

隔板截面造型对超声速膨胀器流场及性能的影响

钟兢军, 黄振宇, 杨 凌, 韩吉昂

(大连海事大学 轮机工程学院, 辽宁 大连 116026)

摘 要: 采用三维雷诺平均 N-S 方程和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型, 在设计工况下对 3 种隔板截面形状的超声速膨胀器的三维流道流场进行了数值研究. 结果表明: 矩形截面形状的超声速膨胀器近吸力面区域气流速度大, 斜激波之后流动损失低, 等熵绝热效率较高; 正梯形截面形状的超声速膨胀器出口平均绝对马赫数、静压比以及膨胀比大, 综合性能相对最优; 角区附面层分离、回流形成的低速气流团以及斜激波所导致高速气流的增压过程是出口流动损失的主要来源; 优化隔板沿径向的结构, 超声速膨胀器的综合性能有望进一步提高.

关 键 词: 超声速膨胀器; 隔板截面形状; 膨胀波; 斜激波; 正梯形

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence on flow field and performance of supersonic expander with different strake wall section shapes

ZHONG Jing-jun, HUANG Zhen-yu, YANG Ling, HAN Ji-ang

(Marine Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian Liaoning 116026, China)

Abstract: The three dimensional Reynolds-averaged N-S equations and the standard $k-\epsilon$ turbulent model were adopted to simulate numerically the flow field of the three-dimensional flow-path of the supersonic expander under three kinds of strake wall section shapes at the design point. It's found that the suction surface of supersonic expander with rectangle strake wall section shape has high air velocity, low flow losses after the shock waves, and thus higher adiabatic isentropic efficiency can be obtained; the supersonic expander with positive trapezoid strake wall section shape has high outlet averaged Mach number, static pressure ratio and expansion ratio, its comprehensive performance is relatively optimal; the main sources of flow losses at outlet include low-speed air caused by corner boundary layer separation and backflow as well as pressurization process of high-speed air after oblique shock waves. The comprehensive performance of supersonic expander could be further enhanced by optimizing the structure of strake wall in radial direction.

Key words: supersonic expander; strake wall section shapes; expansion waves; oblique shock waves; positive trapezoid

涡轮作为燃气轮机三大核心部件之一, 其性能的好坏将对整机性能产生重大影响, 通过降低内部流动损失来提高涡轮性能始终是叶轮机领域

的研究热点, 而基于叶型改进的结构优化是诸多措施中行之有效的方法, 文献[1-3]对涡轮内部流动进行了研究, 采用弯、扭、掠叶片一定程度上

收稿日期: 2013-10-18

基金项目: 国家高技术研究发展计划; 中央高校基本科研业务费专项资金(3132014319);
高等学校博士学科点专项科研基金(20132125120006)

作者简介: 钟兢军(1963—), 男, 黑龙江哈尔滨人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机气动热力学研究.

通讯作者: 黄振宇(1985—), 男, 湖北仙桃人, 博士生, 主要从事叶轮机气动热力学研究. E-mail: zhenyu85keyan@163.com

降低了流动损失,提高了涡轮的性能. 随燃气轮机转子转速及涡轮进口温度的不断提高,对涡轮叶片的负荷提出了更高要求,一些新型结构的涡轮得以出现,如对转涡轮^[4-10]和两级对转超声速膨胀器^[11]. 两级对转超声速膨胀器是 Ramgen 动力系统公司在其 ASCE(advanced supersonic component engine)燃气轮机中推出的一种膨胀系统,该膨胀系统利用相对转动的高、低压转子完成传统涡轮级的工作,其在结构设计方面的技术难题不易解决,在充分掌握其结构的基础上,我们提出了单级超声速膨胀器^[12],与常规涡轮^[13-18]相比,单级超声速膨胀器结构上的显著特点是以隔板替代涡轮叶片,并通过控制膨胀型面沿流向的变化实现气流膨胀加速,隔板沿径向的结构将对膨胀器的整体性能产生重大影响. 本文设计了3种不同隔板截面形状的超声速膨胀器(下文简称膨胀器)并对其流场进行了数值研究,以期获得气流参数随隔板截面形状变化的规律,为进一步提高膨胀器的性能建立理论和数值研究基础.

1 计算模型与数值方法

1.1 计算模型

膨胀器包含3个流道,为节省资源并提高计算速度,本文仅对一个三维流道的流场进行了数值计算. 所设计的膨胀器三维流道(各参数定义见文献[9])的几何参数相同,初始膨胀角为 24° 、进口高度比为0.17、圆弧半径喉部高度比为0.5、流道长高比为6、进出口面积比为4、隔板安装角为 26° . 隔板截面形状如图1所示,其中 b 和 a 分别为隔板顶部以及底部宽度, h_0 为喉部高度,图1(a)为上窄下宽的正梯形,图1(b)为矩形,而图1(c)为上宽下窄的倒梯形,具体计算方案见表1. 为便于对计算结果进行分析,沿流向定义6个截面,各截面均与轮毂垂直,其中 Plane 1 和 Plane 6 分别对应超声速膨胀流道的进口与出口处(图2). 此外,参照常规叶轮机机械流面的定义方法,本文将流道中相应截面定义为 S_1 流面和 S_2 流面,由吸力面到压力面方向定义为节距(t)方向(图3). 采用分区结构化网格对计算域进行网格划分,超声速膨胀流道区域进行网格局部加密处理,3种隔板截面形状的膨胀器网格总数均为67.8万(图4). 对于进出口边界条件,给定进口绝对总压、静压和总温. 三维流道上壁面、进出口延伸段上壁面设定为绝对静止的绝热壁面,而三维流道下壁面、侧壁面(压力面、吸力面)和进出口延伸段

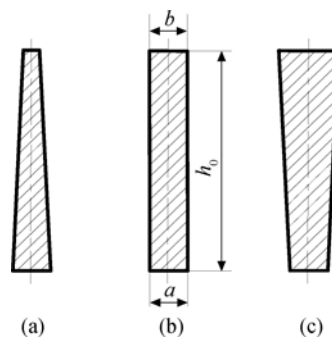


图1 隔板截面形状示意图

Fig. 1 Sketch of strake wall section shape

表1 膨胀器的结构方案

Table 1 Structure scheme of expanders

模型	a/mm	b/mm	h_0/mm	隔板截面形状
Case A	1.5	3.5	21.08	正梯形
Case B	3.5	3.5	21.08	矩形
Case C	5.5	3.5	21.08	倒梯形

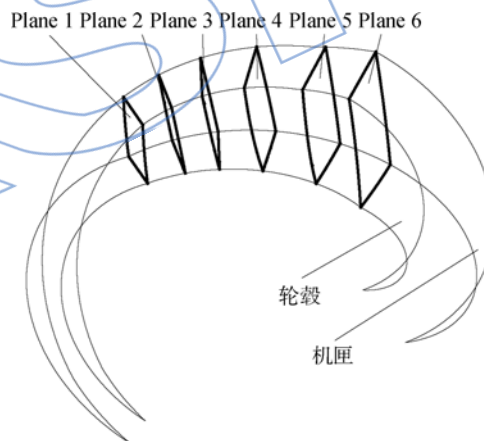


图2 沿流向各截面布置示意图

Fig. 2 Sketch of section setting along flow direction

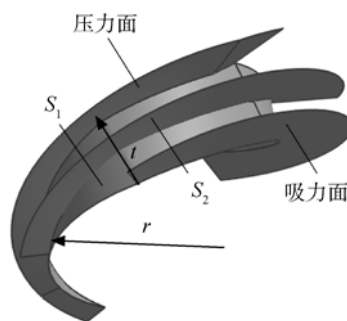


图3 膨胀器三维流道表示方法

Fig. 3 Representation method of 3-D flow passage of expander

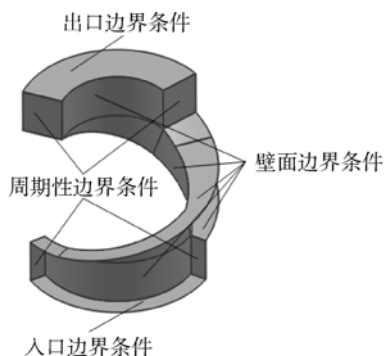


图4 计算域与边界条件

Fig. 4 Computational domain and boundary conditions

下壁面设置为与流体一起转动的绝热壁面;进出口延伸段与三维流道压、吸力面相接侧壁面设置为周期性边界条件。

1.2 数值方法

采用 Fluent 软件对膨胀器的三维流道流场进行数值仿真,控制方程为三维定常雷诺平均 N-S 方程,湍流模型为标准 $k-\epsilon$ 两方程模型. 计算中选用隐式耦合求解算法,方程对流项采用 2 阶迎风格式离散。

3 种隔板截面形状的膨胀器三维流道设计工况计算条件均为:转速 $n_d = 30\,000\text{ r/min}$,进口绝对总压 $p_0^* = 1\,013\,250\text{ Pa}$,进口静压 $p_0 = 917\,713\text{ Pa}$,进口总温 $T_0^* = 1\,200\text{ K}$ 。

采用的三维流道膨胀比、损失系数及等熵绝热效率公式如下:

$$\pi_1^* = \frac{p_0^*}{p_1^*} \quad (1)$$

$$\pi_2^* = \frac{p_0^*}{p_1} \quad (2)$$

$$Y_r = \frac{p_{0,\text{rel}}^* - p_{1,\text{rel}}^*}{p_{1,\text{rel}}^* - p_1} \quad (3)$$

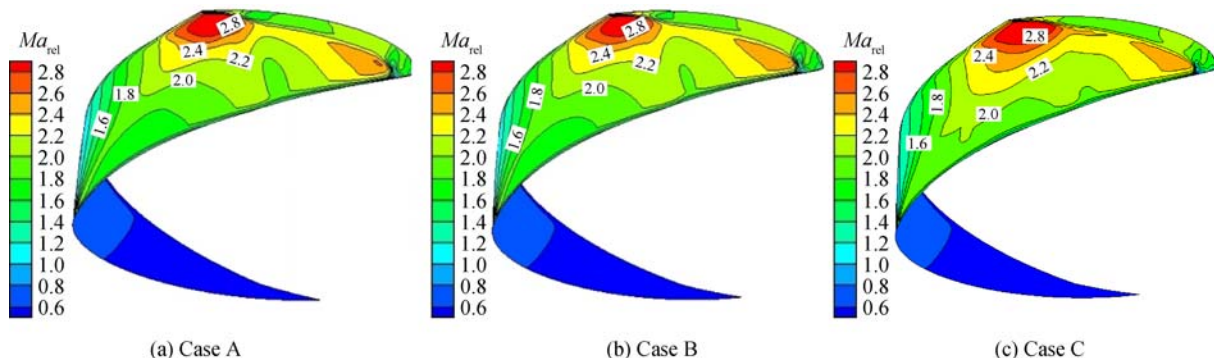
$$\eta_i^* = \frac{\pi_1^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} \cdot \left(1 - \frac{T_1^*}{T_0^*}\right)}{\pi_1^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1} \quad (4)$$

式中 p_0^* 为进口绝对总压, p_1^* 为出口绝对总压, $p_{0,\text{rel}}^*$ 为进口相对总压, $p_{1,\text{rel}}^*$ 为出口相对总压, p_1 为出口静压, T_0^* 为进口总温, T_1^* 为出口总温, κ 为等熵指数。

2 计算结果与分析

2.1 相对马赫数等值线

图 5~图 7 给出了不同流面的相对马赫数 (Ma_{rel}) 等值线,可以看出,三维流道内气流整体呈加速趋势,但局部差异较大. 近吸力面气流在喉部处速度激增,相对马赫数增加到 1.8,此后在较大轴向长度范围维持该速度流动,而压力面附近气流沿流向逐步加速,增速较为均匀(图 5 和图 6). 随气流的进一步膨胀,高速区逐步由吸力面向压力面迁移,最终聚集在下端壁与压力面相接的角区(图 7). 这是因为,三维流道入口的膨胀波造成气流压力分布不均,其中吸力面压力沿轴向缓慢降低,维持在较低值;而压力面附近区域气流则在较大正压梯度作用下流动,最终导致了气流沿流向以及节距方向分布的差异(图 8 中上、下曲线分别对应不同喉部高度的压、吸力面静压). 相比较而言,隔板截面形状为正梯形和倒梯形的膨胀器气流加速更为完善,特别是倒梯形截面形状的膨胀器,出口近压力面高速区的影响范围相对最大. 三者出口斜激波产生的位置几乎不变,激波强度也没有明显变化(图 5). 隔板截面形状为矩形的膨胀器近吸力面区域气流速度大,斜激波之后下端壁与吸力面相接角区的气流速度较大(图 6)。

图5 50%喉部高度 S_1 流面相对马赫数等值线Fig. 5 Relative Mach number contour of S_1 at 50% throat height

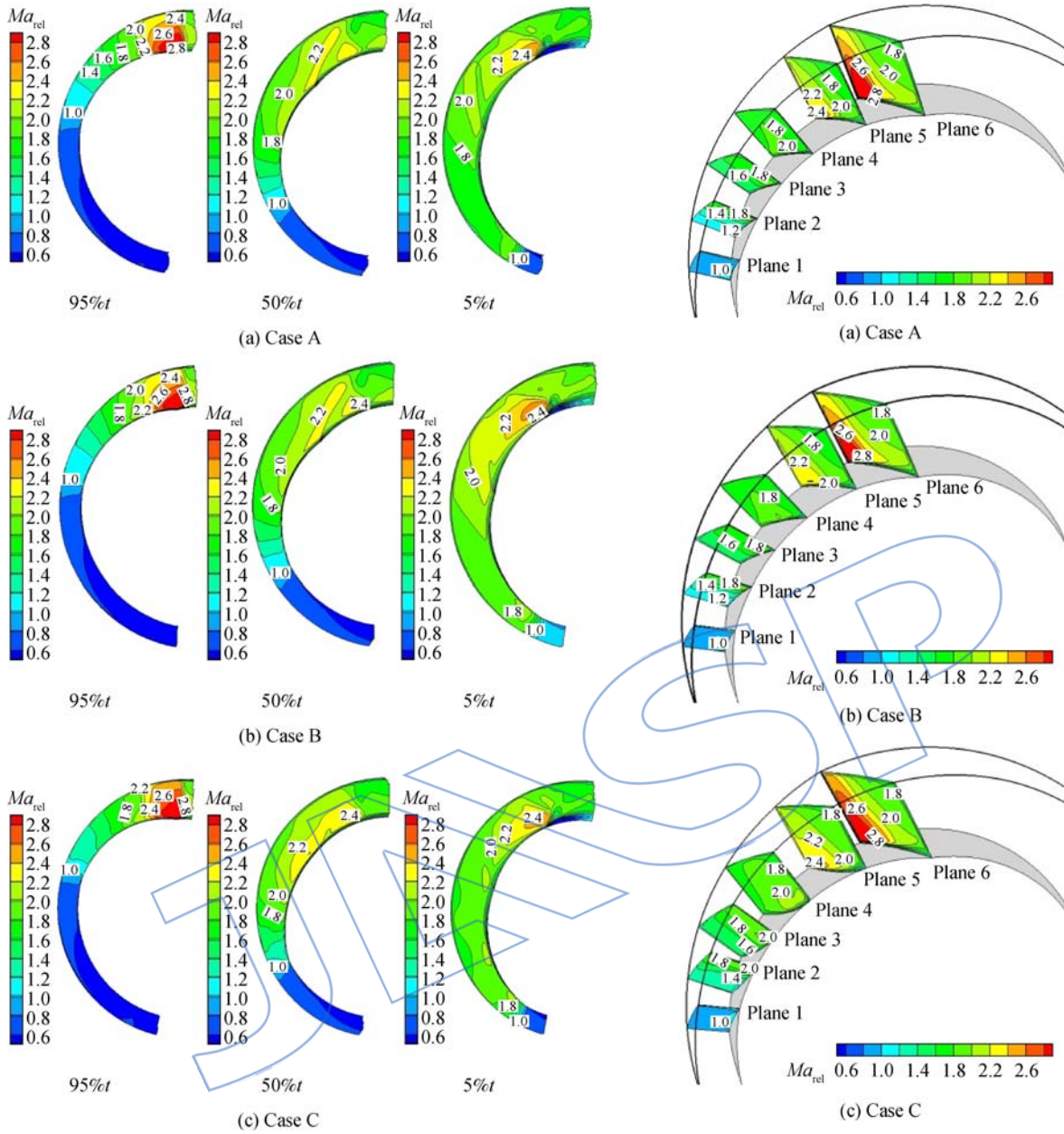
图 6 不同节距 S_2 流面相对马赫数等值线Fig. 6 Relative Mach number contour of S_2 with different pitches

图 7 各截面相对马赫数等值线

Fig. 7 Relative Mach number contour with different sections

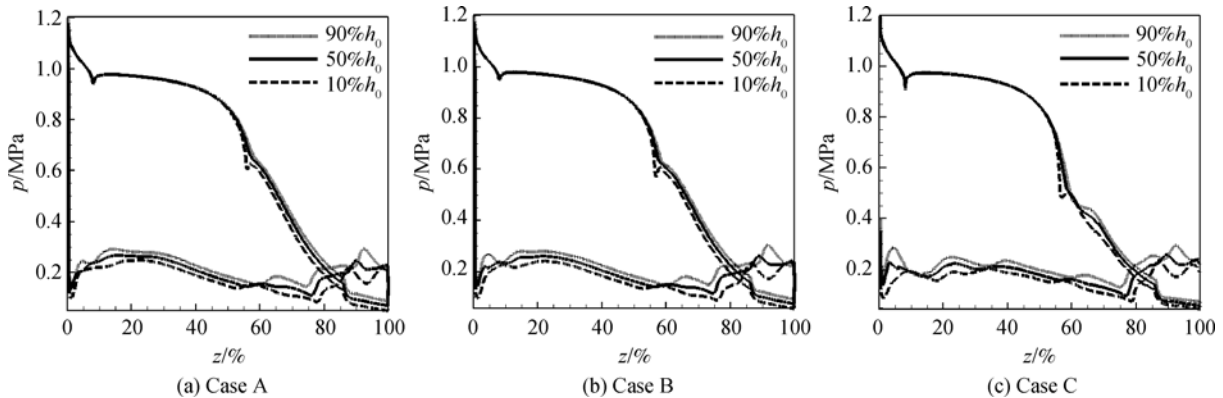


图 8 不同喉部高度壁面静压

Fig. 8 Static pressure of wall with different throat heights

表2给出了不同隔板截面形状膨胀器的主要性能参数,可以看出,隔板截面形状对膨胀器等熵绝热效率的影响不大,其中,隔板截面形状为倒梯形的膨胀器膨胀比(π_1^*)最大,但其他性能参数较低,其轴向的压力分布也不利于气流的膨胀加速:沿流向吸力面正、负压力梯度交替出现(图8中Case C);主流区(图9中Case C)以及近吸力面区域(图10中Case C)压力梯度则较小,比较而言,隔板截面形状为正梯形的膨胀器出口平均绝对马赫数、静压比以及膨胀比较大,综合性能较优,但总体性能的改善并不显著。

2.2 熵和流线分布图

图11~图13给出了不同流面的熵和流线分

布图,可以看出,隔板截面形状并不完全改变流动的损失分布,但对局部区域产生影响。节距方向的流动损失逐步降低,近出口吸力面与下端壁相接的角区流动损失较大(图11);沿流向损失增加得并不明显,壁面附近区域低能流体所导致的流动损失是损失的主要来源(图12),相对而言,下端壁与吸力面流动损失的增加较为显著,出口处压力面和吸力面的附近各存在一个高熵区(图13),主要是因为,膨胀波造成节距方向较大的逆压梯度(图10),促使附面层自压力面向吸力面迁移,并最终导致吸力面附近区域的损失高于压力面。此外,斜激波造成了近出口流动损失的增加,其一,斜激波之前压力面附近区域气流速度大,斜激

表2 膨胀器主要性能参数
Table 2 Main performance parameters of expanders

模型	出口平均绝对马赫数	静压比	膨胀比 π_1^*	膨胀比 π_1	等熵绝热效率	损失系数
Case A	1.241	5.371	2.195	5.626	0.838	0.197
Case B	1.235	5.256	2.182	5.502	0.843	0.190
Case C	1.218	5.237	2.202	5.481	0.831	0.209

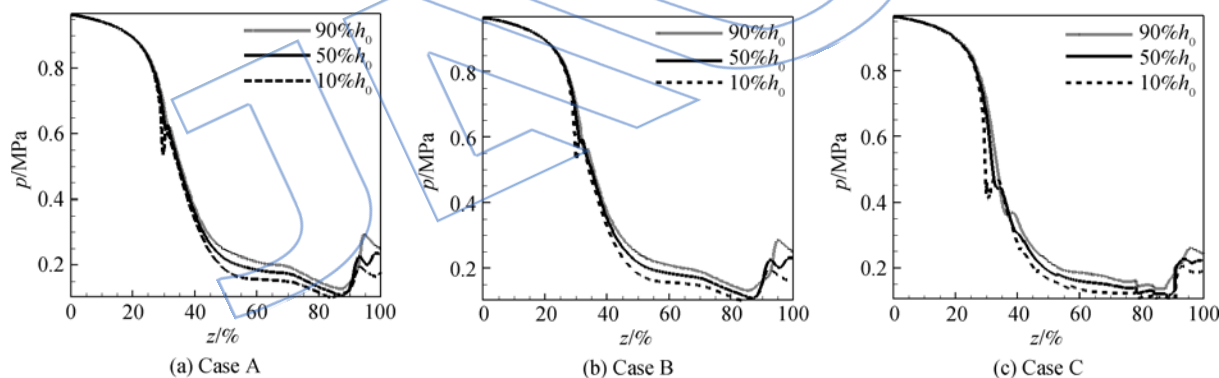


图9 不同喉部高度50%节距 S_2 流面静压

Fig. 9 Static pressure of S_2 at 50% pitch with different throat heights

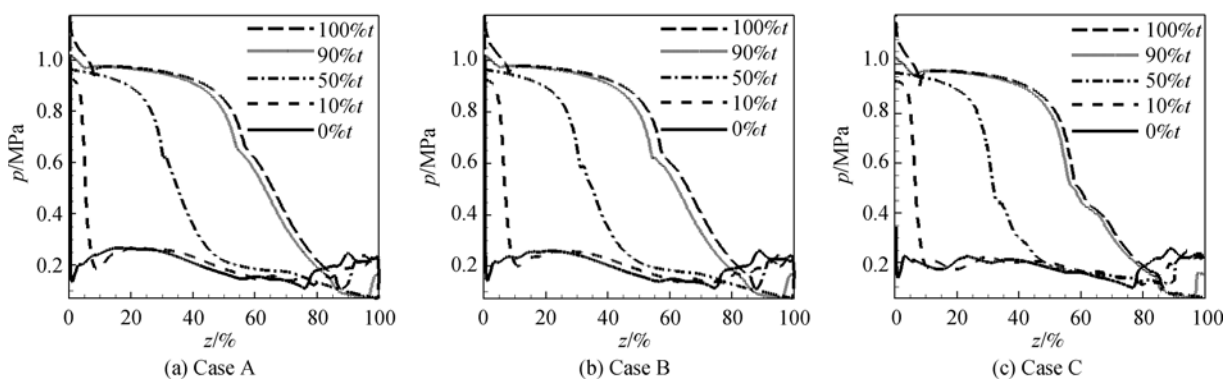


图10 不同节距50%喉部高度 S_2 流面静压

Fig. 10 Static pressure of S_2 at 50% throat height with different pitches

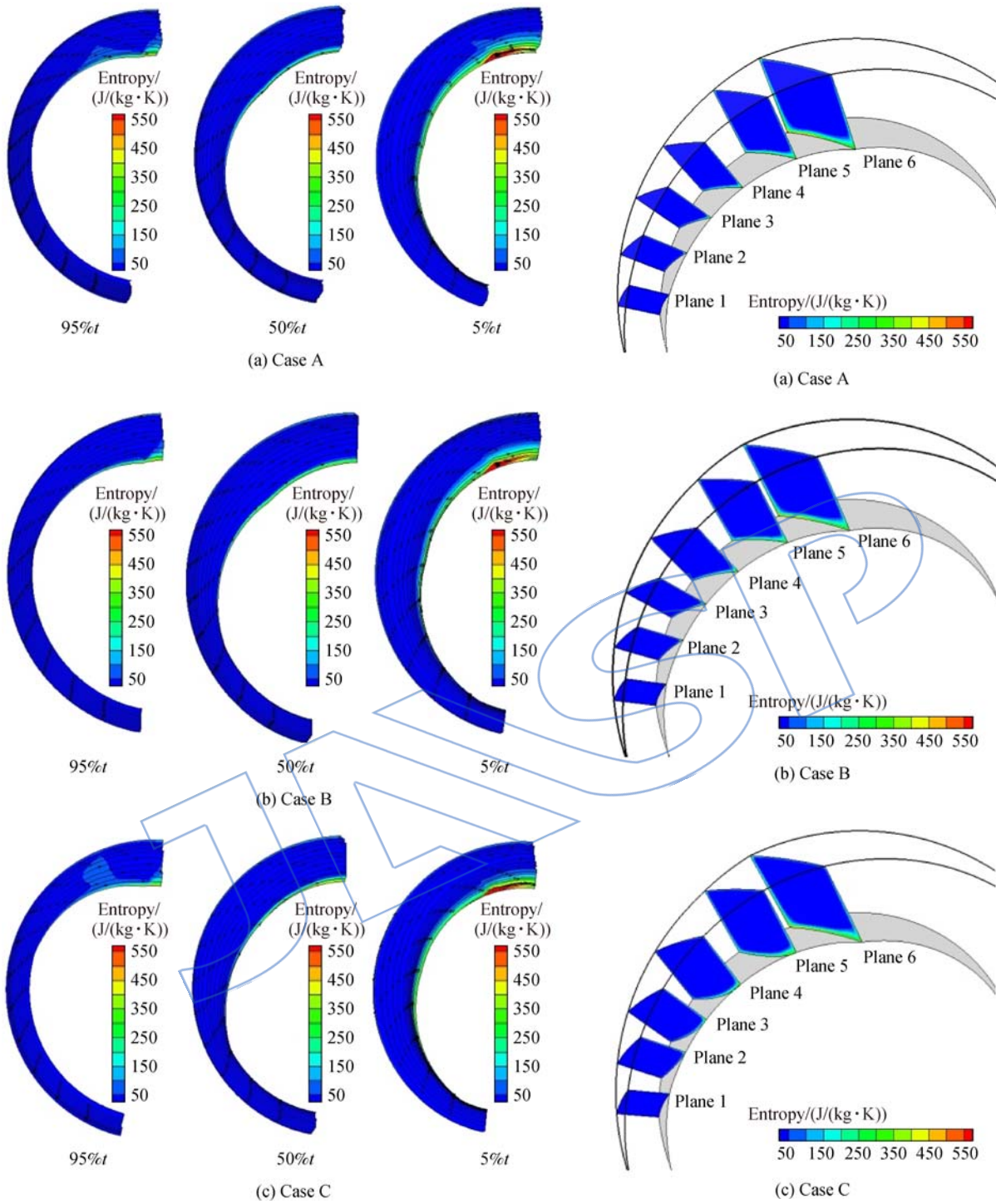
图 11 不同节距 S_2 流面熵和流线分布图Fig. 11 Distribution of entropy and streamlines of S_2 with different pitches

图 12 沿流向各截面熵分布云图

Fig. 12 Distribution of entropy with different sections along the flow direction

波后造成的流动损失也大;其二,沿气流流动方向,低能流体在吸力面与下端壁相接的角区逐步积聚,近出口斜激波打在吸力面上,导致附面层的分离与回流,造成较大的损失。

比较而言,隔板截面形状为倒梯形的膨胀器近出口流动损失更大,一方面,在较小压力梯度作用

下,近吸力面区域气流速度更低(图 6 和图 7),另一方面,斜激波之后节距方向的压差较大(图 10),这样低能流体自吸力面向压力面的迁移运动以及与主流的掺混更为严重,所导致的流动损失大。

2.3 出口气流参数

图 14 给出了出口相对马赫数等值线图,可以

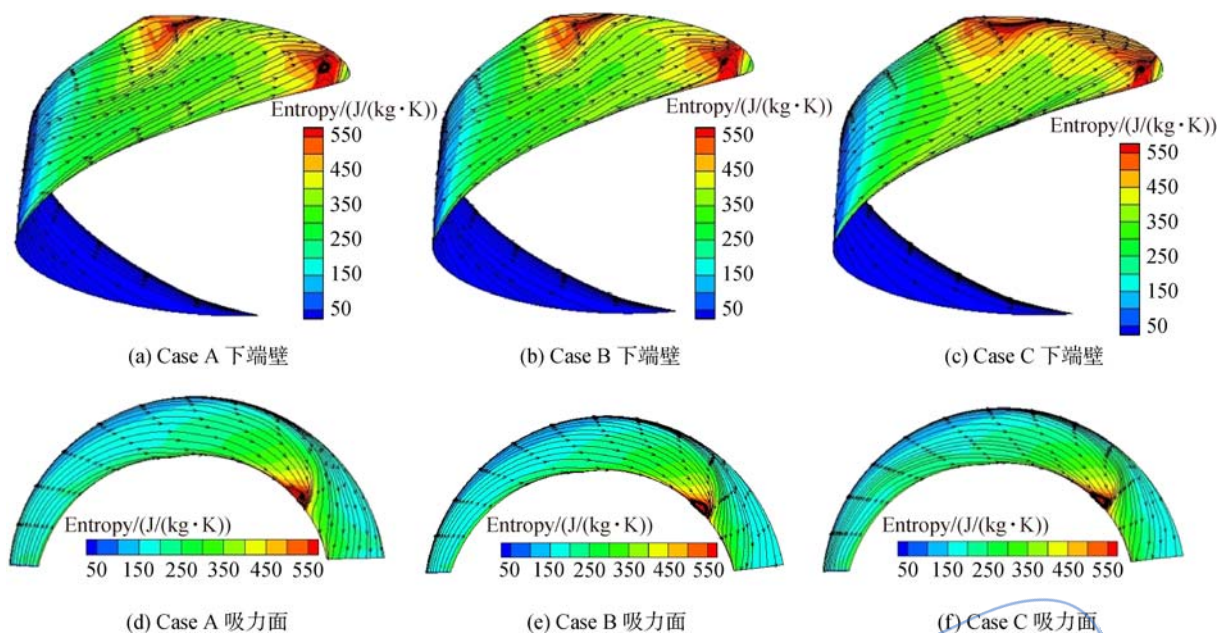


图13 端壁熵和极限流线分布图

Fig. 13 Distribution of entropy and limiting streamlines of end walls

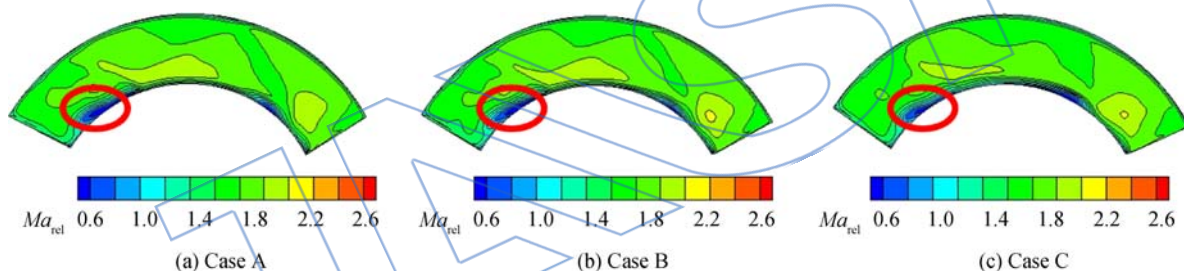


图14 出口相对马赫数等值线

Fig. 14 Relative Mach number contour of exit

看出,气流的速度分布整体均匀,但局部差异较大.压力面附近以及远离吸力面的区域各存在一个高速区,高速气流贴近下端壁.环壁面的低能流体主要位于下端壁附近,靠近压、吸力面各有一个低速区,而近吸力面低速区的气流速度更低,范围更广,这是因为,斜激波作用下,吸力面与下端壁相接角区附面层分离、回流并在沿节距方向顺压梯度的作用下进一步向压力面迁移,最终在距吸力面不远的出口处形成一个低速气流团;斜激波前近压力面区域速度最大,斜激波导致该区域的流动损失大,气流速度低.对比这两个低速区,说明斜激波造成的其他损失要比斜激波直接导致的损失大.相比较而言,隔板截面形状为正梯形的膨胀器出口气流速度分布更为均匀.

图15~图17给出了出口截面气流参数沿径向的分布,可以看出,20%隔板高度(h_1)范围内,随隔板高度的增加,出口绝对总压迅速上升,出口

总温降低,相对马赫数也突升至1.9以上,导致这一流动现象的主要原因是,一方面,膨胀器是利用

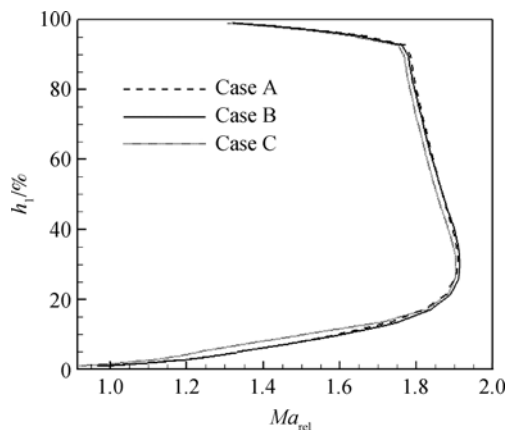


图15 出口相对马赫数沿径向分布

Fig. 15 Distribution of relative Mach number at exit in the radial direction

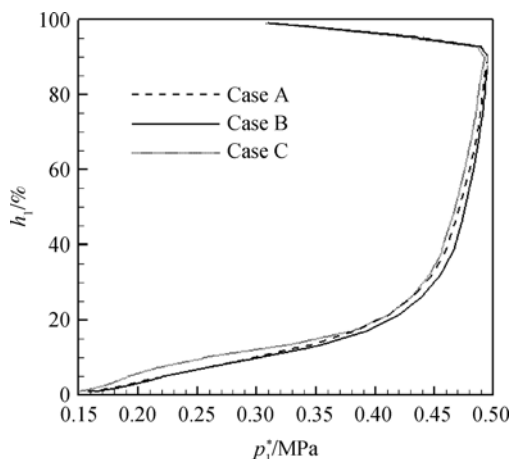


图16 出口绝对总压沿径向分布

Fig. 16 Distribution of absolute total pressure at exit in the radial direction

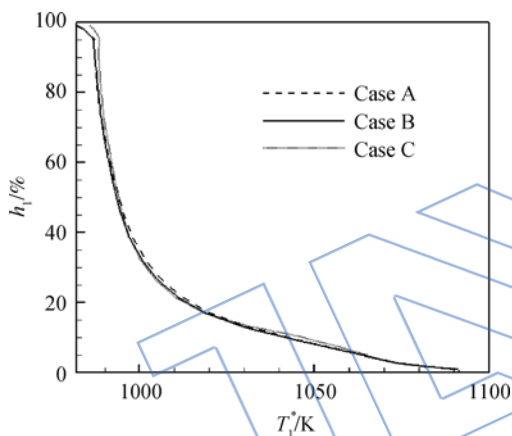


图17 出口总温沿径向分布

Fig. 17 Distribution of total temperature at exit in the radial direction

S_2 流面(下端型线)的扩张来实现气流膨胀加速的,因此,在喉部处膨胀波的作用下下壁面附近气流充分膨胀,出口绝对总压大幅降低,速度明显提高。另一方面,在径向以及节距方向压差作用下,附面层沿流向逐渐增厚,低能流体之间以及与下端壁的相互作用造成较大的流动损失,气流做功能力很低,出口总温较高;气流的高速区基本位于 $20\%h_1 \sim 40\%h_1$ 范围,与三维流道的流动现象较为一致; $40\%h_1 \sim 90\%h_1$ 范围内的流动最为均匀;上端壁对气流的流动也有一定程度的影响,但不及下端壁明显,进一步优化上端壁结构,膨胀器膨胀比有望继续提高。

3 结 论

在本文数值研究的条件下,可得以下结论:

1) 隔板截面形状显著影响三维流道的局部流场,矩形截面形状的膨胀器近吸力面区域气流速度大,斜激波之后下端壁与吸力面相接角区的流动损失较低;倒梯形截面形状的膨胀器出口近压力面高速区的影响范围较大,斜激波导致的损失相对最高;正梯形截面的膨胀器出口气流速度分布最均匀。

2) 隔板截面形状对膨胀器等熵绝热效率的影响不大,正梯形截面形状的膨胀器出口平均绝对马赫数、静压比以及膨胀比大,综合性能相对最优。在此基础上,优化隔板沿径向的结构,膨胀器的膨胀比有望进一步提高。

3) 角区附面层分离、回流形成的低速气流团以及斜激波导致高速气流的增压减速过程是出口截面流动损失的主要来源。

参考文献:

- [1] 王仲奇,韩万金,徐文远,等. 叶片倾斜对叶栅气动特性的影响及其控制二次流损失机理的实验研究[J]. 工程热物理学报,1988,9(2):131-136.
WANG Zhongqi, HAN Wanjin, XU Wenyuan, et al. The effect of blade leaning on cascade aerodynamic characteristics and the experimental study of mechanism of reducing secondary flow losses by leaned blades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1988, 9(2): 131-136. (in Chinese)
- [2] 王松涛,王仲奇,冯国泰. 弯曲叶片降低能量损失的涡动力学机制[J]. 哈尔滨工业大学学报,2002,34(5):607-613, 670.
WANG Songtao, WANG Zhongqi, FENG Guotai. Reduction of energy loss by bowed blades[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2002, 34(5): 607-613, 670. (in Chinese)
- [3] 岳国强,韩万金. 掠叶片对涡轮叶栅气动性能的影响[J]. 推进技术,2004,25(6):512-516.
YUE Guoqiang, HAN Wanjin. Effects of swept blade on the aerodynamic performance of turbine cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6): 512-516. (in Chinese)
- [4] Huber F W, Branstrom B R, Finke A K, et al. Design and test of a small two stage counter-rotating turbine for rocket engine[R]. AIAA 93-2136, 1993.
- [5] Haldeman C W, Dunn M G, Abhari R S, et al. Experimental and computational investigation of the time-resolved pressure loading on a vaneless counter-rotating turbine [R]. ASME Paper 2000-GT-0445, 2000.
- [6] 季路成. $1+3/2$ 与 $1+1/2$ 对转涡轮对比分析[J]. 工程热物理学报,2007,28(增刊1):113-116.
JI Lucheng. Basic analysis on $1+3/2$ and $1+1/2$ counter-rotating turbines[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(Suppl. 1): 113-116. (in Chinese)

- [7] 蔡蕾,潘尚能,李维,等. $1+1/2$ 对转涡轮非定常流动数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1825-1835.
QI Lei, PAN Shangneng, LI Wei, et al. Numerical simulation of unsteady flow in a vaneless counter-rotating turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1825-1835. (in Chinese)
- [8] 乔加飞,赵庆军,徐建中. 某 $1+1/2$ 对转涡轮的气动设计及分析[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(9): 1469-1472.
QIAO Jiafei, ZHAO Qingjun, XU Jianzhong. Aerodynamic design and analysis of a vaneless counter-rotating turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(9): 1469-1472. (in Chinese)
- [9] 雒伟伟,张磊,王会社,等. 可调高压导叶对 $1+1/2$ 对转涡轮性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2741-2748.
LUO Weiwei, ZHANG Lei, WANG Huishe, et al. Effects of high-pressure guide vane adjustment on $1+1/2$ counter-rotating turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2741-2748. (in Chinese)
- [10] 雒伟伟,张磊,王会社,等. $1+1/2$ 对转涡轮可调高压导叶流场及损失的数值研究[J]. 推进技术, 2012, 33(3): 346-355.
LUO Weiwei, ZHANG Lei, WANG Huishe, et al. Numerical investigation of flow and loss in a variable high-pressure guide vane of $1+1/2$ counter-rotating turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(3): 346-355. (in Chinese)
- [11] Lawlor S P, Steele R C, Baldwin P. Advanced supersonic component engine for military applications [R]. ASME Paper GT2007-27336, 2007.
- [12] 钟兢军,黄振宇,杨凌,等. 超声速膨胀器设计及其内部流动研究[R]. 呼和浩特: 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议, 报告号: 132098, 2013.
- [13] 曾军,向传国,程信华. 跨声速涡轮叶栅三维流场的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1915-1920.
ZENG Jun, XIANG Chuanguo, CHENG Xinhua. Numerical simulation of the three-dimensional flow field of transonic turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1915-1920. (in Chinese)
- [14] Corriveau D, Sjolander S A. Influence of loading distribution on the off-design performance of high-pressure turbine blades[J]. Journal of Theurbomachinery, 2007, 129(3): 563-571.
- [15] Meingast M, Kielb R E, Thomas J P. Preliminary flutter design method for supersonic low pressure turbines[R]. ASME Paper GT2009-59177, 2009.
- [16] 刘智刚,方祥军,刘思永,等. 某变循环发动机超声涡轮设计与分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2103-2110.
LIU Zhigang, FANG Xiangjun, LIU Siyong, et al. Design and analysis of HP-turbine for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2103-2110. (in Chinese)
- [17] Groth P, Mårtensson H, Andersson C. Design and experimental verification of mistuning of a supersonic turbine blisk[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(1): 1-9.
- [18] GUO Liang, YAN Yuying, Maltson J D. Performance of 2D scheme and different models in predicting flow turbulence and heat transfer through a supersonic turbine nozzle cascade[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012, 55(23/24): 6757-6765.