

文章编号:1674-8190(2019)06-854-07

基于 CFD 分析的飞机滑油散热引射器 性能计算和改进

詹大可,滕叶,陈明生,田傲,王乐

(航空工业通飞研究院有限公司,珠海 519040)

摘要: 某型飞机在热天地面慢车状态下滑油散热引射器开启后存在滑油温降较小的问题。对滑油散热系统冷边风道流动过程进行分析,探索严酷工况下引射器性能分析的方法;基于 N-S 方程和 $k-\epsilon$ 湍流模型对引射器性能进行试算与试验验证,得到严酷工况下引射器开启前后的滑油温降值;基于数值计算结果提出了工程可行的引射器性能提升改进思路。机上地面试验结果与数值计算结果的对比表明,数值计算结果和试验数据一致,满足工程计算要求,为引射器性能分析和改进提供了理论方法。

关键词: 滑油散热系统;引射器;N-S 方程;性能;改进

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.06.016

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Performance Calculation and Improvement of Aircraft Engine Lubricating Oil Heat Diffusion Ejector Based on CFD Analysis

Zhan Dake, Teng Ye, Chen Mingsheng, Tian Ao, Wang Le

(AVIC General Aircraft Research Industry Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

Abstract: The lubricating oil heat diffusion ejector of a certain aircraft engine under the condition of engine idling on ground in the hot weather has the problem of low lubricating oil temperature drop after its turning on. The flow process of cool-side air flue of lubricating oil heat diffusion system is analyzed, and the ejector performance analysis method under severe conditions is explored. Based on N-S equations and $k-\epsilon$ turbulence model, the ejector performance is calculated and verified by test, and the lubricating oil temperature drop values before/after ejector turning on under severe conditions are obtained. The improvement scheme of ejector performance available in engineering is proposed on the basis of numerical calculation results. The results of the on-board ground test show that the calculation method is reasonable, and numerical simulation results are consistent with the test results, which meets the requirements of general engineering calculations, and provides a theoretical method for the performance analysis of an ejector.

Key words: lubricating oil heat diffusion system; ejector; N-S equations; performance; improvement

收稿日期:2019-11-05; 修回日期:2019-12-02

通信作者:詹大可,verano_aero@126.com

引用格式:詹大可,滕叶,陈明生,等. 基于 CFD 分析的飞机滑油散热引射器性能计算和改进[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 854-860.
Zhan Dake, Teng Ye, Chen Mingsheng, et al. Performance calculation and improvement of aircraft engine lubricating oil heat diffusion ejector based on CFD analysis[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 854-860. (in Chinese)

0 引言

飞机在热天地面慢车状态(严酷工况)下,发动机滑油基础温度较高的同时,发动机滑油散热器(以下简称引射器)冷边气流流量较小,滑油温度升高,甚至可能超温。由于滑油温降受滑油入口温度和流量、滑油散热器冷边温度和流量等多种因素影响,且滑油散热系统设计较为复杂,飞机滑油超温问题不时出现^[1]。引射器作为滑油散热系统的重要组成部分,布置在滑油散热器后方,严酷工况下可从发动机引气对滑油散热系统冷边风道进行引射,增加滑油散热器冷边流量,加强热交换,以降低滑油温度。

工程应用方面,杨春信等^[2-3]计算和试验研究了某型滑油散热系统散热性能,并提出了滑油散热系统的性能计算方法;陈维建等^[4]、陈晓燕^[5]对某发动机滑油超温问题采用试验模拟方法进行了系统性研究,并提出了可行的工程改进方案;李立国等^[6]、王春风等^[7]、王锁芳等^[8]、龙新平等^[9]针对引射器的设计和优化进行了大量计算和试验研究。F. S. Kong 等^[10]针对引射器混合室的优化进行了计算和研究。

上述研究主要在试验室进行,由于机上环境和试验室环境存在差异,部分参数在机上难以测量,而进行完整的系统试验室试验耗时过长,因此本文以某型飞机发动机滑油散热系统冷边风道和引射器为研究对象,通过寻求合适计算方法,结合已有试验数据^[11-13],对难以测量的参数进行试算,对热天地面慢车状态下(严酷状态)引射器的引射性能进行分析和数值模拟计算,并利用地面试车数据对计算结果进行验证,根据数值模拟计算结果,提出一种引射器性能提升的改进思路。

1 研究对象

某型飞机发动机滑油散热系统安装在桨毂下方下侧,系统主要由滑油散热器、引射器、冷边风道及混合室、风门、相关成附件及管路组成,其中滑油散热引射器位于滑油散热器后方的冷风道中,系统示意图如图 1 所示,滑油散热器数学模型如图 2 所示。本文以该型飞机的引射器作为分析对象。

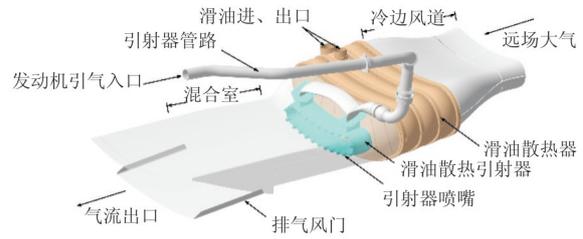


图 1 滑油散热系统示意图

Fig. 1 Lubricating oil heat diffusion system



图 2 引射器模型图

Fig. 2 The ejector model

2 计算思路

首先对滑油散热系统冷边风道的空气流动进行分析。远场大气在螺旋桨滑流作用下流入冷边风道,经过滑油散热器冷边后进入引射器部位的风道,在引射器作用下被引射流与引射流在混合室内混合,并通过风门排出。空气流动示意图如图 3 所示。

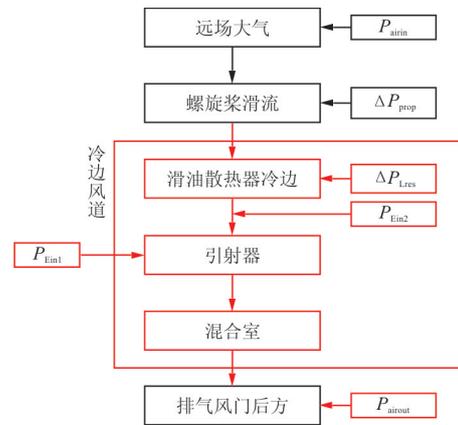


图 3 滑油散热系统冷风道流动

Fig. 3 Cold air flow in the system

在图 3 中, P_{airin} 为远场大气压力,考虑严酷工况为地面慢车状态,取 $P_{airin} = 101\ 325\ Pa$; ΔP_{prop} 为

螺旋桨滑流提供的压力增量, ΔP_{prop} 和螺旋桨和发动机类型及冷边风道布置有关, 通过机上地面试验结果, 慢车状态下短舱唇口处压头 $\Delta P_{prop} \approx 26 \text{ Pa}$; ΔP_{Lres} 为滑油散热器冷边流阻, ΔP_{Lres} 随冷边流量增加而增加, 通过试验室试验得到某型滑油散热器冷边出口气流温度 $T_{Lout} \approx 70 \text{ }^\circ\text{C}$ (343 K)。试验得到冷边流量特性曲线如图 4 所示。

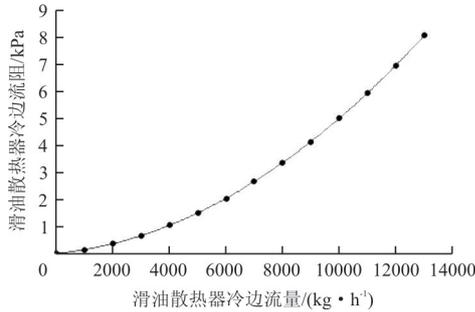


图 4 滑油散热器冷边流量特性曲线

Fig. 4 Air flow rate characteristic curve of lubricating oil heat diffusion system

P_{Ein1} 为发动机引气入口压力, 根据某型发动机试验室试验结果, 慢车状态下取 $P_{Ein1} = 260\ 000 \text{ Pa}$, 引射气流温度 $T_{Ein1} \approx 227 \text{ }^\circ\text{C}$ (500 K); P_{airout} 为排气风门后方远场大气压力, 取 $P_{airout} = 101\ 325 \text{ Pa}$, 考虑到地面热天环境, 远场大气温度 $T_{airout} = 40 \text{ }^\circ\text{C}$ (313 K)。

考虑到管壁光滑且过渡平滑, 故忽略冷边风道的管壁摩擦等带来的沿程阻力和局部阻力, 由图 2 可知, 引射器的被引射流的入口压力为

$$P_{Ein2} = P_{airin} + \Delta P_{prop} - \Delta P_{Lres} \quad (1)$$

开启引射器时, 系统冷边风道流量 G_{airc} 迅速增加, 从图 3 可以看出: 滑油散热器冷边流量 $G_{Lc} = G_{airc}$, 从图 4 可以看出: 此时滑油散热器冷边流阻 ΔP_{Lres} 随之增加, 由公式(1)可知, P_{Ein2} 随之降低, 系统冷边风道流量 G_{airc} 也将随之降低, 故 ΔP_{Lres} 下降, P_{Ein2} 回升, G_{airc} 回升, 最终系统冷边风道流量 G_{airc} 将趋于稳定。

因滑油散热系统相关部位结构设计复杂, 无法在机上准确测得 P_{Ein2} , 导致对引射器的工作状态分析较为困难。本文通过假定多个不同 ΔP_{Lres} , 根据式(1)得到 P_{Ein2} 。对引射器工作状态进行 CFD 计算, 得到不同 ΔP_{Lres} 对应的 (P_{Ein2}, G_{airc}) 组合。由于 $G_{Lc} = G_{airc}$, 故可将 ΔP_{Lres} 和 G_{Lc} 关联, 得到引射

器工作状态下的 $(\Delta P_{Lres}, G_{Lc})$ 的关系。将该数据代入图 4 并绘制新的工作状态曲线, 两条曲线的交点即为引射器打开时的系统状态。其中, 横坐标即为真实的滑油散热器冷边流量 G_{Lc} , 纵坐标即为真实的滑油散热器冷边流阻 ΔP_{Lres} 。

通过试验室试验确定滑油散热器在匹配某型飞机慢车状态典型滑油量的工作状态下的滑油散热器冷边流量 G_{Lc} 和滑油温降试验曲线, 如图 5 所示。结合滑油散热器冷边流量 G_{Lc} 可得到引射器打开时的滑油温降值。

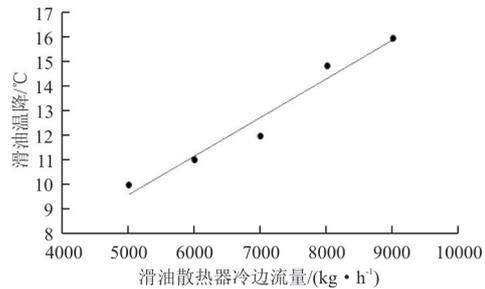


图 5 滑油散热器冷边流量和滑油温降曲线

Fig. 5 Air flow rate of lubricating oil heat diffusion system and oil temperature drop curve

当引射器不工作时, 滑油散热系统冷边风道的空气流动仅由螺旋桨滑流 ΔP_{prop} 驱动。同理可计算得到引射器不工作时的滑油温降值。

本文采用上述计算思路对引射器的性能和工作状态进行分析。

3 计算过程

3.1 计算模型和网格生成

滑油散热器前段冷边风道仅为一段平缓变化的空腔, 对气流特性影响不大, 故忽略前段冷边风道, 以减少计算量, 提升计算速度。考虑到滑油散热器冷边结构设计为蜂窝状细长通道, 对气流起到了良好的整流作用, 因此以滑油散热器冷边出口作为计算域的入口边界。对计算域采用结构/非结构化的混合网格, 在引射器及混合室段生成非结构化网格, 在排气风门后方生成结构化网格, 采用 Interface 面将两部分结合成最终的计算网格。对引射器喷嘴等气流变化剧烈的区域采用体加密, 形成较细的网格以保证计算精度。整体网格如图 6 所示, 引射器段的局部网格如图 7 所示。网格总数约

为 1 200 万。

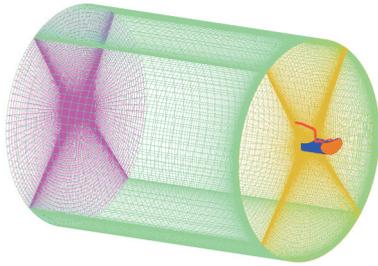


图 6 整体网格
Fig. 6 Overall mesh

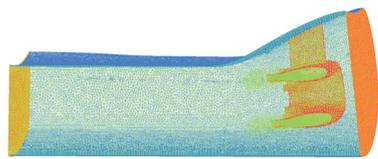


图 7 引射器段网格
Fig. 7 Ejector mesh

3.2 控制方程

CFD 计算的控制方程为 N-S 方程组,使用 SIMPLEC 算法,方程各项具有二阶精度,采用 RANS 模拟方法,为封闭方程,选取 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型。其中,微分形式的 N-S 方程组如下:

质量守恒方程的一般形式为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (2)$$

动量方程的一般形式为

$$\rho \left(\frac{D\mathbf{V}}{Dt} \right) = -\nabla p + \rho \mathbf{f}_v + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \quad (3)$$

式中: p 为流体受到的压力; \mathbf{f}_v 为体积力; $\boldsymbol{\tau}$ 为切应力张量。

能量方程的一般形式为

$$\rho \left(\frac{DE}{Dt} \right) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = \rho \mathbf{V} \cdot \mathbf{f}_v + \nabla \cdot (\mathbf{V} \cdot \boldsymbol{\tau}) - \nabla \cdot \mathbf{q} \quad (4)$$

由于气体可压缩流动,需要给定密度和热力学参数的关系。采用理想气体状态方程为

$$P = \rho RT \quad (5)$$

式中: R 为通用气体常数。

3.3 计算状态点

根据第 2 节内容,选取 $P_{\text{airin}} = 101\,325\text{ Pa}$,

$\Delta P_{\text{prop}} = 26\text{ Pa}$, $T_{\text{Lout}} \approx 343\text{ K}$, $P_{\text{Ein1}} = 260\,000\text{ Pa}$, $T_{\text{Ein1}} = 500\text{ K}$, $P_{\text{airout}} = 101\,325\text{ Pa}$, $T_{\text{airout}} = 313\text{ K}$ 作为计算参数。同时选定 P_{Ein2} 试算值,如表 1 所示。

表 1 P_{Ein2} 试算值

Table 1 Trial calculation of the ejected inlet pressure P_{Ein2}

工况	$\Delta P_{\text{Lres}}/\text{Pa}$	$P_{\text{Ein2}}/\text{Pa}$
1	0	101 351
2	500	101 851
3	1 000	100 351

3.4 网格收敛性

为排除网格对计算结果的影响,对计算网格进行了收敛性分析,另生成两套密度不同的网格,三套网格量分别为:800 万(粗网格)、1 200 万(中网格)、1 400 万(细网格)。网格规模参数如表 2 所示。

表 2 网格尺寸说明

Table 2 Computational grid size

网格规模	y^+	附面层增长率	附面层层数
粗网格	150	1.2	20
中网格	100	1.1	30
细网格	50	1.1	30

采用表 1 所示工况 1 进行计算,监控系统引射流量 G_{Ein1} 和被引射流量(即冷风道流量 G_{airc}),如表 3 所示。

表 3 网格收敛性说明

Table 3 Grid convergence

网格规模	$G_{\text{Ein1}}/(\text{kg} \cdot \text{h}^{-1})$	$G_{\text{airc}}/(\text{kg} \cdot \text{h}^{-1})$
粗网格	991	6 804
中网格	991	7 079
细网格	991	7 043

三套网格对引射流量 G_{Ein1} 计算结果一致,粗网格的冷风道流量 G_{airc} 存在一定偏差,而采用中网格和细网格的计算结果基本一致,为提升计算速度,采用中网格(1 200 万)进行 CFD 计算。

4 计算结果及分析

热天地面慢车状态下,引射器工作时的性能计算结果如表 4 所示。

表 4 $P_{\text{Ein}2}$ 试算值对应的引射特性Table 4 Ejected air flow rate characteristic with different ejected inlet pressure $P_{\text{Ein}2}$

工况	$\Delta P_{\text{L.res}}/\text{Pa}$	$G_{\text{L.c}}/(\text{kg} \cdot \text{h}^{-1})$
1	0	7 079
2	500	6 012
3	1 000	3 924

将表 4 数据整理成曲线代入图 4, 得到冷风道流量一流阻耦合特性曲线, 如图 8 所示。对两条曲线进行插值计算并求解交点, 得到引射器工作时滑油散热器冷边流量 $G_{\text{L.c}}$ 约为 3 888 kg/h, 对图 5 曲线进行插值计算得到此时滑油温降约为 7.9 °C。

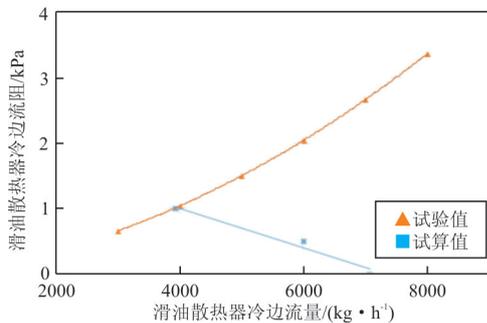


图 8 冷风道流量一流阻耦合特性曲线

Fig. 8 Air flow rate coupling characteristic curve

同理, 引射器不工作时, 增加前端冷边风道规格并算得此时滑油散热器冷边流量 $G_{\text{L.c}}$ 约为 558 kg/h, 对图 5 曲线进行插值计算得到此时滑油温降约为 2.5 °C。

通过以上计算可知, 热天地面慢车状态下引射器打开后滑油温降增加了 5.4 °C。

5 机上地面试验验证

选取热天(大气静温 39 °C)地面工况, 对某型飞机进行机上地面试验, 在发动机慢车状态下保持引射器关闭, 等待滑油温度升高并稳定, 再打开引射器等待滑油温度降低并稳定, 记录整个过程的滑油温度、发动机出口压力和油门杆角度位置。通过读取飞行参数记录器(以下简称飞参)数据, 获取以上信息, 飞参数据如图 9 所示。

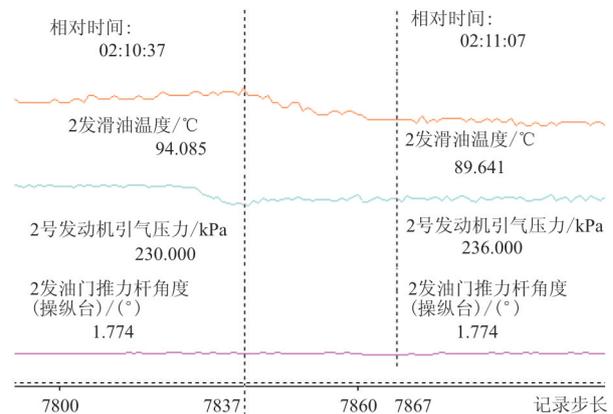


图 9 飞参监控数据曲线

Fig. 9 Flight data and curves

从图 9 可以看出: 热天地面慢车状态下, 滑油温度升高并稳定在 94.1 °C 左右, 打开引射器后, 滑油温度迅速下降并稳定在 89.6 °C 左右。由引射器带来的滑油温降约为 4.5 °C。考虑到机上和计算结果基本一致, 表明本文计算方法正确可行, 计算结果可信。

6 引射器改进思路

热天地面慢车状态下滑油温降需求较大, 当滑油温降无法满足使用要求时, 解决方案主要有两种: ①对滑油散热器进行改进, 提升换热效率; ②对引射器进行改进, 提升引射器的引射性能。第一种解决方案虽然可以解决系统地面散热能力不足的问题, 但也可能导致飞机在高空飞行时滑油温度过低。为了确保相关系统不进行较大调整, 考虑对引射器进行改进, 提升地面慢车状态下滑油散热系统冷边风道流量, 增加滑油温降。对引射器的改进主要通过提高引射器喷嘴前端压力、提升混合室气流均匀度等方式实现。

考虑到某型飞机引射器安装在冷风道中心位置, 且分布式均匀安装多个引射喷嘴, 引射后混合情况较为理想。故本文对提高引射器喷嘴前端压力进行分析。对引射器工作状态计算结果进行分析, 以采用表 2 工况 3 为例, 查看引射器分叉管处马赫数云图, 如图 10 所示。

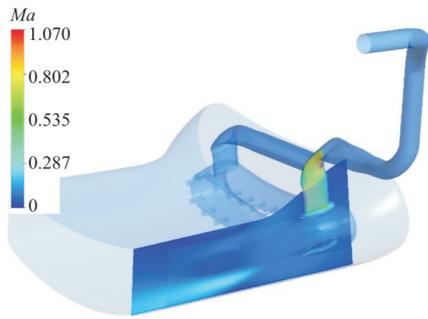


图 10 马赫数云图

Fig. 10 Contour of Mach number

从图 10 可以看出:引射管路进入引射器分叉管后,引射流流速迅速增大导致管路流阻过大,引射流量相应下降,最终导致引射器性能降低。

对该段管路进行分析,因受飞机相关结构限制,该分叉处及后端管路均为扁圆管,如图 11 所示。推断扁圆管截面积较小,导致管路流速过大等问题出现。

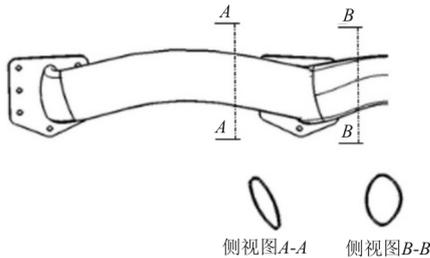


图 11 引射器分叉管

Fig. 11 Y-branch of ejector

对引射器分叉管及后段管路进行优化设计,将截面形状改为圆角矩形管路,在不对相关系统和结构大改的原则下增大引射器分叉管及后端管路截面积,如图 12 所示。

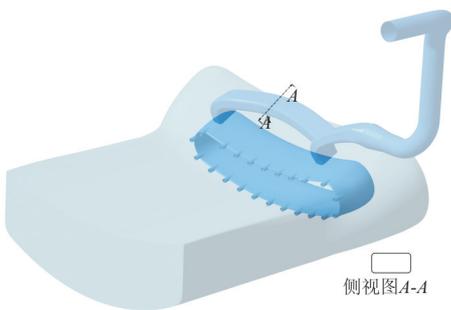


图 12 引射器分叉管优化

Fig. 12 Optimization of Y-branch ejector

同样地,按表 5 选取试算值,计算结果如表 6 所示。

表 5 P_{Ein2} 试算值(优化模型)

Table 5 Trial calculation of the ejected inlet pressure P_{Ein2} (optimized model)

工况	$\Delta P_{L,res}/Pa$	P_{Ein2}/Pa
1	0	101 351
2	1 000	100 351
3	1 200	100 151

表 6 P_{Ein2} 试算值对应的引射特性(优化模型)

Table 6 Ejected air flow rate characteristic with different ejected inlet pressure P_{Ein2} (optimized model)

工况	$\Delta P_{L,res}/Pa$	$G_{L,c}/(kg \cdot h^{-1})$
1	0	7 671
2	1 000	5 391
3	1 200	4 788

将表 6 数据整理成曲线代入图 4,对两条曲线进行插值计算并求解交点,得到引射器工作时滑油散热器冷边流量 $G_{L,c}$ 约为 4 650 kg/h,对图 5 曲线进行插值计算得到此时滑油温降约为 9.1 °C。相比优化前,被引射流量增加了约 20%,并带来额外的 1.2 °C 滑油温降。计算结果表明,该改进方式更改少、代价小、工程可行。

7 结 论

(1) 本文针对飞机滑油超温问题,基于 N-S 方程和 $k-\epsilon$ 湍流模型对滑油散热系统引射器及冷边风道流场进行了试算,掌握了理论计算评估引射器性能的方法。通过机上地面试验测量结果与数值计算结果的对比,确认了该计算方法的准确性和适用性。

(2) 基于本文提出的理论计算方法和数值计算结果,针对严酷工况下某型飞机存在的滑油超温问题,提出了工程可行的解决方案,能为引射器性能提升提供理论依据,在工程实践中减少试验的时间周期和经费成本,从而加快工程研制进度,可为同类飞机系统的设计起到参考和借鉴作用。

参考文献

[1] 朱虹,常莉,王辉. AC311 直升机主减滑油温度偏高故障分析与改进[J]. 直升机技术, 2015(3): 39-44.

- Zhu Hong, Chang Li, Wang Hui. Failure analysis and improvement of AC311 helicopter main gear box oil temperature on the high side[J]. Helicopter Technique, 2015(3): 39-44. (in Chinese)
- [2] 杨春信, 张丽娜, 郭晖. 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): 219-224.
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): 219-224. (in Chinese)
- [3] 杨春信, 张丽娜, 郭晖. 发动机滑油散热系统性能研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 813-818.
Yang Chunxin, Zhang Lina, Guo Hui, Investigation of performance of an engine oil cooling system[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 813-818. (in Chinese)
- [4] 陈维建, 张大林, 孟繁鑫. 某发动机滑油散热系统改进[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 18-21.
Chen Weijian, Zhang Dalin, Meng Fanxin. Improvement of an engine lubricating oil heat diffusion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 18-21. (in Chinese)
- [5] 陈晓燕. 某发动机滑油散热系统的性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
Chen Xiaoyan. Performance research of an engine oil-cooling system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [6] 李立国, 张靖周. 航空用引射混合器[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 11-85.
Li Ligu, Zhang Jingzhou. Aeronautic ejector/mixer[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 11-85. (in Chinese)
- [7] 王春风, 王锁芳. 混合管结构对多喷管引射器性能的影响[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2012, 26(10): 19-24.
Wang Chunfeng, Wang Suofang. Investigation on the influence of the mixing tube structure on performance of multi-nozzle ejector[J]. Journal of Chongqing University of Technology(Natural Science), 2012, 26(10): 19-24. (in Chinese)
- [8] 王锁芳, 李立国. 多喷管引射器的性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1996, 28(3): 351-356.
Wang Suofang, Li Ligu. Performance analysis of a multi-nozzle ejector[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 28(3): 351-356. (in Chinese)
- [9] 龙新平, 鄢恒飞, 张松艳, 等. 喉管长度对环形射流泵性能影响的数值模拟[J]. 排灌机械工程学报, 2010, 28(3): 198-206.
Long Xinping, Yan Hengfei, Zhang Songyan, et al. Numerical simulation for influence of throat length on annular jet pump performance[J]. Journal of Drainage and Irrigation Machinery Engineering, 2010, 28(3): 198-206. (in Chinese)
- [10] Kong F S, Kim H D, Jin Y Z, et al. Computational analysis of mixing guide vane effects on performance of the supersonic ejector-diffuser system[J]. Open Journal of Fluid Dynamics, 2012(2): 45-55.
- [11] 寿荣中, 何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 2 版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 232-242.
Shou Rongzhong, He Huishan. Aircraft environmental control[M]. 2nd ed. Beijing: Beihang University Press, 2006: 232-242. (in Chinese)
- [12] 李凤蔚. 空气与气体动力学引论[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007: 154-248.
Li Fengwei. Introduction of aerodynamic [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2007: 154-248. (in Chinese)
- [13] Finnemore E J, Franzini J B. 流体力学及其工程应用[M]. 10 版. 北京: 机械工业出版社, 2013: 438-467.
Finnemore E J, Franzini J B. Fluid mechanics with engineering applications[M]. 10th ed. Beijing: China Machine Press, 2013: 438-467. (in Chinese)

作者简介:

詹大可(1989—),男,学士,工程师。主要研究方向:飞行器环控系统。

滕叶(1988—),女,学士,工程师。主要研究方向:飞行器燃油系统。

陈明生(1969—),男,学士,研究员。主要研究方向:飞行器环控系统。

田傲(1981—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞行器动力装置。

王乐(1986—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞行器燃油系统。

(编辑:丛艳娟)