

文章编号: 1000-8055(2024)01-20230156-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230156

旋流器气量分配对全环燃烧室排放的影响

王志凯^{1,2}, 龚卡¹, 罗莲军¹, 张险¹, 陈盛¹, 范玮²

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘 要: 为研究一、二级旋流器气量分配对燃烧室排放性能的影响, 在总气量恒定条件下, 针对配装气量比分别为 0.85 和 1.1 两种方案双级轴向旋流器的全环燃烧室开展了地面慢车、空中慢车和起飞状态下的排放试验。结果表明: 气量比从 0.85 增加到 1.1, 空中慢车和起飞状态氮氧化物(NO_x)排放分别降低 33%~52% 和 14%~38%, 地面慢车状态 CO 和未燃碳氢(UHC)排放分别降低 23%~49% 和 32%~36%。地面慢车状态两方案旋流器对应的 NO_x 排放差异不大, 且排放值均较低。CO 和 UHC 排放主要集中在地面慢车状态, 随着状态增大, CO 和 UHC 排放量逐渐降低, 且空中慢车和起飞状态对应的 CO 和 UHC 排放量差异不大。在本文试验范围内, 全环燃烧室 CO 排放指数随着 NO_x 排放指数的增加呈现幂函数下降, 随着 UHC 排放指数的增加呈现对数上升。

关 键 词: 燃烧室; 双级旋流器; 气量分配; 排放性能; 试验

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effects of swirler airflow split on emissions of full annular combustor

WANG Zhikai^{1,2}, GONG Ka¹, LUO Lianjun¹, ZHANG Xian¹, CHEN Sheng¹, FAN Wei²

(1. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: To study the effects of swirler airflow split on the combustor emission characteristics, experimental investigations were conducted on the full annular combustor of dual-axial swirler with airflow ratio of 0.85 and 1.1, respectively, under the ground idle, flight idle and take off conditions. The experimental results indicated that when the airflow ratio increased from 0.85 to 1.1, NO_x of flight idle and take off conditions was reduced by 33%—52% and 14%—38%, respectively, while CO and unburned hydrocarbon (UHC) of ground idle were reduced by 23%—49% and 32%—36%. NO_x of ground idle for the two cases of swirlers had little difference, and the emission values were both low. CO and UHC emissions were mainly concentrated in the condition of ground idle, and the emission of CO and UHC gradually decreased with the increase of the state, and there was little difference in the emissions of CO and UHC between the two schemes. Within the test range, the CO emission index of the full annular combustor presented a power function decline with the increase of NO_x emission index, and a logarithmic increase with the increase of UHC emission index.

Keywords: combustor; dual swirler; airflow split; emission performance; experiment

收稿日期: 2023-03-14

作者简介: 王志凯(1989—), 男, 高级工程师, 博士生, 研究领域为航空发动机燃烧室设计。E-mail: nhwzk12@126.com

引用格式: 王志凯, 龚卡, 罗莲军, 等. 旋流器气量分配对全环燃烧室排放的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 20230156. WANG Zhikai, GONG Ka, LUO Lianjun, et al. Effects of swirler airflow split on emissions of full annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 20230156.

20 世纪 70 年代以后,由于离心喷嘴面临冒烟和出口温度分布系数难以调节等问题,业界发展了预膜式空气雾化喷嘴并逐渐成为燃烧室的主流喷嘴,特别是旋流杯式的空气雾化喷嘴在航空发动机中得到了广泛的应用,现在仍是高性能发动机燃烧室的主流设计,如 CFM56、T700、T800 以及 GE 公司最先进的涡轴发动机 GE38 仍采用了旋流杯式空气雾化喷嘴的设计。

双级轴向旋流器是燃烧室广泛应用的典型头部旋流装置^[1-5],主要由两级旋向相反的直叶片、文氏管、套筒、喷嘴安装座等结构构成。其中一级旋流器起到助雾化作用,促进燃油和空气的均匀混合,二级旋流器通过产生低压形成头部回流区来稳定火焰,因此回流区与气动雾化形成一体化耦合设计。为了兼顾燃油雾化性能与头部流场形态,需要在控制总气量恒定的条件下,合理配置一、二级旋流器的气量。

针对双级轴向旋流器的系列研究成果有很多^[6-11]。但是由于实际工程应用中,单独变化其中某一级旋流器的有效流通面积,会改变双级旋流器总的有效流通面积,进而对整个燃烧室的质量流量(下文简称流量)分配产生影响。因此,近年来面向工程实际应用针对总气量恒定条件下的双级轴向旋流器一、二级耦合设计逐渐受到关注。在流量和流场方面,文献[12]试验研究了一、二级旋流器气量分配对双级轴向旋流器空气流量特性及出口流场的影响,获得了气量分配对旋流器流量、流量系数和出口流场的影响规律。文献[13]数值模拟了一、二级旋流器气量分配对双级轴向旋流器出口流场的影响,结果表明,不同的一、二级旋流器气量分配通过影响文氏管出口截面旋流数,进而改变两级旋流的相互掺混强度,最终对下游流场产生影响。在雾化方面,文献[14]对同一、二级旋流器气量比的双级轴向旋流器匹配燃油喷嘴开展了试验研究,获得了气量比对液滴平均直径、液滴尺寸分布指数及喷雾锥角的影响规律。文献[15]基于神经网络建立了以双级轴向旋流器结构参数(包括一、二级旋流器气量比)和工况参数为输入,液滴平均直径为输出的雾化模型,并验证了神经网络预测模型的准确性和泛化性。在点火方面,文献[16]开展了不同气量比双级轴向旋流器的单头部燃烧室点火试验,并结合流场和组合雾化试验结果对点火性能进行了分析,得出气量比为 0.85~1.1 的方案兼顾了燃烧室

流场和燃油喷雾特性,故点火性能较好。文献[17]在控制双级轴向旋流器总气量和内旋流数不变的条件下,研究了气量比和外旋流数对单头部燃烧室地面点火和模拟高空点火性能的影响。

综上可知,目前针对总气量恒定条件下双级轴向旋流器一、二级耦合设计已开展的研究主要集中在冷态下的流量、流场和雾化性能等基础试验,以及热态下的单头部燃烧室点火性能研究。从全球燃烧污染排放总量来看,航空排放所占份额很小,但其具有局部性和高空性的特点^[18-21],因此航空发动机燃烧室污染物排放一直是研究的热点,但国内外尚无一、二级旋流器气量分配对燃烧室排放性能影响的研究。因此,本文基于全尺寸全环燃烧室试验平台,针对配装气量比分别为 0.85 和 1.1 两种方案双级轴向旋流器的全环燃烧室开展排放试验,获得气量分配对燃烧室排放的影响规律,为优化燃烧室的排放性能提供指导。

1 试验方法

1.1 研究对象

双级轴向旋流器的结构如图 1 所示,其具有两个带直叶片的环形通道,其中,内侧通道为一级旋流器,外侧通道为二级旋流器,一、二级旋流器叶片旋向相反。在保证旋流器总进气量一致,且文氏管喉道直径恒定的条件下,通过改变流道高度,实现两级旋流器气量比的变化。本文选取两个不同气量比的双级轴向旋流器方案开展对比研究,其中 S1 方案的一、二级旋流器气量比为 0.85, S2 方案的一、二级旋流器气量比为 1.1。

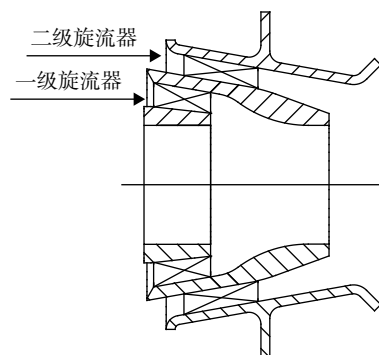


图 1 双级轴向旋流器示意图

Fig. 1 Schematic of dual-axial swirler

1.2 试验系统

试验系统如图 2 所示,主要包括燃油系统、进气系统、排气系统、冷却气系统、循环水系统、

电气及控制系统、测试系统和全环燃烧室试验件等。其中,全环燃烧室试验件包括机匣、扩压器、火焰筒、燃油喷嘴、燃油总管、不同方案的双级轴向旋流器等。

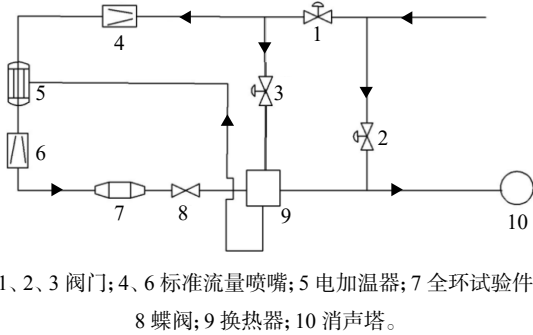


图 2 试验系统示意图
Fig. 2 Schematic of experimental system

排放试验前需要开展冷态和热态总压损失试验,检查试验件是否存在漏气以及试验设备是否完好。总压损失特性试验的工况参数具体如下:进口总压恒定为 0.5 MPa,进口总温分别为 295 K 和 450 K,测量不同压力损失(1%、2%、3%、4%、5%、6%)对应的燃烧室进气流量,获得进口换算流量($\dot{m}_c$)平方与总压损失的关系。如果两个温度状态点的曲线吻合较好,则表明试验件无漏气,试验可正常进行;反之,则需对试验件及测试系统进行检查,确保气密性后重新进行试验。

进口换算流量($\dot{m}_c$)的计算公式如下:

$$\dot{m}_c = \dot{m}_{a3} \times \frac{\sqrt{\frac{T_{t3}}{288}}}{\frac{p_{t3}}{101.325}} \quad (1)$$

其中 $\dot{m}_{a3}$ 为燃烧室进口空气流量, T_{t3} 为燃烧室进口总温, p_{t3} 为燃烧室进口总压。

开展排放试验时,燃烧室进口空气流量($\dot{m}_{a3}$)采用标准流量喷嘴测量,燃油流量($\dot{m}_f$)采用流量计测量;进口总压(p_{t3})通过 3 支梳状总压管测量,每支 2 个测点,共 6 点;进口总温(T_{t3})通过 3 支梳状热电偶进行测量,每支 1 个测点,共 3 点;出口总压(p_{t4})采用 1 支梳状总压探针进行测量,每支 3 个测点,共 3 点;出口总温(T_{t4})通过 3 支梳状热电偶进行测量,每支 5 个测点,共 15 点。出口梳状热电偶和梳状总压探针的测量点的径向分布按等环面设计。排气污染物通过 1 支沿径向布置 3 点的燃气采样探针采样,进入燃气分析系统进行测量,燃气采样探针测点的径向分布按等环面设

计,安装在燃烧室出口旋转机构上,便于对火焰筒出口环面进行测量。进、出口截面测点分布分别见图 3 和图 4。

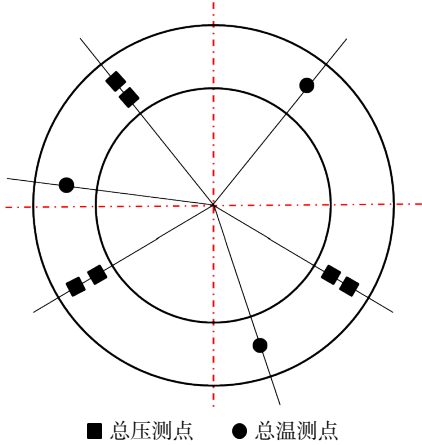


图 3 进口截面测点分布
Fig. 3 Test points of inlet section

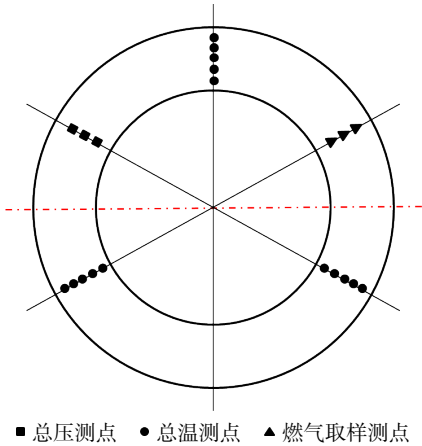


图 4 出口截面测点分布
Fig. 4 Test points of outlet section

排放试验工况具体是燃烧室进口压力 P_{t3} 为 0.3~1.2 MPa,进口总温 T_{t3} 为 400~800 K,进口空气流量为 5~12 kg/s。在表 1 所列油气比工况下,录取燃烧室出口燃气中 NO_x、CO 和 UHC 的浓度,排放结果换算成排放指数,单位为 g/kg 燃油。本试验采用 3 号喷气燃料(即 RP-3)。表 2 为试验参数测试精度。

表 1 试验工况
Table 1 Test conditions

工况	油气比
地面慢车	0.01, 0.015
空中慢车	0.014, 0.02, 0.025
起飞	0.015, 0.02, 0.025

表 2 参数测试精度
Table 2 Parameters measurement accuracy

参数	测试精度
$\dot{m}_{a3}/(\text{kg/s})$	$\pm 1\%$
$\dot{m}_f/(\text{kg/s})$	$\pm 0.5\%$
p_3/MPa	$\pm 0.5\%$
p_4/MPa	$\pm 0.5\%$
T_{i3}/K	$\pm 1.5\text{ K}$
T_{i4}/K	$\pm 1.5\text{ K}$

2 试验结果分析

2.1 总压损失特性

将试验时录取的总压损失与燃烧室总压损失特性线对比是检查试验有效性的重要手段。对同一个试验件,试验测量误差在 2% 内是可以接受的,若超过 5%,则判断试验出现异常,可能是测试出现问题或试验件漏气,或是试验设备出现问题,需检查分析并排除异常后才能继续进行试验。

图 5 为燃烧室进口总温为 300 K(常温)和 450 K 下的总压损失特性曲线。由图可见,冷态和热态下两条曲线重合度较好,且所有排放试验状态点都落在总压损失特性曲线上,表明试验设备以及试验过程中不存在漏气。

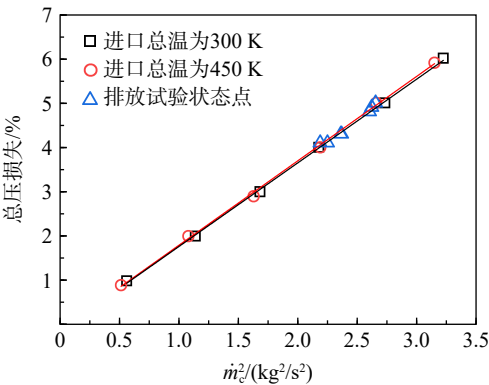


图 5 总压损失特性曲线
Fig. 5 Character curve of total pressure loss

2.2 NOx 排放

图 6 为不同工况下两方案旋流器对应的 NOx 排放结果对比。由图可见,①地面慢车状态两方案 NOx 排放差异不大,且排放值均较低。随着状态增大,从地面慢车到空中慢车再到起飞,NOx 排放量显著增加。②空中慢车和起飞状态下,S2 方案的 NOx 排放量均低于 S1 方案,其中空中慢车状态 NOx 排放降低 33%~52%,起飞状态 NOx

排放降低 14%~38%。原因是,S1 方案一、二级旋流器气量比更小,对于本文总气量恒定的旋流器来说:一方面,一级旋流器进气量越小,索太尔平均直径(SMD)越大^[14],燃油蒸发慢,燃油容易局部富集,局部当量比高,出现局部高温区,NOx 生成量多;另一方面,二级旋流器进气量相应增加,回流区增大^[12],燃气停留时间增加,导致 NOx 生成量增加。③空中慢车和起飞状态时,两方案对应的 NOx 均随着油气比的增大而降低,主要原因是随着供油压力增大,燃油雾化性能改善,避免了局部高温区出现。

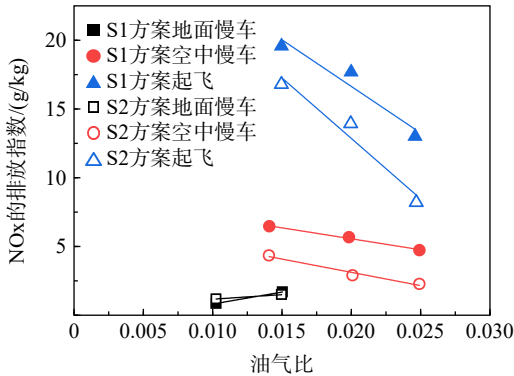


图 6 NOx 排放对比
Fig. 6 Comparison of NOx emission

2.3 CO 排放

图 7 为不同状态下两方案旋流器对应的 CO 排放结果对比。由图可见,①CO 排放主要集中在地面慢车状态,随着状态增大,到空中慢车再到起飞,CO 排放量逐渐降低,维持在很低的水平,且这两个状态下两方案的 CO 排放量差异不大。其原因是,小状态下燃烧不完全,氧化速度低和燃烧区温度低,CO 未完全氧化导致产生大量的 CO。②地面慢车状态 S2 方案对应的 CO 排放量

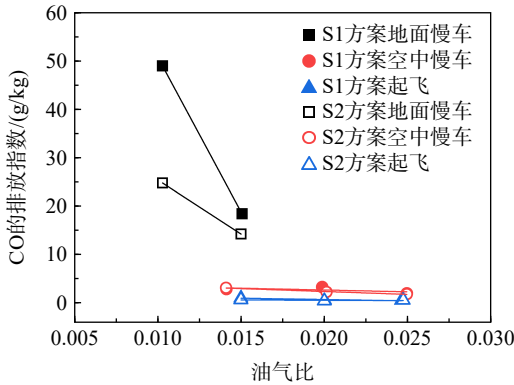


图 7 CO 排放对比
Fig. 7 Comparison of CO emission

比 S1 方案降低 23%~49%, 原因是 S2 方案的一、二级旋流器气量比增大, 对于本文总气量恒定的旋流器来说, 一级旋流器气量增加, SMD 减少^[14], 燃油颗粒蒸发加快, 燃烧更加完全, 中间产物减少。与此同时, 二级旋流器进气量增加, 燃烧室中心回流区增大, 燃气停留时间增加, 反应更加充分, 燃烧中间产物生成量减少。

2.4 UHC 排放

图 8 为不同状态下两方案旋流器对应的 UHC 排放结果对比。由图可见, UHC 排放和 CO 排放具有相同的变化趋势: ①UHC 排放主要集中在地面慢车状态, 随着状态增大, 到空中慢车再到起飞, UHC 排放量逐渐降低。其原因是, 小状态下液雾 SMD 太大, 且氧化速度低和燃烧区温度低, 导致燃烧不充分, 故 UHC 的排放指数高。②地面慢车状态 S2 方案对应的 UHC 排放量比 S1 方案降低 32%~36%, 原因是 S2 方案的一、二级旋流器气量比相比 S1 方案增大, 对于本文总气量恒定的旋流器来说, 一级旋流器气量增加, 雾化性能改善^[14], 有利于强化燃烧反应, UHC 的排放指数减少。

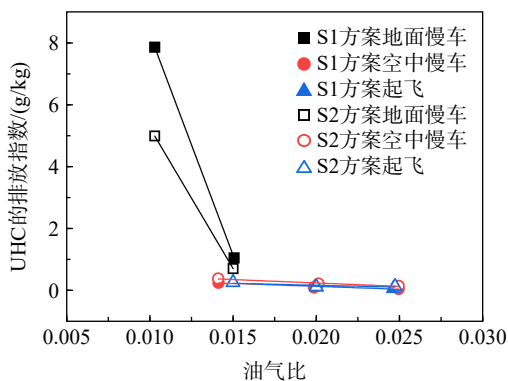


图 8 UHC 排放对比

Fig. 8 Comparison of UHC emission

2.5 排放之间的关系

图 9 和图 10 分别显示了 NOx 的排放指数和 CO 的排放指数、UHC 的排放指数和 CO 的排放指数之间的关系, 可见 CO、UHC 和 NOx 的排放指数之间存在着紧密的函数关系。S1 和 S2 两方案中 CO 的排放指数随 NOx 的排放指数以及 CO 的排放指数随 UHC 的排放指数均表现出相同的变化规律, 只是不同气量分配在排放值上有所差别。表明对于同类旋流器来说, 一、二级旋流器气量比的不同只是改变了燃烧室排放值, 不影响燃烧室的排放特性和全局规律, 即可以通过调节

一、二级旋流器气量分配实现燃烧室排放量的降低, 但是要实现燃烧室排放特性全局上的优化, 需要采用低污染燃烧组织方法及新型头部结构方案。这一结论可以用 Mongia 文献^[22]中的数据得到印证: ①LEAP 系列发动机 (LEAP-1A 和 LEAP-1B)、CFM56 系列发动机 (CFM56-5B_TI、CFM56-7B_TI) 系列化发展的燃烧室 CO 的排放指数随 NOx 的排放指数变化曲线基本一致, 但是由于 CFM56-5B DAC 和 CFM56-7B DAC 采用了双环腔, 故排放特性与常规 CFM56 系列的排放曲线有所差异。②GENx 采用了贫油 TAPS (twin annular premixing swirler) 头部, CF6-80C2 采用富油双级旋流杯结构, 两者 CO 的排放指数随 NOx 的排放指数变化曲线在整体走向上完全不同。

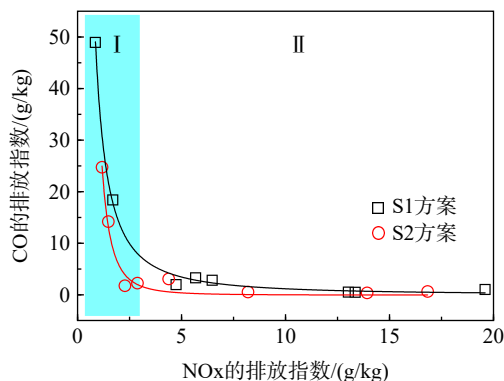


图 9 NOx 的排放指数和 CO 的排放指数的关系

Fig. 9 Relationship between emission indexes of NOx and CO

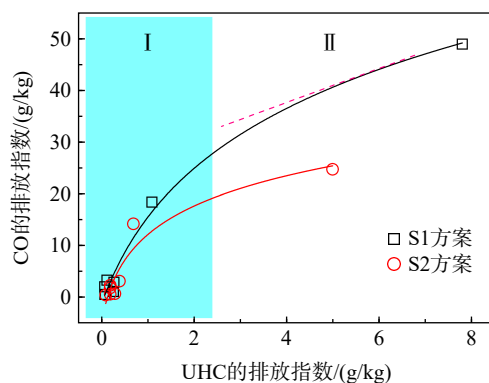


图 10 UHC 的排放指数和 CO 的排放指数的关系

Fig. 10 Relationship between emission indexes of UHC and CO

由图 9 可见, CO 的排放指数随着 NOx 的排放指数增加呈现幂函数下降, 即 CO 和 NOx 具有相反的变化趋势, 后者主要生成于大功率状态 (如起飞)。随着工况增大, NOx 的排放增加, CO 的

排放减少。但是,随着工况的进一步提高,到某一点时,CO 维持在很低值不变,而 NO_x 持续增加。这是因为常规燃烧室头部燃烧区的设计略偏富油,导致主燃区内产生大量 CO(见图 9 中 I 区),在火焰筒体积恒定的条件下,需要较长的燃烧时间使得 CO 完全反应,但这又相应增加了高温燃气在火焰筒内的停留时间,从而进一步增加了 NO_x 的生成量(见图 9 中 II 区)。

由图 10 可见,CO 的排放指数随着 UHC 的排放指数增加呈现对数上升,即 CO 和 UHC 具有相似的排放变化趋势,均生成于低功率状态(如地面慢车)。在两者排放都高的情况下,说明燃烧室处于小工况。随着工况增加,UHC 和 CO 的排放减少。但是,随着工况的进一步提高,到某一点时,UHC 减少程度变缓,而 CO 减少程度加剧(见图 10 中 I 区)。这是因为主燃区内消耗 CO 的过程中,中间产物 UHC 体积也相应降低,且 UHC 的排放指数显著低于 CO。

2.6 数据可信度分析

作为取样系统气体收集代表性的试验,可根据排气污染的测量结果用碳平衡法公式计算平均油气比 R_{fa} ,计算公式如式(2)所示,用此油气比与根据燃油流量和空气流量数据所计算的油气比数值进行比较。在慢车时两者相差应在 15% 以内,在大功率状态则在 10% 以内,燃油流量与污染物的测量应同时进行。

$$R_{fa} = \frac{M_C + \alpha M_H}{M_a} \cdot \frac{(1+h)([CO] + [CO_2] + [HC]) - T}{1 + \left(\frac{\alpha}{4}\right)([CO] + [CO_2] + [HC])} \quad (2)$$

其中 M_C 为碳相对分子质量, M_H 为氢相对分子质量, M_a 为空气相对分子质量, α 为煤油中 C 与 H 原子数之比, h 为进口空气湿度,取为 0.006 29, T 为空气中 CO₂ 的摩尔数,取为 0.000 32, $[\cdot]$ 为该组分的容积浓度。式(2)及公式符号解释摘自航空工业部标准:航空燃气涡轮发动机气态污染物的连续取样及测量程序规范(HB6117-87)。

对试验各工况通过排放测量结果及式(2)得到的计算油气比与通过计算燃油流量与空气流量得到的试验油气比进行比较,结果如图 11 所示,可知地面慢车所有状态点落在 15% 误差范围内,空中慢车和起飞所有状态点均落在 10% 误差范围内,表明数据具有很高的可信度。

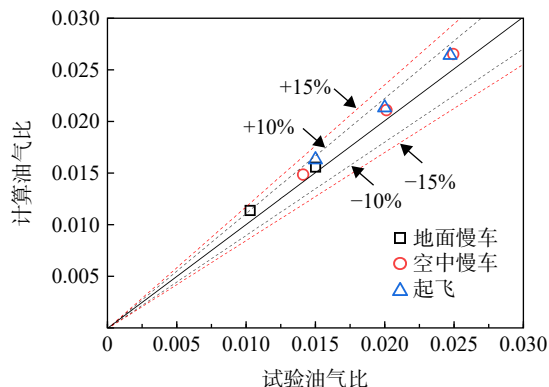


图 11 油气比对比验证

Fig. 11 Comparison and validation of fuel air ratio

3 结 论

针对配装气量比分别为 0.85 和 1.1 两种方案双级轴向旋流器的全环燃烧室开展了地面慢车、空中慢车和起飞状态下的排放试验,获得了在旋流器总气量恒定条件下,一、二级旋流器气量分配对燃烧室排放性能的影响,得到如下结论:

1) 地面慢车状态两方案旋流器对应的 NO_x 排放差异不大,且排放值均较低。随着状态增大,NO_x 排放量显著增加。与气量比为 0.85 的方案相比,气量比为 1.1 的方案可实现慢车状态 NO_x 排放降低 33%~52%,起飞状态 NO_x 排放降低 14%~38%。

2) CO 和 UHC 排放主要集中在地面慢车状态,随着状态增大,到空中慢车再到起飞,CO 和 UHC 排放量逐渐降低,维持在很低的水平,且这两个状态下两方案的 CO 和 UHC 排放量差异不大。与气量比为 0.85 的方案相比,气量比为 1.1 的方案可实现地面慢车状态 CO 排放降低 23%~49%,UHC 排放降低 32%~36%。

3) CO、UHC 和 NO_x 的排放指数之间存在着紧密的函数关系。CO 的排放指数随着 NO_x 的排放指数增加呈现幂函数下降,随着 UHC 的排放指数增加呈现对数上升。

参考文献:

- [1] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion[M]. Washington, US: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.
- [2] 王志凯,江立军,陈盛,等.受限空间内三级旋流场和燃烧性能研究[J].航空学报,2021,42(3):124210.
WANG Zhikai, JIANG Lijun, CHEN Sheng, et al. Study on flow fields and combustion characteristics of triple swirler in confined zone[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 124210. (in Chinese)

- [3] 张阳, 邹建锋, 郑耀, 等. 文氏管对旋流流场影响的数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(5): 907-915.
ZHANG Yang, ZOU Jianfeng, ZHENG Yao, et al. Numerical simulation for effects of venturi tube on swirling flow field[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(5): 907-915. (in Chinese)
- [4] 桂韬, 夏丽敏, 邱伟, 等. 旋流器型式对空气雾化喷嘴雾化特性影响规律[J]. 航空动力学报, 2022, 37(3): 465-477.
GUI Tao, XIA Limin, QIU Wei, et al. Effect of swirler types on spray characteristics of airblast atomizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 465-477. (in Chinese)
- [5] 谢法, 黄勇, 苗辉, 等. 气量分配对双轴向旋流器燃烧室贫燃性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(11): 1456-1460.
XIE Fa, HUANG Yong, MIAO Hui, et al. Effects of airflow split and primary holes arrangement on lean blowout limits of combustor with dual-axial swirlers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(11): 1456-1460. (in Chinese)
- [6] 闫东博, 张群, 汪玉明, 等. 双级轴向旋流器性能评估方法(一): 综合旋流强度的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(7): 1592-1598.
YAN Dongbo, ZHANG Qun, WANG Yuming, et al. Performance evaluation methods of two-stage axial swirler: I influence of total swirling intensity[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1592-1598. (in Chinese)
- [7] 张欣, 刘勇, 党新宪, 等. 单头部双级旋流器燃烧室流场PIV测量[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(7): 1253-1256.
ZHANG Xin, LIU Yong, DANG Xinxian, et al. Experimental study on flow field of single-head combustor with dual-stage swirler by piv[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(7): 1253-1256. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] VASHAHI F, LEE J. On the emerging flow from a dual-axial counter-rotating swirler; LES simulation and spectral transition[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 129: 646-656.
- [10] VASHAHI F, LEE S, LEE J. Experimental and computational analysis of the swirling flow generated by an axial counter-rotating swirler in a rectangular model chamber using water test rig[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2017, 139(8): 081501.
- [11] WANG Zhikai, CHEN Sheng, GONG Ka, et al. Experimental study on effects of prefilming and non-prefilming atomization on the combustion characteristics in a realistic full annular combustor[J]. *Fuel*, 2023, 334: 126545.
- [12] 王志凯, 陈盛, 江立军, 等. 气量分配对双级轴向旋流器性能影响的试验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1799-1806.
WANG Zhikai, CHEN Sheng, JIANG Lijun, et al. Experimental investigation of effects of airflow split on characteristics of dual-axial swirler[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(8): 1799-1806. (in Chinese)
- [13] 汪玉明, 肖为, 王志凯, 等. 双级轴向旋流器气量分配对流场特性影响的数值模拟与试验验证[J]. 航空发动机, 2022, 48(1): 26-32.
WANG Yuming, XIAO Wei, WANG Zhikai, et al. Numerical simulation and test verification of the influence of airflow splits on the flow field characteristics in dual-axial swirlers[J]. Aeroengine, 2022, 48(1): 26-32. (in Chinese)
- [14] 王志凯, 陈盛, 刘冉, 等. 双级轴向旋流杯气量比对雾化性能影响的试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12): 2656-2662.
WANG Zhikai, CHEN Sheng, LIU Ran, et al. Experiment on effects of airflow ratio on spray characteristics of dual-axial swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2656-2662. (in Chinese)
- [15] 王志凯, 赵鸿华, 刘逸博. 基于神经网络的预膜雾化模型[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 222-228.
WANG Zhikai, ZHAO Honghua, LIU Yibo. Prefilming atomization model based on neural network[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 222-228. (in Chinese)
- [16] 刘冉, 陈盛, 王志凯, 等. 双级轴向旋流器气量分配对燃烧室点火特性的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 253-260.
LIU Ran, CHEN Sheng, WANG Zhikai, et al. Effects of dual axial swirler airflow split on combustor ignition characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8): 253-260. (in Chinese)
- [17] 王金铎, 惠鑫, 武济泓, 等. 双级轴向旋流器设计参数对燃烧室点火性能影响规律[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2544-2552.
WANG Jinduo, HUI Xin, WU Jihong, et al. Effects of design parameters of two-stage axial swirler on combustor ignition performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2544-2552. (in Chinese)
- [18] ZHANG Chi, HUI Xin, LIN Yuzhen, et al. Recent development in studies of alternative jet fuel combustion: progress, challenges, and opportunities[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2016, 54: 120-138.
- [19] MEZIANE S, BENTEBBICHE A. Numerical study of blended fuel natural gas-hydrogen combustion in rich/quench/lean combustor of a micro gas turbine[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, 44(29): 15610-15621.
- [20] RANASINGHE K, GUAN Kai, GARDI A, et al. Review of advanced low-emission technologies for sustainable aviation[J]. *Energy*, 2019, 188: 115945.
- [21] LIU Yize, SUN Xiaoxiao, SETHI V, et al. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 94: 12-45.
- [22] MONGIA H C. Low emissions propulsion engine characterization process[M]//GUPTA A K, DE A, AGGARWAL S K, et al. Advances in energy and combustion. Singapore, Singapore: Springer, 2022: 13-69.

(编辑: 秦理曼)