

超音速喷嘴变工况性能分析与试验研究

高怡秋¹,李一兴¹,王 晖²

(1. 中国船舶重工集团公司第七〇四研究所,上海 200031;
2. 中国航空工业集团公司中国燃气涡轮研究院,四川 江油 621703)

摘 要: 采用数值模拟方法对超音速喷嘴的变工况性能进行了分析,研究了不同压比下速度系数以及喷嘴内部流场的变化规律得到了,设计工况下喷嘴的速度系数(0.96)和总压恢复系数(0.87)。为进一步掌握超音速喷嘴的气动性能,进行了平面叶栅风洞试验,测量了不同压比下叶片表面马赫数分布,结合数值模拟结果,分析了叶栅通道内的流场特性。在超音速喷嘴出口截面处,由于膨胀波组等因素的影响,吸力面将产生马赫数拐点,并随着压比的减小逐渐后移;当偏离设计压比时,叶栅吸力面将出现气流分离;通过叶栅 S_1 流面纹影照片,观察到了叶栅槽道内的波系构成,与数值模拟结果具有较高的一致性。试验结果验证了数值计算的准确性。

关 键 词: 超音速喷嘴;风洞试验;速度系数;马赫数;压比

中图分类号: TK263.4 文献标识码: A

引 言

船用汽轮机结构紧凑、尺寸小,但能实现较高的功率密度,通常采用具有较大焓降的双列复速级。而在双列复速级中,动叶与导叶的反动度取值较小,绝大部分的焓降由喷嘴完成,压比远远超过临界压比的范畴,因此往往使用超音速喷嘴,即缩放喷嘴。由于结构与压比的不同,超音速喷嘴出口最大马赫数超过了收缩喷嘴,可达到 2 左右。由于气流在超音速状态产生的非平衡相变以及激波等因素的影响^[1~2],其内部流动情况较收缩喷嘴更为复杂,特别在变工况运行时,二者的工作原理以及工作过程是截然不同的,因此展开超音速喷嘴内部流动的研究分析是非常必要的。

由于超音速喷嘴的应用领域相对较小,在以往的设计和研发过程中,对其气动分析以及变工况性能研究较少。文献[3~4]通过数值模拟对超音速喷嘴的内部流动进行了研究,并提出了喷嘴的设计方法;文献[5]对几种超音速喷嘴进行了气动性能分析与改进设计。

采用数值模拟方法,针对汽轮机大焓降超音速喷嘴进行了变工况性能分析,对喷嘴速度系数以及背压影响因素进行了计算,分析了叶栅通道内的流场结构,并通过叶栅风洞试验^[6~8]对其进行了试验验证与性能研究。

1 超音速喷嘴变工况性能分析

1.1 数值计算方法

根据超音速喷嘴型线以及几何参数,建立了三维计算模型。运用 CFD 计算软件,基于 Navier - Stokes 方程组,利用多重网格技术,对模型进行了全三维数值模拟。湍流模型采用 Spalart - Allmaras 模型,流体工质为实际气体性质的平衡态水蒸气。

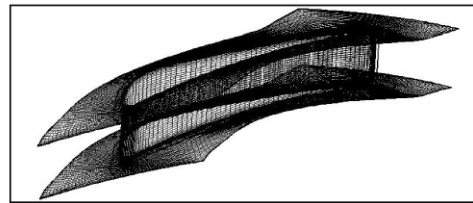


图 1 三维计算网格

Fig. 1 A three-dimensional calculation grid

计算模型采用结构化网格,网格总数约 57 万,三维计算网格如图 1 所示。边界条件:入口给定总温、总压;出口给定平均静压;壁面设定为绝热固壁。

1.2 喷嘴速度系数与总压恢复系数

对于喷嘴,其理想出口速度 C_{1t} 为:

$$C_{1t} = \sqrt{2(h_0^* - h_{1t})} = \sqrt{2\Delta h^*} \quad (1)$$

式中: h_0^* —喷嘴入口总焓, J/kg; h_{1t} —喷嘴出口理想焓, J/kg; Δh^* —喷嘴的理想焓降, J/kg; C_{1t} —喷嘴出口理想速度, m/s。

但在实际流动过程中,由于各种损失的存在,使

收稿日期: 2011 - 11 - 10; 修订日期: 2011 - 12 - 08

作者简介: 高怡秋(1983 -),男,山西太原人,中国船舶重工集团公司第七〇四研究所工程师。

蒸汽在喷嘴出口速度由 C_{1i} 减小为 C_1 ,即:

$$C_1 = \psi C_{1i} \tag{2}$$

式中: C_1 —喷嘴出口实际速度 ,m/s; ψ —喷嘴速度系数。

在汽轮机通流设计中 ,叶栅效率是汽流在叶栅中流动时所有损失的综合性指标 ,往往采用速度系数 ψ 来衡量叶型的损失。在以往的设计过程中 ,速度系数通常是根据经验公式或叶栅试验得到。本研究超音速喷嘴的设计压比 $\varepsilon^* = 0.1255$,在考虑喷嘴高度影响因素下速度系数在设计工况时的取值为 $0.95^{[9]}$ 。为验证速度系数选取的合理性 ,通过数值模拟软件对喷嘴的速度系数进行了计算 ,图 2 为不同压比下的速度系数。

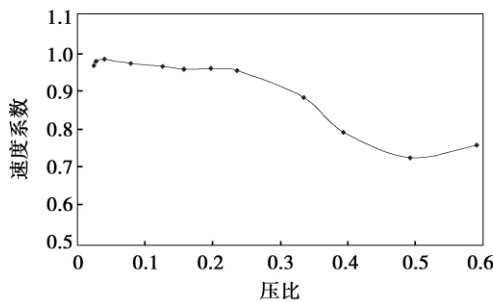


图 2 不同压比下的速度系数

Fig. 2 Velocity factors under various pressure ratios

根据计算结果 ,在设计工况下喷嘴的速度系数 $\psi = 0.96$,较经验公式查表取值略高。超音速喷嘴的速度系数 ψ 主要取决于压比 ε 以及膨胀度 f 。膨胀度 f 表示喷嘴出口面积 A_n 与喉部临界面积之比 A_c ,即 $f = A_n / A_c$ 。在膨胀度 f 一定的情况下 ,超音速喷嘴的速度系数就取决于喷嘴前后的压比 ε 。

从图 2 可以看出 ,在压比处于设计值附近时 ,速度系数较高。随着压比的不断增大 ,速度系数逐渐降低 ,在 $\varepsilon = 0.5$ 时 ,降至最低 ,说明超音速喷嘴的在背压较高的工况下性能较差。当压比继续增大时 ,速度系数有所回升。而当压比小于设计值时 ,速度系数并不会立即降低 ,只有当减小到一定程度时才出现下降。通过 CFD 数值模拟得出的喷嘴速度系数与传统设计中查表所得的数值比较吻合。

喷嘴的总压恢复系数定义为:

$$\eta = (p_1^* - p_1) / (p_0^* - p_1) \tag{3}$$

式中: p_0^* —喷嘴入口总压 ,Pa; p_1^* —喷嘴出口总压 ,Pa; p_1 —喷嘴出口静压 ,Pa。

根据计算 ,喷嘴在设计工况下的总压恢复系数

$\eta = 0.87$ 。与收缩喷嘴相比 ,除叶型损失、端部损失外 ,超音速喷嘴会引起额外的波动损失 ,因此总压恢复系数要低于收缩喷嘴。

1.3 喷嘴 S_1 流面的分析

图 3 中分别列出了压比 $\varepsilon < \varepsilon^*$ 、 $\varepsilon = \varepsilon^*$ 、 $\varepsilon > \varepsilon^*$ 时 50% 叶高处的马赫数分布。

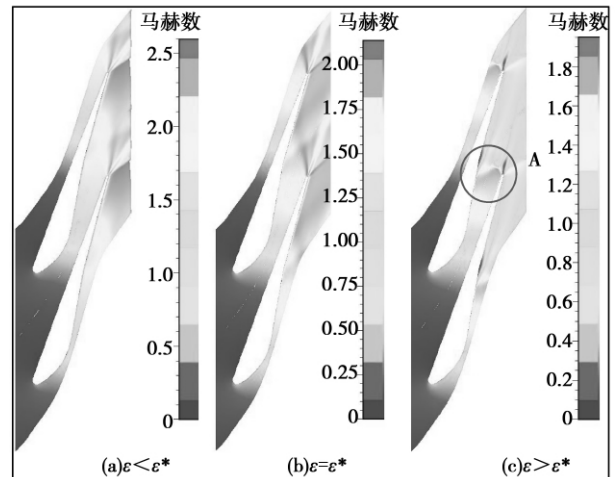


图 3 不同压比下的马赫数分布

Fig. 3 Distribution of Mach numbers under various pressure ratios

由图可以看出 ,当出口背压小于设计出口背压时 ,喷嘴将产生口外膨胀 ,此时速度系数依然较高。在背压逐渐升高的过程中 ,口外膨胀逐渐减弱。当背压高于设计值时 ,将在喷嘴出口处产生激波(如图 3(c) 中位置 A 所示) ,并随背压的升高逐渐向喷嘴渐扩段内移动 ,同时激波强度逐渐减弱 ,损失稍有减低 ,因此在背压升高到一定范围时速度系数将开始增大(如图 2 中 $\varepsilon = 0.6$ 处)。超音速气流在经过激波时 ,压力突增 ,速度骤减 ,同时气流方向发生折转 ,引起附面层与槽道壁面脱离的现象 ,产生了极大的激波损失和脱流损失。因此在背压高于设计值的工况下 ,喷嘴的效率很低 ,速度系数大幅下降。

2 超音速喷嘴试验研究

2.1 喷嘴试验装置

为进一步了解喷嘴的气动性能并验证计算结果 ,对超音速喷嘴进行了平面叶栅风洞试验。采用压缩空气取代水蒸气。为保证试验结果的准确性 ,设计喷嘴型线为 1:1 的平面叶栅模型。根据马赫数相似原则确定试验工况。

平面叶栅风洞试验台包括风洞系统、平面叶栅以及试验测试系统,其中测试系统包括气流参数的测量和纹影观测、录像两部分。气流参数测量系统由电子扫描阀系统、采集系统、数采计算机等组成,测量参数及测点布置如图 4 所示。在风洞箱内测取来流总压 P_{t1} 、总温 T_{t1} ; 栅前静压 P_1 由开在栅前试验段侧壁上的栅前静压测压孔测取; 栅后静压 P_2 由开在栅后栅板上的静压测压孔测取的。在叶栅中间通道的两个测压叶片上测取叶片表面压力(分别用于测量压力面和吸力面)。由于叶片尾缘附近厚度较薄,测压孔难以布置,因此测压孔布置于 0~80% 相对弦长位置。通过调整风洞入口压力以及背压,实现出口马赫数的变化。

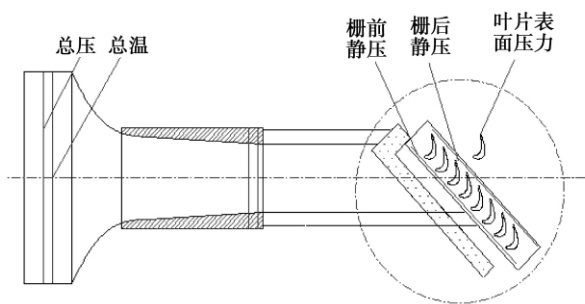


图 4 平面叶栅风洞试验台示意图

Fig. 4 Schematic drawing of a plane - cascade wind tunnel test stand

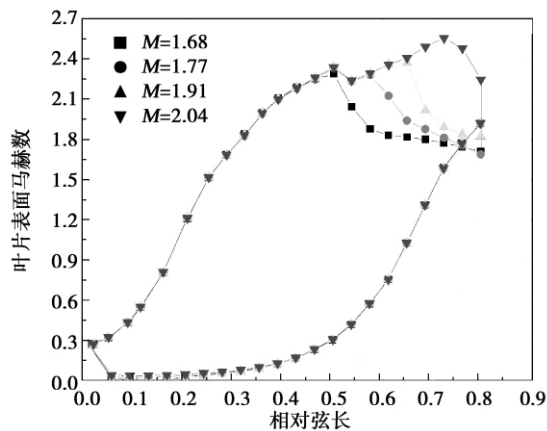


图 5 叶片表面马赫数分布的试验结果

Fig. 5 Test results showing the distribution of Mach numbers on the surface of a blade

2.2 喷嘴试验结果及分析

图 5 为不同强长下叶片表面马赫数分布。由于超音速流动的特性,当改变压比使出口马赫数发生变化时,产生的压缩波或者膨胀波无法逆流而上

入槽道内,因此在叶栅槽道出口截面之前,即压力面 0~75% 弦长,吸力面 0~50% 弦长,马赫数分布趋势相同。对于喷嘴叶栅通道,当气流经过其出口截面处时吸力面将产生膨胀波组,气流经过该波组后速度上升并发生折转,出现气流脱离,叶片表面的马赫数下降;当背压减小时,该膨胀波组的出现位置向口外移动,因此叶栅吸力面处的马赫数拐点随着压比的减小也随之后移。

通过数值模拟计算,分别得到了压比 $\epsilon = 0.079 \sim 0.197$ 时叶片表面马赫数的分布,如图 6 所示,同试验数据基本一致,喷嘴前后压比的变化不会改变叶栅出口前的马赫数分布,在叶栅出口处,随着压比的不断减小,气流在吸力面的折转点后移,最大马赫数逐渐增大。

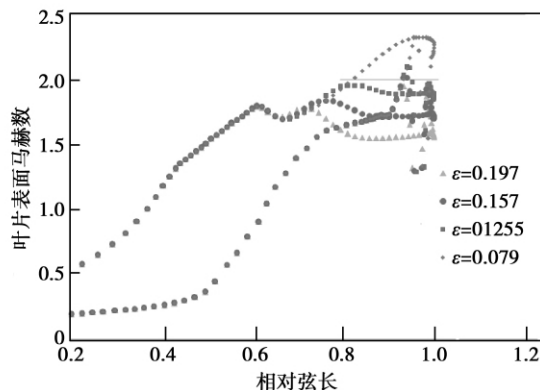


图 6 叶片表面马赫数分布的数值模拟结果

Fig. 6 Numerical simulation results showing the distribution of Mach numbers on the surface of a blade

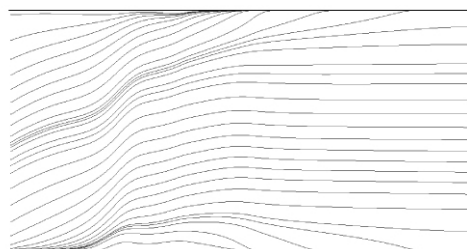


图 7 喷嘴吸力面极限流线

Fig. 7 Limit streamlines on the suction surface of a nozzle

图 7 为 $\epsilon = 0.197$ 时喷嘴吸力面的极限流线,由于出口截面处膨胀波组与二次流的共同影响,叶栅表面的气流发生了减速与折转,沿径向方向向下偏移。图 8 为该压比下的叶片表面气流照片,在叶栅

出口吸力面处出现了气流分离现象,在分离线后,气流速度有所降低并脱离主流区。由于二次流的作用,附面层在叶栅吸力面端部附近逐渐堆积并最终脱离,使叶栅顶部与底部产生旋涡。在喷嘴叶栅的试验过程中,为便于数据的采集,试验用平面叶栅高度较实际高度有所增加,因此二次流对叶栅中径处的流动影响相对较小,而根据数值计算结果,在实际高度下,该压比下的二次流对整个叶栅槽道的流动影响更大。

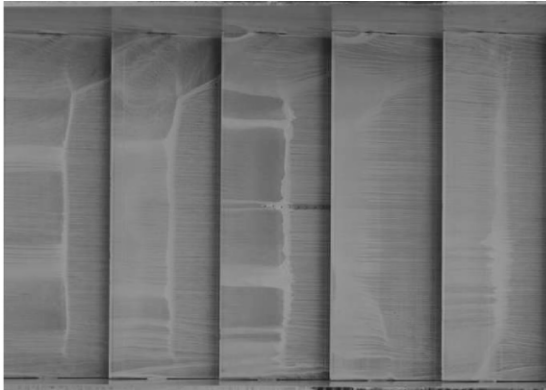


图 8 叶栅表面汽流照片
Fig. 8 Photograph of the oil flow on the surface of a blade

图 9 为叶栅 S_1 流面的纹影照片,从中可以清晰地看到平面叶栅出口处的波系与尾迹,其中 AB 为喷嘴的尾迹区,它是由吸力面和压力面两侧的附面层在喷嘴尾缘汇合而成的,此区域的速度较主流区低很多,是构成叶型损失的重要因素; AC 和 AD 为喷嘴尾缘处产生的两道斜激波; EF 为吸力面出口处产生的膨胀波。图 10 为数值计算所得 S_1 流面的马赫数分布,各波系与尾迹分布与试验结果可较好的对应。

3 结 论

(1) 在设计工况时超音速喷嘴的速度系数为 0.96,总压恢复系数为 0.87,通过数值模拟方法得到的速度系数与传统计算方法所得结果较相近。

(2) 分析了喷嘴在不同背压下的流场特性,在背压处于设计工况附近时,喷嘴速度系数的变化较小;当背压增加到偏离设计值较大的范围时,喷嘴出口将产生激波损失并引起气流脱离,效率急剧下降。

(3) 在超音速喷嘴出口截面处会产生马赫数拐点,随着喷嘴进出口压比的减小,叶栅吸力面处的马

赫数拐点将逐渐后移。

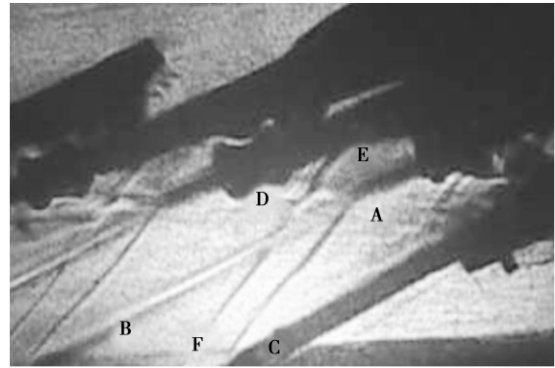


图 9 叶栅 S_1 流面纹影照片
Fig. 9 Schlieren photograph of the S_1 stream surface on a cascade

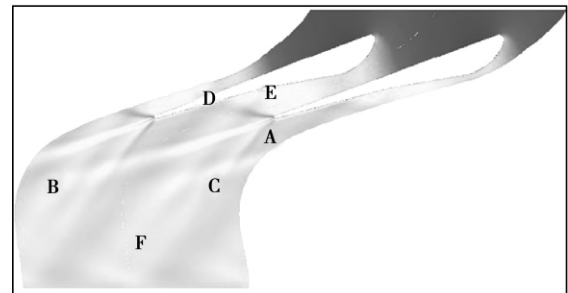


图 10 数值计算 S_1 流面马赫数分布
Fig. 10 Distribution of Mach numbers on the S_1 stream surface obtained in numerical calculation

(4) 根据叶栅 S_1 流面纹影照片以及数值计算结果,得到了叶栅槽道内的波系构成,获得了更加真实准确的流场信息。通过与试验数据的对比,验证了数值计算的准确性。

参考文献:

[1] 杨 勇,沈胜强.水蒸气超音速非平衡凝结流动中的激波效应[J].工程热物理学报,2009,30(4):635-637.
YANG Yong, SHEN Sheng-qiang. Shock-wave effect of a supersonic non-equilibrium condensing steam flow [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(4): 635-637.

[2] 杨 勇,沈胜强,孔泰佑.水蒸气超音速流动中自发凝结现象的数值模拟[J].工程热物理学报,2008,29(8):1393-1396.
YANG Yong, SHEN Sheng-qiang, KONG Tae-woo. Numerical simulation of the spontaneous condensation phenomena in a supersonic steam flow [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(8): 1393-1396.

[3] 杨佃亮,李颖晨,丰镇平.超音速喷嘴叶栅造型设计及数值分析[J].工程热物理学报,2006,27(2):217-219.
YANG Dian-liang, LI Ying-chen, FENG Zhen-ping. Model design

- and numerical analysis of a supersonic nozzle cascade [J]. Journal of Engineering Thermophysics 2006 27(2): 217-219.
- [4] FENG Zhen-ping, LI Ying-chen, YANG Dian-liang, et al. Aerodynamic design of advanced supersonic turbine stages for liquid hydrogen/oxygen turbo-rocket [R]. ISABE Paper 2005-1030 2005.
- [5] 杨其国, 韩万金. 几种超音速叶型的设计与比较 [J]. 汽轮机技术 2006 48(2): 81-84.
YANG Qi-guo, HAN Wan-jin. Design and comparison of several types of supersonic blade profiles [J]. Steam Turbine Technology, 2006 48(2): 81-84.
- [6] 周鸿儒, 顾忠华, 韩万金, 等. 气冷涡轮级气热耦合非定常数值模拟 [J]. 热能动力工程 2011 26(2): 134-139 249.
ZHOU Hong-ru, GU Zhong-hua, HAN Wan-jin, et al. Unsteady Numerical Simulation of the Air-heat Coupling of an Air-cooled Turbine Stage [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power 2011 26(2): 134-139 249.
- [7] 张宏, 李光里, 赵长宇. 高性能亚音速平面叶栅风洞设计 [J]. 沈阳航空工业学院学报 2010 27(5): 18-22.
- ZHANG Hong, LI Guang-li, ZHAO Chang-yu. Design of a high-performance sub-sonic wind tunnel for plane cascades [J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering 2010 27(5): 18-22.
- [8] 黄海波, 季路成, 肖翔, 等. 激波管风洞中叶栅测压实验与计算研究 [J]. 工程热物理学报 2002 23(3): 301-304.
HUANG Hai-bo, JI Lu-cheng, XIAO Xiang, et al. Study of the pressure measurement test and calculation of a cascade in a shock-wave tube wind tunnel [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002 23(3): 301-304.
- [9] 王希季, 钟芳源. 船舶汽轮机原理与热计算 [M]. 北京: 北京科学教育出版社, 1961.
WANG Xi-ji, ZHONG Fang-yuan. Theory and thermal calculation of marine steam turbines [M]. Beijing: Beijing Science and Education Press, 1961.

(丛敏编辑)

(上接第404页)

- [19] Chen Lin, Li Zhen, Guo Zeng-Yuan. Experimental investigation of plastic finned-tube heat exchangers with emphasis on material thermal conductivity [J]. Experimental Thermal and Fluid Science 2009 33: 922-928.
- [20] Kyudae Hwang, Chan ho Song, Kiyoshi Saito, et al. Experimental study on titanium heat exchanger used in a gas fired water heater for latent heat recovery [J]. Applied Thermal Engineering 2010, 30: 2730-2737.
- [21] Pandiyarajan V, Pandian M C, Malan a E, et al. Experimental investigation on heat recovery from diesel engine exhaust using finned shell and tube heat exchanger and thermal storage system [J]. Applied Energy 2011 88: 77-87.
- [22] Leonard L. Vasiliev. Heat pipes in modern heat exchangers [J]. Applied Thermal Engineering 2005 25: 1-19.
- [23] Bahaa Saleh, Gerald Koglbauer, Martin Wendland, et al. Working fluids for low-temperature organic Rankine cycles [J]. Energy, 2007 32: 1210-1221.
- [24] 蒋开国. 锅炉烟气的余热回收与利用 [J]. 湖南城市学院学报 2007 16(2): 28-30.
JIANG Kai-guo. Waste heat recovery and utilization of flue gases of a boiler [J]. Journal of Hunan Metropolitan College 2007 16(2): 28-30.
- [25] 胡炯华. 热管余热锅炉在低温烟气余热回收中的应用 [J]. 有色冶金设计与研究 2006 27(4): 9-13.
HU Jiong-hua. Application of a heat-pipe-based waste boiler in recovery of waste heat from low temperature flue gases [J]. Non-ferrous metallurgical design and research 2006 27(4): 9-13.
- [26] Noie S H. Investigation of thermal performance of an air-to-air thermosyphon heat exchanger using ϵ -NTU method [J]. Applied Thermal Engineering 2006 26: 559-567.
- [27] 丁琦, 肖晓劲. 浅谈燃气供热锅炉采用热管技术回收余热的适应性 [J]. 城市节能 2005 7(6): 261-263.
DING Qi, XIAO Xiao-jin. Exploratory investigation of the adaptability of a gas-fired heat-supply boiler using the heat-pipe technology to waste heat recovery [J]. Urban Energy Saving, 2005 7(6): 261-263.
- [28] 北京中科天一环境技术有限公司. 烟气余热冷凝回收——节能减排新技术 [J]. 城市开发 2010(1): 83.
Beijing Zhongke Tianyi Environment Technology Co. Ltd. Recovery of waste heat from flue gases through condensation-energy saving and emissions reduction new technologies [J]. Urban Development 2010(1): 83.
- [29] Dimitar Kolev, Nikolai Kolev. Performance characteristics of a new type of lamellar heat exchanger for the utilization of flue gas heat [J]. Applied Thermal Engineering 2002 22: 1919-1930.
- [30] 寇广孝, 王汉青, 王志勇, 等. 基于空气加湿的直接接触换热冷凝式燃气锅炉 [J]. 煤气与热力 2004 24(9): 486-488.
KOU Guang-xiao, WANG Han-qing, WANG Zhi-yong, et al. Air-humidification-based direct contact heat exchange condensing type gas-fired boilers [J]. Coal Gas and Thermal Power 2004 24(9): 486-488.
- [31] 康子晋, 郝蕾, 赵钦新. 直接接触换热水锅炉原理及应用 [J]. 节能技术 2003 21(5): 17-20.
KANG Zi-jin, ZHENG Lei, ZHAO Qin-xin. Theory of a direct contact heat exchange hot water boiler and its applications [J]. Energy Saving Technology 2003 21(5): 17-20.
- [32] Kuck J. Efficiency of vapour-pump-equipped condensing boilers [J]. Applied Thermal Engineering 1996 16: 233-244.
- [33] Riffat S B, Zhao X, Doherty P S. Application of sorption heat recovery systems in heating appliances—Feasibility study [J]. Applied Thermal Engineering 2006 26: 46-55.
- [34] 胡宝亭. 空气-水直接接触高效传热过程及设备研究 [D]. 青岛: 中国海洋大学 2004.
HU Bao-ting. Study of an air-water direct contact high efficiency heat transfer process and equipment [D]. Qingdao: China Oceanology University 2004.

(辉编辑)

spectively and the above-mentioned blades exhibit a good adaptability to various incidence angles. **Key words:** turbine cascade ,rotor cascade ,rear-loaded blade profile ,incidence angle

超音速喷嘴变工况性能分析与试验研究 = **Analysis and Experimental Study of the Off-design Operating Condition Performance of a Supersonic Nozzle** [刊, 汉] GAO Yi-qiu ,LI Yi-xing (CSIC No. 704 Research Institute ,Shanghai ,China ,Post Code: 200031) ,WANG Hui (China Gas Turbine Research Institute ,Aviation Industry Corporation of China ,Youjiang ,China ,Post Code: 621703) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2012 27(4) . -411 ~415

Usually ,supersonic nozzles are used in the Curtis stage of a marine steam turbine. Through a numerical simulation method ,the authors have performed an analysis of the off-design operating condition performance of a nozzle with the law governing a change of its velocity coefficients at various pressure ratios and its internal flow field being studied and the velocity coefficient(0.96) and total pressure recovery coefficient(0.87) of the nozzle under the design operating condition being obtained. To further know well the aerodynamic performance of the nozzle under discussion , a wind tunnel test of its plane cascade was conducted. The distribution of the Mach numbers on the surface of the blade at different pressure ratios was measured and the characteristics of the flow field inside the passage of the cascade were analyzed in combination with the numerical simulation results. In the cross section at the outlet of the supersonic nozzle , a turning point of the Mach number will be produced on the suction surface due to the influence of the expansion wave group and other factors and will gradually shift backward with the pressure ratio. When the pressure ratio deviates from its design one , a steam flow separation will emerge on the suction surface of the cascade. Through a schlieren photo of the S_1 stream plane of the cascade ,the composition of the wave system in the flow passage of the cascade were observed and exhibited a relatively high agreement with the numerical simulation results. The test results verifies that the numerical calculation results are correct and make designers more visually learn the flow characteristics inside the supersonic nozzle. **Key words:** marine steam turbine ,supersonic ,nozzle ,numerical simulation ,wind tunnel test ,velocity coefficient ,Mach number

扇形孔出口宽度对气膜冷却效率影响 = **Influence of the Outlet Width of the Fan-shaped Holes on the Air Film Cooling Efficiency** [刊, 汉] ZHANG Wei ,LI Guang-chao ,WU Chao-lin (College of Power and Energy Source Engineering ,Shenyang University of Aeronautics and Astronautics ,Shenyang ,China ,Post Code: 110136) ,DENG Ming-chun(Internal Flow and Heat Transfer Research Department ,Shenyang Engine Design Research Institute ,She-