

【航空动力系统与控制】

燃油配置对加力燃烧室湍流燃烧特性影响

王彦红, 张慧玲, 白皓然

(东北电力大学 能源与动力工程学院, 吉林 吉林 132012)

摘要:为了探究燃油配置对加力燃烧室湍流燃烧过程的影响,设计了三种喷油比例和两种喷嘴布局的配置方案,基于燃油燃烧详细反应机理对加力燃烧室湍流燃烧状况进行数值研究。通过燃烧室内燃油的压力、温度、速度、湍动能的分布探究了燃烧的特性和机理,考察了加力燃烧室燃油、氧气和燃烧产物的分布情况。引入温度均匀性系数和燃烧效率,对加力燃烧室燃烧特性进行综合评价。结果表明:适当提高外圈喷油比例有利于改善外圈燃烧过程,提高尾喷管出口温度和整体燃烧效率;喷嘴 V 型布置时中圈燃烧产生的热量促进内圈和外圈的燃烧过程,燃烧性能更好。

关键词:加力燃烧室;喷油比例;喷嘴布局;燃烧特性;燃烧效率

中图分类号: V 231.1 **文献标识码:** A **DOI:**10.13486/j.issn.2097-4973.2025.06.001

0 引言

加力燃烧室可以在短时间内大幅度提升发动机性能,满足战斗机在起飞、平稳飞行、追击时所需要的不同推力^[1-2]。设计合理的喷油比例和喷嘴布局是实现加力燃烧室高效和稳定燃烧的可靠途径^[3-5]。

目前,不少研究者对加力燃烧室燃烧特性和燃油配置开展了一定的研究。燃烧特性方面:向缘沅等认为加力燃烧室高度降低和引入侧壁面边界均导致总压恢复系数和燃烧效率的小幅度下降^[6]。仝照旭等基于大涡模拟分析来流温度、来流马赫数、燃油当量比对火焰稳定器附近燃烧不稳定的影响,其研究发现提升来流马赫数可以使燃油破碎更好,燃料混合更充分^[7]。尹成茗等设计了截尾支板与凹腔分流环组合的一体化加力燃烧室方案,其研究发现截尾支板不仅起整流的作用,还起到稳定火焰的作用^[8]。王伟龙等提出了带内突扩型中心锥的加力燃烧室,总压恢复系数和燃烧效率均高于传统燃烧室^[9]。李锋等设计了整流支板和火焰稳定器一体化的加力燃烧室,燃烧室长度缩短,非加力状态的冷态流阻大幅降低,这燃烧室性能提升,出口总压恢复系数增大^[10]。孙雨超等设计了整流支板和壁式火焰稳定器结合的方案,显著改善了加力燃烧室的燃烧过程^[11]。Kirubakaran 等研究了张角对 V 型钝体稳定器后回流区长度的影响,发现随着 V 型钝体稳定器张角增大,气流速度提高钝体稳定器后方回流区长度增加^[12]。王亚盟等研究了锯齿冠状混合器和环形混合器对加力燃烧室燃烧的影响,其研究发现合理的锯齿布置和倾角可以提升掺混燃烧的效果,因此锯齿冠状混合器比环形混合器的燃烧性能更好^[13]。狄虎威等的研究表明曲面齿冠状混合器比直面齿冠状混合器内外涵气流的掺混更强^[14]。燃油配置方面:付垚等探讨喷嘴布局对加力燃烧室燃烧的影响,其研究发现喷嘴布置的越分散、数量越多,加力燃烧室内燃油分布越均匀,燃烧性能越好^[15]。

收稿日期:2025-05-15

第一作者简介:王彦红(1983—),男,河北张家口人,副教授,博士,主要从事超临界碳氢燃料传热传质研究。

E-mail:wangyh.526@163.com

谭云川等设计了等面积法和等氧含量法两种燃油分配方案,其研究发现等氧含量法燃油方案的燃烧性能更好^[16]。综上所述,已有研究关注燃油配置对加力燃烧室燃烧机制的影响,且采用的是简化燃烧室模型^[15-16]。但目前对喷油比例和喷嘴布局对燃烧的影响关注较少,故本文针对两者对燃烧的影响展开研究。首先,建立了加力燃烧室二维数值模型,针对不同的喷油比例和喷嘴布局,探究喷油比例和喷嘴布局对燃烧室温度场、流场及燃烧性能的影响。其次,考察燃烧产物的生成和分布机制,进行加力燃烧室的温度均匀性和燃烧效率评估,为加力燃烧室燃油配置提供理论参考。

1 数值模型

1.1 加力燃烧室模型

图 1 给出了加力燃烧室的二维模型。燃烧室包括内涵、外涵、中心锥、燃油喷嘴、V 型火焰稳定器等结构。燃烧室长度为 2 047 mm,内涵宽度为 154 mm,外涵宽度为 89 mm;中心锥半径为 209 mm,长度为 441 mm;喷管口长度为 460 mm;燃油喷嘴与火焰稳定器间的距离为 190 mm。喷嘴设置了倾斜布置和 V 型布置两种方案,航空燃油粒径为 60 μm。

图 1(a)中,下方虚线设置为对称边界,中心锥和其余壁面为绝热边界;靠近外侧壁面的喷嘴和火焰稳定器生成外圈的燃烧,靠近内侧轴对称边界的喷嘴和火焰稳定器生成内圈的燃烧,两者之间的喷嘴和火焰稳定器生成中圈的燃烧。边界条件设置如下:给定进口温度为 350 K,三个喷嘴喷油总流量为 2 kg/s,内涵燃气和外涵空气的进口质量流量分别为 58 kg/s 和 15 kg/s,内涵和外涵的进气温度分别为 1 000 K 和 400 K。

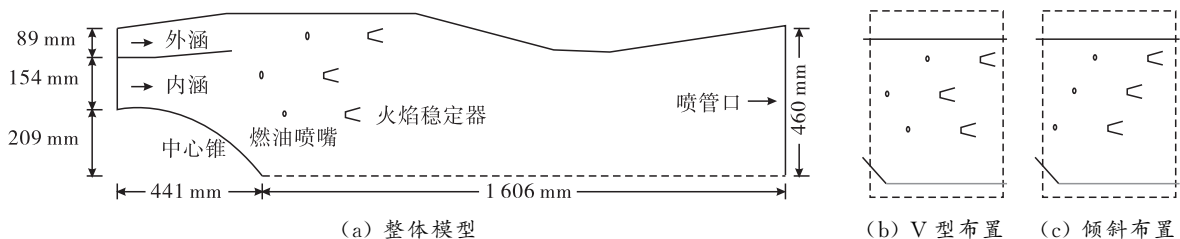


图 1 加力燃烧室模型

1.2 数学模型

燃烧过程模拟需要求解质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程。选取 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型,如下:

$$\frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon,$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}}.$$

式中: ρ 为密度, k 为湍动能, u 为流速, μ 为动力黏度, μ_t 为湍流黏度, ϵ 为湍流耗散率, G_k 为由平均速度梯度产生的湍动能项, σ_k 和 σ_ϵ 为湍流普朗特数, ν 为运动黏度, $C_1 = \max[0.43, \eta/(\eta+5)]$, $\eta = S k / \epsilon$, S 为剪切速率, $C_2 = 1.9$, x 表示坐标, i 和 j 表示坐标方向。

开启 Fluent 中内置的组分输运方程,航空燃油燃烧过程采用十步十二组分化学反应机理,化学反应机理见文献^[17],燃烧模型选择涡耗散模型。基于 Fluent 双精度分离求解器求解控制方程,对流项和扩散项采用二阶迎风格式离散,通过 SIMPLEC 算法处理压力和流速的耦合问题。使用基于压力的半隐式方法迭代求解,连续性方程的收敛标准为 10^{-4} ,其他控制方程的收敛标准设定为 10^{-6} 。

1.3 网格方案

对计算域划分结构化网格。对近壁面边界层网格进行加密,燃油喷嘴和火焰稳定器壁面第 1 层网格

高度 ≤ 0.02 mm,边界层网格增长率为1.1。对中心锥和外壁面进行了网格加密,第1层网格高度 ≤ 0.01 mm,边界层网格增长率为1.1。对网格数量为98.5万、171.2万和253.6万的模型进行模拟,喷嘴倾斜布置,内圈、中圈、外圈喷油比例为20%、42%、38%,采用轴向位置1200 mm处温度沿径向变化情况验证网格的独立性,计算结果见图2。由图2可以看到,网格数量从98.5万增加到171.2万时壁温数据较为显著,而当网格数量从171.2万增大到253.6万时误差可以忽略,故选择网格数量为171.2万的网格进行计算。其他喷油比例和喷嘴布局均采用该网络数量进行数值模拟。图3为喷嘴和火焰稳定器网格。

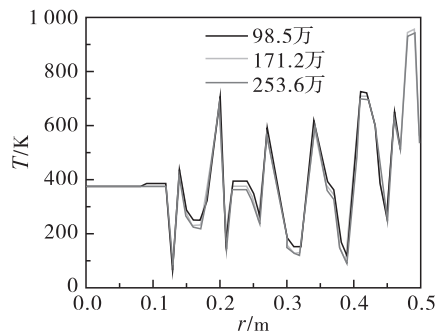


图2 不同网格数量下温度沿径向变化情况

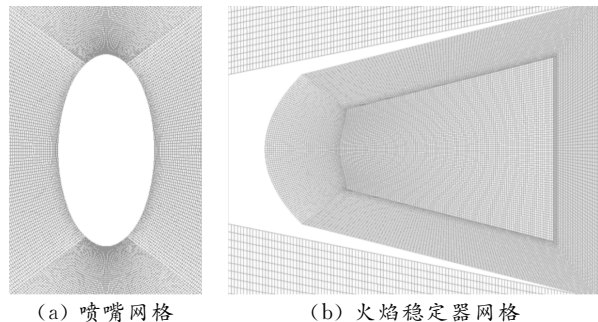


图3 喷嘴和火焰稳定器网格

1.4 模型验证

通过Fluent进行数值计算,因缺乏本文燃烧室计算参数下的实验测试数据,根据文献[18]设置内涵进口温度为933.8 K,外涵进口温度为406.3 K,燃油流量为4.246 kg/s。进行计算后,对加力燃烧室出口流量、出口压力、出口温度数值结果与文献[18]实验数据比较以进行模型验证,如表1所示。数值计算结果与实验数据的符合良好,误差控制在 $\pm 2.5\%$ 范围以内,说明数值模拟准确,采用的数值模型可以用于进一步数值研究。

表1 数值结果与实验数据对比

	出口流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	出口压力/kPa	出口温度/K
实验数据	98.715	238.5	2013
模拟结果	96.519	241.1	1970
误差	-2.22%	1.09%	-2.14%

2 数值结果与分析

2.1 喷油比例对燃烧特性的影响

本节设计了三种喷油比例方案探究V型喷嘴布置下喷油比例对燃烧特性的影响,设计原则是保持内圈的喷油比例恒定,调整中圈和外圈的喷油比例,内圈、中圈、外圈的喷油比例如下:方案1为20%、50%、30%;方案2为20%、46%、34%;方案3为20%、42%、38%。

图4给出了不同喷油比例下燃烧室内燃油压力、温度、流速、湍动能的分布情况。通过图4(a)可以看到,加力燃烧室头部(燃烧室进口到火焰稳定器之间)为集中高压区,中后部(火焰稳定器到喷管口之间)为集中低压区,燃烧室压力整体沿流动方向逐渐下降。中心锥底部、燃油喷嘴和火焰稳定器附近存在局部高压区,燃油喷嘴和火焰稳定器后方具有局部低压回流区,起到稳定火焰的作用。扩张段前缘也观察到局部低压区。随着外圈喷油比例增大,燃油喷嘴后回流区范围增大。图4(b)表明,三圈火焰稳定器后缘均存在低温回流区,外圈火焰稳定器后缘的温度较高。火焰稳定器附近温度梯度较大,出现火焰前锋,燃烧室中后部为燃烧高温区。方案1中内圈与中圈的燃烧从火焰稳定器后缘延伸到喷管口,外圈的燃烧从火焰稳定器后缘延伸到燃烧室中后部。一方面,外涵进气流速低,燃烧化学反应具有足够时间;另一方面,外涵

进气氧气含量相对内涵进气氧气含量较高。两方面原因致使外圈燃油喷出后迅速燃烧,外圈火焰相对较短,没有延伸到燃烧室出口,故方案 1 加力燃烧室整体性能不好。随着外圈喷油比例增大,外圈高温区向下游延伸,中圈和内圈燃烧路径变化不大,燃烧室后部温度整体提升。

由图 4(c)可以看出,高流速区分布在燃烧室中后部,在燃油喷嘴和火焰稳定器后都存在低速区。随着外圈喷油比例增大,火焰稳定器低速区范围变化不大,加力燃烧室高流速区范围增大。图 4(d)表明,高湍动能区出现在火焰稳定器附近,沿流动方向逐渐下降。中圈和内圈后缘的湍流强度更大,这是因为内涵气流流速较外涵气流快,中圈和内圈火焰稳定器后空气和燃油的混合更剧烈。调整喷油比例对湍动能影响较弱。

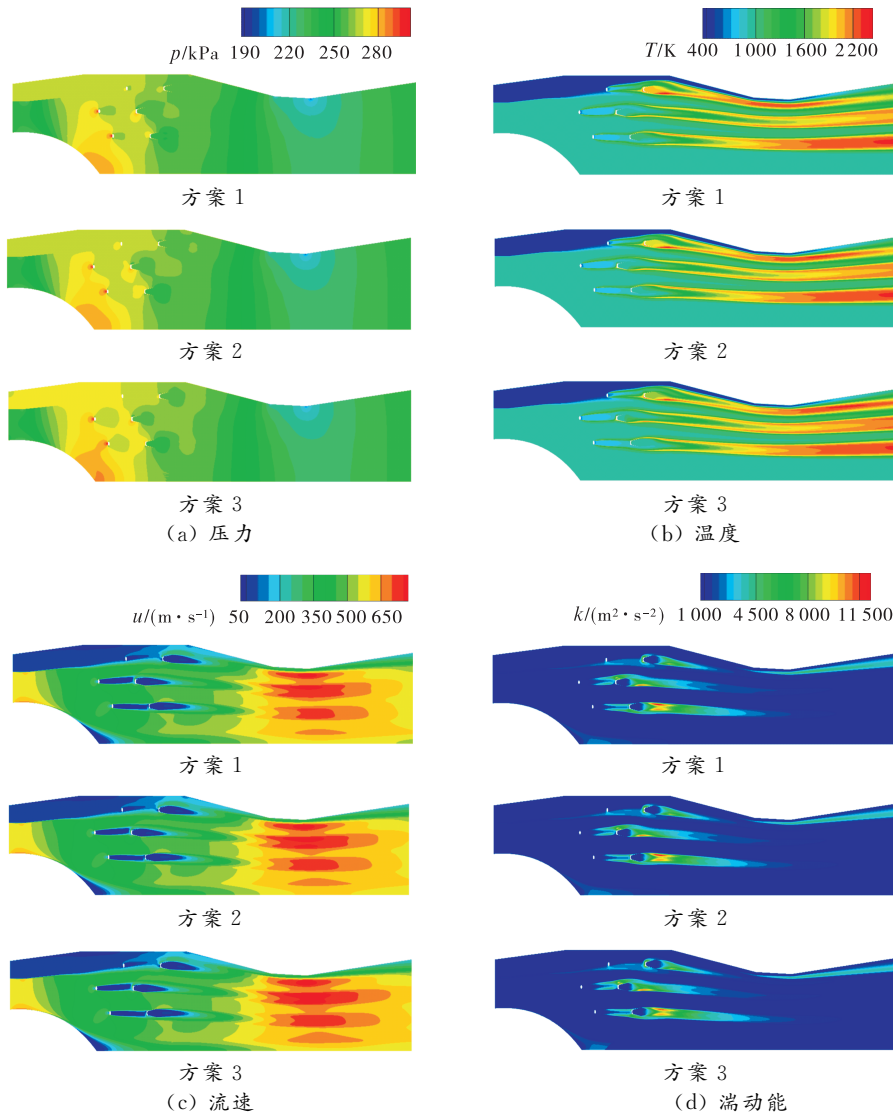


图 4 不同喷油比例下压力、温度、流速和湍动能分布情况

整体而言,方案 1 中外涵气流氧气含量高且流速低,外圈燃料在火焰稳定器附近大量消耗,在燃烧室出口耗尽,热量不再聚集,气流温度开始下降,燃烧路径相对内圈和中圈较短。随着外圈燃油比例增加,方案 2 和方案 3 外圈高温区后延,出口温度升高,高流速区范围增大,燃烧室温度场和速度场更加均匀,燃烧性能得到提升。

图 5 为不同喷油比例下燃油、氧气及主要产物质量分数分布云图。由图 5(a)可以看出,燃油大量集中在火焰稳定器前,在火焰稳定器后燃油被大量消耗,外圈燃油量明显小于中圈和内圈。增大外圈燃油比

例后,外圈燃油分布范围略有延长。

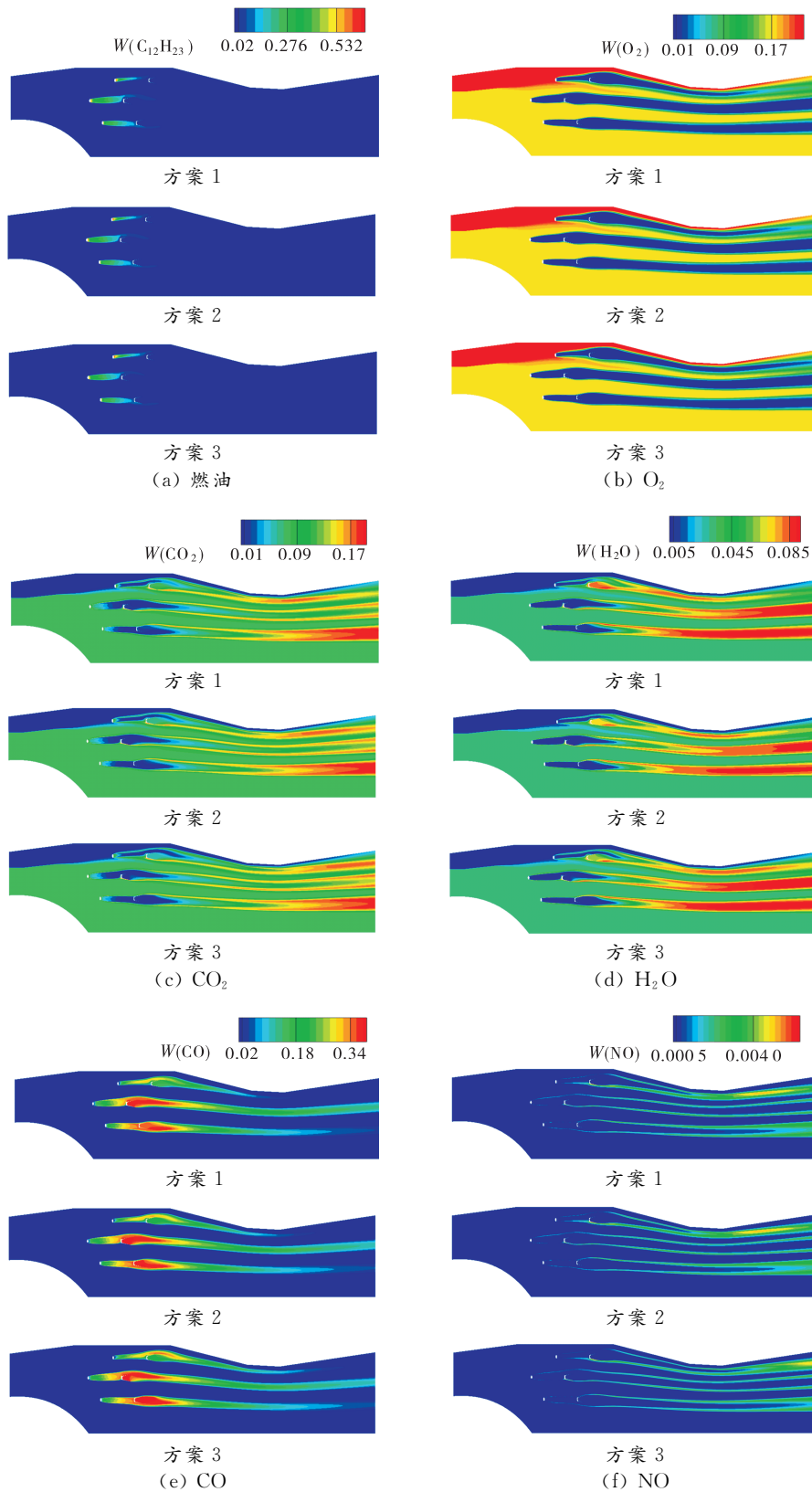


图 5 不同喷油比例下组分质量分数分布情况

图 5(b)表明,喷油口和火焰稳定器后氧气被大量消耗,燃油剧烈燃烧。燃烧室尾部外圈氧气含量相

对较大,燃油燃烧不充分。增大外圈燃油比例后,外圈氧气消耗量明显增加,外圈燃烧路径延长。图 5(c)和图 5(d)中,CO₂ 和 H₂O 在外圈火焰稳定器后出现集中区,尾部含量较少,这是由于外圈燃料在火焰稳定器后强烈燃烧,而在燃烧室中后部燃烧不足。随着外圈燃料比例增加,燃烧产物向下游扩展,燃料燃尽率增加。图 5(e)表明,外圈 CO 含量明显低于内圈和中圈,这是由于内涵进气 O₂ 含量低,造成内圈和中圈燃烧过程不完全燃烧,产生大量 CO。图 5(f)显示燃烧室尾部为 NO 富集区。

温度均匀性系数 T_u 是评价加力燃烧室性能的重要指标^[19],出口温度分布越均匀,喷管的推力损失越小。温度均匀性系数如下:

$$T_u = 1 - \frac{\sum_{n=1}^N |T_n - T_m| (\rho_n u_n A_n)}{2 |T_m| \sum_{n=1}^N (\rho_n u_n A_n)}$$

式中: N 、 T_m 分别为节点数和平均温度, n 为节点, ρ 为混合气体密度, u 为速度, A 为面积。

燃烧效率是衡量加力燃烧室燃烧性能的指标^[19],即燃油实际燃烧放出的热量与理想条件下完全燃烧放出热量的比值,其表达式为

$$\eta = \frac{m_{out} c_{p,out} T_{out} - m_{in} c_{p,in} T_{in} - m_f h_f}{m_f q_f}$$

式中: m_{in} 、 m_{out} 分别表示燃烧室进口和出口气流的流量, c_p 为定压比热容, T_{in} 为燃烧室进口温度, m_f 为燃油流量, h_f 为燃油焓值, q_f 表示燃油燃烧低热值。

图 6 为不同喷油比例下温度均匀性系数和燃烧效率沿流动方向的变化情况。图 6(a)表明,温度均匀性系数均高于 0.84,燃烧室温度场较为均匀。方案 3 火焰稳定器后的温度均匀性系数相较于其他方案较高,燃油燃烧更均匀,为外圈火焰燃烧提供良好的热环境。图 6(b)表明,由于外涵进气温度低,燃油雾化效果差,外圈火焰稳定器后燃烧削弱,加力燃烧室尾部燃烧效率上升斜率变缓。随着外圈燃油比例的增加,剩余燃油被吹向下游与进气气流掺混后进一步燃烧,燃烧强度增大,燃烧效率提高。综合温度均匀性系数和燃烧效率的分布状况可知,方案 3 的燃烧性能更好。

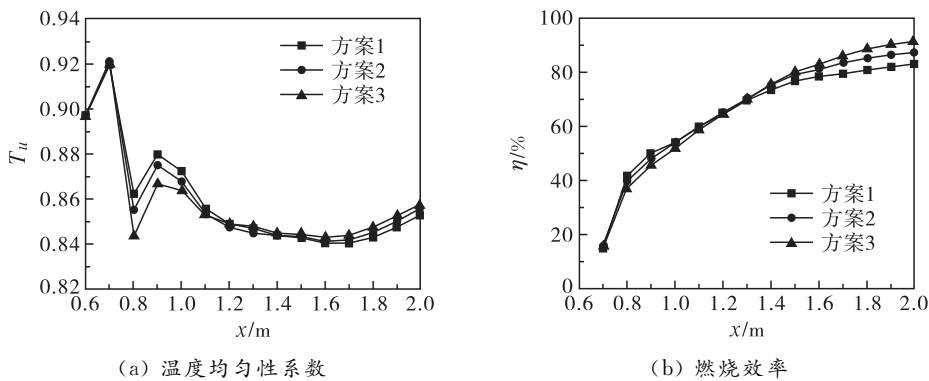


图 6 不同喷油比例下温度均匀性系数和燃烧效率沿流动方向变化情况

2.2 喷嘴布局对燃烧特性的影响

为探究喷嘴布局对燃烧室流场和燃烧特性的影响,本节设置了喷嘴 V 型布置和倾斜布置两种布局方案。取内圈、中圈、外圈的喷油比例为 20%、42%、38%,喷嘴 V 型布置和倾斜布置依次对应 2.1 节中方案 3 和方案 4。

图 7 给出了不同喷嘴布局下燃烧室燃油压力、温度、流速、湍动能的分布情况。可以看到,燃烧室头部为集中高压区,两种喷嘴布局的高压分布略不同。倾斜布置喷油口后低压区范围小于 V 型布置,但火焰稳定器后回流区出现相反情况。倾斜布置内圈燃油先进行燃烧,内圈燃烧向中圈传播热量,中圈初始燃烧

时已具备了足够的温度,有助于中圈的燃烧过程。中圈燃烧向外圈提供热量,为外圈燃烧提供有利的高温环境。V 型布置时中圈先燃烧并同时向内圈和外圈提供高温环境,燃烧室温度水平相比倾斜布置更高,湍动能更高,对燃烧有利。两种布置下喷油口和稳定器附近的速度变化不大,倾斜布置的高流速区范围要大于 V 型布置。

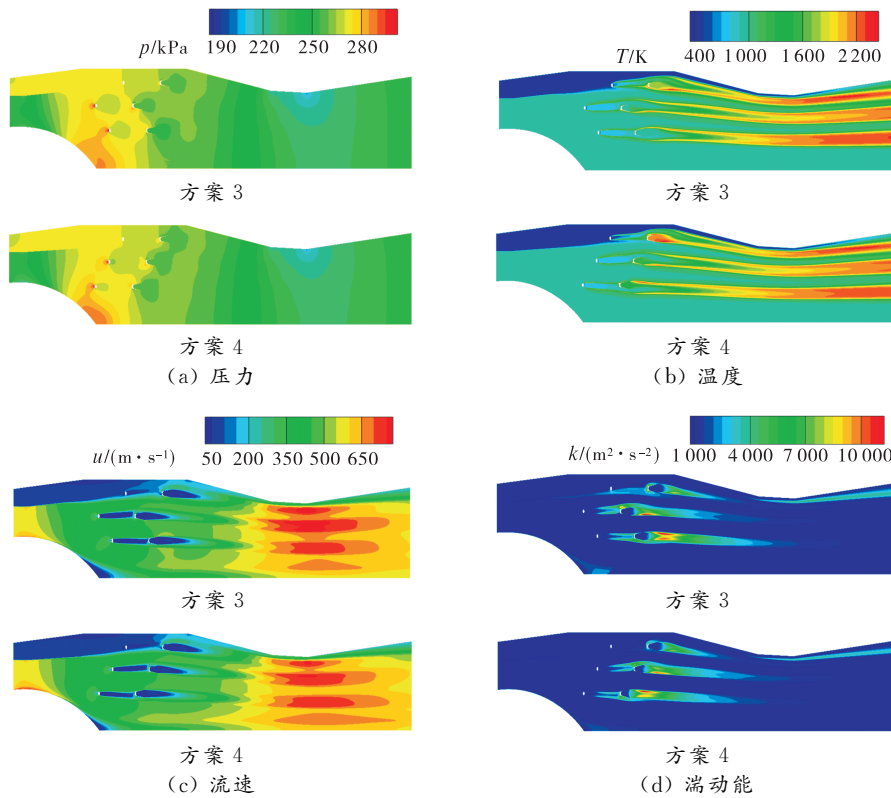


图 7 不同喷嘴布局下压力、温度、流速和湍动能分布情况

图 8~10 为不同喷嘴布局下组分质量分数分布情况。由图可知,倾斜布置燃油集中在外圈,喷管口附近的 O_2 含量高于 V 型布置,说明外圈燃烧不够充分;而 V 型布置因中圈燃烧产生的热量对内外圈都有促进作用,火焰稳定器附近的燃油消耗速度更快。

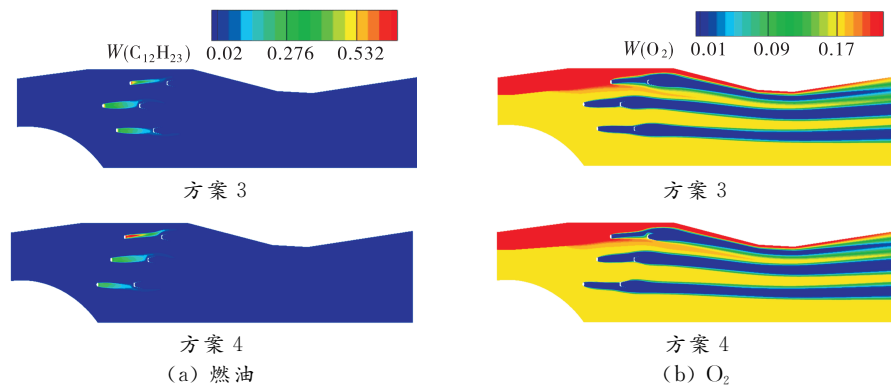


图 8 不同喷嘴布局下 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 、 O_2 质量分数分布情况

在火焰稳定器后方区域,倾斜布置生成的 H_2O 和 CO_2 含量多于 V 型布置,这是因为倾斜布置时内圈更贴近内涵高温燃气,燃油初期燃烧更为剧烈。随着气流流向燃烧室出口,两种布局下 H_2O 和 CO_2 的含量差异逐渐缩小,到喷管口处已无明显差别,这是由于 V 型布置下游燃烧更加充分剧烈,产物生成量不断增加所致。倾斜布置火焰稳定器后方的 CO 含量低于 V 型布置,主要是因为倾斜布置内圈初期燃烧温度

较高,能更好地促进 CO 进一步转化为 CO₂。两种喷嘴布局下 NO 的生成量差异极小,基本可忽略不计,说明喷嘴布局对 NO 产生的影响微弱。

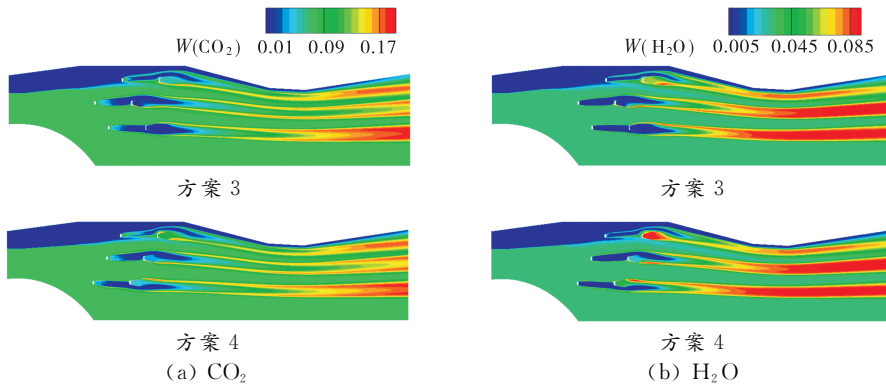


图 9 不同喷嘴布局下 CO₂、H₂O 质量分数分布情况

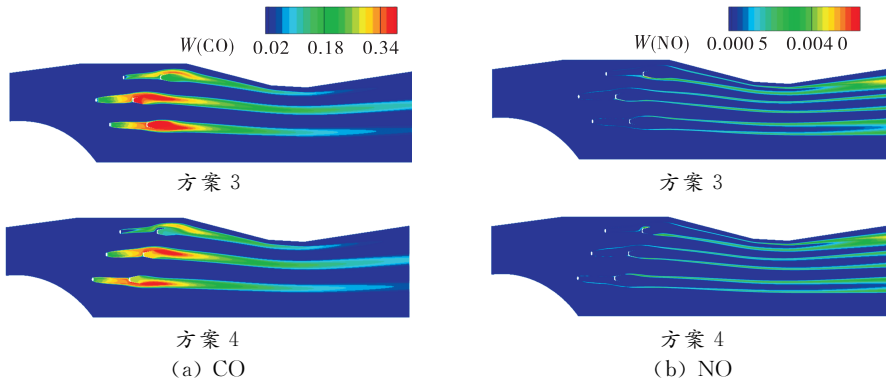


图 10 不同喷嘴布局下 CO、NO 质量分数分布情况

图 11 为不同喷嘴布局下温度均匀性系数和燃烧效率沿流动方向变化情况。喷嘴 V 型布置时由于中圈燃烧产生的热量同时促进内圈和外圈的燃烧过程,三圈燃烧整体较为均匀,温度均匀性系数和燃烧效率较高,燃烧性能更好;而喷嘴倾斜布置加力燃烧室温度均匀度性和燃烧效率均不如 V 型布置。

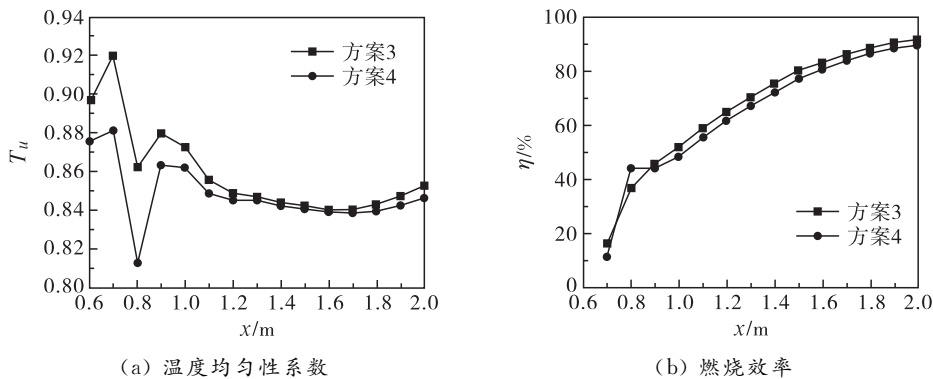


图 11 不同喷嘴布局下温度均匀性系数和燃烧效率沿流动方向变化情况

3 结论

本文设计了三种燃油比例和两种喷嘴布局方案,对加力燃烧室燃烧特性进行了二维数值研究,得到如下结论。

- (1) 三圈燃油喷嘴采用 V 型布置,通过调整内、中、外圈喷油比例,使燃油在径向分布更均匀,三圈燃

烧相互促进,加力燃烧室燃烧性能更优。

(2) 随着外圈喷油比例增大,外圈火焰逐渐向燃烧室下游延伸,燃烧室温度水平整体提高,燃烧效率提高。这是因为提高外圈喷油比例,外圈与中圈的喷油比例相当,燃油分布更加均匀,促进外圈油气混合和燃烧组织过程,燃烧更加充分,整体的燃烧性能增强。

(3) 喷嘴 V 型布置时燃烧组织情况优于倾斜布置,这是因为 V 型布置时中圈燃烧先于外圈,且中圈比外圈接触的气流温度更高,比内圈可接触的氧气量更多,中圈燃烧环境更好,燃烧性能比内外圈更好,可以向外圈和内圈提供燃烧所需的高温环境,促进相同径向位置外圈和内圈组织燃烧。V 型布置燃烧温度水平均匀,三圈燃烧相互促进。倾斜布置时燃烧强度弱于 V 型布置。

(4) V 型布置 CO 和 NO 产量高于倾斜布置。随着外圈喷油比例增加,外圈两种产物的质量分数也随之增加。

参考文献:

- [1] 林爽,吴榕,郑睿书. 加力燃烧室一体化设计[J]. 航空动力,2020(6):31-34.
- [2] 张孝春,孙雨超,刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机,2014,40(2):24-30.
- [3] LIU Y, YONG G C, ZUO W. Effects of the magnetic field on the spallation reaction implemented by BUU coupled with a phase-space coalescence afterburner[J]. Europhysics letters,2012,99(4):42001.
- [4] SHAN Y, ZHANG J Z, WANG Y M. Numerical investigation on aerodynamic and combustion performance of chevron mixer inside an afterburner[J]. Journal of engineering for gas turbines and power,2014,136(11):111501.
- [5] BAN J L, ZHAO Z H, HUANG S, et al. Simulation-based fatigue life analysis of polyimide film in afterburner fuel distributor[J]. Journal of physics: conference series,2023,2542(1):012002.
- [6] 向缘酏,李伟,刘云鹏,等. 一体化加力燃烧室燃烧性能数值研究[J]. 热能动力工程,2023,38(5):71-79.
- [7] 仝照旭,韩启祥. 钝体火焰稳定器后燃烧不稳定数值模拟[J]. 航空发动机,2023,49(1):81-88.
- [8] 尹成茗,张荣春,樊未军,等. 一种一体化加力燃烧室的数值模拟[J]. 航空动力学报,2018,33(2):470-476.
- [9] 王伟龙,金捷,井文明,等. 改进型一体化加力燃烧室方案的数值模拟[J]. 航空动力学报,2015,30(5):1119-1124.
- [10] 李锋,郭瑞卿,李龙贤,等. 整流支板和火焰稳定器的一体化设计加力燃烧室性能的数值模拟[J]. 航空发动机,2012,38(5):6-9.
- [11] 孙雨超,张志学,李江宁,等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究[J]. 航空科学技术,2011,23(4):71-74.
- [12] KIRUBHAKARAN K, PARAMMASIVAM K M. Design and experimentation of simulated combustor model for aircraft afterburner applications[J]. International journal of turbo & jet-engines,2016,33(2):175-183.
- [13] 王亚盟,张靖周,单勇,等. 采用锯齿冠状混合器的加力燃烧室燃烧特性数值研究[J]. 航空动力学报,2011,26(7):1509-1514.
- [14] 狄虎威,单勇,高家春,等. 加力燃烧室用齿冠状混合器的数值研究与验证[J]. 航空动力学报,2012,27(8):1718-1725.
- [15] 付焱,朱健,高原,等. 喷嘴布局对加力燃烧室燃烧性能的影响[J]. 热科学与技术,2023,22(1):13-20.
- [16] 谭云川,钟华贵,孙瑞礼,等. 驻涡加力燃烧室贫油熄火性能的影响[J]. 航空动力学报,2021,36(9):

1932-1941.

- [17] 段倩. 加力燃烧室中声、涡和火焰相互作用的特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [18] 张澄宇, 孙晓峰. 加力燃烧室流场形态与振荡燃烧数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 270-277.
- [19] 薛帅. 加力燃烧室湍流流场与燃烧特性数值研究[D]. 吉林: 东北电力大学, 2024.

Effect of fuel configuration on turbulent combustion characteristics of afterburner

WANG Yanhong, ZHANG Huiling, BAI Haoran

(School of Power and Energy, Northeast Electric Power University, Jilin 132012, China)

Abstract: In order to explore the influence of fuel configuration on the turbulent combustion process of afterburner, the configuration schemes of three fuel injection ratio and two nozzle layouts were designed, and the turbulent combustion status of afterburner was numerically studied based on the detailed fuel combustion reaction mechanism. The fuel in combustion characteristics and mechanism were analyzed through the pressure, temperature, velocity and turbulent dynamic energy distributions. The distributions of fuel, oxygen and combustion products in afterburner were investigated. The temperature uniformity coefficient and combustion efficiency were introduced, and the combustion characteristics of afterburner were comprehensively evaluated. The results showed that appropriately increasing the fuel injection ratio of outer-ring was conducive to improve the combustion process of outer-ring, increases the outlet temperature of tail nozzle and the overall combustion efficiency. In the nozzle V-type layout, the heat generated by the middle-ring combustion promoted the combustion processes of inner-ring and outer-ring, and the overall combustion performance was better.

Keywords: afterburner; fuel injection ratio; nozzle layout; combustion characteristic; combustion efficiency

(责任编辑: 唐立平)

引用格式 王彦红, 张慧玲, 白皓然. 燃油配置对加力燃烧室湍流燃烧特性影响[J]. 山东航空学院学报, 2025, 42(6): 1-10.
WANG Y H, ZHANG H L, BAI H R. Effect of fuel configuration on turbulent combustion characteristics of afterburner[J]. Journal of Shandong University of Aeronautics, 2025, 42(6): 1-10.