

翅片安装高度对共转盘腔减阻特性影响的数值研究^{*}

侯晓亭, 王锁芳, 张 凯

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏省航空动力重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了探索翅片安装高度变化对共转盘腔径向内流总压损失的影响规律, 对不同转速、翅片径向安装高度下的去旋系统展开了数值研究, 得到了不同工况下径向内流共转盘腔的流场结构及总压损失分布曲线。研究表明: 翅片安装高度能够影响盘腔内部旋流比分布情况, 翅片吸力面流体的旋流比大于压力面侧; 随着翅片安装高度的升高, 减涡器的总压损失先减小后增大; 在所研究工况及结构参数下, 翅片下端径向高度与盘腔高度比值为0.476时减涡器的减阻效果最好, 压力损失系数降低16%左右; 在一定条件下, 翅片式减涡器总压损失主要集中在翅片所在盘腔分区; 翅片上端和下端盘腔分区总压损失对减阻性能的影响起决定性作用, 且上端的影响大于下端的影响。

关键词: 翅片; 共转盘腔; 数值模拟; 旋流比; 总压损失

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 07-1457-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190436

Numerical Investigation on Effects of Installation Height of Fins on Drag Reduction Performance of Co-Rotating Cavity

HOU Xiao-ting, WANG Suo-fang, ZHANG Kai

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To study the effects of the height change of the fins installation on the total pressure loss in in-flow of co-rotating cavity, numerical simulation was carried out to calculate the gas in de-swirl system with varied installation heights under different rotational speeds. The flow structures and the diagrams of total pressure loss under different conditions were obtained. The results show that the installation height of fins can affect the distribution of swirl ratio in the cavity. The flow rate of the fluid in the suction surfaces of the fins is greater than that of the pressure surfaces. And as the height of the installation of the fins increase, the total pressure loss of the vortex reducer tends to decrease at first and then increase. Under the studied conditions and structural parameters, the drag reduction effect of the vortex reducer is the best when the ratio of the radial height of the lower end of the fin to the height of the cavity is 0.476. And the pressure loss coefficient is reduced by about 16%. Under certain conditions, the total pressure loss of finned vortex reducer is mainly concentrated in the cavity area where the fin is located. The total pressure loss at the upper and lower end of the fin cavity exert a decisive part in the influence of drag reduction performance, and the influence of the upper end is greater than that of the lower end.

^{*} 收稿日期: 2019-06-24; 修订日期: 2019-07-30。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-III-0011-0037)。

作者简介: 侯晓亭, 硕士生, 研究领域为发动机流动与冷却。E-mail: 1085972278@qq.com

通讯作者: 王锁芳, 博士, 教授, 研究领域为发动机流动与冷却。E-mail: sfwang@nuaa.edu.cn

引用格式: 侯晓亭, 王锁芳, 张 凯. 翅片安装高度对共转盘腔减阻特性影响的数值研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1457-1463. (HOU Xiao-ting, WANG Suo-fang, ZHANG Kai. Numerical Investigation on Effects of Installation Height of Fins on Drag Reduction Performance of Co-Rotating Cavity[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7): 1457-1463.)

Key words: Fins; Co-rotating cavity; Numerical simulation; Swirl ratio; Total pressure loss

1 引言

在现代高性能航空发动机的二次空气系统中,高压冷却空气从压气机的某一级间径向引入,轴向流出用于冷却涡轮等高温部件。由于压气机盘腔等旋转部件旋转速度高,气流在共转盘腔内易形成强涡流,造成共转盘腔内产生较高的总压损失。因此在压气机级间安装减涡器,以抑制径向引气过程中涡流的发展。

Hide^[1]最早提出将自由盘腔内的流动分成四个区域(进口源区、艾克曼层、核心层、出口汇区)。文献[2-6]通过试验方法研究了径向内流共转盘腔,试验结果论证了Hide的分区理论。Owen等^[7]通过采用流场可视化和激光多普勒测速技术研究了旋转盘腔内流场特性,并验证了修正线性理论方法的准确性。Chew等^[8]对旋转盘腔内部总压损失特性进行了数值计算和试验验证,通过在旋转盘腔内部布置60个径向翅片,利用理论计算与试验结果验证,证实了径向翅片的安装会使得盘腔内部的总压损失降低。Liu等^[9]通过数值模拟研究了矩形导流板对减涡器性能的影响,研究表明,不同几何参数的挡板对叶轮后腔内的流动结构和总压损失具有一定的影响。杨守辉^[10]对径向内流共转盘腔内的总压损失特性进行了理论分析和试验研究,通过分析普通进气共转盘腔和带去旋隔片式共转盘腔的总压损失,得出带去旋隔片式共转盘腔其盘腔内气体的旋转速度明显降低,盘腔内压降有所减小。文献[11-12]对典型径向引气旋转盘腔结构及加装导流板和导流管引气结构的减涡器进行了数值模拟,结果表明,相比于典型盘腔结构,带导流板和导流管式减涡器均能减小腔内总压损失。王远东等^[13-14]通过试验方法对典型径向引气、轴向出气的旋转盘腔结构以及增大导流板引气结构的盘腔进行分析,试验结果表明安装导流板的盘腔径向引气能力增强,且导流板个数与盘腔引气量呈现正相关。蒋亮亮^[15]通过试验方法研究了典型及带导流板的旋转盘腔结构的流场规律。Luo等^[16]对不同减涡器径向内流旋转盘腔的总压损失特性进行了试验分析,通过分析带导流板式减涡器总压损失,得出减涡器的性能取决于其自身的几何形状、进口流量和腔体的转速等。Du等^[17]通过数值模拟的方法研究了不同数目、角度的导流板对盘腔内径向内流减阻特性影响,结果表明,12块导流板的减涡效果

优于6块时的减涡效果,同时发现导流板曲率变化越小,盘腔内的压力损失就越小,引气流量越大。

综上所述,国内外研究学者大多将翅片(部分学者称为导流板)形状简化为规则矩形结构,且对去旋系统翅片的研究主要集中在角度、数目上,尚未发现对不规则翅片径向安装高度的研究。本文主要针对不规则翅片结构的不同径向安装高度进行研究,得出了不同转速、翅片安装高度下减涡器流动特性的变化规律。

2 物理模型和计算方法

2.1 几何模型和网格划分

如图1所示,本文计算域选取由鼓筒孔入口开始,依次经过鼓筒孔、共转盘腔、翅片,最终到盘腔出口的腔体空间。根据文献[12]可知,长圆形鼓筒孔的减阻效果要优于圆形孔,因此本文研究模型采用20个长圆孔作为鼓筒孔进气。图1中盘腔高度 r_0 ,盘腔宽度 $d/r_0=0.247$,翅片数目选用10个,翅片长度 $l_1/r_0=0.489$,翅片安装高度取 $l_0/r_0=0.315, 0.368, 0.422, 0.476, 0.530$ 。选取盘腔的1/10作为计算域。最终选定的计算域如图2所示,盘腔通过Surface 0, Surface 1, Surface 2, Surface 3, Surface 4四个面划分为四个盘腔区域。

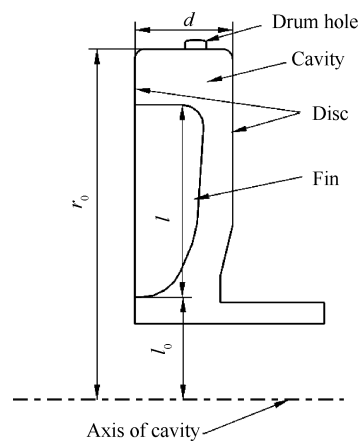


Fig. 1 Co-rotating cavity with fin

所有计算模型均采用四面体网格划分,对鼓筒孔和近壁面等流动参数变化剧烈区域进行加密,网格膨胀系数 <1.1 ,经过计算,壁面 y^+ 为30~200,满足湍流模型边界层要求。分别对不同网格数目的模型进行计算,盘腔内总压降 Δp 随网格数变化如图3所示,当网格数达到100万后,盘腔总压降几乎不再变

化,满足网格独立性要求,最终确定模型网格数在 100 万左右。

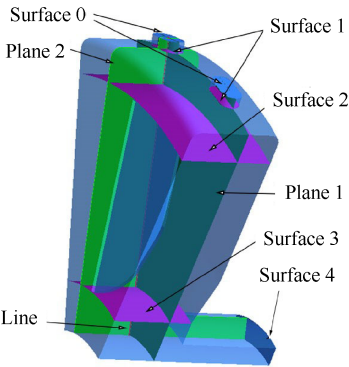


Fig. 2 Computational domain

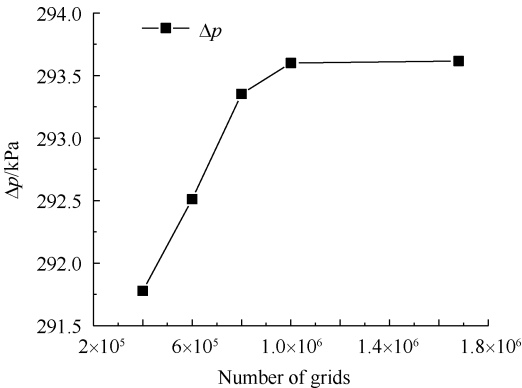


Fig. 3 Results of grid independence

2.2 数值方法及验证

本文数值模拟采用 ANSYS CFX 17.2 软件进行三维稳态分析,计算域设置为旋转域,采用 Scalable 函数。如图 4(a)所示,比较了在相同工况下, $k-\varepsilon$, $k-\omega$, RNG $k-\varepsilon$ 和 SST 湍流模型的计算结果,发现几种湍流模型的计算结果趋势一致且总压降 Δp 相差较小,最大相差不足 6%。图 4(b)为仿真结果与文献[7]计算结果对比图,可以看出 $k-\varepsilon$ 湍流模型下数值计算与文献结果吻合较好。因此本文湍流模型选用 $k-\varepsilon$ 模型。收敛的标准为各方程残差精度均 $<10^{-6}$,监控进口总压变化趋于平直。

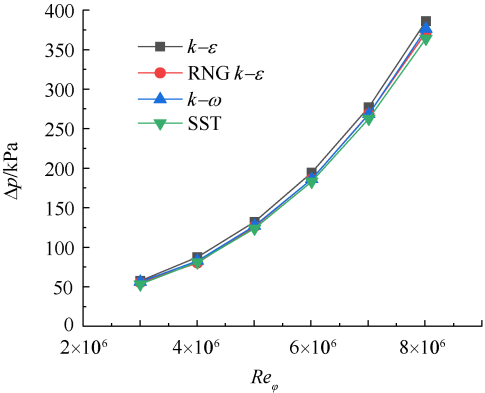
2.3 边界条件

针对上述计算模型,边界条件设置如下:入口采用流量进口边界条件,出口为压力出口,固体壁面均为绝热无滑移边界条件,每 2×10^3 r/min 取一计算工况点,周期面设置为旋转周期性边界条件。具体参数见表 1。

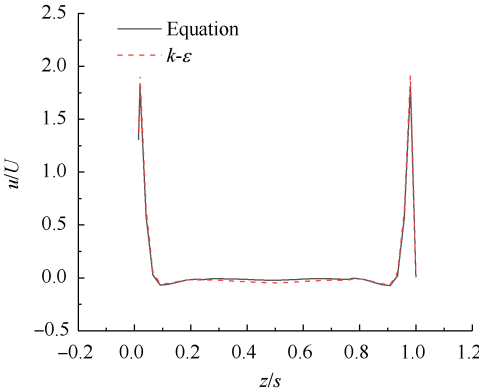
2.4 参数定义

旋转雷诺数定义为

$$Re_\varphi = \rho \omega r_0^2 / \mu \quad (1)$$



(a) Different turbulence models



(b) Comparison with references [7]

Fig. 4 Results of turbulence model analysis

Table 1 Work condition

Parameter	Value
Inlet mass flow rate/(kg/s)	1.3
Outlet static pressure/kPa	801.6
Inlet total temperature/K	600
Maximum rotation speed/(r/min)	1.6×10^4
Minimum rotation speed/(r/min)	6×10^3

式中 ρ 为气流密度 (kg/m^3), ω 为转盘旋转角速度 (rad/s), r_0 为盘腔外半径 (m), μ 为气流的动力粘度 ($\text{kg/m} \cdot \text{s}$)。

旋流比为

$$S_r = \frac{V_\phi}{\omega x} \quad (2)$$

式中 V_ϕ 为气流绝对周向速度 (m/s), x 为当地半径 (m)。

总压损失系数为

$$C_{pi} = \frac{2 \times (p_i - p_{i+1})}{\rho \omega^2 r_0^2} \quad (3)$$

$$C_p = \frac{2 \times (p_0 - p_4)}{\rho \omega^2 r_0^2} \quad (4)$$

式中 $i=0, 1, 2, 3$, 其中 C_{p0} 为鼓筒孔总压损失系

数, C_{p1} 为 Surface 1–Surface 2 盘腔分区总压损失系数, C_{p2} 为 Surface 2–Surface 3 盘腔分区总压损失系数, C_{p3} 为 Surface 3–Surface 4 盘腔分区总压损失系数, C_p 为盘腔总压损失系数, p_0 为入口质量平均总压(Pa), p_1 为鼓筒孔出口质量平均总压(Pa), p_2 为 Surface 2 面质量平均总压(Pa), p_3 为 Surface 3 面质量平均总压(Pa), p_4 为出口质量平均总压(Pa)。

3 计算结果及分析

3.1 典型流场分析

图 5、图 6 分别为旋转雷诺数 $Re_\varphi=5.01\times10^6$, 翅片无量纲安装高度 $l_0/r_0=0.368$, 相同进出口参数下, Plane 1 截面流线和旋流比分布图, 图中均为逆时针旋转。

由图 5 流线图可以看出, 盘腔流线分为三个典型分区。流体进入鼓筒孔后, 流体逐渐发生偏转, 且随着径向高度的减小, 流线密度逐渐增大, 在翅片上端流线较为密集; 流体进入 Surface 2 面后, 流体受到翅片的引流作用, 流线结构发生较大变化, 且在翅片两侧形成两个方向相反的涡系; 流体进入 Surface 3 面后, 流体继续沿逆时针偏转。

由图 6 可以看出, 流体在鼓筒孔位置处旋流比接近 1, 其切向速度较小。随着径向高度的减小, 旋流比逐渐增大, 其切向速度逐渐升高, 并且在翅片上端明显增大, 此处旋流比接近 1.6, 流体的切向速度明显大于盘腔旋转速度。这是因为流体在 Surface 0–Surface 2 盘腔分区内, 流体受旋转盘腔壁面的粘性作用及哥式力切向加速效果, 气流的切向速度增大明显, 流体流经翅片上端时, 由于翅片的扰动作用, 使得流体产生较大的切向速度, 形成切向速度小高峰, 这也解释了图 5 中翅片上端流线密集的现象。当流体流入 Surface 2–Surface 3 盘腔分区后, 盘腔旋流比降低明显, 且翅片压力面的旋流比 >1 , 吸力面的旋流比 <1 。这是因为流体在受到旋转盘腔壁面的粘性作用及哥式力作用的同时, 还受到翅片的强制引流作用。由于翅片的作用, 使得流体在该盘腔分区内产生涡系, 流体的切向速度明显下降。该过程中, 具有一定切向速度的流体冲击翅片吸力面, 对翅片做功, 流体的动能减小; 而在压力面侧流体切向速度较小, 翅片对流体做功, 流体动能增加。其中吸力面为图 6 翅片右侧所在面, 压力面为图 6 翅片左侧所在面。流体流出 Surface 3 面后, 流体不再受翅片强制引流作用, 仅受旋转盘腔壁面的粘性作用及哥式力作用, 旋流比逐

渐增大, 其切向速度逐渐大于盘腔转速。

3.2 安装高度对旋流比的影响

图 7 为旋转雷诺数在 $Re_\varphi=7.01\times10^6$, 相同进出口参数, 不同翅片无量纲安装高度下, 旋流比随径向高度变化线图。其中 x/r_0 为当地半径比盘腔外半径, 可以看出, 随着径向高度的减小, 盘腔内旋流比大致先升高达到一次峰值, 后降低并趋于 1, 再迅速升高达到二次峰值后迅速降低。当 $x/r_0>0.7$ 时, 随着翅片安装高度的逐渐增大, 旋流比峰值逐渐降低, 旋流比趋近于 1 的径向位置逐渐提高; 当 $x/r_0<0.55$ 时, 随着翅片安装高度的逐渐增大, 旋流比峰值逐渐增大。这是因为翅片的存在明显降低了翅片区域的旋流比, 翅片安装位置越高, 翅片对高半径盘腔的影响越大, 产生的旋流比一次峰值越低; 同时由于翅片下端的径向高度升高, 翅片对于 Surface 3 面下端流体不再产生引导作用, Surface 3 面下端流体的切向速度迅速升高, 产生二次峰值。



Fig. 5 Streamlines on plane 1

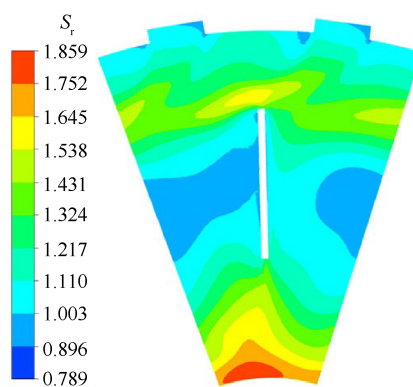


Fig. 6 Airflow swirl ratio on plane 1

3.3 安装高度对压力损失的影响

带不同安装位置翅片的盘腔内总压损失曲线如图 8(a) 所示, 随着旋转雷诺数的升高, 盘腔内部总压损失整体呈现先减小后增大的趋势。且随着翅片安装高度的逐渐增大, 总压损失系数出现大幅度降低。

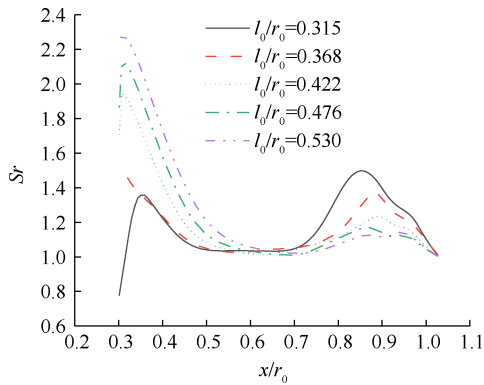


Fig. 7 Radial distribution of swirl ratio along line on different computational model

当翅片无量纲安装高度 $l_0/r_0=0.476$ 时, 盘腔内整体的总压损失系数达到最低, 较 $l_0/r_0=0.315$ 时总压损失系数低 16% 左右; 再升高翅片安装高度, 盘腔内部总压损失则迅速升高, 并且在高旋转雷诺数下, $l_0/r_0=0.530$ 时总压损失系数比 $l_0/r_0=0.422$ 时盘腔的总压损失高 6% 左右。因此, 提高翅片安装高度并不能使得盘腔内总压损失一直降低, 其存在最佳安装高度使得盘腔内总压损失最低, 即减涡效果最强。

图 8(b) 所示为鼓筒孔总压损失, 可以看出, 鼓筒孔内总压损失随着旋转雷诺数的增大先减小后增大, 而随着翅片安装高度的增加, 总压损失系数变化规律较为复杂。但不同翅片安装高度下的总压损失系

数变化不大, 最大相差 6% 左右, 且数量级较小。

图 8(c) 所示为 Surface 1–Surface 2 盘腔分区内总压损失, 可以看出, 盘腔内的总压损失随着旋转雷诺数的升高而升高, 且随着翅片安装位置的升高而降低, 相邻翅片安装高度下的总压损失系数相差 30%~48%。这是因为随着翅片安装位置升高, Surface 1–Surface 2 盘腔分区逐渐减小, 流体受转盘粘性作用和哥式力影响减小, 总压损失系数随之减小。因此可以得出, 翅片安装高度对 Surface 1–Surface 2 盘腔分区总压损失变化影响较大。

图 8(d) 所示为 Surface 2–Surface 3 盘腔分区内总压损失, 可以看出, 盘腔内总压损失随着旋转雷诺数的升高呈现先减小后增大的趋势, 随着翅片安装高度的升高, 盘腔内总压损失基本上逐渐增大。但在低工况下, $l_0/r_0=0.476$ 时, 盘腔分区内的总压损失相比于 $l_0/r_0=0.422$ 时有了明显的降低; 在高工况下, $l_0/r_0=0.476$ 时, 总压损失相比于 $l_0/r_0=0.422$ 时提升不大。这也对应于上述所说 $l_0/r_0=0.476$ 是本文研究结构下的最佳安装高度。

图 8(e) 为 Surface 3–Surface 4 盘腔分区内总压损失, 可以看出, 盘腔内总压损失随着旋转雷诺数的增大而减小, 随着翅片安装高度的减小而减小, 相邻翅片安装高度下的总压损失系数相差 27%~60%。这是因为翅片安装位置的升高使得 Surface 3–Surface 4 盘

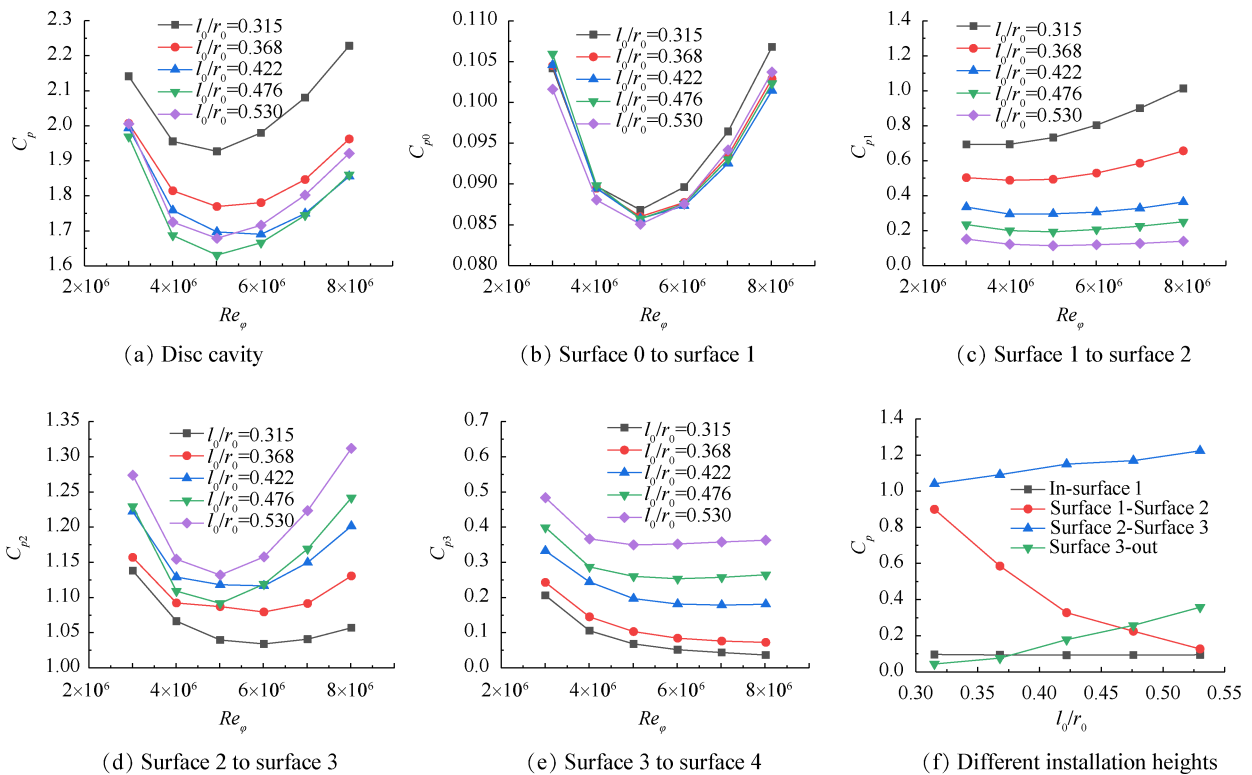


Fig. 8 Total-pressure loss coefficient of the different disc cavity partition

腔分区增大,转盘粘滞力作用和哥式力作用影响增大,盘腔内流体切向速度升高明显,径向内流阻力增大。因此可以得出,翅片安装高度也对 Surface 3–Surface 4 盘腔分区总压损失变化影响较大。

图 8(f) 为不同盘腔分区内总压损失随着翅片安装高度的变化曲线,可以看出, Surface 0–Surface 1 盘腔分区内总压损失变化不大,且在整个盘腔总压损失中占比约为 5%; Surface 1–Surface 2 盘腔分区内总压损失随着翅片安装高度的增大逐渐降低,并且曲线降低程度也逐渐减小,该分区总压损失的变化程度最为明显,变化量达到 87.5%,其总压损失在整个盘腔内占比为 7%~43%; Surface 2–Surface 3 盘腔分区内总压损失随翅片安装高度的升高逐渐升高,其变化量为 17.3%,总压损失在整个盘腔内占比较大,为 50%~68%; Surface 3–Surface 4 盘腔分区内总压损失随着翅片安装高度的升高逐渐升高,且升高幅度逐

渐变增大,翅片无量纲安装高度在 $l_0/r_0=0.476$ 时,该分区的总压损失大于 Surface 1–Surface 2 分区内的总压损失,即该分区盘腔内的总压损失开始占据主导位置,再提高翅片安装高度,会使得整个盘腔内总压损失升高。这也解释了在本文研究工况下, $l_0/r_0=0.476$ 为最佳翅片安装高度。

图 9 为旋转雷诺数 $Re_\varphi=7.01\times 10^6$, 相同进出口参数下, $l_0/r_0=0.315, 0.368, 0.422, 0.476, 0.530$ 时盘腔截面相对总压云图。由图中总压等级可以明显看出,随着翅片安装高度的升高,盘腔底部的压降逐渐增大,

盘腔中部的压降略微减小,盘腔上部压降变化不明显,整体上先减小后增大。同时,鼓筒孔附近相对总压及盘腔内的相对总压压降均呈现先减小后增大的趋势。这一现象充分说明了盘腔内翅片安装高度存在最佳值使得盘腔内总压损失最低,且最佳安装高度为 $l_0/r_0=0.476$ 。

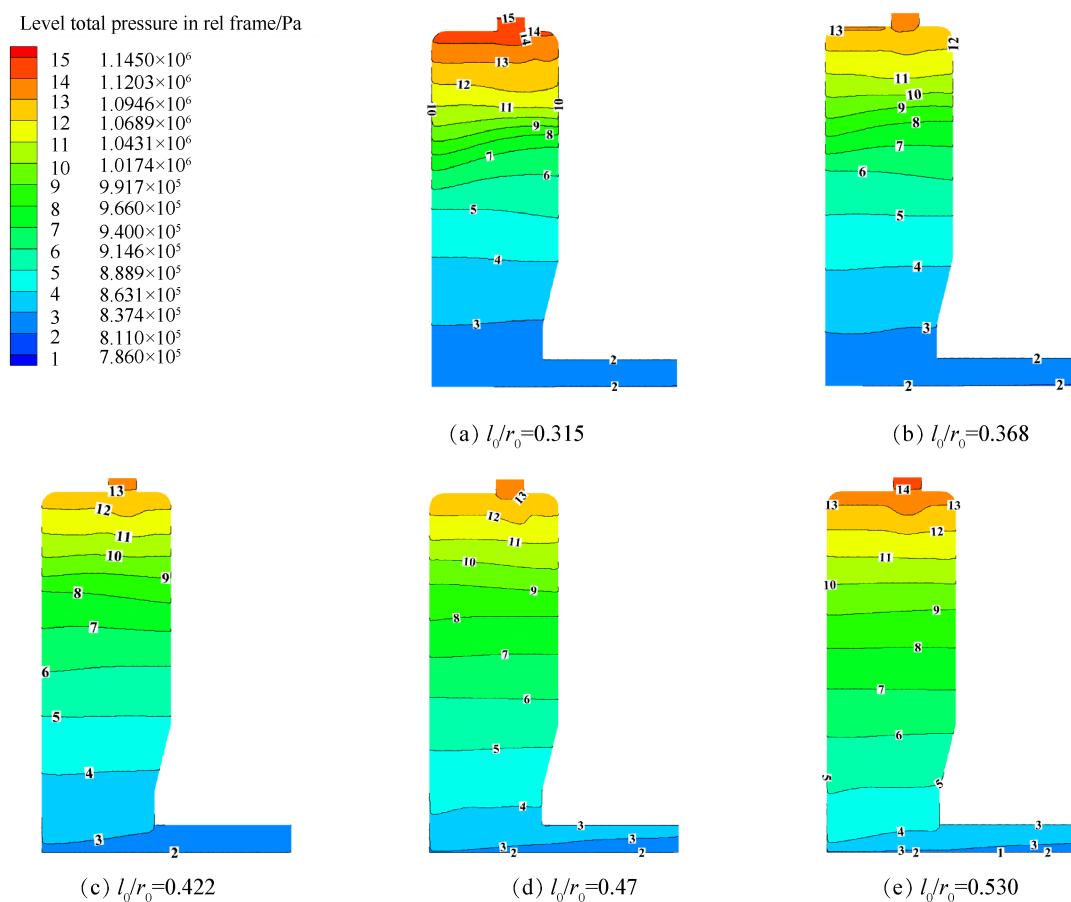


Fig. 9 Total-pressure distribution of different installation heights in plane 2

4 结 论

本文通过对具有不同径向安装高度翅片的减涡系统进行研究,得出如下结论:

(1) 翅片安装高度能够影响盘腔内部旋流比分

布情况,翅片吸力面侧流体的旋流比大于压力面侧旋流比。

(2) 随着旋转雷诺数的升高,翅片式减涡系统的总压损失呈现出先减小后增大的趋势。

(3) 随着翅片安装高度的升高,减涡器的总压损

失呈现先减小后增大的趋势,在所研究工况及结构参数下, $l_0/r_0=0.476$ 时减涡器的减阻效果最好,压力损失系数降低16%左右。

(4)在本文研究工况下,翅片式减涡器总压损失主要集中在翅片所在盘腔分区;翅片上端、下端盘腔分区总压损失对减阻性能的影响起决定性作用,且上端影响大于下端影响。

致谢:感谢国家科技重大专项的资助;感谢夏子龙、董伟林的指导和帮助。

参考文献

- [1] Hide R. On Source-Sink Flows in Rotating Fluid [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1968, 32(4): 737-764.
- [2] Firouzian M, Owen J M, Pincombe J R, et al. Flow and Heat Transfer in a Rotating Cylindrical Cavity with a Radial Inflow of Fluid, Part 1: The Flow Structure [J]. *Heat and Fluid Flow*, 1985, 6(4): 228-234.
- [3] Owen J M, Pincombe J R. Vortex Breakdown in a Rotating Cylindrical Cavity [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1979, 90(1): 109-127.
- [4] Firouzian M, Owen J M, Pincombe J R, et al. Flow and Heat Transfer in a Rotating Cylindrical Cavity with a Radial Inflow of Fluid, Part 2: Velocity, Pressure and Heat Transfer Measurements [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1986, 7(1): 21-27.
- [5] Farthing P R, Owen J M. De-Swirled Radial Inflow in a Rotating Cavity [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1991, 12(1): 63-70.
- [6] Vinod Kumar B G, Chew J W, Hills N J. Rotating Flow and Heat Transfer in Cylindrical Cavities with Radial Inflow [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2013, 135(3).
- [7] Owen J M, Pincombe J R. Velocity Measurements Inside a Rotating Cylindrical Cavity with a Radial Outflow of Fluid [J]. *Journal of Fluid Mechanics Digital Archive*, 1980, 99(1).
- [8] Chew J W, Farthing P R, Owen J M, et al. The Use of Fins to Reduce the Pressure Drop in a Rotating Cavity with a Radial Inflow [J]. *Journal of Tubomachinery*, 1989, 111(3).
- [9] Liu G, Du Q, Liu J, et al. Numerical Investigation of Radial Inflow in the Impeller Rear Cavity with and Without Baffle [J]. *Science China: Technological Sciences*, 2016, 59(3): 456-467.
- [10] 杨守辉. 去旋对共转盘腔内流动特性影响的研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
- [11] 单文娟. 发动机内/外部引气结构流动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
- [12] 吴丽军, 陈 潇, 邓双国, 等. 减涡器流阻特性计算分析[J]. *燃气轮机技术*, 2014, 27(3): 37-43.
- [13] 王远东, 金 峰, 王志雄. 导流板式减涡器对共转盘腔流动特性影响的实验研究[J]. *重庆理工大学学报(自然科学)*, 2016, 30(12): 55-62.
- [14] 王远东. 导流板式减涡器对共转盘腔引气特性影响的实验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- [15] 蒋亮亮. 某导流板式减涡器及涡轮集气腔流动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
- [16] Luo X, Feng A, Quan Y, et al. Experimental Analysis of Varied Vortex Reducers in Reducing the Pressure Drop in a Rotating Cavity with Radial Inflow [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2016, 77: 159-166.
- [17] Du X, Zhu H, Zhang Z. Numerical Study on Varied Vortex Reducer Configurations for the Flow Path Optimization in Compressor Cavities [J]. *ASME GT* 2011-45975.

(编辑:史亚红)