

气体压缩性对流量系数的影响

胡文成^{1,2}, 张宝华¹, 沈忱¹, 王冬冬¹, 窦义涛¹, 绍志强¹

(1. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;

2. 西北工业大学 能源与动力学院, 西安 710072)

摘 要: 通过理论和实验研究了气体压缩性对有效流通面积的影响。运用回归分析的方法对实验数据拟合, 对比研究不同理论模型与实验数据的吻合程度。研究发现: 供气压比小于 1.081 时, 气体的压缩性影响较小。供气压比大于 1.081 时可压缩气体理论模型拟合曲线与实验数据吻合, 不同供气压比状态的有效流通面积比较稳定。而不可压缩气体理论模型拟合曲线与实验数据偏离, 不同供气压比状态下有效流通面积相差较大。

关键词: 气体压缩性; 回归分析; 流量系数; 有效面积; 压比

中图分类号: V211.79

文献标志码: A

Effect of gas compressibility on flow coefficient

HU Wencheng^{1,2}, ZHANG Baohua¹, SHEN Chen¹,
WANG Dongdong¹, DOU Yitao¹, SHAO Zhiqiang¹

(1. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The effect of gas compressibility on the effective flow area was studied by theory and experiment. The regression analysis method was used to fit the experimental data, and compared the degree of the coincidence between different theoretical models and experimental data. Results showed that the pressure of gas compressibility can be neglected when the gas pressure ratio was less than 1.081. When the pressure ratio was greater than 1.081, the fitting curve of the compressible gas theory model was consistent with the experimental data, and the value of effective flow area was stable at different pressure ratios. Fitting curves of the incompressible flow theory model deviated from the experimental data. The value of the effective flow area changed with different pressure ratios.

Key words: gas compressibility; regression analysis; flow coefficient; effective area; pressure ratio

现代高性能的航空和航天发动机均需要了解其气动部件的流量特性, 以便实现热端部件的冷却和提高燃烧效率等。如航空发动机涡轮叶片冷

却、火焰筒冷却设计和航天发动机加力燃烧室喷嘴结构设计等。

针对热端部件冷却和气动结构设计等, 国内

收稿日期: 2020-07-15

作者简介: 胡文成(1980—), 男, 高级工程师, 博士生, 主要从事燃烧激光诊断技术应用研究。

引用格式: 胡文成, 张宝华, 沈忱, 等. 气体压缩性对流量系数的影响[J]. 航空动力学报, 2021, 36(4): 776-782. HU Wencheng, ZHANG Baohua, SHEN Chen, et al. Effect of gas compressibility on flow coefficient[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(4): 776-782.

和国际上的高校及相关研究单位做了大量的实验和理论研究工作^[1-10]。其中流量系数定义主要采用等熵绝能可压缩气体理论模型和等熵绝能不压缩气体理论模型^[11-12]。但是研究结果中并未直接对比两种理论模型的流量系数差异。本文以7种不同实验件的实验数据作为研究对象,利用回归分析的方法对实验数据进行拟合处理分析。研究发现可压缩气体理论模型与实验数据吻合较好。不可压缩理论模型仅在小压比状态下与实验数据吻合。对比分析了两种理论模型得到的流量系数差异原因(有效流通面积)。通过实验发现供气压力小于1.081状态下,不可压缩气体模型的回归曲线与实验数据依然吻合较好。其有效流通面积值与平均有效流通面积相差很小。研究结果可为工程流量系数计算选择适合的理论模型具有一定的意义。

1 实验设备及实验件

1.1 实验设备

实验设备由稳压气源、排气系统、管路、测试系统、数据采集系统、流量调控系统等组成。

如图1所示,空压机来的压缩空气流入稳压罐稳压形成稳压气源(稳压气源配有气滤确保空气洁净)。压缩空气经安装有流量计的管道流入进气转接段后经实验件排入大气环境。实验状态通过流量计两端的电磁调节阀和稳压气源放气阀门协调控制。气源最大供气压力为700 kPa,最大供气流量为0.5 kg/s;空气流量采用涡街或涡轮流量计测量,精度为1%(相对误差);压力变送器测量精度为0.25%(引用误差);实验采用的铂电阻温度测量精度满足B级要求,图中 p 、 T 分别表示压力和温度,下标“0”表示实验件进口,“1”表示排气空间。 q_v 为实验得到的体积流量, q_m 为 q_v 换算质量流量。

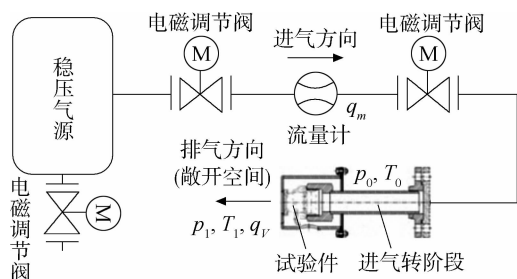


图1 实验设备简图

Fig. 1 Experimental equipment diagram

1.2 实验件

实验研究对象为7个不同几何结构的实验件(图2)。包含3个不同结构形式的旋流器、1个冷却孔板和3个不同结构的气体喷嘴(喷嘴2有2个内部几何结构不同的实验件,喷嘴2-1和喷嘴2-2)。

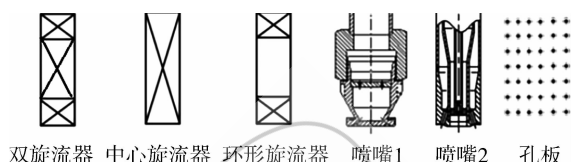


图2 实验件简图

Fig. 2 Schematic diagram of experiment piece

2 流量系数定义

2.1 可压缩气体模型定义有效流通面积

流量系数定义为 $C_d = q_v / q_{v, \text{theo}} = q_m / q_{m, \text{theo}} = A_j / A$, 其中 A_j 为实验件出口射流有效面积(dm^2); A 为实验件出口几何面积(dm^2); q_v 为实验得到的体积流量(L/s); q_m 为 q_v 换算质量流量(kg/s); $q_{v, \text{theo}}$ 为理论体积流量(L/s); $q_{m, \text{theo}}$ 为理论质量流量(kg/s)。可由连续方程及伯努利定律推得,考虑气体的压缩性流量系数计算公式表示如下^[11-13]:

$$q_{m, \text{theo}} = AC_d \rho_1 \sqrt{\left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} \frac{p_0}{\rho_0} \cdot \frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1\right]} \quad (1)$$

式中 p_0 、 p_1 分别为实验件进口总压和出口静压(kPa); ρ_1 为实验件出口气流密度(kg/m^3); κ 为空气等熵指数,取1.4;将质量流量换算成大气压下体积流量,因气体流动过程中温度变化较小可以认为温度不变,则有

$$q_v = AC_d \sqrt{\left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} RT_0 \frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1\right]} \quad (2)$$

式中 R 为气体常数,取287; T_0 为实验件进口处温度(K)。根据流量系数定义式和式(2)可得等熵绝能可压缩气体有效流通面积表达式

$$AC_d = A_j = \frac{q_v}{\left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} RT_0 \frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1\right]} \quad (3)$$

2.2 不可压缩气体模型定义有效流通面积

绝能等熵不可压缩气体质量流量定义式可由

伯努利方程推得^[14]，其质量流量方程如下：

$$q_m = AC_d \sqrt{2\Delta p \rho_0} \tag{4}$$

式中 Δp 实验件进口与出口压差；将式(4)转换成大气条件下的体积流量即式(5)(实验件出口为大气压)。

$$q_v = AC_d \sqrt{2 \frac{p_0}{p_1} RT_0 \left(\frac{p_0}{p_1} - 1 \right)} \tag{5}$$

据流量系数定义式和式(5)可得不可压缩气体有效流通面积表达式

$$AC_d = A_j = \frac{q_v}{\sqrt{2 \frac{p_0}{p_1} RT_0 \left(\frac{p_0}{p_1} - 1 \right)}} \tag{6}$$

3 实验结果及分析

3.1 不同定义得到的流量系数

依据体积流量实验数据和有效流通面积定义得到不同理论模型的有效流通面积随压比(pressure ratio, 量符号记为 R_p)变化曲线(图 3~图 9)。可压缩气体理论模型得到的 7 个实验件有效流通面积值随供气压比状态变化较小,其数值与平均有效流通面积接近(图 3~图 9 红色直线)。同等条件下,不可压缩气体理论模型得到的有效流通面积变化与供气压比有关(图 3~图 9)。

最大供气压比小于 1.081 的实验件不可压缩气体模型得到的有效流通面积(与平均有效流通面积比较接近(图 3~图 5 蓝色直线)。最大供气压比大于 1.081 的实验件,不可压缩气体模型得到的有效流通面积与平均有效流通面积相差较大(图 6~图 9 蓝色直线)。

最大供气压比为 1.202 的实验件(图 6),大部分不可压缩气体模型得到的有效流通面积与平均有效流通面积值接近。只有压比范围(1.020~1.202)两端的状态点有效流通面积与平均有效流通面积偏离。

最大供气压比大于 1.202 的实验件,不可压缩气体模型得到的有效流通面积与平均有效流通面积偏离更加明显(图 7~图 9)。

3.2 结果分析

将可压缩气体模型流量式(2)和不可压缩气体模型流量式(5)作为基本回归方程^[15-18],分别对 7 个实验件(图 1)的实验数据作拟合曲线。回归公式中自变量为供气压比 p_0/p_1 (p_0 为实验件进气总压, p_1 为实验件排气口静压),因变量为相应压比状态下实验测得并换算后的体积流量 q_v (L/s)。相同实验件气体可压缩、不可压缩模型得

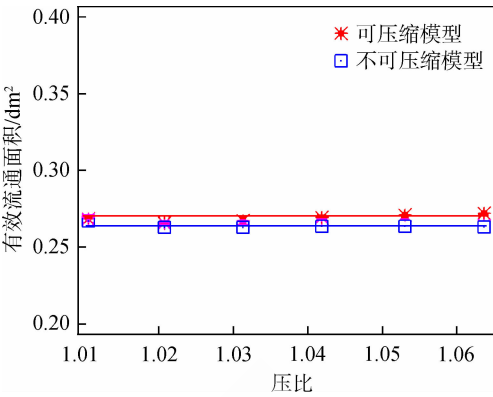


图 3 孔板不同理论模型有效流通面积
($R_p=1.011\sim1.064$)
Fig. 3 Different theoretical models' effective flow area of orifice plate ($R_p=1.011\sim1.064$)

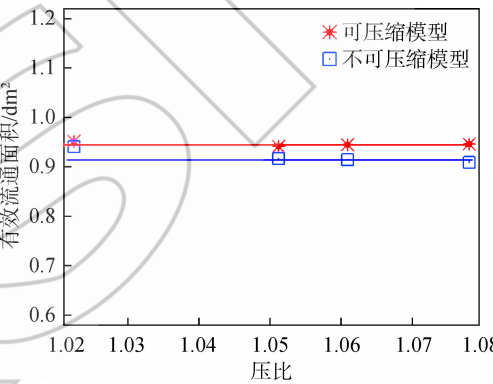


图 4 中心旋流器不同理论模型有效流通面积
($R_p=1.022\sim1.078$)
Fig. 4 Different theoretical models' effective flow area of central cyclone
($R_p=1.022\sim1.078$)

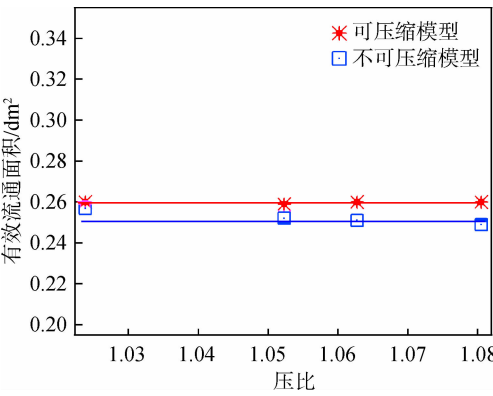


图 5 环形旋流器不同理论模型有效流通面积
($R_p=1.024\sim1.081$)
Fig. 5 Different theoretical models' effective flow area of annular hydrocyclone
($R_p=1.024\sim1.081$)

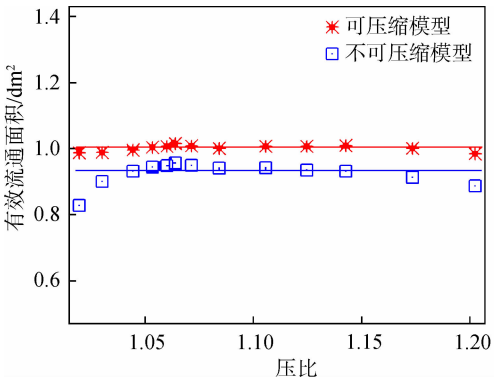


图 6 双旋流器不同理论模型有效流通面积
($R_p=1.020\sim1.202$)

Fig. 6 Different theoretical models' effective flow area of double hydrocyclones
($R_p=1.020\sim1.202$)

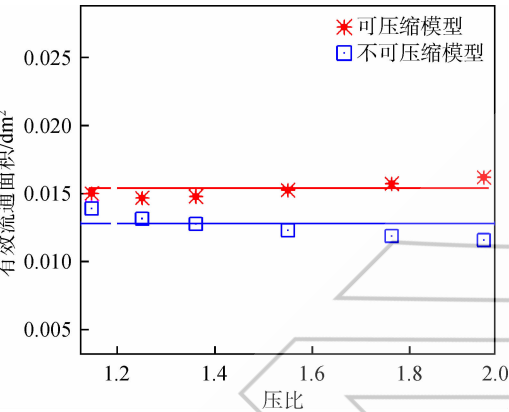


图 7 喷嘴 1 不同理论模型有效流通面积
($R_p=1.151\sim1.948$)

Fig. 7 Different theoretical models' effective flow area of nozzle 1 ($R_p=1.151\sim1.948$)

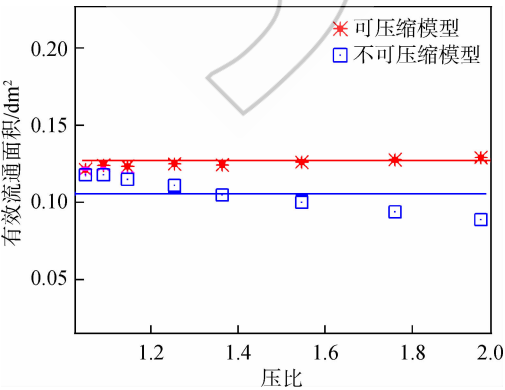


图 8 喷嘴 2-1 不同理论模型有效流通面积
($R_p=1.050\sim1.958$)

Fig. 8 Different theoretical models' effective flow area of nozzle 2-1 ($R_p=1.050\sim1.958$)

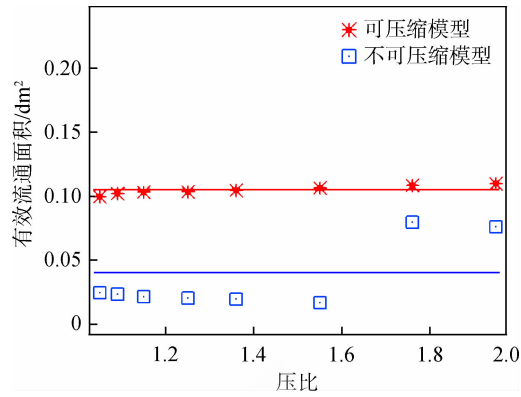


图 9 喷嘴 2-2 不同理论模型有效流通面积
($R_p=1.050\sim1.950$)

Fig. 9 Different theoretical models' effective flow area of nozzle 2-2 ($R_p=1.050\sim1.950$)

到的压比-流量回归曲线以及实验所测数据均绘制在同一图中(图 10~图 16)。

不同供气压比条件下,可压缩气体模型的回归曲线与实验数据吻合较好。不可压缩模型的回归曲线与实验数据的吻合程度与供气压比有关(图 10~图 16)。

根据可压缩流动气体理论模型(绝能等熵)可得到供气压比与马赫数的函数关系式^[19](式(7)),其中 p_0/p_1 为实验件进口滞止压强与出口压强的比值, Ma 为马赫数。

$$\frac{p_0}{p_1} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (7)$$

由气体动力学可知,气体在 $Ma=0.3$ 以下近似为不可压缩流体。根据式(7)可以计算得到气体不可压缩近似条件下($Ma=0.3$)压比 p_0/p_1 为 1.064。即实验件进气总压与出口静压之比小于 1.064 时,气体可以近似为不可压缩流体。这个理论结果与孔板实验结果相符(图 3),且这两个理论模型的回归曲线与实验数据几乎重合(图 10)。

由等熵绝能可压缩气体流动过程可知^[19](式(8)),气体在不同压力状态间流动时会有一部分压力能转换成热力学能(内能)。在总能量不变的前提下,由于部分压力能转换成内能,可压缩气体模型转换的动能部分会相应减少。

$$\Delta s = \int_{T_0}^{T_1} c_p \frac{dT}{T} - R \ln \frac{p_1}{p_0} = 0 \quad (8)$$

由流量系数定义 $C_d = \frac{q_m}{q_{m,theo}} = \frac{A_1}{A}$,可知流量系数是流量实验测量值 q_m 与理论计算值 $q_{m,theo}$ 之间的比值。可压缩气体模型中含有热力学能的转换,因此可压缩模型得到的有效流通面积会大于

不可压缩模型得到的有效流通面积(图 3~图 9)。

最大供气压比为 1.078 和 1.081 条件下,不可压缩气体模型的回归曲线与实验数据偏离较小(图 11、图 12)。在最大供气压比为 1.202 条件

下,虽然不可压缩模型得到的回归曲线与大部分实验数据吻合。但是在回归曲线两端与实验数据已出现较明显的偏离。随着最大供气压比的增大,这种偏离现象更加明显(图 14~图 16)。

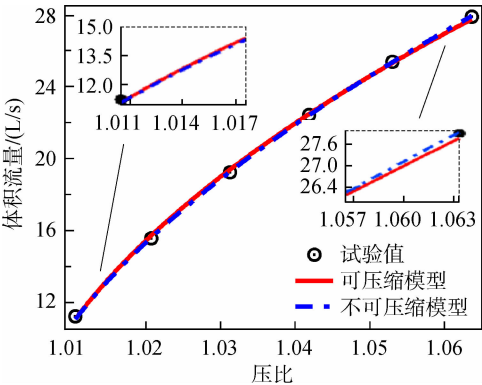


图 10 孔板实验数据拟合结果($R_p=1.011\sim1.064$)

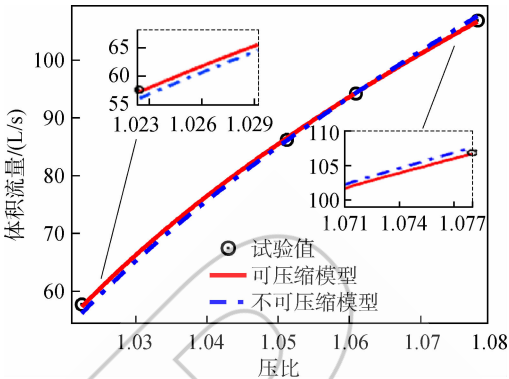


图 11 中心旋流器实验数据拟合结果($R_p=1.022\sim1.078$)

Fig. 10 Fitting results of orifice plate experimental data ($R_p=1.011\sim1.064$)

Fig. 11 Fitting results of central cyclone experimental data ($R_p=1.022\sim1.078$)

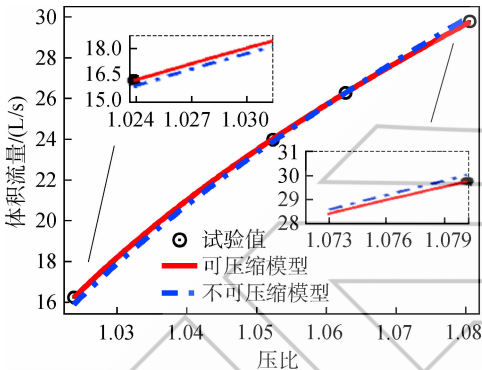


图 12 环形旋流器实验数据拟合结果($R_p=1.024\sim1.081$)

Fig. 12 Fitting results of annular hydrocyclone experimental data ($R_p=1.024\sim1.081$)

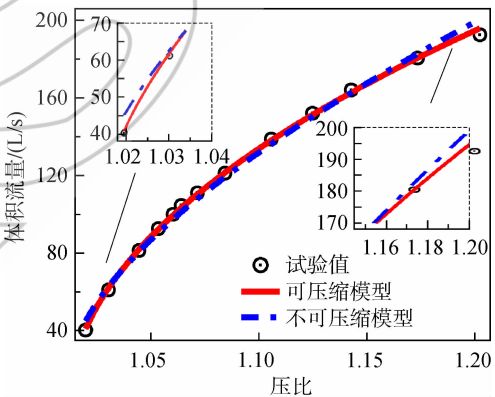


图 13 双旋流器实验数据拟合结果($R_p=1.020\sim1.202$)

Fig. 13 Fitting results of double hydrocyclones experimental data ($R_p=1.020\sim1.202$)

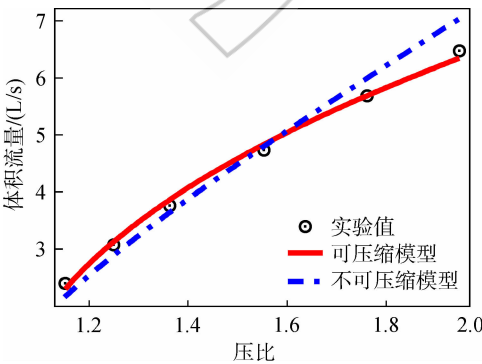


图 14 喷嘴 1 实验数据拟合结果($R_p=1.151\sim1.948$)

Fig. 14 Fitting results of nozzle 1 experimental data ($R_p=1.151\sim1.948$)

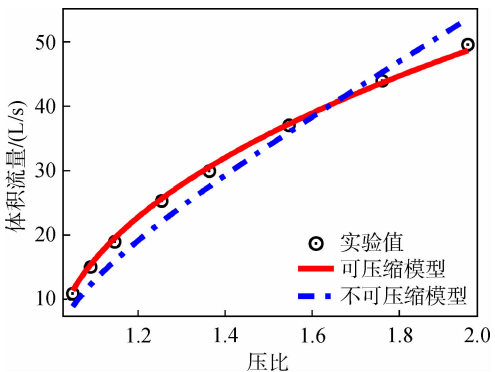


图 15 喷嘴 2-1 实验数据拟合结果($R_p=1.050\sim1.958$)

Fig. 15 Fitting results of nozzle 2-1 experimental data ($R_p=1.050\sim1.958$)

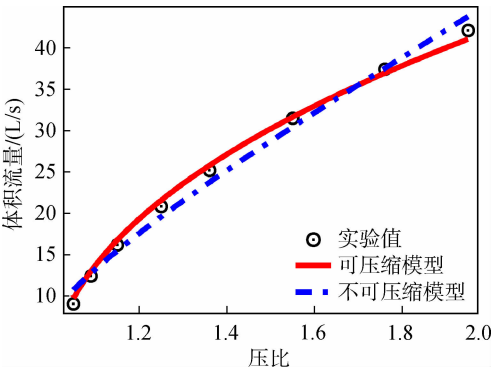


图 16 喷嘴 2-2 实验数据拟合结果
($R_p=1.050\sim1.950$)

Fig. 16 Fitting results of nozzle 2-2 experimental data ($R_p=1.050\sim1.950$)

在最大供气压比为 1.081~1.202 之间的状态($0.335Ma\sim0.519Ma$),不可压缩气模型的回归曲线与实验数据呈现不同程度的偏离(图 17、图 18,括号内数值为压比范围)。最大供气压比高于 1.081 的状态,其回归曲线在小压比状态点附近($p_0/p_1=1.0536\sim1.0639$)与实验值偏离较大(图 18)。此时在小压比状态点不可压缩气体模型计算的有效流通面积随压比增大(图 6)。这并非是气体黏性(雷诺数)作用的结果。主要是随着最大供气压比的增大,流动气体转换成热力学能增多(式(8))。不可压缩气体模型已不适用于有效流通面积计算。这也很自

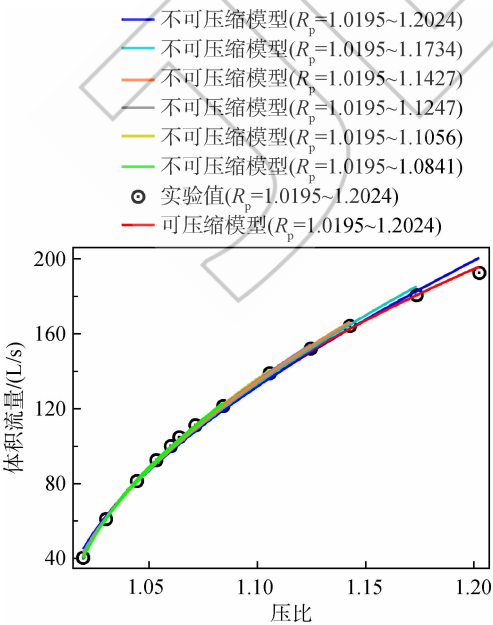


图 17 双旋流器拟合结果(不同压比范围)

Fig. 17 Fitting results of double hydrocyclones (different pressure ratios)

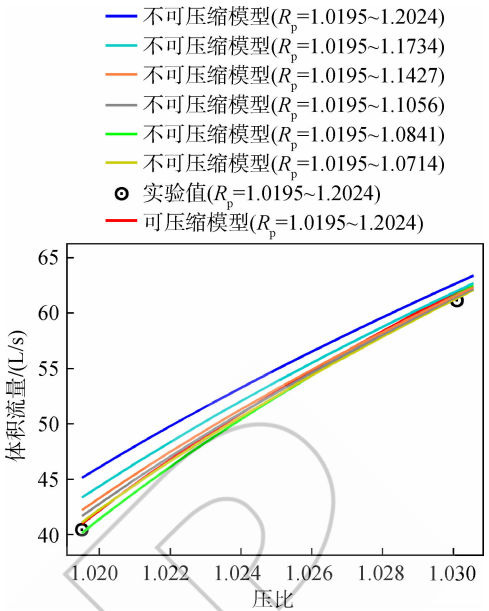


图 18 双旋流器拟合结果(小压比状态点附近)
Fig. 18 Fitting results of double hydrocyclones (near low pressure ratio state point)

然地解释了在较小的压比条件下(小于 1.081),不可压缩气体模型的回归曲线与实验数据吻合较好(图 10~图 12),不可压缩气体模型计算的有效流通面积与有效流通面积均值相差较小(图 3~图 5 蓝色线)的原因。

4 结 论

本文通过实验数据运用不同理论模型得到的有效流通面积对比,发现可压缩气体理论模型在所有压比状态下得到的有效流通面积比较稳定(与有效流通面积均值对比)。不可压缩理论模型得到的有效流通面积的稳定性与最大供气压比有关。压比小于 1.064 的条件下,不可压缩气体理论模型得到的有效流通面积稳定但其数值小于可压缩气体模型。压比大于 1.064 的条件下,依然可以找到不可压缩气体模型有效流通面积比较稳定的压比状态点(如 1.081)。

本文虽然给出了较粗略的理论和相应的实验现象解释。但引用的理论中并未考虑气体旋转动量对有效流通面积的影响。此外雷诺数对流量系数(有效流通面积)也有影响,文献[20-21]研究了雷诺数对小尺度孔的流量系数的影响,文献[22]考虑了气体旋转动量对流量系数的影响并做了相关研究。至于不可压缩模型适用的压比边界点和考虑旋转动量等因素的理论模型对有效流通面积的影响,还需要进一步的实验及理论研究。

参考文献:

- [1] 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 Huiren,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)
- [2] 罗国良,杨卫华,曹俊,等.弯曲段壁面冲击发散冷却结构流量系数与冷却效率的实验[J].航空动力学报,2011,26(8):1688-1694.
LUO Guoliang,YANG Weihua,CAO Jun, et al. Experimental study of discharge coefficient and cooling effectiveness for impingement effusion cooling in curved section [J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(8):1688-1694. (in Chinese)
- [3] 向安定,朱惠人,刘松龄,等.涡轮工作叶片型面气膜孔流量系数的实验研究[J].航空动力学报,2003,18(4):507-511.
XIANG Anding,ZHU Huiren,LIU Songling, et al. Discharge coefficient measurements of film cooling holes on blade surface in a turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(4):507-511. (in Chinese)
- [4] 倪萌,朱惠人,裴云,等.肋角度对流量系数影响的数值模拟研究[J].航空动力学报,2004,19(2):196-200.
NI Meng,ZHU Huiren,QU Yun, et al. Numerical investigation of influence of rib orientation on discharge coefficients[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(2):196-200. (in Chinese)
- [5] 聂俊领.旋转条件下小孔流量系数试验研究与数值分析[D].南京:南京航空航天大学,2014.
NIE Junling. Experimental study and numerical analysis on the discharge coefficient of rotating orifices[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [6] GRITSCH M, SAUMWEBBER C. Effect of internal coolant cross-flow orientation on the discharge coefficient of shaped film-cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2000,122(2):146-152.
- [7] 胡正权.旋转条件下小孔流量系数数值研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.
HU Zhengquan. Numerical study on the discharge coefficient of rotating orifices[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)
- [8] 陈江,宋双文,陈剑,逆向进气复合角发散冷却孔流量系数实验[J].航空动力学报,2019,34(1):46-50.
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):46-50. (in Chinese)
- [9] 张建波,焦春晓,邹冬林,等.一种关于静压气体轴承节流孔系数的计算方法[J].航空动力学报,2019,34(4):787-795.
ZHANG Jianbo,JIAO Chunxiao,ZOU Donglin, et al. A calculation method for solution of discharge coefficients in aerostatic bearing[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(4):787-795. (in Chinese)
- [10] 李永洲,马元,张堃元.二元曲面可调进气道流量系数精确预测方法[J].航空动力学报,2019,34(7):1409-1415.
LI Yongzhou,MA Yuan,ZHANG Kunyuan. Accurate prediction method of flow coefficient for 2D curved surface variable[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(7):1409-1415. (in Chinese)
- [11] MEYFARTH P F, SHINE A J. Experimental study of flow through moving orifices[J]. Journal of Basic Engineering,1965,87(4):1082-1083.
- [12] WITTING S,KIM S,JAKOBY R, et al. Experimental and numerical study of orifice discharge coefficients in high-speed rotating disks[J]. Journal of Turbomachinery,1996,118(2):400-407.
- [13] 欧特尔.普朗特流体力学基础[M].朱子强,译.北京:科学出版社,2008:160-161.
- [14] 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.
- [15] 贺俐,陈桂兴.计算方法[M].武汉:武汉大学出版社,2002.
- [16] 徐萃薇,孙绳武.计算方法引论[M].北京:高等教育出版社,2002:62-74.
- [17] 易大义,蒋叔豪,李有法.数值分析[M].武汉:华中工学院出版社,1982:80-90.
- [18] 盛骤,谢式千,潘承毅.概率论与数理统计[M].北京:高等教育出版社,2001:270-313.
- [19] ANDERSON J D. Fundamentals of aerodynamics [M]. New York:McGraw-Hill Education,2017.
- [20] 张效伟,朱惠人,张霞,等.小尺度孔的流量系数试验[J].航空动力学报,2010,25(11):2479-2485.
ZHANG Xiaowei,ZHU Huiren,ZHANG Xia, et al. Experiment of discharge coefficients for small scale cylindrical holes[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(11):2479-2485. (in Chinese)
- [21] FURUICHI N, TERAOKA Y. Re-definition of the discharge coefficient of throat-tapped flow nozzle and investigations on the influence of geometric parameters[J]. Journal of Flow Measurement and Instrumentation,2019,65:16-21.
- [22] MAENG D J, LEE J S, JAKOBY R, et al. Characteristics of discharge coefficient in a rotating disk system[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1999,121(4):663-669.

(编辑:王碧珺)