

涡轮间燃烧室贫油熄火特性的试验研究

宋双文, 胡好生, 王梅娟, 陈 剑
(中航工业航空动力机械研究所, 湖南株洲 412002)



宋双文(1966), 男, 博士, 自然科学研究员, 主要从事航空发动机燃烧室设计与试验工作。

收稿日期: 2012-04-05

摘要:以应用于某涡轴发动机的涡轮级间燃烧室为研究背景, 设计并加工多方案 3 头部涡轮级间燃烧室试验件, 试验研究了主流马赫数、主流温度、凹腔深宽比和凹腔后体高度变化对其贫油熄火性能的影响。试验结果表明: 贫油熄火余气系数随主流马赫数的增大而减小, 随主流温度的升高而增大, 但主流温度的变化不如主流马赫数变化对贫油熄火性能的影响大; 后体进气量的增加对提高贫油熄火性能有利; 凹腔深宽比和凹腔后体高度的变化对贫油熄火性能有一定影响; 深宽比为 0.8、后体高度为 30 mm 且在后体开槽的试验件的贫油熄火性能最好。

关键词: 涡轮间燃烧室; 驻涡燃烧室; 凹腔; 贫油熄火; 试验研究; 涡轴发动机

Experimental Study on Lean Blow-Out Characteristic of Inter-stage Turbine Burner

SONG Shuang-wen, HU Hao-sheng, WANG Mei-juan, CHEN Jian
(AVIC Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Multimode three dome Inter-stage Turbine Burner (ITB) test pieces were designed and manufactured based on a turboshaft engine. The effect of the Mach number of main air, the temperature of main air, the ratio of the depth and width of cavity and the height of after body of cavity on Lean Blow-Out (LBO) characteristics was studied by the experiment. The results show that LBO excess air coefficient decreases with the Mach number of main air increase and increases with the main air temperature increase, but the changing of temperature has less impact on LBO characteristics compared with the Mach number. Increasing the airflow from the after body of cavity helps to improve LBO performance. The ratio of the depth and width and the height of after body has definite effect on LBO performance. LBO characteristics is the best when the ratio of the depth and width is 0.8, the height of after body is 30 mm and the after body of cavity is slotting.

Key words: Inter-stage Turbine Burner; trapped vortex combustor; cavity; Lean Blow-Out; experimental study; turboshaft engine

0 引言

在航空发动机中采用涡轮间燃烧室(Turbine Interstage Burner, TIB)的想法于 1997 年提出后, 即受到了美国军方和研究机构等的广泛关注, 并开展了大量研究工作^[1-4]。研究表明: 带 TIB 的发动机较传统发动机表现出优良的性能, 在单位耗油率略有提高的情况下, 发动机的单位推力有显著提高。

对 TIB 而言, 燃烧室进口速度高, 进口流场复杂, 采用凹腔驻涡稳定火焰, 回流区主要取决于凹腔结构, 这与采用旋流器稳定火焰的常规燃烧室有很大不同, 对其熄火特性进行研究具有十分重要的意义。国外对此开展了大量研究工作。美国空军研究实验室的

研究表明: 驻涡燃烧室的点火、熄火、高空再点火能力比常规燃烧室的提高了 50%^[5]; 该实验室在 2000 年提出将驻涡燃烧技术用于级间燃烧室的超紧凑燃烧室(Ultra Compact Combustor, UCC), 并开展了系统研究。结果表明: UCC 的火焰长度只有常规燃烧室的 50%左右, 贫油熄火边界较常规旋流稳焰方式的扩大近 4 倍, 在宽广范围内燃烧效率均大于 99%^[6]。国内也开展了部分研究工作。文献[7]对采用蒸发管供油的驻涡燃烧室的点火及贫油熄火特性进行了试验研究; 文献[8]研究了主流及掺混气温度对单涡贫油驻涡燃烧室的点火及贫油熄火特性的影响规律; 文献[9]针对驻涡燃烧室不同头部进气方案及凹腔后体掺混空气入口位置的变化进行了试验研究, 得到了驻涡燃烧室

的点火性能、贫熄性能、燃烧效率以及出口温度分布的影响规律。但是上述研究均是对TIB应用于涡喷/涡扇发动机而开展的^[11-14],还未发现将TIB应用于涡轴发动机的研究成果,也未见到这类试验研究的报道。

本文以TIB应用于某涡轴发动机为研究背景,设计并加工多方案3头部TIB矩形试验件,通过对不同凹腔方案进行比较,研究主流参数和凹腔结构变化对TIB贫油熄火特性的影响规律。

1 试验系统及试验方法

1.1 试验件

试验件为3头部矩形试验件,如图1所示,凹腔内驻涡如图2所示。采用安装在凹腔后体底部的蒸发管供油,其头部紧贴凹腔后体壁面。试验件共计8种方案,其结构参数见表1。凹腔深宽比为凹腔前体高度与底部长度的比值。d1试验件的深宽比为0.8,后体壁面高度为30 mm。d1a试验件的后体开孔变为开槽,进气量增加约15%,其它与d1试验件的相同。与d1a试验件相比,d2试验件的凹腔底部长度增加,d3试验件的凹腔底部长度减小,d4试验件的凹腔前体高度增加,d5试验件的凹腔前体高度减小,d6试验件的凹腔后体高度增加,d7试验件的凹腔后体高度减小。

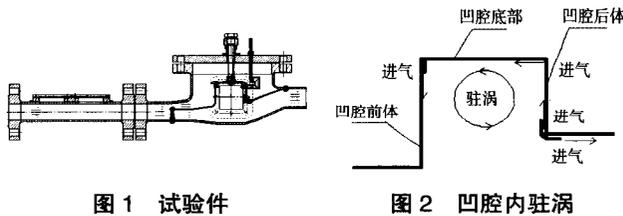


图1 试验件

图2 凹腔内驻涡

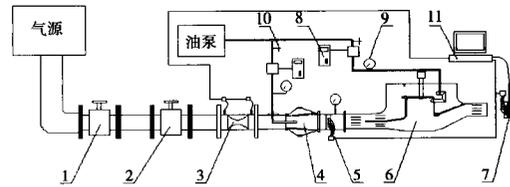
表1 各试验件的主要结构参数

试验件	凹腔深宽比	后体壁面高度/mm	备注
d1	0.80	30	后体开孔
d1a	0.80	30	后体开槽
d2	0.70	30	后体开槽
d3	0.88	30	后体开槽
d4	0.88	30	后体开槽
d5	0.70	30	后体开槽
d6	0.80	33	后体开槽
d7	0.80	27	后体开槽

1.2 试验装置及测试系统

试验系统如图3所示,试验使用的燃料为航空煤油。采用2台空气压缩机提供气源,进入加温燃烧器加温,总的气流流量采用孔板流量计测量。进口测量

段布置5支测量耙,其中两侧及中间测量耙为温度测量耙,3支温度测量耙之间间隔布置2支压力测量耙。出口温度和压力采用位移机构结合温度测量耙和压力测量耙进行测量;凹腔供油采用质量流量计进行测量。试验中主流马赫数为0.25~0.55,主流温度为523~723 K。



1—调压阀;2—电磁阀;3—孔板流量计;4—加温燃烧器;5—温度压力测量耙;6—试验段;7—烟气分析仪;8—质量流量计;9—精密压力表;10—针型阀;11—数据采集板及电脑

图3 TIB试验系统

1.3 试验方法

进行试验时,先打开主流气体,调整气量点燃加温燃烧器,通过孔板流量计调整到试验工况;同时调整加温燃烧器油量达到所需要的温升,使进入燃烧室的气体流量和温度达到预定要求后点火;调整主流至预定工况并达到稳定状态时,记录相关数据;逐渐减小油量直至火焰熄灭且在出口温升小于50 K时,记录熄火时的油量。

2 试验结果及分析

2.1 主流马赫数变化对贫油熄火特性影响

在主流温度为573~623 K时,d1与d1a试验件的贫油熄火余气系数随主流马赫数的变化的影响如图4所示。从图中可见,随着主流马赫数的增大,2个试验件的贫油熄火余气系数均减小。总的余气系数变化范围为20~55,可见主流马赫数对贫油熄火余气系数的影响很显著。在试验工况马赫数为0.25~0.50时,对贫油熄火余气系数的影响接近50%。图中2个试验件表现出来的规律一致,并且d1a试验件的贫油熄火余气系数比d1试验件的大5%~10%。其原因是

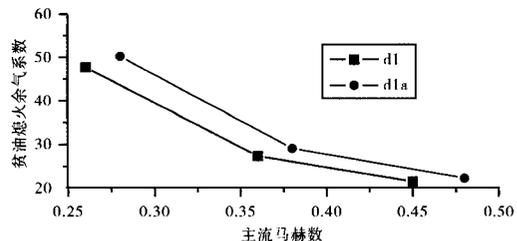


图4 d1和d1a试验件的贫油熄火余气系数随主流马赫数的变化

d1a 试验件为后体开槽, 后体进气量比开孔的 d1 试验件的大 15%左右。后体进气的作用除了对凹腔上壁面冷却外, 还有形成凹腔内涡的作用, 后体进气量的增加有利于凹腔内涡的加强, 有利于提高火焰的稳定性, 从而拓宽了燃烧边界。

2.2 主流温度变化对贫油熄火特性影响

主流马赫数为 0.27 ~ 0.29 时, d1、d1a、d4 和 d7 试验件的贫油熄火余气系数随主流温度的变化如图 5 所示。从图中可见:(1)随着主流温度的升高, 4 个试验件的贫油熄火余气系数 α 都增大, 总的余气系数变化范围为 20 ~ 55。主流温度升高, 进入蒸发管内的气流温度同样提高, 这样在同样的进气速度下, 温度的升高有利于燃油蒸发, 进入凹腔内的燃油蒸汽比例增大, 油气混合物更加均匀, 对稳定燃烧起到了积极作用;(2)所有试验件的贫油熄火余气系数随主流温度变化平缓, 而随主流马赫数的变化更明显。

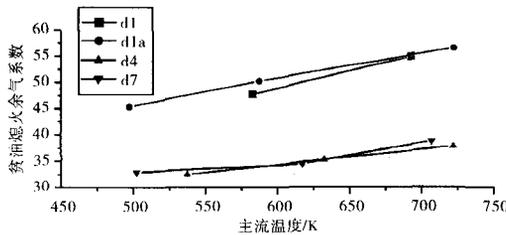


图 5 d1、d1a、d4 和 d7 试验件的贫油熄火余气系数随主流温度的变化

2.3 凹腔深宽比对贫油熄火特性的影响

主流温度为 573 ~ 623 K 时, d1a、d2 和 d5 试验件的贫油熄火余气系数随主流马赫数的变化如图 6 所示, d1a、d3 和 d4 试验件的贫油熄火余气系数随主流马赫数的变化如图 7 所示。从图 6、7 中可见:(1) d1a 试验件(凹腔深宽比为 0.8)的贫油熄火余气系数最高, 稳定工作边界最宽;(2)在凹腔深宽比均为 0.70 的条件下, 在马赫数为 0.35 ~ 0.50 时, d5 试验件的贫

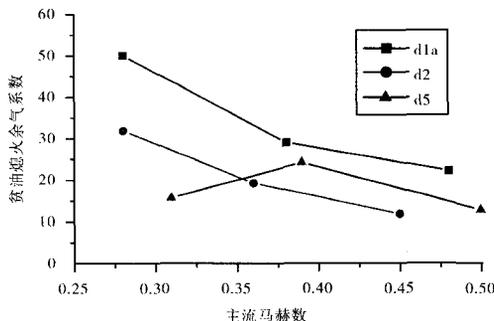


图 6 d1a、d2 和 d5 试验件的贫油熄火余气系数随主流马赫数的变化

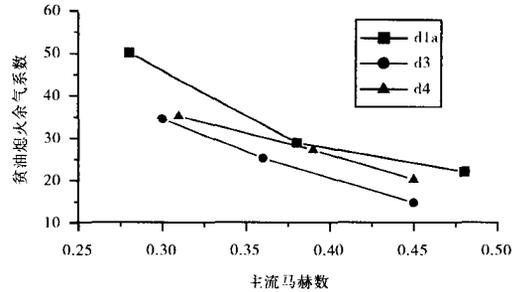


图 7 d1a、d3 和 d4 试验件的贫油熄火余气系数随马赫数的变化

油熄火余气系数均比 d2 试验件的大 40%左右;(3)在凹腔深宽比均为 0.88 的条件下, 在马赫数为 0.30 ~ 0.50 时, d4 试验件的贫油熄火余气系数均比 d3 试验件的大。

从图 6、7 可见, 凹腔深宽比的改变对贫油熄火余气系数会产生一定影响, 其原因是深宽比的改变使凹腔内部流场发生了变化, 对凹腔内形成的驻涡造成了影响; 同时, 凹腔内部局部的油气比也发生了一定的变化, 从而影响到贫油熄火余气系数。

2.4 凹腔后体高度变化对贫油熄火特性的影响

d1a、d6 和 d7 试验件的贫油熄火余气系数的比较如图 8 所示。d6 和 d7 试验件的深宽比与 d1a 试验件的相同, 变化的只是凹腔后体高度。d6 试验件的后体高度比 d1a 试验件的增加 10%, d7 试验件的后体高度比 d1a 试验件的减小 10%。从图 8 中可见:(1)与 d7 和 d1a 试验件的试验结果相比, d6 试验件的贫油熄火余气系数最小, 说明其火焰稳定性能最差;(2)在马赫数为 0.3 时, d1a 试验件的贫油熄火余气系数比 d7 试验件的大 40%左右;但在马赫数为 0.38 和 0.48 时, 二者的贫油熄火余气系数相差不多。

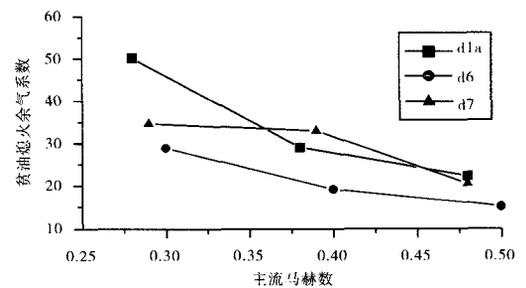


图 8 d1a、d6 和 d7 试验件的贫油熄火余气系数随主流马赫数的变化

d7 和 d1a 试验件在其它工况下的贫油熄火余气系数随主流马赫数和主流温度的变化如图 9 所示。从图中可见, 总体而言, 与 d7 试验件相比, (下转第 35 页)

International Conference on Prognostics and Health Management. New York: IEEE, 2008: 1-8.

[8] Feldman A, Kurtoglu T, Narasimhan S, et al. Empirical evaluation of diagnostic algorithm performance using a generic framework [J]. International Journal of Prognostics and Health Management, 2010 (2): 1-28.

[9] Kacprzynski G J, Liberson A, Palladino A, et al. Metrics and development tools for prognostic algorithms [C]// Proceedings of IEEE Aerospace Conference. New York: IEEE, 2004: 3809-3815.

[10] Saxena A, Celaya J, Balaban E, et al. Metrics for evaluating

performance of prognostic techniques [C]// Proceedings of IEEE International Conference on Prognostics and Health Management. New York: IEEE, 2008: 1-17.

[11] Saxena A, Celaya J, Saha B, et al. On applying the prognostic performance metrics [C]// Proceedings of annual conference of the prognostics and health management society. San Diego: PHM Society, 2009: 1-16.

[12] SUN Bo, ZENG Sheng-kui, KANG Rui, et al. Benefits analysis of prognostics in systems [C]// Proceedings of the Prognostics and System Health Management Conference. New York: IEEE, 2010: 1-8.

(上接第12页) d1a 试验件的贫油熄火边界更宽, 其火焰稳定性能更优。综合图6~9可知, 在8种试验件方案中, d1a 试验件的贫油熄火性能最好。

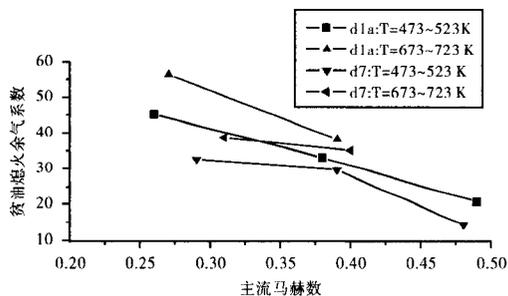


图9 d7和d1a试验件的贫油熄火余气系数随主流马赫数的变化

3 结论

本文对涡轴发动机 TIB 的贫油熄火特性进行了试验研究, 分析了主流参数和凹腔结构变化对其贫油熄火特性的影响规律, 得到以下主要结论:

- (1) 随着主流马赫数的增大, 贫油熄火余气系数逐渐减小;
- (2) 主流温度的升高对拓宽燃烧边界有利;
- (3) 后体进气量的增加对提高贫油熄火性能有利;
- (4) 不同深宽比结构对贫油熄火余气系数的影响很大, 试验结果表明, d1a 试验件的贫油熄火性能最好。

参考文献:

- [1] Sirignano W A. Selected challenges in jet and rocket engine combustion research[R]. AIAA-97-2701.
- [2] Siow Y K, Yang S L. Numerical study and design of interstage turbine burner[R]. AIAA-2002-3727.
- [3] Thornburg H, Sekar B, Zelina J, et al. Numerical study of an

Inter-Turbine Burner (ITB) concept with curved radial vane [R]. AIAA-2007-649.

[4] Mawid M A, Thornburg H, Sekar B, et al. Performance of an Inter-Turbine Burner (ITB) concept with three-different vane cavity shapes[R]. AIAA-2006-4740.

[5] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Vortex combustor concept for gas turbine engines [R]. AIAA-2001-0483.

[6] Zelina J, Ehret J R, Hancock D, et al. Ultra-compact combustion technology using high swirl for enhanced burning rate[R]. AIAA-2002-3725.

[7] 孔昭健, 樊未军, 易琪, 等. 采用蒸发管供油的驻涡燃烧室点火及贫油熄火特性 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1132-1137.

[8] 邢菲, 张荣春, 樊未军, 等. 主流及掺混气温度对单涡/贫油驻涡燃烧室点火及熄火性能影响的试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2280-2285.

[9] 何小民, 姚锋. 流动和油气参数对驻涡燃烧室燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 810-813.

[10] Liu F, Sirignan W A. Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners [R]. AIAA-2000-0741.

[11] Liew K H, Urip E, Yang S L, et al. Complete parametric cycle analysis of a turbofan with interstage turbine burner[R]. AIAA-2003-0685.

[12] Liew K H. Performance cycle analysis of a two-spool, separate-exhaust turbofan with interstage turbine burner[R]. AIAA-2004-3311.

[13] 潘旭, 葛宁. 带涡轮燃烧室的涡扇发动机设计点性能分析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 34-38.

[14] Liu F, Sirignano W A. Turbojet and turbofan engine performance increase through turbine burners [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 695-705.