘 S_3 面积比梯度降低到 -0.05 以下时,继续降低尾缘梯度、收缩 S_3 面积只能带来局部的速度升高,有利于角区低能流体更快地通过吸力面角区。

各设计 OGV 叶片 150%和 200%轴向位置

处的 S_3 面的熵线图对比结果在图 11 中给出。经历掺混后尾缘 S_3 面积比梯度更大的 A1 设计的熵也明显大于 A2 和 A3 设计,而 A2、A3 设计仅在 150%轴向位置处近轮毂端壁处数值有微小差别。

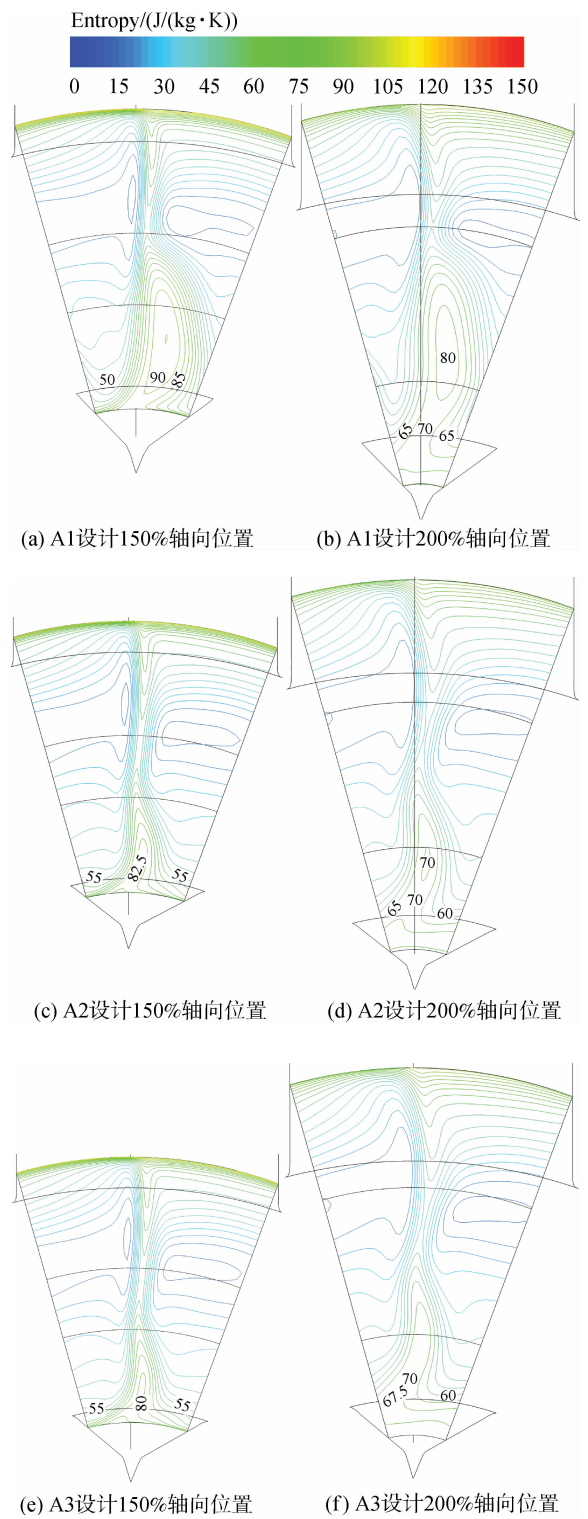


图 11 OGV 叶片 150%和 200%轴向位置 S_3 截面熵线图
Fig. 11 Entropy distribution on 150% and 200% axial position S_3 section of OGV blades

图 12 为 OGV 尾缘 100% 轴向位置处 Ma 展向分布图,由于吸力面角区分离的存在,流管向上收缩,A1 设计中高展高处 Ma 明显大于 A2、A3;根部由于存在角区分离引起的流道堵塞,流管向压力面方向收缩,从图中显示的周向平均结果来看, Ma 略高于 A2 设计。降低尾缘 S_3 面积比梯度本质上是缩小了尾缘 S_3 面积,可以引起 OGV 叶片尾缘根部气流加速。A3 设计由于尾缘 S_3 面积比梯度更低, Ma 高于 A2 设计。

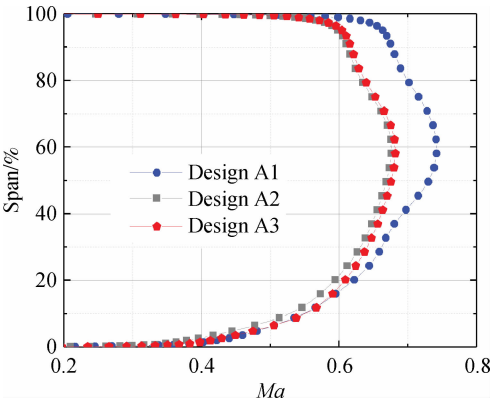


图 12 各设计 OGV 叶片尾缘 Ma 展向分布
Fig. 12 Spanwise distribution of Mach number at the trailing edge of OGV blades in different designs

图 13 中显示了按 OGV 进口 0% 和出口 100% 轴向位置网格计算的总压恢复系数展向分布结果,表 3 中给出了尾缘 S_3 面积比梯度与 OGV 整体以及 5% 展高截面处总压恢复系数的对比。三个设计的 OGV 叶片中由于都没有出现明显的二维分离,整体差别不大,但由于 A1 设计中出现了典型的开放式角区分离,相应部分总压恢复系数较低,而在更高展高处,由于流管的挤压

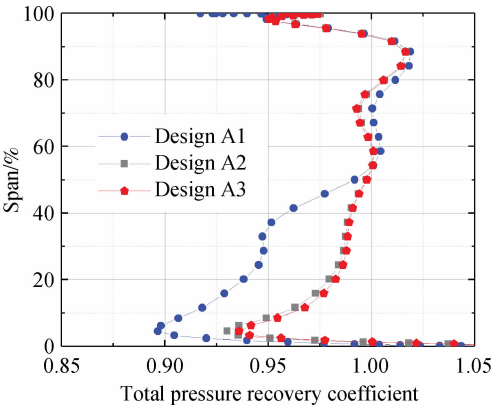


图 13 各设计 OGV 叶片总压恢复系数展向分布
Fig. 13 Spanwise distribution of total pressure recovery coefficient of OGV blades in different designs

作用,损失有所降低,总压恢复系数有所升高;A3 与 A2 设计仅在较低展高位置数值有所差别,根部 A3 设计总压恢复系数略高于 A2 设计。各个设计 5% 展高位置和 OGV 整体总压恢复系数在表 3 中列出,可以看出随着尾缘 S_3 面积比梯度降低,5% 展高位置处总压恢复系数依次升高;平均总压恢复系数在尾缘梯度从 0.01 变化到 -0.05 时升高了 0.012,而尾缘梯度从 -0.05 降低到 -0.10 没有明显变化。

表 3 各设计 OGV 叶片总压恢复系数对比
Table 3 Comparison of total pressure recovery coefficient of OGV blades in different designs

参数	设计 A1	设计 A2	设计 A3
尾缘 S_3 面积比梯度	0.01	-0.05	-0.10
平均 OGV 总压恢复系数	0.979	0.991	0.992
5% 展高处 OGV 总压恢复系数	0.896	0.930	0.936

为衡量尾缘 S_3 面积比梯度对角区分离的程度影响,计算 5% 展高位置各设计的 S 参数,在表 4 中列出。计算得到的 S 参数均小于 0.12,因此三个设计的角区流场都没有“严重恶化”,尾缘 S_3 面积比梯度从 0.01 降低到 -0.05, S 参数有所降低,但 A2、A3 设计数值上没有差别,说明尾缘 S_3 面积比梯度从 -0.05 降低到 -0.10,从叶片负荷角度衡量,端区流场的差别不大。

表 4 各设计 OGV 叶片 S 参数对比
Table 4 Comparison of parameter S of OGV blades in different designs

参数	设计 A1	设计 A2	设计 A3
尾缘 S_3 面积比梯度	0.01	-0.05	-0.10
5% 展高处 S 参数	0.011	0.005	0.005

5% 展高的叶片表面静压系数图如图 14 所示,当尾缘 S_3 面积比较大时,A1 设计吸力面最低压力系数高于 A2、A3 设计,即吸力面最高流动速度较低,在 30% 轴向位置开始出现了一个压力平台区,影响了压力的继续升高,与前面观察到的 A1 设计中出现的角区分离相对应,显示了此处角区低能流体由于无法克服逆压梯度而产生回流;在尾缘 S_3 面积比梯度从 0.01 降低到 -0.05 后,尾缘 S_3 面积收缩,吸力面最低压力系数降低,即吸力面最高流动速度升高,角区低能流体得到加

速,更快地通过角区,使得 30% 轴向位置后的压力平台区消失,吸力面压力增长均匀;在尾缘 S_3 面积比梯度从 -0.05 降低到 -0.10 的过程中,尾缘 S_3 面积继续收缩,角区低能流体继续加速,但 5% 展高位置的叶片表面静压系数分布几乎完全一致,解释了 A2、A3 设计中 S 参数相同的原因。静压系数 C_p 的定义如下:

$$C_p = \frac{p - p_5}{p_5^* - p_5}$$

(3)

式中 p 为当地静压值。

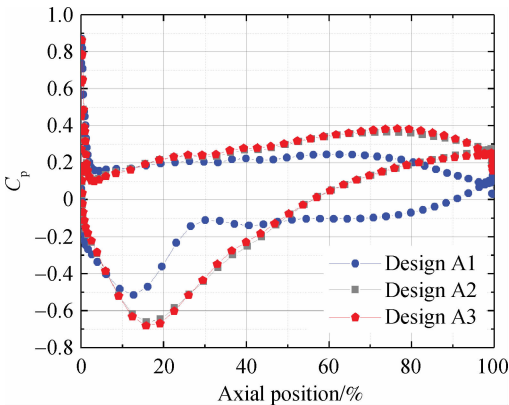


图 14 各设计 OGV 叶片 5% 展高叶片表面静压系数分布
Fig. 14 Surface pressure coefficient distribution of OGV blades on 5% span in different designs

图 15 给出了按 OGV 进口 0% 和出口 100% 轴向位置网格计算的轴向密流比(axial velocity density ratio, AVDR) 展向分布,也可以反映出端区流场堵塞程度的变化,当尾缘 S_3 面积比梯度从 0.01 降低到 -0.05 时,根部 AVDR 略有升高,由角区分离引起的径向方向流管收缩、中高展高处 AVDR 较大的现象消失;当尾缘梯度继续降低到 -0.10 时,由于尾缘局部 S_3 面积的收缩,速度有所升高,根部 AVDR 明显增大。

图 16 显示了 5% 展高的 AVDR 轴向分布,当尾缘 S_3 面积比梯度为 0.01 时,由于在 40% 位置已经出现开放式角区分离,AVDR 有所降低,而后分离流动向更高展高方向发展,60% 轴向位置处 AVDR 有所回升,随角区分离流的发展,AVDR 在出口处达到最低;当尾缘 S_3 面积比梯度为 -0.05 和 -0.10 时,吸力面仅有封闭式角区分离出现,除尾缘站外,AVDR 的值没有很大变化;由于 A3 设计的尾缘 S_3 面积比梯度最小,气流速度最快,AVDR 值最高。

为了定量描述尾缘 S_3 面积比梯度变化对流动堵塞程度的影响,计算各设计堵塞参数 $1-\bar{K}$

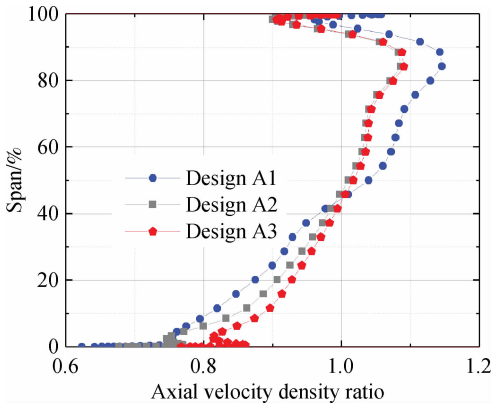


图 15 各设计 OGV 叶片 AVDR 展向分布
Fig. 15 Spanwise distribution of AVDR of OGV blades in different designs

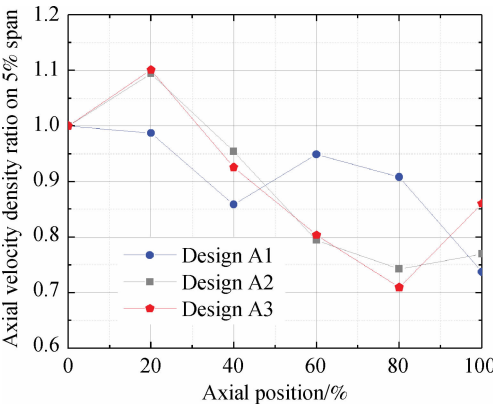


图 16 各设计 OGV 叶片 5% 展高 AVDR 分布
Fig. 16 AVDR distribution on 5% span of OGV blades in different designs

的展向分布,采用 OGV 尾缘 100% 轴向位置的数据计算 $\bar{K}$ 的值,结果在表 5 和图 17 中给出。当尾缘 S_3 面积比梯度为 0.01 时,由于轮毂-角区分离的存在,在尾缘处,堵塞几乎占据了 $1/4$ 的叶片通道区域,展向也占据了近 40% 展高;当尾缘梯度降低至 -0.05 时,尾缘 S_3 面积收缩,速度增加,轮毂-角区分离消失,堵塞参数 $1-\bar{K}$ 的值明显降低,叶片通道内堵塞程度明显下降,并且随尾缘梯度降低, $1-\bar{K}$ 的值降低,角区堵塞程度下降。

表 5 各设计 OGV 叶片 5% 展高参数 $1-\bar{K}$ 对比
Table 5 Comparison of parameter $1-\bar{K}$ on 5% span of OGV blades in different designs

参数	设计 A1	设计 A2	设计 A3
尾缘 S_3 面积比梯度	0.01	-0.05	-0.10
5% 展高处 参数 $1-\bar{K}$	0.259	0.079	0.052

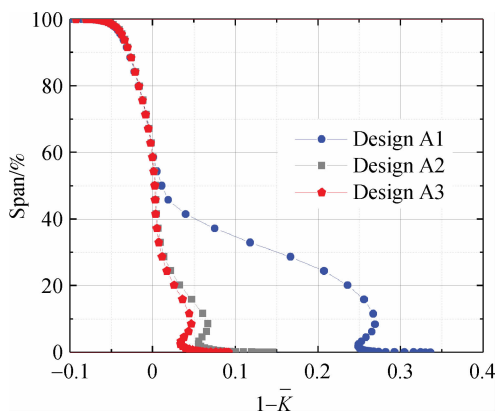


图 17 各设计 OGV 叶片参数 $1-\bar{K}$ 展向分布

Fig. 17 Spanwise distribution of parameter $1-\bar{K}$ of OGV blades in different designs

3 结 论

尾缘 S_3 面积比梯度变化不仅会对 OGV 叶片尾缘流场产生影响,也会对叶片区域内产生影响,当尾缘梯度等于 0.01 时,在 40% 轴向位置处就开始出现分离,角区分离的发生使得叶片尾缘附近的端壁和吸力面处均形成了回流区,形成典型的低负荷压气机叶栅角区分离模式。

随尾缘 S_3 面积比梯度从 0.01 降低到 -0.05,角区分离模式从开放式变为封闭式,角区堵塞程度明显降低,OGV 叶片总压恢复系数升高了 0.012,5% 展高处 S 参数下降;从 -0.05 继续降低到 -0.10,OGV 尾缘 S_3 面积变小,引起角区气流局部加速,使低能流体更快地流出角区,径向迁移的程度并没有变化。5% 展高位置 S 参数不再变化、堵塞参数 $1-\bar{K}$ 降低、AVDR 升高、总压恢复系数升高,但就 OGV 平均总压恢复系数来看,没有明显改善。

针对 OGV 与支板的融合设计中不便采取三维叶片造型对二次流进行控制的情况,本文通过研究尾缘 S_3 面积比梯度对 TRF 内 OGV 角区的影响,验证了通过控制 S_3 面积比流向分布来控制角区流场的方法。由于 S_3 面积变化不仅考虑了流道子午型线变化,也考虑了叶片厚度分布规律,所得到的规律可以更方便的应用于不同半径、不同形状的 TRF 流道设计中,为 1.5 级涡轮中 OGV 与支板融合设计提供参照,也对其他流向压力梯度主导的低负荷静子叶栅通道设计提供参考。

参考文献:

[1] 桂幸民,滕金芳,刘宝杰,等. 航空压气机气动热力学理论

与应用[M]. 上海:上海交通大学出版社,2014.

- [2] DENTON J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [3] 吴艳辉,王博,付裕,等. 轴流压气机角区分离的研究进展[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 1-22.
WU Yanhui, WANG Bo, FU Yu, et al. Research progress of corner separation in axial-flow compressors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 1-22. (in Chinese)
- [4] WANG Zhongqi, SU Jiexian, ZHONG Jingjun. The effect of the pressure distribution in a three-dimensional flow field of a cascade on the type of curved blade[R]. ASME Paper 1994-GT-409, 1994.
- [5] WEINGOLD H D, NEUBERT R J, BEHLKE R F, et al. Bowed stators: an example of CFD applied to improve multistage compressors efficiency[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(2): 161-168.
- [6] GÜMMER V, WENGER U, KAU H P, et al. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic flow in transonic stators of axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 123(1): 40-48.
- [7] WOOLLATT G, LIPPERT D, IVEY P C, et al. The design, development and evaluation of 3D aerofoils for high speed axial compressors: Part 2 simulation and comparison with experiment[R]. ASME Paper 2005-GT-68793, 2005.
- [8] GALLIMORE S J, BOLGER J J, CUMPSTY N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading: Part I university research and methods development[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(4): 521-532.
- [9] GALLIMORE S J, BOLGER J J, CUMPSTY N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading: Part II low and high-speed designs and test verifications[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(4): 533-541.
- [10] 丁骏,王松涛,刘勋,等. 端弯联合弯叶片对叶栅旋涡结构和气动性能的影响[J]. 推进技术, 2016, 37(11): 2072-2079.
DING Jun, WANG Songtao, LIU Xun, et al. Effects of end-bowed blade and dihedral blade technology on vortex structure and aerodynamic performance in a compressor cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(11): 2072-2079. (in Chinese)
- [11] 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 Longxin, 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. (in Chinese)
- [12] 卢家玲,楚武利,胡书珍,等. 端壁造型技术在亚声轴流压气机级中的应用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1101-

1107.
LU Jialing, CHU Wuli, HU Shuzhen, et al. Application of endwall contour on subsonic axial flow compressor stage [J]. Journal of Areospace Power, 2009, 24(5): 1101-1107. (in Chinese)

[13] 邹正平, 王松涛, 刘火星, 等. 航空燃气轮机涡轮气体动力学: 流动机理及气动设计 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.

[14] HJÄRNE J, CHERNORAY V, LARSSON J, et al. An experimental investigation of secondary flows and loss development downstream of a highly loaded low pressure turbine outlet guide vane cascade [R]. ASME Paper 2006-GT-90561, 2006.

[15] HJÄRNE J, CHERNORAY V, LARSSON J, et al. Numerical validations of secondary flows and loss development downstream of a highly loaded low pressure turbine outlet guide vane cascade [R]. ASME Paper 2007-GT-27712, 2007.

[16] HJÄRNE J, LARSSON J, LÖFDAHL L. Performance and off-design characteristics for low pressure turbine outlet guide vanes: measurements and calculations [R]. ASME Paper 2006-GT-90550, 2006.

[17] HJÄRNE J, CHERNORAY V, LARSSON J. Experimental investigations and numerical validation of an outlet guide vane with an engine mount recess [R]. ASME Paper 2008-GT-50168, 2008.

[18] 冯亚辉, 刘火星. 涡轮后机匣流场性能研究 [J]. 工程热物理学报, 2017, 38(5): 941-949.
FENG Yahui, LIU Huoxing. Experimental research on flow field and performance of turbine rear frame [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(5): 941-949. (in Chinese)

[19] SONODA T, SCHREIBER H A. Aerodynamic characteristics of supercritical outlet guide vanes at low reynolds number conditions [J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(4): 694-704.

[20] SONODA T, SCHREIBER H A, ARIMA T. Endwall performance of outlet guide vane cascades with different blade loading distributions [R]. ASME Paper 2008-GT-51111, 2008.

[21] 陈兵, 刘琦, 姜威, 等. 90°弯管流动预测评估及流动特性研究 [J]. 船海工程, 2018, 47(6): 166-177.
CHEN Bing, LIU Qi, JIANG Wei, et al. Numerical prediction and evaluation of flow characteristics for elbow flow of 90° bending pipeline [J]. Ship & Ocean Engineering, 2018, 47(6): 166-177. (in Chinese)

[22] 杨春, 李秋实, 袁巍, 等. 轮毂修型对压气机静子角区堵塞的影响 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2333-2337.
YANG Chun, LI Qiushi, YUAN Wei, et al. Effect of hub-shape contouring on the corner blockage of compressor stator cascade [J]. Journal of Areospace Power, 2009, 24(10): 2333-2337. (in Chinese)

[23] 李秋实, 杨春, 肖文富, 等. 端壁造型抑制角区失速的数值研究 [J]. 自然科学进展, 2009, 19(5): 537-543.

[24] 肖文富, 申晓霞, 屈霁云. 轮毂造型抑制角区失速的数值研究 [J]. 硅谷, 2010(7): 116-118.

[25] LEI V M, SPAKOVSKY Z S, GREITZER E M. A criterion for axial compressor hub-corner stall [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3): 475-486.

[26] JOSLYN H D, DRING R P. Axial compressor stator aerodynamics [J]. Journal of Engine for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 485-492.

[27] 李金玮. 某小型燃气轮机单级轴流涡轮气动设计优化与数值模拟 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017.
LI Jinwei. Aerodynamic optimization design and numerical simulation of a single stage axial flow turbine [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

[28] ZHANG Yanfeng, MAHALLATI A, BENNER M. Experimental and numerical investigation of corner stall in a highly-loaded compressor cascade [R]. ASME Paper 2014-GT-27204, 2014.

(编辑: 张 雪)