

文章编号:1000-8055(2012)11-2616-06

节流通风的航空发动机轴承腔腔压计算方法

郁 丽^{1,2}, 李国权^{1,2}

(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. 中国航空工业集团公司 航空发动机动力传输航空科技重点实验室, 沈阳 110015)

摘 要: 为解决节流通风的航空发动机轴承腔的腔压难以计算的问题, 考虑节流孔处通风介质可压缩性, 结合某典型节流通风轴承腔的实例, 分析了节流通风的发动机轴承腔通风气体流动的特点, 提出了其腔压计算方法. 通过实例计算, 结果表明: 计算值与试验值的绝对误差较小, 结果满足滑油系统与空气系统联合计算的工程需要. 该计算方法可为节流通风的航空发动机轴承腔腔压计算提供参考.

关 键 词: 航空发动机; 滑油系统; 通风系统; 节流通风; 轴承腔

中图分类号: V233. 4

文献标志码: A

Calculation method of bearing chamber pressure for aero-engine throttling vent lubrication system

YU Li^{1,2}, LI Guo-quan^{1,2}

(1. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. Key Laboratory for Power Transmission Technology of Aero-Engine,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The compressibility of the ventilation in the orifice should be considered in the calculation process. A representative bearing chamber for throttling vent lubrication system was studied, and gas flowing characteristics of bearing chamber of aero-engine throttling vent system was analyzed. The calculation method of bearing chamber pressure was concluded and validated by a real case. Compared with experimental data, the calculation result shows a low absolute error which can meet the requirements of the engineering. This calculation method can be used as a reference for further calculation of the pressure of aeroengine bearing chamber by throttling.

Key words: aero-engine; lubrication system; vent system; throttling vent; bearing chamber

节流通风^[1-2]是篦齿密封结构发动机轴承腔的最常用通风方法, 其目的是当轴承腔采用篦齿封严时, 高压差状态下空气泄漏量较大, 需要用轴承腔增压来减少密封压差, 从而减少轴承腔的通风量, 进而减少整机滑油系统滑油消耗量, 并影响

整机与空气系统的匹配. 节流通风的方法是在轴承腔的通风管路上设置节流孔结构, 该节流孔可使轴承腔腔压升高, 通风量减少.

图 1 为典型的发动机轴承腔节流通风示意图. 图中箭头方向表示, 封严引气(压力、温度、质

收稿日期: 2011-11-29

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.031.html>

作者简介: 郁丽(1981—), 女, 黑龙江哈尔滨人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机润滑系统设计与工作.

量流量分别为 $p_1, T_1, \dot{m}_1$ 和 $p_2, T_2, \dot{m}_2$) 通过 2 道篦齿(篦齿流通面积 A_1, A_2) 进入轴承腔, 通过带有节流孔(节流孔孔面积 A_3) 的通风管流出。

理论上讲, 轴承腔内压力、温度 (p_q, T_q) 与腔外压力、温度 (p_1, T_1 和 p_2, T_2) 及节流孔出口压力、温度 (p_3, T_3) 在发动机中都是相互联系的, 需要与空气系统、附件机匣通风^[3-4] 等进行联合计算, 但联合计算的基础首先是轴承腔压力本身的计算方法正确、精度高。经验表明: 轴承腔的封严形式无论是接触式还是非接触式, 封严压差在 10 ~ 15 kPa 即可满足要求, 因此初步认为节流通风轴承腔腔压计算精度的绝对误差不应大于 5 kPa。

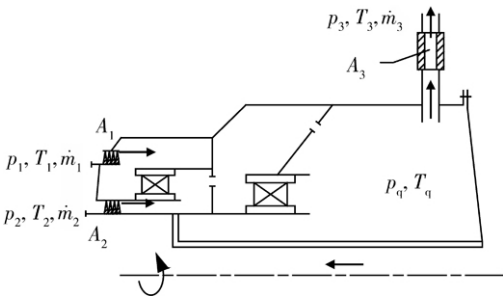


图 1 节流通风示意

Fig. 1 Throttling vent

对于节流通风的发动机轴承腔, 由于通风气体流动的可压缩性质, 节流孔处气体流动涉及堵塞状态, 其轴承腔内介质流动就变得相对复杂。以往设计节流通风的发动机轴承腔的腔压, 只能给出几个发动机状态点的经验值, 难以通过计算得到所有状态的理论值。本文结合某发动机轴承腔的实例, 分析了节流通风的发动机轴承腔通风气体流动的特点, 提出了其腔压计算方法, 进行了实例计算, 计算结果并与试验数据进行了比较, 表明绝对误差较小, 结果满足滑油系统与空气系统联合计算的工程需要。该计算方法可为节流通风的航空发动机轴承腔腔压计算提供参考。

1 节流通风轴承腔腔压计算方法

1.1 基本假设

- 1) 计算仅针对发动机稳态工况。
- 2) 假设轴承腔稳态时的总压为滞止压力, 腔总温为滞止温度。由于轴承腔空间很大, 假设轴承腔内的气流流速 $v=0\text{ m/s}$, 即气体动能转换为气体内能; 假设轴承腔内气体流动为定常等熵流动, 由于采用节流通风结构, 大大降低了轴承腔的通风量, 又气体的热容量很小, 因此可忽略通风带走

的气体热量以及气体与腔壁、轴承、滑油的热交换过程。

3) 气流由轴承腔通过节流孔的流动过程是绝能等熵过程。气体在节流孔中流速很快, 且气体与固体管壁传热系数小, 因此工程计算上可忽略节流孔内气体流动的能量损失。

1.2 计算方法

对于气体, 其密度是随压强和温度变化的。流体力学^[5] 中, 当气体在流场中各点的速度(用 v 表示) 相对于当地声速(用 c 表示) 很小, 且流动中没有功和热交换时, 其密度的相对变化也不大, 此时可把气体作为不可压缩流体来处理, 不会引起大的误差。按照自由流马赫数 $Ma \leq 0.3$ 的流动分类为低速流动。工程上, 通常在此状态时将气体按不可压流体处理。对于不可压流沿变截面管道流动, 截面积增大, 流体运动速度减小, 截面积减小, 流体运动速度增大。而对于可压缩流体在变截面管道中运动, 气流速度与面积之间关系可用一维定常流动动量方程的微分形式表示

$$\frac{dA}{A} = (Ma^2 - 1) \frac{dv}{v} \tag{1}$$

当 $Ma < 1$, 亚声速流动, 截面与流速变化关系特点与不可压流动相似;

当 $Ma > 1$, 超声速流动, 截面与流速变化关系特点与不可压流动相反;

当 $Ma = 1$, 则 $dA = 0$, 且只可能为最小截面, 即声速截面必是流管极值截面, 此截面积称为临界截面, 用 A_{cr} 表示。实际流道的最小截面上, 流速如达到声速 $Ma = 1$, 其截面积 A_{min} 就是 A_{cr} , 此时流过的质量流量最大为 $\dot{m}_{max}$, 又称为堵塞流量。 $\dot{m}_{max}$ 是流道中可能通过的最大质量流量。

对于节流通风轴承腔, 气流进入轴承腔通过通风管内节流孔流出, 此过程中, 节流孔截面为实际流道中最小截面 A , 流速如果达到声速 $Ma = 1$, 气流截面 A_{min} 就是 A_{cr} , 此时质量流量最大。

轴承腔稳态工作时呈现动态的平衡, 在此过程中当进气量增加时腔压增大, 篦齿密封两端压降减小, 篦齿进气量减小, 而节流孔两侧压降由于腔压增大而增大, 当增大到一定值时, 轴承腔进出口气体质量流量平衡, 但由于腔内气体还具有一定速度, 依靠惯性作用, 腔压略增大, 直到轴承腔内的气流流速 $v=0\text{ m/s}$, 达到滞止状态时, 轴承腔达到稳态, 此时轴承腔内压力为滞止压力, 腔温为滞止温度。

当节流孔中 $Ma < 1$ 时, 节流孔两侧压降增

大,流量增大,若此时轴承腔进口气体质量流量平衡,节流孔未堵塞;当节流孔中气体流速增大到当地声速即 $Ma = 1$, 节流孔气体流通面积为 $A_{\min}$, 流量达到最大 $\dot{m}_{\max}$, 即轴承腔通风量达到最大等于 $\dot{m}_{\max}$, 则此时节流孔刚好堵塞,堵塞质量流量等于 $\dot{m}_{\max}$; 若轴承腔进口气体质量流量未达到平衡,则轴承腔腔压继续升高,节流孔两侧压降增大,此时节流孔气体流速大于当地声速即 $Ma > 1$, 节流孔的质量流量不变,等于在节流孔气体流通面积为 $A_{\min}$ 的质量流量 $\dot{m}_{\max}$, 轴承腔的通风量最大等于 $\dot{m}_{\max}$, 随着轴承腔压力的升高, 篦齿泄漏量降低,直到轴承腔进口气体质量流量平衡,节流孔一直处于堵塞状态。

根据轴承腔节流孔的以上特性,对节流通风的轴承腔稳态腔压计算过程进行推导。

1.2.1 假设

设节流通风轴承腔结构参数、篦齿进口压力 p_b 和温度 T_b 、轴承腔密封进口压力 p_s 和温度 T_s 、节流孔出口压力 p_j 和温度 T_j 为已知参数。

1.2.2 求解过程

1) 赋腔压初值并计算腔温

设腔压 p_q 的初始压力值为 p_0 , 即

$$p_q = p_0 \tag{2}$$

由于轴承腔稳态时为滞止状态,有

$$p_q = p_q^* \tag{3}$$

$$T_q = T_q^* \tag{4}$$

式中 p_q^* 为轴承腔滞止压力(Pa); T_q^* 为轴承腔滞止温度(K)。

假设气流从轴承腔通过节流孔流动是绝能等熵过程,即轴承腔滞止压力等于节流孔后滞止压力 p_j^* , 轴承腔滞止温度等于节流孔后滞止温度 T_j^*

$$p_q^* = p_j^* \tag{5}$$

$$T_q^* = T_j^* \tag{6}$$

又有等熵关系式^[5]

$$\frac{p}{p^*} = \left(\frac{T}{T^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \tag{7}$$

式中 κ 为气态等熵指数; p, T 为某结构处的气体总压(Pa)和总温(K); p^*, T^* 为某结构处的气体滞止压力(Pa)和滞止温度(K)。

节流孔后等熵关系式(7)可表示为

$$\frac{p_j}{p_j^*} = \left(\frac{T_j}{T_j^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \tag{8}$$

将式(2)~式(6)代入式(8)有

$$T_q = T_j \left(\frac{p_0}{p_j}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \tag{9}$$

2) 计算轴承腔密封(篦齿、石墨等)及节流孔的通风量

对于密封(篦齿、石墨等)的泄漏量,已有相关计算方法^[6-9],在这里不再赘述. 仅就节流孔通气量计算做详细说明。

当轴承腔的气体通过节流孔的流动过程为绝能等熵时,可表述为变截面流道中质量流量公式^[5]

$$\dot{m} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2\kappa-2}} \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} A_{cr} \tag{10}$$

式中 $\dot{m}$ 为气流质量流量(kg/s); R 为气体常数; A_{cr} 为某一流道截面上的气流临界面积(m^2)。

轴承腔内的气流为油气混合物^[10-14], 节流孔内气流可按空气的等熵指数和气体常数计算^[15]

$$\kappa = 1.4, \quad R = 287 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$$

对于轴承腔的通风节流孔截面上的质量流量可表示为

$$\dot{m}_j = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2\kappa-2}} \frac{p_j^*}{\sqrt{T_j^*}} A_{cr} \tag{11}$$

将式(2)~式(6)、式(9)代入式(11),得

$$\dot{m}_j = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2\kappa-2}} \frac{p_0}{\sqrt{T_j \left(\frac{p_0}{p_j}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}} A_{cr} \tag{12}$$

又有等熵公式^[5]

$$\frac{p_j^*}{p_j} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \tag{13}$$

将式(2)、式(3)、式(5)代入式(13)

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_j}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1\right]} \tag{14}$$

等熵流动的某截面上临界面积和马赫数的关系式^[5]

$$\frac{A}{A_{cr}} = \frac{1}{Ma} \left[\frac{2}{\kappa+1} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma^2\right) \right]^{\frac{\kappa+1}{2\kappa-2}} \tag{15}$$

则节流孔截面上临界面积和马赫数的关系式有

$$\frac{A_j}{A_{cr}} = \frac{1}{Ma} \left[\frac{2}{\kappa+1} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma^2\right) \right]^{\frac{\kappa+1}{2\kappa-2}} \tag{16}$$

将式(14)代入式(16)

$$A_{cr} = \frac{A_j \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_j}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1\right]}}{\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2\kappa-2}} \left(\frac{p_0}{p_j}\right)^{\frac{\kappa+1}{2\kappa}}} \tag{17}$$

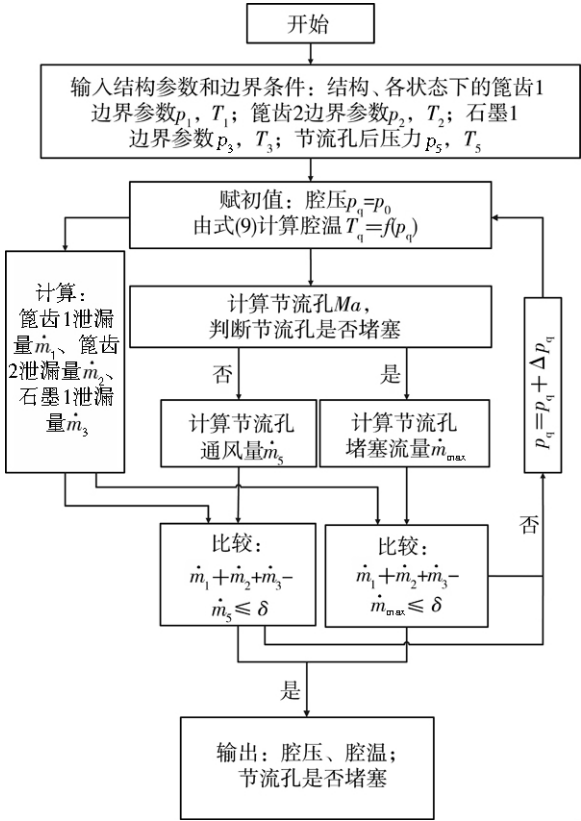


图 3 计算过程框图

Fig. 3 Computational process chart

进行了比较,轴承腔腔压、腔温的试验数据如表 1 所示,轴承腔边界参数(空气系统等的计算值)如表 2 所示,按图 3 的计算框图计算的结果(轴承腔的腔压、腔温和通风量)如表 3 所示,对轴承腔的

表 1 轴承腔腔压、腔温的试验值

Table 1 Experimental values for pressure and temperature of bearing chamber

试验点	p_4/kPa	T_4/K	p_q/kPa	T_q/K
1	271.1	467.3	216.5	390.4
2	274	498.4	231.3	411.6
3	295.2	435.7	267.9	437
4	330.9	464.4	296	472.1

表 2 计算轴承腔腔压的边界参数

Table 2 Boundary parameters of calculating bearing chamber pressure

试验点	1	2	3	4
p_1/kPa	244.4	256.2	285.8	319.8
p_2/kPa	230.7	245.4	277	310.6
p_3/kPa	279.1	122.3	302.2	338.4

续表

试验点	1	2	3	4
p_5/kPa	124.3	282	119.8	123.1
T_1/K	503	552.9	420.4	438.6
T_2/K	503	552.9	420.4	438.6
T_3/K	503	552.9	420.4	438.6
T_5/K	325	340	350	370

表 3 轴承腔腔压、腔温、通风量计算结果

Table 3 Computed values for pressure, temperature and ventilation quantity of bearing chamber

试验点	p_q/kPa	T_q/K	$\dot{m}_s/(\text{kg/s})$
1	220.2	390.1	0.01746
2	232.3	408.4	0.01793
3	263.1	438.2	0.02195
4	293.5	474.3	0.02489

腔压试验值和计算值进行比较如图 4 所示. 从图 4 可以看出计算值与测试值符合性较好.

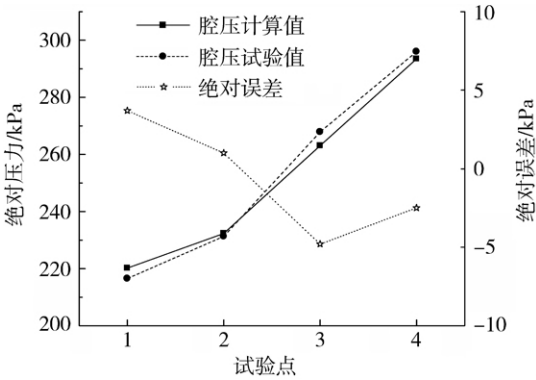


图 4 轴承腔腔压计算值与试验值比较

Fig. 4 Computed-experimental values for pressure of bearing chamber

3 结 论

本文根据流体力学的相关理论,提出了带节流通风的航空发动机轴承腔腔压计算方法,并用 1 组试验数据对计算方法进行了验证,验证结果表明,该计算方法的计算结果与试验值符合性较好,误差满足工程需要.该方法可为从事相关计算工作的设计人员提供参考.

参考文献:

[1] 林基恕,张振波. 21 世纪航空发动机动力传输系统的展望

- [J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 108-114.
- LIN Jishu, ZHANG Zhenbo. Prospects of aeroengine power transmission system in the 21st century[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 108-114. (in Chinese)
- [2] 林基恕. 高性能涡轮发动机润滑系统设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(1): 7-9, 17.
- LIN Jishu. Design of high performance turbo-engine lubrication systems[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(1): 7-9, 17. (in Chinese)
- [3] 李国权, 史妍妍, 曹家梅. 航空发动机传动腔压力计算方法的探讨[R]. 沈阳: 辽宁省航空学会动力装置专业第十五届学术交流会, 2000.
- [4] 史妍妍. 某型发动机润滑系统腔压计算与三维两相流动分析[D]. 沈阳: 东北大学, 2009.
- SHI Yanyan. Calculation and analyse on the gas-liquid two-phase 3-D flow of chamber pressure for an aeroengine lubrication system[D]. Shenyang: Northeastern University, 2009. (in Chinese)
- [5] 邢宗文. 流体力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1992.
- [6] 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.
- [7] Vermes G A. Fluid mechanics approach to the labyrinth seal leakage problem[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1961, 83(2): 161-169.
- [8] Miller D S. Internal flow systems[M]. Britain: British Hydromechanics Research Association, 1970.
- [9] 纪国剑. 航空发动机典型篦齿封严泄漏特性的数值和实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- JI Guojian. Numerical and experimental investigation of sealing characteristics on typical labyrinth seals in aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [10] Glahn A, Kurreck M, Willmann M, et al. Feasibility study on oil droplet flow investigations inside aero engine bearing chambers-PDPA techniques in combination with numerical approaches[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1996, 118(10): 749-755.
- [11] Flouros M. Analytical and numerical simulation of the two-phase flow heat transfer in the vent and scavenge pipes of the CIEAN engine demonstrator[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(1): 011008. 1-011008. 15.
- [12] Rodkey S C, Heister S D, Collicott S H. Physics of gas turbine engine bearing chambers[R]. AIAA-2007-5033, 2007.
- [13] 葛治美, 韩振兴, 张恩和, 等. 航空发动机轴承腔热分析计算[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 483-486.
- GE Zhimei, HAN Zhenxing, ZHANG Enhe, et al. Thermal analysis of aeroengine bearing compartment[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 483-486. (in Chinese)
- [14] 方弘毅, 徐让书, 王娟娟. 航空发动机轴承腔内油气两相分布数值计算[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2010, 27(5): 14-17.
- FANG Hongyi, XU Rangshu, WANG Juanjuan. Numerical simulation of two-phase air/oil distribution in aero-engine bearing chamber[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(5): 14-17. (in Chinese)
- [15] 田文正, 李国权. 某型机滑油发动通风节流嘴流量-阻力特性试验研究[J]. 航空发动机, 2010, 36(5): 56-58.
- TIAN Wenzheng, LI Guoquan. Experimental study of choke flow-drag characteristics for an aeroengine lubrication throttling vent system[J]. Aeroengine, 2010, 36(5): 56-58. (in Chinese)