

涡轮喷气式发动机整机环境下折流 燃烧室性能试验

刘邓欢¹, 金捷¹, 王方¹, 潘宁民¹, 井文明²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京华清燃气轮机与煤气化联合循环工程技术有限公司 燃烧室设计研究室, 北京 100084)

摘 要: 采用整机试验的方法, 对某型涡轮喷气式发动机从低转速到高速状态下的燃烧室出口温度进行了测量. 结果表明: 该折流燃烧室在发动机低转速下性能较差, 但各项性能参数随着发动机转速的增加而上升. 在发动机设计点状态下, 该折流燃烧室各项指标基本符合设计要求, 其出口温度分布系数小于 0.31, 燃烧效率可达 98.1%.

关 键 词: 涡轮喷气式发动机; 折流燃烧室; 整机环境; 出口温度分布系数; 燃烧效率

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Performance test of slinger combustor of turbojet engine running in engine test

LIU Deng-huan¹, JIN Jie¹, WANG Fang¹,

PAN Ning-min¹, JING Wen-ming²

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Combustion Design and Research Department,

Beijing Huatsing Gas Turbine and Integrated Gasification Combined

Cycle Technology Company Limited, Beijing 100084, China)

Abstract: An engine test was performed to measure the outlet temperature of a turbojet-engine combustor from low to high engine rotating speed. Results show that this slinger combustor has a poor performance at low engine speed, and the performance parameters of the combustor rise with the increasing of engine speed. The indicators of the slinger combustor meet basically the design requirements when the engine reaches the design-point state. Under the design-point state, the measured outlet temperature distribution factor of the slinger combustor is less than 0.31, and combustion efficiency can reach 98.1%.

Key words: turbojet engine; slinger combustor; engine test;

outlet temperature distribution factor; combustion efficiency

折流燃烧室又称为离心甩油盘燃烧室, 其显著特点是燃烧室内的离心甩油盘可以利用发动机转子的高速旋转实现燃油的雾化. 这种燃烧室具有燃烧效率高, 燃油雾化性能良好, 油气混合均匀, 高空性能较好的特点, 因而广泛应用在小型发

动机上. 法国 TURBOMECA 公司和美国 Teledyne CAE 公司、威廉斯公司均生产了多种采用折流燃烧室的小型发动机, 我国的涡轴系列发动机也均采用了折流燃烧室.

关于折流燃烧室可供研究的公开资料不多,

国外的一些早期的文献[1-2]对折流燃烧室的一般结构、优点和使用情况进行了介绍,并以具体的发动机为例^[3],对不同结构的折流燃烧室的性能特点、工作原理以及各种影响因素进行了介绍。近几年国外有研究人员对折流燃烧室在不同的转速下油滴破碎雾化的情况以及点火性能进行了研究^[4]。国内的相关文献[5-7]对折流燃烧室的燃烧性能进行了试验研究和数值模拟研究,并对火焰筒壁温^[8]和甩油盘雾化效果^[9]进行了测量。文献[10]针对微型发动机设计了一种折流燃烧室,并通过试验研究验证了设计参数的合理性。文献[11]提出了一种方腔折流燃烧室,并对该燃烧室模型进行了冷态实验。

目前针对折流燃烧室的试验研究以模型试验为主,鲜有关于真实发动机上折流燃烧室燃烧性能的研究。因此本文采用整机试验的方法,直接在发动机试车状态下,测量燃烧室的出口温度。试验中使用某型涡轮喷气式发动机,该型发动机的燃烧室结构为离心甩油盘环形折流燃烧室。目前有关该型号发动机的研究资料只有关于风扇/压气机^[12-13]和燃油系统^[14]的研究,鲜有关于燃烧室的性能研究资料。

1 试验系统

本试验使用一台涡轮喷气式发动机进行整机试验,试验在北京航空航天大学进行。整个试验系统由计算机操作系统、自动控制系统、发动机系统和数据采集系统组成。进行试验前,按照发动机的

装配工艺规范对试验用的发动机进行了分解检查和预备试车,保证发动机的各项技术指标符合技术条件和试车大纲的要求。试验用发动机和试车台如图 1 所示。



图 1 试验发动机和试车台

Fig. 1 Test engine and test bench

该发动机采用的离心甩油盘环型折流燃烧室(文中简称折流燃烧室)剖面图见图 2。

燃烧室测量系统温度传感器采用的是高精度镍铬-镍硅热电偶进行测量,为了测量燃烧室出口温度,将温度传感器安装在叶片迎风位置加工的一排凹槽内(图 3),测量来流的滞止温度,也即燃烧室出口的总温。本试验在 5 个导向叶片上共设置了 25 个测点,每个叶片上等高分布有 5 个测点,各测点的分布如图 4 所示。

试验过程中,采用研华公司的 Advantech WebAccess 软件进行数据的收集和处理,该软件

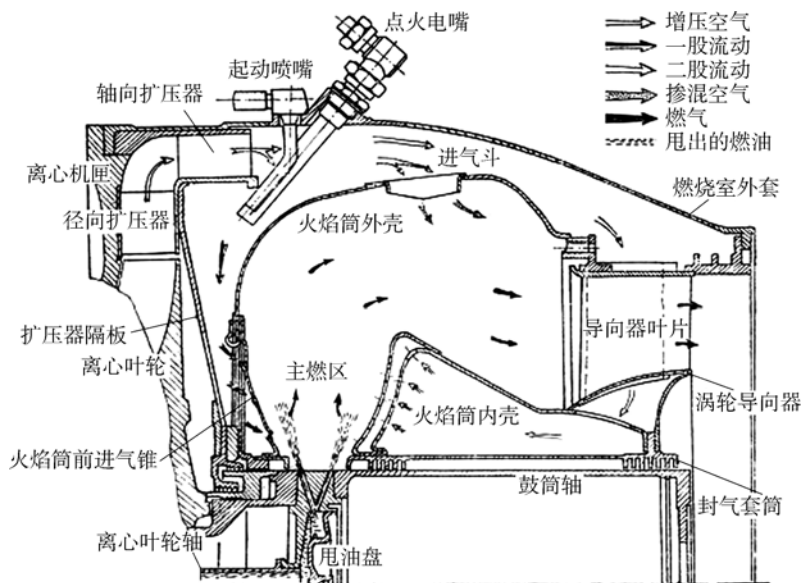


图 2 折流燃烧室内流动示意图

Fig. 2 Schematic diagram of flow in slinger combustor



图3 燃烧室出口总温探针

Fig. 3 Total temperature probes of combustor exit

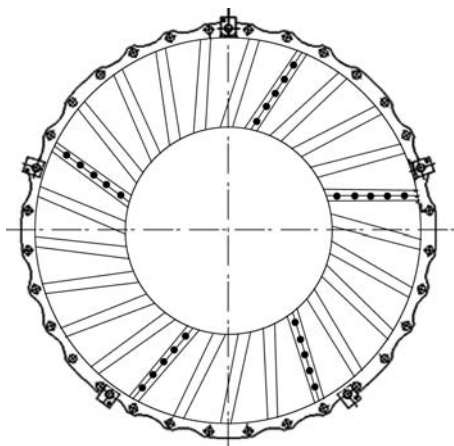


图4 温度测点分布

Fig. 4 Distribution of temperature measuring points

是第一款完全基于浏览器的人机界面(HMI)和监控及数据采集(SCADA)软件,全部的工程组态、数据库设置、图面制作和软件管理都可以通过Internet或Intranet使用标准的浏览器完成。

本次试验共进行了7个发动机不同状态的燃烧室出口温度测试,具体试验工况见表1。

表1 试验工况
Table 1 Test cases

相对转速 n	当量比	进口总压/Pa
0.40	0.236	154123.3
0.49	0.209	188616.1
0.80	0.190	336009.2
0.82	0.196	355387.6
0.85	0.205	384455.1
0.90	0.220	432901.0
0.95	0.234	485822.5

2 试验数据的处理

本文中的燃烧效率 η_b 采用热焓法^[15]计算得到

$$\eta_b = \frac{(W_a + W_f) I_{t4} - W_a I_{t3} - W_f I_{t1}}{W_f H_f}$$

式中 W_a 为空气质量流量(kg/s); W_f 为燃油质量流量(kg/s); I_{t4} 为燃烧室出口燃气的滞止热焓(kJ/kg); I_{t3} 为燃烧室进口空气的滞止热焓(kJ/kg); I_{t1} 为燃油进口热焓(kJ/kg); H_f 为燃油低热值(kJ/kg)。

燃烧室出口温度分布系数(OTDF,量符号记为 F_{otd}), $F_{otd} = \frac{T_{t4,max} - T_{t4,ave}}{T_{t4,ave} - T_{t3}}$, 其中 $T_{t4,max}$ 为燃烧室出口截面的最高燃气总温, $T_{t4,ave}$ 为燃烧室出口截面的平均燃气总温, T_{t3} 为燃烧室进口截面燃气总温。

燃烧室出口径向温度分布系数(RTDF,量符号记为 F_{rtd}), $F_{rtd} = \frac{T_{t4,r,max} - T_{t4,ave}}{T_{t4,ave} - T_{t2}}$, 其中 $T_{t4,r,max}$ 为燃烧室出口温度沿径向分布的最高值。

燃烧室出口温度比(temperature ratio,量符号记为 R_t)计算方法为 $R_t = \frac{T_{t4,measured}}{T_{t4,ave}}$, 其中 $T_{t4,measured}$ 为实际测量的温度。

3 试验结果及分析

图5所示为不同发动机相对转速(下文简称转速)下,试验测得的折流燃烧室出口温度平均值和总体计算得到的出口温度平均值。从总体计算得出的出口温度变化曲线可以看到,在发动机从低转速到高转速的变化过程中,燃烧室出口温度有先减小再增高的变化过程,在发动机转速 $n =$

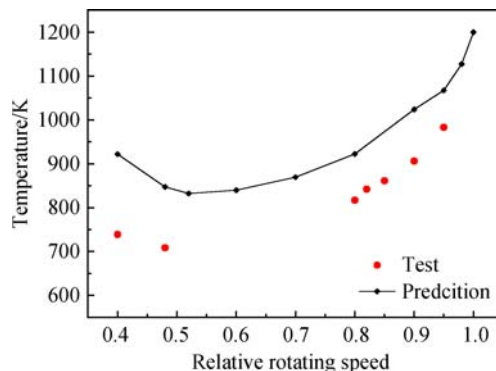


图5 燃烧室出口温度平均值

Fig. 5 Average value of temperature of combustor exit

0.52 时, 出口温度达到最小值。而实际的试验测量值也体现了这样一个变化过程。这是由于在发动机低转速状态下, 压气机增压比小, 燃烧室进口空气质量流量低, 燃烧效率低下。为保证发动机能在低转速下正常工作, 需要向燃烧室内提供更多的燃油, 使得燃烧室内当量比较大, 造成出口温度较高。而随着发动机转速的增加, 进口空气质量流量也随之增加, 燃烧室内的当量比降低, 使得出口温度平均值下降。在发动机进入高转速工作状态时, 压气机增压比进一步提高, 燃烧室进口压力增大, 使得燃烧室效率较低转速状态有了很大的提高, 因此出口温度逐渐增大, 并在发动机最大转速时出口温度达到最大值。另外, 试验测得的出口温度平均值较总体计算值要低, 可能是由于试验中安装于导向器叶片内的测温热电偶的电线对燃烧室二次流通道造成一定程度的堵塞, 使得燃烧室的性能略微降低所致。

图 6 所示为不同叶高处燃烧室出口温度分布图, 从低转速状态到高转速状态, 燃烧室出口温度均呈现出在叶尖和叶根处低, 叶片中段处高的倒“C”形趋势, 并都在 0.667 倍相对半径处达到温度峰值。这样的温度分布符合发动机燃烧室的设计要求, 可减轻导向器叶片和涡轮叶片两端处、尤其是叶根处的热力负荷, 有利于延长热端部件的工作寿命。在发动机低转速时, 叶尖处的燃气温度高于叶根处的燃气温度, 当发动机从低转速过渡到高转速时, 叶尖处的温升较小, 而叶根处的温升比较大, 当发动机到达高转速状态时, 叶尖处的燃气温度已经低于叶根处的燃气温度。产生这种现象的原因可能是由于图 2 中三股气流各自流通通道的阻力特性不同, 随着转速的增加, 掺混空气所占的比例变大, 高温燃气由于在向下游流动的过

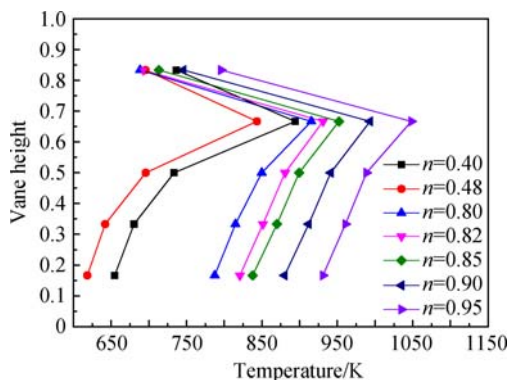


图 6 不同叶高处燃烧室出口温度

Fig. 6 Temperature of combustor exit with different vane heights

程中受到来自进气斗和掺混孔气流的强烈的向心冲击, 流动方向向内发生偏折, 使得叶根处受到高温燃气的集中冲击, 故叶根处的温度增加较快; 而叶尖处由于受到来自进气斗和掺混孔的低温气流屏蔽, 故其温度增加较慢。

图 7 所示为不同转速下, 燃烧室出口周向位置的温度分布。从图中显示的温度分布表明, 该发动机燃烧室在低转速状态出口温度分布均匀性较差, 出口温度沿周向不断的上下波动, 最大温差达到了 100 K。这是由于折流燃烧室在低转速状态下的燃油雾化效果很差, 造成燃油在燃烧室内的分布不均匀, 从而影响了燃烧室出口温度分布的均匀性。而在高转速状态下, 甩油盘转速也随着发动机转速增加, 燃油的雾化性能提高, 使得出口温度均匀性得到了较大的改善, 周向位置各点温度基本一致, 最大温差不超过 50 K。且发动机转速从 $n=0.80$ 增加到 $n=0.95$, 其出口周向温度分布规律基本保持不变。

图 8 所示为燃烧室出口温度比沿叶高方向的

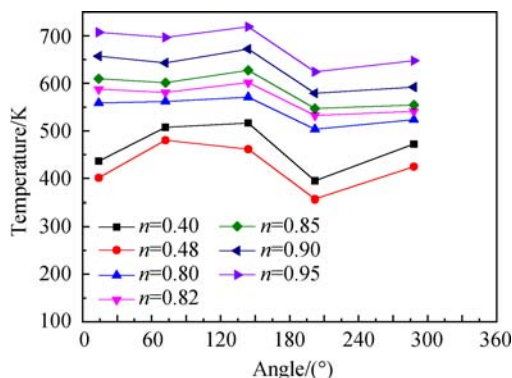


图 7 不同转速下燃烧室出口周向位置温度

Fig. 7 Temperature of combustor exit on circumferential position with different rotating speeds

分布情况。从该图中可以更加直观地发现, 该发动机燃烧室在低转速状态和高转速状态下具有不同的温度分布规律。低转速状态下, 由于甩油盘转速较慢, 燃油液滴初始直径较大, 初始速度低, 在燃烧室内的分布不均匀, 容易造成局部的高温, 使得燃烧室出口温度差异比较大; 而高转速状态下, 燃烧室内的流场变化较小, 同时燃油的雾化效果提升, 燃烧效率增加, 使得燃烧室内的温度分布不再剧烈变化, 各部分燃烧场趋于稳定, 出口温度的差异较低转速状态要小很多。结合燃烧室周向与径向位置的温度分布图分析可以知道, 该燃烧室在高转速状态下, 燃烧室出口温度场均匀的随着发

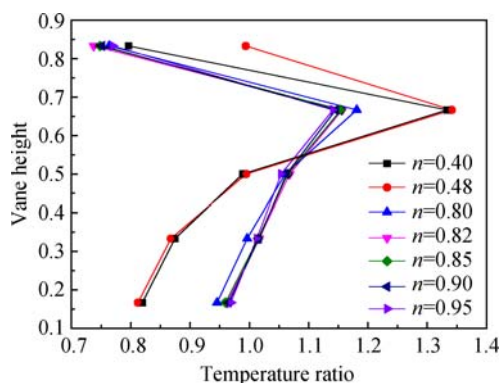


图8 燃烧室出口温度比沿叶高方向的分布

Fig. 8 Distribution of combustor exit temperature ratio on vane height direction

动机转速的增大而上升,没有发生出口温度场畸变。

对图7和图8的数据进行处理,得到不同转速下该燃烧室出口温度分布系数OTDF和出口径向温度分布系数RTDF,如表2所示。由其中可以看到,该燃烧室在低转速状态下燃烧室出口温度分布均匀性较差,而随着发动机转速的增加,其出口温度分布系数也随之增大,在发动机巡航状态设计点($n=0.95$)工况时,该燃烧室的OTDF约为0.3,RTDF约为0.09。

表2 燃烧室出口的OTDF和RTDF
Table 2 OTDF and RTDF of combustor exit

n	F_{otd}	F_{rtd}
0.40	0.739	0.148
0.49	0.708	0.155
0.80	0.358	0.098
0.90	0.360	0.105
0.95	0.305	0.089

燃烧室燃烧效率随发动机转速的变化如图9所示。该发动机在低转速状态下,燃烧室效率很低,而从低转速到高转速的过渡过程中,燃烧效率有很大的提高。当发动机转速达到试验的最大转速时,燃烧效率也达到了最大值(98.1%)。对于折流燃烧室来说,发动机转速是甩油盘雾化效果最直接的影响因素,发动机转速越大,油滴离开甩油盘的初速度越高,雾化效果也就越好,因此折流燃烧室的燃烧效率受到发动机转速的直接影响。

根据上文的研究,可以发现该型发动机的燃烧室在低转速下的工作性能和在高转速下的工作

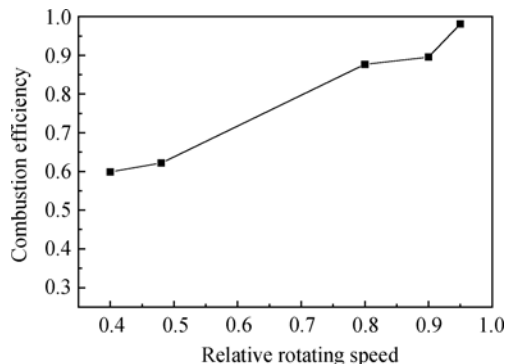


图9 燃烧效率随相对转速的变化

Fig. 9 Variation of combustion efficiency with relative rotating speed

性能差异较大。燃烧室在低转速状态下的性能不佳,出口温度分布不均匀,燃烧效率低。由于折流燃烧室的性能受到转速的直接影响,造成该燃烧室在低转速性能不佳的原因主要是因为:①低转速状态时,燃油的雾化效果较差,燃烧的不充分;②低转速状态时,燃烧室进口的总温较低,而燃烧室进口总温严重影响出口温度场;③低转速状态时,燃烧室进口压力低,影响燃烧室的燃烧效率,造成燃烧室内温升较低。而发动机在进入高转速状态工作后,各项数值均有很大的提升。考虑到该型号发动机主要用于靶机以及无人侦察机,其绝大部分的时间都是工作在高转速的巡航状态,因此该发动机低转速下性能不佳的缺点基本处于可承受范围之内。

4 结 论

根据试验结果的分析,对于该型涡轮喷气式发动机的折流燃烧室,可以得出以下结论:

- 1) 发动机从低转速状态到高转速状态,燃烧室出口温度先降低再升高,而与总体计算温度相比,真实燃烧室出口温度略低;
- 2) 各试验状态下,燃烧室出口温度呈现两端低,中间高的倒“C”型分布,且随着发动机转速的增加,燃烧室叶根处温度的增加较快,叶尖处温度增加较慢;
- 3) 燃烧室出口温度分布均匀度随着转速的增加逐渐改善。在高转速状态下,燃烧室出口周向温度分布较为均匀,整体温度分布规律受转速的影响很小,不会产生温度场畸变;
- 4) 燃烧室在设计点状态时出口温度分布系数小于0.31,出口径向温度分布系数小于0.09;
- 5) 在本试验范围内,燃烧效率随着发动机转

速的增大而升高,燃烧效率最高可达 98.1%;

6) 考虑到燃烧室在低转速下性能不佳,该型号发动机适合长时间工作在巡航设计点状态。

本次试验结果为折流燃烧室的性能特征提供了具体的试验参数,为该型号发动机今后的设计与研究提供了详细的技术支持。

参考文献:

- [1] Mellor A M. Design of modern turbine combustors[M]. New York: Academic Press Incorporation, 1990.
- [2] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Washington: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.
- [3] Rogo C, Trauth R L. Design of high heat release slinger combustor with rapid acceleration requirement[R]. Society of Automotive Engineers, SAE-740167, 1974.
- [4] Choi S, Lee D, Park J. Ignition and combustion characteristics of the gas turbine slinger combustor[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2008, 22(3): 538-544.
- [5] 宋双文, 蒋荣伟, 陈剑, 等. 离心甩油折流环形燃烧室的性能试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1401-1404.
SONG Shuangwen, JIANG Rongwei, CHEN Jian, et al. Performance experiment of a reflection flow annular combustor with slinger[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1401-1404. (in Chinese)
- [6] 宋双文. 离心甩油折流环形燃烧室性能特点[C]//第五届动力年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2003: 19-24.
- [7] 颜应文, 宋双文, 胡好生, 等. 折流燃烧室两相喷雾燃烧流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1003-1010.
YAN Yingwen, SONG Shuangwen, HU Haosheng, et al. Numerical investigations of two-phase spray combustion flow fields in slinger annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1003-1010. (in Chinese)
- [8] 王倚阳, 宋双文, 陈延庚. 某折流燃烧室火焰筒壁温试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2480-2484.
WANG Qiyang, SONG Shuangwen, CHEN Yangeng. Experiment on the liner wall temperature of a slinger combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2480-2484. (in Chinese)
- [9] 熊纯, 宋双文, 陈剑, 等. 一种离心甩油盘雾化性能的试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1517-1522.
XIONG Chun, SONG Shuangwen, CHEN Jian, et al. Experimental study of atomization performance on a fuel slinger[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1517-1522. (in Chinese)
- [10] 曾川, 王洪铭, 单鹏. 微涡轮发动机离心甩油盘环形折流燃烧室的设计与实验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 92-96.
ZENG Chuan, WANG Hongming, SHAN Peng. The design and study of the annular combustion chamber with centrifugal fuel injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 92-96. (in Chinese)
- [11] 于宗明, 黄勇, 王方. 方腔折流燃烧室冷态流场研究[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 533-538.
YU Zongming, HUANG Yong, WANG Fang. A study on the flowfield of a π -flowpath combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 533-538. (in Chinese)
- [12] 陈江, 任汝根, 胡宗安, 等. 风扇/压气机气动噪声实验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1994(2): 26-32.
- [13] 陈江, 任汝根, 孙晓峰, 等. 风扇/压气机转子叶片定常气动噪声数值研究[J]. 航空动力学报, 1993, 8(3): 294-296.
CHENG Jiang, REN Rugen, SUN Xiaofeng, et al. Numerical prediction of steady force noise on a compressor rotor blade[J]. Journal of Aerospace Power, 1993, 8(3): 294-296. (in Chinese)
- [14] 郭隽, 符佳, 韩树军, 等. WP11C 发动机滑油系统热负荷分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(4): 45-48.
GUO Jun, FU Jia, HAN Shujun, et al. Thermal analysis of WP11C aeroengine lubricating system[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(4): 45-48. (in Chinese)
- [15] 胡正义, 江义军, 赵清杰, 等. 航空发动机设计手册: 第9册主燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.

(编辑: 王碧琚)