

# 燃气轮机无焰燃烧技术的研究进展

毛艳辉<sup>1</sup>, 徐 纲<sup>1</sup>, 房爱兵<sup>1</sup>, 侯乐毅<sup>2</sup>

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190; 2. 南京机电液压工程研究中心, 江苏 南京 210002)

**摘 要:** 燃气轮机无焰燃烧具有分布式火焰、低压力波动、低污染排放等特性, 总结了氧化剂温度、氧浓度和烟气循环率对无焰燃烧效果的影响, 以及无焰燃烧的多燃料适应性, 给出了适合无焰燃烧数值模拟的燃烧模型, 归纳了产物的停留时间和燃烧室尺寸对污染物排放的影响; 对国内外出现的燃气轮机无焰燃烧室进行了总结和可行性分析, 指出了下一步的研究重点是液体燃料无焰燃烧的基础研究和应用研究。

**关 键 词:** 燃气轮机; 无焰燃烧; 低污染排放; 分布式火焰

中图分类号: TK479 文献标识码: A

## 引 言

无焰燃烧的理论最早源于英国帝国理工学院的 Weinberg 在 1971 年提出的“超焓燃烧”的概念<sup>[1]</sup>, 1991 年 Wunning 在工业炉上依靠射流卷吸烟气实现了无焰燃烧<sup>[2]</sup>。目前无焰燃烧逐渐被引入到燃气轮机领域, 2005 年瑞典举行的无焰燃烧技术在燃气轮机和先进推进技术领域的研讨会上, 对无焰燃烧归纳出以下优点: (1) 不会产生热声不稳定性; (2) 极低的熄火极限; (3) 极低的  $\text{NO}_x$  排放; (4) 高效率的燃烧; (5) 分布式的火焰特性可以快速氧化  $\text{CO}$ ; (6) 均匀的出口温度场。但由于燃气轮机燃烧室的工作环境与工业炉有较大的差别, 不能将工业炉的无焰燃烧技术照搬到燃气轮机上, 其原因是: (a) 燃气轮机燃烧室近似一个绝热环境, 不像工业炉内有加热物料, 热量不断被吸收; (b) 燃气轮机燃烧室的过量空气系数较大, 燃烧产生的烟气中仍然有 15% 左右的氧, 工业炉燃烧室出口只有 3% 的氧含量; (c) 燃气轮机燃烧室处于加压燃烧状态, 工业炉燃烧室内为微负压; (d) 燃气轮机燃烧室内高温气体是为了对涡轮做功, 要尽量减少压力损失。

## 1 发展现状

燃气轮机无焰燃烧技术的发展主要在 2004 年以后, 综合考虑了工业炉与燃气轮机燃烧室特性的不同, 对燃烧室进行了一定改进, 通过烟气循环流动实现烟气与氧化剂的掺混, 以营造高温低氧的氛围。无焰燃烧器结构主要有以下几种型式。

### 1.1 EU 燃烧器

EU 燃烧器是 Siemens 公司根据 Wunning 的工业炉无焰燃烧器改进而成<sup>[3-4]</sup>, 如图 1 所示。EU 燃烧器入口处, 有一个杯状凹面, 其周围均匀布置有 12 个喷管深入燃烧室一定长度, 喷管长度根据要产生的回流区大小、压力损失、射流温度等因素可以调节, 空气从燃烧器头部凹面的背面, 沿径向布置的小孔进入喷管与燃料预混射入燃烧室, 由于射流受到燃烧室壁面的限制, 产生的涡团向燃烧室中心流动, 并回流至凹面的低压区, 与新鲜混合物掺混。

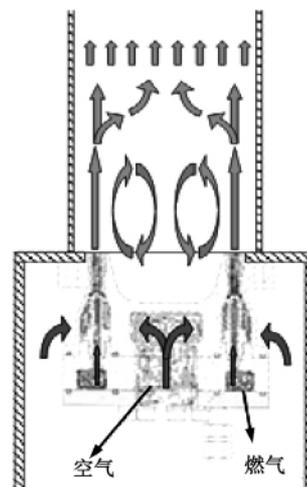


图 1 EU 燃烧器  
Fig. 1 EU burner

收稿日期: 2010-08-06; 修订日期: 2010-11-25

作者简介: 毛艳辉(1982-), 男, 河南扶沟人, 现就读于中国科学院研究生院博士研究生

### 1.2 UC 燃烧器

辛辛那提大学对 EU 燃烧器的研究表明<sup>[5]</sup>: 由于中心回流区是依赖壁面对射流的限制形成, 当射流速度增加时, 在壁面与射流之间形成的小漩涡区冲击中心回流区, 破坏已经形成烟气循环结构, 减弱烟气的掺混作用, 为此辛辛那提大学对此结构作了一定改进, 设计了 UC 燃烧器, 把喷嘴数量减为 6 个, 并将喷嘴倾斜一定的角度射入燃烧室, 空气从燃烧室底部经周向均匀布置的旋流孔射入燃烧室, 形成扩散燃烧, 如图 2 所示。

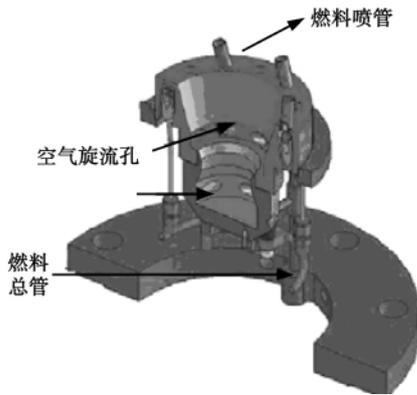


图 2 UC 燃烧器  
Fig. 2 UC burner

### 1.3 里斯本理工大学燃烧室

葡萄牙里斯本理工大学和以色列理工学院联合研制了一种无焰燃烧室<sup>[6]</sup>, 如图 3 所示, 空气由一条窄缝进入燃烧室后分为两股, 一部分垂直进入燃烧室, 另一部分经由壁面折流进入燃烧室, 这一部分空气同时起到冷却壁面的作用, 燃料以 45°角射入燃烧室内烟气回流区, 这种燃烧室的回流烟气量受到空气射流速度的影响, NO 排放可以达到 13.4 mg/m<sup>3</sup> 以下, 而且在不用额外冷却空气情况下, 燃烧室没有受到任何高温损坏或者变形扭曲。

### 1.4 德国航空航天中心无焰燃烧室

德国航空航天中心设计的无焰燃烧室为圆柱形结构<sup>[7]</sup>, 如图 4 所示。试验中为了便于激光诊断, 把圆柱形改为六边形结构, 燃烧室内外壁之间有冷空气夹层, 燃烧室头部沿周向均匀布置有 12 个空气燃气同轴预混喷嘴, 在燃烧室上游还布置了一个点火器用于启动燃烧。燃烧时, 产生的烟气由于受到燃烧室壁面和渐缩出口的影响, 会在燃烧室中心形成一个大回流区。燃烧室内流场结果与 EU 燃烧器和 UC 燃烧器相似, 只是把出口改进为渐缩型结构, 一

方面可以强化掺混, 另一方面延长燃烧产物在燃烧室内的停留时间。

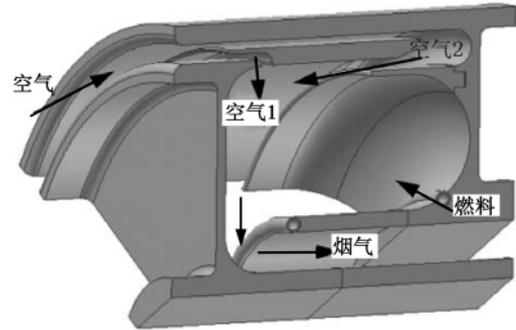


图 3 里斯本理工大学燃烧室  
Fig. 3 Technical University of Lisbon combustor

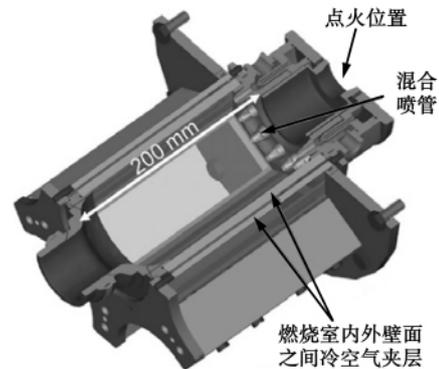


图 4 德国航空航天中心无焰燃烧室  
Fig. 4 German Aeronautics and Astronautics Center flameless combustor

### 1.5 美国佐治亚理工大学滞止点回流燃烧室

该型燃烧室结构简单, 为一个直径为 70 mm, 长度为 348 mm 的石英管, 一端开口, 另一端封闭, 开口端布置有燃料与空气入口通道, 入口通道外即是环形烟气出口通道, 当燃料与空气混合气流达到封闭端后, 滞止回流, 高温烟气在出口端被高速射流卷吸掺混<sup>[8]</sup>, 如图 5 所示。由于该结构简单, 便于观察, 可以观察到无焰燃烧是一种抬升火焰。因为常规燃烧时, 燃料在喷嘴出口处浓度较高, 所以在接近喷嘴处温度较高; 无焰燃烧喷嘴处氧化剂被稀释, 是一种抬升火焰。

### 1.6 烟气周期性循环燃烧室

德国慕尼黑工业大学研制的烟气周期性循环燃烧室利用两组布置在预燃室周围的预混通道, 切向进入燃烧室, 前一组燃烧产生的烟气进入后一组新鲜气混合物中, 在出口处设置了燃尽室, 从结构上可

可以看出该燃烧室内烟气与新鲜气混合更加充分,利于无焰燃烧的形成<sup>[9]</sup>,如图6所示。研究发现,前面几种无焰燃烧室可以将 NO 降低到 13.4 mg/m<sup>3</sup>,而该燃烧器可以将 NO 降低到 1.34 mg/m<sup>3</sup>。

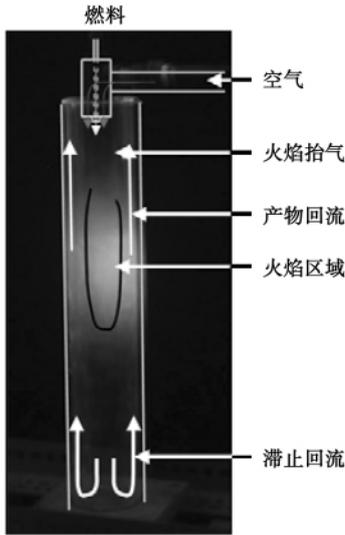


图 5 美国佐治亚理工大学滞止点回流燃烧室  
Fig. 5 American Georgia Institute of Technology stagnation point reverse flow combustor

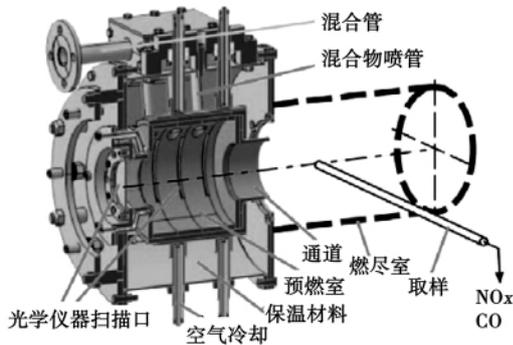


图 6 烟气周期性循环燃烧室  
Fig. 6 Flue gas periodical circulation combustor

1.7 无焰驻涡再热燃烧器

该燃烧器是无焰燃烧和驻涡燃烧技术的结合<sup>[10]</sup>,如图7所示,当主流空气与燃料混合物进入燃烧室后,可以在凹腔中产生漩涡,而凹腔内布置有切向与轴向的空气进口,使凹腔内气体沿周向流动,在切向与轴向空气入口的中间,沿圆周布置有6个燃料进口,改变轴向与切向空气入口的速度可以调整凹腔内漩涡的运动特性,同时加强与主流方向掺混进来的燃烧产物的掺混。在主流方向中间位置有一个星状体,是对主流方向的气体产生一个扰动作

用,加强与凹腔内气体的掺混;布置在凹腔周围的挡板与切向的空气相互作用,可以在凹腔内形成二次回流区域,稳定凹腔内的燃烧。研究表明:通过调整凹腔内空气轴向与切向射流的速度、凹腔内与主流方向空气流量的分配,对减少凹腔产生的热声不稳定性有一定的抑制作用。

1.8 以色列理工学院无焰燃烧室

以色列理工学院以航空发动机单管燃烧室为原型,通过化学反应器模型设计了新型的无焰燃烧方案<sup>[11]</sup>,如图8所示,空气在燃烧室入口处分为两股,一次空气从中间射入燃烧室,在空气射流两侧各产生一个烟气低速回流区,燃料直接射入回流区内进行燃烧,燃烧产物一部分继续在回流区内循环,另一部分在出口处与二次通道内空气混合排出燃烧室,燃烧室散热依靠火焰筒壁面安装的复合金属翅片来完成。

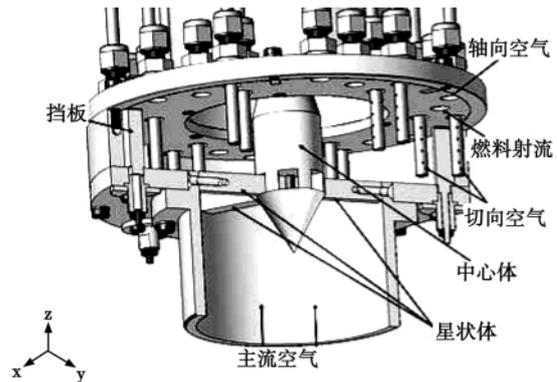


图 7 无焰驻涡再热燃烧器  
Fig. 7 Flameless vortex-trapped reheater

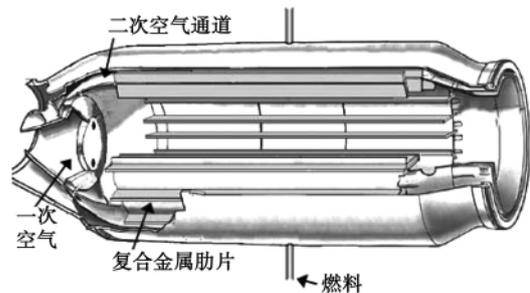


图 8 以色列理工学院无焰燃烧室  
Fig. 8 Israel Institute of Technology flameless combustor

1.9 工程热物理所无焰燃烧器

中科院工程热物理所设计的无焰燃烧器如图9所示,该燃烧器与德国航空航天中心燃烧器原理接

近头部有一个杯状回流区,气体从筒形燃烧室后部的进气孔进入,经双层石英壁中间夹层流入头部空气室,然后折流进入空气喷管,燃料喷管位于空气喷管内,是同轴结构,可以实现扩散、预混、部分预混燃烧,燃烧室出口处有掺混孔,可以调整出口温度场分布<sup>[12]</sup>。

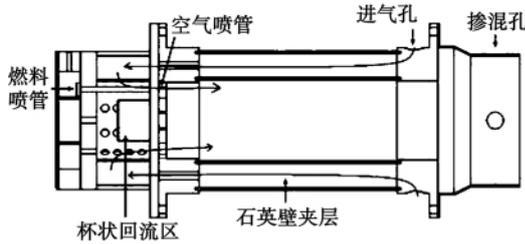


图9 工程热物理所无焰燃烧器

Fig. 9 Engineering Thermophysics Research Institute flameless burner

## 2 各种因素对无焰燃烧的影响

### 2.1 氧化剂

无焰燃烧对氧化剂提出了两个要求<sup>[13]</sup>:反应前氧化剂的温度超过燃料的自点燃温度;燃烧室内最高温度与氧化剂温度之差的要小于燃料的自点燃温度,否则不能被看作是无焰燃烧。文献[12]对一种富氢燃料的研究表明:氧化剂温度要大于燃料在当地环境下(包含氧浓度、当量比、压力等因素)的自点燃温度才能保证无焰燃烧的发生,氧化剂温度越高,越有利于无焰燃烧的形成;当氧化剂温度大于1000 K,该富氢燃料可以在任何氧浓度下燃烧;又因为CO与NO的控制是相互矛盾的,当氧浓度为8%~12%,二者有一个较好的平衡;同时发现,氧浓度和温度的变化会引起燃烧稳定性的变化,随着氧化剂中氧浓度降低,燃烧室中震荡能量的峰值有所增加,因为氧浓度降低使分子碰撞难于发生,但是随着氧化剂温度的增加,震荡能量峰值开始下降,说明氧化剂温度升高有利于保持无焰燃烧的稳定。

### 2.2 烟气循环率

Wunning等人用 $K_v$ 对烟气循环率提出了定义<sup>[14]</sup>则:

$$K_v = M_E / (M_F + M_A) \quad (1)$$

式中: $M$ —质量流量;下角标 $E, F, A$ 分别表示烟气、燃料、空气。

图10、图11分别为随着烟气循环率变化燃烧室内火焰的过渡关系和实验照片: $K_v < 0.3$ 时,循环烟气量较小,为常规燃烧, $K_v > 0.5$ 之后不能再形成稳定的火焰,火焰会逐渐向不稳定的抬升火焰过渡。当 $K_v \geq 3$ 时,氧浓度将被稀释到10%左右,若氧化剂的温度在燃料自燃点以上,则可以实现稳定的无焰燃烧;若此时氧化剂温度在燃料的自燃点以下,燃烧将不能发生,文献[4]拟合出了无焰燃烧时燃烧室温度的计算公式,根据温度和NO生成量的关系,可以估算出NO的生成量范围,得:

$$T_{ad} = T_m + \frac{2000}{K_v + 1} \quad (2)$$

式中: $T_m$ —烟气、燃料、空气混合后未燃时氧化剂的温度; $T_{ad}$ —燃烧室最终温度。

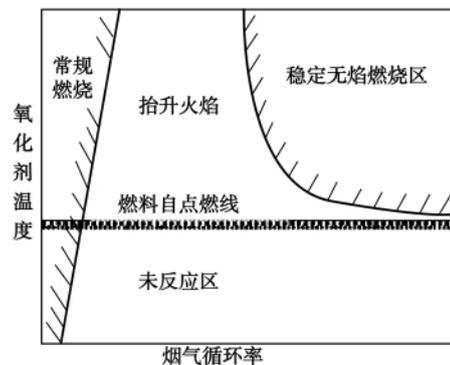


图10 火焰随氧化剂参数变化情况<sup>[14]</sup>

Fig. 10 Change of flame with parameters of the oxidation agent

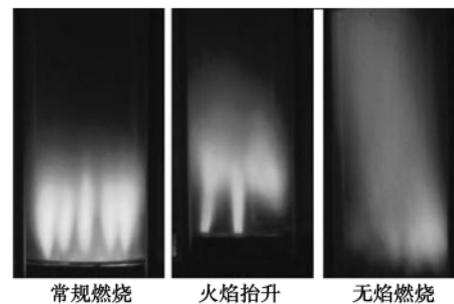


图11 无焰燃烧试验照片<sup>[12]</sup>

Fig. 11 Photo of a flameless combustion test

### 2.3 燃料种类

文献[5]对8种燃料(丁烷、壬烷、正己烷、某航空燃料、丙烷、液态丙烷、甲苯、戊烷)发光强度的标准偏差、污染物排放、未燃碳氢排放在不同当量比下分布特性做了比较,发现8种燃料在无焰燃烧状态

下的具有相似分布曲线,这说明无焰燃烧具有多燃料适应性。对于富氢燃料,在常规燃烧中,由于氢气相比碳氢燃料具有火焰传播速度大、高反应速率等特点,所以会引起燃烧室内局部热点、不稳定性增强等现象,但在无焰燃烧中,由于氧浓度很低,可以减缓氢气的反应速率,文献[12]认为,由于氢气的加入产生了 H、O 原子和 -OH,与甲烷混合后加快了甲烷的燃烧速率,缩短碳氢燃料与氢气间的点火延迟时间、反应速率差异。文献[5,12,15]都表明,氢气的存在降低了燃料达到无焰燃烧状态需要的氧化剂温度,缩短点火延迟时间,同时抬升火焰的高度降低。

#### 2.4 燃烧模型

由于无焰燃烧处于低氧环境,所以化学反应速率较低,此时的湍流-化学反应相互作用是模拟无焰燃烧的关键因素,文献[16]采用层流稳态小火焰面模型进行了模拟,把结果与文献[17]的实验进行了对比发现,层流小火焰面模型虽定性反应了无焰燃烧的特征,但在具体量上还存在较大的差异,主要是无焰燃烧中停留时间的作用被低估了,而且小火焰面模型不能很好的描述 NO 的形成。文献[18~19]比较了 EDC (Eddy Dissipation Concept) 模型、EDM (Eddy Dissipation Model) 模型、PDF (Probability Density Function) 模型,并和实验结果进行了对比,认为 PDF 和 EDM 模型都不能得到很好的结果,EDC 模型考虑了湍流和有详细机理的化学反应的相互作用,可以得到相近的结果。文献[20]在无焰燃烧的温度场上进行了  $Da$  数 (Damkohler Number) 划分,如图 12  $Da$  数表示湍流流动时间  $\tau_{flow}$  与化学反应时间  $\tau_{chem}$  的耦合程度,则:

$$Da = \tau_{flow} / \tau_{chem} \quad (3)$$

其中,当  $Da \gg 1$  时,表示化学反应速率无限快,远远大于流体的混合程度,大部分燃气轮机燃烧室都处于  $Da \gg 1$  的情况;当  $Da \ll 1$  时,反应受化学反应控制;从图中可以看到,无焰燃烧时的  $Da$  数处于从 0.1 到 10 的区间内,说明无焰燃烧要同时考虑湍流混合和化学反应,这也许是采用 EDC 模型相对准确的原因。

#### 2.5 停留时间

文献[21]用 Chemkin3.6 软件对甲烷为燃料的无焰燃烧产物在高温区的停留时间进行了研究,采用了两个 PSR 反应器,第一个反应器作为烟气发生器,主要产生高温烟气,第二个反应器使高温烟气与空气、燃料混合进行反应,分别应用 GRI3.0 机制和

Miller Bowman 机制进行模拟<sup>[22~23]</sup>,共模拟了 0.1、1、2 MPa 压力下的反应,停留时间从 1 到 15ms。结果表明:不同压力下,停留时间增加都会导致  $NO_x$  浓度增加,但高压时的增长速率缓慢,这是因为高压状态下  $NO_x$  生成速率较快,反应完全后对压力变化就不敏感,  $N_2O$  则随着停留时间延长而减少。两种机制对 NO 的预测的结果相差较大,对 CO 的预测结果非常接近,CO 量随着停留时间增加而减少。但在压力 2 MPa,停留时间 15 ms 时,NO、CO 生成量分别为  $13.4 \text{ mg/m}^3$  和  $12.5 \text{ mg/m}^3$ 。

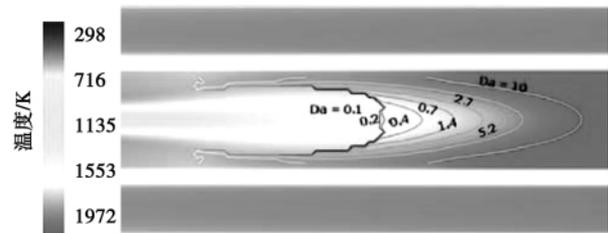


图 12 无焰燃烧温度场的  $Da$  数分布

Fig. 12  $Da$  number distribution of a flameless combustion temperature field

#### 2.6 燃烧室结构

德国航空航天中心设计的无焰燃烧室与 UC 和 EU 燃烧室相比,其出口为渐缩型,这可以强化烟气回流,并延长燃烧产物在燃烧室内的停留时间,但研究表明<sup>[7]</sup>:渐缩型出口与圆柱形出口对 NO 的影响不大,而对 CO 则有轻微影响。燃烧室直径的大小对燃烧室内回流区有着影响<sup>[7]</sup>,燃烧室直径大,不利于形成稳定的回流区,熄火当量比也会增大,而且,氧化剂喷管出口位置不能距离燃烧室壁面太近,否则烟气受壁面限制向燃烧室中心流动,破坏已经形成的回流区。文献[16]对同轴射流喷嘴分别以预混、扩散、部分预混燃烧三种组织燃烧的方式进行了比较,发现燃烧室内的回流区与几何流场结构是相似的,但是预混结构由于在通道内燃料与空气就已经进行掺混,可以形成更加均匀的温度场分布,NO 的生成量也小于扩散与部分预混结构的喷嘴。

### 3 存在的问题及前景分析

(1) 滞止点回流燃烧室在滞止状态时,会使压力和温度的急剧升高,还会增大压力损失;而且出口的高温会损坏进口的喷嘴等设备,并不适合用于燃气轮机,但由于结构简单,可以作为机理研究的试验

装置;无焰驻涡燃烧器中心布置的星状体虽然有利于掺混,但其阻挡作用可能会产生压力波动,并增加压力损失,但其将无焰与驻涡两种燃烧技术的结合将是一个新的研究思路;以色列理工学院的燃烧室只是用 Chemkin 软件的模拟结果,实际燃烧效果需要试验的验证;其它无焰燃烧器通过合理的结构布置,可以应用于燃气的地面燃气轮机。

(2) 文献[5]发现:燃气轮机在慢车状态下,由于燃烧室油量减小,燃烧室温度降低,燃烧产物中空气量相对增多,通过烟气回流无法达到无焰燃烧要求的氧化剂条件,所以无焰燃烧还无法用于航空燃气轮机。

(3) 液体燃料由于贫油熄火油气比相对较小,更适宜于恶劣环境中的燃烧,故航空燃气轮机一般都采用液体燃料。米兰理工大学已经开始了对液体燃料无焰燃烧的基础研究<sup>[24]</sup>。

#### 参考文献:

- [1] WEINBERG F J. Combustion temperatures: the future [J]. *Nature*, 1971, 233: 239 - 241.
- [2] WÜNNING J A. Flammenlose oxidation von brennstoff mit hochvorgewärmter luft [J]. *Chem. Ing. Tech.* 1991, 63(12): 1243 - 1245.
- [3] LI G Q, EPHRAIM J, GUTMARK. Experimental study of flameless combustion in gas turbine combustors [C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada: AIAA 2006 - 546: 1 - 15, 2006.
- [4] WÜNNING J A, WÜNNING J G. Flameless oxidation to reduce thermal NO formation [J]. *Prog. Energy Combust. Sci.* 1997, 23: 81 - 94.
- [5] ERWANN G, MICHAEL C, EPHRAIM G. Application of flameless combustion for gas turbine engines [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Florida: AIAA 2009 - 225, 2009.
- [6] MELO M J, SOUSA J M M. Experimental investigation of a novel combustor model for gas turbines. [J]. *Journal of Propulsion and Power* 2009, 25(3): 609 - 617.
- [7] RAINER L, WOLFGANG M, MANFRED A. FLOX® Combustion at high pressure with different fuel compositions [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* 2008, 130(1): 011505 - 1, JANUARY.
- [8] YEDIDIA N, YOAV W. Ultra low emissions Combustor with non-premixed reactants injection [C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 2005, Arizona AIAA, 2005 - 3775, 2005.
- [9] JOCHEN R K, THOMAS S. Lean blowout limit and NO<sub>x</sub> production of a premixed sub - ppm NO<sub>x</sub> burner with periodic recirculation of combustion products [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* 2006, 128: 247 - 254.
- [10] GUTMARK E J, PASCHEREIT C O. Combustion noise in a flameless trapped-vortex reheat burner [C]//13th AIAA/CEAS Aero Acoustics Conference 28th AIAA Aero acoustics Conference, AIAA 2007 - 3697, 2007.
- [11] LEVY Y, ARVIND R G, SHERBAUM V. Chemical kinetic and thermodynamics of flameless combustion methodology for gas turbine combustors [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati: AIAA 2007 - 5629, 2007.
- [12] 吕 焯. 适用于微小型燃气轮机富氢燃料的无焰燃烧技术 [D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2010.  
LU Xuan. Flameless combustion technology applicable for hydrogen-enriched fuels in small-sized gas turbines [D]. Beijing: Doctoral Dissertation, Postgraduate School, Chinese Academy of Sciences, 2010.
- [13] CAVALIERE A, JOANNON M. MILD combustion [J]. *Progress in Energy and Combustion Science* 2004, 30(4): 329 - 366.
- [14] MILANI A, WÜNNING J G. Flameless oxidation technology [J]. *Advanced Combustion and Aerothermal Technologies NATO Science for Peace and Security Series C: Environmental Security*, 2007(6): 343 - 352.
- [15] PARENTE A C, GALLETTI L, TOGNOTTI. Effect of the combustion model and kinetic mechanism on the MILD combustion in an industrial burner fed with hydrogen enriched fuels [J]. *International Journal of Hydrogen Energy* 2008, 33: 7553 - 7564.
- [16] COELHO P J, PETERS N. Numerical simulation of a mild combustion burner. [J]. *Combust Flame* 2001, 124: 503 - 518.
- [17] PLESSING T, PETERS N, WÜNNING J G. Twenty-seventh symposium (Int.) on combustion [J]. *The Combustion Institute, Pittsburgh, PA*, 1998: 3197 - 3204.
- [18] CHRISTO F C, DALLY B B. Modelling turbulent reacting jets issuing into a hot and diluted coflow [J]. *Combustion and Flame*, 2005, 142: 117 - 129.
- [19] DALLY B B, KARPETIS A N, BARLOW R S. Structure of turbulent non-premixed jet flames in a diluted coflow [J]. *Proceedings of the Combustion Institute* 2002, 29(1): 1147 - 1154.
- [20] CHIARA G, ALESSANDRO P, LEONARDO T. Numerical and experimental investigation of a mild combustion burner [J]. *Combustion and Flame* 2007, 151: 649 - 664.
- [21] MOHAMED H, HMAÏED B, MOHAMED S. Comparison and parametric study of flameless oxidation in a Gas turbine using Two kinetics mechanisms [J]. *American Journal of Environmental Sciences* 2008, 4(5): 535 - 543.
- [22] MILLER J A, BOWMAN C T. Mechanism and modeling of nitrogen chemistry in combustion [J]. *Prog Energy Combust. Sci.* 1989, 15: 287 - 338.
- [23] SMITH G P, GOLDEN D M, FRENKLACH M, et al. Current and future releases of GRI-Mech [EB/OL]. <http://www.me.berkeley.edu/gri-mech>.
- [24] DERUDI M, ROTA R. Experimental study of the mild combustion of liquid hydrocarbons [C]//33rd International Symposium on Combustion, Beijing, 2010.

燃气轮机无焰燃烧技术的研究进展 = **Advances in the Study of Gas Turbine Flameless Combustion Technology** [刊, 汉] MAO Yan-hui, XU Gang, FANG Ai-bing ( Engineering Thermophysics Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 100190), HOU Le-yi ( Research Center of Nanjing for Electromechanical Engineering Projects, Nanjing, China, Post Code: 210002) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26(5). - 501 ~ 506

The flameless combustion in gas turbines is characterized by its distributed flame, low pressure fluctuations and low pollution emissions etc. The authors summarized the influence of the temperature of the oxidization agent, oxygen concentration and flue gas circulation rate on the flameless combustion effectiveness as well as adaptability of flameless combustion to multi-fuels. Combustion models applicable for numerically simulating flameless combustion were given and the influence of the residence time of the product and sizes of the combustion chamber on the pollutant emissions was summed up. A summarization and feasibility analysis were performed of the flameless combustion chambers for gas turbines appeared worldwide and the base and application study on flameless combustion of liquid fuels were pointed out to be the focus for future studies. **Key words:** gas turbine, flameless combustion, low pollution emissions, distributed flame

尾迹对涡轮动叶气膜冷却影响的三维非定常数值模拟 = **Three-dimensional Unsteady Numerical Simulation of the Influence of the Wake on the Air-film Cooling of the Rotating Blades of a Turbine** [刊, 汉] YUAN Feng, ZHANG Cai-wen, HUANG Hai-zhou ( Power Research Institute, Hubei Provincial Electric Power Experiment Academy, Wuhan, China, Post Code: 430077), ZHU Xiao-cheng ( College of Mechanical and Power Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai, China, Post Code: 200030) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26(5). - 507 ~ 512

By using a numerical calculation method, a three dimensional unsteady numerical simulation was performed of the flow field and air-film cooling efficiency of rotating blades of a turbine with pre-guide stator blades. In this connection, the influence of the unsteady wake of the stator blades on the flow field around the air-film holes of the rotating blades of the turbine and the cooling efficiency was also studied. It has been found that at different phase positions of the rotor and stator blades, the presence of the wakes changes the distribution of the incoming flow from the inlet of the rotor blades of the turbine along the circumferential direction and produces a periodical influence on the mixing and diluting flow field of the jet and main flow, forcing the air-film cooling efficiency of the pressure surface fluctuated to a certain extent at different times while that of the suction surface fluctuated to a relatively small extent. **Key words:** gas turbine, unsteady wake, rotating turbine blade, air-film cooling, flow field, numerical simulation

复合角双射流气膜冷却的研究 = **Study of the Air-film Cooling of a Dual-jet-flow with a Composite Angle** [刊, 汉] WANG Zhan, LIU Jian-jun, AN Bai-tao, ZHANG Chao ( Engineering Thermophysics Research Institute,