

文章编号: 1000-8055(2026)11-20250157-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250157

主燃级旋流数对燃烧室 NO_x 排放影响的数值模拟

王 晶^{1,2}, 张 弛¹, 陶雯婕², 惠 鑫¹

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;

2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司 先进技术研究部, 上海 200241)

摘 要: 为了研究宽工况范围内中心分级贫油预混预蒸发燃烧室主燃级旋流数对 NO_x 排放的影响, 采用三维数值模拟方法分析了基准排放着陆和起飞(LTO)循环工况下燃烧室气动热力和 NO 生成特征, 并通过 NO_x 排放测试结果对比验证仿真方法。此外, 仿真分析了不同主燃级旋流数在不同工况下燃烧室 NO_x 排放的影响规律。研究表明: 在不同的工况下, 主燃级旋流数对 NO_x 排放的影响规律不同。在慢车工况下, 随着主燃级旋流数的增加, 促进了预燃级的油气掺混, 使得预燃级燃烧温度更高, 从而产生更多 NO_x; 在大工况下, 随着主燃级旋流数的增加, 更多空气被卷入回流区, 使得贫油的主燃区油气比进一步降低, 从而降低了 NO_x 排放。随着主燃级旋流数(0.5~0.9)增加, LTO 循环 NO_x 排放总量减少。

关 键 词: 贫油预混预蒸发燃烧室; 主燃级旋流数; 着陆和起飞(LTO)循环; NO_x 排放; 主燃区

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical simulation of the influence of main stage swirl number on combustor NO_x emissions

Wang Jing^{1,2}, Zhang Chi¹, Tao Wenjie², Hui Xin¹

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. Advanced Technology Research Department, Commercial Aircraft Engine Company Limited, Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: To investigate the influence of main stage swirl number on NO_x emissions in a centrally-staged lean premixed prevaporized combustor across wide operating conditions, three-dimensional numerical simulations were used to analyze the turbulent combustion and NO formation characteristics during the reference emissions Landing and Take-Off (LTO) cycle. And the simulation methodology was validated against experimental NO_x emission data. Furthermore, the influence of main stage swirl number on NO_x emissions under LTO cycle conditions was simulated and analyzed. The results revealed that the influence of main swirl number on NO_x emissions varied under different operating conditions. At idle conditions, an increase in main swirl number enhanced fuel-air mixing in the pilot combustion zone, leading to higher combustion temperature and elevated NO_x emissions. Under high-load conditions, as the main swirl number increased, additional airflow was entrained into the re-circulation zone, further reducing the fuel-to-air ratio in the lean primary combustion zone and thereby decreasing NO_x emissions.

收稿日期: 2025-03-30

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-III-0014-0057); 中国航发自主创新专项资金项目(ZZCX-2021-003); 国家自然科学基金(U2141221)

作者简介: 王晶(1991—), 女, 工程师, 硕士, 研究方向为民用航空发动机低排放燃烧。E-mail: wangjing_0919@163.com

通信作者: 惠鑫(1982—), 男, 副教授, 博士, 研究方向为污染物生成机理与控制。E-mail: huixin@buaa.edu.cn

引用格式: 王晶, 张弛, 陶雯婕, 等. 主燃级旋流数对燃烧室 NO_x 排放影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2026, 41(11): 20250157. Wang Jing, Zhang Chi, Tao Wenjie, et al. Numerical simulation of the influence of main stage swirl number on combustor NO_x emissions[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(11): 20250157.

With increasing main swirl number over the range of 0.5 to 0.9, total NO_x emissions during the reference emissions landing and takeoff cycle decreased.

Keywords: lean premixed pre-vaporized combustor; main stage swirl number; landing and take-off (LTO) cycle; NO_x emission; primary combustion zone

随着航空工业的快速发展,航空发动机的环保性能日益受到关注。氮氧化物(NO_x)作为航空发动机排放的主要污染排放物之一,对大气环境和人类健康造成很大影响。国际民航组织(ICAO)对民用航空发动机基准排放着陆和起飞循环(LTO)循环(起飞、爬升、进场、慢车)中NO_x排放制定了严格的排放标准,发展低排放燃烧技术已成为航空动力领域的重要挑战^[1]。中心分级LPP燃烧室通过预燃级稳焰、主燃级贫油预混的分级策略,在降低局部当量比的同时能够改善燃烧稳定性,具有显著的NO_x减排潜力^[2-3]。

主燃级旋流器作为燃烧室的关键气动部件,其旋流数(S)直接影响燃烧室内的流场结构,从而影响燃油-空气掺混均匀性,进一步对热力型NO_x生成产生影响。这种流场-化学反应耦合特性使得旋流数成为影响燃烧室NO_x排放的关键设计参数。国内外针对分级旋流燃烧室开展了大量仿真和试验研究,重点探究主/预燃级旋流数对燃烧室流场特征与燃烧特性的影响机制。通过数值模拟研究,主燃级旋流器旋流数对中心分级燃烧室流场产生影响^[4],主/预燃级旋流数的匹配可调控中心分级燃烧室回流区结构^[5],而试验研究表明旋流数提升会显著增大燃烧室中心截面雷诺切应力,增强湍流掺混^[6]。PIV与火焰自发辐射测量试验揭示,主燃级旋流数显著影响出口流场稳定性及点熄火极限^[7]。高旋流数可有效促进热斑耗散、抑制局部高温集中,从而提升出口温度分布均匀性^[8-9]。研究者们进一步拓展了旋流数对分级燃烧室火焰结构、燃烧效率及点火特性的多尺度关联规律^[10-13]。在污染物生成机理方面,Smith等^[14]通过化学动力学分析指出,当局部温度超过1900 K时,热力型NO_x生成速率呈指数增长。过高的旋流强度可能导致局部高油气比区域形成,加剧热力型NO_x生成^[15-16]。

然而,现有研究多聚焦于旋流数对单一工况下流场特征的影响,缺乏对宽工况条件下旋流数-流场演变-NO_x生成耦合机制的系统性研究。而航空发动机实际运行中,LTO循环各阶段的进气参数差异导致流场结构与化学反应路径呈现显著

动态特性^[17]。这意味着单一设计旋流数难以在全工况范围内实现最优排放性能,亟需建立旋流数-多工况匹配设计评估方法。

本文采用realizable κ - ε 湍流模型耦合稳态火焰面燃烧模型,构建考虑燃油雾化-蒸发-燃烧全过程的三维数值模型。为了研究主燃级气流从弱旋到强旋,对比不同主燃级旋流数(0.5~0.9)在LTO循环典型阶段的流动燃烧特性,重点揭示宽工况范围内旋流数对回流区形态和NO分布的影响规律,以及LTO循环工况下旋流数对燃烧室排放性能的影响。研究结果为分级燃烧室的全工况范围内的头部设计提供理论支撑,对发展先进低排放燃烧室具有重要工程价值。

1 试验方法

研究对象为单头部燃烧室,采用如图1所示的中心分级的燃烧组织形式,具体结构特征参考文献[18-19]。

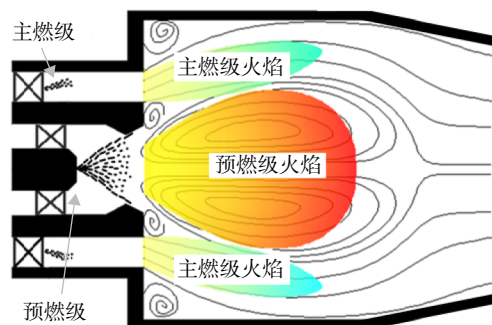


图1 头部及火焰筒示意图

Fig. 1 Schematic of combustor dome and liner

为了研究该头部方案的LTO循环工况下NO_x排放性能,搭建了燃烧室NO_x排放测试系统^[19-21],如图2所示。试验系统主要由3个部分组成:前测量段、试验段和后测量段。其中,前测量段用于测量燃烧室的进口总压(通过总压靶)和总温(通过K型热电偶)。试验段用于安装单头部高温高压燃烧室试验件,如图3所示。火焰筒上下壁面采用冲击+发散双层壁的方式进行冷却,侧壁采用气模冷却方式。火焰筒壁上的小柱子为双层壁之间的支撑柱,小柱子内部开冷却孔,用

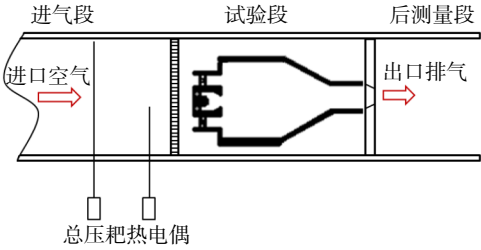


图 2 燃烧室测试系统示意图
Fig. 2 Schematic of combustor test system

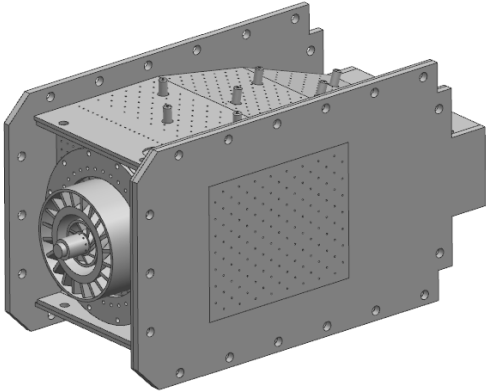


图 3 单头部高温高压燃烧室试验件
Fig. 3 Experimental piece of single sector combustor

于通冷却气。燃烧室头部进气比例为 60.1%，火焰筒冷却进气比例为 39.9%。火焰筒各段的进气比例根据开孔面积比例而定，火焰筒侧壁面进气比例为 35.2%，上下火焰筒平直段、倾斜段和收缩段的进气比例分别为 17.0%、28.0%、19.7%。

为了确保进气流的均匀性，在燃烧室的头部上游设置了多孔匀流板。为了对燃烧室出口排气 NO_x 排放水平进行测试，在后测量段采用符合 ICAO 标准的燃气分析仪测量气态污染排放物，试验前所有仪器采用标准样气进行标定，最后按照 ICAO 规定的排放标准换算成 NO_x 排放指数 EINO_x(单位: g/kg 燃油)。

基于上述试验系统和单头部高温高压燃烧室试验件开展燃烧排放测试试验，试验工况如表 1 所示。慢车工况为仅预燃级工作模式，其他 3 个大工况为主、预燃级共同工作模式。由于试验能

表 1 单头部燃烧室试验工况

Table 1 Experimental conditions for single sector combustor

工况	SR	T_m/K	p_m/MPa	$m_a/(kg/s)$	FAR
慢车	1.00	507.3	0.591	0.691	0.012
进场	0.25	652.2	1.368	1.524	0.019
模拟爬升	0.14	816.1	2.197	2.056	0.023
模拟起飞	0.10	851.8	2.224	2.034	0.025

力有限，爬升和起飞工况采用数值模拟方法研究。表中 SR 为分级比(预燃级燃油流量/总燃油流量)，FAR 为油气比(总燃油流量/空气流量)。

2 数值模拟方法

2.1 计算域及网格

对燃烧室几何模型进行简化，简化模型如图 4 所示。由于计算模型中取消了机匣，流体域主要分为 5 个部分：进气段、主燃级、预燃级、火焰筒和排气段，如图 5 所示。其中主、预燃级各有相应的冷却气通道。头部进气量、头部冷却气量和火焰筒进气量通过单头部模型燃烧室的气量分配试验结果确定。

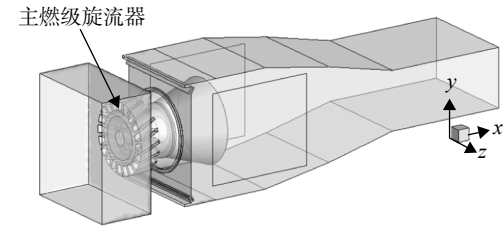


图 4 单头部燃烧室三维简化模型
Fig. 4 3D simplified model of single sector combustor

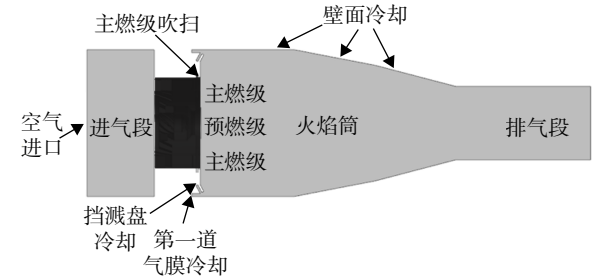


图 5 单头部模型燃烧室计算域
Fig. 5 Computational domain of single sector combustor

为了提升燃烧室头部方案网格生成速率，根据预燃级、主燃级和火焰筒的流体域结构特征进行分块网格划分。如图 6 所示，对预燃级及火焰区单独进行网格划分。对进气段、主燃级、火焰筒和排气段为整体进行网格划分，其中对头部冷却通道及火焰筒壁面气膜冷却部分进行加密，加密网格尺寸为 0.8 mm。所有结构均采用非结构化网格划分。最终采用网格交界面的方式拼接两个子计算域，如图 7 所示。

为了保证数值模拟结果不受网格影响，需开展网格无关性验证。针对 3 组不同主燃级旋流器和火焰区网格尺寸的模型进行对比。主燃级旋流器网格尺寸分别为 0.5、0.8 mm 和 1.0 mm，火焰区

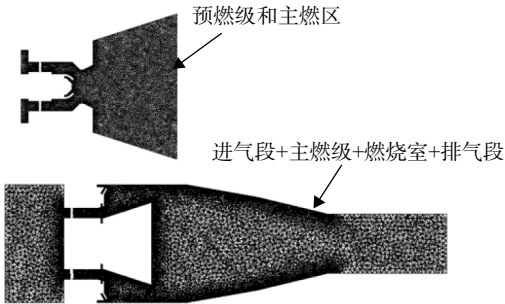


图 6 分块化网格模型
Fig. 6 Block-based mesh model

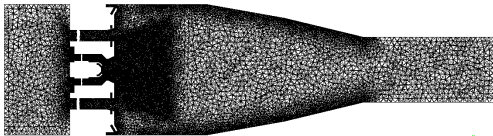


图 7 全流体域网格模型
Fig. 7 Full fluid domain mesh model

网格尺寸分别为 1.0、2.0 mm 和 4.0 mm。3 组网格模型的网格量分别为 310 万、405 万和 620 万。选取中心截面距离头部旋流器出口距离 30 mm 线上的数值模拟结果作为对比。图 8 为不同网格模型的轴向速度对比图。从图可知, 405 万和 620 万网格量对应数值模拟的轴向速度基本吻合, 305 万网格模拟结果偏差较大。因此, 采用 405 万网格量模型为可获得稳定的数值模拟结果, 能够满足网格无关性的要求。

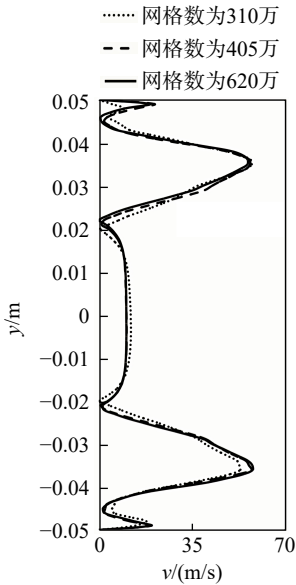


图 8 轴向速度对比图
Fig. 8 Axial velocity comparison chart

2.2 计算工况

针对 3 种不同主燃级旋流数(0.5、0.7 和 0.9)

的燃烧室湍流喷雾燃烧及 NO_x 排放开展 LTO 循环工况的稳态数值模拟。数值模拟工况条件除了表 1 所列 4 个工况, 还开展了如表 2 所列的爬升和起飞工况。爬升和起飞工况的油气比和进口压力比模拟爬升和模拟起飞工况更高。

表 2 数值模拟工况条件

Table 2 Operating conditions for numerical simulation					
工况	SR	T_{in}/K	p_{in}/MPa	$m_a/(kg/s)$	FAR
爬升	0.14	810.9	2.865	2.504	0.026
起飞	0.10	843.6	3.266	2.799	0.028

2.3 数值模拟方法

采用商用流体计算软件 ANSYS Fluent 19.2 开展稳态 RANS 数值模拟。采用 SIMPLE 压力修正算法求解压力速度耦合方程。采用 Least Square Cell Based 法对流动方程的对流和扩散项进行离散。压力插值方法采用二阶法, 其余采用二阶迎风法。采用 realizable $k-\varepsilon$ 模型模拟燃烧室均湍流, 采用 enhanced wall treatment 模型模拟近壁面流动。采用颗粒轨道模型模拟燃油喷雾, 设置喷雾边界条件的方式向连续相添加离散相颗粒。主燃级包括 20 个喷点, 在预燃级喷嘴和主燃级各喷点出口位置给定初始液滴平均粒径 SMD、喷雾半角 θ 、燃油流量 m_f 和喷射速度 v_f 等参数模拟液滴初始雾化状态, 具体数值如表 3 所示。

表 3 喷雾参数

Table 3 Spray parameters				
喷口	SMD/mm	$\theta/(^{\circ})$	$m_f/(kg/s)$	$v_f/(m/s)$
预燃级	0.011 4	90.0	0.007 0	102.87
主燃级	0.005 0	12.2	0.021 3	24.27

初始液滴粒径大小和喷雾张角通过经验公式^[22] 计算得到, 并采用试验 SMD 测量数据进行校准^[23]。采用部分预混燃烧模型模拟燃烧, 采用 NASA 的航空煤油 16 组分 23 步反应的机理^[24] 模拟化学反应, 该机理经过试验验证适用于模拟航空煤油对应的预混、扩散反应。由于 NO_x 的生成对流动、温度和组分场的影响基本可以忽略, 故在湍流燃烧计算稳定后, 采用 NO_x 模型对 NO_x 生成进行计算。模型燃烧室湍流、雾化、燃烧和 NO_x 生成数值模拟方法已根据光学试验进行了验证^[25]。

燃烧室头部空气进口和冷却气进口边界条件为质量流量进口, 燃烧室出口边界条件为压力出

口。其余壁面边界条件为无滑移、绝热壁面。主、预燃级通道壁面及火焰筒壁面 DPM 边界条件为切向反射边界, 反射系数法向为 0、切向为 1。由于燃烧室火焰筒冷却区域冷却孔孔径小, 数量多, 若计算模型包含冷却孔, 则网格量巨大并且网格质量无法保证, 采用源项法模拟气膜孔冷却^[26]。该方法无需计算气膜孔内流动, 通过自研程序实现在距离每一个气膜孔出口位置最近的网格单元上添加正质量源, 以模拟从气膜孔流出的质量流对流体域内质量、动量、能量以及所有标量带来的影响。

3 结果分析

3.1 NO_x 排放结果对比

图 9 为基准方案燃烧室出口均一化的 EINO_x 模拟与试验结果对比图。均一化的 EINO_x 为各工况下的燃烧室出口 EINO_x 值与最大 EINO_x 的比值。由图可以看出, 慢车、进场、模拟爬升、模拟起飞工况出口 EINO_x 预测误差均小于 15%。爬升和起飞工况下燃烧室出口均一化的 EINO_x 预测值分别为 0.8 和 1.0, 均高于模拟爬升和模拟起飞工况, 对比仿真预测结果符合预期。

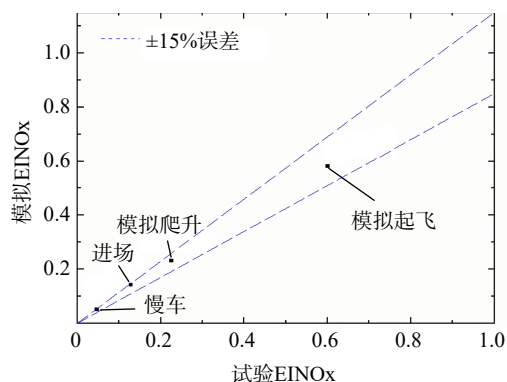


图 9 燃烧室出口 EINO_x 模拟与试验结果对比

Fig. 9 Comparison of simulation and experimental results of EINO_x at combustor outlet

3.2 气动热力特征

根据数值仿真结果, 对基准燃烧室(主燃级旋流数 $S=0.7$)流速、喷雾、温度和 NO 质量分数分布特征进行分析, 进一步揭示 LTO 循环工况下 NO_x 排放的生成机制。

3.2.1 流动特征

图 10 为不同工况条件下燃烧室中心截面冷态流速分布云图, 图中黑实线代表轴向速度为零的等值线(黑线所包围的区域即为回流区)。从慢

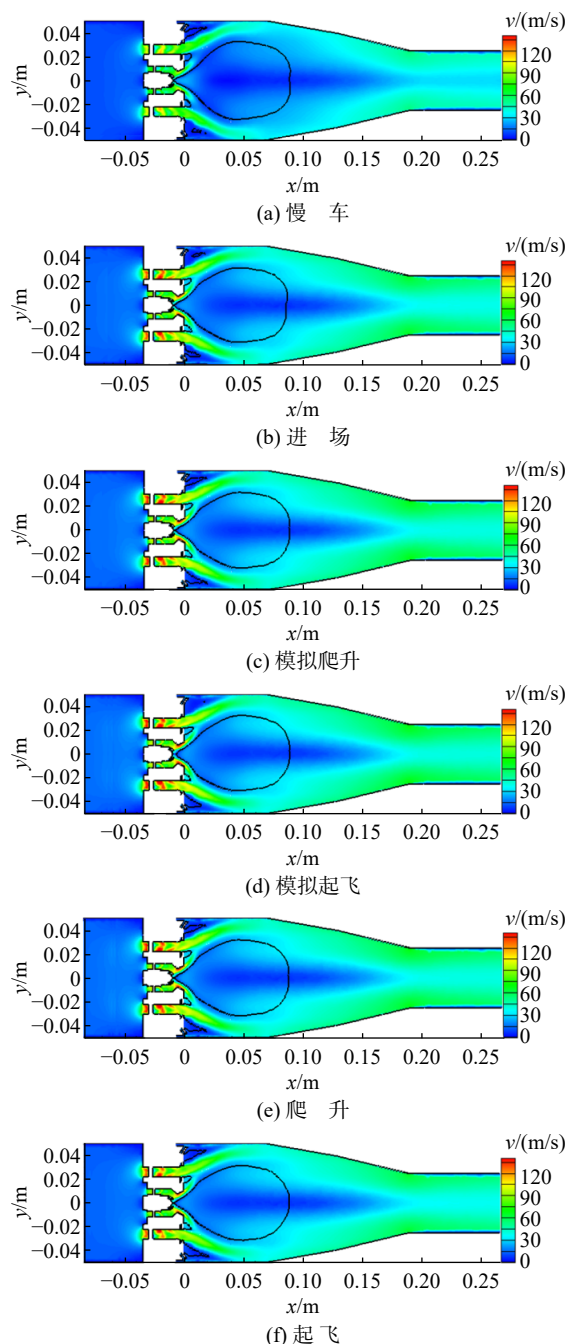


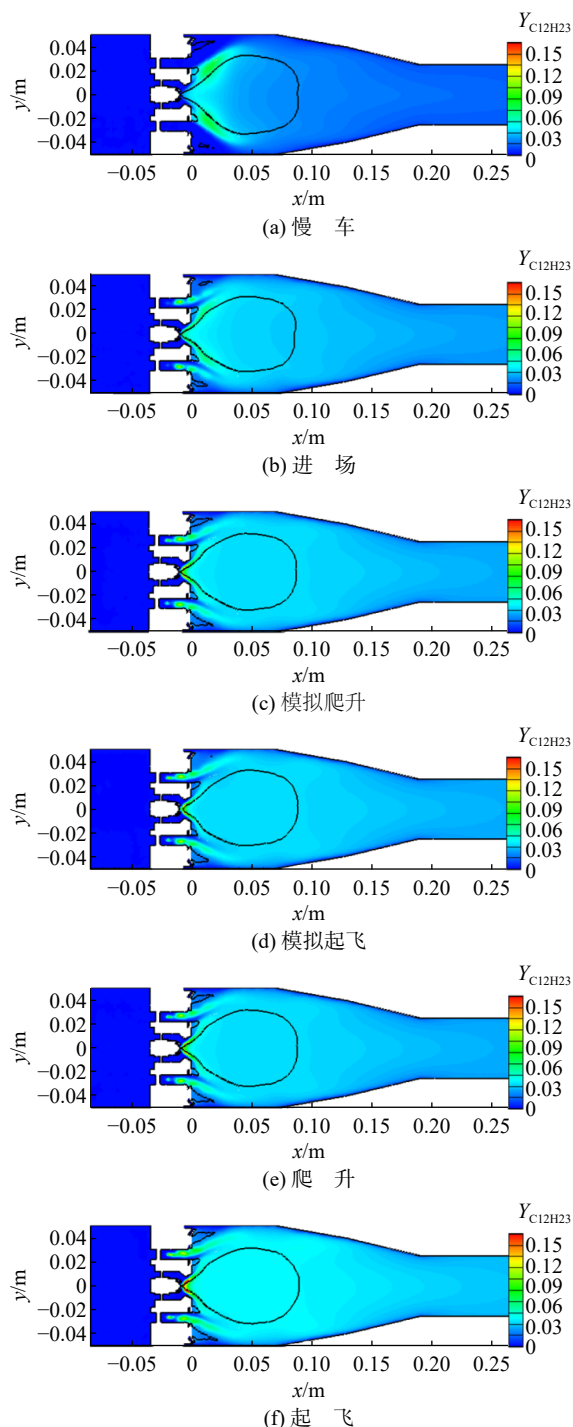
图 10 $S=0.7$ 的中心截面流动特征

Fig. 10 Flow characteristics of the central cross section under $S=0.7$ condition

车工况到起飞工况, 压力和流量逐渐升高。从图中可以看出, 仅改变进气条件的情况下, 中心回流区末端有细微差别, 但总体变化不大。

3.2.2 喷雾特征

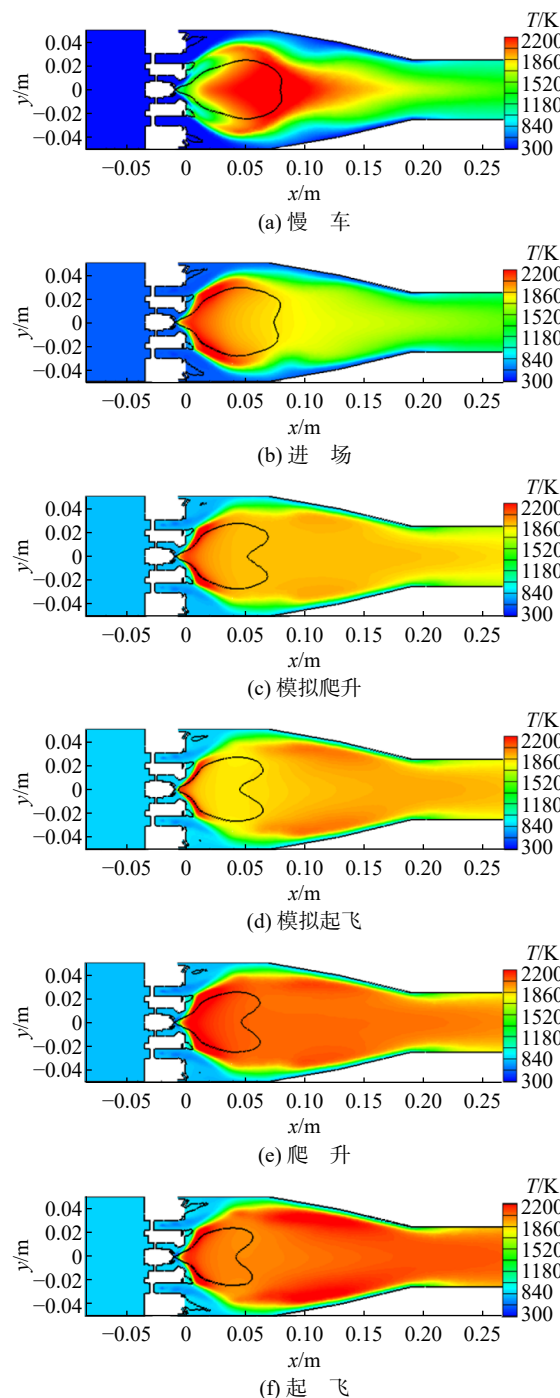
图 11 为燃烧室中心截面冷态喷雾燃油质量分数云图, 图中黑实线代表轴向速度为零的等值线。从图中可以看出, 由于慢车工况仅预燃级供油, 因此燃油蒸气主要集中在主、预燃级旋流剪切层附近。对于进场工况、模拟爬升工况、模拟

图 11 $S=0.7$ 的中心截面喷雾特征Fig. 11 Spray characteristics on central cross section under $S=0.7$ condition

起飞工况、爬升工况和起飞工况,主、预燃级共同供油,主燃级喷嘴流量大导致雾化粒径小、蒸发快,在旋流剪切层以及主燃级出口位置燃油蒸气质量分数均较高。并且,随着 FAR 增加,燃油整体质量分数显著提高。

3.2.3 温度分布特征

图 12 为燃烧室中心截面温度分布云图。根

图 12 $S=0.7$ 的中心截面温度分布Fig. 12 Temperature distribution on central cross section under $S=0.7$ condition

据冷态燃油分布的结果,慢车工况主、预燃级旋流剪切层燃油质量分数高,因此在剪切层下游存在一个明显的高温区域。在进场、模拟爬升工况下,由于主、预燃级同时供油,燃油进入主回流区即燃烧完全,由于高速旋流作用,火焰主要稳定于回流区内。与模拟爬升和模拟起飞工况对比,爬升和起飞工况的温度分布范围一致,但燃烧室整体温度升高,这是由于进口压力和总油气比偏

高导致的。对于模拟爬升和模拟起飞工况(包括爬升和起飞),总油气比和分级比不同,导致中心回流区温度分布也不一致。当模拟起飞工况总油气比偏高且分级比偏低时,主燃级当量比增加,主燃级燃油蒸气在回流区后端经充分混合开始燃烧,使得中心回流区内的高温区变小,高温区脱离中心回流区向下游蔓延。

3.2.4 NO 分布特征

图 13 为燃烧室中心截面 NO 质量分数分布云图。结合图 12 可以看出,NO 基本在高温区生成。对于慢车、进场、模拟爬升、模拟起飞工况,NO 基本集中在回流区。对于模拟爬升和模拟起飞工况,由于总油气比增加,中心回流区高质量分数的 NO 生成区域范围更大。起飞工况压力升

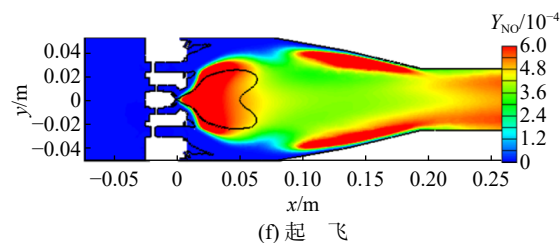


图 13 $S=0.7$ 的中心截面 NO 分布

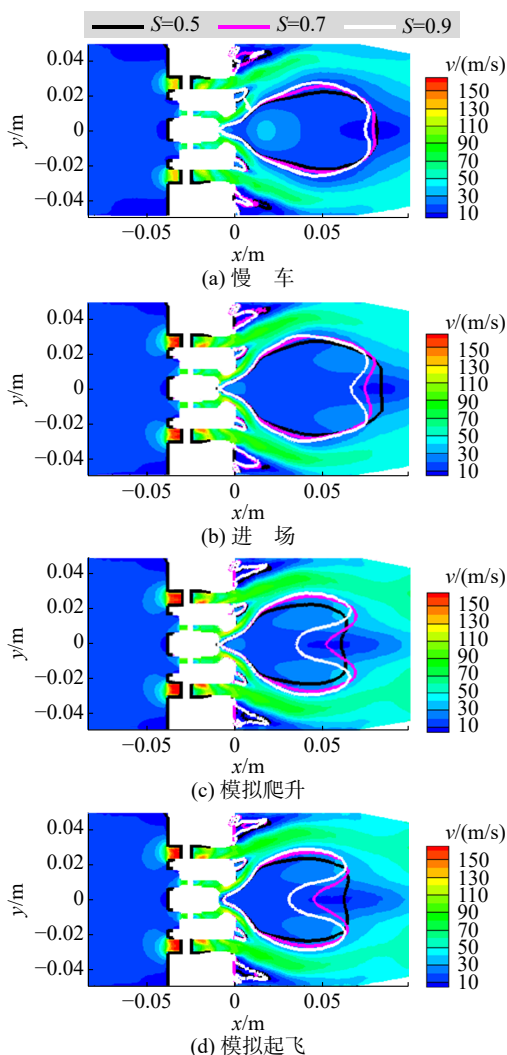
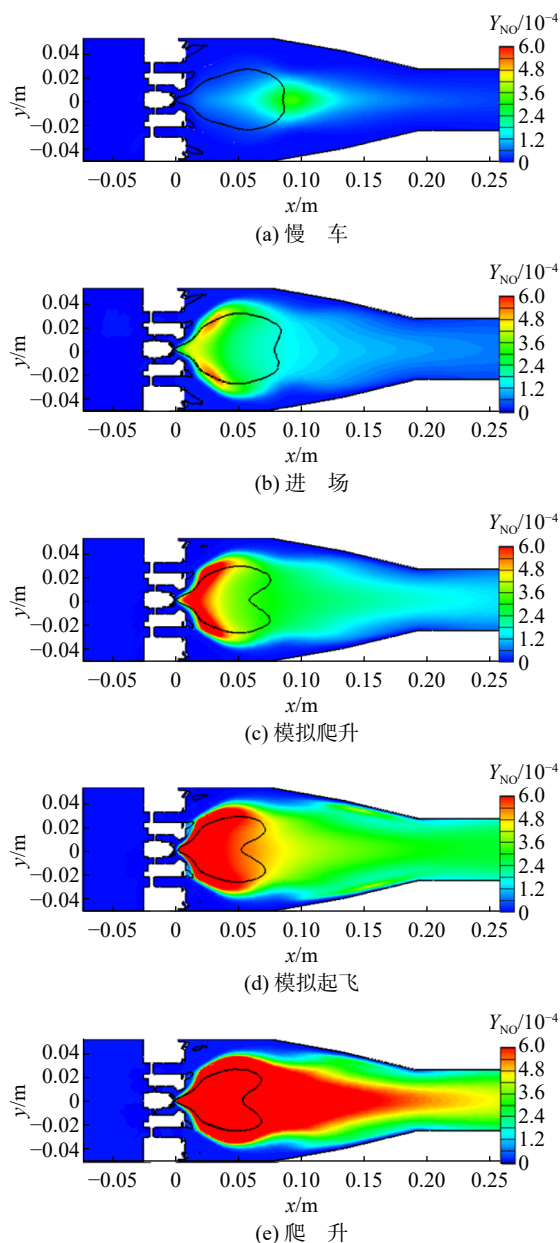
Fig. 13 NO distribution on central cross section under $S=0.7$ condition

高幅度大,由图 12 可知,高温区脱离中心回流区向下游蔓延,在脱离回流区的高温区域存在大量的 NO。

3.3 主燃级旋流数的影响

3.3.1 主燃级旋流数对流场的影响

图 14 为不同主燃级旋流数下热态回流区边界图,图中黑实线代表轴向速度为零的等值线。从图可以明显看出,对于慢车工况,回流区较为饱满。而对于其余大工况,主燃级旋流强度更大,



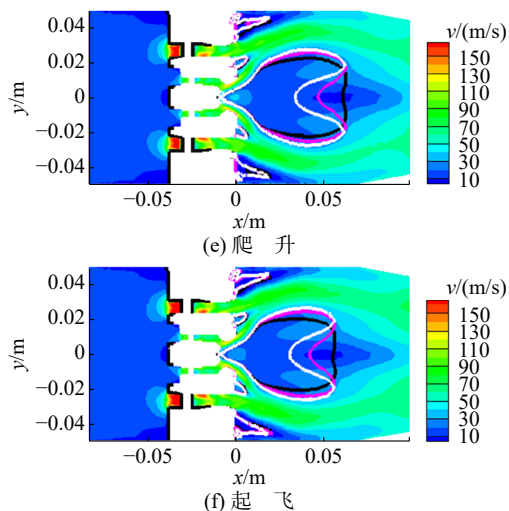


图 14 变主燃级旋流数回流区示意图

Fig. 14 Recirculation zone for variable main stage swirl number

回流区末端更向内凹,回流效果更强。对于所有工况,随着主燃级旋流数增加,回流区边界沿径向扩张,边界末端凹陷更深,回流流量更多。

3.3.2 主燃级旋流数对喷雾及燃烧的影响

如图 15 所示,为了研究主燃级旋流数的影响,在中心截面上的直线 $l_1 \sim l_5$ 位置处提取了冷态速度分量、冷态燃油蒸气质量分数、热态燃烧状态下的温度以及出口 NO_x 质量分数数据,从而进行量化对比分析。其中直线 $l_1 \sim l_6$ 依次对应中心截面上距离头部旋流器出口为 5、10、15、20、25、30 mm 的直线,选取的截面范围能够获得明显差异性的数据,有助于表征和分析不同主燃级旋流数对流动燃烧的影响。

图 16 为不同主燃级旋流数的燃油质量分数、

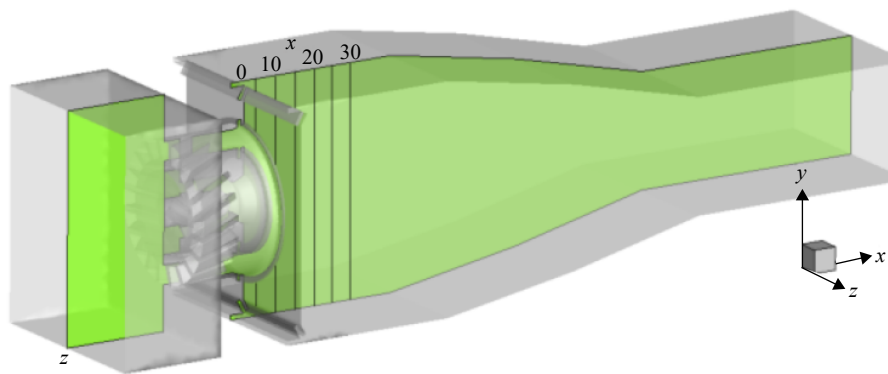
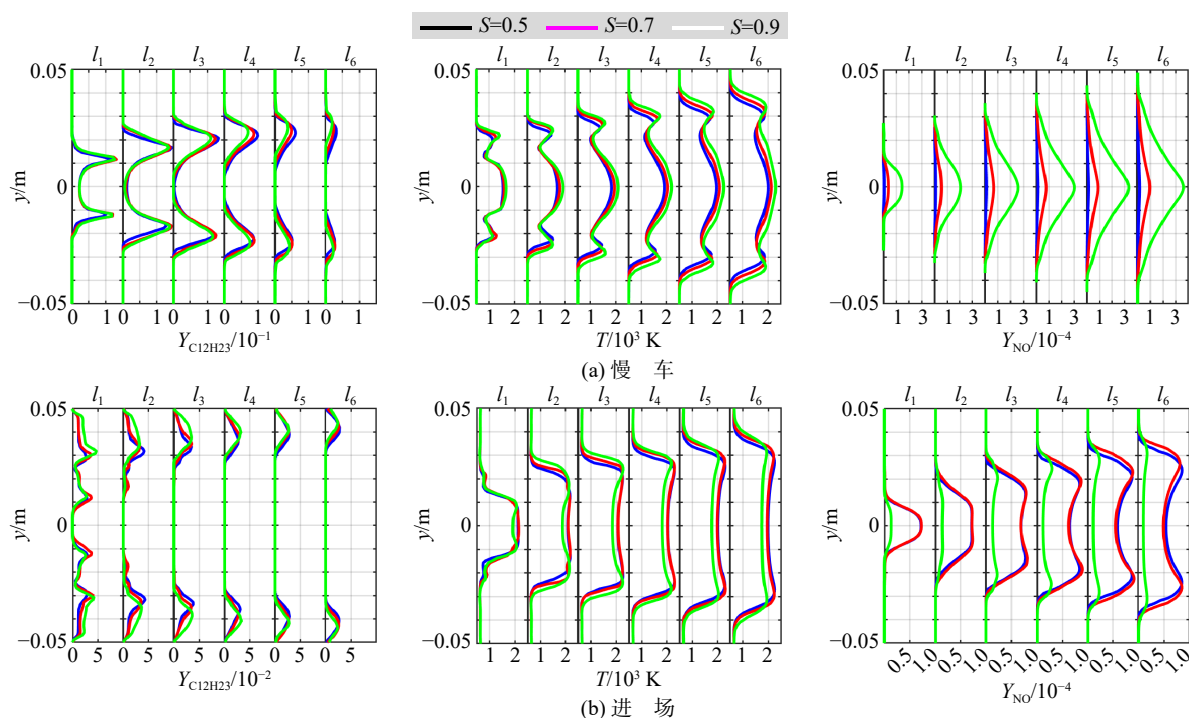


图 15 数值模拟结果后处理截面示意图

Fig. 15 Post-processing section diagram of numerical simulation



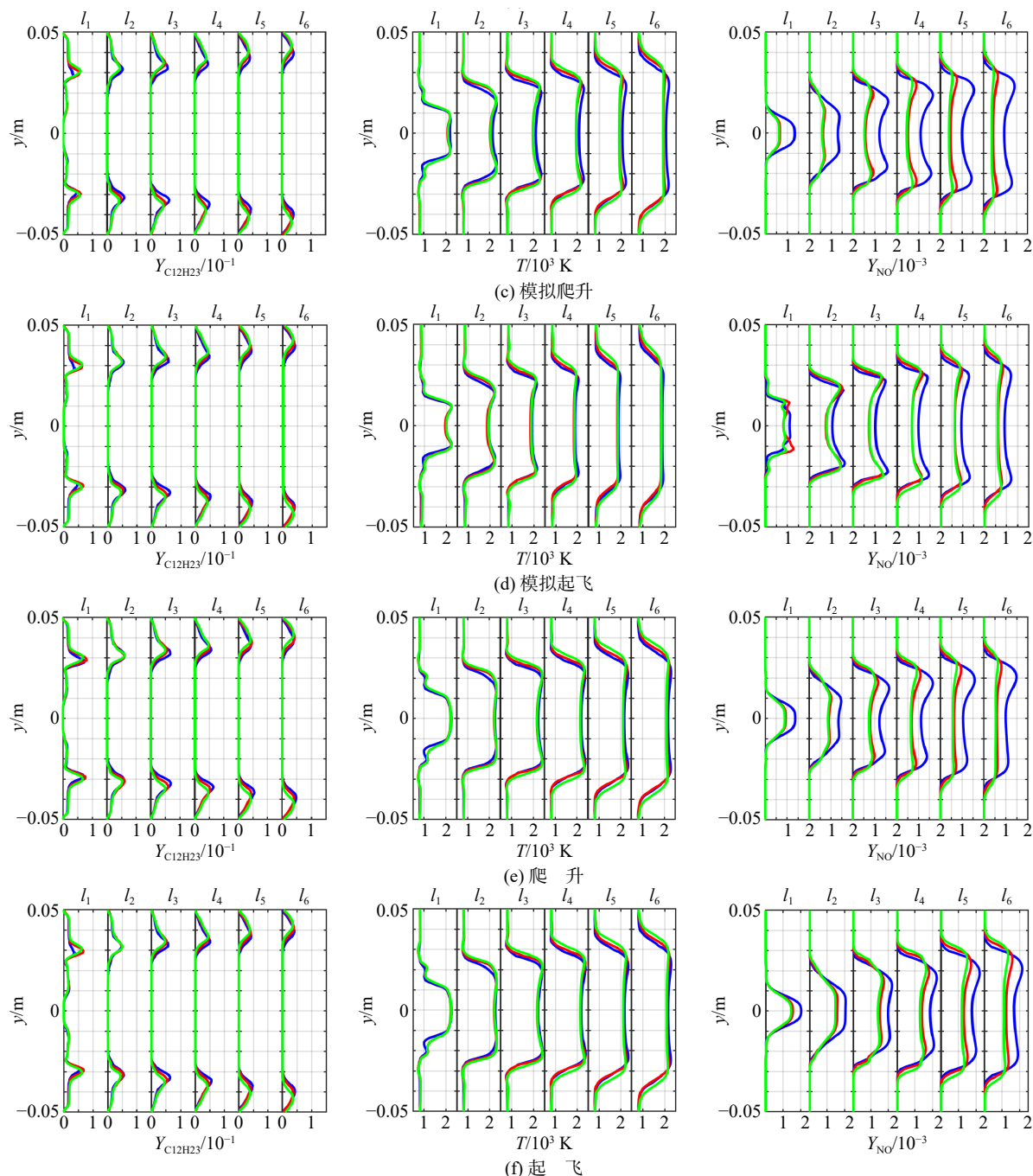


图 16 变主燃级旋流数的燃油蒸气质量分数、温度和 NO 质量分数对比

Fig. 16 Comparison of fuel vapor mass fraction, temperature and NO mass fraction with variable main stage swirl number

温度和 NO 质量分数分布对比图。随着主燃级旋流数增加,促进了主燃区燃油沿头部径向的分布,高温区外边界的径向扩张,以及 NO 生成区的径向扩张。对于慢车工况,随着主燃级旋流数增加,更多预燃级燃油被卷吸到主燃级,导致原本富油的预燃级油气比降低,预燃级温度升高,NO 质量分数显著增大。对于其余大工况,原本贫油的预燃级油气比降低,主燃区温度降低,NO 质量分数显著减小。

3.3.3 主燃级旋流数对 NO_x 排放的影响

图 17 为不同主燃级旋流数的燃烧室出口 EINO_x 值的柱状图。同一主燃级旋流数下,工况越大,出口 EINO_x 值越高。在慢车工况下,随着主燃级旋流数的增加,出口 EINO_x 值随之增加。慢车工况不同旋流数的燃烧室 NO 分布如图 18 所示。由于慢车工况预燃级为富油燃烧,高旋流数促进了主、预燃级的油气掺混,预燃级燃油被更多地卷吸到主燃级,使得原本富油的预燃级燃

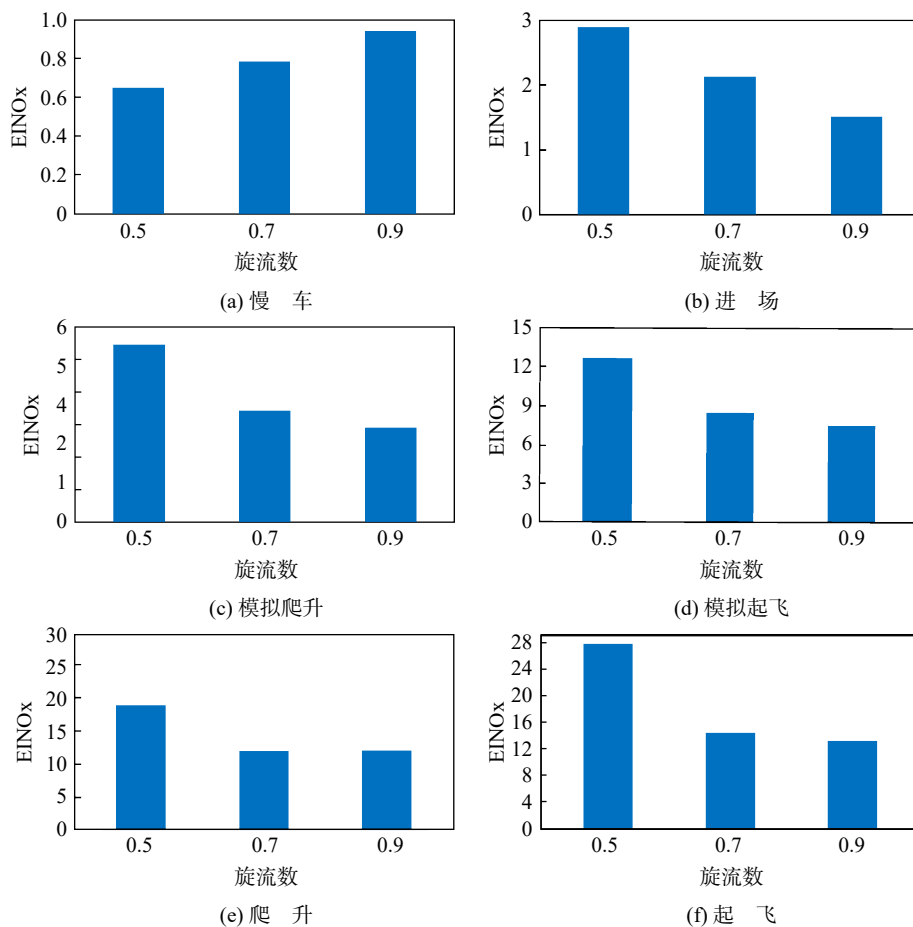


图 17 变主燃级旋流数的燃烧室出口 EINOx 图

Fig. 17 EINOx diagram at combustor outlet with variable main stage swirl number

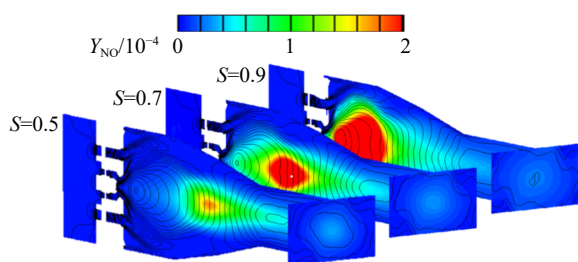


图 18 慢车工况不同旋流数的 NO 分布

Fig. 18 NO distribution at idle condition with different swirl numbers

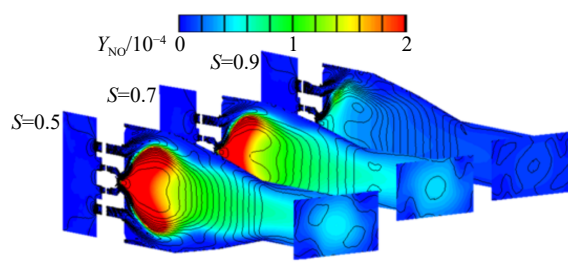


图 19 进场工况不同旋流数的 NO 分布

Fig. 19 NO distribution at approach condition with different swirl numbers

烧区油气比降低,更接近化学恰当比,燃烧温度更高,如图 16(a)所示,从而产生更多的 NOx。在大工况下,随着主燃级旋流数的增加,出口 EINOx 值反而降低,且降低幅度变小。进场工况不同旋流数的 NO 分布如图 19 所示。主、预燃机共同工作的模式下,主燃级旋流数的增加,一方面导致回流区末端凹陷更深,回流效果越明显,回流空气流量增加;另一方面促进了主燃区燃油沿头部径向的分布,使得预燃级燃烧区燃油质量分数略降低。两方面使得原本贫油的预燃级油气比进一

步降低,主燃区燃烧温度降低,如图 16(b)~图 16(f)所示,从而导致 NOx 生成量更少。

为了评估主燃级旋流数对 NOx 排放的综合影响,根据 ICAO 规定的 LTO 循环运行工况时间(见表 4),计算单头部 LTO 循环总排放量 D_p 值。 D_p 计算公式为:

$$D_p = \sum (E \cdot W_f \cdot t) \quad (1)$$

式中 $\sum$ 为 LTO 循环的全工况的求和, E 为 NOx 排放指数, W_f 为燃料质量流量 (kg/s), t 为 LTO 工

表 4 LTO 循环工况运行时间
Table 4 LTO cycle operation time

着陆和起飞运行模式	运行时间/min
起飞	0.7
爬升	2.2
进场	4.0
慢车	26.0

况的运行时间(s)。

根据式(1)计算 3 种旋流数的单头部燃烧室 LTO 循环总排放量 D_p 值,如表 5 所示。由表可知,单头部燃烧室 LTO 循环总排放量随着主燃级旋流数的增加而减少。在 3 个旋流数(0.5, 0.7, 0.9)中,当旋流数为 0.9 时,LTO 循环总排放量最小。

表 5 不同主燃级旋流数下 LTO 循环每千克燃油 NO_x 排放量

Table 5 NO_x emissions per kilogram of fuel under LTO cycle under different main stage swirl numbers

旋流数	排放量/g				
	慢车	进场	爬升	起飞	LTO(D_p)
0.5	0.65	2.88	19.31	28.11	287.36
0.7	0.77	2.13	12.09	14.56	176.67
0.9	0.94	1.54	11.18	13.54	163.63

4 结 论

采用稳态数值模拟方法,研究了 LTO 循环工况下的中心分级贫油预混预蒸发燃烧室气动热力和 NO_x 生成特征,通过与 NO_x 排放测试结果进行对比,验证了数值模型。研究分析了不同主燃级旋流数在不同工况下燃烧室出口 NO_x 影响规律。主要得到以下结论:

1) 在慢车、进场、模拟爬升、模拟起飞工况下基准方案燃烧室出口 EINO_x 数值模拟预测误差均小于 15%;

2) 随着工况升高,主燃级油气比增加,主燃级对主燃区燃烧的影响增强,高温区增大,NO_x 排放量增加;

3) 在慢车工况下,随着主燃级旋流数的增加,促进了主、预燃级的油气掺混,使得主燃区燃烧温度更高,产生更多的 NO_x;在大工况下,随着主燃级旋流数的增加,回流区末端凹陷更深,更多空气被卷入回流区,使得主燃区油气比降低,进而减少了 NO_x 排放;

4) 随着主燃级旋流数(0.5, 0.7, 0.9)增加,

LTO 循环 NO_x 排放总量减少。

参考文献:

[1] International Civil Aviation Organization. Annex 16-Environmental Protection: Volume II Aircraft Engine Emissions[R]. Montreal: International Civil Aviation Organization, 2010.

[2] 赵坚行. 民用发动机污染排放及低污染燃烧技术发展趋势[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 986-996.

Zhao Jianxing. Pollutant emission and development of low-emission combustion technology for civil aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 986-996. (in Chinese)

[3] 张弛, 林宇震, 徐华胜, 等. 民用航空发动机低排放燃烧室技术发展现状及水平[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 332-350.

Zhang Chi, Lin Yuzhen, Xu Huasheng, et al. Development status and level of low emissions combustor technologies for civil aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 332-350. (in Chinese)

[4] 李美烨, 程明, 林宏军, 等. 主燃级旋流数对中心分级燃烧室流场的影响[J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 50-53.

Li Meiye, Cheng Ming, Lin Hongjun, et al. Influence of swirl number of the main swirler on concentric staged combustor flow field[J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 50-53. (in Chinese)

[5] 周韬, 李锋, 赵凯, 等. 两级旋流数对中心分级贫油直喷燃烧室流动特性的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2488-2500.

Zhou Tao, Li Feng, Zhao Kai, et al. Effect of swirl numbers on flow characteristics of a concentric staged lean direct injection combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2488-2500. (in Chinese)

[6] 党新宪, 赵坚行, 徐榕, 等. 试验研究旋流数对燃烧室气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 21-27.

Dang Xinxian, Zhao Jianxing, Xu Rong, et al. Experimental investigation on effects of swirl number on aerodynamic characteristics of combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 21-27. (in Chinese)

[7] 汤朝伟, 李建中, 金武, 等. 主燃级旋流数影响三级旋流燃烧室流动与燃烧特性试验[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 634-645.

Tang Chaowei, Li Jianzhong, Jin Wu, et al. Experiment on effect of main swirl number on the flow and combustion characteristics of three-stage swirl combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 634-645. (in Chinese)

[8] 徐丽, 刘凯, 曾文. 旋流数对贫预混燃烧特性影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1292-1298.

Xu Li, Liu Kai, Zeng Wen. Effect of swirl number on lean premixed combustion characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1292-1298. (in Chinese)

[9] Tang Chaowei, Li Jianzhong, Jin Wu, et al. Numerical investigation on the influence of swirl number to high-temperature zone evolution and outlet temperature distribution in multi-stage combustor[J]. Fuel, 2025, 381: 133264.

[10] Zhang L, Xue X, Yang Q, et al. Experiment study of pilot stage swirler outlet angles and swirl number on flame structures and flow field in a stratified swirl combustor[C]//ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2022.

[11] Xu H H, Li Z F, Pang L Y, et al. Effect of swirling number and direction on flame morphology and combustion performance in a

- centrally staged swirl combustor[C]//ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2024.
- [12] 张玮杰, 李德立, 金武, 等. 旋流数对中心分级燃烧室高温区影响研究[J]. *推进技术*, 2025, 46(5): 2404079.
- Zhang Weijie, Li Deli, Jin Wu, et al. Effects of swirl number on high-temperature zone of a centrally staged combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2025, 46(5): 2404079. (in Chinese)
- [13] 刘岩, 惠鑫, 王建臣, 等. 预燃级旋流数对中心分级燃烧室点火性能影响[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(10): 2335-2343.
- Liu Yan, Hui Xin, Wang Jianchen, et al. Effect of swirl number of pilot stage on ignition performance of centrally-staged combustor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(10): 2335-2343. (in Chinese)
- [14] Smith G P, Golden D M, Frenklach M, et al. GRI-Mech 3.0[EB/OL]. [2025-07-01]. <http://combustion.berkeley.edu/gri-mech/>.
- [15] Huang Ying, Yang V. Effect of swirl on combustion dynamics in a lean-premixed swirl-stabilized combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(2): 1775-1782.
- [16] Gupta A K, Syred N, Beer J M. Effect of swirl on combustion characteristics in premixed flames[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1998, 120(3): 488-494.
- [17] Mongia H. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers: Part I design: AIAA 2011-105[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2011.
- [18] Wang Bo, Zhang Chi, Lin Yuzhen, et al. Influence of main swirler vane angle on the ignition performance of TeLESS- II combustor[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2017, 139: 011501.
- [19] 王智勇, 王波, 韩啸, 等. TeLESS II 低排放燃烧室预燃级设计对排放的影响[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(7): 1561-1568.
- Wang Zhiyong, Wang Bo, Han Xiao, et al. Effect of pilot design in the TeLESS II low emission combustor on emission[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(7): 1561-1568. (in Chinese)
- [20] 秦皓, 丁志磊, 李海涛, 等. LESS 燃烧室非定常旋流流动[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(7): 1566-1575.
- Qin Hao, Ding Zhilei, Li Haitao, et al. Unsteady swirling flow in low emissions stirred swirls combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(7): 1566-1575. (in Chinese)
- [21] 李海涛, 许全宏, 付镇柏, 等. 中心分级燃烧室预燃级贫油熄火性能试验[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(9): 2188-2194.
- Li Haitao, Xu Quanhong, Fu Zhenbai, et al. Experiment on lean blow-out performance of pilot stage in internally-staged combustor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(9): 2188-2194. (in Chinese)
- [22] Lefebvre A H. Atomization and sprays[M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 1989.
- [23] Tao W J, Wang J, Mao R H, et al. Generation and migration of hot streaks within an LPP combustor[C]//ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2019.
- [24] Kundu K, Penko P, VanOverbeke T. A practical kinetic mechanism for computing combustion in gas turbine engines[C]//AIAA 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1999: AIAA-1999-2218.
- [25] 王晶, 张漫, 张弛, 等. 单头部模型燃烧室燃烧组织及 NOx 排放[J]. *航空动力学报*, 2023, 38(1): 94-103.
- Wang Jing, Zhang Man, Zhang Chi, et al. Combustion organization and NOx emission in a single sector model combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(1): 94-103. (in Chinese)
- [26] Wang J, Mao R H, Tao W J, et al. Numerical simulation of combustor effusion cooling flow based on source term method[C]//ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2019.

(编辑: 张 雪)