

文章编号: 1000-8055(2023)01-0094-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220525

# 单头部模型燃烧室燃烧组织及 NO<sub>x</sub> 排放

王 晶<sup>1</sup>, 张 漫<sup>1</sup>, 张 弛<sup>2</sup>, 王建臣<sup>2</sup>

(1. 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;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191)

**摘 要:** 采用光学诊断与三维数值模拟相结合的方式, 研究了中心分级贫油预混预蒸发模型燃烧室燃烧组织与 NO<sub>x</sub> 生成特征。试验测量了模型燃烧室流速、燃油、OH 和 NO 组分浓度分布。通过与试验结果对比, 采用基于雷诺平均 Navier-Stokes 方程的方法对流场的预测误差为 13.9%, 喷雾张角预测误差为 6.0%, 预测的 OH 和 NO 组分分布特征与试验测量结果基本一致。数值结果表明, 在单头部模型燃烧室中, 主、预燃级火焰以弱耦合的方式组织燃烧, 且大部分 NO 在预燃级高温区域生成。燃油分级比的变化(0.15~0.30)不影响燃烧室流动与火焰分布特征, 但对燃烧室出口 NO<sub>x</sub> 生成量有一定影响, NO<sub>x</sub> 生成量随着分级比增大而减少。

**关 键 词:** 燃烧组织; NO<sub>x</sub> 排放; 贫油预混预蒸发燃烧室; 分级比; 雷诺平均 Navier-Stokes 方程

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

## Combustion organization and NO<sub>x</sub> emission in a single sector model combustor

WANG Jing<sup>1</sup>, ZHANG Man<sup>1</sup>, ZHANG Chi<sup>2</sup>, WANG Jianchen<sup>2</sup>

(1. Advanced Technology Research Department, Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China;

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Combustion organization and NO<sub>x</sub> formation characteristics in a single sector model lean premixed pre-vaporized combustor were investigated by optical experiments and 3-dimensional numerical simulations. The flow field, spray field, OH and NO species field in the combustor were simulated by the Reynolds-averaged Navier-Stokes method and then compared with the experimental results. It was found that the prediction errors of the flow field and spray angle were 13.9% and 6.0%, respectively. The predicted OH and NO distribution characteristics were in good agreement with the experimental results. The results showed that the main and pilot flames organized combustion in a weakly coupled way, and most NO was generated in high temperature region located in the pilot stage. The variation (0.15—0.30) of fuel staging ratio did not affect the flow and combustion structure, but it had a certain influence on the NO emission, which decreased with the increase of the fuel staging ratio.

**Keywords:** combustion organization; NO<sub>x</sub> emission; lean premixed pre-vaporized combustor; staging ratio; Reynolds-averaged Navier-Stokes method

随着航空运输业的飞速发展, 航空发动机污染排放物日益增多, 对大气造成的不良影响越来越

越受到国际的关注。航空发动机污染排放物主要有氮氧化物(NO<sub>x</sub>)、一氧化碳(CO)、未燃烧碳氢

收稿日期: 2022-07-20

基金项目: 国家自然科学基金(U2141221, 52076136); 国家科技重大专项(2019-III-0002-0045, 2017-III-0004-0028)

作者简介: 王晶(1991—), 女, 工程师, 硕士, 主要从事民用航空发动机低排放燃烧技术研究。

通信作者: 张漫(1983—), 男, 研究员级高级工程师, 博士, 主要从事民用航空发动机低排放燃烧技术研究。E-mail: zm2001er@163.com

引用格式: 王晶, 张漫, 张弛, 等. 单头部模型燃烧室燃烧组织及 NO<sub>x</sub> 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 NO<sub>x</sub> emission in a single sector model combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 94-103.

(UHC)、非挥发性颗粒物(nvPM)等。其中,由于 NO<sub>x</sub> 排放物危害性较大,国际民航组织(ICAO)制定了越来越严苛的 NO<sub>x</sub> 污染排放标准,降低燃烧室 NO<sub>x</sub> 排放是航空发动机燃烧室设计必须考虑的重要因素。因此,对航空发动机燃烧室 NO<sub>x</sub> 生成进行准确预测以达到排放控制具有重要的意义。

目前,民用飞机低排放燃烧技术主要采用贫油预混预蒸发(lean premixed pre-vaporized, LPP)与燃油分级或空气分级的方式来兼顾多个工况下的排放性能<sup>[1]</sup>。其原理是通过部分预混的贫油燃烧降低燃烧区温度,从而减少 NO<sub>x</sub> 生成。同时采用中心分级燃烧模式,在头部中心形成局部富燃火焰、头部外围贫燃火焰,通过控制各级的油气比使燃烧室在所有工况下均保持较低的排放水平并具有良好的燃烧性能,如 GE 公司(General Electric Company)的 TAPS(twin annular premixing swirler)燃烧室<sup>[2]</sup>、RR(Rolls-Royce)公司的 lean burn 燃烧室<sup>[3]</sup>、中国航发商用航空发动机有限责任公司的 LPP 燃烧室<sup>[4]</sup>、北京航空航天大学和中国航发商用航空发动机有限责任公司联合研发的 TeLESS(technology of low emission of stirred swirl)燃烧室<sup>[5]</sup>等。

国内外针对 LPP 燃烧室 NO<sub>x</sub> 排放开展了大量预测技术研究。在 NO<sub>x</sub> 排放工程预测模型方面, Lefebvre<sup>[6]</sup>基于大量发动机实测数据,针对传统燃烧室扩散火焰提出了 NO<sub>x</sub> 排放预测模型,模型考虑了化学反应速率、混合率、化学反应停留时间等,该模型目前仍被广泛应用。王志超等<sup>[7]</sup>基于 NO 化学发光试验数据,对 Lefebvre 的模型进行了修正,提出了适用于分层旋流喷雾火焰的 NO<sub>x</sub> 排放预测模型。何沛等<sup>[8]</sup>基于单头部和全环燃烧室排放试验数据拟合了预测 NO<sub>x</sub> 的经验公式。该模型通过引入分级比来考虑主燃级燃油比例对排放的影响,经验证可在一定范围内与工程试验数据吻合。

近年来,为了获得燃烧室内详细的流动燃烧过程数据,更深入地了解湍流流动、燃油雾化蒸发、燃烧与污染物生成关系,研究者们通过三维计算流体力学(CFD)数值模拟技术对多物理场及污染物生成进行预测。Paul 等<sup>[9]</sup>采用大涡模拟(LES)方法研究了模型燃烧室丙烷/空气火焰的 NO 生成特性。颜应文等<sup>[10]</sup>采用 LES 方法模拟模型环形燃烧室两相燃烧流场中污染物 NO 的生成。张漫等<sup>[11]</sup>采用雷诺平均 N-S(Reynolds-averaged

Navier-Stokes, RANS)方法模拟了某单头部中心分级燃烧室的液雾反应流,在与出口温度、出口 NO<sub>x</sub> 浓度与试验数据对比一致的前提下,分析了仿真获得的燃烧室中心分级火焰特征,提炼出了一种燃烧室中心分级流场、温度场与 NO<sub>x</sub> 生成机制的关系。对于 NO<sub>x</sub> 的预测,大多是在稳定的湍流、温度场上,通过考虑热力型 NO<sub>x</sub> 反应机理,求解 NO 组分输运方程预测 NO<sub>x</sub> 的生成。然而,目前国内还缺乏用于支撑数值预测方法的燃烧室内完整的流动、燃烧试验数据,尚无成熟的适用于工程研发的 NO<sub>x</sub> 预测三维数值模拟方法。

本文以单头部中心分级 LPP 模型燃烧室为研究对象,通过对燃烧室内流场、雾化场以及燃烧状态下的化学组分场分别进行光学测量和数值模拟,分析了燃烧室基本气动热力特征。通过试验测试结果验证了基于 RANS 的燃烧室三维数值模拟方法。随后,采用数值模拟方法研究了不同分级比(SR, 等于预燃级燃油质量流量除以总燃油质量流量)对燃烧组织, NO 分布特征, 以及燃烧室出口污染物 NO<sub>x</sub> 排放的影响。

## 1 试验方法

### 1.1 单头部模型燃烧室

本文研究的单头部模型燃烧室头部示意图如图 1 所示。燃烧室头部由预燃级和主燃级组成。中心预燃级通过扩散燃烧稳定火焰,以保证点熄火性能。预燃级外围设计主燃级,采用部分预混贫油燃烧模式,经雾化的燃油在预混通道内与空气预混后喷入火焰筒参与燃烧,以保证在大状态下的燃烧排放性能。

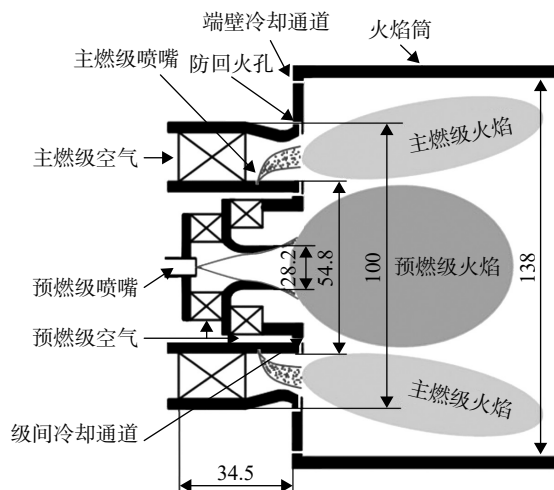


图 1 燃烧室头部示意图(单位: mm)

Fig. 1 Schematic of combustor dome (unit: mm)

预燃级采用旋流杯结构形式。旋流杯包括预燃级一级径向旋流器、文氏管和二级径向旋流器,二级径向旋流器与套筒设计成一体。一级径向旋流器旋向从上游看为顺时针方向,两级旋流器旋向相反。旋流器旋流强度分别为 0.8 和 0.6。套筒张角为  $30^\circ$ ,燃烧室主要尺寸见图 1。预燃级喷嘴采用离心式压力雾化喷嘴。预燃级燃油喷出后在文氏管壁形成液膜,被两级旋流空气破碎、雾化形成预燃级液雾。主燃级采用轴向旋流器,旋流器旋向从上游看为逆时针方向。在主燃级通道内周向均匀设计 20 个直射式喷嘴,燃油通过横喷嘴雾化方式与旋流空气混合、雾化、蒸发形成预混气。主燃级外侧壁开有防回火孔,可防止主燃级回火。级间冷却气一部分从级间段吹扫孔进入火焰筒,一部分从级间进入主燃级内侧壁。头部端壁设有端壁冷却通道。

## 1.2 光学试验测试系统

采用光学测试手段测量燃烧室流动、燃油雾化、OH 和 NO 化学发光,用于验证数值模拟所涉及的湍流、喷雾、燃烧模型和 NOx 模型,单头部模型燃烧室光学测试系统<sup>[12]</sup>如图 2 所示。试验系统主要由前测量段、试验段、排气段、光学测试器械组成。燃烧室进口总压和总温分别由总压耙和 K 型热电偶测量。为了获得均匀进气流,在燃烧室头部上游设置了多孔匀流板。为了对火焰筒内部进行光学测量,火焰筒平直段四面设计了光学窗户,实物图如图 3 所示。自发辐射成像系统由一台增强型电荷耦合摄像机 (ICCD) 和滤波片组成。ICCD 的分辨率为 1 000 dpi,相机延迟时间最小为 5 ns,快门最短时间可达 100 ns,图像拍摄频率为 30 Hz。火焰达到稳定后连续拍摄图像 100 张。

试验中采用粒子图像测速仪 (PIV) 测试技术获得湍流冷态流场信息。采用平面激光诱导荧光

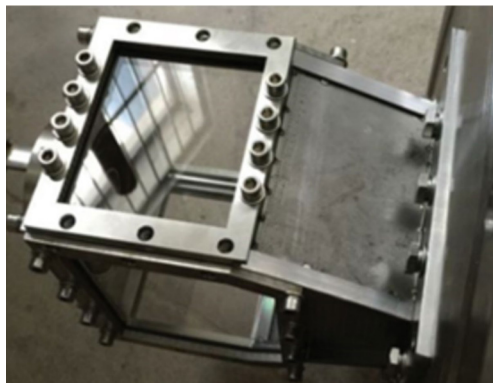


图 3 单头部燃烧室光学火焰筒

Fig. 3 Optical liner of single sector combustor

(PLIF) 测试技术获得片光截面的燃油组分浓度信息,入射激光波长为 266 nm。为了拍摄燃油化学发光图像,需要采用滤波片过滤特定辐射波长之外的光信号,滤波片中心波长为 340 nm,带宽为 10 nm。对用于表征火焰的 OH 中间基团和用于表征 NOx 排放的 NO 组分的化学发光信号进行测量。试验中采用的滤波片分别如下:①OH,中心波长为 307 nm,带宽为 10 nm;②NO,中心波长为 240 nm,带宽为 10 nm。

由于光学试验件耐高温和承压能力有限,光学测量试验的燃烧室进口温度  $T_{in}$  为 500 K、进口压力  $p_{in}$  为 0.5 MPa。

## 2 数值模拟方法

燃烧室内湍流喷雾两相燃烧包含湍流流动、燃油雾化、化学反应与传热燃烧等复杂的物理化学过程。为模拟湍流两相燃烧过程,通常对其进行解耦,分别建立相应的湍流模型、离散相模型、燃烧模型、污染物模型,再通过数学耦合的方式模拟两相耦合以及湍流/燃烧的相互作用。

### 2.1 物理模型

#### 2.1.1 湍流模型

由于 realizable  $\kappa$ - $\epsilon$  湍流模型适用于旋转流动、流动分离和二次流的模拟,采用 realizable  $\kappa$ - $\epsilon$  模型模拟燃烧室时均湍流。采用 enhanced wall treatment 模型模拟近壁面流动,该模型适用于近壁面第 1 层网格节点位于湍流充分发展区的粗网格 ( $y^+ \approx 60$ )。

#### 2.1.2 喷雾模型

采用欧拉-拉格朗日方法进行两相流液雾数值模拟。将气体视为连续介质,而液相燃油视为离散相。将燃油液滴根据不同粒径分为多组液滴群,在拉格朗日坐标系下对液滴颗粒进行非稳态

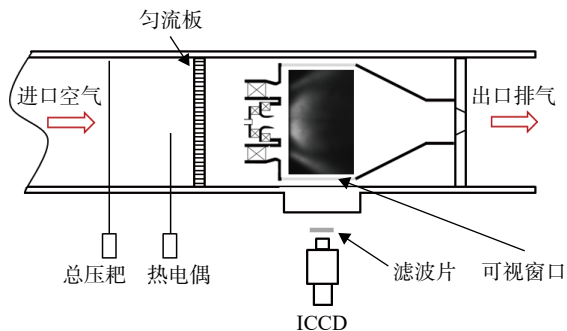


图 2 光学测试系统示意图<sup>[12]</sup>

Fig. 2 Schematic of optical test system<sup>[12]</sup>

轨迹追踪。通过求解液滴的运动方程、蒸发方程以及温度方程等,得到液相质量、动量及能量损益,作为连续相控制方程的源项,实现气液两相之间的耦合。本文以设置喷雾边界条件的方式向连续相添加离散相颗粒。为避免对喷嘴内部流动和复杂初始雾化过程的模拟,在喷嘴出口位置给定初始液滴粒径分布、喷雾张角、燃油质量流量和喷射角度等参数模拟液滴初始雾化状态。暂不考虑燃油液滴的二次雾化。液滴粒径大小和喷雾张角通过经验公式计算得到。燃油初始雾化后液滴粒径大小符合 Rosin-Rammler 分布。

针对预燃级离心式压力雾化喷嘴,燃油初始雾化液滴索太尔平均直径(SMD,量符号记为 $D_{Sm}$ )参考 Lefebvre<sup>[13]</sup>给出的经验公式如下:

$$D_{Sm} = 2.25\sigma_1^{0.25}\mu_1^{0.25}\dot{m}_1^{0.25}\Delta p_1^{-0.5}\rho_a^{-0.25} \quad (1)$$

式中 $\sigma_1$ 为航空煤油表面张力, $\mu_1$ 为航空煤油动力黏度, $\dot{m}_1$ 为航空煤油质量流量, $\Delta p_1$ 为离心式压力雾化喷嘴的压差, $\rho_a$ 为环境空气密度。

燃烧室头部主燃级为直射式喷嘴,燃油雾化初始 SMD 参考文献 [13] 如下:

$$D_{Sm} = d_0 \left[ 0.48 \left( \frac{\sigma_1}{\rho_a U_r^2 d_0} \right)^{0.4} (1 + R_{fa})^{0.4} + 0.15 \left( \frac{\mu_1^2}{\sigma \rho_1 d_0} \right)^{0.5} (1 + R_{fa}) \right] \quad (2)$$

式中 $d_0$ 为喷嘴直径, $\rho_1$ 为航空煤油密度, $U_r$ 为气液相对速度, $R_{fa}$ 为主燃级油气比。

直射式喷嘴喷雾半角由以下公式给出:

$$\theta = 2 \arctan \left[ \frac{2\pi}{\sqrt{3} \left( 3 + \frac{1}{3.6} \cdot \frac{l_0}{d_0} \right)} \sqrt{\frac{\rho_a}{\rho_1}} \right] \quad (3)$$

式中 $l_0$ 为喷嘴长度, $l_0/d_0$ 为喷嘴长径比。

### 2.1.3 燃烧模型

本文单头部燃烧室采用了部分预混预蒸发燃烧组织方式,既有预混燃烧又有非预混燃烧特征,因此采用部分预混的稳态扩散火焰面(SDF)模型计算湍流燃烧。基于此火焰面模型预先生成湍流火焰数据库。组分质量分数、温度等标量通过在湍流火焰面数据库中查表插值得到,因此大大减少了计算量。采用美国航空航天局(NASA)的航空煤油 16 组分 23 步反应的机理<sup>[14]</sup>模拟化学反应,该机理经过试验验证适用于模拟 Jet-A 燃料对应的预混、扩散反应。数值模拟的 OH 基浓度则是

从火焰面数据库中查表获得。

### 2.1.4 NO<sub>x</sub> 模型

航空发动机 NO<sub>x</sub> 排放物大多由 NO 组成。由于 NO 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,基于热力型 NO 生成机理,通过求解 NO 输运方程,对热力型 NO 生成进行计算。主导热力型 NO 生成的主要反应如下:



Hanson 和 Salimian<sup>[15]</sup>通过试验研究并验证了以上三个可逆反应的速率常数,根据以上三个反应式,NO 的净生成率为

$$\frac{d[NO]}{dt} = k_{f,1}[O][N_2] + k_{f,2}[N][O_2] + k_{f,3}[N][OH] - k_{r,1}[NO][N] - k_{r,2}[NO][O] - k_{r,3}[NO][H] \quad (7)$$

式中 $[ ]$ 表示浓度, $t$ 为时间, $k_{f,1}$ 、 $k_{f,2}$ 、 $k_{f,3}$ 、 $k_{r,1}$ 、 $k_{r,2}$ 、 $k_{r,3}$ 均为反应速率常数,单位为 $m^3/(mol \cdot s)$ 。

采用式(7)计算 NO 的生成速率时,需要先对 O 和 OH 基浓度进行预测。为此很多学者研究并建立了多种针对 O 和 OH 这两种组分的计算模型。本文采用下式计算 O 基和 OH 基浓度:

$$[O] = 3.97 \times 10^5 T^{-1/2} [O_2]^{1/2} e^{-31090/T} \quad (8)$$

$$[OH] = 2.129 \times 10^2 T^{-0.57} e^{-4595/T} [O]^{1/2} [H_2O]^{1/2} \quad (9)$$

式中 $T$ 为温度。

NO 组分的质量输运方程考虑了对流、扩散、NO 的产生和消耗。对于热力型 NO 生成机理,只需要求解如下 NO 组分的输运方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho w_{NO}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} w_{NO}) = \nabla \cdot (\rho D \nabla w_{NO}) + S_{NO} \quad (10)$$

式中 $\rho$ 为瞬时密度, $\mathbf{v}$ 为速度, $w_{NO}$ 为气相中 NO 的质量分数, $D$ 为扩散系数, $S_{NO}$ 为源项。

热力型 NO 机理的输运方程源项为

$$S_{NO} = M_{w,NO} \frac{d[NO]}{dt} \quad (11)$$

式中 $M_{w,NO}$ 为 NO 的分子质量。

NO 生成的动力学机理主要是从层流预混燃烧试验中获得。然而,在实际燃烧系统中,流动

状态都是高度湍流的。湍流混合过程导致温度及组分的脉动会影响火焰特性。NO 生成速率、温度和组分浓度之间的关系都是高度非线性的。因此,采用概率密度函数(PDF)对 NO 的瞬时生成速率进行加权,通过积分得到平均湍流反应速率  $\overline{S_{NO}}$ , 具体的数学表达式为

$$\overline{S_{NO}} = \int \rho \tilde{w}_{NO} V_1 P_1(V_1) dV_1 \quad (12)$$

式中  $\tilde{w}_{NO}$  为 NO 瞬时生成率, 变量  $V_1$  表示温度或组分浓度,  $P(V_1)$  为变量  $V_1$  的概率密度函数。

## 2.2 计算模型及网格

根据单头部燃烧室方案建立流体域模型。为了减少网格数量且提高网格质量,对头部进气通道做了适当简化。简化后的计算域模型如图 4 所示。模型燃烧室不含火焰筒冷却,进气量全部来自于燃烧室头部和端壁进口。根据质量流量分配试验数据确定两个进口的空气质量流量,质量流量分配如表 1 所列示。主、预燃级头部进气量约占总气量的 89.0%,端壁冷却气量占 11.0%。

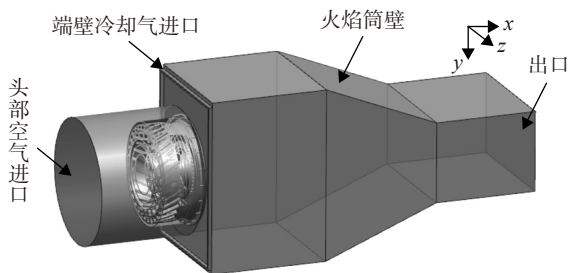


图 4 单头部模型燃烧室计算域

Fig. 4 Computational domain of single sector model combustor

表 1 质量流量分配

Table 1 Mass flow distribution

| 空气流动            | 实测有效开孔面积/mm <sup>2</sup> | 占比/% |
|-----------------|--------------------------|------|
| 预燃级             | 166.6                    | 11.2 |
| 主燃级、级间冷却通道、防回火孔 | 1 158.4                  | 77.8 |
| 端壁冷却通道          | 163.9                    | 11.0 |

采用非结构化网格对计算域模型进行网格划分,网格模型如图 5 所示。在主、预燃级旋流器附近,套筒和文氏管、头部及端壁冷却气通道处进行不同程度的网格加密。对于网格划分方法,首先采用鲁棒性(八叉树)算法生成四面体网格,对网格进行光顺化处理后,在此网格基础上采用快速阵面推进算法生成平滑过渡的网格。分别采用全局网格尺寸为 2、4、8 mm 做网格无关性验

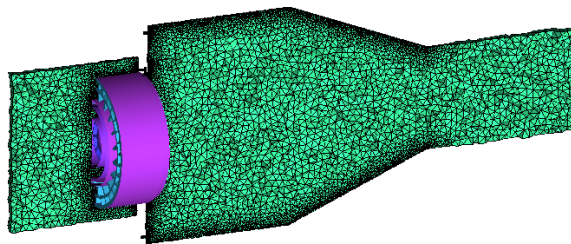


图 5 单头部模型燃烧室网格

Fig. 5 Grids of single sector model combustor

证。通过对比,全局网格尺寸为 4 mm,总网格量约为 500 万,即可满足计算结果稳定性要求。

## 2.3 计算工况

为了研究不同分级比对燃烧及 NO<sub>x</sub> 排放的影响,数值模拟的工况条件如表 2 所列,表中  $\dot{m}_a$  为空气质量流量。数值模拟采用的进口温度和压力条件跟试验一致。进口温度  $T_{in}$  为 500 K,进口压力  $p_{in}$  为 0.5 MPa,油气比为 0.03,分级比范围为 0.15~0.30,总共 4 个计算工况。

表 2 数值模拟工况条件

Table 2 Operating conditions for numerical simulation

| 工况 | 分级比  | $T_{in}/K$ | $p_{in}/MPa$ | $\dot{m}_a/(kg/s)$ | $R_{fa}$ |
|----|------|------------|--------------|--------------------|----------|
| 1  | 0.15 | 500        | 0.5          | 0.36               | 0.03     |
| 2  | 0.20 | 500        | 0.5          | 0.36               | 0.03     |
| 3  | 0.25 | 500        | 0.5          | 0.36               | 0.03     |
| 4  | 0.30 | 500        | 0.5          | 0.36               | 0.03     |

## 2.4 数值计算方法

采用商用流体计算软件 ANSYS Fluent 16.0 开展稳态 RANS 数值模拟。采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equation)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 2 阶法,其余采用 2 阶迎风法。

头部空气进口和端壁冷却气进口边界条件设置为质量流量进口,燃烧室出口边界条件设置为压力出口。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(discrete phase model)边界条件为反射边界,反射系数法向设为 0,切向设为 1。

## 3 结果分析

### 3.1 燃烧室基本气动热力特征

采用试验和数值模拟方法对燃烧室流动、燃油雾化和燃烧组分分布特征进行分析。同时,通

过与试验结果对比,对数值模拟物理模型及方法的可行性和准确性进行验证。

### 3.1.1 流速分布

图6展示了 $p_{in}$ 为0.5 MPa,  $T_{in}$ 为500 K,  $\dot{m}_a$ 为0.46 kg/s 工况条件下的RANS数值模拟与试验流速分布对比图。从图6(a)速度分布云图可以看出,燃烧室内出现了两个显著的局部回流区,其中靠近外侧较大的为主燃级回流区,靠近中心较小的为预燃级回流区,并且主、预燃级高速区没有明显地耦合在一起,相对较独立。数值模拟的主、预燃级出口速度空间分布与试验结果基本吻合。为进行定量对比,分别提取了中心截面距离端壁10 mm和30 mm处的 $y$ 方向(燃烧室径向方向)速度值。数据对比如图6(b)所示,两个位置的多点方差误差分别为15.6%和13.5%。速度分布与试验测量值基本一致。

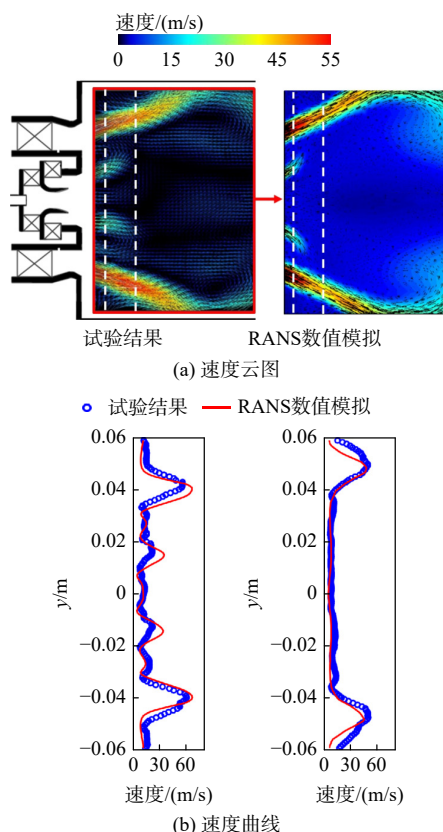


图6 RANS数值模拟和试验的速度分布

Fig. 6 Velocity distribution comparison between RANS simulation and experiment

### 3.1.2 燃油分布

图7展示了 $p_{in}$ 为0.5 MPa,  $T_{in}$ 为500 K,  $\dot{m}_a$ 为0.46 kg/s, 油气比为0.03, 分级比为0.1 工况条件下RANS数值模拟与试验的燃油浓度分布对比图。图中上半部分为试验燃油浓度分布, 下半部分为

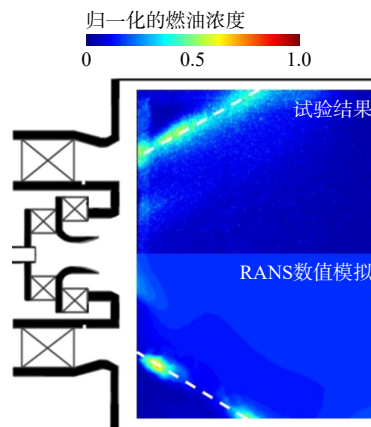


图7 RANS数值模拟和试验的燃油分布

Fig. 7 Droplets distribution comparison between RANS simulation and experiment

RANS数值模拟的燃油浓度分布。RANS数值模拟的燃油浓度包含了液相和气相燃油浓度。图像数据均作了归一化处理。

从图可以看出,主燃级雾锥中液滴的穿透深度远大于预燃级雾锥中液滴的穿透深度,且主燃级燃油碰到火焰筒壁面。图中用白色虚线分别标出了试验和数值模拟得到的燃油喷射线。经统计,试验主燃级喷雾张角为29.2°,数值模拟的主燃级喷雾张角为31.0°,相对试验的误差约为6.0%。数值模拟的主燃级燃油喷雾张角与试验结果吻合很好。采用本文所描述的DPM模型能够较精确地模拟燃油分布特征。

### 3.1.3 OH基与NO组分分布

图8展示了 $p_{in}$ 为0.5 MPa,  $T_{in}$ 为500 K,  $\dot{m}_a$ 为0.46 kg/s, 油气比为0.03, 分级比为0.2 工况条件下的NO与OH基分布图。图中上半部分为试验结果, 下半部分为数值模拟结果。试验测量的组分化学发光强度可以代表自由基浓度, 并且OH基浓度正比于燃烧温度<sup>[16-17]</sup>。由于试验拍摄得到的组分化学发光是三维视线积分图像, 并不能表示截面信息。在假设火焰为轴对称的前提下, 采用Abel逆变换可以获得火焰筒截面上的组分分布图像<sup>[18]</sup>。图中展示了Abel逆变换后的试验结果。图像数据均作了归一化处理。

从图8(a)可以看出,主、预燃级出口都产生较高浓度的OH, 预燃级产生的OH分布呈现向下游扩张的锥形。从OH形成位置及分布特征方面来看,数值模拟与试验结果是基本相符的。

从图8(b)可以看出,相比于试验结果, RANS模拟的预燃级NO分布空间偏大, 但最高浓度区域与试验结果吻合较好。主燃级NO生成量偏小,

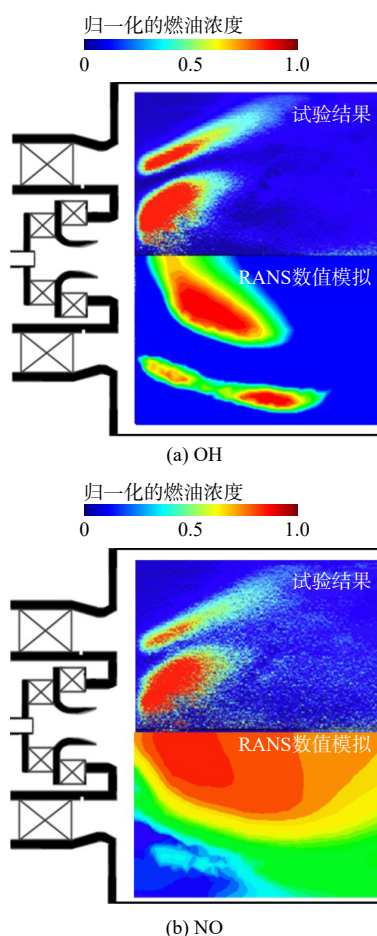


图 8 RANS 数值模拟和试验的组分分布

Fig. 8 Species distribution comparison between RANS simulation and experiment

这是由于 NO 的产生不仅与温度相关,还与停留时间相关,而主燃级出口时均速度较高,采用 RANS 方法无法捕获主燃级较细微的涡团结构,产生的 NO 很难在此区域稳定形成,导致主燃级 NO 更往下游并向预燃级融合。总体来看,主、预燃级 NO 分布位置及分布特征与试验大致相符。

### 3.2 不同分级比的影响

对于分级燃烧室而言,燃油分级比对  $\text{NO}_x$  排放有很大影响<sup>[19]</sup>。本文进一步采用经试验验证过的数值模拟方法分析不同分级比对单头部燃烧室组分分布特征和  $\text{NO}_x$  排放的影响。

#### 3.2.1 温度分布

图 9 展示了表 2 所列工况条件下的温度分布。图中黑色实线为零轴向速度线,表示回流区边界, $x$  表示燃烧室轴向方向。从图 9 可以看出,不同分级比条件下的回流区形状和大小基本无变化。随着分级比增加,温度  $T$  在 1800 K 以上的高温区略微变小。在所有分级比下,主、预燃级火焰明显区分开来,预燃级火焰主要位于回流区,主燃

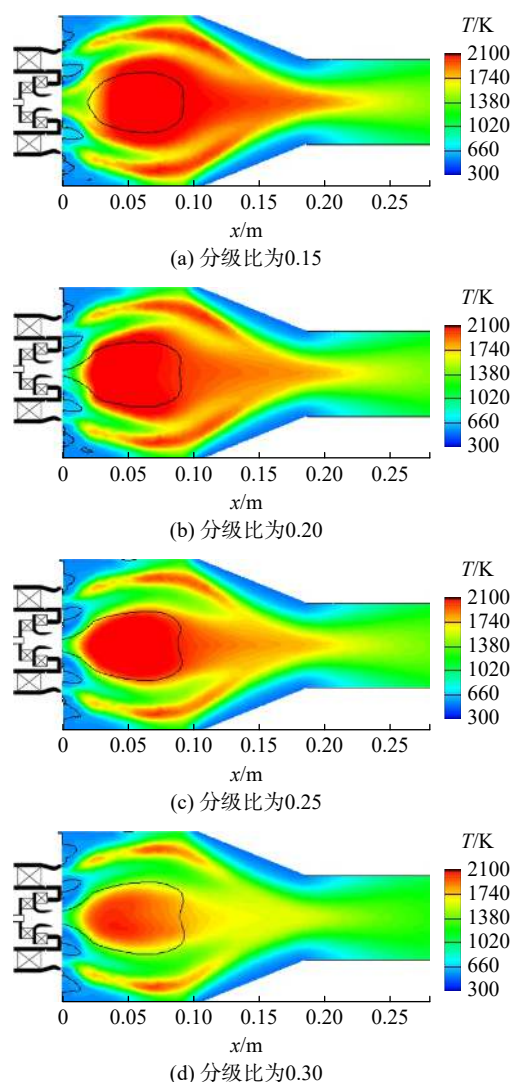


图 9 不同分级比的温度分布

Fig. 9 Temperature distribution with different staging ratios

级火焰位于预燃级火焰外围,主、预燃级火焰以弱耦合方式组织燃烧。随着分级比增加,弱耦合燃烧组织特征基本无变化。

图 10 为主、预燃级当量比随分级比的变化曲线。当分级比为 0.15 时,预燃级为贫油燃烧,其余分级比时的预燃级为富油燃烧。在所有分级比条件下,主燃级均为贫油燃烧。随着分级比增加,预燃级当量比增大,主燃级当量比减小。结合图 9 可知,随着分级比增加,燃烧室整体的分层火焰特征未出现明显改变,但是由于主燃级当量比减小,主燃级出口火焰温度有些下降;而预燃级由贫油转为富油燃烧,预燃级出口高温区域变小,火焰温度降低。

#### 3.2.2 OH 分布

图 11 展示了不同分级比条件下的 OH 质量分数  $w_{\text{OH}}$  分布。从图中可以看出,随着分级比增

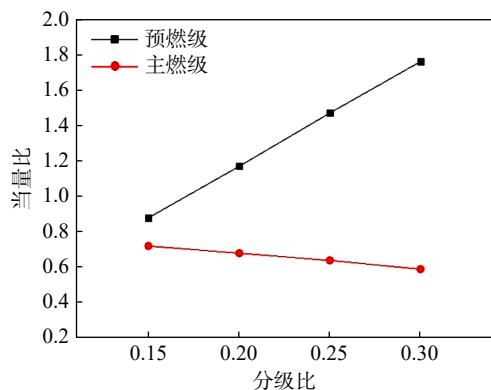


图 10 不同分级比的当量比

Fig. 10 Equivalent ratio with different staging ratios

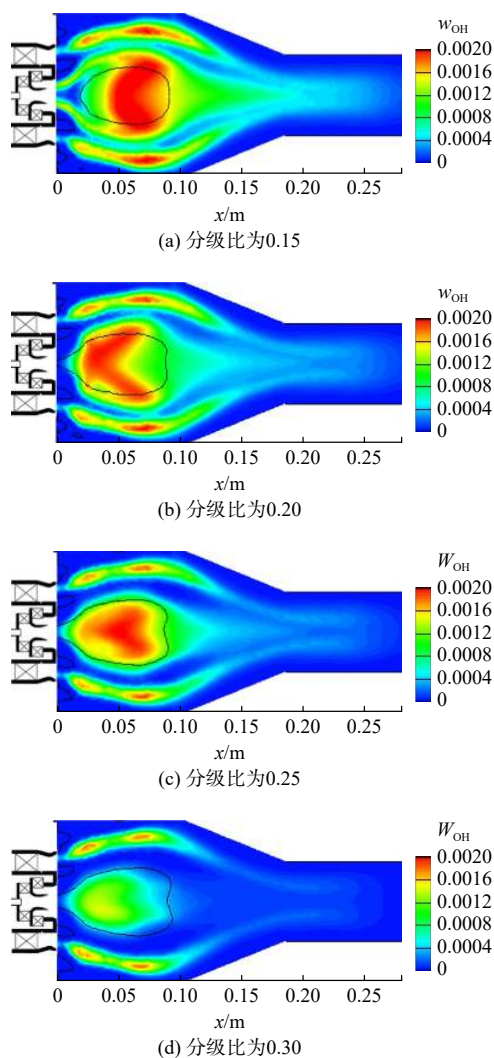


图 11 不同分级比的 OH 质量分数分布

Fig. 11 OH mass fraction distribution with different staging ratios

加, OH 空间分布特征差别不大。当分级比为 0.15、0.20、0.25 时, 主、预燃级的 OH 质量分数均较高, 三种工况之间的主要差异性不明显。当分

级比为 0.30 时, 由于预燃级当量比较高, 燃油不能完全燃烧, OH 质量分数明显降低。OH 分布规律与温度分布规律基本一致。

### 3.2.3 NO 分布

图 12 展示了不同分级比条件下的 NO 质量分数  $w_{\text{NO}}$  分布。从图中可以看出, NO 主要在预燃级高温区产生。主燃级产生少量 NO, 并随流至火焰筒收缩段位置。随着分级比增加, NO 空间分布特征差别不大。当分级比从 0.15 增加到 0.25, NO 质量分数变化不明显。而当分级比为 0.30 时, NO 质量分数明显降低。这是因为分级比为 0.30 时, 预燃级当量比为 1.76 时, 燃油没有燃烧完全, 使得预燃级高温区偏小, 不利于 NO 组分生成。

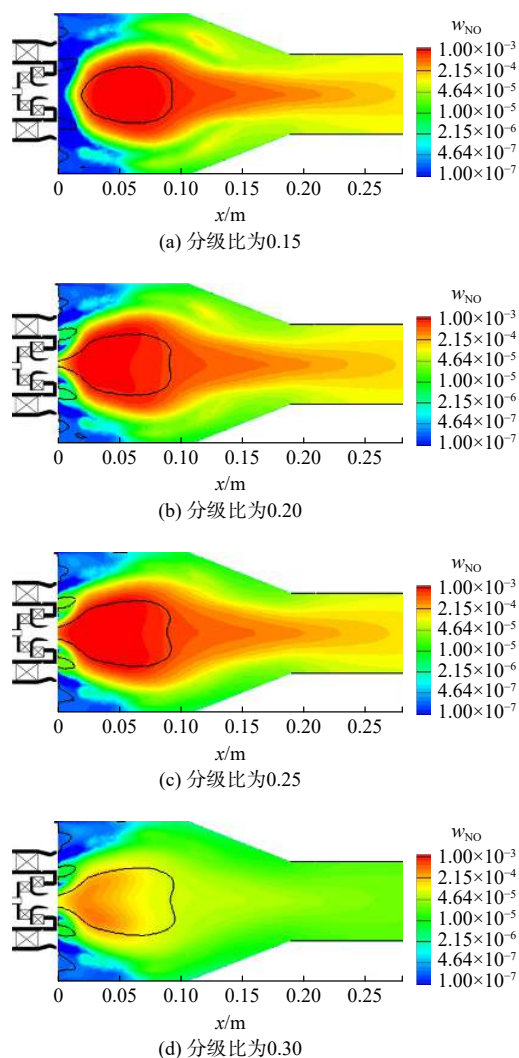


图 12 不同分级比的 NO 质量分数分布

Fig. 12 NO mass fraction distribution with different staging ratios

### 3.2.4 NO<sub>x</sub> 排放

为了比较不同分级比对燃烧室出口 NO<sub>x</sub> 排

放的影响,国际上通常采用氮氧化物排放指数(emission index, EI, 量符号记为  $I_e$ )  $I_{e,NOx}$  表征  $NOx$  排放水平。 $I_{e,NOx}$  等于产生的  $NOx$  质量(单位为 g)除以所用燃料的质量(单位为 kg)。

图 13 为燃烧室出口  $I_{e,NOx}$  随分级比变化的曲线图。由图可知,燃烧室出口  $I_{e,NOx}$  随着分级比增加而降低,特别是当分级比从 0.25 变化到 0.30 时,  $I_{e,NOx}$  降幅达到 76%。从图 12 可知,  $NO$  主要在预燃级燃烧区生成,随着分级比从 0.15 增加至 0.30, 预燃级当量比从 0.88 增加至 1.76, 预燃级火焰温度降低导致  $NOx$  生成量减少。当分级比为 0.30 时, 预燃级当量比为 1.76, 过富燃烧使得预燃级火焰温度降低, 燃烧室出口  $NOx$  排放大幅减少。

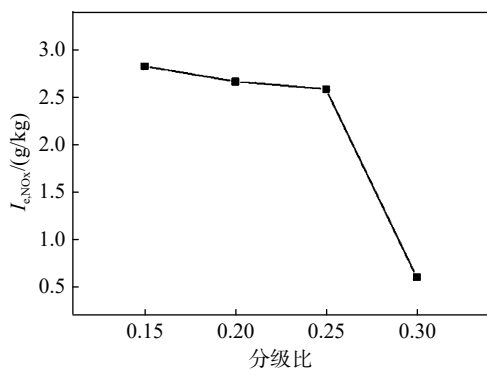


图 13  $I_{e,NOx}$  随分级比的变化

Fig. 13  $I_{e,NOx}$  variation with staging ratios

## 4 结 论

本文对单头部中心分级 LPP 模型燃烧室燃烧组织及污染物  $NOx$  生成特征进行了试验和三维 CFD 数值模拟研究, 得到如下结论:

1) 通过与试验数据相比, 数值模拟方法对流场的预测误差为 13.9%、喷雾张角的预测误差为 6.0%、 $OH$  和  $NO$  分布特征与试验测量结果基本一致。

2) 对于本文单头部燃烧室方案, 主、预燃级火焰相对独立, 以弱耦合方式组织燃烧, 且大部分  $NO$  在预燃级区域生成。

3) 分级比不影响流动、燃烧组织特征。由于不同分级比改变了主、预燃级当量比, 改变了局部的火焰温度, 对  $NOx$  生成量有一定影响。燃烧室出口  $NOx$  生成量随着分级比增大而减少。值得注意的是, 当分级比超过 0.25, 预燃级燃油过富, 燃油燃烧不完全, 从而导致  $NOx$  生成量大幅减少。

## 参考文献:

- [1] 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)
- [2] FOUST M J, THOMSEN D, STICKLES R, et al. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. AIAA-2012-0936, 2012.
- [3] LAZIK W, DOERR T, BAKE S, et al. Development of lean-burn low- $NOx$  combustion technology at Rolls-Royce Deutschland[R]. ASME GT2008-51115, 2008.
- [4] ZHANG M, WU H, WANG H. Numerical prediction of  $NOx$  emission and exit temperature pattern in a model staged lean pre-mixed prevaporized combustor[R]. ASME GT2013-95235, 2013.
- [5] 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 emission stirred swirls combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1566-1575. (in Chinese)
- [6] LEFEBVRE A H. Fuel effects on gas turbine combustion-liner temperature, pattern factor, and pollutant emissions[J]. Journal of Aircraft, 1984, 21(11): 887-898.
- [7] WANG Z C, LIN Y Z, WANG J C, et al. Experimental study on  $NOx$  emission correlation of fuel staged combustion in a LPP combustor at high pressure based on  $NO$ -chemiluminescence[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(2): 550-560.
- [8] 何沛, 邓向阳, 王雄辉, 等. 低排放燃烧室单头部和全环试验及排放预测研究[J]. 推进技术, 2021, 42(5): 1059-1069.  
HE Pei, DENG Xiangyang, WANG Xionghui, et al. Emission test and prediction investigation for low emission single cup and annular combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(5): 1059-1069. (in Chinese)
- [9] PAUL S C, PAUL M C, PAUL S C. LES modelling of nitric oxide ( $NO$ ) formation in a propane-air turbulent reacting flame[J]. American Journal of Fluid Dynamics, 2014, 4(2): 69-78.
- [10] 颜应文, 赵坚行, 张靖周, 等. 大涡模拟模型环形燃烧室污染特性[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1161-1167.  
YAN Yingwen, ZHAO Jianxing, ZHANG Jingzhou, et al. Large eddy simulation of pollution formation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1161-1167. (in Chinese)
- [11] ZHANG Man, FU Zhenbai, LIN Yuzhen, et al. CFD study of  $NOx$  emissions in a model commercial aircraft engine combustor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(6): 854-863.
- [12] WANG B, ZHANG C, LIN Y Z. 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(1): 011501.1-011501.8.
- [13] LEFEBVRE A H. Atomization and sprays[M]. New York, US: Hemisphere Publishing Corporation, 1989.
- [14] KUNDU K P, PENKO P F, VAVOVERBEBE T J. A practical mechanism for computing combustion in gas turbine engines[R]. AIAA 99-2218, 1999.

- [15] HANSON R K, SALIMIAN S. Survey of rate constants in H/N/O systems[M]. New York, US: Combustion Chemistry, 1984.
- [16] MEIER W, WEIGAND P, DUAN X R, et al. Detailed characterization of the dynamics of thermoacoustic pulsations in a lean premixed swirl flame[J]. *Combust Flame*, 2007, 150(1/2): 2-26.
- [17] FIALA T, SATTELMAYER T. On the use of OH<sup>\*</sup> radiation as a marker for the heat release in high-pressure hydrogen-oxygen liquid rocket combustion[R]. AIAA-2013-3780, 2013.
- [18] DASCH C J. One-dimensional tomography: a comparison of Abel, onion-peeling, and filtered back projection methods[J]. *Applied Optics*, 1992, 31(8): 1146-1152.
- [19] 林宇震, 彭云晖, 刘高恩. 分级/预混合预蒸发贫油燃烧低污染方案NO<sub>x</sub>排放初步研究[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(4): 492-497.
- LIN Yuzhen, PENG Yunhui, LIU Gaoen. A preliminary study of NO<sub>x</sub> emission of staging/premixed and prevaporized lean combustion low emission combustor scheme[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(4): 492-497. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)