

分级分区燃烧室头部结构参数对流量系数影响规律的试验研究

金九生^{1,2}, 刘岩¹, 李沛泽¹, 颜应文²

(1. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所无锡分部, 江苏 无锡 214151;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:为研究某型燃气轮机中心分级分区单头部燃烧室头部流量系数随不同结构参数的变化规律,通过试验获得了不同压降及不同结构参数下主燃级、值班级旋流器的流量特性曲线,分析了流量系数的变化规律。结果表明:值班级旋流器旋流数增大,会导致值班级流量系数减小,主燃级旋流器旋流数增大,会导致主燃级流量系数的减小;主燃级旋流器旋流数不变时,压降增大会导致主燃级流量系数减小;而值班级旋流器旋流数不变时,值班级流量系数随压降增大则无显著变化。

关键词:燃气轮机;流量分配;流量系数

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2025.11.004

[引用本文格式]金九生,刘岩,李沛泽,等.分级分区燃烧室头部结构参数对流量系数影响规律的试验研究[J].热能动力工程,2025,40(11):32-37. JIN Jiusheng, LIU Yan, LI Peize, et al. Experimental study of the effects of head structural parameter on flow coefficient of central-staged partitioned combustor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2025, 40(11): 32-37.

Experimental Study of the Effects of Head Structural Parameter on Flow Coefficient of Central-Staged Partitioned Combustor

JIN Jiusheng^{1,2}, LIU Yan¹, LI Peize¹, YAN Yingwen²

(1. Wuxi Division of No. 703 Research Institute of CSSC, Wuxi, China, Post Code: 214151;

2. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China, Post Code: 210016)

Abstract: Aiming at central-staged partitioned single head combustor for a certain type of gas turbine, in order to investigate the variation patterns of the head flow coefficient with different structural parameters, the experiment method was used to obtain the flow characteristic curves of the pilot and primary swirlers with different structural parameters under different pressure drops, then analyze the variation law on flow coefficient. The experimental results show that the increase in the swirl number of pilot swirler will lead to a decrease in the flow coefficient of pilot stage, and the increase in the swirl number of primary swirler will lead to a decrease in the flow coefficient of primary stage. When the swirl number of primary swirler remains unchanged, an increase in the pressure drop will lead to a decrease in the flow coefficient of primary stage; when the pilot swirl number remains unchanged, the flow coefficient of pilot stage shows no significant change with increasing pressure drop.

Key words: gas turbine, mass flow distribution, flow coefficient

引 言

作为燃气轮机的核心部件,燃烧室对整个燃气轮机的性能参数存在较大影响。空气流量的分配是燃烧室气动热力设计的基础,对点火、燃烧效率、总压损失、出口温度分布以及污染物排放等燃烧性能都有重要影响^[1-5]。

国内外针对燃烧室流量分配问题开展了相关的数值模拟和试验研究。金如山等人^[6]采用流量特性曲线法和截面流量法对某环形燃烧室进行流量测量,发现流量特性曲线法的结果较好。何敏等人^[7]针对某单管燃烧室进行了流量分配试验研究,发现不同进口流量下燃烧室的流量分配比例保持稳定,并且随着进口流量的增加,旋流器、主燃孔和掺混孔的流量系数呈线性降低。LI 等人^[8]研究了驻涡燃烧室中进口空气速度和流道的高度对燃烧室流量分配的影响,发现进口流速对驻涡燃烧室流量分配影响甚微,但燃烧室高度是影响流量分配的关键参数。Tacina 等人^[9]通过试验确定了燃烧室结构参数和流量的变化对总压损失和流量分配的影响。Jiang 等人^[10]通过研究发现,数值模拟计算得到的某单管燃烧室流量分配结果与半经验流量系数计算结果基本一致。Erdmann 等人^[11]利用数值计算模拟多级旋流器堵孔流量测量,发现计算结果与试验吻合较好。

在测量燃烧室流量分配的方法上,学者们也进行了大量的研究,常用的方法主要包括环腔流量法和堵孔法。堵孔法一般分为积累式堵孔法^[12]、堵孔法和孤立堵孔法(又称流量特性曲线法^[13])等。虞学矩^[14]通过对比流阻法、积累式堵孔法和堵孔法 3 种方法测量得到的某型燃烧室流量分配结果发现,堵孔法具有较准确且方便的优势。

目前,有关燃烧室头部结构参数对流量系数影响规律的研究较少,尤其是针对旋流器结构参数对流量系数影响的研究更为少见。在高温升中心分级燃烧室的发展过程中,多级旋流器凭借灵活的油气组织方式、良好的燃油雾化效果以及高效的燃烧性能,解决了很多技术难题。因此,在中心分级燃烧室的设计中,掌握头部旋流器流量系数在不同结构参数下的变化规律显得尤为重要。本文通过试验测量得到不同压降条件下各头部结构的流量分配数据,并分析得到流量系数的变化规律。

1 研究对象

1.1 头部模型

本文研究的中心分级燃烧室头部模型如图 1 所示。燃烧室头部分为值班级和主燃级,值班级由轴向旋流器、套筒以及离心喷嘴组成;主燃级由轴向旋流器和多点直射喷嘴组成,值班级和主燃级旋流器同轴且旋转方向相反。

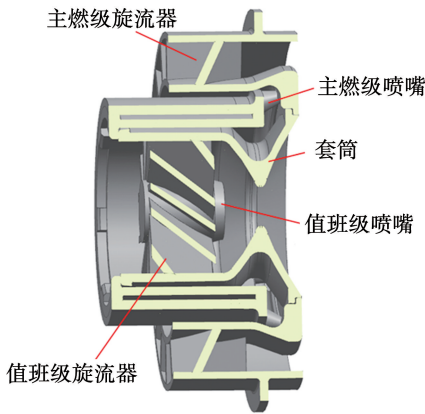


图 1 中心分级燃烧室头部结构
Fig. 1 Head structure of central-staged combustor

由于值班级套筒扩张角和隔离段高度比对头部各结构的有效面积均无影响,不会干扰燃烧室头部的流量分配,因此本文仅研究不同压降下值班级旋流数 SN_1 和主燃级旋流数 SN_2 的变化对流量系数的影响规律,具体结构参数如表 1 所示。其中,隔离段高度比为隔离段高度与套筒出口直径的比值,均设定为 0.2;套筒扩张角为套筒圆锥母线的夹角值,统一为 110° 。

表 1 不同头部模型结构参数
Tab. 1 Structural parameters for different head models

模型	SN_1	SN_2
1	0.50	0.65
2	0.50	0.80
3	0.50	1.10
4	0.60	0.65
5	0.60	0.80
6	0.60	1.10
7	0.70	0.65
8	0.70	0.80
9	0.70	1.10

1.2 各结构流通面积计算

在本文研究的燃烧室头部结构中,值班级旋流器有 12 个叶片,主燃级旋流器有 18 个叶片,叶片形状均为直叶片。燃烧室头部结构各组件剖面图如图 2 所示。由图 2(a)可以看出,经过头部的总流量包含三部分,分别为主燃级流量 Q_2 、值班级流量 Q_1 和主燃级喷嘴孔流量 Q_3 ,其中 Q_3 在试验中通过总流量减去通过两级旋流器的流量得到。由图 2(b)和 (c)可以看出,主燃级和值班级旋流器通道都存在突缩结构,所以主燃级流量受到旋流器叶片通道流通面积和出口通道流通面积中较小一方的影响,而主燃级喷嘴孔流量仅受喷嘴孔流通面积的影响。值班级流量受旋流器叶片通道流通面积和套筒喉道流通面积中较小一方的影响。

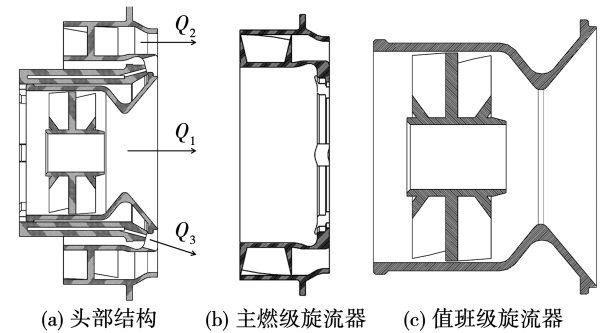


图 2 燃烧室头部结构各组件剖面图
Fig.2 Profile diagrams of each component of combustor head structure

直叶片轴向旋流器相关结构参数如图 3 所示,其叶片通道的流通面积 A_s 的计算公式为:

$$A_s = \pi(R_o^2 - R_i^2) \cos\theta_v - nh(R_o - R_i) \tag{1}$$

式中: R_o —轴向旋流器环形出口外半径; R_i —轴向旋流器环形出口内半径; θ_v —轴向旋流器叶片偏转角; n —叶片数; h —叶片宽度。

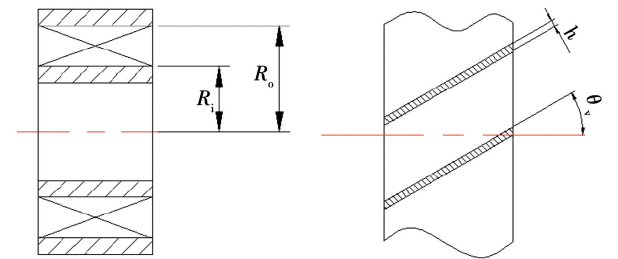


图 3 轴向旋流器几何流通面积
Fig.3 Geometric flow area of axial swirler

经计算得到的各结构流通面积如表 2 所示。由表 2 可知,主燃级旋流器的叶片通道流通面积小于出口流通面积,旋流器叶片通道流通面积控制主燃级流量。值班级套筒流通面积小于叶片通道流通面积,套筒的流通面积控制值班级流量,喷嘴孔流通面积控制主燃级喷嘴孔流量。主燃级燃料通过沿燃烧室周向分布的 6 个总流通面积为 109.682 mm² 的喷嘴孔喷入。

表 2 各头部结构流通面积计算结果

Tab.2 Calculation results of flow area of each head structure

主燃级				值班级			
SN ₂	单个叶片通道	叶片通道	出口通道	SN ₁	单个叶片通道	叶片通道	套筒流通
	流通面积/	流通面积/	流通面积/		流通面积/	流通面积/	面积/
	mm ²	mm ²	mm ²		mm ²	mm ²	mm ²
0.65	51.157	920.821	937.585	0.50	34.473	413.676	304.805
0.80	46.987	845.759	947.504	0.60	32.197	386.360	304.805
1.10	39.329	707.929	957.440	0.70	30.031	360.368	304.805

2 流量分配试验

2.1 试验方案

针对不同主燃级旋流数和值班级旋流数的中心分级燃烧室头部流量分配开展试验研究。试验中流量采用孤立堵孔法进行测量,首先测量未堵孔时燃

烧室的总流量,然后确定需要测量的结构(如主燃级旋流器、值班级旋流器、主燃级喷嘴孔),封堵其他结构,调节进出口压降至与未堵孔时一致,测量同一压降下通过各结构的流量,得到该压降下的流量分配。

进出口空气压降的计算公式为:

$$\Delta p = \frac{p_d - p_{se2}}{p_{se2}} \times 100\%$$

(2)

式中: p_d —进口总压,Pa; p_{se2} —出口静压,Pa。

试验在常温常压环境下进行,具体工况参数如表 3 所示。

表 3 流量分配试验工况表

Tab. 3 Flow distribution test condition table

参 数	数 值
进口压力/MPa	0.1
进口温度/K	300
燃烧室进出口压降百分比/%	1.5、2.5、3.5、4.5、5.5

2.2 试验系统

试验系统由热式流量计、进气段、排气段、核心试验段及进、出口参数测量装置等组成。图 4 为试验系统实物图。

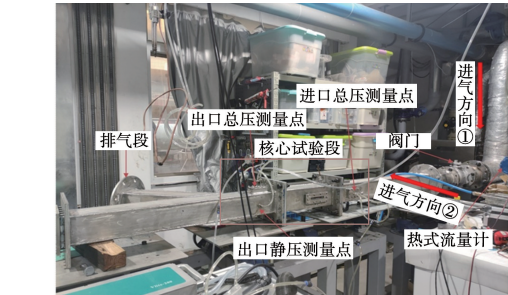


图 4 试验系统实物图

Fig. 4 Real image of experimental system

流量分配试验系统如图 5 所示。当测量流量较大的主燃级及整个头部的流量特性时,打开主管道阀门,空气经稳压后从图 4 中进气方向 1 通入。空气流入管道后,由上游孔板流量计测量流量,通过进口总压测点测量进口总压,并通过水排压力计测量进、出口空气压降。测量后的空气通过排气管道排入排气罐,经处理后排放到大气中。当测量流量较小的值班级流量特性时,采用量程较小的热式流量计。试验时关闭主管道阀门以防止回流,通过压气机由进气方向 2 供入空气。由于空气湿度对热式流量计的测量精度影响较大,因此空气在进入试验段前要经过冷冻式干燥机进行除湿。由于压气机提供的空气流量恒定,因此通过调节进气和放气阀门来控制进入燃烧室的空气流量。

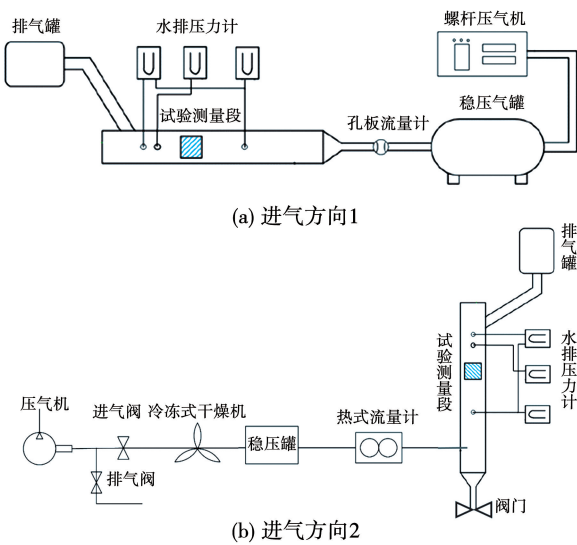


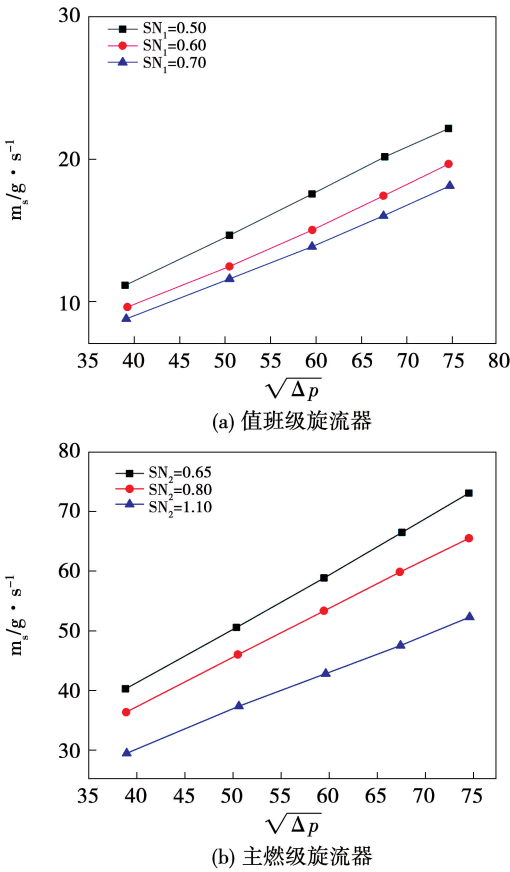
图 5 流量分配试验系统

Fig. 5 Flow distribution test system

3 结果分析

3.1 不同结构的流量特性曲线

根据试验结果绘制主燃级旋流器、值班级旋流器及主燃级喷嘴孔的流量特性曲线,如图 6 所示,横坐标表示该结构前后空气压降 Δp 的根号值,纵坐标表示流经该结构的质量流量 m_s 。



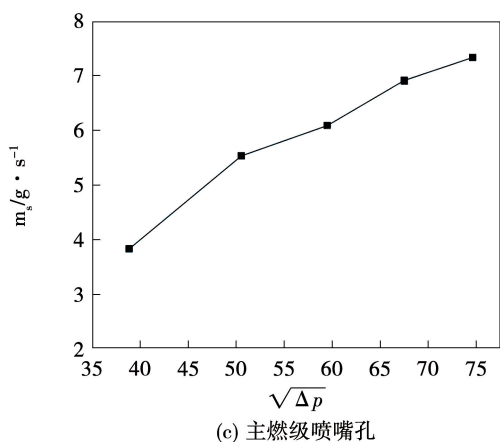


图 6 不同结构的流量特性曲线

Fig. 6 Flow characteristic curves of different structures

由图 6 可知,主燃级和值班级旋流器的流量特性曲线线性度较好,因为燃烧室内任一结构的流量值都遵循以下公式:

$$m_s = C_d \sqrt{2\rho(p_d - p_{se2})} A_e \quad (3)$$

式中: C_d —流量系数; ρ —空气密度; m_s —通过该结构的质量流量; A_e —该结构流通面积, A_e 值取决于结构几何参数,一般为定值,当 C_d 值变化较小时,通过某结构的质量流量与根号压降的关系应接近线性。

主燃级喷嘴孔试验得到的流量特性曲线线性度较差,原因是试验中喷嘴孔流量是由总流量减去主燃级和值班级流量得到的,误差叠加导致试验数据存在一定偏差。

3.2 不同结构的流量系数曲线

当气流马赫数小于 0.3 时,可忽略气体可压缩性,本试验中燃烧室内气流最大马赫数小于 0.2,可认为各结构前后空气密度不变,伯努利方程为:

$$p_d = p_{se1} + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = p_{se2} + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad (4)$$

式中: p_{se1} —进口静压; v_1 —进口空气流速; v_2 —出口空气流速。

获得经过某结构的气流进口总压和出口静压即可推算出空气经过该结构的速度,从而获得理论空气质量流量 m_i , 计算公式如下:

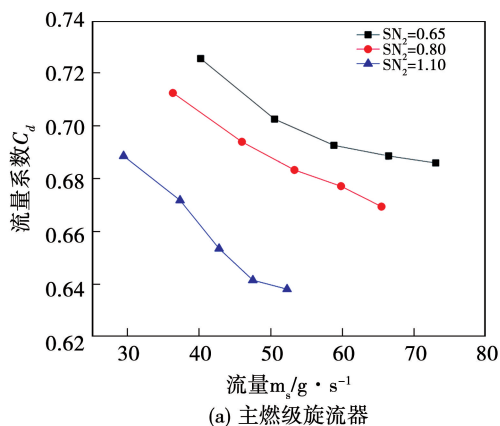
$$m_i = A_e \sqrt{2\rho(p_d - p_{se2})} \quad (5)$$

流量系数计算式为:

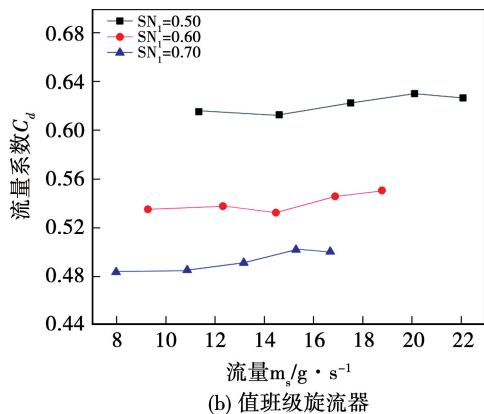
$$C_d = m_s / m_i \quad (6)$$

图 7 为各结构在不同工况下试验测量得到的流量系数曲线。由图 7(a)中可以看出,随着 SN_2 的增大,主燃级旋流器的流量系数逐渐减小。根据

文献[15]的相关研究结果可知,轴向旋流器的流量系数随流阻系数的增加而单调递减,即轴向旋流器旋流数增大会导致流量系数的减小;随着进出口压降的增大,燃烧室内空气流量增加,而主燃级旋流器流量系数逐渐减小。这是由于压降增大导致流经旋流器的空气流速提高,从叶片出口处过渡到主燃级出口时流道面积缩减更急剧,导致气流在叶片出口下游出现壅塞,压力骤增,流量系数减小。由图 7(b)可以看出,随着 SN_1 增大,值班级旋流器流量系数逐渐减小,这同样符合轴向旋流器的流量系数随流阻系数的增加而单调递减的规律,旋流数增大会导致流量系数的减小。值班级旋流器流量系数随压降的增大变化不显著,根据前文流通面积的计算结果可知,与主燃级不同,控制值班级旋流器流量的流通面积位于套筒处。该位置旋流流动状态较为简单,随着旋流空气流速的增加,该位置流线状态变化较小,故流量系数随压降的变化较为平缓。



(a) 主燃级旋流器



(b) 值班级旋流器

图 7 各结构不同工况下的流量系数曲线

Fig. 7 Curves of flow coefficient of each structure under different working conditions

3.3 不同头部组合的流量分配

通过计算获得不同压降下各头部结构的流量分

配情况,结果如表 4 所示。由于数据量较大,这里仅列出头部结构 1 的流量分配情况。分析表中数据可知,随着压降增大,主燃级旋流器的流量占比略有下降,而值班级旋流器的流量占比变化较小。

表 4 头部结构 1 流量分配

Tab. 4 Flow distribution of head structure 1

燃烧室进口压降/%	总流量/ $\text{g}\cdot\text{s}^{-1}$	试验流量分配比例/%		
		主燃级旋流器	值班级旋流器	喷嘴孔
1.5	55.01	73.10	20.71	7.19
2.5	70.61	71.54	20.69	7.77
3.5	82.89	70.93	21.13	7.94
4.5	94.01	70.64	21.40	7.96
5.5	104.17	70.05	21.30	7.65

4 结 论

本文主要研究了中心分级分区燃烧室头部结构在不同结构参数及燃烧室进出口压降下的流量系数变化规律,主要结论如下:

- (1) 主燃级旋流器和值班级旋流器的流量特性曲线线性度较高,空气流量与根号压降值成正比关系。
- (2) SN_2 增大会导致主燃级流量系数减小; SN_2 不变时,压降增大也使主燃级流量系数降低。
- (3) SN_1 增大会导致值班级流量系数减小; SN_1 不变时,值班级旋流器流量系数随压降增大无显著变化。

参考文献:

[1] 金如山,索建秦. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社,2016.
JIN Rushan, SUO Jianqin. Advanced gas turbine combustor[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016.

[2] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1988.
JIN Rushan. Combustion chamber of aviation engine[M]. Beijing: Aerospace Press, 1988.

[3] MELLORA M. Design of modern turbine combustors[M]. London: Academic Press, 1990.

[4] MONGIA H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers, Part I: High ΔT [C] // 49th AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2011.

[5] SANBORN J W, LENERTZ J E, JOHNSON J D. Advance turbo-fan engine combustion system design and test verification[J]. Journal

of Propulsion and Power, 2011, 5(4): 502 – 509.

[6] 金如山,林正录. 喷气发动机环形燃烧室的空气流量分配试验研究[R]. 北京航空学院科学研究报告, BH-B504-1979, 1979.
JIN Rushan, LIN Zhenglu. Research on the air flow distribution test of the annular combustion chamber of the jet engine[R]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics Scientific Research Report, BH-B504-1979, 1979.

[7] 何 敏,刘云鹏,颜应文. 地面燃气轮机单管燃烧室流量分配试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 919 – 927.
HE Min, LIU Yunpeng, YAN Yinwen. Experiment on mass flow distribution of ground gas turbine single tube combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 919 – 927.

[8] LI Qiong, ZHAO Mengmeng, XING Fei. Experimental investigation of airflow distribution for a novel combustor mode[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 284/287(1): 743 – 747.

[9] TACINA R R, GROBMAN J. Analysis of total-pressure loss and airflow distribution for annular gas turbine combustors[R]. NASA TN D – 5385, 1969.

[10] JIANG L, CORBER P A. Air distribution over a combustor liner [R]. ASME Paper GT2014 – 25405, 2014.

[11] ERDMANN T J, BURRUS D L, BRIONES A M, et al. Experimental and computational characterization of flow rates in a multi-passage gas turbine combustor swirler[R]. ASME Paper GT2017 – 65252, 2017.

[12] 刘重阳,钟华贵,宋文艳,等. 燃烧室空气流量分配试验方法模拟分析与优化[J]. 航空动力学报, 2019, 34(8): 1652 – 1662.
LIU Chongyang, ZHONG Huagui, SONG Wenyan, et al. Simulation analysis and optimization on test method of combustor airflow distribution [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1652 – 1662.

[13] 国家国防科技工业局. 航空燃气涡轮发动机燃烧室流阻特性及流量分配试验方法: HB20317-2016[S].
State Administration of Science, Technology and Industry for National Defense. The flow resistance characteristics of the combustion chamber of the aviation gas turbine engine and the flow distribution testing method: HB20317-2016[S].

[14] 虞学矩. 用堵孔法测量燃烧室的流量分配 – 流量分配试验方法探讨[R]. 中国航空科技文献报告, HJB860454, 1987.
YU Xueju. Discussion on the flow distribution measurement in the combustion chamber using the plug hole method-flow distribution testing methodology[R]. China Aerospace Science and Technology Literature Report, HJB860454, 1987.

[15] 齐海帆. 燃烧室头部设计对燃烧室性能影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
QI Haifan. Research on the influence of combustor dome design on the combustion performance [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.