

文章编号: 1000-8055(2007)04-0554-05

三旋流器燃烧室出口温度分布的初步试验研究

彭云晖, 林宇震, 刘高恩

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 针对高温升燃烧室对出口温度分布系数降低的需求, 采用三头部矩形燃烧室, 对三种不同的三旋流器头部组合方案进行了出口温度分布的试验, 重点研究了三旋流器旋向和头部当量比对燃烧室出口温度分布的影响。出口温度的测试方法采用了燃气分析法。试验结果表明: 外旋流器与中间旋流器旋向相反时, 出口温度分布均匀; 头部当量比小, 出口温度分布均匀。头部当量比应与旋流器旋向共同考虑, 才能优化燃烧室出口温度分布系数。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 燃烧室; 出口温度分布; 三旋流器; 燃气分析

中图分类号: V231. 2

文献标识码: A

A preliminary experimental study of pattern factor for a triple swirler combustor

PENG Yun-hui, LIN Yu-zhen, LIU Gao-en

(National Key Laboratory on Aero-engines, School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To reduce the requirement of high-temperature combustor on pattern factor, a triple swirler was used to test the pattern factors of three different triple swirler packages. The focus of the research was placed on the effects of vane angle of triple swirler and equivalence ratio of the combustor dome on the combustor's pattern factor. Gas analysis method was used for the measurement of combustor exit temperature. The result show that, when the swirl air from the third swirler and the second swirler was counter-rotating, the combustor exit temperature distribution became more uniform; and the lower the equivalence ratio of the combustor dome, the more uniform the combustor exit temperature distribution was. The vane angle and the equivalence ratio of the combustor dome should be taken into account in order to optimize the combustor's pattern factor.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengines; combustor; pattern factor; triple swirler; gas analysis

燃烧室出口温度直接影响第一级涡轮导向叶片和工作叶片的寿命及其可靠性, 是燃烧室的重要性能指标之一, 因此在燃烧室设计时, 既要限制出口温度的平均值, 也要满足给定要求的温度分布^[1]。调试出均匀的燃烧室出口温度场和良好的沿叶高温分布是发动机燃烧室设计、研制过

程中必须考虑的。Lefebvre^[2]指出影响燃烧室出口温度分布的两个主要因素: 火焰筒长度和火焰筒的压降, 并在考虑这两个因素后提出了预估燃烧室出口温度分布的程序。通过改变燃烧室的结构和试验条件来优化燃烧室出口温度分布。

美国 IHPTET 计划预计在 15 年内将燃烧室

收稿日期: 2006-03-22; 修订日期: 2007-01-15

作者简介: 彭云晖(1978-), 男, 江西都昌人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士后, 主要从事航空发动机燃烧方面研究。

出口温度分布系数降低 60 %^[3]. 在该计划中还提到了降低燃烧室出口温度分布系数的两个方法. 第一个方法是燃烧室出口温度分布系数主动控制技术 (Active Combustor Pattern Factor Control Techniques). 这项技术已在 IHPTET 计划中的 JTAGGI 燃烧系统中得到初步验证^[3]. 文献[4-7]都是采用主动控制技术来达到降低燃烧室出口温度分布系数的目的;第二种方法是从燃油喷射/火焰稳定组合考虑,从根本上解决出口温度场不均匀性的问题,从而达到降低燃烧室出口温度分布系数的目的. 文献[8]研究了不同双旋流器和燃油喷嘴组合的燃烧室出口温度分布,从燃油喷射/火焰稳定组合方面解决出口温度分布的问题. 其出口温度分布系数为 0.34^[8],无法满足高温升要求^[3].

本文采用第二种方法^[3]来解决高温升燃烧室出口温度分布均匀性问题. 提出三旋流器燃油喷嘴头部组合高温升燃烧室方案. 主要研究三种不同三旋流器头部组合方案对高温升燃烧室出口温度分布的影响. 燃烧室的总油气比为 0.033,比目前推重比 8 一级发动机燃烧室的油气比提高了 20 %. 分别研究了旋流器的旋向、头部当量比对燃烧室出口温度分布的影响,通过对比试验结果得出这些头部结构对燃烧室出口温度分布的影响,为未来高温升燃烧室出口温度场的调试提供支持. 试验所用燃烧室为一个三头部矩形燃烧室,对每个组合方案来说每个头部均相同. 试验状态为大功率状态.

1 试验系统与研究方案

燃烧室出口温度分布系数^[1]定义为燃烧室出口截面内的最高燃气总温与燃气平均总温之差与燃烧室温升的比值:

$$PF = \frac{T_{4\max}^* - T_4^*}{T_4^* - T_3^*}$$

式中: T_3^* (K) 为燃烧室进口总温, T_4^* (K) 为燃烧室出口总温.

出口温度分布试验在三头部矩形燃烧室上进行,图 1 为三头部燃烧室的系统总图. 图中的燃油喷嘴为单油路预膜式气动雾化喷嘴,三级旋流器的内旋流器由卡环固定在燃油喷嘴内部,中间旋流器通过螺纹安装在燃油喷嘴外部,外旋流器套装在中间旋流器的外部,见图 3 和图 4.

燃烧室的出口温度通过安装在出口测量段上的 5 个取样耙测得,该测量耙编号从 A 到 E,每

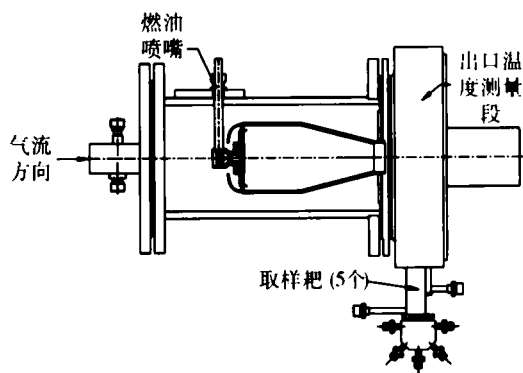


图1 三头部燃烧室和燃气取样耙

Fig.1 Schematic drawing of the three cups combustor of the PF test rig

个耙上有 5 个测点,通过控制阀门,燃烧室出口的燃气分别进入燃气分析仪中. 出口测量面积为 52 mm × 260 mm,测量面积和取样耙的分布如图 2 所示. 每个取样耙测量的是 3 个不同方案燃烧室出口处的同一个位置的温度. 本试验温度测量点的密度为每平方厘米 0.185 点,按照出口温度测量的要求,包含热点的试验数据要求该值大于 0.17^[1],因此本试验结果中应包含了“热点”数据.

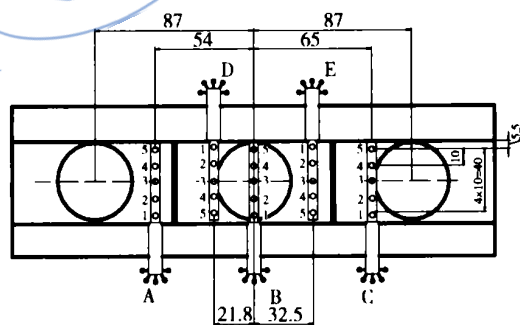


图2 燃烧室出口测量面积和取样耙的分布示意图

Fig.2 Schematic drawing of measurement area and rakes distribution of PF test viewing from exit direction

因为在高温升燃烧室的出口温度非常高,将近 2 000 K,热电偶已经无法满足要求,因此本试验采用燃气分析法,燃烧室出口温度通过测取的燃气成分计算得到. 这种方法采用传统的燃气分析取样和分析方法,易于实施,允许测量温度高,其基本原理^[9]是:根据热力学第一定律,在燃烧过程前后,燃料和氧化剂的能量应保持平衡关系,通过这种关系的计算,可以确定与燃烧性能相关的参数,如燃烧效率、燃烧温度等. 具体的计算方法见文献[9]. 而在文献[10]中采用燃气分析法计算

出的燃烧室出口温度与由实测发动机的功率反推算出的理论值比较,仅差十多摄氏度,误差小于 2.8 %^[10].

试验状态:油气比 f/a 为 0.0331,进口压力 p_3^* 为 0.550 MPa,进口温度 T_3^* 为 600 K,速度系数 λ_b 为 0.21.

研究方案:燃烧室头部采用三级旋流器与单油路预膜式气动雾化喷嘴相互匹配的组合方案,只是三旋流器的旋向和整个头部当量比不同,燃烧室头部结构简图见图 3 所示;其中三级旋流器均为普通直叶片的轴向旋流器,见图 4 所示.具体的三旋流器方案见表 1 所示.

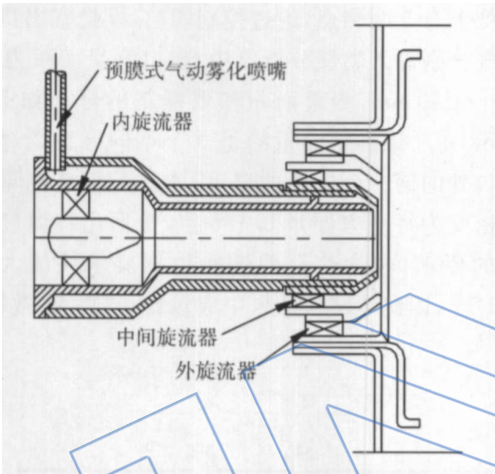


图 3 燃烧室头部结构示意图
Fig.3 Schematic drawing of combustor dome

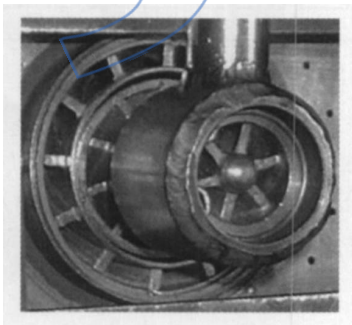


图 4 燃烧室头部的三级旋流器
Fig.4 Triple swirler of combustor dome

表中出口角旋向前的“+”表示顺着流向看,顺时针旋转;“-”表示顺着流向看,逆时针旋转.头部当量比定义 $\phi_b = \frac{14.7 \dot{m}_f}{\dot{m}_{a, \text{头部}}}$, 式中 $\dot{m}_{a, \text{头部}}$ 是设计点时的头部空气流量, $\dot{m}_f$ 是设计点时的燃油流量.

表 1 三种方案的旋流器结构参数
Table 1 Parameter of swirler

方案	旋流器流量分配/ %			出口角旋向/(°)			头部当量比 ϕ_b
	第一级	第二级	第三级	第一级	第二级	第三级	
A	24.20	32.02	43.78	+45	-40	+40	2.5
B	24.20	32.02	43.78	+45	-40	-40	2.5
C	24.37	32.32	43.31	+45	-40	-40	2.0

2 试验结果及分析

3 个方案的燃烧室出口温度如图 5~图 7 所示.出口温度分布系数的比较如图 8 所示.

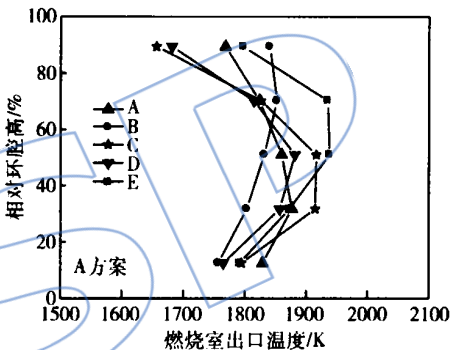


图 5 方案 A 燃烧室出口径向温度分布
Fig.5 Combustor exit temperature distribution of design A

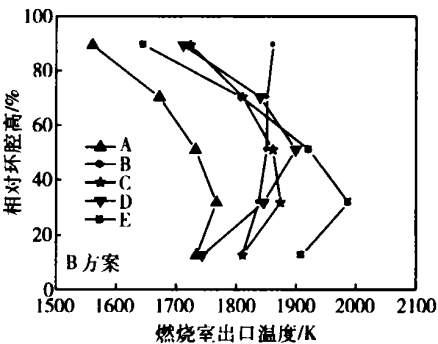


图 6 方案 B 燃烧室出口径向温度分布
Fig.6 Combustor exit temperature distribution of design B

在相同的进口试验条件下,燃烧室的温升相同,燃烧室出口平均温度也应相同,根据燃烧室出口温度分布系数的定义可知,影响燃烧室出口温度分布系数的主要因素为燃烧室出口温度场中最大的温度值.比较图 5,图 6 和图 7 可知,方案 B 的燃烧室出口温度最大值最大,方案 C 次之,方案 A 的最小.反映在出口温度分布系数(PF)上

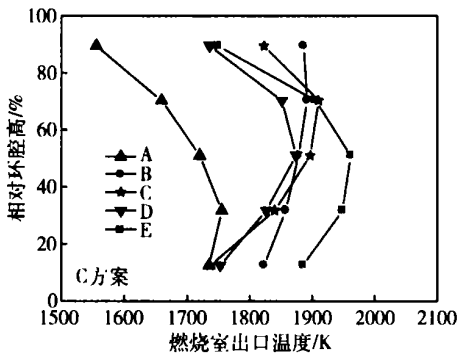


图 7 方案 C 燃烧室出口径向温度分布

Fig. 7 Combustor exit temperature distribution of design C

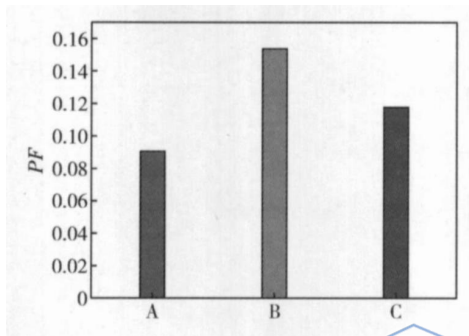


图 8 三个方案出口温度分布系数 (PF) 的比较

Fig. 8 Comparison of combustor pattern factor

也就是方案 B 的燃烧室出口温度分布系数最大, 方案 C 次之, 方案 A 的最小, 见图 8 所示。

2.1 出口角旋向对出口温度分布的影响

比较方案 A 和方案 B, 两个方案的三级旋流器流量分配, 头部当量比, 第一级和第二级旋流器出口角旋向都相同, 不同的是第三级旋流器出口角旋向。方案 A 的第三级旋流器与第二级旋流器出口角旋向相反, 而方案 B 的第三级旋流器与第二级旋流器出口角旋向相同。由图 8 可知方案 A 的出口温度分布系数比方案 B 的小 41 %, 也就是说第二级和第三级旋流器旋向相反更有利于降低燃烧室出口温度分布系数。这一结论的实质可以从头部燃烧组织加以解释。燃油经过单油路气动雾化喷嘴后形成油膜, 该油膜在第一级和第二级旋流器两股气流间的剪切作用下破碎。3 个方案的第一级和第二级旋流器均为反向。方案 A 的第三级旋流器与第二级旋流器的旋向相反, 两股气流间的剪切力大大增强, 燃油液滴在这样的气流间运动, 受到的气动力增强, 韦伯数增大, 而燃油液滴的雾化正比于韦伯数^[11], 因此燃油雾化效果好, 燃油浓度分布和燃烧室出口温度分布就更为均匀^[11] (以下同)。而方案 B 的第三级旋流器与第

二级旋流器的旋向相同, 气动力小, 相比之下雾化效果没有方案 A 的好, 燃烧室出口温度分布系数就比方案 A 的大。

2.2 头部当量比对出口温度分布的影响

方案 B 和方案 C 的旋流器流量分配基本上相同, 三级旋流器的出口角旋向相同, 见表 1 所示, 不同是两个方案的头部当量比不同。比较这两个方案可以得到头部当量比对出口温度分布的影响。图 8 中方案 C 的出口温度分布系数比方案 B 的小 24 %。在相同的旋流器流量分配和旋流器出口角旋向的情况下, 头部当量比越小, 出口温度分布就越均匀, 燃烧室出口温度分布系数就越小。头部当量比小, 通过旋流器的流速就大, 旋流器之间的两股气流的剪切力就大, 燃油液滴受到的气动力大, 雾化效果好^[11], 燃油油膜或者燃油液滴就能雾化成更小的液滴, 燃油浓度分布均匀, 燃烧室出口温度场就均匀, 燃烧室出口温度分布系数就小。

比较方案 A 和方案 C 的出口温度分布结果, 方案 A 的出口温度分布系数比方案 C 的小 23 %。从结构上来看, 两个方案的三级旋流器流量分配基本相同, 第一级和第二级旋流器出口角旋向相同, 第三级旋流器的出口角旋向和头部当量比不同。在这两个因素的共同作用下使得方案 A 的出口温度场更为均匀。在燃烧室设计时应同时考虑旋流器旋向和头部当量比两个因素, 从而最优化燃烧室性能。

3 结 论

本文利用三头部高温升矩形燃烧室, 研究了三种不同三旋流器头部组合方案最大状态的燃烧室出口温度分布。试验结果表明, 旋流器旋向和头部当量比对燃烧室出口温度分布有很大影响。外旋流器与中间旋流器旋向相反时, 出口温度分布更加均匀; 头部当量比越小, 出口温度分布越均匀。在燃烧室设计时, 头部当量比应与旋流器旋向共同考虑, 才能优化燃烧室出口温度分布系数。比较三个方案的出口温度分布系数表明, 方案 A 为最佳方案。

参考文献:

- [1] 胡正义主编. 航空发动机设计手册第九册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [2] Lefebvre A. H. Gas turbine combustion-second edition [M]. USA: Taylor Francis, 1999.

[3] 彭云晖. 高热容液雾燃烧的基础研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2006.

[4] McManus K,Edmond L. Adaptive closed-loop system for control of combustor pattern factor[R]. AIAA Paper 96-0843,1996.

[5] Miller,McManus M F, Keith R A ,et al. An aerodynamic control system for modifying fuel spray distributions[R]. AIAA Paper 2000-0192,2000.

[6] Ziraksaz ,Mohammad H. Approaching the prototype can-combustors by combustion test [R]. AIAA Paper 2002-3869,2002.

[7] Chen Y,Scarborough D,Liang S,et al. Manipulating pattern factor using synthetic jet actuators [R]. AIAA Paper 2000-1023,2000.

[8] 李尚维. 燃烧室头部部件几何特征对温度场的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究,1996,2:21-28.

[9] 李卫东. 一种根据燃气成分计算燃气温度的方法[J]. 中国民航学院学报,2006,24(4):23-26.

LI Weidong. Method of calculating gas temperature based on gas composition[J]. Journal of Civil Aviation University of China,2006,24(4):23-26.

[10] 彭拾义. 测定燃烧室出口温度的气体分析法[J]. 计量技术,1990,1:5-7.

[11] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1985.

