

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.01.016

基于 AMESim 的直升机液压系统热特性分析

王旭东,林承伟,崔彭博

(中国航空工业集团公司 金城南京机电液压工程研究中心,江苏 南京 211106)

摘要:针对直升机飞行环境温度包线复杂、液压系统分布紧凑、系统散热效率较低、系统温升变化严峻、不利于试验验证的问题,建立直升机液压系统的发热及散热理论模型并进行理论计算,结合实际飞行任务设定两种仿真工况,运用 AMESim 仿真软件搭建系统热分析模型,对系统热特性及温度变化进行仿真研究。结果表明:分析方法、建立模型及结果正确可靠。

关键词:直升机液压系统;温升特性;建模与仿真

中图分类号:V233.91 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2025)01-0072-04

Analysis of Thermal Characteristics Based on AMESim for Helicopter Hydraulic System

WANG Xudong, LIN Chengwei, CUI Pengbo

(Nanjing Jincheng Mechanical and Hydraulic Engineering Research Center, AVIC, Nanjing 211106, China)

Abstract:In view of the complex temperature envelope of helicopter in flight, compact distribution of hydraulic system, low heat dissipation efficiency of the system, severe changes of system temperature rise and inconvenience for test verification, this paper establishes the heat and heat dissipation theoretical model of helicopter hydraulic system and conducts the theoretical calculation. By setting two simulation conditions in actual flight mission, the system thermal analysis model is built by the AMESim simulation software, and the simulation on the thermal characteristic and temperature changes of the system are carried out. The results show that the proposed analysis method, modeling and the outcomes are correct and reliable.

Keywords:helicopter hydraulic system; thermal characteristics; modeling and simulation

0 引言

直升机液压系统是热/流耦合的高压多相系统,研究其热特性需联立求解传热学与流体力学方程,但由于液压系统内部存在大量管路接头、阀门等控制元件和泵、液压作动筒等能量转换元件,因此影响油液流动和换热过程的因素众多,且各元件数学表述复杂,实现液压系统的热设计与优化具有相当大的难度^[1-2]。

目前国内外各科研机构采用的液压系统热设计分析方法主要有:计算流体力学 CFD 分析方法、有限元 FEM 热分析方法、统计分析方法、集总参数-有限差分分析方法等^[3-4]。

1 直升机液压系统介绍

本文研究的直升机液压系统,其原理简化如图 1 所示。该液压能源系统具有向伺服作动用户提供一定压力和流量液压能的作用。当直升机发

动机启动,发动机的输出轴功率通过主减驱动传递到液压柱塞泵源模块,柱塞泵通过弹簧增压油箱吸油,通过液压泵实现对系统进行能源供给。再由传输转换模块将液压源分别输送给 3 个伺服作动用户。系统回油和液压泵壳体回油由散热模块对油液进行散热后返回油箱^[5]。

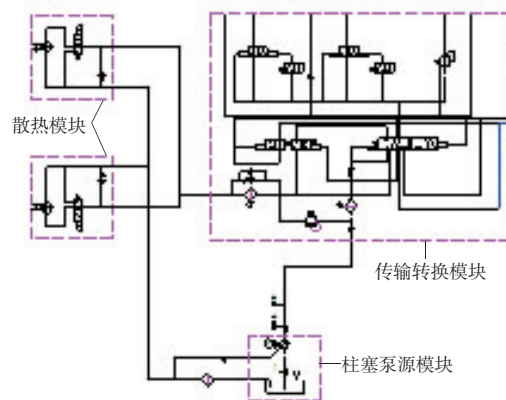


图 1 直升机液压能源系统原理简图

第一作者简介:王旭东(1990—),男,甘肃静宁人,工程师,硕士,研究方向为飞机液压系统及附件技术,444280507@qq.com。

2 直升机液压系统热特性分析

直升机液压系统工作过程中,影响热特性的因素众多。针对系统组成部件的工作原理及特

性,本文针对热功率的产生、热量的传递、热量的耗散以及系统所处的外界环境采用模块化的方式梳理了直升机液压能源系统的热特性分析图^[6],如图2所示。

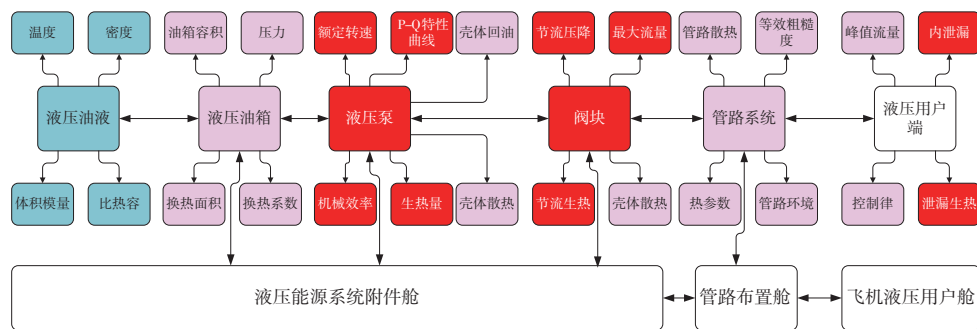


图2 直升机液压能源系统的热特性模块化分析图

3 直升机液压系统热特性分析边界定义

为了对直升机液压系统的热特性进行研究,通过分析国内外直升机相关资料,结合飞行特性,依据温度高度包线方程绘制如图3所示的飞行温度高度包线。

冷天温度高度包线方程为

$$\begin{cases} y = 10.67 \sim 13.17 & (x = -78) \\ y = -0.63x - 38.28 & (-78 < x < -63.4) \\ y = -0.09x - 4.26 & (-63.4 < x < -40) \end{cases} \quad (1)$$

热天温度高度包线方程为

$$\begin{cases} y = -0.15x + 7.62 & (36.2 < x < 16.8) \\ y = 5.06 & (16.8 < x < 21.8) \\ y = -0.15x + 8.38 & (21.8 < x < 55) \end{cases} \quad (2)$$

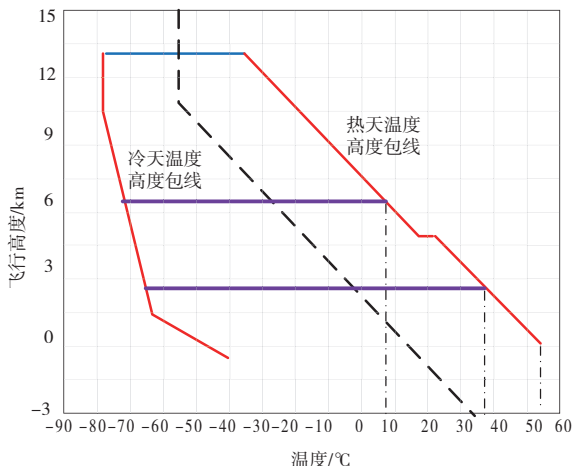


图3 直升机飞行温度高度包线

图3中,横轴为飞机飞行外部环境温度,纵轴为飞机飞行高度。温度高度包线描述的是飞机外

部环境温度随飞行高度改变的关系。热天温度高度包线与冷天温度高度包线如图中红色线条所示(本刊黑白印刷,相关疑问咨询作者),是两种极端条件下的温度包线^[7]。

基于直升机飞行温度高度包线以及直升机飞行工况,文中针对两种正常飞行工况进行热特性研究,分别为高温环境下的低空悬停工况和低温环境下的启动飞行工况。通过工程实践经验分析,直升机在高温环境下的低空悬停工况工作,最高温度能够达到系统正常工作温度上限。这一温度对直升机的设计至关重要,影响到系统工作油液的选择、散热设计、密封设计等,甚至影响直升机液压系统架构设计;低温环境下的启动飞行工况主要关注当直升机液压系统在低温时冷透,通过液压系统的地面循环加热使温度达到系统全性能最低温度再执行飞行任务。工况定义如图4、图5所示。

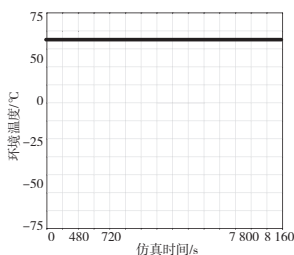


图4 高温环境下的低空悬停工况

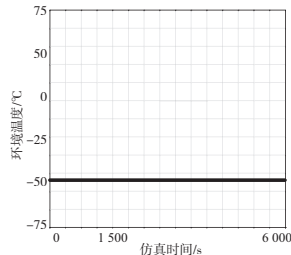


图5 正常工况下的冷天工况

结合仿真分析目标,针对上述两种工况并考虑直升机舱室内机械电子等对温度产生影响,在热天低空盘旋工况下舱室环境温度按照地面最高温度进行研究分析;冷天启动飞行工况下按照地面最低温度进行仿真研究分析;其他工况分析,可以参照对应

飞行高度下的环境温度进行舱室环境温度设置^[8]。

4 直升机液压系统热特性建模

根据图 1 所示的直升机液压系统工作原理图,在 AMESim 仿真软件中搭建该仿真模型,如

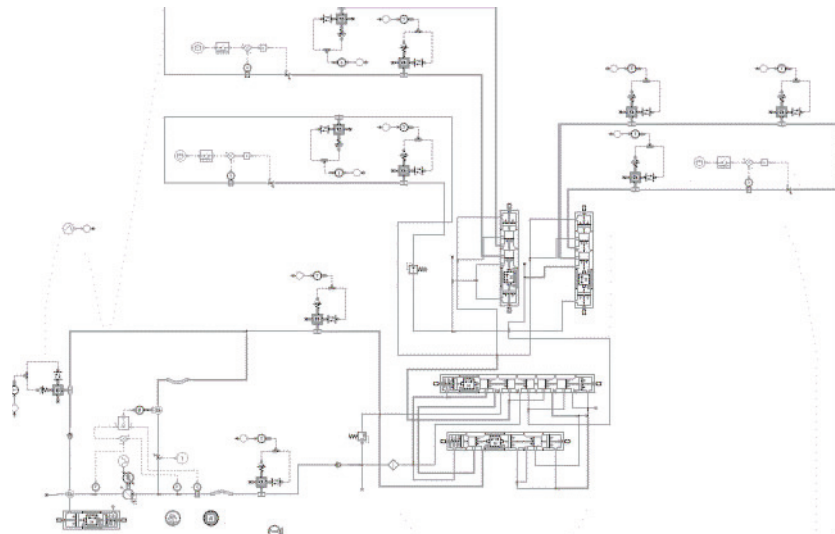


图 6 直升机液压系统 AMESim 仿真模型

5 仿真结果分析

5.1 参数设置

部件参数按照实际数据进行设置。系统液压油使用 MIL-83282 航空液压油;主泵采用恒压变量泵,工作转速设置为 4 200 r/min,工作特性参数 19.98 MPa (24 L/min),液压泵的总效率设定为 0.85、其中壳体回油流量设定为 1.5 L/min;弹簧增压油箱的容积为 1 L/min;系统安全阀工作压力 23.2 MPa;系统油滤采用 5 μm 级;用户模拟节流口直径最大为 4 mm。采用 DATA 文件设定所需泄漏流量,泄漏流量根据不同的飞行阶段和工况各不相同,设定为 1.3 L/min;近地面悬停工况系统采用风冷散热器,散热功率为 2.95 kW。

仿真时长分别按照工况设定,高温环境下的低空悬停工况仿真时长为 8 160 s,仿真步长为 0.1 s;冷天低温启动仿真时长为 6 000 s,仿真步长为 0.1 s。结合参数设置分别对两种工况进行仿真分析。

5.2 高温环境下的低空悬停工况仿真结果

高温环境下的低空悬停时,系统初始温度为 55 $^{\circ}\text{C}$,通过 8 160 s 时的仿真,液压泵的温升能够处在平衡状态下,壳体回油温度达到最大值,为 110.6 $^{\circ}\text{C}$,液压泵出口温度达到 92.6 $^{\circ}\text{C}$ 。在用户温

图 6 所示。其中恒压变量柱塞泵、系统传输模块、弹簧增压油箱等采用 Thermal HCD 库、液压库、机械库以及电子信号库模型搭建;负载模拟模型通过节流阀模拟;管路模型考虑与环境换热;其他附件直接从热液压库中选用。

升曲线中,主旋翼和增稳用户因为管路较短散热能力相对尾推用户较差,结果符合预期,如图 7 所示。上述温度变化仿真结果能够满足直升机的使用要求。结合仿真结果梳理了各个用户以及管路的对流换热系数如图 8 所示。

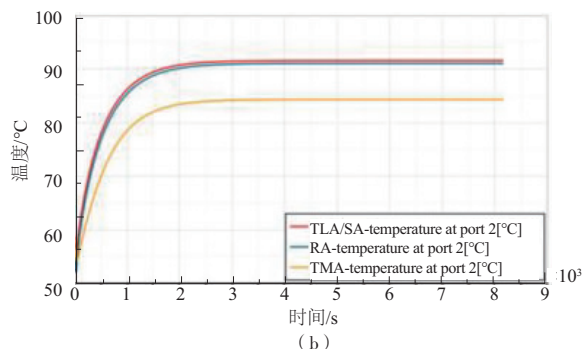
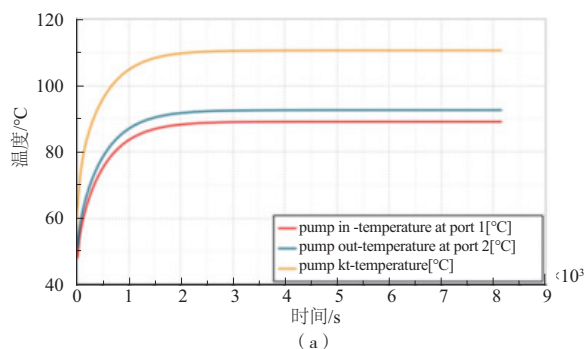


图 7 高温环境低空悬停工况液压泵及用户温升变化

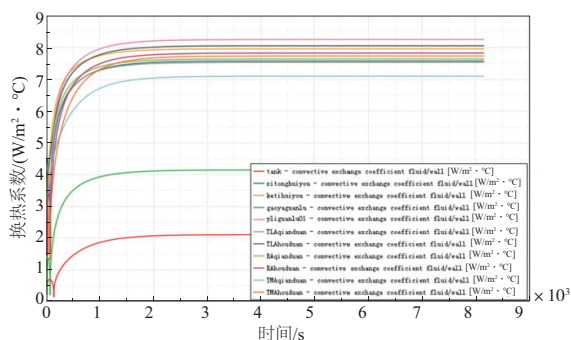


图8 高温环境低空悬停工况系统对流换热系数

结合工程实践经验,对比散热环境下的对流换热系数,符合该工况下的对流换热状态。仿真结果反映了系统油箱内部油液的变化情况。当系统作动工作时,温度变化斜率较大,温度上升较快,最终温度达到 89.1 °C,温升平衡。

5.3 低温环境下的启动飞行工况仿真结果

按照低温环境下的启动飞行工况任务设置,完成直升机液压能源系统及系统热分析模型各参数设置。

系统仿真结果显示油箱油液温度在 450 s 时达到系统油液全性能最低温度-13.3 °C,尾推用户在 883 s 时达到全性能温度,在 3 000 s 时温度达到平衡,如图 9 所示。

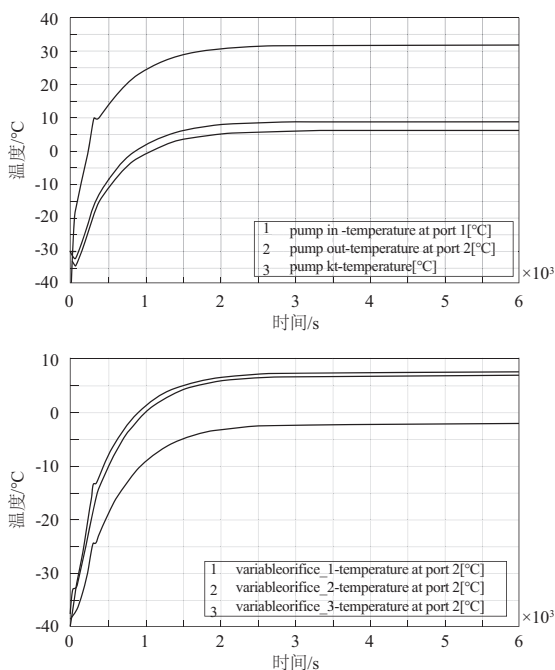


图9 低温环境下的启动飞行工况液压泵及用户温升变化

初步对比散热环境下的对流换热系数与工程实践,符合该工况下的对流换热系数如图 10 所示。

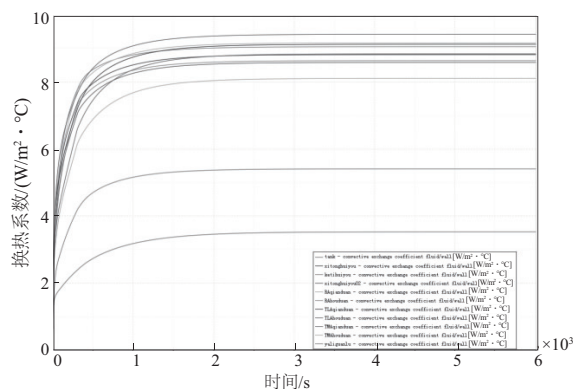


图10 低温环境下的启动飞行工况系统对流换热系数

6 结语

本文对直升机液压系统热特性分析方法进行了系统的阐述,从系统原理分析到系统热特性模块化分析,结合直升机温度高度包线制定了高温环境低空悬停和低温环境下的启动飞行两种工况。通过 AMESim 搭建系统仿真模型,完成仿真结果分析。直升机液压系统热特性仿真分析方法的研究能够应用在系统设计研发的全生命周期,在系统的初步设计阶段能够利用有限的条件得到既经济又准确的分析结果;在系统集成阶段,能够有效地权衡集成方案;在系统验证阶段,结合系统实际情况,搭建更为精确的仿真模型,能够减少验证成本。同时,该方法对相似的机型或相关系统的热特性仿真研究能够提供参考。

参考文献:

- [1] 王宽,黄喜平,王鸿鑫.基于 AMESim 的大型飞机液压能源系统热特性仿真分析方法[J].流体传动与控制,2016(3):23-27.
- [2] 曹克强,李永林,胡良谋,等.液压系统热特性建模方法与仿真技术的研究现状与展望[J].机床与液压,2014,42(15):174-179,193.
- [3] 习仁国,刘卫国,陈焕明,等.飞机液压系统热分析方法的研究[J].机床与液压,2011,39(23):41-44.
- [4] 王秀霞,苏珉,崔红霞,等.飞机液压系统的温度控制方法[J].流体传动与控制,2009(1):40-42.
- [5] 张学雷,王晓欣,谭伦.直升机液压系统温度特性建模与仿真研究[J].机床与液压,2018,46(22):37-40.
- [6] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].4版.北京:高等教育出版社,2006:230-298.
- [7] 飞机设计手册总编委会.飞机设计手册[M].北京:航空工业出版社,2001.
- [8] 王海清.某型机吊声液压系统温升试验现象分析[J].直升机技术,1998(4):22-26.

收稿日期:2023-06-01