

文章编号: 1000-8055(2010)05-1056-05

基于功势的燃气轮机广义炯效率研究

贺 星¹, 孙丰瑞¹, 刘永葆^{1,2}, 黄树红²

(1. 海军工程大学 船舶与动力学院, 武汉 430033;

2. 华中科技大学 能源与动力工程学院, 武汉 430074)

摘 要: 基于广义炯的物理内涵, 推导出了燃气轮机的各部件的广义炯效率的表达式. 根据各种效率具有“同时归一”的特性, 从理论分析和数值计算上进行了验证. 分析了各种参数对广义炯效率的影响. 结果表明: 燃气广义炯不仅和部件效率有紧密的自然关系, 还和其他热力参数(例如压比)有内在的逻辑关联. 并从燃料燃烧的广义炯效率的角度优化了压气机压比.

关 键 词: 燃气轮机; 热力学功势; 广义炯; 效率; 优化

中图分类号: TK47

文献标识码: A

Study on generalized exergy efficiency of gas turbine based on work potential

HE Xing¹, SUN Feng-rui¹, LIU Yong-bao^{1,2}, HUANG Shu-hong²

(1. College of Naval Architecture and Power,

Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)

Abstract: The analytical formula about gas turbine components' generalized exergy efficiencies was derived by using the intrinsic physical meaning of generalized exergy. The relationships were validated in theoretical analysis and numerical calculation based on the criterion that all kinds of efficiencies must be matched simultaneously. The influences of various parameters on the generalized exergy efficiencies were discussed. The results show that the generalized exergy efficiencies are not only closely related with the component efficiencies, but also logically related with other thermodynamic parameters such as pressure ratio. The compressor pressure ratio was optimized by transferring the stored work potential contained in fuel into generalized exergy.

Key words: gas turbine; thermodynamic work potential; generalized exergy; efficiency; optimization

热力学功势^[1-3]的核心思想是每一个物体(物质)对于特定的基准态具有相应的做功的势能. 功势基于统一的基准态, 所有的热力过程均可由统一的性能参数来度量. 相对于热力学第一定律是

从能量平衡的角度来分析热力过程, 基于热力学功势性能参数能够更为全面和科学评估燃气轮机的性能^[4-6].

对于不同的能量转换装置的应用环境及特

收稿日期: 2009-04-04; 修订日期: 2009-09-22

基金项目: 国家自然科学基金创新研究群体科学基金(50721005); “十一五”预研基金(4010102010504)

作者简介: 贺星(1982-), 男, 江西永新人, 博士生, 主要从事现代热力学与燃气动力装置的研究.

点,基准态的选择就不同,进而就有不同的热力学功势指标^[7].其中的一个就是广为人知的焓(exergy)^[8].另外一个热力学功势指标过去被Nichols^[9]用来作为衡量燃烧室性能:广义焓(generalized exergy).它也曾被广泛用来作为衡量发电燃气轮机的一个性能指标,文献[1]对其内涵和应用范围进行了深入分析.常用的功势指标还有推力功势(thrust work potential)^[10].

热力学功势指标和基于热力学第一定律的传统部件效率之间存在内在关系.文献[11]推导出热力学功势指标和部件效率之间的表达式,初步建立了逻辑关系,但在关系式推导过程中存在错误.本文在把热力学功势转化性能指标按习惯定义为热力学功势效率的基础上,正确推导出广义焓效率和传统部件效率关系式,并从燃料燃烧的广义焓效率的角度来优化了压气机的压比.

1 广义焓的定义

广义焓的定义是: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.在广义焓的定义中,工质只是由等熵膨胀到环境压力,但没有要求温度平衡,因此是焓的特例^[11].其示意图如图1所示.

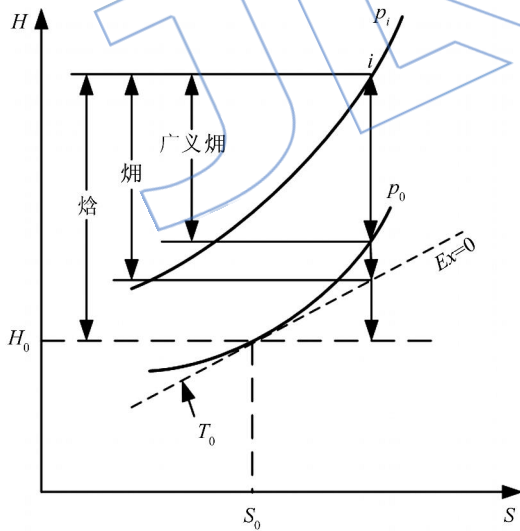


图1 焓-熵图上的广义焓示意图

Fig. 1 Generalized exergy depicted on a mollier diagram

图1中状态*i*的广义焓 $w_{ge,i}$ 为

$$w_{ge,i} = c_p (T_i - T_p = p_0, S = S_i) \quad (1)$$

由等熵膨胀的性质可得

$$T_{p=p_0, S=S_i} = T_i \left(\frac{p_0}{p_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2)$$

将式(2)代入式(1)整理可得

$$w_{ge,i} = c_p T_i \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_i} \right)^{-m} \right] \quad (3)$$

式中 $m = \frac{\gamma-1}{\gamma}$, γ 为工质的比热容比.

广义焓和焓一样,还具有平衡关系

$$w_{ge,in} = w_{ge,out} + w_{ge,loss} \quad (4)$$

对照焓效率的定义,可定义广义焓效率为

$$\eta_{ge} = \frac{w_{ge,out}}{w_{ge,in}} = 1 - \frac{w_{ge,loss}}{w_{ge,in}} \quad (5)$$

2 燃气轮机广义焓效率

虽然传统的部件效率和广义焓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^[11].本节对压气机、燃烧室、涡轮、压力损失等四种典型的广义焓效率和传统的效率之间的关系式进行详细的推导,同时纠正了文献[11]中的错误.本文是以简单循环的燃气轮机为例进行分析,但所得结果可以通过类似的方法推广到采用复杂循环以及复杂结构的燃气轮机.

2.1 压气机广义焓效率

根据压气机的特性,由式(3)和式(5)可得

$$\eta_{ge,c} = \frac{c_{pa} T_2 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{-m_a} \right]}{c_{pa} T_1 \left[1 - \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{-m_a} \right] + w_{in}} \quad (6)$$

由于压气机实际耗功为

$$w_{in} = \frac{w_{in,ideal}}{\eta_c} = \frac{c_{pa} T_{2,ideal} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{-m_a} \right]}{\eta_c} \quad (7)$$

将式(7)代入式(6)可得

$$\eta_{ge,c} = \frac{\frac{T_2}{T_1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{-m_a} \right]}{\left[1 - \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{-m_a} \right] + \frac{T_{2,ideal}}{T_1} \frac{\left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{-m_a} \right]}{\eta_c}} \quad (8)$$

对传统的压气机效率定义式变形后可得

$$\frac{T_2}{T_{2,ideal}} = \frac{1}{\eta_c} + \frac{T_1}{T_{2,ideal}} \left(1 - \frac{1}{\eta_c} \right) \quad (9)$$

由压气机压缩过程可得

$$\frac{T_{2,ideal}}{T_1} = \pi_k^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} = \pi_k^{m_a} \quad (10)$$

将式(9)和(10)代入式(8)可得

$$\eta_{ge,c} = \frac{\left[\frac{\pi_k^{m_a} - 1}{\eta} + 1 \right] \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{-m_a} \right]}{\left[1 - \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{-m_a} \right] + \left[1 - \left(\frac{p_2}{\pi_k} \right)^{-m_a} \right] \frac{\pi_k^{m_a}}{\eta}} \quad (11)$$

设 $p_1 = p_0$, 式(11)可简化为

$$\eta_{ge,c} = \frac{\eta + \pi_k^{m_a} - 1}{\pi_k^{m_a}} \quad (12)$$

由图 2 可知,当压比 $\pi_k = 1$ 和 $\eta = 1$ 时,压气机广义焓效率 $\eta_{ge,c}$ 等于传统的部件效率 η . 而在其他情况下, $\eta_{ge,c}$ 均大于 η , 且 $\eta_{ge,c}$ 随 π_k 的增大而增大.

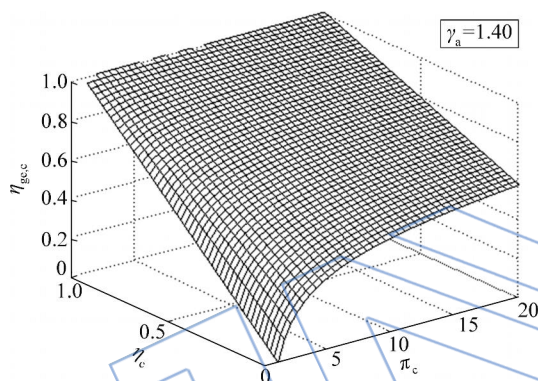


图 2 压气机的 $\eta_{ge,c}$ 和 η 之间的关系

Fig. 2 Generalized exergy efficiency vs the classical component efficiency (compressor)

2.2 燃烧室不完全燃烧的广义焓效率

燃烧室不完全燃烧的广义焓效率为

$$\eta_{ge,b} = 1 - \frac{c_{pg} (T_{3,ideal} - T_3) \left[1 - \left(\frac{p_3}{p_0} \right)^{-m_g} \right]}{c_{pg} T_{3,ideal} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{-m_g} \right]} \quad (14)$$

设燃烧过程为等压过程,则 $p_2 = p_3$, 式(14)可简化为

$$\eta_{ge,b} = 1 - \frac{T_{3,ideal} - T_3}{T_{3,ideal}} = \frac{f H_u \eta_b + c_{pa} T_2}{f H_u + c_{pa} T_2} \quad (15)$$

由图 3 可知,在各种进口温度 T_2 下,只有当 $\eta_b = 1$ 时,燃烧室不完全燃烧的广义焓效率 $\eta_{ge,b}$ 才等于传统部件效率 η_b . 而在其他情况下, $\eta_{ge,b}$

均大于 η_b , 且 $\eta_{ge,b}$ 随 T_2 的增大而增大.

2.3 涡轮的广义焓效率

根据涡轮的特性,由式(3)和(5)可得

$$\eta_{ge,t} = \frac{c_{pg} T_4 \left[1 - \left(\frac{p_4}{p_0} \right)^{-m_g} \right] + w_t}{c_{pg} T_3 \left[1 - \left(\frac{p_3}{p_0} \right)^{-m_g} \right]} \quad (16)$$

由涡轮膨胀过程可得

$$w_t = \eta c_{pg} (T_3 - T_{4,ideal}) \quad (17)$$

$$T_{4,ideal} = T_3 \pi_k^{m_g} \quad (18)$$

将式(17)和(18)代入式(16)可得

$$\eta_{ge,t} = \frac{\left[1 - \eta (1 - \pi_k^{m_g}) \right] \left[1 - \left(\frac{p_4}{p_0} \right)^{-m_g} \right]}{1 - \left(\frac{p_3}{p_0} \right)^{-m_g}} + \frac{\eta (1 - \pi_k^{m_g})}{1 - \left(\frac{p_3}{p_0} \right)^{-m_g}} \quad (19)$$

设 $p_3 \approx p_2$, $p_1 \approx p_0$, 则 $\frac{p_3}{p_0} = \pi_k$, 结合 $\frac{p_3}{p_4} = \pi_k$, 式(19)可变化为

$$\eta_{ge,t} = \frac{\eta (\pi_k^{m_g} - 1) + \pi_k^{m_g} - \pi_k^{m_g}}{\pi_k^{m_g} - 1} \quad (20)$$

当 $p_4 = p_0$ 时, $\eta_{ge,t} = \eta$.

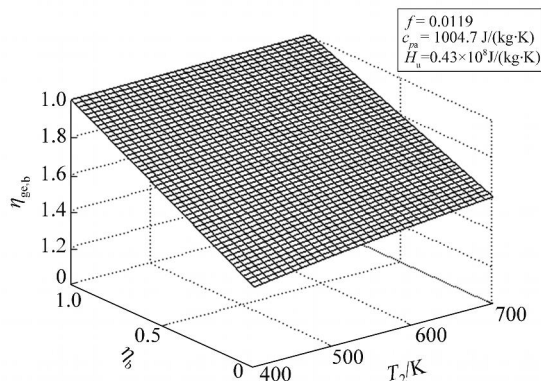


图 3 燃烧室的 $\eta_{ge,b}$ 和 η_b 之间的关系

Fig. 3 Generalized exergy efficiency vs the classical component efficiency (combustor)

如果某部件在做(耗)功过程中没有任何损耗,此时传统部件效率为理想值 1;此时能量从输入到输出不仅保持“量”的守恒,还保持“质”的不变,则此时各种功势效率和传统的效率一样,都应该达到 1,即“同时归一”性.

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,此时涡轮进口的广义焓 $w_{ge,in}$ 已经完全转化成膨胀功 w_t 了,因此其广义焓效率 $\eta_{ge,t} = 1$ 。本文推导出的式(20)也吻合这种“同时归一”性质,而文献[11]推导出的公式(43)为 $\eta_{ge,t} = \eta \pi_c^{m_g}$,用该式进行数值计算: $\pi > 1, 0 < m_g < 1$, 则 $\pi^{m_g} > 1, \pi^{m_g} < 1$ 即 $\eta_{ge,t} < 1$, 不符合“同时归一”的性质。

由图 4 可知,在各种涡轮膨胀比 π 下,当 $\eta = 1$ 时,涡轮广义焓效率 $\eta_{ge,t}$ 才等于传统的部件效率 η 。且 $\eta_{ge,t}$ 随 π 的增大而越接近 η 。

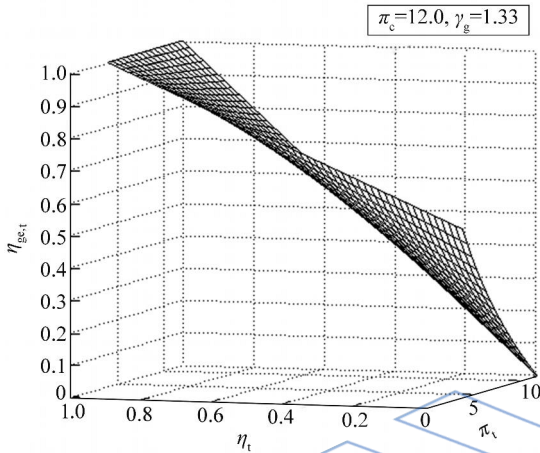


图 4 涡轮的 $\eta_{ge,t}$ 和 η 之间的关系

Fig. 4 Generalized exergy efficiency vs the classical component efficiency (turbine)

2.4 压力损失的广义焓效率

对于燃气轮机通流部分,存在着压力损失,则进出口压力的关系式为

$$p_{out} = p_{in} \left(1 - \frac{\Delta p}{p_{in}} \right) = p_{in} \eta \quad (21)$$

式中 η 为压力恢复系数。

设燃气轮机的某一通流部分中,工质流过时温度保持不变,即 $T_{out} \approx T_{in}$,只存在压力损失。

$$\eta_{ge,r} = \frac{c_p T_{out} \left[1 - \left(\frac{p_{out}}{p_0} \right)^{-m} \right]}{c_p T_{in} \left[1 - \left(\frac{p_{in}}{p_0} \right)^{-m} \right]} = \frac{1 - \left(\eta \frac{p_{in}}{p_0} \right)^{-m}}{1 - \left(\frac{p_{in}}{p_0} \right)^{-m}} \quad (22)$$

由图 5 可知,当压力恢复系数 $\eta = 1$ 时,压力损失广义焓效率 $\eta_{ge,r}$ 才等于压力恢复系数 η 。且在有实际物理意义的区域, $\eta_{ge,r}$ 随进口压力 p_{in} 的增大而增大。

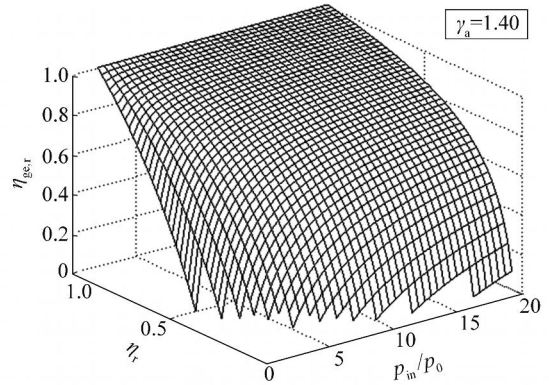


图 5 压力损失的广义焓效率 $\eta_{ge,r}$ 和压力恢复系数 η 之间的关系

Fig. 5 Generalized exergy efficiency vs. the classical component efficiency (pressure loss)

3 基于广义焓的压比优化

广义焓是从能量“质”的利用去衡量燃气轮机的性能,且各部件有统一的定义的基础和方式来衡量其的性能,因此可以用来分析和优化燃气轮机系统的性能^[12-13]。

由文献[12]可得燃料燃烧的广义焓效率为

$$\eta_{ge,f} = 1 - \pi_c^{m_g} \quad (23)$$

文献[7]指出,当压比增大时,如果压气机耗功的增加量小于等于从燃料中获得的更多的广义焓时,此时压比的增加对燃气轮机系统的性能是提高了。即

$$\Delta W_c \leq W_f \Delta \eta_{ge,f} \quad (24)$$

式中 $W_f = f H_u$, ΔW_c 为压气机耗功的变化值, $\Delta \eta_{ge,f}$ 为燃料燃烧的广义焓效率变化值。

将

$$\Delta W_c = G_c c_{pa} T_1 \frac{(\pi_c + \Delta \pi)^{m_a} - \pi_c^{m_a}}{\eta}$$

$$\Delta \eta_{ge,f} = \pi_c^{m_g} - (\pi_c + \Delta \pi)^{-m_g}$$

代入式(24)并整理可得

$$\frac{G_c c_{pa} T_1}{\eta f H_u} \leq \frac{\pi_c^{m_g} - (\pi_c + \Delta \pi)^{-m_g}}{(\pi_c + \Delta \pi)^{m_a} - \pi_c^{m_a}} \quad (25)$$

当 $\Delta \pi$ 满足式(25)时,为可优化值。

某型燃气轮机模型的有关参数为

$$\gamma_a = 1.40, \gamma_g = 1.33,$$

$$c_{pa} = 1004.71 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)},$$

$$c_{pg} = 1158.31 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)},$$

$$T_1 = 288.15 \text{ K}, \eta = 0.88,$$

$$\pi_c = 12.0, G_c = 40 \text{ kg/s},$$

$$H_u = 0.43 \times 10^8 \text{ J/kg},$$

$$f = 1.35 \text{ kg/s}$$

将数值代入式(25)时计算可得该型燃气轮机的压气机压比的最大可优化增加值为 $\Delta\pi_c = +0.767$ 。

致谢:

感谢海军工程大学研究生院院长陈林根教授指导本文第一作者运用“热力学功势”对燃气轮机性能进行研究,并无私地给第一作者提供了大量最新资料。

参考文献:

- [1] Roth B A. A theoretical treatment of technical risk in modern propulsion system design [D]. Atlanta, GA: Georgia Institute of Technology, March, 2000.
- [2] Wilson C D, Riggins D W, Roth B A, et al. Performance characterization of turboshaft engines: work potential and second-law analysis [R]. AHS-2002-A, 2002.
- [3] Roth B A, Mavris D N. A method for propulsion technology impact evaluation via thermodynamic work potential [R]. AIAA 2000-4854, 2000.
- [4] Roth B A, Mavris D N. A work availability perspective of turbofan engine performance [R]. AIAA 2001-0391, 2001.
- [5] Roth B A, Mavris D N. A method for comprehensive evaluation of propulsion system thermodynamic performance and loss [R]. AIAA 2001-3301, 2001.
- [6] Roth B A, McDonald R, Mavris D N. A method for thermodynamic work potential analysis of aircraft engines [R]. AIAA 2002-3768, 2002.
- [7] Travis W D, Dimitri N M. Foundational concepts for a work potential-based design methodology [R]. AIAA 2003-6707, 2003.
- [8] Bejan A. Advanced engineering thermodynamics [M]. 2nd ed. New York: Wiley, 1997.
- [9] Nichols J B. An energy basis for comparison of performance of combustion chambers [J]. Trans. of the ASME, 1953(1): 29-33.
- [10] 贺星, 孙丰瑞, 张仁兴. 基于推力功势的航空燃气轮机故障性能研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2091-2095.
HE Xing, SUN Fengrui, ZHANG Renxing. Research on aero gas turbine performance in the condition of fault based on thrust work potential [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2091-2095. (in Chinese)
- [11] Roth B A. A work potential perspective of engine component performance [R]. AIAA 2001-3300, 2001.
- [12] Roth B A. A work transfer perspective of propulsion system performance [R]. AIAA 2004-4079, 2004.
- [13] Roth B A. Work transfer analysis of turbojet and turbofan engines [R]. AIAA 2004-4077, 2004.