DOI: 10.3901/JME.2014.21.164

轴承腔中均匀流体/壁面油膜分层流动分析*

陈 薄 陈国定 王 涛

(西北工业大学机电学院 西安 710072)

摘要: 航空发动机轴承腔精确的润滑与换热设计依赖于对其内油气两相润滑介质流动与换热本质的认识。针对轴承腔内复杂的油气两相润滑介质流动状态,建立轴承腔均匀流体/壁面油膜分层流动分析模型,开展腔内油气两相润滑介质流动特性研究,探讨转子转速和润滑油供油量对均匀流体和壁面油膜两相介质压力、速度以及温度分布的影响。分析模型中,气相介质(含油滴)的等效物理特征参数通过离散油滴和气相介质的组分比例关系确定,各固体壁面与流体介质的对流换热系数根据其各自的传热特性确定。研究表明,均匀流体与壁面油膜两相介质的压力随着润滑油供油量的增加而增大,受转子转速的影响较为复杂;均匀流体与壁面油膜两相介质的速度随着转子转速的增高而增大,受润滑油供油量影响较小;均匀流体的温度随着润滑油供油量的增加而减小,受转子转速的影响较小;与均匀流体温度不同,壁面油膜的温度随着转子转速的增加而增大,随着润滑油供油量的增加而减小。建立了轴承腔试验台系统,开展了轴承腔油气两相流动状态下的压力和温度测试,压力和温度试验结果与理论计算结果均具有较好的吻合性,验证了提出的理论分析方法的可靠性。

关键词: 航空发动机; 轴承腔; 均匀流体; 壁面油膜; 油气两相

中图分类号: V233; TH117

Analysis of Homogeneous Fluid/wall Oil Film Two-phase Stratified Flow in an Aeroengine Bearing Chamber

CHEN Bo CHEN Guoding WANG Tao

(School of Mechanic Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Abstract: The accurate lubrication and heat transfer designs of an aeroengine bearing chamber require an understanding of the complex air/oil two-phase flow characteristics in the chamber. A homogeneous fluid/wall oil film two-phase stratified flow model is proposed to investigate the air/oil two-phase lubrication medium flow in an aeroengine bearing chamber, and the effects of shaft speed and oil mass flow rate on the pressure, flow velocity and temperature for the homogeneous fluid and wall oil film are discussed in detail. In the model, the equivalent physical feature parameters of air (containing droplets) are determined by the component rate of droplets and air in the mixture of air and droplets, and the convection heat transfer coefficients between relevant walls and fluid medium in the bearing chamber are calculated by their convection heat transfer characteristics, respectively. The calculation results show preliminarily that the pressures of the homogenous fluid and wall oil film increase with increasing oil mass flow rate, and are influenced complexly by shaft speed; that the flow velocities of the homogenous fluid and wall oil film increase with increasing shaft speed, and are influenced insignificantly by oil mass flow rate; that the homogenous fluid temperature decreases with increasing oil mass flow rate, and are influenced slightly by shaft speed; and that the wall oil film temperature increases with increasing shaft speed and decreasing oil mass flow rate. Finally, a bearing chamber experimental facility is built, and the pressure and temperature under the air/oil two-phase flow condition are measured in the bearing chamber. The calculation results agree well with experimental data.

Key words: aeroengine; bearing chamber; homogeneous fluid; wall oil film; air/oil two-phase

0 前言

先进航空发动机的良好工作特性依赖于系统

部件的正确设计,作为发动机润滑系统的重要部件,轴承腔在收集润滑油并使其与高温区隔离等方面起着重要作用,其润滑与换热设计是航空发动机设计的重要组成部分。轴承腔中润滑油和密封空气相互作用形成的复杂油气两相流动状态,是精确的轴承腔润滑与换热设计技术“瓶颈”所在,亦制约着发

* 国家自然科学基金资助项目(51275411,50975233)。20131025收到初稿,20140718收到修改稿

动机润滑系统和二次空气流动系统的高效设计。轴承腔润滑与换热设计对腔内油气两相润滑介质流动特性本质正确认识的依赖性,使得基于轴承腔油气两相润滑介质流动物理本质揭示的研究工作,对于先进航空发动机润滑系统设计而言具有显著的工程价值和学术意义。

航空发动机主轴轴承多采用环下供油方式进行润滑,从轴承内圈环下油孔流出的润滑油因轴承内圈和保持架高速旋转的离心作用以油滴形式甩入轴承腔,在与轴承腔壁碰撞后,以油滴、壁面油膜和密封空气共生状态完成轴承腔润滑与换热功能。以往有关轴承腔润滑和换热特性方面的研究,较多关注于气相介质流动特性^[1-3]、润滑油滴的产生和壁面油膜形成及流动等方面^[4-11],采用两相流体动力学理论研究轴承腔中润滑油和密封空气相互作用以揭示其流动与换热特性的分析不是太多。MAQABLEH 等^[12]使用 Eulerian 多相流模型数值模拟了简化二维轴承腔(旋转圆环)中含离散油滴的油气两相分层流动与换热。MAQABLEH 的分析采用粒子拖拽模型描述油滴与连续相的相互作用,连续相之间(空气和壁面油膜之间)的相互作用采用混合模型加以描述,重点分析了轴承腔中油滴、空气和油膜的速度分布以及油滴、油膜和空气的体积分数分布规律,探讨了油滴平均直径对轴承腔温度场的影响,以及转子转速对油膜体积分数分布和温度场的影响。不过研究中仅考虑了油滴在气相介质中的运动情况,没有考虑油滴与壁面油膜的作用以及其与固体壁面之间的换热。陈国定等^[13-14]基于流型特征在不考虑油气两相介质热传递的情况下,数值模拟了轴承腔中润滑油和密封空气的流动状态,分析了不同流型下油气两相介质的压力和速度分布特征及其相对于流型表现出的差异性。他们的分析中将含油滴空气按一固定的油气组分比例关系简化为均匀流体介质,未考虑工况条件对组分关系乃至均匀流体等效物理特征的影响。PEDUTO 等^[15]采用 VOF 方法数值模拟了低转子转速下轴承腔排油口附近的油气分层流动,分析了排油口上下游区域润滑油和密封空气的流动状态,与试验结果的对比表明,在较低压力和转子转速下 VOF 方法有能力处理轴承腔中油气分层流动问题,但他们的分析是一个等温条件下的分析,并且没有考虑油滴在气相介质中的夹杂存在。

迄今有关航空发动机轴承腔油气两相润滑介质流动与换热研究,虽已涉及油滴、油膜和气相介质相互作用的流动与换热,但因研究工作多关注于油气两相介质流动本身,对含油滴气相介质的处理

过于简化,也未考虑油气两相介质与固体壁面之间的换热,研究工作一定程度上不能客观反映轴承腔内油气两相介质的流动和换热的实际状态。

本文针对简化的航空发动机轴承腔结构,采用理论分析和试验研究相结合的方法,开展了轴承腔中含油滴气相介质(均匀流体)/壁面油膜分层流动研究。在含油滴气相介质物理特征参数等效处理和考虑轴承腔固体壁面与流体介质间换热影响的基础上,构建了轴承腔均匀流体/壁面油膜分层流动分析模型。探讨了转子转速和润滑油供油量对轴承腔中油气两相润滑介质压力、速度以及温度分布的影响。通过理论计算结果与试验结果的对比,验证了理论分析的正确性。本文在等效处理含油滴气相介质物理特征参数和计入固体壁面与流体介质间换热影响的研究,以及据此建立的轴承腔均匀流体/壁面油膜分层流动模型,对于揭示轴承腔中的油气两相流动特性、提升轴承腔润滑和换热设计水平都是很有意义的。

1 轴承腔中均匀流体/壁面油膜分层流动的数学模型

航空发动机轴承腔是在气相介质夹杂润滑油滴和润滑油膜共同作用的润滑和换热状态下工作。夹杂在气相介质中的润滑油滴尺寸很小且数量很大,定量描述油滴与气相介质之间的相互作用很困难,为此按润滑油滴和空气组分比例将夹杂油滴的气相介质等效为均匀相流体介质(定义为均匀流体),均匀流体的物理参数亦根据润滑油滴和空气组分比例确定。这样将轴承腔中夹杂油滴的气相介质与壁面油膜的分层流动问题,转化为均匀流体与壁面油膜的分层流动问题。

1.1 均匀流体/壁面油膜分层流动的控制方程

基于上述处理思想,均匀流体与壁面油膜分层流动的控制方程,即连续方程、动量方程和能量方程,可以分别表示如下。

连续方程

$$\frac{\partial(\alpha\rho_m)}{\partial t} + \nabla(\alpha\rho_m\mathbf{u}_m) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(1-\alpha)\rho_L}{\partial t} + \nabla((1-\alpha)\rho_L\mathbf{u}_L) = 0 \quad (2)$$

式中, α 为均匀流体的体积分气率,即均匀流体体积与均匀流体及壁面油膜体积之和的比值; t 为时间; ρ_m 为均匀流体的等效密度; ρ_L 为润滑油密度; $\mathbf{u}_m$ 和 $\mathbf{u}_L$ 分别为均匀流体和壁面油膜的流动速度。

动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha \rho_m \mathbf{u}_m) + \nabla(\alpha(\rho_m \mathbf{u}_m \otimes \mathbf{u}_m)) = -\alpha \nabla p_m + \nabla(\alpha \mu_m (\nabla \mathbf{u}_m + (\nabla \mathbf{u}_m)^T)) + \alpha \rho_m \mathbf{g} + \mathbf{M}_L \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}((1-\alpha)\rho_L \mathbf{u}_L) + \nabla((1-\alpha)(\rho_L \mathbf{u}_L \otimes \mathbf{u}_L)) = -(1-\alpha)\nabla p_L + \nabla((1-\alpha)\mu_L (\nabla \mathbf{u}_L + (\nabla \mathbf{u}_L)^T)) + (1-\alpha)\rho_L \mathbf{g} + \mathbf{M}_m \quad (4)$$

式中, $\mathbf{g}$ 为重力加速度; p_m 和 p_L 分别为均匀流体和壁面油膜的压强; $\mathbf{M}_L$ 为壁面油膜对均匀流体的界面作用力; $\mathbf{M}_m$ 为均匀流体对壁面油膜的界面作用力。 $\mathbf{M}_m$ 和 $\mathbf{M}_L$ 的计算公式为^[16]

$$\mathbf{M}_m = -\mathbf{M}_L = C_D \rho A_{mL} |\mathbf{u}_L - \mathbf{u}_m| (\mathbf{u}_L - \mathbf{u}_m) \quad (5)$$

式中, $\rho = (1-\alpha)\rho_L + \alpha\rho_m$, 为均匀流体与壁面油膜的等效密度; C_D 为量纲阻力系数; A_{mL} 为单元体界面面积, 即界面密度。

能量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha \rho_m T_m) + \nabla(\alpha \rho_m \mathbf{u}_m T_m) = \nabla \cdot \left(\alpha \frac{\mu_m}{Pr_m} \nabla T_m \right) + Q_L + S_m \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}((1-\alpha)\rho_L T_L) + \nabla((1-\alpha)\rho_L \mathbf{u}_L T_L) = \nabla \cdot \left((1-\alpha) \frac{\mu_L}{Pr_L} \nabla T_L \right) + Q_m + S_L \quad (7)$$

式中, T_m 和 T_L 分别为均匀流体和壁面油膜的温度; Pr_m 和 Pr_L 分别为均匀流体和壁面油膜的 prandtl 数; S_m 和 S_L 分别为均匀流体和壁面油膜流动的黏性耗散; Q_L 为壁面油膜传递给均匀流体的热量; Q_m 为均匀流体传递给壁面油膜的热量; Q_L 和 Q_m 的计算公式见文献[16]。

由于转子和轴承的高速旋转作用, 轴承腔中油气两相介质呈现紊流运动状态, 进行均匀流体与壁面油膜分层流动分析时需要引入湍流模型以封闭控制方程, 本文采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型描述均匀流体与壁面油膜分层流动中的湍流影响。

1.2 均匀流体的等效物理特征参数

进行轴承腔均匀流体/壁面油膜分层流动分析, 需要按照气相介质中润滑油滴组分比例关系确定均匀流体的等效物理特征参数。这些参数包括均匀流体的等效密度、等效动力黏度等, 其计算方法如下所述^[17]。

均匀流体的等效密度 ρ_m 为

$$\rho_m = \beta \rho_G + (1-\beta) \rho_L \quad (8)$$

式中, ρ_G 为气相介质密度; β 为均匀流体中气相介质的平均体积率, 计算公式为

$$\beta = X \rho_L / [X \rho_L + (1-X) \rho_G] \quad (9)$$

式中, X 为均匀流体中气相介质的质量含气率, 计算公式为

$$X = Q_G / (Q_G + (1-\eta) Q_L) \quad (10)$$

式中, Q_G 为均匀流体中气相介质的质量; η 为润滑油滴的沉积率, 其计算方法见文献[18]; Q_L 为润滑油供油量。

均匀流体的等效动力黏度 μ_m 为

$$\mu_m = \frac{\mu_G \mu_L}{X \mu_L + (1-X) \mu_G} \quad (11)$$

式中, μ_G 和 μ_L 分别为气相介质和润滑油的动力黏度。

均匀流体的等效比热容 c_m 为

$$c_m = X c_G + (1-X) c_L \quad (12)$$

式中, c_G 和 c_L 分别为气相介质和润滑油的比热容。

均匀流体的等效热导率 λ_m 为

$$\lambda_m = \lambda_L^{(1-\beta)} \lambda_G^\beta \quad (13)$$

式中, λ_L 和 λ_G 分别为润滑油和气相介质的热导率。

均匀流体的等效 Prandtl 数 Pr_m 为

$$Pr_m = \mu_m c_m / \lambda_m \quad (14)$$

根据轴承腔工况条件, 获得与其对应的润滑油油滴沉积率后, 利用式(8)~(14)可以得到此工况条件下均匀流体的等效物理特征参数。

1.3 轴承腔中固体与流体界面的对流换热系数

航空发动机轴承腔工作时, 轴承腔各固体壁面与外部环境和腔内流体介质之间存在对流换热, 影响到轴承腔中油气两相润滑介质的流动与换热特性。进行轴承腔中均匀流体/壁面油膜分层流动分析, 需要确定轴承腔中固体与流体界面的对流换热系数。下面简单阐述这些对流换热系数的求解方法。

(1) 转子表面与均匀流体之间的对流换热系数。轴承腔中的转子表面主要与均匀流体进行热量交换, 其对流换热形式类同于自由转轴表面对流换热, 故而转子表面与均匀流体之间的对流换热系数 α_D 表示为^[19]

$$\alpha_D = \frac{0.066 \, 5 Re_D^{2/3} Pr_m^{1/3} \lambda_m}{r_1}$$

$$Re_D < 4.3 \times 10^5 \quad 0.7 < Pr_m < 670 \quad (15)$$

式中, Re_D 为转子旋转特征 Reynolds 数; Pr_m 为均匀流体的等效 Prandtl 数; r_1 为转子半径。 Re_D 的计算公式为

$$Re_D = \frac{n\pi\rho_m r_1^2}{15\mu_m} \quad (16)$$

式中, n 为转子转速。

当 $Re_D > 4.3 \times 10^5$ 时, 转子表面与均匀流体之间的对流换热接近于流体外掠平板换热情况, 所以此时的对流换热系数可以通过流体外掠平板换热的对流换热系数计算公式获得, 对流换热系数 α_D 的计算公式为^[19]

$$\alpha_D = \begin{cases} 0.664 \frac{\lambda_m}{2r_1} Pr_m^{1/3} Re_D^{1/2} & Re_D' < 5 \times 10^5 \\ \left(0.037 Re_D'^{0.8} - 871\right) \frac{\lambda_m}{2r_1} Pr_m^{1/3} & 5 \times 10^5 \leq Re_D' < 10^7 \end{cases} \quad (17)$$

式中, Re_D' 为转子表面与均匀流体之间的对流换热特征雷诺数, 其计算公式为

$$Re_D' = \frac{2\rho_m u_s r_1}{\mu_m} \quad (18)$$

(2) 轴承腔壁面与壁面油膜之间的对流换热系数。轴承腔工作中, 轴承腔壁面与壁面油膜之间会有对流换热, 这一对流换热亦类似于流体外掠平板换热, 可按照流体外掠平板对流换热的计算方法确定轴承腔壁面与壁面油膜之间的对流换热系数 α_w , 计算公式为

$$\alpha_w = \begin{cases} 0.664 \frac{\lambda_L}{h_f} Pr_L^{1/3} Re_w'^{1/2} & Re_w' < 5 \times 10^5 \\ \left(0.037 Re_w'^{0.8} - 871\right) \frac{\lambda_L}{h_f} Pr_L^{1/3} & 5 \times 10^5 \leq Re_w' < 10^7 \end{cases} \quad (19)$$

式中, h_f 为壁面油膜平均厚度; Re_w' 为轴承腔壁面与壁面油膜之间的对流换热特征雷诺数, 其计算公式为

$$Re_w' = \frac{\rho_L u_f h_f}{\mu_L} \quad (20)$$

式中, u_f 为壁面油膜平均流动速度。壁面油膜厚度和平均流动速度的计算参见文献[18]。

(3) 轴承腔端面与均匀流体之间的对流换热系数。轴承腔端面与均匀流体之间的对流换热也类似于流体外掠平板的对流换热形式, 故其对流换热系数计算公式为

$$\alpha_E = \begin{cases} 0.664 \frac{\lambda_m}{r_2 - r_1} Pr_m^{1/3} Re_E'^{1/2} & Re_E' < 5 \times 10^5 \\ \left(0.037 Re_E'^{0.8} - 871\right) \frac{\lambda_m}{r_2 - r_1} Pr_m^{1/3} & 5 \times 10^5 \leq Re_E' < 10^7 \end{cases} \quad (21)$$

式中, r_2 为轴承腔半径; Re_E' 为轴承腔端面与均匀流体之间的对流换热特征雷诺数, 其计算公式为

$$Re_E' = \frac{\rho_m u_E (r_2 - r_1)}{\mu_m} \quad (22)$$

式中, u_E 为均匀流体的流动速度, 计算公式为^[20]

$$u_E = \frac{\pi f n r_1}{120} \quad (23)$$

式中, f 为黏性因子, 取值范围为 0.2~0.8。

2 均匀流体/壁面油膜分层流动的数值计算模型

2.1 轴承腔结构及主要结构参数

航空发动机轴承腔结构较为复杂, 并因发动机型号和轴承腔在发动机中所处位置不同而有显著的结构差异, 本文根据航空发动机中轴承腔的结构特点并借鉴国外相关研究成果, 在不失普适性前提下提出了图 1 所示的用于理论和试验研究的轴承腔结构, 主要结构参数为: 转子半径 $r_1 = 0.045$ m, 轴承腔半径 $r_2 = 0.09$ m, 轴承腔宽度 $b = 0.034$ m, 排气口和排油口直径 $d = 0.015$ m。

图 1 航空发动机轴承腔拓扑结构示意图

1. 轴承 2. 转子 3. 轴承腔 4. 轴承座 5. 排气口
6. 端盖 7. 密封间隙 8. 排油口

2.2 数值计算模型

利用 Gambit 软件对轴承腔流体域进行几何建模, 并采用六面体网格类型进行网格划分, 为保证计算精度, 在进油口和进气口位置, 以及轴承腔壁面附近进行网格加密处理。图 2 是本文理论计算采用的网格模型。

图2 均匀流体/壁面油膜分层流动分析的网格模型

数值计算中涉及的边界条件包括润滑油和密封气体的进口和出口边界条件,以及相关壁面条件等,各边界条件的处理如下。

(1) 进口边界条件:分别在润滑油进口和密封进气位置施加质量流量边界条件。

(2) 出口边界条件:分别在排油口和排气口施加相对压力为0的压力出口边界条件。

(3) 壁面边界条件:轴承腔中所有壁面均采用无滑移壁面条件,且与运动速度有关,即转子表面施加旋转速度条件,静止壁上施加速度为0的静止壁面条件。另外,各固体壁面与流体分界面上给定对应于工况条件的对流换热系数。

轴承腔均匀流体/壁面油膜分层流动分析中,涉及的流体物理参数有:润滑油密度 $\rho_L = 890 \text{ kg/m}^3$, 动力黏度 $\mu_L = 27.3 \times 10^{-3} \text{ kg/(m}\cdot\text{s)}$, 比定压热容 $c_p = 1.88 \times 10^3 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$, 热导率 $\lambda_L = 0.1122 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$, 考虑到发动机中润滑油的进油温度一般不超过 $75 \sim 80 \text{ }^\circ\text{C}$ [21], 规定润滑油进油温度为 $80 \text{ }^\circ\text{C}$ 。气相介质密度 $\rho_G = 2.92 \text{ kg/m}^3$, 动力黏度 $\mu_G = 1.84 \times 10^{-5} \text{ kg/(m}\cdot\text{s)}$, 比定压热容 $c_p = 1.005 \times 10^3 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$, 热导率 $\lambda_G = 0.026 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$ 。密封空气的温度与从压气机提取气体的位置有关,依据文献[22]设定密封气体进气温度为 $150 \text{ }^\circ\text{C}$, 轴承腔外界环境温度为 $300 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

物理量计算收敛标准设置如下,各物理量迭代平均残差为 1.0×10^{-4} ,守恒标准设定为0.01。均匀流体/壁面油膜分层流动的控制方程均采用 SIMPLE 算法求解,采用 VOF 技术对油气界面进行追踪。

3 轴承腔试验装置及方法

轴承腔试验装置由动力系统、轴承腔试验器、

供油系统、供气系统和测试系统组成,图3是其示意简图(图中未包括测试系统),图4是其外观照片,图5是轴承腔试验器的结构示意图。试验在试验器右侧腔体上进行,腔体结构参数与理论分析采用的轴承腔结构参数一致。

图3 轴承腔试验系统的示意简图

图4 轴承腔试验系统照片

1. 高速电动机 2. 联轴器 3. 轴承腔试验器 4. 压力传感器
5. 旋转接头 6. 供油管 7. 供气管

图5 轴承腔试验器的结构示意图

1. 排油口 2. 支承轴承 3. 密封进气结构(左) 4. 左轴承腔
5. 试验轴承 6. 排气口 7. 右轴承腔 8. 端盖 9. 环下供油孔
10. 密封进气结构(右) 11. 唇型密封

试验中采取了一些措施以吻合航空发动机轴

承腔工作的实际情况。供油系统提供的润滑油,经旋转接头和转轴中心孔流经轴承内圈、以环下供油的方式对轴承进行润滑,润滑后的润滑油借助于内圈和保持架的运动甩进轴承腔。供气系统提供的有压空气从转轴和轴承腔体之间环向间隙进入轴承腔,类同于航空发动机轴承腔气体密封的形式。试验轴承是 6018/HVP5 航空球轴承。

采用型号为 STB-603 的压力传感器测量油气两相介质压力,采用贴片式 PT100 热电阻测量温度分布。压力传感器和热电阻都轴向布置于距轴承腔左端面 26.0 mm 的平面上。在此轴向平面上,6 个压力传感器沿轴承腔圆周方向均匀布置,但需要规避开排油口和排气口,布置角度分别为 $\theta=45^\circ$ 、 90° 、 135° 、 225° 、 270° 和 315° ,为测试轴承腔壁附近壁面油膜的压力分布,压力传感器感应端与轴承腔内壁平齐安装。同样在轴向安装平面上,8 个热电阻安装位置也沿着轴承腔圆周方向均匀布置,为避免与压力传感器干涉和规避开排油口和排气口,布置角度分别为 $\theta=22.5^\circ$ 、 67.5° 、 112.5° 、 157.5° 、 202.5° 、 247.5° 、 292.5° 和 337.5° 。每一安装位置布置有两个热电阻,一个贴装于轴承腔内壁上,用于测量轴承腔壁面油膜温度;另一个布置于距腔壁 10 mm 的径向位置处,用于测量均匀流体温度。

试验中转轴转速控制在 4 200 r/min 范围以内,润滑油供油量在 0~120 L/h 范围内变化,润滑油供油温度为 60°C ,密封空气进气量在 0.005 1~0.007 0 kg/s 范围内变化。由于试验条件的限制,试验转轴的转速与实际航空发动机轴承腔情况相差较大。

4 结果分析及讨论

4.1 数值计算结果及讨论

图 6 给出了轴承腔中间截面、周向角度为 315° 的径向方向上,在润滑油供油量为 100 L/h、密封进气量为 0.01 kg/s 的条件下,转子转速对均匀流体与壁面油膜压力分布的影响。可以看出,转子转速与两相介质压力的关系较为复杂,转子附近的均匀流体其压力随着转子转速升高而降低,原因在于高转速增大了对均匀流体的拖拽作用,加速均匀流体流动,使得压力降低。在距离转子较远处,特别是壁面油膜内部(根据作者的计算工作,径向方向上壁面油膜大约位于 $[0.085\text{ m}, 0.090\text{ m}]$ 范围,但随工况条件变化这一范围有一定的波动),转子转速对均匀流体和壁面油膜运动影响减弱,压力与转速的关系不再明朗。图 6 中还表明,从均匀流体直至壁面油膜,压力随着径向坐标的增加而增大,这是由于均匀流

体速度沿径向方向逐渐减小造成的。

图 6 转子转速对油气两相介质压力分布的影响

图 7 给出了轴承腔中间截面、周向角度为 315° 的径向方向上,在转子转速为 12 000 r/min、密封进气量为 0.01 kg/s 的条件下,润滑油供油量对均匀流体与壁面油膜压力分布的影响。显然,均匀流体与壁面油膜的压力都随着润滑油供油量的增加而增大,因为大供油量提高了轴承腔中流体介质的压力。

图 7 润滑油供油量对油气两相介质压力分布的影响

图 8 所示为轴承腔中间截面、周向角度为 315° 的径向方向上,在润滑油供油量为 100 L/h、密封进气量为 0.01 kg/s 的条件下,转子转速对均匀流体与壁面油膜速度分布的影响。图 8 中有两个值得关注的现象,一是转子附近均匀流体速度有明显的突降,

图 8 转子转速对油气两相介质速度分布的影响

呈现出流动边界层效应引起的较大速度梯度对流动的影响；另一个是轴承腔壁面附近 $r = 0.075 \sim 0.085$ m 时，速度出现了一个减小然后达到稳定值，这可能是由于该位置区间接近均匀流体与壁面油膜分界面，壁面油膜对均匀流体流动阻碍作用导致其速度降低。

图 9 所示为轴承腔中间截面、周向角度为 315° 的径向方向上，在转子转速为 12 000 r/min、密封进气量为 0.01 kg/s 的条件下，润滑油供油量对均匀流体与壁面油膜速度分布的影响。与转子转速影响不同的是，均匀流体与壁面油膜速度受润滑油供油量影响不显著，更多地受到转子转动产生的拖拽作用影响。

图 9 润滑油供油量对油气两相介质速度分布的影响

图 10 给出了轴承腔中间截面、周向角度为 315° 的径向方向上，在润滑油供油量为 100 L/h、密封进气量为 0.01 kg/s 的条件下，转子转速对均匀流体与壁面油膜温度分布的影响。可以看出，均匀流体的温度受转子转速影响不明显，而壁面油膜温度却随着转子转速的增加而增大。前一个现象出现的原因可以理解为，一方面转子高转速引起均匀流体速度增大，增大了均匀流体的换热能力，加快了均匀流体温度降低；另一方面均匀流体速度增加也加快了其排出速度，缩短了与高温转子表面和壁面油膜的换热时间，阻碍了均匀流体温度降低，两者对均匀

图 10 转子转速对油气两相介质温度分布的影响

流体的换热贡献度可能大致相等，故而转子转速对均匀流体温度的影响不大；后一个现象出现的原因则可以理解为转子高转速下均匀流体与壁面油膜的对流换热能力增强，更多的热量通过温度较高的均匀流体传递给了壁面油膜；以及同时存在的温度较高的轴承腔壁面热量向壁面油膜的传递。

同样值得注意的是，转子表面附近均匀流体温度有一个突降，之后直至接近壁面油膜范围其温度几乎保持不变。前一个现象出现的原因是高温转子向均匀流体传热在很薄的边界层内进行，故而形成了较大的温度梯度所致。在轴承腔壁面附近油膜温度的明显下降，也是换热边界层效应的结果。图中还可以看出，在均匀流体与壁面油膜分界面(r 约为 0.085 m)之前，因界面热阻的影响出现了明显的温度梯度变化。

图 11 给出了轴承腔中间截面、周向角度为 315° 的径向方向上，在转子转速为 12 000 r/min、密封进气量为 0.01 kg/s 的条件下，润滑油供油量对均匀流体与壁面油膜温度分布的影响。图中表明均匀流体与壁面油膜温度都随着润滑油供油量增加而减小。较大的供油量提高了润滑油与高温壁面对流换热的能力，降低了润滑油温度，同时也影响到壁面油膜与均匀流体的对流换热量，故而壁面油膜与均匀流体温度都减小。

图 11 润滑油供油量对油气两相介质温度分布的影响

4.2 理论与试验的对比

图 12 给出了转子转速为 4 200 r/min、密封进气量为 0.007 0 kg/s、两种润滑油供油量条件下轴承腔壁面油膜压力试验结果与理论计算结果的对比。由于试验中 225° 位置的压力传感器出现故障，故试验结果中未给出该压力测量数据。图 12 中的两个压力突降位置分别对应着排油口和排气口。在排油口附近出现了壁面油膜压力增大现象，原因与润滑油在排油口附近出现堆积有关。图 12 中部分压力测量值与计算值偏差较大，原因与试验用传感器的精度

及其在低压环境下的线性度不是很理想有关, 这一影响在轴承腔压力较低时更为明显(图 12a), 随着轴承腔压力升高, 这一影响逐渐弱化, 计算结果和试验结果的误差则随之减小(图 12b)。

图 12 两种润滑油供油量下壁面油膜压力理论计算结果与试验结果的对比

图 13 给出了转子转速为 4 200 r/min、密封进气量为 0.007 0 kg/s、两种润滑油供油量条件下轴承腔壁面油膜和均匀流体温度试验结果与理论计算结果的对比, 可以看出无论是壁面油膜温度还是均匀流体温度, 理论计算结果与试验结果均具有基本吻合的分布趋势。图 13 中表明, 较之供油量为 81 L/h, 供油量为 118.8 L/h 的均匀流体温度和壁面油膜温度都要高些, 这与较大供油量增加了轴承腔内润滑介质的热量有关。无论是理论计算结果还是试验结果, 均匀流体温度和壁面油膜温度沿着圆周方向变化不大, 这是因试验条件限制, 分析中将转子和轴承腔外壁沿圆周方向的温度边界条件都设定为室温条件有关。

5 结论

(1) 提出的气相介质(含油滴)等效物理特征参数计算方法、固体壁面与流体界面的对流换热系数

图 13 两种润滑油供油量下壁面油膜与均匀流体温度理论计算结果与试验结果的对比

计算方法以及基于气相介质(含油滴)等效物理特征参数的轴承腔均匀流体/壁面油膜分层流动分析方法, 为进一步逼近工程应用的轴承腔润滑与换热计算提供了技术支持和参考依据。

(2) 转子转速和润滑油供油量对轴承腔油气两相介质的流动特性影响是不同的。均匀流体与壁面油膜两相介质的压力受转子转速的影响较为复杂, 却随着润滑油供油量的增加而增大; 相较于润滑油供油量, 转子转速对均匀流体与壁面油膜两相介质的速度影响更为显著, 均匀流体与壁面油膜两相介质的速度随着转子转速的增加而增大, 受润滑油供油量的影响却很小; 两者对均匀流体温度的影响与对速度的影响相反; 壁面油膜的温度随着转子转速的增高而增大, 而受润滑油供油量的影响则相反。

(3) 受流动边界层效应的影响, 均匀流体的速度在转子附近有一个明显的下降。受对流换热边界层效应的影响, 均匀流体和壁面油膜的温度分别在转子和轴承腔壁面附近有一个突然减小。

(4) 进行了轴承腔油气两相流动条件下的压力和温度试验, 试验结果与理论计算结果之间具有较好的吻合性, 证明了本文提出的轴承腔均匀流体/壁面油膜分层流动分析方法的正确性。

参 考 文 献

- [1] LEE C W, PALMA P C, SIMMONS K, et al. Comparison of computational fluid dynamics and particle image velocimetry data for the airflow in an aeroengine bearing chamber [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2005, 127(4): 697-703.
- [2] AIDARINIS J, MISSIRLIS D, YAKINTHOS K, et al. CFD modelling and LDA measurements for the air-flow in an aeroengine front bearing chamber [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2011, 133(8): 0825041-0825048.
- [3] 陈薄, 陈国定, 张永红, 等. 航空发动机轴承腔气相速度场数值模拟 [J]. *机械科学与技术*, 2012, 31(8): 1241-1246.
- CHEN Bo, CHEN Guoding, ZHANG Yonghong, et al. Numerically simulating airflow field inside aeroengine bearing chamber [J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2012, 31(8): 1241-1246.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] GORSE P, DULLENKOPF K, BAUER H J, et al. An experimental study on droplet generation in bearing chambers caused by roller bearings[C]// *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air*, June 9-13, 2008, Berlin, Germany, 2008: 1681-1692.
- [7] FARRALL M, SIMMONS K, HIBBERD S, et al. A numerical model for oil film flow in an aeroengine bearing chamber and comparison to experimental data [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2006, 128(1): 111-117.
- [8] GORSE P, BUSAM S, DULLENKOPF K. Influence of operating condition and geometry on the oil film thickness in aeroengine bearing chambers [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2006, 128(1): 103-110.
- [9] HASHMI A A, DULLENKOPF K, BAUER H J, et al. Experimental investigation of lubrication oil film dynamics in a typical aero-engine bearing chamber environment[C]// *Proceedings of the ASME Turbo 2011: Turbine Technical Conference and Exposition*, June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada, 2011: 797-807.
- [10] WANG C, MORVAN H P, HIBBERD S, et al. Thin film modelling for aero-engine bearing chambers [C] // *Proceedings of the ASME Turbo 2011: Turbine Technical Conference and Exposition*, June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada, 2011: 277-286.
- [11] 陈国定, 陈薄, 王军, 等. 轴承腔中油滴尺寸分布和沉积特性[J]. *机械工程学报*, 2011, 47(10): 139-144.
- CHEN Guoding, CHEN Bo, WANG Jun, et al. Oil droplet size distribution and deposition properties in bearing chamber[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2011, 47(10): 139-144.
- [12] MAQABLEH A, SIMMONS K, HIBBERD S, et al. CFD modeling of three-component air/oil flow and heat transfer in a rotating annulus[C]// *Proceedings of the 11th Annual Conference of CFD Society of Canada*, Vancouver, Canada, 2003: 192-200.
- [13] 陈国定, 刘曼利, 刘亚军, 等. 不同流型下轴承腔中油气介质的流动特征参数[J]. *航空学报*, 2010, 31(12): 2400-2406.
- CHEN Guoding, LIU Manli, LIU Yajun, et al. Characteristic flow parameters of oil/air lubricants in bearing chamber under different flow patterns[J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2010, 31(12): 2400-2406.
- [14] 陈国定, 陈薄, 刘亚军, 等. 航空发动机轴承腔含油滴油气两相介质的流动模拟[J]. *西北工业大学学报*, 2011, 29(1): 62-67.
- CHEN Guoding, CHEN Bo, LIU Yajun, et al. Exploring through numerical simulation lubrication flow inside an aeroengine bearing chamber with film/droplet/air interactions taken into consideration[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2011, 29(1): 62-67.
- [15] PEDUTO D, HASHMI A A, DULLENKOPF K, et al. Modelling of an aero engine bearing chamber using enhanced CFD technique[C]// *Proceedings of ASME Turbo Expo 2011: Turbine Technical Conference and Exposition*, June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada, 2011: 809-819.
- [16] CFX 帮助手册总编委会. CFX 11.0 版本帮助手册理论篇[R]. 北京, 2004.

- Chief Editing Organization of CFX Help Manual. CFX 11.0 solver theory manual[R]. Beijing, 2004.
- [17] FLOUROS M. Analytical and numerical simulations of the two-phase flow heat transfer in the vent and scavenge pipes of the CLEAN engine demonstrator [J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(1): 011008-1-011008-15.
- [18] 陈薄, 陈国定, 王涛. 考虑油滴变形和二次油滴效应的轴承腔壁面油膜流动分析[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1980-1989.
- CHEN Bo, CHEN Guoding, WANG Tao. Flow characteristics analysis of wall oil film with consideration of oil droplet deformation and secondary oil droplet deposition in aeroengine bearing chamber[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1980-1989.
- [19] 陶文铨. 传热学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- TAO Wenquan. Heat transfer theory[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2006.
- [20] 张延超. 指尖密封的性能分析和优化研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2009.
- ZHANG Yanchao. Performance analysis and optimization research of finger seal[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2009.
- [21] 杜马钦柯 H T, 克拉维茨 A C. 燃气涡轮发动机的润滑系统[M]. 毛可久, 译. 北京: 国防工业出版社, 1978.
- ДОМОТЕХКО H T, КРАВЕЦ А С. Lubrication system of gas turbine engine[M]. Translated by MAO Kejiu. Beijing: National Defense Industry Press, 1978.
- [22] 林基恕. 航空燃气涡轮发动机机械系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- LIN Jishu. Mechanical system design of gas turbine engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005.
-
- 作者简介: 陈薄, 男, 1978 年出生, 博士, 讲师。主要研究方向为润滑与密封技术以及现代机械设计理论与方法。
- E-mail: chenbo@mail.nwpu.edu.cn
- 陈国定(通信作者), 男, 1956 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为润滑与密封技术, 机电系统热分析和现代机械设计理论与方法。
- E-mail: gdchen@nwpu.edu.cn
- 王涛, 男, 1984 年出生, 博士研究生。主要研究方向为航空发动机轴承腔油气两相流动分析。
- E-mail: wangtaozishou@mail.nwpu.edu.cn