

进气对某回流燃烧室性能影响的试验

赵 硕, 黄章芳, 成胜军
(中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为了解不同进口气流角对某回流燃烧室性能影响,进行回流燃烧室性能试验.结果表明:不同的进口气流角度对回流燃烧室的出口温度分布影响不同,回流燃烧室中装配 30°整流叶片的轴向扩压器时出口温度分布系数是无整流叶片的轴向扩压器时的 1/2,而径向温度分布系数小得更多;不同的进口气流角对点火性能也有较大影响.

关 键 词: 进气; 回流燃烧室; 轴向扩压器; 进口气流角; 点火

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Experiment on effect of inlet airflow on performance of a reverse-flow combustor

ZHAO Shuo, HUANG Zhang-fang, CHENG Sheng-jun
(China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 421002, China)

Abstract: In order to understand the effect of different inlet airflow angles on the performance of a reverse-flow combustor, some performance experiments were carried out. The results show that, different inlet airflow angles have different effects on the outlet temperature distribution of combustor. Compared with the 30 degree vaned axial diffuser and the vaneless axial diffuser in the reverse-flow combustor, the outlet temperature distribution factor in the former is only half of the latter and the radial temperature distribution factor is also much smaller in the former. Also, different inlet airflow angles have biggest effect on ignition performance of combustor.

Key words: inlet airflow; reverse-flow combustor; axial diffuser; inlet airflow angle; ignition

燃烧室进口参数是燃烧室设计的重要原始参数.它对燃烧室总体尺寸安排、截面大小、燃烧效率、出口温场及压力损失等主要性能参数都有影响.直流燃烧室的研究结果表明,在参考速度一定的条件下燃烧室横截面积与流量成正比;进口速度分布对燃烧室的性能影响很大,周向速度分布不均会导致周向出口温度分布不均,径向速度分布不均会使有效压力损失系数下降,影响火焰筒内外环冷却效果等.而由于回流燃烧室的气流两次 180°的折转这一特殊结构,有研究认为火焰筒头部装配涡流器的回流燃烧室对进口流场具有一

定的不敏感性,所以目前针对回流燃烧室进口流场对回流燃烧室影响的研究很少,大多研究的是进口气流温度、压力对回流燃烧室影响^[1-6].

本文研究的回流燃烧室(下文简称燃烧室)是火焰筒头部焊接涡流片代替传统的涡流器,通过在燃烧室进气前端装配两种不同的轴向扩压器(无整流叶片和 30°整流叶片),见图 1,以产生两个不同角度的燃烧室进口气流,对比分析燃烧室进口气流角对燃烧室性能的影响,为燃烧室的设计提供了参考依据.

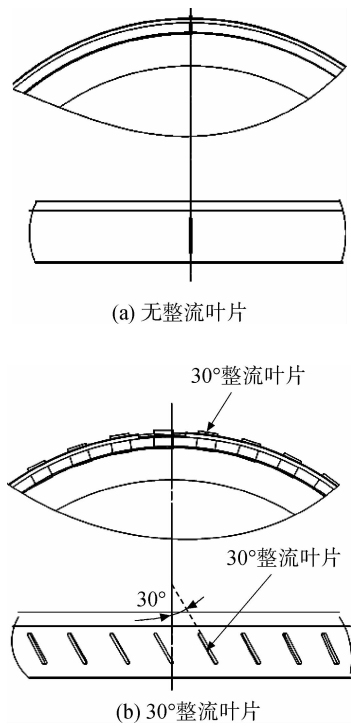


图 1 轴向扩压器结构
Fig. 1 Struction of axial diffuser

1 试验设备及试验件

本文中研究的火焰筒头部带旋流片的燃烧室与传统的火焰筒不同的是,取消了火焰筒头部旋流器,而在火焰筒头部内表面焊接若干涡流片,这样的结构形式在主燃区形成一个大尺度环涡来实现燃烧室的稳定燃烧,如图 2 所示^[7-9],图中速度为量纲归一化. 燃烧室试验件主要由燃烧室机匣、火焰筒、喷嘴、轴向扩压器和点火装置等组成,结构如图 3 所示. 本次试验的轴向扩压器有两种,这两种轴向扩压器的外形、流道尺寸相同,其中一种轴向扩压器为无整流叶片,形成的进口气流角为

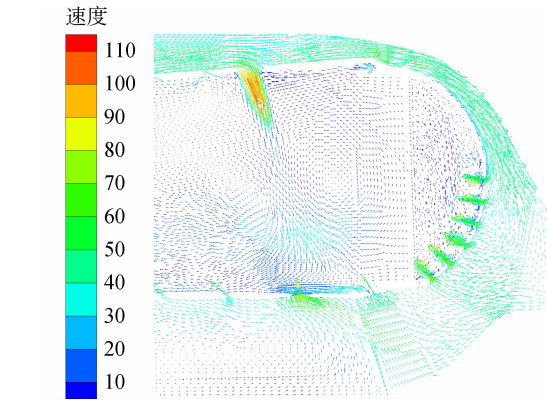


图 2 火焰筒的头部结构及流场情况
Fig. 2 Struction and flow field distribution of tube head

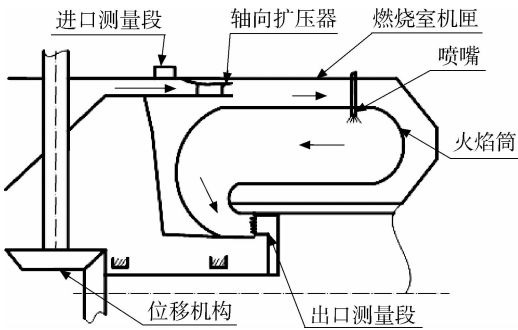


图 3 燃烧室试验段结构示意图
Fig. 3 Sketch of experimental section of combustor

0°,另一种轴向扩压器为有整流叶片,形成的进口气流角为 30°.

试验装置的进口测量段布置了 3 个静压座、3 支总温热电偶和 3 支总压耙测量,每支 1 个测点. 出口测量段布置了 3 支总温梳状热电偶,每支 5 个测点,沿出口通道高度各测点等距离布置;3 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. 采用旋转位移机构控制,位移机构每转动 3.75°测量 1 次总温、总压. 测量精度是:压力为 ±0.5%,进口总温为 ±2℃,出口总温为 ±5℃,燃油流量为 ±0.5%,空气流量为 ±1.0%. 燃烧室试验使用的试验器采用电加温方式满足试验件进口空气温度要求^[10-17].

2 试验内容

试验是在装配上述两种轴向扩压器下分别进行的,燃油为航空煤油,具体试验内容如下:

1) 在进口空气参数为飞行高度 $H=0$ 、常温、常压下,取不同的进口空气流量进行燃烧室的点火试验.

2) 发动机在不同的工作状态下,进行燃烧室的性能试验,录取燃烧室的总压恢复系数、出口温度分布系数(OTDF)和径向温度分布系数(RTDF).

3 试验结果及分析

3.1 点火性能试验

根据不同的进气状态进行点火试验,在试验中保持进气不变,逐步减少燃油流量直至点火熄灭,录取燃烧室各状态点的最小进口空气流量,试验数据见图 4.

从试验结果可以看出,装配两种轴向扩压器条件下,燃烧室点火成功需要的最小燃油流量对应的余气系数越来越大,可以看出随着进口空气

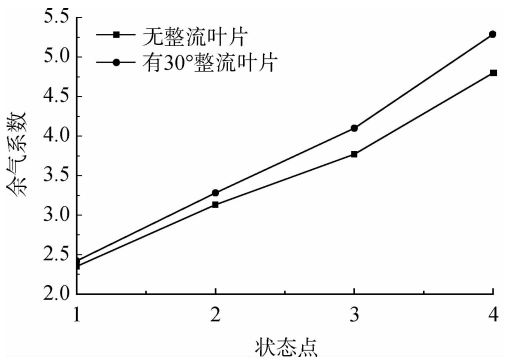


图 4 点火试验数据

Fig. 4 Date of ignition experiment

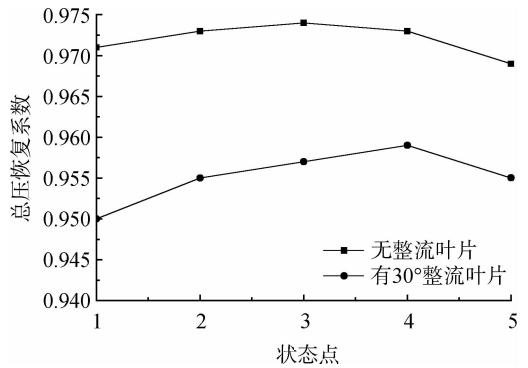


图 6 两种轴向扩压器时的总压恢复系数

Fig. 6 Total pressure-recovery coefficient of two axial diffusers

流量的增大相对较为容易。也可明显地看出同样的进气条件下,装配有 30°整流叶片的轴向扩压器情况下,点火成功所需要的燃油流量比无整流叶片情况要小。在进口空气流量小时还不是很明显,随着进口空气流量的加大,逐步增强。

这种现象的产生是因为,有整流叶片的轴向扩压器,叶片与轴向有一定的角度,而叶片的旋向恰好与火焰筒头部涡流片的旋向以及喷嘴的切向供油方向一致,当气流流经整流叶片时,增加了火焰筒头部气流的切向速度,从而带动着燃油的切向速度也加大,有利于燃油与空气的掺混及各喷嘴雾化燃油的联焰。进口空气流量小时,增强的强度小,较之无整流叶片不太大变化,随着气流增大,切向气流增强,燃油与空气的掺混更充分,联焰更好,因此可以得出,一定的进口气流角有利于点火,扩大点火边界。

3.2 燃烧室性能试验

在 5 个不同状态下进行燃烧室性能,试验录取燃烧室的总压恢复系数、温度分布系数、出口径向温度分布系数等性能参数,两种轴向扩压器状态的试验结果分别见图 5、图 6。

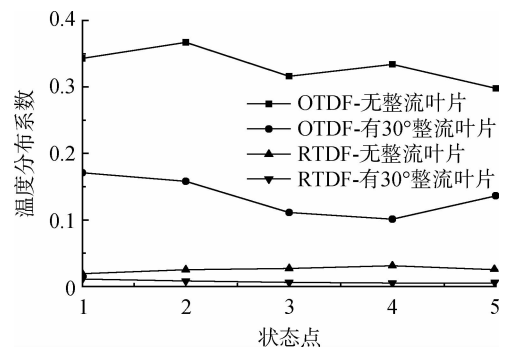


图 5 两种轴向扩压器时的出口温度分布

Fig. 5 Outlet temperature distribution of two axial diffusers

从图 5、图 6 中可以看出:

1) 图 5 中显示同工况下,在装配带整流叶片的轴向扩压器时的出口温度分布系数是无整流叶片的轴向扩压器时的 1/2,而径向温度分布系数小得更多。

这些现象是由燃烧室的结构决定的,进入燃烧室的气流一部分经过火焰筒头部进气孔在涡流片出口处形成高速射流,整个火焰筒头部形成一个沿周向流动的大尺度环涡,这种流场结构有利于火焰联焰;一部分由主燃孔进入火焰筒内部,在主燃孔处与火焰筒头部的气流汇合,阻挡火焰筒头部气流的向下游流动,在头部形成明显的回流区,这个回流区形成的是个旋涡的流态,回流区内气流速度较低使喷嘴喷出的燃油与空气有充分混合的时间,为稳定燃烧提供了良好的流态。在上述旋涡的作用下,火焰筒头部全环的形态类似于,形成这种流场的原因是火焰筒头部涡流片处的高速射流在火焰筒头部形成了个全环范围的低压区,在内、外环主燃孔进气射流限制火焰筒头部低压区,从而形成全环范围螺旋线状回流区。剩下的那部分气流通过气膜孔、掺混孔进入火焰筒,冷却壁面,参与燃烧,掺混降温。

由以上分析也可以看出火焰筒头部带涡流片的燃烧室是将整个火焰筒头部作为一个整体考虑,油气的掺混程度,燃烧的充分与否与火焰筒头部的大尺度环涡强度有关系,在整流叶片的作用下燃烧室的出口气流角度发生变化,有切向的分速度,在此速度的影响下火焰筒头部大环涡的旋流度增加,配合切向喷油使油气混合更充分,从而出口温度场更均匀。

2) 图 6 中显示,无整流叶片的轴向扩压器时总压恢复系数介于 0.968~0.975 之间,比带整流

叶片的轴向扩压器时大了 0.02 左右,这是因为气流在整流叶片间流动时会有一些压力损失,而且受整流叶片的影响,轴向扩压器出口的气流速度有较大的梯度,在周向上存在若干的低速区,速度分布不均匀度加大,燃烧室的内外环腔速度的变化也较大,这使气流在内外环腔道流动中产生加大的压力损失,这是压力损失的很大一部分来源。从图 7 中的数值计算结果也可以看出,此外,火焰筒头部涡流片区域较高的紊流动能也会带来压力损失^[18]。

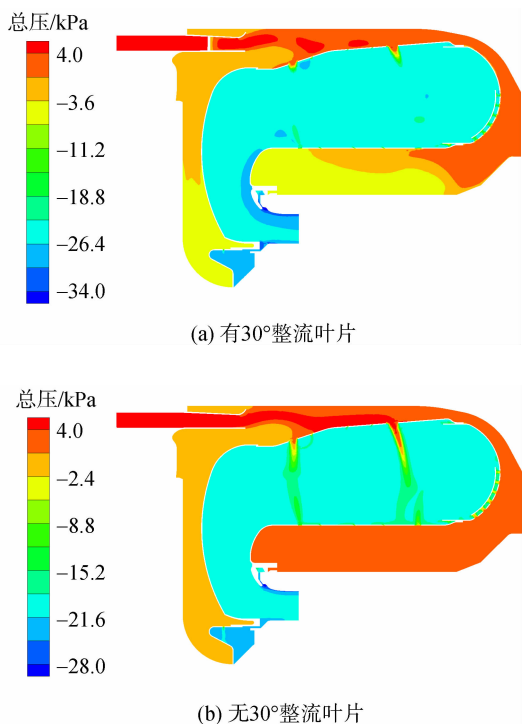


图 7 两种轴向扩压器总压分布

Fig. 7 Total pressure distribution of two axial diffusers

4 结 论

进口气流角度对燃烧室的点火性能、总压恢复系数和出口温场等燃烧室性能影响很大。相同工况下,装配带整流叶片轴向扩压器时的 OTDF 和 RTDF 比无整流叶片轴向扩压器的小的多,OTDF 降低了 50%,RTDF 更是降低了 70%,很好的改善了出口温场;点火性能也有些改善;总压恢复系数无整流叶片的比带整流叶片的大。鉴于以上结论,燃烧室的进口气流角度对该燃烧室性能影响较大,特别是出口温度场分布,因此在该类型燃烧室的设计中要注重轴向扩压器的设计,控制进口流场与整个燃烧室的匹配。

此外,在燃烧室试验件的设计中要考虑燃烧

室进口的情况,必要时重新设计试验用轴向扩压器,尽量做到进口条件与发动机一致,这样才能更真实的模拟燃烧室的工作进口状态,得到的试验数据也更为真实可靠。

参考文献:

- [1] 黄兆祥. 航空燃气轮机喷气发动机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 1979.
- [2] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1985.
- [3] 金如山. 燃烧室进口流场的几个问题[R]. 北京: 北京航空学院科学研究报告, BH-C 241, 1977.
- [4] 彭拾义. 燃烧室出口温度分布的研究[J]. 燃气轮机技术, 1994, 7(3): 39-45.
PENG Shiyi. Study of the temperature distribution at the outlet of a combustor[J]. Gas Turbine Technology, 1994, 7(3): 39-45. (in Chinese)
- [5] 李尚维. 燃烧室头部部件几何特性对温度场的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1996, 9(4): 187-190.
LI Shangwei. Effect of the geometrical characteristics of the component of the combustor head on its temperature field[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1996, 9(4): 187-190. (in Chinese)
- [6] Schultz D F, Parkins P J. Effects of radial and circumferential inlet velocity profile distortions on performance of a short-length double-annular ram-induction combustor[R]. NASA TND-6706, 1972.
- [7] 林志勇, 颜应文, 李井华. 辅助动力装置环形回流燃烧室数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1726-1733.
LIN Zhiyong, YAN Yingwen, LI Jinghua. Numerical study of a APU annular reverse combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1726-1733. (in Chinese)
- [8] 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 study of a small engine annular reverse combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(1): 71-74. (in Chinese)
- [9] 蔡文祥, 赵坚行, 胡好生. 环形燃烧室冷态流场数值模拟中的数学方法[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 748-753.
CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing, HU Haosheng. Numerical methods in simulation of annular combustor cold flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 748-753. (in Chinese)
- [10] Bishop C K, Allan W. Effects of fuel nozzle condition on gas turbine combustion chamber exit temperature distributions[R]. AIAA-2005-0354, 2005.
- [11] 彭拾义. 环形燃烧室出口热点和冷点的研究[J]. 燃气轮机技术, 1991, 4(1): 30-36.
PENG Shiyi. Study of the hot and cold points at the outlet of an annular combustor[J]. Gas Turbine Technology, 1991, 4(1): 30-36. (in Chinese)
- [12] Fureby C, Grinstein F F, Li G. An experimental and com-

putational study of a multi-swirl gas turbine combustor [J]. Proceeding of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 3107-3114.

[13] 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.

[14] 李继保, 金如山. 燃烧室出口径向温度分布试验及分析模型[J]. 航空动力学报, 1989, 4(1): 37-40.

LI Jibao, JIN Rushan. Test and model for analyzing the radial temperature distribution at the outlet of a combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(1): 37-40. (in Chinese)

[15] 胡好生, 赵坚行, 钟建平. 一种新颖的燃烧室出口温度场调试方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1222-1226.

HU Haosheng, ZHAO Jianxing, ZHONG Jianping. A novel method for commissioning the temperature field at the outlet of a combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1222-1226. (in Chinese)

[16] 李概奇, 蒋荣伟. 模拟和全参数进口条件下燃烧室性能试验研究[C]//第 13 届燃烧与传热传质专业学术讨论会论文集. 昆明: 中国航空学会, 2005: 39-43.

[17] 刘富强, 房爱兵, 崔玉峰. 回流环形燃烧室出口温度场的试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 48-54.

LIU Fuqiang, FANG Aibing, CUI Yufeng. Experiment of outlet temperature distribution of a reverse-flow annular combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 48-54. (in Chinese)

[18] 雷雨冰, 胡好生, 赵坚行. 环形回流燃烧室两相反应流场的数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 350-354.

LEI Yubing, HU Haosheng, ZHAO Jianxing. Numerical study of two phase reacting flow in annular reverse combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 350-354. (in Chinese)