

文章编号: 1000-8055(2008)03-0430-06

双旋流器燃烧室 NO_x 生成研究

党新宪, 赵坚行, 吉洪湖

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 通过试验和数值模拟方法研究不同进口油气比与温度以及主燃孔布局变化对双旋流模型燃烧室两相燃烧整体流场、出口温度 T 以及污染物 NO_x 排放的影响。采用二维粒子图像测速仪(PIV)测量燃烧室内热态流场,用多点温度靶和取样管测量燃烧室出口温度 T 与 NO_x 。在非结构网格体系下,采用 Fluent 商业软件对燃烧室三维两相燃烧流场和 NO_x 分布进行计算。计算结果与试验数据符合较好,表明不同油气比、进气温度和主燃孔布局变化对模型燃烧室两相燃烧整体流场、出口温度 T 与 NO_x 排放都有一定的影响,并随着油气比与进气温度增加,燃烧室出口温度 T 与 NO_x 排放也相应地提高。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 数值模拟; 燃烧室; 双旋流器; 燃烧测量; 污染物生成
中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A

A study on NO_x formation for double-swirler combustor

DANG Xin-xian, ZHAO Jian-xing, JI Hong-hu

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The influences of various fuel-air ratio, inlet temperature and geometric parameters on two-phase combustion integrated flow fields and pollutant NO_x formation in a model gas turbine combustor with a double swirler were investigated experimentally and numerically. Particle image velocimetry (PIV) technique was adopted to measure Profiles of velocity vector of primary combustion zone in model combustor. Multiple-point probes were used to measure radial distributions of outlet temperature and NO_x emission. Fluent commercial software was applied to simulate three-dimensional two-phase combustion flows and pollutant NO_x formation on unstructured grid system in the model combustor. The calculated results were consistent with the test data, showing that the influences of different fuel-air ratio, inlet temperature and primary holes parameters on two-phase flow fields as well as profiles of outlet gas temperature and NO_x are considerable. The outlet gas temperature and NO_x increase with fuel-air ratio and inlet temperature.

Key words: aerospace propulsion system; numerical simulation; combustor; double swirler; combustion measurement; pollutant formation

航空发动机排放的污染物主要是一氧化碳、氮化物、冒烟和二氧化硫以及未燃碳氧化合物等,其中 NO_x 排放对人类及其依存的生态环境造成严重危害已引起人们的高度关注。近几十年来,国内外不少学者通过试验和数值模拟方法对燃烧室

NO_x 排放量控制技术和燃烧室工作过程对其生成进行了广泛的研究,并取得了许多具有实用价值的研究成果^[1-3]。

在航空发动机发展过程中,为了提高航空发动机的燃烧效率及扩大其稳定工作范围,燃烧室

收稿日期: 2007-02-12; 修订日期: 2007-07-20

作者简介: 党新宪(1974),男,陕西扶风人,博士生,主要研究方向为燃烧试验与计算。

头部旋流器的级数从单级发展到双级、三级。其中双级旋流器是一种新型旋流器,由于它能改善燃烧室火焰稳定性和燃油雾化质量,加强紊流混合,降低排气污染,因此常被一些先进发动机燃烧室采用^[4-6]。

为了对双级旋流器进行优化设计,进一步降低双旋流器燃烧室的排气污染,特别是危害性最大的 NO_x 的排放,本文把双旋流燃烧室作为研究对象,试验燃烧室只取环形燃烧室的一个头部,并将其简化成矩形。试验与数值研究不同油气比、进气温度以及主燃孔布局变化对燃烧室紊流两相燃烧整体流场、出口温度 T 、污染物 NO_x 排放量的影响。

1 研究对

本文研究对象为一矩形单头部试验燃烧室(见图1),由二级突扩扩压器、火焰筒以及内外环冷却通道等三部分组成。扩压器前面部分为前置扩压器,后面是突扩段,火焰筒头部装有一个二级旋流器、燃油喷嘴和点火用的电嘴,火焰筒上下壁面上开有若干个主燃孔、掺混孔以及多排气膜冷却孔。

气流从试验件前端进入,经过前置扩压器,气流分成三路:一路从前端经旋流器和头部冷却孔进入火焰筒内;另两路分别流入内外环突扩腔后进入火焰筒内外环冷却通道,再通过火焰筒壁面上的主燃孔、掺混孔以及各排气膜冷却孔进入火焰筒内,以提供燃烧以及冷却所需的空气。

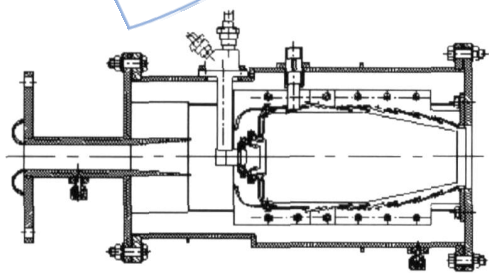


图1 试验燃烧室结构图

Fig.1 Experimental configuration of combustor

在本文研究的试验燃烧室侧面开有观察窗,火焰筒结构设计考虑了可进行不同方案的试验要求,根据试验需要可以更换不同的主燃孔。主燃孔参数如下:主燃孔1,有两个主燃孔,孔径 ϕ 为 14.4 mm,孔中心距离一级旋流器出口距离为 86 mm,其分布位于喷嘴两侧;主燃孔2,有一大两小共3个主燃孔,大孔径 ϕ 为 14.4 mm,小孔径为

10.2 mm,孔中心距离一级旋流器出口距离为 86 mm,大孔中心正对喷嘴中心,小孔分布在喷嘴两侧;主燃孔3,有两个主燃孔,孔径 ϕ 和分布与主燃孔1相同,孔中心距离一级旋流器出口距离为 96 mm。

2 试验流程

双级旋流器燃烧室的试验流程如下:从空压机出来的压缩空气进入电加热器被加温后进入前测量段,测量气体的温度和压力。然后进入单头部燃烧室,在其头部通过离心喷嘴喷入燃油,与空气混合形成可燃混气,由电嘴点火使其燃烧。用 PIV 测量试验燃烧室内流场,并通过一台小型压气机将试验用粒子 SiO_2 从发生器中输送到进口测量段前端的管道中。燃烧后的燃气流入后测量段,在后测量段采用多点温度耙、取样管和 XGF-4044 气体分析仪测量试验燃烧室出口温度 T 、污染物 NO_x 排放。最后燃气进入排气罐,经过净化处理后排出^[7]。

3 试验内容和初始条件

3.1 试验内容

改变主燃孔的参数和布局,在燃烧室出口截面分别用五点温度耙、五点取样管和 XGF-4044 气体分析仪分别测量燃烧时燃烧室出口温度 T 与 NO_x 的分布情况。采用 PIV 粒子图像测速仪,通过偏振片滤光及自制快门技术测量不同主燃孔时燃烧室头部燃烧流场^[7]。

3.2 初始条件

热态流场试验时,燃烧室进口气流参数给定,进口流量为 0.28 kg/s,温度为 300 K 和 500 K,压力为 0.13 MPa;油气比为 0.015 18,0.019 75 与 0.026 33。

4 数值模拟

4.1 网格划分

用 Fluent6.2 对双旋流模型燃烧室进行三维热态整体流场和 NO_x 生成进行数值模拟。由于燃烧室结构复杂,采用非结构网格,对旋流器、火焰筒和前端冷却气膜孔附近网格进行了加密,网格总数约为 80 多万(如图2)。

4.2 燃烧流场的数值计算与边界条件

数值模拟:在计算紊流两相燃烧整体流场时

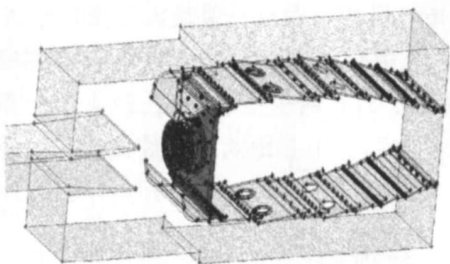


图2 燃烧室网格图

Fig. 2 Picture of the combustor grid

假设流动为稳态,选用 RNG $k-\varepsilon$ 模型描述紊流特性,采用 swirl-dominated model 模型考虑旋流对紊流的影响,采用非预混紊流燃烧的层流小火焰模型估算化学反应速率,P1 辐射模型考虑热辐射对气流温度和壁温的影响,燃油喷嘴采用压力旋转雾化器模型,用液滴碰撞模型模拟燃油液滴之间碰撞,按热力、瞬发氧化氮生成机理计算 NO_x ,采用一阶迎风格式离散控制方程,并用隐式的分离器进行求解。

边界条件:燃烧室进出口气流参数与试验工况相同;固体壁面上各气流参数设为零,采用壁面函数处理近壁区;把模型燃烧室两个侧壁按周期性边界条件处理。

本文数值模拟中以流量相对误差小于 5%,全部残差小于 1.0×10^{-3} 时的迭代结果作为收敛结果。

5 数值计算与试验结果的比较与分析

采用 Fluent 商业软件对燃烧室三维两相燃烧流场进行计算,数值研究不同油气比、进气温度和主燃孔布局变化对模型燃烧室两相燃烧整体流场、出口温度 T 与 NO_x 排放的影响,并把计算结果与试验数据进行比较。

5.1 两相燃烧流场

为了验证数学模型与计算方法的合理性,利用 PIV 测量燃烧室内热态流场,所得的试验值与计算结果进行对比,部分的研究结果如图 3 和 4 所示。

图 3 与图 4 分别为 PIV 测量与数值计算所得的主燃孔 1 时的主燃区的速度分布图,两者对比,结果相当一致^[7]。

5.2 不同油气比对出口温度 T 和 NO_x 的影响

在主燃孔 1 和进口温度为 500 K 条件下,改变供油量,研究不同油气比对试验燃烧室出口温度和 NO_x 径向分布的影响。图 5 和图 6 分别为燃

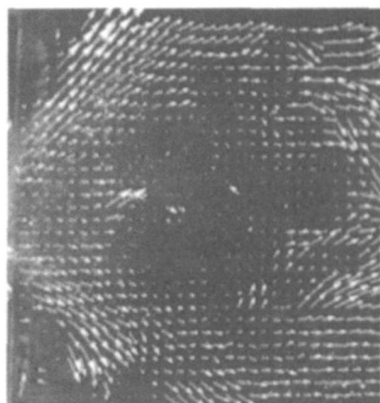


图3 PIV 测量主燃区的速度分布图(主燃孔 1)

Fig. 3 Velocity distributions of primary zone by PIV measured (Primary hole 1)

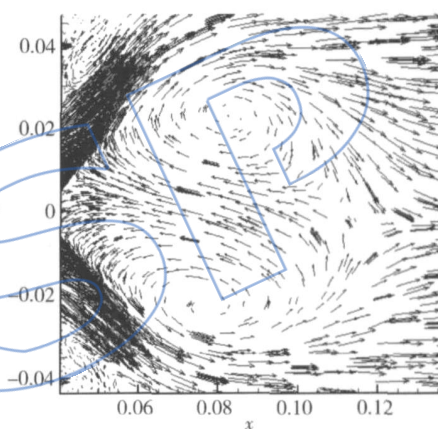


图4 数值计算主燃区的速度分布图(主燃孔 1)

Fig. 4 Velocity distributions of primary zone by simulation (Primary hole 1)

烧室出口温度 T 和污染物 NO_x 随油气比 f/a 的变化曲线。图中纵坐标 y/y_0 表示在燃烧室出口截面上各测量点相对于径向高度的位置, y_0 表示燃烧室径向高度, y 为各测量点距燃烧室下壁面的垂直距离。不同的油气比测量点用不同图标表示。其中实线表示的是计算结果,虚线表示的是试验结果。对比油气比为 0.026 33 时的试验和计算结果,可以看出两者符合较好。

另外,从图中可以看出不同油气比对燃烧室出口温度 T 和污染物 NO_x 的影响,当油气比较大时,出口温度 T 相应地比较高,燃气中 NO_x 含量也比较高。这是因为试验是在贫油状态下进行的,随着油气比的增大,有更多的燃油参与燃烧,故燃气温度增加, NO_x 含量也相应增加。

5.3 不同主燃孔对出口温度和 NO_x 分布影响

本文还数值分析进口温度为 500 K,油气比为 0.026 33 条件下,不同主燃孔对燃烧室内温度

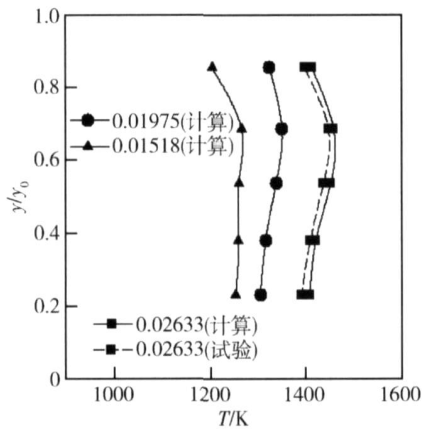


图 5 出口温度径向分布(主燃孔 1)
Fig. 5 Radial profiles of outlet temperature T
(Primary hole 1)

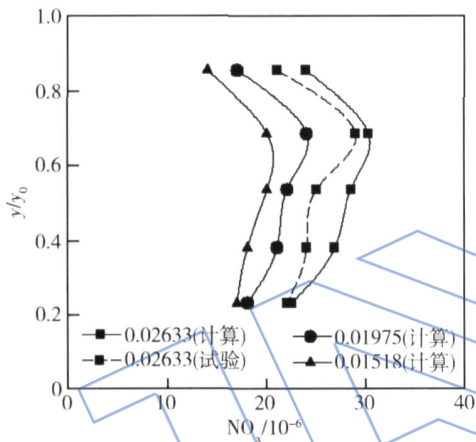


图 6 出口 NO_x 径向分布(主燃孔 1)
Fig. 6 Radial profiles of outlet NO_x
(Primary hole 1)

与 NO_x 分布的影响,部分的研究结果如图 7~图 12 所示.其中,图 7 与图 8 分别为主燃孔 1 时通过主燃孔中心纵截面 ($Z = 23$) 的温度与 NO_x 等值线图,图 9 与 10 分别为通过主燃孔中心纵截面,主燃孔 2 ($Z = 0$) 与 3 ($Z = 23$) 时 NO_x 等值线图.由图 7 和 8 可知,从主燃孔进入火焰筒的空气为主燃区提供了燃烧所需的氧气,因此在主燃区形成高温区,大部分燃油在此区烧完,由掺混孔进入的空气与高温燃气流混合降温,使其符合燃烧室出口温度分布的要求. NO_x 分布与温度分布是一致的,在主燃区气流温度高,NO_x 排放也多;而在掺混区因燃气温度降低,使 NO_x 含量也相应减少.

由图 8~图 10 可知,因主燃孔大小、个数和位置不同,所得燃烧室内燃气温度分布不同,因而影响 NO_x 分布也不相同.主燃孔 1 时,NO_x 分布

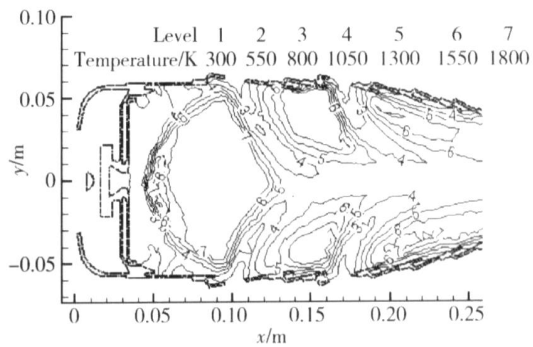


图 7 主燃孔 1 时 $Z = 23$ 截面的温度 T 分布等值线图
Fig. 7 T contours in $Z = 23$ section of primary hole 1

在主燃区和主燃孔后小旋涡区内比较高,在掺混孔后,因燃气与冷气流掺混作用,使燃气温度降低而使 NO_x 含量也比较低.与主燃孔 1 相比,主燃孔 2 的燃烧室头部 NO_x 分布比较集中,生成 NO_x 的区域也较小些,对称性增强;而主燃孔 3 的燃烧室头部内 NO_x 分布明显向下偏移.

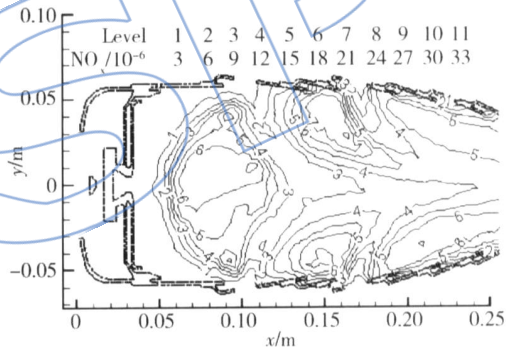


图 8 主燃孔 1 时 $Z = 23$ 截面的 NO_x 分布等值线图
Fig. 8 NO_x contours in $Z = 23$ section of primary hole 1

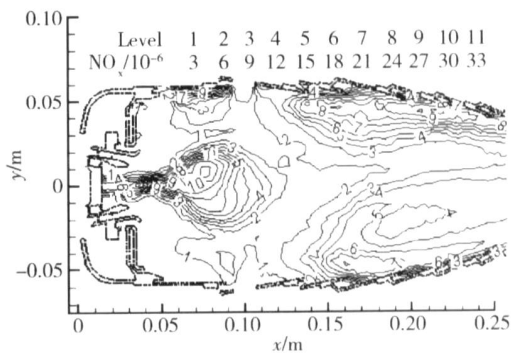


图 9 主燃孔 2 时 $Z = 0$ 截面的 NO_x 分布等值线图
Fig. 9 NO_x contours in $Z = 0$ section of primary hole 2

图 11 和图 12 分别为油气比为 0.026 33 时不同主燃孔对燃烧室出口温度和 NO_x 分布的影响.对比油气比为 0.026 33 时主燃孔 1 出口温度、NO_x 分布的试验数据和数值计算结果,可以看出其数值大小和径向分布规律是基本一致的.

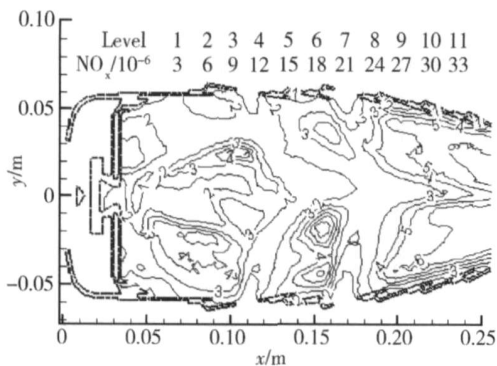


图 10 主燃孔 3 时 $Z=23$ 截面的 NO_x 分布等值线图

Fig. 10 NO_x contours in $Z=23$ section of primary hole 3

由图可知,主燃孔 1 与主燃孔 2 相比,因主燃孔从两大孔变成同流量的一大两小孔后,燃烧室出口温度 T 升高, NO_x 排放量增大;对比主燃孔 1 和主燃孔 3 可以看出,主燃孔中心距离一级旋流器出口距离增大,燃烧距离缩短,燃烧室出口温度 T 和 NO_x 都有所下降.但因掺混孔没有改变,故不同主燃孔所得的出口截面温度 T 和 NO_x 的径向分布变化趋势基本相同.

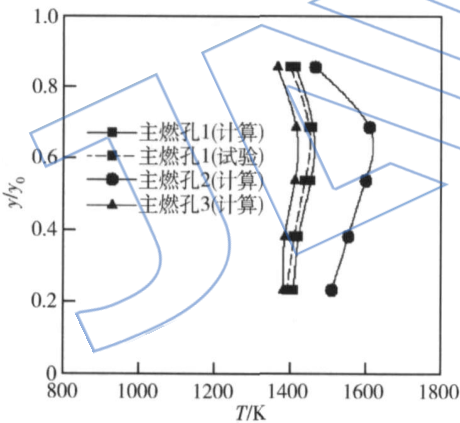


图 11 不同主燃孔时燃烧室出口温度分布

Fig. 11 Radial profiles of outlet temperature T with different primary hole

5.4 不同进口温度对出口温度和 NO_x 分布的影响

数值分析油气比为 0.026 33,主燃孔为 1,进口温度分别为 300 K 和 500 K 条件下燃烧室出口温度和 NO_x 分布.图 13 和 14 分别为燃烧室出口的温度和 NO_x 径向分布图,由图可知,进口温度为 500 K 时所得的出口温度和 NO_x 分布与试验数据符合较好;不同进口温度对出口温度和 NO_x 分布都有比较大的影响,进口温度高时其出口温度和 NO_x 都相应增加.

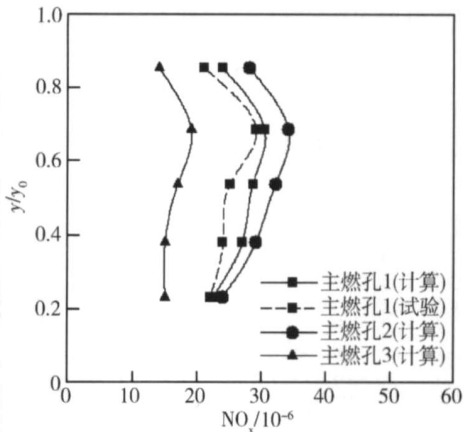


图 12 不同主燃孔时燃烧室出口 NO_x 分布

Fig. 12 Radial profiles of NO_x with different primary hole at combustor outlet

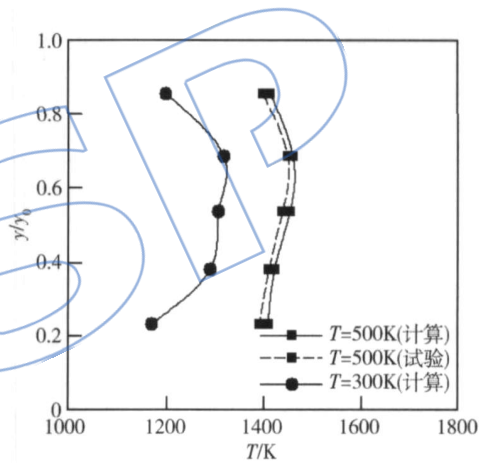


图 13 不同进气温度时燃烧室出口 T 分布

Fig. 13 Radial distribution of temperature with different inlet gas temperature at combustor outlet

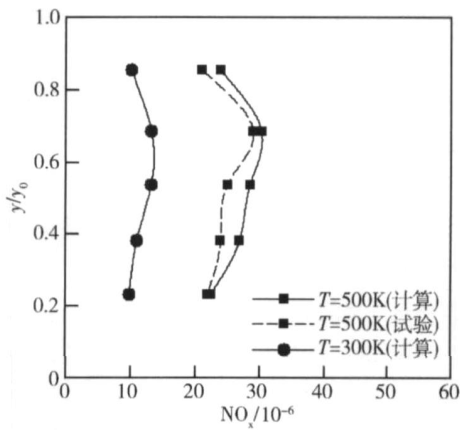


图 14 不同进气温度时燃烧室出口 NO_x 分布

Fig. 14 Radial distribution of NO_x with different inlet gas temperature at combustor outlet

6 结 论

由以上分析可认为:

1) 在同一试验件和进口试验条件下,在试验的油汽比范围内,随着油气比增加,燃烧室出口温度 T 相应地提高,燃气 NO_x 含量也相应加大.

2) 不同的进气温度对燃烧室出口温度,特别是对 NO_x 有比较大的影响,进气温度高时,出口温度高,生成 NO_x 速率大.

3) 不同主燃孔的参数和布局对双级旋流器燃烧室内速度场、温度场和 NO_x 分布有较大的影响,合理给出主燃孔的布局和参数对双级旋流器燃烧室优化设计十分重要.

参考文献:

- [1] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [2] 颜应文, 赵坚行, 张靖周. 燃烧室污染物生成大涡模拟的研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 150-155.
- YAN Yingwen, ZHAO Jianxing, ZHANG Jinzhou. Study of sub-grid pollutant formation model in combustor [J].

Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 150-155.

- [3] 颜应文, 赵坚行. 加力燃烧室污染特性的大涡模拟[J]. 燃烧科学与技术, 2005, 11(1): 68-72.
- YAN Yingwen, ZHAO Jianxing. Large eddy simulation of pollutant performance in an afterburner [J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2005, 11(1): 68-72.
- [4] Mehta J M, Shin H W, Wisler D C. Mean velocity and turbulent flow-field characteristics inside an advanced combustor swirl cup[R]. AIAA-89-0215, 1989.
- [5] Grinstein F F, Young T R, Li G. Computational and experimental analysis of the flow dynamics in a multi-swirler combustor[R]. AIAA 2002-1006, 2002.
- [6] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 143-148.
- YUAN Yixiang, LIN Yuzheng, LIU Gaoen. Study the extension of the triple-stage swirler combustor domes stabilization operation field [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 143-148.
- [7] 党新宪. 单头部双旋流器环形燃烧室性能实验研究和数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学硕士学位论文, 2006.