

航空燃气轮机推力功势效率研究

贺 星, 孙丰瑞

(海军工程大学船舶与动力工程学院, 湖北武汉 430033)

摘 要: 利用热力学第二定律的功势指标之一的推力功势, 推导出了航空燃气轮机各部件的推力功势效率的表达式, 分析了各种参数对推力功势效率的影响, 提出了一个各种效率具有“同时归一”性的准则, 从理论分析和数值计算上纠正了文献[2]中的一个错误。研究结果表明: 推力功势效率不仅与部件效率有紧密的自然关系, 还与其它热力参数(如压比)有内在的逻辑关联, 与部件效率不同的是, 推力功势效率更能从能源转化为有用功的角度统一地衡量航空燃气轮机的部件性能, 为进一步研究各型航空燃气轮机的能源转化和利用的性能奠定基础。

关 键 词: 航空燃气轮机; 热力学第二定律; 推力功势; 效率

中图分类号: TK47 文献标识码: A

引 言

在以往的燃气轮机性能研究中, 主要是用传统的部件效率来衡量燃气轮机的性能。然而传统的部件效率不能确切表示出燃气轮机作为能源转化工具的性能, 其局限性原因有 3 点: 首先是传统的部件效率是基于热力学第一定律, 从能量平衡的角度去定义, 只是从能量的“量”去衡量其部件性能, 没有考虑能量“质”的区别; 二是传统的部件效率是根据各个部件来定义的, 缺乏统一的基础(这一点可以从压气机效率和涡轮效率各增加 1% 的效果是不一样的事实可以知道); 三是传统的部件效率没有考虑到各种用途的燃气轮机做功的根本目的不同, 对各种燃气轮机的同一部件千篇一律地使用同样的部件效率定义式。为此, 基于热力学第二定律的各种功势转化指标能解决此问题: 首先从能量“质”的利用去衡量燃气轮机的性能, 贴切地表达其能源利用的性能; 其次, 有统一定义的基础和方式来衡量各个部件的性能; 第三, 对不同用途的燃气轮机, 由于其客观存在的不可避免的耗散迥异, 有不同的功势转化指标(例如对于航空燃气轮机来说, 产生推力功是

最根本的目的; 而对于地面和船用简单燃气轮机来说, 产生最大的可用能是目的; 而对于联合循环中的燃气轮机来说, 追求最大的火用是目的)。所以, 用热力学第二定律来研究燃气轮机的性能有着更为优越的效果。

在航空燃气轮机的实际运行热力性能分析上, Roth 运用热力学第二定律^[1], 提出了功势的概念, 并运用火用、可用能、推力功势等功势转化性能指标对航空燃气轮机进行了详细的功势损失分析。

在各种功势指标中, Roth 推导出功势和部件性能之间的表达式^[2], 给燃气轮机部件在功势和传统的效率性能指标之间建立一个关系, 但在关系式推导过程中存在错误。本研究在纠正文献[2]中错误的基础上正确推导出推力功势效率的表达式, 并提出了一个判断的准则, 可用来进行必要性的验证; 从能源转化和利用的角度, 研究推力功势效率和传统的部件效率相互关系及变化规律。

1 “同时归一”性准则

理论上, 从部件性能的角度来说, 如果部件在功势转化过程中, 没有任何损耗, 此时部件的效率为理想中的极值 1; 从能源转化和利用的角度来说, 能源从该部件的输入到输出不仅仅保持“量”的守恒, 还保持“质”的不变, 那么此时各种功势转化效率和传统的效率一样, 都应该达到 1, 即对于同一对象, 当传统效率达到 1 时, 各种功势效率表达式也必须同时达到 1, 这叫“同时归一”性, 这是推导出正确的各种功势转化效率关系式的必要条件。我们可以从必要性的角度, 用此验证各种新的关系式的正确与否。验证的方法是: 首先取关系式中的传统效率为 1, 推导出功势效率的值; 如果其值也为 1, 则该式的正确性符合必要性条件, 如果不为 1, 则肯定是错误的。

收稿日期: 2009-02-24 修订日期: 2009-03-09

基金项目: “十一·五”国防预研基金资助项目(4010102010504)

作者简介: 贺 星(1982-)男, 江西永新人, 海军工程大学博士研究生。

2 推力功势及其效率的定义

火用是描述一种物质从给定的化学成分、温度、和压力达到另外一种关于环境的化学、热力和机械平衡的可获得的最大功(卡诺功)一个热力学状态参数^[3~5]。

与火用的定义不同,可用能的定义是:工质从给定的温度和压力等熵膨胀到环境压力下所能获得的理想的轴功。在可用能的定义中,工质只是由等熵膨胀到环境压力,但没有要求温度平衡,因此是火用的特例。

推力功势的定义为:在航空燃气轮机的喷嘴中,工质从给定的温度和压力等熵膨胀到环境压力下所能获得的理想的推力功,因此,推力功势是等于推力和飞行速度的乘积^[2]。推力功势是一个纯喷气推进性能指标,它是以地面为参照系来直接衡量航空发动机产生推力功,通过推进效率与可用能相关。因此,推力功势既是一个可用能的特例,又是火用的一个特例。

对照第二定律中效率的一般定义,可定义推力功势的效率为:

$$\eta_{wp} = \frac{wP_{out}}{wP_{in}} = \frac{F_{actual} \cdot V}{F_{ideal} \cdot V} \frac{F_{actual}}{F_{ideal}} = C_{RG} \quad (1)$$

式中: η_{wp} —推力功势的效率; C_{RG} —航空燃气轮机喷嘴的总推力系数。则:

$$\eta_{wp} = \frac{wP_{out}}{wP_{in}} = \frac{F \cdot V_{actual}}{F \cdot V_{ideal}} \quad (2)$$

$$\frac{V_{actual}}{V_{ideal}} = \frac{\sqrt{ae_{out actual}}}{\sqrt{ae_{out ideal}}} \quad (3)$$

$$ae_{out ideal} = ae_{in} \quad (4)$$

综合式(2)~式(4),可以得到推力功势效率和可用能效率之间的关系为:

$$\eta_{wp} = \frac{wP_{out}}{wP_{in}} = \frac{F \cdot V_{actual}}{F \cdot V_{ideal}} = \frac{V_{actual}}{V_{ideal}} = \frac{\sqrt{ae_{out actual}}}{\sqrt{ae_{out ideal}}} = \frac{\sqrt{ae_{out actual}}}{\sqrt{ae_{in}}} = \sqrt{\eta_{ae}} \quad (5)$$

式中: ae —可用能, η_{ae} —可用能效率。

3 燃气轮机各部件的传统效率及其推力功势效率

虽然传统的部件效率和推力功势效率是从不同的角度来定义的,但它们之间具有不可分割的联系,即其存在一定的函数关系^[2]。下面将对压气机、燃

烧室、涡轮、压力损失等推力功势效率和传统的效率之间的关系式进行详细的推导。

由文献[2]可得:

$$ae = \zeta T_1 [1 - (P_0/P_1)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}] = \zeta T_1 [1 - (P_1/P_0)^{-m}] \quad (6)$$

$$\eta_{ae} = \frac{ae_{out}}{ae_{in}} = 1 - \frac{ae_{loss}}{ae_{in}} \quad (7)$$

3.1 压气机推力功势效率

根据压气机的特性,由式(6)和式(7)可得:

$$\eta_{ae C} = \frac{\zeta T_2 [1 - (P_2/P_0)^{-m}]}{\zeta T_1 [1 - (P_1/P_0)^{-m}] + w_{in}} \quad (8)$$

由于压气机实际耗功为:

$$w_{in} = \frac{w_{T ideal}}{\eta_C} = \frac{\zeta T_2 ideal [1 - (P_2/P_1)^{-m}]}{\eta_C} \quad (9)$$

将式(9)代入式(8)可得:

$$\eta_{ae C} = \frac{[1 - (P_2/P_0)^{-m}] T_2/T_1}{[1 - (P_1/P_0)^{-m}] + \frac{T_2 ideal}{\eta_C T_1} [1 - (P_2/P_1)^{-m}]} \quad (10)$$

对传统的压气机效率定义式变形后可得:

$$\frac{T_2}{T_2 ideal} = \frac{1}{\eta_C} + \frac{T_1}{T_2 ideal} (1 - \frac{1}{\eta_C}) \quad (11)$$

由压气机压缩过程可得:

$$\frac{T_2 ideal}{T_1} = \pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma a}} = \pi^{\frac{m_a}{c}} \quad (12)$$

将式(11)和式(12)代入式(10)可得:

$$\eta_{ae C} = \frac{[(\pi^{\frac{m_a}{c}} - 1)/\eta_C + 1] [1 - (P_2/P_0)^{m_a}]}{[1 - (P_1/P_0)^{-m}] + [\pi^{\frac{m_a}{c}} - 1]/\eta_C} \quad (13)$$

设 $P_1 = P_0$ 式(13)可简化为:

$$\eta_{ae C} = \frac{\eta_C + \pi^{\frac{m_a}{c}} - 1}{\pi^{\frac{m_a}{c}}} \quad (14)$$

结合式(5)和式(14),可得压气机的推力功势效率和传统的部件效率的关系式为:

$$\eta_{wp C} = \sqrt{\frac{\eta_C + \pi^{\frac{m_a}{c}} - 1}{\pi^{\frac{m_a}{c}}}} \quad (15)$$

3.2 燃烧室不完全燃烧的推力功势效率

由文献[2]可得燃烧室不完全燃烧的可用能效率为:

$$\eta_{ae B} = \frac{ae_{out}}{ae_{in}} = 1 - \frac{ae_{loss}}{ae_{in}} = 1 - \frac{\zeta (T_3 ideal - T_3) [1 - (P_3/P_0)^{-m}]}{\zeta T_3 ideal [1 - (P_2/P_0)^{-m}]} \quad (16)$$

设燃烧过程为等压过程, 则 $P_2 = P_3$, 式 (16) 可简化为:

$$\eta_{\text{eff}B} = 1 - \frac{T_3^{\text{ideal}} - T_3}{T_3^{\text{ideal}}} = \frac{H_f \eta_B + \zeta T_2}{H_f + \zeta T_2} \quad (17)$$

式中: f —油气比; H_f —燃油低热值。

结合式 (5) 和式 (17) 可得燃烧室推力功势效率和传统的不完全燃烧的效率的关系式为:

$$\eta_{\text{wp}B} = \sqrt{\frac{H_f \eta_B + \zeta T_2}{H_f + \zeta T_2}} \quad (18)$$

3.3 涡轮的推力功势效率

根据涡轮的特性, 由式 (6) 和式 (7) 可得:

$$\eta_{\text{eff}T} = \frac{\zeta T_4 [1 - (P_4/P_0)^{-m_g}] + W_T}{\zeta T_3 [1 - (P_3/P_0)^{-m_g}]} \quad (19)$$

由涡轮膨胀过程可得:

$$W_T = \eta_T \zeta (T_3 - T_4^{\text{ideal}}) \quad (20)$$

$$T_4^{\text{ideal}} = T_3 \pi_T^{-m_g} \quad (21)$$

将式 (20) 和式 (21) 代入式 (19) 可得:

$$\eta_{\text{eff}T} = \frac{[1 - \eta_T (1 - \pi_T^{-m_g})] [1 - (P_4/P_0)^{-m_g}]}{[1 - (P_3/P_0)^{-m_g}]} + \eta_T \frac{1 - \pi_T^{-m_g}}{1 - (P_3/P_0)^{-m_g}} \quad (22)$$

设 $P_3 \approx P_2$, $P_1 \approx P_0$, 则 $P_3/P_0 = \pi_C$, 结合 $P_3/P_4 = \pi_T$, 式 (22) 可变化为:

$$\eta_{\text{eff}T} = \frac{\eta_T (\pi_T^{m_g} - 1) + \pi_C^{m_g} - \pi_T^{m_g}}{\pi_T^{m_g} - 1} \quad (23)$$

当 $P_4 = P_0$ 时, 即 $\pi_C = \pi_T$ 时, $\eta_{\text{eff}T} = \eta_T$

结合式 (5) 和式 (23) 可得涡轮推力功势效率和传统的部件效率的关系式为:

$$\eta_{\text{wp}T} = \sqrt{\frac{\eta_T (\pi_T^{m_g} - 1) + \pi_C^{m_g} - \pi_T^{m_g}}{\pi_T^{m_g} - 1}} \quad (24)$$

本研究推导出的公式也吻合这种“同时归一”

性质, 而文献 [2] 推导出的公式 $\eta_{\text{wp}T} = \sqrt{\eta_T \pi_T^{-m_g}}$ 却不符合这种“同时归一”的性质。从理论上分析可知: 假设在理想情况下, 涡轮的效率为 1, 且 $P_4 = P_0$, 即涡轮进口的燃气等熵膨胀到环境温度, 此时从推力功势的转换来看, 涡轮进口的推力功势 W_{P_1} 已经完全转化成膨胀功 W_e , 因此其推力功势效率 $\eta_{\text{wp}T} = 1$ 。从数值计算上也可验证 $\eta_{\text{wp}T} = \sqrt{\eta_T \pi_T^{-m_g}}$ 是错误的, 因为 $\pi_T > 1$, $0 < m_g < 1$, 则 $\pi_T^{m_g} > 1$, $\pi_T^{-m_g} < 1$ 即 $\eta_{\text{wp}T} < 1$, 这与理论分析结果不吻合。

3.4 压力损失的推力功势效率

对于燃气轮机通流部分, 存在着压力损失, 根据推力功势的定义, 可以得到推力功势效率和压力恢复系数 η_R 之间的关系式。

压力损失的定义式为:

$$P_{\text{out}} = P_{\text{in}} (1 - \Delta P/P_{\text{in}}) = P_{\text{in}} \eta_R \quad (25)$$

设在燃气轮机某一通流部分中, 工质流过时温度保持不变, 即 $T_{\text{out}} \approx T_{\text{in}}$, 只是存在压力损失。

$$\eta_{\text{eff}R} = \frac{\zeta T_{\text{out}} [1 - (P_{\text{out}}/P_0)^{-m}]}{\zeta T_{\text{in}} [1 - (P_{\text{in}}/P_0)^{-m}]} = \frac{1 - (\eta_R P_{\text{in}}/P_0)^{-m}}{1 - (P_{\text{in}}/P_0)^{-m}} \quad (26)$$

结合式 (5) 和式 (26) 可得压力损失的推力功势效率和传统的部件效率的关系式为:

$$\eta_{\text{wp}R} = \sqrt{\frac{1 - (\eta_R P_{\text{in}}/P_0)^{-m}}{1 - (P_{\text{in}}/P_0)^{-m}}} \quad (27)$$

4 结果分析

图 1~图 4 表明了各种推力功势效率在各种关联参数变化下与传统的部件效率的关系曲线, 为研究燃气轮机各部件的推力功势效率的特性, 分析其随各种参数变化的规律提供参考。

图 1 实线为在各种压比下推力功势效率 $\eta_{\text{wp}C}$ 和传统的部件效率 η_C 之间的关系曲线, 为了对比, 图中虚线显示了可用能效率 $\eta_{\text{eff}C}$ 与部件效率 η_C 之间的关系曲线 (以下各图类似)。从图中可看出, 在各种压比下, 只有在 $\eta_C = 1$ 时, 推力功势效率 $\eta_{\text{wp}C}$ 才等于传统的部件效率 η_C , 而在其它情况下, 推力功势效率 $\eta_{\text{wp}C}$ 均大于传统的部件效率 η_C 。由此可知, 在一般情况下, 压气机在推力功势的转化和利用的能力与其本体的性能是不一样的: 随压比的增大, 其能源的转化和利用的能力是增大的。

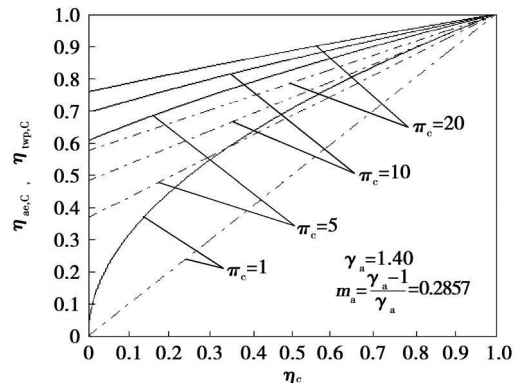


图 1 $\eta_{\text{wp}C}$ 、 $\eta_{\text{eff}C}$ 和 η_C 之间的关系曲线

图 2 实线为在各种进口空气温度下燃烧室不完全燃烧的推力功势效率 $\eta_{\text{wp}B}$ 和传统的部件效率 η_B 之间的关系曲线。从图中可看出, 在各种进口空气温度 T_2 下, 只有在 $\eta_B = 1$ 时, 推力功势效率 $\eta_{\text{wp}B}$ 才

等于传统的部件效率 η_{is} 而在其它情况下, 推力功势效率 η_{wpB} 均大于传统的部件效率 η_{is} 并且随进口空气温度 T_2 的增大, 其推力功势的转化和利用的能力是增大的。

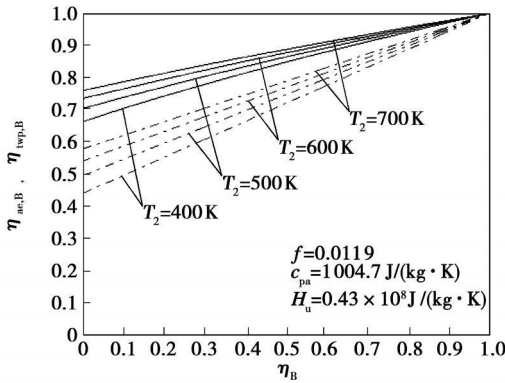


图 2 η_{wpB} , η_{acB} 和 η_B 之间的关系曲线

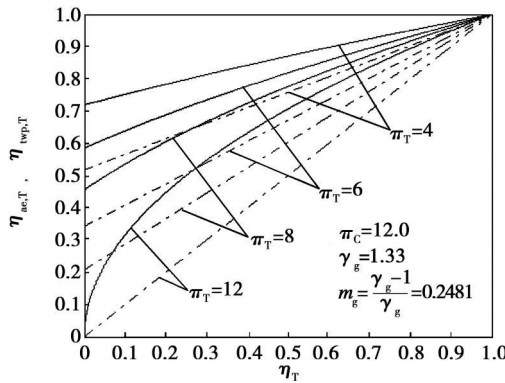


图 3 η_{wpT} , η_{acT} 和 η_T 之间的关系曲线

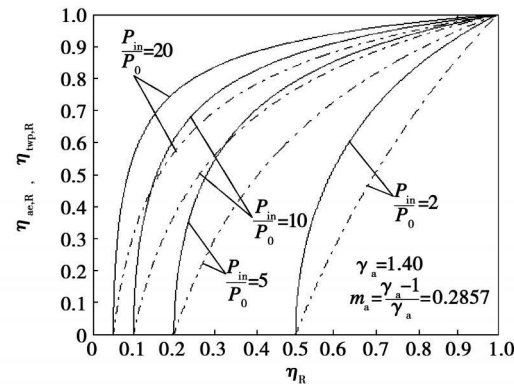


图 4 η_{wpR} , η_{acR} 和 η_R 之间的关系曲线

图 3 实线为在各种涡轮膨胀比 π_T 下涡轮的推力功势效率 η_{wpT} 和传统的部件效率 η_T 之间的关系曲线。从图中可看出, 在各种涡轮膨胀比 π_T 下, 只有在 $\eta_T=1$ 时, 推力功势效率 η_{wpT} 才等于传统的部件效率 η_T 而在其它情况下, 推力功势效率 η_{wpT} 均大于传统的部件效率 η_T 并且随各种涡轮膨胀比 π_T

的增大, 其推力功势的转化和利用的能力越小, 越接近传统的部件效率 η_T 。

图 4 实线为在各种进口的压力 P_{in} 下压力损失的推力功势效率 η_{wpR} 和压力恢复系数 η_R 之间的关系曲线。从图中可看出, 在各种进口的压力 P_{in} 下, 只有在压力恢复系数 $\eta_R=1$ 时, 推力功势效率 η_{wpR} 才等于压力恢复系数 η_R 而在其它情况下, 在有实际物理意义的区域, 推力功势效率 η_{wpR} 随进口压力 P_{in} 的增大而增大。

从图 1 ~图 4 可以看出, 在各种相同的燃气轮机性能参数下, 推力功势效率 η_{wp} 总比可用能效率 η_a 要大, 这是因为推力功势比可用能少计算了工质的残余动能损失 (因为在航空燃气轮机中, 工质的残余动能损失是不可避免的)。相对于其它功势指标, 推力功势更能贴切地表示出航空燃气轮机的能源转化与利用性能。

5 结 论

本研究提出了一个用来判断各种功势转化效率和部件效率之间关系式正确与否的“同时归一”性准则, 可用来进行必要性的验证。用“同时归一”性准则分析并纠正了文献 [2] 中的错误, 推导出推力功势效率和传统的部件效率关系式。结果表明: 推力功势效率不仅和部件效率有紧密的自然关系, 还和其它热力参数 (如压比) 有内在的逻辑关联, 并从定性和定量的角度分析了各种参数对各种推力功势效率和传统的部件效率之间关系的影响, 为进一步研究航空燃气轮机的推力功势性能提供了途径。

致谢: 本研究工作得到陈林根教授的支持。

参考文献:

- [1] ROTH B A A theoretical treatment of technical risk in modern propulsion system design [D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology 2000.
- [2] ROTH B A A work potential perspective of engine component performance // 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE JPC Conference and Exhibit Q. Salt Lake City Utah AIAA 2001. 8-11.
- [3] KOTAS T J The exergy method of thermal plant analysis [M]. Melbourne: Krieger 1995.
- [4] LI KW Applied thermodynamics availability method and energy conversion [M]. D C Taylor & Francis 1996.
- [5] BEJAN A Advanced engineering thermodynamics [M]. 2nd Ed New York: Wiley 1997.

(本文责任编辑 刘 伟)

Process of the EDC-five step model is relatively low and the outlet temperature uniformity is optimal with its maximum non-uniformity being assessed at 28%. As a result the NO_x emissions have been minimized. The research results show that the model in question can more rationally predict the flow field distribution of the combustor. Key words: gas turbine combustor; turbulent flow combustion model; numerical simulation

航空燃气轮机推力功势效率研究 = Study of the Thrust Work-potential Efficiency of an Aero Gas Turbine [刊, 汉] / HE Xing SUN Feng-ru (College of Shipbuilding and Power, Naval University of Engineering, Wuhan, China, Post Code: 430033) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power — 2010, 25(1). — 17 ~ 20

By using the thrust work-potential, one of the work-potential indexes in the second law of thermodynamics, derived was the expression of the thrust work-potential efficiency of various components in an aero gas turbine with the influence of various parameters on the above efficiency being analyzed and a criterion for "tending to be one simultaneously" of various efficiencies being proposed. As a result of the theoretical analysis and numerical calculation, an error in the reference literature [No. 2] was corrected. The research results show that the thrust work-potential efficiency not only assumes a close natural relationship with the component efficiencies, but also enjoys an intrinsic logic correlation with other thermodynamic parameters (such as pressure ratio). What differs from the component efficiencies is the fact that the thrust work-potential efficiency can unitedly evaluate the component efficiencies of an aero gas turbine from the viewpoint of converting a kind of energy to available work, thus laying a solid foundation for the further study of the energy conversion and utilization performance of various types of aero gas turbines. Key words: aero gas turbine; the second law of thermodynamics; thrust work-potential; efficiency

马赫数对振荡涡轮叶片非定常流动影响的数值模拟 = Numerical Simulation of the Influence of Mach Number on the Unsteady Flow in Oscillating Turbine Blades [刊, 汉] / ZHANG Zheng-qiu, ZOU Zheng-ping, LU Huo-xing et al. (National Key Laboratory on Aero-engine Aerodynamics and Thermodynamics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China, Post Code: 100083) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power — 2010, 25(1). — 21 ~ 24

The key parameters influencing flutter stability were studied along with an exploratory investigation of the significance of the judgment criterion of the law governing the change of the flutter stability with the aforementioned parameters on the flutter stability. On the basis of further improving the solution-seeking program for the unsteady Reynolds Number averaged N-S equation and based on an influence coefficient method, a numerical simulation was performed of the influence of the outlet Mach number on the three-dimensional flow around the oscillating turbine blades in various vibration modes. The numerical simulation results show that the developed program features a relatively good accuracy for simulating the flow in the oscillating cascade, and the outlet Mach number will exercise a definite influence on the unsteady flow inside the cascade and the unsteady pneumatic force on the blade surface. Moreover, the law governing the influence of the outlet Mach number on the unsteady flow under various modes is found to be not always identical. Key words: oscillating cascade; unsteady flow; vibration mode; numerical simulation; Mach number

冷却蒸汽进口总压对转子冷却效果影响的数值分析 = Numerical Analysis of the Influence of the Cooling-steam Inlet Total Pressure on Rotor Cooling Effectiveness [刊, 汉] / LU Zhi-qiang, LU Shun-long (College of Energy Source and Power, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001), ZHOU Xun (College of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power — 2010, 25(1). — 25 ~ 29

At various cooling-steam inlet total pressures, a numerical simulation was performed of the IP (Intermediate Pres-