

航空燃气轮机挤压油膜阻尼器 油膜温度场的理论分析

清华大学 蒋书运*
哈尔滨工业大学 陈照波 夏松波

【摘要】 油膜温度是挤压油膜阻尼器的一项重要工作参数。本文运用有限元法对挤压油膜阻尼器油膜温度场进行分析,即根据油膜边界条件,联立求解适用于阻尼器的雷诺方程、能量方程、滑油粘温特性方程得到油膜温度分布。文中进一步分析航空发动机阻尼器的工作环境,提出启动阶段,滑油温升由于阻尼减振发热所致;稳态阶段主要由于油膜环向滑油的强迫对流换热,并提出用试凑法来求解稳态滑油工作温度。

主题词: 航空发动机 油膜 阻尼器 温度场
分类号: V233

1 挤压油膜阻尼器油膜温度场理论分析

航空燃气轮机转子后支承点靠近燃烧室,一般装有阻尼器。随着发动机运行,油膜环的温度将由启动时的常温逐渐上升,直至稳态运行时的高温(一般为200℃以上)。所以本文对启动阶段和稳态阶段分别加以讨论。

1.1 启动阶段油膜温度分析

基于大量理论分析可知,启动阶段油膜环与滑油热交换量远低于阻尼发热量,可近似按绝热流动理论,较准确的计算应联立迭代求解雷诺方程、能量方程、粘温特性关系,得到温度分布。

设阻尼器某一瞬间的横截面如图 1 示。

取相对单位: $z/\lambda = B/2, \mu/\bar{\mu} = \mu_0, h/H = C, C/R = \Psi, p/P = 2\mu_0\Omega/\Psi^2$, 则支配压力形成的雷诺方程^[1]无量纲化为:

$$\frac{\partial}{\partial \theta} \left(\frac{H^3}{\bar{\mu}} \frac{\partial p}{\partial \theta} \right) + \left(\frac{D_1}{B} \right)^2 \frac{\partial}{\partial \lambda} \left(\frac{H^3}{\bar{\mu}} \frac{\partial p}{\partial \lambda} \right) = -6 \frac{\partial H}{\partial \theta} \quad (1)$$

$$p|_{\Gamma} = p(s) \quad (-1 < \lambda < 1, \theta_1 < \theta < \theta_2)$$

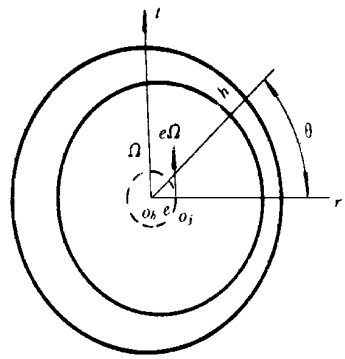


图 1 阻尼器横截面

1997 年 10 月收稿; 1998 年 4 月收到修改稿。

* 本文系航天工业总公司“九五”预研资助项目, 编号: 26. 5. 1/A 960031- 07

** 男 33 岁 博士后 北京清华大学工程物理系 100084

式中: Γ 为求解域 Σ 的边界, s 为 Γ 上的点; D_1 为阻尼器轴颈直径; B_1 为阻尼器轴向宽度; R 为阻尼器半径; C 为阻尼器半径间隙; h 为油膜厚度; p 为油膜压力; μ 为滑油动力粘度; θ 为从 r 轴量起的周向量; Ω 为颈进动速度; μ_0 为参考温度 T_0 下的动力粘度。

由变分原理, 并考虑求解域的对称性知, 与微分方程 (1) 等价的变分问题为:

$$J(p) = \iint_{\Sigma} \left\{ \frac{1}{2} \left[\frac{H^3}{\mu} \left(\frac{\partial p}{\partial \theta} \right)^2 + \left(\frac{D_1}{B} \right)^2 \frac{H^3}{\mu} \left(\frac{\partial p}{\partial \lambda} \right)^2 \right] - 6 \frac{\partial H}{\partial \theta} \right\} d\theta d\lambda = \min \quad (2)$$

$p|_{\Gamma} = p(s)$

式中: Σ 为 Σ 的上半部分, 如图 2 示, Γ 为 Σ 的边界, 在对称轴上, $\lambda = 0$, $\partial p / \partial \lambda = 0$ 。求解 (2) 式可得挤压油膜阻尼器油膜压力分布。

取 $T/T' = (1/\rho_{cv})(2\mu_0 R\Omega/C)$, 其它相对单位同前, 适用于阻尼器能量方程^[2]的无量纲化为:

$$\alpha(\partial T / \partial \theta) + \beta(\partial T / \partial \lambda) = \gamma, \quad T|_{\theta=\theta_1} = T_0 \quad (3)$$

式中:

$$\alpha = 1 - \frac{H^2}{3\bar{\mu}} \frac{\partial p}{\partial \theta}, \quad \beta = -\frac{H^2}{3\bar{\mu}} \left(\frac{D_1}{B} \right)^2 \frac{\partial p}{\partial \lambda}$$

$$\gamma = \frac{\bar{\mu}}{H^2} + \frac{H^2}{3\bar{\mu}} \left[\left(\frac{\partial p}{\partial \theta} \right)^2 + \left(\frac{D_1}{B} \right)^2 \left(\frac{\partial p}{\partial \lambda} \right)^2 \right];$$

T 为滑油温度; ρ 为密度; c_v 为比热。

方程 (3) 式为柯西问题, 可引入下面的变分问题:

$$Q(T) = \iint_{\Sigma} \left[\alpha \frac{\partial T}{\partial \theta} + \beta \frac{\partial T}{\partial \lambda} - \gamma \right]^2 d\theta d\lambda = \min, \quad T|_{\theta=\theta_1} = T_0 \quad (4)$$

求解 (4) 式可得阻尼器稳态工况下的温度分布。

根据航空滑油的粘温特点, 采用雷诺粘温关系式, 并无量纲化: $\bar{\mu} = e^{-b(T-T_0)}$ 。式中: $b = \alpha(2\mu_0 R\Omega/C)(1/\rho_{cv})$; T_0 为参考温度; α 为粘温特性系数。

具体计算步骤: (1) 给定一偏心率 ϵ , 假定初始温度分布; (2) 计算粘度分布 $\mu(T)$; (3) 求解雷诺方程、能量方程得压力分布、温度分布; (4) 判断收敛否? (5) 打印温度分布, 计算油膜动力特性系数等。

1.2 稳态阶段油膜温度分析

发动机稳态运转时, 绝热流动假设已不成立, 理想的计算应计入热传导项, 建立“广义雷诺方程”, 联立迭代求解能量方程、粘温关系得温度分布, 这种过程相当冗长。作者通过理论分析认为, 稳态阶段油膜温度高, 滑油粘度大幅度下降, 阻尼器的阻尼减振发热相对较小, 而油膜环向滑油的对流换热占油膜温升的主要部分。

挤压油膜阻尼器为压力供油, 属管内强迫对流换热^[3]。对流换热的讨论, 大多数建立在已知被分析介质工作温度基础上, 而这种给定入口温度, 计算滑油在阻尼器里工作温度称为传热计算的反问题, 本文提出用试凑法解此问题:

(1) 阻尼器滑油流动状态的判断

①滑油轴向平均流量计算 $q = (\Delta PC^3 \pi D_1 / 12 \mu B) [1 + (3/2)\epsilon^2]$ 。式中: Δp 为阻尼器入、出口油压差; μ 为滑油在定性温度 t_f 时的粘度; $t_f = (t_f' + t_f'')/2$, t_f' 和 t_f'' 分别为入、出口滑油温度, t_f'' 需假定; ϵ 为阻尼器偏心率。

②滑油轴向平均流速计算 $u = 4q / \pi(D_2^2 - D_1^2)$ 。式中: D_2 为油膜环直径。

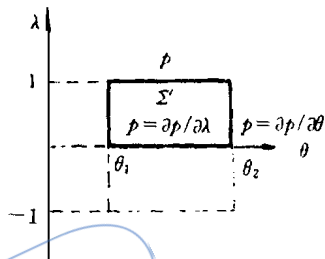


图 2 求解域

③滑油轴向流动雷诺数计算 $Re_f = u d_e / \nu_f$ 。式中: d_e 为当量直径, $d_e = 4f / U$, f 为槽道的截面积, U 为润湿周长, 对于阻尼器 $d_e = D_2 - D_1$; ν_f 为滑油在 t_f 时的运动粘度。

④阻尼器里滑油轴向流动状态判断

$Re_f < 2200$ 时, 为层流; $2200 < Re_f < 10000$, 为过渡区; $Re_f > 10000$ 时, 为旺盛紊流。

(2) 阻尼器对流换热实验关联式选择

在层流范围内, 管壁温度恒定情况下横管内对流换热平均换热系数关联式选用豪森

(Hausen) 公式:

$$\overline{Nu} = 3.66 + \frac{0.0668 Pe_f (d_e / B)}{1 + 0.04 [Pe_f (d_e / B)]^{2/3}}$$

式中: $\overline{Nu}$ 为努谢尔特数, $\overline{Nu} = \alpha'' d_e / \lambda$, α'' 为换热系数, λ 为滑油导热系数; $Pe_f = \rho C_v u d_e / \lambda_0$ 。

在过渡区范围内, 平均换热系数实验关联式为:

$$\overline{Nu} = 0.012 (Re_f^{0.87} - 280) Pr_f^{0.4} [1 + (d_e / B)^{2/3}] (Pr_f / Pr_w)^{0.11}$$

实验验证范围: $1.5 < Pr_f < 500$, $0.05 < Pr_f / Pr_w < 20$

式中: Pr_f, Pr_w 分别为滑油在定性温度和油膜环壁温度时普朗特数。

在旺盛紊流区, 平均换热系数实验关联式选用迪特斯—波尔特 (Dittus—Boelter) 公式:

$$\overline{Nu} = 0.025 Re_f^{0.8} Pr_f^{0.4}$$

实验验证范围: $10^4 < Re_f < 1.2 \times 10^5$, $0.7 < Pr_f / Pr_w < 100$

根据滑油流动状态, 选择相应的关联式, 计算出值 $\overline{Nu}$ 。

(3) 平均换热系数的求解

由 $\overline{Nu} = \alpha'' d_e / \lambda$ 得: $\alpha'' = \overline{Nu} \lambda / d_e$ 。

(4) 阻尼器假定出口温度的验证

油膜环向滑油传热量 $Q_1 = F \alpha'' \Delta t$ 。式中: F 为换热面积, 即油膜环展开面积; $\Delta t = t_w - t_f$ 。

滑油带走热量, 即热平衡量为: $Q_2 = \pi 4 (D_2^2 - D_1^2) \rho_{ucv} (t'' - t')$ 。如 $Q_1 \approx Q_2$, 则假定 t_f'' 合理, 得到 $t_f = (t_f' + t_f'') / 2$ 。如 $Q_1 \neq Q_2$, 则根据大小试凑。这一试凑法在实际上机计算时, 可采用迭代运算, 且很方便。最后, 计算稳态工况绝热阻尼温升, 以此适当作些修正。

2 实例计算与结果分析

以某型航空发动机用挤压油膜阻尼器为对象进行分析计算^[4]。阻尼器尺寸为: $D_1 = 69$ mm, $C = 0.025$ mm, $B = 16$ mm; 滑油为航空合成油 4045; 滑油入口在阻尼器中部, 由于对称, 仅以半部为计算对象。

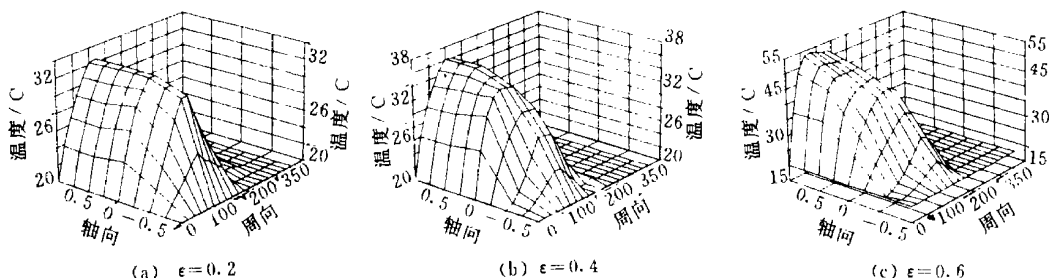


图 3 启动阶段油膜温度分布

启动阶段, 给定转子工作转速 $n = 11000 \text{ r/min}$, $t_f' = 20^\circ\text{C}$, $\epsilon = 0.2, 0.4, 0.6$, 经理论运算, 油膜温度分布如图 3 所示。

稳定阶段, 给定 $n = 30000 \text{ r/min}$, $t_w = 200^\circ\text{C}$, $t_f' = 100^\circ\text{C}$, $\Delta p = 0.588 \times 10^5 \text{ Pa}$, $\epsilon = 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0$ 。按上文介绍的试凑法解得, 滑油的工作温度随阻尼器偏心率变化曲线如图 4 所示。略去对流换热因素的影响, 仅计及阻尼发热项, 阻尼器油膜温度分布如图 5 所示。由计算结果可见, 油膜环与滑油的热交换, 使滑油平均温度上升 45°C 以上, 而阻尼发热导致滑油出口温升平均不足 4°C , 所以实际计算可按对流换热处理, 并考虑阻尼项修正。进一步研究表明, 在其它参数不变的情况下, 随着阻尼器偏心率的增大, 滑油流量和

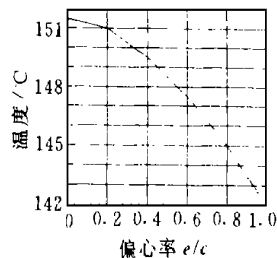


图 4 稳态阶段对流换热引起的滑油温升

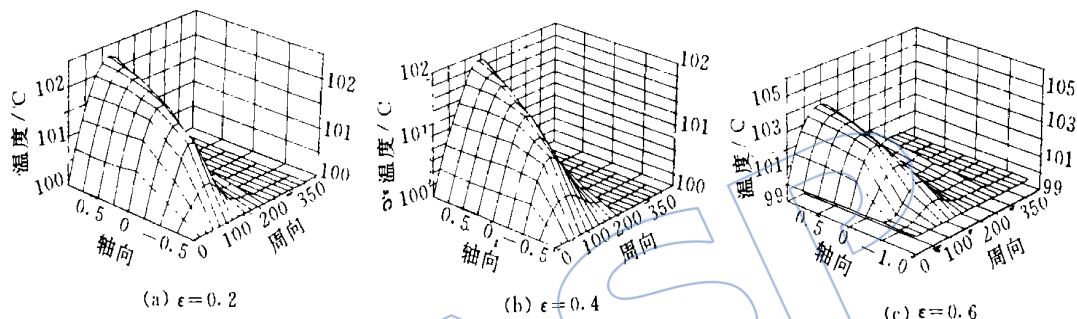


图 5 稳态阶段阻尼发热引起油膜温度分布

换热系数随之增大, 而油膜温度却随之降低。

3 结 论

(1) 油膜温度场分析是挤压油膜阻尼器设计必须考虑的一个重要参数; (2) 航空燃气轮机, 由于过临界要求迅速启动, 油膜环近似为常温, 可按绝热流动理论假设, 阻尼器油膜温升主要因为滑油阻尼发热所致; 稳态运行阶段, 油膜温升主要取决于油膜环向滑油的对流换热, 此时, 油膜温度高, 油膜粘度大幅度下降, 阻尼发热相对较小。(3) 本文提出的分析方法为计算挤压油膜阻尼器油膜温度场一种实用、有效的方法。

参 考 文 献

- 1 晏砺堂. 航空燃气轮机振动和减振. 国防工业出版社, 1991: 239
- 2 Brown GT, et. The Finite Element Method for Hydrodynamic Lubrication Problems. UACL Technical Note, 1975: 484
- 3 黄谷华, 韩风华. 工程热力学与传热学. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1992: 310- 313
- 4 蒋书运. 弹用涡喷发动机整机瞬态动力特性分析: [学位论文]. 哈尔滨工业大学动力工程系, 1997: 48- 54

(责任编辑 杨再荣)

Key Words Blades Fatigue life Flutter Dynamic stress Numerical analysis

A NEW METHOD FOR ESTABLISHING A STATE VARIABLE MODEL OF AEROENGINE

Feng Zhengping, Sun Jianguo, Huang Jinquan, Cai Hongwu
(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT A new method for establishing aeroengine's State Variable Model (SVM) – fitting method is proposed. The SVMs of small perturbation about steady operating points of an engine are established by fitting nonlinear dynamic simulation data of its component – level models at the points. Then the SVMs of small perturbation about steady points at ground and in flight and also the SVM of large perturbation of ground acceleration for a turbofan engine are established by this method. Dynamic simulation results show that the SVMs established by fitting method have much higher accuracy than the SVMs established by the method of bias derivative.

Key Words Aircraft engines State variables Fitting Modeling

THEORETICAL ANALYSIS OF TEMPERATURE DISTRIBUTION ON SQUEEZE FILM DAMPER OF TURBOENGINE

Jiang Shuyun
(Engineering Physics Dept. Tsinghua University, Beijing 100084)

Chen Zhaobo and Xia Songbo
(Power Engineering Dept. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT The oil film temperature field in the Squeeze Film Damper (SFD) was analysed by the aid of finite element method. The oil film temperature distribution was obtained from joint solution of Reynolds, energy and viscosity – temperature equations of SFD in accordance with its boundary conditions. Based on the analysis of oil film ring temperatures in SFD of a turboengine SFD, the authors put forward that the oil film temperature rises are obtained from damping in the starting stage, but mainly from heat convection from ring to oil film in the steady state. The authors also recommend the Trial – and – Error method to solve this problem.

Key Words Aircraft engines Oil film Dampers Temperature field
Finite element analysis

EFFECTS OF FUEL TYPES ON PERFORMANCE OF PULSED DETONATION ENGINE

Fan Wei, Yan Chuanjan, He Liming, Jian Jian, Wang Linquan
(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT In order to design an advanced Pulsed Detonation Engine (PDE),