文章编号:1001-2060(2024)08-0067-09

轮缘密封对下游动叶冷却特性的影响

于飞龙,何 伟,张 蒙,肖俊峰

(西安热工研究院有限公司,陕西西安710032)

摘 要:为了探究轮缘密封气流对下游动叶片流场及气膜冷却作用的影响,以某重型燃气轮机透平第1级动静叶 片为研究对象,采用SST 湍流模型求解 RANS 方程组,在密封流量比(MFR)为0.25%,0.5%,0.75%和1%工况下 开展数值研究,对比分析了有/无前缘气膜冷却条件下密封气流对主流流动、动叶片换热性能及通道内涡系结构的 影响规律。结果表明:密封气流降低动叶片端壁温度的区域位于叶片前缘至流向约40%弧长距离范围内;自叶根 至叶顶方向动叶片吸力面冷却效率先增大后减小;密封气流对动叶片吸力面冷却效率提高最大的位置为前缘至尾 缘约50%弧长距离位置;有前缘气膜冷却、MFR 为0.5%及以上时密封气流可明显降低端壁温度。

关键 词:轮缘密封;透平动叶,冷却效率,数值研究

中图分类号:TH 文献标识码: A DOI:10.16146/j. cnki. rndlgc. 2024.08.008

[**引用本文格式**]于飞龙,何 伟,张 蒙,等. 轮缘密封对下游动叶冷却特性的影响[J]. 热能动力工程,2024,39(8):67-75. YU Feilong, HE Wei, ZHANG Meng, et al. Influence of rim seal on cooling characteristics of downstream rotor blade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(8):67-75.

Influence of Rim Seal on Cooling Characteristics of Downstream Rotor Blade

YU Feilong, HE Wei, ZHANG Meng, XIAO Junfeng

(Xi'an Thermal Power Research Institute Co. , Ltd. , Xi'an , China , Post Code: $710032\,)$

Abstract: In order to investigate the influence of rim seal airflow on the flow field and film cooling effect of downstream rotor blade, the first stage rotor and stator blades of a heavy gas turbine were taken as the research object. The RANS equation set was solved using the SST turbulence model, and numerical studies were conducted at four kinds of ratios of sealing flow rate to mainstream flow rate (MFR), including 0.25%, 0.5%, 0.75% and 1%. Comparative analysis was conducted on the influence of sealing flow on mainstream flow, heat transfer performance of rotor blade and vortex structure in the channel with and without leading edge film cooling conditions. The results show that the area where the sealing flow reduces the temperature of the rotor blade endwall is within about 40% of the arc distance from the leading edge of the blade to the flow direction. The cooling efficiency of the suction surface of the rotor blade increases first and then decreases from the blade root to the tip direction. The position where the sealing flow improves the cooling efficiency of the suction surface of the rotor blade increases from the leading edge to the trailing edge. When there is a leading edge gas film cooling structure and MFR is 0.5% or higher, a significant cooling effect is produced on the endwall by the sealing flow.

 $Key \ words_: \ rim \ seal, \ turbine \ rotor \ blade, \ cooling \ efficiency, \ numerical \ study$

基金项目:国家科技重大专项(J2019-I-0003-0004)

收稿日期:2023-12-08; 修订日期:2024-01-29

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project (J2019-I-0003-0004)

作者简介:于飞龙(1989-),男,西安热工研究院有限公司高级工程师.

引 言

轮缘密封是燃气轮机二次空气系统的重要组 成部分,用于密封和冷却的空气来源于压气机抽 气,合理的轮缘密封结构有利于减少冷却空气的用 量,提高燃气轮机效率^[1]。因此,研究透平轮缘密 封的封严机理、封严结构形式、密封气流对上、下游 主流的相互作用机理及影响具有重要的工程应用 价值。

国内外学者在轮缘密封方面开展了大量研究. 贾兴运等人[2] 对盘腔燃气入侵和封严技术研究进 展进行综述,总结了研究重点和发展趋势:高庆等 人^[3-4]研究了间隙结构对透平级封严和气动性能 的影响;Sangan 等人^[5]通过对比径向轮缘密封与轴 向 - 径向轮缘密封结构,发现复合轮缘密封结构具 有更好的封严性能: Jia 等人^[6-7]研究发现了密封 气流与主流燃气的相互作用机理,密封间隙处封严 冷气与主流燃气形成旋涡结构,导致燃气沿动叶盘 发生入侵:周杨等人[8]研究了有/无冷气时通道内 流动情况和二次流发展过程,发现密封气流对动叶 根部的影响最明显: Schreiner 等人^[9]研究了封严气 流对动叶通道内端区二次流的影响,发现封严气流 增加了盘腔的流动不稳定性,封严气流出流加强了 动叶通道的二次流结构,马蹄涡压力面分支增强明 显,马蹄涡吸力面分支受到削弱:在非定常研究方 面,贾惟^[10]研究了轮缘封严出流对端区流动的影 响,发现封严出流对上游导叶的影响表现为对端区 流动的堵塞作用,而在转子进口处则因为动量差相 互剪切形成新的旋涡结构:陶加银等人[11]研究了 径向和径向-轴向轮缘密封中等冷气量下定常和 非定常的燃气入侵特征,研究表明,静叶尾迹和动 叶前缘附近的压力势场的干涉作用及盘腔中的非 定常压力会强化燃气入侵;杨帆等人[12]在有/无封 严气流工况下,研究了封严气流对主流二次流的影 响机制,研究表明密封流对上游静叶通道起到堵塞 作用,而静叶反作用则抑制密封流出流和通道涡的 径向扩张; Jenny 等人^[13]采用数值和实验方法研

究了轴流低压涡轮动叶片通道内涡系结构的非定常 变化,发现密封流可改变动叶进口气流角,拉伸近叶 根的马蹄涡。

综上所述,以上研究主要针对轮缘密封气流与 主流流场的气动性能开展研究,对于更加接近透平 叶片服役环境的轮缘密封气流对下游动叶冷却特性 的影响研究还有不足。本文基于在役燃气轮机服役 环境,采用 ANSYS CFX 软件求解 RANS 方程组,验 证了 SST 湍流模型的适用性,研究动静叶片间斜向 轮缘密封的封严效率,以及有/无气膜冷却时密封气 流对下游动叶片流场和温度场的影响。

1 计算模型与计算方法

1.1 计算模型

以某型重型燃气轮机为对象,研究透平动静叶 片间轮缘密封气流对下游动叶片流场、气膜冷却的 影响,第1级动静叶片计算模型如图1所示。动静 交界面位于密封流域与主流域交界面的上游,盘腔 上游侧为静止壁面,下游侧为旋转壁面,动静交界 面以冻结转子的方式连接,以旋转周期性边界设置 各通道周向交界面,计算域几何参数及边界设置如 图2所示。其中,*L*_{in}为计算域进口高度,*L*_{out}为计算 域出口高度,*b*_h为动叶端壁半径,*b*_s为动叶密封端 面半径,*W*_s为斜向封严结构出口宽度,*W*_t为盘腔上 端间距,*W*_b为盘腔下端间距,*α*₁为封严气流进口角 度,*α*₂为封严结构出口角度,计算模型几何参数如 表1所示。



rotor and stator blades



(b) 密封流域顶部几何参数示意



Fig. 2 Geometric parameters and boundary settings of computation domain

表 1	ìt	·笪樟	型几	.何	参数
-NC 1					

Tab. 1 Geometric parameters of computational model

参数	数值
计算域进口高度 L _{in} /mm	224.1
计算域出口高度 Lout/mm	196.5
动叶端壁半径 $b_{\rm h}/{\rm mm}$	1 238.7
动叶密封端面半径 $b_{\rm s}/{ m mm}$	1 227.9
斜向封严结构出口宽度 $W_{\rm s}/{ m mm}$	7.4
盘腔上端间距 W1/mm	46
盘腔下端间距 $W_{\rm b}/{\rm mm}$	62
封严气流进口角度 $\alpha_1/(\circ)$	27
封严结构出口角度 α ₂ /(°)	30

1.2 边界条件

数值计算时主流进口给定总温和流量,出口给 定平均静压,冷气进口给定流量和总温,动静叶片叶 身给定无滑移边界条件,密封气流量与主流进口流 量比(MFR)为0.25%,0.5%,0.75%和1%。计算 边界条件数值如表2所示。

表 2 边界条件

Tab. 2 Boundary condition

参数	数值		
转速/r·min ⁻¹	3 000		
主流进口流量/kg·s ⁻¹	11.61		
主流进口总温/K	1 693		
MFR/%	0.25,0.5,0.75,1		
密封气流进口总温/K	650		
主流出口静压/Pa	555 000		

1.3 计算方法及验证

采用 ANSYS CFX 软件求解 RANS 方程组,计算 时当连续方程、动量方程、能量方程的均方根残差小 于 10⁻⁶,且观测点参数保持不变时,认为计算收敛。 数值模拟过程中,封严气流入口为理想空气,主流流 体采用理想可压燃气,其分子动力粘性系数 μ 和热 传导系数 k 均采用萨瑟兰公式:

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S}$$
(1)

$$k = k_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S}$$
(2)

式中:粘性系数 μ_0 = 1.789 4 × 10⁻⁵ Pa·s;参考温度 T_0 = 273.15 K;热传导系数 k_0 = 0.026 1 W/(m·K); 萨瑟兰常数 S = 110.56;T—当地温度,K。

燃气比定压热容 c_x 采用多项式拟合:

 $c_{p} = a_{0} + a_{1}T + a_{2}T^{2} + a_{3}T^{3} + a_{4}T^{4}$ (3) $\vec{x} \oplus : \underline{\mathcal{H}} \triangleq \underline{\mathcal{H}} \And \underline{\mathcal{R}} \And a_{0} = 957. \ 110, a_{1} = 0. \ 237, a_{2} = 5. \ 141 \times 10^{-6}, a_{3} = -3. \ 392 \times 10^{-9}, a_{4} = -6.093 \times 10^{-12} \circ$

定义封严效率 ε 为:

$$\varepsilon = \frac{c - c_{\rm b}}{c_{\rm a} - c_{\rm b}} \tag{4}$$

式中:c_a—冷气进口示踪气体的质量分数;c_b—主流 进口示踪气体的质量分数;c—监测点示踪气体的质 量分数。

数值计算时计算域内主流为燃气,密封气流为 理想空气, $c_h = 0, c_a = 1$ 。

参考文献[14],在主流进口加入质量分数为 3%的 CO₂ 作为示踪气体,对不同封严结构和转速 条件下的透平级轮缘密封特性进行研究。本文建立 与文献[14]中轴向密封结构相同的几何模型,选取 径向高度(*r/b*)为0.958的位置验证计算模型和计 算方法的可行性。其中,径向高度为透平旋转半径 (5)

r与端壁半径b的比值。

无量纲流量的表达式为:

 $c_{\rm w} = \dot{m}/\mu b_{\rm s}$

式中: c_w —无量纲流量, \dot{m} —密封气体流量,kg/s; μ —封严气体动力粘度,Pa·s; b_s —密封端面半径,m。

图 3 给出了不同密封气体流量下,采用 k-Epsilon、 RNG k-Epsilon、k-Omega 和 SST k-Omega 4 种湍流模 型计算的特征点处的封严效率。SST k-Omega 模型 计算的封严效率与试验值吻合良好,验证了本文计 算方法的可行性,在文献[3]和[15]中,也验证了 SST k-Omega 模型对轮缘密封气动特性具有较高的 预测精度,因此,本文采用 SST k-Omega 湍流模型进 行数值计算。



图 3 不同湍流模型的封严效率计算值与试验值对比 Fig. 3 Comparison between computed and experimental sealing efficiencies of different turbulence models

采用7种不同数量的网格在无量纲流量 c_w为4 213时开展无关性验证,网格数量分别为511万, 721万,1018万,1293万,1605万,2042万和2997万。网格数量对封严效率的验证结果如图4 所示。与2997万网格计算所得的封严效率相比,前6套网格的相对偏差依次为1.52%,1.11%, 0.42%,0.03%,0.04%和0.01%。1293万网格的 封严效率与2997万网格已接近,为了平衡计算精 度和计算资源消耗,本文采用1293万网格开展研 究。计算模型近壁面第1层网格距离为0.01mm, 保证 y⁺能够满足湍流模型要求,考虑到网格敏感性 对计算结果的影响,进行数值计算时静叶流域网格 数为295万,动叶流域网格数为485万,密封流域网 格数为100万,前缘气膜冷却通道域网格数为413 万,网格总数约为1293万。



2 计算结果与分析

2.1 无前缘气膜冷却

图 5 给出了 4 种 MFR 下盘腔静止壁面上的封 严效率(取周向平均)随径向高度的变化,封严效率 随 MFR 的增大而增大,在 MFR 为 1% 时封严效率 *ε* 接近 1,盘腔内已基本封严。



图 5 不同径向高度位置的封严效率随 MFR 的变化 Fig. 5 Variation of sealing efficiency at different radial height positions with MFR

为了定量比较和分析有/无密封气流对动叶片 端壁温度分布的影响规律,以叶片端壁前缘至尾缘, 沿流向垂直交线取多个位置温度的平均值,起始位 置为叶片前缘点所对应的轴向位置,终止位置为叶 片尾缘点延伸轴向弦长的3%,如图6所示。





Fig. 6 Schematic diagram of endwall temperature analysis location

图 7 给出了端壁压力面侧和吸力面侧沿图 6 所 示的分析位置流向均值温度分布。



图 / 元削琢气膜冷却的场壁温度分布 Fig. 7 Temperature distributions of endwall without leading edge film cooling 如图 7 所示,有密封气流时,叶片端壁温度变化 显著的区域位于叶片前缘至沿流向约 40% 的位置, 再向下游发展,密封气流对端壁温度分布的影响较 小。从不同密封流量下平均温度分布曲线的包络面 积看,轮缘密封对叶片端壁吸力面侧的冷却作用强 于压力面侧的。在压力面侧,沿流向端壁温度逐渐 降低;在吸力面侧,沿流向0~25% 范围内,密封气 流使端壁温度降低,约 135 K,随后在 25%~40% 范 围内降低幅值逐渐减小。

图 8 为动静叶片轮缘间隙流出的密封气流流线 图,由图 8 可知,气流经过一定距离后脱离端壁壁 面,脱离位置在沿流向约 40% 弧长位置。图 9 为 MFR 为 1% 时动叶片端壁温度分布,由图可知,密封 气流也会降低上游静叶片端壁温度,在图 8 的密封 流线脱离位置后动叶端壁温度升高。



图 8 动静叶片轮缘间隙流出的密封气流流线图 Fig. 8 Streamlined diagram of sealing flow flowing out from rim clearance between rotor and stator blades



when MFR is 1%

由于密封气流与主流相互作用决定,密封气流 对动叶端壁及叶身的温度场影响主要集中在吸力面 侧,本文重点分析密封气流对叶片吸力面的冷却作 用。按照等弧长百分比的方式分别在叶顶和叶根处 吸力面侧布置9个位置点,如图10(a)中在平面叶 型上示意的s1~s9,对应点连线后投影至叶片表面, 形成如图10(b)所示的沿叶高方向的冷却效率分析 曲线。

为分析密封气流对叶片表面冷却特性的影响, 定义冷却效率 η:

$$\eta = \frac{T_{\rm in} - T_{\rm L}}{T_{\rm in} - T_{\rm c}} \tag{6}$$

式中:*T*_{in}一主流进口总温,K;*T*_L一壁面温度,K;*T*_c一 密封气流进口总温,K。

无前缘气膜冷却时流向不同位置的冷却效率分 布如图 11 所示,密封气流对冷却效率的提升随 M FR 增大而增大,沿叶高冷却效率先增大后减小,冷 却效率提升最大的位置在叶片吸力面 s5 附近,在此 位置,密封流气比 1% 无密封流条件下的冷却效率 提高了约 0.15。冷却效率最大提升位置沿流向不 断升高,沿叶高方向 s4 位置的冷却效率较高。

图 12 为不同 MFR 下动叶片吸力面侧流道内等 涡量面分布云图,其直观地反映流场内的流动结构。 由图可知,密封气流首先会加强叶片前缘根部马蹄 涡的强度,随后被卷入叶根部通道涡,从而增强此通 道涡的动量,导致通道涡向叶高方向偏移,马蹄涡的 强度增强程度和通道涡的上扬程度均与密封气流的 流量呈正相关性,靠近叶顶的通道涡强度与位置基 本不受密封气流的影响。



efficiency analysis curve



图 11 无前缘气膜冷却时流向不同位置的冷却效率分布

Fig. 11 Distributions of cooling efficiency at different flow direction positions without leading edge film cooling



Fig. 12 Distribution diagrams of equal vorticity surface on suction surface of rotor blade under different MFRs

2.2 有前缘气膜冷却结构

图 13 为有前缘气膜冷却时的端壁温度分布,与 图 7 的无前缘气膜冷却结构相比,压力面侧和吸力 面侧具有相似的现象,即 MFR 为 0.25% 时温度分 布没有明显变化,MFR 为 0.5%、0.75% 和 1% 时, 相比无气膜冷却时端壁压力面侧和吸力面侧温度降 低,最高降低约 35 K。对于密封气流对端壁面温度 的影响范围,有/无气膜冷却时无明显变化,均在沿 流向 40% 位置附近。

图 14 为有前缘气膜冷却时沿流向动叶片吸力 面各位置冷却效率分布曲线。前缘气膜冷却结构使 吸力面冷却效率提高,无密封气流时靠近前缘位置 冷却效率也提高 0.3 以上,沿流向气膜冷却作用减 弱。密封气流使前缘气膜冷却效果增强,强化作用 同样沿流向先增加后减小。对于位置 s6~s9,沿叶 高方向,密封气流使冷却效率升高,这与通道涡核位 置升高有关。





图 15 为有前缘气膜冷却时吸力面侧流道内等 涡量面分布云图。开展研究时采用的封严气体为理 想空气,叶片中部及上部冷却空气质量分数较大,代 表了前缘气膜孔排出流带来的理想空气组分变化, 轮缘密封气流影响了动叶片下通道涡范围内的涡系 结构。MFR 为0.25%时,密封气流对主流下通道涡 系的影响较弱;MFR 为0.5%及以上时,密封气流与 下通道涡在叶片前缘至尾缘弧长 40% 左右发生干 涉,图 15(e)给出了 MFR 为1%时下端壁附近通道 涡和气膜冷却流线的干涉情况,通道涡对密封气流 的发展形成一定的阻塞,相比小密封流量,密封气流 更多地到达动叶片端壁,提升了端壁的冷却效果。





图 14 有前缘气膜冷却时流向不同位置的冷却效率分布

Fig. 14 Distributions of cooling efficiency at different flow direction positions with leading edge film cooling



图 15 不同 MFR 下动叶片吸力面等涡量面分布图 Fig. 15 Distribution diagrams of equal vorticity surface on suction surface of rotor blade under different MFRs

3 结 论

(1)密封气流降低叶片端壁温度的区域位于叶 片前缘沿流向约40%弧长距离范围内。

(2)沿叶根至叶顶方向动叶片吸力面冷却效率 先增大后减小。

(3)密封气流对动叶片吸力面冷却效率提高最 大的位置为前缘至尾缘约50%弧长距离位置。

(4) 有前缘气膜冷却、MFR 为 0.5% 及以上时 密封气流可明显降低端壁温度。

参考文献:

- CHEW J W, HILLS N J. Computational fluid dynamics for turbomachinery internal air systems [J]. Philosophical Transactions: Mathematical Physical and Engineering Sciences, 2007, 365(1859):2587-2611.
- [2] 贾兴运,何立东,王文昊,等. 燃气轮机涡轮盘腔燃气入侵与封 严技术研究进展[J]. 热能动力工程,2021,36(6):1-8.
 JIA Xingyun, HE Lidong, WANG Wenhao, et al. Research progress of gas turbine hot gas ingestion and sealing technology[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2021,36(6):1-8.
- [3] 高 庆,李 军.间隙结构对轮缘密封封严性能及透平级气动 性能影响的数值研究[J].西安交通大学学报,2015,49(3): 25-31.

GAO Qing, LI Jun. Numerical investigations for effects of turbine rim seal configurations on sealing effectiveness and aerodynamic performance of turbine stage[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2015,49(3):25-31.

- [4] 高 庆,屈 杰,王 汀,等. 轮缘间隙出流对下游动叶端壁气 膜冷却特性的影响[J]. 动力工程学报,2021,41(5):374-379.
 GAO Qing, QU Jie, WANG Ting, et al. Effects of rim seal purge flow on film cooling charateristics of downstream rotor endwall[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2021,41(5): 374-379.
- [5] SANGAN C M, POUNTNEY O J, SCOBIE J A, et al. Experimental measurements of ingestion through turbine rim seals-Part III: Single and double seals [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(5):051011.
- [6] JIA Wei, LIU Huoxing. Numerical investigation of the interaction between upstream cavity purge flow and main flow in low aspect ratio turbine cascade [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(1):85-93.
- [7] JIA Wei, LIU Huoxing. Numerical investigation of the effect of rim seal on turbine aerodynamic design parameters and end wall flows in low aspect ratio turbine [J]. Computers & Fluids, 2013, 74:114-125.
- [8] 周 杨,牛为民,邹正平,等. 轮毂封严气体对高压涡轮二次流动的影响[J]. 推进技术,2006,27(6):515-520.
 ZHOU Yang, NIU Weimin, ZOU Zhengping, et al. Effects of coolant injection from rim seals on secondary flow in a high-pressure turbine
 [J]. Journal of Propulsion Technology,2006,27(6):515-520.
- [9] SCHREINER B D J, WILSON M, LI Y S, et al. Effect of purge on the secondary flow field of a gas turbine blade row [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142 (10):101006.

[10] 贾 惟. 轮毂封严与高负荷涡轮端区流动的非定常相互作用
[J]. 推进技术,2017,38(12):2674-2685.
JIA Wei. Unsteady interaction between purge flow and endwall flow in highly-loaded turbines[J]. Journal of Propulsion Technology,2017,38(12):2674-2685.

 [11] 陶加银,高 庆,宋立明,等. 涡轮轮缘密封非定常主流入侵 特性的数值研究[J]. 西安交通大学学报, 2014, 48 (1): 53-59.
 TAO Jiayin, GAO Qing, SONG Liming, et al. Numerical investiga-

tions on unsteady mainstream ingestion characteristics of turbine rim seals[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2014,48(1): 53 - 59.

- [12] 杨 帆,周 莉,王占学. 轮缘封严气流与主流涡系交互作用的非定常数值研究[J]. 推进技术,2019,40(2):315-323.
 YANG Fan,ZHOU Li, WANG Zhanxue. Unsteady numerical investigation on vortex interaction between rim seal flow and mainstream[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(2): 315-323.
- [13] JENNY P, ABHARI R S, ROSE M G, et al. Unsteady rotor hub passage vortex behavior in the presence of purge flow in an axial low pressure turbine [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(5):051022.
- [14] SANGANC M, ZHOU K N, OWEN J M, et al. Experimental measurements of ingestion through turbine rim seals - Part 1: Externally-induced ingress [R]. ASME GT2011 – 45310, New York: ASME, 2011.
- [15] 黄镜玮,付维亮,马国骏,等.受轮缘密封结构影响的1.5级 涡轮轮缘封严流与主流的相互作用以及轮缘密封间流动干扰[J].航空学报,2021,42(7):124549.

HUANG Jingwei, FU Weiliang, MA Guojun, et al. Interaction between 1.5-stage turbine rim seal purge flow and mainstream and flow interference between rim seals affected by rim seal structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42 (7): 124549.

(王治红 编辑)

超临界二氧化碳试验装置首次发电

美国西南研究院(SwRI)于2024年6月宣布,超临界发电厂(STEP)或STEP示范试验工厂首次使用超临界二氧化碳(sCO₂)电力循环发电。耗资1.69亿美元、容量为10 MW的sCO₂设施位于圣安东尼奥研究所,在GTI能源公司领导的一个项目中展示了新一代技术。SwRI表示,该试验工厂的涡轮机首次在260℃工作温度下达到了最高速度27 000转/分,并少量发电。该研究所表示,STEP团队将慢慢将工作温度提高到500℃,并产生5 MW的电力。与传统的蒸汽发电厂在动力循环中使用水作为热介质不同,STEP使用高温 sCO₂,利用其有利的热力学性能,可以将发电效率提高10%。STEP示范试验工厂是世界上最大的 sCO₂技术示范设施之一,然而,它的 sCO₂ 涡轮机械的尺寸大约是传统发电厂部件的十分之一,从而减少了新设施的物理占地面积和建设成本。

(孙嘉忆摘译自 https://www.powerengineeringint.com)