

# 航空发动机燃烧室氢燃烧组织方案探索研究

能动2101班：叶媛 指导教师：唐凌虹 论文类型：毕业论文

**摘要：**由于传统航空燃料带来的严重污染问题，氢燃料以其高热值、燃烧产物清洁、来源广泛的优势脱颖而出。本论文主要依靠UG软件建模、Fluent软件模拟结果，系统的研究了氢燃烧的特性以及优化的策略。结合Fluent软件获取液氢在原始燃烧结构下的基础数据，发现氢在该燃烧室结构内发生了回火和高NO<sub>x</sub>的问题，我们通过优化旋流器结构以及燃料状态改善了回火现象、降低出口处的NO<sub>x</sub>的排放，也证实了旋流数的大小对燃烧组织的影响。在探究的旋流数范围预燃级均处于富燃状态，针对这种情况，我们提出两种优化方案：氢气重新分配和预燃级的结构优化，经观察模拟得到的结果分析，二者均能有效降低预燃级的当量比，改善富燃状态，为氢燃烧室设计提供可行的技术路径。

**关键词：**氢燃料；旋流数；回流燃烧室

## 1 绪论

为响应我国2030年实现碳达峰、2060年实现碳中和的目标，航空业的转型刻不容缓，传统航空燃料燃烧产生大量长寿命CO<sub>2</sub>等温室气体，加剧全球变暖。为此，国际国内政策积极推动航空脱碳，特别强调发展氢能航空，其超高的比能量意味着等推力下燃料消耗量更低；燃烧主要产物为水蒸气（虽属温室气体但存留时间短），可实现近零碳排放；气态氢密度极低可能减轻空重，液氢还具热管理潜力；且其宽可燃范围、低点火能利于高效动力输出。

在国际层面，氢燃料航空技术研究已经进入了工程化阶段，德国亚琛大学研究发展微混燃烧技术超30年，迭代至第六代微混燃烧室；美国GE开发了多管微混燃烧器，联合能源部推进了IGCC-H<sub>2</sub>项目；罗罗公司完成全球首次航空发动机全环氢燃烧试验，计划在2030年代中期推出液氢发动机的窄体飞机；空客提出在2035年实现氢动力客机的目标（ZEROe），巴西航空工业计划在2040年前将E50-H2GT飞机投入运营，欧盟的ENABLEH<sub>2</sub>等项目协同推进液氢在航空业的使用，俄罗斯依托重工业基础，加速VK-2500发动机氢改计划。

国内研究以机理探索与仿真优化为主，近几年转向工程验证，其中高校团队成果显著：哈尔滨工业大学邱朋华课题组揭示掺水降NO<sub>x</sub>的机制，北京航空航天大学开发了蜂巢微混燃烧室，增强氢-空气的混合，清华大学任祝寅团队解析了掺氢火焰的传播特性，中国科学院大学工程热物理研究所设计了宽氢域射流微混燃烧器。中国航发研究所联合企业完成了掺氢/纯氢燃烧室设计，2024年沈阳航空航天大学实现四座氢内燃飞机的首飞，空天动力研究院实现40kg'级氢燃料涡轮发动机整机试验。但是相比于国际，国内在全尺寸燃烧室试验和液氢整机集成方面仍需要加速突破。

## 2 数值计算方法

### 2.1 物理模型及边界条件设置

研究对象为环型航空发动机回流燃烧室，整个燃烧室包括18个火焰筒，原设计燃烧燃料为航空煤油，为简化结构并减少计算工作量，取该燃烧室的1/18为研究对象进行后续数值模拟研究。气体来流经过外环腔进入燃烧室的内部，先后穿过火焰筒并完成两次180°的折转，最终由内环腔流出燃烧室。

针对航空发动机燃烧室高达十万乃至百万量级的雷诺数，我们将采用基于雷诺平均的N-S方程和Realizablek- $\epsilon$ 双方程进行流动数值模拟，近壁区将采用绝热、增强型壁面处理。燃烧模型设置为组分输运模型，其中燃烧模型选择EDC模型来模拟液氢的燃烧。由于液氢的超低温相变特性，采用DPM模型对液氢射流开展模拟，追踪液氢液滴的运动轨迹及其快速气化过程。

### 2.2 网格划分和独立性验证

本文利用Fluent Meshing对燃烧室进行网格的划分，为了避免因网格划分不合理导致的误差，分别划分出了271万、347万、405万、535万四套不同密度的网格。选取燃烧室火焰筒的头部中心轴线，通过对四组网格的轴向速度、温度、压力分布曲线来验证本文所用网格绘制方法的可靠性。通过对三个参数分布曲线图的对比分析，研究认为当网格数目达到405万时，相关参数计算结果趋于稳定，满足网格无关性验证的要求，网格的划分均采用405万的网格数量。

## 3 计算结果分析

### 3.1 原结构液氢燃烧问题分析

本研究基于某型航空发动机燃烧室结构，采用液氢直接替代航空煤油进行燃烧模拟。初始工况设定：空燃比AFR=128，液氢按主燃级（6喷嘴， $\varphi 0.43\text{mm}$ ）/预燃级（单喷嘴， $\varphi 0.46\text{mm}$ ）9:1比例分配，总当量比 $\Phi=0.27$ 。

结合仿真结果以及云图共同分析，仿真结果如表3-1所示：

(1) 严重回火现象：旋流器出口附近出现负轴向速度(-23.97m/s)和强径向流动，形成低速回流区；温度场中高温区上移至旋流器文氏管，OH分布向喷嘴延伸，证实火焰逆向传播至燃料喷射区。

表3-1 仿真模拟结果汇总表

参数（单位）	数值
出口最高温度 (K)	1458.833
出口平均温度 (K)	1370.6707
OTDF	0.1258
RTDF	0.1057
总压损失 (%)	3.04
NOx排放 (ppm)	677.2249

(2) NO<sub>x</sub>排放超标: NO<sub>x</sub>浓度达677ppm, 高浓度区域与高温区重合, 原因可能是液氢蒸发延迟导致局部富燃及高温烟气滞留。同时三级径向旋流器的旋流数过高而导致燃料-空气掺混不均, 引发局部高温和流动分离。

### 3.2 燃料-旋流器协同优化改进方案分析

针对液氢燃烧回火频发、NO<sub>x</sub>超标问题, 提出燃料-旋流器协同优化策略:

(1) 燃料优化: 将液氢改为气氢直接喷射。 (2) 旋流器重构: 三级径向旋流器→二级轴向旋流器 (预燃级θ=45° Sn=0.778, 主燃级θ=30° Sn=0.444)。

对比结果如表3-2所示, 方案一为原液氢方案, 方案二为氢气方案:

表3-2对比结果分析

参数/ (单位)	方案一	方案二
出口截面最高温度/K	1458.833	1453.977
出口截面平均温度/K	1370.671	1369.197
压力损失/%	3.04	2.828
NO <sub>x</sub> /ppm	677.2249	440.7787
OTDF	0.1258	0.1213
RTDF	0.1057	0.0661

结合表格结果对比分析和云图对比, 我们可以清楚的知道该优化方案通过气氢喷射与轴向旋流器协同, 燃料与空气更加均匀的混合与高温峰值的控制以及氢气的快速扩散特性抑制了富燃料区域的生成, 有效抑制了NO<sub>x</sub>的排放, 使NO<sub>x</sub>的排放量有效降低34.9%, 实现了燃烧稳定性与排放性能的同步优化, 为航空氢动力系统提供可行技术路径。

### 3.3 预燃级旋流数对氢燃烧组织的影响分析

该节内容主要是通过调整二级轴向旋流器预燃级叶片角度(30°-55°)改变旋流数(0.449-1.11), 在主燃级旋流数恒定为0.444的条件下, 探究预燃级旋流数对氢燃烧组织的影响。汇总结果如表3-3所示:

表 3-3 预燃级中不同旋流数下的结果汇总

序号	叶片角度/°	旋流数	预燃级空 气流量/ (kg/s)	出口平 均温度/ K	NO <sub>x</sub> /ppm	压力损 失/%	OTDF	RTDF
1	30	0.449	0.005655	1369.18	459.89	2.836	0.12645	0.06866
2	35	0.544	0.005433	1369.39	441.67	2.823	0.15088	0.06968
3	40	0.653	0.005246	1369.01	481.55	2.853	0.16119	0.07346
4	45	0.778	0.004949	1369.20	440.78	2.828	0.12125	0.06611
5	50	0.93	0.004803	1369.73	408.35	2.852	0.11291	0.06931
6	55	1.11	0.003897	1369.17	323.91	2.831	0.11764	0.07263

结合各类云图综合分析, 结果表明, 预燃级空气流量与旋流数呈负相关, 随旋流数增大, 气流旋流强度增加导致壁面摩擦阻力增大, 空气流量从0.005655kg/s降至0.003897kg/s; NO<sub>x</sub>排放呈“先降-后升-再降”趋势, 低旋流数(0.449-0.544)时旋流增强促进混合使NO<sub>x</sub>从459.89ppm降至441.67ppm, 旋流数0.653时混合过度致局部高温使NO<sub>x</sub>升至481.55ppm, 高旋流数(0.778-1.11)时强旋流缩短燃料停

留时间，氮氧化物再次降低。

### 3.4 氢气分配与预燃级结构优化方案分析

本节内容针对预燃级富燃状态，提出双重优化策略改善氢燃烧组织：（1）调整主燃级与预燃级的进气比例，使预燃级处于化学当量比状态；（2）改进预燃级流道的结构，使预燃级的进气量增加。

#### 3.4.1 调整气量分配比例结果分析

经过仿真计算后，对于该工况下的计算结果以及之前该旋流数下的结果汇总到表3-4中。方案一为原主燃级：预燃级=9: 1的气量分配下的计算结果，方案二为9.5: 0.5的气量分配下的计算结果。

表 3-4 不同气量分配下的各参数汇总

参数（单位）	方案一	方案二
预燃级局部当量比	2.31	1.06
出口截面平均温度/K	1369.197	1370.045
压力损失/%	2.8276	2.8455
OTDF	0.12125	0.10180
RTDF	0.06611	0.06313
NO <sub>x</sub> /ppm	440.7787	326.8617

结合各类云图共同分析，我们可以明显看出，方案二的预燃级局部当量比显著降低，更趋近于化学当量比。NO<sub>x</sub>的排放量也得到了大幅度下降，OTDF、RTDF 也均有不同程度的减少，出口截面平均温度、压力损失等参数虽有变化，但是变化幅度相对较小，燃烧流场速度与温度分布更均匀。

#### 3.4.2 预燃级结构优化方案结果分析

表3-5预燃级流道重构前后的计算结果分析

参数（单位）	方案一	方案二
预燃级局部当量比	2.31	1.18
出口截面平均温度/K	1369.197	1369.119
压力损失/%	2.828	2.771
OTDF	0.12125	0.11717
RTDF	0.06611	0.06706
NO <sub>x</sub> /ppm	440.7787	377.1953

本小节研究通过改变预燃级的流通面积，增加进气量使其尽可能达到化学计量比的方案。经过仿真计算后，对于该工况下的计算结果以及之前该旋流数下的结果汇总在表3-5中。方案一为原二级轴向旋流器下的计算结果，方案二为改进旋流器结构下的计算结果（方案一的旋流数与方案二的旋流数近似相同，均看作0.78）。

结合各类云图综合分析，方案二相较于方案一，预燃级的局部当量比明显趋近于化学计量比，表明重构流道结构的方案有效改善了预燃级的富燃状态，出口截面平均温度基本保持稳定，压力损失有所降低，说明流道重构再优化燃烧的同时，并没有增加系统的阻力。RTDF和OTDF也有所变化，反映出燃烧温度分布和反应强度分布的优化趋势，NO<sub>x</sub>的排放量也在减少，方案二在速度、温度、OH分布等各方面均有所优化，燃烧反应更加的充分。

## 4 研究结论与未来展望

本研究基于Fluent数值模拟平台，系统优化氢燃料航空发动机燃烧室，主要解决回火与高NO<sub>x</sub>排放问题。主要结论：（1）原三级径向旋流器因旋流数过高、液氢蒸发延迟导致局部高温与回流区低速化，引发严重回火及NO<sub>x</sub>超标；（2）改为二级轴向旋流器并切换气氢注入，通过降低旋流数、简化流路，提升掺混效率，显著抑制回火并降低NO<sub>x</sub>；（3）预燃级旋流数 $>1$ 时可降NO<sub>x</sub>，但进气量减少会诱发回火；

（4）优化主/预燃级气量分配及流道结构，进一步协同降低NO<sub>x</sub>与回火风险。未来研究需拓展复杂工况负荷、深化液氢高效燃烧技术（优化原三级旋流器），以进一步控制回火现象、降低NO<sub>x</sub>的排放；结合实验与大涡模拟（LES）开发微预混燃烧室，验证微观混合降NO<sub>x</sub>机制，通过实验数据校准模拟，推动氢燃烧技术工程化应用。