

基于目标流量拟合的微型燃烧室流量分配设计方法

王伟^a, 李奥特^a, 于军力^b

(中国民航大学 a. 适航学院; b. 航空工程学院, 天津 300300)

摘要: 通过改变射流孔的布置调节燃烧室的流量分配是提高燃烧室燃烧性能的重要设计方法. 为了降低燃烧室流量分配设计时总结各射流孔流量规律所需的仿真计算成本, 根据在研的微型燃烧室几何模型和初次仿真结果建立了燃烧室流量-压力数学模型, 提出用计算替代大量仿真获取射流孔当地流量规律的流量放缩拟合法, 并进一步根据燃烧室流量-压力数学模型和射流孔当地流量规律设计得到满足目标流量分配要求的射流孔布置方案. 结果表明: 在初始算例流量分配误差较大的情况下, 仅需两次设计计算流程即可以将燃烧室各排射流孔流量与目标流量的相对误差减小到5%以下. 与传统方法相比, 该方法总结射流孔当地流量规律所需的数据量小, 且考虑了燃烧室整体几何因素对横向射流的影响.

关键词: 微型燃烧室; 流量分配; 设计方法; 数值模拟; 数学模型

中图分类号: V 231

文献标志码: A

A Design Method for Flow Distribution in Micro-Combustor Based on Target Flow Fitting

WANG Wei^a, LI Aote^a, YU Junli^b

(a. College of Airworthiness; b. College of Aeronautical Engineering,
Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Adjusting the flow distribution of a combustor by changing the arrangement of jet holes is an important design method to improve the combustion performance of the combustor. Based on the geometrical model and initial simulation results of the micro-combustor in development, the flow-pressure mathematical model of the combustor was established, and a flow rate scaling fitting method was proposed to replace a lot of simulation by calculation, so as to reduce the costs of obtaining the local flow law of the hole. Furthermore, according to the flow-pressure mathematical model of combustor and the local flow law of hole, a jet hole arrangement scheme was designed to meet the requirements of target flow distribution. The results show that the relative error between the flow rate of each row of jet holes in the designed combustor and the target flow rate is reduced to less than 5% in only two times of the design calculation process by using this method, even if the flow rate distribution error of initial example is large. Compared with the traditional method, this method needs less data to summarize the local flow law of hole, and it takes into account the influence of the overall geometry of combustor on the transverse jet.

Key words: micro-combustor; flow distribution; design method; numerical simulation; mathematical model

收稿日期: 2020-05-25

作者简介: 王伟(1977-), 男, 河南省许昌市人, 副教授, 研究方向为发动机的适航审定.

通信作者: 李奥特, 男, 硕士生, 电话(Tel.): 15602174408; E-mail: 310509003@qq.com.

微型涡轮喷气发动机(MTE)是小于 100 kg 推力的涡轮喷气式发动机,具有结构简单、重量轻、功率大、成本低等特点,在微小型无人机和制导弹药^[1]以及分布式电源^[2]等领域应用广泛. 流量分配设计作为发动机燃烧室设计中最核心的设计之一,影响燃烧性能的点火、火焰稳定、燃烧效率以及出口温度分布等多个方面^[3]. 传统的燃烧室流量分配设计通常需要通过大量的实验或仿真获取流动数据,从而进行经验总结并指导设计^[4]. 随着计算流体动力学(CFD)的发展,Tangirala 等^[5]提出利用 CFD 进行参数化设计. 利用该方法编写好控制程序后,CFD 软件即可对燃烧室几何模型进行自动迭代仿真计算. 但该方法相对复杂且计算量受初始算例影响,若初始燃烧室与目标的流量分配相差较大,则易增加计算量. 为了减少仿真的计算量,吴晶峰等^[6]提出利用一维网络法进行燃烧室流量分配计算. 该方法比传统的经验公式法更精确且比参数化 CFD 法耗时少. 但该方法所需的流量系数等参数仍需要通过经验或参考数据确定.

尽管发动机的结构因微型化而得到简化,但是对于需要考虑微尺度效应^[7]的微型燃烧室的流量分配设计而言,传统燃烧室的相关设计经验能否直接应用于微型燃烧室仍需要验证. 堵孔法及其改进型被广泛应用于燃烧室流量分配情况的获取^[8],但是对于结构微型化的微型燃烧室而言,开展堵孔实验的难度较大且误差较高.

随着 CFD 的发展,流场仿真能够较好地模拟燃烧室的流量分配情况^[9]. 因此,采用 CFD 方法获取燃烧室内空气流动情况,并将仿真结果作为设计是否达标的判据. 为了在射流孔流动规律经验积累不足的情况下可以迅速准确地进行燃烧室流量分配设计,提出用计算替代大量仿真的流量放缩拟合法. 仿真结果证明,该方法在保证设计精度的前提下具有较高的设计效率.

1 燃烧室目标流量分配

燃烧室为呈矩形的 1/8 蒸发管型,通过分气实验获取燃烧室目标流量分配^[10]. 进行分气实验时,进入燃烧室的空气流量分为 5 个支路,分别通向燃烧室的上、下主燃区和上、下掺混区以及蒸发管,如图 1 所示. 通过调节各燃烧区进气量并测量燃烧室出口温度,可以获得各区使燃烧室燃烧效率较好的空气流量分配,并将其作为各区目标空气流量分配. 各燃烧区进气均为垂直进气. 各燃烧区排孔的进气量按该排孔的面积占比进行分配,由此可进一步获

得各排孔的目标空气流量分配.

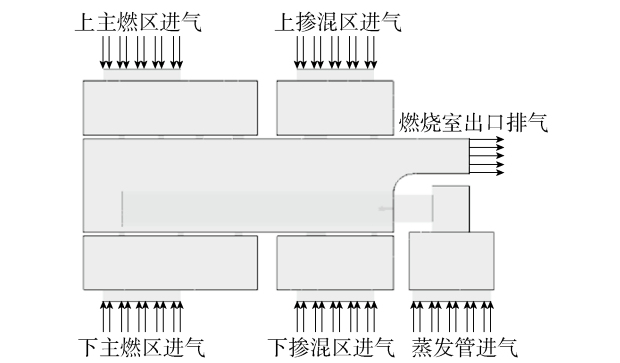


图 1 分气实验示意图
Fig. 1 Schematic diagram of gas separation experiment

2 燃烧室建模与仿真

射流孔布置方案如表 1 和图 2 所示. 在该射流孔布置下进行分气实验能取得较好的燃烧组织. 因此,在进行流量分配设计时,将该射流孔布置作为初始打孔方案(见表 1). 为方便分析,将燃烧室模型进行分区编号(见图 2).

表 1 燃烧室初始打孔方案		
Tab. 1 Initial jet hole arrangement scheme of combustor		
排孔	孔径/mm	孔数
sz1	1.5	6
sz2	1.5	5
sz3	2.0	6
sz4	3.0	4
sc1	6.0	3
sc2	2.0	4
xz1	1.5	6
xz2	1.5	5
xz3	2.0	4
xc1	5.0	4
xc2	1.5	4

利用非结构网格对燃烧室几何模型进行网格划分(见图 3),并对各排孔、蒸发管、壁面等位置进行网格加密. 由网格无关性验证可知,当网格数达到 4×10^6 时,燃烧室仿真计算效果较好,继续增加网格数燃烧室流量分配无明显变化.

采用 CFD 商用软件 ANSYS CFX 进行流场计算,湍流模型为 SST 模型,壁面为非滑移壁面. 由于出口压力和燃烧室冷热态对流量的分配比例没有明显影响,所以出口压力设定为 5 kPa,燃烧室入口气流温度设定为 320 K.

对于不同流态的管流,摩擦头损失计算公式不同,因此需要先确定蒸发管的流态.易推得圆管内的雷诺数

$$Re = \frac{4}{\pi} \frac{q'_m}{\mu d} \quad (4)$$

式中: q'_m 为蒸发管内质量流量; μ 为动力黏度; d 为蒸发管直径.

令蒸发管转换雷诺数

$$Re_{tra} = \frac{512}{\pi} \lg(3.7de^{-1}) \quad (5)$$

当 $Re < Re_{tra}$ 时,管内流态为层流,有

$$p_7 = p_8 + \frac{256}{\pi} \frac{\mu R T l q'_m}{g d^4 p_8} \quad (6)$$

当 $Re > Re_{tra}$ 时,管内流态为湍流,有

$$p_7 = p_8 + \frac{2}{\pi \lg(3.7de^{-1})} \frac{R T l q'_m}{d^5 p_8} \quad (7)$$

式中: e 为蒸发管的绝对粗糙度; l 为蒸发管长度; g 为重力加速度.根据式(3)可以进一步求出蒸发管入口总压.

3.3 管前折转与头部分析

根据式(2)可以计算得到 p_{t5} . 环道总压近似恒定,即认为下环道总压 $p_{tx} = p_{t4} = p_{t5}$. p_{t1} 和 p_{t2} 可以根据式(2)求出.但是,在已知 p_{t1} 的前提下,直接通过式(2)计算得到 p_{t2} 较为复杂.因此,需要利用数值逼近法将式(2)作为方程进行求解,该方法允许的误差为 1 Pa. 环道总压近似恒定,即认为上环道总压 $p_{ts} = p_{t2}$.

3.4 环道分析

为方便分析,燃烧室中的孔均指一排孔而非单个孔.由于环道总压恒定,因此对燃烧室中各孔进行分析时,对于上环道孔,有 $p_{ti} = p_{ts}$; 对于下环道孔,有 $p_{ti} = p_{tx}$. 其中 $_i$ 表示孔 i 前的环道截面,该处的压力为

$$p_i = \frac{1}{2} \left(p_{ti} + \sqrt{p_{ti}^2 - \frac{2RTq_{mi}^2}{A_{-i}^2}} \right) \quad (8)$$

其中,燃烧室上下环道与燃烧室入口的截面积相等,即 $A_{-i} = A_s = A_x = A_{in}$. q_{mi} 等于孔 i 所在流路中,孔 i 及其后各孔的质量流量之和,即

$$q_{m-i} = \sum_i^{\text{last}} q_{mi} \quad (9)$$

若孔 i 位于上环道,则 last 为上掺混区最后一排孔;若孔 i 位于下环道,则 last 为蒸发管.

4 射流孔当地流量规律

为了使燃烧室各排孔流量满足预计要求,需要

获得各排孔的当地流量规律.由于孔的横向射流出口截面积不等于孔面积,直接利用孔面积计算出的理论流量与实际流量相差较大,所以进行横向射流流量计算时通常需要引入流量系数.

Dittrich 等^[11]提出修正流量系数法,该方法可以根据孔径和孔前后压力情况求出流量系数,但是其拟合的表达式为非线性表达式,需要预先进行大量实验获得数据才能够满足拟合要求. Adkins 等^[12]推导出利用孔前后压力直接求解流量系数的公式,但是由于微尺度效应和几何扰动等因素,将理论上的计算结果直接作为微型燃烧室的设计计算依据会产生较大误差.

金如山^[13]推导出横向射流满足如下规律:定义 p_j 为射流出口压力.对于本文燃烧室,火焰筒内静压恒定,有 $p_j = p_{10}$.对于孔 i ,有

$$K = \frac{p_{ti} - p_j}{p_{ti} - p_{-i}}, \quad \alpha = \frac{q_{mi}}{q_{m-i}}, \quad a = \frac{A_i}{A_{-i}}$$

式中: K 为流动参数; α 为流量比; a 为面积比; A_i 为孔面积,且 $A_i = \frac{n_i \pi d_i^2}{4}$, 其中 n_i 为孔数.各变量之间满足

$$\frac{a(K-1)}{\alpha} = B \left[1 + 0.178 \left(\frac{p_{-i}}{p_j} - 1 \right) \right] \sqrt{K} + C \quad (10)$$

式中: B 和 C 为经验参数,其他参数均可由上文所述的计算方法求得.由于孔流量系数可表示为 B 、 C 和孔射流上、下游压力的组合形式,所以利用 B 、 C 与孔流量系数计算孔流量的本质相同.

经研究,该规律在微型燃烧室内成立,本文横向射流流动规律的计算均参考式(10)(后称流动表达式).为便于表述,流动表达式可以改写为

$$y = Bx + C \quad (11)$$

式中:

$$x = \left[1 + 0.178 \left(\frac{p_{-i}}{p_j} - 1 \right) \right] \sqrt{K}$$

$$y = \frac{a(K-1)}{\alpha}$$

在已知各排孔流量的前提下,结合所求出的压力值即可组合成各排孔所对应的 x 和 y ,可由如下向量形式表示:

$$\mathbf{x} = [x_1 \quad x_2 \quad \cdots \quad x_{10} \quad x_{11}]$$

$$\mathbf{y} = [y_1 \quad y_2 \quad \cdots \quad y_{10} \quad y_{11}]$$

其中:下标 1~11 分别表示排孔 sz1、sz2、sz3、sz4、sc1、sc2、xz1、xz2、xz3、xc1 和 xc2.

燃烧室的几何形状确定后,各排孔流量分配比例几乎不随总流量的变化而变化.因此,可以利用这一性质对流量情况进行缩放,即各排孔流量同乘一

个缩放因子,利用流量求解压力的方法得到排孔前后压力值并将其组合为新的 x 和 y . 首先,将通过仿真获取的各排孔和蒸发管绝对流量换算为相对流量. 然后,建立一个首项为 0.01,末项为 1,项数为 40 的等比数列,并将其作为缩放数组. 将该数组里的每个数作为缩放因子依次对相对流量值进行缩放计算与组合,以此替代燃烧室入口流量边界条件从 0.01 kg/s 逐渐增至 1 kg/s 的仿真. 最后,得到两个 40×11 的拟合数据矩阵:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_{1,1} & x_{1,2} & \cdots & x_{1,10} & x_{1,11} \\ x_{2,1} & x_{2,2} & \cdots & x_{2,10} & x_{2,11} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ x_{39,1} & x_{39,2} & \cdots & x_{39,10} & x_{39,11} \\ x_{40,1} & x_{40,2} & \cdots & x_{40,10} & x_{40,11} \end{bmatrix}$$
$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} y_{1,1} & y_{1,2} & \cdots & y_{1,10} & y_{1,11} \\ y_{2,1} & y_{2,2} & \cdots & y_{2,10} & y_{2,11} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ y_{39,1} & y_{39,2} & \cdots & y_{39,10} & y_{39,11} \\ y_{40,1} & y_{40,2} & \cdots & y_{40,10} & y_{40,11} \end{bmatrix}$$

其中:矩阵元素中的第 1 个下标为缩放因子序数,第 2 个下标为孔序数. 对矩阵 x 与矩阵 y 中第 i' 列元素进行线性拟合,即可得到第 i' 排孔所对应的流动表达式.

利用以上算法编写程序并输入初始燃烧室模型的各排孔流量和蒸发管流量,得到各排孔对应的流动表达式,所有孔对应流动表达式的 R 平方值均大于 0.999. 为便于表述,对各排孔的 x 和 y 进行无量纲化,如图 4 所示. 结果表明:利用该方法获得的流动表达式能够保证较好的线性拟合效果,可以用来指导流量计算.

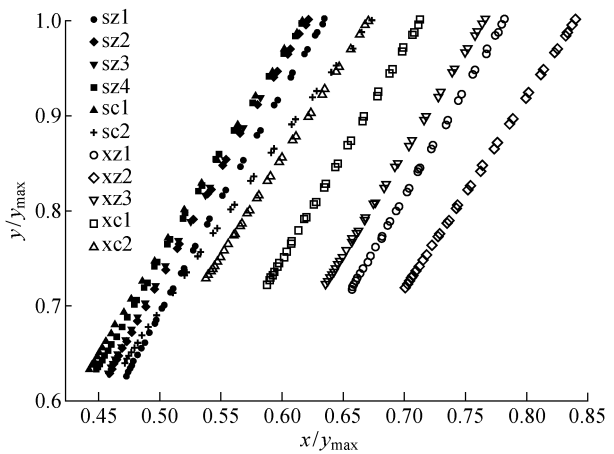


图 4 排孔无量纲拟合数据

Fig. 4 Dimensionless fitting data corresponding to each row of jet holes

5 射流孔布置方案

将通过分气实验得到的燃烧室各排孔目标流量代入压力计算公式中解得燃烧室各处压力,再将流动表达式中除孔数外的相关变量代入利用仿真流量求得的流动表达式中,即可得到在仿真模型几何条件对应的流动规律下,目标流量分配所需的打孔数.

对于孔径计算孔数为非整数的问题,可利用当量化进行处理. 即对计算孔数进行就近舍入,并微调孔径,使得经过当量化处理后的孔面积与通过流动表达式计算出的孔面积相同,根据当量化的孔数和孔径调整射流孔布置. 当量化处理并未对孔径进行较大的修改,因此认为已得到的各排孔射流规律适用于后续设计.

通过当量化处理得到的燃烧室各排孔流量的相对误差不一定直接满足要求,主要因为方案设计时所采用的横向射流规律是根据初始模型得出. 而与初始模型相比,第一次计算得到的设计方案可能有较大变动,这些变动对各排孔横向射流规律会有一定影响. 对此,可以利用计算得到的设计方案构建仿真模型,并按照上文所述的设计方法进行再设计. 与仿真方案相比,进行再设计所得出的设计方案变动较小,因此几何变动对横向射流规律的影响也较小,仿真流量分配情况与目标流量分配情况也更为接近. 两次设计方案如表 2~3 所示. 由表可知:按该方法进行燃烧室流量分配设计时,在初始大概确定各排孔孔径的情况下,第一次设计即可基本确定各排孔孔数情况,第二次设计则是在第一次设计的基础上对孔径进行微调.

表 2 第一次燃烧室设计方案

Tab. 2 First design scheme of combustor		
排孔	孔径/mm	孔数
sz1	1.53	5
sz2	1.56	4
sz3	2.02	5
sz4	3.16	3
sc1	6.34	2
sc2	1.88	3
xz1	1.47	10
xz2	1.53	7
xz3	2.05	6
xc1	4.72	3
xc2	1.61	2

表 3 第二次燃烧室设计方案

Tab. 3 Second design scheme of combustor

排孔	孔径/mm	孔数
sz1	1. 52	5
sz2	1. 54	4
sz3	1. 99	5
sz4	3. 12	3
sc1	6. 39	2
sc2	1. 82	3
xz1	1. 45	10
xz2	1. 51	7
xz3	1. 97	6
xc1	4. 58	3
xc2	1. 67	2

图 5 为初始模型与两次设计所得模型各排孔和蒸发管的流量分配比例与目标流量分配比例之间的相对误差(I_r)。可知,初始模型流量分配情况存在较大偏差,除上主燃区各排孔外,其余各排孔流量分配比例相对误差均明显高于 5%。经过一次计算设计得到的燃烧室各排孔和蒸发管流量分配比例的相对误差基本低于 5%。其中,下环道最后一排孔 xc2 的流量分配比例相对误差约为 11%,上环道最后一排孔 sc2 的流量分配比例误差约为 7%,排孔 xz3 流量分配比例相对误差约为 5.6%,其余各排孔流量分配比例相对误差均低于 5%。可以看出,该方法所造成的初始设计误差主要来自环道的最后一排孔。经过两次计算设计得到的燃烧室各排孔和蒸发管流

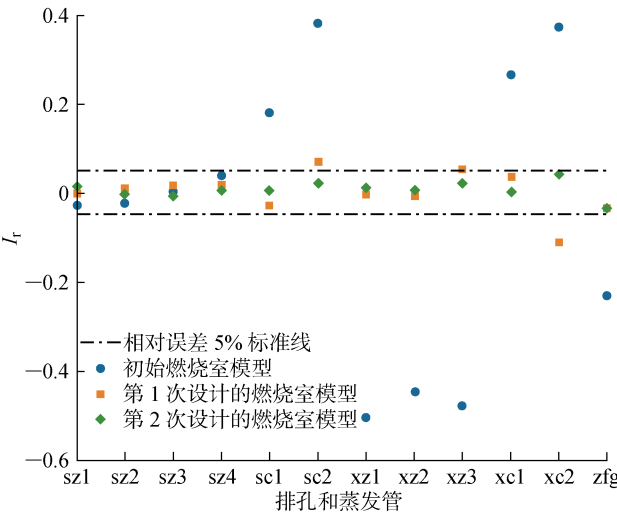


图 5 设计方案流量分配相对误差

Fig. 5 Relative deviation of flow distribution in each design scheme

量分配比例的相对误差均低于 5%,满足设计需求。此外,相比于第一次设计方案,第二次设计方案所对应的各排孔和蒸发管的流量分配比例相对误差更趋近于 0(即相对误差减小方向),从而验证了该方法的优化功能。

6 结语

建立了在研燃烧室的流量-压力数学模型,提出一种新的燃烧室流量分配设计方法。在进行燃烧室初步流量分配设计时,传统方法总结射流经验公式所需的仿真次数为经验孔径数与各孔拟合数据点数的乘积,而本文方法所需的仿真次数仅为一次,设计效率高。相比于传统方法,尽管该方法利用的信息量大幅减少,但其总结射流经验公式时考虑了燃烧室整体对流动的影响,且具有迭代优化特性。因此,在两次设计后即可令燃烧室各排孔相对流量均达到 5%的误差要求以内,保证了设计的精确度。该方法的依据模型为矩形化的 1/8 燃烧室,其结构较为简单,便于进行流体动力学分析。对于非矩形化的燃烧室,其几何形状较为复杂,本文所建立的数学模型是否可以直接或改进后使用还需要进一步研究。

参考文献:

[1] DUTCZAK J. Micro turbine engines for drones propulsion[J]. **IOP Conference Series: Material Science and Engineering**, 2016, 148(1): 012063.

[2] DE PAEPE W, MONTERO CARRERO M, BRAM S, *et al.* Toward higher micro gas turbine efficiency and flexibility-humidified micro gas turbines: A review[J]. **Journal of Engineering for Gas Turbines and Power**, 2018, 140(8): 81702.

[3] 翟维阔, 胡阁, 彭剑勇, 等. 回流燃烧室流动特性试验[J]. **航空动力学报**, 2019, 34(10): 2081-2090. ZHAI Weikuo, HU Ge, PENG Jianyong, *et al.* Experiment on flow characteristics of a reverse-flow combustor[J]. **Journal of Aerospace Power**, 2019, 34(10): 2081-2090.

[4] 金斯琴, 蒋尧, 彭中九. 基于平板流量系数试验结果的主燃孔网格生成策略研究[J]. **现代制造技术与装备**, 2019(11): 10-13. JIN Siqin, JIANG Yao, PENG Zhongjiu. Research on the generation strategy of main combustion holes grid based on the test results of plate flow coefficient [J]. **Modern Manufacturing Technology and Equipment**, 2019(11): 10-13.

[5] TANGIRALAV E, TOLPADI A K, DANIS A M, *et al.* Parametric modeling approach to gas turbine

- combustor design[C]//**Proceedings of ASME Conference on ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air**. Munich, Germany: ASME, 2000: 2000-GT-0129.
- [6] 吴晶峰, 周燕佩. 燃气轮机燃烧室网络式流量分配设计[J]. **中国民航大学学报**, 2016, 34(4): 53-58.
WU Jingfeng, ZHOU Yanpei. Network flow split design of combustor in gas turbine[J]. **Journal of Civil Aviation University of China**, 2016, 34(4): 53-58.
- [7] 郑杰, 张雅荣, 窦益华, 等. 微小尺度典型冷却结构的相似流动特性研究[J]. **热能动力工程**, 2017, 32(3): 22-27.
ZHENG Jie, ZHANG Yarong, DOU Yihua, *et al.* Study on similar flow characteristics of micro-scale typical cooling structures[J]. **Journal of Engineering for Thermal Energy and Power**, 2017, 32(3): 22-27.
- [8] ERDMANN T J, BURRUS D L, BRIONES A M, *et al.* Experimental and computational characterization of flow rates in a multiple-passage gas turbine combustor swirler[C]//**Proceedings of ASME Conference on ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition**. Dusseldorf, Germany: ASME, 2017: V04BT04A076.
- [9] 徐丽, 孙丽艳. 某型发动机燃烧室流量分配计算方法[J]. **沈阳航空航天大学学报**, 2015, 32(1): 14-17.
- XU Li, SUN Liyan. The method to calculate flow distribution of a certain aero engine combustor[J]. **Journal of Shenyang Aerospace Ace University**, 2015, 32(1): 14-17.
- [10] 李耀华, 韦冬冬. 基于 LabVIEW 的微型发动机燃烧室试验台测控系统[J]. **飞机设计**, 2019, 39(4): 24-27.
LI Yaohua, WEI Dongdong. Measurement and control system of micro engine combustor test bed based on LabVIEW[J]. **Aircraft Design**, 2019, 39(4): 24-27.
- [11] DITTRICH R T, GRAVES C C. Discharge coefficient for combustor liner air-entry holes I: Circular holes with parallel flow[R]. NACA Technical Notes, NACA-TN-3663. Washington: NACA, 1965.
- [12] ADKINS R C, GUEROUI D. An improved method for accurate prediction of mass flows through combustor liner holes[J]. **Journal of Engineering for Gas Turbines and Power**, 1986, 108(3): 491-497.
- [13] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1988.
JIN Rushan. Aviation gas turbine combustion chamber [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1988.

(本文编辑: 孙伟)