

文章编号:1000-8055(2011)06-1328-06

双涡/贫油驻涡燃烧室的贫油熄火特性试验

张 韬¹, 宋双文², 樊未军¹, 张荣春¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 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: 对在燃烧室进口高速气流条件下工作的贫油双涡结构驻涡燃烧室, 通过改变主流马赫数与温度和改变其凹腔几何尺寸进行贫油熄火性能试验. 试验结果表明: ①随着主流马赫数的增加, 贫油熄火余气系数减小, 主流速度是影响贫油熄火性能的最主要因素. ②主流温度的升高对拓宽燃烧边界有利, 但是在达到 600 K 后, 对贫油熄火余气系数的影响逐渐减弱. ③双涡试验件后体进气量的增加可以使贫油熄火性能变差. ④不同凹腔宽深比对贫油熄火余气系数的影响很大, 综合各个试验件结果, 深宽比为 0.88 的双涡试验件的贫油熄火性能最好.

关 键 词: 驻涡燃烧室; 凹腔; 双涡; 贫油; 贫油熄火

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experimental study on lean-blow-out of double/fuel-lean trapped vortex combustor

ZHANG Tao¹, SONG Shuang-wen², FAN Wei-jun¹, ZHANG Rong-chun¹

(1. School of Jet Propulsion,

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

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: To investigate lean-blow-out (LBO) performance of trapped vortex combustor (TVC) in high inlet flow, experiments were employed by changing Ma and temperature of main air and height to length (H/L) of the cavity. The results of experiments show that: (1) Mach number of main air has great effect on LBO. When Mach number of inlet main air becomes bigger, LBO decreases. As Mach number of inlet conditions varies, the change of LBO is great. (2) Temperature rise of main air is conducive to LBO, but after 600 K, the effect is less. (3) LBO decreases when after body of cavity gas amount becomes bigger. (4) When the H/L is 0.88, the best LBO is achieved.

Key words: trapped vortex combustor (TVC); cavity; double vortex; lean oil; lean-blow-out (LBO)

贫油熄火边界是燃烧室稳定工作范围的下边界, 是发动机的最小稳定工作状态. 航空燃气轮机燃烧室的稳定工作范围是由燃烧室的性能要求及燃烧本身特性所决定的, 所以拓宽燃烧室的稳定工作范围是现代航空发动机发展的一个重要发展

方向^[1]. 目前常规航空发动机燃烧室的设计要求为贫油熄火余气系数不低于 13.5^[2]. 驻涡燃烧室 (trapped vortex combustor, 简称 TVC) 的结构简单紧凑, 在高性能和降低排放物方面有很大的潜力. 到目前为止 TVC 的研究已经发展到第四代,

收稿日期: 2010-05-12; 修订日期: 2010-08-02

作者简介: 张韬 (1986—), 男, 新疆伊宁人, 硕士生, 主要从事航空发动机燃烧研究.

研究表明 TVC 具有较好的贫油熄火特性^[3]. TVC 通过对凹腔的合理设计,能够获得较低的总压损失,在宽范围的主流进气下能形成稳定的回流区.通过合理的油气匹配将煤油与空气注入凹腔,从而达到加强内涡的强度和改善煤油喷雾浓度场的作用,使得在主流进气速度比较高的情况下也可以获得稳定的火焰^[4-6].

国外的 TVC 研究表明凹腔后体中部进气,凹腔前体底部喷入燃油,能够使凹腔内部产生两个旋涡,凹腔底部的旋涡用于稳定的点火,靠近主流的旋涡则用于主燃,这样能够使 TVC 取得更好的燃烧效果^[7-9].

国内有关 TVC 的基础研究工作主要有北京航空航天大学 and 南京航空航天大学等单位开展了对驻涡燃烧室的研究.本课题组从 2006 年开始对驻涡燃烧室凹腔内流场进行了研究^[10-12].针对驻涡燃烧室应用于涡轮级间燃烧的背景,设计适用于高速(马赫数为 0.4~0.5)进口气流条件的贫油(整个燃烧室温升为 100~200 K)双涡驻涡燃烧室.图 1 为通过商业 Fluent 软件数值模拟得出的双涡结构 TVC 的冷态流场图,由图可以看出靠近凹腔底部的上旋涡较大,大旋涡的涡核位置大概处于凹腔中心,这样在热态燃烧情况下,这个旋涡能够起到稳定火焰的作用,可以当做固定点火源;在大旋涡下面位置还有一个旋涡,但相对较小,称为二次涡或小旋涡,它的位置靠近主流,能使流过燃烧通道的主流气体和底部产生的热燃气更好更快地掺混,从而提高燃烧性能.

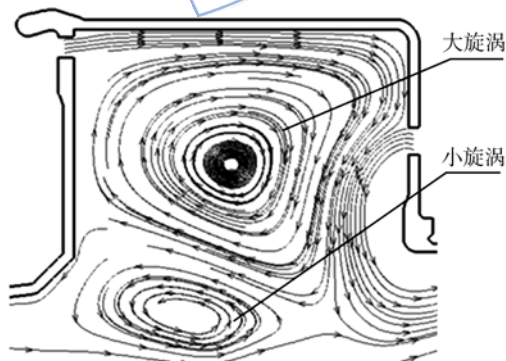


图 1 双涡驻涡燃烧室冷态流场图

Fig. 1 Cold flow field of double trapped vortex combustor

目前国内对 TVC 开展的研究大多是理论分析以及数值模拟,对应用于工程的研究较少.本文针对 TVC 应用于涡轮级间的研究为背景,对已

有的 TVC 的凹腔后体进气方式及凹腔尺寸结构进行改变,并对改变后的几种方案的贫油熄火特性展开了试验研究.

1 试验系统

1.1 试验件

本文试验件方案采用矩形三头部蒸发管双涡驻涡方案,实物见图 2(a).双涡试验件设计成四种变化方案.通过不同凹腔方案的比较,研究主流参数以及凹腔结构变化对贫油熄火性能影响的规律.

本文将凹腔深宽比定义为凹腔前体高度与凹腔底部长度的比值,见图 2(b).双涡矩形试验件针对不同方案变化的试验件分别为双 1s(记为 S1s),双 1(记为 S1),双 2(记为 S2)和双 3(记为 S3).四种试验件周向距离 300 mm,相邻两个蒸发管中心线距离 111 mm,蒸发管长 40 mm,两侧蒸发管距离侧壁 39 mm,如图 2(c).其中 S1s 为基准件,凹腔底部长 48 mm,前体高 38 mm,其深宽比为 0.8,后体开孔进气. S1 与标准件凹腔尺寸相同,后体为开槽进气,设计的后体进气量比开孔的 S1s 试验件要大 15%左右. S2 和 S3 试验件分别为凹腔顶部加长和凹腔前体加长,见表 1.

表 1 不同双涡试验件方案说明

Table 1 Description of different TVC

双涡方案	深宽比	后体进气方式
S1s	0.8	开孔进气
S1	0.8	开槽进气
S2	0.72	开槽进气
S3	0.88	开槽进气

1.2 试验系统

本文进行的试验是在北京航空航天大学热动力研究所驻涡燃烧试验台上进行.整个试验系统如图 3(浅色线部分表示测量系统的导线).试验使用的燃料为航空煤油.主流压缩空气经过调压阀和电磁阀调节后,通过孔板流量计测量主流流量,然后主流的空气经过加温燃烧器间接加热,通过孔板流量计和加温器的供油调节使得空气参数达到要求状态,之后进入驻涡燃烧室试验件进口进行驻涡燃烧室燃烧试验.

1.3 试验方法

在试验中,逐渐减小凹腔供油量,直至 TVC

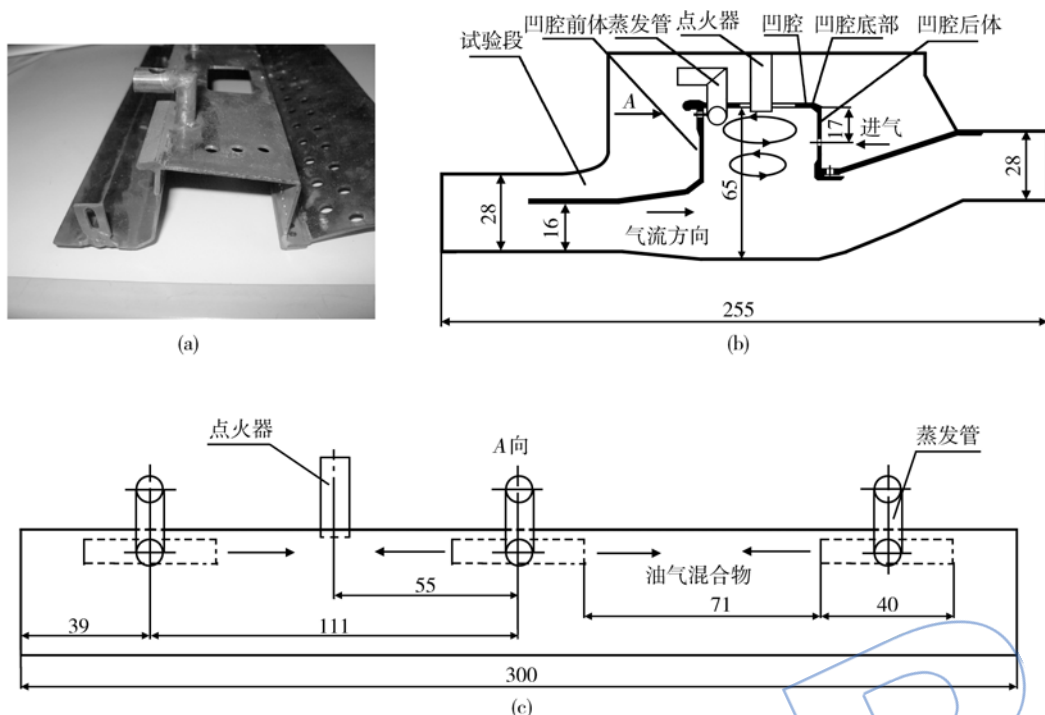
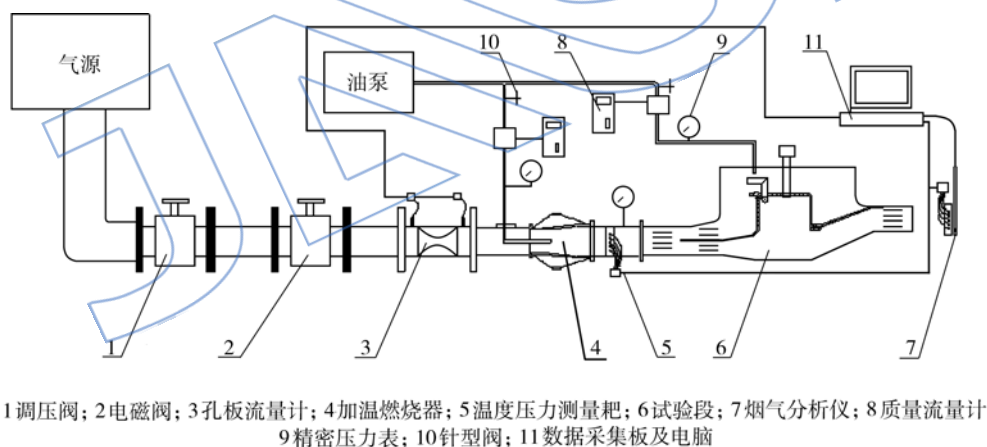


图2 双涡驻涡燃烧室试验件图

Fig. 2 Schematic diagrams of double trapped vortex combustor



1调压阀; 2电磁阀; 3孔板流量计; 4加温燃烧器; 5温度压力测量靶; 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 驻涡燃烧室试验系统图

Fig. 3 System of TVC test device

熄灭,测量不同试验件贫油熄火时的孔板流量计读数和燃油流量.当TVC观察窗观察到火焰熄灭或者Testo分析仪测得燃烧室出口温度在5s内下降超过20K,即认为是熄火.试验中主流马赫数范围为0.20~0.55,主流温度范围为523~723K.空气流量由孔板流量计求出,测出孔板的两端压力差,由伯努利方程求得速度,已知压力的情况下,就可以求得流量.燃油流量直接由质量流量计测出.

2 试验结果分析

贫油熄火余气系数: $\alpha_{\text{bo}} = \frac{\dot{m}_a}{14.78 \dot{m}_f}$; 其中 $\dot{m}_a$

和 $\dot{m}_f$ 分别代表空气质量流量和燃油质量流量.

2.1 主流马赫数变化对贫油熄火特性的影响

图4为不同主流温度下S1s试验件贫油熄火余气系数随主流马赫数的变化,从图中可以看出,随着主流马赫数的增加,S1s试验件的贫油熄火

余气系数减小.总的余气系数变化范围在 55~20 之间,可见主流马赫数对贫油熄火余气系数的影响很显著.主流马赫数小于 0.40 时,凹腔贫油熄火余气系数受主流的影响较弱,当超过 0.40 时,凹腔贫油熄火余气系数随主流影响较强.

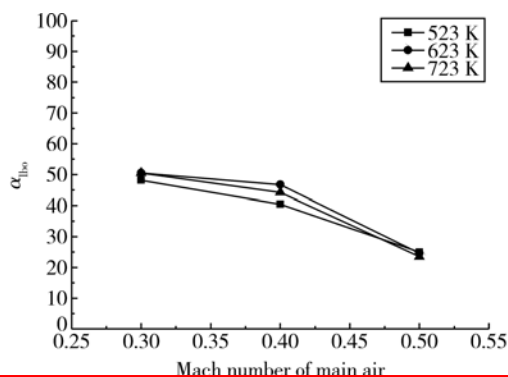


图4 不同主流温度下 S1s 贫油熄火余气系数随主流马赫数变化

Fig. 4 α_{bo} of S1s varies as Ma_{main} of different T_{main}

图5为 S1 和双2 试验件贫油熄火余气系数随主流马赫数的变化.从图中可以看出随着主流马赫数的增加, S1 和双2 试验件的贫油熄火余气系数减小.双2 表现出与 S1s 同样的变化规律,主流马赫数对贫油熄火余气系数的影响较大.主流马赫数小于 0.40 时,凹腔贫油熄火余气系数受主流的影响较弱,当主流马赫数超过 0.40 时,凹腔贫油熄火余气系数随主流影响较强.综合试验数据得出这是由于在主流马赫数较小时,凹腔内的火焰较为稳定,贫油熄火余气系数随主流进气量变化也不是很明显;当主流马赫数较大时,凹腔内火焰的稳定性会受到主流的影响,随主流气流量的增加,贫油熄火性能变差.

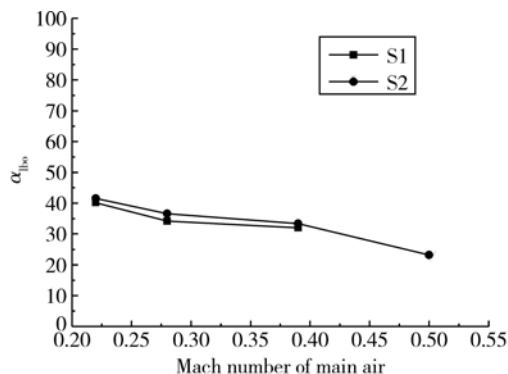


图5 S1 和 S2 贫油熄火余气系数随主流马赫数变化

Fig. 5 α_{bo} of S1 and S2 varies as Ma_{main}

2.2 主流温度变化对贫油熄火特性的影响

图6 是不同主流马赫数下 S1s 贫油熄火余气系数随主流温度变化,可以看出,随着主流温度的增加, S1s 试验件的贫油熄火余气系数有所增加.这是由于主流温度增加,进入蒸发管内的气流温度也同样增加.在同样的进气速度下,温度的升高有利于蒸发管燃油蒸发,进入凹腔内的油蒸汽比例增加,蒸发管的蒸发率越高,对稳定燃烧起到了积极的影响.

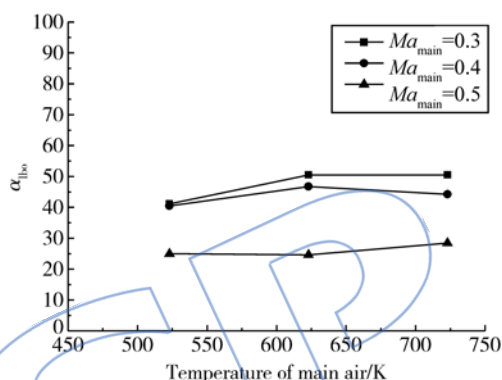


图6 不同主流马赫数下 S1s 贫油熄火余气系数随主流温度变化

Fig. 6 α_{bo} of S1s varies as T_{main} of different Ma_{main}

从图6中还可以看到不同主流马赫数下贫油熄火余气系数随主流温度变化仅为 5~10,可见主流温度对试验件贫油熄火余气系数的影响不大,主流温度的变化不如主流马赫数变化对其贫油熄火的影响大.在主流温度大于 600 K 后,温度对其贫油熄火的影响也趋于平缓,说明主流温度在达到某个值后,对燃油起到的蒸发作用就越有限,而在较低温度,比如在主流温度小于 600 K 时,主流温度的提高则可能对试验件的贫油熄火特性有很大的影响.

2.3 凹腔后体进气量对贫油熄火特性的影响

图7 是 S1s 与 S1 在主流温度为 573~623 K 时,试验件的贫油熄火余气系数与主流马赫数变化关系.在主流马赫数小于 0.4 时,图中两个试验件表现出来的规律相似,贫油熄火余气系数随主流马赫数的增大而减小, S1s 的贫油熄火余气系数要较 S1 的余气系数大 20~25.

图8 是主流马赫数为 0.28~0.32 时,试验件的贫油熄火余气系数与主流温度变化关系.从图中可以看出两个试验件表现出来的规律相似,贫

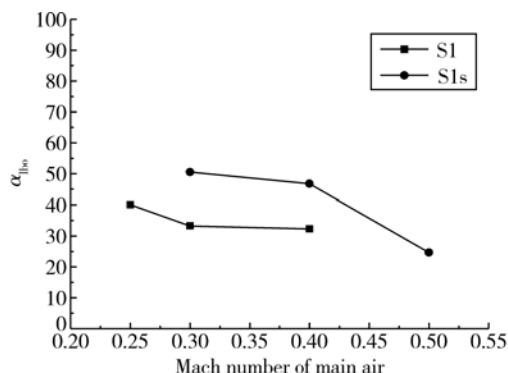


图7 S1和S1s贫油熄火余气系数随主流马赫数变化

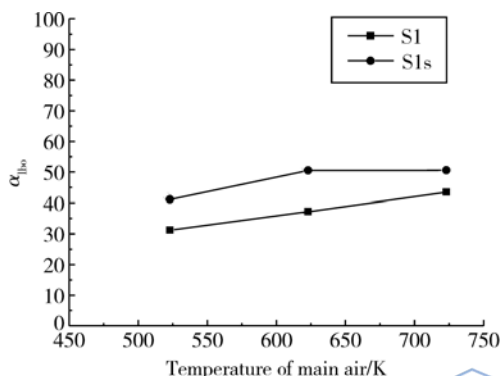
Fig. 7 α_{bo} of S1 and S1s varies as Ma_{main} 

图8 S1和S1s贫油熄火余气系数随主流温度变化

Fig. 8 α_{bo} of S1 and S1s varies as T_{main}

油熄火余气系数随主流温度的增大而增大, S1s的贫油熄火余气系数要较S1的余气系数大10~20。

综合S1和S1s的变化规律可以得出, 凹腔后体进气量的增加并没有给双涡试验件的贫油熄火特性带来有利的影响, 反而使双涡试验件的贫油熄火性能变差。后体开槽使得进气量对贫油熄火性能起到了重要的作用, 后体进气量的增加不利于凹腔内涡的加强, 对火焰的稳定性产生不利的影响。

2.4 凹腔深宽比对贫油熄火特性的影响

图9是主流温度为573~623 K时, S1, S2和S3试验件的贫油熄火余气系数与主流马赫数变化关系。从图中可以看到, S2与S3熄火余气系数相差不大, 在主流马赫数小于0.4的工况下, S3试验件贫油熄火余气系数要明显优于S1和S2试验件, 而主流马赫数大于0.4后, S3试验件的贫油熄火余气系数剧烈下降。宽深比的改变对凹腔内部流场产生了变化, 对于凹腔内形成的涡造成了影响。同时, 流场的变化引起凹腔内部局部的油气比产生了一定的变化, 从而影响到贫油熄火余气系数。

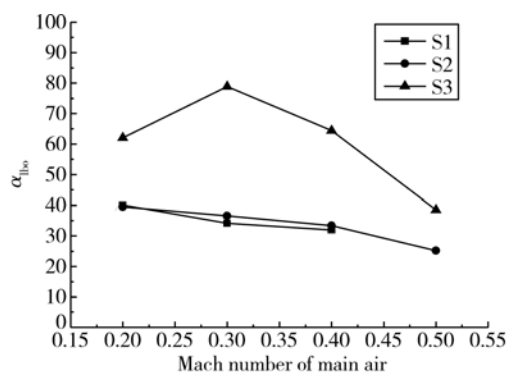


图9 S1, S2, S3贫油熄火余气系数随主流马赫数变化

Fig. 9 α_{bo} of S1, S2 and S3 varies as Ma_{main}

3 结论

本文通过对试验数据进行研究分析, 得出了有关双涡驻涡燃烧室贫油熄火特性的如下规律:

- 1) 随着主流马赫数的增加, 贫油熄火余气系数减小, 主流速度是影响贫油熄火性能的主要因素;
- 2) 主流温度的升高对拓宽燃烧边界有利, 但是在达到600 K后, 对贫油熄火余气系数的影响逐渐减弱;
- 3) 双涡试验件后体进气量的增加使贫油熄火余气系数减小;
- 4) 不同的凹腔几何结构对贫油熄火余气系数的影响很大, 综合各个试验件结果, 深宽比为0.88的S3试验件的贫油熄火性能最好。

下一步工作是开展对双涡驻涡燃烧室燃烧性能的数值模拟研究, 进一步揭示驻涡燃烧室结构对燃烧性能影响的规律。

参考文献:

- [1] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [2] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA-85-1292, 1985.
- [3] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. AIAA 2001-0483, 2001.
- [4] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D. Performance of a trapped vortex combustor[R]. AIAA 95-0810, 1995.
- [5] Hsu K Y, Goss L P. Characteristics of a trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1): 57-65.
- [6] Burrus D L, Johnson A W, Roquemore W M, et al. Performance assessment of prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application[R]. ASME 2001-

- GT-0087, 2001.
- [7] Hsu K Y, Carter C D, Katta V R, et al. Characteristics of combustion instability associated with trapped vortex burner[R]. AIAA 99-0488, 1999.
- [8] Stone C, Menon S. Simulation of fuel-air mixing and combustion in a trapped vortex combustor[R]. AIAA 2000-0478, 2000.
- [9] Meyer T R, Brown M S, Fonov S, et al. Optical diagnostics and numerical characterization of a trapped vortex combustor[R]. AIAA 2002-3863, 2002.
- [10] 樊未军, 易琪, 严明, 等. 驻涡燃烧室凹腔双涡结构研究[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(9): 66-70.
FAN Weijun, YI Qi, YAN Ming, et al. A study of double vortex structure in the trapped vortex combustor[J]. Proceedings of the Chinese Society for Electrical Engineering, 2006, 26(9): 66-70. (in Chinese)
- [11] 邢菲, 孟祥泰, 李继保, 等. 凹腔双驻涡稳焰冷态流场初步研究[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 135-138.
XING Fei, MENG Xiangtai, LI Jibao, et al. Elementary study on cool flow field of double vortex in cavity for flame stabilization[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 135-138. (in Chinese)
- [12] 樊未军, 孔昭健, 邢菲, 等. 凹腔驻涡模型燃烧室内涡的演化发展[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 888-892.
FAN Weijun, KONG Zhaojian, XING Fei, et al. Vortexes evolvement and development in the model of trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 888-892. (in Chinese)