

翅片位置对复合式减涡器减阻性能影响数值模拟^{*}

侯晓亭, 王锁芳, 张 凯, 夏子龙

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 江苏南京 210016)

摘要: 为了探索翅片-管复合式减涡器的翅片安装位置对共转盘腔径向内流压力损失的影响规律, 对不同转速、翅片周向位置及安装角度下的去旋系统开展了数值研究, 得到了不同工况下共转盘腔径向内流的流场结构及压力损失分布曲线。研究表明: 减涡管能引导流体径向流入, 并降低流体的旋流比; 相比于管式减涡器, 翅片-管复合式减涡器能明显降低盘腔内的总压损失; 在不同旋转雷诺数下, 翅片的周向安装位置 α 及安装角 β 均存在最佳值; 在中、高旋转雷诺数下, 最佳值分别为 $\alpha=9^\circ$, $\beta=30^\circ$, 最佳结构下总压损失较基础模型低40%左右; 改变翅片周向位置及安装角度可以明显改变气流进入减涡管的角度, 在较优情况下, 可以减小流体流入减涡管的阻力及在减涡管内的流动阻力, 整体上减小了盘腔内总压损失。

关键词: 压气机; 共转盘腔; 减涡器; 涡流; 流场结构; 总压损失

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 10-2197-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190647

Numerical Investigation on Effects of Fins Position on Drag Reduction Performance of Composite Vortex Reducer Device

HOU Xiao-ting, WANG Suo-fang, ZHANG Kai, XIA Zi-long

(Key Laboratory of Aero-Engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To research the effects of the fins installation position of the fins-tube composite vortex reducer on the radial inflow pressure loss of the co-rotating cavity, numerical simulation was carried out to calculate the de-swirl system under different rotating speed, circumferential position and the installation angle. The flow field structure and pressure loss curve of the radial inflow in the co-rotating cavity under different working conditions were obtained. The results show that the tube can guide the radial inflow of fluid and reduce the swirl ratio of fluid. Compared with the vortex reducer with tube, the fins-tube composite vortex reducer can obviously reduce the total pressure loss in the disc cavity. Under different rotation Reynolds numbers, the circumferential installation position α and the installation angle β of the fins have the best value. At the middle and high rotating Reynolds numbers, the optimum values are $\alpha=9^\circ$ and $\beta=30^\circ$, respectively, the total pressure loss under the optimum struc-

* 收稿日期: 2019-09-22; 修订日期: 2019-12-17。

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, 等. 翅片位置对复合式减涡器减阻性能影响数值模拟[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2197-2203. (HOU Xiao-ting, WANG Suo-fang, ZHANG Kai, et al. Numerical Investigation on Effects of Fins Position on Drag Reduction Performance of Composite Vortex Reducer Device [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10):2197-2203.)

ture is about 40% lower than that of the basic model. Changing the circumferential position and the installation angle of the fins can obviously change the angle of the air flow into the tube. Under the better condition, the flow resistance of the fluid flowing into the tube and the flow resistance in the tube can be reduced, and the total pressure loss in the disc cavity can be reduced as a whole.

Key words: Compressor; Co-rotating cavity; Vortex reducer; Vortex flow; Flow structure; 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, 气流在共转盘腔内形成强涡流, 造成共转盘腔内产生较高的压力损失。因此, 盘腔内安装减涡器, 以抑制涡流的发展。

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)。Firouzian等^[2-3]通过试验论证了Hide的分区理论。Owen等^[4-6]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。Vinod等^[7]研究了不同计算软件和湍流模型在径向内流共转盘腔内数值模拟的差异, 得出雷诺应力模型与试验结果吻合较好。Chew等^[8]通过数值计算和试验的方法, 得出了在旋转盘腔内部布置径向翅片能降低盘腔内部的总压损失。Negulescu等^[9]通过标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型数值模拟研究了管式减涡器旋流比分布情况, 模拟结果与试验结果吻合较好。杨守辉^[10]对普通进气共转盘腔和带去旋隔片式共转盘腔内的总压损失特性进行了数值模拟和试验研究, 得出带去旋隔片能明显减小盘腔内气体的旋转速度和压降。单文娟^[11]数值模拟了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, 研究表明, 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。吴丽军等^[12]通过数值模拟得出了长圆形鼓筒孔能够提高管式减涡器减阻性能, 且在给定条件下, 减涡管存在最佳管长。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加导流板引气结构的盘腔进行分析, 试验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。Liang等^[17]试验研究了长短管间隔布置的复合型减涡器结构, 发现长短管复合式减涡器减阻性能与管式减涡器相差不大。

综上所述, 国内外对于单一管式减涡器、翅片式减涡器研究较多, 而翅片-管复合式减涡器相关的资料较少, 且暂未发现对复合式减涡器翅片安装位置的研究。本文以管式减涡器为基础, 研究了翅片-管复合情况下, 翅片周向位置及安装角度对减涡器减阻性能的影响规律。

2 物理模型和计算方法

2.1 几何模型和网格划分

本文计算域选取由鼓筒孔入口开始, 依次经过共转盘腔、翅片、减涡管, 最终到盘腔出口的腔体空间, 如图1所示。本文模型采用20个长圆孔作为鼓筒孔进气, 基础模型为单一管式减涡器, 减涡管数为20, 减涡管高度 $r_2/r_0=0.74$, 复合减涡器模型是在管式减涡管上方安装翅片, 翅片数为20, 翅片径向安装高度 $r_3/r_0=0.78$, 翅片长度 $h/r_0=0.19$, 选取盘腔的1/10作为计算域。

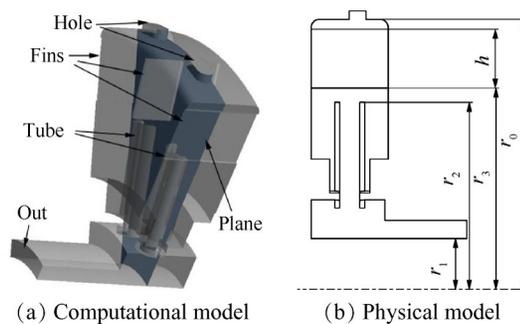


Fig. 1 Co-rotating cavity with fin

如图2所示, 本文主要研究翅片-管复合式减涡器翅片周向位置及安装角度对共转盘腔减阻性能的影响。定义 α, β 分别表示翅片周向位置及翅片角度, 图2(a)中 Out 出口朝外, 图2(b), 图2(c)中 Out 出口朝内, $\alpha=0^\circ$ 时, 翅片位于两减涡管中间, $\beta=0^\circ$ 时, 翅片位置如图2(a)所示。取 $\alpha=0^\circ, 4.5^\circ, 9^\circ, 13.5^\circ$;

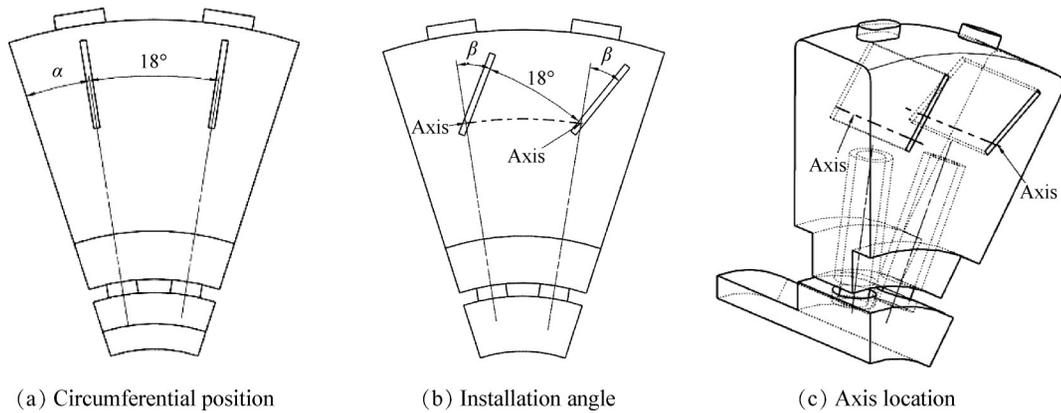


Fig. 2 Variable definitions

$\beta = -30^\circ, -20^\circ, -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$, 所有角度均为顺时针为正。

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 <1.2 ,经过计算,壁面 $y^+ = 30 \sim 200$,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,确定模型网格数约为100万。

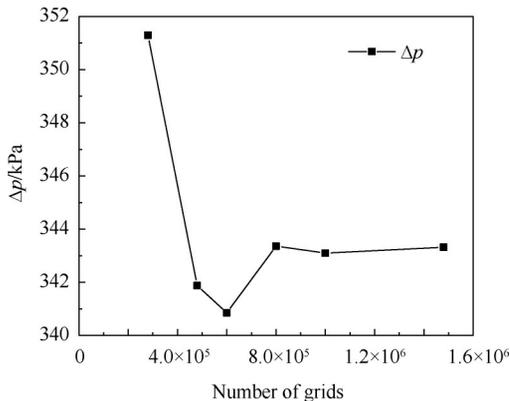
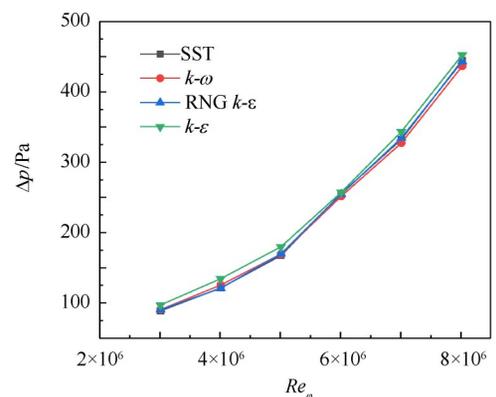


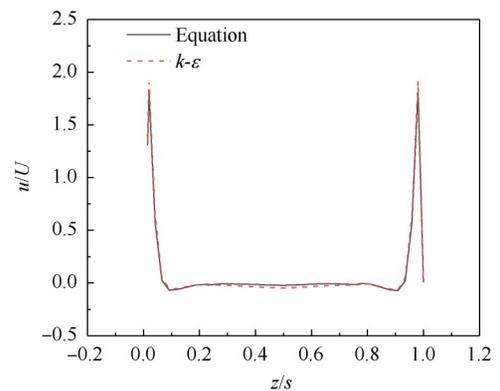
Fig. 3 Results of grid independence

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, $k-\epsilon, k-\omega, RNG k-\epsilon$ 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相差较小,相差在6%左右,说明几种不同湍流模型的计算结果相差不大。图4(b)为采用 $k-\epsilon$ 湍流模型的仿真结果与文献[6]计算结果对比图,可以看出 $k-\epsilon$ 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 $k-\epsilon$ 湍流模型。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。



(a) Different turbulence models



(b) Comparison with references [6]

Fig. 4 Results of turbulence model analysis

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,出口为静压出口,固体壁面均为绝热无滑移边界条件,以最高转速作为发动机设计工况点,每间隔 $4 \times 10^3 \text{ r/min}$ 取一计算工况,来研究发动机不同转速条件下减涡器性能的表现,周期面设置为旋转周期性边界条件。在流量进口和静压出口边界条件下,可近似认为盘腔出口气流总压相等,即不同模型计算结果的基准近似认为盘腔出口总压相等。

Table 1 Work condition

Parameter	Value
Inlet total temperature/K	600
Maximum rotation speed/(r/min)	1.4×10^4
Minimum rotation speed/(r/min)	6.0×10^3

2.4 参数定义

旋转雷诺数定义为

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

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 ($\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$)。

旋流比定义为

$$Sr = \frac{V_{\varphi}}{\omega x} \quad (2)$$

式中 V_{φ} 为气流绝对周向速度 (m/s), x 为当地半径 (m)。

总压损失系数定义为

$$C_p = \frac{2 \times (p_{\text{in}} - p_{\text{out}})}{\rho \omega^2 r_0^2} \quad (3)$$

式中 p_{in} 为入口质量平均总压 (Pa), p_{out} 为出口质量平均总压 (Pa)。

3 计算结果及分析

3.1 基础模型典型流场分析

图5,图6分别是旋转雷诺数 $Re_{\varphi} = 7.01 \times 10^6$, 相同进出口参数下,管式减涡器 Plane 截面上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,流体进入鼓筒孔后,在盘腔壁面粘性作用及哥氏力的影响下,流体逐渐发生偏转,产生绕盘腔旋转的涡系;当流体流经减涡管上端时,由于减涡管入口的扰流作用,使得流线更为密集;流体进入减涡管后,在减涡管内壁压力面侧形成涡系,随后沿着减涡管径向内流至减涡管出口,这是因为流体在进入减涡管时,流体速度矢量与减涡管轴向几乎呈 90° 角,流体在减涡管内壁压力面侧产生回流,造成一定的压力损失,随后流体在减涡管的强制引流下,径向流至减涡管出口;流出减涡管后流体又受到共转盘腔壁面的粘性作用和哥氏力影响,逐渐偏转。

由图6 Plane 面旋流比分布图可知,流体进入鼓筒孔后旋流比略大于1,随着径向高度的逐渐减小,盘腔内的旋流比逐渐有规律地升高,且在减涡管入口处迅速增大,这与流线图规律相符,这是因为盘腔壁面粘性作用和哥氏力影响使得气流的切向速度迅

速增大,在减涡管入口处又因为管壁面的扰流作用,使得部分流体切向速度剧增,流体的旋流比也迅速增大。流体在减涡管内部的旋流比保持在1附近,这说明减涡管内流体的切向速度受到管壁面的抑制,使得流体沿减涡管径向内流。流体流出减涡管后,不再受减涡管强制引流作用,旋流比又迅速增大。

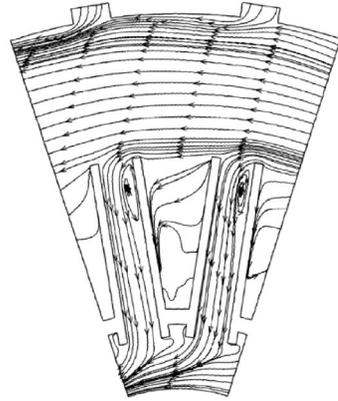


Fig. 5 Streamlines on plane

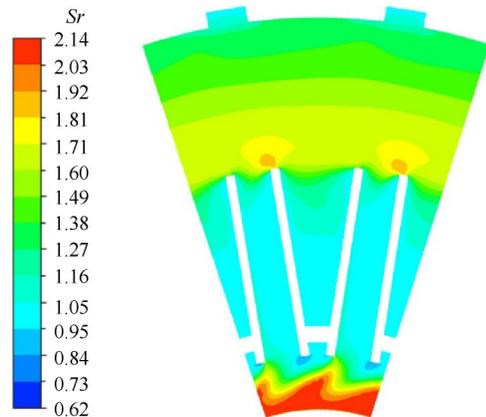


Fig. 6 Airflow swirl ratio on plane

3.2 翅片周向位置对减阻特性的影响

图7为不同旋转雷诺数、不同翅片周向位置下盘腔内总压损失系数曲线图。可以看出在不同旋转雷诺数下,翅片周向安装位置存在最佳值,当 $Re_{\varphi} = 3.01 \times 10^6$ 时,最佳位置为 $\alpha = 13.5^\circ$; 当 $Re_{\varphi} = 5.01 \times 10^6$, $Re_{\varphi} = 7.01 \times 10^6$ 时最佳位置为 $\alpha = 9^\circ$ 。由此可知,在中、高旋转雷诺数下,即发动机最佳运行工况下,翅片最佳安装位置为 $\alpha = 9^\circ$,相比于复合式减涡器其他翅片周向位置,最佳位置时可提高5%左右。

图8为 $Re_{\varphi} = 7.01 \times 10^6$ 下共转盘腔内 Plane 截面上的流线图。与图5相比,可以明显看出安装翅片后,盘腔上部流体的流动规律发生较大变化,盘腔上部产生一些列涡系,虽然盘腔上游涡系的产生会带来一定的压力损失,但是由于翅片的存在,抑制了流体

的切向运动,减小了哥氏力影响。因此,在总体程度上,安装翅片会损失翅片所在位置处的能量,来减小由于流体切向运动带来的压力损失。其次,由于翅片的存在,气流在进入减涡管时,流体速度矢量与减涡管轴线方向夹角逐渐 $<90^\circ$,减小了流体进入减涡管的阻力,且流体在减涡管内流动更加规律,没有产生回流现象。由图8(a)~(d)可知,随着翅片周向安装位置的改变,两翅片间的涡系呈现出先增大后减小的过程,翅片位于减涡管正上方时,两翅片间产生的涡系更加有利于流体进入减涡管。这也解释了在高旋转雷诺数时, $\alpha=9^\circ$ 模型的盘腔内压力损失较小。

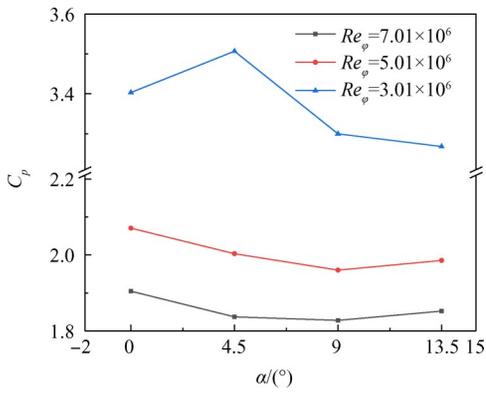


Fig. 7 Total pressure loss coefficient of the different fans circumferential position

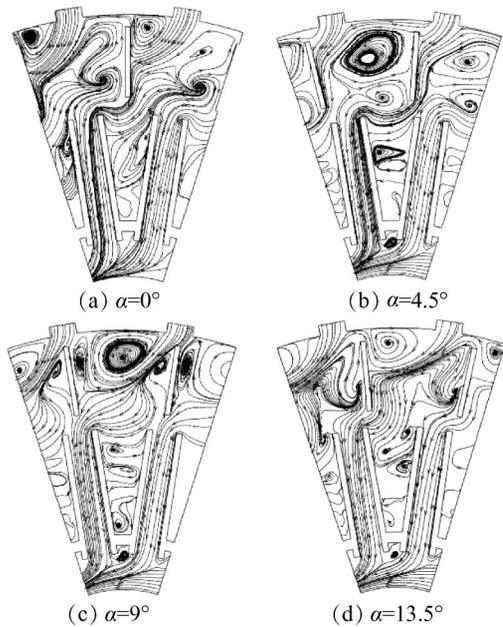


Fig. 8 Streamlines on plane with different fans circumferential position

图9为不同旋转雷诺数、不同翅片周向安装位置的复合式减涡器与基础模型的总压损失系数对比图。可以看出,在不同旋转雷诺数下,基础模型的总

压损失要明显高于带不同周向位置翅片的复合式减涡器模型,总压损失系数相差17%~37%。

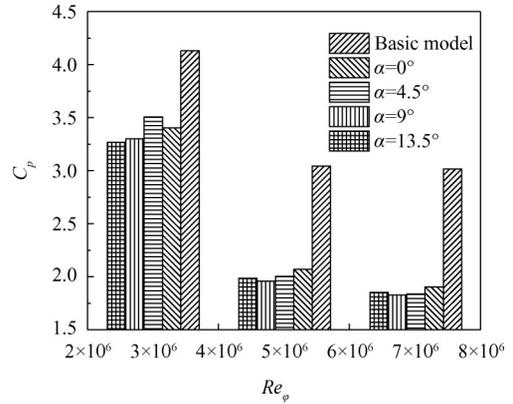


Fig. 9 Total pressure loss coefficient of the different rotating speeds

3.3 翅片安装角度对减阻特性的影响

由上述研究可以发现在中、高旋转雷诺数下,翅片周向为 $\alpha=9^\circ$ 时盘腔内总压损失相对较小,因此选定 $\alpha=9^\circ$ 时盘腔模型为研究翅片安装角度的基准模型。

图10为不同旋转雷诺数、不同翅片安装角度下盘腔内总压损失系数曲线图。可以看出,在不同旋转雷诺数下,翅片安装角度存在最佳值,使得盘腔内总压损失最小,当 $Re_\phi=3.01 \times 10^6$ 时,最佳位置为 $\beta=20^\circ$;当 $Re_\phi=5.01 \times 10^6$, $Re_\phi=7.01 \times 10^6$ 时最佳位置为 $\beta=30^\circ$,总体上当 $\beta>0^\circ$ 时,盘腔内的总压损失较小。

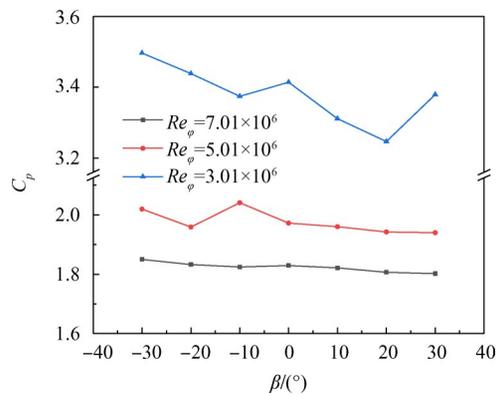


Fig. 10 Total pressure loss coefficient of the different installation angle

图11为 $Re_\phi=7.01 \times 10^6$ 下共转盘腔内Plane截面上的流线图,由于篇幅限制,本文只列举 $\beta=-30^\circ, 0^\circ, 30^\circ$ 时盘腔Plane截面流线图。由图11(a)~(c)可知,随着 β 的逐渐增大,共转盘腔上端流线变化较大,涡系复杂程度逐渐减小,气流进入减涡管的速度矢量与

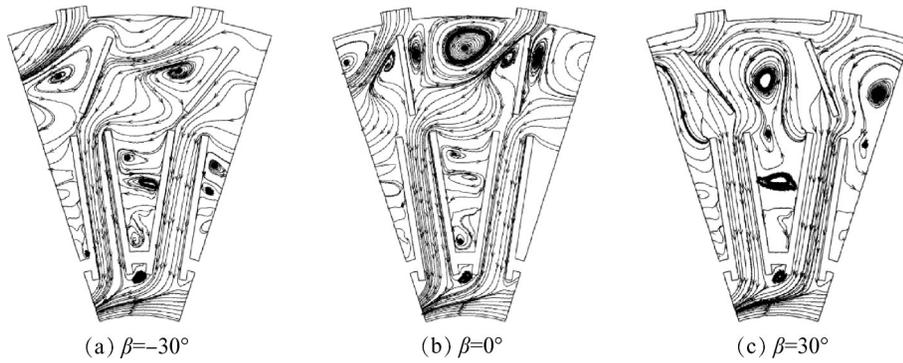


Fig. 11 Streamlines on plane with different fans installation angle

减涡管轴线方向夹角逐渐减小。当 $\beta=30^\circ$ 时,气流近乎沿减涡管轴线方向进入管内,使得气流在管内流动更为顺畅,这也充分说明了改变翅片安装角度能减小复合式减涡器总压损失,且在 $\beta=30^\circ$ 时,盘腔内减阻效果最优。

图 12 为不同旋转雷诺数、不同翅片安装角度的复合式减涡器与基础模型的总压损失系数对比图。由图 10 可知,当 $\beta>0^\circ$ 时,盘腔内的总压损失较小,因此,图中仅列举了部分工况。由图 12 可以看出,在不同旋转雷诺数下,基础模型的总压损失要明显高于带不同安装角度翅片的复合式减涡器模型,总压损失系数相差 22%~40%;相比于复合式减涡器基准模型 $\alpha=9^\circ(\beta=0^\circ)$,改变翅片安装角度能够减小压力损失,总压损失系数相差 3% 左右。

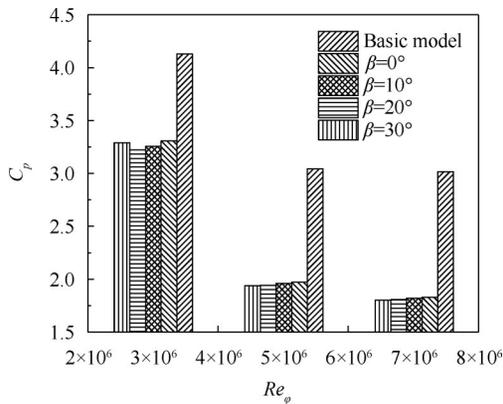


Fig. 12 Total pressure loss coefficient of the different rotating speeds

图 13 为 $Re_p=7.01 \times 10^6$ 下共转盘腔内 Plane 截面上的总压云图。由图 13(a)~(g) 可以看出,基础模型入口总压明显高于其它模型,其它模型翅片所在位置处的总压损失变化不大,而减涡管内总压分布有着明显的差异。基础模型减涡管内总压损失分区明显沿盘腔周向分层,说明减涡管内部流动紊乱,管内总

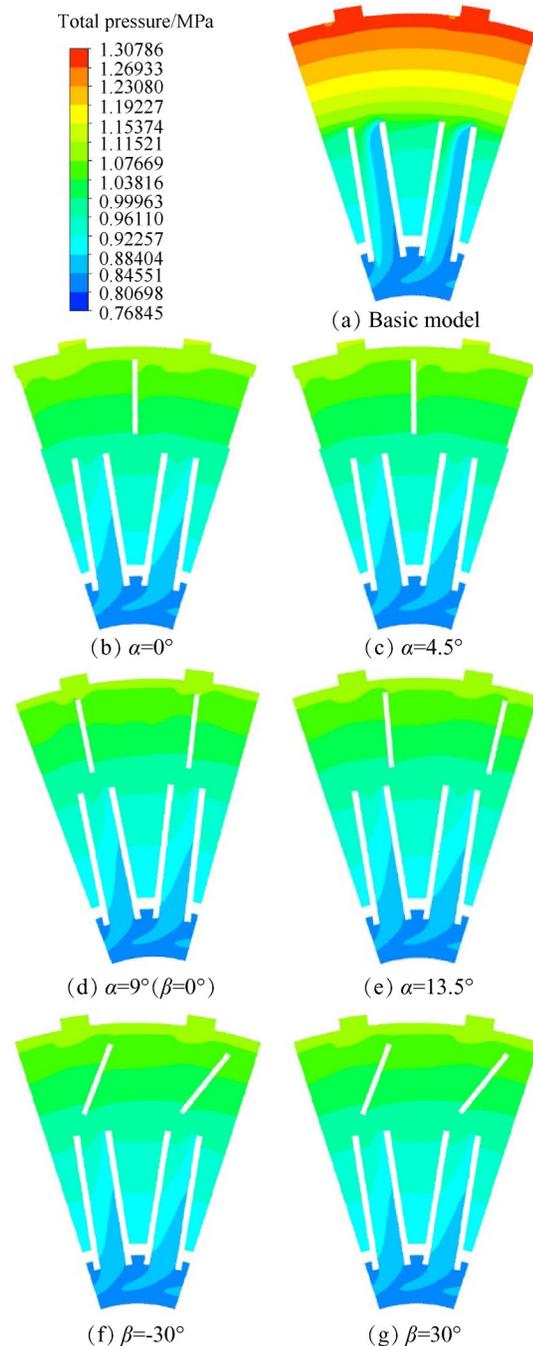


Fig. 13 Total pressure distribution of the different model in plane

压损失相对较大。对于带翅片的复合式减涡器,减涡管内总压分布明显减缓,说明安装翅片后,流体在减涡管内流动变得稳定,相应的其总压损失减小。本文在最优翅片周向位置及安装角度下,其减涡管内总压分布也更加规律,这也充分说明了流体进入减涡管的速度矢量与减涡管轴线方向夹角对盘腔减阻性能有一定的影响。当夹角趋近于0时,流体近乎沿减涡管轴线方向进入,大大减小了流动阻力,从而在整体上减小了盘腔内的总压损失。

4 结 论

本文通过对具有不同翅片周向位置及安装角度的复合式减涡系统进行研究,得出如下结论:

(1)减涡管能引导流体径向流入,并降低流体的旋流比。

(2)相比于基础模型,翅片-管复合式减涡器能明显降低盘腔内的总压损失。

(3)在不同旋转雷诺数下,翅片的周向安装位置及安装角度均存在最佳值;在中、高旋转雷诺数下,最佳值分别为 $\alpha=9^\circ$, $\beta=30^\circ$,最佳结构下总压损失较基础模型低40%左右。

(4)改变翅片周向位置及安装角度可以明显改变气流进入减涡管的角度,在较优情况下,可以减小流体流入减涡管及在减涡管内的流动阻力,整体上减小了盘腔内总压损失。

致 谢:感谢国家科技重大专项的支持。

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] 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.
- [4] Owen J M, Pincombe J R. Vortex Breakdown in a Rotating Cylindrical Cavity [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1979, 90(1): 109-127.
- [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] 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).
- [7] 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).
- [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] Negulescu D, Pfitzner M. Secondary Air Systems in Aeroengines Employing Vortex Reducers [R]. *ASME 2001-GT-0198*.
- [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] Liang Z, Luo X, Feng Y. Experimental Investigation of Pressure Losses in a Co-Rotating Cavity with Radial Inflow Employing Tubed Vortex Reducers with Varied Nozzles [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2015, 66: 304-315.

(编辑:史亚红)