

文章编号: 1000-8055(2023)11-2711-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220115

大直径小环腔燃烧室设计及试验

邬俊, 陈敏敏, 陈翔, 张险, 康尧, 汤姣,
刘达兵, 郭青林, 杨志

(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对某创新构型的涡轮发动机, 在国内首次开展大直径小环腔燃烧室的设计及试验研究。提出基于扩压器逆向进气条件下的环涡流场匹配切向燃油喷射的燃烧室设计方案, 开展不同状态下燃烧室冷态及热态性能试验, 得到燃烧室流阻特性、地面点火特性、贫油熄火特性以及燃烧效率、出口温度场等特性, 结果表明: ①该设计方案可以满足燃烧室的设计要求; ②与常规燃烧室相比, 该方案的喷嘴间距比设计达到 1.65; ③该方案燃烧室的点火性能优异, 最低贫油点火油气比达到 0.016, 点火联焰时间可在 4 s 以内; ④该方案燃烧室的总压损失、燃烧效率、出口温度分布系数(OTDF)、出口径向温度分布系数(RTDF)等综合性能优异, 其中慢车状态的燃烧效率能够达到 98.6%, 设计点的 OTDF 达到 0.16。

关 键 词: 涡轮发动机; 大直径; 小环腔; 燃烧室设计; 性能试验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Design and experiment of grand scale diameter and small annular cavity combustor

WU Jun, CHEN Minmin, CHEN Xiang, ZHANG Xian, KANG Yao, TANG Jiao,
LIU Dabing, GUO Qinglin, YANG Zhi

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Design and experiment study of a grand scale diameter and small annular cavity combustor were carried out for the first time interiorly, considering the turbine engine with innovated structure. A combustor design scheme based on annular vortex field matching tangential fuel injection under the condition of diffuser with reverse air intake was proposed. Cold and hot performance experiments of combustor under different conditions were carried out, the combustor characteristics including flow resistance characteristics, ignition characteristics at ambient temperature and pressure, lean blow out characteristics, combustion efficiency, as well as the outlet temperature field, were obtained. The results showed that: (1) the design scheme met the design requirements of combustor; (2) compared with conventional combustor, the nozzle spacing ratio of the scheme reached 1.65; (3) the ignition performance of the designed combustor was excellent, as its minimum lean ignition fuel-air-ratio reached 0.016 and its ignition and flame combination time was within 4 s; (4) the total pressure loss, combustion efficiency, out temperature distribution factor (OTDF) and radial temperature distribution factor (RTDF) of the designed combustor had outstanding performance; as the combustion efficiency of idle state reached 98.6%, the OTDF of design point reached 0.16 as well.

收稿日期: 2022-03-06

作者简介: 邬俊(1986—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机燃烧室设计方面的研究。

引用格式: 邬俊, 陈敏敏, 陈翔, 等. 大直径小环腔燃烧室设计及试验[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2711-2717. WU Jun, CHEN Minmin, CHEN Xiang, et al. Design and experiment of grand scale diameter and small annular cavity combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2711-2717.

Keywords: turbine engine; grand scale diameter; small annular cavity; combustor design; performance experiments

某涡轮发动机是1种创新构型的航空发动机,与传统的涡轮发动机相比,具有长度短、推质比更高的优势,可用于倾转式高速直升机、垂直起降固定翼飞机,还可应用于无人飞机和气垫船等运输装置。由于该涡轮发动机的燃烧室置于发动机外侧,火焰筒中心线直径是传统燃烧室的2倍以上,燃烧室进气速度低,总压损失小,该类燃烧室的气动热力设计、结构设计以及部件试验验证都面临很大挑战。

国外针对该创新构型的涡轮发动机燃烧室的设计介绍较少,直接相关的是美国联合技术公司发表的有关该涡轮发动机燃烧室设计的专利^[1-4],但公开发表的文献较少。Melconian等人对1种独特的可变停留时间(variable residence time, VRT)燃烧室开展了设计、测试和试验验证^[5-6]。研究结果表明燃烧室采用沿圆周切向布置喷嘴,燃油进入火焰筒后有较大的切向速度,能够使得燃油有更长的停留时间,从而提高紧凑型燃烧室的燃烧效率。美国的Thompson等人对T-100多用途小功率的燃气涡轮发动机的改进进行了介绍,其中燃烧室由传统的旋涡稳火方式变为了切向喷油^[7],最终使用4个喷嘴就实现了全环燃烧室的点火联焰及高效稳定燃烧。Kalb等人发展了1种新颖的CPMCP(cyclic periodical mixing combustion process)燃烧技术^[8-9],采用2个可燃预混进气实现了整个圆筒内持续温度燃烧,燃烧室实现了低NO_x和CO排放。Syred、Calzada-Guzman等人为适应多种燃料的小型燃气轮机发展了1种旋风燃烧室^[10-11],在绝大多数情况下燃烧室内都能良好的掺混,燃烧迅速完全,出口温度和速度分布都很均匀。Chen等人在车用燃气涡轮机的回流燃烧室上采取了1种将3个燃油喷嘴沿切向布置在火焰筒外环上的独特燃油喷嘴布置^[12],这种设计可以在燃烧室内产生更强的旋流,同时节省燃油喷嘴个数,主燃区内的流场和温度分布也会更加均匀,从而燃烧更完全充分,污染排放更少。国内对于该涡轮发动机尚未见到相关的文献报告,对喷嘴个数显著减少的燃烧室设计研究也很少。文献^[13-15]提出过与VRT类似的航空发动机超短环旋流燃烧方案,但未见后续深入研究。北京航空航天大学林宇震、张弛等人针对冲压转子发动机提出了1种新型的切向驻涡燃烧室^[16-18],这种燃烧室利用压气机出口强烈的切向动量,在火

焰筒内形成绕发动机轴线的强旋转气流,可以大幅减少火焰筒头部个数。文献^[19-22]利用数值模拟或试验方法研究了环涡燃烧室的压损特性、温度场分布以及点熄火等性能。综上可知,目前国内外针对创新型发动机开展了与其匹配燃烧室的研究,其中的切向进气、切向供油等思路对本文燃烧室的研究有一定参考价值,但是其工程可实现性需进一步深入探讨。

由于桨尖涡轮发动机燃烧室布置在发动机外侧,燃烧室的直径是常规燃烧室的2倍以上,且该燃烧室的流量小,因此该燃烧室具有大直径、小环腔的特点。若采用常规的燃烧室设计,该大直径、小环腔燃烧室的喷嘴数目必须是常规设计的2倍以上,才能满足联焰以及出口温度场品质的要求,但此时单个喷嘴燃油流量很小,燃烧室点火时,燃油雾化效果差,单个喷嘴的点火将面临很大挑战。此外,该燃烧室的扩压器布置在燃烧室的内环,扩压器出口气流方向也与燃烧室的出口气流方向相反,这与常规直流燃烧室有显著区别。因此,本文针对该创新构型的涡轮发动机设计了1种基于扩压器逆向进气条件下的环涡流场匹配切向燃油喷射的燃烧室设计方案,并进行全环试验验证,首次获得该大直径、小环腔燃烧室的综合部件性能。

1 大直径、小环腔燃烧室设计

某型涡轮发动机属于具有创新构型的发动机,首先是要进行原理探索,并验证其可行性,具体到燃烧室部件的设计参数见表1,可以看出,该燃烧室的进口空气流量只有3.2 kg/s,在同等流量级别的发动机中燃烧室的性能参数并不高,但该燃烧室火焰筒的中心直径为传统的2倍以上,为达到合适的参考速度,该燃烧室适合设计为大直径、小环腔的环形直流结构形式。本文所研究燃烧室的直径/腔高(下文简称径腔比)为13.5,远大于常规燃烧室(通常不大于7)。考虑到该燃烧室在扩压器逆向进气、燃油雾化、主燃区的燃烧组织、燃烧室的点火、联焰等方面的需求,采用如下设计:①环涡的主燃区流场组织形式,以适应大直径、小环腔条件下点火、联焰、稳定燃烧的要求;②匹配大喷嘴间距比设计以及切向喷射设计技术,减少火焰筒头部数量,并提高燃油空间分布的均

匀性;③采用低参考速度和长停留时间设计,以保证较高的燃烧效率和较好的出口温度分布;④全发散冷却设计技术,提高冷却效率,满足超大面积的冷却需求。燃烧室主燃区的总进气量占比为 34.7%,主燃区的当量比为 0.826,掺混气量占比为 26.3%。最终燃烧室总体结构布局和气动流路见图 1 所示。

表 1 燃烧室主要设计参数

Table 1 Main design parameters of combustor

参数	数值
空气流量/(kg/s)	3.2
进口总压/MPa	0.66
进口总温/℃	272
出口总温/℃	947
扩压器出口外径/mm	600
涡轮进口外径/mm	700
总压损失/%	≤5
燃烧效率	≥0.95
出口温度分布系数	≤0.3

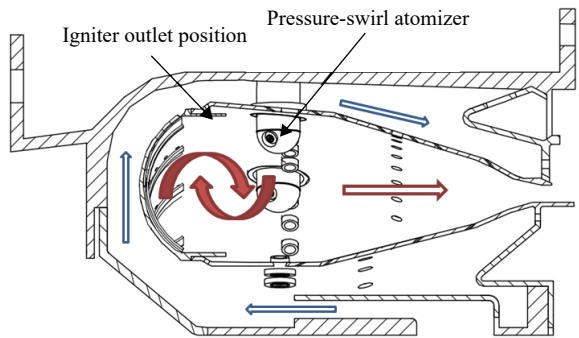


图 1 大直径、小环腔燃烧室总体结构布局及气动流路

Fig. 1 Overall structure and flow path of the grand scale diameter and small annular cavity combustor

该发动机扩压器出口气流带有周向气流偏角,燃烧室在设计时充分考虑此特点,将燃烧室头部气膜片设计成周向偏转,将燃烧室主燃孔采用斗设计,同时带上周向偏转角;最终扩压器进气,头部气膜片、主燃孔进气、燃油喷射都向同一方向偏转,在整个火焰筒环腔内形成周向偏转的油气混合物。

本文使用商业软件 Fluent,采用 realizable $k-\varepsilon$ 双方程模型对表 1 所示的状态参数进行了数值模拟,燃烧室的网格划分及计算设置等参考文献 [19],本文不再赘述。

图 2 为燃烧室过外环主燃孔截面的速度分布及流线图,图 3 为头部燃油轨迹。结果表明,火焰

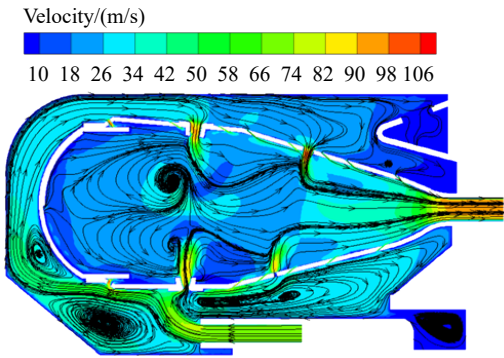


图 2 燃烧室纵截面速度分布和流线图

Fig. 2 Distribution of velocity and streamlines on longitudinal section of combustor

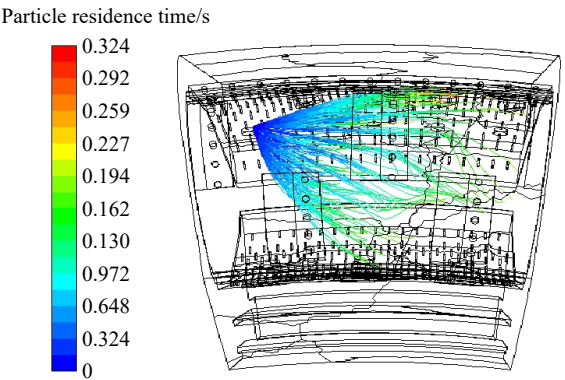


图 3 燃油轨迹

Fig. 3 Fuel trajectory

筒内主气流流动顺畅,头部区域形成明显回流,切向喷射的燃油在周向环涡的作用下,在火焰筒头部沿周向运动,初步验证了该方案燃烧室的可行性。

2 大直径、小环腔燃烧室特性

为获得该大直径、小环腔燃烧室的综合性能,本文设计了全环燃烧室试验件,进行全面的部件试验验证。该全环试验件由燃烧室机匣、火焰筒组件、24 个双油路离心喷嘴、2 根燃油总管以及试验件转接段等组成。

2.1 试验装置及测试系统

试验在中压燃烧室试验器上进行,主要由气路系统、测量段、试验段、排气段和油路系统组成,如图 4 所示,图中 t_3 、 p_3 、 $\dot{m}_a$ 、 p_f 、 t_4 、 p_4 分别为进口温度、进口压力、进口流量、燃油压力、出口温度、出口压力。气路系统主要由风机、调节阀、燃烧室进口测量段组成。油路系统是用油泵将油罐中的燃油抽出,并通过质量流量计测量燃油流量。点火前燃油通过回油路建立点火所需油压和油流量,通过 1 个二位三通电磁阀切换进入燃烧

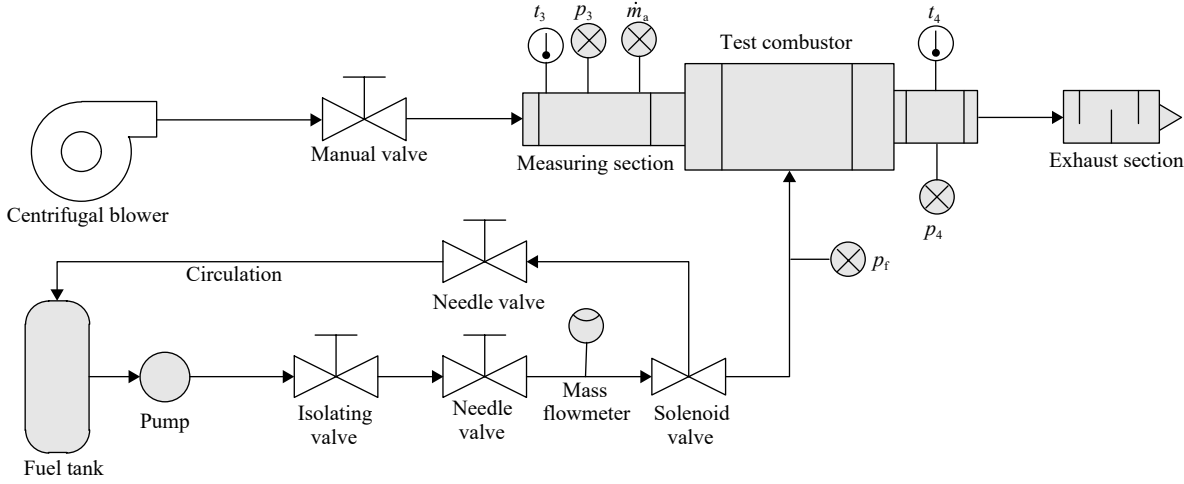


图 4 常温常压点火试验装置

Fig. 4 Schematic of test facility at ambient temperature and pressure

室,保证从切换电磁阀到燃油流量稳定时间在 3 s 以内,燃油流量稳定时开始点火。之后调节到所需的状态参数进行燃烧室点熄火、性能等试验。点火采用高能点火器的电火花方式,点火器储能为 6 J,频率为 1 Hz,点火时只有点火油路供油。在做燃烧室点熄火试验时,在边界点重复 1 次。

试验装置的进口测量段布置了 2 个静压座、4 支总温热电偶和 2 支总压耙测量。出口截面测点分布见图 5,布置的 4 支总温梳状热电偶,每支 3 个测点,沿出口通道高度各测点等距离布置;2 支总压梳状管,每支 3 个测点,沿出口通道高度各测点等距离布置,在每支梳妆总压耙上装 1 支静压管。燃烧效率的测定采用燃气分析法,出口截面的取样探头布置在出口总压耙,每支总压耙上各取 1 点用于燃气取样,共 2 点。所有出口探针

都安装在 1 个可以旋转的位移机构上,位移机构每转动 1.875°测量 1 次数据,共旋转 48 次,每支探针周向旋转扫描 90°的范围。测量精度是:压力为±0.5%FS(full scale),进口总温为±2 ℃,出口总温为±5 ℃,燃油流量为±0.5%FS,空气流量为±1.0%FS。

2.2 试验内容

1) 在进口空气参数为: $H=0$ m、常温、常压下,取不同的进气流量进行燃烧室的点火试验,各状态试验参数见表 2。

2) 参考发动机不同的工作状态,进行燃烧室的综合性能试验。各状态试验参数见表 3,录取燃烧室的燃烧室效率、总压恢复系数、慢车贫油熄火油气比(状态 B)、出口平均温度、出口温

表 2 点火状态参数

Table 2 Parameters of ignition experiment

状态	进气流量/ (kg/s)	高度/m	进气 温度	进气 压力
1	0.20	0	常温	常压
2	0.25			
3	0.30			
4	0.35			
5	0.40			

表 3 性能试验状态参数

Table 3 Parameters of performance experiment

状态	进气压力/ MPa	进气 温度/℃	进气流量/ (kg/s)	燃油流量/ (g/s)
A	0.661	274	3.21	62.3
B	0.243	113	1.38	16.6

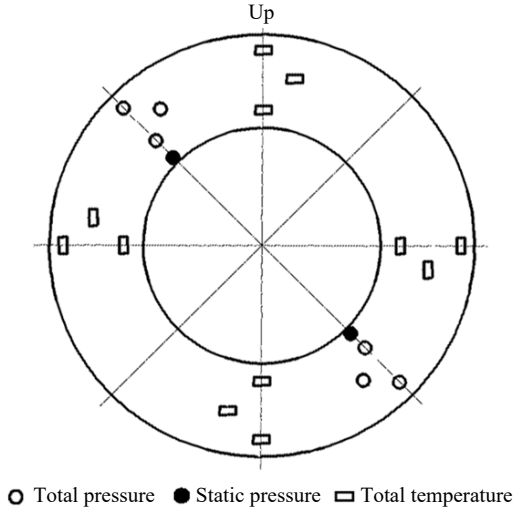


图 5 出口截面测点分布示意图

Fig. 5 Distribution of measurement points on the exit section

度分布系数(OTDF)和出口径向温度分布系数(RTDF)。

表 3 中的 A、B 状态 2 条油路都供油。

2.3 试验结果及特性分析

2.3.1 大直径小环腔燃烧室的点、熄火特性

由图 6 中的贫油点火边界线可以看出, 最小贫油点火油气比(即燃油流量与空气流量之比, 记为 φ)随燃烧室进口空气流量的增大而减小; 在进口空气流量较小时, 贫油点火边界油气比下降较快; 随着进口空气流量的增大, 贫油边界油气比下降趋势逐渐减缓。在燃烧室进口流量到达 0.40 kg/s 时, 最小贫油点火油气比达到 0.016, 表明该燃烧室具有较好的点火特性。表 2 中 5 个状态对应的贫油点火边界点的燃油流量分别为 5.5、5.5、6.0、6.0、6.3 g/s, 根据喷嘴试验结果, 其索太尔平均直径(SMD)分别为 76、76、72、72、70 μm 。根据工程经验, 当燃油 SMD 大于 80 μm 时, 燃烧室着火难以成功, 当进气量较小时, 若要点火油气比较低, 其燃油流量会很小, SMD 会超过 80 μm , 因此在本文的研究范围内, 主要是雾化质量限制了点火边界。

某状态点火试验监控曲线如图 7 所示, 图中 $\dot{m}_f$ 、 $\dot{m}_a$ 分别为燃油流量、空气流量, t_{i3} 、 t_{i4} 分别

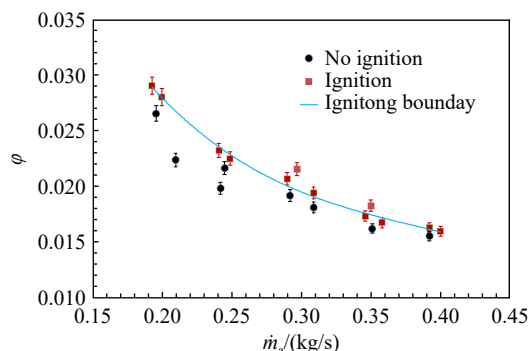


图 6 常温常压点火性能

Fig. 6 Ignition boundary at ambient temperature and pressure

为进口、出口总温, p_{i3} 为进口总压, t_{i4av1} 为出口第 1 支温度探针的平均温度, t_{i4av2} 为出口第 2 支温度探针的平均温度, t_{i4av3} 为出口第 3 支温度探针的平均温度, t_{i4av4} 为出口第 4 支温度探针的平均温度。将开始供油到燃气温度开始上升的时间记为着火时间 τ_1 ; 开始供油到燃烧室出口热电偶每支温度都大于 250 $^{\circ}\text{C}$ 的时间记为联焰时间 τ_2 。可以看到, 燃烧室的着火时间只有 1.7 s, 完成联焰总共只用了 3.6 s, 该燃烧室点火非常迅速。

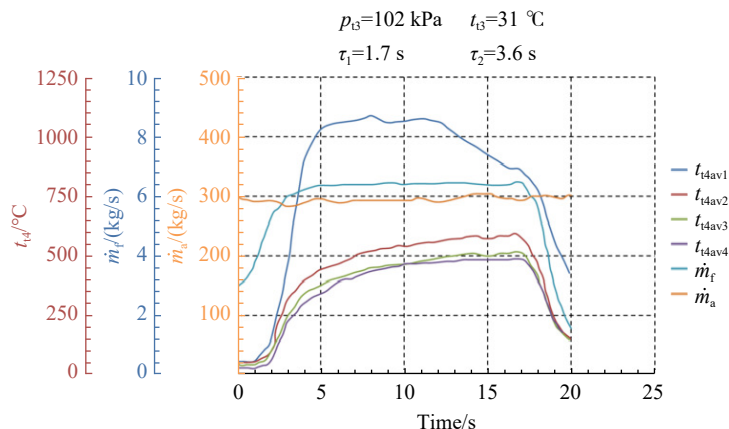


图 7 某状态点火试验监控曲线

Fig. 7 Monitoring curves of ignition experiment in a certain state

如图 3 所示, 燃油从喷嘴喷出后, 有较大的周向速度, 同时燃烧室的头部进气都设计有周向偏转角, 燃烧室在着火成功后, 初始火核能够随着周向偏转的油气迅速点燃整个燃烧室。由此可以看出, 虽然燃烧室的喷嘴间距比设计达到 1.65, 但是采用的头部环涡匹配切向供油设计使得燃烧室的点火性能良好。

同时在慢车状态完成了燃烧室的贫油熄火试验, 试验结果表明慢车状态的熄火极限油气比为 0.007 4, 燃烧室熄火性能良好, 表明燃烧室具有良好的稳焰功能。

2.3.2 大直径小环腔燃烧室综合性能

燃烧室的性能试验结果如表 4 所示, 该燃烧室在状态 A、状态 B 的总压损失分别为 3.7% 和

表 4 燃烧室性能试验结果

Table 4 Parameters of performance experiment of combustor

状态	总压损失/%	$t_4/^\circ\text{C}$	OTDF	RTDF	燃烧效率/%
A	3.7	958.0	0.16	0.008	99.9
B	3.3	624.3	0.25	0.007	98.6

3.3%, 满足总体的要求; 燃烧室效率分别为 99.9%、98.6%, 远远超出总体的要求。

在出口温度场方面, 状态 A 和状态 B 的 OTDF (记为 F_{otd}) 都小于 0.3, 且状态 A 相较于状态 B 进一步降低, 由下式^[23]可知: OTDF 值与压力损失成反比, 压损较大时, 会带来更强的射流掺混, 从而使得状态 A 的 OTDF 更小。下式中的 L 、 D 分别表示火焰筒的长度及腔高, Δp 为燃烧室的压力损失, q_{ref} 为燃烧室进口的动压头。

$$F_{\text{otd}} = 1 - \exp\left(-0.050 \frac{L}{D} \cdot \frac{\Delta p}{q_{\text{ref}}}\right)^{-1}$$

同时, A、B 两个状态的 RTDF 值基本相同, 且都远小于常规燃烧室的不大于 0.1 的设计要求。主要有以下两点原因: ①切向进气匹配切向供油设计, 极大地延长了燃气停留时间; ②火焰筒截面的收缩加强了燃气在径向的湍流作用。

综上所述, 该新型燃烧室结合扩压器偏转进气, 将燃烧室头部气膜片、主燃孔进气、燃油喷射都设计成向同一方向偏转, 在整个火焰筒环腔形成周向偏转的油汽混合物, 良好的燃烧组织使得燃烧室的点熄火、出口温度分布、燃烧效率等综合性能良好, 能够很好地满足总体的要求。

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

1) 大径腔比燃烧室通过全环试验验证, 原理上可行, 综合性能良好。

2) 环涡流场匹配切向燃油喷射的设计使得燃烧室点熄火性能优异, 最低贫油点火油气比到达 0.016, 点火联焰迅速; 慢车贫油熄火油气比达到 0.007 4。

3) 大喷嘴间距比下燃烧室的出口温度分布系数优异, 设计点的 OTDF 达到 0.16, RTDF 达到 0.008, 优于常规燃烧室设计结果。

4) 燃烧室的总压损失、燃烧效率、出口温度分布系数、点熄火边界等综合性能满足总体要求。

参考文献:

- [1] JAMES W N, CRAIG A N. Tip turbine engine and operating method with reverse core airflow: US8096753 B2[P]. 2012-01-17.
- [2] GABRIEL L S, CRAIG A N, STEPHEN K. Combustor for turbine engine: US8024931 B2[P]. 2011-09-27.
- [3] JAMES W N, CRAIG A N, GARY R. Tip turbine engine with multiple fan and turbine stages: US8104257 B2[P]. 2012-01-31.
- [4] GABRIEL L S, JAMES W N, CRAIG A N. Diffuser aspiration for a tip turbine engine: US8468795 B2[P]. 2013-06-25.
- [5] MELCONIAN J, MOSTAFA A, NGUYEN H. Introducing the VRT gas turbine combustor[R]. AIAA 90-2452, 1990.
- [6] MELCONIAN J O, MONGIA H C, NGUYEN H L. The VRT gas turbine combustor: Phase II [R]. AIAA 92-3471, 1992.
- [7] THOMPSON R G, NAPIER J, RODGERS C. Conversion of T-100 MPSPU technology[R]. ASME Paper 94-GT-490, 1994.
- [8] KALB J R, HIRSCH C, SATTELMAYER T. Operation characteristics of a premixed sub-ppm nox burner with periodical recirculation of combustion products[R]. ASME Paper 2006-GT-90072, 2006.
- [9] KALB J R, SATTELMAYER T. Lean blowout limit and nox-production of a premixed sub-ppm nox burner with periodic flue gas recirculation[R]. ASME Paper 2004-GT-53410, 2004.
- [10] CALZADA-GUZMAN F A, SYRED C, SYRED N, et al. Numerical modelling of wood gas combustion in a cyclone combustor prototype[R]. AIAA 2005-1421, 2005.
- [11] SYRED C, GRIFFITHS A J, SYRED N. Combustor development for dual fuel with gas oil and biomass gasification products[R]. AIAA 2004-140, 2004.
- [12] CHEN Junhua, MARK G M, JOHN G N. Development of ultra-low emission liquid fuel-fired microturbine engines for vehicular heavy duty applications[R]. ASME Paper 2009-GT-60257, 2009.
- [13] 陈正举. 航空发动机超短环漩流燃烧方案探索[J]. 沈阳航空工业学院学报, 1998, 15(1): 9-14.
CHEN Zhengju. Exploring the configuration of ultrashort annular swirl combustion chamber in aeroengine[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 1998, 15(1): 9-14. (in Chinese)
- [14] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [15] 党新宪, 赵坚行, 吉洪湖. 试验研究双旋流器头部燃烧室几何参数对燃烧性能影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1639-1645.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, JI Honghu. Experimental study of effects of geometric parameters on combustion performance of dual-stage swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1639-1645. (in Chinese)
- [16] 林宇震, 张弛, 刘高恩, 等. 切向驻涡燃烧室: 中国 1858498[P]. 2006-11-08.
- [17] 张弛, 林宇震, 刘高恩. 冲压转子发动机切向驻涡燃烧室[J]. 航空发动机, 2007, 33(4): 30-35.
ZHANG Chi, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Tangential trapped vortex combustor for ramjet[J]. Aeroengine, 2007, 33(4): 30-35. (in Chinese)
- [18] ZHANG Chi, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Investigation of tangential trapped vortex combustor[R]. ASME Paper 2009-GT-59089, 2009.
- [19] 王梅娟, 成胜军, 宋双文, 等. 燃烧室进口流场对某回流燃

- 烧室性能影响的数值计算[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(6): 1281-1289.
- WANG Meijuan, CHENG Shengjun, SONG Shuangwen, et al. Numerical simulation on influence of flow field of combustor inlet on a certain reversed-flow combustor performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(6): 1281-1289. (in Chinese)
- [20] 林志勇, 颜应文, 李井华, 等. 辅助动力装置环形回流燃烧室数值研究[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(6): 1293-1297.
- LIN Zhiyong, YAN Yingwen, LI Jinghua, et al. Numerical study of auxiliary power unit annular backflow combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(6): 1293-1297. (in Chinese)
- [21] 赵硕, 黄章芳, 成胜军. 进气对某回流燃烧室性能影响的试验[J]. *航空动力学报*, 2015, 27(8): 1281-1289.
- ZHAO Shuo, HUANG Zhangfang, CHENG Shengjun. Experiment on effect of inlet airflow on performance of a reverse-flow combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 27(8): 1281-1289. (in Chinese)
- [22] 李概奇, 赖寿昌, 严传俊. 某小型发动机环形回流燃烧室流场的数值计算[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(1): 71-74.
- LI Gaiqi, LAI Shouchang, YAN Chuanjun. Numerical calculation of flowfield inside a small engine annular reverseflow combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(1): 71-74. (in Chinese)
- [23] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion[M]. New York: Taylor and Francis Group, 1998.

(编辑: 陈 越)