



中国热管理网

WWW.REGUANLI.COM

中图分类号: V245.3

论文编号: 1028702 15-S045

学科分类号: 082502

硕士学位论文

飞机综合一体化热/能量管理系统 方案研究

研究生姓名 雷屹坤
学科、专业 航空宇航推进理论与工程
研究方向 传热与传质
指导教师 常海萍 教授

南京航空航天大学

研究生院 能源与动力学院

二〇一四年十二月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics
The Graduate School
College of Energy and Power Engineering

Research on Scheme of Integrated Thermal and Energy Management System of Aircraft

A Thesis in
Aerospace Propulsion Theory and Engineering

By

Lei Yikun

Advised by

Prof. Chang Haiping

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Master of Engineering

December, 2014

承诺书

本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在导师指导下，独立进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容外，本学位论文的研究成果不包含任何他人享有著作权的内容。对本论文所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。

本人授权南京航空航天大学可以有权保留送交论文的复印件，允许论文被查阅和借阅，可以将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或其他复制手段保存论文。

(保密的学位论文在解密后适用本承诺书)

作者签名：_____

日 期：_____

摘 要

随着现代军事技术的飞速发展,未来飞机对隐身性、机动性、可维护性、超音速巡航等方面都提出了更高的要求,然而,现有机载机电系统都是独立发展的,无法满足未来飞机的设计需求。而综合一体化热/能量管理系统集成了传统分散机载机电系统,是当今世界上机载机电系统综合化程度最高的子系统集成方案,极大地提升了飞机性能,因此,综合一体化热/能量管理系统代表了未来飞机机电系统综合化的发展方向。但是国内外对于综合一体化热/能量管理系统的研究基本涵盖于综合飞行器能量技术(INVENT)计划中,很少对综合一体化热/能量管理系统方案设计进行相关研究。针对此问题,本文进行了以下研究:

首先,本文研究了综合一体化热/能量管理系统需具有的功能,阐述了未来飞机对系统的性能要求,提出了综合一体化热/能量管理系统的工作模式。基于上述研究得到了综合一体化热/能量管理系统顶层设计理念。

其次,通过分析美国先进综合热管理系统的优劣,根据综合一体化热/能量管理系统顶层设计理念,提出了本文研究的综合一体化热/能量管理系统。具体阐述了综合一体化热/能量管理系统方案,依此研究了在五个工作模式下综合一体化热/能量管理系统的工作原理,并划分了系统边界。基于上述研究得到了综合一体化热/能量管理系统顶层设计方法。

再次,本文对综合一体化热/能量管理系统内的部件进行了数学建模,利用 Simulink 模块搭建了综合一体化热/能量管理系统的仿真平台。并提出了综合一体化热/能量管理系统的设计计算方法,在系统仿真平台上对系统进行了设计计算。通过设计性计算得到了各工作模式下的部件性能参数,分析了系统设计的合理性。在此计算结果的基础上对系统内部件进行选型,并选取系统在全飞行包线内的典型工况点进行校核,计算结果表明,在校核点上综合一体化热/能量管理系统能满足飞机的能量需求。

最后,本文借鉴传统分散机载机电系统中环境控制系统的评价方法,建立了综合一体化热/能量管理系统评价体系,分析了综合一体化热/能量管理系统的性能。并提出了一种综合一体化热/能量管理系统优化方法,对系统在各工作模式下的典型工况点进行了初步优化,使各优化点上进口流量与燃油量调配最为合理,系统燃油代偿损失最小。

本文研究内容可为综合一体化热/能量管理系统的工程化提供有益的参考。

关键词: 综合一体化热/能量管理系统, 设计理念, 设计方法, 仿真平台, 设计计算, 优化方法

Abstract

With the rapid development of modern military technology, the aircraft in the future put forward higher requirements on stealth, flexibility, maintainability, supersonic cruise etc. However, the existing airborne electromechanical systems are independent development, unable to meet the demand of future aircraft design. Integrated thermal and energy management system integrates traditional disperse airborne electromechanical systems, which is a subsystem integration scheme has the highest degree of integration airborne electromechanical system in the world, greatly enhances the performance of the aircraft. Therefore, the integrated thermal and energy management system is the development direction of integrated aircraft electromechanical system in the future. But the researches of integrated thermal and energy management system at home and abroad were basically covered in the Integrated Vehicle Energy Technology (INVENT) program, rarely on the designment of the integrated thermal and energy management system. In order to solve this problem, this paper mainly focuses on the following researches:

First of all, this paper studied the functions of integrated thermal and energy management system should have, elaborated the future aircraft requirements on the performance of the system, put forward the working modes of the system. So the top design concept of integrated thermal and energy management system was obtained based on the above researches.

Secondly, according to the top design concept of the system, the integrated thermal and energy management system this article studied was put forward by analyzing the USA advanced integrated thermal management system. And the system project was specifically elaborated. Meanwhile working principles in five modes of the system were researched, and the system boundaries were divided. The top design method of integrated thermal and energy management system was obtained based on the above researches.

Thirdly, the mathematical models of the components in integrated thermal and energy management system were built, the simulation platform of integrated thermal and energy management system was established by using Simulink module. Meanwhile the design calculation method of integrated thermal and energy management system was put forward, and carried out on the system simulation platform. Though that way, the component performance parameters of each mode was obtained, and the rationality of the system design was analyzed. According the calculation results, the components of the system were selected. And the typical operating points in the flight

envelope were checked. The calculation results showed that, the integrated thermal and energy management system can meet the energy requirements of aircraft in the checked points.

Finally, reference to the assessment method of environmental control system of the traditional dispersion airborne electromechanical system, the evaluation system of the integrated thermal and energy management system was established, and the system performance was analyzed through the evaluation system. Then, one optimization method of the integrated thermal and energy management system was put forward. According the optimization method, the integrated thermal and energy management system was preliminary optimized in typical operating points under each mode, so that the deployment of inlet flow rate and fuel flow rate was the most reasonable, and the fuel mass penalties was the lowest in each optimum point.

The researches of this paper can provide beneficial reference for the engineering of the integrated thermal and energy management system.

Keywords: integrated thermal and energy management system, design concept, design method, simulation platform, design calculation, optimization method .

目 录

第一章 绪论	1
1.1 课题研究背景及意义.....	1
1.2 综合一体化热/能量管理系统发展历程.....	3
1.3 国内外研究现状.....	5
1.3.1 F-22 综合热管理系统研究.....	5
1.3.2 综合一体化热/能量管理系统研究.....	8
1.4 本文的研究内容.....	10
第二章 综合一体化热/能量管理系统方案需求及工作模式分析.....	11
2.1 综合一体化热/能量管理系统功能需求分析.....	11
2.1.1 环境控制系统.....	11
2.1.2 辅助动力系统.....	12
2.1.3 应急动力系统.....	12
2.1.4 小结	13
2.2 综合一体化热/能量管理系统性能需求分析.....	13
2.3 综合一体化热/能量管理系统工作模式分析.....	14
2.4 本章小结	16
第三章 综合一体化热/能量管理系统方案设计.....	18
3.1 国外综合热管理方案分析.....	18
3.2 综合一体化热/能量管理系统方案设计.....	21
3.3 综合一体化热/能量管理系统工作原理.....	22
3.3.1 发动机起动模式下工作原理.....	22
3.3.2 辅助动力模式下工作原理.....	22
3.3.3 巡航模式下工作原理.....	23
3.3.4 作战模式下工作原理.....	24
3.3.5 应急动力模式下工作原理.....	25
3.4 综合一体化热/能量管理系统边界划分.....	26
3.4.1 发动机起动模式边界划分.....	26
3.4.2 辅助动力模式边界划分.....	27
3.4.3 巡航模式边界划分.....	28

3.4.4 作战模式边界划分.....	28
3.4.5 应急动力模式边界划分.....	29
3.5 本章小结	30
第四章 综合一体化热/能量管理系统仿真平台建立及设计计算方法研究.....	31
4.1 综合一体化热/能量管理系统部件模型建立.....	31
4.2 综合一体化热/能量管理系统设计计算方法.....	35
4.3 综合一体化热/能量管理系统设计性计算.....	36
4.3.1 设计性计算方法.....	37
4.3.2 设计性计算参数选择.....	41
4.3.3 计算结果及分析.....	41
4.4 综合一体化热/能量管理系统部件选型.....	43
4.5 综合一体化热/能量管理系统校核性计算.....	44
4.5.1 校核性计算方法.....	44
4.5.2 校核性计算校核点确定.....	47
4.5.3 计算结果及分析.....	49
4.6 本章小结	50
第五章 综合一体化热/能量管理系统性能优化.....	51
5.1 综合一体化热/能量管理系统评价体系研究.....	51
5.1.1 基于起飞总质量法的评价体系.....	51
5.1.2 综合一体化热/能量管理系统起飞总重量分析.....	53
5.2 综合一体化热/能量管理系统优化策略研究.....	56
5.2.1 综合一体化热/能量管理系统初步优化策略.....	56
5.2.2 综合一体化热/能量管理系统初步优化计算结果及分析.....	57
5.3 本章小结	59
第六章 总结与展望	61
6.1 本文总结	61
6.2 下一步工作展望.....	62
参考文献	63
致 谢	66
在校期间发表的论文	67

图表清单

图 1.1 飞机机载机电系统示意图.....	2
图 1.2 综合一体化热/能量管理系统发展历程.....	3
图 1.3 F-22 综合热管理系统示意图 ^[6]	5
图 1.4 F-22 热管理系统实体图 ^[9]	7
图 1.5 F-22 综合热管理系统仿真模块示意图.....	8
图 1.6 飞机代偿损失比较.....	8
图 1.7 MRIP 的设计框架.....	9
图 1.8 INVENT 计划整体系统及设备舱耦合仿真模型.....	9
图 2.1 传统环境控制系统原理图.....	11
图 2.2 传统辅助动力系统原理图.....	12
图 2.3 传统应急动力系统原理图.....	12
图 3.1 洛克希德·马丁方案示意图 ^[38]	20
图 3.2 综合一体化热/能量管理系统示意图.....	21
图 3.3 发动机起动模式下工作原理图.....	22
图 3.4 辅助动力模式下工作原理图.....	23
图 3.5 巡航模式下工作原理图.....	24
图 3.6 作战模式下工作原理图.....	25
图 3.7 应急动力模式下工作原理图.....	26
图 3.8 发动机起动模式下工作原理图.....	27
图 3.9 辅助动力模式下工作原理图.....	27
图 3.10 巡航模式下工作原理图.....	28
图 3.11 作战模式下工作原理图.....	29
图 3.12 应急动力模式下工作原理图.....	29
图 4.1 分叉管道示意图.....	34
图 4.2 蝶形阀示意图.....	34
图 4.3 汇合管道示意图.....	35
图 4.4 综合一体化热/能量管理系统设计计算方法.....	36
图 4.5 综合一体化热/能量管理系统的数字标注图.....	37
图 4.6 设计性计算逻辑框图.....	39

飞机综合一体化热/能量管理系统方案研究

图 4.7 校核性计算逻辑框图.....	45
图 5.1 两种系统性能比较.....	55
图 5.2 综合一体化热/能量管理系统优化计算流程图.....	58
表 2.1 综合一体化热/能量管理系统需实现功能.....	13
表 2.2 现役飞机机载机电系统工作情况.....	15
表 2.3 综合一体化热/能量管理系统工作情况.....	16
表 3.1 综合一体化热/能量管理系统能量输入/输出列表.....	30
表 4.1 分叉管道 A 值.....	34
表 4.2 汇合管道 A 值.....	35
表 4.3 设计性计算设计点参数列表.....	41
表 4.4 设计性计算结果列表.....	41
表 4.5 设计性计算热交换器效率列表.....	43
表 4.6 部件选型性能参数列表.....	43
表 4.7 综合一体化热/能量管理系统在全飞行包线上的工作状态.....	47
表 4.8 综合一体化热/能量管理系统校核性计算校核点.....	48
表 4.9 校核性计算计算结果列表.....	49
表 5.1 系统零件列表.....	54
表 5.2 系统代偿损失计算相关参数.....	55
表 5.3 各工作模式下电能制冷量最小值.....	57
表 5.4 综合一体化热/能量管理系统优化点.....	57
表 5.5 综合一体化热/能量管理系统初步优化结果.....	58

注释表

(若文中另有说明, 则符号意义以文中说明为准)

c_p	定压比热	p	压力
d	含湿量	Q	热载荷
F	截面积	q	流量
g	重力加速度	R	气体常数
h	高度	Re	雷诺数
H_L	低热值	T	温度
Ma	马赫数	v	流速
m	质量	W	功率

希腊符号表

ξ_b	燃烧完全系数	ζ	阻力系数
σ_b	总压损失系数	δ	阀门开度
η	效率	π	压比

下标

a	座舱	f	燃油
b	设备舱	h	热端
bl	系统进口	in	进口
C	压气机	out	出口
c	冷端	Tc	制冷涡轮
e	电	$ Tp$	动力涡轮

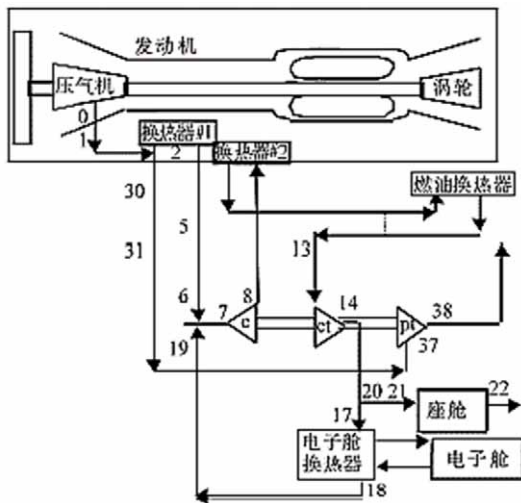
第一章 绪论

1.1 课题研究背景及意义

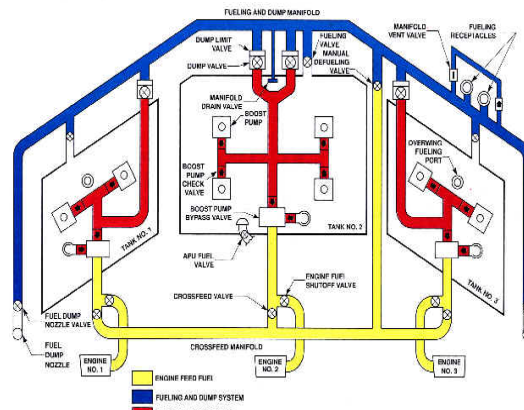
21 世纪对航空技术的发展提出了新的机遇和挑战，许多新技术、新概念的出现使航空飞行器向更快、更好、更经济和更安全的方向发展。我国作为世界上的新兴大国，为了把我国建设成为一个创新性国家，增强我国的综合实力和国际竞争力，必须将航空事业等重大科技项目推向世界先进水平^[1]。未来飞机是航空事业的重要组成部分，是体现一个国家航空实力的指标之一，所以未来飞机的相关研究将会在很大程度上促进我国在航空事业上的发展。

随着现代军事技术的飞速发展，未来飞机对隐身性、机动性、可维护性、超音速巡航等方面都提出了更高的要求，因此无论是对飞机的整机外形设计，还是系统部件设计都有更加严格的限制^[2]。目前飞机上最大、最杂乱的系统是机载机电系统^[3]。现有有机载机电系统有质量过大、保障费用高、维修性差、能量管理水平低和故障弱化水平低等问题，严重制约了飞机性能。同时，提高飞机性能和降低成本是飞机今后发展的矛盾焦点，而机载机电系统是解决这一矛盾的技术领域之一^[3]。所以机载机电系统的研究对未来飞机设计具有重要意义。

机载机电系统是指飞机上执行飞行保障功能的系统总称，国外通常把这些系统称为公共设施系统，国内称之为机电系统。机载机电系统包括飞机环境控制系统、飞机燃油系统、飞机液压系统、飞机电源系统、飞机辅助动力系统，其示意图如图 1.1 所示。



(a) 飞机环境控制系统示意图



(b) 飞机燃油系统示意图

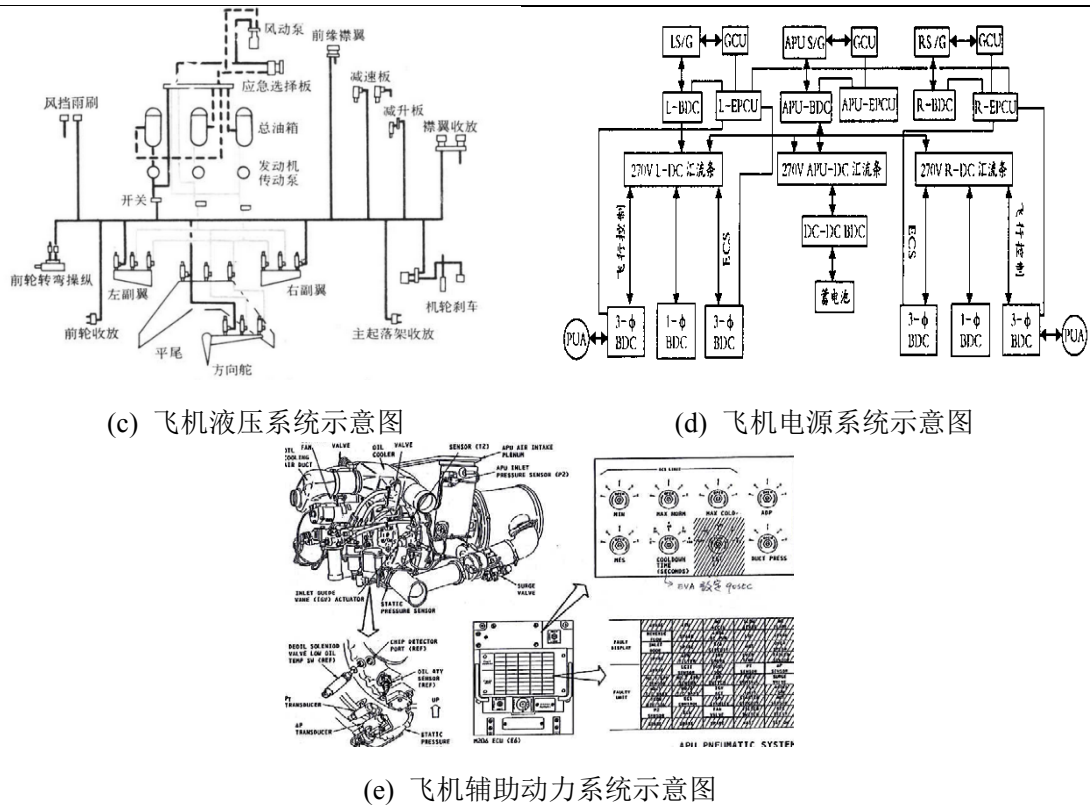


图 1.1 飞机机载机电系统示意图

目前我国飞机上的各个机电系统都是独立发展的，虽然在设计时考虑了系统之间的接口关系，但是从来没有把机电系统作为一个有机整体发展，这种传统的设计方法必然产生下述问题：

1. 无法实现机上能量的合理利用，即一个子系统的废弃能量无法被其他子系统利用。
2. 大部分信息无法实现共享。
3. 各系统在座舱内的显示仪表和控制开关过多，飞行员负担过重。
4. 各系统在布局上分散，硬件过多且利用率低，布线复杂，导致可靠性和维修性较低，质量、机上空间和能量消耗较大。

同时，现役飞机主要是由地面保障设备辅助维护，但地面保障设备需要运输机运输，现在 24 架 F-16 的保障设备需要 16 架 C-141 大型运输机来运输，极大降低了飞机的可维护性。

除此之外，随着飞机性能的提高，机载机电系统将产生更多的热量^[4]。目前，飞机的主要热沉是燃油和冲压空气，但是它们的散热能力几乎趋于饱和，并且下一代飞机高性能节能发动机的应用限制了通过发动机散热的能力，隐身要求排除冲压空气冷却的可能性，复合材料的机体结构降低了飞机直接向大气的散热能力。总之，未来飞机的机电系统冷却要求的提高和飞机散热能力的下降使得飞机亟需进行热量管理。

综合一体化热/能量管理系统正是解决上述问题的有效手段，采用综合一体化热/能量管理系统，把现有的机电系统作为一个整体，以整机的性能为设计目标，进行综合、优化设计、综

合控制，这样在提高系统性能的同时，还可以减少零部件数量，降低飞机质量和成本。同时，综合一体化热/能量管理系统使用新的热沉，通过管理计算机实时监控综合一体化热/能量管理系统中重要部件的工作温度，在满足系统制冷量需求的情况下，合理分配冷却介质（燃油、空气和冷却液等）流量，以达到热量控制最优化。

使用综合一体化热/能量管理系统的 F-35 与使用常规机载机电系统的 F-16 相比所获得的效益是非常显著的。

F-35 由于采用了综合一体化热/能量管理系统，省去了飞机对地面供电和空调设备的需求。在发动机停车时，只需用压缩空气来启动综合一体化热/能量管理系统，无需采用目前 F-16 需要用的非燃料。F-35 因采用 EHA 可以省去原来的液压保障设备；因采用开关磁阻式 S/G，省去了发动机点火所需的外部高压空气。由于对地面保障设备需求的减少，最终减少了部署 F-35 所需的运输机的数量。

与使用常规机载机电系统的 F-16 相比，采用综合一体化热/能量管理技术的 F-35 的子系统零件数量可减少 40%，因此采购成本降低了 3-5%；由于减少了维护需求和零件数量，使寿命-周期成本节约了 3-4%；飞机最大起飞重量减少了 5.5% 以上；飞机体积缩小了 9.1% 以上；航程增加了 20%。

综合一体化热/能量管理系统是当今世界上飞机机电系统集成化、综合化程度最高的子系统集成方案，代表了未来飞机机电系统综合化的发展方向。

1.2 综合一体化热/能量管理系统发展历程

综合一体化热/能量管理系统是机电系统综合技术发展的高级阶段，美国空军从 20 世纪 80 年代开始实施了一系列机电综合研究计划，这些研究不仅在时间上具有连续性，在研究内容上也具备继承性，如图 1.2 所示。

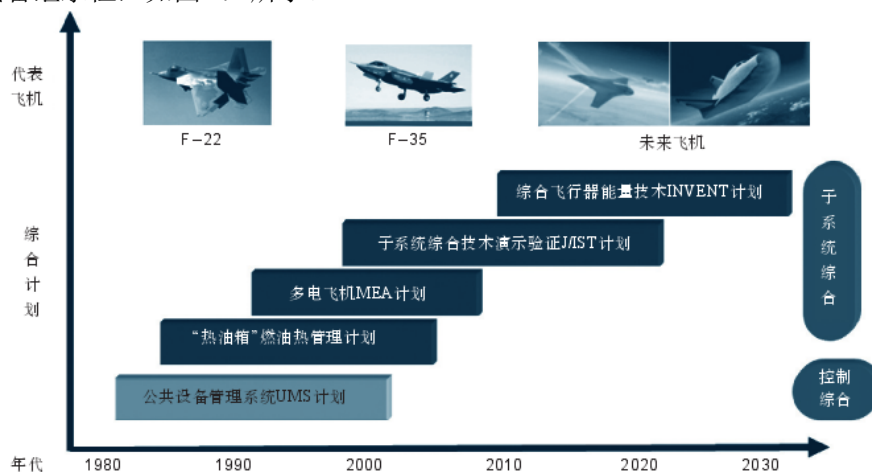


图 1.2 综合一体化热/能量管理系统发展历程^[5]

1) 公共设备管理系统 (UMS) 计划^[5]

传统的机电各子系统采用大量的专用控制器，通用性差导致可靠性低、信息共享能力差。为了实现机电控制系统布局优化和控制信息共享，上世纪 80 年代英国验证机计划（EAP）出现的机电综合管理系统由四个处理器机组成，替代了原来传统系统中使用的 20~25 个专用控制器和 6 个电源转换模块。UMS 减轻了重量、减小了体积、降低了费用，增强了系统可靠性，减轻了飞行员的工作负荷，提高了可维护性。该成果已应用在 F-22、F-35 战斗机上。

2) “热油箱”燃油热管理计划^[5]

随着电子设备热载荷的增加，利用冲压空气作为热沉已经无法满足飞机需求，为解决飞机热管理需求和发动机引气使用限制的矛盾，上世纪 80 年代，美国空军实施了“热油箱”燃油热管理计划，通过充分利用 JP8+100 耐高温燃油作为热沉的蓄热作用，减少环境控制系统对发动机引气的需求，降低了燃油代偿损失，提高了热管理效率。但 F-22 装备的以燃油为热沉的综合环境控制系统没能完全解决热管理的问题。

3) 多电飞机（MEA）计划^[5]

为了提高飞机性能和可靠性，希望所有二次能源均用电能形式分配，上世纪 70 年代就提出了全电飞机设想，实现飞机各部件电气化，但由于需要解决的问题很多，短时间难以实现，作为全电飞机方案的初级阶段，美国空军提出了多电飞机计划。该计划要求机电系统开展以电能为主要操作能源的机电部件技术探索，如启动发电、固态配电、电力作动器、功率电传、电力刹车、电力环控等领域探索技术途径，为美国 2030 年服役的高能武器平台奠定基础。与以往传统飞机相比，多电飞机结构简单，重量轻，可靠性高，维修性好，生存能力强，使用费用较低，性能价格比高，电传操纵和电力操纵容易协调，地面支援设备少，机上接口简单。MEA 计划已经在 C-130、C-141、F/A-18 和 F-16 等飞机上进行了多电飞机部件和系统的飞行试验，该成果已应用在 F-22、F-35 战斗机上。

4) 子系统综合技术演示验证（J/IST）计划^[5]

MEA 计划在技术实施之初，仅考虑了小系统之间的综合，如起动和发电的综合，没有考虑大的、多个系统的综合，也没有考虑到飞机隐身和机动的限制而产生的越来越严重的热管理问题。美国空军于 1995 年开始实施子系统综合技术演示验证计划，包括 56 项演示验证内容，目的是更好地解决 F-35 的热管理问题，该计划将辅助动力装置、应急动力装置、环境控制系统和热管理系统的功能集成为一个系统，同一涡轮机既可以提供动力又可以提供冷却，具有自启动、发动机启动、冷却和应急动力 4 种模式。为 F-35 提供成熟的子系统技术，降低了工程发展阶段和工程制造阶段采用综合子系统的技术风险，并使该机具有较好的经济可承受性。

5) 综合飞行器能量技术（INVENT）计划和能量优化飞机（EOA）计划^[5]

2008 年 6 月，美国空军研究实验室（AFRL）启动“综合飞行器能量技术”计划，向工业界发布招标书提出：“能量优化飞机”的概念。在“能量优化飞机”国家计划的四项核心产品

技术中, INVENT 计划是启动最早的一个, 也是其核心。该计划分为三个阶段进行: 第一阶段关注近期技术, 这些技术应用到 F-35 飞机上, 解决其热管理问题, 包括将地面维护时间翻一番、低空飞行时间提高到原来的 4 倍等; 目前正在进行第二阶段, 关注中期技术, 用以满足下一代能量优化飞机的需求, 包括通过系统综合将航程/续航时间提高 10%, 功率和制冷量提高 5 倍, 按需供给, 无热约束等; 第三阶段关注远期技术, 主要面向高超声速平台、超声速远程攻击系统等。INVENT 计划将演示三个关键系统: 自适应动力与热管理系统 (APTMS, 即本文所述综合一体化热/能量管理系统)、鲁棒电源系统 (REPS)、高性能机电作动系统 (HPEAS), 目的在于从能量角度, 探索按需、按负载周期工作的系统综合与优化新方法, 提高系统整体的能源利用率, 解决过去不论系统处于何种状态都提供定量的电源、液压、燃油冷却等引起的能量浪费问题, 最终解决飞机的热管理难题。该计划探索了一种基于模型的设计方法, 并制定了一种“综合飞行器能量技术建模需求与实现计划”框架。

1.3 国内外研究现状

从综合一体化热/能量管理系统发展历程来看, F-22 综合热管理系统是综合一体化热/能量管理系统的初级阶段, 由于综合一体化热/能量管理系统的研究刚刚起步, 所以 F-22 综合热管理系统的研究方法对综合一体化热/能量管理系统的研究有很大的借鉴作用。

1.3.1 F-22 综合热管理系统研究

F-22 综合热管理系统如图 1.3 所示, 整个系统由 5 个子系统组成: 空气循环子系统, 低温 PAO(Poly-Alfa-Olefine)循环子系统, 蒸汽循环子系统, 高温 PAO 循环子系统, 燃油循环子系统。

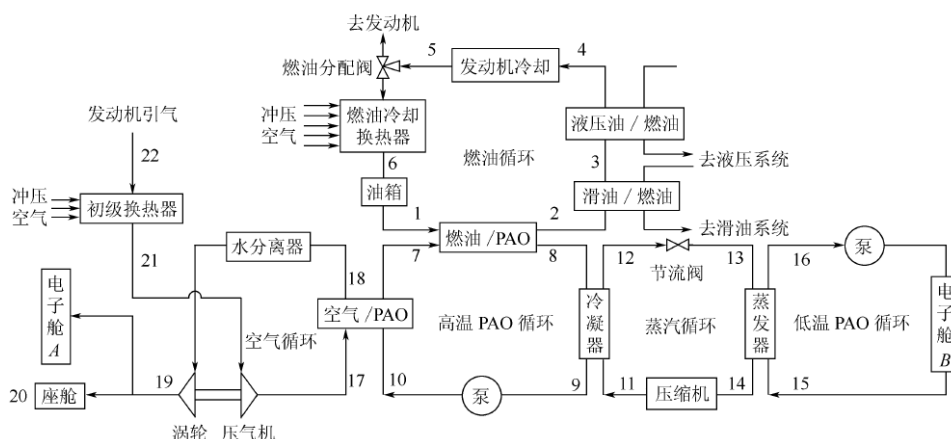
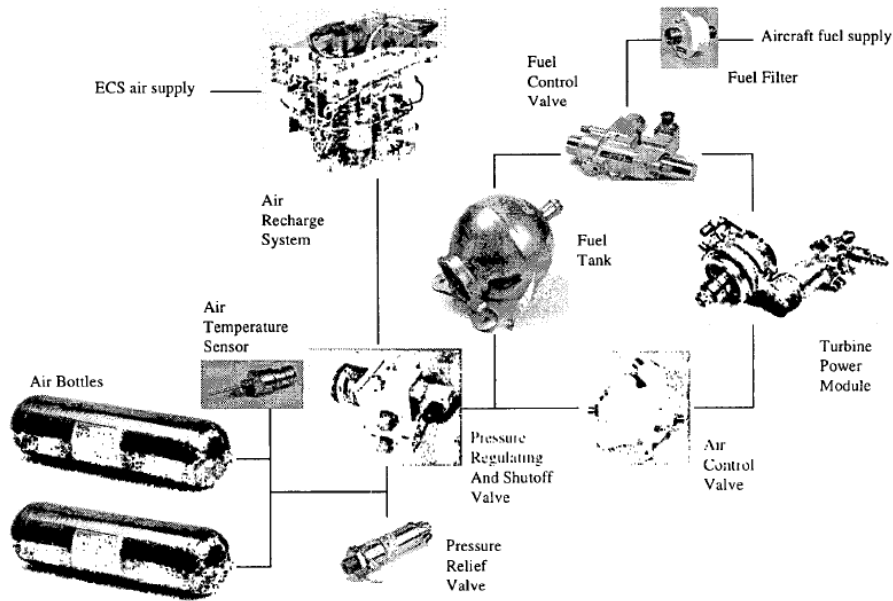


图 1.3 F-22 综合热管理系统示意图^[6]

空气循环子系统主要是向座舱和电子舱 A 提供足够的制冷量, 以达到空气调节的目的。低温 PAO 循环子系统的载冷剂直接与电子舱 B 进行热交换, 通过蒸发器将电子舱 B 的热负荷传递给蒸汽循环。蒸汽循环子系统采用蒸汽压缩式制冷循环, 把从低温 PAO 循环子系统吸收

的热量传递给高温 PAO 循环子系统, 高温 PAO 循环子系统将从空气循环和蒸汽循环子系统吸收热量, 通过燃油/PAO 换热器传递给燃油。燃油从油箱流出, 依次经过燃油/PAO 换热器、滑油/燃油换热器、液压油/燃油换热器、发动机冷却换热器, 吸收座舱、电子舱 A 和 B 的热负荷, 并起到冷却滑油和液压油的作用, 从而作为热沉, 实现全机综合热管理。吸收热量后的燃油经燃油冷却换热器冷却后, 如果燃油流量大于发动机的所需流量, 则多余的燃油经燃油冷却换热器冷却后再返回油箱。

国外学者从上个世纪末开始针对 F-22 综合热管理系统进行了大量研究。1996 年, Letlow 和 Jenkins^[7]总结了 F-22 综合热管理系统在研究发展中的经验教训, 并提供了一个简短的系统描述, Sprouse James^[8]在此基础上对 F-22 综合热管理系统进行了系统地描述, 并对该系统的可靠性进行了研究。2000 年, Mike Koerner^[9]以实体图的方式具体介绍了 F-22 综合热管理系统各部件的工作方式。在系统研究的基础上, 越来越多的学者通过对该系统进行优化以达到更高的性能要求, Baird 和 Ferentinos^[10]探究了 F-22 综合热管理系统对冷却介质的选取方式, Yu-Hang Bill Ho 和 Tsugin Lin^[11]提出的一种新的综合燃油 TMS。该系统的实质就是在飞机中部设置一个大油箱, 充分利用 JP8+100 耐高温燃油作为热沉的蓄热作用, 循环冷却飞机部件, 完成飞机 TMS 的冷却要求。Issacci 和 Traci^[12]提出在部件级优化过程中, 可以采用以热力学第二定律为基础的有效能和最小熵产分析方法来确定诸如热交换器、泵、压缩机和涡轮等部件的最优工作条件, 系统级优化可以在优化运行条件、网络设计和网络结构 3 个层次逐步开展。R. S. Figliola 和 Robert Tipton^[13]运用热力学第二定律对飞机环境控制系统进行优化分析, 并将这种方法应用在 F-22 综合热管理系统的热力学设计过程中, 把该方法所得结果和传统的起飞总重法进行了对比。国外学者对于 F-22 综合热管理系统方案的研究较为成熟, 其方案设计方法对于综合一体化热/能量管理系统的研究有很大的借鉴意义。

图 1.4 F-22 热管理系统实体图^[9]

我国的综合热管理系统研究开始于 2000 年后，2003 年中国航空附件研究所的路乡^[4]对综合机载机电系统做了概念性描述，说明实现机载机电系统综合技术的目的和意义。同年，王浚和刘永绩等人^[14]对 F-22 综合热管理系统做了简单介绍，2004 年中国航空附件研究所的刘铭^[15]介绍了 F-22 战斗机的综合环境控制系统，着重阐述其蒸汽循环系统、液冷回路和热管理系统及各自的组成、工作原理和功能。王文龙和王伟^[16]提出综合热管理系统在全机范围内对热能进行管理和控制，系统考虑整个飞行包线内的设计需求，综合利用多种制冷形式和两种热沉——冲压空气和燃油，使系统在整个飞行包线内具有良好的性能，满足飞机总体需要。

在系统方案研究的基础上，一些学者对 F-22 综合热管理系统进行建模仿真，以深入了解系统的工作特性。北京航空航天大学的常士楠、薛浩等人^{[6][17][18]}对 F-22 综合热管理系统进行稳态和动态仿真研究，建立系统各部件的数学模型，确定系统各部件的参数，在 Matlab/Simulink 平台上搭建系统仿真模块，如图 1.5 所示，最后，将该系统与传统的空气循环制冷系统进行比较，并计算它们各自的代偿损失。比较表明，综合热管理系统的代偿损失比传统的空气制冷循环系统有很大减少，如图 1.6 所示。高峰和袁修干^[2]以 F-22 的热管理系统为原型，在对其技术方案及研究方法进行了相关分析后，通过 Matlab 工具建立了系统各部件的动静态仿真模块。并在此基础上，搭建了燃油热管理系统的仿真平台，利用该仿真平台对燃油热管理系统的性能及燃油代偿损失等进行预测和评估。

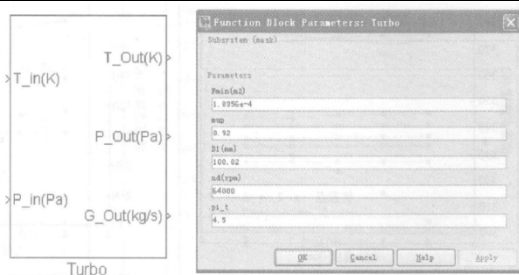


图 1.5 F-22 综合热管理系统仿真模块示意图

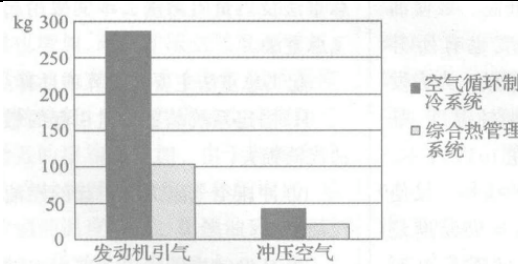


图 1.6 飞机代偿损失比较

仍有其他学者探究将 F-22 综合热管理系统技术应用于其他机型。张雪平和赵广超^[19]通过对 F-22 综合热管理系统的分析，提出了我国未来轰炸机的综合热管理系统，并对系统的初步方案及关键技术进行了初步分析，为国内研制未来轰炸机热管理系统提供参考。中国商飞民用飞机试飞中心的李楠和江卓远^[20]在对 F-22 综合热管理系统进行分析的基础上，以某飞机为背景，开展环境控制系统与热能综合管理系统的初步研究，提出某飞机环境控制与热能综合管理系统方案，初步完成各子系统能量的合理匹配，以为民用飞机综合热能管理技术的预研发展提供依据。可见 F-22 综合热管理系统仍有广阔的应用前景。

综上所述，F-22 综合热管理系统在工作方式、仿真计算、系统优化、应用前景等方面的研究已经颇为成熟，其研究方法对于综合一体化热/能量管理系统的研究有极大的借鉴意义。

1.3.2 综合一体化热/能量管理系统研究

随着多电飞机的发展，国内外学者^[21]对多电飞机进行了大量研究，电能飞机上扮演着越来越重要的角色，但 F-22 综合热管理系统在设计时未考虑到电能，所以亟需热/能量（电能等）共同管理的综合系统以满足未来飞机的需求，综合一体化热/能量管理系统应运而生。

国外关于综合一体化热/能量管理系统的研究通常包含在 INVENT 计划研究中。2010 年，Eric A. Walters 和 Steve Iden^[34]简单描述了 INVENT 计划，并对 INVENT 计划的建模、仿真、优化等方面进行了阐述，提出了一种名为建模需求与实现计划（MRIP）的设计框架，如图 1.7 所示。指出在各子系统中以综合一体化热/能量管理系统最为关键，并且提出综合一体化热/能量管理系统需要满足根据不同工况调整工作模式、自动选择最佳动力源和热沉的设计要求。

南京航空航天大学硕士学位论文

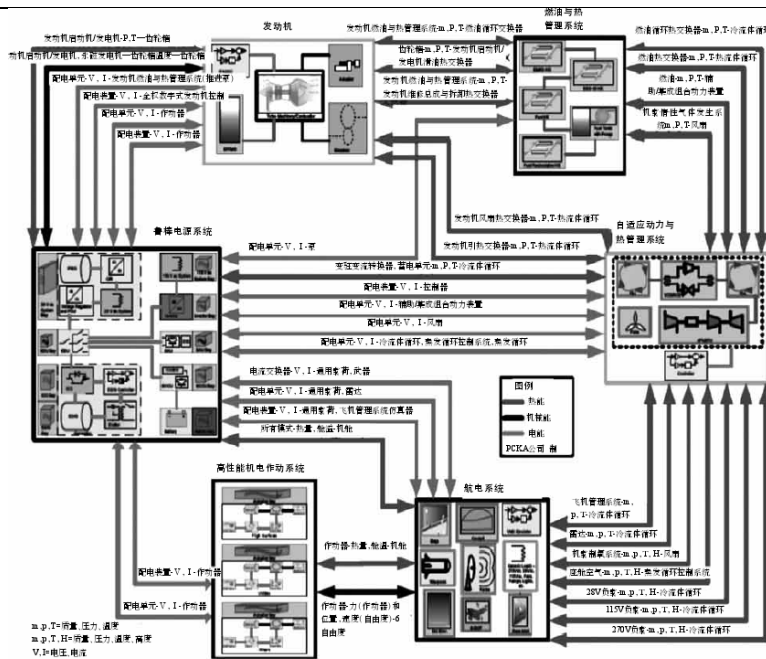


图 1.7 MRIP 的设计框架

Mark Bodie 和 Greg Russell^[35]等人通过分析 INVENT 计划中各子系统间电能及热能传输，建立系统数学模型，并在 simulink 模块仿真，得到综合一体化热/能量管理系统在设计飞行任务中燃油重量以及燃油箱温度变化。为综合一体化热/能量管理系统仿真指明了方向。2012 年，Grant Gvozdoch 和 Peter Weise^[36]等人在仿真平台上建立 INVENT 计划整体系统及设备舱等模型，将设备舱与系统耦合，仿真图如图 1.8 所示，得到在飞行状态下燃油温度变化。2013 年，Rory A. Roberts 和 Daniel D. Decker^[37]针对综合一体化热/能量管理系统进行建模仿真计算，得到在设计飞行任务下燃油系统的温度变化。

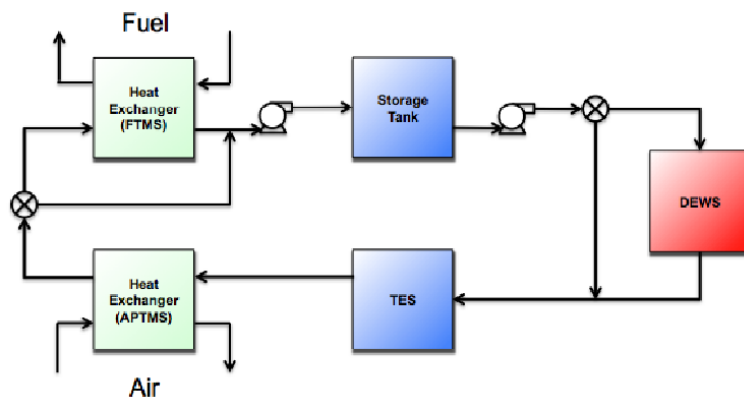


图 1.8 INVENT 计划整体系统及设备舱耦合仿真模型

我国对综合一体化热/能量管理系统的研究刚刚起步，开展的研究主要集中于关键技术介绍，未落实到具体系统方案分析及仿真计算。2012 年南京机电液压工程研究中心的罗志会和王小平^[38]介绍了综合一体化热/能量管理系统的背景、现状、基本结构、研究基础和性能特

点, 分析了未来综合一体化热/能量管理系统可能具有的其他先进性及可能采用的先进部件。成都飞机设计研究所的王子熙^[39]介绍了 INVENT 计划的背景、发展规划及 EOA 的主要目标。分析了飞机系统能量设计的重要方法—MRIP, 阐述了 EOA 设计时的关键技术。

综上所述, 关于综合一体化热/能量管理系统的研究基本涵盖于 INVENT 计划中, 这必然会导致综合一体化热/能量管理系统的研究缺乏针对性, 综合一体化热/能量管理系统方案设计研究就目前国内外的研究来看都存在着明显的缺陷: 缺少对综合一体化热/能量管理系统设计理念细致的分析, 其设计方法也未见系统的研究, 相关仿真计算也局限于特性研究, 设计仿真计算尚不成熟, 同时, 在优化设计方面也存在着很大的不足。

1.4 本文的研究内容

综合一体化热/能量管理系统是未来飞机机载机电系统发展的必然趋势, 但从国内外研究现状来看, 国外的相关文献较少, 并且基本以 INVENT 计划为研究对象, 未将综合一体化热/能量管理系统剥离开作为单独系统研究。而我国对综合一体化热/能量管理系统的研究仍停留在关键技术的介绍, 关于综合一体化热/能量管理系统的研究远远落后于国外先进水平。为了弥补综合一体化热/能量管理系统需求分析、设计理念、仿真计算及优化设计等方面的不足, 本文以综合一体化热/能量管理系统作为单独的研究对象, 提出综合一体化热/能量管理系统设计理念, 研究综合一体化热/能量管理系统设计方法, 搭建系统仿真平台进行综合一体化热/能量管理系统设计计算, 并建立评价体系得到一种综合一体化热/能量管理系统优化方法, 完成系统的初步优化, 为综合一体化热/能量管理系统工程化打下基础。具体包括以下工作:

(1) 结合传统分散机载机电系统的研究及未来飞机的能量需求, 分析综合一体化热/能量管理系统的需求, 提出综合一体化热/能量管理系统设计理念。

(2) 根据综合一体化热/能量管理系统设计理念, 提出能够满足未来飞机需求的综合一体化热/能量管理系统方案, 通过对该方案的研究, 得到综合一体化热/能量管理系统的设计方法。

(3) 对综合一体化热/能量管理系统内部件进行建模, 搭建综合一体化热/能量管理系统仿真平台, 提出综合一体化热/能量管理系统的设计计算方法, 为部件选型及设计优化奠定基础。

(4) 建立综合一体化热/能量管理系统的评价体系, 对系统进行性能分析, 探究系统优化方法, 以完成系统的初步优化。

第二章 综合一体化热/能量管理系统方案需求及工作模式分析

综合一体化热/能量管理系统针对未来飞机研究设计，而未来飞机与目前的飞机相比，飞机性能的提升给综合一体化热/能量管理系统提出了更高的设计要求，为了了解综合一体化热/能量管理系统在未来飞机上的具体需求，本章对综合一体化热/能量管理系统进行需求分析，并根据飞机的飞行状态提出系统的工作模式，为综合一体化热/能量管理系统方案设计提供依据，在此基础上提出综合一体化热/能量管理系统顶层设计理念。

2.1 综合一体化热/能量管理系统功能需求分析

综合一体化热/能量管理系统是对传统分散机载机电系统的综合，故综合一体化热/能量管理系统需实现传统分散机载机电系统所具有的功能，本节以传统分散机载机电系统中能够综合的子系统——环境控制系统、辅助动力系统和应急动力系统作为研究对象，分析各个系统的功能，并提出其能量需求，为总体方案设计做准备。

2.1.1 环境控制系统

环境控制系统是保证飞机座舱和设备舱内所有乘员和设备正常工作所需的适当环境条件。目前现役飞机环境控制系统大部分采用的是单一的空气循环冷却系统，如图 2.1 所示。

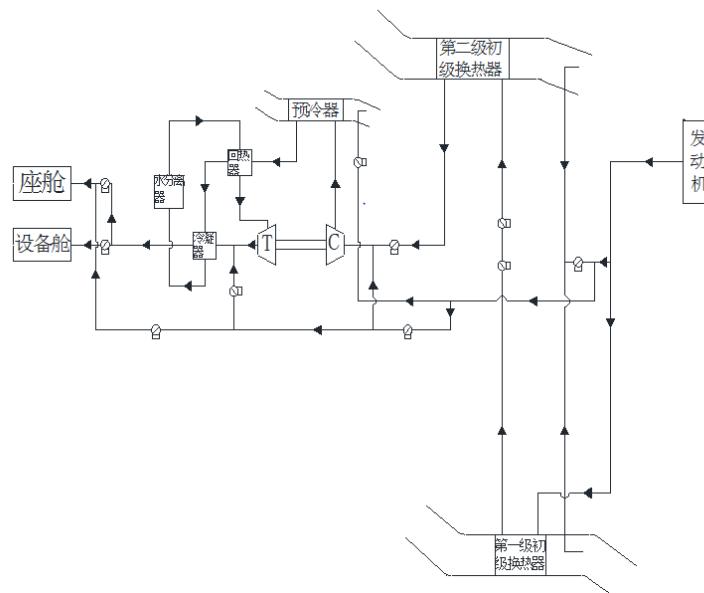


图 2.1 传统环境控制系统原理图

传统环境控制系统的工作原理：环境控制系统由发动机压气机级引气，引入的空气分为两部分，一部分与飞机机身引气口引入的冲压空气混合，调节涡轮后空气压力，以及调节座舱温度和压力。另一部分经过第一级初级换热器和第二级初级换热器进行降温，其间使用压力调节

和关断阀门调节压力，被冲压空气冷却后的气体进入压气机升温增压，从压气机流出的气体进入预冷器使用冲压空气进一步冷却，随后经过回热器、冷凝器、水分离器，回到回热器，再进入涡轮降温降压，在经过冷凝器之后，分别冷却座舱和设备舱。

2.1.2 辅助动力系统

辅助动力系统(auxiliary power unit, APU)主要的作用有：利用输出气源和轴功率起动主发动机，发电以及为机载空调提供气源^[40]，其原理图如图 2.2 所示。辅助动力系统实际上是一种小型的燃气涡轮发动机，它有自己的压气机、燃烧室及涡轮，而且很多辅助动力系统都是从燃气涡轮发动机衍生发展而来的。随着飞机变得越来越复杂，电子、电气设备越来越多，致使用电量和用气量亦越来越大，从而使得飞机益发需要和依赖辅助动力系统^[41]。

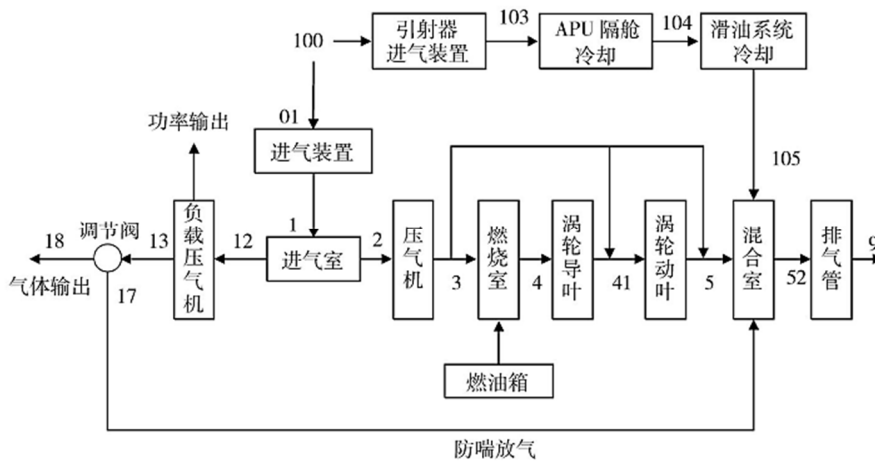


图 2.2 传统辅助动力系统原理图

传统的辅助动力系统是独立的，辅助动力系统使用自带的燃料和大气中的空气在系统内部的燃烧室中燃烧，高温高压气体进入涡轮带动压气机和齿轮箱转动，齿轮箱输出的功可供发电机发电及液压泵工作。

2.1.3 应急动力系统

应急动力系统（emergency power unit, EPU）在飞机全飞行包线内、全姿态下，当主发动机、主电源、主液压源等系统发生故障时，能快速起动（接到故障信号后，在 2~3 秒内完成起动达到额定工作转速投入工作），为飞机提供应急电源和液压源。如图 2.3 所示。

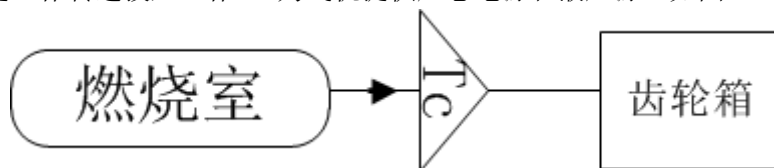


图 2.3 传统应急动力系统原理图

传统的 EPU 系统工作原理与 APU 系统相似，但 EPU 系统只需要在主发动机停止工作时提供起动电力，对液压泵输出功，所以与 APU 系统相比，EPU 系统自身不需要压气机。

2.1.4 小结

通过对传统分散机载机电系统中可综合子系统的工作原理进行分析可知，综合一体化热/能量管理系统作为分散子系统综合化的系统需实现的主要功能如表 2.1 所示。

表 2.1 综合一体化热/能量管理系统需实现功能

系统	环境控制功能	辅助动力功能	应急动力功能
主要功能	为座舱、设备舱、电子舱提供制冷量	供气/电	故障下供电

2.2 综合一体化热/能量管理系统性能需求分析

未来飞机向着综合化、多电化等方向发展，对隐身性、机动性、可维护性等方面提出了更高的要求，需保证综合一体化热/能量管理系统能够满足未来飞机的性能要求。

1. 隐身性对系统性能要求

随着信号处理技术和红外成像探测技术的发展，雷达和红外制导导弹制导精度越来越高，发现、识别和跟踪目标的能力越来越强，并且具有全天候工作的能力，飞机受到来自雷达和红外制导武器的威胁也越来越严重^[42]。所以提高隐身性能对未来飞机有重要意义。

目前大多数飞机都利用冲压空气冷却，冲压空气口的使用增强了雷达反射信号，同时，现役飞机简单地把座舱和电子设备聚集的热散发出去，增加了飞机的热辐射，隐身飞机采用闭合回路冷却系统能把载荷设备（如座舱和机载电子设备等）产生的热传给燃油，以降低目标的红外辐射特征^[43]，而这又导致燃油温度过高的问题。所以亟需寻找新的热沉以满足未来飞机的隐身要求。

2. 机动性对系统性能要求

飞机的机动性是飞机的重要战术、技术指标，是指飞机在一定时间内改变飞行速度、飞行高度和飞行方向的能力，相应地称之为速度机动性、高度机动性和方向机动性。显然飞机改变一定速度、高度或方向所需的时间越短，飞机的机动性就越好。在空战中，优良的机动性有利于获得空战的优势。

对于机载机电系统来说，尽可能减轻其重量以提高飞机的机动性，目前机载机电系统是独立发展的，而传统辅助动力系统只在地面使用，一旦飞入空中，辅助动力系统就成为飞机的一种重量损失，应急动力系统只有当主发动机故障时才使用，在正常操作中，应急动力系统也会成为飞机的重量损失，而且环境控制系统、辅助动力系统以及应急动力系统的涡轮、压气机和燃烧室可以共用，所以将环境控制系统、辅助动力系统以及应急动力系统合并能大大减轻飞机起飞重量，提高飞机的机动性。

3. 可维护性对系统性能要求

飞机需要在地面进行日常维护, 现役飞机主要是由地面保障设备辅助维护, 但地面保障设备需要运输机运输, 极大地降低了飞机的可维护性, 如果综合一体化热/能量管理系统能够实现地面维护, 能减少地面保障设备, 将大大提升飞机的可维护性。

2.3 综合一体化热/能量管理系统工作模式分析

综合一体化热/能量管理系统是机载机电系统综合的系统, 由上文分析可知系统需实现多种功能, 但飞机处于不同飞行工况中对系统有不同的功能需求, 在不同功能需求下使用相同的工作模式会造成大量能量浪费, 与综合一体化热/能量管理系统的设计初衷相违背, 故在不同飞行状况下, 综合一体化热/能量管理系统需有不同的工作模式以保证系统在飞行包线内能量最优。本节通过分析现役飞机在飞行包线上各飞行状态下机载机电系统的工作情况, 研究未来飞机在全飞行包线内的能量需求, 依此选取综合一体化热/能量管理系统的工作模式。

1. 现役飞机飞行状态分析

在全飞行包线内现役飞机的飞行状态主要包括: 地面维护, 发动机起动、起飞、巡航、作战、降落以及故障。

地面维护是指飞机在地面进行日常维护的工作过程。现役飞机主要是由地面保障设备辅助维护, 主要为了给座舱、设备舱等提供维护所需的制冷量以及电能, 此时, 机载机电系统基本不工作, 座舱制冷量由地面空调设备提供, 电能由地面提供。

发动机起动是指飞机在未起动时, 由辅助动力系统产生电能驱动主发动机工作的过程。具体工作过程: 在辅助动力系统的燃烧室中燃烧燃油产生高温高压空气, 推动涡轮产生轴功, 带动发电机产生电功率, 产生的电功率起动主发动机的电动机, 起动发动机。此时, 环境控制系统和应急动力系统不工作。

起飞是指飞机由地面向空中飞行的阶段, 即从起飞线开始滑跑到离开地面, 爬升至安全高度位置的加速运动过程。在此过程中, 现役飞机的环境控制系统需要为座舱、设备舱及电子舱提供制冷量, 电能由主发动机提供, 供飞机上的电子设备使用, 由于在爬坡过程中对主发动机要求较高, 消耗主发动机的轴功提供电能对主发动机的性能影响较大。此时, 辅助动力系统和应急动力系统不工作。

巡航是指适宜于持续进行的, 接近于定常飞行的飞行状态。飞机在巡航过程中, 主发动机负荷较小, 可自主产生电能, 除供给电子设备外, 还有闲置电能。环境控制系统工作, 提供制冷量, 此时, 辅助动力系统和应急动力系统不工作。

作战是指飞机处于与敌机作战状态。飞机在作战状态时, 主发动机需要为飞机提供高功率, 现役飞机环境控制系统工作, 为飞机提供制冷量, 由于在作战状态下, 现役飞机仍由主发动机提供电能, 极大地影响了主发动机效率, 降低了飞机性能。此时, 辅助动力系统和应急动力系

统不工作。

降落是指飞机由空中飞行到达地面停止的阶段。在此过程中，与起飞类似，现役飞机的环境控制系统为座舱、设备舱及电子舱提供制冷量，电能由主发动机提供，供飞机上的电子设备使用，但在降落过程中，主发动机已不需为飞机提供动力，只是为飞机提供电能，降低了燃油耗费比。此时，辅助动力系统和应急动力系统不工作。

故障是指在飞行过程中主发动机空中停车的情况。此时，需要快速起动主发动机保证飞行安全，在 30000 英尺（9144m）以上的高度，由于空气稀薄，需要降低燃油供给以保持合适的油气比，导致燃油雾化质量和输出功率的显著下降，从而难以发挥正常功能，因此 9km 以下使用辅助动力系统产生轴功，重新启动主发动机，9km 以上使用应急动力系统，直接利用自带氧化剂、燃料包快速启动主发动机。此时，环境控制系统不工作。

根据以上的分析，各飞行状态下机载机电系统工作情况由表 2.2 所示。表中“√”表示在该飞行状态下该机电系统工作，“(√)”表示该飞行状态下该机电系统有可能工作。

表 2.2 现役飞机机载机电系统工作情况

	地面维护	发动机起动	起飞	巡航	作战	降落	故障
环境控制系统	√		√	√	√	√	
辅助动力系统		√					(√)
应急动力系统							(√)

2. 综合一体化热/能量管理系统工作模式分析

未来飞机较现役飞机在隐身性、机动性、可维护性等方面提出了更高的要求，在选择综合一体化热/能量管理系统的工作模式时需考虑未来飞机的性能需求，故在上文研究的现役飞机工作模式的基础上，根据未来飞机的性能需求，提出综合一体化热/能量管理系统的工作模式。不同飞行模式下，机载机电系统的工作状况有所重合，为了简化综合一体化热/能量管理系统控制，需选取典型且包含全面的工作模式。

地面维护状态下，传统机载机电系统是使用地面辅助设备提供制冷量及电能，在未来飞机上考虑可维护性的要求，使用综合一体化热/能量管理系统的环境控制功能为座舱、设备舱以及电子舱提供制冷量，辅助动力功能提供电能，减少地面辅助设备。

发动机起动状态下，由综合一体化热/能量管理系统的辅助动力功能产生电能，起动主发动机。

起飞状态下，为了使主发动机功率全部用于地面加速和爬升，由综合一体化热/能量管理系统的辅助动力功能提供电能，改善飞行性能，由其环境控制功能为座舱、设备舱以及电子舱提供制冷量，满足飞机的制冷量需求。

巡航状态下，未来飞机拥有闲置电能，可作为综合一体化热/能量管理系统的动力，减少

系统从主发动机的引气，提高主发动机性能，实现能量管理。

作战状态下，飞机对主发动机有很高的要求，需要主发动机功率全用于作战，不能用于产生电能，综合一体化热/能量管理系统的辅助动力功能提供电能用于电子设备，环境控制功能提供制冷量，使飞机处于高效的工作状态。

降落状态下，由综合一体化热/能量管理系统的辅助动力功能提供电力和压缩空气，使主发动机提早关闭，从而节省了燃油，降低机场噪声，环境控制功能提供制冷量，提升了飞机的燃油效费比。

故障状态下，分为两种情况，9km 以下时，由综合一体化热/能量管理系统的辅助动力功能产生电能重新启动主发动机，9km 以上时，由综合一体化热/能量管理系统的应急动力功能产生电能。

表 2.3 综合一体化热/能量管理系统工作情况

	地面维护	发动机起动	起飞	巡航	作战	降落	故障
环境控制功能	√		√	√	√	√	
辅助动力功能	√	√	√		√	√	(√)
应急动力功能							(√)

现役飞机的 7 个飞行状态中，在不同飞行状态下，综合一体化热/能量管理系统的各功能工作状态如表 2.3 所示。从表中可以看出，9km 以上和 9km 以下两种故障状态综合一体化热/能量管理系统使用的功能不同，故将 9km 以上故障称为应急动力模式，而 9km 以下故障系统使用的功能与发动机起动模式相同，所以并为发动机起动模式。地面维护模式、起飞及降落的工作状态对于本文研究的系统来说相同，所以将起飞及降落合并为一种模式——辅助动力模式。

综上所述，综合一体化热/能量管理系统的工作模式为：发动机起动模式、辅助动力模式、巡航模式、作战模式以及应急动力模式。

2.4 本章小结

本章主要研究了综合一体化热/能量管理系统需具有的功能，阐述了未来飞机需要综合一体化热/能量管理系统满足的要求，结合现役飞机的飞行状态下机载机电系统的工作状况，提出了综合一体化热/能量管理系统的工作模式，得到综合一体化热/能量管理系统的顶层设计理念，为系统方案设计做准备。主要结论如下：

(1) 综合一体化热/能量管理系统需具有环境控制功能、辅助动力功能以及应急动力功能，环境控制功能主要为座舱、设备舱、电子舱提供制冷量，辅助动力功能主要为电子设备提供电能以及为环境控制功能供气，应急动力功能主要在故障时提供电能。

(2) 综合一体化热/能量管理系统需满足高性能飞机的性能需求：1. 需寻找新的热沉替

代传统热沉中的冲压空气，辅以燃油冷却；2. 需向综合化发展，尽可能集成传统分散机载机电系统；3. 需包括地面维护功能，提高飞机可维护性。

(3) 综合一体化热/能量管理系统在全飞行包线内的工作模式为：发动机起动模式、辅助动力模式、巡航模式、作战模式以及应急动力模式。

(4) 综合一体化热/能量管理系统的顶层设计理念：1. 需具备综合前传统分散机载机电系统的功能；2. 需满足未来飞机的性能需求；3. 需根据飞机的不同飞行状态有相应的工作模式。

第三章 综合一体化热/能量管理系统方案设计

本章通过分析国外先进的综合热管理方案,根据综合一体化热/能量管理系统顶层设计理念,提出综合一体化热/能量管理系统方案,对该方案的结构进行研究,并分析其在各工作模式下的工作原理,划分系统边界,提出综合一体化热/能量管理系统顶层设计方法。

3.1 国外综合热管理方案分析

1. 罗克韦尔方案

罗克韦尔公司在联信、汉密尔顿标准、通用电气、霍尼韦尔、桑德斯特朗等供应商的帮助下,提出燃油、液压、环控等子系统的综合技术方案。

综合闭式环境控制系统是罗克韦尔公司综合技术方案的核心。它包括一个闭式蒸发循环制冷回路,几个排热传输回路,两个闭式和一个开式航空电子设备传热回路,一个座舱传热回路和一台基于数字控制系统的计算机。在综合闭式环境控制系统中,环境控制系统设计被最优化,并且和与环境控制系统有关的子系统完全综合,同时最大限度地利用飞机现有的数据。

这套综合闭式环境控制系统使用由电马达驱动的蒸发循环系统,为航空电子设备和座舱热载荷提供热库。循环空气带走座舱的热量,航空电子设备通过制冷剂回路把热量排入蒸发循环系统。这种设计的目的是减少引气消耗和工作能量损失。此外,该系统还允许在最低限度地增加工作巡视的情况下,提高制冷能力。另一个主要优点是用于航空电子设备和飞行关键发动机电子设备的液体冷却回路综合,维持稳定的温度。目前安装在发动机上的电子设备通过专用的燃油冷却回路来冷却。然而,在飞行过程中燃油冷却回流的温度变化很大。保持发动机电子元件的温度基本不变,将极大地提高系统的可靠性。把飞行关键电子设备的液体冷却用于发动机电子的潜在优点是:省去了安装在发动机的电子设备专用燃油冷却回路。由于降低了发动机电子设备的温度而提高了可靠性。

由于密封和流体技术的提高,提供了无泄漏的液压和环境控制系统。蒸发循环冷却剂回路与液压系统回油回路的综合已被证实是可能的。此概念提倡环境控制、液压、发动机系统间元件具有通用性,以降低重量和后勤成本。由于环境控制系统的余度增加了,其可靠性也得到了提高。通过使用共同的碳氢液体,如聚 α -烯烃(PAO)二聚物-三聚物混合物(MIL-H-83282)和三氟氯乙烯,为环境控制系统提供良好的传热,为液压系统提供不可燃的液体。通用的碳氢液体还给飞机和发动机作动系统提供良好的高温液压,并给综合闭式环境控制系统蒸发循环压缩机提供中间热库。这样对于发动机有很多好处:(1)取消了安装在发动机变速箱上的液压泵;(2)通过增加余度,提高了发动机喷嘴作动系统的安全性;(3)降低了重量;(4)降低了成本;(5)更有效地使用液压动力。

但是该方案缺陷也很明显：(1) 只使用燃油作为热沉，燃油负荷较大，并且在飞行过程中燃油温度变化较大，不利于燃油燃烧；(2) 缺少热/能量管理的概念，忽视了电能系统中的作用，无法达到能量优化的目的。

2. 诺斯罗普公司方案

该方案把高效发电、热管理和控制系统结构作为系统综合的主要方面。参加该公司的还有联信航宇公司、桑特斯脱朗航宇公司和 GE 飞机发动机公司。这项研究引出三个相似的战斗机布局：近期的（1996 年），中期的（2005 年）和远期布局。中期的布局将在技术风险和工程成果之间达到最佳平衡。该研究方案包括起动/发电机，与闭环蒸汽循环式环境控制系统相连的组合动力装置和作动飞行控制舵面的电子作动器。因而，采用该方案后将取消装在飞机骨架上的附件驱动装置和集中式液压系统。

该方案值得注意的特点是，试图用循环的高温燃油来冷却不同的部件，也考虑广泛地使用表面冷却技术。该方案的另一特点是强调了与多电飞机计划的一致性。该方案汇集了多电飞机、飞机管理系统和热管理等技术，并打算进行联合试验以鉴定综合系统的性能。但目前缺少相关文献对其进行描述。

3. 麦道公司方案

该方案把辅助动力装置环境控制系统和装在飞机骨架上的附件驱动装置组合在一起，构成一个称之为热/能量管理组件的装置。该装置将提供所有辅助功率、应急功率、热管理和发动机起动功能。参加该公司的还有普惠公司和联信航宇公司。

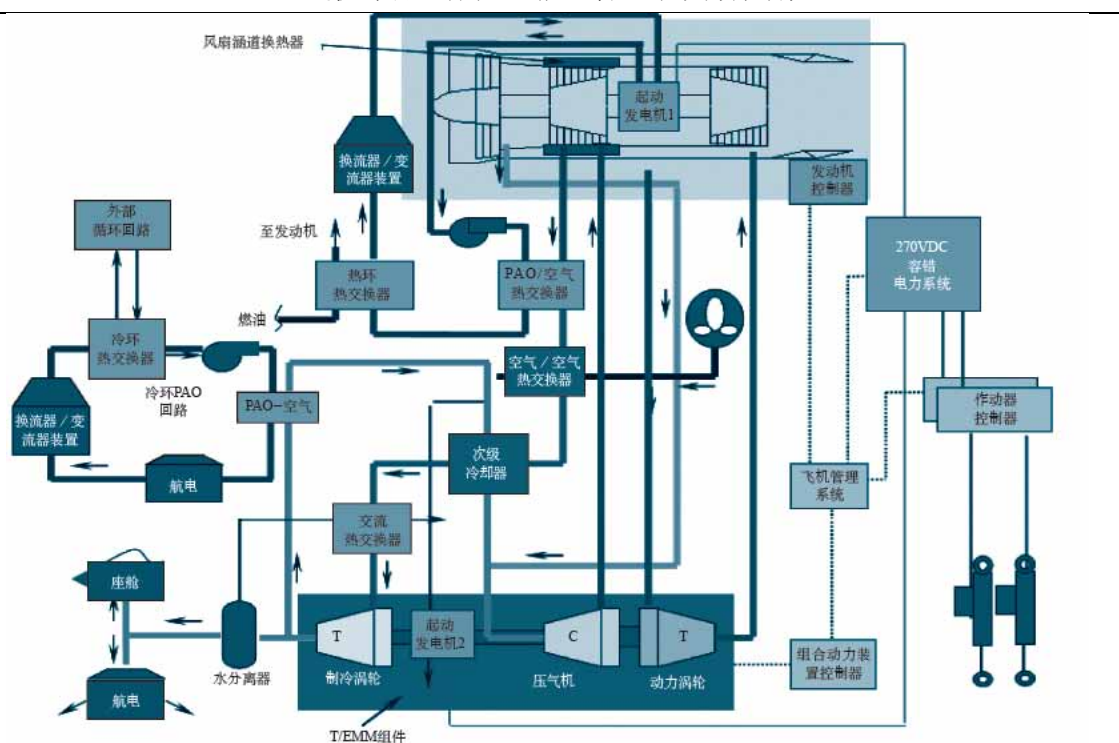
上述热/能量管理组件成为一种新的能量分系统的核心，靠发动机压气机的放气产生功率。发动机的放气在驱动热/能量管理组件后在发动机排气装置处排出。由于该组件具有双工作模式燃烧室，因而也能在发动机不工作时或峰值负载期间产生功率。

热/能量管理组件是一个带有一个压气机和两个涡轮的单轴机械装置。其中，压气机将为气体系统和闭式空气循环致冷装置提供高压空气；动力涡轮和压气机与直接驱动的发电机相连；冷却涡轮采用套筒轴。该组件还包括两个液压泵和必需的热交换器。

各分系统的控制器将组合到飞机管理系统中去，以便使综合系统的性能更优和共享诊断信息。另外氧气和氮气分离和产生系统也将组合在单个组件中去。

该方案将用于双发动机的多用途战斗机，与现代战斗机的传统机载机电系统相比，热/能量管理组件系统将使能量分系统的重量减轻 25%，系统的保障费用减少 50%，产生功率和冷却的能力提高 2 倍。因而，这个方案有很大的技术风险，但其潜在的成果也很高。^[44]

4. 洛克希德·马丁方案

图 3.1 洛克希德·马丁方案示意图^[38]

该方案一大特点是取消冲压空气换热器，把换热器综合到发动机的风扇涵道中。这种设想的优点：冲压空气换热器的位置可安防关键性的航空电子系统或装更多的燃油；取消冲压空气进口和出口能改善飞机的性能，减少飞机的阻力。另外，只要发动机在工作，就迫使空气经过风扇涵道换热器。

洛克希德·马丁战术飞机系统部的工程师们设想了一个基本的综合子系统。包括一个三轮涡轮，在一个轴上综合了一个压缩机、一个制冷涡轮和一个完整的起动/发电机。在飞行中，这个系统以一个闭环循环。冷空气流到 PAO-空气换热器，为液体冷却的航空电子和发电机变压器/转换器提供制冷（飞行中模式仍在工作中）。此外，还从系统中抽取冷空气为飞行航空电子和座舱制冷。系统还包括装在一起的起动/发电机。

该方案也将把辅助动力装置和应急动力装置的功能组合在组合动力装置之中。该组合动力装置配有双工作模式的燃烧室，并驱动一台开关磁阻起动/发电机以提供电力。由于采用该综合方案后减少了部件数量，从而减轻重量，提高了可靠性。该方案已经证明可以使用，F-35 采用的综合热管理系统基本与之相同。

将上述四大公司综合热管理方案比较，可以发现，罗克韦尔公司、诺斯罗普公司以及麦道公司的方案都存在一定的缺陷或较大的技术风险，洛克希德·马丁方案不仅能够满足高性能的性能需求，并且技术较为成熟，国外已证明可投入工程应用，所以本文将洛克希德·马丁方案作为本文研究的综合一体化热/能量管理系统方案。

3.2 综合一体化热/能量管理系统方案设计

经过 3.1 节对四大公司设计方案的分析，根据综合一体化热/能量管理系统设计理念，本文将洛克希德·马丁方案作为本文研究的综合一体化热/能量管理系统，其示意图如图 3.2 所示，本文将对该系统进行研究。

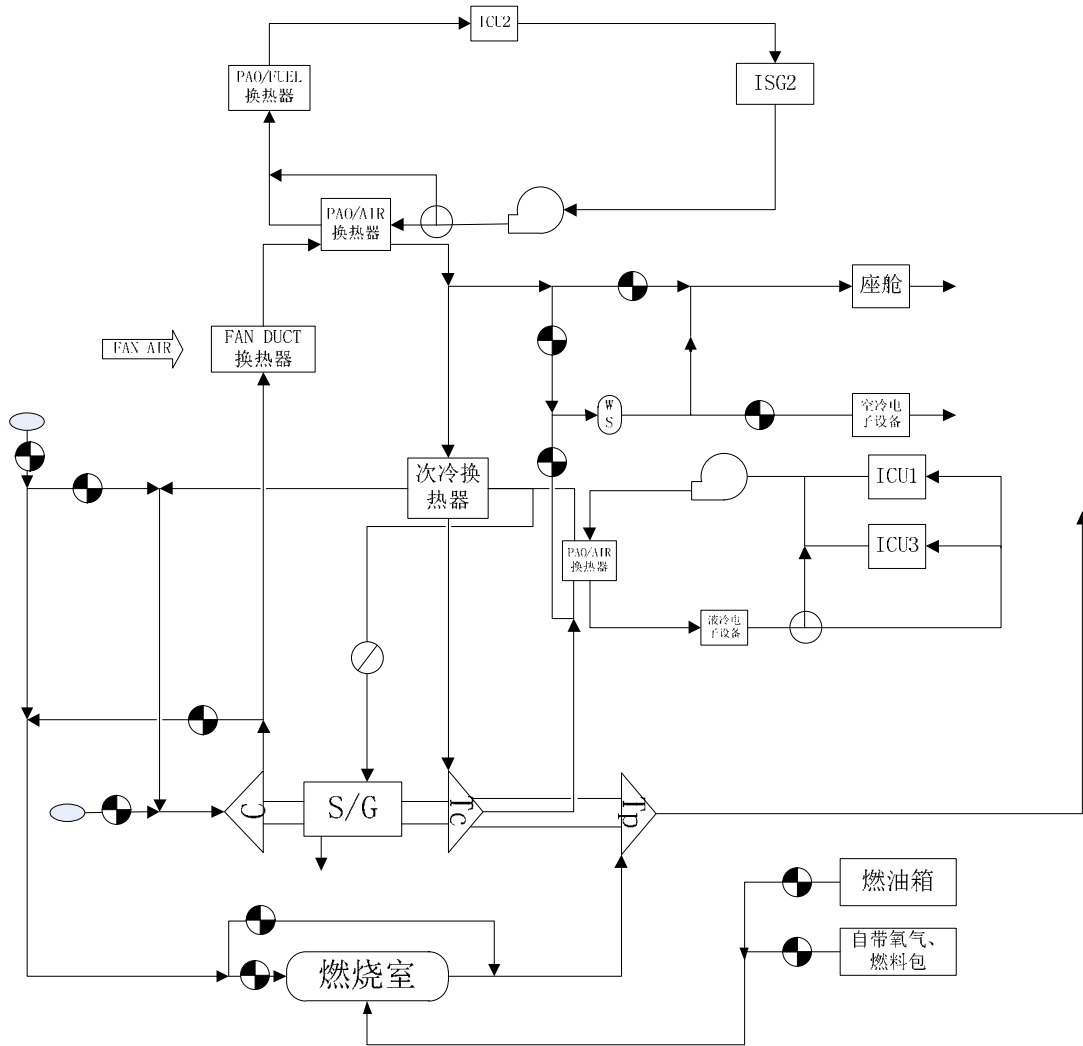


图 3.2 综合一体化热/能量管理系统示意图

综合一体化热/能量管理的核心是综合动力/热管理组件，它是一个组合式的涡轮动力装置（也称热管理型组合动力装置），包含一个双模态燃烧室、一个压气机、一个动力涡轮和一个制冷涡轮，压气机、动力涡轮和制冷涡轮三个高速旋转机械装在同一根轴上。一个组合的起动/发电机也装在这一根轴上，用于提供电能需求。它的涡轮机械中既包括提供辅助动力和应急动力的压气机和动力涡轮，也包含提供冷却空气的压气机和制冷涡轮。

该系统从发动机低压级引气^[38]，经过阀门后分为两路，一路进入动力涡轮，为整个系统提供能量，若所需能量较高，则经过燃烧室增温增压；另一路经过压力调节阀门进入闭合回路

系统，补充冷却座舱、设备舱的空气。闭合回路系统与补气混合后进入压气机，经过风扇涵道换热器、燃油冷却换热器以及次冷换热器，冷却后的气体进入涡轮降温降压，涡轮出口的低温低压气体一路经过电子冷却换热器以及次冷换热器，与补气混合，形成整个闭合回路；另一路用于为设备舱、座舱提供制冷量，称为冷路，冷路气流经水分离器除水，进入设备舱及座舱，进入座舱的气流为了保证达到人体的舒适度，需要燃油冷却换热器后引出的热路掺混调节进入座舱气流温度，为防止水分离器前结冰，水分离器前热路分一路与冷路混合，该路上装有防冰阀门。为了实现发动机起动模式，在系统中压气机前有一路用于从外界大气引气。由于燃油循环及电子冷却循环不在本文研究的范围内，故不对其进行介绍。

3.3 综合一体化热/能量管理系统工作原理

在初步了解综合一体化热/能量管理系统的系统结构和总体工作方式的基础上，结合综合一体化热/能量管理系统的需求，本节将分析综合一体化热/能量管理系统在五个工作模式下的工作原理。

3.3.1 发动机起动模式下工作原理

综合一体化热/能量管理系统在发动机起动模式下的工作原理图如图 3.3 所示。在主发动机未起动或 9000 以下主发动机发生故障时，由综合一体化热/能量管理系统为主发动机发电，启动主发动机。在该模式下，起动/发电机（S/G）利用电池的电能带动压气机-涡轮组件，压气机（C）以开环模式工作，将外界空气压缩后送入燃烧室，燃油和压缩空气在燃烧室混合燃烧，燃烧后的气体进入动力涡轮（Tp）进行膨胀，膨胀产生的功驱动动力涡轮。动力涡轮一旦加速到初始速度，起动机/发电机转变为发电机，综合动力/热管理组件进入正常工作状态。此时，综合动力/热管理组件输出电功，启动主发动机。

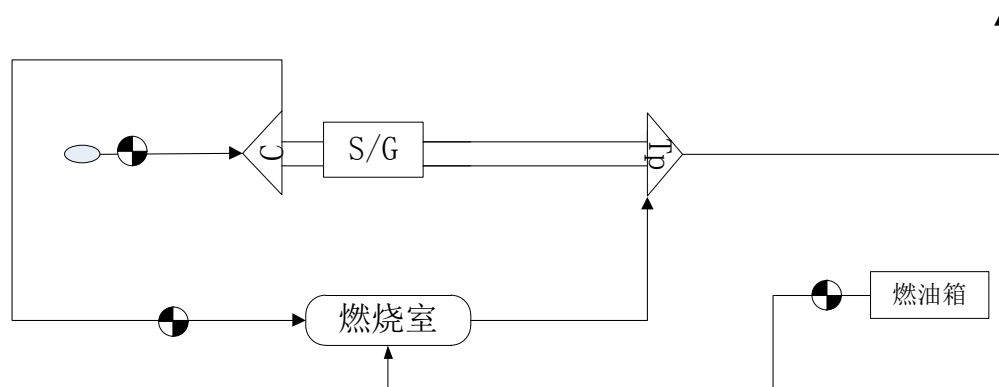


图 3.3 发动机起动模式下工作原理图

3.3.2 辅助动力模式下工作原理

综合一体化热/能量管理系统在辅助动力模式下的工作原理图如图 3.4 所示，辅助动力模

式包括地面维护状态及起飞、降落两个飞行状态。综合一体化热/能量管理系统在地面维护时工作，为飞机提供电能，并为座舱、设备舱、电子舱等制冷，减少了地面设备，大大提高了飞机的可维护性。在起飞过程中，飞机对主发动机的功率需求很大，但传统飞机仍需主发动机提供飞机所需电能，降低了主发动机的工作效率，为保证飞机燃油消费比最大，综合一体化热/能量管理系统进入辅助动力模式，为飞机提供电能，减轻主发动机负担。在降落过程中，由综合一体化热/能量管理系统为飞机提供电能，飞机可关闭主发动机，节约燃料，提高效率。

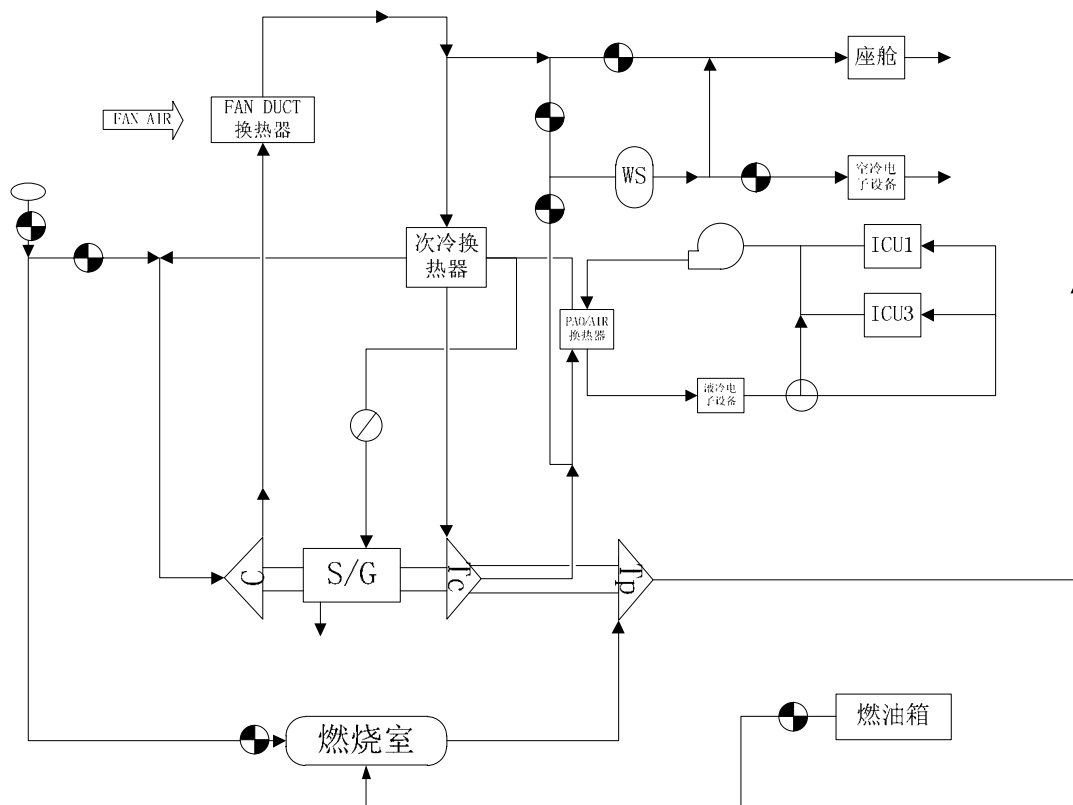


图 3.4 辅助动力模式下工作原理图

在该模式下，系统压气机低压级引气，利用压力调节阀调节压力，调节后的气流分为两股，一股进入燃烧室，进入动力涡轮，作为动力驱动动力/热管理组件工作，一股进入压气机增温增压，随后通过风扇涵道换热器降温，冷却后的气流分为冷路和热路，热路气体用于调节座舱/设备舱温度，冷路气体经过次冷换热器，最后进入冷却涡轮（Tc）降温降压，低温气流分别进入混合室和冷却电机控制器回路，进入混合室的冷却气流分别进入座舱/设备舱，冷却电机控制器的气流再经过次冷换热器，并分流冷却电机，最终同引气混合，提高冷却效率。

3.3.3 巡航模式下工作原理

综合一体化热/能量管理系统在巡航模式下的工作原理如图 3.5 所示。当飞机处于巡航状态时，综合一体化热/能量管理系统进入巡航模式，此时飞机有大量闲置的电能，起动/发电机

飞机综合一体化热/能量管理系统方案研究

作为电动机使用，利用闲置电能驱动涡轮轴，以减少压气机引气，提高发动机效率，整个系统主要由电能做功，发动机引气不经过燃烧室，直接进入动力涡轮提供动能，减少燃油消耗。

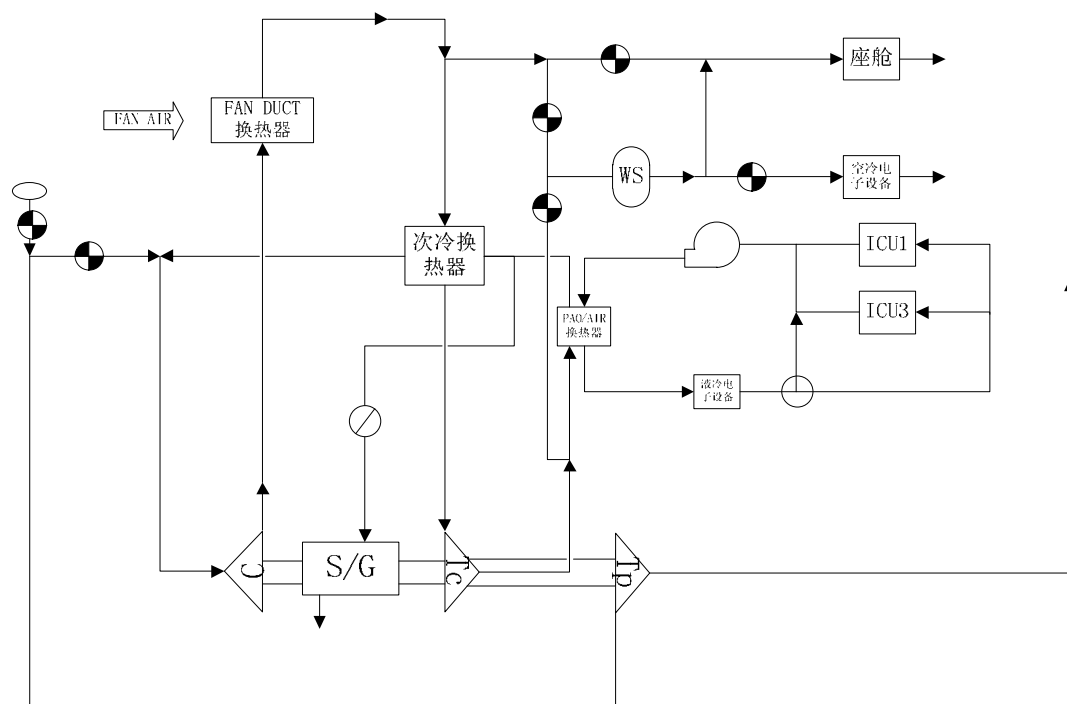


图 3.5 巡航模式下工作原理图

在该模式下，系统压气机低压级引气，利用压力调节阀门调节压力，调节后的气流分为两股，一股进入动力涡轮，作为动力驱动动力/热管理组件工作，一股进入压气机增温增压，随后通过风扇涵道换热器降温，冷却后的气流分为冷路和热路，热路气体用于调节座舱/设备舱温度，冷路气体经过次冷换热器，最后进入冷却涡轮降温降压，低温气流分别进入混合室和冷却电机控制器回路，进入混合室的冷却气流分别进入座舱/设备舱，冷却电机控制器的气流再经过次冷换热器，并分流冷却电机，最终同引气混合，提高冷却效率。

3.3.4 作战模式下工作原理

综合一体化热/能量管理系统在作战模式下的工作原理图如图 3.6 所示。飞机在作战时，对主发动机的要求较高，为了保证主发动机高机动性，由综合一体化热/能量管理系统为飞机提供电能。由于此时飞机需要长时间冲刺，风扇涵道空气温度较高，降低了可用的热沉量，但是此时燃油流量很大，所以利用燃油作为热沉。

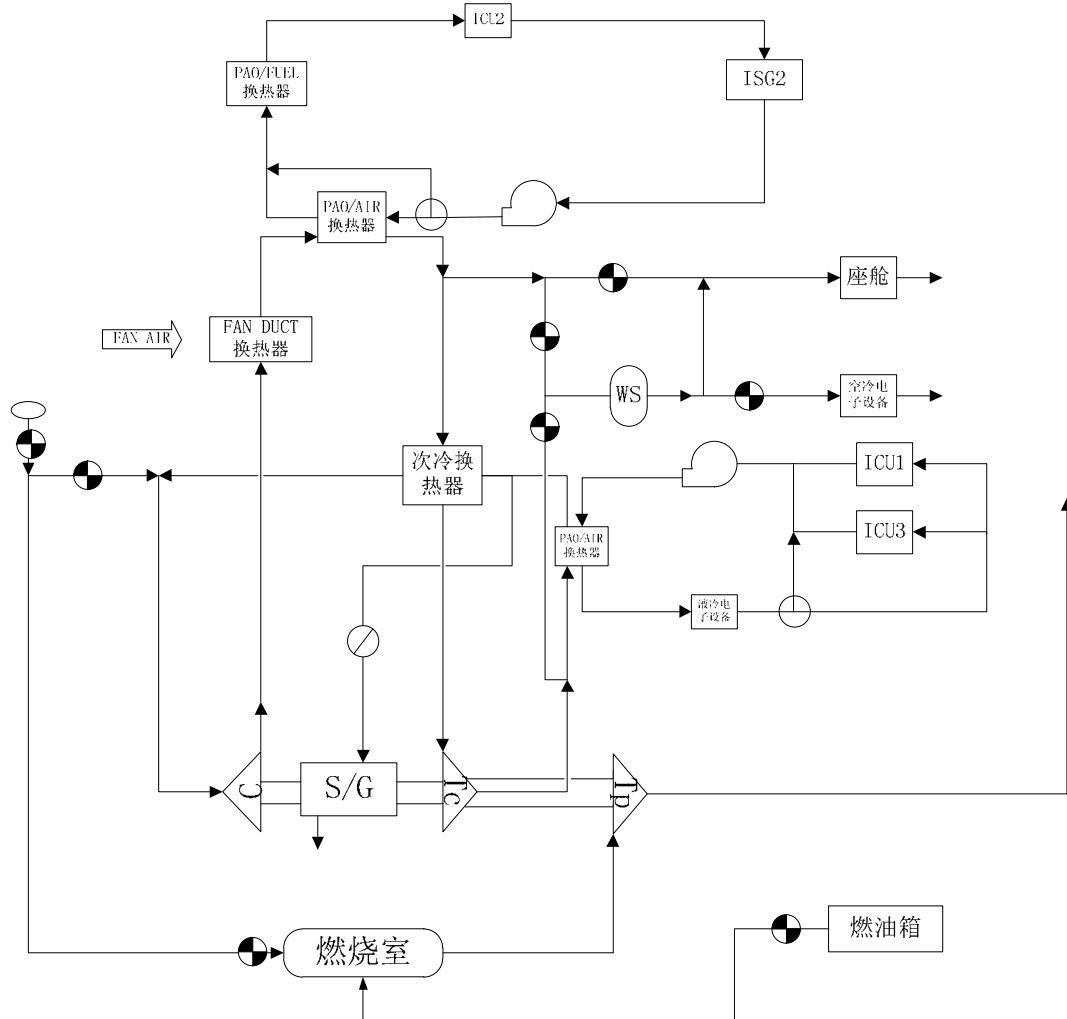


图 3.6 作战模式下工作原理图

在该模式下，系统压气机低压级引气，利用压力调节阀门调节压力，调节后的气流分为两股，一股进入燃烧室，进入动力涡轮，作为动力驱动动力/热管理组件工作，一股进入压气机增温增压，随后依次通过风扇涵道换热器、燃油冷却换热器降温，冷却后的气流分为冷路和热路，热路气体用于调节座舱/设备舱温度，冷路气体经过次冷换热器，最后进入冷却涡轮 Tc 降温降压，低温气流分别进入混合室和冷却电机控制器回路，进入混合室的冷却气流分别进入座舱/设备舱，冷却电机控制器的气流再经过次冷换热器，并分流冷却电机，最终同引气混合，提高冷却效率。

3.3.5 应急动力模式下工作原理

综合一体化热/能量管理系统应急动力模式下的工作原理图如图 3.7 所示。主发动机发生故障（高度大于 9km）时，综合一体化热/能量管理系统需要迅速重新启动主发动机，此时系统进入应急动力模式，使用自带燃料和氧化剂，产生高温高压气体进入动力涡轮，驱动综合动

力/热管理组件，产生电能为飞机关键电子设备提供电能，并重新启动主发动机。自带燃料与燃油性质不同，故综合一体化热/能量管理系统使用的是双模态燃烧室，可适应不同工作燃料需求。

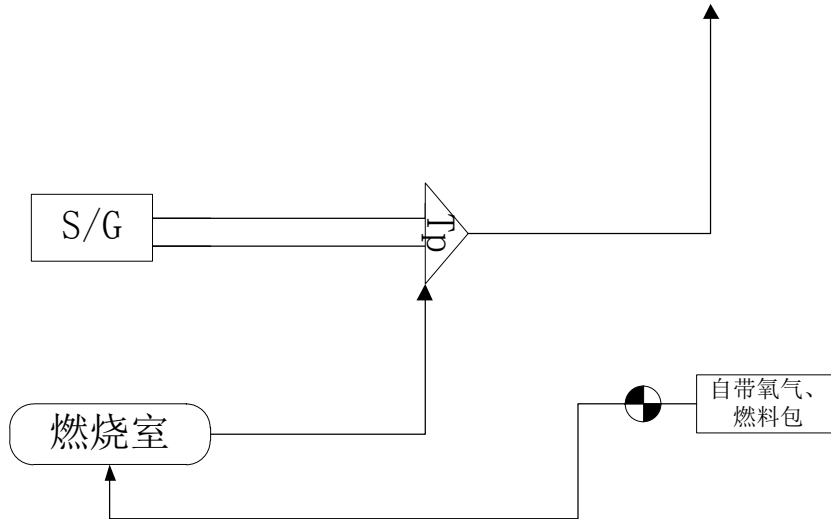


图 3.7 应急动力模式下工作原理图

3.4 综合一体化热/能量管理系统边界划分

系统边界是指整个热管理系统能量输入的来路、输出的去向。确定系统边界，不仅能更清晰地理解整个系统，方便建立系统模型，也能为日后评价综合一体化热能量管理系统打下基础。基于之前工作提出的综合一体化热能量管理系统五个工作模式——发动机起动模式，辅助动力模式，巡航模式，作战模式，应急动力模式的工作原理，确定五个工作模式的系统边界。

3.4.1 发动机起动模式边界划分

发动机起动模式主要是利用高温高压气体驱动动力涡轮带动起动/发电机为主发动机提供电能，其边界如图 3.8 所示，图中“○”表示能量输入，“□”表示能量输出，下同。基于其工作原理，发动机起动模式能量来源为引气的外界大气及提供燃油的燃油箱，能源去向为从动力涡轮排出到外界大气及发电机产生的电能。

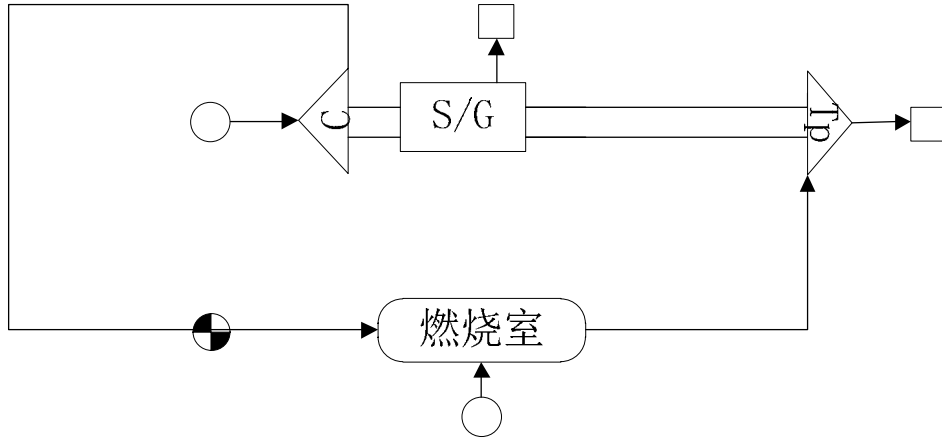


图 3.8 发动机起动模式下工作原理图

3.4.2 辅助动力模式边界划分

辅助动力模式主要是通过高温高压气体驱动涡轮带动起动/发电机为飞机提供电能以及为座舱、设备舱提供制冷气体，其边界如图 3.9 所示。基于其工作原理，辅助动力模式能量来源为引气的压气机低压级、风扇涵道及提供燃油的燃油箱，能源去向为从动力涡轮排出到空气二级通道，风扇涵道，冷却发电机排到外界大气，冷却电机控制器的电机冷却回路，发电机产生的电能，座舱及设备舱。

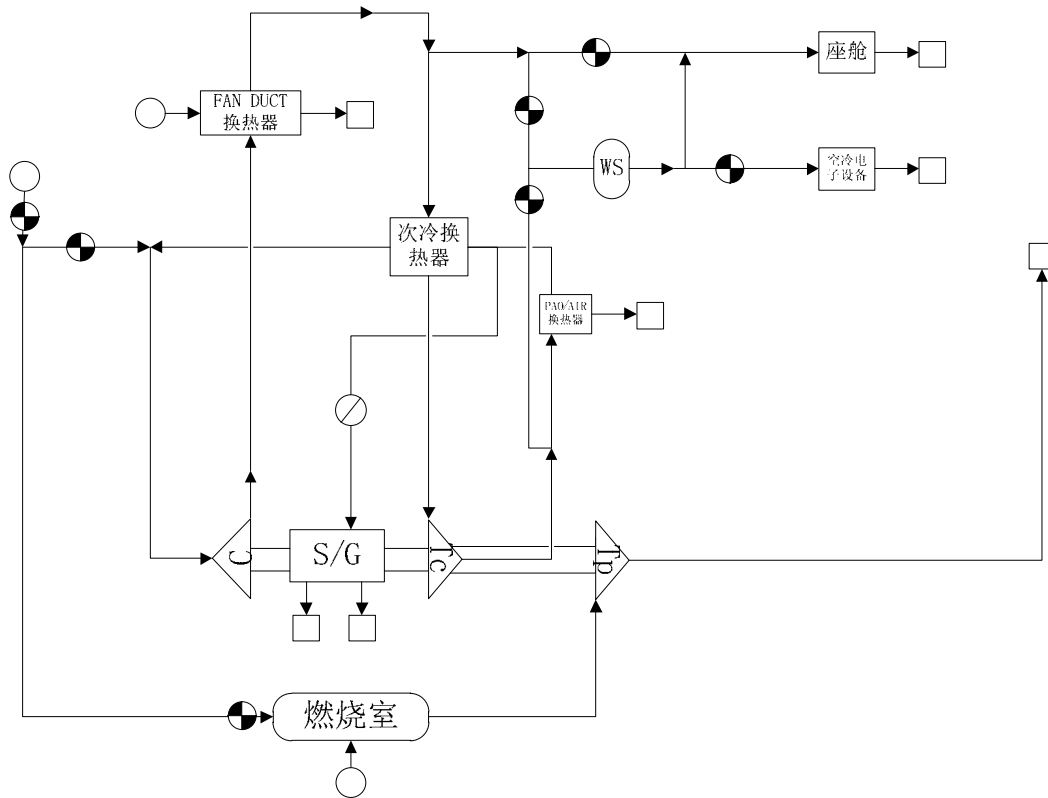


图 3.9 辅助动力模式下工作原理图

3.4.3 巡航模式边界划分

巡航模式主要是为座舱、设备舱提供制冷气体，为了减少压气机引气，提高发动机效率，使用闲置电能驱动涡轮，其边界如图 3.10 所示。基于其工作原理，巡航模式能量来源为引气的压气机低压级、风扇涵道及飞机的闲置电能，能源去向为从动力涡轮排出到空气二级通道、风扇涵道、冷却发电机排到外界大气、冷却电机控制器的电机冷却回路、座舱及设备舱。

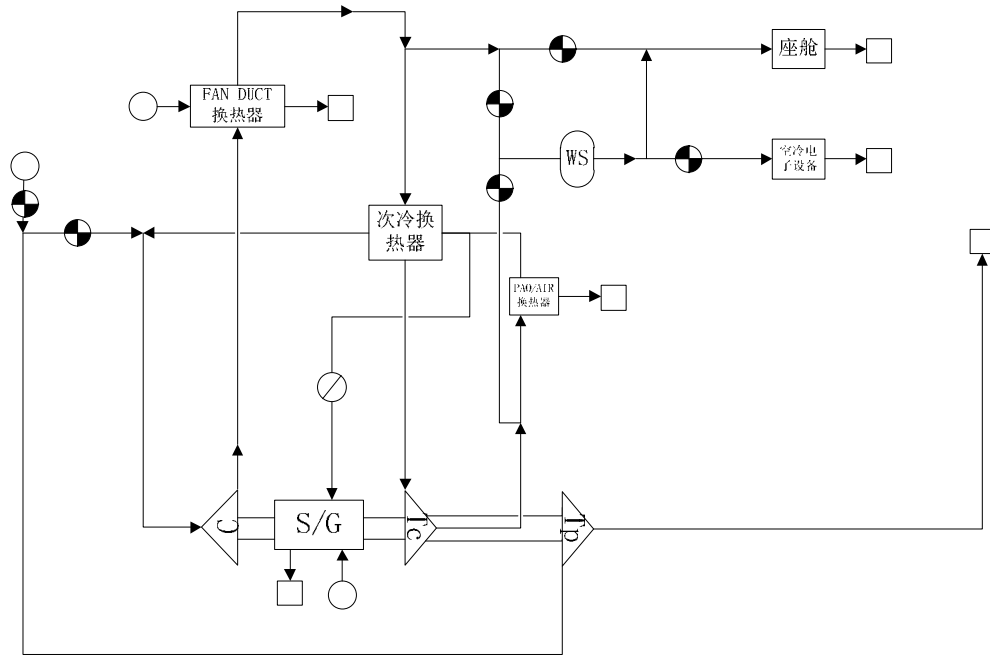


图 3.10 巡航模式下工作原理图

3.4.4 作战模式边界划分

作战模式主要是为座舱、设备舱提供制冷气体，此时风扇涵道空气温度较高，风扇涵道空气作为热沉不足以冷却座舱及设备舱，但此时燃油量较大，故使用燃油作为热沉，其边界如图 3.5 所示。基于其工作原理，作战模式能量来源为引气的压气机低压级、风扇涵道、提供燃油的燃油箱及燃油冷却回路，能源去向为从动力涡轮排出到空气二级通道、风扇涵道、冷却发电机排到外界大气、发电机产生的电能、冷却电机控制器的电子冷却回路、座舱及设备舱。

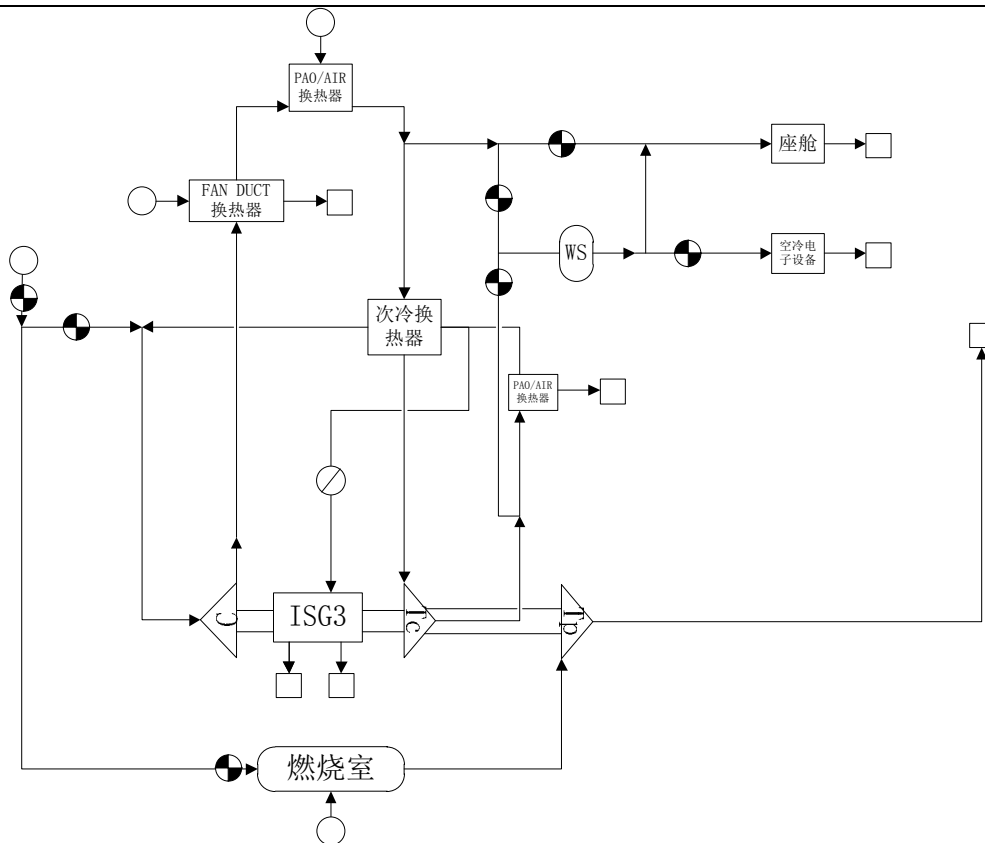


图 3.11 作战模式下工作原理图

3.4.5 应急动力模式边界划分

应急动力模式是在飞机在 9km 以上出现故障时为主发动机提供电能使其快速重新启动，其边界如图 3.12 所示。基于其工作原理，应急动力模式能量来源为自带氧化剂和燃料包，能源去向为从动力涡轮排出到外界大气及发电机产生的电能。

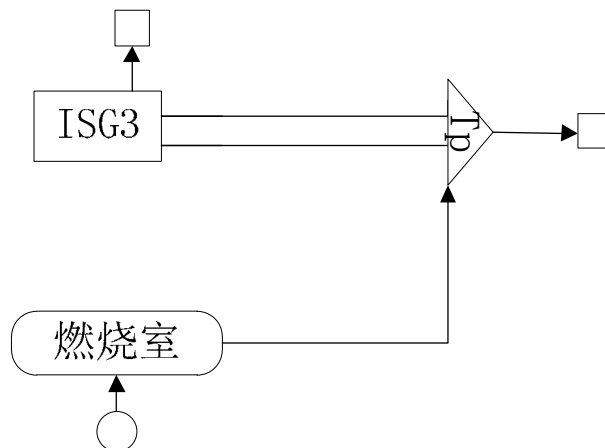


图 3.12 应急动力模式下工作原理图

3.5 本章小结

本章通过分析美国先进综合热管理系统的优劣，根据综合一体化热/能量管理系统设计理念，提出了本文研究的综合一体化热/能量管理系统，具体阐述了综合一体化热/能量管理系统方案，依此研究了在五个工作模式下综合一体化热/能量管理系统的工作原理，并划分了系统边界，得到了综合一体化热/能量管理系统的顶层设计方法，为系统仿真打下基础。主要研究内容如下：

(1) 通过分析美国主要的综合热管理设计方案，根据综合一体化热/能量管理系统设计理念，提出了本文研究的综合一体化热/能量管理系统；

(2) 具体阐述了综合一体化热/能量管理系统方案系统结构以及总体工作方式，在此基础上研究了综合一体化热/能量管理系统在五个工作模式下的工作原理，依此划分了综合一体化热/能量管理系统的边界，了解了系统能量的输入及输出，为系统优化及评价奠定基础，研究结果如表 3.1 所示。

表 3.1 综合一体化热/能量管理系统能量输入/输出列表

工作模式	飞行状态	能量输入	能量输出
发动机 起动模式	发动机起动	外界大气、燃油箱	外界大气、电能
	9km 以下故障		
辅助动力 模式	地面维护	压气机低压级、风扇涵道、燃油箱	空气二级通道，风扇涵道，外界大气，电机冷却回路，电能，座舱、设备舱
	起飞		
	降落		
巡航模式	巡航	压气机低压级、风扇涵道、电能	空气二级通道、风扇涵道、外界大气、电机冷却回路、座舱、设备舱
作战模式	作战	压气机低压级、风扇涵道、燃油箱及燃油冷却回路	空气二级通道、风扇涵道、外界大气、电能、电子冷却回路、座舱、设备舱
应急动力 模式	9km 以上故障	自带氧化剂、自带燃料包	外界大气、电能

(3) 经过上述研究得到综合一体化热/能量管理系统的顶层设计方法：1. 研究系统整体结构；2. 研究系统各工作模式下的原理；3. 划分系统边界。

第四章 综合一体化热/能量管理系统仿真平台建立及设计计算方法研究

本章通过建立综合一体化热/能量管理系统内各部件的数学模型，利用 Matlab/Simulink 模块将系统各部件模块化，建立系统的仿真平台，以供综合一体化热/能量管理系统进行仿真计算，为未来系统仿真打下基础。提出综合一体化热/能量管理系统的设计计算方法，基于系统仿真平台进行设计计算。

4.1 综合一体化热/能量管理系统部件模型建立

综合一体化热/能量管理系统包含的部件较多，但除热交换器外的其他部件热惯性较小，基本可忽略^[45]，本文目前仅对综合一体化热/能量管理系统特性进行研究，故仅建立系统内部件的稳态模型。

1. 涡轮数学模型

由于涡轮本身结构较为复杂，本文采用一种类似于“黑箱”的建模方法。此方法不必考虑涡轮的内部结构，只考虑流量、温度和压力等的关系，根据涡轮特性曲线建模。

涡轮出口热力学温度计算公式：

$$T_{\text{out}} = T_{\text{in}}[1 - \eta_{\text{T}}(1 - \pi_{\text{T}}^{-0.286})] \quad (4-1)$$

式中： T 为温度，K； η_{T} 表示涡轮的绝热效率； π_{T} 表示涡轮膨胀比。

涡轮输出功率计算公式

$$W_{\text{T}} = \eta_{\text{m}} q c_{\text{p}} (T_{\text{in}} - T_{\text{out}}) \quad (4-2)$$

式中： q 为质量流量，kg/s； c_{p} 为定压比热，kJ/(kg·°C)； η_{m} 为机械效率（可达0.95~0.98）。

涡轮的特性曲线^[1]

$$\eta_{\text{T}} = f_{\text{T}\eta} \left(\frac{q\sqrt{T_{\text{in}}}}{p_{\text{in}}}, \frac{n}{\sqrt{T_{\text{in}}}} \right) \quad (4-3)$$

$$\pi_{\text{T}} = f_{\text{T}\pi} \left(\frac{q\sqrt{T_{\text{in}}}}{p_{\text{in}}}, \frac{n}{\sqrt{T_{\text{in}}}} \right) \quad (4-4)$$

式中： p 表示压力，Pa； n 为转子转速，rpm。

2. 压气机数学模型

压气机的数学模型与涡轮类似，根据压气机特性曲线建模。

压气机出口热力学温度计算公式：

$$T_{\text{out}} = T_{\text{in}} \left(1 + \frac{\pi_{\text{C}}^{0.286} - 1}{\eta_{\text{C}}} \right) \quad (4-5)$$

式中： η_{C} 表示涡轮的绝热效率； π_{C} 表示涡轮膨胀比；

压气机消耗功率计算公式

$$W_{\text{T}} = \frac{q c_{\text{p}} (T_{\text{out}} - T_{\text{in}})}{\eta_{\text{m}}} \quad (4-6)$$

压气机的特性曲线^[1]

$$\eta_C = f_{C\eta} \left(\frac{q\sqrt{T_{in}}}{p_{in}}, \frac{n}{\sqrt{T_{in}}} \right) \quad (4-7)$$

$$\pi_C = f_{C\pi} \left(\frac{q\sqrt{T_{in}}}{p_{in}}, \frac{n}{\sqrt{T_{in}}} \right) \quad (4-8)$$

3. 起动/发电机数学模型

在综合一体化热/能量管理系统中，起动/发电机与压气机、涡轮共轴转动，本文不对起动/发电机具体内部结构进行研究，将起动/发电机作为电能输入/输出装置，电能输入时电能 $W < 0$ ，电能输出时电能 $W > 0$ ，起动/发电机消耗/输出功率计算公式：

$$W_e = \begin{cases} W\eta_e & W > 0 \\ W/\eta_e & W < 0 \end{cases} \quad (4-9)$$

式中： W 为电能， W ； η_e 为机电转换效率。

4. 压气机-涡轮组件数学模型

本文研究的压气机-涡轮组件为三轮系统，并在轴上有一个共轴起动/发电机，由功率平衡（动力涡轮功+冷却涡轮功=压气机功+发电机功），即：

$$3.5Rq_{Tc}T_{Tc,in}(1 - \pi_{Tc}^{-0.286})\eta_{Tc}\eta_m + 3.5Rq_{Tp}T_{Tp,in}(1 - \pi_{Tp}^{-0.286})\eta_{Tp}\eta_m = 3.5Rq_cT_{c,in}\frac{\pi_c^{0.286}-1}{\eta_c} + W_e \quad (4-10)$$

式中： R 为气体常数， $J/(kg \cdot K)$ 。

经过公式变换，得到组件压比：

$$\begin{aligned} \pi_B &= \frac{p_{c,in}}{p_{Tc,out}} \\ &= \frac{\theta}{\pi_C} \left[1 - \frac{q_c}{q_{Tc}} \frac{T_{c,in}}{T_{Tc,in}} \frac{(\pi_c^{0.286}-1)}{\eta_m\eta_c\eta_{Tc}\eta_{Tp}} + \frac{q_{Tp}}{q_{Tc}} \frac{T_{Tp,in}}{T_{Tc,in}} \frac{(1-\pi_{Tp}^{-0.286})\eta_{Tp}}{\eta_{Tc}} - \frac{W\eta_e 0.286}{Rq_{Tc}T_{Tc,in}\eta_{Tc}\eta_m} \right] \end{aligned} \quad (4-11)$$

式中 θ 为压气机出口压力与涡轮进口压力之比，即

$$\theta = \frac{p_{c,out}}{p_{t,in}} \quad (4-12)$$

5. 座舱（设备舱）数学模型^[46]

在计算座舱和设备舱入口温度时，借鉴国外四代机能量需求，给定座舱、设备舱的热载荷，座舱、设备舱空气的热平衡方程：

$$Q = q_{m,bl}c_p(T_{out} - T_{in}) \quad (4-13)$$

式中： Q 为座舱、设备舱热载荷， kW ； $q_{m,bl}$ 为供气流量， kg/s ； T_{out} 为排气温度， K ； T_{in} 为进口温度， K 。

根据空气的热平衡方程（4-13）以及小容积座舱驾驶员周围（设备舱）平均温度 T_{en} 与座舱排气温度 T_{out} 的关系可得座舱进口温度

$$T_{in} = T_{en} - \frac{\theta_0 Q}{q_{m,bl}c_p} \quad (4-14)$$

式中： θ_0 为座舱（设备舱）空气利用系数。对早期环境控制系统设计和分析，可取 $\theta_0=0.85$ ；座舱气流组织得很理想时， θ_0 可达 0.75。根据某型飞机座舱和系统的试验结果^[47]， θ_0 可按下式

计算

$$\theta_0 = 0.94 - 2.65 \times 10^{-4} q_{m,bl} \quad (4-15)$$

式中, $q_{m,bl}$ 的单位为 kg/h。

6. 热交换器数学模型^[46]

本文用热交换器效率表征热交换器的特性, 与压气机、涡轮数学模型相似, 根据热交换器特性曲线建模。无相变的热交换器效率公式如下:

$$\eta = \frac{T_{h,in} - T_{h,out}}{T_{h,in} - T_{c,in}} \quad (4-16)$$

有相变的热交换器效率公式以比焓表示如下:

$$\eta_h = \frac{h_{h,in} - h_{h,out}}{h_{h,in} - h_{c,in}} \quad (4-17)$$

忽略散热损失, 为了计算其出口温度, 由能量守恒, 得到:

$$c_{ph} q_h (T_{h,in} - T_{h,out}) = c_{pc} q_c (T_{c,in} - T_{c,out}) \quad (4-18)$$

热交换器出口压力计算公式如下:

$$p_{out} = p_{in} - \Delta p \quad (4-19)$$

热交换器特性曲线:

$$\eta = f(q_c, q_h) \quad (4-20)$$

$$\Delta p = f(q) \quad (4-21)$$

7. 燃烧室数学模型

燃烧室结构较为复杂, 不同结构燃烧室有不同的计算方式, 为简化计算, 本文根据需求适当简化燃烧室模型。^[48]

假设经过燃烧室气流流量不变。燃烧室出口压力

$$p_{out} = p_{in} \sigma_b \quad (4-22)$$

式中: σ_b 为总压损失系数, 一般取 0.96~0.97。

在燃烧室中, 加给 1kg 空气的热量 Q 可用下式表示:

$$Q = H_L \xi_b \frac{q_{mf}}{q_m} \quad (4-23)$$

式中: H_L 为燃料的低热值, ξ_b 为燃烧室燃烧完全系数, q_{mf} 为每秒钟喷入燃烧室的燃油量, q_m 为每秒钟流过燃烧室的空气量。

加给 1kg 空气的热量等于空气总焓的增量。即:

$$Q = c_p (T_{out} - T_{in}) \quad (4-24)$$

将 (4-24) 代入 (4-23) 移项得:

$$T_{out} = \frac{H_L \xi_b}{c_p} \cdot \frac{q_f}{q_{in}} + T_{in} \quad (4-25)$$

8. 分叉管道数学模型

分叉管道压降较大, 不能忽略, 在本文的仿真平台上, 分叉管道的结构确定, 如图 4.1 所示, 在计算过程中, 先设定分叉管道的直径, 根据计算结果适当调整分叉管道直径以满足系统需求。经过分叉管道温度不变, 产生一定压降, 分叉管道的阻力系数可按下列公式(4-26)和(4-27)

计算^[49]。

对于直管：

$$\zeta_2 = \Delta p_{1-2} / \frac{\rho v_1^2}{2} \approx 0.35(1 - \frac{v_2}{v_1})^2 \quad (4-26)$$

式中：v 为管内流速。

对于侧管：

$$\zeta_3 = \Delta p_{1-3} / \frac{\rho v_1^2}{2} = A \left[1 + \left(\frac{q_3}{q_1} \cdot \frac{F_3}{F_1} \right)^2 - 2 \frac{q_3}{q_1} \cdot \frac{F_3}{F_1} \cos \alpha \right] \quad (4-27)$$

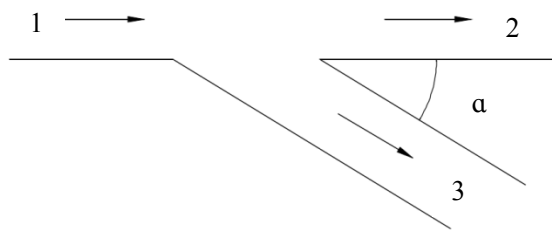


图 4.1 分叉管道示意图

式中：F 为管道截面积，m²； A 值见表 4.1。

表 4.1 分叉管道 A 值

F ₃ /F ₁	≤0.35		>0.35	
q ₃ /q ₁	≤0.4	>0.4	≤0.6	>0.6
A	(1.1~0.7)q ₃ /q ₁	0.85	(1.0~0.65)q ₃ /q ₁	0.6

经过分叉管道流量，由质量守恒有

$$q_1 = q_2 + q_3 \quad (4-28)$$

9. 阀门数学模型

在传统环境控制系统中以蝶形阀居多，所以本文以蝶形阀为首选，若不能达到要求再选择其他类型阀门，蝶形阀结构如图 4.2 所示，假设经过蝶形阀温度、流量不变，仅产生一定压降，阀门的阻力系数可按式(4-29)计算^[49]。

$$\zeta = \Delta p / \frac{\rho v_0^2}{2} = \frac{A}{Re} + (1 - \frac{50}{Re}) \zeta_{\kappa B} \quad (4-29)$$

式中：A = 120 [$\frac{1+0.5(1+\sin\delta)}{(1-\sin\delta)^2}$], $\zeta_{\kappa B} = (\frac{1.56}{1-\sin\delta} - 1)^2$, δ 为阀门开度。

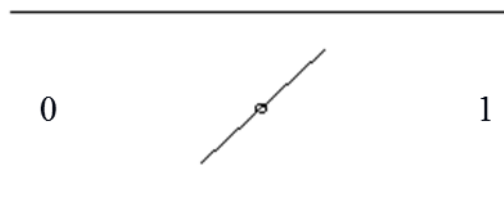


图 4.2 蝶形阀示意图

10. 汇合管道数学模型

汇合管道与分叉管道在设计性计算中计算方法相同，主要是为了确定三通管的直径，汇合管道结构如图 4.3 所示。经过汇合管道产生一定压降，公式如下^[49]。

对于直管：

$$\zeta_1 = \Delta p_{1-3} / \frac{\rho v_3^2}{1} = 1 + \left(\frac{F_3}{F_1}\right)^2 \left(1 - \frac{q_2}{q_3}\right)^2 - 2 \frac{F_3}{F_1} \left(1 - \frac{q_2}{q_3}\right)^2 - 2 \frac{F_3}{F_2} \left(\frac{q_2}{q_3}\right)^2 \cos\alpha \quad (4-30)$$

对于侧管：

$$\zeta_2 = \Delta p_{2-3} / \frac{\rho v_3^2}{2} = A \left[1 + \left(\frac{q_2}{q_3} \cdot \frac{F_3}{F_2}\right)^2 - 2 \frac{F_3}{F_1} \left(1 - \frac{q_2}{q_3}\right)^2 - 2 \frac{F_3}{F_2} \left(\frac{q_1}{q_3}\right)^2 \cos\alpha \right] \quad (4-31)$$

其 A 值见表 4.2。

表 4.2 汇合管道 A 值

F_2/F_3	0~0.4	0.4~1.0	
q_2/q_3	0~1.0	0~0.4	0.4~1.0
A	1.0	$(0.9\sim0.45) q_2/q_3$	0.55

由质量守恒，出口流量公式如下。

$$q_1 + q_2 = q_3 \quad (4-32)$$

汇合管道出口温度可简化为两进口气流混合后的温度：

$$T_3 = \frac{q_1 c_{p1} T_1 + q_2 c_{p2} T_2}{q_3 c_{p3}} \quad (4-33)$$

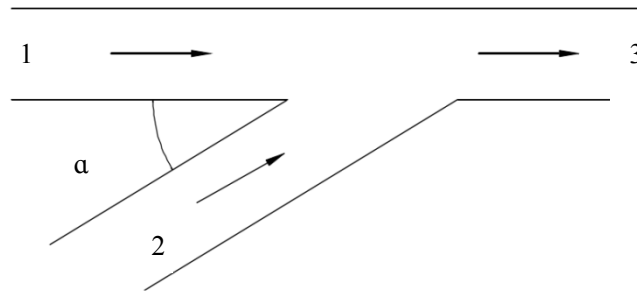


图 4.3 汇合管道示意图

4.2 综合一体化热/能量管理系统设计计算方法

本文对综合一体化热/能量管理系统设计计算主要分为三个步骤：设计性计算，部件选型，校核性计算。本节将简单介绍各个阶段的主要作用及各阶段间的相互关系。

1. 设计性计算概述

已知系统内部件的性能参数是部件选型乃至综合一体化热/能量管理系统工程化的必要条件，但综合一体化热/能量管理系统为新系统，其各部件的性能参数都是未知，而设计性计算是通过合理匹配系统各点的气动参数来确定系统各附件的性能参数，所以设计性计算对于综合一体化热/能量管理系统设计计算十分必要。

传统机载机电系统中环境控制系统的设计性计算方法较为成熟,本文以此为基础结合综合一体化热/能量管理系统的工作特性确定其设计性计算方法。传统环境控制系统的设计性计算以一个设计点进行计算,但综合一体化热/能量管理系统有别于传统环境控制系统,基于综合一体化热/能量管理系统的工作原理研究,可知综合一体化热/能量管理系统在飞机处于不同情况下有不同的工作模式,为了保证部件选型能够满足系统各工作模式下的需求,需要对各工作模式均进行设计性计算,得到各工作模式下的部件性能参数。

2. 部件选型概述

为了实现综合一体化热/能量管理系统工程化,需对系统内部件进行选型。本文根据设计性计算得到的各工作模式下部件性能参数进行部件选型,而设计性计算得到的结果是系统五个工作模式下的部件性能参数,需要妥协退让以得到最优部件选型,使得部件选型既能满足飞行状态的需要,又能使飞机性能较优。

3. 校核性计算概述

由于在部件选型中存在妥协退让,部件选型可能不能满足飞行包线内所有的工作情况。为了验证选择的部件能够在全飞行包线内正常工作,需对综合一体化热/能量管理系统进行校核性计算。在给定的进口条件下,通过调节系统阀门参数,校核出口参数能否满足系统的能量需求,若调节阀门参数仍不能满足要求,需重新进行设计性计算,重新对部件进行选型,完成综合一体化热/能量管理系统的校核性计算。

综上所述,综合一体化热/能量管理系统的设计计算方法如图 4.4 所示。

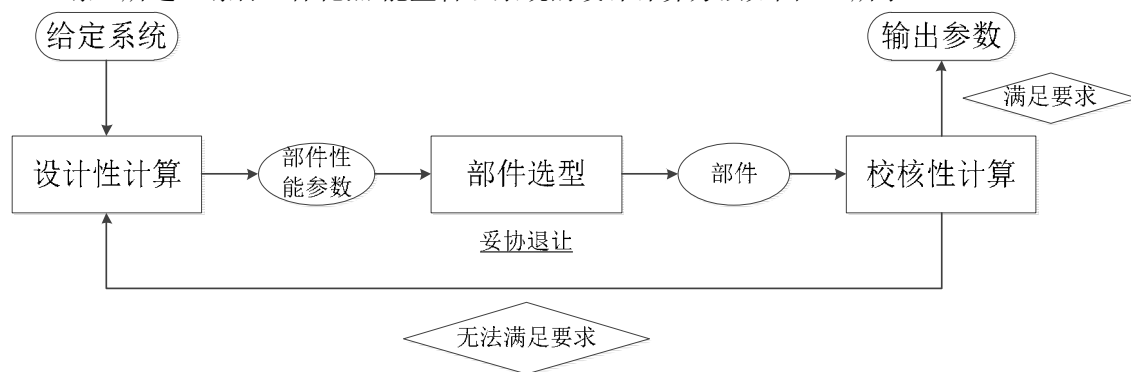


图 4.4 综合一体化热/能量管理系统设计计算方法

4.3 综合一体化热/能量管理系统设计性计算

为在计算过程中准确描述各点位置,在系统原理图上用数字表示系统边界内流程中每点的位置,如图 4.5 所示。

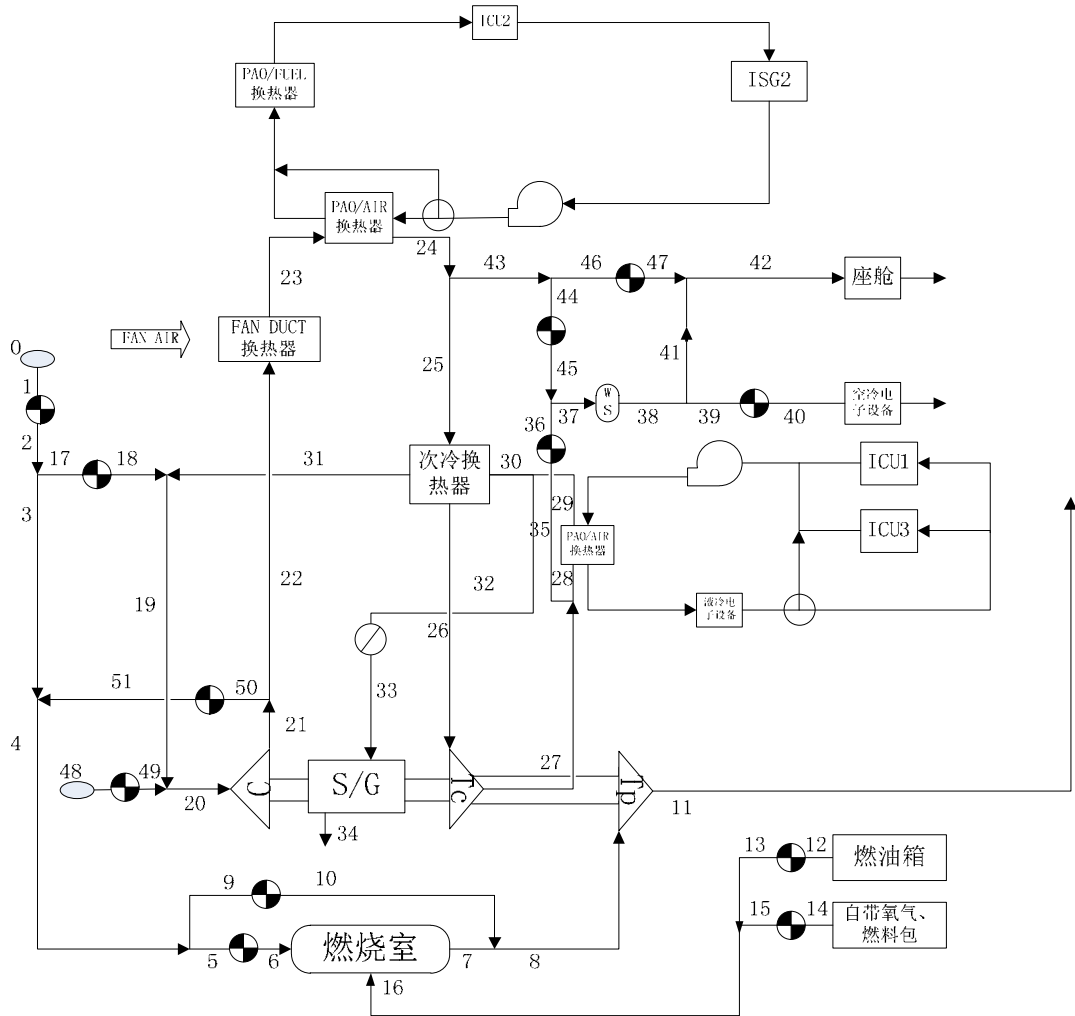


图 4.5 综合一体化热/能量管理系统的数字标注图

4.3.1 设计性计算方法

综合一体化热/能量管理系统在飞机处于不同情况下有不同的工作模式，每个工作模式下系统工作方式不同，故有不同的设计性计算方法，但从原理上看，各个工作模式之间有共通性，故本节以包含部件最多的作战模式为例，阐述系统的设计性计算方法。

1. 相关假设及已知参数

故本节以包含部件最多的作战模式为例，阐述系统的设计性计算过程。在计算过程中，在对系统设计计算影响不大的前提下，为简化计算作以下假设：

- 1) 由于管道长度不确定，并且管道压降较小，故忽略管道压降；
- 2) 忽略管道与外界换热，经过管道温度不变；

在此假设下，设计状态下的已知参数是：

- 1) 飞机的飞行高度 h 和飞行马赫数 Ma ；

- 2) 系统发电量/耗电量 W 。
- 3) 供气源的供气压力 p_0 ;
- 4) 燃油冷却换热器冷边进口参数 q_f, T_f ;
- 5) 座舱所需温度 T_a , 供入座舱的允许含湿量 d_a , 热载荷 Q_a ;
- 6) 设备舱温度 T_b , 热载荷 Q_b ;
- 7) 电子冷却换热器所需制冷量 Q_e ;
- 8) 次冷换热器及电子冷却换热器冷边允许压降 $\Delta p_{28-29}, \Delta p_{30-31}$; 水分离器压降 Δp_{37-38} 。
- 9) 压气机、涡轮效率 $\eta_{Tc}, \eta_C, \eta_{Tp}$, 动力涡轮压比 π_{Tp} ;
- 10) 流量分配: $q_{2-3}, q_{27-28}, q_{29-32}, q_{40}, q_{42}$;

2. 逻辑框图

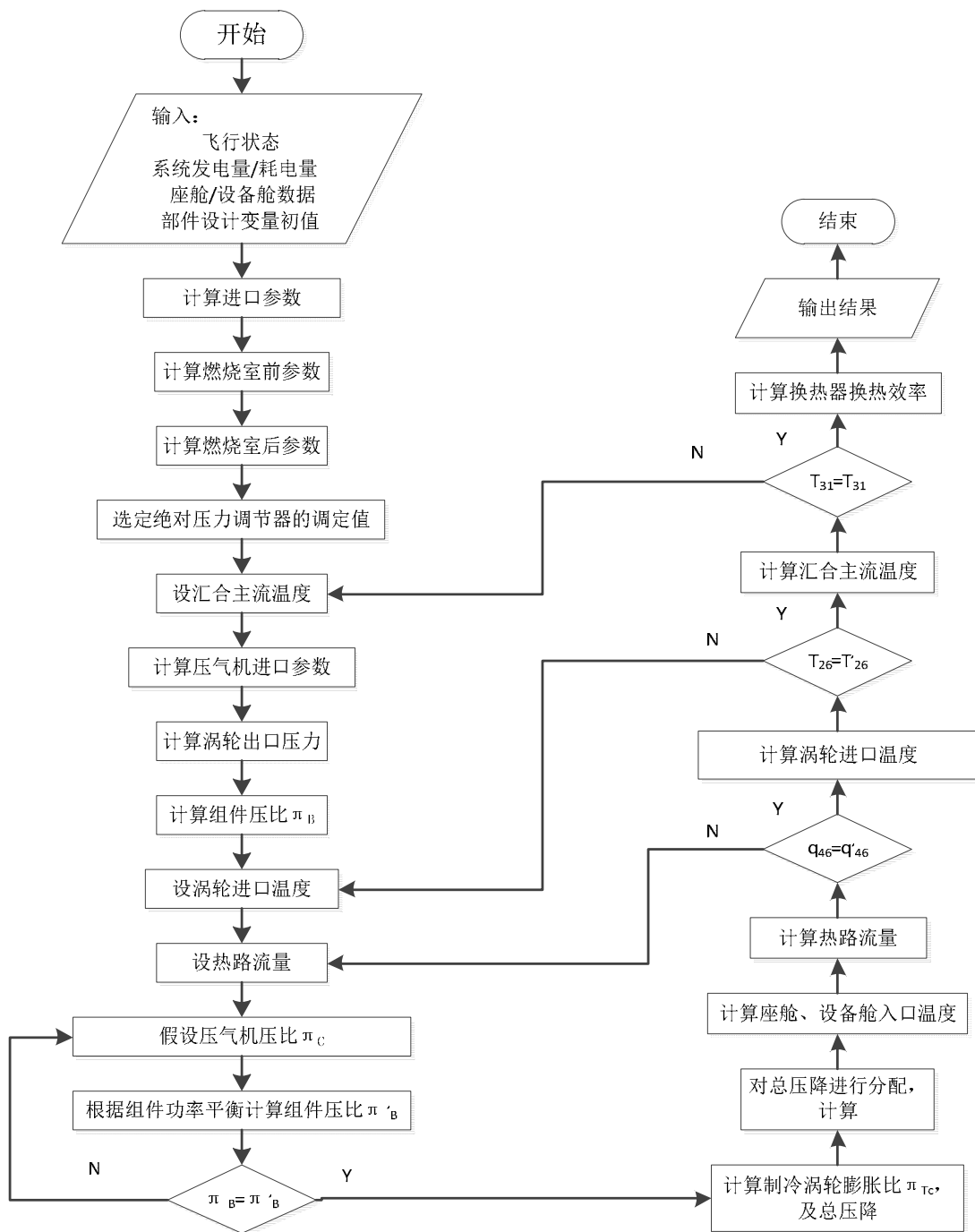


图 4.6 设计性计算逻辑框图

3. 计算过程

- (1) 给定进口流量 q_0 (kg/s), 根据飞行高度及飞行马赫数查表某型飞机发动机压气机低压级参数, 得到系统进口参数 p_0 (Pa), T_0 (K); $p_1 = p_0$, $T_1 = T_0$, $q_1 = q_0$;
- (2) 给定 1 阀门压降 Δp_{1-2} , $p_2 = p_1 - \Delta p_{1-2}$;

- (3) 根据分叉管道模型计算 p_3, T_3, q_3 ;
- (4) 由能量守恒有 $p_6=p_3, T_6=T_3, q_6=q_3$;
- (5) 根据燃烧室数学模型计算 p_7, T_7, q_7 ;
- (6) 选定绝对压力调节器的调定值, 即选定 p_{18} (Pa);
- (7) 设定 T_{31} , 根据汇合管道数学模型计算 p_{19}, T_{19}, q_{19} ;
- (8) 由 p_{19} 反算涡轮出口压力, 涡轮的出口压力 $p_{27}=p_{19}+\Delta p_{31-19}+\Delta p_{30-31}+\Delta p_{29-30}+\Delta p_{28-29}$ 。
 Δp_{31-19} 及 Δp_{29-30} 由分叉管道模型计算;
- (9) 由质量守恒及能量守恒有 $p_{20}=p_{19}, T_{20}=T_{19}, q_{20}=q_{19}$; 确定压气机-涡轮组件的压比 $\pi_B=p_{20}/p_{27}$ 。
- (10) 设定涡轮进口温度 T_{26} , 计算压气机进口热力学温度与涡轮进口热力学温度之比 $\delta=T_{20}/T_{26}$ 。
- (11) 设定温度调节阀门 46 流量 q_{46} 。
- (12) 选定冷却涡轮的效率 η_{Tc} 、压气机的效率 η_C 、动力涡轮的效率 η_{Tp} 以及涡轮轴的机械效率 η_m , 计算升压式涡轮组件效率 η_B 。
- (13) 根据式 (4-11) 用迭代法求解压气机的增压比 π_C 。式中
- $$\theta = \frac{p_{21}}{p_{26}} = 1 + \frac{(p_{21} - p_{26})/p_{26}}{\pi_{Tc}} = 1 + \frac{\Delta p_{\Sigma}/p_{26}}{\pi_{Tc}}$$
- (14) 由于 p_{21} 与 p_{26} 未知, 所以需预先取定 θ 值。根据系统中热交换器的布置情况, 取 $\theta=1.06$ 左右。
- (15) 根据压气机压比公式计算 p_{21} , 由式 (4-5) 计算 T_{21} , 并由
- $$\pi_t = \pi_B \cdot \pi_c / \theta$$
- $$p_{31} = \pi_{Tc} \cdot p_{32}$$
- $$\Delta p_{\Sigma} = (\theta - 1)p_{31}$$
- 计算 π_{Tc} 、 p_{31} 和 Δp_{Σ} 。
- (16) 对各级热交换器的压降进行分配, 即
- $$\Delta p_{\Sigma} = \Delta p_{FHX} + \Delta p_{FuHX} + \Delta p_{SHX}$$
- (17) 进而求得 $p_{22}, p_{23}, p_{24}, p_{25}, p_{26}$ 。如压降分配结果不满意, 则可重新调整 θ 值, 返回 13 计算。
- (18) 选定风扇涵道换热器及电子冷却换热器的换热效率, 由式 (4-16) 计算 T_{23} 。
- (19) 由座舱 (设备舱) 模型计算座舱及设备舱的入口温度 T_{40}, T_{42} 。
- (20) 根据能量平衡及质量守恒进入座舱参数计算 q_{46} , 求出的 q_{46} 与第 11 步中预选的 q_{46} 相比较, 如不一致则重新设定 q_{46} 值并返回, 重复第 11~20 计算, 直至二者相符为止。
- (21) 不考虑管道温度损失, 有 $T_{27}=T_{40}$, 由式 (4-1) 计算涡轮入口温度 T_{26} 。求出的 T_{26} 与

第 10 步中预选的 T_{26} 相比较, 如不一致则重新设定 T_{26} 值并返回, 重复第 10~21 计算, 直至二者相符为止。

(22) 根据热交换器能量平衡, 计算 T_{29} , T_{30} , T_{31} 。求出的 T_{31} 与第 7 步中预选的 T_{31} 相比较, 如不一致则重新设定 T_{31} 值并返回, 重复第 7~22 计算, 直至二者相符为止。

(23) 计算燃油冷却换热器及次冷换热器换热效率。

4.3.2 设计性计算参数选择

综合一体化热/能量管理系统具有五个工作模式: 发动机起动模式, 辅助动力模式, 巡航模式, 作战模式, 应急动力模式。根据系统工作原理、相关文献^{[6][17]}及设计经验, 选取设计性计算的设计点, 如表 4.3 所示。

表 4.3 设计性计算设计点参数列表

飞行模式	飞行高度/km	飞行马赫数	发电量/kW
发动机起动模式	0	0	50
辅助动力模式	0	0.7	50
巡航模式	7	0.7	-90
作战模式	7	1	50
应急动力模式	9	0.7	50

系统以风扇涵道以及燃油作为热沉。风扇涵道参数随飞行高度及飞行马赫数变化。燃油回路冷端进口温度定为 330K^[17]。座舱和空冷电子舱热载荷为 5kW, 液冷电子舱热载荷为 50kW^[50]。

由以往环境控制系统设计经验, 次冷换热器、电子冷却换热器冷边允许压降及水分离器压降分别取 5000Pa, 4000Pa, 3000Pa^[51], 根据相关研究流量分配初选: $q_{2-3}=0.4\text{kg/s}$, $q_{27-28}=2\text{kg/s}$, $q_{40}=0.2\text{kg/s}$, $q_{42}=0.1\text{kg/s}$, 若在计算中出现不合理, 进行适当调整。

4.3.3 计算结果及分析

在 Matlab/Simulink 模块上搭建综合一体化热/能量管理系统设计性计算的仿真模型, 根据 4.2 节中描述的计算方法, 输入已知参数, 得到系统在各工作模式下的设计性计算的计算结果, 即涡轮、压气机和热交换器的性能参数。计算结果如表 4.4 所示。

表 4.4 设计性计算结果列表

(a) 发动机起动模式涡轮和压气机性能参数表

部件	流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	压比	(选定) 效率/%
动力涡轮 Tp	3	6.597	70
压气机 C	3	6.597	80

(b) 辅助动力模式涡轮和压气机性能参数表

飞机综合一体化热/能量管理系统方案研究

部件	流量/kg · s ⁻¹	压比	(选定) 效率/%
动力涡轮 Tp	1.4	8 (设定)	70
冷却涡轮 Tc	2.288	2.019	70
压气机 C	2.3	2.203	80

(c) 辅助动力模式热交换器性能参数表

热交换器	效率/%	热边流量/kg · s ⁻¹	冷边流量/kg · s ⁻¹
风扇涵道换热器	88.0	2.4	
次冷换热器	89.0	2.288	2
液冷电子舱热交换器	90 (选定)	2	

(d) 巡航模式涡轮和压气机性能参数表

部件	流量/kg · s ⁻¹	压比	(选定) 效率/%
动力涡轮 Tp	1.5	14 (设定)	70
冷却涡轮 Tc	2.284	1.837	70
压气机 C	2.4	2.005	80

(e) 巡航模式热交换器性能参数表

热交换器	效率/%	热边流量/kg · s ⁻¹	冷边流量/kg · s ⁻¹
风扇涵道换热器	88.0	2.4	
次冷换热器	90.0	2.284	2
液冷电子舱热交换器	90 (选定)	2	

(f) 作战模式涡轮和压气机性能参数表

部件	流量/kg · s ⁻¹	压比	(选定) 效率/%
动力涡轮 Tp	1.2	6 (设定)	70
冷却涡轮 Tc	2.274	1.932	70
压气机 C	2.4	2.109	80

(g) 作战模式热交换器性能参数表

热交换器	效率/%	热边流量/kg · s ⁻¹	冷边流量/kg · s ⁻¹
风扇涵道换热器	80 (选定)	2.4	
燃油冷却换热器	79.6	2.274	
次冷换热器	75.0	2.274	3
液冷电子舱热交换器	90 (选定)	2	

(h) 应急动力模式涡轮性能参数表

部件	流量/kg · s ⁻¹	压比	(选定) 效率/%
动力涡轮 Tp	0.5	4	70

从表中可以看出，热交换器效率均处于 90%（含）以下，可看作热交换器处于正常工作范围内。涡轮和压气机效率根据工程实际选定，压比及膨胀比计算结果也在正常工作范围内，故本文设计性计算的结果（如引气量，涡轮、压气机和热交换器参数等）可作为综合一体化热/能量管理系统部件选型的参考。

综合一体化热/能量管理系统在各工作模式下热交换器的计算结果如表 4.5 所示，由表中可以看出作战模式对热交换器的性能要求大大低于另两个模式。虽然在作战模式下工作条件较为恶劣（飞行马赫数较高），由于系统使用燃油作为热沉（燃油温度为 330K），降低了风扇涵道空气的制冷负担，热交换器性能需求大大降低，相应地说明飞机在飞行过程中采用燃油作为热沉能很大程度上提升系统制冷量，但燃油有自身的制冷极限，燃油温度不能超过其极限温度，在飞机上燃油还需冷却滑油等，所以在飞行过程中应充分考虑系统的工作状态以及风扇涵道空气和燃油的具体情况采用不同的热沉。

表 4.5 设计性计算热交换器效率列表

热交换器	辅助动力模式	巡航模式	作战模式
风扇涵道换热器效率	88.0%	88.0%	80%
燃油冷却换热器效率	—	—	79.6%
次冷换热器效率	89.0%	90.0%	75.0%

4.4 综合一体化热/能量管理系统部件选型

由表 4.4 所示设计性计算的计算结果，对综合一体化热/能量管理系统内压气机、动力涡轮、制冷涡轮及各热交换器进行选型，本节以系统中部件最多的热交换器为例阐述部件选型过程。

飞机热管理系统中热交换器一般采用紧凑式换热器，有相变的换热器采用管壳式换热器^[6]，本文采用相同类型的热交换器。热交换器效率如表 4.5 所示，燃油冷却换热器可直接选型，而风扇涵道换热器及次冷换热器需在三种模式下进行选择，在其他设计指标相同时，所需热交换器效率越大，需要相应增加流道长度或翅片长度，都会导致热交换器重量加重，降低飞机性能，所以本文以每种热交换器各工作模式下最大效率的 95%作为选定的热交换器效率，作出妥协退让。

其他部件性能参数选取方式相同，需要指出的是，若各工作模式下的性能参数相同，则不作妥协退让。经过上述过程，系统部件性能参数如表 4.6 所示。

表 4.6 部件选型性能参数列表

(a) 热交换器性能参数列表

热交换器	效率/%	热边流量/kg · s ⁻¹	冷边流量/kg · s ⁻¹
风扇涵道换热器	80	2.4	10
燃油冷却换热器	83.6	2.3	3
次冷换热器	85.5	2.3	3
液冷电子舱热交换器	90	2	3

(b) 涡轮和压气机性能参数列表

部件	流量/kg · s ⁻¹	压比	效率/%
动力涡轮 T _p	1.5	13.3	70
冷却涡轮 T _c	2.274	1.92	80
压气机 C	2.4	2.09	80

具体部件选型过程由其他同学完成，本文不作具体介绍。

4.5 综合一体化热/能量管理系统校核性计算

4.5.1 校核性计算方法

依上文所述，综合一体化热/能量管理系统在不同工作状况下有五个工作模式，与设计性计算相同，本节以包含部件最多的作战模式为例，阐述综合一体化热/能量管理系统校核性计算的计算过程。

1. 相关假设及已知条件

为简化计算，做以下假设：

- 1) 由于管道长度不确定，并且管道压降较小，故忽略管道压降；
- 2) 忽略管道与外界换热，经过管道温度不变；

在此假设下，设计状态下的已知参数是：

- 1) 飞机的飞行高度 h 和飞行马赫数 Ma ；
- 2) 供气源的供气压力 p_0 ；
- 3) 座舱所需温度 T_a ，座舱压力 p_a ，供入座舱的允许含湿量 d_a ，热载荷 Q_a ；
- 4) 设备舱温度 T_b ，设备舱压力 p_b ，热载荷 Q_b ；
- 5) 动力涡轮出口背压 p_{Tp} ；
- 6) 燃油供给量 q_f ；
- 7) 1 阀门开度 δ_1 ；
- 8) 电子冷却换热器所需制冷量 Q_e ；
- 9) 燃油冷却换热器冷边进口参数 q_f ， T_f ；

10) 压气机、涡轮、燃烧室、热交换器及阀门等部件结构参数和特性曲线。

2. 逻辑框图

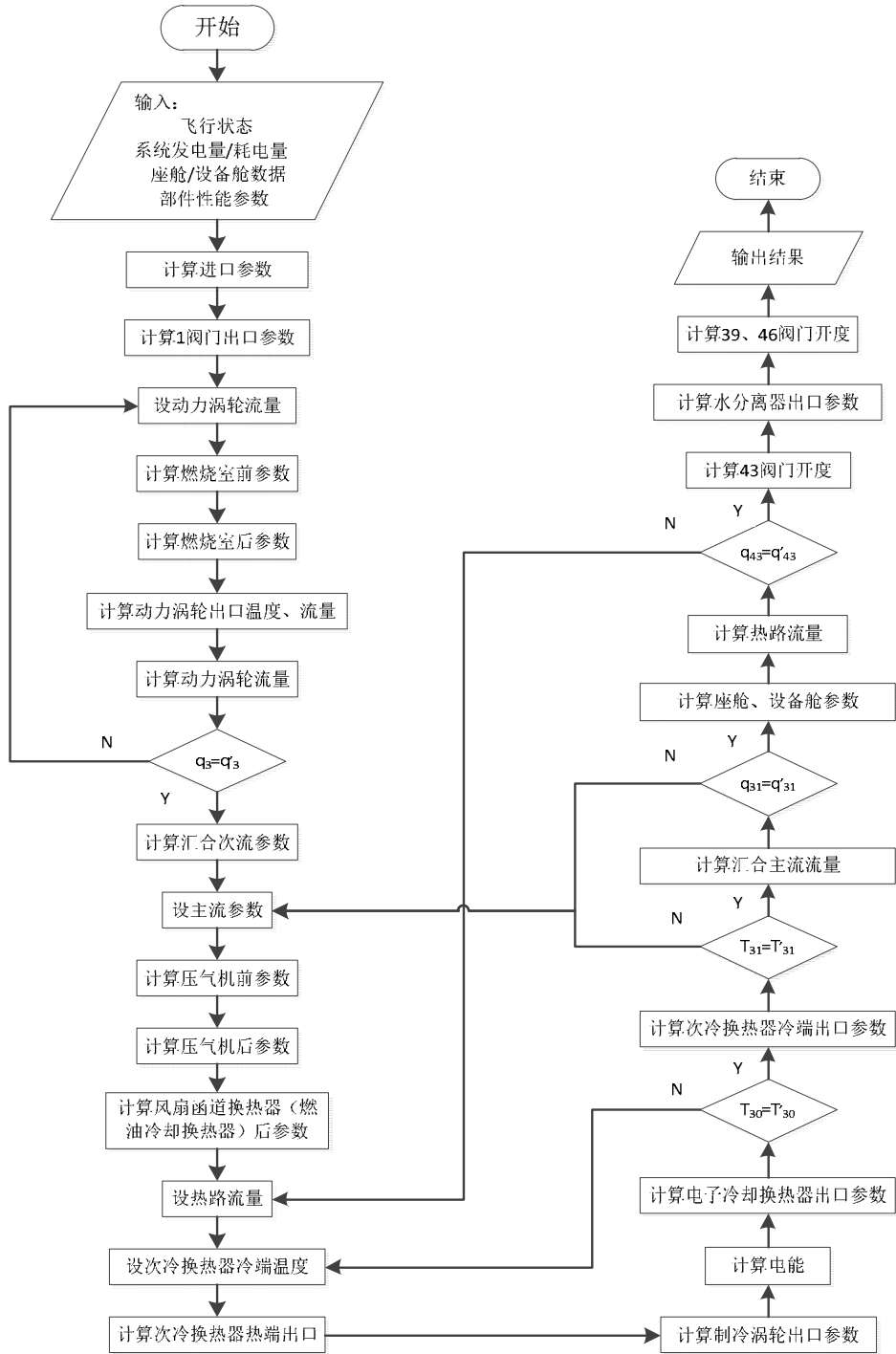


图 4.7 校核性计算逻辑框图

3. 计算过程

(1) 根据飞行高度及飞行马赫数查表某型飞机发动机压气机低压级参数, 得到系统进口参数 p_0 (Pa), T_0 (K); $p_1=p_0, T_1=T_0, q_1=q_0$;

- (2) 给定 1 阀门数学模型计算压降 Δp_{1-2} , $p_2=p_1-\Delta p_{1-2}$;
- (3) 设定 3 流量 q_3 , 根据分叉管道阀门模型计算 p_3 , $T_3=T_2$; 由能量守恒及质量守恒有 $p_6=p_3$, $T_6=T_3$, $q_6=q_3$;
- (4) 根据燃烧室模型计算燃烧室出口参数 p_7 , T_7 , q_7 ;
- (5) 由能量守恒及质量守恒有 $p_8=p_7$, $T_8=T_7$, $q_8=q_7$;
- (6) 根据动力涡轮特性曲线计算动力涡轮膨胀比及效率, 根据涡轮数学模型计算涡轮出口温度 T_{11} , 并计算涡轮做功 W_{Tp} ;
- (7) 反算 3 流量 q_3 , 求出的 q_3 与第 3 步中预选的 q_3 相比较, 如不一致则重新设定 q_3 值并返回, 重复第 3~7 计算, 直至二者相符为止。
- (8) 根据分叉管道模型, 计算 17 参数 p_{17} , T_{17} , q_{17} ; 17 阀门为绝对压力调节器, 根据设计性计算中选定的绝对压力调节器的调定值 p_{18} , $T_{18}=T_{17}$, $q_{18}=q_{17}$;
- (9) 设定 T_{31} 及 q_{31} , 根据汇合管道数学模型计算 p_{19} , T_{19} , q_{19} ; 由质量守恒及能量守恒有 $p_{20}=p_{19}$, $T_{20}=T_{19}$, $q_{20}=q_{19}$;
- (10) 根据压气机特性曲线计算压气机压比及效率, 根据压气机数学模型计算压气机出口参数 p_{21} , T_{21} , q_{21} , 并计算压气机消耗功 W_C ;
- (11) 由质量守恒及能量守恒有 $p_{22}=p_{21}$, $T_{22}=T_{21}$, $q_{22}=q_{21}$; 由风扇涵道换热器特性曲线, 计算风扇涵道换热器效率及热边压降, 根据热交换器数学模型计算其热边出口参数 p_{23} , T_{23} , q_{23} ; 同理计算得到燃油换热器热边出口参数 p_{24} , T_{24} , q_{24} ;
- (12) 设定温度调节阀门 43 流量 q_{43} , 根据分叉管道阀门模型计算 25 参数 p_{25} , T_{25} , q_{25} ;
- (13) 设定次冷换热器冷端温度 T_{30} , 由质量守恒 $q_{30}=q_{31}$, 同热交换器模型计算次冷换热器出口参数 p_{26} , T_{26} , q_{26} ;
- (14) 根据制冷涡轮特性曲线计算制冷涡轮膨胀比及效率, 根据涡轮数学模型计算涡轮出口参数 p_{27} , T_{27} , q_{27} , 并计算涡轮做功 W_{Tc} ;
- (15) 根据功率平衡, 计算输出电能。
- (16) 由质量守恒及能量守恒有 $p_{28}=p_{27}$, $T_{28}=T_{27}$, $q_{28}=q_{30}+q_{32}$; 由热交换器模型计算电子冷却换热器冷边出口参数 p_{29} , T_{29} , q_{29} ;
- (17) 根据分叉管道数学模型计算 30 参数 p_{30} , T_{30} ;
- (18) 根据热交换器数学模型计算 31 参数 p_{31} , T_{31} , 求出的 T_{31} 与第 9 步中预选的 T_{31} 相比较, 如不一致则重新设定 T_{31} 值并返回, 重复第 9~18 计算, 直至二者相符为止。
- (19) 根据汇合管道数学模型计算 31 流量 q_{31} , 求出的 q_{31} 与第 9 步中预选的 q_{31} 相比较, 如不一致则重新设定 q_{31} 值并返回, 重复第 9~19 计算, 直至二者相符为止。
- (20) 由分叉管道数学模型计算 35 参数 p_{35} , T_{35} , q_{35} , 由能量守恒有 $T_{40}=T_{35}$, 那么根据设

备舱数学模型, 计算设备舱进口流量 q_{40} ; 那么座舱进口流量 $q_{42} = q_{35} - q_{40} + q_{44}$, 由座舱数学模型计算座舱进口温度 T_{42} ;

(21) 由能量守恒有 $T_{41} = T_{35}$, 根据汇合管道数学模型计算温度调节阀 43 流量 q_{43} , 求出的 q_{43} 与第 12 步中预选的 q_{43} 相比较, 如不一致则重新设定 q_{43} 值并返回, 重复第 12~21 计算, 直至二者相符为止。

(22) 根据分叉管道数学模型, 计算 43 参数 p_{43}, T_{43}, q_{43} , 由质量守恒及能量守恒有 $p_{46} = p_{43}$, $T_{46} = T_{43}$, $q_{46} = q_{43}$;

(23) 根据汇合管道模型计算 47 参数 p_{47} , 由阀门数学模型计算 46 阀门开度 δ_{46} ;

(24) 根据汇合管道模型计算 41 参数 p_{41}, T_{41}, q_{41} , 由分叉管道数学模型计算 38 参数 p_{38}, T_{38}, q_{38} ;

(25) 根据水分离器数学模型计算 37 参数 p_{37}, T_{37}, q_{37} , 由质量守恒及能量守恒有 $p_{36} = p_{37}$, $T_{36} = T_{37}$, $q_{36} = q_{37}$;

(26) 由阀门数学模型计算 35 阀门开度 δ_{35} ;

(27) 由分叉管道数学模型计算 39 参数 p_{39}, T_{39}, q_{39} , 由阀门数学模型计算 39 阀门开度 δ_{39} 。

4.5.2 校核性计算校核点确定

为了验证综合一体化热/能量管理系统在全飞行包线内均能满足飞机的能量需求, 且计算不过于繁琐, 需选择典型状态点进行校核, 即校核性计算校核点。在 3.2 节中综合一体化热/能量管理系统的工作原理研究的基础上, 分析系统在飞机全飞行包线内的工作状态, 如表 4.7 所示, 结合传统飞机机载机电系统的设计经验, 得到综合一体化热/能量管理系统在全飞行包线上的典型状态点。

表 4.7 综合一体化热/能量管理系统在全飞行包线上的工作状态

模式	飞行状态	高度	马赫数
发动机起动模式	发动机起动	0	0
	主发动机故障	9km 以下	0-1.8
	地面维护	0	0
辅助动力模式	起飞	0-7km	0-0.7
	降落	0-7km	0-0.7
巡航模式	巡航	3-18km	0.6-1.8
作战模式	作战	3-18km	0.6-1.8
应急动力模式	主发动机故障	9km 以上	0-1.8

战斗机在飞行过程中的飞行高度及马赫数定为 0-18km、0-1.8 的范围内, 在每个飞行状态

至少一个状态点的基础上,根据以往的设计经验,选择每种飞行状态下系统最恶劣的(能量需求最大以及限制最多)工作状态。本文在选择系统最恶劣的工作状态时,主要考虑飞行状态(高度、马赫数)对能量需求(制冷量、电能)及能量消耗(发动机引气量及燃油量)的影响。

从表 4.7 中可以看出,当飞机处于发动机起动状态时,高度及马赫数均为 0,系统处于发动机起动模式;当飞机在 9km 以下主发动机故障时,系统处于发动机起动模式,系统只需提供电能,在该状态下电能需求不随飞行状态变化,但是系统进口总压及总温随着飞行高度增加而减小,随着飞行马赫数的增加而增加,故高高度及低马赫数是系统在该飞行状态下更为恶劣的工作状况。同理选择应急动力模式的状态点。

当飞机处于地面维护状态时,高度及马赫数均为 0,系统处于辅助动力模式;当飞机在起飞和降落状态时,电能需求及制冷量需求随着马赫数的增加而增加,不随高度变化,而系统进口总压及总温与之相反,故状态点选择高高度,马赫数在选择极端量之外还需增加一些中间量。同理选择作战模式的状态点。

当飞机处于巡航状态时,巡航高度往往根据战区实际情况确定,如果地面有敌方防空武器,往往是在万米高度巡航,以便受到攻击时有反应时间,和平时期一般在 3km-5km,系统处于巡航模式,在不同飞行状态下,能量需求及能量消耗均不同,并且在巡航模式下飞机对能量需求要求较小,故选择巡航状态下经常出现的飞行状态。

作战状态是飞机飞行过程中较为重要且系统工作状态最恶劣的工作状态,故结合起飞/降落及巡航状态点的选择方式,既选择工作较为恶劣的状态点,也选择作战中较长出现的状态。

根据上述研究,综合一体化热/能量管理系统的校核点选择如表 4.8 所示。

表 4.8 综合一体化热/能量管理系统校核性计算校核点

模式	高度	马赫数
发动机起动模式	0、9km	0
辅助动力模式	0	0
	7km	0、0.3、0.5、0.7
巡航模式	4km、18km	0.6、1.0、1.6
作战模式	5km、18km	0.6、1.0、1.8
应急动力模式	18km	0.3

根据飞机在不同飞行状态下的能量需求给定系统的电能以及制冷量需求,由于缺乏相关数据,故根据设计经验假拟飞机不同飞行状态下的能量需求。风扇涵道参数及燃油回路冷端的取值方式同设计性计算。

4.5.3 计算结果及分析

同设计性计算在 Matlab/Simulink 模块上搭建综合一体化热/能量管理系统校核性计算的仿真模型, 根据 4.3 节中描述的计算方法, 输入已知参数, 调整进口参数-进口流量 $q_{m,bl}$ 及燃油量 q_f , 得到系统在各工作模式下的校核性计算的计算结果, 校核性计算以电能及阀门开度作为输出量, 若电能满足各模式的需求, 且阀门开度在 $0\sim 90^\circ$ 范围内, 可看作在该工作模式下系统能够满足飞机的性能需求。计算结果如表 4.9 所示。

表 4.9 校核性计算计算结果列表

(a) 发动机起动模式计算结果						
飞行状态	进口流量 (kg/s)	燃油量 (kg/s)	电能 (kW)			
h=0, Ma=0	1	0.017	63.17			
h=9km, Ma=0	1	0.017	53.56			
(b) 应急动力模式计算结果						
飞行状态	进口流量 (kg/s)	燃油量 (kg/s)	电能 (kW)			
h=18, Ma=0.3	0.7	0.017	55.34			
(c) 辅助动力模式计算结果						
飞行状态	进口流量 (kg/s)	燃油量 (kg/s)	电能 (kW)	35 阀门开度	39 阀门开度	46 阀门开度
h=0, Ma=0	1.85	0.017	52.88	49.64	24.06	49.77
h=7km, Ma=0	1.7	0.017	54.36	51.2	11.9	53.15
h=7km, Ma=0.3	1.7	0.017	52.86	51.8	11.88	53.63
h=7km, Ma=0.5	1.85	0.017	54.99	51.35	21.87	50.26
h=7km, Ma=0.7	1.85	0.017	50.18	51.21	20.66	51.53
(d) 巡航模式计算结果						
飞行状态	进口流量 (kg/s)	电能 (kW)	35 阀门开度	39 阀门开度	46 阀门开度	
h=4km, Ma=0.6	1.35	-82.83	48.4	28.64	45.85	
h=4km, Ma=1.0	1.5	-83.26	50.98	14.77	56.09	
h=4km, Ma=1.6	1.9	-89.88	45.11	25	40.91	
h=18km, Ma=0.6	0.8	-68.08	2.75	15.49	17.45	
h=18km, Ma=1.0	1.1	-78.13	6.576	29.01	9.523	
h=18km, Ma=1.4	1.5	-88.09	17.85	25.94	21.2	

(e) 作战模式计算结果

飞行状态	进口流量 (kg/s)	燃油量 (kg/s)	电能 (kW)	35 阀门开 度	39 阀门开 度	46 阀门开 度
h=5km, Ma=0.6	1.9	0.017	50.44	49.37	33.14	37.57
h=5km, Ma=1.0	1.95	0.017	56.1	48.55	33.12	38.84
h=5km, Ma=1.6	1.95	0.017	57.34	45.93	15.34	54.66
h=18km, Ma=0.6	1.65	0.017	55.53	15.24	21.02	12.12
h=18km, Ma=1.0	1.9	0.017	55.68	15.15	30.81	5.76
h=18km, Ma=1.8	1.55	0.017	54.17	30.13	24.01	44.55

从表 4.9 中可以看出, 各校核点的计算结果既能满足飞机的电能需求, 而且阀门开度均在正常范围内, 故可以说明综合一体化热/能量管理系统可以满足飞机的性能需求, 该系统能够作为未来飞机的机载机电系统的发展方向, 为综合一体化热/能量管理系统的工程化打下基础。需要指出的是, 在校核性计算的过程中发现, 当飞机处于高空飞行时 (例如 18km), 由于进口压力较低, 出口压力无法达到座舱及设备舱的压力, 在此情况下需使用引射器将系统内的制冷气引入座舱及设备舱中。

4.6 本章小结

本章对综合一体化热/能量管理系统内的部件进行了数学建模, 利用 Simulink 模块搭建了综合一体化热/能量管理系统的仿真平台, 并提出了综合一体化热/能量管理系统的设计计算方法, 在系统仿真平台上对系统进行了设计计算, 主要工作如下:

(1) 本章建立了综合一体化热/能量管理系统内所有部件的数学模型, 为系统仿真平台的搭建打下基础; 本章利用 Matlab/Simulink 模块搭建了综合一体化热/能量管理系统的仿真平台, 奠定了系统仿真及优化的基础。

(2) 提出了综合一体化热/能量管理系统的设计计算方法, 为系统设计计算做准备。

(3) 在仿真平台上对综合一体化热/能量管理系统进行了设计性计算, 通过设计性计算得到了各工作模式下的部件性能参数, 并根据部件性能参数分析了系统设计的合理性。在设计性计算的计算结果的基础上对系统内部件进行选型, 选取了系统在全飞行包线内的典型工况点进行校核, 计算结果表明, 在校核点上综合一体化热/能量管理系统能满足飞机的能量需求, 故综合一体化热/能量管理系统能够满足飞机全飞行包线上的能量需求, 并根据校核性计算结果提出了座舱及设备舱进口需加装引射器的设计想法, 为综合一体化热/能量管理系统工程化提供依据。

第五章 综合一体化热/能量管理系统性能优化

本章通过借鉴传统分散机载机电系统的评价方法建立综合一体化热/能量管理系统评价体系,分析综合一体化热/能量管理系统的性能,并将综合一体化热/能量管理系统与传统分散机载机电系统进行比较,此外提出一种综合一体化热/能量管理系统的优化方法,对系统进行初步优化,使综合一体化热/能量管理系统在工作过程中性能最优。

5.1 综合一体化热/能量管理系统评价体系研究

综合一体化热/能量管理系统是环境控制系统等机载机电系统的综合,并且目前飞机环境控制系统的评价方法较为成熟,本文结合环境控制系统评价方法及综合一体化热/能量管理系统的工作原理建立综合一体化热/能量管理系统的评价体系。

5.1.1 基于起飞总质量法的评价体系

飞机的环境控制系统的评价方法——起飞总质量法主要的评价思路是:由于运输系统质量、引气、输出轴功率和克服空气阻力等需要消耗能量,所以将能量消耗归结到飞机的燃油消耗上。安装环境控制系统使飞行器起飞总质量增加的项目有:

- (1) 系统装置的固有质量;
- (2) 为运输系统装置的固有质量所引起的燃油代偿损失;
- (3) 可变的消耗性冷却剂的质量;
- (4) 为运输可变的消耗性冷却剂质量所引起的燃油代偿损失;
- (5) 为克服附加的冲压空气的气动阻力所引起的燃油代偿损失;
- (6) 从发动机的轴输出功率所引起的燃油代偿损失;
- (7) 从发动机的压气机段引气所引起的燃油代偿损失。

上述各因素都导致了飞机的起飞总质量的增加,估算不同的环境控制系统方案,以对飞机的起飞总质量增加的代偿值来评价系统的优劣,这种方法即为起飞总质量法^[46]。

根据综合一体化热/能量管理系统的工作原理,综合一体化热/能量管理系统包含的燃油代偿损失有:1. 系统装置的固有质量;2. 为运输系统装置的固有质量所引起的燃油代偿损失;3. 从发动机的压气机段引气所引起的燃油代偿损失。但是由于综合一体化热/能量管理系统在工作过程中需消耗燃油,所以在计算其燃油代偿损失时需加消耗的燃油所引起的燃油代偿损失,这部分代偿损失可依据可变的消耗性冷却剂的质量以及为运输可变的消耗性冷却剂质量所引起的燃油代偿损失来计算,所以综合一体化热/能量管理系统导致的燃油代偿损失有:

- (1) 系统装置的固有质量;

- (2) 为运输系统装置的固有质量所引起的燃油代偿损失；
 (3) 消耗燃油的质量；
 (4) 为运输消耗的燃油质量所引起的燃油代偿损失；
 (5) 从发动机的压气机段引气所引起的燃油代偿损失。

不同因素所引起的燃油代偿损失计算方法如下：

1. 固定的系统装置质量所引起的燃油代偿损失^[46]

在给定的飞行时间内，系统装置的固有质量为 m_E ，而在运输该质量时所消耗的燃油质量为 $m_{f,E}$ ，两者之和为

$$m = m_E + m_{f,E} \quad (5-1)$$

运输质量 m 所消耗的燃油，在单位时间间隔 $d\tau$ 内，相应的飞行器质量变化的微分方程式为

$$-dm = \frac{mgC_e}{K} d\tau \quad (5-2)$$

式中： g 为重力加速度， m/s^2 ； K 为飞行器的气动质量，即升阻比； C_e 为燃油比耗， $kg/(N \cdot h)$ 。

分离变量，方程式 (5-2) 变为：

$$-\frac{K}{gC_e} \cdot \frac{dm}{m} = d\tau \quad (5-3)$$

根据初始条件 $\tau=0$ 时， m 值为 $m_E + m_{f,E}$ ；而当飞行终了 $\tau=\tau_0$ 时，附加的燃油全部耗尽， m 值为 m_E 。代入上述条件，方程 (5-3) 最后可得

$$m_{f,E} = m_E \left[\exp\left(\frac{\tau_0 g C_e}{K}\right) - 1 \right] \quad (5-4)$$

式 (5-4) 可用来计算在整个飞行时间 τ_0 内，运输系统装置的固有质量所引起的燃油代偿损失。

2. 消耗燃油质量所引起的燃油代偿损失^[46]

综合一体化热/能量管理系统有别于环境控制系统，在工作过程中需要消耗燃油，在该过程中，燃油量在不断被消耗，故以传统环境控制系统中可变的消耗性冷却剂产生的燃油代偿损失计算方法计算。

对于系统消耗燃油量的变化，在飞行开始 $\tau=0$ 时为 $m_F = m_{F0}$ ，而运输它的燃油量的变化，在开始时为 $m_{f,F} = m_{f,F0}$ ，而在终了时为 $m_{f,F} = 0$ 。在整个飞行期间，系统消耗燃油量和运输它所需的燃油量的总和为

$$m = m_F + m_{f,F} \quad (5-5)$$

系统消耗燃油量的变化与运输所用燃油量的变化，使飞行器总质量变化为

$$dm = dm_F + dm_{f,F} \quad (5-6)$$

消耗在运输系统消耗燃油上单位燃油质量的变化为

$$-dm_{f,F} = \frac{mgC_e}{K} d\tau \quad (5-7)$$

而在同一飞行状态时，可设在整个飞行期间内系统均匀消耗燃油，即 $\frac{mgC_e}{K}$ 等于常数 C ，则单位系统消耗燃油量的变化为

$$-dm_F = Cd\tau \quad (5-8)$$

所以总质量变化可写为

$$-dm = \frac{mgC_e}{K}d\tau + Cd\tau \quad (5-9)$$

当 $\tau=0$ 时， m 值为 $m_{F0} + m_{f,F0}$ ；而 $\tau=\tau_0$ 时， m 值等于零。对方程式（5-9）进行积分，代入相应的积分条件，经过变换后得

$$m_{f,F0} = \frac{m_{F0}K}{g\tau_0 C_e} \left[\exp\left(\frac{\tau_0 g C_e}{K}\right) - 1 \right] - m_{F0} \quad (5-10)$$

式（5-10）可以用来计算运输系统消耗燃油所引起的燃油代偿损失。

3. 从发动机引气而引起的燃油代偿损失^[46]

与发动机轴输出功率所引起的燃油代偿损失一样，当从发动机压气机引气时，其燃油代偿损失最后亦可写为

$$m_{f,bl} = \frac{q_{m,f,bl}K}{gC_e} \left[\exp\left(\frac{\tau_0 g C_e}{K}\right) - 1 \right] \quad (5-11)$$

当从发动机压气机引气时，减少了通过涡轮的流量，从而降低了转速和推力。为了恢复转速和推力，可以在涡轮入口处补充加热，使涡轮入口的温度从没有引气时的 T_3 提高到引气时的 T_3' ，对此需要增加附加的燃油消耗量 $q_{m,f,bl}$ 。对涡轮喷气发动机为

$$q_{m,f,bl} = DC_e + \frac{q_{m,bl}c_{p,g}T_3(\pi_0^{0.286} - 1) \times 3600}{H_u \varepsilon_c (\pi_c^{0.286} - 1)} \quad (5-12)$$

（从发动机压气机中间级引气）

$$q_{m,f,bl} = DC_e + \frac{q_{m,bl}c_{p,g}T_3 \times 3600}{H_u \varepsilon_c} \quad (5-13)$$

（从发动机压气机末级引气）

式中： π_0 为压气机中间级增压比； π_c 压气机末级增压比。

这样，由于综合一体化热/能量管理系统的存在，使飞机起飞总质量的增加为

$$\Delta m_T = m_E + m_{f,E} + m_F + m_{f,F} + m_{f,bl}$$

5.1.2 综合一体化热/能量管理系统起飞总重量分析

根据综合一体化热/能量管理系统的评价体系，综合一体化热/能量管理系统的性能主要由固定质量、燃油量及发动机引气三部分因素决定，本节从这三个部分对综合一体化热/能量管理系统进行性能分析，并将其与传统分散机载机电系统比较。

1. 固定质量

由于缺少相关资料，无法计算综合一体化热/能量管理系统部件质量，本文以主要零件数量代替评价方法中的固定质量。在比较综合一体化热/能量管理系统与传统分散机载机电系统时也仅考虑主要零件数量，为了保证综合一体化热/能量管理系统与传统分散机载机电系统在同一条件下比较，需要确定传统机载机电系统的比较范围。由综合一体化热/能量管理系统功

能需求分析可知,综合一体化热/能量管理系统主要是机载机电系统中的环境控制系统、APU 及 EPU 三个子系统的综合,故在分析传统分散机载机电系统时考虑环境控制系统、APU 及 EPU。两个系统零件如表 5.1 所示。

表 5.1 系统零件列表

系统	子系统	部件	数量
传统分散 机载机电系统	环境控制系统	初级换热器	2
		压气机	1
		中间冷却器	1
		回热器	1
		涡轮	1
		冷凝器	1
	APU	水分离器	1
		燃烧室	1
		涡轮	1
		压气机	1
EPU	燃烧室	1	
	涡轮	1	
综合一体化 热/能量管理系统		压气机	1
		风扇涵道换热器	1
		燃油冷却换热器	1
		电子冷却换热器	1
		次冷换热器	1
		冷却涡轮	1
		水分离器	1
		动力涡轮	1
		燃烧室	1
		起动/发电机	1

2. 燃油量及发动机引气

在综合一体化热/能量管理系统仿真平台上在给定飞行状态(高度、马赫数)上进行校核性计算,保证满足所需热载荷的前提下,通过调整燃油量及发动机引气使得系统输出参数合理,采用 5.1.1 节的计算方法利用 Matlab 编程计算该条件下燃油量及发动机引气引起的燃油代偿损失。

表 5.2 列出了属于传统分散机载机电系统的 F-15 空气循环制冷系统和综合一体化热/能量管理系统（巡航模式）在同一飞行状态下，对发动机引气、燃油量、冲压空气的需求^[17]。本文针对该状态下的计算参数，通过使用起飞总重量法计算出两个系统的燃油代偿损失，并进行比较，假定飞行时间是 3 小时，计算的结果如图 5.1 所示。

表 5.2 系统代偿损失计算相关参数

系统	高度 (km)	马赫数	发动机引气 (kg · s ⁻¹)	冲压空气 (kg · s ⁻¹)	热载荷/kW	
					电子舱	座舱
F-15 空气 循环系统	13.7	0.85	0.637	1.236	48	4.3
综合一体化热/ 能量管理系统	13.7	0.85	1.05	0	48	4.3

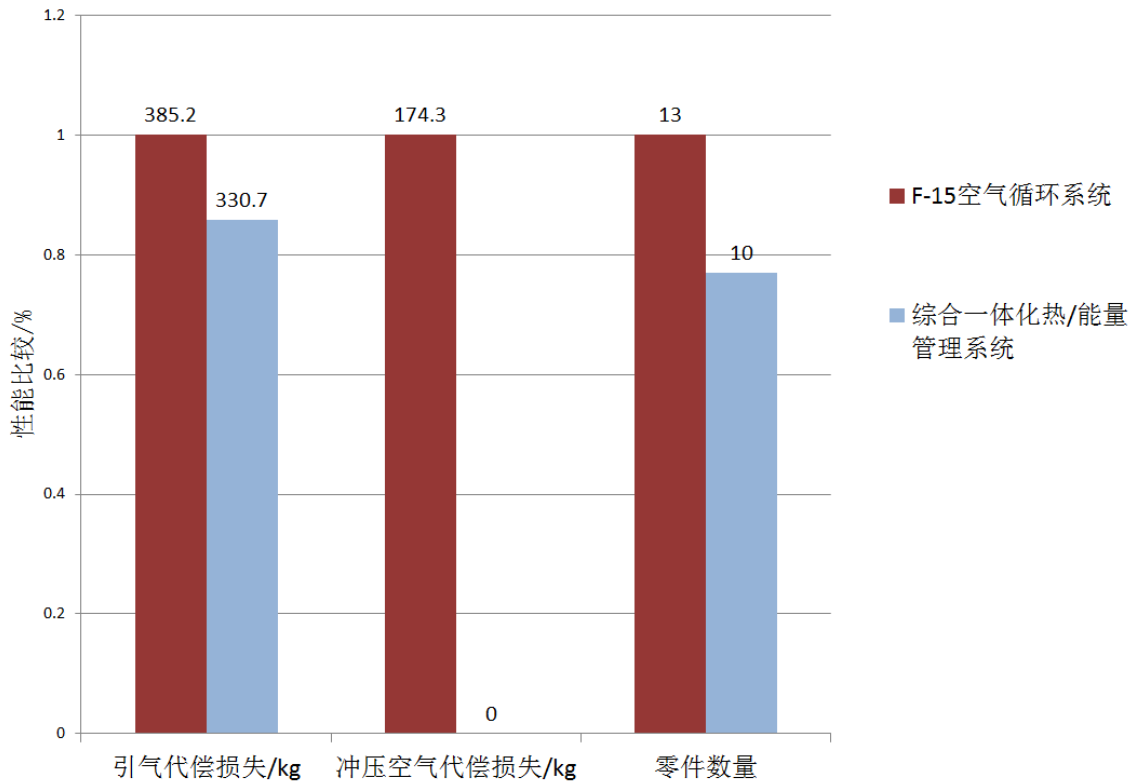


图 5.1 两种系统性能比较

由图 5.1 可知综合一体化热/能量管理系统的发动机引气及冲压空气的代偿损失之和较空气循环制冷系统要减少 40.9%，零件数量减少了 23.1%，可见使用综合一体化热/能量管理系统较传统分散机载机电系统性能大大提高。

5.2 综合一体化热/能量管理系统优化策略研究

5.2.1 综合一体化热/能量管理系统初步优化策略

根据综合一体化热/能量管理系统评价体系, 在满足飞机的制冷量及电能需求的前提下, 使燃油代偿损失最小是综合一体化热/能量管理系统的优化目标。在系统固定质量保持不变的情况下, 燃油量及发动机引气量是影响燃油代偿损失的两大因素, 燃油量及发动机引气量也是为了保证系统提供飞机所需的制冷量及电能, 所以在飞行过程中使燃油量及发动机引气量的调配最优是综合一体化热/能量管理系统的优化方向。

综合一体化热/能量管理系统在各模式下工作的某一段时间 τ , 电能及制冷量均是由燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 共同提供的, 应急动力模式下 $q_{m,f}=0$, $q_{m,bl}=0$ 。对于综合一体化热/能量管理系统有:

$$W_e = f_{We}(q_{m,f}, q_{m,bl}) \quad (5-14)$$

$$Q_c = f_{Qc}(q_{m,f}, q_{m,bl}) \quad (5-15)$$

式中, f_{We} 、 f_{Qc} 表示利用综合一体化热/能量管理系统仿真平台上的校核性计算功能进行计算, 在不同工作模式下 f_{We} 、 f_{Qc} 采用对应的校核性计算程序通过输入燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 计算相应的电能及制冷量。

通过合理分配燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 来优化系统的工作点, 从而减少燃油代偿损失, 即在飞机飞行状态变化不大的时间 τ 内, 计算得到燃油量和发动机引气量, 使得系统在该状态下的燃油代偿最小。根据 5.1.1 节所述的燃油代偿损失计算方法, 在计算过程中系统装置的固有质量保持不变, 因此在优化计算时可不考虑系统装置的固有质量, 系统燃油代偿损失可表示为:

$$\Delta m_T = m_F + m_{f,F} + m_{f,bl} \quad (5-16)$$

式中, 系统消耗燃油量 m_F 、运输它所需的燃油量 $m_{f,F}$ 及发动机引气引起的燃油代偿损失 $m_{f,bl}$ 采用 5.1.1 节所述的计算方法利用 Matlab 编程计算。

电能及制冷量还需满足在不同工作模式下的最小需求, 需满足以下条件:

$$W_e \geq W_{e_min}$$

$$Q_c \geq Q_{c_min}$$

式中, W_{e_min} 及 Q_{c_min} 根据 4.2.4 节设计性计算研究的相关参数给定, W_{e_min} 及 Q_{c_min} 在各工作模式下的取值如表 5.3 所示。

表 5.3 各工作模式下电能制冷量最小值

模式	电能最小值 $W_{e,\min}$ (kW)	制冷量最小值 $Q_{c,\min}$ (kW)
发动机起动模式	50	60
辅助动力模式	50	60
巡航模式	-90	60
作战模式	50	60

综合一体化热/能量管理系统的优化方法为：针对飞机全飞行包线中的所有工况，基于瞬时燃油代偿最优策略，根据系统各工作模式下的约束条件计算燃油代偿损失 Δm_T 最小时的燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 。

5.2.2 综合一体化热/能量管理系统初步优化计算结果及分析

本文采用前文所述的优化方法对综合一体化热/能量管理系统的典型工况点进行优化，得到系统在工况点上燃油量及发动机引气量的最优组合，完成综合一体化热/能量管理系统的初步优化。

1. 优化点的选取

校核性计算的校核点基本涵盖了飞机飞行包线内的飞行状况，故在此基础上，为了使选取的工况点具有代表性，并且不会有较大的工作量，本文取其中较为常见的状态点作为综合一体化热/能量管理系统的优化点，由于在应急动力模式下，发动机引气及燃油量均为 0，故不作优化，所以综合一体化热/能量管理系统优化点如表 5.4 所示。

表 5.4 综合一体化热/能量管理系统优化点

模式	高度 (km)	马赫数	电能 (kW)	制冷量 (kW)
发动机起动模式	0、9	0	≥ 50	≥ 60
辅助动力模式	0	0	≥ 50	≥ 60
	7	0、0.3、0.5、0.7	≥ 50	≥ 60
巡航模式	4	0.6、1.0、1.6	≥ -90	≥ 60
作战模式	5	0.6、1.0、1.8	≥ 50	≥ 60

2. 优化计算过程

根据 5.2.1 所述优化方法，在综合一体化热/能量管理系统仿真平台上利用校核性计算对系统进行优化计算，综合一体化热/能量管理系统优化计算流程图如图 5.2 所示。

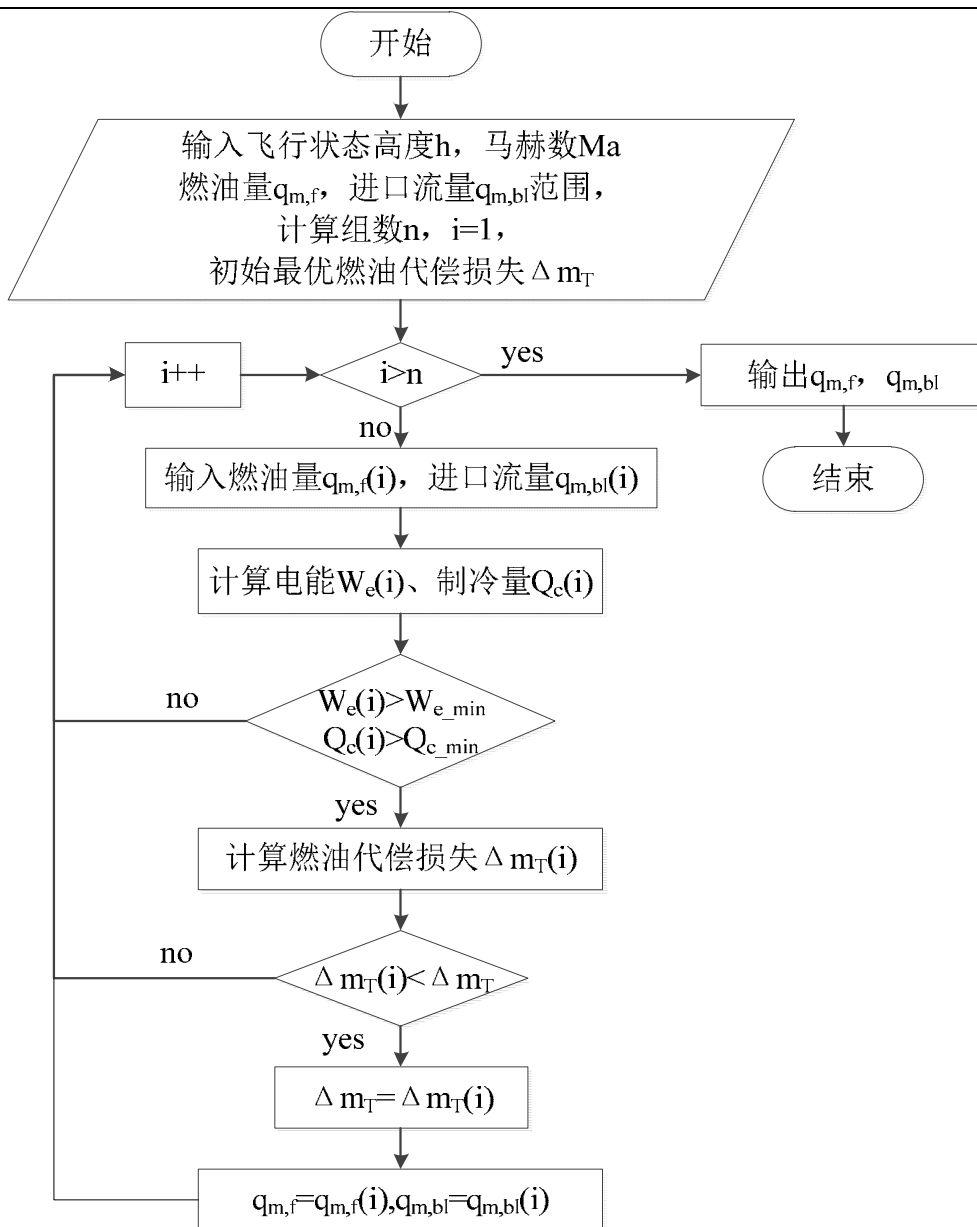


图 5.2 综合一体化热/能量管理系统优化计算流程图

3. 优化结果

在综合一体化热/能量管理系统仿真平台上搭建各工作模式的仿真模型，输入选取的优化点，根据系统优化计算流程寻优，寻优结果如表 5.5 所示。

表 5.5 综合一体化热/能量管理系统初步优化结果

(a) 发动机起动模式优化结果

高度 (km)	马赫数	进口流量 (kg/s)	燃油量 (kg/s)	电能 (kW)
0	0	0.8	0.014	51.57
9	0	1	0.014	53.53

(b) 辅助动力模式优化结果

高度 (km)	马赫数	进口流量 (kg/s)	燃油量 (kg/s)	电能 (kW)	制冷量 (kW)
0	0	2	0.015	53.41	60
7	0	1.7	0.02	54.44	60
7	0.3	1.7	0.014	52.93	60
7	0.5	1.85	0.014	55.36	60
7	0.7	1.85	0.014	50.56	60

(c) 巡航模式优化结果

高度 (km)	马赫数	进口流量 (kg/s)	电能 (kW)	制冷量 (kW)
4	0.6	1.35	-82.26	60
4	1.0	1.5	-83.26	60
4	1.6	1.9	-88.25	60

(d) 作战模式优化结果

高度 (km)	马赫数	进口流量 (kg/s)	燃油量 (kg/s)	电能 (kW)	制冷量 (kW)
5	0.6	1.9	0.015	50.93	60
5	1.0	1.95	0.015	56.08	60
5	1.6	1.95	0.015	58.07	60

从表 5.5 中可以看出, 根据瞬时燃油代偿最优策略, 对综合一体化热/能量管理系统进行优化计算, 使得在给定飞行状态下的进口流量及燃油量产生的燃油代偿损失最小, 系统性能最优, 电能及制冷量均能满足未来飞机的能量需求, 表 5.5 中的数据可作为综合一体化热/能量管理系统点优化的参考, 为全局优化打下基础, 本文的优化方法可作为综合一体化热/能量管理系统的优化方法。

5.3 本章小结

本章借鉴传统分散机载机电系统中环境控制系统的评价方法, 建立了综合一体化热/能量管理系统的评价体系, 分析了综合一体化热/能量管理的性能, 并提出了一种综合一体化热/能量管理系统优化方法, 对系统在各工作模式下的典型工况点进行了初步优化。主要工作如下:

(1) 将综合一体化热/能量管理系统与 F-15 空气循环制冷系统进行了比较, 计算结果表明, 该系统在选定设计状态下引气量、冲压空气流量、主要零件数量等方面均优于 F-15 空气循环制冷系统, 综合一体化热/能量管理系统的发动机引气及冲压空气的代偿损失之和较空气循环制冷系统要减少 40.9%, 零件数量减少了 23.1%。

(2) 提出了一种综合一体化热/能量管理系统的优化方法, 对综合一体化热/能量管理系统的各工作模式下的典型工况点进行了初步优化, 经过初步优化后, 各优化点上进口流量与燃油量调配最为合理, 系统燃油代偿损失最小, 为全局优化打下了基础。

第六章 总结与展望

6.1 本文总结

本文主要对综合一体化热/能量管理系统方案进行研究,针对目前综合一体化热/能量管理系统研究深度不足,设计理念缺乏的问题,首先对综合一体化热/能量管理系统进行了需求分析,得到综合一体化热/能量管理系统顶层设计理念,然后依此提出了本文研究的综合一体化热/能量管理系统方案,并得到综合一体化热/能量管理系统顶层设计方法,在系统内部件建模的基础上搭建了综合一体化热/能量管理系统仿真平台,提出了综合一体化热/能量管理系统设计计算方法,并在系统仿真平台上进行了设计计算,最后建立了综合一体化热/能量管理系统评价体系,分析了系统性能,提出了一种综合一体化热/能量管理系统优化方法,并进行了初步优化。

本文对综合一体化热/能量管理系统的设计理念、设计方法、设计计算及系统优化做了相关研究,对综合一体化热/能量管理系统的工程化提供有益的参考。具体研究内容及成果如下:

(1)综合一体化热/能量管理系统需具有环境控制功能、辅助动力功能以及应急动力功能。阐述了系统需满足高性能飞机的性能需求:1. 需寻找新的热沉替代传统热沉中的冲压空气,辅以燃油冷却;2. 需向综合化发展,尽可能集成传统分散机载机电系统;3. 需包括地面维护功能,提高飞机可维护性。结合现役飞机的飞行状态下机载机电系统的工作状况,提出了综合一体化热/能量管理系统的工作模式:发动机起动机模式、辅助动力模式、巡航模式、作战模式以及应急动力模式。根据上述研究得到了综合一体化热/能量管理系统的顶层设计理念:1. 需具备综合前传统分散机载机电系统的功能;2. 需满足未来飞机的性能需求;3. 需根据飞机的不同飞行状态有相应的工作模式。

(2)本文通过分析美国先进综合热管理系统的优劣,根据综合一体化热/能量管理系统的顶层设计理念,提出了本文研究的综合一体化热/能量管理系统,具体阐述了综合一体化热/能量管理系统方案系统结构以及总体工作方式,在此基础上研究了综合一体化热/能量管理系统在五大工作模式下的工作原理,为系统仿真做准备;划分了综合一体化热/能量管理系统的边界,了解了系统能量的输入及输出,为系统优化及评价打下基础。经过上述研究得到综合一体化热/能量管理系统的顶层设计方法:1. 研究系统整体结构;2. 研究系统各工作模式下的原理;3. 划分系统边界。

(3)本文建立了综合一体化热/能量管理系统内各部件的数学模型,依此利用 Simulink 模块搭建了综合一体化热/能量管理系统仿真平台,奠定了系统仿真及优化的基础。并提出了综合一体化热/能量管理系统的设计计算方法,在综合一体化热/能量管理系统仿真平台上对综

合一体化热/能量管理系统进行了设计性计算, 通过设计性计算得到了各工作模式下的部件性能参数, 并根据部件性能参数分析了系统设计的合理性。在设计性计算的计算结果的基础上对系统内部件进行选型, 选取了系统在全飞行包线内的典型工况点进行校核, 计算结果表明, 在典型工况点上综合一体化热/能量管理系统能满足飞机的能量需求, 可见本文建立的综合一体化热/能量管理系统仿真平台可以作为系统仿真计算的基础。

(4) 本文结合传统分散机载机电系统中的环境控制系统的评价方法, 建立了综合一体化热/能量管理系统的评价体系, 将综合一体化热/能量管理系统与 F-15 空气循环制冷系统进行了比较, 计算结果表明, 该系统在选定设计状态下引气量、冲压空气流量、主要零件数量等方面均优于 F-15 空气循环制冷系统, 综合一体化热/能量管理系统的发动机引气、燃油量及冲压空气的代偿损失之和较空气循环制冷系统要减少 40.9%, 零件数量减少了 23.1%。提出了综合一体化热/能量管理系统的优化方法, 对综合一体化热/能量管理系统各工作模式下的典型工况点进行了初步优化, 经过初步优化后, 各优化点上进口流量与燃油量组合最为合理, 系统燃油代偿损失最小, 为未来全局优化打下了基础。

6.2 下一步工作展望

针对本文的研究成果, 在本文已有的工作基础上, 提出进一步工作的一些建议:

(1) 本文在研究过程中, 未考虑综合一体化热/能量管理系统中的燃油系统及电子冷却系统, 而这两个子系统对于整体系统仍有一定影响, 可将该系统增加到系统研究中, 完善系统研究。

(2) 本文的研究主要是针对系统特性研究, 数学模型均为稳态模型, 可建立热惯性较大的部件(例热交换器)的瞬态模型, 扩充综合一体化热/能量管理系统仿真平台, 用于系统动态仿真。

(3) 本文仅对综合一体化热/能量管理系统工况点进行了优化, 而系统全局优化对于系统能量管理更为重要, 因此下一步应重点研究系统全局优化方法, 形成系统能量管理策略。

参考文献

- [1] 侯学东. 飞机环境控制系统的仿真研究[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2010.
- [2] 高峰, 袁修干. 高性能战斗机燃油热管理系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1353~1356.
- [3] 于喜奎, 王伟. 飞机综合机电系统热管理技术浅析[J]. 飞机设计, 2006(2): 60~62.
- [4] 路乡. 综合机载机电系统[J]. 航空科学技术, 2003: 24~26.
- [5] 郭生荣. 航空机电系统综合技术发展分析[J]. 航空科学技术, 2013(5): 5~10.
- [6] 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, 24(7): 821~824.
- [7] Letlow J T, Jenkins L C. Development of an integrated environmental control system[A]. 28th International Conference on Environmental Systems[C]. MA, USA: Massachusetts, 1998. SAE981544.
- [8] Sprouse J G. F-22 environmental control/thermal management system design optimization for reliability and integrity-A case study[A]. 26th International Conference on Environmental Systems[C]. CA, USA: Monterey, 1996. SAE961339.
- [9] Koerner M. Recent developments in aircraft emergency power[A]. 35th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit [C]. NV, USA: Las Vegas, 2000: 12~19.
- [10] Baird D, Ferentinos J. Application of MIL-C--87252 in F-22 liquid cooling system[A]. 28th International Conference on Environmental Systems[C]. MA, USA: Massachusetts, 1998. SAE981543.
- [11] Ho Y B, Lin T, Tibbs G B. Thermal benefits of advanced integrated fuel system using JP-8+100 fuel[A]. 1997 World Aviation Congress[C]. CA, USA: Anaheim, 1997. SAE 975507.
- [12] Issacci F, Traci R. Integrated thermal management of advanced aircraft[R]. UAI-98-002, 1998: 6-12.
- [13] Figliola R S, Tipton R. An exergy-based methodology for decision-based design of integrated aircraft thermal systems[R]. AIAA 2000-01-5527, 2000: 1-10.
- [14] 王浚, 刘永绩, 董素君. 综合机载机电及环控系统新技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 959~963.
- [15] 刘铭. 国外飞机综合环境控制系统[J]. 航空科学技术, 2004: 28~31.
- [16] 王文龙, 王伟. 下一代战斗机综合环境控制/热管理系统开发现状[J]. 飞机设计, 2003(1):

74~76.

- [17] 袁美名, 常士楠, 洪海华, 等. 飞机机载综合热管理系统仿真研究[J]. 航空科学技术, 2008: 30~34.
- [18] 薛浩, 崔利, 赵竞全. 战斗机综合热能管理系统稳态仿真[J]. 飞机设计, 2010, 3(30): 51~55.
- [19] 张雪平, 赵广超. 未来轰炸机热管理系统方案及关键技术浅析[J]. 制冷与空调, 2011, 6(25): 629~632.
- [20] 李楠, 江卓远. 某飞机综合热能管理系统初步研究[J]. 技术研究, 2013, 2: 13~17.
- [21] Cloyd J S. Status of United States Air Force's More Electric Aircraft Initiative, IEEE AES Systems Magazine, pp. 17-22, April 1998.
- [22] Jensen S C, Jenney G D. Flight Test Experience with an Electromechanical Actuator on the F-18 Systems Research Aircraft Proceedings of the 19th Digital Avionics Systems Conferences[J]. Vol. 1: 2E13/1 - 211310, 7-13 October 2000.
- [23] Weimer I A. past, Present & Future of Aircraft Electrical Power Systems[J]. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8-11 January 2001.
- [24] Howse M G. More Electric Technologies for the 21th Century, Power Electronics[J]. Machines and Drives, Institute of Electrical Engineers, 16-18 April 2002, IEE 2002.
- [25] Mitcham A J, Cullen J A. Permanent Magnet Generator Options for the More Electric Aircraft[J]. International Conference on Power Electronics, Machines and Drives, 2002: 241-245, 4-7.
- [26] Faleiro L. Initial Research towards a More Electrical Aircraft[J]. More Electrical Aircraft Conference, Royal Aeronautics Society, RAeS, April 2004.
- [27] Lester F, Faleiro. Trends towards a more electrical aircraft[J]. Proc. ICAS 2006.
- [28] Howse M. All Electric Aircraft[J]. Power Engineer, 2003(17): 35-37.
- [29] Blanding D. Subsystem design and integration for the More Electric Aircraft[J]. Proc. ICAS 2006.
- [30] Rosero J A, Ortega J A, Romeral L. Moving towards a more electric aircraft[J]. Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE Volume 22, Issue 3, March 2007.
- [31] Izquierdo D, Barrado A. Protection devices for aircraft electrical power distribution systems: a Survey[J]. Industrial Electronics Society, 2008. IECON 2008. 35th Annual Conference of IEEE. Orlando November 11-13, 2008.
- [32] 朱新宇. 多电飞机及其技术发展分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2007(4): 17-22.

- [33] 王复华. 多电飞机及其发展状况[J]. 航空制造技术, 2008(9): 63-64.
- [34] Walters E A, Iden S. INVENT Modeling, Simulation, Analysis and Optimization[M]. AIAA, 2010: 287.
- [35] Bodie M, Russell G, McCarthy K. Thermal Analysis of an Integrated Aircraft Model[R]. AIAA, 2010: 288.
- [36] Gvozdoch G, Weise P, Spakovsky M. Invent: Study of Issues Involved in Integrating a Directed Energy Weapon Subsystem into a High Performance Aircraft System[R]. AIAA 2012: 0490.
- [37] Roberts R A, Decker D D. Energy Optimization of an Aircraft Focused on Component Sizing and Control Architecture Interactions[R]. AIAA 2013: 3805.
- [38] 罗志会, 王小平, 黄纯洲. 新一代飞机自适应动力与热管理系统研究[J]. 航空科学技术, 2012(5): 38-41.
- [39] 王子熙. 美国能量优化飞机设计方法与关键技术[J]. 航空科学技术, 2014(5): 8~12.
- [40] 冯大庸. 航空发动机设计手册: 第 14 册辅助动力装置及起动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [41] 赵运生, 胡骏, 吴铁鹰, 等. 大型民用飞机辅助动力装置性能仿真[J]. 航空动力学报, 2011(7): 1590-1598.
- [42] 朱长征. 飞机的隐身技术现状及发展趋势[J]. 航天电子对抗, 2001(6): 42-45.
- [43] 宋新波, 吕雪艳, 章建军. 飞机红外隐身技术研究[J]. 激光与红外, 2012(1): 3-7.
- [44] 于敦. 机载机电系统综合化的发展动向[J]. 航空科学技术, 1997(4): 6-8.
- [45] 邹冰, 赵竞全, 何君. 飞机环境控制系统计算机仿真模型库的开发[J]. 计算机仿真, 2006, 23(03): 19~23.
- [46] 寿荣中, 何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.7.
- [47] 寿荣中, 何慧珊. 歼击机座舱热载荷研究[M]. 航空人机工程学资料汇编(二). 北京: 航空工业部 301 所, 1981.
- [48] 邓明. 航空燃气涡轮发动机原理与构造[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [49] 华绍曾, 杨学宁. 实用流体阻力手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.3.
- [50] 文津, 袁修干, 张兴娟等. 动力涡轮驱动部分闭式环控系统性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(5): 665-669.
- [51] 崔高伟. 飞机环境控制系统的优化方法研究[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2010.

致 谢

首先我要特别感谢我敬爱的导师常海萍教授!感谢她在我这几年求学过程中对我的关心与鼓励。常老师渊博的专业知识,严谨的治学态度,一丝不苟的工作态度以及高度的责任感都给我留下了极其深刻的印象,在她身边受益良多。谨此向尊敬的常老师致以最真挚的谢意和最真诚的祝福,祝愿常老师身体健康,一帆风顺。

感谢张镜洋师兄在课题上给我的悉心指导和帮助,在常老师和张师兄的共同指导下,我的能力有了迅速的提升,使我的研究生生活变得充实有意义。感谢丁阳师兄、喻雷师兄、韩乐师兄、田兴江师兄在我课题遇到困难时给我的莫大帮助。感谢 608 教研室的全体成员——白国强师兄、马虎跃师兄、胡正权师兄、方华师兄、刘楠师兄、成锋娜师姐、何院、聂俊领、莫骏韬师弟、程梅苏师弟、蓝占赣师弟、张若骥师弟等,608 教研室就像一个温馨的大家庭,在我遭遇低谷时给了我莫大的关心和鼓励,是我顺利完成学业的保证。

感谢王超、渠立红、崔文斌三位室友在生活中给予我的帮助,你们的陪伴使我度过了难忘的岁月。

最后,我要特别感谢深爱着我的父母以及亲朋好友,是你们无私的爱和关怀成就了今天的我,每当遇到困难时,你们的爱就是我生活中前进的动力,感谢你们!祝福你们!

2014.12 于南京航空航天大学

在校期间发表的论文

- [1] 雷屹坤, 常海萍, 张镜洋. 飞机综合一体化热/能量管理系统仿真与分析. 中国工程热物理学会, 学术会议论文集, 2014, 已收录.
- [2] 张镜洋, 常海萍, 雷屹坤, 等. 用于飞机的一体化热/能量管理系统与多模式控制方法: 中国. 201418006361.8[P], 2014-09-30. 已受理.