

现代飞机液压系统 热特性建模仿真与热设计

XIANDAI FEIJI YEYA XITONG
RETEXING JIANMO FANGZHEN YU RESHEJI

曹克强 李永林 任博 胡良谋 编著



 国防工业出版社
National Defense Industry Press

现代飞机液压系统 热特性建模仿真与热设计

曹克强 李永林 任博 胡良谋 编著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书对现代飞机液压系统热特性建模仿真与热设计做了系统的论述,主要包括:飞机液压系统热特性建模的传热学基础;飞机平台诱发环境温度建模;液压系统材料物理特性建模;液压系统热特性建模的控制体方法;飞机液压系统热特性数学模型建立和面向对象的仿真实现。在此基础上讨论了以热特性建模与仿真为核心的飞机液压系统热设计的方法。本书的主要内容是作者近年来科研成果和工程实践经验的总结,全书内容较为新颖,且结合工程实际。

本书可作为航空类院校、研究所、企业相关专业的教学与科研用书,也可作为从事飞机设计与研制工作相关科技人员的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

现代飞机液压系统热特性建模仿真与热设计 / 曹克强等编著. —北京:国防工业出版社,2013.9
ISBN 978-7-118-08897-7

I. ①现… II. ①曹… III. ①飞行—液压系统—换热特性—仿真②飞机—液压系统—换热特性—设计
IV. ①V245.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 217298 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710×960 1/16 印张 16 $\frac{3}{4}$ 字数 295 千字

2013 年 9 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2500 册 定价 42.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

前 言

飞机液压系统是现代飞机的重要系统之一,承担着飞机舵面操纵、起落架收放及其他动作的执行任务,对于保证飞机安全飞行、实现飞机设计性能等发挥着重要作用。

将以控制液压系统工作温度在合理范围内,避免因工作温度原因而出现液压系统工作性能下降、故障等的设计过程称为飞机液压系统的热设计。液压系统的热设计是飞机液压系统设计的重要内容之一,贯穿于液压系统设计的各个阶段,包括论证阶段、方案阶段、工程研制阶段、设计定型阶段和生产定型阶段。

早期飞机液压系统由于工作压力较低、结构较为简单,液压系统工作过程中因温度因素产生的问题并不突出。随着飞机液压系统的压力不断升高,需求功率不断增大,使用环境要求更加苛刻,系统因高温、低温、温度冲击而产生的问题逐渐增多,液压系统的热设计问题也逐渐得到重视。现代飞机设计过程中,热设计已经成为液压系统设计过程中一项重要的设计内容。

随着计算机技术的发展,仿真技术也取得了较快发展,并在各个工程与非工程领域得到了非常广泛的应用,以仿真技术为基础和核心的现代设计过程已经取代了以经验为主的设计过程。液压系统的热设计过程也逐渐由原来的经验设计过渡到以建模与仿真为核心的现代设计过程。开展液压系统热设计工作的基础是进行液压元件和液压系统热特性的建模与仿真,以此为基础全面考察液压系统在不同任务剖面、不同环境、不同工作状态下的热特性,并采取有效的控制和优化措施,完成液压系统的热设计工作。

本书的主要目的是全面、系统地介绍现代飞机液压系统热特性建模与仿真的方法,以及基于热特性仿真的飞机液压系统的热设计方法。

本书的结构及主要章节内容如下:

第1章:概论。论述飞机液压系统热特性的研究内容,液压系统热特性建模与仿真的国内外研究现状,简要介绍液压系统热特性建模的功率损失法和结点法。

第2章:现代飞机液压系统。介绍现代飞机液压系统的功用、特点及主要组成,包括飞机液压系统的泵源系统、控制装置、执行装置、辅助装置和典型飞机液压回路与系统。

第3章:液压系统的传热学理论和计算方法。论述液压系统热特性计算过程中涉及的基本传热学理论和计算方法,包括热传导、对流换热、辐射换热以及换热器的热计算。

第4章:飞机平台诱发环境温度的建模与仿真。论述飞机平台诱发环境温度的建模和仿真方法。包括:平台诱发环境温度的建模方法;相似传热结构热特性通用模型;平台温度相似区域划分;飞机蒙皮温度的计算;平台的自然环境条件,并给出仿真实例。

第5章:液压系统材料物理特性的数学模型。论述液压系统热特性建模过程中涉及材料物理特性的数学模型。包括:液压油的状态分析;空气溶解和析出的计算;空气完全溶解时油液的数学模型;空气部分析出时油液的数学模型;固体材料物理特性模型。

第6章:液压系统热特性建模的控制体方法。论述液压系统热特性建模控制体方法的理论基础和主要内容。包括:热力学系统及其分类;状态参数与参数关联;热力学分析的控制体方法;热力学的基本概念以及热力学第一方程和第二焓方程;液压元件的控制体方程;温度和压力方程的简化计算;节流型元件的温度和压力计算。

第7章:飞机液压元件的热特性模型。论述采用控制体方法建立液压元件热特性模型的过程,并以恒压柱塞泵、伺服阀、作动筒、助力器、管路的热特性模型建立为例进行说明。

第8章:飞机液压系统热特性模型的仿真实现。论述了面向对象的飞机液压系统热特性模型的仿真实现过程。包括:液压系统热特性仿真的框架;任务剖面定义和元件动作剖面定义;液压系统的类层次和类库设计;元件类的通用结构与接口定义;仿真过程中非线性问题处理;仿真语言 Modelica 及运行平台 Dymola;采用 Modelica 建立飞机液压系统热特性仿真模块库。

第9章:飞机液压系统的热设计。论述以液压系统热特性仿真为核心的飞机液压系统热设计的内容与方法。包括:液压系统热设计的方法;热设计过程中涉及的相关标准和规范;液压系统温度型别的选取;液压系统热特性分析;不同泵源形式的热特性分析;液压系统的散热设计;低温环境下液压系统的热设计;液压系统试验中的温度测量。

本书由曹克强教授、李永林博士后、任博博士和胡良谋博士后编写。

本书在编写过程中参考或引用了参考文献中所列论著的有关内容,在此谨向这些论著的作者表示感谢。

由于作者学识水平有限,书中难免有错误或不足之处,真诚欢迎各位专家和读者批评指正。

作 者

2013年1月于空军工程大学航空航天工程学院

目 录

第 1 章 概论	1
1.1 飞机液压系统热特性研究概述	1
1.2 飞机液压系统热特性的研究内容	3
1.3 液压系统热特性建模仿真的研究现状	5
1.3.1 国外研究现状	5
1.3.2 国内研究现状	7
1.4 液压系统热特性建模的功率损失法	10
1.4.1 液压元件的热力学方程	11
1.4.2 液压系统油温估算方法	13
1.5 液压系统热特性建模的结点法	14
参考文献	18
第 2 章 现代飞机液压系统	21
2.1 飞机液压系统的功用	21
2.2 现代飞机液压系统的主要技术特点	22
2.2.1 余度技术	22
2.2.2 较高的温度压力型别	23
2.2.3 较高的功率及功率密度	24
2.3 飞机液压泵源系统	24
2.3.1 航空高压液压泵	25
2.3.2 飞机液压泵的驱动方式	27
2.3.3 飞机液压系统泵源的控制方式	28
2.4 飞机液压系统的主要控制装置	30
2.4.1 方向控制阀	30
2.4.2 压力控制阀	32
2.4.3 流量控制阀	32
2.5 飞机液压系统的主要执行装置	34
2.5.1 液压作动筒	34

2.5.2	液压马达	35
2.6	飞机液压系统的辅助装置	35
2.6.1	液压油箱	35
2.6.2	液压蓄压器	36
2.6.3	液压油滤	37
2.7	典型飞机液压回路与系统	39
2.7.1	飞机液压舵机	39
2.7.2	飞机液压能源系统	41
2.7.3	飞机全机液压系统	43
	参考文献	44
第3章	液压系统的传热学理论和计算方法	45
3.1	热传导	45
3.1.1	热传导的基本概念	45
3.1.2	材料的导热系数	46
3.1.3	温度场和温度梯度	49
3.2	热传导的计算	50
3.2.1	导热微分方程	50
3.2.2	常见的稳态导热问题计算	53
3.2.3	常见的非稳态导热问题计算	57
3.3	对流换热	60
3.4	对流换热的实验关联式	61
3.4.1	对流换热实验关联式中的相似准则数	62
3.4.2	强迫对流换热的实验关联式	64
3.4.3	自然对流换热的实验关联式	69
3.5	辐射换热	71
3.5.1	黑体和灰体	71
3.5.2	斯忒藩—玻尔兹曼定律	72
3.5.3	基尔霍夫定律	73
3.6	辐射换热的计算	74
3.7	换热器的热计算	76
3.7.1	换热器计算的效能—传热单元数法	76
3.7.2	典型换热器的传热单元数方程	77
	参考文献	78

第4章 飞机平台诱发环境温度的建模与仿真	79
4.1 飞机平台诱发环境温度概述	79
4.1.1 飞机平台的诱发环境	79
4.1.2 飞机平台诱发环境温度的获得方法	80
4.2 飞机平台诱发环境温度的建模	81
4.2.1 影响飞机平台诱发环境温度的因素分析	81
4.2.2 飞机平台诱发环境温度建模方法	83
4.2.3 飞机平台相似传热结构分类	84
4.3 相似传热结构热特性通用模型	86
4.3.1 翼形舱结构热特性数学模型	86
4.3.2 环形舱结构热特性数学模型	89
4.3.3 大舱室结构热特性数学模型	92
4.3.4 开启舱结构热特性数学模型	93
4.3.5 热防护结构热特性数学模型	95
4.4 飞机平台温度相似区域划分	96
4.5 飞机蒙皮温度计算	98
4.5.1 蒙皮与环境间的辐射换热计算	98
4.5.2 蒙皮温度计算	100
4.6 飞机平台的自然温度环境条件	101
4.6.1 国际标准大气条件	101
4.6.2 极端自然温度条件	103
4.6.3 太阳辐射条件	106
4.7 飞机平台诱发环境温度的仿真实例	107
4.7.1 飞机平台诱发环境温度仿真模型建立	108
4.7.2 仿真分析及结论	109
参考文献	113
第5章 液压系统材料物理特性的数学模型	115
5.1 液压油状态分析	115
5.2 液压油中空气溶解和析出的计算	117
5.3 空气完全溶解时油液的数学模型	119
5.3.1 油液密度的数学模型	120
5.3.2 油液黏度的数学模型	121
5.3.3 油液体积弹性模量的数学模型	124
5.3.4 油液比热容的数学模型	127

5.3.5	油液导热系数的数学模型	127
5.3.6	油液热膨胀系数的数学模型	128
5.4	液压油物理特性变化的多项式模型	128
5.5	空气部分析出时油液的数学模型	130
5.5.1	油液密度的数学模型	130
5.5.2	油液黏度的数学模型	130
5.5.3	油液体积弹性模量的数学模型	131
5.6	固体材料物理特性的数学模型	132
	参考文献	133
第6章	液压系统热特性建模的控制体方法	135
6.1	液压系统热特性建模的理论基础	135
6.2	热力学系统及其分类	136
6.3	热力学系统状态参数及参数关联	137
6.4	准平衡过程假设	139
6.5	工程热力学分析的控制体方法	140
6.6	工程热力学的基本概念	141
6.6.1	能量	141
6.6.2	内能	142
6.6.3	功	142
6.6.4	热量	143
6.6.5	焓	144
6.6.6	熵	144
6.7	热力学第一定律	144
6.7.1	封闭系统的热力学第一定律	145
6.7.2	开放系统的热力学第一定律	146
6.8	热力学第二焓方程	147
6.9	液压元件的控制体方程	149
6.9.1	液压元件控制体的热力学分析	149
6.9.2	液压元件控制体的压力计算方程	151
6.10	温度和压力方程的简化	152
6.11	节流型元件的温度和压力计算	155
	参考文献	156
第7章	飞机液压元件的热特性模型	157
7.1	液压元件的分类	157

7.2 节流过程的数学模型	159
7.2.1 阻抗、雷诺数和节流系数	159
7.2.2 层流时节流过程的流量方程	160
7.2.3 紊流时节流过程的流量方程	161
7.3 恒压柱塞泵的热特性模型	162
7.3.1 柱塞泵效率分析及压力流量计算	162
7.3.2 柱塞泵热特性分析及温度计算	164
7.3.3 模型仿真验证	165
7.4 液压伺服阀的热特性模型	168
7.4.1 滑阀的压力流量计算	169
7.4.2 滑阀传热分析及温度计算	170
7.4.3 模型仿真验证	171
7.5 液压作动筒的热特性模型	172
7.5.1 作动筒压力流量计算	172
7.5.2 作动筒传热分析及温度计算	174
7.5.3 模型仿真验证	175
7.6 液压助力器的热特性模型	176
7.6.1 助力器压力流量计算	176
7.6.2 助力器传热分析及温度计算	177
7.6.3 模型仿真验证	178
7.7 液压管路的热特性模型	178
7.7.1 液压管路的压力流量计算	179
7.7.2 液压管路的传热分析及温度计算	180
参考文献	181
第8章 飞机液压系统热特性模型的仿真实现	182
8.1 面向对象仿真的原理与方法	182
8.2 飞机液压系统热特性仿真框架	184
8.3 飞机任务剖面 and 元件动作剖面定义	186
8.3.1 飞机任务剖面定义	186
8.3.2 元件动作剖面定义	186
8.4 飞机液压系统的类层次与类库设计	187
8.5 液压元件类的通用结构与接口定义	190
8.6 仿真过程中非线性问题的处理	193
8.7 面向对象仿真语言 Modelica	197

8.7.1	Modelica 语言的发展	197
8.7.2	Modelica 的特点	198
8.7.3	Modelica 中类(class)的定义	201
8.7.4	连接(connect)和连接器(connector)	203
8.7.5	模型的平衡	204
8.7.6	局部模型(Partial models)与继承(Inheritance)	205
8.8	Modelica 语言运行平台 Dymola	205
8.8.1	Dymola 平台简介	206
8.8.2	Dymola 中创建 Modelica 模型	207
8.9	Dymola 中飞机液压系统热特性仿真模块库建立	212
8.9.1	油液连接点	213
8.9.2	两个接口的阻尼元件	214
8.9.3	节流元件	215
8.9.4	伺服阀	217
8.10	飞机液压系统热特性仿真模块库	220
	参考文献	223
第9章	飞机液压系统的热设计	226
9.1	飞机液压系统热设计方法	226
9.2	飞机液压系统热设计涉及的相关标准规范	230
9.3	温度型别的选取	231
9.4	液压系统的热特性分析	232
9.4.1	飞机液压系统热特性仿真模型建立	232
9.4.2	仿真计算与结果分析	235
9.5	不同泵源形式的热特性分析	237
9.5.1	泵源系统的数学模型	237
9.5.2	不同泵源形式的液压系统热特性仿真	240
9.6	飞机液压系统的散热设计	243
9.6.1	飞机液压系统散热设计方法	243
9.6.2	案例研究	244
9.7	低温环境下飞机液压系统的热设计	248
9.8	液压系统试验中的温度测量	249
9.8.1	液压系统的温度测量方法	249
9.8.2	液压系统试验中的温度测量	253
	参考文献	255

第 1 章 概 论

本章讨论飞机液压系统热特性研究的内容以及液压系统热特性建模与仿真的国内外研究现状,并简要介绍液压系统热特性建模早期使用的功率损失法和结点法。

1.1 飞机液压系统热特性研究概述

人类使用液压原理克服自身生理局限的历史已经超过两千年。1648年,法国人帕斯卡(B. Pascal)提出了静止液体中压力传递的基本定律,直到1900年,Waterbury的Vickers公司才制造出了具有现代意义的液压系统^[1]。20世纪中叶以后,液压技术在各工业领域得到了广泛的应用。随着液压技术与电气电子技术和自动控制原理等学科的密切结合,液压技术已经进入了一个全新的发展阶段。

第二次世界大战以来,液压技术在飞机上得到了广泛的应用。航空工业的发展无疑是液压技术发展的强大动力。液压系统已成为现代飞机的重要系统之一,承担着飞机舵面操纵、起落架收放、舱门开闭等操纵与动作执行任务。由于液压系统具有较高的功率密度和较好的线性运动输出特性,也是目前飞机上不可替代的操纵与动作执行系统。随着航空工业的进步,现代军用飞机飞行速度不断增大,机动性能不断提高,使用环境要求更加苛刻,功能更趋智能化,从而对飞机液压系统也提出了更高的要求,主要表现为液压系统的压力温度型别不断提高、系统功率不断增大、功能更加完善、更趋智能化及工作更加可靠等。

高压化和大功率是未来飞机液压系统发展的必然趋势^[2]。高压化可以显著地减少液压系统的重量和体积,从而为飞机的超声速巡航、超机动、有效载荷提升等提供了解决方案。而飞机整体性能的提高和较高的舵面运动速度要求,也要求飞机液压系统的功率不断提高。

飞机液压系统的高压化和大功率必然带来系统无效功率的增加,从而导致系统温度的急剧升高。飞机液压系统压力从21MPa提高到56MPa时,液压系统的温度会从110℃升高到180℃^[2]。同时,飞机的高速化使飞机表面气流滞

止温度随飞行速度成指数关系增加,在发动机辐射热的共同作用下,液压系统外部环境温度进一步升高,从而使飞机液压系统的温度进一步增加。过高的油液温度会给液压系统的正常工作带来很大的威胁,严重影响液压油的使用寿命。研究表明,每当温度升高 15°C ,油液的稳定使用寿命降低90%。油液温度过高的危害还表现在:液压油氧化分解,变质;液压油黏度下降;系统效率下降;密封件老化^[3];伺服阀卡死^[4];密封件润滑不良^[4];绝缘失效^[4];金属腐蚀增加;运动副磨损加剧;工作寿命缩短等。

另外,现代飞机的使用环境要求更加苛刻,要求飞机液压系统具有更大的工作温度范围,这就要求飞机液压系统不仅能够较高环境温度下正常工作,而且在较低的环境温度下也可以正常工作。而低温对飞机液压系统的正常工作也会产生较大影响,主要表现为系统启动困难、系统效率下降、密封件硬化等^[3]。

过高或过低的系统温度都会对飞机液压系统的正常工作产生较大影响。这就要求在液压系统设计过程中认真地考虑系统热特性的问题,开展液压系统的热设计工作。早期液压系统的热设计是一种依靠经验的事后设计,即液压系统设计过程中不考虑热特性问题或依据相关机型的经验增加散热器等工程措施,在设计完成后通过试验来考察系统的热特性,如果热特性不能满足要求,影响到系统的正常工作,再对系统设计进行修改。但随着液压系统结构日趋复杂、设计费用的快速增加,设计要求的不断提高,这种以经验为主的事后设计已经不能满足需要。面对现代飞机复杂的设计过程,要求从设计之初就对飞机液压系统的热特性进行研究,通过一定的设计手段,发现液压系统设计过程中存在的薄弱环节,采取有效方法将系统工作温度控制在合理的范围之内,从根本上消除因温度因素对系统正常工作带来的影响。开展严格和全面的环境试验,保证飞机液压系统的热特性满足飞机的设计要求,并保持与液压系统其他方面设计的协调性,达到最优化的设计。

飞机液压系统热特性的建模与仿真是进行系统热设计的基础和有力工具。通过建模和仿真可以从飞机方案阶段对液压系统的热特性进行初步分析,在后续的工程研制过程中不断地完善液压系统仿真模型。通过对系统不同任务剖面、不同环境条件下热特性全面的仿真来发现系统设计过程中存在的薄弱环节。针对这些薄弱环节采取相应的工程措施,如使用散热器等加以解决。而在采取相应工程措施过程中,设计参数的确定、工程措施效果的检验都离不开液压系统的热特性建模与仿真。在后续的试验阶段,热特性的建模与仿真还可以作为试验过程的参考和指导。

热特性是飞机液压系统重要的质量属性之一,而热设计是保证液压系统热特性满足设计要求的手段和方法。飞机液压系统的热设计已经从开始的依靠经

验的事后设计阶段发展到了以仿真为基础的全过程设计阶段。在未来的发展过程中,采用装备环境工程的观念和方法来系统地开展液压系统的热设计工作,将液压系统热特性的研究提高到系统温度环境适应性工程这样的高度,必将使液压系统热特性的研究和热设计工作进入一个全新的发展阶段。

1.2 飞机液压系统热特性的研究内容

飞机液压系统的热特性不仅涉及系统本身的结构参数与状态参数,还与飞机其他系统工作、外部环境条件、飞行任务剖面等因素有关。影响飞机液压系统热特性的主要因素如图 1.1 所示。对飞机液压系统热特性进行研究,应尽量将影响系统热特性的主要因素考虑在内。

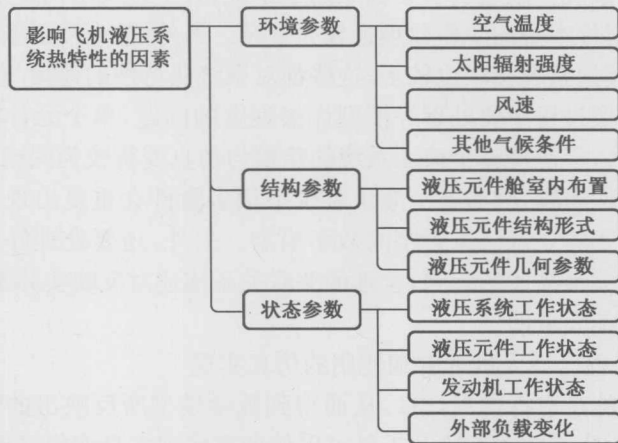


图 1.1 影响飞机液压系统热特性的主要因素

现代飞机液压系统结构复杂,一般包括 2 套~3 套独立的液压系统。同时,包含的附件数量较多,系统驱动负载形式多样,工作状态复杂,同其他系统之间的交联也较多。在描述液压系统热特性时要充分考虑到系统本身和系统之间交联的复杂性,采用的方法应对这种复杂性具有良好的适应性。

考虑以上因素,飞机液压系统热特性的研究应主要包括以下内容:

1. 飞机液压系统工作环境的建模

研究飞机液压系统的热特性离不开系统的环境条件。环境条件中的温度、空气密度、空气压力、太阳辐射强度等环境因素直接影响到液压系统的传热过程。而环境条件又可分为自然环境条件和诱发环境条件。自然环境条件是指自

然界中由非人为因素构成的那部分环境^[5]。任何人为活动、平台、其他设备或设备自身产生的局部环境称为诱发环境^[5]。飞机液压系统所处的是一种诱发环境,而这种诱发环境又受自然环境条件、飞机结构、飞行剖面等因素的影响。进行飞机液压系统环境条件的建模与仿真是进行系统热特性研究的基础。

2. 飞机液压系统材料物理特性的建模

液压系统热特性计算过程中涉及多种材料的物理特性,而这些材料的物理特性会直接影响元件和系统的压力、流量、传热等过程的计算。特别是液压油的物理特性会随油液温度和压力的变化而变化,而这种变化又会引起油液温度和压力的变化,形成一种耦合作用,对液压系统最终的热特性仿真产生较大影响。因此,材料物理特性模型是液压系统热特性计算的基础。

3. 飞机液压系统热特性数学模型的建立

飞机液压系统一般包含多套独立的子系统,各子系统结构复杂,包含的附件数量较多,各附件本身的工作原理也较为复杂。另外,整个液压系统驱动的负载形式多样,与其他系统交联也较多,这些都对系统热特性的建模与仿真带来一定的困难。在建模过程中要处理好模型详细程度的问题,单个元件数学模型过于复杂、参数过多,会使得整个液压系统的建模与仿真变得较为困难。同时还要处理好模型通用性问题,因为整个液压系统中很多附件会重复出现,如液压管路,这样就没有必要建立每一条管路的数学模型。另外,还要处理好液压系统与其他系统的关联关系描述的问题,合理的关联关系描述对反映实际物理过程、简化模型本身具有很大帮助。

4. 便于工程设计人员理解和使用的仿真实现

建模的目的是进行仿真计算,从而得到数学模型所反映出的物理规律。采用合理、先进的仿真实现手段和工具可以使仿真实现本身变得简单,而且有利于工程设计人员的理解和使用,并具有一定的开放性,便于进行改进和扩充。计算结果本身要适宜采用图表等形式呈现,要便于对模型进行修改,从而可以方便地对不同系统结构、不同飞行剖面下飞机液压系统热特性进行分析;要便于进行热设计工作的校核计算,从而方便对不同工程措施的效果进行对比与分析。

5. 先进的热设计理念和方法

进行飞机液压系统热特性建模与仿真只是进行系统热特性研究的基础和手段,而解决系统工作过程中的热特性问题还需要采用有效的热设计方法。这些方法主要包括采用效率较高的液压泵和泵源系统控制方式,液压附件采用独特的散热设计,系统中采用散热器和加热装置等。飞机液压系统的热设计是一个贯穿于飞机设计的连续的过程,包括压力温度型别选择、泵源形式选择、散热加热方式选择及系统全工况校核等内容,同液压系统的其他设计内容存在很大的

耦合关系,需要引入系统的设计理念和办法。

此外,现代飞机的使用环境要求越来越苛刻,对飞机的环境适应性也提出了更高的要求,而飞机液压系统的温度环境适应性也是飞机整机环境适应性的重要组成部分,将飞机液压系统热特性的研究提升到系统温度环境适应性研究的水平上来,也是具有现实意义和较为迫切的研究内容。

1.3 液压系统热特性建模仿真的研究现状

液压系统热特性建模仿真的发展是伴随着人们对热特性问题的逐渐关注而发展起来的,也是伴随着建模和仿真技术的发展而逐渐发展起来的。这里主要对液压系统热特性建模与仿真的国内外研究现状进行综述,讨论处理这一问题时国内外使用的主要方法和手段。

1.3.1 国外研究现状

美国俄克拉何马州立大学较早的系统性地研究了液压系统的热特性问题,该大学1964年发表了一份工程研究报告——液压系统热设计,由J. D. Parker和F. C. Mcquiston完成^[6]。该报告是与波音公司合作项目的研究成果,报告的主要内容包括:散热设计的预先考虑;液压系统的热动力分析;传热应用到液压系统的一般原则;典型液压系统的温度计算。报告中将液压元件分为4种典型元件,即液压泵、节流装置、混合装置、液压马达,分别建立其热特性模型,并对液压系统热传递过程进行了较为系统的研究,给出了很多经验公式和数据,最后给出了液压系统平衡油温计算和动态油温计算的方法。该报告中主要形成了功率损失法的液压系统热特性建模方法,该方法简单、实用、易于操作,被引入后对国内飞机液压系统的热设计产生了很大影响^[7]。

1970年,美国波音公司开发了计算液压系统及元件温度的仿真程序^[8],其热特性计算原理主要采用了功率损失法。

1977年,麦道公司也发布了液压系统仿真程序包^[9]。其中的热响应分析程序包(HYTTHA)是一个用来对液压系统进行动态温度计算的大型仿真程序包,可以详细地计算液压系统工作过程中油液及元件各部分的温度。此外,该程序包还可以计算系统的压力和流量分布。该程序主要形成了结点法的液压系统热特性建模方法。结点法建模精度较高,可以得到油液和壳体的温度分布,但建模过程中使用的参数不易获得,应用上存在一些困难,需要试验数据支持。该方法被国内引进、吸收,多家单位开展了该程序包的移植研究工作^[10],并被写入飞机设计手册^[11],成为与功率损失法并存的重要的液压系统热特性仿真方法。