

间隙高度对超声速膨胀器流场及性能的影响

黄振宇, 钟兢军, 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, 对不同间隙高度超声速膨胀器的流场和性能进行了数值研究, 结果表明: 间隙高度显著影响三维流道内的局部流动特性和超声速膨胀器的整体性能, 随间隙高度增加, 气流最高相对马赫数降低, 高速区范围逐步缩小; 泄漏涡增强, 尺度变大, 横向和径向运动明显, 泄漏损失增加, 但激波及激波附面层相互作用的损失降低; 超声速膨胀器的膨胀比先增大后减小, 等熵绝热效率持续降低, 下端壁、吸力面附近低能流体之间以及与壁面的摩擦损失和间隙泄漏损失是有间隙超声速膨胀器三维流道内损失的主要来源, 超声速膨胀器的间隙高度宜在 $0.9\%h_0 \sim 1.5\%h_0$ 之间选取。

关 键 词: 超声速膨胀器; 间隙高度; 泄漏涡; 膨胀比; 等熵绝热效率

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of tip clearance heights on the flow field and performances of a supersonic expander

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

(Marine Engineering College,

Dalian Maritime University, Dalian Liaoning 116026, China)

Abstract: The three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equations and the standard $k-\epsilon$ turbulent model were adopted to simulate numerically the flow field and performance of a supersonic expander with different tip clearance heights. The results show that tip clearance height significantly impact on the local flow characteristics in the three-dimensional flow passage and the overall performances of the supersonic expander. With the increasing of the tip clearance height, the highest relative Mach number of airflow decreases, and the scope of high speed reduces. The leakage vortex strengthens, scale largens, transverse and radial movement significantly, and the leakage loss increased, but the loss of shock waves and interaction of shock and boundary layer reduced. Expansion ratio of supersonic expander firstly increased and then decreased, and the isentropic adiabatic efficiency reduced gradually. The main source of loss in the three-dimensional flow passage of supersonic expander with clearance is the friction loss of low energy fluid near the suction surface and bottom wall and the leakage loss. The scope of clearance height should be selected between $0.9\%h_0$ and $1.5\%h_0$.

Key words: supersonic expander; tip clearance height; leakage vortex; expansion ratio; isentropic adiabatic efficiency

收稿日期: 2014-06-03

基金项目: 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: 黄振宇(1985—), 男, 湖北仙桃人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

通讯作者: 钟兢军(1963—), 男, 黑龙江哈尔滨人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

E-mail: zhongjj@dlmu.edu.cn

涡轮是燃气轮机三大核心部件之一,受高温、高压、高负荷及高转速作用,工作环境恶劣,其性能直接影响燃气轮机的整机性能。随现代高性能涡轮负荷的不断提高,涡轮的展弦比持续减小^[1],使得端区损失成为涡轮气动损失的主要来源,而由间隙流动导致的损失则更为明显,研究表明由叶尖间隙引起的损失已经占到涡轮端区损失的一半以上^[2]。

对涡轮间隙流动进行研究将有助于了解泄漏流动机理并进一步采取主动或被动措施来控制间隙流动,达到减小流动损失、提高涡轮效率的目的,基于此,国内外学者针对涡轮间隙流动进行了广泛的研究。Bindon^[3]认为在间隙内压力面附近的分离泡产生大量低能流体,这部分低能流体和主流的掺混损失是间隙泄漏损失的主要来源。Denton, Hamidur 等^[4-5]的研究认为叶顶间隙内部的损失与间隙内部的流动结构密切相关,而间隙高度是影响间隙内部流动结构的重要因素之一;Nikhil 等^[6]发现间隙高度对叶顶分离区域有明显的影响:随间隙高度增加,分离区域向吸力面方向扩展,而随间隙高度减小,分离线向压力面方向移动;Tallman 等^[7]数值研究了间隙高度对轴流涡轮叶顶泄漏流的影响,发现减小间隙高度能降低泄漏流量,减小泄漏涡尺度,降低气动损失;Yamamoto^[8]利用五孔探针对某低速涡轮平面叶栅的端区损失进行了测量,发现叶顶间隙高度的增加会导致泄漏损失增加;Booth 等^[9]认为1%相对间隙高度会造成1%~2%的主流流量通过间隙形成间隙流动,导致涡轮级效率下降1%~3%;国内的李伟等^[10]发现增大涡轮叶尖间隙高度会使泄漏流量增大,形成更大的泄漏涡,并增加泄漏涡的不稳定性;祁明旭等^[11-12]认为随间隙高度增加,透平等熵效率近似呈线性趋势减小,间隙涡的产生位置提前,强度增大,损失也随之增加;牛茂升等^[13]发现随间隙高度增大,通过间隙的流量增加,间隙涡形成位置后移,间隙涡、叶顶分离涡尺寸变大,在流道内影响范围增大,导致流动损失变大;王大磊等^[14-15]的研究表明间隙高度每增加1%相对叶高,间隙泄漏流量占总流量的比例约增加2.1%,尾缘后的损失则对间隙的高度最敏感,随着间隙高度的增加,叶片尾缘后损失明显增加。

超声速膨胀器^[16]是结合超声速膨胀喷管^[17-18]、常规轴流涡轮^[19-20]以及旋转冲压压缩转子^[21-22]结构设计方法而出现的一种新型膨胀做功系统,与常规涡轮^[23]相比,超声速膨胀器不仅可

以减少气流在膨胀系统中的流动损失,而且结构简单紧凑、体积小、功率质量比大、效率高,更重要的是超声速膨胀器可以满足切向来流的进气条件,从而避免了应用传统涡轮需要把切向气流调整成轴向而带来的巨大损失,此外,还能实现切向或轴向排气。在小型船舶动力、小型发电燃气轮机、涡轮泵和分布式供能用微小型燃气轮机中有着令人期待的应用前景。就功能而言,超声速膨胀器实质上是一种特殊结构形式的涡轮,其结构上的显著特点是以隔板替代涡轮叶片,并通过控制型面(首先 S_1 流面收缩,之后 S_2 流面扩张)沿流向的变化实现气流膨胀加速,文献^[16,24]已对超声速膨胀器的结构设计和内部流动特性进行了初步研究。实际工作过程中,超声速膨胀器隔板顶部与上端壁之间留有间隙,间隙的存在势必会影响其流场和性能,而关于超声速膨胀器隔板顶部间隙流动的研究还未开展。为此,本文对不同间隙高度的超声速膨胀器进行了数值研究,以期获得泄漏流随间隙高度变化的规律,并确定适合超声速膨胀器正常工作的间隙范围。

1 计算模型与数值方法

1.1 计算模型

文献^[16]给出了超声速膨胀器(图1)的设计方法。超声速膨胀器包含3个流道,为节省资源并提高计算速度,仅对一个三维流道的流场进行数值计算。三维流道几何参数: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° (各参数定义见文献^[16])。分别就 $0\%h_0$, $0.5\%h_0$, $1.0\%h_0$, $1.5\%h_0$, $2.0\%h_0$, $2.5\%h_0$, $3.0\%h_0$, $3.5\%h_0$, $4.0\%h_0$, $4.5\%h_0$ 以及 $5.0\%h_0$ (h_0 为喉部高度)相对间隙高度的流场进行了数值研究。为便于对计算结果进行分析,沿流向定

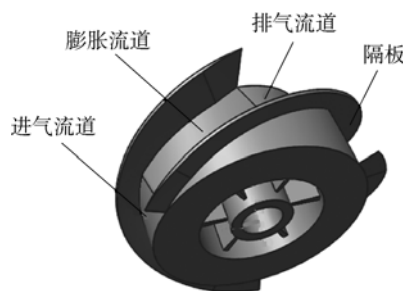


图1 超声速膨胀器结构

Fig. 1 Structure of supersonic expander

义6个截面(S_3 流面),各截面均与轮毂垂直,其中截面1和截面6分别对应超声速膨胀流道的进口与出口(图2).此外,参照常规叶轮机流面的定义方法,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).

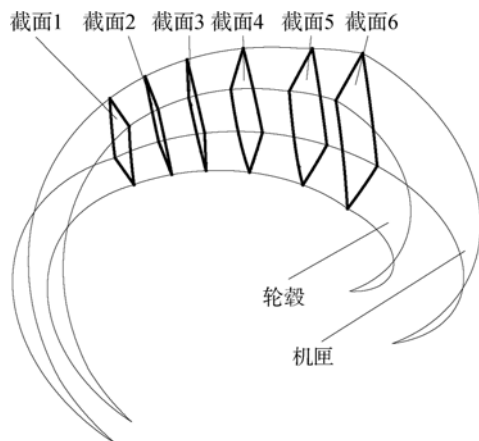


图2 沿流向各截面布置示意图

Fig. 2 Section setting along flow direction

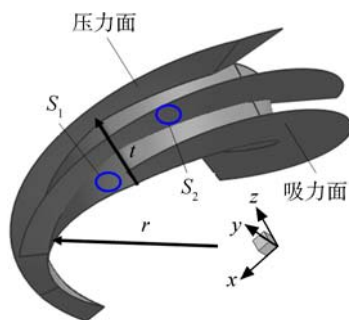


图3 超声速膨胀器三维流道

Fig. 3 Three-dimensional flow-path of supersonic expander

1.2 数值方法

采用 Fluent 软件对超声速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,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.文献[25-26]采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型对单边膨胀喷管的气动和红外辐射特性进行了数值研究;徐华松等[27]采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型数值计算了所设计的飞行器后体喷管,并与 Edwards 等[28]提出的喷管模型进行了对比分析.为此,本文也采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型.

对于进出口边界条件,给定进口绝对总压、静压和总温,出口给定静压.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力面、吸力面相接侧壁面设置为周期性边界条件(图4).超声速膨胀器三维流道设计工况计算条件为: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 $T_0^* = 1\,200\text{ K}$.

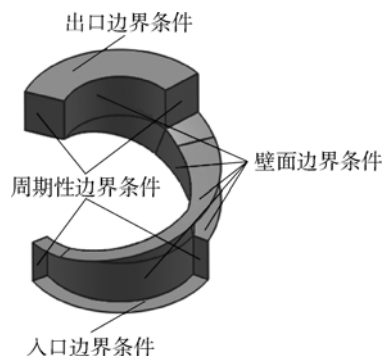


图4 计算域与边界条件

Fig. 4 Computational domain and boundary conditions

采用分区结构化网格对计算域进行网格划分,膨胀流道区域进行网格局部加密处理,流道及间隙区域网格如图5所示.分别对无间隙和 $1.5\%h_0$ 间隙高度的物理模型进行了网格无关性研究,图6(a)给出了无间隙超声速膨胀器性能随网格总数变化的关系曲线,可以看出,当网格总数增加到一定的值(678000)之后,膨胀比(π_1^*)几乎不受网格总数的影响,其差值维持在 0.05% 以内,而等熵绝热效率(η_1^*)的差值始终维持在 0.05% 以内,因此当网格数为 6.78×10^5 时已满足网格无关性要求;以此为基础,就间隙区网格分布对超声速膨胀器性能的影响进行了研究,由于超声速膨胀器间隙前、尾缘较尖锐,为提高网格精度将间隙区域划分为 I ~ VII(图5),网格方案见表1,从图6(b)可以看出,间隙区域网格小于

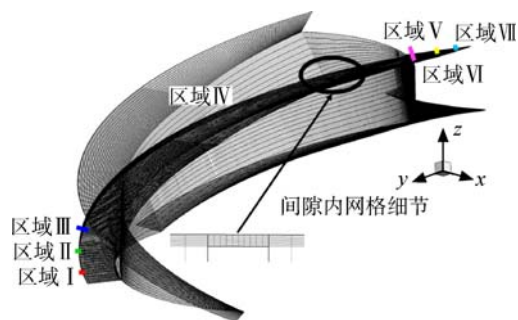


图5 计算域和网格

Fig. 5 Computational domain and grid

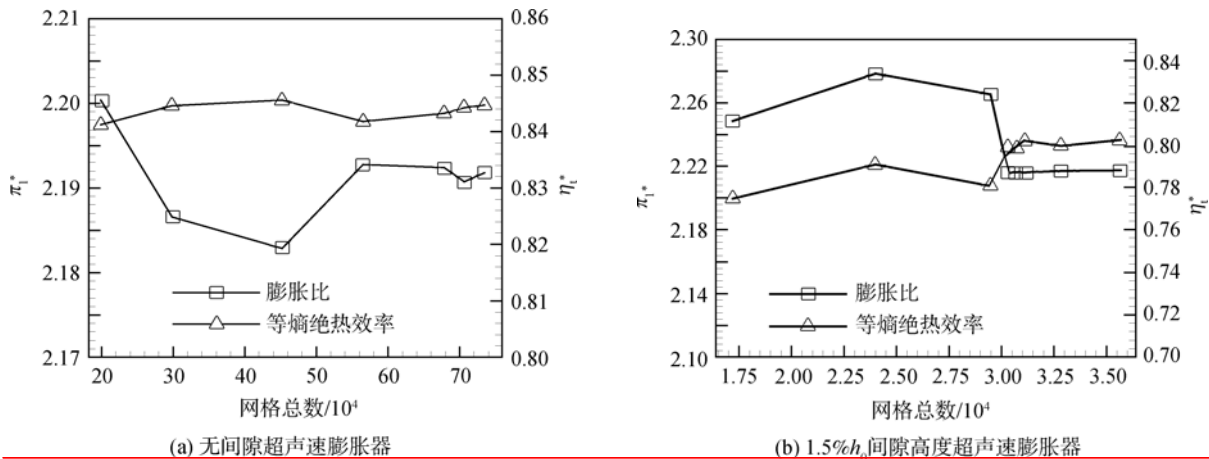


图6 性能参数与网格数量关系曲线

Fig. 6 Relation of performance parameters and total grid number

表1 间隙区网格划分

Table 1 Distribution of grid inside tip clearance

网格数							网格总数
区域 I	区域 II	区域 III	区域 IV	区域 V	区域 VI	区域 VII	
400	400	2 000	12 000	1 600	400	400	17 200
600	600	2 800	16 000	2 800	600	600	24 000
800	680	3 600	19 000	3 600	1 200	600	29 480
840	720	3 720	19 200	3 840	1 280	720	30 320
880	760	3 760	19 240	3 880	1 320	760	30 600
1 000	880	3 880	19 360	3 880	1 320	760	31 080
1 200	1 080	4 080	19 560	4 200	1 640	1 080	32 840
1 600	1 480	4 400	20 000	4 600	2 000	1 600	35 680

30 320时,膨胀比和等熵绝热效率出现较大波动,之后,随间隙区网格数增加,超声速膨胀器主要性能参数几乎无变化,因此,对于 $1.5\%h_0$ 间隙高度模型,间隙区网格为30 320可以认为已满足网格无关性要求,因间隙高度不同,三维流道网格总数为678 000~1 016 000。

采用的三维流道膨胀比、等熵绝热效率、总压损失系数及静压系数公式如下:

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

$$\eta_1^* = \frac{\pi_1^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot \left[1 - \frac{T_1^*}{T_0^*} \right]}{\pi_1^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1} \quad (2)$$

$$\xi = \frac{p_{1,\text{rel}}^* - p_{t,\text{rel}}^*}{\frac{1}{2} \rho_1 w_1^2} \quad (3)$$

$$C_p = \frac{p - p_1}{\frac{1}{2} \rho_1 w_1^2} \quad (4)$$

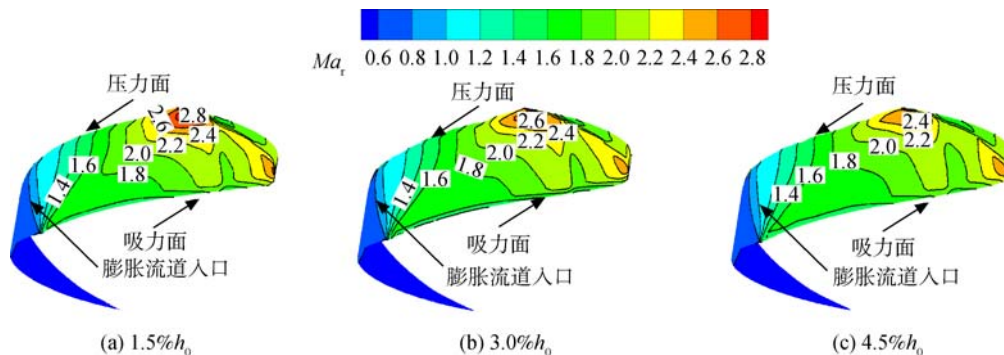
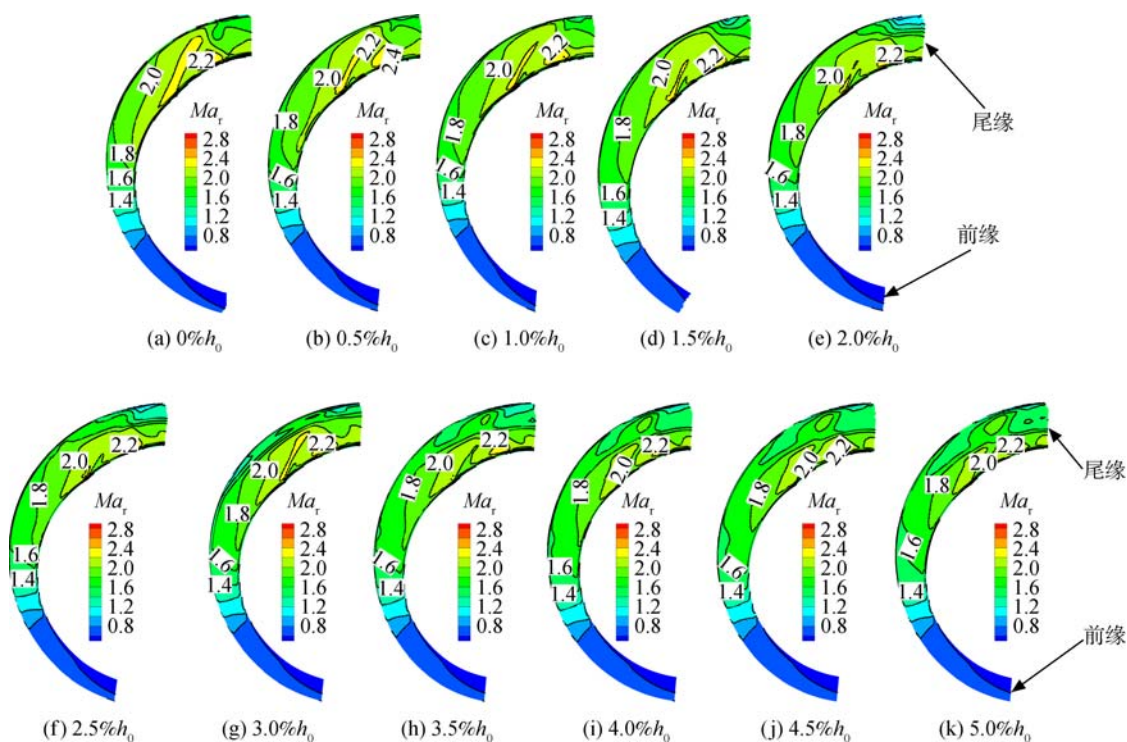
其中 p_0^* 为进口绝对总压, p_1^* 为出口绝对总压, $p_{1,\text{rel}}^*$ 为出口相对总压, $p_{t,\text{rel}}^*$ 为测点相对总压, p_1 为出口静压, p 为测点静压, T_0^* 为进口总温, T_1^* 为出口总温, w_1 为出口相对速度, ρ_1 为密度, γ 为比热比。

2 计算结果与分析

2.1 相对马赫数等值线

图7~图9给出了不同流面的相对马赫数 (Ma_r) 等值线,可以看出,间隙高度显著影响三维流道内的局部流动特性:随间隙高度增加,气流最高速度降低,低速气流团由尾缘的上端壁向前缘和下端壁发展,影响范围不断扩大。

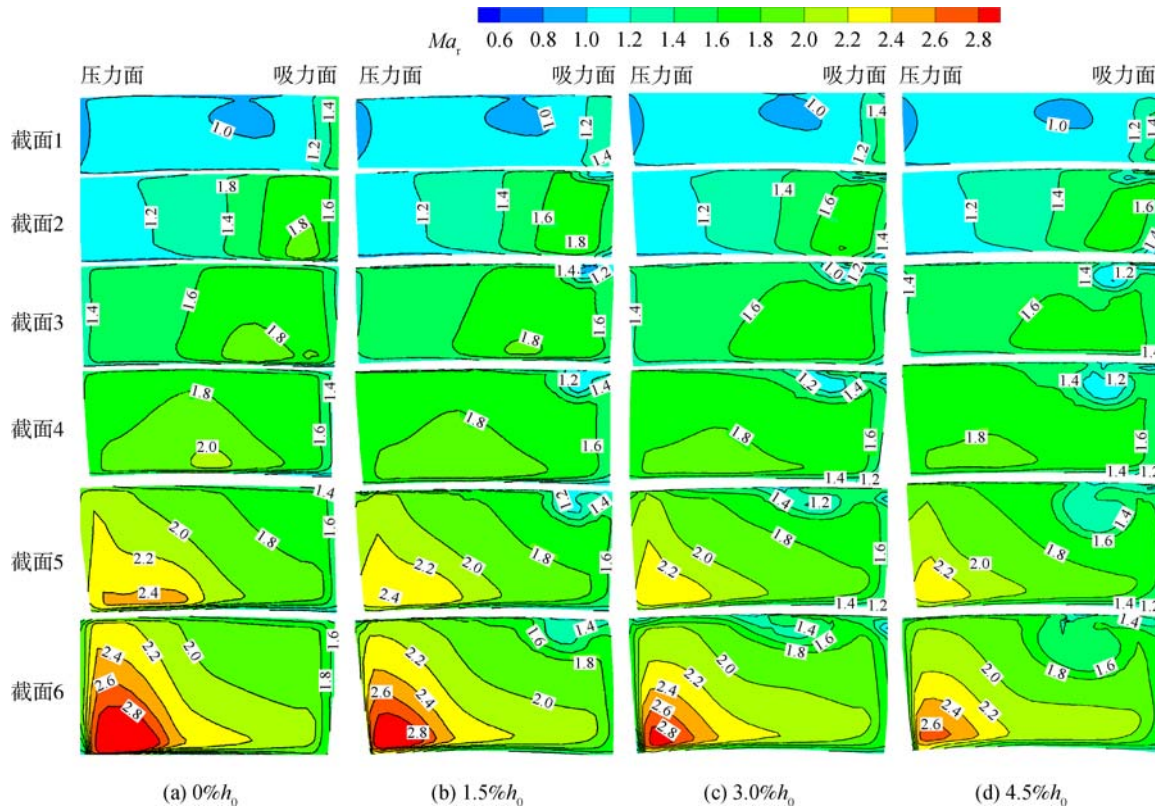
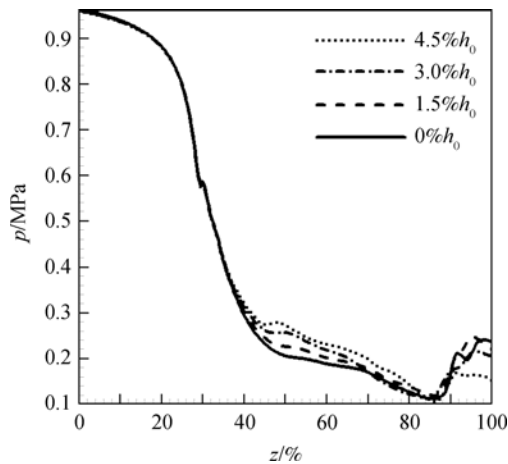
从图7可以看出,不同间隙高度下,超声速膨胀器内部的流动特性相差不大:膨胀流道入口来流相对马赫数为声速;进入膨胀流道之后,气流在顺压梯度作用下,整体呈增速趋势,但局部差异较

图7 50%喉部高度 S_1 流面相对马赫数等值线Fig. 7 Relative Mach number contour of S_1 at 50% throat height图8 50%节距方向 S_2 流面相对马赫数等值线Fig. 8 Relative Mach number contour of S_2 with 50% pitch

大,其中,入口近吸力面气流速度激增,来流相对马赫数阶跃至 1.6,沿流向吸力面附近气流的速度变化不大,而近压力面气流速度逐步上升;气流高速区位于出口近压力面,并由此处产生一道斜激波,激波之后气流速度略有降低.沿流动方向气流高速区逐渐由吸力面向压力面迁移,并最终吸附于压力面与下端壁相接角区(图 9).

随间隙高度增加,高速区影响范围逐步缩小:特别是近出口压力面附近,气流最高相对马赫数由 2.8 降低至 2.4(图 7);近下端壁高速范围缩减,而上端壁附近低速区自尾缘向前缘和下端壁发展,最终占据大半个叶高(图 8);沿流向近上端壁吸力面附近的低速气流向压力面和下端壁迁

移,影响范围逐步扩大,近出口下端壁与压力面角区气流高速区也显著缩小(图 9).这主要是因为间隙高度较大时,一方面,间隙通流面积变大,通过间隙的泄漏流量增加,泄漏涡增强,由叶尖泄漏造成的损失上升,在进口绝对总压不变条件下,超声速膨胀器的做功能力下降,流道内气流不能充分膨胀,气流的最高相对马赫数降低,高速影响范围也相应缩减;另一方面,上端壁对气流的剪切作用减弱,泄漏涡尺度变大,横向运动增强,由其导致的低速区向压力面迁移的同时逐渐朝流向和径向发展.从图 10 可以看出,沿流向压力梯度减小,这也不利于气流的加速(图中横坐标 z 为相对轴向位置).

图9 沿流向不同 S_2 流面相对马赫数等值线Fig. 9 Relative Mach number contour of S_2 along the flow direction图10 50%喉部高度50%节距 S_2 流面静压Fig. 10 Static pressure of S_2 at 50% throat height with 50% pitch

2.2 熵、静压与流线

图11给出了下端壁、吸力面的熵和极限流线,可以看出,间隙高度改变了三维流道内的损失分布。

随间隙高度增加,下端壁的熵值减小,流动损失降低,其中,出口近压力面高熵区逐步缩减直至消失,近出口吸力面与下端壁相接角区高熵影响范围也逐渐缩小,这主要是因为,间隙高度较大时,泄漏流动增强,损失增加,超声速膨胀器的做

功能力相应下降,近出口压力面附近气流最高速度降低的同时影响范围也明显缩减(图7和图9),激波之后该区域损失降低,熵减小;斜激波之后,节距方向压差减小(图12和图13),出口近吸力面低能流体与主流的掺混及向压力面的迁移运动减弱,损失降低,熵减小,此外,泄漏涡在发展过程中吸卷了大量的低能流体,下端壁和吸力面相接角区低能流体沿流向的聚集减少,出口斜激波打在吸力面上导致的附面层分离减弱,回流损失随之降低,因此,近出口吸力面附近熵降低,高熵范围显著缩小。

随间隙高度增加,沿流向吸力面熵降低,特别是近上端壁区域,低熵范围明显扩大,仅尾缘附近的熵略高于无间隙时,这主要是因为间隙高度较大时,泄漏流动较强,泄漏涡发展过程中吸卷更多的环壁面低速气流,导致吸力面低能流体沿流向的聚集减少,低能流体之间以及与吸力面的摩擦损失减小,壁面熵降低;斜激波之后,吸力面静压高于压力面(图12和图13),气流从吸力面侧经间隙流到压力面侧,导致近出口吸力面上部的流动损失增加,熵较高。

对比可知,下端壁和吸力面低能流体沿流向的积聚以及斜激波作用下角区附面层分离、回流、

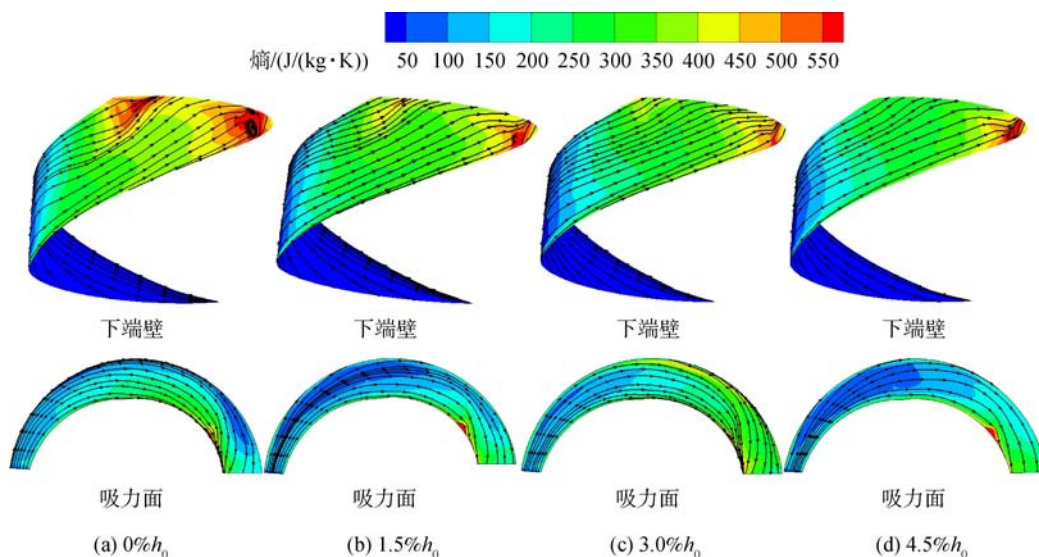


图 11 下端壁和吸力面的熵和极限流线

Fig. 11 Entropy and limited streamlines of the lower end walls and suction surface

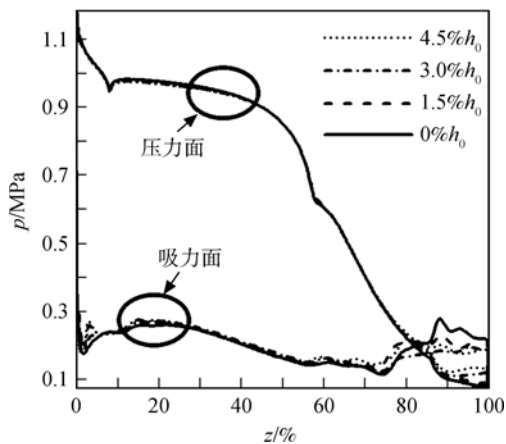


图 12 50%喉部高度隔板静压

Fig. 12 Static pressure of the strake wall at 50% throat height

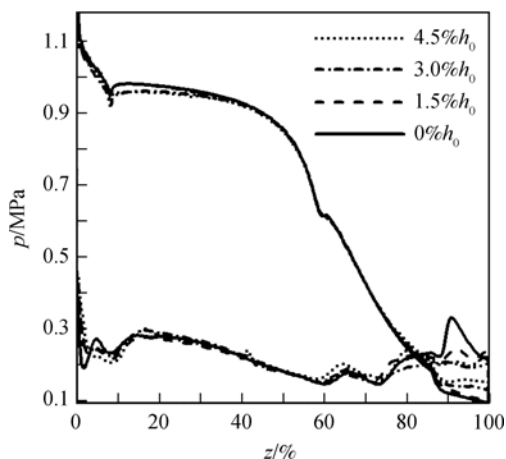


图 13 90%喉部高度隔板静压

Fig. 13 Static pressure of the strake wall at 90% throat height

低速气流与主流掺混所导致的损失是无间隙三维流道内损失的主要来源;隔板顶部存在间隙时,斜激波导致的损失降低,泄漏流动增强,下端壁、吸力面附近低能流体之间以及与壁面的摩擦损失和间隙泄漏损失是有间隙的超声速膨胀器三维流道内的主要损失形式。

图 14~图 15 给出了间隙内 S_1 流面的静压和流线分布图,可以看出,近上端壁区域吸力面侧气流跃过间隙到达压力面侧,并向相邻流道的吸力面运动,这是因为,压、吸力面的横向压差无法平衡上端壁对气流的切应力,在巨大切应力作用下,近上端壁的低速气流由吸力面侧流向压力面侧。

间隙中截面区域气流受切应力的影响明显减弱,压力面附近形成一条再附线,再附线左侧气流跃过间隙到达吸力面侧,再附线右侧气流向相邻隔板吸力面运动,并卷吸泄漏流产生一条分离线。

随间隙高度增加,泄漏涡的横向运动增强,沿流向分离线逐渐远离吸力面向出口延伸,隔板尾缘附近有更少的气流经间隙由吸力面侧流向压力面侧,这主要是因为随间隙高度增加,一方面,间隙通流面积变大,通过间隙的泄漏流量增加,泄漏涡增强,尺度变大;另一方面,间隙中截面距上端壁更远,切应力对其的影响减弱。因此,泄漏涡逐渐远离吸力面,横向运动加强,尾缘由吸力面侧到压力面侧的窜动减弱。

2.3 出口气动参数和性能

从图 16(图中横坐标 V_z 为相对轴向速度,纵

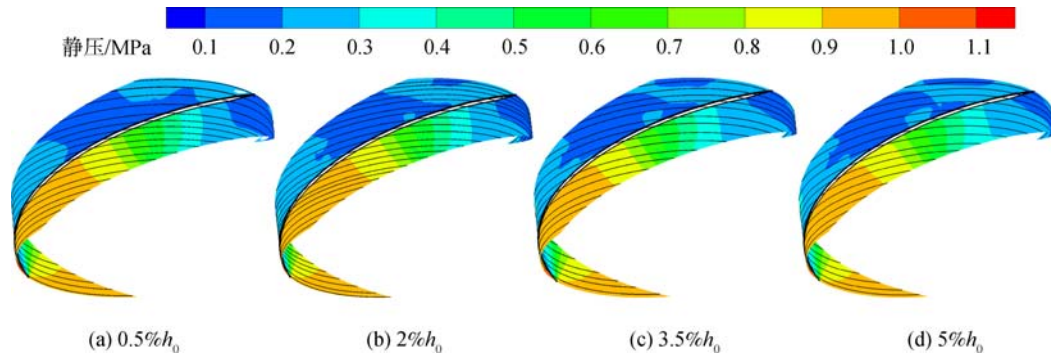


图14 近上端壁静压和流线分布图

Fig. 14 Static pressure and streamlines near to the casing wall

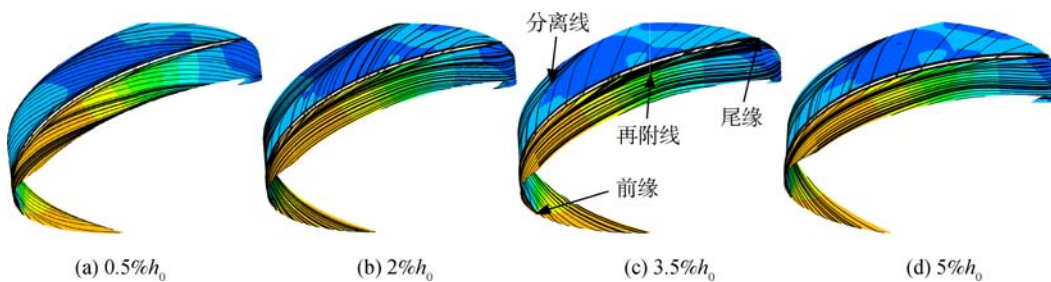


图15 间隙中截面静压和流线分布图

Fig. 15 Static pressure and streamlines at the mid-gap

坐标 h_1 为出口高度)可以看出,无间隙时,气流轴向速度的径向分布均匀,仅端壁区附面层内气流的速度偏低;间隙的存在提高了端区速度,特别是上端壁附近,气流轴向速度明显增加,究其原因,主要是叶顶泄漏涡在发展过程中吸卷了上端壁角区大量的低能流体,流动损失降低,气流速度提高;随间隙高度增加,有更多气流从压力面侧泄漏到吸力面侧,泄漏流量增加,泄漏涡增强,其在发展过程中吸卷更多角区低能流体,因此,上端壁附近气流的速度更高;4.5% h_0 间隙高度时,

50% $h_1 \sim 60\% h_1$ 隔板高度范围内气流轴向速度明显降低,说明泄漏涡已影响到该区域,加大了轴向速度径向分布的非均匀程度。

图17~图20给出了出口气动参数沿径向的分布曲线,可以看出,在40% h_1 范围内,随隔板高度增加,总压损失系数和出口总温显著降低,气流速度迅速上升,40% h_1 附近气流的相对马赫数甚至增加到1.95,贴近下端壁的低能流体导致的流动损失较大,气流速度最低,总压损失系数最大,出口总温最高,这主要是因为超声速膨胀器主要通过下端壁向外的扩张实现气流的膨胀,入口膨胀波作用下,下端壁附近气流压力显著降低,速度激增,其中,离壁面越远,低能流体对气流运动的影响越弱,气流膨胀越完善,速度越高,而近壁面是低能流体的汇聚区,流动损失较大,气流总温高,但速度低。比较而言,间隙高度较大时,总压损失系数,出口总温相对更低,相对马赫数更大,这是因为,随间隙增加,泄漏流动增强,泄漏涡在发展过程中吸卷更多的环壁面低能流体,导致下端壁和吸力面低能流体的聚集减少,流动损失降低,总压损失系数和出口总温较低,而气流速度高。

40% $h_1 \sim 75\% h_1$ 范围内,随间隙高度增加,气流相对马赫数降低,总温上升,这是因为,间隙较大时,一方面,泄漏损失增加,超声速膨胀器有

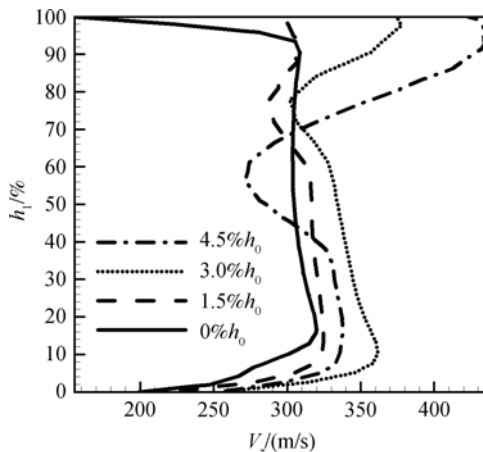


图16 出口轴向速度沿径向分布

Fig. 16 V_z along the radial direction at outlet

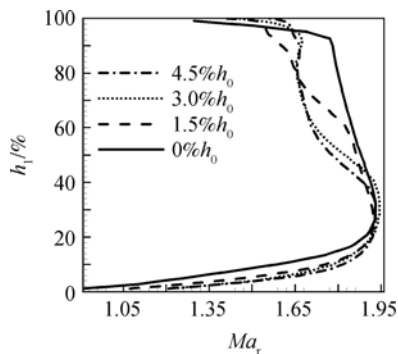


图 17 出口相对马赫数沿径向分布
Fig. 17 Relative Mach number along the radial direction at outlet

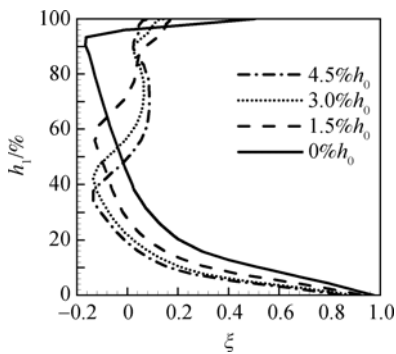


图 18 出口总压损失系数沿径向分布
Fig. 18 Total pressure loss coefficients along the radial direction at outlet

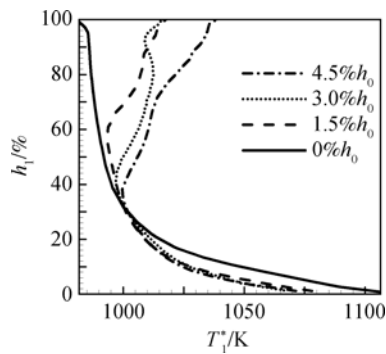


图 19 出口总温沿径向分布
Fig. 19 Total temperature along the radial direction at outlet

用功减少,三维流道内气流的速度整体降低;另一方面,泄漏流动增强,泄漏涡尺度变大,横向和径向运动明显,损失范围扩大,气流的速度较低。总压损失系数因间隙高度的不同沿叶高的分布存在明显差异,其中,间隙高度为 $4.5\%h_0$ 时,在大约 $34\%h_1$ 之后随叶高的增加总压损失系数迅速上升,而 $3.0\%h_0$ 和 $1.5\%h_0$ 间隙分别在大约 42% 和 60% 相对叶高处,总压损失系数沿叶高的变化趋势出现转折点,这进一步说明,随间隙高度增加,泄漏流动沿径向的影响范围不断扩大,流动损失也随之增加。

上端壁附近区域,超声速膨胀器间隙高度越大,流动损失越小,总压损失系数越低,这是因为,间隙高度较大时,泄漏流动增强,泄漏涡吸卷更多低速气流的同时向流道中间发展,低能流体沿流向在上端壁附近的聚集减少,损失降低;泄漏涡尺度变大的同时径向运动明显,导致远离上端壁的主流区的流动损失增加而近壁面损失低。无间隙时,上端壁对气流的切应力较大,环壁面及近上端壁吸力面和压力面低能流体的摩擦损失大,因此,

无间隙时上端壁附近气流的速度低,总压损失系数更大。

图 21~图 22 给出了不同间隙高度超声速膨胀器的主要性能参数,可以看出,随间隙高度增加,超声速膨胀器的膨胀比先增大后减小,而等熵绝热效率持续降低。间隙高度较小时 ($0\%h_0 \sim 1.0\%h_0$),超声速膨胀器膨胀比显著增加,等熵绝热效率下降 4.358% ;间隙较大时 ($1.0\%h_0 \sim 3.5\%h_0$),随间隙高度增加膨胀比与效率几乎呈线性变化,间隙每增加 $0.5\%h_0$,膨胀比大约增大 0.31% ,而等熵绝热效率下降 1.16% ;间隙高度继续增加 ($3.5\%h_0 \sim 5.0\%h_0$),超声速膨胀器膨胀比开始降低,等熵绝热效率下降的速度减慢。可以看出,超声速膨胀器不宜在较大间隙 (大于 $3.5\%h_0$) 下工作,大间隙将导致超声速膨胀器的损失大、等熵绝热效率低,而较小间隙 (小于 $1.0\%h_0$) 将增大隔板与上端壁刮削的可能性,对超声速膨胀器的正常工作造成不利影响,综合考虑,本文研究范围内超声速膨胀器的间隙宜在 $0.9\%h_0 \sim 1.5\%h_0$ 之间选取。

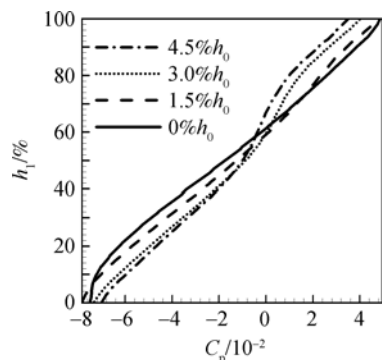


图 20 出口静压系数沿径向分布
Fig. 20 Static pressure coefficients along the radial direction at outlet

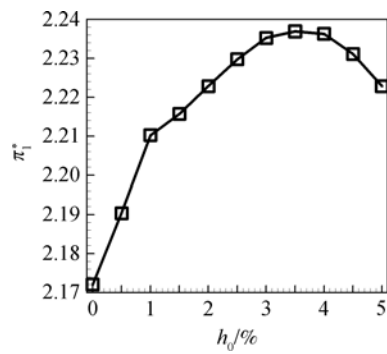


图 21 膨胀比随间隙高度变化
Fig. 21 Expansion ratio varying with different tip clearance heights

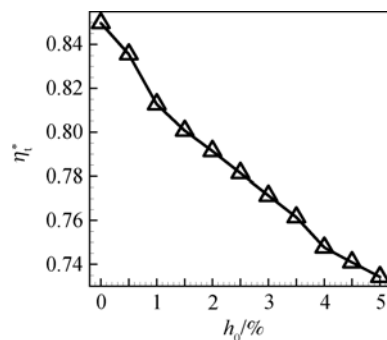


图 22 等熵绝热效率随间隙高度变化
Fig. 22 Adiabatic efficiency varying with different tip clearance heights

3 结 论

利用 CFD 方法对超声速膨胀器的三维流动进行了数值模拟,通过给定不同的隔板间隙,考虑间隙高度对超声速膨胀器流场和性能的影响,通过本文研究,可得以下结论:

1) 沿流向 S_1 流面的收缩及 S_2 流面的扩张实现了气流的膨胀加速,膨胀流道入口膨胀波对超声速气流进一步加速,近出口斜激波所导致的损失是三维流道内部损失的主要来源,同常规涡轮相比,超声速膨胀器间隙内的流动结构相对简单。

2) 间隙高度不改变三维流道内气流减压增速的一般规律,却显著影响局部流动特性,随间隙高度增加,气流最高相对马赫数由 2.8 降低至 2.4,高速区显著缩减,低速区影响范围扩大的同时逐步向压力面和下端壁发展。

3) 间隙高度较大时,泄漏流动增强,泄漏涡尺度变大,横向和径向运动增强;沿流向分离线远离吸力面向出口延伸,隔板尾缘附近,有更少的气流跃过间隙由吸力面侧流到压力面侧,三维流道内的流场结构趋于复杂,流动损失更高,间隙高度增加 $0.5\%h_0$,等熵绝热效率最大降低 2.68%。

4) 随间隙高度增加,超声速膨胀器的膨胀比先增大后减小,而等熵绝热效率持续降低。大间隙将导致超声速膨胀器的损失大、等熵绝热效率低,而较小间隙会增大隔板与上端壁刮削的可能性,本文研究范围内,超声速膨胀器的间隙高度宜在 $0.9\%h_0 \sim 1.5\%h_0$ 之间选取。

参考文献:

- [1] 刘宝杰,邹正平,严明,等. 叶轮机计算流体动力学技术现状与发展趋势[J]. 航空学报,2002,23(5):394-404.
LIU Baojie, ZOU Zhengping, YAN Ming, et al. Present status and future development of CFD in turbomachinery [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(5): 394-404. (in Chinese)
- [2] Gümmer V, Goller M, Swoboda M. Numerical investigation of endwall boundary layer removal on highly-loaded axial compressor blade rows[R]. ASME 2005-GT-68699, 2005.
- [3] Bindon J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3): 257-263.
- [4] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [5] Hamidur R, Sung I K, Ibrahim H. Tip leakage flow and heat transfer characteristics on rotor casing and blade tip in an axial gas turbine engine: steady analysis[R]. ASME Paper HT2008-56382, 2008.
- [6] Nikhil M R, Cengiz C. Visualization of rotor endwall, tip gap, and outer casing surface flows in a rotating axial turbine rig[R]. ASME Paper GT2005-68264, 2005.
- [7] Tallman J, Lakshminarayana B. Numerical simulation of tip leakage flows in axial flow turbines, with emphasis on flow physics: Part I effect of tip clearance height[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 123(2): 314-323.
- [8] Yamamoto A. Endwall flow/loss mechanisms in a linear turbine cascade with blade tip clearance [J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(2): 264-275.
- [9] Booth T C, Dodge P R, Hepworth H K. Rotor-tip leakage: Part I basic methodology[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1982, 104(1): 154-161.
- [10] 李伟, 乔渭阳, 许开富. 涡轮叶尖间隙泄漏涡不稳定性分析[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 204-207.
LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu. Unsteadiness of tip clearance vortex in turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 204-207. (in Chinese)
- [11] 祁明旭, 丰镇平. 透平动叶顶部间隙流的表现形式及其对透平性能的影响[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(3): 243-265.
QI Mingxu, FENG Zhenping. Representation formation of tip clearance flow and influence on turbine performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2005, 39(3): 243-265. (in Chinese)
- [12] 祁明旭, 丰镇平. 透平动叶顶部间隙流的端壁二次流结构研究[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(5): 445-449.
QI Mingxu, FENG Zhenping. Study on tip clearance flow of turbine blade-endwall secondary flow structure [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2005, 39(5): 445-449. (in Chinese)
- [13] 牛茂升, 臧述升, 黄名海. 间隙高度对涡轮叶顶间隙流动的影响[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(6): 935-939.
NIU Maosheng, ZANG Shusheng, HUANG Minghai. Effect of tip clearance height on tip clearance flow in turbine rotors[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(6): 935-939. (in Chinese)
- [14] 王大磊, 朴英. 间隙高度对某涡轮叶尖间隙泄漏流影响的研究[J]. 推进技术, 2012, 33(4): 566-572.
WANG Dalei, PIAO Ying. Influence of tip clearance size on tip clearance flow of a transonic turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(4): 566-572. (in Chinese)
- [15] 王大磊, 朴英. 叶尖间隙高度对某高压涡轮级损失分布的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 169-175.
WANG Dalei, PIAO Ying. Influence of tip clearance size on flow losses of a transonic high pressure turbine stage [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 169-175. (in Chinese)
- [16] 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, 2013.
- [17] 汪维娜, 王占学, 乔渭阳. 单斜面膨胀喷管几何参数对流场和性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 280-284.
WANG Weina, WANG Zhanxue, QIAO Weiyang. Investigation of the influence of single expansion ramp nozzle geometric parameters on the flow field and performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 280-284. (in Chinese)
- [18] 贺旭照, 张勇, 汪广元, 等. 高超声速飞行器单壁膨胀喷管的自动优化设计[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 148-151.
HE Xuzhao, ZHANG Yong, WANG Guangyuan, et al. Automated design optimization of single expansion ramp nozzle for hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 148-151. (in Chinese)
- [19] 邓庆锋, 郑群, 张海, 等. 可控涡设计高负荷涡轮二次流旋涡结构及损失分析[J]. 中国电机工程学报, 2012, 32(20): 108-114.
DENG Qingfeng, ZHENG Qun, ZHANG Hai, et al. Analysis of secondary flow vortex structure and losses in a high load turbine designed by the controlled vortex method[J]. Proceedings of the CSEE, 2012, 32(20): 108-114. (in Chinese)
- [20] 邓庆锋, 郑群, 刘春雷, 等. 基于控制轴向速度变化的 1.5 级涡轮压力可控涡设计[J]. 航空学报, 2011, 32(12): 2182-2193.
DENG Qingfeng, ZHENG Qun, LIU Chunlei, et al. Pressure controlled vortex design of 1.5-stage turbine based on the method of controlling axial velocity variation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(12): 2182-2193. (in Chinese)
- [21] 韩吉昂, 钟兢军, 严红明, 等. 旋转冲压压缩转子三维进气流道数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1079-1088.
HAN Ji'ang, ZHONG Jingjun, YAN Hongming, et al. Numerical research of three dimensional flow-path in a ram-rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1079-1088. (in Chinese)
- [22] 韩吉昂, 孙鹏, 钟兢军, 等. 旋转冲压压缩转子中压缩面的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(2): 227-230.
HAN Ji'ang, SUN Peng, ZHONG Jingjun, et al. Numerical research of compression ramp in a ram-rator[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(2): 227-230. (in Chinese)
- [23] Daniel J D, Lisa W G, Frank W H, et al. Unsteady flow in a supersonic turbine with variable specific heats[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(2): 493-496.
- [24] HUANG Zhenyu, ZHONG Jingjun, YANG Ling, et al. Research on the structure design and flow field of supersonic expander[R]. ASME Paper GT2014-26446, 2014.
- [25] 杨承宇, 张靖周, 单勇. 单边膨胀喷管红外辐射特性的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 1919-1926.
YANG Chengyu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 32(10): 1919-1926. (in Chinese)
- [26] 张少丽, 单勇, 张靖周. 单边膨胀喷管气动和红外辐射特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1502-1508.
ZHANG Shaoli, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical study on aerodynamic and infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1502-1508. (in Chinese)
- [27] 徐华松, 谷良贤. 高超声速飞行器后体喷管设计[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 257-260.
XU Huasong, GU Liangxian. Nozzle afterbody design of hypersonic flight vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 257-260. (in Chinese)
- [28] Edwards C L W, Small W J, Weidner J P, et al. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hyper-sonic aircraft[R]. AIAA 75-58, 1975.