

通道参数对超声速叶栅性能的影响

张疏影¹, 周 玲¹, 季路成²

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;
2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘 要: 为了研究喉部面积比、喉部位置及稠度对超声速叶栅最小损失点性能的影响, 基于直接控制通道的造型方法获得一系列设计马赫数为 1.4 且具有不同通道参数的平面叶栅。数值计算与流场分析结果表明: 根据叶栅通道内激波系结构的不同可将其划分为启动态叶栅与过渡态叶栅。喉部参数主要通过改变激波系位置影响叶栅性能。启动态叶栅喉部面积比越小、喉部位置越靠前, 其最小损失越小、静压比越高; 过渡态叶栅则相反。稠度改变时叶栅通道中激波系结构发生变化, 大稠度叶栅大多处于启动态, 最小损失小且静压比高; 小稠度叶栅大多处于过渡态, 具有更大的裕度。

关 键 词: 超声速叶栅; 叶栅通道; 喉部; 稠度; 最小损失点; 激波系

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of passage parameters on performance of supersonic cascade

ZHANG Shuying¹, ZHOU Ling¹, JI Lucheng²

(1. School of Aerospace Engineering,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Institute of Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: In order to study the effects of throat-to-inlet area ratio, throat position and solidity on the performance of supersonic cascade at the minimum loss point, a series of planar cascades with designed Mach number 1.4 and different passage parameters were obtained based on a blading method of directly controlling the cascade passage. The results of numerical calculations and flow field analysis showed that the cascades can be divided into started and transitional ones according to different shock wave structures in cascade passages. Throat parameters mainly affected cascade performance by changing the location of the shock wave system. For a started cascade, the minimum total pressure loss decreased and the static pressure ratio increased when the throat-to-inlet area ratio was smaller and the throat position moved further forward, just the opposite for a transitional cascade. The structure of the shock wave system changed with the solidity. A tight solidity made more cascades started, having lower minimum total pressure loss and higher static

收稿日期: 2021-05-14

基金项目: 国家自然科学基金(51976010); 国家科技重大专项(2017-II-0006-0020, 2017-II-0001-0013, J2019-II-0003-0023)

作者简介: 张疏影(1997—), 女, 硕士生, 主要从事轴流压气机叶片造型的研究。

通信作者: 周玲(1988—), 女, 副教授, 博士, 主要从事叶轮机械部件设计方法及应用、叶轮机械流动机理及控制方法研究、边界层转捩预测方法及机理研究。E-mail: lingzhou@bit.edu.cn

引用格式: 张疏影, 周玲, 季路成. 通道参数对超声速叶栅性能的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(4): 836-847. ZHANG Shuying, ZHOU Ling, JI Lucheng. Effects of passage parameters on performance of supersonic cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(4): 836-847.

pressure ratio, while wider solidity made more cascades non-started, having larger margin.

Key words: supersonic cascade; cascade passage; throat; solidity; minimum loss point; shock wave system

现代航空发动机追求高推质比,要求压气机级数减少、效率提高,其叶尖速度须随之提升,使部分叶高的相对流动达到超声速。因此,探究超声速叶栅流动机理对压气机叶片设计有指导性作用。与无限空间下流线曲率主导的孤立翼型流动不同,叶栅流动实质上是受限空间内由流线曲率和扩压通道共同作用的结果^[1],在设计过程中除了中弧线、厚度分布等叶型参数外还应当关注通道宽度、喉部面积比、喉部位置等通道参数。

20世纪40年代,为了给超声速压气机的研发提供理论支持,Kantrowitz等^[2-3]对一维无黏超声速管流展开研究,发现喉部的存在使正激波在不同工况下发生移动,喉部过小时正激波位于唇口以前,形成溢流。20世纪60年代开始,随着超声速压气机取得突破性进展^[4],研究者对超声速叶栅通道内激波结构的认知逐渐清晰^[5-10],喉部面积等通道参数在叶片设计中得到重视。NASA在设计跨声速压气机基元叶型时对喉部面积进行了调控^[11-12]。Starken和Lichtfuss^[13]从double circular arc(DCA)叶型与CW1叶型的试验结果中发现分离域受叶片通道形状的影响,通道宽的叶栅分离发生于更上游的位置,通道窄的叶栅分离域更小。Wadia和Copenhaver^[14]设计对比了四个小展弦比跨声速转子,发现减小喉部面积能够提高峰值效率,但会损失低速性能。邓熙等^[15]优化调整了某五级轴流压气机喉部面积沿展向的分布,成功提升该压气机性能及裕度。江雄等^[16]分析了CM-1.2与SM-1.5叶栅喉部面积对流态及性能的影响,发现常规叶型与预压缩叶型的工作状态分别取决于叶栅气动喉道与真实喉道。

虽然研究人员很早就意识到喉道之于超声速叶栅的重要性,并得出了一些有工程应用价值的结论,但这些结论大都来自于个例,普适性有待商榷,机理也有待进一步深挖。本研究中拟让喉部参数直接参与叶栅造型,以避免常规造型方法需在叶栅成形之后再对喉部参数进行监控的不便,从而可基于大量算例系统地分析喉部面积比、稠度及时常被忽略的喉部位置对叶栅性能的影响规律。此外,拟结合激波系位置与结构的变化分类探讨通道参数对叶栅性能的影响机理,为超声速

叶栅设计过程中通道参数的选择提供一定的参考建议。

1 造型方法与数值方法

1.1 基于通道的造型方法

为了方便调控叶栅通道的喉部参数,本文使用文献[17]提出的“吸力面+扩压通道”造型方法——直接控制通道(PDC)方法。其中,吸力由三段圆弧组成,分别对应叶栅前、后半覆盖区及中间全覆盖区;叶栅通道面积在 S_1 流面的投影长度近似为内切圆直径,采用两段三阶Bezier曲线描述其沿弦向分布规律。图1展示了叶型生成的主要过程:

1) 构造三段光滑连接的圆弧形成吸力面,其中每段圆弧的相对长度与弯角给定,由栅距确定相邻叶型吸力面的空间位置,补全前尾缘。

2) 找到通道进口内切圆,根据尾缘处压力面型线一般分布规律确定预估压力面(任给一种厚度分布作出中弧线,以中弧线为对称轴作吸力面的对称曲线,即为预估压力面),进而找到预估通道出口内切圆。

3) 调整预估通道出口内切圆半径及出口扩张角,确定最终通道出口内切圆,生成两段三阶Bezier曲线形成通道内切圆半径分布规律,曲线过渡点对应叶栅通道的喉部。

4) 在吸力面进行内切圆滚转,形成进口至出口段压力面曲线。

5) 构造三次曲线补全出口至尾缘段压力面,保证各过渡点处二阶连续可导。

6) 至此完成PDC叶型构建的全部环节。

PDC方法使叶栅通道喉部参数直接体现在造型过程中,与流动机理结合紧密,有利于改进叶栅流场和进行后续研究。该方法虽然在叶型的厚度分布等特征上不及常规造型方法直观,但只要给定恰当的输入参数也能够获得几何轮廓光滑合理的叶型。

图2给出了喉部参数的定义。 P_s 表示吸力面点; P_p 表示压力面点; l 表示两点间的距离;下标1表示叶栅通道进口,th为喉部,2为出口。喉部位置 x_{th} 以通道有效长度进行无量纲化;喉部面积比

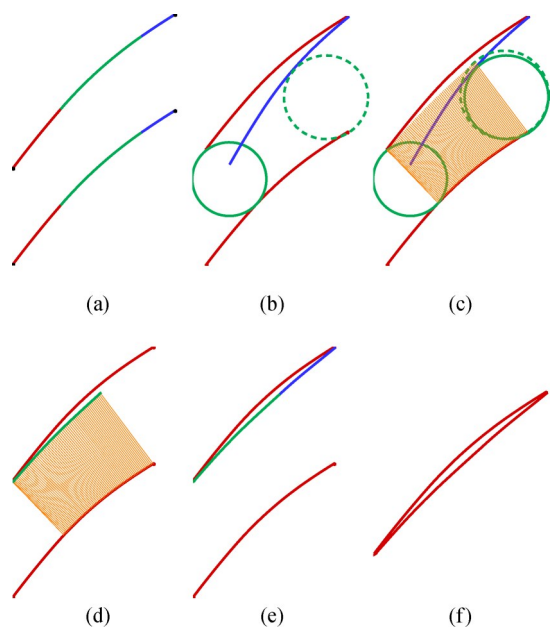


图 1 PDC 造型方法

Fig.1 PDC blading method

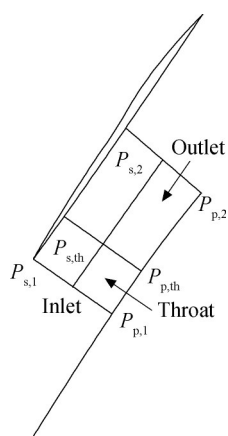


图 2 喉部参数定义

Fig.2 Definition of throat parameters

A_{th} 定义为喉部面积在 S_1 流面投影长度与进口面积在 S_1 流面投影长度的比值, 即

$$x_{th} = \frac{l_{1th}}{l_{12}} \quad (1)$$

$$A_{th} = \frac{l_{P_{s,th}P_{p,th}}}{l_{P_{s,1}P_{p,1}}} \quad (2)$$

1.2 数值计算方法

数值计算采用 MAP-S1^[18]。该程序已进行过大量的校验工作, 能较为准确地计算 S_1 流面流场^[19]。本研究选取 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型, 以更加精确地模拟通道流^[20]。计算域取 $-1.0c < x_0 < 2.0c$, 其中 c 为弦长, x_0 为零对应叶型前缘顶点。进口边界条件给定总压 101 390.40 Pa 及总温 288.00 K, 出口边界给定静压, 通过调

节轮缘速度来保证计算所需来流马赫数。

叶栅网格采用 H-O-H 拓扑结构, 如图 3 所示。第一层网格高度设置为 0.003 mm, 保证叶型表面大部分区域 $y^+ \approx 0.9$ 。为了确定合适的网格总量, 按照 Tweedt 等^[5]的四个具有不同来流马赫数 Ma_1 及静压比 ($\pi = p_2/p_1$) 的试验工况分别在 36.3×10^3 、 61.5×10^3 和 118.5×10^3 的网格数量下对超声速叶栅 ARL-SL19 进行计算。由图 4 可知, 在网格数量高于 61.5×10^3 时, 叶栅总压损失系数 (ω) 与网格量基本无关, 但为了更加准确地捕捉叶栅通道内的激波系, 本研究选取 118.5×10^3 网格总量。

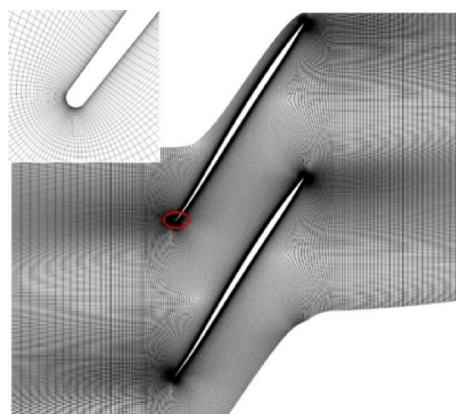


图 3 计算网格

Fig.3 Mesh for calculation

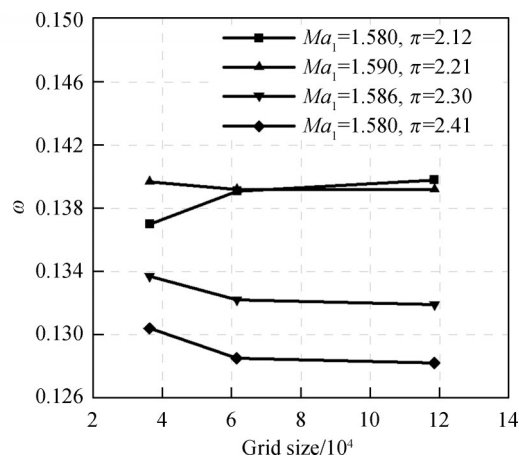


图 4 网格无关性验证

Fig.4 Grid independence verification

Tweedt 等^[5]的四个试验工况下, ARL-SL19 等熵马赫数 Ma_{is} 分布测量值与计算 (CFD) 值如图 5 所示, CFD 得到的吸力面 (SS) 及压力面 (PS) 峰值等熵马赫数偏高, 与 Piovesan 等^[20]的计算结果一致, 这是由于 25%~45% 弦长之间管道侧壁存在扰动导致测量误差^[21], 在其他位置, 计算结果

与试验结果基本吻合。由表 1 可知,除工况 2 外,CFD 预测的总压损失系数误差都在 3% 以内。Fleeter 等^[22]测量了不同静压比(π)下 ARL-SL19 的总压损失系数,如图 6 所示,CFD 计算结果与试验虽然存在一定误差,但变化趋势一致,且与江雄等^[16]的计算结果相差不大。由于本文的研究是定性的,因此虽然计算出的气动参数值与实际值之间可能存在误差,但并不会影响变化趋势分析及

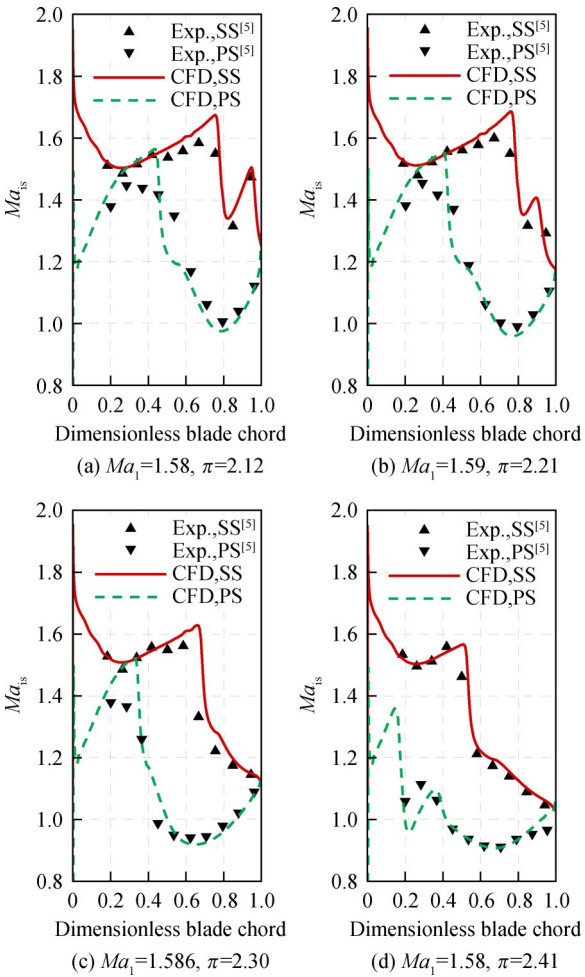


图 5 ARL-SL19 吸力面与压力面等熵马赫数分布
Fig.5 Isentropic Mach number distribution on suction surface and pressure surface of ARL-SL19

表 1 ARL-SL19 总压损失系数					
Table 1 Total pressure loss coefficient of ARL-SL19					
工况	Ma_1	π	ω		误差/%
			试验	CFD	
1	1.580	2.12	0.144	0.139 8	2.92
2	1.590	2.21	0.150	0.139 2	7.20
3	1.586	2.30	0.134	0.131 9	1.57
4	1.580	2.41	0.130	0.128 2	1.38

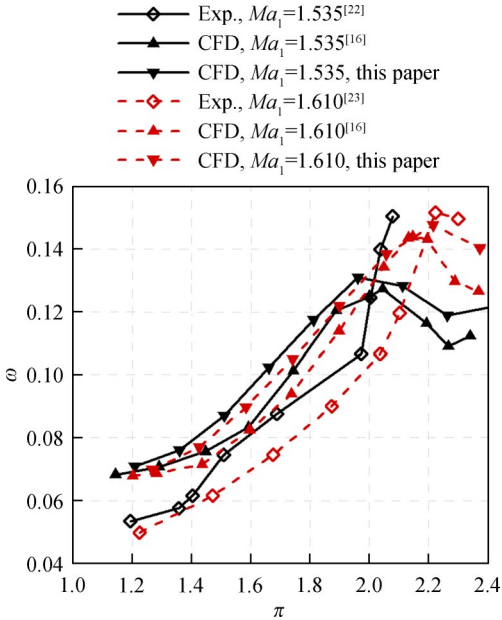


图 6 ARL-SL19 总压损失系数特性曲线
Fig.6 Total pressure coefficient characteristic curves of ARL-SL19

规律总结。

2 喉部参数对叶栅性能的影响

基于来流马赫数为 1.4 的预压缩超声速叶栅,开展喉部面积比与喉部位置对叶栅性能影响规律的研究。由于吸力面自身对流动的影响较为显著,因此固定吸力面型线不变,通过调整压力面型线改变叶栅喉部参数。喉部面积比 A_{th} 取值为 0.935~0.980,间隔为 0.005;喉部位置 x_{th} 取值为 0.2~0.5,间隔为 0.05,得到 70 组超声叶栅。

2.1 喉部面积比对叶栅性能的影响

固定喉部位置在适中值 $x_{th}=0.35$,喉部面积比分别取 $A_{th}=0.935, 0.950, 0.965, 0.980$,计算四组叶栅在设计马赫数下的总压损失系数特性线如图 7。定义总压损失系数 ω

$$\omega = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_2}$$
 (3)

静压比 π

$$\pi = \frac{p_2}{p_1}$$
 (4)

其中 p^* 代表总压, p 代表静压。当 $A_{th}=0.935$ 时,叶栅处于溢流状态,在全工况下总压损失最高;当 $A_{th}=0.950, 0.965, 0.980$ 时,叶栅处于启动状态,在高背压区内总压损失随喉部面积的增大而增加,低背压区内则相反。实际应用中,超声速叶栅一般工作于较高背压下,因此本文仅研究其最小

损失点特征以概括高背压区,低背压区不予讨论。 $x_{th}=0.35$ 时,叶栅最小总压损失(下文简称为最小损失,记为 ω_{min})及静压比与喉部面积比的关系曲线如图8。随着喉部面积比的增加,最小损失在自启动过程中骤降,启动后近线性缓慢增加;静压比则剧增后逐渐减小,在 $A_{th}=0.965$ 趋于恒定值。

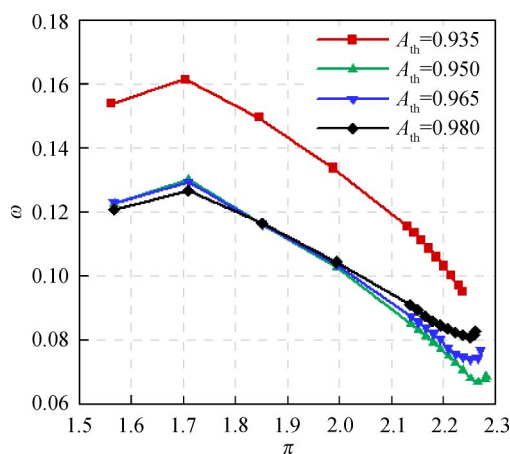


图7 喉部面积比对全工况性能的影响

Fig.7 Effect of throat-to-inlet area ratio on overall performance

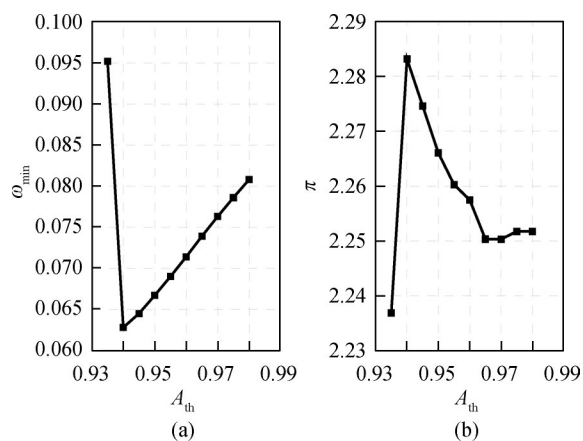


图8 喉部面积比对最小损失点性能的影响($x_{th}=0.35$)

Fig.8 Effect of throat-to-inlet area ratio on performance at minimum loss point ($x_{th}=0.35$)

典型超声速叶栅中,激波损失及激波与边界层相互干扰导致的黏性损失占总损失的绝大部分,因此下面从叶栅通道中的激波系入手,结合流场变化情况讨论喉部面积比对最小损失点性能的影响机理。由图9可知,在启动状态下,叶栅前缘发出一道内伸斜激波A与通道中准正激波相交,准正激波上出现两个分叉点。较高分叉点以上的B支可视为斜激波A的马赫反射波与通道正激波

融合后的产物,强度较弱,与压力面边界层干扰产生的损失可忽略。在两个分叉点之间存在一段正激波,由于其波前马赫数高于1.29^[23],因此在吸力面产生局部分离泡并伴生较低分叉点以下 λ 波的形成。方便起见,将正激波段与 λ 波统称为下支C。随着喉部面积比增大,BC波系前移、C支变长导致激波损失增大。此外,BC波系前移带动分离点位置也向前移动,激波/边界层干扰加剧使分离泡附近的边界层厚度增加,但同时分离点至尾缘段的逆压梯度减小,再附边界层变薄。综合激波损失、分离损失与黏性损失来看,激波损失占优,因此总损失随喉部面积比增大而增大。对于静压比而言,比较 $A_{th}=0.950$ 与 $A_{th}=0.980$ 两叶栅的马赫数云图(图10):两者的BC波系都发生在喉部以前,但前者B激波更靠近喉部且C激波后边界层增长缓慢均匀,使得BC波系后的有效通道(真实通道叠加边界层)为扩张型;而后者B激波到喉部间还存在一段收缩通道,同时C激波后边界层较厚,在真实喉部前形成更小的气动喉部,BC波系后的有效通道为收缩-扩张型,扩压能力

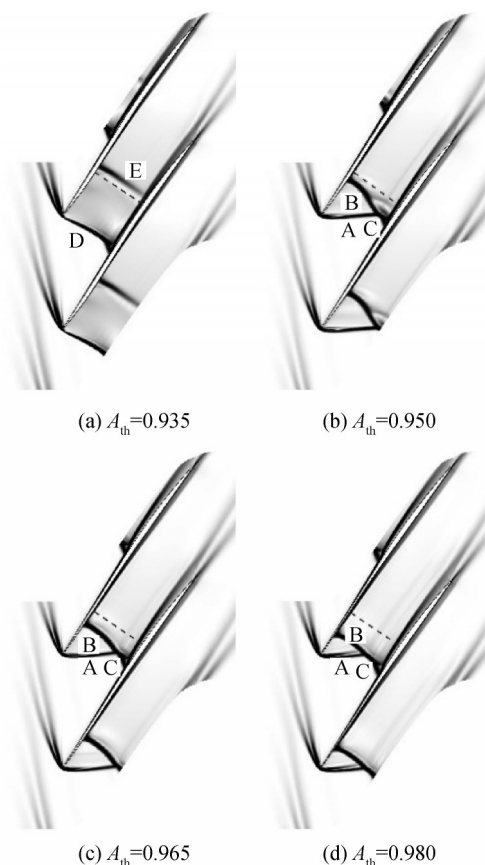


图9 不同喉部面积比下叶栅通道中的激波系

Fig.9 Shock wave systems in cascade passages with different throat-to-inlet area ratios

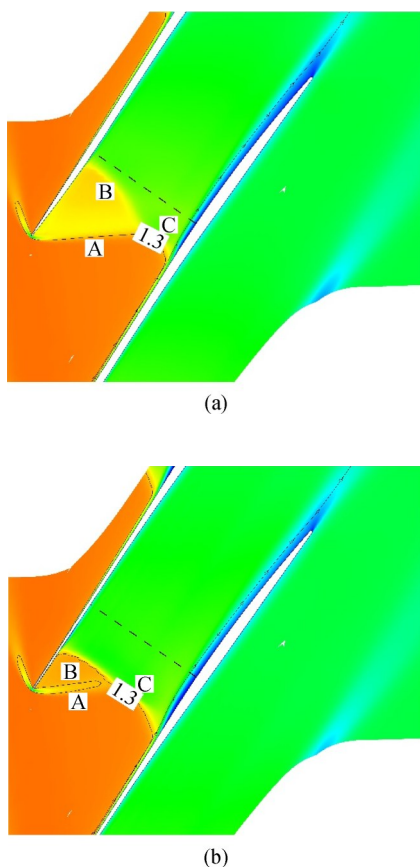


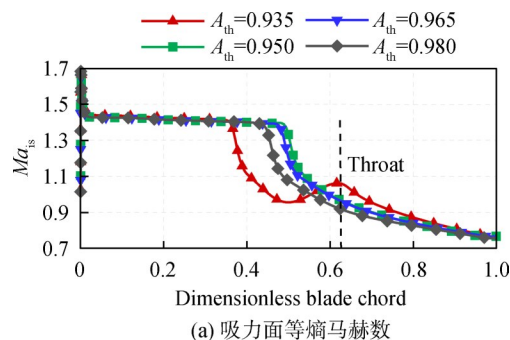
图10 不同喉部面积比下叶栅马赫数云图

Fig.10 Mach number contours of cascades with different throat-to-inlet area ratios

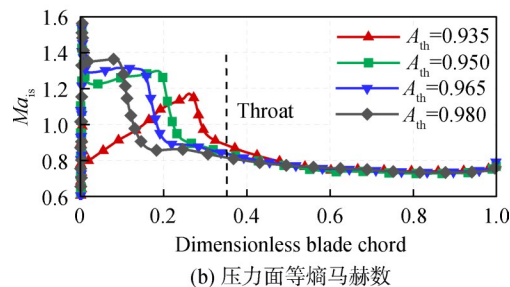
降低。在溢流状态下,叶栅通道内激波系由进口处准正激波D及喉部后的弱激波E组成。此时虽然通道内马赫数不高,分离泡较小且扩张段边界层稳定维持在相对较薄的厚度,如图11,但由于D激波为正激波形态,造成了极大的激波损失,导致该叶栅的总压损失远高于同组中启动态叶栅。而由于整个收缩段流动为亚声速,扩压能力失效,该叶栅的静压比远低于同组中启动态叶栅。

2.2 喉部位置对叶栅性能的影响

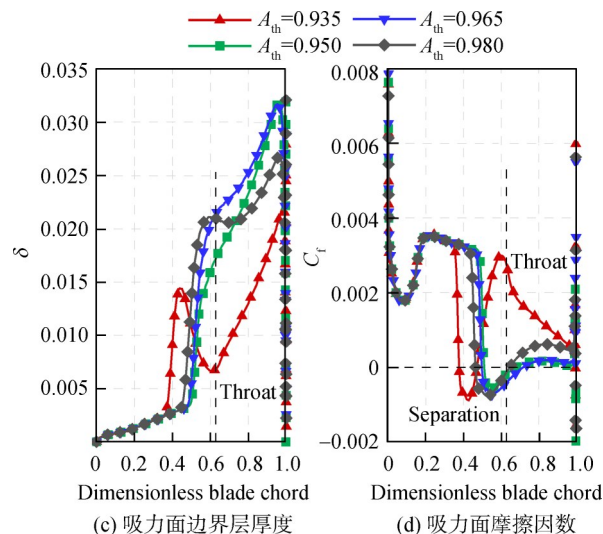
固定喉部面积比取适中值 $A_{th}=0.965$, 喉部位置分别取 $x_{th}=0.20, 0.30, 0.40, 0.50$, 计算四组叶栅的总压损失系数特性线如图12所示。在低静压比区,总压损失随着喉部位置的后移而减小;当静压比升高到最小损失点附近时,除 $x_{th}=0.20$ 的叶栅外,总压损失随喉部位置的后移而增大。 $A_{th}=0.965$ 时,叶栅最小损失及静压比与喉部位置的关系曲线如图13。随着喉部位置的后移,最小损失先减小后增大,静压比则单调递减。比较图8与图13的纵坐标可以发现,喉部位置对最小



(a) 吸力面等熵马赫数



(b) 压力面等熵马赫数



(c) 吸力面边界层厚度

(d) 吸力面摩擦因数

图11 不同喉部面积比下吸力面、压力面等熵马赫数分布,吸力面边界层厚度分布及吸力面摩擦系数分布

Fig.11 Isentropic Mach number distribution on suction surface and pressure surface, boundary layer thickness distribution on suction surface and friction coefficient on suction surface at different throat-to-inlet area ratios

损失的影响远小于喉部面积。

由图14可知,四组叶栅通道内的激波系结构均为A+B+C型。对于 $x_{th}=0.30, 0.40, 0.50$ 的叶栅,BC波系随喉部位置后移,但其后移量小于喉部位置后移量,从效果上来说相当于固定喉部位置而激波系前移,激波损失略有增加。吸力面分离点同样随喉部位置后移,再附点基本不变,使分离泡稍有减小,如图15所示。再附边界层厚度(δ)则

在 $x_{th}=0.40$ 时达到最大。总体而言,后移喉部位置虽然导致激波损失增加,分离损失减小,黏性损失改变,但其影响相较于喉部面积比可忽略。对于静压比,各叶栅 BC 波系在通道中的相对位置十分接近,但喉部位置靠后的叶栅亚声速收缩段更长,静压比降低。对于 $x_{th}=0.20$ 的叶栅,其喉部

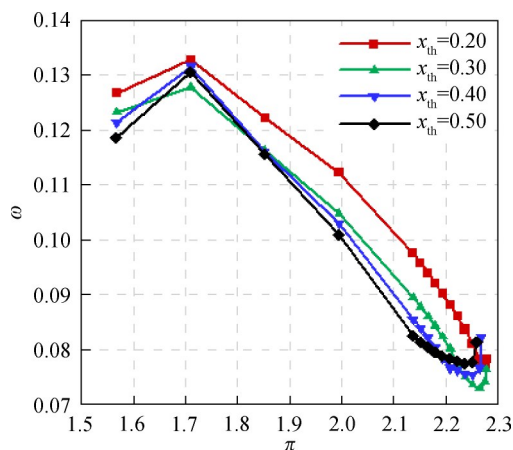


图 12 喉部位置对全工况性能的影响

Fig.12 Effect of throat position on overall performance

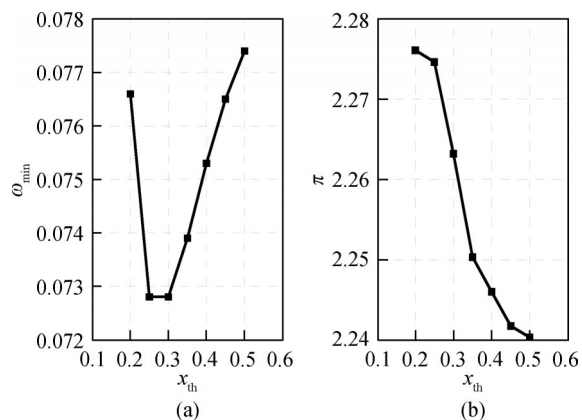
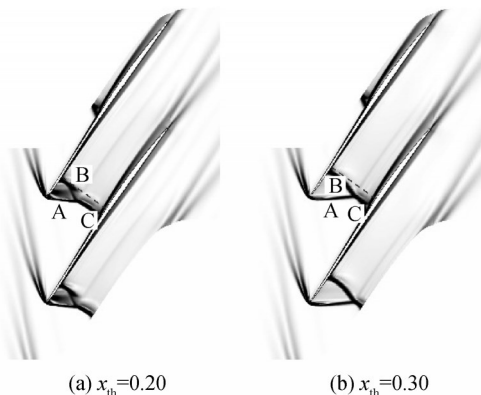


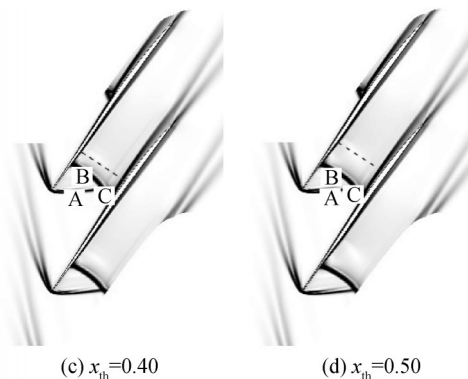
图 13 喉部位置对最小损失点性能的影响 ($A_{th} = 0.965$)

Fig.13 Effect of throat position on performance at minimum loss point ($A_{th} = 0.965$)



(a) $x_{th}=0.20$

(b) $x_{th}=0.30$

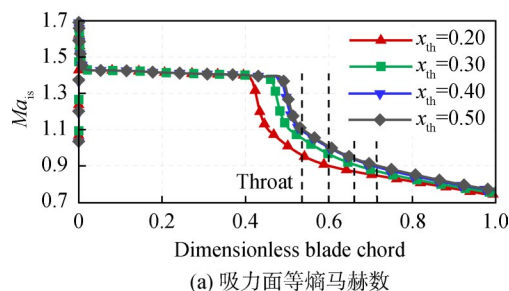


(c) $x_{th}=0.40$

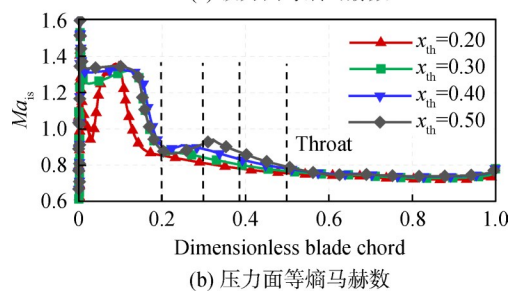
(d) $x_{th}=0.50$

图 14 不同喉部位置下叶栅通道中的激波系

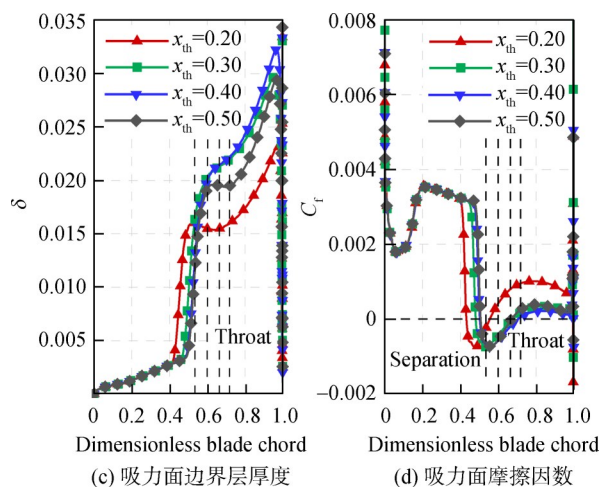
Fig.14 Shock wave systems in cascade passages with different throat positions



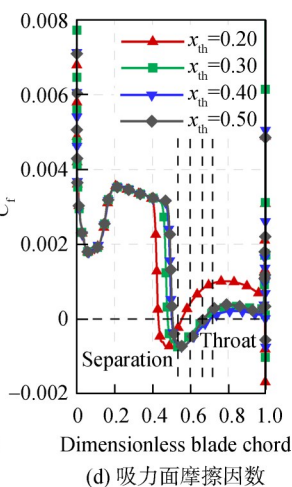
(a) 吸力面等熵马赫数



(b) 压力面等熵马赫数



(c) 吸力面边界层厚度



(d) 吸力面摩擦系数

图 15 不同喉部位置下吸力面、压力面等熵马赫数分布, 吸力面边界层厚度分布及吸力面摩擦系数分布

Fig.15 Isentropic Mach number distribution on suction surface and pressure surface, boundary layer thickness distribution on suction surface and friction coefficient on suction surface at different throat positions

位置过于靠前导致叶型前缘楔角大,激波A脱体,在激波A与B之间形成强烈的膨胀波束。其等熵马赫数、附面层厚度及表面摩擦系数(C_f)分布特征介于溢流态与启动态之间,在此为方便表述称之为过渡态。过渡态叶栅的总压损失略高于喉部位置相近的启动态叶栅,但远低于溢流态叶栅,其扩压能力则在同组叶栅中最强。

3 稠度对超声速叶栅性能的影响

3.1 稠度作为单一变量对叶栅性能的影响

以 $A_{th}=0.965$, $x_{th}=0.35$ 的叶栅为例,当稠度 $\tau=2.25, 2.00, 1.67, 1.43, 1.25$ 时,叶栅的总压损失系数特性曲线如图16。随着稠度减小:①叶栅的扩压能力降低;②叶栅的最小损失先减小后增加,在 $\tau=1.67\sim 2.00$ 时达到极小值;③叶栅的裕度增加,且增长率在 $\tau=1.43\sim 1.67$ 时达到极大值。此处叶栅裕度(M)的定义参照压气机裕度计算公式,将流量($\dot{m}$)用流量函数($q(\dot{m})$)替代:

$$M = \left(\frac{\pi_s^*}{\pi_d^*} \cdot \frac{q(\dot{m}_d) \cos \alpha_d}{q(\dot{m}_s) \cos \alpha_s} - 1 \right) \times 100\% \quad (5)$$

其中 π^* 为总压比,下标d与s分别表示设计点(此处取为最小损失点)和失速点, α 为攻角。五组叶栅的裕度值见表2。

改变叶栅稠度 τ , 相当于改变了叶栅通道的进口面积和有效长度。即使保证喉部面积比 A_{th} 和喉部位置 x_{th} 一定,通道收缩段的收缩程度也会改变。定义叶栅收缩角 θ 如图17:

$$\tan \theta = \frac{t \cos [\chi_1^* (1 - A_{th})]}{(c - t \sin \chi_1) x_{th}} \quad (6)$$

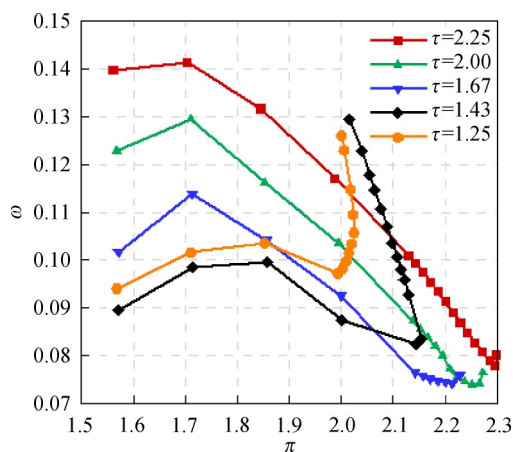


图16 不同稠度下叶栅总压损失系数特性曲线

Fig.16 Total pressure coefficient characteristic curves of cascades with different solidity values

表2 不同稠度下叶栅的裕度

Table 2 Margins of cascades with different solidity values

稠度	裕度/%
2.25	0.13
2.00	1.63
1.67	1.87
1.43	9.94
1.25	12.72

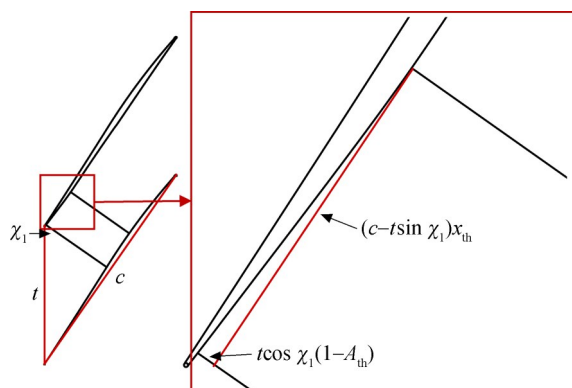


图17 叶栅收缩角

Fig.17 Contraction angle of cascade

其中 t 为栅距, c 为弦长, χ_1 为叶型进口金属角。稠度越小时 θ 越大, 且对喉部参数的变化越敏感。图18为上述五组叶栅最小损失点的密度梯度云图。由图18可知: θ 一方面作为楔角影响前缘斜激波的激波角进而改变叶栅通道中激波系结构; 另一方面作为通道收缩段收缩角改变激波系位置。当仅改变喉部参数时, θ 的变化不大, 因此除了溢流态外激波系结构基本不变。当稠度改变时, θ 的变化更加剧烈, 激波系结构更易改变。

具体而言, 当 $\tau=2.25$ 时, 虽然斜激波A激波角较小, 但叶栅通道狭长, 斜激波A得以发展完全, 此时通道内正激波不再与斜激波A相交, 而截断其反射波B, C支的正激波段几乎消失。当 τ 减小至2.00和1.67时, 通道宽度增加, 斜激波A在达到相邻叶型吸力面以前被通道内正激波截断, C支变长。随着 τ 进一步减小到1.43, θ 急剧增加使斜激波A脱体, 激波强度增强, 波后压力面处马赫数低而无法再形成激波, 表现为上支B消失, 下支C与A融合为一道弯曲激波D。当 τ 再减小至1.25, 激波D的激波角接近 90° , 与前缘间距增加, 波后流动为亚声速, 气流在收缩-扩张通道内加速, 于出口处再次形成一道不完整的准正激

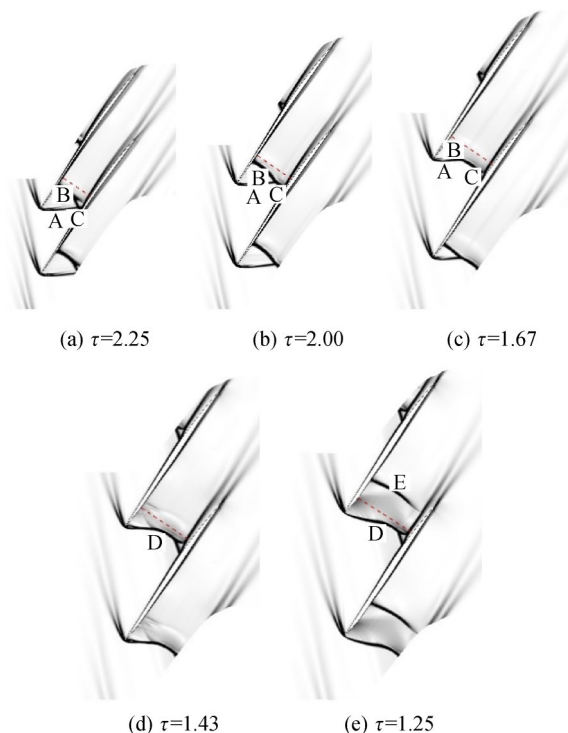


图 18 不同稠度下叶栅通道中的激波系

Fig.18 Shock wave systems in cascade passages with different solidity values

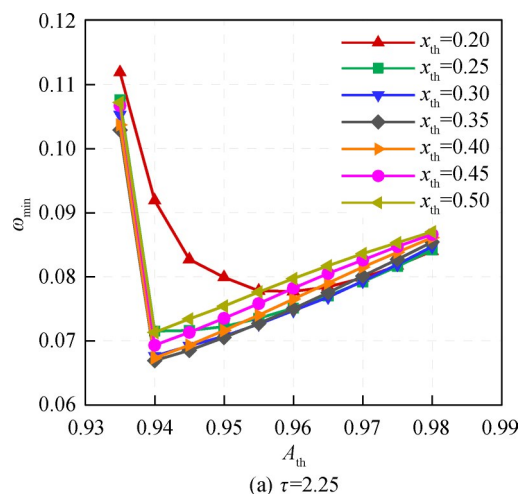
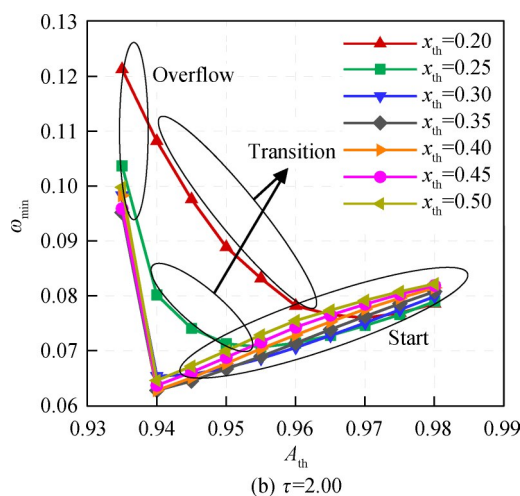
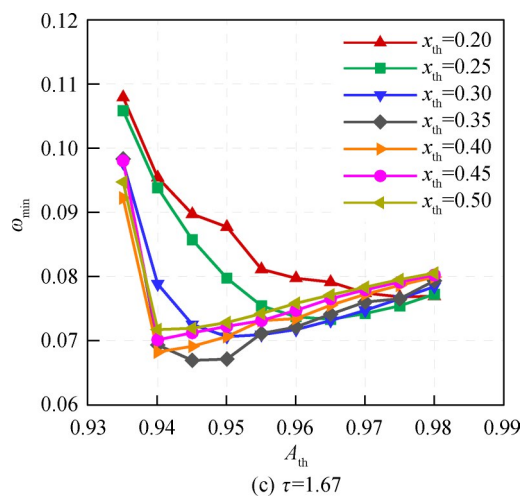
波 E。值得注意的是与喉部位置靠前的情况相似,稠度低也可能导致叶栅收缩角 θ 过大。此时叶栅前缘处激波脱体,但又不同于喉部面积小于临界值导致的溢流,因此将这些叶栅也归入过渡态中。

稠度较大的叶栅激波系由多道较弱激波组成,边界层厚度薄,总压损失较小;对气流的增压作用由激波系和扩张段同时实现(稠度较小的叶栅仅由激波系实现,扩张段失效),静压比大。稠度较小的叶栅裕度显著增加,这是由于无论能否自启动,当背压增加到一定值后叶栅都会进入溢流状态。与超声速进气道不同,超声速叶栅溢流时,外伸斜激波会增强,使轴向速度降低,攻角增大;而此时在前缘至唇口间的膨胀波束也会增强来抵消激波对气流方向的偏移,使尽可能多的气流进入叶栅通道。稠度小时,前缘到唇口间有足够的距离产生膨胀波束抵消激波造成的影响,达到新的平衡,流场能够在溢流不严重的情况下稳定;而稠度大时,前缘至唇口距离短,膨胀波不足以抵消激波的影响,攻角持续增大直至通道完全堵塞。

3.2 不同稠度下喉部参数对叶栅性能的影响

图 19 为 70 组平面叶栅在不同稠度下最小损失随喉部参数的变化规律,其中舍弃了 $\tau=1.43$ 及

$\tau=1.25$ 时 θ 过大导致几何外形不合理的部分叶型。每一条曲线可分为两段:喉部面积比较小时的非线性递减段及喉部面积比较大时的拟线性递增段,前者对应过渡态叶栅 ($A_{th}=0.935$ 的叶栅为溢流态),称之为过渡区;后者对应启动态叶栅,称之为启动区。叶栅的喉部位置越靠前、稠度越小,

(a) $\tau=2.25$ (b) $\tau=2.00$ (c) $\tau=1.67$

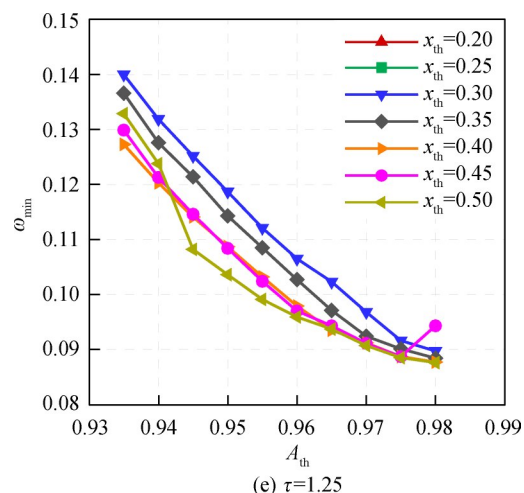
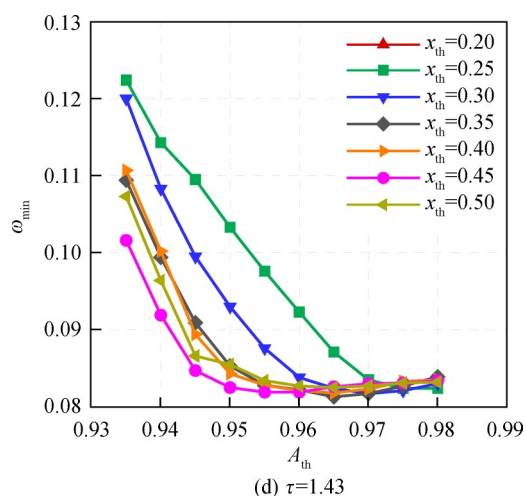


图19 不同稠度下叶栅最小损失与喉部参数的关系
Fig.19 Relationships between minimum loss and throat parameters of cascades with different solidity values

过渡区范围越大。一般情况下,溢流区损失>过渡区损失>启动区损失。在过渡区中喉部位置靠后的叶栅总压损失更小,在启动区中喉部位置靠前的叶栅总压损失小。对于 $\tau=2.25, 2.00, 1.67$ 的叶栅, θ 普遍较小,最小损失点大都分布在启动区,将其归类为大稠度叶栅; $\tau=1.43, 1.25$ 的叶栅反之,将其归类为小稠度叶栅。

大稠度叶栅喉部参数对性能的影响与第3节所讨论的结果相似,此处不再赘述。对于小稠度叶栅,以 $\tau=1.43$ 为例,如图20所示,在 $A_{th}=0.935$ 的溢流状态下,叶栅通道中激波系由前缘脱体激波D及喉部以后的正激波段E组成。随着喉部面积比增大,通道收缩角 θ 减小,激波D的激波角增大并向通道内弯曲,其下支 λ 波变长,上支反射波出现并增强,激波段E逐渐减弱消失。 $A_{th}=0.980$

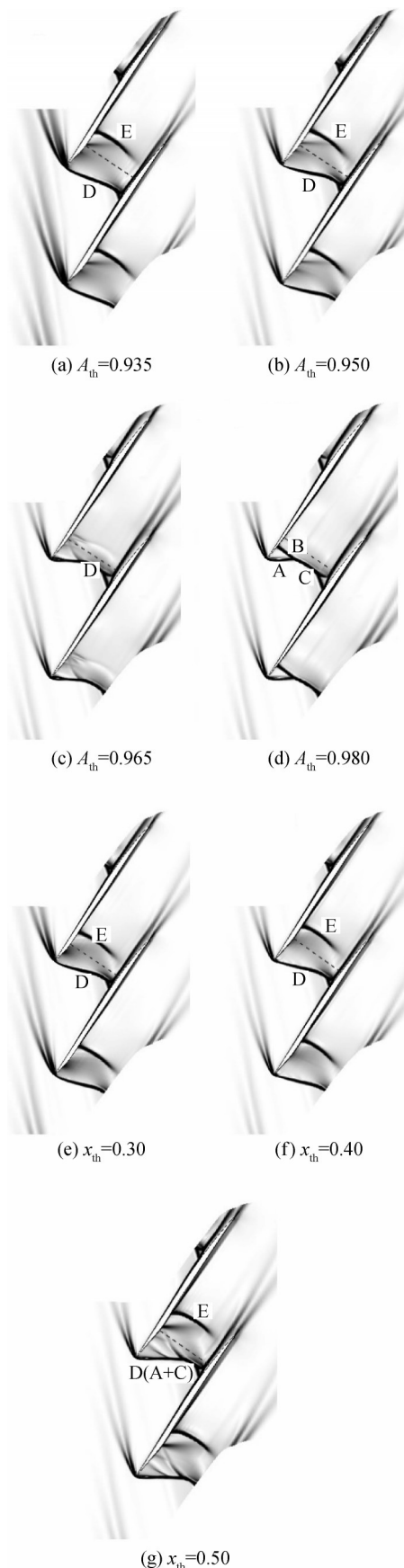


图20 小稠度叶栅在不同喉部参数下的激波系
Fig.20 Shock wave systems of wide-solidity-cascades with different throat parameters

时,激波系变为启动区的A+B+C激波结构。当通道中只存在单道弯曲激波D时叶栅的总压损失最小,对应过渡区与启动区的交汇点。大稠度叶栅亦然,只是其过渡区小,不易观测到只存在单道激波D的情况。过渡区的小稠度叶栅扩张段失效,启动区的小稠度叶栅吸力面分离无法再附,减小扩张段有效面积,导致不论喉部面积比如何取值,小稠度叶栅的扩压能力始终不及大稠度叶栅。喉部位置后移时,收缩角 θ 同样减小,激波D的变化趋势与增大喉部面积比时相同,激波E则随喉部位置一同后移,强度增加。与激波D相比,激波E造成的总压损失很小,因而总损失降低。但 $x_{th}=0.50$ 时,由于 λ 波的显著增长和反射波的出现,总压损失没有进一步下降。

4 结 论

本文基于一种构造叶栅通道反推叶型型线的造型方法获得了一系列设计马赫数为1.4的平面叶栅,通过数值计算与流场分析探究喉部面积比、喉部位置及稠度对叶栅最小损失点性能的影响。主要结论如下:

1) 叶栅的喉部参数和稠度主要通过影响通道内激波系的位置和结构进而影响叶栅最小损失点性能。按照激波系结构的不同,可将叶栅分为过渡区(含溢流)与启动区,前者对应前缘准正激波+喉部后不完整正激波段的模式,后者对应前缘斜激波+通道内分叉激波的模式。

2) 随着喉部面积比的增大,叶栅从过渡区逐渐进入启动区。在过渡区中随着喉部面积比的增大,叶栅总压损失降低,静压比升高;在启动区中反之。当喉部面积比取在过渡区与启动区分界点处时,叶栅性能最佳,此时通道中只存在前缘弯曲激波。

3) 在过渡区中随着喉部位置后移,总压损失降低,静压比升高;在启动区中反之。较喉部面积比而言,喉部位置对最小损失的影响可忽略。

4) 稠度为1.67~2.00的叶栅总压损失小且具有较好的扩压能力;稠度为1.25~1.43时叶栅具有较大的裕度。稠度还会引起叶栅流态分区的变化,造成不同稠度下喉部参数对叶栅性能的影响不同。稠度大时,更多的叶栅位于启动区;而稠度小时,更多叶栅位于过渡区。

以上研究结果有助于系统地认识通道参数对叶栅性能的影响规律和更深入地理解其影响机

理,对超声叶栅的设计有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] 季路成.高性能叶轮全3维叶片级数趋势展望[J].航空发动机,2013,39(4):9-18.
JI Lucheng. Trend of full three-dimensional blading techniques for high performance turbomachinery[J]. Aeroengine, 2013, 39(4):9-18. (in Chinese)
- [2] KANTROWITZ A, DONALDSON C. Preliminary investigation of supersonic diffusers[R]. NACA ACR-L5D20, 1945.
- [3] KANTROWITZ A. The supersonic axial-flow compressor [R]. NACA ACR-L6D02, 1946.
- [4] BIOLLO R, BENINI E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 56:1-18.
- [5] TWEEDT D L, SCHREIBER H A, STARKEN H. Experimental investigation of the performance of a supersonic compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1988, 110(4): 456-466.
- [6] HAH C, REID L. A viscous flow study of shock-boundary layer interaction, radial transport, and wake development in a transonic compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(3):538-547.
- [7] KUSTERS B, SCHREIBER H A. Compressor cascade flow with strong shock-wave/boundary-layer interaction[J]. AIAA Journal, 1998, 36(11):2072-2078.
- [8] CALVERT W J, EMMERSON P R, MOORE J M. Design, test and analysis of a high-pressure-ratio transonic fan [R]. ASME Paper GT2003-38302, 2003.
- [9] SONODA T, OLHOFFER M, ARIMA T, et al. A new concept of a two-dimensional supersonic relative inlet mach number compressor cascade[R]. ASME Paper GT2009-59926, 2009.
- [10] 邱名,周正贵,刘龙龙.超声叶栅前缘处的脱体激波预测[J].航空动力学报,2014,29(2):363-373.
QIU Ming, ZHOU Zhenggui, LIU Longlong. Prediction of detached shockwaves from leading edge of supersonic cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2):363-373. (in Chinese)
- [11] MESSENGER H E, KENNEDY E E. Two-stage fan: I aerodynamic and mechanical design[R]. NASA PWA-4148, 1972.
- [12] STEINKE R J. Design of 9.271-pressure-ratio five-stage core compressor and overall performance for first three stages[R]. NASA TP-2597, 1986.
- [13] STARKEN H, LICHTFUSS H J. Some experimental results of two-dimensional compressor cascade at supersonic inlet velocities[J]. Journal of Engineering for Power, 1970, 92(3): 267-274.
- [14] WADIA A R, COPENHAVER W W. An investigation of the effect of cascade area ratios on transonic compressor performance[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4):

- 760-770.
- [15] 邓熙,刘波,李俊.最小喉道面积比对多级轴流压气机性能影响[J].推进技术,2015,36(1):47-53.
DENG Xi, LIU Bo, LI Jun. Effects of minimum throat area ratio on multistage axial-flow compressor performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(1): 47-53. (in Chinese)
- [16] 江雄,邱名,范召林.喉道对压气机超声叶栅流态及性能的影响[J].航空学报,2017,38(3):120308.1-120308.11.
JIANG Xiong, QIU Ming, FAN Zhaolin. Effects of supersonic compressor cascade throat on flow pattern and cascade performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3):120308.1-120308.11. (in Chinese)
- [17] 李鑫,蒙童桐,季路成.一种直接控制通道的二维叶片造型方法:CN110059414A[P].2019-07-26.
- [18] 宁方飞.考虑真实几何复杂性的跨音压气机内部流动的数值模拟[D].北京:北京航空航天大学,2002.
NING Fangfei. Numerical simulation of internal flow in transonic compressor considering real geometric complexity[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [19] 宁方飞,李一鸣.一种压气机叶型的可控环量尾缘造型方法[J].航空动力学报,2019,34(1):142-155.
NING Fangfei, LI Yiming. A method for controlled circulation trailing edge design of compressor blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1):142-155. (in Chinese)
- [20] PIOVESAN T, MAGRINI A, BENINI E. Accurate 2-D modelling of transonic compressor cascade aerodynamics[J]. Aerospace, 2019, 6(5):57-76.
- [21] SCHREIBER H A, STARKEN H. An investigation of a strong shock-wave turbulent boundary layer interaction in a supersonic compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(3):494-503.
- [22] FLEETER S, HOLTMAN R, MCCLURE R B. Experimental investigation of a supersonic compressor cascade[R]. NASA ARL-TR-75-0205, 1975.
- [23] ALBER I E, BACON J W, MASSON B S, et al. An experimental investigation of turbulent transonic viscous-inviscid interactions[J]. AIAA Journal, 1973, 11(5):620-627.

(编辑:陈越)