

文章编号: 1000-8055(2003)04-0492-06

分级/预混合预蒸发贫油燃烧低污染方案 NO_x 排放初步研究

林宇震, 彭云晖, 刘高恩

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 对分级/贫油预混合预蒸发低污染燃烧方案的氮氧化物排放进行了初步试验研究, 主要目的是考察贫油预混合预蒸发级降低污染排放的能力。预燃级是常规双涡流器空气雾化喷嘴, 主燃级是空气雾化喷嘴雾化燃油, 配装蒸发管, 头部涡流器组织燃烧。燃油为 RP-3 航空煤油。采用单头部燃烧室, 工况模拟了燃烧室进口温度(800 K)、进口速度和总油气比, 压力为常压。研究结果表明, 旋流式贫油预混合预蒸发燃烧的主燃级有降低氮氧化物的潜力, 相对于常规燃烧组织方式, 能够降低 NO_x 排放量为 60%, 同时发现, 燃油分级比例对 NO_x 降低也有很大影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 燃烧室; 低污染; 贫油预混合预蒸发燃烧; NO_x

中图分类号: V 231.2⁺ 5

文献标识码: A

A Preliminary Study of NO_x Emission of staging/Premixed and Prevaporized Lean Combustion Low Emission Combustor Scheme

L N Yu-zhen, PENG Yun-hui, L U Gao-en

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Preliminary research results of NO_x emission are presented for a scheme of staging/lean premixed and prevaporized (LPP) combustion. Conventional swirl cup with direct injection nozzle is employed for the primary stage, while a prefilm airblast atomizer with premixed prevaporized duct is equipped for the main stage. In addition, a dome swirler is fitted at the end of the duct for flame stabilizing. The main purpose of the study is to investigate the low emission capability of the premixed prevaporized lean combustion main stage. The properties of the fuel used in the test is RP-3 which is similar to JET-A fuel. A single dome combustor was fabricated and NO_x emission investigation was carried out under operating conditions: high inlet temperature (800 K), inlet velocity and overall fuel/air ratio at the design point. The inlet air pressure is atmospheric. The results demonstrated that the NO_x emissions are reduced by 60% and the fuel staging ratio exerted significant influence on NO_x emission reduction.

Key words: aerospace propulsion system; aircraft engine; combustion chamber; low emission; lean premixed prevaporized; NO_x

收稿日期: 2002-09-09; **修订日期:** 2003-01-01

作者简介: 林宇震(1969-), 男, 浙江宁波人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院副研究员, 博士, 主要从事燃气轮机燃烧室的燃烧和传热研究

1 引 言

民用航空发动机低污染排放、低油耗以及低制造/维护成本的发展趋势对其燃烧技术提出了新的挑战。在发表的文献[1]中,对民用航空发动机燃烧室技术低污染发展趋势作了综述,发现在航空发动机燃烧污染排放中,降低 NO_x 是最困难的。已经实现了的低污染燃烧技术是分级燃烧,如GE90 的双环腔低污染燃烧室^[2]。目前,国际上公认的能够大幅度降低燃烧室污染排放的燃烧技术主要是贫油预混合预蒸发(Lean Premixed Pre-vaporized, 简称为LPP)燃烧以及富油燃烧/快速淬熄/贫油燃烧(Rich-Burn/Quick-Quench/Lean-

Burn, 简称为RQL), 现在美国、欧洲以及日本都正在朝该方向加紧研究,以使之达到实用^[3~10],并取得了相当的进展。本文研究的分级/贫油预混合预蒸发低污染航空发动机燃烧方案,考虑将已实现的分级燃烧与LPP 相结合,以达到降低污染物(其中最主要的是 NO_x 排放)排放水平和有进一步应用潜力的目的。所采用的方案与文献中发表的方案不同,有一定的特点,本文主要内容是介绍该方案主要特点以及初步的 NO_x 排放量研究。

2 低污染燃烧方案

燃烧室工作参数以典型的中等推力的民用航空发动机燃烧室工作参数为参考,海平面起飞状

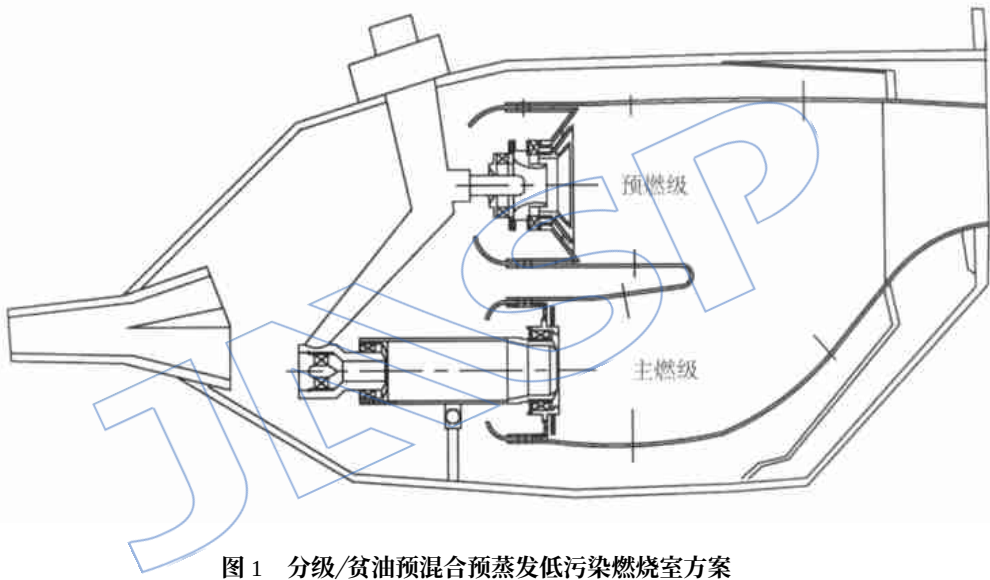


图 1 分级/贫油预混合预蒸发低污染燃烧室方案
Fig 1 Cross-section of staged/LPP low emission combustor design

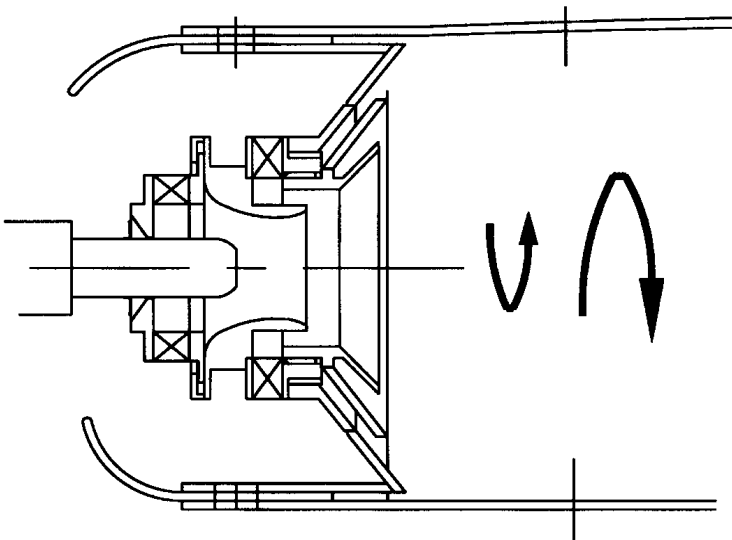


图 2 预燃级燃烧组织方案
Fig 2 Dome scheme of primary stage

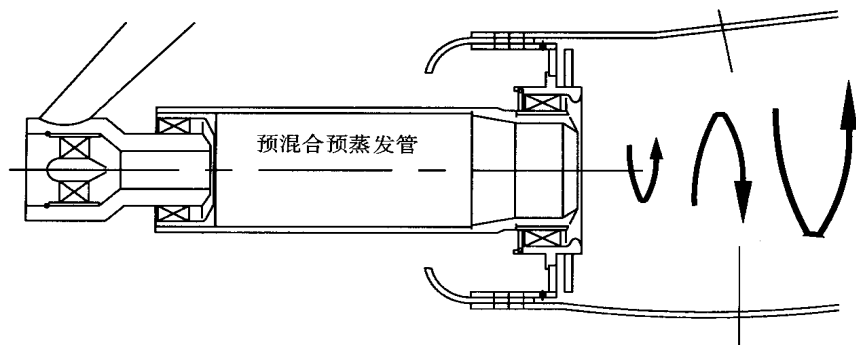


图3 主燃级燃烧组织方案

Fig 3 Dome scheme of main stage

态时燃烧室进口温度 815 K, 压力 3.0 MPa, 总油气比 0.024, 总空气流量 72 kg/s。总的方案采用分级结合贫油预混合预蒸发燃烧, 见图 1。

预燃级采用常规双旋流器空气雾化喷嘴, 喷嘴是直射式的, 燃油喷射至文氏管内壁, 在文氏管唇口处由内外两级旋向相反的高速空气流剪切雾化, 其主要作用是低工况时减少一氧化碳(CO)和未燃碳氢(UHC), 并扩大燃烧室稳定工作范围, 参见图 2。主燃级采用预油膜空气雾化喷嘴雾化燃油, 由旋向相反的一级和二级旋流雾化油膜形成油雾, 雾化后的油雾与空气的混合物喷射入蒸发管中, 在蒸发管中与空气充分混合并且蒸发。蒸发管的为一收缩喷嘴, 喷嘴末端与火焰筒前端齐平, 并且在蒸发管喷嘴外加装头部旋流器, 头部旋流器旋向与一级旋流器旋向相同, 在主燃级燃烧区形成预混贫油燃烧, 主要作用是降低大工况时的 NO_x 排放, 参见图 3。预燃级主燃区的空气流量分配为 30.2%, 主燃级主燃区空气流量分配为 41.5%, 二者流量分配比例接近 1:1.4。主燃级的 LPP 燃烧组织方式, 与现在公开发表文献中的方案不同, 文献[6]采用简单空气雾化喷嘴, 在喷嘴下游设置了预混合预蒸发管, 在蒸发管出口内加装了一个用于火焰稳定的旋流器; 文献[7]是在双旋流空气雾化喷嘴的基础上, 加长了套筒, 以此作为预混合预蒸发段, 以上两种方案未考虑分级燃烧; 文献[8]的 LPP 方案是在燃烧室进口的环形通道内设置了与气流轴向有一定夹角的大叶片(共 40 个叶片), 在每个叶片通道内有一个喷嘴, 叶片通道具有一定长度, 以形成预混合预蒸发段, 并且采用燃烧分级, 预燃级为常规燃烧组织方式; 文献[9]针对气态燃料的 LPP 方案, 用 6 个混合管形成一个旋流器组织燃烧; 文献[10]的低污染燃烧方案采用分级燃烧方式, 主燃级是 LPP, 该

方案 LPP 采用预油膜空气雾化喷嘴雾化燃油, 然后喷射入预混合预蒸发管中, 预混合预蒸发管出口处直接进入燃烧室。

3 预混合预蒸发管

主燃级预混合预蒸发管是 LPP 燃烧方式的核心。从燃烧组织角度, 预混合预蒸发管在化学动力学方面的两个问题是回火和自燃, 在物理方面要求混合均匀并且蒸发完全。避免回火的方法: 一是在预混合预蒸发管中, 当量比应在碳氢燃料的可燃极限外; 二是空气与油雾、油蒸汽混合物速度应大于湍流火焰传播速度; 三是若混合物在可燃极限内, 则混合物在蒸发管出口处的速度梯度大于一临界值。本文设计的预混合预蒸发管内的当量比在可燃极限外, 因此可避免回火的发生。避免自燃的方法: 空气与油蒸汽混合物在预混合预蒸发管内的停留时间不能大于某值, 文献[11]总结了该规律并给出了设计的参考范围, 对于本文所确定的设计点, 油雾及油蒸汽在预混合预蒸发管内的停留时间(单位 ms)与压力(单位 MPa)的乘积值应小于 10, 即不可能发生自燃, 由此计算出的油蒸汽在预混合预蒸发管内的停留时间应小于 3.3 ms, 本文设计的停留时间 2.34 ms, 在自燃时间之外, 因此不会发生自燃。混合均匀与蒸发完全要求喷嘴雾化良好, 蒸发管内速度场均匀。应用文献[12~14]对航空燃料蒸发、雾化以及散布的研究结果, 预估了在蒸发管内的油雾的平均雾化粒径、蒸发速率和油雾轨迹, 具体是: 燃油 SMD 为 36 μm , 在预混合预蒸发管出口处, 直径小于 40 μm 燃油基本能够蒸发完毕, 大于 40 μm 的油滴由于蒸发尺寸大幅度减小, 部分液滴会打在蒸发管壁上, 在蒸发管出口处二次雾化。

4 试 验

在模拟海平面起飞状态下, 研究 NO_x 排放特性。采用单头部燃烧室试验件, 见图 4, 燃烧室进

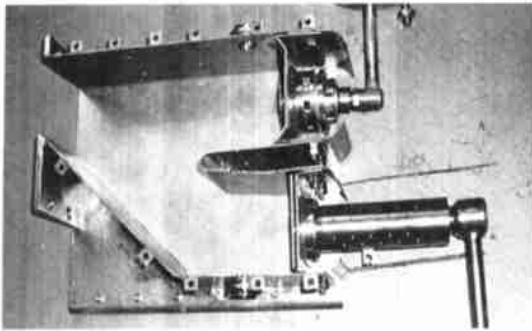


图 4 单头部试验件
Fig 4 The single dome test combustor

口速度、进口温度以及总油气比与设计点(海平面起飞)保持一致, 压力为常压。试验状态见表 1。压力影响参考已有文献上发表结果进行分析。主要研究单级燃烧时 NO_x 排放特性和分级燃烧时燃烧室总 NO_x 排放特性。根据实验布局和研究内容配置了实验台。空气由风机加压, 通过调节阀以及流量测量装置控制流量; 由电加热器加温至实验要求的温度, 这种间接加热方式可保证进口空气无污染。燃油由压力油箱供油, 由针阀调节至所需流量。NO_x 排放的采样通过水冷感头, 径向三点平均值(未单独测量每一个测量点的 NO_x 排放值), NO_x 排放测量采用日本理研公司制造的 RS-325-L 型 NO_x 化学发光分析测量仪。

表 1 试验状态参数
Table 1 Test conditions

参数	空气流量 (/kg/s)	进口 压力	进口温 度/K	油气 比
数值	0.085	常压	800	0.024

5 试验结果与分析

将本文研究的分级/贫油预混合预蒸发低污染燃烧室的 NO_x 排放的试验结果表达成 E_{INO_x} (单位 g/kg fuel), 计算公式为:

$$E_{\text{INO}_x} = \rho_{\text{NO}_x} C_{\text{NO}_x} G_{\text{gas}} / m_f^\circ$$

式中: ρ_{NO_x} 是 NO_x 密度, C_{NO_x} 是试验测得的容积浓度, G_{gas} 是燃气的容积流量, m_f° 是燃油流量。采用误差传递函数的误差分析表明, E_{INO_x} 最大误差在

±6.62% 以内, 具有相当精度。
按照气量分配比例, 对四种燃油分级比例进行了研究, 分级比例 $m_{\text{fp}}^\circ / m_{\text{fm}}^\circ$ (预燃级燃油流量/主燃级燃油流量) 设定为 40/60, 30/70, 20/80 以及 0/100。

5.1 燃烧级单独工作时的 NO_x 排放特性

首先对两个燃烧级单独工作时的 NO_x 排放特性进行研究, 以明确在 NO_x 排放中是预燃级还是主燃级占的比例大, 预燃级和主燃级供油量分别按照在分级燃烧中的量供入, 试验时燃烧室进口温度 800 K, 进口压力为常压, 空气流量 0.085 kg/s。预燃级单独工作时的燃烧室总油气比为 0.0096, 0.0072 和 0.0048, 对应的预燃级燃烧区的当量比为 0.47, 0.35 和 0.24。主燃级单独工作时燃烧室总油气比分别为 0.0144, 0.0168, 0.0192 以及 0.024, 对应的主燃区主燃级的当量比为 0.51, 0.60, 0.68 和 0.85。

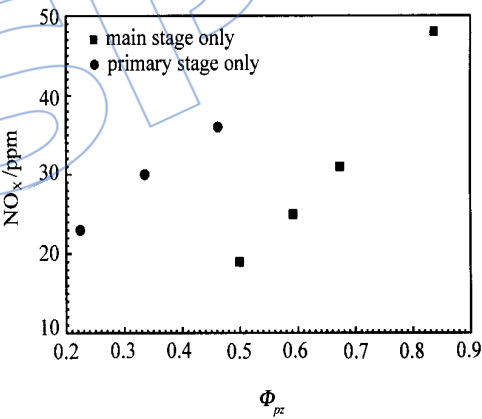


图 5 燃烧级单独工作时 NO_x 排放
Fig 5 NO_x emissions (ppm) variation of each stage with primary zone equivalence ratio

预燃级和主燃级单独工作时, NO_x 排放随着预燃级和主燃级燃烧区的当量比 Φ_{pz} 的增加而增加, 在本试验范围内, 基本呈线性规律, 见图 5, 与文献[15, 16]发表的结果基本一致。二者比较, 主燃级的贫油预混合预蒸发燃烧的 NO_x 排放大大低于预燃级的常规燃烧方式, 在基本相同的燃烧区当量比 ($\Phi_{pz} = 0.5$) 下, 主燃级 NO_x 排放为 19 ppm, 而预燃级为 36 ppm。将 NO_x 排放结果表示成 E_{INO_x} , 见图 6, 发现常规预燃级的 E_{INO_x} 随着燃烧区当量比增加, 呈下降趋势, 这个结果与文献[16]发表的结果一致, 文献[16]对 F101 发动机燃烧室的 NO_x 排放特性研究发现, 燃烧室当量比对 E_{INO_x} 影响很复杂, 小于一个临界当量比值,

E_{INO_x} 随当量比线性增加, 大于该临界值, E_{INO_x} 随当量比线性减小, 然后随着当量比持续增加到另一个临界值, E_{INO_x} 与当量比变化无关, 当量比再增加, E_{INO_x} 维持不变。本文预燃级头部燃烧组织方式与 F101 发动机燃烧室的基本相同, 因此也出现了同样的规律。主燃级 E_{INO_x} 随着燃烧区当量比增加, 呈增加趋势, 但是, 增加幅度很小。二者比较, 在基本相同的燃烧区当量比 ($\Phi_z = 0.5$) 下, 主燃级 E_{INO_x} 为 2.15 g/kg fuel, 而预燃级为 6.03 g/kg fuel, 有更为显著差别。分析原因, 预燃级为常规燃烧组织方式, 在燃烧区是液雾燃烧, 燃烧区当量比较小时, 虽然整个燃烧区平均温度不高, 但包围液雾的局部火焰温度接近于恰当比时的燃烧温度, 因此, 会导致大量的 NO_x 产生。而主燃级燃烧区中, 大部分液雾已经过预混合和预蒸发, 在燃烧区中温度相对均匀许多, 因此, 在贫油燃烧情况下, NO_x 产生量较常规燃烧组织方式大大减少。

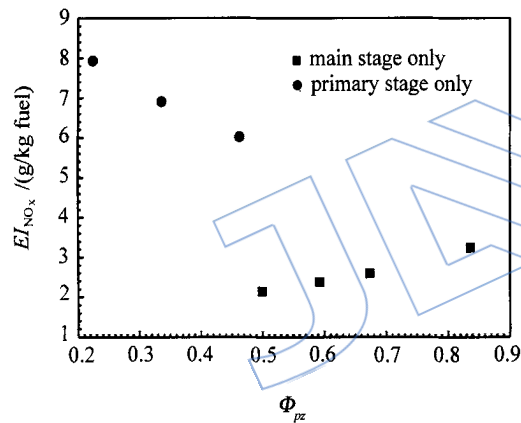


图 6 燃烧级单独工作时 E_{INO_x}

Fig 6 NO_x emission index variation of each stage with primary zone equivalence ratio

5.2 燃油级共同工作时 NO_x 排放特性

主燃级和预燃级共同工作时的 E_{INO_x} 见图 7, 试验参数见表 1。由图可见, 随着主燃级燃油供入比例 $m_{\text{fm}}/m_{\text{fo}}$ 增加, 该燃烧室的 E_{INO_x} 迅速减少, 完全只用主燃级供油达到设计点时 E_{INO_x} 最低, 并不存在一个最佳的供油比例, 可以得出主燃级贫油预混合预蒸发燃烧是降低 NO_x 有效手段和主要原因。其次, 预燃级供油量减少后, 也降低了 NO_x 生成, 因此主燃级供油量增加后, 燃烧室的 E_{INO_x} 迅速减少。主燃级 100% 供油时的 E_{INO_x} 为 3.24 g/kg fuel, 主燃级供油占总供油量的 60% 时的 E_{INO_x} 为 5.73 g/kg fuel, 前者比后者降低很多。

由于试验台条件的限制, 高压试验无法进行, 调研现有文献的结果来预估压力的影响。文献 [10] 总结的关系式: $E_{\text{INO}_x} \propto P_3^{*0.4}$, GE 公司总结的关系 [16]: $E_{\text{INO}_x} \propto P_3^{*0.37}$, Lefebvre 总结的经验关系 [12]: $E_{\text{INO}_x} \propto P_3^{*0.25}$, 文献 [17] 对贫油匀相燃烧总结的经验关系: $E_{\text{INO}_x} \propto P_3^{*0.5}$, 根据这些经验关系, 本文采用 GE 公司的关系式来外推本文研究的分级/贫油预混合预蒸发燃烧室的 E_{INO_x} 在高压情况下的数值。参见图 8, 是外推的数据。

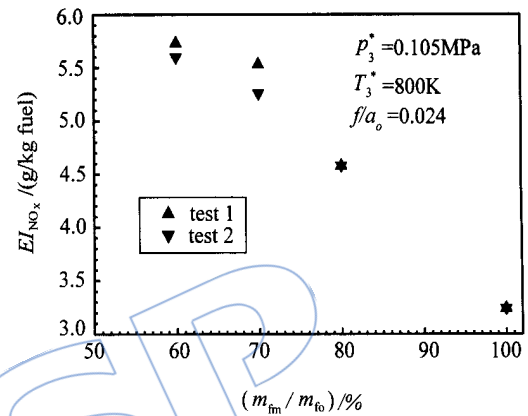


图 7 共同工作时 E_{INO_x}

Fig 7 NO_x emission index of staged/LPP low emission combustor

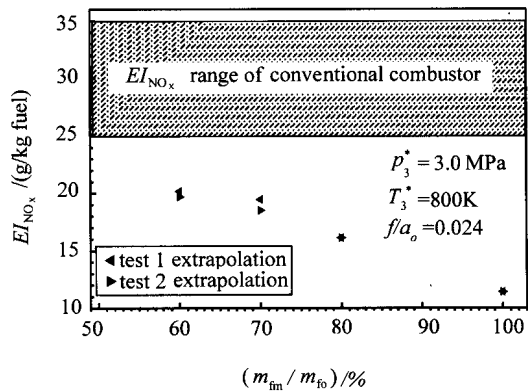


图 8 外推至高压情况下的 E_{INO_x}

Fig 8 Extrapolated NO_x emission index from atmospheric pressure test results to high pressure

可见, 本文试验数据的外推数值均比常规燃烧室 E_{INO_x} 水平低很多 (常规燃烧室是指目前现役的民用发动机的燃烧室), 在主燃级 100% 供油, 此时预燃级不供油条件下, 比常规燃烧室的 E_{INO_x} 降低 60%, 大大减少了 NO_x 的排放, 表明本文研究的分级/贫油预混合预蒸发燃烧室有很大的降低

NO_x 排放能力, 这个初步研究达到了预期的目的。

在整个试验完成后, 拆下预混合预蒸发管, 未发现回火和自燃的痕迹, 表明预混合预蒸发管达到了防止回火和自燃问题, 整个试验过程中燃烧稳定。

6 结 论

通过对分级/贫油预混合预蒸发燃烧室的在模拟设计点工况的初步研究发现: 改种方案具有很大的降低 NO_x 排放能力; 燃油分级比例对 NO_x 排放影响很大, 要合理确定燃油分级比例, 以降低 NO_x 排放和改善燃烧室低工况时贫油熄火极限及降低 CO 和 UHC 排放; 相比于常规双涡流器燃烧组织方式, 三级旋流的贫油预混合预蒸发燃烧组织方式对降低 NO_x 排放作出很大贡献, 并能保证燃烧过程稳定, 预混合预蒸发管不发生回火和自燃。本文工作达到了初步研究的目的。

参考文献

- [1] 刘高恩, 林宇震 航空燃气轮机燃烧发展趋势及某些初步考虑[A]. 中国航空学会 21 世纪航空动力发展研讨会[C]. 北京, 2000
- [2] Gore J M. The Leading Edge- GE90 Story[R]. 1992
- [3] Tacina R R. Low NO_x Potential of Gas Turbine Engines[R]. A IAA - 90- 0550, 1990
- [4] Smith Reid Advanced Low Emissions Subsonic Combustor Study[R]. NASA No. 19990024925, 1998
- [5] Plencner R M, et al Engine Technology Challenges for the High-Speed Civil Transport Plane[R]. A IAA - 98- 2505, 1998
- [6] Maier G, Wittig S. Fuel Preparation and Emission Characteristics of a Pressure Loaded LPP Combustor[R]. A IAA Paper 99- 3774, 1999
- [7] Mahias O, Bastin F, Ravet F, et al Lean Premixed Combustor Emissions Performance Modeling Using 3D CFD Codes[R]. A IAA Paper 2000- 3199, 2000
- [8] Akira Imamura, Masanori Yoshida, Manabu Kawano, et al Research and Development of a LPP Combustor with Swirling Flow for Low NO_x[R]. A IAA 2001- 3311, 2001
- [9] Yasuhiro Kinoshita, Takeo Oda, Junichi Kttajima Research on a Methane-Fueled Low NO_x Combustor for a Mach 3 Supersonic Transporter Turbojet Engine[R]. A S M E Paper 2000 - GT- 113, 2000
- [10] Takashi IKEZAKI, Jun HOSOI, Hidemi TOH, et al The Performance of the Low NO_x Aero Gas Turbine Combustor Under High Pressure[R]. A S M E Paper 2001- GT- 0084, 2001
- [11] Sturgess G J. Advanced Low Emissions Catalytic Combustor Program at Pratt & Whitney[R]. NASA CP 2078, 1978
- [12] Lefebvre A H. Gas Turbine Combustion [M]. Taylor & Francis Press, 1999
- [13] Chin J S, Lefebvre A H. Steady-State Evaporation Characteristics of Hydrocarbon Fuel Drops[R]. A IAA Paper 82- 1176, 1982
- [14] Chin J S, Durrett R, Lefebvre A. H. The Interdependence of Spray Characteristics and Evaporation History of Fuel Sprays[R]. A S M E Paper 83- GT- 7, 1983
- [15] Rink K K, Lefebvre A H. The Influence of Fuel Composition and Spray Characteristics on Nitric Oxide Formation [J]. Combustion Science and Technology, 1989, 68: 1- 14
- [16] Gleason C C, Oller M W, Bahr D W. Evaluation of Fuel Character Effects on F101 Engine Combustion System [R]. AFA PL - TR- 79- 2018, 1979
- [17] Lewis G D. A New Understanding of NO_x Formation[R]. ISABE 91- 7064, Nottingham, England, 1991