

出口侧向扩张孔流量系数试验

万卜铭, 曹俊, 黎超超, 陈江

(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 采用试验研究的方法, 探讨了不同结构参数出口侧向扩张孔的流量系数在不同工况下的变化规律。通过试验研究发现: 出口侧向扩张孔圆柱段孔径为 0.6 mm 时的流量系数比孔径为 0.8 mm 时大 3%; 当孔倾角由 30° 减小至 25° 时, 流量系数随之增大, 当倾角继续减小至 20° 时, 流量系数不变; 当扩张角由 20° 增大至 40° 时, 流量系数先增大后减小, 且在扩张角为 25° 时最大; 流量系数与次流通道雷诺数成正比, 雷诺数越大, 流量系数达到极限值所需的压降系数越小, 且当压降系数大于 0.9 后, 不同次流雷诺数下的流量系数差别在 2% 左右。

关 键 词: 燃烧室; 出口侧向扩张孔; 流量系数; 扩张角; 压降系数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on discharge coefficients for outlet lateral dilated hole

WAN Buming, CAO Jun, LI Chaochao, CHEN Jiang

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: The experimental study on the discharge coefficient of outlet lateral dilated hole was conducted to investigate the trend of discharge coefficients with different structure parameters and aerodynamic parameters. Research showed that the discharge coefficient of outlet lateral dilated hole cylindrical segment diameter 0.6 mm 3% larger than 0.8 mm. When the hole inclination angle was reduced from 30° to 25°, the discharge coefficient increased, and when the inclination decreased to 20°, the discharge coefficient remains unchanged. When the expansion angle grew from 20° to 40°, the discharge coefficient increased first and then decreased, and reached the maximum value when the expansion angle was 25°. Meanwhile the discharge coefficient was proportional to the secondary flow Reynolds number, and the larger secondary flow Reynolds number indicated the smaller pressure drop needed to reach the limit coefficient value. When the pressure drop was greater than 0.9, the difference of the discharge coefficient at different secondary flow Reynolds number was about 2%.

Key words: combustor; outlet lateral dilated hole; discharge coefficient; expansion angle; pressure drop coefficient

随着航空发动机性能的不不断提升, 燃烧室所承受的温度及热辐射强度也在不断增加, 使之可用的冷却气量越来越少, 这意味着需要采用更加

高效的冷却方式来降低火焰筒壁面温度。研究发现, 出口侧向扩张孔与传统圆柱孔相比, 流量系数显著提高, 且出口气流贴壁性好。由于增大流量

收稿日期: 2020-12-23

作者简介: 万卜铭(1993—), 男, 工程师, 硕士生, 主要从事航空发动机燃烧室冷却相关研究。

引用格式: 万卜铭, 曹俊, 黎超超, 等. 出口侧向扩张孔流量系数试验[J]. 航空动力学报, 2021, 36(11): 2325-2330. WAN Buming, CAO Jun, LI Chaochao, et al. Experiment on discharge coefficients for outlet lateral dilated hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(11): 2325-2330.

系数能在相同的压降系数下通过更多的冷却气,同时还可以减少压力损失。因此为将其进行工程应用,开展流量系数研究是非常有必要的。

国内外诸多专家、学者针对各种类型进气孔开展了大量流量系数相关研究,比如:文献[1]试验研究了气膜孔几何形状、二次流雷诺数及吹风比对流量系数的影响,所用孔形是簸箕形孔、圆锥形孔及圆柱形孔,得出了吹风比是影响各种孔形流量系数的重要参数及圆锥形孔流量系数最大的结论。文献[2]设计了几种具有不同几何尺寸和排列结构的气膜冷却孔试验件,试验研究了火焰筒壁面气膜冷却孔几何结构对流量系数的影响规律。文献[3]数值研究了带偏转角气膜孔的流动特性,发现随着偏转角的增加,气膜孔的流量系数降低,这种影响在高吹风比下更为显著。文献[4]数值研究了涡轮叶片上不同倾角的气膜孔的流量系数,发现各气膜孔流量系数均与吹风比成正比,与旋流数成反比,且相同工况下后缘面侧孔的流量系数明显高于前缘面的。文献[5]试验研究了带有扩张段的圆柱形和扇形冷却孔在不同的流动条件下(进出口横流马赫数和压比)的流量系数变化规律,其中扇形孔分为了一段扩张和多段扩张两种,结果表明,流量系数与进出口流动条件有着紧密的联系,扇形孔的流量系数比圆柱形的大,但两种不同方案的扇形孔的流量系数差别较小。文献[6]研究了火焰筒壁面气膜冷却孔几何结构对流量系数的影响规律,并对气膜冷却孔的流量系数进行了试验研究,总结了长径比及孔排列形式对流量系数的影响。文献[7]对圆锥型扩张孔的流量系数进行了试验研究,研究分两种情况,一种是在大气环境下,另外一种是在有横流情况下,并对两种情况下的流量系数进行了对比。试验发现气膜孔流量系数均随着压比的增大而增大,当压比超过1.4后,流量系数基本保持一个稳定的数值,不再随压比的变化而变化。同时,对于扩张型气膜孔,出口处的主流对流量系数的影响不大。文献[8]通过数值计算对比研究了扇形孔与其他8种不同出口形状扩张孔的流量系数,发现在压比小于1.1时,扇形孔的流量系数比其他扩张孔大10%左右,压比超过1.1之后,各孔型流量系数相差不大。文献[9]通过数值计算的方法建立了发散冷却孔流量系数数据库,并拟合出流量系数计算公式,公式考虑了吹风比、雷诺数、孔径、孔型等结构与气动参数的影响。

针对各类冷却孔的流量系数研究多是基于涡轮^[10-13]的结构与工作环境,且多为数值仿真研究,鲜有在燃烧室工况下的流量系数变化规律的试验研究。因此,为将出口侧向扩张冷却孔应用于火焰筒壁面冷却设计,需深入、细致地了解其流量系数变化规律及影响因素。本文通过试验手段,系统研究了出口侧向扩张孔的流量系数随孔径、倾角、扩张角、压降系数及次流马赫数的变化规律,结果可为燃烧室火焰筒壁面冷却方案的设计提供参考。

1 试验件及试验系统

1.1 试验件

为研究出口侧向扩张孔几何参数对其流量系数的影响,设计并加工了10个方案的平板试验件。图1为侧向扩张孔结构参数示意图, α 为倾角, β 为扩张角, H 为壁厚, D 为孔径,所有孔的扩张起点均为孔轴线中点。具体试验件方案见表1。

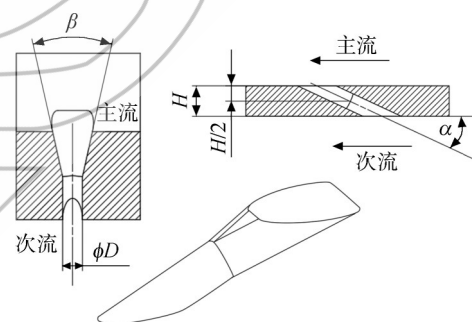


图1 结构参数示意图

Fig.1 Schematic diagram of structure parameters

表1 试验件几何参数

Table 1 Geometric parameters of the experiment piece

方案	D/mm	H/mm	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	孔数 n
1	0.6	1.5	25	20	210
2	0.6	1.5	25	25	210
3	0.6	1.5	25	30	210
4	0.6	1.5	25	40	210
5	0.8	1.5	25	20	120
6	0.8	1.5	25	25	120
7	0.8	1.5	25	30	120
8	0.8	1.5	25	40	120
9	0.8	1.5	20	25	120
10	0.8	1.5	30	25	120

1.2 试验系统

图 2 为试验系统示意图,试验器由主管路系统、排气系统、鼓风机系统、测试系统、操纵系统、电气系统等组成。空气经压缩机压缩后进入气流通道,流经质量流量计 1 计量流量,经过稳压筒后流入试验段内。通过文献[14-16]的研究得出,虽然流量系数与主流马赫数成正比,但增长率极小,且在燃烧室工作条件下,主路气流速度较小且波动不大,因此对小孔流量系数影响甚微,而环腔流动与小孔内气流流动状态对流量系数的影响较

大。因此,本试验不通主流气流,在主流通道出口使用引射器抽负压,以此来控制主、次流通道的压差。试验段结构^[17]及气流流动路径如图 3 所示。其中,出口侧向扩张孔进口静压 p_{s1} 和总压 p_{t1} 、出口静压 p_{s3} 和总压 p_{t3} 分别由一支压力探针测量,次流通道质量流量为 $q_{m,1}$,通过小孔的气体质量流量为 $q_{m,3}$ 。

试验测量设备的测量范围及精度如表 2 所示。其中 FS(full scale)表示最大量程值。

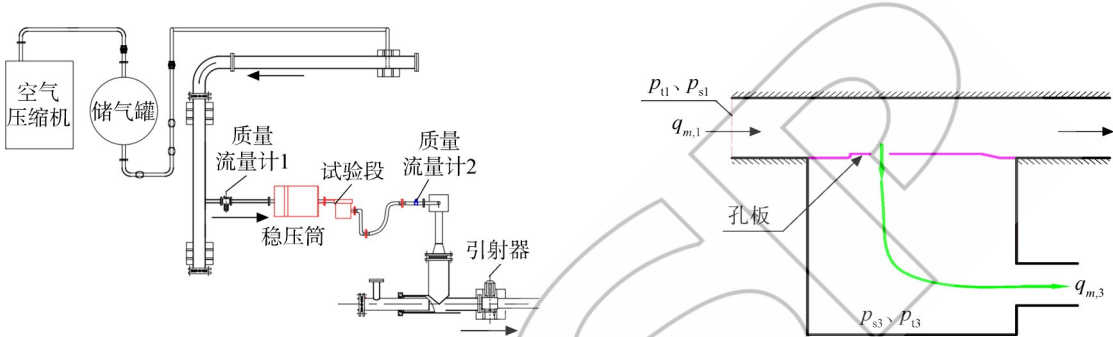


图 2 试验系统示意图

图 3 试验段

Fig.2 Schematic diagram the experiment system

Fig.3 Experiment section

表 2 测量范围及精度

Table 2 Measuring range and accuracy

参数	测量范围	测量设备	精度
$T_{t1}, T_h/K$	233~623	T 分度热电偶	$\pm 0.5K$
p_{s1}/Pa	0~2400	PSI9016 压力模块+静压座	$\pm 0.5\%$
p_{s3}/Pa	-17 000~17 000	PSI9016 压力模块+静压座	$\pm 0.5\%$
p_{t1}/Pa	0~6 800	PSI9016 压力模块+总压探针	$\pm 0.5\%$
p_h/Pa	3 500~131 000	大气压力计	$\pm 0.01\%FS$
$q_{m,1}/(g/s)$	20~300	质量流量计 1	$\pm 0.5\%$
$q_{m,3}/(g/s)$	0~30	质量流量计 2	$\pm 0.5\%$

2 试验条件

各工况进出口状态参数如表 3 所示。

表 3 试验状态参数

Table 3 Experimental condition parameters

次流通道 $q_{m,1}/(g/s)$	次流通道 Re	主流通道 p_{s3}/Pa
117	11 800	-1 000~-5 000
156	15 700	-1 000~-5 000
195	19 600	-1 000~-5 000

3 数据处理

3.1 压降系数

文献[16]将冷却孔进出口总压、静压由一个无量纲数来表示,即压降系数 δ 。

$$\delta = \frac{p_{s3} - p_{s1}}{p_{t3} - p_{t1}}$$

(1)

式中 p_{t1} 、 p_{s1} 为出口侧向扩张孔进口总压、静压;
 p_{t3} 、 p_{s3} 为出口侧向扩张孔出口总压、静压。

3.2 标况下质量流量

由于试验周期较长,不同平板试验时环境状

态不同,因此将测得结果 $q_{m,3}$ 转化为标况下($p_c=101\,325\text{ Pa}$, $T_c=288\text{ K}$)质量流量 $q_{m,3c}$ 进行对比,考虑环境温度及压力的影响,根据相似准则得出换算公式^[18]如下:

$$q_{m,3c} = q_{m,3} \sqrt{\frac{T_h}{288}} \cdot \frac{101\,325}{p_h} \quad (2)$$

式中 $q_{m,3}$ 为试验测得通过试验件小孔的总空气质量流量; T_h 为试验时环境温度; p_h 为试验时当地的大气压力。

在本试验工况下,出口侧向扩张孔内气流最大马赫数小于0.3,因此空气按不可压流体处理。此时,空气密度取标况下的数值,即 $\rho=1.223\text{ kg/m}^3$ 。质量流量计测得流经试验件上小孔的总质量流量为 $q_{m,3}$,而每块试验件上总开孔数为 n ,因此计算得到单孔标况质量流量为

$$q_{m,3c,\text{single}} = \left(q_{m,3} \sqrt{\frac{T_h}{288}} \cdot \frac{101\,325}{p_h} \right) / n \quad (3)$$

3.3 流量系数

流量系数 C_d 是通过出口侧向扩张孔的实际质量流量 $q_{m,3c,\text{single}}$ 与理论质量流量 $q_{m,\text{th}}$ 之比。

$$C_d = \frac{q_{m,3c,\text{single}}}{q_{m,\text{th}}} \quad (4)$$

其中,试验时空气为不可压流体,此时 $q_{m,\text{th}} = A \sqrt{2\rho(p_{t1} - p_{s3})}$ 。

考虑到加工质量对流量系数的影响,计量每个试验件上小孔实际孔径,求平均得到每个试验件实际节流面积 A_{re} ,而节流面积设计值为 A_{th} ,定义节流面积影响因子 μ ,其中

$$\mu = \frac{A_{\text{th}}}{A_{\text{re}}} \quad (5)$$

根据计量结果,计算得出本次试验件 μ 的范围为0.986~1.015。

综上,流量系数计算公式如下:

$$C_d = \frac{\mu \left(q_{m,3} \sqrt{\frac{T_h}{288}} \cdot \frac{101\,325}{p_h} \right) / n}{A_{\text{th}} \sqrt{2\rho(p_{t1} - p_{s3})}} \quad (6)$$

试验过程中,保持扩张孔进口环腔内质量流量 $q_{m,1}$ 恒定,通过引射器调节不同扩张孔出口静压 p_{s3} ,并计量通过扩张孔的总质量流量 $q_{m,3}$,计算得到不同工况下扩张孔的流量系数 C_d 。试验时,每个状态点压力与流量数据采集24次,求平均值得出最终结果。

4 试验结果及分析

4.1 次流通道雷诺数对流量系数的影响

图4所示为不同次流通道雷诺数条件下,方案2流量系数随压降系数的变化规律。由图可知,出口侧向扩张孔流量系数与次流通道雷诺数成正比,压降系数越大,雷诺数增大对流量系数的增幅越小。而不同雷诺数条件下的流量系数极限值相差较小,且雷诺数越大,达到稳定值所需的压降系数越小。分析原因可能是雷诺数越大,气流在扩张段内流动发展更充分,气流扩张角度增大,边界层减小,从而流量系数增大,但当压降系数增大时,小孔静压进气逐渐开始占主导作用,雷诺数影响占比不断减小。

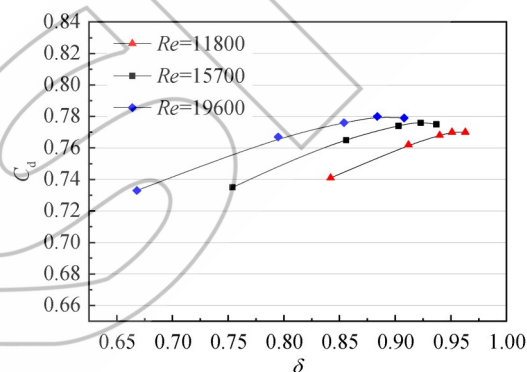


图4 流量系数与压降系数的关系(不同雷诺数)

Fig.4 Relationship between discharge coefficients and pressure drop coefficients (different Reynolds numbers)

4.2 孔径对流量系数的影响

不同孔径出口侧向扩张孔流量系数与压降系数关系曲线如图5所示,由图可知,孔径增大时,

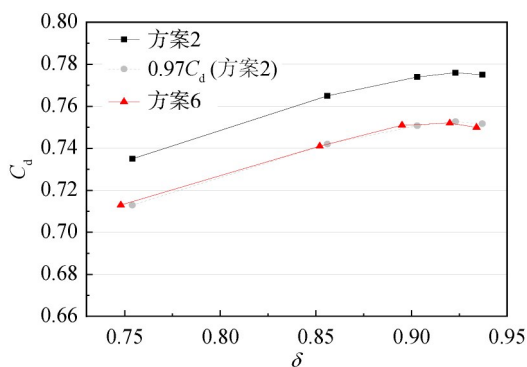


图5 流量系数与压降系数的关系(不同孔径)

Fig.5 Relationship between discharge coefficients and pressure drop coefficients (different diameters)

流量系数稍有减小,降幅不超过 3%。原因是孔径较小时,长径比较大,相同压降系数条件下孔内流速增大,流动发展更充分,边界层减小,有效流通面积增大,从而流量系数增大。

4.3 倾角对流量系数的影响

图 6 为不同倾角出口侧向扩张孔的流量系数与压降系数关系曲线。由图可知,流量系数与孔倾角成反比,且当倾角减小到 25° 后,流量系数趋于稳定。分析原因是孔倾角减小,侧向扩张孔长径比增大,有效流通面积增大,因此流量系数增大。但当长径比达到临界值时,流道过长会增大流动损失,倾角减小到 20° 时,有效流通面积增大和流动损失增大两者影响相平衡,使得流量系数不再继续增加。

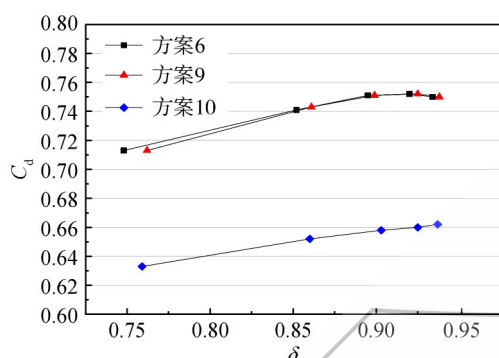


图 6 流量系数与压降系数的关系(不同倾角)

Fig.6 Relationship between discharge coefficients and pressure drop coefficients (different inclinations)

4.4 扩张角对流量系数的影响

从图 7 和图 8 中可以看出,流量系数随着扩张角的增大呈现出先增大后减小的变化规律,两种孔径的出口侧向扩张孔都在扩张角等于 25° 时流量系数最大。分析出现该规律的原因是在扩张角

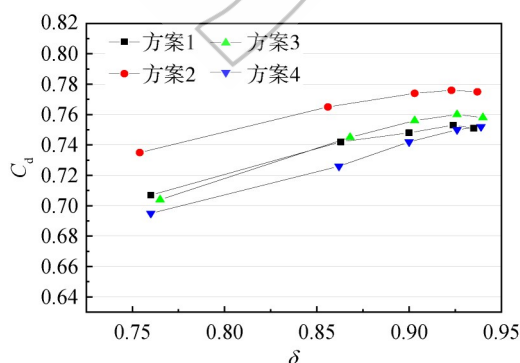


图 7 流量系数与压降系数关系($D=0.6$ mm)

Fig.7 Relationship between discharge coefficients and pressure drop coefficients ($D=0.6$ mm)

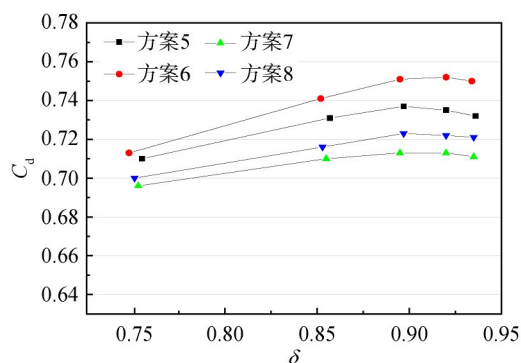


图 8 流量系数与压降系数关系($D=0.8$ mm)

Fig.8 Relationship between discharge coefficients and pressure drop coefficients ($D=0.8$ mm)

从 0° 增加到 25° 时,扩张角的增加使得小孔出口流通面积增大,促进孔内流动,从而流量系数增大;但当扩张角大于 25° 后,过大的扩张角使得小孔截面面积沿孔中轴线变化剧烈,出现了突扩段,而产生流动分离,进而增大流动损失,此时流动损失影响开始大于出口流通面积增大的影响,导致流量系数开始减小。

5 结 论

在本文的研究范围内,得到如下结论:

- 1) 当 $\delta < 0.9$ 时,出口侧向扩张孔流量系数与压降系数成正比,当 $\delta \geq 0.9$ 时,流量系数趋于稳定。
- 2) 进口圆柱段孔径为 $\phi=0.6$ mm 时出口侧向扩张孔的流量系数比 $\phi=0.8$ mm 时大 3%。
- 3) 随着扩张角的增大,出口侧向扩张孔的流量系数先增大后减小,且当扩张角 $\beta=25^\circ$ 时流量系数最大。
- 4) 当出口侧向扩张孔与壁面的倾角由 30° 减小至 25° 时,其流量系数显著增大,但当倾角继续减小至 20° 时,流量系数基本不变。
- 5) 出口侧向扩张孔的流量系数与次流通道雷诺数成正比,且雷诺数越大,流量系数达到稳定值所需的压降系数越小。
- 6) 当 $\delta \geq 0.9$ 后,不同次流通道雷诺数下出口侧向扩张孔的流量系数相差 2% 左右。

参考文献:

- [1] 朱惠人,许都纯,刘松龄,等.气膜孔形状对流量系数影响的实验研究[J].推进技术,1998,19(1):42-45.
ZHU Hui ren, XU Du chun, LIU Song ling, et al. The experimental investigation in the effects of film cooling holes shape

- on discharge coefficient[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1):42-45. (in Chinese)
- [2] GRITSCH M, SCHULZ A, WITTIG S. Discharge coefficient measurements of film-cooling holes with expanded exits[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 120(3):557-563.
- [3] 谢婕, 张靖周. 带偏转角气膜出流发散壁冷却特性的数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(2):157-161.
- XIE Jie, ZHANG Jingzhou. Numerical simulation on cooling characteristics of effusion wall with deflection film outflow[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(2):157-161. (in Chinese)
- [4] 杨彬, 徐国强, 丁水汀, 等. 旋转状态下气膜冷却特性的数值研究[J]. 航空学报, 2008, 29(2):274-279.
- YANG Bin, XU Guoqiang, DING Shuiting, et al. Numerical study of film cooling characteristics on a rotating turbine blade model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2):274-279. (in Chinese)
- [5] GRITSCH M, SCHULZ A, WITTIG S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film-cooling holes with expanded exits[R]. ASME Paper 97-GT-164, 1997.
- [6] 杨卫华, 马国锋, 张靖周, 等. 气膜冷却孔几何结构对流量系数的影响[J]. 推进技术, 2005, 26(5):413-416.
- YANG Weihua, MA Guofeng, ZHANG Jingzhou, et al. Influence of geometrical construction of film cooling hole on discharge coefficient[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(5):413-416. (in Chinese)
- [7] FORGHAN F. Discharge coefficient of diffusion holes[R]. AAIA-95-3622, 1995.
- [8] AN B T, LIU J J. Numerical investigation on diffusion slot hole with various cross-sectional end shapes[J]. Journal of Heat Transfer, 2017, 139:091703.1-091703.13.
- [9] SAVARY N, AUPOIX T, DUCHAINE P, et al. Effusion cooling 3D simulations to establish a discharge coefficient correlation[R]. ASME Paper GT2017-64264, 2017.
- [10] 张魏, 李广超, 彭大维, 等. 旋转对带斜肋和双排孔通道孔流量系数影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6):1258-1263.
- ZHANG Wei, LI Guangchao, PENG Dawei, et al. Influence of rotation on discharge coefficients of two rows of film holes in channel with rib turbulators[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6):1258-1263. (in Chinese)
- [11] 李广超, 朱惠人, 樊慧明. 角度和孔间距对双向扩张型孔流量系数影响的实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3):499-506.
- LI Guangchao, ZHU Hui ren, FAN Huiming. Influence of angles and hole pitches on discharge coefficients of expanded holes at inlet and outlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3):499-506. (in Chinese)
- [12] 宋新伟, 毛军逵, 屠泽灿, 等. 双层壳型冲击/气膜综合流量系数实验研究[J]. 推进技术, 2012, 33(6):875-880.
- SONG Xinwei, MAO Junkui, TU Zecan, et al. Experimental investigations on the discharge coefficient of double-decker jet impingement/film structures[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6):875-880. (in Chinese)
- [13] 向安定, 朱惠人, 刘松龄, 等. 涡轮导向叶片表面气膜孔流量系数的实验研究[J]. 推进技术, 2003, 24(3):216-219, 239.
- XIANG Anding, ZHU Hui ren, LIU Songling, et al. Discharge coefficient measurements for film cooling holes on blade surface in a turbine cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(3):216-219, 239. (in Chinese)
- [14] 方韧, 林宇震, 李彬, 等. 燃烧室多斜孔壁流量系数研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(1):61-64.
- FANG Ren, LIN Yuzhen, LI Bin, et al. Discharge coefficients of inclined multi-hole wall cooling in a combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1):61-64. (in Chinese)
- [15] 曹宗华, 何跃龙. 具有复合角的多斜孔板流量系数研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(4):28-31.
- CAO Zonghua, HE Yuelong. Research on the discharge coefficient of the inclined multi-hole plates with compound angle[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(4):28-31. (in Chinese)
- [16] 陈江, 宋双文, 陈剑. 逆向进气复合角发散热冷却孔流量系数试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(1):45-50.
- CHEN Jiang, SONG Shuangwen, CHEN Jian. Experiment of discharge coefficient of counter inlet effusion cooling holes with compound angle[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1):45-50. (in Chinese)
- [17] 彭中九. 一种测量火焰筒进气孔流量系数的试验装置及方法: CN107036665A[P]. 2017-08-11.
- [18] 黄开明, 黄金泉, 任丹, 等. 涡轴发动机性能参数的等效换算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9):2036-2040.
- HUANG Kaiming, HUANG Jinquan, REN Dan. Performance parameter equivalent correction of turbo-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9):2036-2040. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)