

# 基于飞发一体化的滑油系统热性能仿真

冷子昊<sup>1,2</sup>, 程荣辉<sup>1</sup>, 苏 壮<sup>1,2</sup>, 张司薇<sup>3</sup>, 李国权<sup>1,2</sup>

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 2. 中国航空发动机集团航空发动机动力传输重点实验室: 沈阳 110015;  
3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘要:** 航空发动机滑油系统与飞机、发动机的关联参数有限。为准确表达变工况滑油系统的热性能, 通过研究发动机轴承腔热性能与转子转速及主流路温度参数的拟合关系, 将主机温度、燃滑油参数作为输入, 对发动机滑油系统在飞行剖面上典型飞行状态点的热性能参数进行了迭代计算; 针对管壳式燃滑油散热器结构及运行特性, 计算了散热器换热性能。建立轴承腔和散热器的数学模型; 基于系统流动仿真平台, 利用内部的二次开发环境编写出 C# 语言代码, 开发出了适用于发动机的轴承生热模型和散热器模型, 实现发动机滑油系统与发动机燃油系统及飞机热管理系统的联合计算; 在航空发动机、飞机变工况输入条件下, 进行滑油系统、发动机整机及飞发一体化的变工况热性能迭代计算, 并与试验数据进行对比。结果表明: 该计算方法误差小于 5%, 可较准确地反映变工况条件下的热管理相关参数, 为飞发一体化热管理联合仿真分析提供可靠的数据来源。

**关键词:** 滑油系统; 轴承腔; 散热器; 热性能; 热管理; 航空发动机

中图分类号: V233.4+1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.016

## Thermal Performance Simulation of Lubricating Oil System Based on Aircraft-engine Integration

LENG Zi-hao<sup>1,2</sup>, CHENG Rong-hui<sup>1</sup>, SU Zhuang<sup>1,2</sup>, ZHANG Si-wei<sup>3</sup>, LI Guo-quan<sup>1,2</sup>

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute,

2. AECC Key Laboratory of Power Transmission Technology on Aero-engine: Shenyang 110015, China;

3. School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The correlation parameters between the aeroengine lubricating oil system and Aircraft & engine are limited. In order to accurately express the thermal performance of the lubricating oil system under variable operating conditions, the thermal performance parameters of the engine lubricating oil system at typical flight state points on the flight profile were calculated iteratively by studying the fitting relationship between the thermal performance of the engine bearing chamber and the rotor speed and the engine gas path temperatures, and taking the main engine temperature and fuel oil parameters as inputs; According to the structure and operation characteristics of shell and tube fuel oil radiator, the heat transfer performance of the radiator was calculated. The mathematical models of the bearing chamber and the radiator were established. Based on the system flow simulation platform, the C# language code was compiled using the internal secondary development environment, and the bearing thermal model and radiator model applicable to the engine were developed to achieve the joint calculation capability of the engine oil system, engine fuel system, and aircraft heat management system. Under the input conditions of the aeroengine and aircraft under variable working conditions, iterative calculations of the thermal performances under variable working conditions at levels of the lubricating oil system, the whole engine, and the aircraft-engine integration were conducted, and compared with the test data. The results indicate that the calculation error is less than 5%. The calculation method can reflect the relevant thermal management parameters under variable working conditions accurately, and provide a reliable data source for the joint simulation analysis of integrated aircraft-engine thermal management.

**Key words:** aeroengine; lubricating oil system; bearing chamber; radiator; thermal performance; thermal management

## 0 引言

随着现代军事技术的飞速发展, 下一代飞机对电

力系统的需求增加了近 1 个数量级, 热系统的负荷显著增大<sup>[1]</sup>, 发动机进口燃油温度提高, 从而对飞机和发动机的热管理提出了更高的要求<sup>[2]</sup>, 然而, 传统飞机的

收稿日期: 2022-09-09 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 冷子昊 (1992), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 冷子昊, 程荣辉, 苏壮, 等. 基于飞发一体化的滑油系统热性能仿真[J]. 航空发动机, 2024, 50(2): 121-126. LENG Zihao, CHENG Ronghui, SU Zhuang, et al. Thermal performance simulation of lubricating oil system based on aircraft-engine integration[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 121-126.



动,综合考虑散热器壳侧的泄漏流动以及旁路流动的影响,更贴近实际地预测壳侧的换热量和流动性能,具体的建模流程如图 3 所示。

### 2.2 轴承生热量计算模型

本文研究对象是双转子发动机,支承系统原理如图 4 所示,高、低压转子由 5 个轴承支承,低压转子设计了 3 个支点,支承方式为 1-1-1,高压转子设计了 1 个支点,支承方式为 1-0-1。其中,1 号滚子轴承位于低压转子与发动机主机架之间,在前轴承腔内。2 号球轴承承受来自于风扇和助推器径向载荷,并位于旋转的低压组件中心,3 号球轴承位于静态组件中高压转子的中心,并传递轴向载荷,2 号和 3 号轴承在中轴承腔内。4 号滚子轴承位于高压轴的后部,将其与低压转子分开,在高压转子和低压转子的中间,5 号滚子轴承支承涡轮后框架的低压涡轮转子,4 号和 5 号轴承在后轴承腔内。

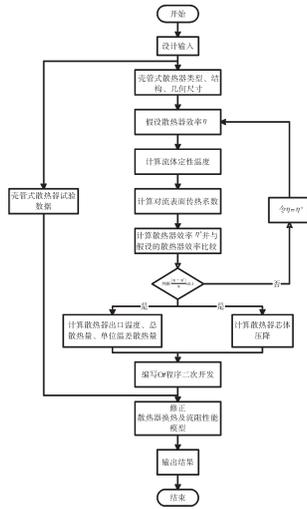


图 3 壳管式典型散热器换热及流阻性能仿真建模流程

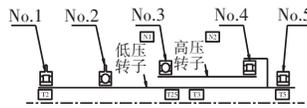


图 4 航空发动机支承系统原理

轴承腔热特征的计算模型需要与整机运行参数建立联系,并能保证较好的独立运行功能、通用性以及准确性。滑油系统发热量与轴承生热量和轴承腔壁面换热直接相关,而壁面换热又与各轴承腔相近的发动机主流温度密切相关,为此,研究系统热特性与轴承发热和各处主流温度间的相互关系,建立拟合关系式。其中,轴承生热量的计算是设计滑油系统的关键。

轴承发热量计算方法的整体法比较适用于滑油热管理子系统的建模,而局部法涉及的结构参数和计算模型过于细化和复杂,不利于整机热管理性能的模拟。Petroff's 定律等轴承摩擦发热量计算方法相对简单,但无法有效体现不同工况下载荷力的变化对轴承摩擦发热量的影响。本文采用更加准确的文献[20]中的方法计算滚子轴承的摩擦发热量,采用文献[21]中的方法计算球轴承的摩擦发热量。

#### 2.2.1 滚子轴承

滚动轴承在负荷下各运动表面的摩擦功率损失包括:(1)滚动体沿内、外滚道运转时产生的滑动摩擦损失;(2)滚动体在保持架兜孔内自转时产生的滑动摩擦损失;(3)滚子两端面与轴承套圈档边侧面的摩擦损失;(4)保持架对内圈引导面之间的滑动摩擦损失。

滚动轴承在液体润滑条件下产生的搅拌功率损失包括:(1)滚动体和滚道接触区进口处由于滚动体旋转二形成的液体泵入和剪切力产生的损失;(2)滚动体和保持架兜孔接触区进口处液体泵入和剪切力产生的损失;(3)保持架内、外圆柱表面与内、外圈引导面之间流体粘性剪切力产生的损失;(4)滚动体和滑油交界面处流体阻力产生的损失。

滚子轴承摩擦热  $Q_c$  为

$$Q_c = CZ\rho l^2 u^3 \beta, C = C_1 + C_2 \quad (1)$$

式中: $Q_c$ 为轴承总功率损失,W; $Q_1$ 为各运动表面摩擦功率损失,W。

$$Q_1 = C_1 Z\rho l^2 u^3 \beta \quad (2)$$

式中: $Q_2$ 为润滑流体搅拌功率损失,W。

$$Q_2 = C_2 Z\rho l^2 u^3 \beta \quad (3)$$

式中: $C = C_1 + C_2$ 为轴承中总阻力系数, $C_1$ 为摩擦系数, $C_2$ 为流体动力阻力系数; $Z$ 为滚动体数量; $\rho$ 为滑油密度(以滑油出口温度为定性温度), $\text{kg/m}^3$ ; $l$ 为滚动体长度,m; $u$ 为轴承保持架圆周转速,m/s; $\beta$ 为径向游隙对功率损失的影响系数。

#### 2.2.2 球轴承

球轴承总摩擦热为

$$Q_c = M_f \omega - M_f \cdot 2\pi N/60 = 0.1047 N M_f \quad (4)$$

$$M_f = M_1 + M_v + M_s + M_e \quad (5)$$

式中: $Q_c$ 为轴承总摩擦热,W; $M_f$ 为总摩擦力矩, $\text{N}\cdot\text{m}$ ; $\omega$ 为角速度,rad/s; $M_1$ 为载荷引起的力矩, $\text{N}\cdot\text{m}$ ; $M_v$ 为粘性摩擦力矩, $\text{N}\cdot\text{m}$ ; $M_s$ 为轴承自转摩擦力矩, $\text{N}\cdot\text{m}$ ; $M_e$ 为滚子端面摩擦力矩, $\text{N}\cdot\text{m}$ ; $N$ 为转速,r/min。

### 2.3 轴承腔外空气换热量计算模型

轴承腔外热空气处于流动中,当其温度高于轴承腔外壁面温度时,热空气与外壁面间即存在对流传热,对于中腔和后腔,由于热空气温度远高于轴承腔外壁面,所以热空气通过对流换热传入轴承腔的热量会占滑油从轴承腔带走的总热量的大部分,因此,该

换热量需准确计算。

暂取流动的热空气在轴承腔外壁面产生的平均对流换热表面传热系数为  $17.03 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$ 。

各轴承腔的热空气主流温度分别取

前腔:  $T_{aF} = T_{b21}$  (6)

中腔:  $T_{aC} = T_3$  (7)

后腔:  $T_{aA} = T_5$  (8)

式中:  $T_{b21}$ 、 $T_3$ 、 $T_5$  分别为 2、3、5 号轴承的平均温度,  $^{\circ}\text{C}$ 。

前、中和后腔的外壁面换热面积由腔外壁几何结构确定,外壁面温度取为其滑油出口温度,此时热空气向轴承腔的换热量为

$\Phi_{aF} = \alpha A_{aF} (T_{aF} - T_{svF})$  (9)

$\Phi_{aC} = \alpha A_{aC} (T_{aC} - T_{svC})$  (10)

$\Phi_{aA} = \alpha A_{aA} (T_{aA} - T_{svA})$  (11)

### 3 基于流动仿真平台的发动机滑油系统建模

#### 3.1 建模流程

基于流动仿真平台的滑油系统热模型搭建主要考虑与温度有关的计算,所以选取的及二次开发的元件需保证系统运行过程中压力项不会对热耦合结果产生干扰,该仿真平台的搭建流程如图 5 所示。

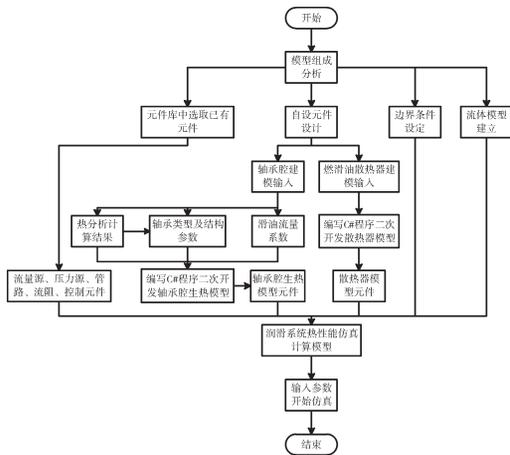


图 5 基于流动仿真平台发动机滑油系统建模流程

#### 3.2 发动机滑油系统模型搭建

##### 3.2.1 关键部件建模原理

###### 3.2.1.1 生热部件建模原理

生热元件是发动机滑油系统热模型的核心元件,是整个系统发热量的主要来源,也是仿真计算的关键。包括 5 个轴承、发动机内的附件机匣、各种零部件、中央传动齿轮及轴承腔与空气的热交换等,由于流动仿真平台元件库中不能满足系统热性能计算需

要,因此需对生热元件进行自定义元件的二次开发。

本文在掌握流动仿真平台元件编码的基础上,使用其二次研发功能,根据 ECM (external component model) 模块下的 2 支路框架,编写发热元件的计算代码,针对发动机在飞行包线内不同工况特征,在现有计算滚子轴承和球轴承生热量的方法上进行分区域修正,并生成 .dll 系统文件与平台进行对接,通过仿真平台内部具备的接口模块参数,该参数可以由用户自定义,定义参数的名称和单位,将元件的内部仿真数据输出出来。然后对所有发热部件进行整合,包装成 1 个生热元件,该元件输出的是总的滑油出口温度,但是内部结果界面可以显示各轴承节点处热性能参数的计算结果,生热元件的模型和输出界面如图 6 所示。

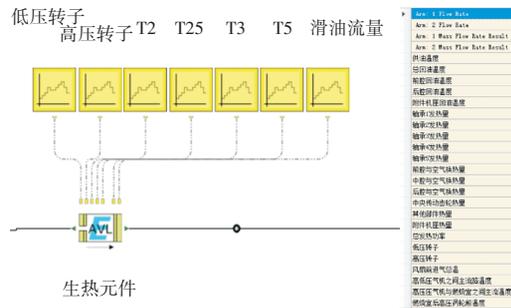


图 6 生热元件的模型和输出界面

###### 3.2.1.2 壳管式散热器建模原理

同样,流动仿真平台中的元件不能根据壳管式散热器的结构尺寸进行相应换热和阻力计算,壳管式燃滑油散热器的元件也需要进行二次开发,利用前述的散热器热性能计算的理论模型,根据散热器换热特性对计算模型进行修正,基于 ECM (external component model) 模块下的 4 支路模型进行二次开发,构建出主散热器和辅助散热器元件,壳管式换热器模型和输出界面如图 7 所示。

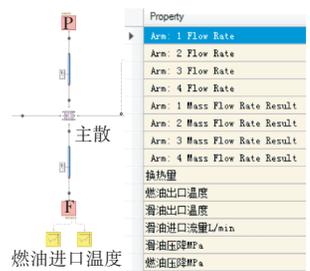


图 7 壳管式换热器的模型和输出界面

##### 3.2.2 发动机滑油系统模型搭建

针对滑油系统热分析模型提出以下假设:(1)忽略管道换热的影响;(2)不考虑重力的作用;(3)忽略各部件与周围环境之间的换热;(4)默认为 1 维流体换热,流动截面上的温度和运动参数均匀一致。

搭建的发动机滑油系统仿真模型如图 8 所示,发

动机滑油通过流量源输入 1 个初始温度、流量给生热元件,滑油将部件的发热及其它热量带走,然后进入到主散热器中进行第 1 次散热,再进入到辅助散热器中进行第 2 次散热,用信号元件读取回油温度,将该温度当作供油温度赋予流量源,输送给生热元件中,从而控制温度的循环迭代。

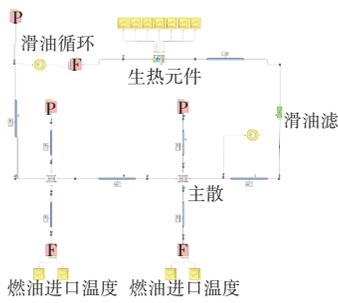


图 8 发动机滑油系统仿真模型

模型图上的黄色的信号元件是输入参数,同时可以作为与飞机和发动机热管理系统的连接口,热管理系统的参数可以方便地连接到这些输入元件上,从而达到飞发一体化仿真的目的。

#### 4 仿真结果分析

选取飞行包线内 27 个典型工况状态点作为验证对象(包含慢车、设计点和巡航等),发动机高、低转子相对物理转速  $N_2$  与  $N_1$ ,发动机主流路温度参数风扇进口总温  $T_2$ 、高压压气机进口总温  $T_{25}$ 、高压压气机出口总温  $T_3$ 、低压涡轮出口总温  $T_5$ ,滑油流量  $q_{i0}$ 、主燃滑油散热器燃油进口温度  $t'_{fM}$  及流量  $q_{fM}$  作为输入参数,进行滑油系统热性能迭代仿真计算,与试验结果进行对比分析,结果如图 9~13 所示。

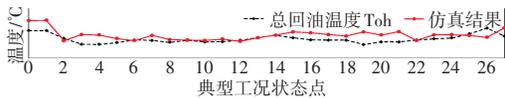


图 9 滑油总回油温度仿真计算结果

从图 9 中可见,滑油总回油温度仿真计算结果平均误差为 2.9%。

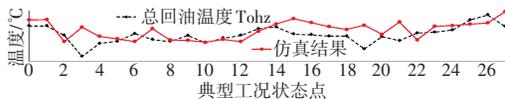


图 10 滑油后腔回油温度仿真计算结果

从图 10 中可见,滑油后腔回油温度仿真计算结果平均误差为 3.2%。

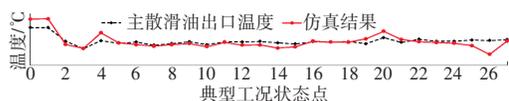


图 11 主散热器滑油出口温度仿真计算结果

从图 11 中可见,主散热器滑油出口温度仿真计算结果平均误差为 0.4%。

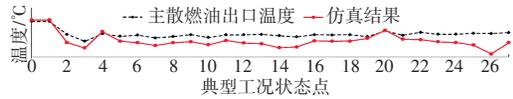


图 12 主散热器燃油出口温度仿真计算结果

从图 12 中可见,主散热器燃油出口温度仿真计算结果平均误差为 4.0%。

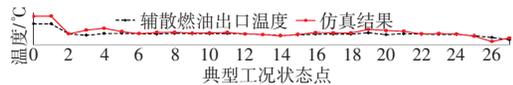


图 13 辅助散热器燃油出口温度仿真计算结果

从图 13 中可见,辅助散热器燃油出口温度仿真计算结果平均误差为 1.5%。

综上所述,滑油系统热性能仿真计算模型在典型工况点的计算数据都具备较高精度,少部分状态点(地面慢车)流量、温度变化较大,产生一定的偏差,仿真平均误差都在 5% 以内,因此,所建立的滑油系统模型可有效表达系统实际运行情况。

#### 5 结论

(1)基于流动仿真平台二次开发的适应飞发一体化热管理技术的滑油系统热性能仿真计算模型具有自主性强、精度高、适用性强、灵活度高和可扩展性强等特点。采用 C# 语言编写部件功能模块,突破了平台自带模块的约束和被动,实现了滑油系统热性能计算模型的自主开发和设计,在现有方法上提出了分区轴承生热量修正方法和基于换热特性的散热器模型修正方法,保证了部件功能描述的准确性和可修正性,并具有很强的专业性。

(2)仿真模型计算误差在允许范围内,验证了仿真模型的准确性。基于流动仿真平台可实现对发动机滑油系统热性能的精确模拟,并进一步指导优化设计,同时,可对其他状态点热性能进行预测计算,大幅节省时间和经济成本。

(3)仿真模型可以基于流动仿真平台,提供输入、输出接口作为更复杂的飞机、发动机热管理系统的一部分开展系统联合仿真计算。所需发动机提供的转速及主流温度参数简单易得,同时能够准确地表达不同工况点发动机滑油系统上关键节点的燃、滑油热分析所需参数,为飞发一体化热管理联合仿真分析提供了可靠的数据来源。

## 参考文献:

- [1] Rory A R, Daniel D D. Control architecture study focused on energy savings of an aircraft thermal management system[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition.San Antonio:ASEM, 2013: 1-10.
- [2] 程荣辉, 张志舒, 陈仲光. 第四代战斗机动力技术特征和实现途径[J]. 航空学报, 2019, 40(3): 1-10.  
CHENG Ronghui, ZHANG Zhishu, CHEN Zhongguang. Technical characteristics and implementation of the fourth-generation jet fighter engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(3): 1-10. (in Chinese)
- [3] 常士楠, 袁美名, 袁修干. 飞机机载综合热管理系统稳态仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2008(7): 821-824.  
CHANG Shinan, YUAN Meiming, YUAN Xiugan. Numerical simulation of aircraft integrated thermal management system in steady working condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008(7): 821-824. (in Chinese)
- [4] 肖凝, 蒋正熊. 第四代战斗机燃油系统综述[J]. 航空科学技术, 2004(3): 23-25.  
XIAO Ning, JIANG Zhengxiong. Summarization of the 4th generation fighters fuel[J]. Aeronautical Science and Technology, 2004(3): 23-25. (in Chinese)
- [5] 李国权. 航空发动机滑油系统防虹吸设计[J]. 航空发动机, 2007, 33(1): 3.  
LI Guoquan. Preventing siphon design for Aeroengine lubrication system[J]. Aeroengine, 2007, 33(1): 3. (in Chinese)
- [6] 李国权. 航空发动机滑油系统的现状及未来发展[J]. 航空发动机, 2011, 37(6): 49-52.  
LI Guoquan. Present and future of aeroengine oil system[J]. Aeroengine, 2011, 37(6): 49-52. (in Chinese)
- [7] 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: 101-104.  
LIN Jishu. Mechanical system design of aero gas turbine engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005: 101-104. (in Chinese)
- [8] Fischer A. Design of a Fuel Thermal Management System for Long Range Air Vehicles[C]//International Energy Conversion Engineering Conference.San Francisco:AIAA, 2013: 5647.
- [9] Doman D B. Optimal Cruise Altitude for Aircraft Thermal Management [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference.Kissimmee: AIAA, 2015: 1079.
- [10] Pangborn H C, Hey J E, Deppen T O, et al. Hardware-in-the-Loop Validation of Advanced Fuel Thermal Management Control[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2017, 31(4): 901-909.
- [11] 许鹏. AC313 直升机主减速器润滑系统设计介绍[J]. 科技与企业, 2014(9): 334.  
XU Peng. Introduction to the lubrication system design of AC313 helicopter main reducer[J]. Technology and enterprise, 2014(9): 334. (in Chinese)
- [12] 刘波, 周强, 程礼. 构建航空发动机滑油系统稳态模型[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 557-559.  
LIU Bo, ZHOU Qiang, CHENG Li. Construction of steady model for an engine oil system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 557-559. (in Chinese)
- [13] Fischer A J. Future fuel heat sink thermal management system technologies[C]//4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit.San Diego: AIAA, 2006: 26-29.
- [14] 马壮, 程礼. 航空发动机滑油系统稳态压力模型研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 4.  
MA Zhuang, CHENG Li. Steady pressure model of the aeroengine oil system[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 4. (in Chinese)
- [15] 吕亚国. 航空燃气涡轮发动机滑油系统热分析计算与实验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2009.  
LYU Yaguo. Thermal analysis calculation and experimental study of lubricating oil system of aero gas turbine engine [D]. Xian: Northwestern Polytechnical University, 2009. (in Chinese)
- [16] 杨春信, 张丽娜, 郭辉. 发动机滑油散热系统性能计算方法及其应用[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 6.  
YANG Chunxin, ZHANG Lina, GUO Hui. Method for predicting the performance of oil cooling systems and its application[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 6. (in Chinese)
- [17] 刘振侠, 黄生勤, 吕亚国. 航空发动机润滑系统通用分析软件开发[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 12-17.  
LIU Zhenxia, HUANG Shengqin, LYU Yaguo. General analysis software of aeroengine lubrication on system design[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 12-17. (in Chinese)
- [18] 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): 2616-2621.  
YU Li, LI Guoquan. Calculation method of bearing chamber pressure for aeroengine throttling vent lubrication system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2616-2621. (in Chinese)
- [19] Bell K J. Final report of the cooperative research program on shell and tube heat exchanger[J]. Ashrae Transactions, 1991(1): 79-89.
- [20] 李健, 袁培益. 某型航空发动机轴承腔的热分析模型[C]// 中国航空学会第九届机械动力传输学术会. 北京: 航空工业总公司燃气涡轮研究院, 1998: 6.  
LI Jian, YUAN Peiyi. Thermal analysis model of aeroengine bearing cavity[C]// CSAA. Beijing: AVIC Gas Turbine Research Institute, 1998: 6. (in Chinese)
- [21] Harris T A, Anderson W J. Rolling bearing analysis[J]. Journal of Lubrication Technology, 1967, 89(4): 521.

(编辑: 程海)