

三级轴向旋流器影响燃烧室性能的试验

丁国玉, 何小民, 赵自强, 朱志新, 葛佳伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 对装有4种不同三级轴向旋流器的燃烧室进行了常压下不同进口速度、进口温度和油气比下的燃烧性能试验研究, 获得了不同三级轴向旋流器燃烧室的流阻特性、点火特性、贫油熄火特性、燃烧效率特性等性能。研究表明: 各方案中三级轴向旋流器燃烧室的总压损失系数均随着进口速度的增大(由40 m/s增加到70 m/s)而增加; 进口温度的升高对点火和熄火均有利; 旋向组合为顺时针—逆时针—顺时针的三级轴向旋流器燃烧室性能与旋向组合为逆时针—逆时针—顺时针的三级轴向旋流器燃烧室燃烧性能相比, 总压损失系数稍大、贫油熄火性能较优、燃烧效率稍低; 内旋流器空气流量的减少可使得三级轴向旋流器的总压损失系数增大、贫油熄火油气比和燃烧效率均比有所降低。

关 键 词: 三级轴向旋流器; 燃烧室; 贫油熄火; 旋向组合; 研究参数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on effect of triple axial swirler on combustor performance

DING Guo-yu, HE Xiao-min, ZHAO Zi-qiang,
ZHU Zhi-xin, GE Jia-wei

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Experiments were conducted to study four different triple axial swirlers about the combustion performance including flow drag performance, ignition performance, lean blowout performance and combustion efficiency performance of a triple axial swirler combustor at different inlet airflow velocities, inlet airflow temperatures and fuel-air ratios with fixed atmospheric pressure. The test results show that: the total pressure loss coefficient increases with inlet airflow velocity increasing (from 40 m/s to 70 m/s), and inlet airflow temperature rise is helpful to ignition and lean blowout; by comparing the combustion performance of the triple axial swirler combustor of “clockwise—counterclockwise—clockwise” rotational direction combinations with the combustor of “counterclockwise—counterclockwise—clockwise” rotational direction combination, the total pressure loss coefficient is a little higher and the lean blowout performance is better, while the combustion efficiency is a little lower; decreasing the inner swirler air flow rate would lead to increase of total pressure loss coefficient, and decline of lean blowout fuel-air ratio and combustion efficiency.

Key words: triple axial swirler; combustor; lean blowout;
rotating direction combination; research parameters

收稿日期: 2013-09-18

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX12_0169); 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金(BCXJ14-01)

作者简介: 丁国玉(1985—), 男, 山东潍坊人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室和燃烧理论的研究。

随着航空发动机推质比的不断增加,航空发动机燃烧室油气比大幅度上升,如果只是增加供油量而航空发动机燃烧室的其他部分均不做任何改变,就会引起冒烟问题,为了保证不产生冒烟,那么就要求主燃区油气比不能超过 1.4,也就是说对于高温升燃烧室,主燃区的空气量会显著增加,这将导致高温升燃烧室贫油熄火油气比显著增大,这给高温升燃烧室性能带来极不利的影响^[1-2]. 因此,对于高温升燃烧室,拓宽其燃烧室的稳定工作范围是一个重要问题,也就是在燃烧室油气比上升的基础上至少要保持慢车贫油熄火油气比基本不变.

从文献[2]的研究结果来看,常规的旋流杯燃烧室很难满足高油气比燃烧室的指标要求,从液雾燃烧角度考虑,必须发展新的燃油喷射/火焰稳定组合系统,以解决拓宽高油气比燃烧室稳定工作范围等难题.

除采用新概念燃烧技术外,采用多级旋流技术,可以满足燃烧性能要求和拓宽燃烧稳定工作范围. Mongia 及其同事在 1979—1993 年研发的 6 个高温升燃烧室,温升从 1100~1650 K,对于温升超过 1200 K 的高温升燃烧室,均采用了多级旋流技术,且高温升燃烧室各性能指标均达到了设计要求^[3]. 由此可见,多级旋流技术是一种非常有发展前景的可用作高温升燃烧室头部的解决方案. 多级旋流器从结构上看,是由多个同向或反向旋转的旋流器组成,其中三级旋流器是多级旋流器的一个典型代表. 近些年来,国内外对三级旋流器的研究获得了不少研究成果. 文献[4-7]试验研究了三级旋流器结构及相关参数对燃烧室 NO_x 和 CO 排放的影响规律;文献[8]用粒子动态分析仪(PDPA)对带有三级旋流器和旋流杯燃烧室头部速度场和油雾场进行了测量,研究表明三级旋流器燃烧室头部雾化液滴索太尔平均直径(SMD)及均匀度都比旋流杯燃烧室的好;文献[9]对带有三级旋流器的单头部燃烧室进行了燃烧性能的试验研究,结果表明三级旋流器与双油路离心喷嘴的组合方案能满足拓宽燃烧室稳定工作范围的要求. 已有的研究结果表明:采用三级旋流器的燃烧室具有火焰稳定工作范围宽、燃油雾化效果好、燃烧效率高、污染排放低等优点,这些优点使得三级旋流器非常适合用作高油气比燃烧室的头部.

本文以带三级轴向旋流器的燃烧室(以下简称燃烧室)为研究对象,研究不同的进口速度、进

口温度、三级轴向旋流器不同的旋向组合、三级轴向旋流器不同的流量分配对燃烧室流阻特性、点火特性、贫油熄火特性以及燃烧效率特性的影响.

1 燃烧室模型、试验系统和研究参数

1.1 燃烧室模型

研究中设计^[10-16]了燃烧室单头部矩形模型,图 1(a)为该模型示意图,图 1(b)为模型试验件照片. 从整体上看,该燃烧室进、出口位置沿径向差别较大,内、外环高度差也较大,燃烧室呈现出较大的不对称性. 该燃烧室主要由 4 部分组成:机匣、火焰筒、扩压器和头部. 头部由燃油喷嘴和三级轴向旋流器组成,试验中所用喷嘴为单路离心喷嘴,该离心喷嘴的喷雾全锥角为 80°,喷嘴位于三级轴向旋流器的中心位置;三级轴向旋流器(如图 2 所示)由内旋流器(轴向)、中间旋流器(轴向)、外旋流器(轴向)、一级文氏管、二级文氏管和套筒组成. 扩压器倾斜放置,与水平方向有较大的夹角,扩压器与机匣连成一体,在机匣侧面开有观察窗,便于试验中对燃烧室主燃区内燃烧状况进行直观观察;火焰筒由厚度为 2 mm 的高温合金

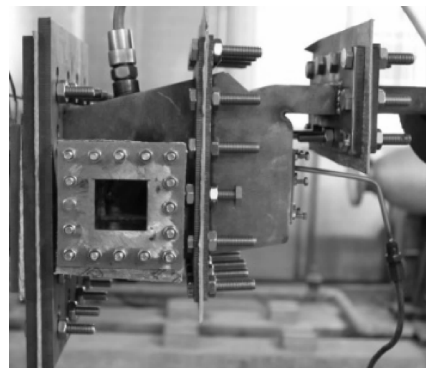
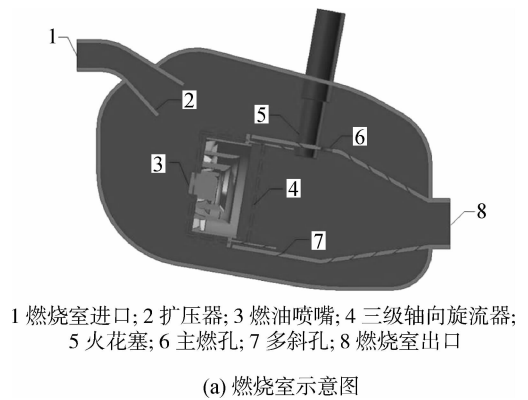
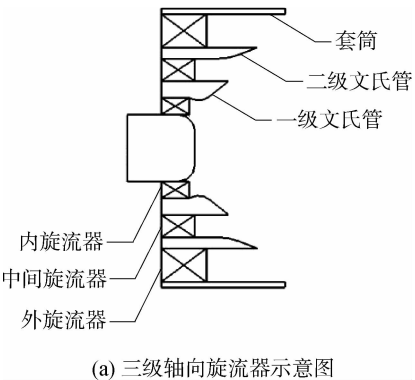
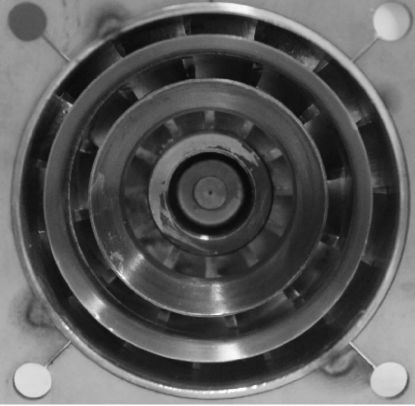


图 1 燃烧室模型
Fig. 1 Combustor model



(a) 三级轴向旋流器示意图



(b) 三级轴向旋流器照片

图 2 三级轴向旋流器模型
Fig. 2 Triple axial swirler model

制成,火焰筒上开有主燃孔和冷却孔,其中火焰筒壁面冷却方式为多斜孔冷却,孔径均为 0.8 mm.

该燃烧室为一个小流量直流燃烧室,设计点油气比为 0.033,与经典旋流燃烧室相比,该燃烧室有一些技术上的创新,如下所述:

1) 流经三级轴向旋流器的空气流量占燃烧室总空气流量的 42.01%,经典旋流燃烧室头部旋流空气量为 10%~25%.

2) 火焰筒的长度 L 与头部高度 H 之比 $L/H=1.75$,而经典旋流燃烧室的该值为 2 左右.

3) 外旋流器靠近火焰筒壁面,火焰筒高度与外旋流器出口直径比值约为 1,而经典旋流燃烧室的值为 2.

4) 火焰筒壁面冷却孔均为直径为 0.8 mm 的多斜孔.

5) 火焰筒表面大孔只有主燃孔,主燃孔位于火焰筒头部下游 $0.9H$ 处.

1.2 试验系统

图 3 为燃烧室试验系统示意图,试验系统主要包括燃烧室单头部模型试验件、电加热器、供气系统、供油系统、点火系统和测试系统.供气系统是一台单螺杆空气压缩机,空气经电加热器可加热至 250°C ;供油系统由油泵、阀门和喷嘴组成,试验所用燃油为航空煤油;点火系统含高能点火器、电缆和火花塞;测试系统包括测试装置、补偿导线和数据采集设备等,燃烧室进口温度采用单只镍铬-镍硅标准热电偶测量,空气流量通过孔板流量计测量,燃油流量通过喷嘴前压力表和浮子流量计共同确定,在燃烧室出口布置了双铂铑热电偶温度把,测量出口温度,用于计算燃烧效率和分析出口温度分布,温度值由 National Instruments (NI)数据采集分析系统测量,出口燃气温度由 12 点双铂铑热电偶温度把测量,测点分布如图 4 所示,圆点代表双铂铑热电偶.

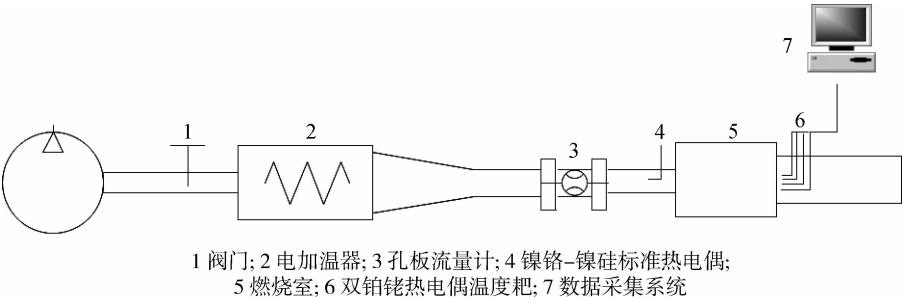


图 3 燃烧室试验系统图
Fig. 3 Experimental system of combustor

1.3 研究参数及方法

本文在前期试验研究的基础上获得了一种综合性能较优的三级轴向旋流器旋流数组合方案,在该确定的旋流数组合方案下,三级轴向旋流器

设计成 4 种变化方案(如表 1 所示),这 4 种方案流经三级轴向旋流器的空气流量和三级轴向旋流器的各级旋流数均是一样的,流经三级轴向旋流器的空气流量占燃烧室总流量的 42.01%,三级轴向旋流器各级旋流器的旋流数从内到外依次为

1.4,1.0,0.8,各级旋流器的旋向规定为沿燃烧室流动方向看过去气流旋转方向为顺时针或者逆时针.其中方案 1 为基准方案,方案 2 与方案 1 相比只是内旋流器的旋向相反;方案 3 与方案 1 相比为三级轴向旋流器内、中间两级旋流器的流量分

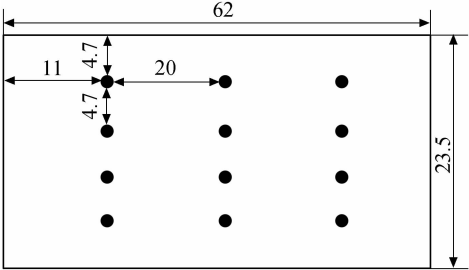


图 4 燃烧室出口截面温度测量点分布(单位:mm)
Fig. 4 Temperature measuring point distribution of combustor outlet (unit:mm)

配不同,方案 3 的内旋流器空气流量较方案 1 的相比减少了 70%,减少的空气量流经中间旋流器,外旋流器的流量分配不变;方案 4 与方案 3 相比只是内旋流器的旋向发生了变化.

试验中的主要参数如下:进口空气绝对压力为 0.1008MPa;进口空气温度分别为 303,473 K;进口空气速度为 40,50,60,70 m/s.

试验中,通过控制燃油流量来改变燃烧室的油气比.试验中燃烧室的点火、熄火判断标准如下:燃烧室的成功点火与熄火通过开在燃烧室侧面位于主燃区位置的观察窗直观观察判断或者通过 NI 数据采集系统显示面板上燃烧室出口温度出现骤升或者骤降分别来判断点火与熄火,当燃烧室成功点火或者熄火时,记录下当时的燃油供油压力.试验中对各个状态点的点火和熄火均采用多次测量,数据处理时分别取其平均值.

表 1 三级轴向旋流器方案
Table 1 Schemes of triple axial swirler

方案	内旋流器		中间旋流器		外旋流器	
	旋向	流量分配比例/%	旋向	流量分配比例/%	旋向	流量分配比例/%
1	顺时针	23.45	逆时针	34.92	顺时针	41.63
2	逆时针	23.45	逆时针	34.92	顺时针	41.63
3	顺时针	7.0	逆时针	51.37	顺时针	41.63
4	逆时针	7.0	逆时针	51.37	顺时针	41.63

1.4 误差分析

试验中的测量主要包括燃烧室进口空气流量的测量、进出口总压的测量、燃油流量的测量和燃烧室进出口温度的测量等,在这些测量过程中,均存在测量误差,在此,对误差中的系统误差进行估计.

空气流量通过孔板流量计测量,试验用孔板流量计的精度等级为 0.5 级,误差范围在±0.075%之间;进出口的总压通过水排测量,水排上有玻璃刻度尺,刻度尺的精度为 1 mm;燃油流量通过控制台上的压力表获得,该压力表为 YB-150 型高精度压力表,精度为 0.25;燃烧室进出口温度由热电偶测量,测量进口温度的热电偶为 K 型镍铬-镍硅标准热电偶,测温范围为 273~1373 K,允许误差为±0.4%(T-273)(T 为所测量的温度,单位为 K),出口温度由 B 型铂铑 30-铂铑 6 标准热电偶测量,测温范围为 873~1973 K,允许误差为±0.25%(T-273).

由于热电偶在测量气流温度时,热电偶测量端存在与周围其他物体的对流换热和辐射传热,因此热电偶测量气流温度存在导热误差和辐射误差.因辐射传热与绝对温度的 4 次方成正比,因而在测量高温气流温度时,辐射误差远远大于导热误差,因此可以只考虑辐射误差,此时气流实际摄氏温度与开尔文温度的换算公式如下:

$$T_f = T + \frac{\epsilon \sigma_0}{h} \left[\left(\frac{T}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_w}{100} \right)^4 \right]$$

其中 T_w 为与热电偶接触的壁面温度, ϵ 为热电偶的辐射率, h 为表面传热系数, σ_0 为辐射常数.数据处理中燃烧室出口各测点的温度均按照上述计算公式进行修正.

2 试验结果及分析

2.1 流阻特性

流阻特性用总压损失系数 ζ_{ch} 表示,计算公式如下:

$$\zeta_{rb} = \frac{p_{t3} - p_{t4}}{p_{t3}}$$

其中 p_{t3} 、 p_{t4} 分别为燃烧室进口截面和出口截面的平均总压。

试验中,对燃烧室在进口温度为 303 K、压力为 0.1008 MPa、速度为 40~70 m/s 状态下的总压损失系数进行了测量. 图 5 是 4 种方案燃烧室总压损失系数 ζ_{rb} 随燃烧室进口速度 V 的变化.

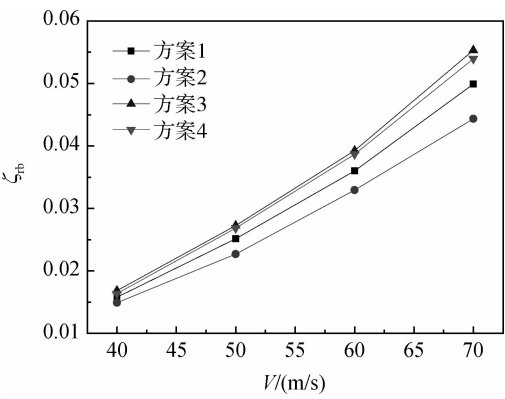


图 5 总压损失系数随进口速度的变化

Fig. 5 Total pressure loss coefficient varying with inlet airflow velocity

从图 5 中可以看出,各方案燃烧室的总压损失系数 ζ_{rb} 均随着进口速度的增大而增加,在同一进口速度下,方案 3 的 ζ_{rb} 最大,方案 2 的 ζ_{rb} 最小;方案 1 与方案 2 相比,只是内旋流器的旋向发生了改变,在相同的进口速度下,方案 1 的 ζ_{rb} 均大于方案 2 的 ζ_{rb} ,且方案 3 与方案 4 也符合该变化规律,由此可以看出,旋向组合为顺时针—逆时针—顺时针的燃烧室的 ζ_{rb} 稍大于旋向组合为逆时针—逆时针—顺时针的燃烧室的 ζ_{rb} ;从方案 1 与方案 3、方案 2 与方案 4 的 ζ_{rb} 比较来看,内旋流器流量减少,总压损失系数增大.

2.2 点火特性

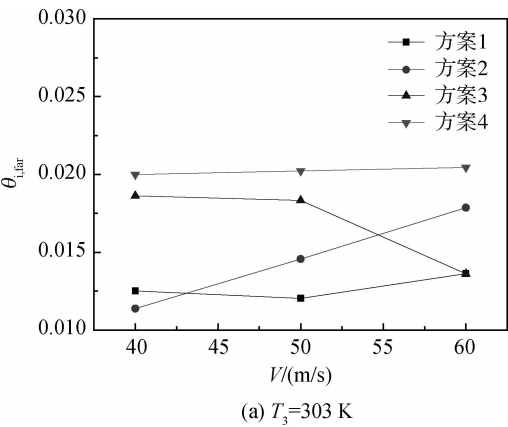
可靠地点火及起动是对航空发动机燃烧室的基本要求. 影响航空发动机燃烧室点火性能的因素主要有进口速度、进口温度、压力、油气比、点火能量、火花塞位置等. 本文中只研究进口速度和进口温度对点火性能的影响. 点火油气比的计算公式如下:

$$\theta_{i, far} = \frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_{air}}$$

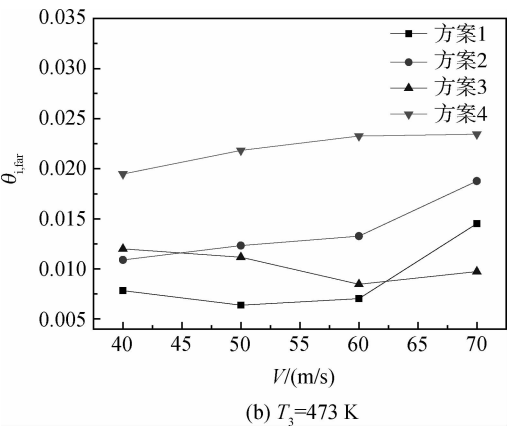
其中 $\dot{m}_{fuel}$ 为燃烧室点火时的燃油流量; $\dot{m}_{air}$ 为燃烧室点火时的空气流量.

图 6(a)和图 6(b)分别为燃烧室进口温度 T_3

为 303 K 和 473 K 时,各方案燃烧室的点火油气比 $\theta_{i, far}$ 随燃烧室进口速度 V 的变化曲线. 对方案 1 而言,点火油气比均在 0.015 以下,且随进口速度的增大呈现先减小后增大的变化趋势,在进口速度为 50 m/s 时,点火油气比最小;方案 2 的点火油气比在 0.010 到 0.020 之间变化,随进口速度的增加而增大;在燃烧室进口温度为 473 K 时,方案 3 的点火油气比的变化规律与方案 1 的变化规律类似,也是随着进口速度的增加先减小后增大,存在一个最佳的进口速度(约为 60 m/s),此时的点火油气比最小;对方案 4 来说,其点火油气比变化规律与方案 2 类似,点火油气比在 0.019 到 0.024 之间变化,变化范围不大,且随进口速度的增加而增大;由此可见,相同旋向组合、不同流量分配的燃烧室点火油气比的变化规律类似,而相同流量分配、不同旋向组合的燃烧室点火油气比的变化规律不同. 从温度的角度来看,燃烧室进口温度升高,各速度下的点火油气比降低,即温度升高有利于点火.



(a) $T_3=303\text{ K}$



(b) $T_3=473\text{ K}$

图 6 点火油气比随进口速度的变化

Fig. 6 Ignition fuel-air ratio varying with inlet airflow velocity

2.3 贫油熄火特性

贫油熄火性能是高温升燃烧室重点关注的性能参数之一。高温升燃烧室工作范围宽,同时燃烧区空气量大,平均速度高,对贫油熄火性能影响较大。贫油熄火油气比的计算公式如下:

$$\theta_{\text{ibo, far}} = \frac{\dot{m}'_{\text{fuel}}}{\dot{m}'_{\text{air}}}$$

其中 $\dot{m}'_{\text{fuel}}$ 为燃烧室熄火时的燃油流量; $\dot{m}'_{\text{air}}$ 为燃烧室熄火时的空气流量。

图 7(a)和图 7(b)分别为燃烧室进口温度 T_3 为 303 K 和 473 K 时,各方案下燃烧室的贫油熄火油气比 $\theta_{\text{ibo, far}}$ 随进口速度的变化曲线。由图可以看出,随着进口速度从 40 m/s 增大到 60 m/s,各方案燃烧室的贫油熄火油气比均减小,这主要是由于对该燃烧室而言,燃烧室进口速度相对较低,进口速度的增加有利于低压时燃油的雾化。当燃烧室进口温度为 473 K 时,在相同的工况下,方案 1 的 $\theta_{\text{ibo, far}}$ 均小于方案 2 的 $\theta_{\text{ibo, far}}$,方案 3 的 $\theta_{\text{ibo, far}}$ 小于方案 4 的 $\theta_{\text{ibo, far}}$,由此可见,从旋向组合的角度讲,旋向组合为顺时针—逆时针—顺时针的三级轴向旋流器的贫油熄火性能优于旋向组合为逆时针—逆时针—顺时针的贫油熄火性能,可能的原因是:内、中两级旋流器旋向相反时,油膜受到的剪切作用更为强烈,燃油雾化质量也会更好一些,从而使得旋向组合为顺时针—逆时针—顺时针的贫油熄火性能更为优异;此时,在相同的进口条件下,方案 1 与方案 3、方案 2 与方案 4 相比, $\theta_{\text{ibo, far}}$ 均有所减小,分别减小 5%,12% 左右,这表明内旋流器空气流量的减小可使得贫油熄火油气比有所减小,但减小的幅度不大;从温度的角度来看,燃烧室进口温度升高,各速度下的贫油熄火油气比降低,即进口温度升高对燃烧室的贫熄火性能是有利的。

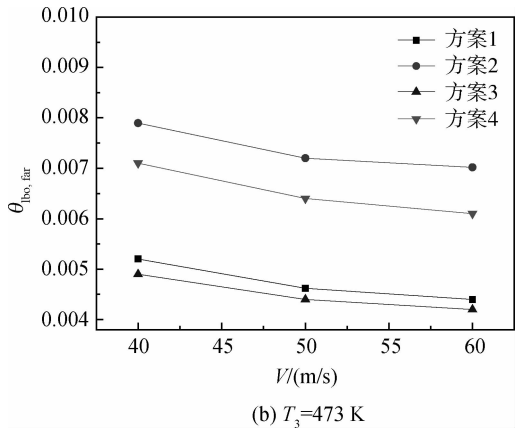
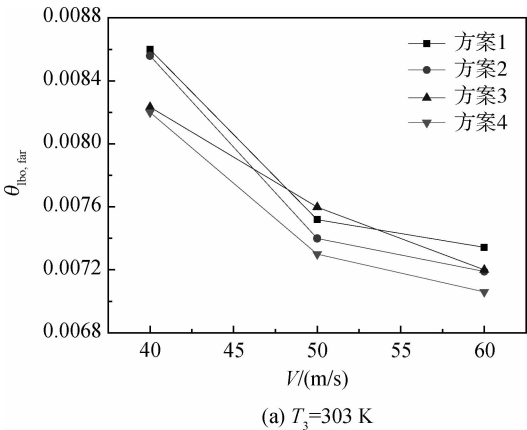


图 7 贫油熄火油气比随进口速度的变化
Fig. 7 Lean blowout fuel-air ratio varying with the inlet airflow velocity

2.4 燃烧效率特性

燃烧效率是燃烧室设计中一个非常重要的性能参数。本文通过布置在燃烧室出口的 12 点双铂铑热电偶温度靶测得燃烧室在不同状态点的温度分布,应用热焓法计算燃烧效率,热焓法计算燃烧效率的公式如下:

$$\eta_b = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f)h_{t4} - \dot{m}_a h_{t3} - \dot{m}_f h_{tf}}{\dot{m}_f q_f}$$

式中 h_{t4} 为燃烧室出口燃气的滞止热焓 (kJ/kg); h_{t3} 为燃烧室进口空气的滞止热焓 (kJ/kg); h_{tf} 为燃油进口热焓 (kJ/kg); $\dot{m}_a, \dot{m}_f$ 分别为空气和燃油的流量 (kg/s); q_f 为燃油低热值,计算中取为 43 200 kJ/kg。

图 8 为各方案试验件燃烧室在进口温度为 473 K 时燃烧效率随油气比 θ_{far} 的变化。由图可以看出:①对 4 种不同的方案,燃烧效率均随着燃烧室进口速度的增大而降低,即燃烧室进口速度越低,燃烧效率越高,主要原因在于速度越低,燃气在主燃区内驻留时间越长,燃烧会更充分;②油气比低于 0.030 时,各方案燃烧室在不同进口速度下的燃烧效率较高,大部分燃烧效率值在 0.95 以上,当油气比高于 0.030 时,燃烧效率随着油气比的增大而降低;③在油气比高于 0.030 时,方案 1 燃烧室的燃烧效率稍低于同状态点方案 2 的燃烧效率,相同状态下约低 3% 左右,方案 3 燃烧室的燃烧效率约比同状态点方案 4 的低 2% (个别点除外),总体而言,旋向组合为逆时针—逆时针—顺时针的三级轴向旋流器的燃烧效率稍高于旋向组合为顺时针—逆时针—顺时针的燃烧效率,造成这种变化规律的原因可能是由于在较高的油气比下,旋向组合为逆时针—逆时针—顺时针的三

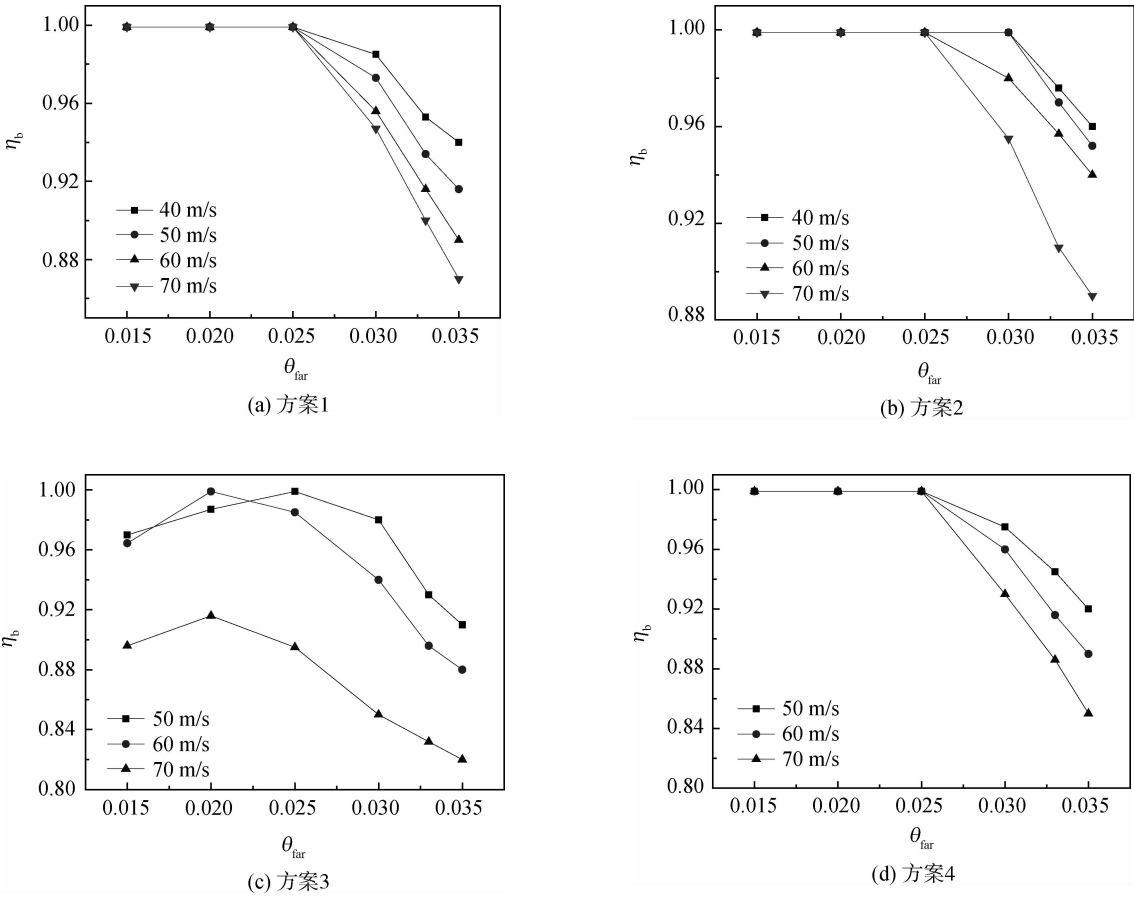


图 8 燃烧效率随油气比的变化

Fig. 8 Combustion efficiency varying with fuel-air ratio

级轴向旋流器的油气混合能力更强,使得燃烧室头部的油气混合更加均匀;④从方案 1 与方案 3、方案 2 与方案 4 试验件燃烧室相同状态点的燃烧效率比较来看,方案 1 的燃烧效率高于方案 3 的燃烧效率(约高 2%),方案 2 的燃烧效率高于方案 4 的燃烧效率(约高 3.5%),即内旋流器空气流量的减少会使得燃烧效率有所降低。

3 结 论

对所设计的燃烧室进行了试验研究,获得了 4 种不同头部方案燃烧室在不同进口速度、温度、油气比参数下的流阻特性、点火特性、贫油熄火特性、燃烧效率特性等燃烧性能,主要结论如下:

- 1) 各方案燃烧室的总压损失系数 ζ_{tb} 均随着进口速度的增大而增加,旋向组合为顺时针—逆时针—顺时针的燃烧室的 ζ_{tb} 的稍大于旋向组合为逆时针—逆时针—顺时针的 ζ_{tb} ,内旋流器空气流量减少, ζ_{tb} 增大。
- 2) 相同旋向组合、不同流量分配的燃烧室点火油气比的变化规律类似,而相同流量分配、不同旋向组合的燃烧室点火油气比的变化规律不同。

- 3) 旋向组合为顺时针—逆时针—顺时针的三级轴向旋流器的三级轴向旋流器贫熄火性能优于旋向组合为逆时针—逆时针—顺时针三级轴向旋流器的贫熄火性能,内旋流器空气流量的减小可使得贫油熄火油气比有所减小,但减小的幅度不大。
- 4) 燃烧效率均随着燃烧室进口速度的增大而降低,旋向组合为逆时针—逆时针—顺时针的三级轴向旋流器的燃烧效率稍高于旋向组合为顺时针—逆时针—顺时针的燃烧效率,内旋流器空气流量的减少会使得燃烧效率有所降低。

5) 温度的升高有利于点火和熄火。

下一步工作将开展对燃烧室的油雾场、冷态流场等研究,从主燃区内油雾分布和流动状况进一步揭示燃烧室进口参数和三级轴向旋流器结构参数对燃烧室性能影响的变化规律。

参考文献:

[1] 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.

[2] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA 85-1292,1985.

[3] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers:Part I high ΔT [R]. AIAA-2011-107, 2011.

[4] LI Guoqiang, Gutmark E J. Flow field measurement of triple swirler spray combustor[R]. AIAA-2002-4010, 2002.

[5] LI Guoqiang, Gutmark E J. Combustion characteristics of a multiple swirl spray combustor [R]. AIAA-2003-0489, 2003.

[6] Zheng Q P, Jasuja A K, Lefebvre A H. Structure of air blast sprays under high ambient pressure conditions[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(3):512-518.

[7] Jasuja A K, Tam C K. Determination of air blast atomized spray structure using state-of-the-art laser diagnostics [R]. AIAA 92-3232, 1992.

[8] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 旋流杯燃烧室头部流场与喷雾对贫油熄火的影响[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 332-336.

YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The effect of flow field and fuel spray of combustor with swirl cup on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3):332-336. (in Chinese)

[9] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 142-147.

YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Combustor dome design with three swirlers for widening the operation stability range[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1):142-147. (in Chinese)

[10] LI Guoqiang, Gutmark E J. Experimental and numerical studies of the velocity field of a triple annular swirler[R]. ASME Paper GT-2002-30069, 2002.

[11] LI Guoqiang, Angier S, Lambolez O, et al. Experimental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2002-0618, 2002.

[12] 吴治永, 林宇震, 刘高恩, 等. 基于 CFD 分析改进三旋流燃烧室头部设计[J]. 推进技术, 2009, 30(5):533-537.

WU Zhiyong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Dome structure modification of a high temperature rise combustor based on CFD simulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5):533-537. (in Chinese)

[13] 刘伟, 林宇震, 刘高恩, 等. 低压条件下复合式多级旋流杯燃烧室燃烧效率研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 650-655.

LIU Wei, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Research of combustion efficiency of combustors using hybrid airblast atomizer under low pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5):650-655. (in Chinese)

[14] 宁槐, 高歌. 燃烧室气动力学[M]. 北京: 科学出版社, 1987.

[15] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 9 册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.

[16] Mohammad B S, Jeng S M. Design procedures and a developed computer code for preliminary single annular combustor design[R]. AIAA-2009-5208, 2009.