

离心通风器通风阻力的影响因素

徐让书^{1,2}, 胡 慧¹, 邵长浩¹, 牛 玲^{1,2}

(1. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部, 沈阳 110136;

2. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 为分析航空发动机离心通风器通风阻力的影响因素,应用计算流体力学(CFD)和雷诺应力模型(RSM)对离心通风器内流场进行数值计算. 比较相同工况下通风阻力的计算与试验值,保证模型的适用性. 通过计算得到不同工况和结构的足够拟合数量的离心通风器阻力值,对数据进行二元二次空间趋势面回归分析. 结果表明:流量和转速的增加都带来更大的通风阻力;通风孔偏心设计与减小辐板顶圆半径可以减小通风阻力,通风孔偏心设计存在最佳偏心距约为 7.5 mm.

关 键 词: 航空发动机; 离心通风器; 通风阻力; 回归分析; 计算流体力学数值模拟

中图分类号: V233.4

文献标志码: A

Influencing factors of flow resistance in oil-air separator

XU Rang-shu^{1,2}, HU Hui¹, SHAO Chang-hao¹, NIU Ling^{1,2}

(1. Faculty of Aerospace Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Liaoning Key Laboratory of Advanced Test Technology for Aeronautical Propulsion System,

Faculty of Aerospace Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to analyze the influencing factors of flow resistance in the oil-air separator of the aero-engine, flow field in the oil-air separator was calculated numerically using computational fluid dynamics (CFD) and Reynolds stress model (RSM). The flow resistance of calculation and experiment under the same operating conditions were compared to ensure the applicability of the model. Enough number of flow resistance values of different operating conditions and structures had been calculated for the binary quadratic space trend surface regression. The results show that the increasing of flow rate and rotational speed will bring greater flow resistance. The design of the breather hole eccentricity and the reducing the plate tip radius can reduce the flow resistance, the breather hole eccentricity design has the best eccentricity about 7.5 mm.

Key words: aero-engine; oil-air separator; flow resistance; regression analysis; computational fluid dynamics numerical simulation

离心通风器在航空发动机润滑与通风系统中分离封严空气中的滑油,在 WP7、29-300 等多型航空发动机上应用. 工作时,空气中携带的细微滑油颗粒在离心通风器内被分离,分离后的空气在

压差的作用下通过轴上的通风孔排出^[1-2]. 通风流量和转速对离心通风器的压力损失有一定影响^[3]. 提高离心通风器分离效率的设计往往带来了更大的通风阻力,国内在这方面也做了相关研

究^[4]. 离心通风器通风阻力是评价其工作性能的指标,通风阻力过大将造成轴承腔压力低于滑油箱压力,无法回收滑油;通风阻力过小则腔内压力过大,漏气量和漏油量增加^[5-6]. Eastwick 等^[7]研究了轴承内部与外部两种结构的离心通风器,并比较两种离心通风器的性能. 当分散相(油滴颗粒)的体积分数小于 10^{-6} 时^[8-9],可以不考虑油滴对气相的作用和油滴与湍流之间的动量交换,计算中可以将分散相忽略,只考虑连续相(腔内空气)^[10-11]. 与其他用力相比,作用于连续相(腔内气体)的重力影响可以忽略^[12-13].

Glahn 等^[14-15]的研究指出,应用计算流体力学(computational fluid dynamics,CFD)方法预测滑油系统部件中的油/气两相流是改进轴承腔设计的一个可行途径. 离心通风器具有与轴承腔内的油/气两相流相似的流动特征,因此,本文旨在从通风性能上为离心通风器设计提供理论支撑,应用商业软件 FLUENT 对离心通风器内的气液两相流动进行 CFD 模拟,计算了相关设计参数下的通风阻力. 首先对原结构通风流量为 3.05, 4.57, 6.09, 7.63 g/s 时通风阻力的试验值和数值计算结果进行比较,两者吻合较好,保证了计算模型与计算结果的可信度. 然后利用有效的计算模型得到了不同工况和结构下的通风阻力值. 最后对所得数据进行二元二次空间趋势面回归分析,得到不同影响因素与通风阻力的函数关系. 从工况和结构两方面总结了离心通风器通风性能影响因素公式,并证实了公式的可靠性.

1 数值计算

1.1 计算域与边界条件

如图 1 所示,离心通风器内部流道主要由通风器内腔、辐板、通风孔和空心轴腔组成. 如图中橙色线所示,工作时气流从离心通风器腔进入离心通风器内腔,流经通风器空心轴所带动的旋转辐板之间的夹腔后进入通风孔,然后通过空心轴腔流出.

计算域选取为与离心通风器内腔以及离心通风器内结构相同的流体区域. 离心通风器空心轴上的 6 个径向通风孔和 12 个辐板在周向上均布,即离心通风器流道结构具有以 60° 为周期的旋转周期性,所以选取周向 1/6 扇形几何体为计算域. 计算域入口为离心通风器外圆柱的 1/6. 出口为离心通风器排气管的 60° 扇形端面. 以离心通风器轴颈 D 特征尺寸,通风孔轴向长度为 $1.93D$,

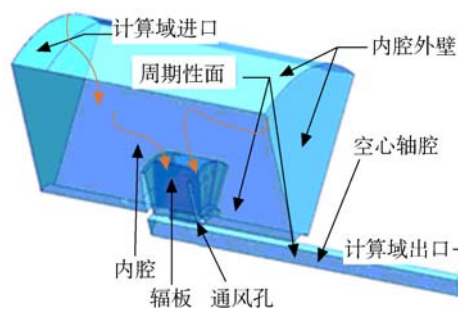


图 1 离心通风器流道结构与边界条件

Fig. 1 Flow path structure of oil-air separator and boundary conditions

径向高度为 $0.23D$, 辐板轴向长度为 $2.03D$.

不同结构方案包括减小辐板顶圆半径 r 和通风孔偏心设置两种设计,如图 2 所示,通风孔偏心距 e 为通风孔中心线与轴中心线的距离.

由于离心通风器内部空气温度变化不大,密度的相对变化量非常小,且马赫数小于 0.3,所以连续相按不可压缩流动处理. 空气的物性参数如表 1 所示.

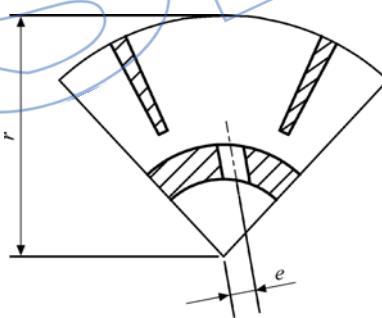


图 2 离心通风器转子某截面剖面图

Fig. 2 Cross-sectional view of oil-air separator rotor

表 1 空气的物性参数

Table 1 Physical parameters of the air

温度 T/K	密度 ρ / (kg/m^3)	比热 比 γ	动力黏度 μ / $10^{-6}(\text{Pa} \cdot \text{s})$	导热系数 $\lambda/10^{-2}$ ($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$)
378	0.98	1.009	22.3	3.24

入口边界条件为质量流量入口,流量为总通风流量的 1/6. 湍流强度采用适用于管内充分发展流动的经验公式计算为 5%,湍流黏度比给定为 500. 取标准大气压力(101.3 kPa)为参考压力. 出口定义为压力出口,出口静压(表压)为 $p_{g,\text{out}} = 0 \text{ kPa}$,构成扇形计算域的侧面为周期性面. 离心通风器及其排气管的壁面为固定壁,离心通风器壁面为相对于毗邻单元区的固定壁,所有壁面剪

切条件均为无滑移条件。

1.2 计算网格

如图 3 所示,基于离心通风器内部流场特点,高转速下两辐板之间的腔室及其上游毗邻区域中压力扰动与速度梯度变化很大,该区域网格需加密。通风孔截面突缩,流体通过通风孔时压力与速度突变,该区域网格也应加密。通风器内腔径向网格尺寸渐变,以减小单元总数。除通风孔附近由

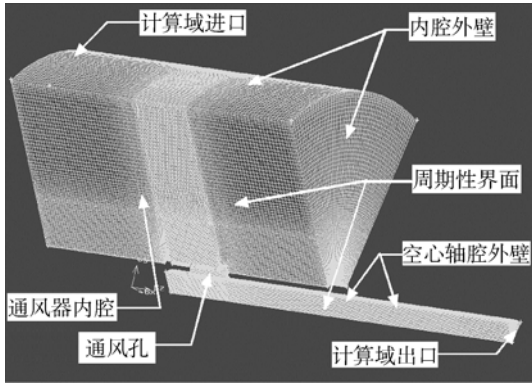


图 3 计算网格

Fig. 3 Computing grid

于几何结构不规则而采用四面体单元外,其余区域均为六面体单元。对比不同疏密网格的计算结果表明,网格总数约为 90 万时具有解的独立性。壁面做边界层处理,保证壁面 y^+ 值在合理的范围,以满足壁面函数要求,保证了较高的网格质量。

1.3 计算方法

航空发动机离心通风器内部流道结构复杂,辐板高速旋转带动两板间流体形成明显的二次流,并在辐板顶圆面与试验器腔内的空气形成强烈的剪切流动,存在旋涡和旋转,流线弯曲明显,应变率高。这种情况下,湍流的各向异性对时均流动有显著影响。大量文献表明,雷诺应力模型(RSM)对这类流动的模拟具有较高的精度。与一方程、两方程模型相比,它抛弃了各向同性的涡黏度假设^[16],将动力黏度、耗散率、湍动能、二次压力-应变项、湍流扩散等因素更严格地计入到方程中,对于雷诺应力产生的各种源项能很好地模拟。因此 RSM 对于离心通风器内复杂流动的模拟具有更大优势。近壁处理采用标准壁面函数。雷诺应力守恒方程如下:

$$\begin{aligned}
 & \underbrace{\frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{u'_i u'_j})}_{\text{当地时间导数项}} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_k}(\rho \overline{u'_k u'_i u'_j})}_{C_{ij} \equiv \text{对流项}} = - \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_k}[\rho \overline{u'_i u'_j u'_k} + p'(\delta_{kj} u'_i + \delta_{ik} u'_j)]}_{D_{i,j} \equiv \text{湍流扩散项}} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_k} \left[\mu \frac{\partial}{\partial x_k} (\overline{u'_i u'_j}) \right]}_{D_{i,j} \equiv \text{分子扩散项}} - \\
 & \underbrace{\rho \left(\overline{u'_i u'_k} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} + \overline{u'_j u'_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \right)}_{P_{ij} \equiv \text{应力生成项}} - \underbrace{\rho \beta (g_i \overline{u'_j \theta} + g_j \overline{u'_i \theta})}_{G_{ij} \equiv \text{浮力生成项}} + \underbrace{p \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right)}_{\varphi_{ij} \equiv \text{压力应变再分配项}} - \underbrace{2\mu \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \cdot \frac{\partial u'_j}{\partial x_k}}_{\epsilon_{ij} \equiv \text{耗散项}} - \\
 & \underbrace{2\rho\Omega(\overline{u'_j u'_m} \epsilon_{ikm} + \overline{u'_i u'_m} \epsilon_{jkm})}_{F_{ij} \equiv \text{旋转坐标系项}} + \underbrace{S_{user}}_{\text{自定义源项}} \quad (1)
 \end{aligned}$$

式中 ρ 为密度; u 为时均速度; u' 为脉动速度; p 为脉动压力; μ 为动力黏度; β 为体积膨胀系数; g 为重力加速度; θ 为脉动温度; Ω 为平均旋转率张量。

连续相流场采用耦合隐式稳态求解器,求解旋转坐标系下的雷诺时均三维 Navier-Stokes (N-S) 方程。速度与压力的耦合采用 Couple 方式,压力的离散采用 pressure staggering option (PRESTO!) 格式,动量、湍流耗散率和雷诺应力均采用 quadratic upwind interpolation of convective kinematics (QUICK) 格式,亚松弛求解直至收敛。收敛的判断标准是相对残差小于 10^{-3} , 并且不再有明显的减小趋势。

通风阻力是评价离心通风器通风性能最直接

的指标。通风阻力定义为入口总压 p_{in} 与出口总压 p_{out} 的差值 $\Delta p = p_{in} - p_{out}$ 。

2 二元二次趋势面分析方法

2.1 趋势面分析方法

离心通风器的工况主要考虑通风流量和转速,而结构参数为辐板顶圆半径和通风孔偏心距,也恰好为两个因素,因此文献^[17]提出的二元二次空间趋势面分析方法对计算结果的处理是有效的。若令回归样本为 $z_i: x_i, y_i (i=1, 2, \dots, N)$, $z = f(x, y)$ 为回归方程,存在 $Q = \sum_{i=1}^n z_i - f(x_i, y_i)$ 趋于最小,这就是最小二乘法意义下的曲面拟合

问题,即趋势面分析.在一定适用范围内,任意函数都可用多项式形式逼近.根据高斯-马尔科夫定理,通过最小二乘法给出多项式系数的最佳无偏估计值,这些估计值使残差平方和达到最小时,所得系数组成的多项式即为回归方程.若 z_i 为样本值, $\hat{z}_i$ 为回归值,这里令 $\hat{z}_i$ 为二元二次函数表示为 $\hat{z} = a_0 + a_1 x + a_2 y + a_3 x^2 + a_4 xy + a_5 y^2$. 然后建立公式 $Q = \sum_{i=1}^n (z_i - \hat{z}_i)^2$, 求 Q 对各系数的偏导数,令 $\frac{\partial Q}{\partial a_i} = 0$ 得正规方程组,将方程组改写成矩阵形式为 $X'XA = X'Z$,解得 $A = (X'X)^{-1} X'Z$. 理论上可证明 $X'X$ 非奇异,逆矩阵存在,所以 A 的解存在并具有唯一性,即得出回归方程.

2.2 回归方程的检验

回归分析得出方程后,回归方程的拟合度关系到其在实际研究中的适用性,趋势面分析的适度性检验可以通过以下方法.

1) 拟合度 R^2 检验

将 z 的总离差平方和分解为两部分得到公式

$$S_t = \sum_{i=1}^N (z_i - \bar{z})^2 + \sum_{i=1}^N (\hat{z}_i - \bar{z})^2 = S_d + S_r$$

其中剩余平方和 S_d 体现了其他随机因素对 z 的变差的影响,回归平方和 S_r 体现了所有自变量因素对 z 的变差的影响. S_r 在总离差平方和中所占比重越大,表示 z 与自变量关系越密切,即 $R^2 = S_r/S_t = 1 - S_d/S_t$, R^2 越大趋势面拟合程度越好.

2) 显著性 F 检验

由公式 $F = \frac{S_r/q}{S_d/(b-q-1)}$ 计算 F 值,其中 b 为样本数, q 为自变量项数. 给定显著性水平,查 F 分布表,若计算的 F 值大于临界值则认为趋势面方程现在,反之则不显著.

3) 最大误差,回归方程最大误差定义为 $\epsilon_{\max}$

$$\epsilon_{\max} = \max \left[\left| \frac{\Delta p_{i,j} - \Delta p_{r,i,j}}{\Delta p_{i,j}} \right| \right]$$

其中 $\Delta p_{i,j}$ 为通风阻力计算值; $\Delta p_{r,i,j}$ 为通风阻力回归值, i, j 分别为工况中的 (m, b) 与结构中的 (r, e) 随机组合序数.

3 计算结果与回归分析

3.1 CFD 计算模型的校验

对原结构离心通风器在转速 n 为 10 000 r/min,通风流量 $(\dot{m})$ 为 3.05, 4.57, 6.09, 7.63 g/s 时,通风阻力 (Δp) 的 CFD 数值计算结果和试验

值进行比较,如图 4 所示,两者吻合较好,计算模型与计算结果的可信度得到验证.

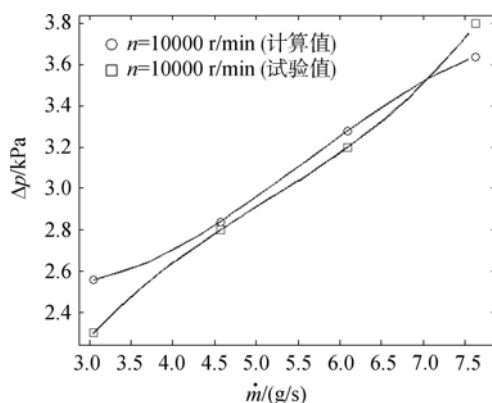


图 4 计算结果和试验值的对比

Fig. 4 Comparison of numerical results and experimental data

如图 5 所示,离心通风器实际工作在附件机匣(即齿轮箱)内,机匣腔内压力在一定程度上影响离心通风器性能.在某离心通风器台架试车条件下,附件机匣腔内压力计算值与试验值的比较见表 2,可见机匣内压力的数值计算值偏低于试验值.

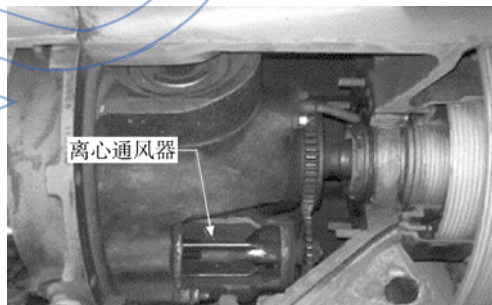


图 5 某型离心通风器实际工作位置

Fig. 5 Oil-air separator working location

表 2 台架试车附件机匣腔内压力计算值与试验值
($\dot{m}=33.8 \text{ g/s}$)

Table 2 Numerical calculated results and experimental data of pressure in accessory gearbox of testing rig ($\dot{m}=33.8 \text{ g/s}$)

$n/(\text{r/min})$	压力/kPa	
	试验值	计算值
6 687	110	108
8 083	137	109
8 420	136	109
8 915	133	110
9 114	126	110
9 510	120	110

3.2 工况因素的影响分析

对于结构为通风孔不偏心, 辐板轴向长度为 $2.03D$, 辐板顶圆半径 $1.68D$ 的离心通风器, 各工况下的通风阻力在图 6 中给出. 随着相对转速 (n_r) 增加, 气体的离心力增大, 通风阻力增大. 通风流量增加, 气体流速增大, 从通风孔流入空心轴腔内气流的迎头撞击损失增大, 所以流量增加带来了更大的通风阻力.

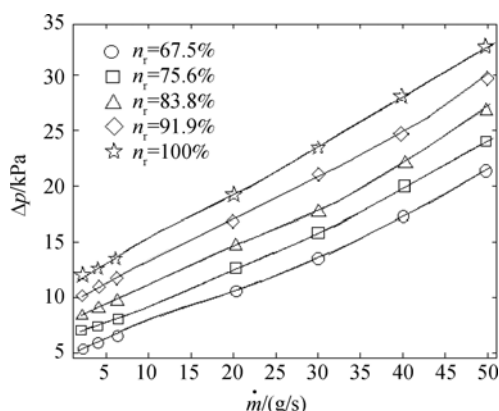


图 6 转速-通风流量对通风阻力的影响

Fig. 6 Influence of rotational speed and flow rate on flow resistance

图 7 是离心通风器及试验器横截面总压分布. 从流动特征上分析离心通风器的流通阻力, 旋转的辐板使离心通风器腔内气体高速旋转产生的离心力, 以及辐板带动夹腔中气流旋转中离心力对气流做功, 是产生通风阻力的主要原因. 其次, 通风孔进出口的流道突缩与突扩形成了较大的局部损失, 从通风孔流入空心轴腔内的气流迎头撞击也是流动损失产生的重要原因.

对上述计算数据进行二元二次空间趋势面回

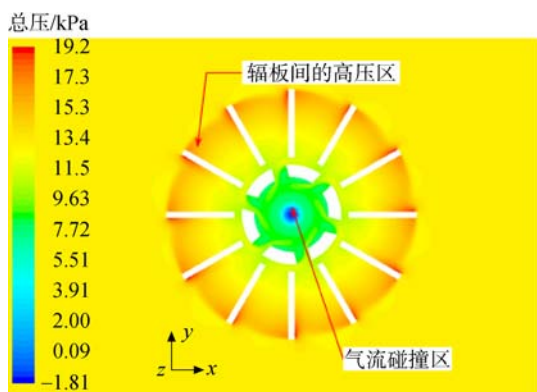


图 7 离心通风器及试验器横截面总压分布

Fig. 7 Total pressure distribution on cross section of the oil-air separator and tester

归分析, 得到通风流量与转速对通风阻力影响规律的数学模型如下:

$$\Delta p = (-326.17 + 3.05b + 17.61m + 15.73b^2 + 12.06m \times b + 1.73m^2) \times 10^{-3}$$

显著性检验

$$F = 8692.5 \gg F(q, b - q - 1) = 3.70$$

式中 F 由剩余平方和与回归平方和的比值计算得出, F 值越大说明回归分析的样本 (即数值计算结果) 中 Δp 与 m, b 的二元二次关系显著, 即通风阻力受通风流量和转速的影响明显. 拟合度 $R^2 = 0.999$, 数学回归分析所得模型最大误差为 $\epsilon_{\max} = \max(\epsilon_{n, m}) = 2.6\%$, 说明回归分析所得数学模型与数值计算结果拟合很好, 可以用于定量计算离心通风器通风阻力受工况的影响. 数学模型不仅考虑了流量与转速的单独影响规律, 还给出了通风流量-转速的双向耦合影响因子 ($m \times b$ 项), 也就是说在影响通风阻力的权重上通风流量与转速也互为影响因素.

3.3 结构因素的影响分析

周华等^[18]提出了出口速度分布对上游油气混合流动的影响. 原结构方案离心通风器的计算中, 离心通风器出口中心处存在低压区并有回流现象, 并且存在气流撞击损失. 基于上述考虑, 本文研究了通风孔偏心距的结构优化方案. 通风孔偏心距分别为 0, 3, 5, 7, 9 mm 时, 离心通风器下游截面总压分布如图 8. 偏心通风孔使流动阻力降低的原因是气流沿切向流入旋转空心轴腔内, 而不是直接冲向腔内的中央区域, 减小了来自径向相对的通风孔的气流迎头撞击损失. 同时由于旋转空心轴中心低压区的消失, 出口回流现象也得到解决.



图 8 离心通风器下游某截面总压分布

Fig. 8 Total pressure distribution on cross section downstream the oil-air separator

图 9 给出了相对转速为 100% 额定转速, 通风流量为 30 g/s, 辐板宽度为 $1.23D$ 条件下, 不同通风孔偏心距和辐板顶圆半径下通风阻力的计算值. 通风阻力随辐板顶圆半径的增大而增加, 而通风孔偏心的结构设计减小了通风阻力. 其中辐板顶圆半径较小时, $e=9$ mm 的通风阻力小于 $e=7$

mm 的通风阻力.但在辐板顶圆半径较大时, $e=9$ mm 的通风阻力就大于 $e=7$ mm 的通风阻力.并且偏心距在 7 mm 到 9 mm 这一区间内,偏心距对通风阻力的影响在 0.3 kPa 之内.由此可见,从减小通风阻力的角度讲,在 7 mm 到 9 mm 之间存在最佳偏心距,所以对计算值的数学回归模型选定最佳偏心距 $e=7.5$ mm.

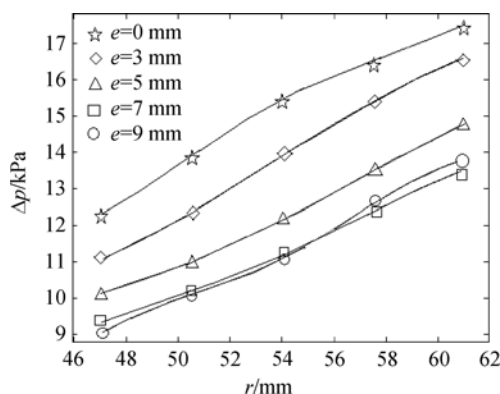


图9 通风孔偏心距-辐板顶圆半径对通风阻力的影响

Fig. 9 Influence of e and r on flow resistance

根据 CFD 计算的通风阻力数据,结构因素对通风阻力影响规律的数学模型如下:

$$\Delta p = [-4072.61 + 90.86e + 220.34r + 25.45(e - 7.5)^2 - 7.44e \times r + 1.04r^2] \times 10^{-3}$$

数学模型最大误差 $\epsilon_{\max} = \max(\epsilon_{e,r}) = 4.4\%$, 显著性检验 $F = 173.6 \gg F(q, b - q - 1) = 4.17$, 拟合度 $R^2 = 0.979$, 拟合数学模型可以从结构影响因素上对通风阻力做定量分析.与工况对通风阻力的影响规律分析一样,结构影响因素回归分析所得数学模型中也包括 $e \times r$ 这一项,也就是说通风孔偏心距与辐板顶圆半径对通风阻力的影响在权重上也相互耦合.

4 结论

本文在旋转坐标系下应用 RSM 采用 CFD 方法计算了离心通风器在不同工况与结构参数条件下的通风阻力值.应用二元二次空间趋势面回归分析方法得出了可供优化设计的数学模型,模型中包括了影响权重耦合项.

1) CFD 计算数据与试验值吻合较好,计算模型对分析离心通风器内部流场是可行的.

2) 回归分析所得的数学模型与其样本(数值计算结果)拟合较好,在一定的自变量(结构与工况)范围内是可适用的.

3) 由回归分析所得到的转速-通风流量耦合数学模型可知,通风阻力受工况影响,通风流量与转速增加将增大通风阻力.

4) 结构上,通风孔偏心距设计与减小辐板顶圆半径可以减小通风阻力.由通风孔偏心距-辐板顶圆半径耦合数学模型可知,通风孔偏心距设计存在最佳偏心距约为 7.5 mm.

5) 本文所给出的通风阻力影响因素数学模型,是对特定离心通风器结构下 CFD 数值计算值的回归分析所得,并只考虑了辐板顶圆半径和通风孔偏心距两种结构因素,不具有对其他型号离心通风器的普遍适用性.

参考文献:

- [1] 航空发动机设计手册总编委会.航空发动机设计手册:传动及润滑系统:第12册[M].北京:航空工业出版社,2002:507-508.
- [2] 马枚.航空发动机轴心通风系统的结构演变及分析[J].燃气涡轮实验与研究,1994,27(4):23-30.
MA Mei. Structural evolution and analysis of the ventilation axis system of aero engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1994, 27(4): 23-30. (in Chinese)
- [3] 李勇,李国权.航空发动机离心通风器性能的试验研究[C]//中国航空学会第十三届机械动力传输学术论文集.南京:中国航空学会机械动力传输专业委员会,2007:247-252.
- [4] 张楠,刘振侠,吕亚国,等.航空发动机润滑油系统叶轮式通风器数值计算研究[J].科学技术与工程,2011,10(15):130-133.
ZHANG Nan, LIU Zhenxia, LÜ Yaguo, et al. A numerical study of aero-engine lubrication system centrifugal-separator[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 10(15): 130-133. (in Chinese)
- [5] 石帅奇,刘振侠,胡剑平.航空发动机离心通风器计算[J].航空计算技术,2012,42(1):68-71.
SHI Shuaiqi, LIU Zhenxia, HU Jianping. Aero-engine centrifugal ventilators computing[J]. Aviation Computing Technology, 2012, 42(1): 68-71. (in Chinese)
- [6] 郁丽,李国权.节流通风的航空发动机轴承腔腔压计算方法[J].航空动力学报,2012,27(11):2617-2621.
YU Li, LI Guoquan. Calculation method of bearing chamber pressure for aero-engine throttling vent lubrication system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2617-2621. (in Chinese)
- [7] Eastwick C N, Simmons K, Wang Y, et al. Study of aero-engine oil-air separators[J]. Proceedings Journal of Power and Energy, 2006, 220(7): 707-717.
- [8] Willenborg K, Klingsporn M, Tebby S, et al. Experimental analysis of air/oil separator performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(3): 1495-1506.
- [9] Ebner J, Gerenda's M, Schafer O, et al. Droplet entrainment

- from a shear-driven liquid wall film in inclined ducts; experimental study and correlation comparison[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2002, 124(4): 874-880.
- [10] 孙秀君,孙海鸥,姜任秋. 油气分离器内油滴轨迹的数值模拟[J]. *应用科技*, 2006, 33(10): 69-72.
SUN Xiujun, SUN Haiou, JIANG Renqiu. Numerical simulation of locus of oil droplet in oil-air separator[J]. *Applied Science and Technology*, 2006, 33(10): 69-72. (in Chinese)
- [11] Gorse P, Busam S, Dullenkopf K. Influence of operating condition and geometry on the oil film thickness in aero-engine bearing chambers[C]//*Proceedings of ASME Turbo Expo 2004*. Vienna Austria; ASME, 2004: 103-110.
- [12] Farrall M. Numerical modeling of two-phase flow in a simplified bearing chamber[D]. Nottingham: University of Nottingham, 2000.
- [13] 冯健美, 畅云峰, 张勇, 等. 喷油压缩机卧式油气分离器特性的数值模拟及实验研究[J]. *西安交通大学学报*, 2008, 42(5): 561-577.
FENG Jianmei, CHANG Yunfeng, ZHANG Yong, et al. Theoretical experimental research on oil-gas separator in compressor system[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2008, 42(5): 561-577. (in Chinese)
- [14] Glahn A, Busam S, Blair M F, et al. Droplet generation 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.
- [15] 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): 1003-1010.
- [16] 李振国. 除油型水力旋流分离器内部流场的数值计算[D]. 大连: 大连理工大学, 2002.
LI Zhenguo. Numerical calculation of internal flow field of the degreasing hydrocyclone[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2002. (in Chinese)
- [17] 傅德印, 张旭东. EXCEL 与多元统计分析[M]. 北京: 中国统计出版社, 2007: 138-143.
- [18] 周华, 夏南. 油气分离器内气液两相流的数值模拟[J]. *计算力学学报*, 2006, 23(6): 766-771.
ZHOU Hua, XIA Nan. Numerical simulation on the gas-liquid flows inside the oil-gas separator[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2006, 23(6): 766-771. (in Chinese)