

某航空发动机燃烧室天然气湿燃烧数值模拟研究

李威¹, 张哲巅²

(1. 中国科学院大学, 北京 100049; 2. 中国科学院先进能源动力重点实验室(工程热物理研究所), 北京 100190)

摘要: 针对某型航空发动机燃烧室, 探究将其改造为天然气湿燃烧低污染燃烧室的可行性。采用计算流体力学方法, 研究了压力(1~2.33 MPa)、空气预热温度(510~790 K)及加湿比例(0~2.0)对温度分布、污染物排放的影响。通过 Chemkin 软件进行参数化计算, 对全局当量比进行补偿, 以确保燃烧室出口温度均达到设计值。计算结果表明: 高压工况下, 火焰向燃烧室出口方向延伸, 导致出口径向温度分布恶化, 其中, 压力 2.33 MPa 时 NO_x 排放量是常压下的 10 倍; 较高的空气预热温度将导致 NO_x 排放量增加, 但同时可能有利于消除局部高温区; NO_x 排放量随加湿比例的提高单调下降, 但 CO 质量浓度表现出先降后增的趋势; 无当量比补偿时 NO_x 质量浓度偏差最高达到 90.7%; 综合考虑 NO_x 和 CO 的排放特性, 改造后燃烧室最佳燃料加湿比为 1.5。

关键词: 燃烧室; 当量比补偿; 压力; 空气预热温度; 加湿比例; 污染物排放

中图分类号: TK472

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlge.2021.05.019

[引用本文格式] 李威, 张哲巅. 某航空发动机燃烧室天然气湿燃烧数值模拟研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(5): 126-133. LI Wei, ZHANG Zhe-dian. Numerical investigation on a jet-engine combustor fueled by humidified natural gas[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(5): 126-133.

Numerical Investigation on a Jet-engine Combustor Fueled by Humidified Natural Gas

LI Wei¹, ZHANG Zhe-dian²

(1. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 100049; 2. Key Laboratory of Advanced Energy and Power, Chinese Academy of Sciences(Institute of Engineering Thermophysics), Beijing, China, Post Code: 100190)

Abstract: The feasibility for a certain aero-engine combustor to be remodeled into a natural gas combustor is explored. The effects of pressure, air preheating temperature and humidification ratio on temperature field and pollutants emission were studied by means of computational fluid dynamics. Working conditions are pressure 1~2.33 MPa, temperature 510~790 K and humidification ratio 0~2.0, respectively. Compensation for total equivalence ratio against outlet temperature deviation, which is caused by changing working conditions, is considered. This ensures desired outlet temperature. The results show that under high pressure condition, the flame extends towards the combustion chamber exit, resulting in worse radial temperature distribution at the exit, and NO_x emission at 2.33 MPa is 10 times as much as that at atmosphere condition. The increase of air preheating temperature will lead to the increase of NO_x emission, but the elimination of local high temperature zone is observed. Fuel humidification always has a beneficial effect in emissions reduction, while the mass concentration of CO emission decreases first and then increases with the increase of humidification ratio. The NO_x emission deviation reaches 90.7% without equiva-

收稿日期: 2020-07-13; 修订日期: 2020-08-19

基金项目: 国家科技重大专项(2017-I-0009-0010)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-I-0009-0010)

作者简介: 李威(1995-), 男, 河南鹿邑人, 中国科学院大学硕士研究生。

通讯作者: 张哲巅(1978-), 男, 河北石家庄人, 中国科学院先进能源动力重点实验室(工程热物理研究所)研究员。

lence ratio compensation. Considering the emission characteristics of NO_x and CO, the optimum humidification ratio of the modified combustor is 1.5 in this case.

Key words: combustor, equivalence ratio compensation, pressure, air preheating temperature, humidification ratio, pollutant emissions

引言

航改型燃气轮机^[1]是以飞机发动机为蓝本改造而来,自60年代开始兴起。航改燃气轮机具有快速启动的优点,适用于调峰和紧急发电。航改舰船用燃气轮机要求强大的动力,在设计时不太关注污染物排放;而地面固定式燃气轮机,特别是发电用燃气轮机,需要遵守日趋严格的排放标准^[2-3],因此,对航空发动机进行改造时,排放特性需要重点关注。

数值模拟是燃烧室设计的常用手段,Perpignan A等人^[4]采用实验结合数值模拟的方法研究了一种涡轮级间燃烧室柔和燃烧的排放特性,参考Melo M J等人的工作^[5],对数值计算结果进行处理后得到回流比,并且评估了其温度场、 Da 数等,为之后建立化学反应网络(Chemical Reaction Network, CRN)模型预测排放特性提供依据。Levy等人^[6]模拟研究了回流区半径、燃烧室半径、空气及燃料射流位置、射流速度和射流角度等因素对污染物排放的影响,最终获得了一种 NO_x 低于 15 mg/m^3 ,CO低于 44 mg/m^3 ,压降低于5%的几何配置。Pan G等人^[7]数值模拟了某燃油环管型燃烧室的压力以及其他操作条件对燃烧性能和排放特性的影响,其研究的压力范围在为 $1.11 \sim 2.02 \text{ MPa}$ 。付忠广等人^[8]数值分析了某型重燃环形燃烧室内的 NO_x 生成,采用了 $\text{RNG } k-\varepsilon$ 模型模拟湍流流动;采用涡耗散概念模型(EDC)模拟燃烧过程,对旋流器进行简化,对燃烧器及凸台区域进行局部网格加密,经过简化的网格数量约为90万,简化后的模型能够保证计算精度。

在加湿燃烧方面,肖俊峰等人^[9]建立了某燃气轮机燃烧室的全尺寸三维模型,模拟表明空气湿化使 NO_x 排放量降低;扩散燃烧模式下,出口温度分布随含湿量增加而改善,预混燃烧模式则相反。杨承等人^[10]数值研究了某现役F级燃气轮机环管型燃烧室采用燃料预混水蒸气燃烧方式的效果,结果

表明当蒸汽预混比从 $R_f = 0$ 增大到 $R_f = 0.5$ 时,出口 NO_x 平均质量浓度下降超过50%,出口温度下降12 K,同时火焰变长。Göke S等人^[11]研究了空气加湿对预混燃烧器和RQL燃烧器的影响,分析发现,无论哪一种燃烧器,空气加湿对形成 NO_x 的3种路径(热力型、 N_2O 和NNH路径)均有显著抑制作用。

现有的燃料加湿研究在选取确定工况时,一般不考虑蒸汽带来的燃烧室出口温度下降效应,而当燃料加湿比例升高到一定程度之后,将引起较为可观的烟气温度的下降,从而降低做功能力^[12]。实际上,燃气轮机运行时,流量、燃空比等参数是通过反馈-控制系统动态调整的,对此,本文在设计工况时,通过Chemkin软件预先计算全局当量比,确保所有工况出口温度都达到设计值(下称当量比补偿),在此条件下通过计算流体力学方法研究几个关键参数对燃烧特性和排放特性的影响。

1 研究对象

某型号航空发动机^[13]是一种小涵道比涡轮风扇发动机。典型工况下,总进气流量为 112 kg/s ,涵道比为0.6,内涵道空气流量为 70 kg/s ,其中约20%用来冷却,也就是说进入燃烧室的空气流量为 56 kg/s 。

1.1 三维模型

图1是参考燃烧室实物测量建立的环形燃烧室三维模型轴截面图。原型机燃用的是液体燃料,在进行燃天然气改造时,只对燃料喷嘴重新设计,忽略燃料供应管从燃烧室外壳插入对流场的影响。

1.2 燃料喷嘴设计

燃气轮机燃料喷嘴出口射流速度约为 100 m/s ^[14]。喷嘴头部壁面圆周均匀分布18个射流孔,每个射流孔直径为2 mm,如图2所示。此外,射流孔轴线与喷嘴轴线存在 60° 夹角,并且与射流孔所在喷嘴轴截面夹角为 18.8° ,这样,燃料射流出口速度既有轴向和径向分量,又有切向速度分量,有利于燃料在燃烧室中更好地分布。

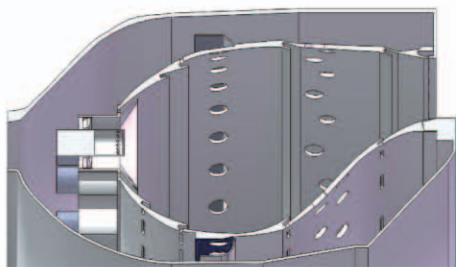


图 1 燃烧室三维模型轴截面图

Fig.1 Axial section of 3D model of the combustion chamber

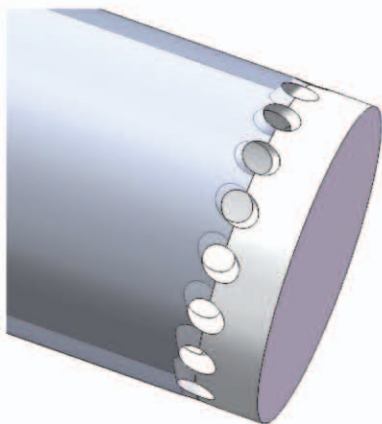


图 2 燃料喷嘴

Fig.2 Fuel nozzle

2 几何模型和网格划分

该环形燃烧室沿圆周共设 28 个喷嘴,为了减少全尺寸模拟带来的巨大网格数量和计算资源消耗,网格采用周期性边界条件。根据其几何结构特点,为保证主要进气孔的空气分配比例,计算域应选取 2 个喷嘴,即环形燃烧室的 1/14。气膜冷却孔由于数量多、孔径小,全部按照等面积原则简化为圆头矩形孔。采用 Fluent Meshing 将流体域划分为多面体网格,对于旋流叶片、火焰筒壁面空气孔等梯度大的部位进行加密,部分网格和局部加密情况如图 3 所示。

为验证网格无关性,分别生成了单元 (cell) 数为 356 万、483 万和 588 万的网格文件,图 4 为不同网格无关性验证结果。图中横坐标是旋流喷嘴棱锥形扩张段出口平面距离下边缘的位置,纵坐标为相应位置对应的 CH_4 摩尔分数,显然,随着网格数量的

增加,3 条曲线重合度变高,根据文献[15]采用的网格收敛规则,可以认为网格达到收敛。因此,在热态计算时,选取单元数为 483 万的网格,在节约计算成本的同时能够保证计算精度。

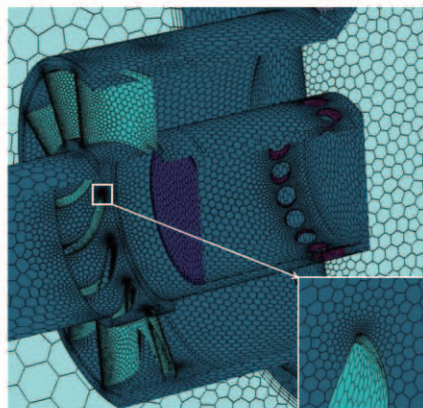


图 3 网格划分和局部加密

Fig.3 Mesh generation and local refinement

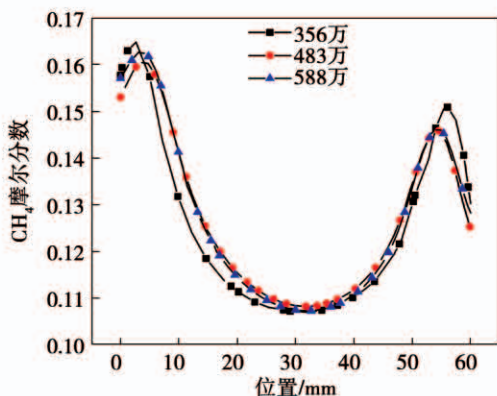


图 4 网格无关性验证

Fig.4 Grid independence verification

3 数值模拟

3.1 计算设置

采用 ANSYS Fluent 软件模拟流动和燃烧情况。选取 $\text{realizable } k-\varepsilon$ 湍流模型来预测燃气轮机工况的流场,壁面函数选用 Scalable Wall Functions,该类型壁面函数对网格近壁面划分要求较低,适合几何结构复杂的非结构网格。燃烧模型方面,采用有限速率/涡耗散方法,耦合甲烷两步反应机理:



两个反应式的阿累尼乌斯速率表达式中:

$$A_1 = 5.012 \times 10^{11}, E_{a_1} = 2 \times 10^8 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{mol})$$

(3)

$$A_2 = 2.239 \times 10^{12}, E_{a_2} = 1.7 \times 10^8 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{mol})$$

(4)

其中: A —指前因子, E_a —活化能,下标 1 或 2—反应 (1)或(2)。

空气和燃料入口设为质量流量边界条件,出口定为压力边界条件。压力速度耦合采用 SimpleC 方法,空间离散格式除压力为 Presto 外,其余变量皆为二阶迎风。利用 Fluent 内置的后处理方法计算 NO_x 浓度,该方法通过准稳态近似,使得 NO_x 的浓度最终转换成关于 O_2 浓度、 H_2O 浓度以及温度的表达式。

3.2 模型验证

为了验证以上计算模型对污染物排放预测的有效性,采用该计算设置,对某燃烧器^[16]进行模拟,计算结果和实验数据的对比如图 5 所示。

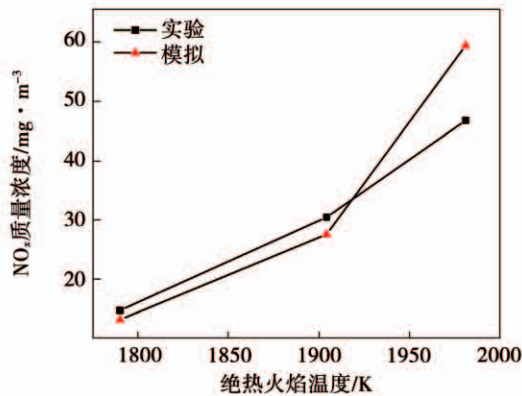


图 5 计算模型有效性验证

Fig.5 Validation of computational set-up

图 5 表明,该计算模型对 NO_x 排放量的预测与实验结果趋势一致,并且在绝热燃烧温度不高于 1 900 K 时吻合得较好,可以用来对该燃烧室进行流动和燃烧预测。

3.3 燃烧工况设计

根据文献[13],燃烧室出口温度为 1 665 K,原型机进气总温为 500 ~ 800 K。依据能量守恒公式,以燃烧室出口温度不变为原则,用 CH_4 代替天然气燃料,采用 Chemkin 软件进行计算。具体做法为:采用 1 个全混流反应器 PSR,对每一个工况,通过 Chemkin 软件的参数化方法,固定空气流量,给出不

同的燃料流量,使得两者组合出从低到高的当量比,得到一条绝热燃烧温度关于当量比的曲线,通过插值确定出口温度为 1 665 K 对应的补偿当量比。以基本负荷工况(表 1 中 P_4T_3)的反应器体积为参考体积,从而求出其他工况的氧化剂和燃料流量。

设计工况如表 1 所示,共 21 个算例(P_4T_3 和 T_3P_4 为相同算例),研究不同操作压力、空气预热温度和燃料加湿比例对温度场、排放特性、组分浓度场等的影响。

表 1 计算工况

Tab.1 Simulated working conditions

算例	压力/MPa	空气进 气温度/K	加湿 比例	空气质量流 量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	当量比
P_1	0.10	672	0	0.173 4	0.461
P_2	0.30	672	0	0.521 3	0.452
P_3	0.71	672	0	1.217 0	0.450
P_4T_3	2.33	672	0	4.000 0	0.448
T_1	2.33	510	0	5.270 4	0.520
T_2	2.33	630	0	4.266 5	0.471
T_3P_4	2.33	672	0	4.000 0	0.448
T_4	2.33	730	0	3.682 1	0.429
T_5	2.33	790	0	3.402 4	0.404
H_1	2.33	672	0.2	4	0.454
H_2	2.33	672	0.5	4	0.462
H_3	2.33	672	0.9	4	0.474
H_4	2.33	672	1.2	4	0.483
H_5	2.33	672	1.3	4	0.487
H_6	2.33	672	1.4	4	0.490
H_7	2.33	672	1.5	4	0.493
H_8	2.33	672	1.6	4	0.496
H_9	2.33	672	1.7	4	0.500
H_{10}	2.33	672	1.8	4	0.503
H_{11}	2.33	672	1.9	4	0.507
H_{12}	2.33	672	2.0	4	0.510

为了说明具体计算过程,以 T_4 为例,空气质量流量固定为 56 kg/s(燃烧室流量),使燃料质量流量从 1.273 kg/s 开始递增,对应的当量比从 0.39 开始,步长为 0.01,递增到 0.53,图 6 为该算例的绝热燃烧温度随当量比的变化,曲线与燃烧温度 1 665 K 水平线的交点对应横坐标值即为该空气预热温度

(730 K) 下相对基本工况 (672 K) 的补偿当量比 0.429。

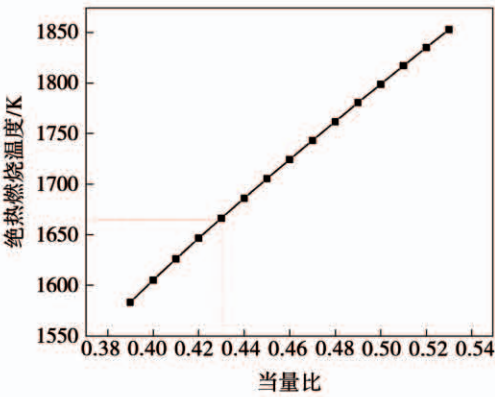


图 6 绝热燃烧温度随当量比的变化

Fig. 6 Adiabatic temperature vs. equivalence ratio

4 结果与讨论

4.1 压力

为了量化火焰长度和出口温度分布均匀程度,以通过喷嘴轴线和火焰筒轴线的平面(以下称子午面)为参考平面,以 1 850 K 作为确定火焰位置的温度阈值,求出火焰距离燃烧室出口平面的距离 d_f ,另定义出口温度分布系数^[17] OTDF:

$$OTDF = \frac{\text{出口最高温度} - \text{出口平均温度}}{\text{出口平均温度} - \text{入口平均温度}} \quad (5)$$

图 7、图 8 和图 9 分别为不同压力下温度分布云图、 d_f 和 OTDF。

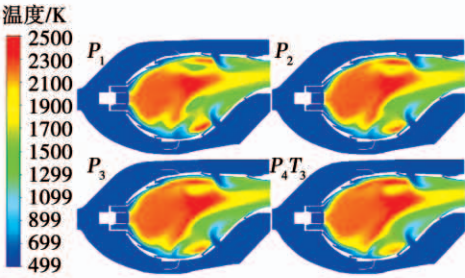


图 7 不同压力子午面温度分布云图

Fig. 7 Temperature contour of meridional plane under different pressures

由图 7 和图 8 可知,压力增加时,火焰向燃烧室出口方向延长,引起出口平面的径向温度梯度增大,导致出口 OTDF 增加(图 9),即径向温度分布恶化。

常压下燃烧室出口 NO_x 质量浓度为 267.9 mg/m^3 ,随着压力的升高, NO_x 排放量单调增加,压力为 2.33 MPa 时, NO_x 排放量增加到常压下的 10 倍(图 10)。CO 排放量随压力升高而下降,压力为 2.33 MPa 时比常压下降约 1/2,压力为 0.71 ~ 2.33 MPa 时则呈相反趋势。这是由于入口混合物射流速度高,燃烧室轴向尺寸小,反应物停留时间短,因此主燃区燃烧不充分,生成的大量 CO 在稀释区发生补燃,而该补燃区距离燃烧室出口较近,2.33 MPa 相比 0.71 MPa 时,火焰向出口方向移动距离较长,补燃量下降,由此导致出口 CO 排放量增加。

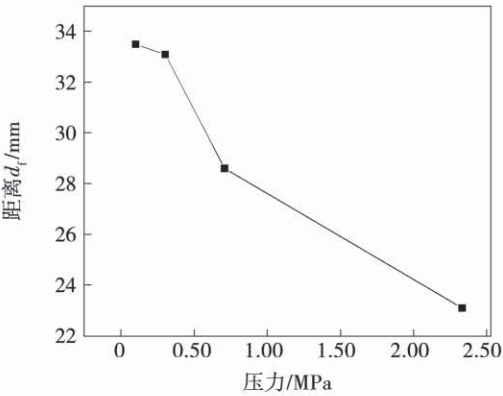


图 8 不同压力工况的 d_f

Fig. 8 d_f under different pressures

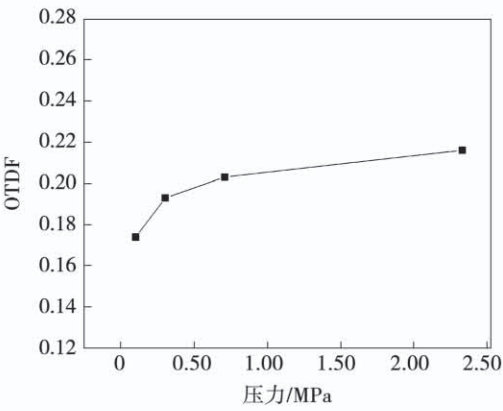


图 9 不同压力工况出口温度分布系数

Fig. 9 OTDF under various pressures

4.2 空气预热温度

图 11 为温度分布云图, $T_1 \sim T_5$ 分别为空气预热温度 510 ~ 790 K 的工况,由图 11 可知,随着空气预热温度升高,燃烧室内整体温度提高,高温区体

积占比逐渐增加, T_5 最高温度甚至超过2 500 K。

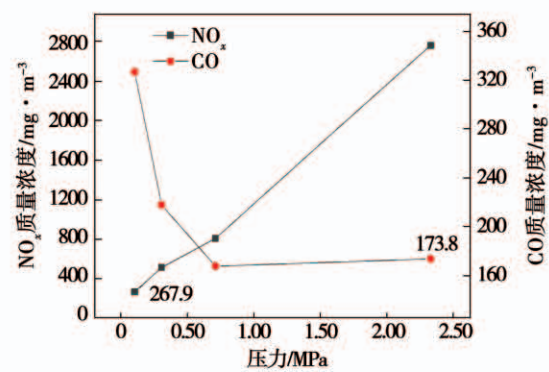


图 10 不同压力下燃烧室出口 NO_x 排放量

Fig. 10 Combustor outlet NO_x emission under a series of operating pressures

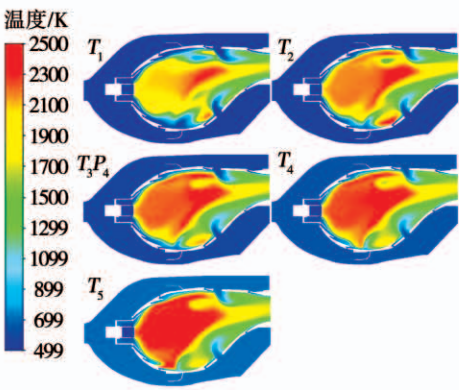


图 11 不同空气预热温度下子午面温度分布云图

Fig. 11 Meridian temperature contour under different air preheating temperatures

OTDF 曲线(图 12)表明,随着空气预热温度升高,出口平面温度分布整体上得到改善。污染物排放特性曲线(图 13)表明,当进气温度较低时,出口 CO 质量浓度显著增加,这表明燃烧室燃烧不充分,燃烧效率下降;当进气温度达到 790 K 时,出口 CO 质量浓度骤降到 34.1 mg/m³。与此同时,NO_x 随温度的排放特点表现出相反的趋势。但在 T_4 中,NO_x 质量浓度反常下降,分析认为,随着空气温度上升,全局温度升高,因此 NO_x 生成量增加。由于几何结构内外不对称以及空气射流和燃料射流的旋流作用在燃烧室内壁面形成一块局部高温区(见图 11),由于该局部高温区温度远高于 1 800 K,因此生成 NO_x 的能力强,随着高温区逐渐减小,这部分高温区产生

的 NO_x 也逐渐减少,在空气温度升高到 730 K 时,由于这部分高温区缩小导致的 NO_x 排放量减少效应大于全局温度升高带来的 NO_x 排放量增加,因此此时出口 NO_x 排放量下降;当继续提高空气温度,全局温度上升带来的 NO_x 排放量增加更为显著,因此出口 NO_x 质量浓度重新上升。

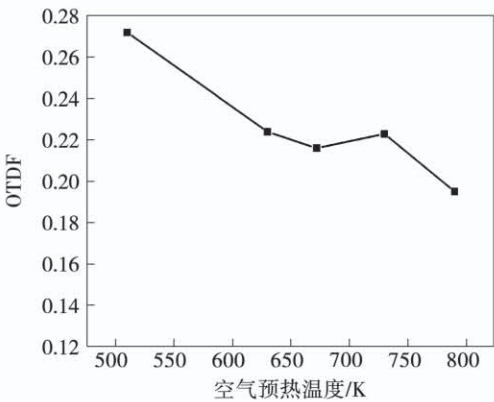


图 12 不同空气预热温度工况下的 OTDF

Fig. 12 OTDF under different air preheating temperatures

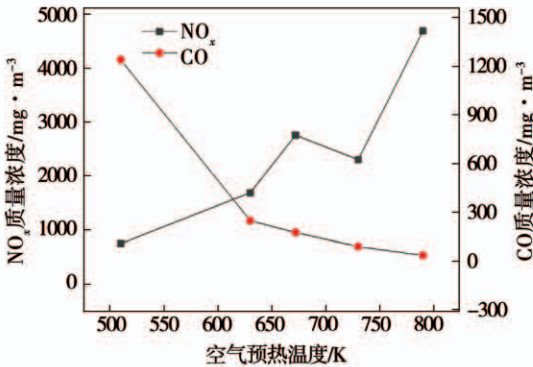


图 13 不同空气预热温度下污染物排放

Fig. 13 Pollutants emissions under different air preheating temperatures

4.3 燃料加湿比例

定义加湿比例为 $h = \text{蒸汽质量流量} / \text{燃料质量流量}$ 。由于燃料加湿将降低全局温度,因此随着加湿比例的增加,应该适当提高全局当量比,以保证燃烧室出口温度达到设计温度($H_1 \sim H_{12}$)。

图 14 分别是干燃烧(P_4T_3)和 5 个燃料加湿燃烧工况的温度分布云图,由图 14 可知,虽然燃料加湿燃烧全局当量比更高,但由于水蒸气的高比热效应,仍然能够显著降低全局燃烧温度。图 15 表明,

出口温度分布随加湿比例提高得到改善。

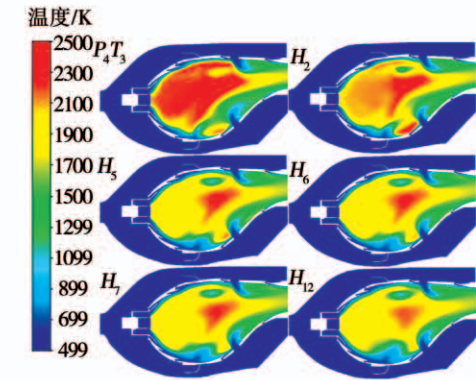


图 14 不同加湿比例下温度分布云图

Fig. 14 Temperature contour for different humidities

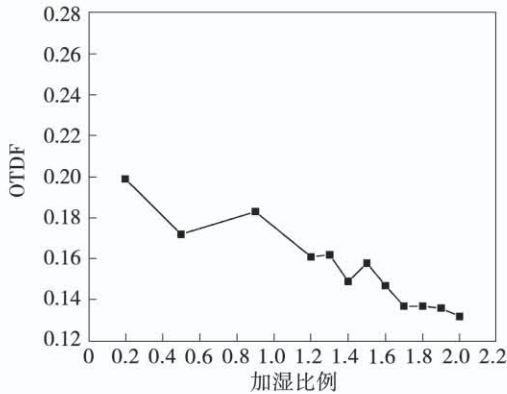


图 15 不同加湿比例 OTDF

Fig. 15 Outlet temperature distribution factor for different humidities

图 16 为污染物排放特性曲线。当 $h = 0.5$ 时, NO_x 排放量降低约一半,继续提高加湿比例直到 $h = 2.0$,出口 NO_x 质量浓度数呈单调下降趋势,并且在 $h = 1.6$ 时下降到干燃烧的 $1/10$;而 CO 的排放特性明显不同, h 从 0.2 增加到 1.3 的过程中,CO 排放量逐渐降低,继续增加 h 到 1.5,CO 排放量基本维持不变,随后以 0.1 的步长增加 h 到 2.0,CO 排放量逐渐增加。 NO_x 排放量的减少主要是全局温度降低引起的,而 CO 排放量之所以先下降的原因是由于燃料混合水蒸气导致其射流速度变大,因而燃料在流场中分布更加均匀,从而消除了一部分过贫和过富燃烧区域,这一定程度上也解释了水蒸气联合降低 CO 和 NO_x 的原理;当 $h > 1.5$ 后,CO 转为上升。这是因为水蒸气含量过高,出现局部淬熄效应,也可能是由于射流速度过大,导致燃料深入燃

烧室,而燃烧室本身轴向尺寸较短,因此未完全反应的碳氢化合物以及 CO 来不及补燃,导致出口 CO 转而升高。

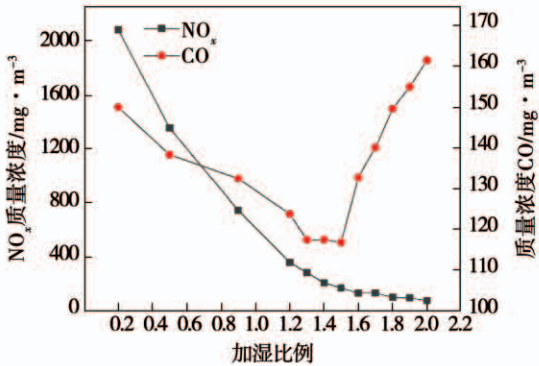


图 16 不同加湿比例污染物排放

Fig. 16 Emissions for different humidities

4.4 当量比补偿

不考虑水蒸气的高比热效应,对所有加湿工况都采用和干燃烧相同的当量比(无当量比补偿)。一方面,全局温度和出口烟气温度将显著下降,导致做功能力降低;另一方面,无补偿时,当量比相对有补偿的要低,因此在相同的加湿比例下,蒸汽的绝对质量流量低。前者对于降低 NO_x 排放具有正面效应,而后者(蒸汽的绝对流量下降)则产生不利影响。两者的共同作用可以由图 17 体现。

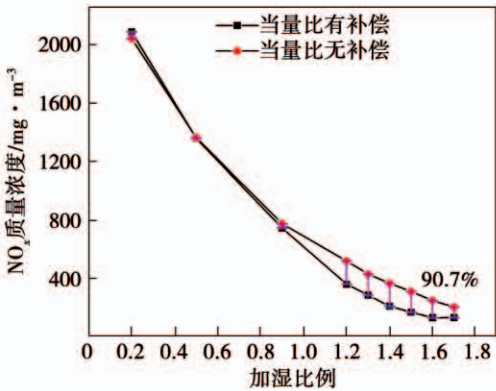


图 17 有无当量比补偿对 NO_x 排放的影响

Fig. 17 Influence of ER compensation on NO_x emission

图 17 表明,当量比无补偿相对有补偿情况下,其 NO_x 质量浓度偏差较大,尤其是对于加湿比例高的工况,无当量比补偿的 NO_x 排放量相对有补偿的情形可高出 90.7%,这表明,对于燃料加湿,提高绝

对加湿流量比降低全局燃烧温度带来的减排效果更加显著。

5 结 论

(1) 对于高压干燃烧模式,相对于常压工况,高温区占比增加,出口排放浓度上升,在 2.33 MPa 时 NO_x 的排放量是常压下的 10 倍;火焰向出口方向延伸,导致出口径向温度分布恶化,且火焰越靠近出口,越不利于降低 CO 排放量。

(2) 提高空气预热温度使得 CO 排放量降低, NO_x 排放量升高;但高入口温度有利于燃烧室内温度场的均匀分布。

(3) 燃料加湿能够协同降低 CO 和 NO_x 排放,但加湿比例提高到一定程度后,由于全局温度降低,将导致 CO 质量浓度重新上升。对于本文研究对象,最佳加湿比例为 1.5,在此加湿比例下, NO_x 质量浓度降低为干燃烧的 1/10 左右。

参考文献:

- [1] DOOM T R. Aeroderivative gas turbines[R]. American Energy Innovation Council, 2013.
- [2] DB11/847-2011, 固定式燃气轮机大气污染物排放标准[S]. DB11/847-2011, Emission standard of air pollutants for stationary gas turbine[S].
- [3] 江苏印发《固定式燃气轮机大气污染物排放标》(征求意见稿)[EB/OL]. <http://news.bjx.com.cn/html/20190612/985706.shtml>.
- [4] PERPIGNAN A A V, TALBOOM M G, LEVY Y, et al. Emission modeling of an interturbine burner based on flameless combustion[J]. Energy & Fuels, 2018, 32: 822-838.
- [5] MELO M J, SOUSA J M M, COSTA M, et al. Experimental investigation of a novel combustor model for gas turbines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(3): 609-617.
- [6] LEVY Y, CHRISTO F C, GAISSINSKI I, et al. Design and performance analysis of a gas turbine flameless combustor using CFD simulations[C]//ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition, Copenhagen, 2012.
- [7] PAN G, ZHENG H T. Combustion and emission performance in a can annular combustor[J]. Engineering Letters, 2014, 22: 1.
- [8] 付忠广, 石黎, 刘炳含, 等. 某重型燃机环形燃烧室内 NO_x 生成的数值研究[J]. 热能动力工程, 2016, 31(4): 52-58.
FU Zhong-guang, SHI Li, LIU Bing-han, et al. Numerical simulation of NO_x formation in a heavy duty gas turbine annular combustion chamber[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy & Power, 2016, 31(4): 52-58.
- [9] 肖俊峰, 王玮, 胡孟起, 等. 空气含湿量对燃气轮机燃烧性能影响[J]. 热力发电, 2019, 48(4): 84-89.
XIAO Jun-feng, WANG Wei, HU Meng-qi, et al. Effect of humidity ratio on combustion performance of gas turbine combustor[J]. Thermal Power Generation, 2019, 48(4): 84-89.
- [10] 杨承, 丁苏, 任洪运, 等. 天然气燃料预混水蒸气的燃气轮机低氮燃烧研究[J]. 中国电机工程学报, 2018, 38(4): 1111-1118.
YANG Cheng, DING Su, REN Hong-yun, et al. Study on low- NO_x combustion of gas turbine by natural gas premixed with steam[J]. Proceedings of the CSEE, 2018, 38(4): 1111-1118.
- [11] GÖ KE S, TERHAAR S, SCHIMEK S, et al. Combustion of natural gas, hydrogen and bio-fuels at ultra-wet conditions[C]//ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. Vancouver, 2011.
- [12] LARSON E D, WILLIAMS R H. Steam-injected gas turbines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1987, 109: 55-63.
- [13] 杨国才, 伍玥, 范怡. Al-31f 发动机的改进新动态[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 17(2): 59-62.
YANG Guo-cai, WU Yue, FAN Yi. New improvement of Al-31f aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 17(2): 59-62.
- [14] 何敏, 吉洪湖, 钟华贵, 等. 不同气体喷嘴的燃气轮机燃烧室性能对比[J]. 航空动力学报, 2018, 33(6): 1290-1297.
HE Min, JI Hong-hu, ZHONG Hua-gui, et al. Comparison of combustion performance for different nozzles in gas turbine combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1290-1297.
- [15] GIORGI M G, SCIOLTI A, CAPILONGO S, et al. Experimental and numerical investigations on the effect of different air-fuel mixing strategies on the performance of a lean liquid fueled swirled combustor[J]. Energy Procedia, 2016, 101: 925-932.
- [16] 母滨, 雷福林, 邵卫卫, 等. 贫预混燃烧室化学反应器网络模型建模及不确定性分析[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2108-2119.
MU Bin, LEI Fu-lin, SHAO Wei-wei, et al. Modeling and uncertainty analysis of chemical reactor network model in lean premixed combustion chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2108-2119.
- [17] 刘富强, 张栋崔, 崔耀欣, 等. 某重型燃气轮机环形燃烧室的数值模拟[J]. 燃气轮机技术, 2011, 24(1): 20-25.
LIU Fu-qiang, ZHANG Dong-fang, CUI Yao-xin, et al. Numerical simulation of combustion flow in the heavy gas turbine annular combustor[J]. Gas Turbine Technology, 2011, 24(1): 20-25.

(姜雪梅 编辑)