

Effect of Structure of Swirler and Combustion Liner on Combustion Performance of Lean Direct Injection Combustor

Yushuang Fang

Wuhan University of Technology, Wuhan Hubei
Email: yfang@whut.edu.cn

Received: May 23rd, 2019; accepted: June 7th, 2019; published: June 14th, 2019

Abstract

Based on the need of optimization of aero-engines that use lean direct injection (LDI) combustors to increase their combustion efficiency and reduce harmful emissions, in this paper, the combustion performance of a single element LDI combustion chamber with variable combustion liner exit area and a swirler with 55° vane angles is studied through three combustion test cases. The combustion effect of the LDI combustion chamber using a single axial swirler, a co-rotating two-stage axial swirler and a counter-rotating two-stage axial swirler is tested separately in each test case. Furthermore, in each test case, the effect of the combustion liner exit area decreasing from 100% to 25% on the combustion effect was tested. Based on the analysis of combustion effect, the influence of swirler structure and combustion liner structure on fuel and air mixing rate and efficiency, flame shape and stability and combustion efficiency is discussed.

Keywords

Lean Direct Injection Combustor, Swirler, Combustion Liner, Emissions Reduction

旋流器以及火焰筒结构对贫油直喷燃烧室的燃烧性能影响

方禹双

武汉理工大学, 湖北 武汉
Email: yfang@whut.edu.cn

收稿日期: 2019年5月23日; 录用日期: 2019年6月7日; 发布日期: 2019年6月14日

摘要

基于对优化使用贫油直喷(LDI)燃烧室的航空发动机提高燃烧效率、降低有害排放的需求,本文通过燃烧试验研究探讨了火焰筒出口尺寸可改变的单元贫油直喷燃烧室,在使用不同结构的旋流器时的燃烧性能(旋流叶片安装角为 55°)。试验中分别测试了使用单级轴向旋流器,同向双级轴向旋流器以及反向双级轴向旋流器的单元LDI燃烧室的燃烧性能。并且在每次燃烧试验中,测试了火焰筒出口面积从100%逐步缩小至25%对燃烧效果的影响。基于对燃烧效果的分析,探讨了旋流器结构以及火焰筒结构对燃料与空气混合速率以及效果、生成火焰形状和稳定性以及燃烧效率的影响。

关键词

贫油直喷燃烧室, 旋流器, 火焰筒, 节能减排

Copyright © 2019 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

无论在交通出行、物流运输还是军事国防领域,飞机作为一种高效快捷的交通工具被广泛应用。而作为飞机核心的航空发动机,需要保证提供高效动力的同时减少对环境的影响。为了达到这一目的,发动机燃烧室的设计需要做到在保证燃料在高效燃烧的时候减少氮氧化物(NO_x)以及一氧化碳(CO)、二氧化碳(CO_2)、粉尘等危害环境以及人体健康的副产物。常见降低 CO_2 、 CO 、粉尘等物质排放的方法是提高燃烧环境的温度和压力,然而这一做法会加剧氮氧化物的产生量,对臭氧层造成不可逆的伤害。自二十世纪70年代起,美国航空航天局就开始投入研究节能低排放航空发动机[1] [2] [3]。到1990年,贫油直喷(LDI)燃烧室的结构被提出[4],并且经过测试、实践证明:该结构的燃烧室在避免例如贫油预混蒸发(LPP)燃烧室的预混室中出现自燃和回火等问题方面具有明显的优势[5]。故而,近年间在研发节能低排放引擎时,通常会注重研究使用LDI燃烧室。为了保证汽化燃料与空气在燃烧室内以合理比例快速混合,避免出现局部燃料在高混合比下燃烧生成大量 NO_x , 辅助空气与燃料混合的旋流器以及文丘里管的设计显得尤为重要。在实际应用中,通常会使用多单元的LDI燃烧室,但为了探索设计新一代更高效减排的LDI燃烧室,对单元LDI燃烧室的燃烧效果的研究进而对推进多单元LDI燃烧室的进步显得十分关键。因此,本文设计了小尺寸单元LDI燃烧室,以甲烷为燃料进行燃烧试验,观察研究了在使用不同构造的轴向旋流器对燃料与空气混合效果、火焰形成效果以及燃烧效果的影响,并且测试了改变火焰筒出口尺寸对燃烧性能的影响,进一步探讨了LDI燃烧室结构对其燃烧性能的影响。

2. 实验设计

燃烧实验使用的单元LDI燃烧室由火焰筒和燃烧室头部两部分组成。如图1所示,火焰筒设计使用具有矩形横截面和 $3.2\text{ cm} \times 3.2\text{ cm} \times 15.2\text{ cm}$ 内尺寸的结构。为了便于观察记录,选择使用金属框架固定的耐高温石英玻璃制作火焰筒,便于观测火焰的形成状况,以检测燃烧效果。火焰筒顶端安装如图2所示金属卡槽与带有不同尺寸矩形开口的金属板,通过改变金属板放置的位置达到改变火焰筒出口尺寸的

效果。燃烧室的下部分为燃烧室头部，结构如图3所示。燃烧室头部主要由喉部半径为0.635 cm的文丘里管，可拆卸更换的旋流器(旋流叶片安装角为 55°)，均流管以及单元LDI喷嘴构成。

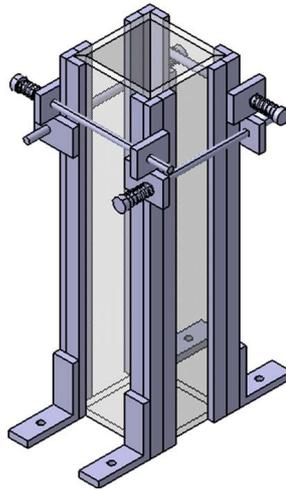


Figure 1. Combustion Liner

图1. 火焰筒

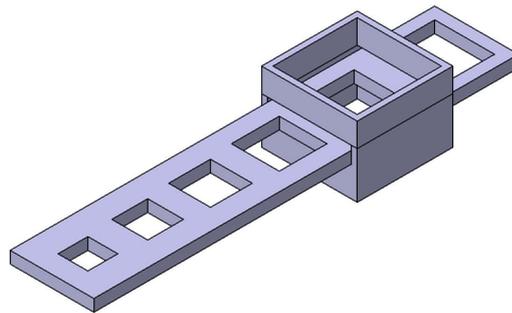


Figure 2. Combustion Liner exit area adjusting device

图2. 火焰筒出口尺寸调节装置

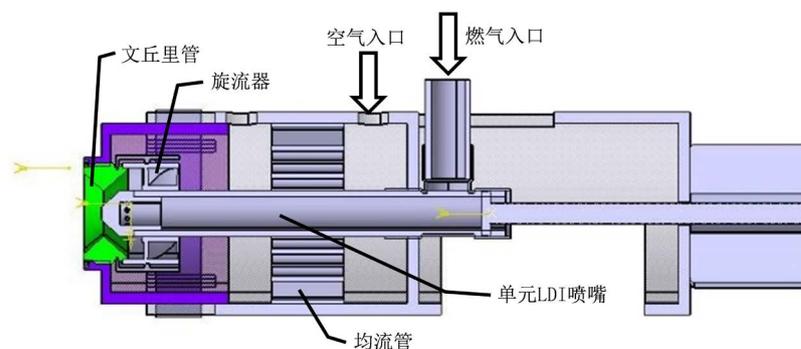


Figure 3. Combustion chamber head structure

图3. 燃烧室头部结构

本实验中主要研究测试旋流叶片安装角为 55° 的轴向旋流器。选用的旋流器结构为单级轴向旋流器、双级同向旋流器和双级逆向旋流器。基于燃烧室的整体尺寸，如图4所示标注，设计旋流器通道横纵比 $L/b = 2$ ，以及文丘里管与旋流器有效面积比为 $A_{\text{eff, Venturi}}/A_{\text{eff, Swirler}} = 0.9$ ，对三种旋流器的各部位尺寸进行

了计算设计。同向双级轴向旋流器和反向双级轴向旋流器尺寸一致，内环结构一致，外环旋流叶片安装方向相反。试验所需旋流器的各结构尺寸如表 1 所示。并且基于便于更换旋流器的考虑，在旋流器外部设计了卡扣结构，用于连接旋流器与文丘里管。设计所得各旋流器结构如图 5 所示。

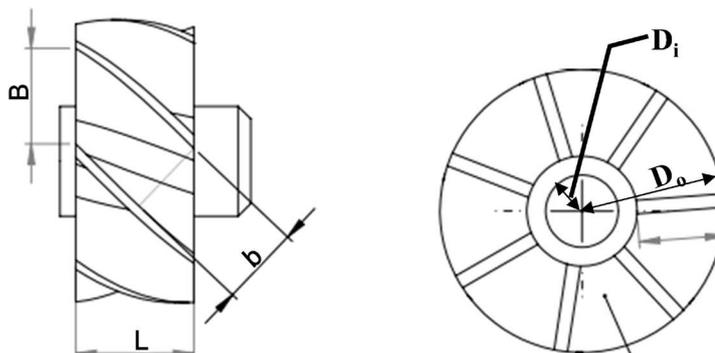


Figure 4. Single swirler cross section structure
图 4. 单级旋流器截面结构

Table 1. Swirlers' size data
表 1. 旋流器各结构尺寸

旋流器种类		D_0 (cm)	D_i (cm)	B (cm)	b (cm)	L (cm)
单级轴向		2.5400	1.5748	0.9294	0.5331	1.0661
双级轴向	内环	1.8796	1.5748	0.7307	0.4191	0.8269
	外环	2.7432	2.1336	1.1095	0.6364	1.2728

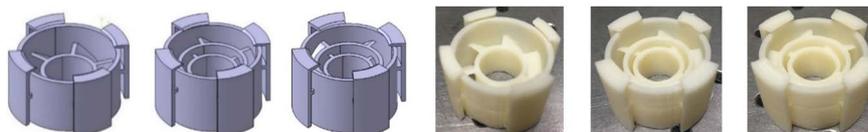


Figure 5. Design and structure of swirlers
图 5. 旋流器设计与结构

燃烧实验中使用甲烷气体为燃料，并使用气泵向燃烧室内泵入空气与甲烷气体混合，通过外部点火的手段进行引燃。实验方案为在使用相同燃料(甲烷)、空气压力以及流量的情况下，使用同一单元 LDI 燃烧室，分别进行使用单级轴向旋流器、使用同向双级轴向旋流器和使用反向双级轴向旋流器的 3 次燃烧实验，观察记录火焰的形态以及燃烧效果，并且在每次实验的燃烧过程中逐步减小火焰筒出口面积，进一步观察记录火焰筒出口尺寸改变对燃烧效的影响。在每个实验方案中，对火焰形态进行连续拍摄记录，通过分析火焰稳定性以及形态对该方案下燃烧室的燃烧性能进行分析研究。

3. 实验结果与分析

如图 6(a)所示，使用单级轴向旋流器时火焰不能很好的达到稳定燃烧状态。燃烧过程中火焰轮廓模糊，无法清晰的观察到燃烧室的流场结构，火焰浮空长度极小。同时由于这一原因，如图 6(b)所示，当缩小火焰筒出口尺寸到 50%的时候，火焰的稳定性受到了明显的干扰，出现火焰吹拉现象，从而可见此状态下燃烧效率较低，燃烧不充分，易产生大量污染物，甚至易造成回火等问题。

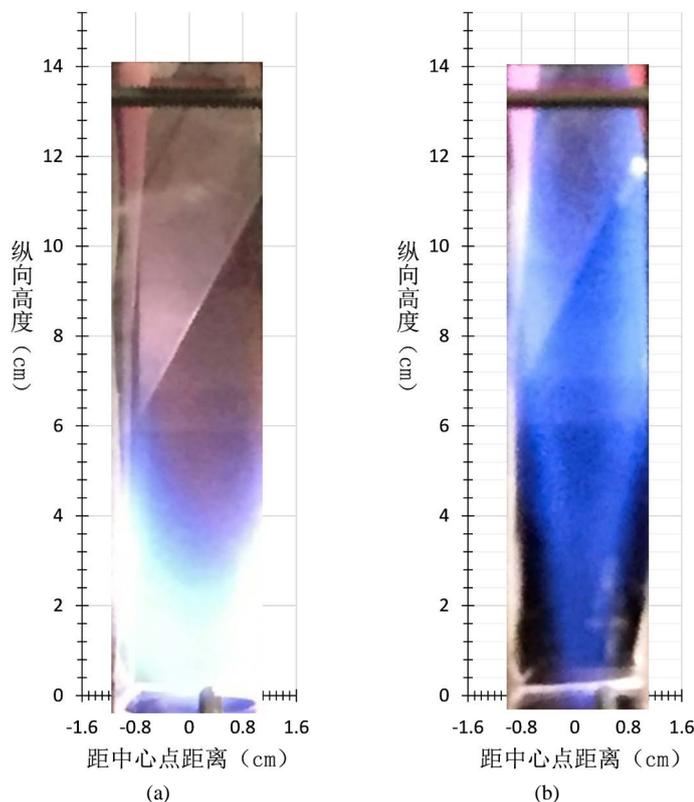


Figure 6. Flame shapes of LDI combustor with a single axial swirler (exit area 100%/50%) cases
图 6. 使用单级旋流器(火焰筒出口 100%、50%)时的火焰

使用双级轴向旋流器时,如图 7(a)~(b)和图 8 所示,火焰均可达到较稳定燃烧状态,燃烧过程中火焰轮廓清晰,均可清晰的观察到燃烧室的流场结构与燃烧场相互耦合形成的旋流火焰。并且对比使用单级轴向旋流器时的火焰的状态,火焰浮空长度明显增加,火焰长度缩短,说明双级轴向旋流器能使燃料与空气迅速高效的混合。可见在有效面积比相同的情况下,双级轴向旋流器的结构较单级轴向旋流器的结构能够更合理的旋流空气,使得燃料与空气的混合效率提高,并且使二者的混合也更加均匀迅速,从而大幅提高燃烧室的燃烧效率,使燃料的燃烧更充分,降低排放 CO 、 CO_2 以及粉尘等污染物。并且火焰燃烧状态稳定使得更有利于温度均匀分布,从而降低 NO_x 的排放。

在进行使用双级轴向旋流器燃烧实验时,缩小火焰筒出口尺寸会引起短暂的火焰不稳定燃烧状态,但短时间内可以恢复稳定燃烧状态。达到稳定燃烧状态后,如图 7(a)与图 7(b)对比所示,使用同向双级轴向旋流器进行实验时,缩小火焰筒出口会一定程度上改变稳定燃烧状态的火焰形状,提高燃料与空气混合流场的旋流程度,小幅度增加火焰浮空长度。可见在合理范围内缩小火焰筒出口面积,通过提升火焰筒出口处流速,有助于提升燃料与空气的混合效率,从而提高燃烧室的燃烧效率。

如图 7(a)与图 8 对比所示,使用反向双级轴向旋流器进行试验所得的燃烧状态与使用同向双级轴向旋流器时的燃烧状态总体相似。相较而言,使用反向双级轴向旋流器进行实验产生的火焰长度较短,火焰浮空长度较长,旋流强度较强,说明此方案下燃料与空气的混合更为迅速,燃烧效率更高。这一结果表明,在相同条件下,当有效面积比相同,旋流叶片数以及结构尺寸均一致的情况下,反向双级轴向旋流器的结构较同向双级轴向旋流器的结构而言,对空气旋流产生的流场旋流程度更高、切向流速更快流场,从而更有助于空气与燃料的迅速高效混合,达到提高燃烧室的燃烧效率,同时降低污染物排放的效果。

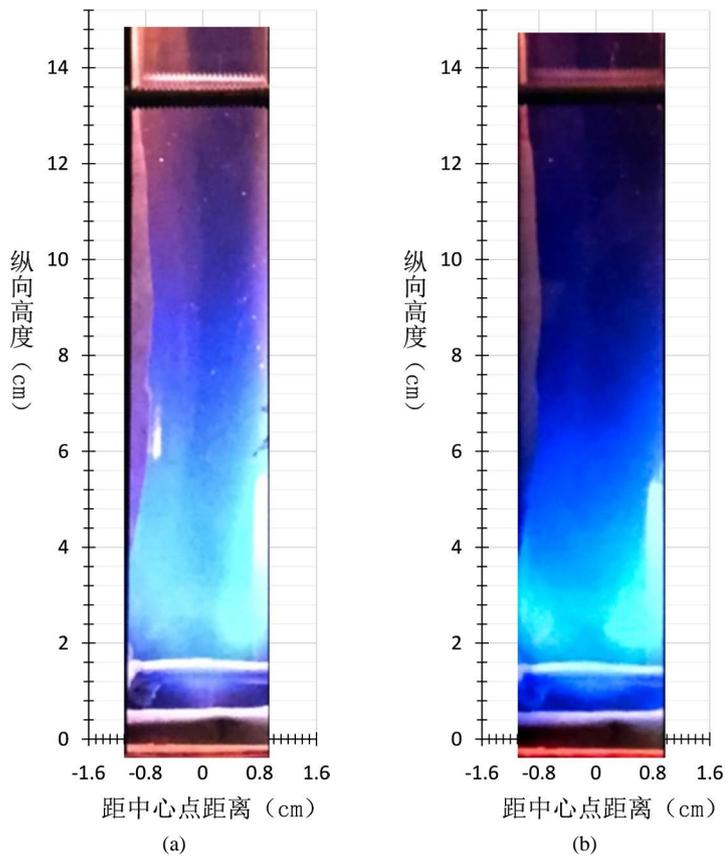


Figure 7. Flame shapes of LDI combustor with a co-rotating two-stage swirler (exit area 100%/50%)
图 7. 使用同向双级旋流器时的火焰(火焰筒出口 100%/50%)

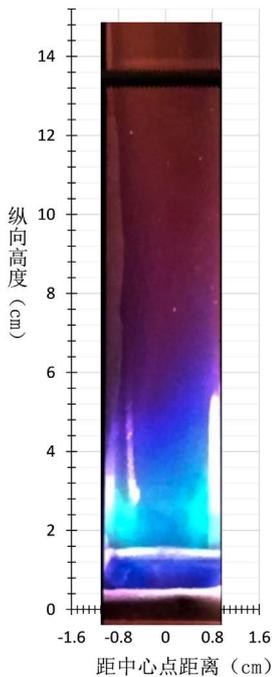


Figure 8. Flame shapes of LDI combustor with a counter-rotating two-stage swirler
图 8. 使用反向双级旋流器时的火焰

4. 结论

- 旋流器的结构变化以及火焰筒的出口面积变化均可对单元 LDI 燃烧室的燃烧性能产生影响, 并且因旋流器的结构改变而产生的影响尤为明显。
- 在相同燃烧条件以及相同有效面积比时, 使用双级轴向旋流器比使用单级轴向旋流器能让 LDI 燃烧室有更高的燃烧效率和更低的污染物排放量。
- 在相同燃烧条件和结构尺寸下, 反向双级轴向旋流器结构对提高燃烧室的燃烧效率和降低污染物的排放量优于同向双级轴向旋流器的结构。
- 缩小火焰筒的出口面积有利于提高燃烧室的燃烧效率和降低污染物的排放量, 但效果有限, 并且会对火焰的燃烧稳定造成影响, 最佳火焰筒出口面积的选择需综合考虑效果与影响。

参考文献

- [1] Mongia, H.C. (2013) N + 3 and N + 4 Generation Aeropropulsion Engine Combustors: Part1: Large Engines' Emissions. *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, San Antonio, USA, 3-7 June 2013, Paper No. GT2013-94570. <https://doi.org/10.1115/GT2013-94570>
- [2] Mongia, H.C. (2013) N + 3 and N + 4 Generation Aeropropulsion Engine Combustors: Part2: Medium Size Rich-Dome Engines and Lean-Domes. *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, San Antonio, USA, 3-7 June 2013, Paper No. GT2013-94571. <https://doi.org/10.1115/GT2013-94571>
- [3] Mongia, H.C. (2013) N + 3 and N + 4 Generation Aeropropulsion Engine Combustors: Part3: Small Engines' Emissions and Axial Staging Combustion Technology. *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, San Antonio, USA, 3-7 June 2013, Paper No. GT2013-94572. <https://doi.org/10.1115/GT2013-94572>
- [4] Tacina, R. (1990) Low NOx Potential of Gas Turbine Engines. *Proceedings of 28th Aerospace Sciences Meeting*, Cleveland, USA, 8-11 January 1990, AIAA1990-550. <https://doi.org/10.2514/6.1990-550>
- [5] Lefebvre, A.H. and Ballal, D.R. (2010) *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*. CRC Press, Boca Raton. <https://doi.org/10.1201/9781420086058>

知网检索的两种方式:

1. 打开知网页面 <http://kns.cnki.net/kns/brief/result.aspx?dbPrefix=WWJD>
下拉列表框选择: [ISSN], 输入期刊 ISSN: 2167-6631, 即可查询
2. 打开知网首页 <http://cnki.net/>
左侧“国际文献总库”进入, 输入文章标题, 即可查询

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱: met@hanspub.org