

超高转速离心通风器性能仿真分析

韩金在¹, 陈聪慧¹, 徐让书²

(1. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;

2. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部, 沈阳 110136)

摘 要: 以某型航空发动机的超高转速离心通风器为研究对象,应用欧拉-拉格朗日方法对其内部两相流场进行数值模拟. 针对不同转速、入口质量流量进行了数值计算,分析其对超高转速离心通风器压降与分离效率的影响. 计算表明:超高转速下,优化旋转空心轴结构可以减小离心通风器压降,提高分离效率.

关 键 词: 离心通风器; 航空发动机; 两相流; 压降; 分离效率

中图分类号: V233.4

文献标志码: A

Simulation analysis on performance of a high speed centrifugal oil-air separator

HAN Jin-zai¹, CHEN Cong-hui¹, XU Rang-shu²

(1. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. Faculty of Aerospace Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The two-phase flow field in the high speed centrifugal oil-air separator of the aero-engine was numerically simulated by the Euler-Lagrange method. Numerical calculation was applied to analyze the influences of speed and mass flow rate on pressure drop and separation efficiency in a high speed centrifugal oil-air separator. The results indicate that the structural improvement of the rotating hollow shaft has obvious influence on reducing pressure drop and increasing separation efficiency.

Key words: centrifugal oil-air separator; aero-engine; two-phase flow; pressure drop; separation efficiency

当前航空发动机中机械传动系统的可靠性在很大程度上取决于润滑系统的性能^[1],而未来先进航空发动机润滑系统可利用的空间十分有限,巧妙的系统设计与附件小型化无疑是解决该问题的有效手段.某型航空发动机一体化设计附件机匣与滑油系统中,要求离心通风器转速高达 27 000 r/min,远远超过目前普遍应用的离心通风器工作转速(10 000 r/min 以下),其结构参数也有较大变化.由于超高转速离心通风器旋转速度较高,其工作阻力与分离效率不明,为保持稳定的封严压差与防止过度的滑油消耗,需对超高转速离

心通风器开展性能研究.

本文采用基于商业软件 Fluent 的数值仿真方法^[2-8]开展针对超高转速离心通风器性能的研究,得到的流通特性曲线可作为计算润滑通风系统压力分布等的基本数据;得到的分离效率特性可为滑油系统和离心通风器设计及优化提供参考.

1 离心通风器结构简介

以某型航空发动机离心通风器为研究对象,其内部结构如图 1 所示.油气混合物从入口进入

内腔,经旋转的离心通风器,油气分离,最后气体从出口排出。

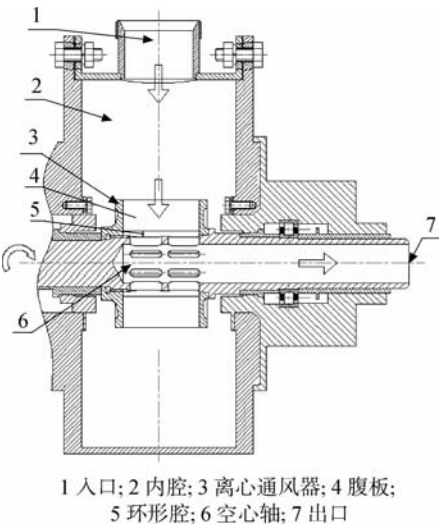


图 1 超高转速离心通风器结构简图
Fig. 1 Structure of the high speed centrifugal oil-air separator

2 物理模型

该离心通风器空心轴上 6 个通风孔与 12 片腹板在周向均匀分布,在流场稳定时,离心通风器流道具有以 60°为周期的旋转周期性. 为简化计算域,加之进气管内气体流动速度低,对离心通风器内部稳态流场无较大影响,故而进气管入口可近似为环形面入口. 取 1/6 扇区,该计算域为由内腔、腹板(Ⅰ段)、环形腔(Ⅱ段)以及旋转空心轴(Ⅲ段)所组成的连通区域。

网格划分大部分采用六面体网格,只有旋转空心轴(Ⅲ段)通风孔与轴向过渡区域采用四面体网格,关键壁面采用边界层网格处理,保证壁面 y^+ 在合理范围内,具有较高的网格质量,网格总数约为 162 万. 计算域网格划分如图 2 所示。

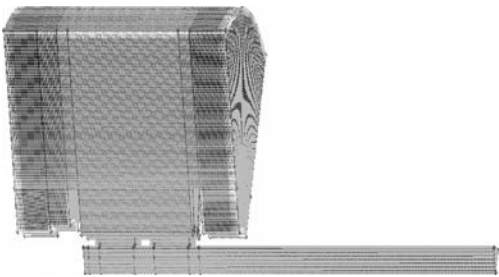


图 2 计算网格
Fig. 2 Computational grid

3 数值方法

在航空发动机离心通风器中,其内部流动主要为气液两相流^[9],油滴的体积分数不大于 10%,属于稀相两相流^[10-11],因此采用欧拉-拉格朗日方法数值方法模拟。

3.1 控制方程

3.1.1 气相控制方程

1) 连续性方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = S_m \tag{1}$$

式中 ρ 为气相密度; $\mathbf{u}$ 为气相速度; S_m 为质量源项. 不考虑油滴蒸发,则 $S_m = 0$.

2) 动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{u}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \mathbf{F} \tag{2}$$

式中 p 为静压; $\mathbf{F}$ 为外部体积力矢量(考虑来自分散相作用力); $\boldsymbol{\tau}$ 为应力张量。

3.1.2 液相运动方程

通过积分拉格朗日参考系下的分散相颗粒的运动方程计算其运动轨迹. 根据牛顿运动定律写出分散相颗粒运动方程为

$$\frac{d\mathbf{u}_p}{dt} = f_d(\mathbf{u} - \mathbf{u}_p) + \frac{\mathbf{g}_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + \mathbf{f}_x \tag{3}$$

式中 $\mathbf{u}_p$ 为颗粒速度; $\frac{\mathbf{g}_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p}$ 为单位颗粒质量的重力与浮力的合力; ρ_p 为颗粒密度; $\mathbf{f}_x$ 为附加加速度项; $f_d(\mathbf{u} - \mathbf{u}_p)$ 为单位颗粒质量受到的阻力。

颗粒在运动过程中受到多种力的作用,由于虚假质量力、压力梯度力、Magnus 力、布朗力等数值较小,故忽略不计,加之离心通风器内油气混合物中油滴的体积分数较小,可近似忽略油滴间的相互作用。

本文计算中,假设油滴颗粒为球形,且不变形,根据油气中滑油质量分数,采用对数 Rosin-Rammler 分布函数定义油滴颗粒群尺寸^[12],粒子直径按统计规律分布,更接近于真实粒径分布规律. 颗粒直径范围为 0.1~40 μm 。

3.2 边界条件

气相边界条件:入口采用质量流量入口边界条件,出口采用压力出口边界条件,其参考压力为标准大气压. 计算域采用单旋转参考坐标系,空心轴和离心通风器的所有表面为运动壁面,运动方

式定义为与相邻单元区域相对旋转速度为零,所有的壁面都采用无滑移边界条件。

液相边界条件:入口、出口采用逃逸边界条件,壁面采取壁面液膜模型。文献[13-14]表明,在壁面温度不同时,液滴动量和入射角度不同,与壁面碰撞的相互作用可能产生油滴反弹、黏附、散步或飞溅等4种结果^[15-18]。对此采用壁面液膜模型作为油滴碰壁的壁面边界条件,根据碰撞能量和壁面温度条件进行判断。

4 计算结果分析

4.1 计算可靠性的验证

为验证所用 CFD 数值仿真计算方法的准确性,本文对某型低转速离心通风器性能进行了计算,并与试验结果作比较。从图 3 与图 4 可以看出,计算结果与试验结果吻合较好,应用此 CFD 数值仿真计算方法可以很好模拟离心通风器性能。

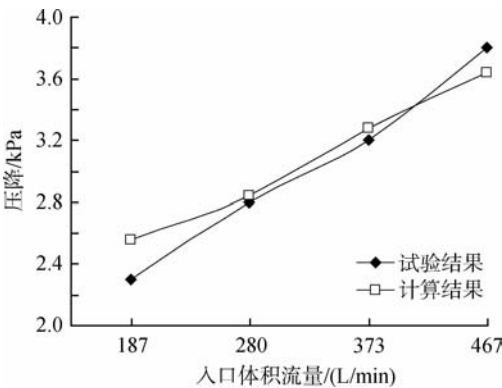


图3 压降试验结果与计算结果对比

Fig. 3 Contrast of pressure drop between calculational and experimental results

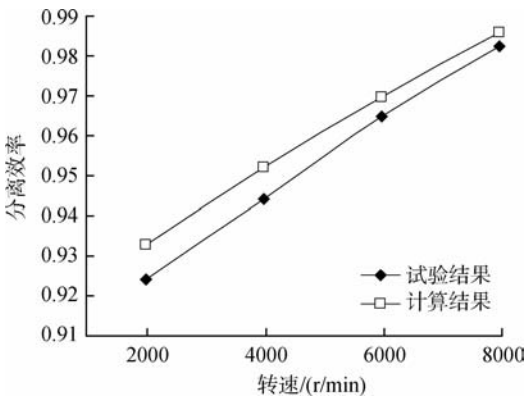


图4 分离效率试验结果与计算结果对比

Fig. 4 Contrast of separation efficiency between calculation and experimental results

4.2 超高速离心通风器性能分析

4.2.1 气相速度场分析

从图 5~图 8 中可看出旋转空心轴对气体做功,随着转速(n)提升,进入离心通风器内气体流速增加,并且其最大速度位置从空心轴通风孔处

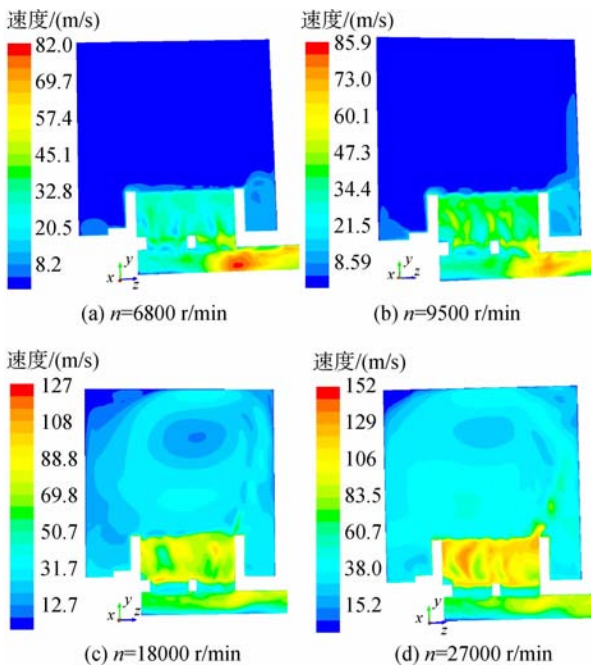


图5 流场中气相速度分布-转速

Fig. 5 Gas-phase velocity distribution in flowfield vs. speed

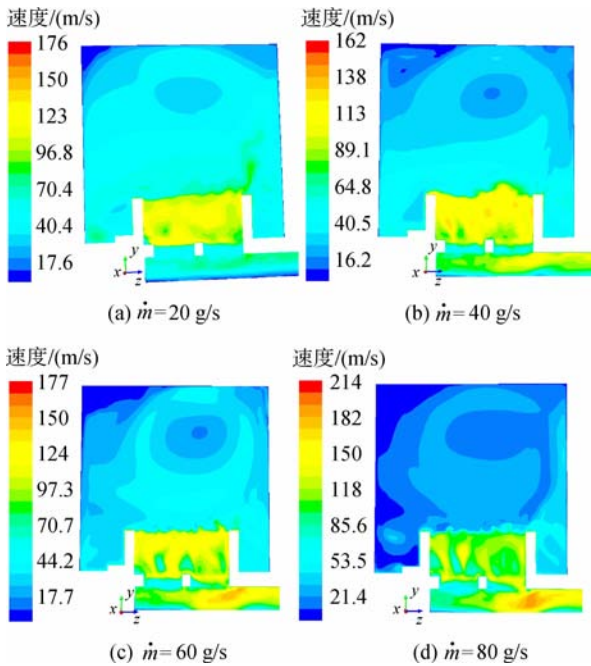


图6 流场中气相速度分布-入口质量流量

Fig. 6 Gas-phase velocity distribution in flowfield vs. inlet mass flow rate

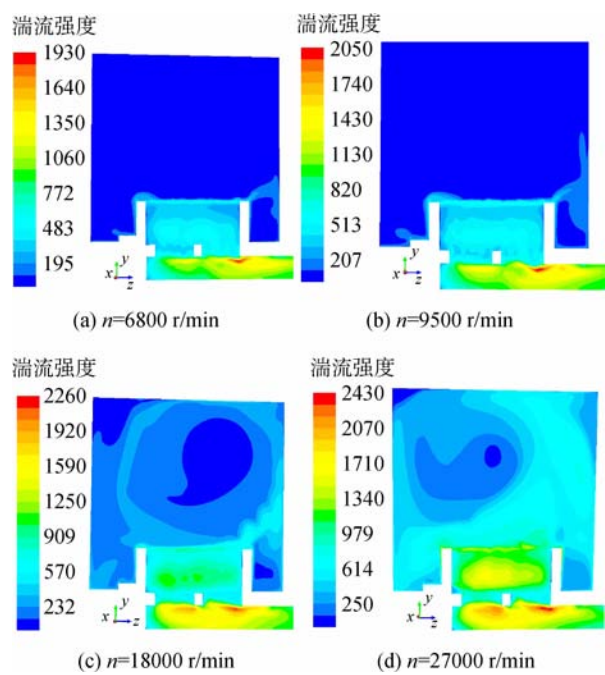


图 7 湍流强度分布-转速

Fig. 7 Turbulent intensity distribution vs. speed

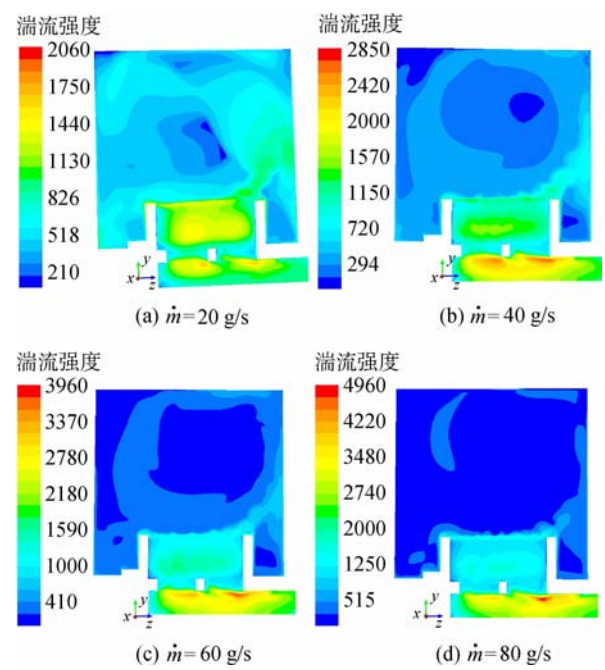


图 8 湍流强度分布-入口质量流量

Fig. 8 Turbulent intensity distribution vs. inlet mass flow rate

转移到腹板间区域. 通过均匀分布旋转空心轴通风孔后, 到达空心轴轴线处气体速度变化较大, 该处气体撞击损失大. 图中 $\dot{m}$ 为入口质量流量.

4.2.2 压 降

离心通风器压降值取计算域入口与出口静压值之差.

图 9 为超高转速离心通风器压降随转速变化关系图, 其入口质量流量为 33 g/s.

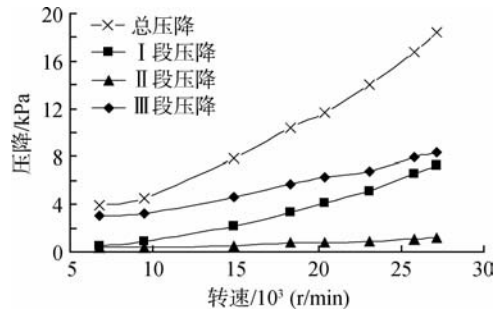


图 9 离心通风器压降-转速曲线

Fig. 9 Curves of pressure drop of centrifugal oil-air separator vs. speed

从图 9 可以看出: 在入口质量流量为 33 g/s 时, 该型离心通风器随转速增加, 总压降近似呈线性增加. I 段、II 段、III 段压降随转速增加而增加, 变化趋势最为明显的是 I 段, 其次是 III 段, 最后是 II 段. 在超高转速 (27 136 r/min) 下, III 段压降占到总压降的 43%, I 段占到 42%, II 段只占到 8%, 这与低转速下离心通风器各段压降所占比例完全不同 (9 500 r/min 转速下, III 段压降占到总压降的 69%), 从图 5 中可看出由于在超高转速下空心轴 (III 段) 内气体通过通风孔后撞击引起速度变化大, 导致压降大, 这与低转速下该处速度变化明显不同.

图 10 所示为超高转速离心通风器压降随入口质量流量变化关系图, 转速为 27 000 r/min.

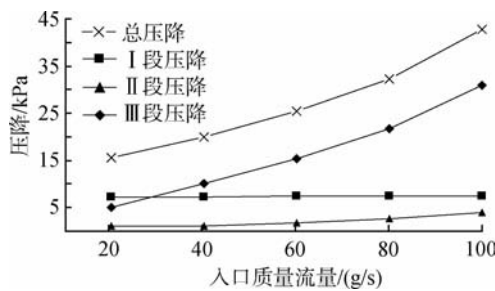


图 10 离心通风器压降-入口质量流量曲线
($n=27\,000\text{ r/min}$)

Fig. 10 Curves of pressure drop of centrifugal oil-air separator vs. inlet mass flow rate
($n=27\,000\text{ r/min}$)

从图 10 中可得到: 在离心通风器转速为 27 000 r/min 时, 压降随着入口质量流量增加而增加, 并且其压降增加梯度越来越大. 其中 II、III 段都随入口质量流量增加而增加, 尤其 III 段压降增

加梯度最为明显. 其入口质量流量从 20 g/s 增加到 100 g/s 时,Ⅲ段压降增加了近 6 倍,Ⅱ段压降增加了 4 倍,Ⅰ段变化幅度很小. 从图 6 看出在超高速下,离心通风器入口质量流量的增加,导致进入离心通风器内部区域其流体速度增大,速度最大位置从腹板间转移到空心轴中,通过通风孔流出气体速度增加,进一步加大撞击损失,增大Ⅲ段压降.

4.2.3 液相运动轨迹分析

在整个流动过程中,离心通风器高速旋转对气流做功,进入离心通风器内腔的空气在腹板间与空心轴中形成旋流. 在空气带动下,腹板间由于离心力的作用,油滴在轴向运动的同时,在轴向和径向沿对数螺线向外运动并碰壁而与空气分离.

湍流对于离心通风器油气分离过程有着重要影响,在较强烈的湍流流场中,流体微团的随机脉动速度会带动惯性较小的小尺寸颗粒产生相对于平均流的随机脉动运动,进而加强颗粒的迁移. 本次计算采用离散随机模型模拟连续相湍流瞬时脉动速度对颗粒轨迹的影响(即湍流弥散). 湍流脉动速度的大小可用湍流强度表征. 该型离心通风器不同转速、入口质量流量下内部湍流强度如图 7、图 8 所示.

4.2.4 分离效率

分离效率是评价离心通风器油气分离性能的重要指标,表征离心通风器从流体中收集油滴颗粒的能力. 通过采集一定时间内通过入口与出口的油滴颗粒,可得其分离效率如下:

$$\eta = \left(1 - \frac{\dot{m}_{out}}{\dot{m}_{in}}\right) \times 100\% \tag{4}$$

式中 $\dot{m}_{out}$ 为通过计算模型出口面被采集的颗粒质量流量,即未分离颗粒质量流量; $\dot{m}_{in}$ 为入口质量流量中所含颗粒的质量流量.

图 11 为离心通风器分离效率随转速变化关系图. 从图 11 可得:随离心通风器转速增加,整体分离效率是增加的. 其中Ⅰ段在较低转速其分离效率是增加的,到高转速(18 000 r/min 以上)分离效率变化不明显.

在转速 $n=6\,800, 27\,000\text{ r/min}$ 时,其腹板间(Ⅰ段)向心加速度如图 12 所示,图中 Y 为腹板到空心轴轴线的距离. 随转速增加,离心通风器腹板间向心加速度增加幅度较大,这与Ⅰ段分离效率趋势相一致. 离心通风器内部湍流强度随转速变化幅度相对较小(图 7 所示). 故而,对超高速下,离心通风器腹板间区域其分离机理主要为离

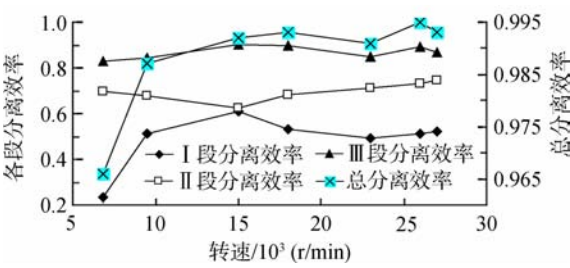


图 11 分离效率-转速曲线

Fig. 11 Curves of separation efficiency vs. speed

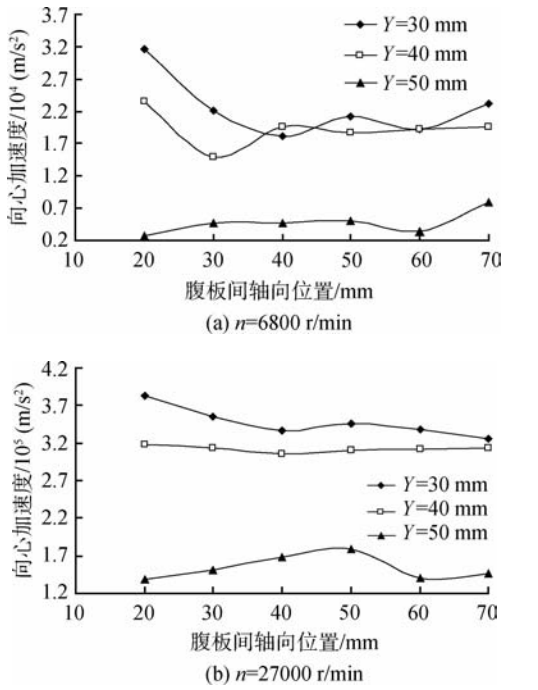


图 12 不同转速下腹板间向心加速度分布

Fig. 12 Centripetal acceleration distribution of the web at different speeds

心分离.

对于Ⅲ段内部向心加速度分布如图 13 所示(R 为空心轴半径). 离心通风器空心轴内(Ⅲ段)超高速下向心加速度分布与低转速下不同(图 13 所示). 超高速下,空心轴内部向心加速度呈逐渐降低趋势,而低转速下,内部向心加速度在最大速度位置处得到最大值. 由于进入Ⅲ段油滴颗粒尺寸较小,加之Ⅲ段分离效率随转速变化不明显,可见空心轴内向心加速度对分离效率影响不大.

如图 14 所示,在超高速下,随入口质量流量增加,离心通风器分离效率呈降低趋势. 各段分离效率均降低,其中Ⅰ段变化最为明显.

在超高速下,腹板(Ⅰ段),随入口质量流量增加,内部向心加速度分布无太大变化(图 15 所

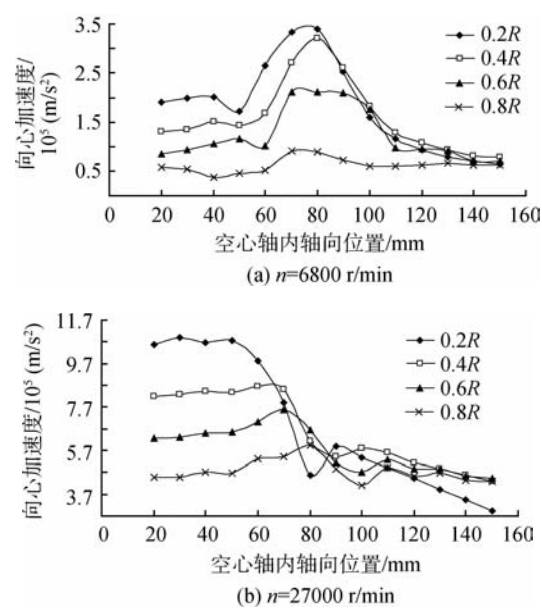


图 13 不同转速下空心轴向心加速度分布
Fig. 13 Centripetal acceleration distribution of the hollow shaft at different speeds

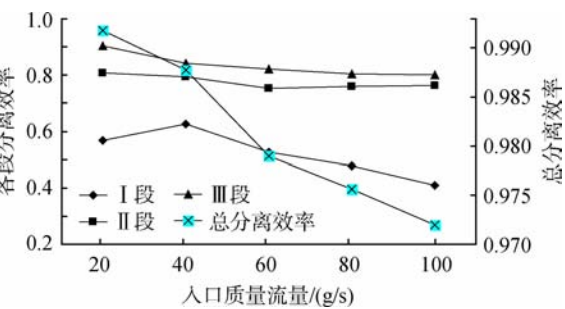


图 14 分离效率-入口质量流量曲线
Fig. 14 Curves of separation efficiency vs. inlet mass flow rate

示),而内部湍流强度减少(图 8 所示),最终导致 I 段分离效率下降。故而,腹板间湍流弥散对分离效率也有一定影响。

而对于空心轴(Ⅲ段),随入口质量流量的增加,空心轴向心加速度大幅度上升(图 16 所示),而其分离效率却略有下降,可见对于Ⅲ段,向心加速度对分离效率并无贡献。随入口质量流量增加,

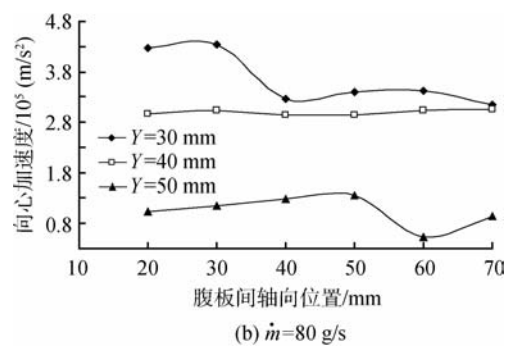
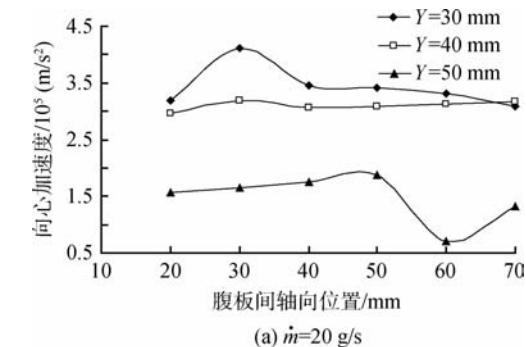


图 15 不同入口质量流量下腹板间向心加速度分布
Fig. 15 Centripetal acceleration distribution of the web at different inlet mass flow rates

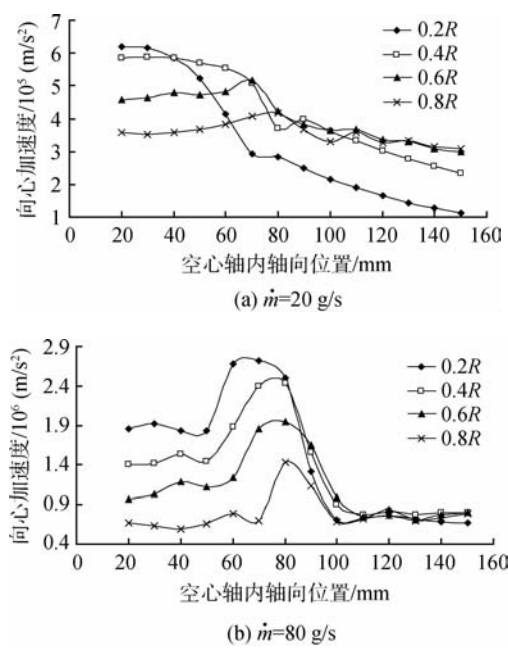


图 16 不同入口质量流量下空心轴向心加速度分布
Fig. 16 Centripetal acceleration distribution of the hollow shaft at different inlet mass flow rates

提升空心轴内部湍流强度(图 8 所示),湍流脉动速度对油滴颗粒运动影响变强,但是,由于气体流动速度加快(图 6 所示),颗粒受湍流弥散响应时间变短,最终导致分离效率有所降低。则对于空心轴油气分离方式主要为湍流弥散。

5 结 论

本文针对超高转速离心通风器内部气液两相流场进行数值模拟,研究不同转速、入口质量流量对性能的影响,得到以下结论:

- 1) 对超高转速离心通风器,改善空心轴结构是降低压降的有效方法。
- 2) 对超高转速离心通风器,腹板间油气分离方

式主要是离心分离,湍流弥散对其分离效率也一定影响,而空心轴间油气分离方式主要为湍流弥散.

本文的数值模拟方法和结果可为超高速离心通风器的性能设计与优化提供技术支持.

参考文献:

[1] 《航空发动机设计手册》总编委员会. 航空发动机设计手册:第 12 册 传动及润滑系统[M]. 北京:航空工业出版社, 2002:507-508.

[2] Glahn A,Kurreck M,Willmann M,et al. Feasibility study on oil droplet flow investigations inside aeroengine bearing chambers:PDPA techniques in combination with numerical approaches[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1996,118(4):749-755.

[3] Glahn A,Busam S,Blair M F,et al. Droplet generating by disintegration of oil films at the rim of a rotating disk[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2002, 124(1):117-124.

[4] Glahn A,Blair M F,Allard K L,et al. Disintegration of oil jets emerging from axial passages at the face of a rotating cylinder[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2003,125(4):1003-1110.

[5] Glahn A,Blair M F,Allard K L,et al. Distintegration of oil films emerging from radial holes in a rotating cylinder[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2003, 125(4):1011-1120.

[6] Eastwick C N,Simmons K,Wang Y,et al. Study of aero-engine oil-air separator[J]. Institution of Mechanical Engineers;Part A Journal of Power and Energy,2006,220(7):707-717.

[7] 芮守祯,邢玉明,梁材. 高温高压超声速气液两相流场数值模拟[J]. 航空动力学报,2011,26(5):991-996.

RUI Shouzhen, XING Yuming, LIANG Cai. Numerical simulation of gas-liquid two-phase flow in high temperature and high pressure supersonic cross flow[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(5):991-996. (in Chinese)

[8] 陈二锋,厉彦忠,应媛媛. 泵间管气液两相流压力波传递速度数值研究[J]. 航空动力学报,2010,25(4):754-760.

CHEN Erfeng,LI Yanzhong,YING Yuanyuan. Numerical

investigation on pressure wave propagation speed of gas-liquid two-phase flow in pump pipeline[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(4):754-760. (in Chinese)

[9] 马孜,赵炜. 航空发动机轴心通风机油气分离技术研究及油滴运行轨迹跟踪[J]. 航空发动机,1997(2):13-16.

[10] 车得福,李会雄. 多相流及其应用[M]. 西安:西安交通大学出版社,2007.

[11] 周华,夏南. 油气分离器内气液两相流的数值模拟[J]. 计算力学报,2006,23(6):766-771.

ZHOU Hua,XIA Nan. Numerical simulation on the gas-liquid flows inside the oil-gas separators[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics,2006,23(6):766-771. (in Chinese)

[12] Willenborg K,Klingsporn M,Tebby S,et al. Experimental analysis of air/oil separator performance[R]. ASME Paper GT2006-90708,2006.

[13] Ebner J,Gerendas M,Schafer O,et al. Droplet entainment from a shear driven liquid wall film in inclined ducts:experimental study and correlation comparison[R]. ASME Paper 2001-GT-0115,2001.

[14] Weinstock V D,Heister S D. Modeling oil flows in engine sumps:drop dynamics and wall impact simulation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2006,128 (1):163-172.

[15] Farrall M,Hibberd S,Simmons K. The effect of initial injection condition on the oil droplet motion in a simplified bearing chamber[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2008,130(1):1-7.

[16] Farrall M. Numerical modelling of two-phase flow in a simplified bearing chamber[D]. British:University of Nottingham,2000.

[17] Farrall M,Simmons K,Hibberd S,et al. A numerical model for oil film flow in an aero-engine bearing chamber and comparison with experimental data [R]. ASME Paper 2004-GT-53698,2004.

[18] Stanton D W,Rutland C J. Multi-dimensional modeling of thin liquid films and spray-wall interactions resulting from impinging sprays[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,1998,41(20):3037-3054.

(编辑:陈 越)