

旋流器结构对贫油直喷燃烧室的性能影响

曾青华^{1,2}, 孔文俊¹, 艾育华¹, 王宝瑞¹, 隋春杰^{1,2}

(1. 中国科学院工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学, 北京 100039)

摘 要: 针对单元贫油直喷(LDI)喷嘴的旋流器设计问题,实验研究了旋流器结构变化(改变旋流器级数、双旋流器旋向及混合段收缩角等)对燃烧室总压损失、燃烧效率以及污染物排放等性能的影响规律。结果表明:旋流器结构变化对燃烧室性能有很大影响。同向双旋流燃烧室总压损失大于与之相同计算旋流数的单级旋流燃烧室,反向双旋流燃烧室总压损失略低于同向双旋流燃烧室,燃烧室总压损失随收缩角增大而呈增大趋势。相较单级旋流燃烧室和同向双旋流燃烧室,反向双旋流燃烧室在不同贫油气比工况下均具有更高的燃烧效率和更低的污染物排放。另外,燃烧效率及污染物排放受收缩角的影响。最佳收缩角角度的选取需要综合权衡总压损失、燃烧效率及污染物排放水平。

关 键 词: 燃烧室; 贫油直喷; 燃烧性能; 旋流器; 低排放

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effects of swirler structure on the performance of lean-direct-injection combustor

ZENG Qing-hua^{1,2}, KONG Wen-jun¹, AI Yu-hua¹,
WANG Bao-rui¹, SUI Chun-jie^{1,2}

(1. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: In consideration of swirler design of single element lean-direct-injection (LDI) injector, the effects of the swirler structures, including swirler stage number, swirl direction of dual-stage swirler and shrinking angle of mixing section, on the combustor performance (total pressure loss, combustion efficiency and pollutant emissions) were studied experimentally. The results show that, the swirler structures have great effect on the performance of combustor. The total pressure loss of dual-stage co-swirl combustor is greater than that of the single-stage swirl combustor with the same swirl number as the dual-stage co-swirl combustor. The total pressure loss of dual-stage counter-swirl combustor is slightly lower than that of the dual-stage co-swirl combustor. Combustor's total pressure loss increases with the increase of shrinking angle. Under different lean fuel-air ratios, compared to the single-stage swirl combustor and dual-stage co-swirl combustor, the dual-stage counter-swirl combustor has higher combustion efficiency and lower pollutant emissions. In addition, combustion efficiency and pollutant emissions are affected by the shrinking angle. The optimal shrinking angle selection should strike a balance among the total pressure loss, the combustion efficiency,

收稿日期:2013-04-27

基金项目:国家自然科学基金(50936005); 国家高技术研究发展计划(2007AA050501)

作者简介:曾青华(1982—),男,湖南常宁人,助理研究员,博士,主要从事发动机燃烧学研究。

and the level of pollutant emissions.

Key words: combustor; lean-direct-injection; combustion performance; swirler; low emissions

旋流器是单元贫油直喷(LDI)喷嘴^[1]的一个重要部件,它的优劣直接影响发动机燃烧室的性能.它用来产生旋转气流,辅助雾化油雾,稳定燃烧火焰,提供贫油燃烧所需大量空气,此外更为重要的功能是要快速混合蒸发油雾,促进油/气瞬间均匀混合,从而实现燃油的贫预混低排放燃烧.相较于传统燃烧室上使用的旋流器,单元 LDI 喷嘴旋流器在结构和功能上表现出新的特征:通流面积增大,混合蒸发油雾的能力增强,且为适应燃烧室多点喷射技术^[2-6],总体结构尺寸要小.单元 LDI 喷嘴旋流器表现出的上述特征,使得它的设计需要进行深入研究.

目前关于单元 LDI 喷嘴旋流器的研究,大多是在冷态(非反应)状况下出口流场的实验和数值模拟上. Fu 等^[7]研究了旋流器叶片倾角对燃烧室流场结构的影响; Archer 等^[8-10]研究了双旋流结构中内外旋向布置对流动特性的影响.然而,对于热态(反应)状况下单元 LDI 喷嘴旋流器结构变化对燃烧室性能影响的研究则很少开展,因而隐含其中的燃烧规律特性至今仍不十分清楚,需做大量研究工作.

本文从热态角度,研究单元 LDI 喷嘴旋流器结构变化(改变旋流器级数、双旋流器旋向、混合段收缩角等)对燃烧室总压损失、燃烧效率以及污染物排放等性能的影响规律.该研究为 LDI 燃烧室旋流器研发打下基础,深化了对 LDI 燃烧室的认识.

1 实验系统、方案及内容

1.1 实验系统与方案

燃烧实验系统由气路、油路、单元 LDI 喷嘴燃烧室和测量系统等组成,如图 1 所示.气路包括空气压缩机、除湿过滤器、储气罐等.空气经空气压缩机压缩后,然后通过除湿、过滤、稳压等过程进入单元 LDI 喷嘴实验燃烧室(下文简称燃烧室).油路由油泵、油滤及各种阀门等组成,设置回油管路,通过调节回油流量获得稳定的实验所需油量.燃油与空气在燃烧室内混合燃烧.

测量系统包括气/油路流量测量、燃烧室进出口温度/压力测量、燃烧火焰图像采集及出口烟气体积分数分析等.气路流量控制采用 SEVEN-

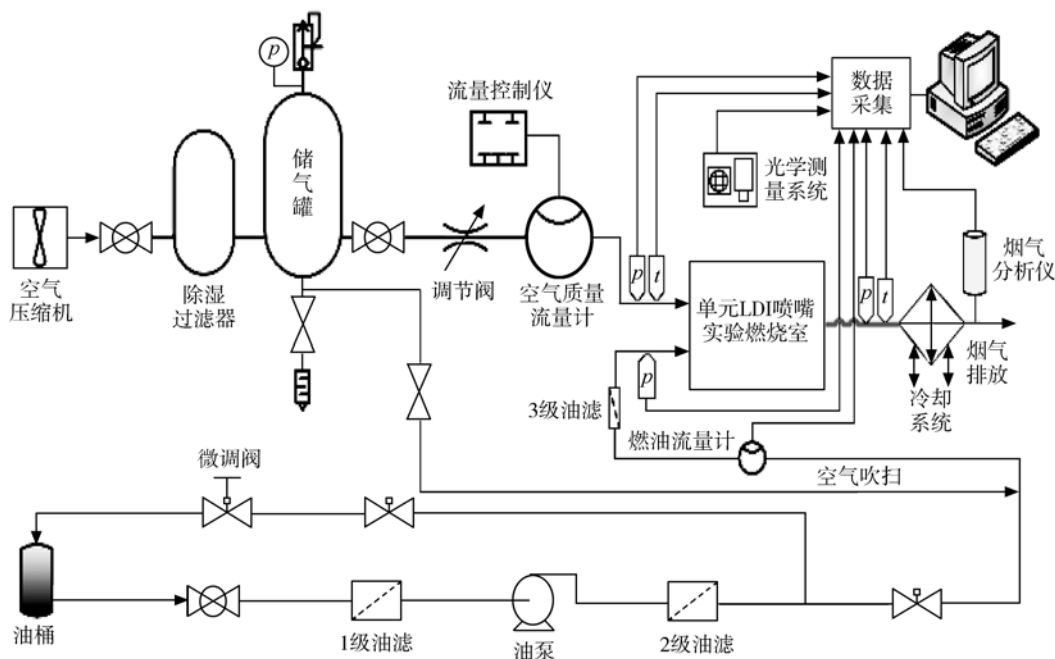


图 1 燃烧实验系统图

Fig. 1 Sketch combustion experimental system

STAR 流量计,控制精度为满量程的±1%。燃油流量计量采用 TRIMECIND 椭圆齿轮流量计,测量精度为读数的±1%。进出口压力温度测量分别采用高精度压力表和热电偶(带数字显示表),测量误差分别为满量程的±0.5%及小于±2℃。燃烧室出口烟气经冷却后采用 Testo-350 型烟气分析仪进行多点取样测量,可获得一氧化碳(CO)、氮氧化物(NO_x)等成分的体积分数,各组分测量误差参考文献[11]。

为观察和摄像方便,燃烧室设计成矩形。燃烧室由火焰筒、冷却通道及燃烧室头部等 3 部分构成(见图 2)。火焰筒壁面装有点火电嘴,并设置若干排冷却小孔。燃烧室头部为单元 LDI 喷嘴和空气稳流室。空气稳流室由进气腔、均流管和集气腔等构成,设计该稳流室的目的是为了让单元 LDI 喷嘴的周向进气均匀。单元 LDI 喷嘴设置在稳流室中间,由燃油喷嘴和旋流器组成。

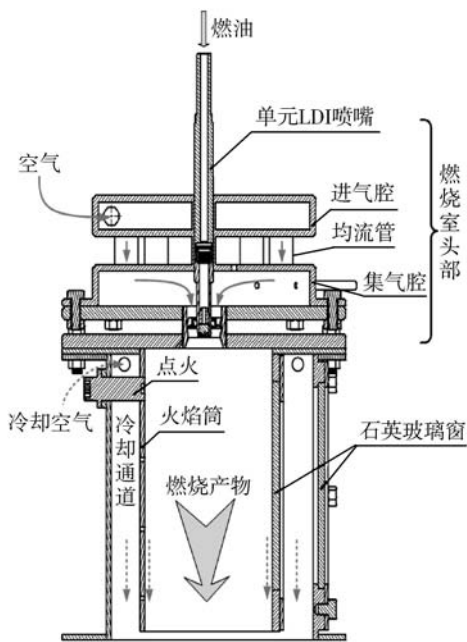


图 2 燃烧室结构图
Fig. 2 Configuration of combustor

单元 LDI 喷嘴旋流器(见图 3)包括旋流段和混合段。在本研究中,单元 LDI 喷嘴旋流器结构设计时考虑了可进行不同方案的实验要求,根据实验需要可以更换不同结构。其中旋流段可以更换为单级旋流、同向双旋流和反向双旋流。单级旋流与同向双旋流的计算旋流数相同,为 0.87。反向双旋流和同向双旋流结构尺寸相同,区别仅仅是内外两级叶片旋转方向不同。反向双旋流段的内、外环旋流数分别为 0.74 和 0.92。此外,实验中混合段可改变收缩角 β 。上述中计算旋流数按如下公式获得^[12]:

$$S_n = \frac{G_\varphi}{G_x R_s} \tag{1}$$

式中 G_φ , G_x 分别为旋流器出口处气流具有的角动量和轴向动量; R_s 为旋流器的外半径。

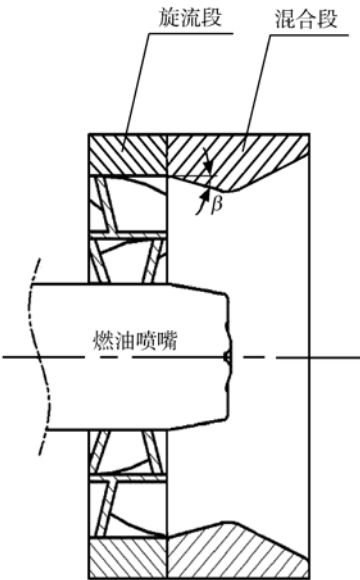


图 3 单元 LDI 喷嘴旋流器结构示意图
Fig. 3 Sketch of element LDI swirler configuration

把不同结构旋流段和不同收缩角的混合段进行搭配,组合成 7 种燃烧室实验方案,如表 1 所示。

表 1 燃烧室实验方案
Table 1 Experimental scheme of combustor

参数	方案 1 (单级旋流)	方案 2 (同向双旋流)	方案 3 (反向双旋流)	方案 4 (反向双旋流)	方案 5 (反向双旋流)	方案 6 (反向双旋流)	方案 7 (反向双旋流)
旋流段通流面积/mm ²	409	339	339	339	339	339	339
混合段收缩角 β	12°41′	12°41′	12°41′	0°	6°41′	18°41′	24°41′

1.2 实验内容

分别对不同结构旋流段和不同收缩角混合段搭配成的 7 种实验方案,进行燃烧性能实验研究. 研究中开展流阻特性、燃烧效率及污染物排放等实验.

流阻特性实验研究单元 LDI 喷嘴旋流器结构引起的燃烧室流阻状况. 流阻特性用总压损失系数 ζ_{rb} 表示,计算公式如下^[13]:

$$\zeta_{rb} = \frac{p_{t3} - p_{t4}}{p_{t3}} \quad (2)$$

式中 p_{t3} , p_{t4} 分别表示燃烧室进/出口截面的平均总压.

燃烧效率 η 测量采用燃气分析法. 燃气分析法测量精度与使用燃料基本无关,被认为是最为准确的燃烧效率分析方法,计算公式如下^[14]:

$$\eta = 1 - \frac{E_{CO} Q_{CO} + E_{CH_4} Q_{CH_4}}{1000 Q_1} \quad (3)$$

式中 E_{CO} , E_{CH_4} 分别为 CO 和 CH_4 的污染物排放指数(g/kg); Q_{CO} , Q_{CH_4} , Q_1 分别为 CO, CH_4 和燃料的低位热值.

所测污染物排放体积分数为便于在不同工况下进行比较,均被换算到干基燃气 15% 氧体积分数的条件下,换算公式如下^[15]:

$$\varphi_{e, 15\%O_2} = \frac{5.9 \varphi_e}{(20.9 - \varphi_O)} \quad (4)$$

式中 $\varphi_{e, 15\%O_2}$ 表示换算成干基 15% 氧体积分数下的排放污染物的体积分数, φ_e 和 φ_O 分别表示排放污染物和氧气的体积分数的实测值.

实验在常压下进行,主要实验参数如下:燃料为 0 号轻柴油;进气温度为 15℃;进气流量为 14~23 kg/h. 在研究燃烧室头部油气比变化对燃烧性能影响时,保持进气流量为 19.9 kg/h 不变,而仅通过调节燃油流量得到,燃油流量变化范围为 0.796~1.11 kg/h. 燃油喷嘴在不同燃油流量下的流量特性、喷雾锥角、索太尔平均直径分布等雾化性能参数见参考文献[16].

2 实验结果与分析

2.1 单级旋流与同向双旋流燃烧室性能比较

所研究的单级旋流燃烧室(方案 1)和同向双旋流燃烧室(方案 2)的计算旋流数相同,实验比较了它们性能. 图 4 给出了流阻实验、燃烧效率实验和污染物排放实验的结果. 图中 $\dot{m}_a$ 表示进口空气流量, ε 表示油气比. 结果表明:①不同进口空气流量下,同向双旋流燃烧室的总压损失大于单

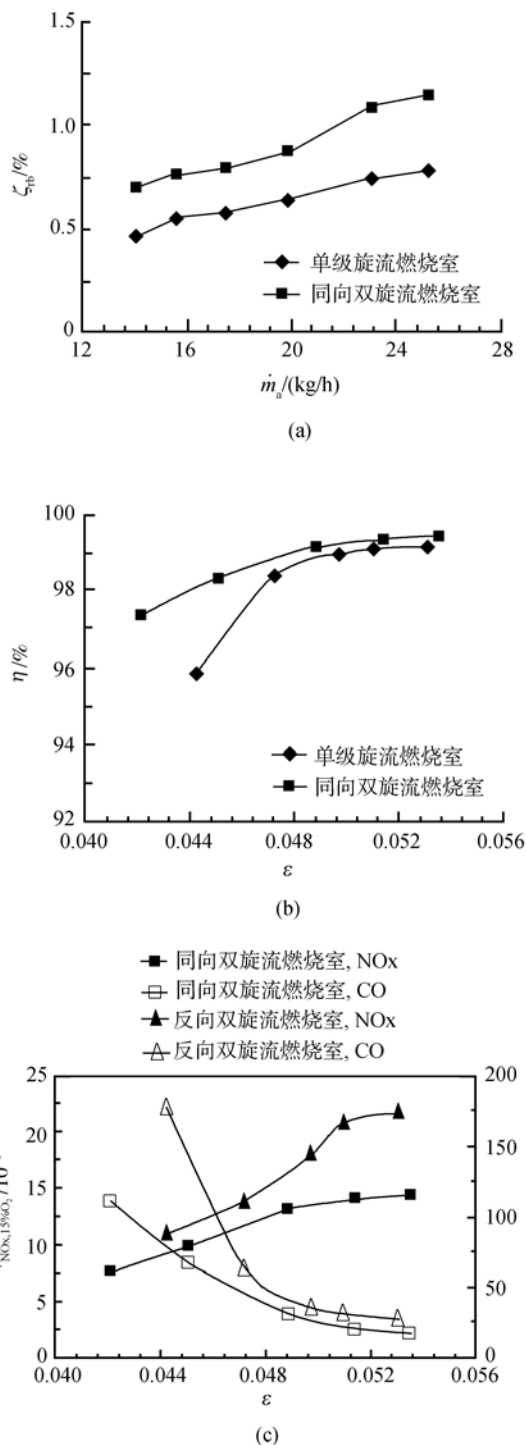


图 4 单级旋流和同向双旋流燃烧室性能比较

Fig. 4 Performance comparisons between the single-stage swirler and the dual-stage co-swirler combustor

级旋流燃烧室. 这主要是因为同向双旋流段的通流面积相较单级旋流段有所减小,节流损失增大. ②不同油气比工况下,同向双旋流燃烧室的燃烧效率高于单级旋流燃烧室,特别是在贫油气比的工况下. 双旋流段通过设计内外旋流通道不同大小,不同叶片倾角,获得不同流量、流速的内外旋

流空气分配,合适流量的内旋流空气有助于燃料雾化、蒸发及混合,外旋流空气有助于未燃烟气的二次补燃,因而合理的同向双旋流结构可以提高燃烧效率.在贫油气比工况下,同向双旋流结构的分流提效作用更加明显.③同一油气比工况下,同向双旋流燃烧室燃烧时具有更低的 NO_x 排放和 CO 排放.合理的同向双旋流结构可以获得适量流量、合适流速的内旋流空气,从而加速燃料混合和蒸发,燃烧更加充分, CO 排放得以降低,燃烧区温度控制得当, NO_x 生成受到抑制.

2.2 反向双旋流与同向双旋流燃烧室性能比较

此前实验仅从流场上研究了双旋流燃烧室的旋向影响,研究表明旋向显著影响双旋流燃烧室流场结构^[8].由于燃烧场与流场相互耦合,因而旋向对双旋流燃烧室的燃烧性能定会产生影响.本实验对反向双旋流燃烧室(方案 3)和同向双旋流燃烧室(方案 2)在总压损失、燃烧效率和污染物排放等方面进行对比研究.研究结果如图 5 所示.结果表明:①不同进口空气流量下,反向双旋流燃烧室的总压损失略低于同向双旋流燃烧室.两双旋流段通流面积相同、叶片数及结构尺寸也相同,此时节流损失和在此产生的摩擦损失将相同,那么造成两燃烧室总压损失不同的根源在于由此双旋流引起的流场结构上的差异.由此前的流场实验数据^[8]可知,同向双旋流燃烧室中心回流区较长,因而在进口流量不变的情况同向双旋流燃烧室沿壁流速必然较大,故它的沿程阻力损失也就较大.另外同向双旋流燃烧室涡尺度较大,拟序结构明显,大尺度涡管阻碍了流动向下游的发展,因此它的流动损失也必将增大.②反向双旋流燃烧室燃烧效率在不同油气比工况下均略高于同向双旋流燃烧室,并且具有更低的 NO_x 排放和 CO 排放.这从实验上进一步验证了 Archer 等^[10]的结论:反向双旋流燃烧室比同向双旋流燃烧室的反应区更紧凑,燃料/空气混合更均匀.紧凑的反应区使得油雾容易充分燃烧, CO 排放降低,燃烧效率提高;同时燃料/空气混合均匀使得局部高温被消除,温度分布均匀, NO_x 生成减小.

2.3 混合段收缩角 β 对燃烧室性能的影响

混合段收缩角 β 大小变化会影响燃油喷嘴出口喷雾场附近的空气流速,从而影响燃油的雾化、油雾与空气的混合与蒸发,进而影响到燃烧室内的燃烧性能.图 6 给出了 β 的变化(方案 3~方案 7)对燃烧室内燃烧性能影响的实验结果.实验结

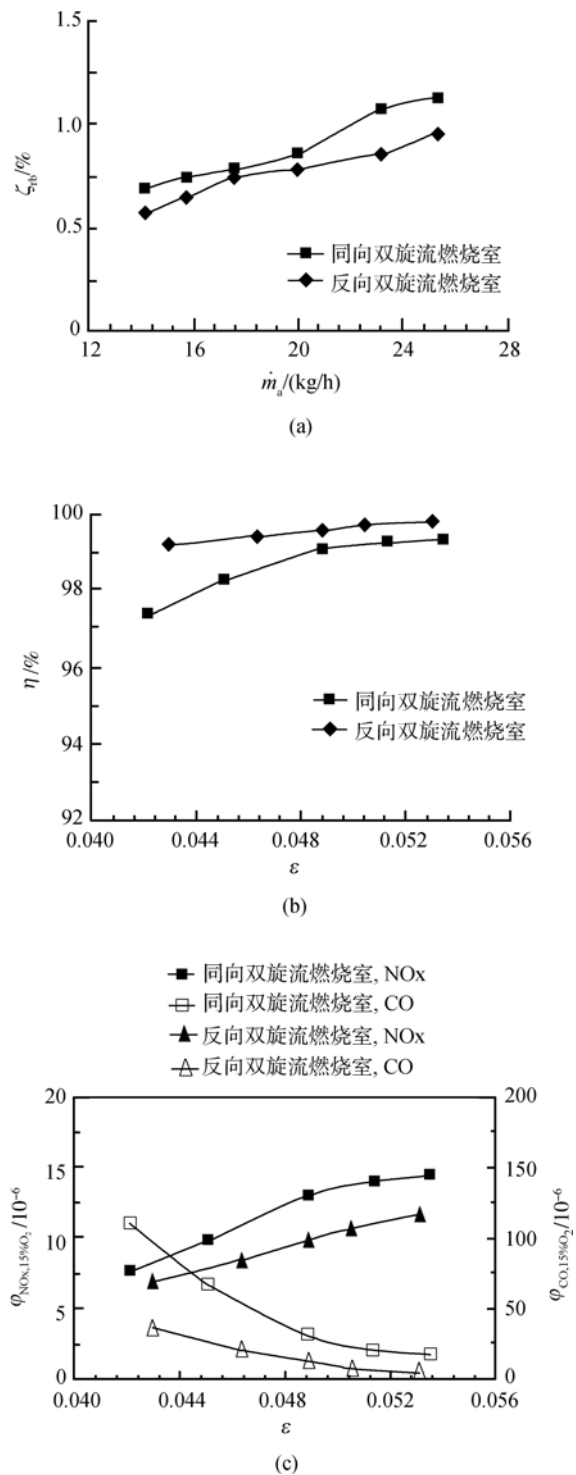
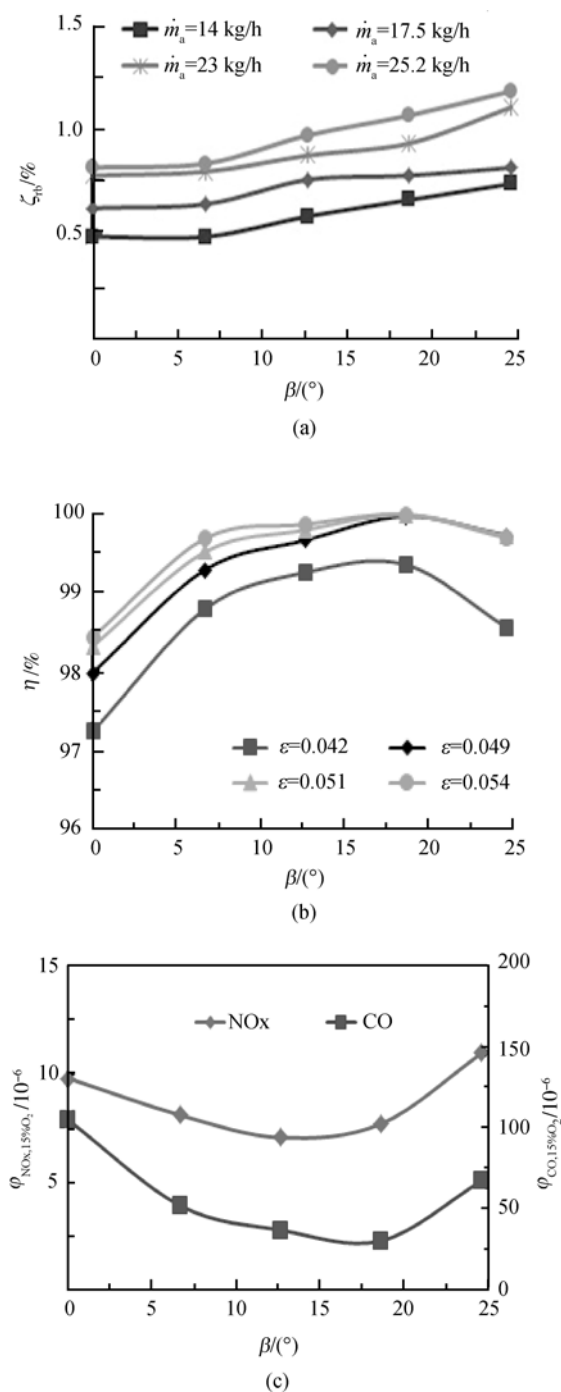


图 5 反向双旋流与同向双旋流燃烧室性能比较

Fig. 5 Performance comparisons between the dual-stage counter swirlers and co-swirlers combustor

果表明:①压力损失系数随着 β 增大而呈上升趋势,即流阻损失是不断增大的.这主要是因为 β 的增大,造成混合段喉部通流面积的减小,从而使得节流损失增大.②燃烧效率随着 β 增大先增大后减小. $\beta=0^\circ$ 意味着混合段仅由水平段和扩张段组

图6 混合段收缩角 β 对燃烧性能的影响Fig. 6 Effect of shrinking angle β of the mixing section on combustion performance

成,空气流在混合段内基本没有径向向心速度分量,因而空气与燃油的混合受到影响,造成喷雾燃烧不充分,燃烧效率较低。 β 增大,使得径向向心速度分量增大,有利于油雾的混合蒸发,从而燃烧效率提高。但 β 增大到某值后,使得轴向速度分量变得相当大,从而燃烧停留时间变短,这又不利于充分燃烧,影响到燃烧效率。③图6(c)给出的是油气比 $\epsilon=0.042$ 工况下 NO_x 及 CO 排放与 β 的

关系。由图可知: β 较小或较大时,污染物排放均较大,而在中间某合适的角度值时,可获得最低污染物排放。在 β 较小状况下,燃烧室内气流径向向心速度分量较小,油气混合能力受到影响,燃烧不充分, CO 排放增大,同时油气混合不均会造成燃烧温度的不均匀,因而 NO_x 排放也较大。对于 β 很大的情况,虽然气流径向向心速度分量很大有利于混合,但此情况下混合段喉部直径变小,气流的旋转速度分量也变小,故旋转剪切混合油雾的能力也变小,此外,喉部直径缩小也使得混合段内气流的轴向平均速度分量增大,混合时间变短,因此上述两方面原因使得油气混合均匀度变差,从而 NO_x 排放增大。此时 CO 排放增大除了油气混合不均引发燃烧不充分以致大量产生外,燃烧室内轴向平均速度分量增大也是重要原因,因为轴向平均速度分量增大使得燃烧停留时间缩短,影响了先前产生的 CO 的氧化。

3 结 论

1) 单元LDI喷嘴旋流器结构(旋流器级数、双旋流器旋向、混合段收缩角等)的变化均明显影响到燃烧室的燃烧性能。

2) 在其他条件相同下,同向双旋流燃烧室的总压损失大于与之相同计算旋流数的单级旋流燃烧室,反向双旋流燃烧室的总压损失略低于同向双旋流燃烧室。

3) 相较单级旋流燃烧室和同向双旋流燃烧室,在其他条件相同下,反向双旋流燃烧室在不同贫油气比工况下均具有更高的燃烧效率和更低的污染物排放。

4) 随着 β 的增大,燃烧室总压损失呈现增大趋势,燃烧效率先增大后减小,污染物排放水平先减小后增大。最佳混合段收缩角的选取需要综合权衡总压损失、燃烧效率及污染物排放。

参考文献:

- [1] Shih T H, Liu N S. Simulations of spray reacting flows in a single element LDI injector with and without invoking an Eulerian scalar PDF method[R]. NASA/TM-2012-217676, 2012.
- [2] Yang S L, Siow Y K, Teo C Y, et al. Numerical study of lean-direct injection combustor with discrete-jet swirlers using Reynolds stress model[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125(4): 1059-1065.
- [3] Dewanji D, Rao A G, Pourquie M, et al. Investigation of flow characteristics in lean direct injection combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1): 181-196.

- [4] Iannetti A, Tacina R, Cai J, et al. Multi-swirler aerodynamics: CFD predictions[R]. AIAA-2001-3575, 2001.
- [5] 张群, 徐华胜, 钟华贵, 等. 多旋流器阵列贫油直喷燃烧室流场的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 483-487.
ZHANG Qun, XU Huasheng, ZHONG Huagui, et al. Numerical simulation of flow field in a multi-swirler array lean direct injection combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 483-487. (in Chinese)
- [6] 吴垚程, 黄勇, 王方, 等. 不同结构多点喷射燃烧室冷态流场研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1536-1544.
WU Yaocheng, HUANG Yong, WANG Fang, et al. Investigation of cold flow field of a multi-injection combustor with different geometries[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1536-1544. (in Chinese)
- [7] Fu Y, Jeng S M, Tacina R. Characteristics of the swirling flow generated by an axial swirler[R]. ASME GT2005-68728, 2005.
- [8] Archer S, Gupta A K. Effect of swirl and combustion on flow dynamics in lean direct injection gas turbine combustion[R]. AIAA-2003-1343, 2003.
- [9] Archer S, Gupta A K. Confinement effects on flow dynamics in swirling flames[R]. ASME PWR 2005-50167, 2005.
- [10] Archer S, Gupta A K. Flow dynamics of under confined and unconfined combustion conditions[R]. ASME DETC 2004-57732, 2004.
- [11] TESTO Industry Corporation. Portable emission analyzers [EB/OL]. [2013-04-01]. <http://www.testo350.com/350.html>.
- [12] Lefebvre A H, Ballal D R. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions[M]. 3rd ed. Boca Raton, US: Chemical Rubber Company Press, 2010: 142-144.
- [13] 《航空发动机设计手册》编写组. 航空发动机设计手册: 第9册 主燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000: 3-4.
- [14] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009: 239-241.
- [15] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 191-192.
- [16] 曾青华. 贫直喷燃烧室理论与实验研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2013.
ZENG Qinghua. Theoretical and experimental studies on lean direct injection combustor[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2013. (in Chinese)