



中国热管理网

WWW.REGUANLI.COM

中图分类号: V221.8;TK124

论文编号: 1028702 17-S079

学科分类号: 082502

硕士学位论文

超声速飞行器热管理系统性能仿真及 优化设计研究

研究生姓名	唐 玫
学科、专业	航空宇航推进理论与工程
研究方向	传热传质
指导教师	胡娅萍 副教授

南京航空航天大学

研究生院 能源与动力学院

二〇一七年一月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

The Graduate School

College of Energy and Power Engineering

**Performance Simulation and Optimization
Design Research of Thermal Management
System of Supersonic Aircraft**

A Thesis in

Aerospace Propulsion Theory and Engineering

by

Tang Mei

Advised by

Associate Professor Hu Yaping

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Master of Engineering

January, 2017

承诺书

本人声明所呈交的硕士学位论文是本人在导师指导下进行的研究工作及取得的研究成果。除了文中特别加以标注和致谢的地方外，论文中不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含为获得南京航空航天大学或其他教育机构的学位或证书而使用过的材料。

本人授权南京航空航天大学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、缩印或扫描等复制手段保存、汇编学位论文。

（保密的学位论文在解密后适用本承诺书）

作者签名： 唐政
日 期： 2017年3月24日

摘 要

随着航空技术和军事作战能力的发展, 超声速飞行器在军事领域中开始扮演重要角色, 其外部气动加热效应和内部机载设备发热使机体承受的热负荷增高, 设备性能与飞行安全面临较大的威胁, 因此对机体结构和机载设备进行温度控制和热量管理, 成为超声速飞行器方案设计阶段亟待解决的重要问题。现阶段国内外研究者对热管理系统的研究主要着眼于燃油系统和液体蒸发冷却系统, 对于包含机体热防护功能的整机热管理系统的研究则不足, 使得机体重要系统及燃油温度与实际情况存在差距。本文对考虑气动加热影响下的某超声速飞行器提出了一套热管理方案, 并对其分别进行了非稳态性能仿真和热管理系统方案优化设计研究。主要研究工作如下:

1. 提出了超声速飞行器热管理方案并建立了相应的热管理系统模型。在对超声速飞行器的内、外部热源与冷源以及各部分之间传热过程进行分析的基础上, 提出了一套以隔热毡作为机体第一层热沉、燃油作为主要热沉、蒸发冷却液作为燃油补充热沉的热管理方案, 并针对方案中各子系统工作原理及传热过程, 分别建立了热防护系统、机电系统、燃油循环冷却系统和液体蒸发冷却系统的性能仿真数学模型。

2. 开展了超声速飞行器热管理系统性能仿真研究。首先基于 Flowmaster 软件平台搭建了性能仿真网络模型, 然后对典型飞行状态下的热管理系统进行了非稳态性能仿真, 得到重要子系统及燃油流路中各重要节点的温度、质量等结果随时间的变化规律。结果表明, 隔热毡具有良好的热防护效果, 其内外表面温差可达到至少 140°C ; 机载燃油和蒸发冷却液可为迅速升温的设备舱提供冷源, 使舱温最终稳定在 70°C 至 90°C 之间; 燃油循环冷却系统中, 供油箱的燃油温度上升始终较为平稳, 在蒸发冷却液的作用下其温度最终达到约 110°C ; 供油箱流出的燃油经滑油散热器、液压油散热器等、最终去往发动机, 温度达到约 130°C 。机舱温度以及燃油温度均可以满足工程设计需求。

3. 开展了超声速飞行器热管理系统方案优化设计研究。以隔热毡质量和两套液体蒸发器中冷却液消耗质量的线性加和作为优化设计目标, 以隔热毡厚度和两套液体蒸发器的工作功率作为优化设计变量, 以去往发动机的燃油温度上限作为约束条件, 建立了热管理系统方案优化设计的数学模型, 然后采用模拟退火算法与代理模型技术相结合的方法基于 Isight 软件对热管理系统方案进行了优化设计研究。结果表明, 在隔热毡厚度为 2.639mm , 两套液体蒸发器冷却功率分别为 5kW 和 10.504kW 时, 机体总热沉质量最小, 约为 22.036kg ; 进行 4620 步优化计算花费的时间约为 5min ; 最优解处代理模型的目标函数值与采用 Flowmaster 仿真计算的结果误差约为 0.47% , 代理模型拟合程度较高。

关键词：超声速，热管理，非稳态仿真，优化设计，代理模型，模拟退火算法

ABSTRACT

With the development of aeronautical technology and military combat capability, supersonic aircrafts have begun to play an important role in the military field. The external aerodynamic heat effect and the heat of the onboard equipment make the heat load of the body increase, and the equipment performance and flight safety are threatened. Thus, it is an important problem which needs to be solved at time that how to control the temperature as well as heat of the airframe structure and airborne equipment under excess heat load. At present, the research of thermal management system mainly focuses on the fuel system and the liquid evaporative cooling system. The research on the thermal management system of the whole aircraft which contains the thermal protection function of the organism is not enough, which makes important sub-system temperature and actual temperature different. For this reason, a set of thermal management system for a supersonic aircraft under the influence of aerodynamic heat was built in this paper. Then, the unsteady simulation and the optimization design of the thermal management system were carried out. The main job content and the results are presented as follows:

1. The thermal management scheme of the supersonic aircraft was carried out and the corresponding thermal management system model was established. The internal and external heat source and cold source of supersonic aircraft were analyzed. Aiming at the heat transfer process of the various parts of the aircraft, the thermal management scheme with the insulation blanket as the first heat sink, the fuel as the main heat sink as well as the evaporative cooling liquid as an additional heat sink for the fuel was carried out. Then the mathematical model of thermal protection system, electromechanical system, fuel cycle cooling system and liquid evaporative cooling system were established for the working principle and heat transfer process of each sub-system.

2. The performance simulation study on the supersonic aircraft thermal management system was carried out. Firstly, a performance simulation network model was built based on Flowmaster software platform, then the unsteady state performance of the thermal management system under typical flight conditions was simulated, at last, the temperature and mass of the important nodes and fuel flow paths are obtained. The results showed that the insulation felt had good thermal protection effect, and the temperature difference between inner and outer surface could reach at least 140°C. The fuel and evaporative cooling liquid provided a cold source for rapidly warming equipment compartments, which ultimately stabilized the cabin temperature between 70°C and 90°C. In the fuel cycle cooling

system, the fuel rise had always been relatively stable, the effect of the evaporative cooling liquid made the final temperature about 110°C; the fuel out of the tank passed by the oil radiator, hydraulic oil radiator, and finally flowed to the engine, and the temperature reached about 130°C. Equipment compartments temperature and the fuel temperature could meet the engineering design requirements.

3. With the linear sum of the quality of the thermal insulation blanket and the fluid consumption of the two evaporators as the target of the optimization design, the thickness of the insulation blanket and the working power of the two evaporators as the optimal design variables, the upper bound of the fuel temperature as the constraint condition, the mathematical model of optimal design of thermal management system was established. Then, based on the Isight software, the optimization design of thermal management system was carried out by the combination of simulated annealing algorithm and agent model technology. The results showed that when the insulation thickness was 2.639mm, the cooling power of the two evaporators was 5kW and 10.504kW, the total heat sink mass was the smallest one which was 22.036kg; the 4620-step optimization calculation took about 5min; and the error of the agent model was 0.47%. The fitting degree of agent model was high.

Keywords: Thermal management, unsteady state simulation, Flowmaster software platform, optimization design, surrogate model, simulated annealing algorithm

目 录

第一章 绪论	1
1.1 研究背景与意义.....	1
1.2 国内外研究现状.....	2
1.2.1 国外研究现状.....	2
1.2.2 国内研究现状.....	4
1.3 研究内容	10
1.4 本章小结	11
第二章 超音速飞行器热管理方案设计及其系统模型建立.....	12
2.1 超音速飞行器热管理方案设计及其工作原理.....	12
2.2 物理模型	13
2.3 基本假设	14
2.4 数学模型	15
2.4.1 气动加热.....	15
2.4.2 热防护系统.....	16
2.4.3 燃油循环冷却系统.....	18
2.4.4 机电系统.....	19
2.4.5 液体蒸发冷却系统.....	20
2.5 本章小结	20
第三章 超声速飞行器热管理系统性能仿真.....	21
3.1 Flowmaster 软件介绍.....	21
3.1.1 Flowmaster 发展历史.....	21
3.1.2 Flowmaster 理论基础.....	22
3.1.3.典型应用方向.....	22
3.2 热管理系统网络模型的建立.....	23
3.2.1 建模及仿真流程.....	23
3.2.2 建模方法及过程.....	24
3.3 非稳态仿真计算及分析.....	29
3.3.1 计算方法.....	29
3.3.2 仿真条件参数.....	30

3.3.3 热管理目标.....	30
3.3.4 仿真结果及分析.....	31
3.4 本章小结	43
第四章 超声速飞行器热管理系统方案优化设计.....	45
4.1 优化设计理论及方法.....	45
4.1.1 优化设计理论基础.....	45
4.1.2 代理模型.....	45
4.1.3 优化算法.....	48
4.1.4 Isight 软件简介及优化设计思路.....	50
4.2 热管理系统方案优化设计.....	50
4.2.1 优化变量、约束条件及目标函数的确定.....	50
4.2.2 初始样本点确定及初始试验数据求解.....	52
4.2.3 代理模型的建立.....	54
4.2.4 热管理系统方案优化设计.....	56
4.3 本章小结	58
第五章 总结与展望	60
5.1 总结	60
5.2 展望	61
参考文献	63
致 谢	67
在学期间的研究成果及发表的学术论文.....	68
附 录	69

图表清单

图 1.1 F-22 热管理系统方案简图.....	3
图 1.2 基于 Flowmaster 的燃油系统简化模型的总体结构.....	7
图 1.3 封装后仿真模块示图.....	8
图 1.4 封装参数示图.....	8
图 1.5 SQLServer 中心数据库管理框架.....	8
图 1.6 软件分层构架.....	8
图 1.7 燃油系统流体仿真平台操作界面 1.....	9
图 1.8 燃油系统流体仿真平台操作界面 2.....	9
图 1.9 章节结构关系.....	10
图 2.1 超声速飞行器简化物理模型.....	14
图 2.2 超声速飞行器热管理系统示意图.....	14
图 2.3 热防护子系统隔热毡结构示意图.....	16
图 2.4 燃油系统结构示意图.....	19
图 3.1 超声速飞行器热管理系统网络建模及仿真流程.....	23
图 3.2 热桥 (Thermal Bridge) 元件模型.....	24
图 3.3 流动源 (Source: Flow) 元件模型.....	24
图 3.4 温度源 (Temperature Source) 元件模型.....	25
图 3.5 固体 (Solid Bar) 元件模型.....	25
图 3.6 三臂容器 (3-arm Reservoir) 元件.....	26
图 3.7 三臂容器元件模型原理图.....	26
图 3.8 端口源 (Source: Blank End) 元件模型.....	26
图 3.9 二臂容器 (2-arm Reservoir) 元件模型示意图.....	27
图 3.10 二臂容器 (2-arm Reservoir) 元件模型原理图.....	27
图 3.11 控制模板 (Controller Template) 元件模型.....	27
图 3.12 控制模板 (Controller Template) 元件模型原理图.....	27
图 3.13 超声速飞行器热管理系统仿真网络模型.....	29
图 3.14 隔热毡外表面气动加热计算结果.....	32
图 3.15 不同计算环境下隔热毡外表面温度.....	32
图 3.16 机体上部气动加热热流密度.....	33

图 3.17 设备 1 舱上部隔热毡温度分布随时间变化.....	34
图 3.18 设备 1 舱下部隔热毡温度分布随时间变化.....	34
图 3.19 输油箱 f1 上部隔热毡温度分布随时间变化.....	35
图 3.20 输油箱 f1 下部隔热毡温度分布随时间变化.....	35
图 3.21 供油箱上部隔热毡 5 温度分布随时间变化.....	36
图 3.22 供油箱下部隔热毡 11 温度分布随时间变化.....	36
图 3.23 设备 1 舱温度随时间变化.....	37
图 3.24 设备 2 舱温度随时间变化.....	37
图 3.25 设备 3 舱温度随时间变化.....	38
图 3.26 输油箱质量变化.....	39
图 3.27 供油箱质量变化.....	39
图 3.28 输油箱温度变化.....	40
图 3.29 供油箱温度随时间变化.....	41
图 3.30 燃油流路各节点温度随时间变化.....	41
图 3.31 液体蒸发器 1 质量变化.....	42
图 3.32 液体蒸发器 2 质量变化.....	42
图 3.33 有无蒸发冷却液时回路各节点处燃油温度.....	43
图 4.1 因素 3 水平正交试验表格.....	46
图 4.2 模拟退火算法流程.....	49
图 4.3 优化设计思路.....	51
图 4.4 优化设计初始样本点分布图.....	53
图 4.5 初始样本仿真结果与各设计变量的影响关系图.....	54
图 4.6 热管理系统方案优化设计前 20 步迭代过程.....	56
图 4.7 热管理系统方案优化前后热沉质量对比.....	58
表 3.1 标准元件模型.....	28
表 3.2 飞行状态.....	30
表 3.3 F-22 飞机典型飞行状态下热负荷.....	30
表 3.4 仿真初始条件.....	31
表 4.1 模拟退火算法与优化问题的术语比较.....	49
表 4.2 优化设计变量取值范围.....	50

表 4.3 机体热沉总质量代理模型误差.....	54
表 4.4 去发动机燃油温度代理模型误差.....	55
表 4.5 隔热毡质量代理模型误差.....	55
表 4.6 液体蒸发器 1 冷却液消耗质量代理模型误差.....	55
表 4.7 液体蒸发器 2 冷却液消耗质量代理模型误差.....	56
表 4.8 代理模型与仿真计算误差.....	57
表 4.9 热管理系统方案优化结果.....	58
附表 1 初始样本数据在 Flowmaster 中的仿真结果.....	69

注释表

Q	总热量, W	L	机身长度, m
m	质量, kg	γ	恢复因子
γ_{ep}	液体蒸发潜热, J/kg	M	马赫数
q	气动加热热流密度, W/m ²	k	绝热系数
h	对流传热系数, W/m ² ·K	t	时间, s
T	热力学温度, K	c	比热容, J/kg·K
St	斯坦顿数	k	导热系数, W/m·K
Re	雷诺数	y	方向坐标, m
Pr	普朗特数	\bar{h}	平均对流传热系数, W/m ² ·K
ρ	空气密度, kg/m ³	\dot{m}	质量流率, kg/s
c_p	气体比定压热容, J/kg·K	P	冷却功率
μ	动力粘性系数	p	压强, Pa
u	气流速度, m/s	V	流体速度, m/s
g	重力加速度, m/s ²	f	多项式响应面模型因变量
x	多项式响应面模型自变量	β	系数
R^2	误差平方	$RMAE$	相对最大绝对误差
l	隔热毡设计厚度		

下标:

in	进入系统	radiation	辐射换热
transfer	热传导	f	油箱
out	出系统	c	设备舱
ep	液体蒸发器	w	隔热毡/机体外壁面
*	定性温度	0	初始状态
∞	自由流	i, j, k, m	编号
a	进气道		

缩略词

缩略词	英文全称
ECS	Environmental Control System
SUIT	Subsystem Integration Technology
TMS	Thermal Management System
ACS	Air Circle System
VCS	Vapor Cycle refrigeration System
APTMS	Aircraft Power and Thermal Management System
EOA	Energy Optimized Aircraft
MDO	Multidisciplinary Design Optimization
GA	Genetic Algorithms
SAA	Simulated Annealing Algorithm

第一章 绪论

1.1 研究背景与意义

随着航空技术的发展和军事领域的迫切需求,现代军事武器在向着快速打击、两小时全球到达的目标发展,飞行器的隐身性能、机动性能和超音速巡航性能等方面的能力也相应提高。

对于快速发展的超音速飞行器,如何处理其遭遇的气动加热是需要迫切解决的难题之一。飞行器的飞行空域越大,马赫数越高,气动加热效应越严重。当来流温度过高时,气流无法为机体及机载设备进行气体冷却,机载燃油因此可以作为热沉为机上电子设备进行冷却降温,当热载荷过高时,机载燃油的冷却作用不足以使得电子设备达到需要的冷却效果,会使得电子设备温度过高而失效,对飞行器的安全性能造成严重影响。

另一个难题来源于飞行器内部的热载荷过大,表现在机载设备数量和功率的不断增加。参考国外机型,三代机 Su-27 的电子舱热载荷仅仅为 18kW,而拥有两个电子舱的四代机 F-22,其综合热载荷数量已经达到了 55kW^[1]。

在这种形势下,为完成超音速巡航的既定任务,就必须解决飞行器整机的热载荷过剩的问题。过去,传统的高性能军用飞机的环境控制系统(Environmental Control System, ECS)是开式空气循环系统,采用完全由发动机引气、经涡轮压气机组件后再制冷的冷却机制。虽然其重量轻且结构简单,但是飞行器性能的代偿损失较大,而且机上环控系统、液压系统、润滑系统以及燃油系统都相互独立隔离,各个子系统的能量不能互补;随着技术发展,以 F-22 为代表的四代机多采用了先进的子系统集成技术(Subsystem Integration Technology, SUIT),将常规的环境控制系统、液压系统、滑油系统、发动机燃油系统等机载机电系统有机地融合起来,形成了飞机综合热能管理系统(Thermal Management System, TMS),实现了各个子系统之间热能的综合管理和合理利用。

对于世界各国纷纷开展研制的第五代机、第六代机以及未来更高性能(高)超音速飞行器,对于热管理系统的要求将会更高,还需要研究者开发更低温度冷却介质(空气、燃油、氢和水等)的预冷冷却先进热管理技术,以实现材料耐温性能、冷却技术、发动机单位推力和总效率的整体提升^[2]。

我国的飞行器预研工作起步晚、基础薄弱,与国外差距较大,为实现军事强国的目标,在空天武器及装备技术方面势必需要投入更多的科研精力,因此目前处于航空领域研究热点的超音速飞行器的预研工作迫在眉睫。

综上所述,超音速飞行器的热管理技术的科研需求非常重要,军事需求相当迫切。

1.2 国内外研究现状

1.2.1 国外研究现状

国外早在上个世纪 90 年代就开始了飞行器热管理的研究,其主要思路是,将燃油作为循环热沉,把发动机系统、环控系统、液压系统等的热载荷纳入燃油循环冷却系统,通过实时监控飞机系统中重要部件的工作温度,合理分配冷却介质流量,在满足其他系统冷却需求的情况下,将吸热后的燃油输进发动机,这样既可有效地达到全机热量使用的最优化,同时也有助于燃油的燃烧。

1990 年, Petley 等^[3]研究者首次提出可以将燃油作为热沉对发动机进行冷却降温,同时使用制冷闭环装置将热量传送给推进剂。1992 年到 2010 年间,以 Gasner^[4]为代表, Glickstein^[5]、Shanmugasundaram^[6]、Morris^[7]、Reeve^[8]、Bodie^[9]和 German 等^[10]人针对不同型号飞行器的综合热管理系统进行了更加深入和广泛的研究,发展了其稳态和非稳态仿真计算方法。2011 年, Ahlers^[11]在对飞行器综合热管理系统方案设计的基础上,提出了经济性最好,重量最小的优化目标。此后,研究者更着眼于飞行器综合热管理系统中的各子系统工作模式。2015 年, Doman^[12]对飞行器热管理系统使用的最优巡航高度进行了仿真计算和探讨、Shi 等^[13]对飞行器热管理系统中的热防护系统结构和材料进行了分析探讨,得到最优防护性能时的热防护结构。

由于综合热管理系统依托燃油作为热沉,在燃油循环流经管道时可以完成热量的传递和各个子系统间的热量交换。因此,燃油热管理子系统的研究是飞行器综合热管理系统的一项重点。国外目前针对燃油热管理系统的研究既有仿真计算也有试验研究,具体工作有:建立燃油油箱热分析模型,对燃油系统包括燃油管路在内的整体网络热分析,开展了防止油箱温度过高发生爆炸的研究,通过研究飞行器在一个飞行周期内的油箱平均耗氧量的变化,估算出飞行器油箱内部惰性气体的含量,为之后的惰化气体设计提供依据。2013 年, Qin^[14]通过理论计算的方法对先进飞行器的燃油热管理系统进行了理论分析和实验验证,得到了燃油在裂解反应后燃油的形态和油箱的质量变化特性。

目前, F-22 飞机的热管理系统是具有代表性的先进热管理系统,它采用了先进的子系统集成技术(SUIT),将常规的环境控制系统、液压系统、滑油系统、发动机燃油系统等机载机电系统有机地融合起来,形成了飞机综合热能管理系统(TMS),实现了各个子系统之间热能的综合管理和能量的合理利用。本文所描述的热管理系统方案是建立在 F-22 飞行器的热管理系统方案的基础上,通过简化后提出的,因此有必要对这一技术基础和复杂系统作出详尽的剖析。图 1.1 是 F-22 战机的综合热管理系统方案简图^[15],它包括以下几个重要的子系统:

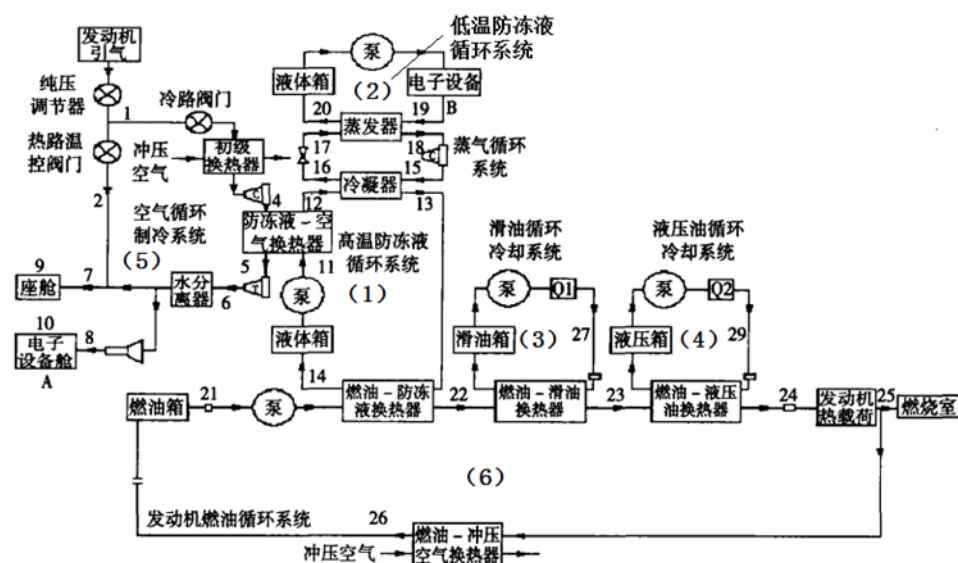


图 1.1 F-22 热管理系统方案简图

1. 高温防冻液循环系统

在液体泵的驱动下，高温防冻液吸收空气制冷和蒸汽制冷循环传递的热载荷，并通过高温防冻液-燃油换热器传递给燃油。

2. 低温防冻液循环系统

在液体泵的驱动下，低温防冻液吸收电子设备舱的热载荷，并通过蒸发器将热量传给蒸汽压缩制冷循环。（综合热能管理系统中有两个分离的电子设备舱，热载荷较大的电子设备舱采用蒸汽压缩式制冷，热载荷较小的电子设备舱采用空气冷却。由于液体的导热系数较大，热载荷较大的电子设备舱直接与低温防冻液循环相连。）

3. 滑油循环冷却系统

主要任务是冷却齿轮箱和喷气式发动机带动的发电机。滑油在滑油泵的驱动下流经齿轮箱等发热单元，其温度明显升高，通过燃油-滑油换热器将热量传递给燃油，最后流回滑油箱。

4. 液压油循环冷却系统

主要冷却用于操纵起落架和飞行控制的液压油。液压油在液压泵的驱动下流经液压设备，温度明显升高，通过燃油-液压油换热器将热量传递给燃油，并最终流回液压箱。

5. 空气循环系统

主要向座舱和电子舱 A 提供需要的制冷量，达到空气制冷的目的。

6. 蒸汽循环系统

主要用于冷却较大型的电子设备。蒸汽循环系统采用蒸汽压缩式制冷循环，把从低温防冻液冷却系统吸收的热量传递给高温防冻液冷却系统，高温防冻液冷却系统将从空气循环系统和蒸汽循环系统中吸收的热量，通过燃油/防冻液换热器传递给燃油。

7. 燃油循环系统

燃油循环系统主要由燃油箱、燃油泵、燃油-防冻液换热器、燃油-滑油散热器、燃油-液压油换热器、发动机热载荷、燃油-冲压空气换热器等部件组成。燃油循环中各个换热器的主要作用是将各个子系统与燃油循环相连，各个子系统把热量都传给燃油，最大限度地利用燃油作为热沉，使得飞行器综合热能管理的效果达到最优化。

此外，国外的研究者还投入了大量精力在超音速/高超音速飞行器的燃油热管理系统仿真计算和试验研究上。

1995年，Wassel等^[16]人对高超声速飞行器综合热管理系统开发了简单的计算模型和代码。

1.2.2 国内研究现状

国内对于飞行器热管理系统的研究工作开展的比较晚，最早公开的文献在2000年之后。公开发表过相关文献的国内研究机构有成都飞机设计研究所、沈阳飞机设计研究所、中国航发商用发动机公司、清华大学、西北工业大学、国防科技大学、南京航空航天大学等。由于国内关于热管理系统的研究与国外相比，开展时间晚了约20年，因此对于机载综合热管理系统技术国内没有提出更有效完善的方案，而是沿用国外的成熟方案，主要研究工作包括针对飞行器综合热管理系统仿真计算和对燃油热管理子系统仿真计算等方面。

一些具有代表性的研究是：

1. 飞行器综合热管理系统相关理论研究

从2003年开始，国内的研究者开始着眼于第四代飞行器热能的综合管理和利用。最早涉猎飞行器热管理系统理论研究的是北京航空航空大学的王浚^[17]，他针对美国两种飞机综合机载机电系统发展的方案进行了简单地介绍，进一步介绍了其中公共设计（机载机电）管理系统、多电飞机、“热油箱”燃油热管理系统、组合动力装置和热/能量管理组件等新技术概念内涵与关键问题，最后详细介绍了现代军用飞机先进的环控系统技术；同年，路乡^[18]对综合机载机电系统做出了概念性的描述，说明了实现机载机电系统综合技术的目的和意义；2004年，刘铭^[19]针对F-22战机的综合环境控制系统进行了详细介绍，着重阐述了其中的蒸汽循环系统、液冷回路和热管理系统及其各自的组成、工作原理和功能，并对采用综合环境控制系统的优点进行了分析。分析表明，采用综合环境控制系统的战斗机比起采用传统开式空气循环制冷系统（Air Circle System, ACS）和蒸汽循环制冷系统（Vapor Cycle refrigeration System, VCS），其起飞重量和飞机燃油耗油量的大大降低；2004年，王文龙^[20]也针对下一代战机的机载综合热管理系统进行了细致的描述，主要阐述了其特点、子系统和工作原理；2007年，王佩广和刘永绩^[21]探讨了高超声速飞行器的热管理需求，并针对不同的飞行需求提出了不同的燃料使用方案。2007年，范含林^[22]探讨了载人航天器的热管理技术发展历程。他针对大型载人航天器的特殊情况，从系统层面介绍了国内外载人航天器热管理技术发展现状及方向，并依此提出了我国载人航天器热管理技术的发展方向。2012年，罗志会^[23]等对新一代飞机自适应动力与热管理系统的发展进行了综

述性的研究,指出自适应动力与热管理系统(Aircraft Power and Thermal Management System, APTMS)是新一代飞机能量优化飞机(Energy Optimized Aircraft, EOA)的三大关键基础子系统之一,它具有众多先进特征及优势,是下一代多电飞机大力发展的系统之一。并指出未来先进的轴承技术、涡轮技术、电机技术、复合材料、控制算法和保护措施等将进一步改进 APTMS,使其更轻、更小、更可靠、更易维护,可以充分满足能量优化飞机的要求。2014年,王子熙^[24]详细的介绍了能量优化飞机的概念和其使用的包括了燃油热管理系统、动力热管理系统在内的各项关键技术。

此外还有国防科技大学科研部等单位的研究者针对各类飞行器的热管理系统技术进行过相近的分析。

2. 飞行器综合热管理系统仿真研究

2007年后,国内研究者在对飞行器综合热管理系统技术进行理论分析的同时,开始逐步探究和发展飞行器热管理系统仿真研究方法。

2008年,袁美名^[25]参考了F-22战机的环控系统建立了飞行器机载综合热管理系统的稳态、非稳态数学模型,确定了系统各个部件的参数,并在Matlab/Simulink平台上搭建了系统仿真模块,主要对空气循环子系统和燃油循环子系统中各个部件的进出口温度进行了分析,并将该热管理系统与传统的空气循环制冷系统进行比较,计算了各自的代偿损失,指出了综合热管理系统的优越性;同年,常士楠^[26]在袁美名的研究基础上对考虑了飞行马赫数和飞行高度影响对同一综合热管理系统进行了稳态仿真,仿真结果表明,飞行器在同一高度、亚音速区以不同的马赫数飞行时,燃油系统中的状态点温度普遍随马赫数的增加而增加;而飞行器以同一马赫数的不同高度飞行时,燃油系统中的状态点温度普遍随飞行高度的增加而减小;2010年,薛浩等^[27]对某一型号的战斗机综合热管理系统采用同样的方法进行了稳态分析,分析了飞行马赫数和飞行高度对系统中重要状态点温度的影响,仿真结果表明仿真模型能够满足座舱、电子舱等的温度需求,并在一定程度上反映了综合热管理系统温度的变化特点。2014年,雷屹坤^[28]在其硕士论文中基于综合一体化热/能量管理系统采用Simulink平台搭建了系统的仿真平台,对系统进行了设计计算,并分析了系统的合理性。

3. 燃油油箱的传热模型研究

燃油油箱建模方法是基于热平衡法,核心是基于能量守恒定律,即油箱储存的热量等于油箱获得外界的热量减去油箱的散失热量。根据分析不同部位的受热条件建立相应的热平衡方程,发展油箱建模方法。

对于超音速飞行器的油箱,可以先计算飞行器蒙皮温度和蒙皮与外界的对流传热及热辐射,再计算蒙皮对油箱内燃油的加热量,最终求出飞行器燃油热负荷。

在此基础上,针对不同位置的油箱、油箱类型(耗油油箱/供油油箱)、油箱与壁面、壁面与

外界的传热方式（热辐射/不同类型的对流传热/固体导热）和油箱承载燃油的状态（满油/非满油），可以进一步将计算模型细分，对油箱内燃油在不同状况下的传热情况分开计算，并获得燃油最终的热负荷。

基于上述理论基础，早在 1994 年，姜茂斌^[29]就提出了飞行器燃油热载荷的理论计算方法，从而准确地计算了飞行器超音速巡航时的燃油温度；20 世纪以来，燃油系统的计算研究逐渐发展成熟，2006 年，吕亚国^[30]针对燃油用量，对油箱进行分类，分别计算了满油油箱、半油油箱和无油油箱中的热载荷；2015 年，郝毓雅^[31]采用理论计算的方法，对飞行器起飞、爬升、平飞、降落状态下的燃油系统进行了数值计算，得到了不同状态下燃油的温度特性；2010 年，张兴娟^[32]考虑到燃油消耗过程中的热平衡问题，对战斗机分别就机体内部和机体外部的热载荷对燃油油箱进行计算；2016 年，兰江^[33]在考虑了油箱辐射换热的基础上利用 Flowmaster 软件平台开发出了更为通用的油箱模型，并对燃油系统进行了动态的仿真；2015 年，吕亚国^[34]为了预测飞机燃油箱燃油温度在飞行过程中的变化情况，基于热网络法建立了飞机燃油箱非稳态热分析模型。该模型在考虑油箱内部换热过程的基础上，同时考虑了燃油箱壁面与外界环境间的对流换热、辐射换热以及气流的气动加热问题，将燃油箱热分析的边界扩展至燃油箱外，采用 Matlab/Simulink 软件实现了飞机整个航程内燃油箱系统的热分析研究，结果表明，计算结果与飞行测试数据吻合良好，最大误差不超过 3.2℃；同年，该团队的康振焯^[35]将燃油箱边界条件处理为燃油箱的壁面温度，对三种不同航行条件下的燃油箱进行了数值计算和飞行试验数据的比较，结果表明，对三种不同航行条件下的燃油箱隔舱，其内部温度的仿真结果均能够与实验值保持较高的吻合度，在大多数飞行状态下，可以将误差控制在±1.7℃的范围内。

燃油模型的数学建模和仿真计算研究大大推动了燃油热管理系统的研究进展，此后的十多年间，燃油热管理系统的建模及仿真计算研究成为国内热管理系统技术研究工作的主线。

4. 燃油热管理系统建模研究

燃油在飞行器综合热管理系统中起着热沉的重要作用，同时燃油经过循环管道，可以同时串联滑油系统、液压油系统、空气循环制冷系统、冷/热 PAO 制冷系统等系统，因此，燃油热管理子系统的研究也在近年来得到了迅速发展。

2009 年，高峰^[1]针对高性能战斗机的特点，发展了一种以 F-22 战机热管理系统为原型的热管理技术方案，并利用 Matlab 平台建立了包括液冷工质热交换器、液压油热交换器和滑油热交换器的燃油热管理系统仿真模型，并实现了该系统的稳态仿真，仿真结果表明，在超音速飞行条件下，使用燃油热管理系统的飞行器比使用传统空气制冷系统的飞行器，其燃油代偿损失小约 70%。2014 年，陈悦^[36]针对某一采用冲压空气冷却的燃油热管理系统基于 Flowmaster 软件平台进行了仿真计算，结果表明，高温的燃油回流经过冲压空气冷却后再提供给供油箱去往发动机，可避免温度超过设计上限的风险。

5. 飞行器热管理系统相关软件自开发研究

2007年,徐志英^[37]针对飞机燃油系统热管理的概念,在完善系统数学模型的基础上自主开发了C++程序,并对飞行器自供能源式输油系统进行了稳态仿真,采用节点递推的方法计算燃油热管理系统中各个节点处的流量、压力和温度。2007年,冯震宙^[38]采用Flowmaster软件搭建了一个飞行器燃油系统整体仿真模型,采用软件内部已有和自开发的脚本程序求解流体系统矩阵,得到了燃油系统中管道的流速和压力特性,并对其进行了流体力学角度的分析。该平台主要用于飞行器燃油/液压系统的一体化设计和智能化设计,对采用Flowmaster作为燃油系统建模的研究具有详细的指导意义。图1.2是该系统简化模型的总体结构示意图:

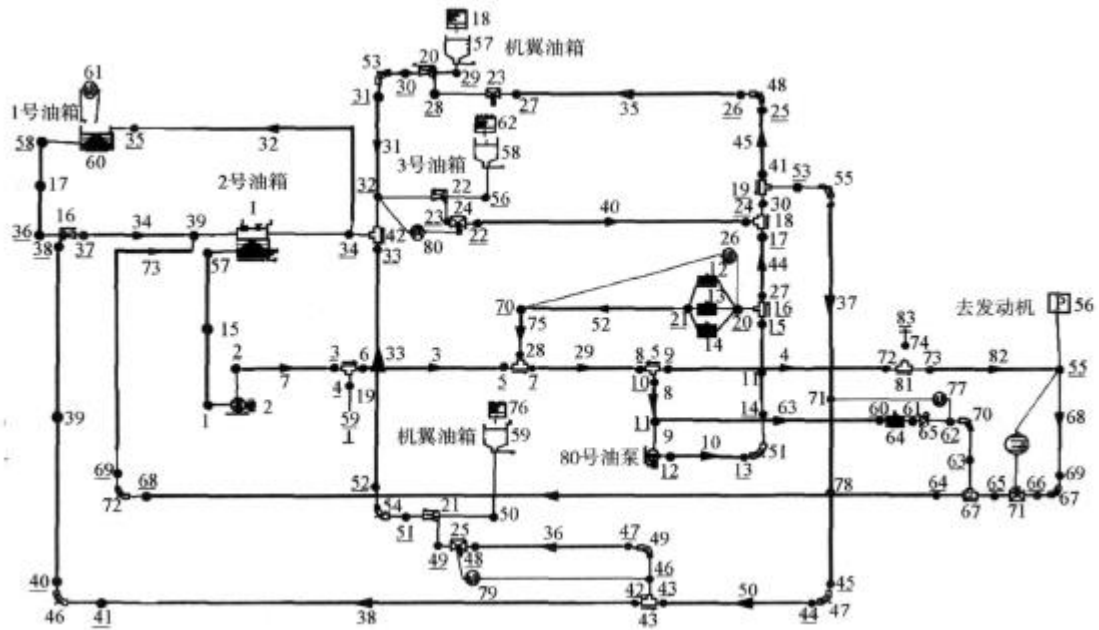


图 1.2 基于 Flowmaster 的燃油系统简化模型的总体结构

2008年,袁美名^[25]基于 Simulink 软件自主搭建了机载综合热管理系统的稳态仿真计算平台。该平台将复杂的可视化计算模型进行了初步的封装,以热量作为耦合参数,在平台上搭建仿真模块,能够进行稳态/非稳态的仿真计算。这个平台对于 F-22 型飞行器机载热管理系统具有一定程度上的通用性,其内部的仿真模块也具有可视化、可移植、可重复的优点。图 1.3 和图 1.4 分别是该平台封装后的仿真模块示意图和参数示意图:

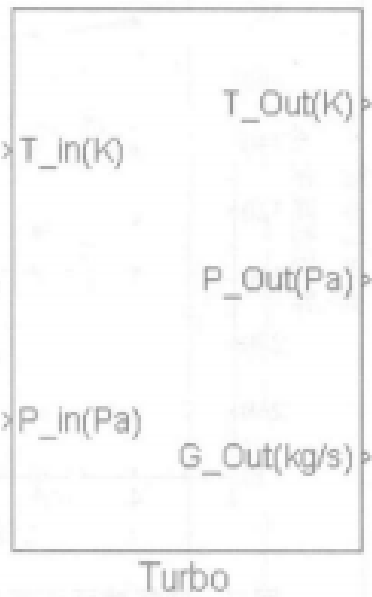


图 1.3 封装后仿真模块示图



图 1.4 封装参数示图

2016年,苏壮^[39]以能量守恒原理建立了热管理技术要求下的航空发动机滑油系统回路各参数热分析计算数学模型,采用 Fortran 自开发软件实现了计算过程,得到热管理思想下的几种热分析方案下,滑油系统热平衡计算结果和滑油润湿部件温度场的计算结果。该程序对于航空发动机的滑油系统具有一定的通用性。

此外,2014年高广拓^[40]针对民用飞机的燃油系统应用需求,基于 Flowmaster 软件开发了针对用户的燃油系统流体仿真计算平台。该平台采用软件设计思想,以“数据库管理”、“多用户合作”、“提高代码重复利用率”、“简单设计过程”和“参数化分析”为考虑因素,充分利用 Flowmaster 强大的自开发和集成功能实现了平台的搭建和完善。它对于民用飞机燃油系统的仿真具有很好的通用性和用户可操作性,为综合热管理设计仿真平台提供了很好的开发思路。图 1.5~图 1.8 是该软件的分层设计构架和操作界面:

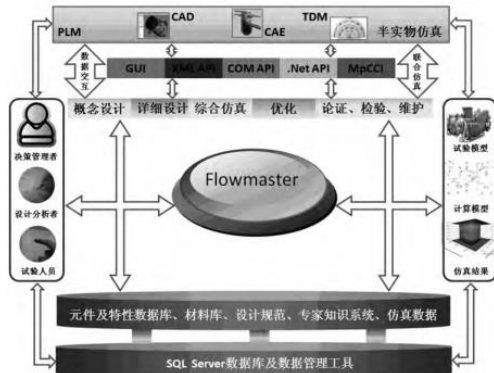


图 1.5 SQLServer 中心数据库管理框架



图 1.6 软件分层构架

1.3 研究内容

本文主要针对超声速飞行器面临的热负荷过剩问题，参考四代机热管理系统方案，提出了一种适用于飞行器整机的机载综合热管理系统方案，并针对简化的超声速飞行器模型发展了热管理方案下的整机流动传热仿真计算方法，最后采用成熟的代理模型技术和优化算法对热管理方案进行了优化设计的探究，以期对实际工程应用提供理论依据和仿真计算方法。本文按照章节的结构关系如图 1.9，一些主要的研究内容是：

第二章提出了某型超声速飞行器的热管理系统方案。依据传统的飞行器热管理经典理论，结合超声速飞行器的热管理需求，提出适用于整机的超声速飞行器热管理系统方案，开展了顶层方案设计。其次依据超声速飞行器的热管理系统方案，针对简化的超声速飞行器结构特点，建立飞行器的物理模型，并针对本文研究的内容做出了一些必要的基本假设，在构建了物理模型的基础上，针对热管理系统中可能发生的能量传递过程，建立了超声速飞行器热管理系统仿真计算的数学模型。

第三章进行了超声速飞行器热管理系统流动传热的仿真计算研究。基于一维热流体系统仿真分析软件 Flowmaster 中的现成元件库和脚本程序开发的功能，对机体热管理系统进行了非稳态仿真计算的探究，验证了热管理系统对于机体热能控制的可行性。

第四章完成了超声速热管理系统方案的优化设计。采用仿真计算结果和基于代理模型技术的优化方法，在 Isight 软件平台上，对飞行器重量代价最小的热管理方案进行优化设计，实现了机体重量代价最小的热管理系统方案设计。

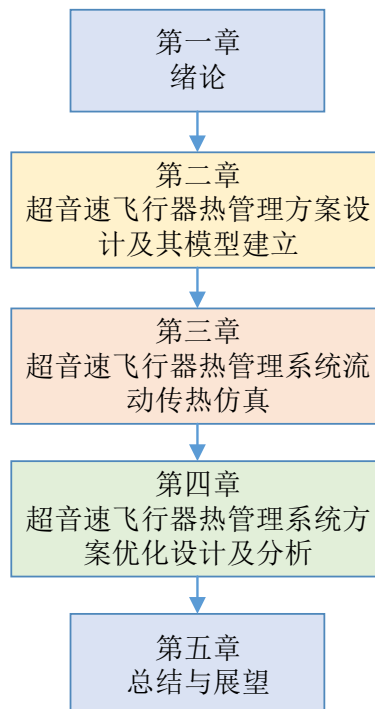


图 1.9 章节结构关系

1.4 本章小结

本章首先论述了超音速飞行器热管理系统研究的军事背景和研究的重要性，继而详细地介绍了前人针对这一研究领域开展的研究方法及研究成果，最后依次按照系统方案设计、系统模型建立、仿真计算研究和优化设计研究的顺序阐述了文章的整体研究内容。

第二章 超声速飞行器热管理方案设计及系统模型建立

对于整机尺度上超声速飞行器热管理系统的研究，我们关心的问题有：（1）在高空稳定平飞的过程中，气流相对机体外表面高速流动时与外蒙皮摩擦产生的气动加热热量随机体外表面各个位置的分布情况和随时间的变化规律；（2）热防护系统、燃油系统和液体蒸发制冷系统的热沉用量和触发条件的获得；（3）机体外隔热结构、舱内空气、燃油和制冷装置中蒸发冷却液各自在飞行过程中温度随时间的变化规律；燃油和蒸发冷却液的质量随时间的变化规律。由于试验条件有限，目前公开的资料中，针对超声速飞行器热管理系统的研究大多仅能依靠数值计算和仿真模拟，这使得超声速飞行器在真实飞行中的能量传递过程不得而知，在一定程度上限制了研究进度。

在解决以上问题时，传统的方法是发展了集总参数法、热网络法、热分析法等数值计算方法，从而针对性地研究飞行器热管理系统中的一些具体的子系统。例如，针对不同输油系统的油箱模型进行了稳态和动态的仿真计算，可进一步明确燃油系统的相关技术和性能特征；针对飞行器蒸发冷却系统，也分别建立了闭式蒸发制冷系统和开式蒸发制冷系统模型，对其中的热沉材料、功率用量进行了深入研究。

研究者选择具体的单一子系统并对其进行建模和仿真计算，是具有针对性的研究策略。然而这对于从整机角度呈现仿真计算结果的要求来说是略为不足的，由于无法获知飞行器在某一具体飞行过程中各个子系统协调工作对飞行器本身能量传递和温度变化产生的影响，因而难以对飞行器的初步设计方案做出有依据的分析和判断。

因此，针对整机的超声速飞行器热管理系统模型建立显得尤为重要。本章以四代机经典的热管理方案为基础开展超声速飞行器热管理系统顶层设计工作。分析了超声速飞行器的内、外部热源及冷源，针对飞行器各部分的传热过程，提出了一套考虑了气动加热的、针对超声速飞行器整机的热管理系统方案，并对方案中的各个子系统的结构及工作原理进行了概念性设计。将现有的复杂热管理系统结构进行简化，不考虑各个子系统间复杂的换热结构，着眼与某一具体的超声速飞行器的整体架构，在其物理模型简化的基础上，构建同时包含热防护系统、燃油系统、机电系统和蒸发制冷系统的超声速飞行器热管理系统模型。然后对于其中可能发生的能量传递过程推导出各个子系统的耦合计算数学模型，为下一步仿真计算做出准备。

2.1 超声速飞行器热管理方案设计及其工作原理

对于一类气动加热影响下的超声速飞行器，其主要的热源可分为两类，一类为外部热源，即为巡航时外部气动加热；另一类为内部热源，细分为设备舱内设备发热、发动机燃烧室热量等。针对具有外、内热源的特点，本文参考经典的综合热管理系统方案，提出如下的一种超声

速飞行器热管理系统方案设计思路:

该系统以铺设在机体外部的隔热毡作为第一层热沉, 机体内部机载燃油作为主要的热沉, 蒸发冷却液作为燃油辅助热沉, 对全机结构及机载设备进行热能管理和温度控制。系统原理是, 飞行器超音速巡航时, 气流相对机体的速度将会引起其与上部隔热毡和进气道内部隔热毡摩擦生热, 因而产生大量的气动加热。其中一部分热量被隔热毡吸收, 剩余热量进入机体内部, 连同设备舱内的机载设备产生的热量、滑油散热器热载荷和液压油散热器热载荷, 被舱内空气和燃油吸收。当设备舱由于吸热、温度升高到最高允许值时, 燃油开始流经设备舱与油箱间的管道, 以对流传热的方式吸收设备舱内的热量, 实现对设备舱的温度控制。而当燃油温度升高到某一设定值时, 触发液体蒸发器 1 的工作条件, 其内部的蒸发冷却液吸收燃油箱和机舱的热量并蒸发, 对燃油和设备舱进行冷却。若燃油去发动机的温度再次升高到另一设定值时, 采用液体蒸发器 2 中的蒸发冷却液同时作用于燃油, 将燃油温度最终控制在允许范围内。由此, 燃油、隔热毡和蒸发冷却液协同作用, 实现全机各系统部件的温度控制。

2.2 物理模型

本文针对某一在研的超声速飞行器进行热管理系统方案的初步设计研究工作, 其结构与文献[49]中的导弹较为相似, 机体从前向后为头部前鼻端的扁平头锥、设备电子舱、位于机身上部的燃油舱、腹部的发动机舱和尾翼。

其简化的三维物理模型如图 2.1 所示。机身的中段简化为一个圆柱体, 两端封闭。

机体通过中部的铝合金平板分为上、下两部分, 平板之上安装设备与燃油箱: 自前向后分别设置三个设备舱和三个燃油箱(包括两个输油箱和一个供油箱), 输油流路中的管道设置于设备 1、2 和 3 舱的空间中; 平板之下椭圆柱状部位安装进气道。机体外表面和进气道部位各覆盖一层隔热毡, 最外侧铺设外蒙皮。

由此, 将超声速飞行器的各个系统部件归于热管理系统的四个子系统中, 分别是:

- (1) 热防护系统: 铺设在飞行器各舱段外部的隔热毡构成了热防护系统;
- (2) 燃油循环冷却系统: 两个输油箱、一个供油箱、燃油管道及燃油与其他设备之间的换热装置构成了燃油循环冷却系统;
- (3) 机电系统: 设备 1、2 和 3 舱以及分布在其中的机载电子设备构成了飞行器的机电系统。
- (4) 液体蒸发冷却系统: 分布在设备舱中的两套液体蒸发器独立于机电系统而与燃油管路通过燃油-防冻液换热器连接, 构成了液体蒸发冷却系统。

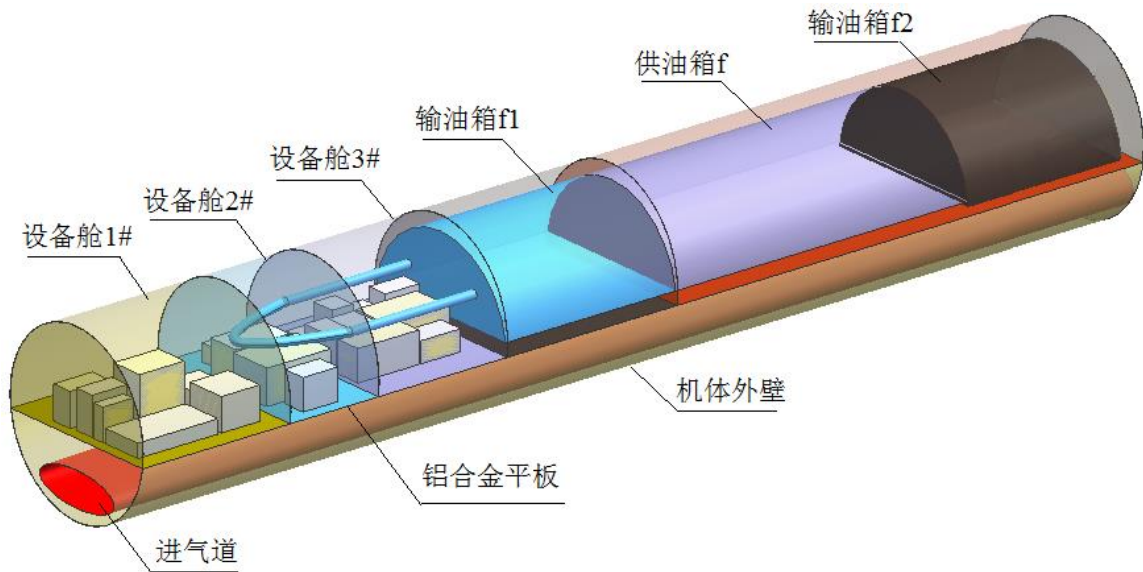


图 2.1 超声速飞行器简化物理模型

本文着重分析热管理系统技术下的超声速飞行器在巡航过程中整机的流动及传热过程，突出飞行器整机的能量传递过程。因此参考 2.1 节中设计的热管理系统方案和飞行器的三维模型，给出了超声速飞行器热管理系统方案简图，如下图 2.2 所示。

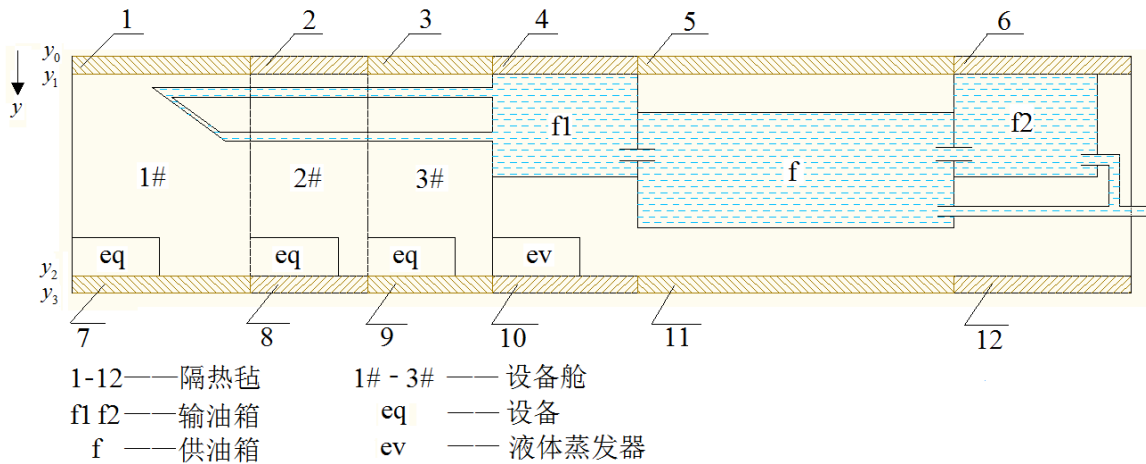


图 2.2 超声速飞行器热管理系统示意图

2.3 基本假设

真实的超声速飞行器在巡航过程中的流动、传热过程均十分复杂，为了便于工程上的计算分析和设计，本文做出如下的假设及简化：

- (1) 机体外表面铺设的隔热毡内部的导热简化为沿厚度方向（即图 2.2 中 y 方向）的一维导热。
- (2) 去发动机的燃油以恒定的质量流率消耗。
- (3) 忽略各设备舱内空气的流动，气温在任意时刻分布均匀，仅随时间变化。

(4) 燃油作为设备舱的热沉时, 在仿真中不考虑燃油与设备舱之间的换热装置, 假设换热效率为 0.9。

(5) 设备舱 1、2 和 3 中的空气与其相接触的隔热毡内表面间的自然对流换热系数相同; 输油箱及供油箱与其相接处的隔热毡内表面间的自然对流换热系统相同。

(6) 两套液体蒸发器工作时, 冷却液以恒定的质量流率蒸发。

2.4 数学模型

基于 2.2 节的超声速飞行器物理模型和 2.3 节的简化假设, 对超声速飞行器热管理系统的各个子系统进行耦合地数学建模, 分别如下:

2.4.1 气动加热

由于本文关注的是超声速飞行器在热管理系统方案下的飞行状况, 因此需要格外考虑飞行器外部受到的气动加热。而由于超声速飞行器外部隔热毡的厚度与机舱的半径相比非常小, 因此为简便, 本文采用外掠平壁的高速气流对流传热准则式确定机体上部隔热毡外壁面的气动加热边界条件。

对于机体下部进气道位置, 根据图 2.2 可知, 气动加热使得进气道位置的壁温恒定, 因此, 此处以恒定的进气道壁温作为隔热毡的边界条件。

参考王宝官编著的《传热学》^[50]中的理论可知, 实际情况下, 飞行器在超声速巡航时, 其遭遇的气动加热沿壁面方向是非常不均匀的, 只有在翼前缘才受到气动加热, 驻点的加热热流最大, 身部的加热热流迅速降低。然而由于在数值模拟时, 实际情况过于复杂, 难以直接进行建模计算, 因此可以对气动加热的方式进行适当简化, 将飞行器外表面简化为平壁, 认为加热热流是高速气流外掠平壁并与平壁进行对流换热产生的。这一理论采用艾克特提出的高速气流对流传热公式支撑:

$$q = h(T_\gamma - T_w) \quad (2.1)$$

式中: q 为气动加热的热流密度, h 为高速气流相对机体表面的对流传热系数, T_γ 为气流恢复温度, T_w 为机体上部隔热毡外壁面的壁面温度。

对于外掠平壁的紊流流动, 对流传热准则式为:

$$St_* Pr_*^{\frac{2}{3}} = 0.0296 Re_*^{-\frac{1}{5}} \quad (2.2)$$

式中: St_* 、 Re_* 和 Pr_* 分别为定性温度下气流的斯坦顿数、雷诺数和普朗特数, Pr_* 设为 0.7, St_* 和 Re_* 的表达式为:

$$St_* = \frac{h}{\rho_* u_\infty c_{p,*}} \quad (2.3)$$

$$Re_* = \frac{\rho_* u_\infty L}{\mu_*} \quad (2.4)$$

式中： ρ_* 、 c_{p*} 和 μ_* 为定性温度下气流的密度、比定压热容和动力粘性系数， u_∞ 为来流速度， L 为机体的长度。

由式(2.2)~(2.4)求得机体上部隔热毡外壁面各处的对流传热系数 h ，则沿机体长度方向，气动加热的平均对流传热系数为

$$\bar{h} = \frac{\int_0^L h dx}{L} \quad (2.5)$$

式中： dx 为沿机体长度方向的微元变量。

气流恢复温度 T_γ 采用下式计算

$$T_\gamma = T_\infty \left(1 + \gamma \frac{k-1}{2} M_\infty^2\right) \quad (2.6)$$

$$k = 1.4 \quad (2.7)$$

式中： M_∞ 为飞行马赫数， k 为绝热系数； γ 为恢复因子，其表达式为

$$\gamma = \sqrt[3]{Pr_*} \quad (2.8)$$

定性温度采用下式计算：

$$T_* = T_\infty + 0.5(T_w - T_\infty) + 0.22(T_\gamma - T_\infty) \quad (2.9)$$

式中： T_∞ 为自由流静温。

由此，分别求得机体上部外壁面的平均对流传热系数和恢复温度，为隔热毡 1-12 确定气动加热边界条件。

2.4.2 热防护系统

为减轻超音速飞行器巡航过程中承受的高马赫数下严酷热环境和极大的气动力载荷对飞行器结构造成的负担，往往需要对飞行器的外部结构进行热防护。其设计目的是在结构不产生烧蚀现象的前提下，充分发挥隔热效力，使得传递到机体内部的热量足够小，以减小气动加热对机体本身的热影响。

目前较为常用的热防护系统分别为：被动式热防护系统、半被动式热防护系统和主动式热防护系统^[51]。本文中研究的热管理系统主要采用被动式热防护结构中介于隔热结构和热沉结构的一种中间结构，选用隔热毡作为热防护材料。热防护系统的隔热毡结构示意图如下：

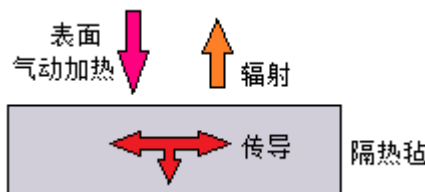


图 2.3 热防护子系统隔热毡结构示意图

如图 2.2 所示, 沿 y 坐标方向, y_0 为上部隔热毡外表面坐标, y_1 为其内表面坐标, y_2 为机体下部隔热毡内表面坐标, y_3 为其外表面坐标。尽管在气动加热数学模型的建立上本文采用了简化的计算方法, 求出了平均对流传热系数, 得到了机体上部隔热毡外壁面的边界条件。然而, 在飞行器整机的耦合传热过程中, 由于每个设备舱或燃油箱的物理结构和尺寸影响使得设备舱或燃油箱与隔热毡的内表面相接处温度有所不同, 这势必会影响隔热毡的温度计算结果, 因此需要进行区别。下面按编号顺序推导出了每一块隔热毡的传热数学模型。

对于机体上部隔热毡 1-3, 其外表面的边界条件为气动加热给定的第三类边界条件, 内表面与设备舱 1-3 接触, 因此设备舱的空气与内表面进行自然对流传热, 采用耦合的第三类边界条件。则隔热毡 1-3 的导热方程及初始、边界条件是:

$$\begin{cases} \frac{\partial T_{w,i}}{\partial t} = \frac{k_w}{c_w \rho_w} \frac{\partial^2 T_{w,i}}{\partial y^2} \\ T_{w,i} \Big|_{t=0} = T_0 \\ -k_w \frac{\partial T_{w,i}}{\partial y} \Big|_{y=y_0} = \bar{h}(T_\gamma - T_{w,i} \Big|_{y=y_0}) \\ -k_w \frac{\partial T_{w,i}}{\partial y} \Big|_{y=y_1} = h_{w,c}(T_{w,i} \Big|_{y=y_1} - T_{c,i}) \end{cases} \quad (2.10)$$

式中: $T_{w,i}$ 为隔热毡的温度, $i=1,2,3$, t 为时间, k_w 、 c_w 和 ρ_w 分别为其导热系数、比热容和密度; T_0 为隔热毡初始温度; $h_{w,c}$ 为隔热毡内表面与设备舱空气间的自然对流传热系数, $T_{c,i}$ 为隔热毡内部对应编号设备舱的气温, $i=1,2,3$ 。

同理, 机体上部隔热毡 4-6 的外表面边界条件为气动加热给定的第三类边界条件; 内表面与输油箱 f1-f2 及供油箱 f 接触, 因此燃油箱内的燃油与隔热毡内表面进行自然对流传热, 采用耦合的第三类边界条件。则隔热毡 4-6 的导热方程及其初始、边界条件是:

$$\begin{cases} \frac{\partial T_{w,j}}{\partial t} = \frac{k_w}{c_w \rho_w} \frac{\partial^2 T_{w,j}}{\partial y^2} \\ T_{w,j} \Big|_{t=0} = T_0 \\ -k_w \frac{\partial T_{w,j}}{\partial y} \Big|_{y=y_0} = \bar{h}(T_\gamma - T_{w,j} \Big|_{y=y_0}) \\ -k_w \frac{\partial T_{w,j}}{\partial y} \Big|_{y=y_1} = h_{w,f}(T_{w,j} \Big|_{y=y_1} - T_{f,i}) \end{cases} \quad (2.11)$$

式中: $T_{w,j}$ 为隔热毡 4-6 的温度, $j=4,5,6$; $h_{w,f}$ 为隔热毡 4-6 的内表面与燃油间的自然对流传热系数, $T_{f,i}$ 为燃油温度。

对于机体下部的隔热毡 7-9, 其上表面与设备舱 1-3 接触, 因此其内表面与设备舱内的空气

进行自然对流传热，采用耦合的第三类边界条件，外表面即为进气道的内表面，因此温度为进气道恒定的壁温，采用温度边界条件。因此隔热毡 7-9 的导热方程及初始、边界条件是：

$$\begin{cases} \frac{\partial T_{w,k}}{\partial t} = \frac{k_w}{c_w \rho_w} \frac{\partial^2 T_{w,k}}{\partial y^2} \\ T_{w,k} \Big|_{t=0} = T_0 \\ -k_w \frac{\partial T_{w,k}}{\partial y} \Big|_{y=y_2} = h_{w,c} (T_{w,k} \Big|_{y=y_2} - T_{c,i}) \\ T_{w,k} \Big|_{y=y_3} = T_a \end{cases} \quad (2.12)$$

式中：\$T_{w,k}\$ 为各隔热毡的温度，\$k=9,10,11\$；\$T_a\$ 为进气道内壁壁温。

对于隔热毡 10-12，其内表面与燃油箱接触，与其中的燃油进行自然对流传热，因此其内表面采用耦合的第三类边界条件，外表面即为进气道的内表面，因此温度为进气道恒定的壁温，采用温度边界条件。隔热毡 10-12 的导热方程及初始、边界条件是：

$$\begin{cases} \frac{\partial T_{w,m}}{\partial t} = \frac{k_w}{c_w \rho_w} \frac{\partial^2 T_{w,m}}{\partial y^2} \\ T_{w,m} \Big|_{t=0} = T_0 \\ -k_w \frac{\partial T_{w,m}}{\partial y} \Big|_{y=y_2} = h_{w,f} (T_{w,m} \Big|_{y=y_2} - T_{f,i}) \\ T_{w,m} \Big|_{y=y_3} = T_a \end{cases} \quad (2.13)$$

式中：\$T_{w,m}\$ 为隔热毡 10-12 的温度，\$m=10,11,12\$ 表示隔热毡编号。

2.4.3 燃油循环冷却系统

本系统以燃油作为主要的热沉，对机载设备及机体结构进行首次冷却降温。选用具有回流的循环流动系统，主要部件包括 2 个输油箱和一个供油箱，分别布置在机身位置。输油箱按照一定比例向供油箱输油，再由供油箱向发动机供油^[15]。在燃油流向发动机的过程中，经过了燃油-液体蒸发换热器、燃油-滑油换热器和燃油-液压油换热器并吸收各自中散出的热量，为机体结构和其他部位进行冷却，流路中被加热的燃油一部分去往发动机燃烧室被燃烧消耗，另一部分通过回流管道重新回到输油箱再次输往供油箱，实现了燃油热沉的循环利用。下图 2.4 显示了燃油循环冷却系统的结构：

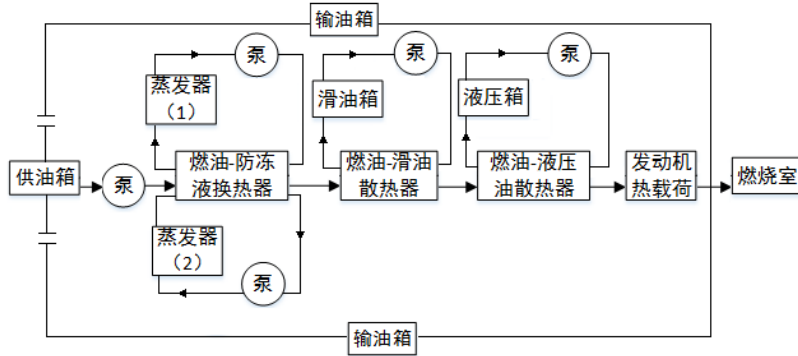


图 2.4 燃油系统结构示意图

本文假设输油箱与供油箱之间通过燃油管道进行连接，其各自的温度仅随时间而变化，与燃油在油箱中的温度无关。因此根据热力学第一定律，可用下述热平衡方程描述供油箱中燃油导热过程：

$$c_f(m_{f,0} + \dot{m}_{f,in}t - \dot{m}_f t) \frac{dT_f}{dt} + c_f \dot{m}_f T_f = \frac{\delta Q_f}{dt} + \frac{\delta Q_c}{dt} - \frac{\delta Q_{ep1,f}}{dt} - \frac{\delta Q_{ep2,f}}{dt} \quad (2.14)$$

式中： c_f 为燃油的比热容， $m_{f,0}$ 为燃油初始质量， $\dot{m}_{f,in}t$ 为输油箱流往供油箱时的流动质量流率， \dot{m}_f 为燃油消耗的质量流率， T_f 为燃油温度， δQ_f 为通燃油箱接触的隔热毡传递给燃油的微元热量， δQ_c 为燃油吸收的来自设备舱的微元热量， $\delta Q_{ep1,f}$ 和 $\delta Q_{ep2,f}$ 分别为液体蒸发器 1 和 2 工作时蒸发冷却液吸收的来自燃油的微元热量。

$$\delta Q_f = \delta Q_{f,4} + \delta Q_{f,5} + \delta Q_{f,6} + \delta Q_{f,10} + \delta Q_{f,11} + \delta Q_{f,12} \quad (2.15)$$

式中：等式右端每一项均为该编号隔热毡传递给燃油的微元热量。

$$\delta Q_c = \delta Q_{c,1} + \delta Q_{c,2} + \delta Q_{c,3} \quad (2.16)$$

式中： $\delta Q_{c,1}$ 、 $\delta Q_{c,2}$ 和 $\delta Q_{c,3}$ 分别为设备舱 1、2、3 传递给燃油的微元热量。

2.4.4 机电系统

本系统由设备舱以及分布在其中的机载电子设备构成。承担着飞行器导航、通信、电磁显示、飞行控制、防撞等作用，主要吸收从热防护系统散出的热量，同时将多余的热量通过燃油循环管道传递给燃油，或通过液体蒸发装置传递给蒸发冷却液。

根据机电系统的分布可知，对于设备舱，其承受的热量一方面来自于舱内的电子设备，另一方面来自于气动加热经过机体上部和进气道部位的热防护系统后传递的热量。根据热力学第一定律，可推导出设备舱内空气的热平衡方程为：

$$c_c m_{c,i} \frac{dT_{c,i}}{dt} = \frac{\delta Q_{c,i}}{dt} + \frac{\delta Q_{e,i}}{dt} - \frac{\delta Q_{ep1,i}}{dt} - \frac{\delta Q_c}{dt} \quad (2.17)$$

式中： c_c 为舱内空气的比热容， $m_{c,i}$ 为对应编号的设备舱舱内空气质量， $T_{c,i}$ 为各设备舱气温， $\delta Q_{c,i}$ 为各设备舱对应位置的隔热毡传递到设备舱的微元热量， $\delta Q_{e,i}$ 为已知的舱内设备发热微元热量， $\delta Q_{ep1,i}$ 为液体蒸发器 1 工作时，蒸发冷却液吸收的来自各设备舱的微元热量， δQ_c 为

燃油吸收的来自设备舱的微元热量。

2.4.5 液体蒸发冷却系统

本系统参考了 F-22 战机热管理系统中的空气制冷系统、热 PAO 制冷系统和冷 PAO 制冷系统，并根据飞行器无人驾驶和超声速巡航的特性进行了调整，将空气制冷系统和热/冷 PAO 制冷系统用单一的液体蒸发冷却系统进行取代，通过燃油-防冻液换热器与燃油系统连接，简化了超声速飞行器的热管理系统。

液体蒸发冷却系统中包括两套液体蒸发器，在假设其蒸发速率不随时间变化的前提下，两套液体蒸发器中蒸发冷却液的能量守恒方程可表示为：

$$Q_{ep,i} = m_{ep,i} \gamma_{ep} \quad (2.18)$$

式中： $Q_{ep,i}$ 为蒸发冷却液的制冷量， $m_{ep,i}$ 为液体蒸发器工作时，蒸发冷却液消耗的质量， i 为液体蒸发器编号， $i = 1, 2$ ， γ_{ep} 为其汽化潜热。

因蒸发冷却液以均匀质量流率被消耗，因此上式可表示为：

$$P_{ep,i} t_{ep,i} = \dot{m}_{ep,i} t_{ep,i} \gamma_{ep} \quad (2.19)$$

式中： $P_{ep,i}$ 为冷却液的制冷功率， $\dot{m}_{ep,i}$ 为消耗蒸发冷却液的质量流率， $t_{ep,i}$ 为液体蒸发器的工作时长。

进一步简化，可以将上式写为

$$\dot{m}_{ep,i} = \frac{P_{ep,i}}{\gamma_{ep}} \quad (2.20)$$

因此，冷却液的质量流率为制冷功率与其汽化潜热的比值。

2.5 本章小结

本章在重点考虑气动加热对飞行器传热特性影响的基础上，建立了简化的超声速飞行器热管理系统模型。然后，根据本章中提出的热管理方案将机体热管理系统结构划分为了具体的四个子系统，分别为热防护系统、燃油循环冷却系统、机电系统和蒸发冷却系统，最后，在提出必要的假设简化的基础上，对热管理系统模型进行耦合数学模型的构建，推导出了各个子系统能量平衡方程，为下一阶段超声速飞行器热管理系统仿真计算做出了准备。

第三章 超声速飞行器热管理系统性能仿真

为更好的研究气动加热影响下的超声速飞行器热管理系统，本章在上述研究思路的基础上增加了如下考虑：（1）强调考虑气动加热的计算过程和各个系统间耦合的数学模型建立方法；（2）选择合适的计算软件进行非稳态仿真模型的建立，得到仿真结果随时间的变化情况；（3）突出仿真模型的可行性、通用性和新颖性。

在第二章中建立了超声速飞行器热管理系统中各个子系统的数学模型，其以各子系统间的温度和热量作为耦合的指标，构建了包含多个数学方程的方程组。这个多元方程组经过联立耦合求解，可以得出每个时刻重要节点的温度计算结果和热量计算结果。因此采用何种方法求解方程组，是本文在仿真计算时着重考虑的部分。

目前针对飞行器热管理系统的仿真研究，国外的研究者大多采用自开发的计算程序；国内的研究者大多采用依托 C 语言的自开发程序或 Matlab 计算软件，比如沈阳发动机设计研究所的苏壮^[39]等采用 Fortran 自编程序，实现了热管理技术要求下的航空发动机滑油系统的计算，得到了热管理思想下的滑油系统热平衡计算结果，精度较高；北航的袁美名^[25]、高峰^[1]、薛浩^[27]等分别建立了飞机机载综合热管理系统的数学计算模型，并分别依托数学模型在 Matlab/Simulink 平台上搭建了仿真模型，采用软件自带的求解器对数学模型进行联立求解。

本章在参考前人的研究思路、发展仿真计算方法的基础上，采用成熟的商业软件 Flowmaster 对超声速飞行器热管理系统的流动传热模型进行构建，然后给出典型的飞行条件下针对超声速飞行器热管理系统进行非稳态仿真的结果，最后针对算例计算结果分析热管理系统方案的可行性和通用性。

3.1 Flowmaster 软件介绍

Flowmaster 是全球领先的流体系统仿真、设计与优化平台，被广泛应用于各种复杂流体系统的仿真分析部件选型与匹配、系统设计、运行控制优化等。

Flowmaster 提供了一个系统尺度上完整的工程设计平台，用户可以在这个平台上建立复杂的多学科系统模型，快速精准地预测系统的压力、流量、温度等参数，对于可压缩或不可压缩的流体，均可以在这个系统平台上进行稳态和非稳态的流动传热计算和分析。以下从发展历史、理论基础和典型应用三个方面简要介绍该软件。

3.1.1 Flowmaster 发展历史

1968-1971 年，英国流体力学研究协会首席主管专家 D.S.Miller 收集了大量现有系统内流损失数据，并对大量流体部件进行试验，得到了可靠的流动损失数据；1978 年，Miller 出版《Internal

Flow System》一书，汇总了试验设计及原始数据，并在此基础上为系统内流设计提供了详尽的设计指导方案；1981年，英国流体力学研究协会开发了一款系统内流计算的商业软件，其作为Flowmaster的原型，集成了协会研究所得的全部试验数据和设计经验；1987年，Flowmaster软件正式投入市场，成为专业的流体仿真软件，并在此后的二十多年间不断更新发展，开发出了更为强大的功能。

3.1.2 Flowmaster 理论基础

Flowmaster 采用的理论基础主要有伯努利方程和换热方程两大类，分别为：

(1) 伯努利方程

$$\frac{p_1}{\rho g} + \frac{V_1^2}{2g} + h_1 = \frac{p_2}{\rho g} + \frac{V_2^2}{2g} + h_2 \quad (3.1)$$

式中： p_1 、 V_1 表示点1处流体的压强和速度， h_1 表示该点处的高度； p_2 、 V_2 表示点2处流体的压强和速度， h_2 表示该点处的高度。 ρ 为流体密度， g 表示重力加速度。伯努利方程常用于理想流体流动过程中压力、速度等的求解。

(2) 换热方程

$$T_2 - T_1 = \frac{Q}{\dot{m}c_p} \quad (3.2)$$

式中： T_1 和 T_2 表示元件进、出口温度， Q 为该元件处流体吸热/放热的功率， \dot{m} 为该流体的质量流率， c_p 为流体的比定压热容。换热方程往往用于传热过程中温度、热量的求解。

3.1.3.典型应用方向

基于Flowmaster强大的仿真功能，其适用于求解系统尺度上关于流动和传热过程的庞大系统的仿真模拟计算，下面给出了常见的应用方向：

(1) 航空航天工业方向：燃油系统^[52]、发动机热管理系统^[53]、环控系统、液压系统^[54]、供氧系统、航电冷却系统、除冰系统^[55]、推进系统、液体火箭发动机系统燃料供应系统、卫星双组元推进气路仿真等。

(2) 汽车工业应用：整车热管理系统^[56]、冷却系统、润滑系统、空调系统、燃油喷嘴系统、进排气系统等。

(3) 船舶工业应用：管路系统设计、给水系统、冷冻水系统、压载水系统、空调系统、发动机冷却/润滑系统、燃油系统、通风系统、消防系统、液货系统等。

(4) 能源、电力应用：核电反应堆冷却剂循环系统、安全注射系统、电厂主蒸汽系统、循环水系统、冷却系统等。

(5) 燃气轮机应用：燃气轮机二次空气系统、燃油供给系统、叶片冷却系统、润滑系统、热管理系统等。

(6) 石油、天然气、冶金、化工等过程工业应用：石油储运系统、海上原油装卸平台、通风系统、管网系统水锤研究等。

3.2 热管理系统网络模型的建立

3.2.1 建模及仿真流程

本文基于 Flowmaster 丰富的元件库和强大灵活的二次开发功能对超声速飞行器热管理系统进行非稳态仿真。依托第二章中提出的热管理系统原理，分别构建结构热防护系统、机电系统、燃油循环冷却系统和液体蒸发冷却系统的仿真网络模型。建模及仿真流程如图 3.1 所示。

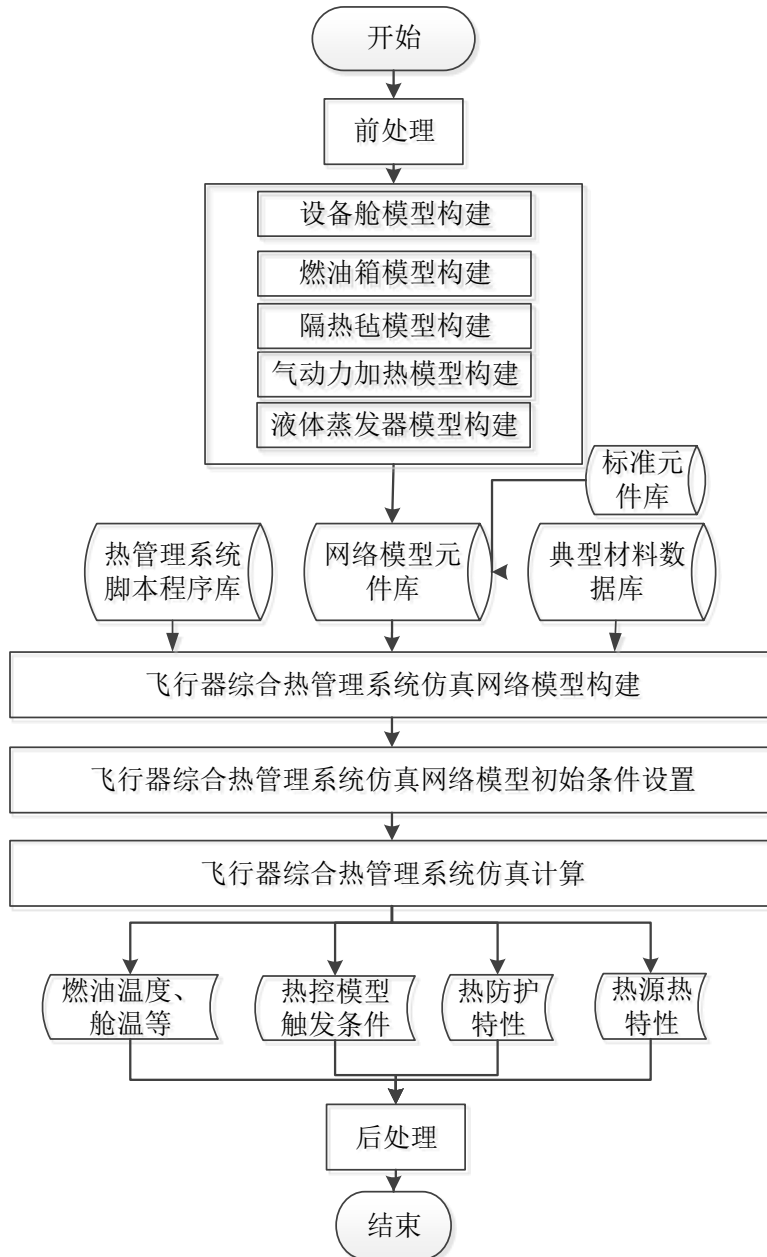


图 3.1 超声速飞行器热管理系统网络建模及仿真流程

3.2.2 建模方法及过程

在 Flowmaster 开发的过程中，设计者提供了大量经过试验结果验证的基本元件，包括固体导热元件、管道、换热器、接头、热容器、阀门等，这些元件组成了软件的基本元件库，在典型流体网络模型的建立中起着基本的作用，本文采用适用于系统数学模型的网络元件模型积木式连接，并联合自开发的材料数据库和热管理系统脚本程序库，共同构建超声速飞行器热管理系统仿真网络模型。

(1) 气动加热

对于考虑超声速巡航的飞行器来说，本文采用下图 3.2 所示的热桥元件（Thermal Bridge）作为机体上部气动加热的对流传热模型。它往往作用于流体相对于固体有流动时，流体在 1、2 端口间流动时略过 3 接口处的固体时，流体与固体之间对流传热热量的计算，因此适用于本文中气动加热作为第三类边界条件的建模，其中 Q_1 、 Q_2 分别为通过两个端口处流体的流速， P_1 、 P_2 表示端口 1、2 处的流体压力， \dot{m}_1 、 \dot{m}_2 表示端口 1、2 处流体的质量流率， q_3 为端口 3 处的对流传热热量。图 3.3 所示的流动源（Source: Flow）元件可以模拟一种可压缩/不可压缩流体以一定的条件在仿真时间内持续流动的过程，在本文的仿真计算中，选择该元件模拟高速气流相对于飞行器外壁面隔热毡的相对流动。

此外，本文选用图 3.4 所示的温度源（Temperature Source）元件模拟进气道内壁部位的气动加热第一类边界条件，为机体进气道内壁部位的隔热毡提供恒定的温度边界。其中 q_1 表示以一恒定温度作为边界时输出的热量。

首先，将高速气流的物性参数、流动速度、飞行高度等必要参数在流动源（Source: Flow）元件中进行设置；将流体与隔热毡间的接触面积和经由第二章中数学模型中计算得到的高速气流平均对流传热系数在热桥（Thermal Bridge）元件中进行设置，然后采用两个设置完全相同、流向相反的流动源（Source: Flow）元件分别与热桥（Thermal Bridge）元件的 1、2 端口相接，使得流体流动方向与热桥（Thermal Bridge）元件中箭头指向相同，由此搭建出机体上部气动加热的基本模型。

最后，将进气道恒定壁温等必要参数在温度源（Temperature Source）元件中进行设置，由此建立起机体进气道部位气动加热的基本模型。

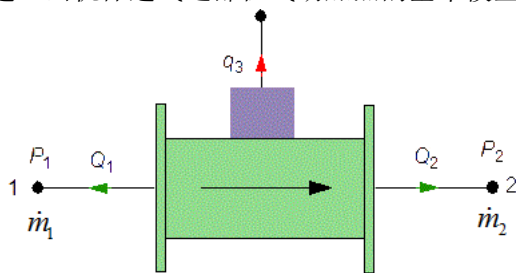


图 3.2 热桥（Thermal Bridge）元件模型

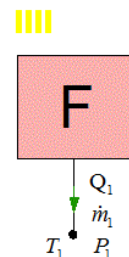


图 3.3 流动源（Source: Flow）元件模型

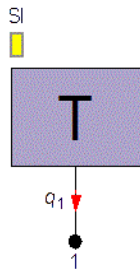


图 3.4 温度源 (Temperature Source) 元件模型

(2) 热防护系统

前文已提及，飞行器外壁面隔热毡厚度的数值相比较飞行器直径非常小，因此在工程应用方面将其导热过程看做为无限大平板的一维导热过程。本文选用下图 3.5 中所示的软件自带的固体棒 (Solid Bar) 元件对隔热毡进行建模。图中 A 表示固体棒 (Solid Bar) 元件沿导热方向上的截面积， L 表示其沿导热方向上的厚度， q_1 和 q_2 表示端口 1、2 流入/流出的热量。首先，将隔热毡的物性参数、结构参数等在固体棒 (Solid Bar) 元件中进行设置，然后采用其 1、2 端口分别与气动加热的模型、机电系统/燃油系统模型进行连接，搭建出热防护系统的基本模型。

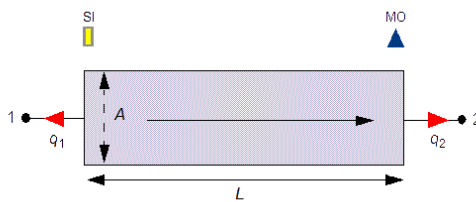


图 3.5 固体 (Solid Bar) 元件模型

(3) 机电系统

由于本系统考虑的是整机系统尺度上的仿真计算，因此如前文所述，将机电系统中的电子设备简化为设备舱内热源，采用一个可以控制输出/输出热量、温度、体积、内部流体属性的三臂容器 (3-arm Reservoir) 元件来模拟设备舱。下图 3.6 为三臂容器 (3-arm Reservoir) 元件模型示意图，图 3.7 为其元件模型的原理图。其中， P_{\min} 表示容器允许的最小压力， P_{\max} 表示容器允许的最大压力， P_1 、 P_2 和 P_3 表示端口 1、2 和 3 外部的压力， P_{int_1} 、 P_{int_2} 和 P_{int_3} 表示其内缘的压力， Q_1 、 Q_2 和 Q_3 表示端口 1、2 和 3 处的流体体积流率。由于不考虑舱内空气的流动性，因此采用一个图 3.8 所示的端口源 (Source: Blank End) 元件强制三臂容器 (3-arm Reservoir) 元件端口处流体不发生流动。

首先，将设备舱的结构参数、空间尺寸和舱内空气的物性参数等必要参数在三臂容器 (3-arm Reservoir) 元件中进行设置，然后采用三个端口源 (Source: Blank End) 元件分别与端口 1、2

和 3 相连，搭建出机电系统设备的基本模型。

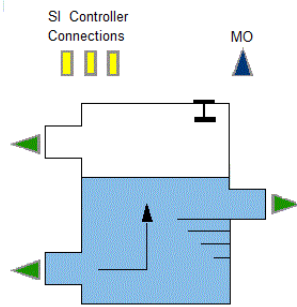


图 3.6 三臂容器 (3-arm Reservoir) 元件

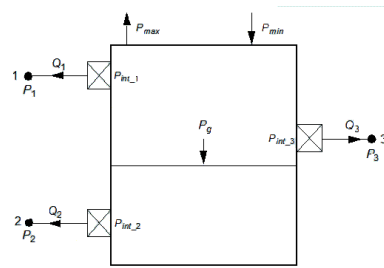


图 3.7 三臂容器元件模型原理图

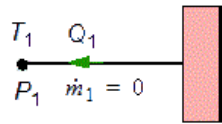


图 3.8 端口源 (Source: Blank End) 元件模型

(4) 燃油循环冷却系统

本文采用图 3.6 所示的三臂容器 (3-arm Reservoir) 元件模拟燃油箱，它可以通过设置内部流体的属性模拟燃油箱。采用图 3.3 所示的流动源 (Source: Flow) 元件与燃油箱进行连接，可以模拟燃油从燃油箱中流出的过程，从而实现燃油流出和循环流动过程的模拟，采用图 3.8 所示的端口源 (Source: Blank End) 元件将油箱多余的端口进行封闭。

首先对燃油箱的结构参数、内部燃油物性参数等必要参数进行设置。然后根据油箱串连连接的顺序依次通过管道连接相邻油箱间的端口，在相邻油箱之间采用流动源 (Source: Flow) 元件控制燃油循环流动的过程及速度，并采用端口源 (Source: Blank End) 元件控制其他端口为封闭状态，以此搭建出燃油循环流动和流向发动机过程的基本模型。

(5) 液体蒸发冷却系统

如图 3.9 中所示的二臂容器 (2-arm Reservoir) 元件普遍应用于不可压流体在闭环或开环系统的非稳态仿真计算中，因此本文采用该元件模拟液体蒸发器。采用图 3.3 所示的流动源 (Source: Flow) 元件与二臂容器 (2-arm Reservoir) 元件相连接，模拟液体吸热蒸发消耗的过程。图 3.10 为元件模型的原理图。其中， P_1 和 P_2 表示端口 1 和 2 的外部压力， P_{int_1} 和 P_{int_2} 表示其内缘的压力， Q_1 和 Q_2 表示端口 1、2 和 3 处的流体体积流率。

首先对液体蒸发器的结构参数和内部蒸发冷却液的物性参数等必要的参数进行设置，然后采用流动源 (Source: Flow) 元件与二臂容器 (2-arm Reservoir) 元件的一个端口通过阀门 (Valve) 元件的控制进行连接，采用端口源 (Source: Blank End) 元件控制另一个端口为封闭状态，以此搭建出液体蒸发冷却系统的基本模型。

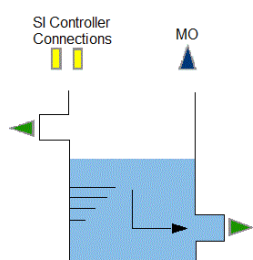


图 3.9 二臂容器 (2-arm Reservoir) 元件模型示意图

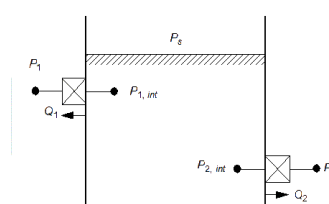


图 3.10 二臂容器 (2-arm Reservoir) 元件模型原理图

(6) 换热器/控制器

Flowmaster 中自带多种换热器，可以满足不同换热结构的仿真需求。本文基于热管理系统方案的思想，选择采用如下图 3.11 所示的控制模板 (Controller Template) 元件作为各个子系统间热量传递的建模元件，该元件是 Flowmaster 中功能最广泛和强大的元件之一。元件由 5 个信号输入端、1 个控制模板和 1 个信号输出端构成。图 3.12 为其模型的原理图，其中 “Inputs” 表示 5 个信号输出端的接口，“The Input Block” 表示控制模板对输入信号的接收、识别和整理的处理模块，“Control Algorithm Block” 表示控制模块中对信号进行处理的模块，分 5 种工作模式，可以调用自开发的脚本程序，该模块也是元件的核心模块，“Output Block” 表示对经过处理后的信号进行输出的接口。(Flowmaster 将系统内各个元器件的水位、温度、热量、质量流率等物理量在某一时刻的数据统称为“信号”)

在建模过程中，首先在 Flowmaster 中编写热管理系统方案下的各个系统间换热数学模型的脚本程序，然后将其嵌入到软件中，构成脚本程序库，接着采用控制模板 (Controller Template) 元件调用各系统的脚本程序，最后将该元件作为换热器，与主要系统的基本建模元件进行连接，搭建出一个完整的飞行器仿真网络模型。

由于控制模板 (Controller Template) 元件拥有强大的信号控制功能，因此还可以为系统内其他元件进行功能控制，例如：控制流动源 (Source: Flow) 元件的启动时刻、阀门的开度和容器内液体水位的高低等，因此本文在仿真计算建模工作中对该元件进行了大量的使用。

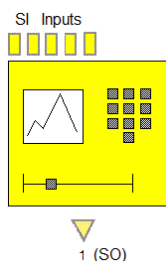


图 3.11 控制模板 (Controller Template) 元件模型

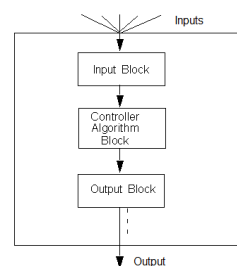





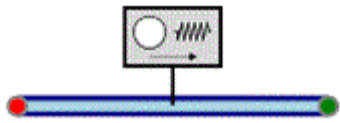


图 3.12 控制模板 (Controller Template) 元件模型原理图

(7) 其他结构模型

针对超声速飞行器整机尺度上的建模工作非常庞杂，因此在使用了大量具有功能型的元件的基础上，还需要使用大量的标准元件对系统进行整合、规范和调整。表 3.1 中给出了这些标准元件的模型示意图、名称和一般用途。

表 3.1 标准元件模型

元件模型示意图	名称	一般用途
	时钟 (Clock) 元件	在非稳态仿真计算中为所连接的元件提供时间输出信号
	测量仪 (Gauge Template) 元件	用于为所连接的元件提供其中物理量的输出信号
	热流源 (Heat Flow Source) 元件	提供一个恒定的热流边界模型
	阀门 (Valve) 元件	提供阀门模型
	信号分叉 (Signal Splitter) 元件	将一个元件的输出信号传递给其他两个元件的输入端
	刚性圆管 (Cylindrical Elastic) 元件	用于模拟流动过程中的刚性管道

Flowmaster 提供现成的材料属性数据库，同时也支持材料属性的自定义。因此首先在软件中自定义了飞行器的材料属性曲线，形成了自定义的数据库，然后在 Flowmaster 软件中将上述系统及系统之间的换热结构通过元件进行模拟和连接，嵌入自定义的材料属性和自开发的热管理系统脚本程序，构成了一个封闭的整机尺度上超声速飞行器热管理系统仿真网络模型。由于该网络模型可以方便地对总体结构、系统组成和元件分布进行重组和修改，因而可以满足不同热管理系统方案下的仿真需求，具备通用性和灵活性。搭建完备的仿真网络模型如图 3.13 所示（由于文章篇幅有限，模型中元件繁多，因此仅放大部分重点元件以示意）。下文中仿真计算的过程均基于这个仿真模型。

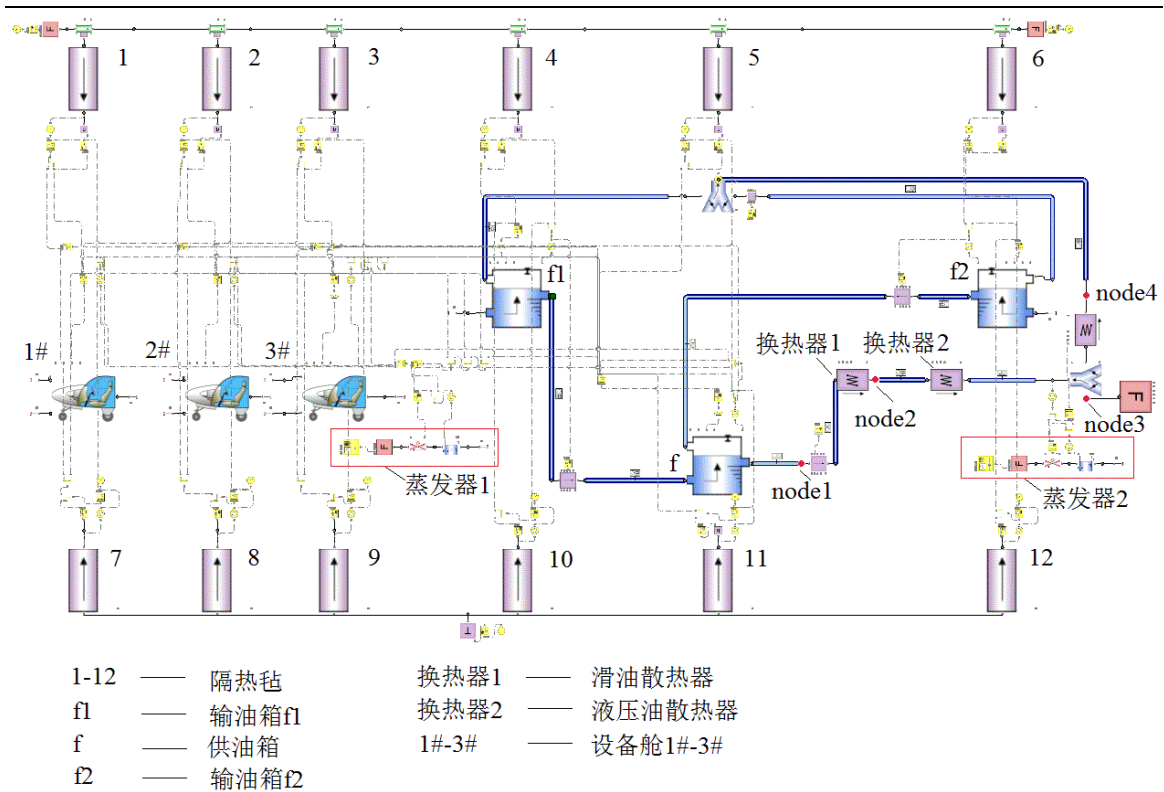


图 3.13 超声速飞行器热管理系统仿真网络模型

3.3 非稳态仿真计算及分析

3.3.1 计算方法

本文对针超声速飞行器热管理系统采用如下的计算方法：

(1) 热防护系统：采用一阶中心差分的数值计算方法对隔热毡的一维导热方程沿导热方向进行离散求解。前文已提及，铺设在飞行器表面的隔热毡的表面积约等于飞行器的表面积，而隔热毡的厚度相对飞行器的半径非常小，因此可以将隔热毡的导热情形视作无限大平板的导热，只需考虑隔热毡沿厚度方向的导热。本文采用一阶中心差分格式对隔热毡导热方程进行离散，在每个时间步长中，联立与其他系统的能量及温度指标，从第一个计算节点开始逐渐递推计算，直到最后一个计算节点结束，得出隔热毡每个空间节点随时间的变化结果。

(2) 机电系统：采用集总参数法求解设备舱内部空气与其他系统间的传热。在本文的计算环境中，设备舱内部的空气间换热热阻小于空气与热防护系统的换热热阻，因此认为设备舱的温度仅随时间变化，不随空间变化。

(3) 燃油循环冷却系统：采用集总参数法求解燃油与其他系统间的传热；采用开口系能量方程计算燃油消耗的过程中，燃油流出系统进入发动机消耗时带走的能量和燃油与其他系统间发生的传热。

(4) 各系统间的换热结构：为简化计算模型，本文用对流传热计算模型代替复杂的换热结

构计算模型。结构热防护中的隔热毡与机电系统中的设备舱间的换热模型采用固体与空气间的自然对流传热公式求解，隔热毡与燃油循环冷却系统中的换热模型采用固体与燃油间的自然对流传热公式求解。

为了匹配本文选用的复杂热管理系统，建立通用的仿真计算模型，以便于灵活修改和快速仿真，本文采用了成熟的商业软件 Flowmaster 进行仿真网络模型的建立，并利用其强大的二次开发功能，将第三章中的数学模型通过自开发脚本程序的手段嵌入到网络模型中，进行仿真模型的耦合计算。

3.3.2 仿真条件参数

飞行器在实际飞行过程中具有复杂多样的飞行状态，包括静止、地面滑行、起飞爬升、稳定平飞、加速飞行和下滑着陆等^[34]。本文主要研究飞行器在高空稳定平飞过程中热管理系统是否可以按照设计的方案进行温度控制，因此仅考虑飞行器在高空稳定平飞的过程。飞行状态如表 3.2 所示：

表 3.2 飞行状态

仿真参数	参数值
马赫数	3.0
巡航高度/km	10
天气	热
燃油流量/kg/s	0.80
发动机耗油量/kg/s	0.19

在该飞行状态下各子系统的热载荷^[1]如表 3.3 所示

表 3.3 F-22 飞机典型飞行状态下热负荷

	超声速巡航
发动机	246.34
液压系统	35.22
滑油系统	12.31
空气循环系统	9.55
液冷电子设备舱	50

仿真的初始条件如表 3.4 所示

3.3.3 热管理目标

本文采用 RP-3 型航空煤油作为热管理系统中的燃油，过高的燃油温度将会导致其在管道内部结焦^[57]，根据该型燃油的热物性，本文考虑将燃油流向发动机的温度不大于 150℃作为燃

油热沉的约束条件。考虑到设备舱内机载电子设备的工作要求，将设备舱内的气体温度不大于70℃作为其约束条件。

表 3.4 仿真初始条件

部位	初始参数	参数值
设备舱	空气温度/℃	5
燃油	质量/kg	1720
	温度/℃	20
隔热毡	厚度/mm	3
	温度/℃	0
蒸发冷却液	液体蒸发器 1 液体质量/kg	33
	液体蒸发器 2 液体质量/kg	34

3.3.4 仿真结果及分析

1. 气动加热边界条件验证

在建立仿真计算数学模型时，本文采用了高速气流外掠平板的对流传热经验公式，求解了机体上部隔热毡平均的对流传热系数。然而对于这一边界条件的使用是否合理，还需要借助其他软件进行验证。在采用 Flowmaster 软件求解的同时，本文采用了 Icem 软件对隔热毡的简化二维几何模型进行结构化网格的划分，并且在 Fluent 软件中对机体上部隔热毡的外表面温度进行了非定常计算，求证了 Flowmaster 边界条件的正确性。

在非定常计算中，采用标准 $k-\varepsilon$ 模型，机体上部隔热毡外边界条件选择耦合边界条件，内表面选择恒定温度边界条件。图 3.14 给出了飞行 80s 时刻，机体上部隔热毡在外部气动加热的情况的计算结果云图。由于隔热毡的长度与厚度的比值太大，此处仅截取了前半段的结果示意图（后半段隔热毡的温度云图与前半段趋势相同）。可以看出，隔热毡外部的温度约为 618K，接近表 3.2 中飞行状态下气流的恢复温度 605K。

图 3.15 给出了相同计算参数下，分别采用 Fluent 软件和 Flowmaster 软件计算获得机体上部隔热毡外表面温度的对比结果。可以看出沿机身从头部向尾部的方向，采用两种软件计算的隔热毡外表面温度在机体中段部位十分吻合。在机体最前端和最后端两个点处温度不吻合，其原因是在采用 Flowmaster 计算时，未考虑钝体结构和机身后部产生的激波对仿真结果的影响。由此可以看出，本文采用的气动力边界条件是合理、可行的。

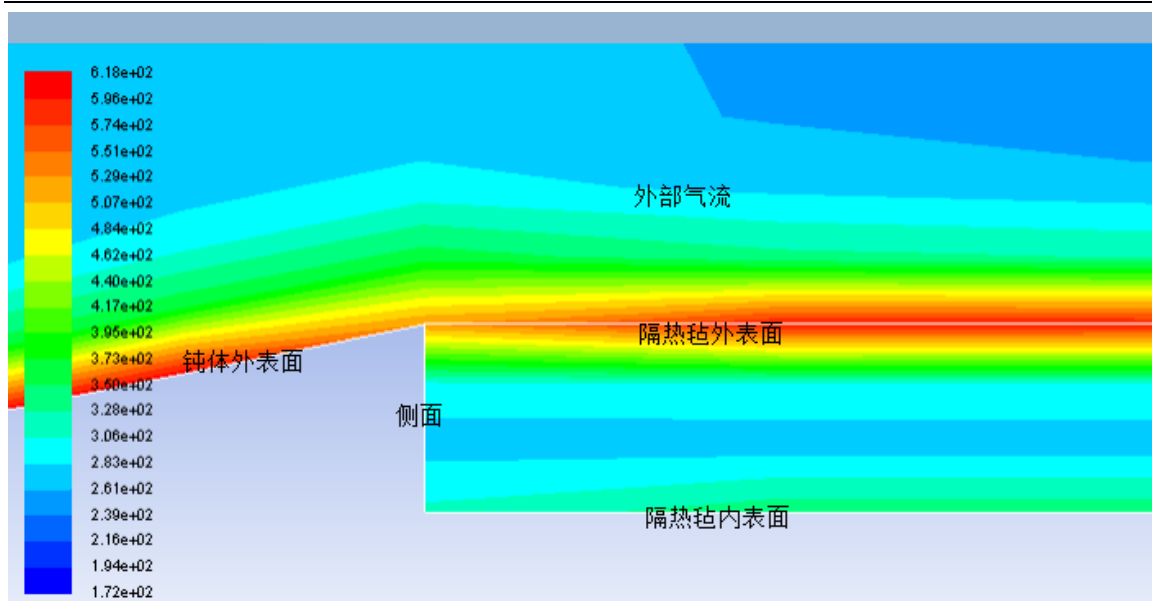


图 3.14 隔热毡外表面气动加热计算结果

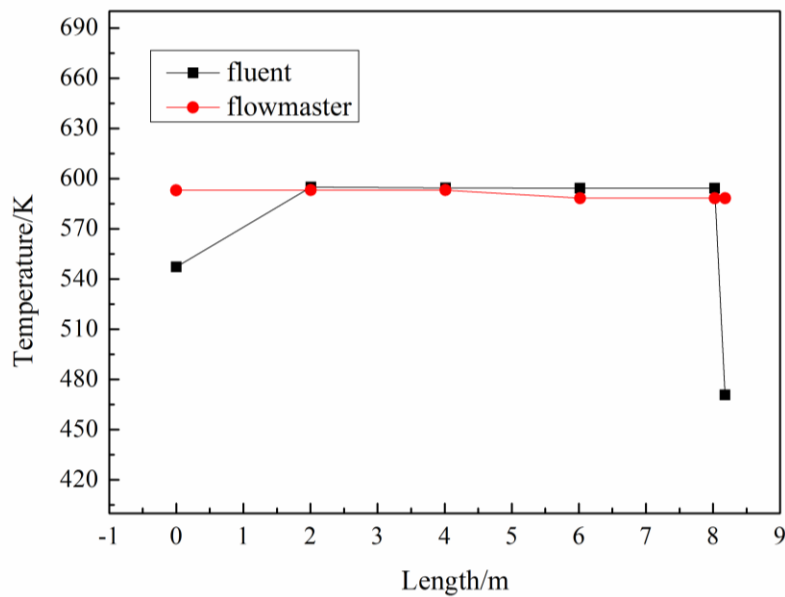


图 3.15 不同计算环境下隔热毡外表面温度

图 3.16 给出了机体上部隔热毡外壁面的气动加热热流密度随时间变化的曲线。由图可见，供油箱上部隔热毡外壁面的热流密度比设备 1 舱和输油箱上部隔热毡的热流密度明显要大，尤其在前 10s，三者差别很大，但热流密度随时间的变化趋势类似，这是由于供油箱燃油热沉最大的缘故。在最初的 0~1s，因外壁温相比于气流恢复温度非常低，气动加热在飞行时间内达到最大，供油箱外部隔热毡外壁面热流密度约为 65kW/m^2 ，输油箱和设备 1 舱外部隔热毡外壁面约为 2.0kW/m^2 。1s 后隔热毡外壁面迅速升温，与气流恢复温度的差值陡降，因此气动加热热流也急剧减小。约 50s 后气动加热热流密度逐渐平稳，此时隔热毡内的导热也逐渐达到了动态平

衡。

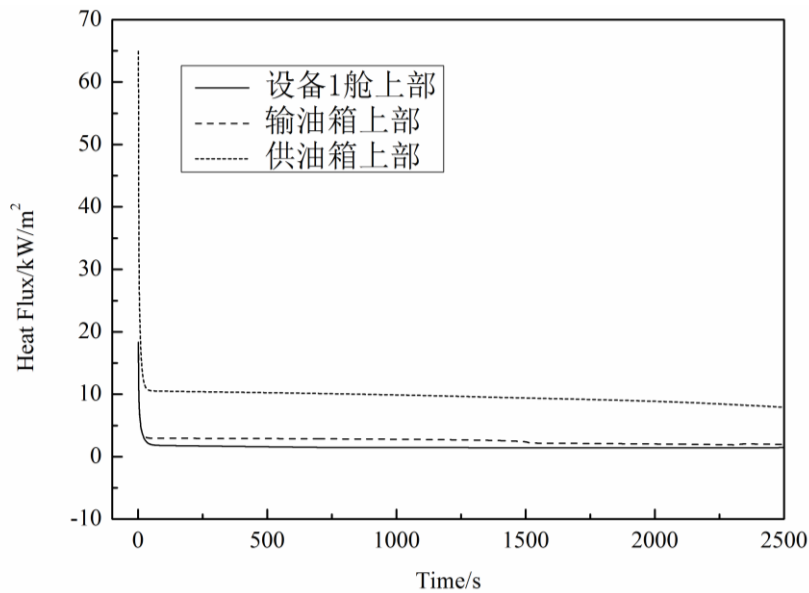


图 3.16 机体上部气动加热热流密度

2. 热防护系统

图 3.17 给出了设备 1 舱上部隔热毡 1 的温度随时间变化的三维示意图。沿厚度方向，在隔热毡 1 内部划分 10 个节点，连同外、内表面两个节点将隔热毡划分为 11 段，节点 1 表示外表面，节点 12 表示内表面，下同。飞行开始后，隔热毡 1 外表面温度由 0°C 迅速上升至近 325°C ，约 50s 后，其温度保持 325°C 基本不变。这是由于初始时刻隔热毡 1 外表面温度与恢复温度相差很大，从而高速气流对隔热毡 1 外表面产生的气动加热量非常大，使得其温度急剧上升，当温度接近气流恢复温度时，气流气动加热量逐渐减小并趋于零，因而隔热毡 1 外表面温度趋于稳定。沿厚度方向，从外向内温度逐渐降低。随仿真时间增加，约 1000s 后隔热毡 1 内部温度接近于稳态，外表面温度比内表面温度高约 140°C ，表明隔热毡显著的热防护能力。

图 3.18 给出了设备舱 1 下部进气道部位隔热毡 7 的温度分布随时间的变化，最外侧节点 Node 的温度表示进气道内壁恒定壁温。尽管导热过程比较接近稳态，但仍然可以将进气道内壁的恒定壁温通过隔热毡吸收一部分，使得其内表面温度外表面温度低约 140°C 。表明隔热毡为其表面机体结构和机载设备起到了热防护的作用。

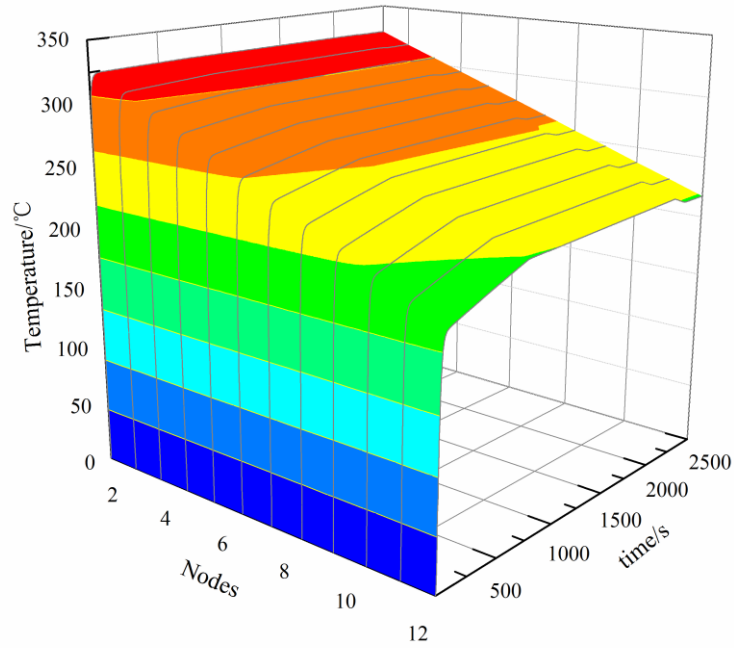


图 3.17 设备 1 舱上部隔热毡温度分布随时间变化

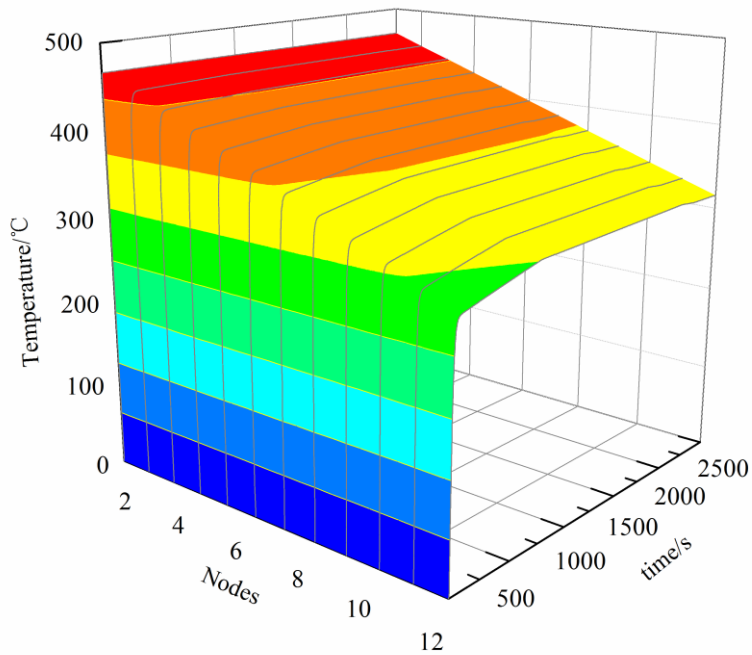


图 3.18 设备 1 舱下部隔热毡温度分布随时间变化

图 3.19 所示为输油箱 f1 上部隔热毡 4 的温度随时间变化的三维示意图。飞行约 50s 后，外表面温度保持基本不变，沿厚度方向，从外向内温度逐渐降低。由于输油箱内部的燃油与隔热毡内表面之间进行自然对流传热，因此隔热毡内部节点的温度变化趋势受燃油的温度变化趋势直接影响，使之呈现图中的波浪状。由于两个输油箱的结构及质量完全相同，因此对于输油

箱 f2 上部的隔热毡 6，其温度变化与隔热毡 4 相同，此处不再分析。

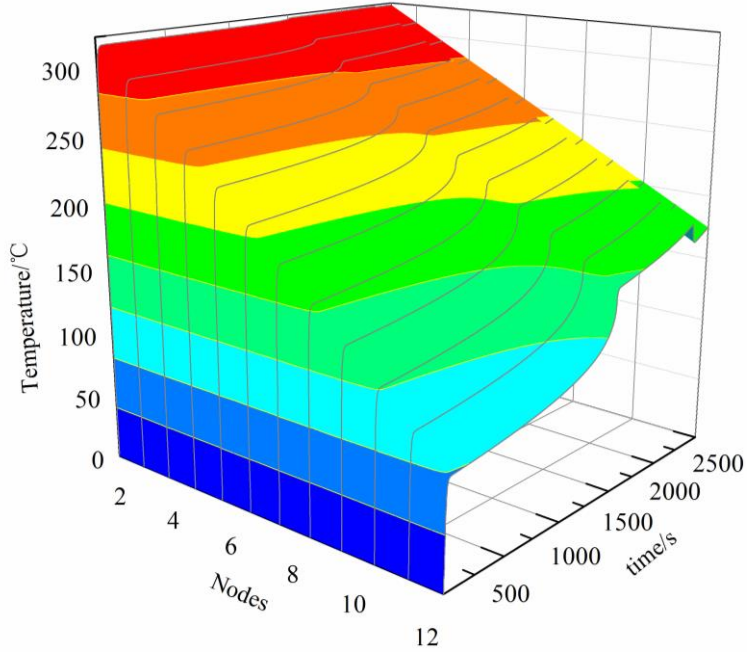


图 3.19 输油箱 f1 上部隔热毡温度分布随时间变化

图 3.20 所示为输油箱 f1 下部隔热毡 10 的温度随时间变化的三维示意图。外表面温度始终为进气道内壁的温度，沿厚度方向，从外向内温度逐渐降低。隔热毡各个节点间的温度变化趋势同样受内表面所接触燃油温度的影响，使得整体温度变化趋势呈现波浪式。

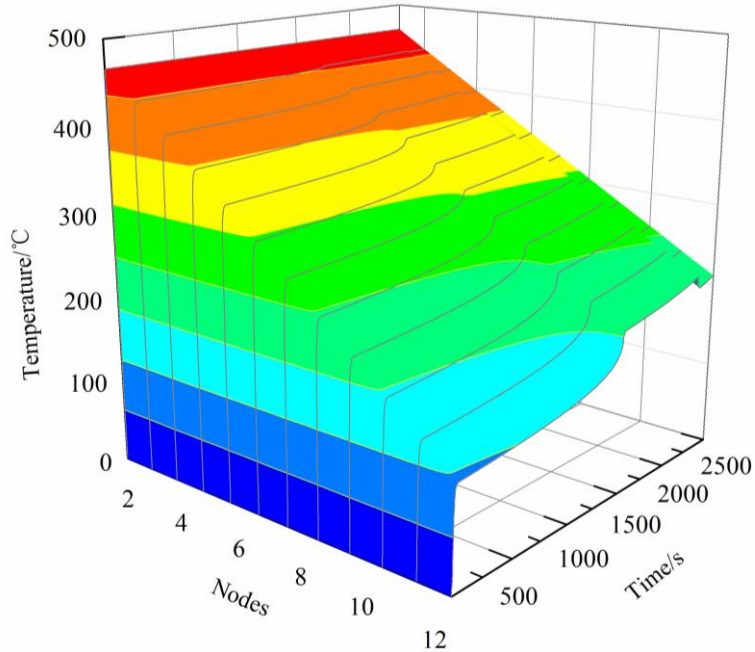


图 3.20 输油箱 f1 下部隔热毡温度分布随时间变化

图 3.21 所示为供油箱上部隔热毡 5 的温度随时间变化的三维示意图。飞行约 50s 后，外表面温度保持基本不变，沿厚度方向，从外向内温度逐渐降低。与隔热毡 1 相比，隔热毡 5 的内

外节点温度差更大,约 200℃,体现了燃油热沉的优越性。图 3.22 给出了供油箱下部隔热毡 11 温度随时间的变化情况。大约 50s 后隔热毡导热达到了动态平衡。

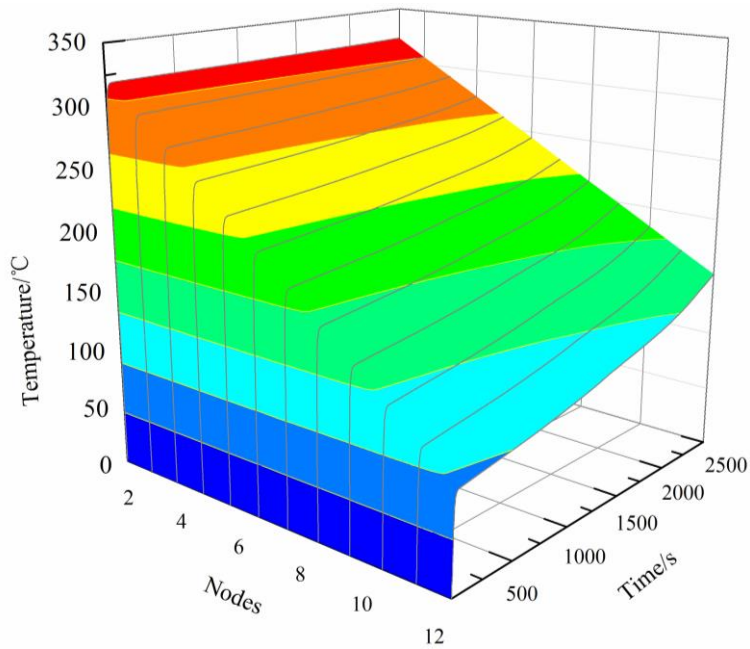


图 3.21 供油箱上部隔热毡 5 温度分布随时间变化

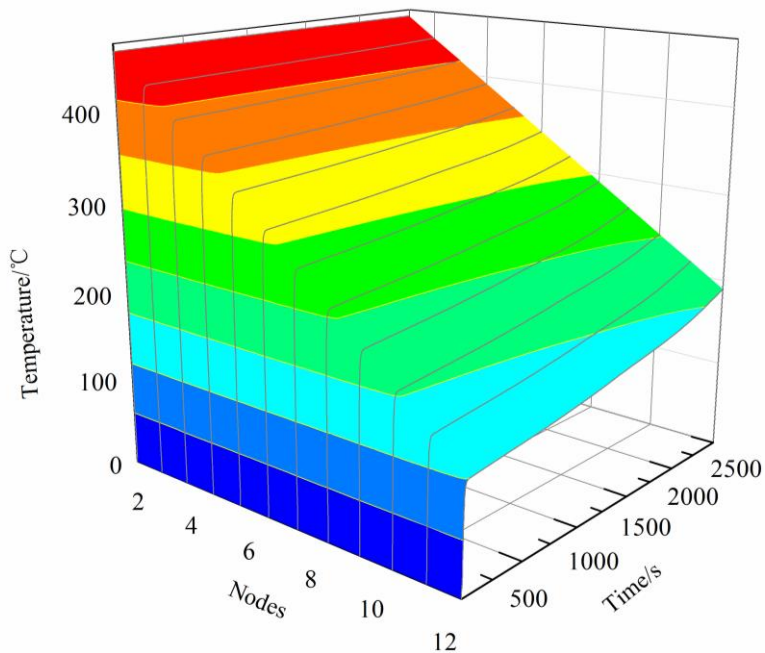


图 3.22 供油箱下部隔热毡 11 温度分布随时间变化

3.机电系统

图 3.23 显示了飞行过程中设备 1 舱温度随时间变化的曲线,仿真初始时刻,外部气动加热热流最大,此时使得隔热毡的温度陡然增加,而设备舱内部的空气温度较低,因此其与隔热毡内壁对流传热热量较大,设备舱温度迅速增加。约 800s 时刻,设备舱温度达到了 70℃,即将

达到其设计温度的上限，满足了燃油作为设备舱冷源的触发条件，因此燃油经过油箱与设备舱之间的管道，通过对流传热的方式开始吸收设备舱内的热载荷，对设备舱进行温控，使得设备舱的温度开始缓慢上升。为了简化算例，此处化简了燃油箱与设备舱之间的换热装置，人为设置燃油与设备舱之间的换热效率为 0.9。到飞行约 2000s 时刻，由于燃油作为机载热沉其自身温度也不断上升，逐渐难以提供给设备舱有效的冷源，因此此时为机载设备引入了液体蒸发装置，设备舱的温度有了明显的下降，此后直至飞行结束，温度仍保持约 70℃。

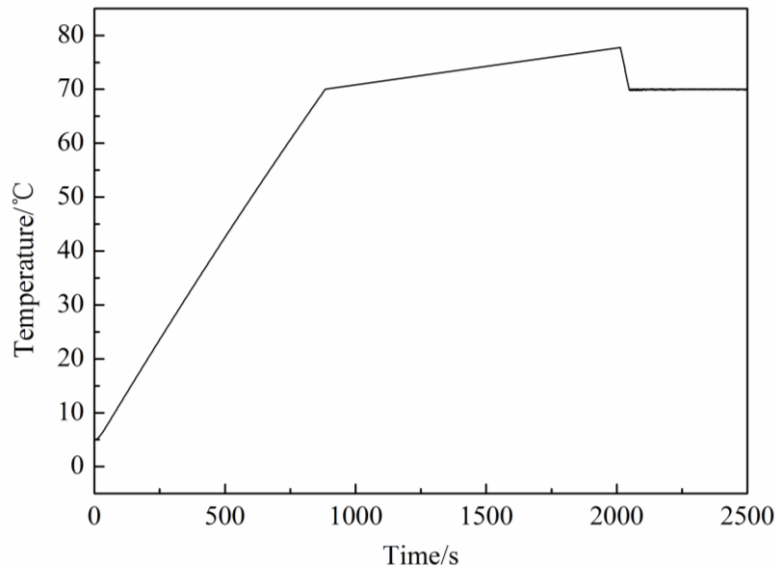


图 3.23 设备 1 舱温度随时间变化

如图 3.24 和图 3.25 所示，由于设备舱的体积及内部的机载设备的数量不同，导致每个设备舱温度升高到触发温度的时间不同，但设备 2 舱和设备 3 舱的温度变化趋势与设备 1 舱是大体是一致的，表明燃油热沉和蒸发冷却液热沉对 3 个设备舱均起到了温度控制的良好作用。

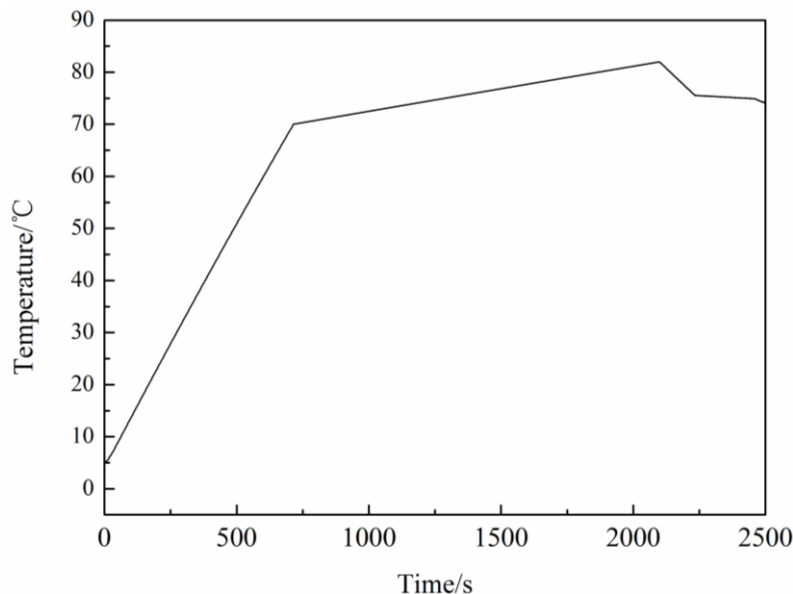


图 3.24 设备 2 舱温度随时间变化

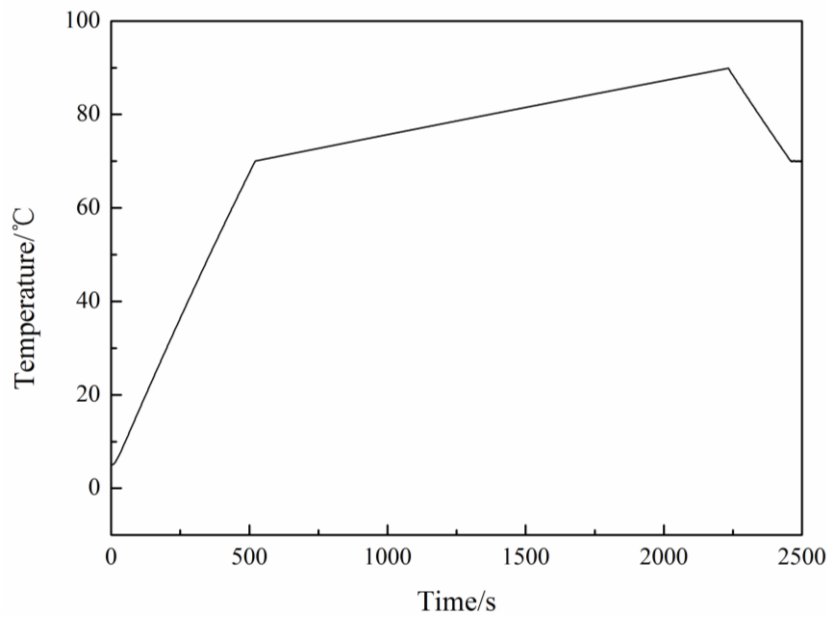


图 3.25 设备 3 舱温度随时间变化

4.燃油循环冷却系统

在燃油系统中，分别监控了输油箱和燃油箱各自的质量消耗情况、温度变化以及燃油回路中的一些重要节点处的温度变化。图 3.26 和图 3.27 给出了燃油系统中输油箱和供油箱的质量变化。两个输油箱完全相同，因此此处仅给出了其中一个输油箱的仿真结果。在飞行过程中，按照燃油系统的耗油方式，供油箱向发动机供油的同时两个输油箱不断补充供油箱内的燃油使其燃油总量保持不变，当输油箱内部的燃油耗尽时，开始完全使用供油箱中的燃油。可以看出，输油箱的初始质量为约 458kg，输油箱的质量为 805kg，在飞行前 1500s 内，飞行器始终消耗的是输油箱的燃油，供油箱处于未消耗状态；到 1500s 时，输油箱中的燃油耗尽，供油箱内部燃油开始减少，直到飞行任务结束时，系统的燃油还剩下约 200kg。

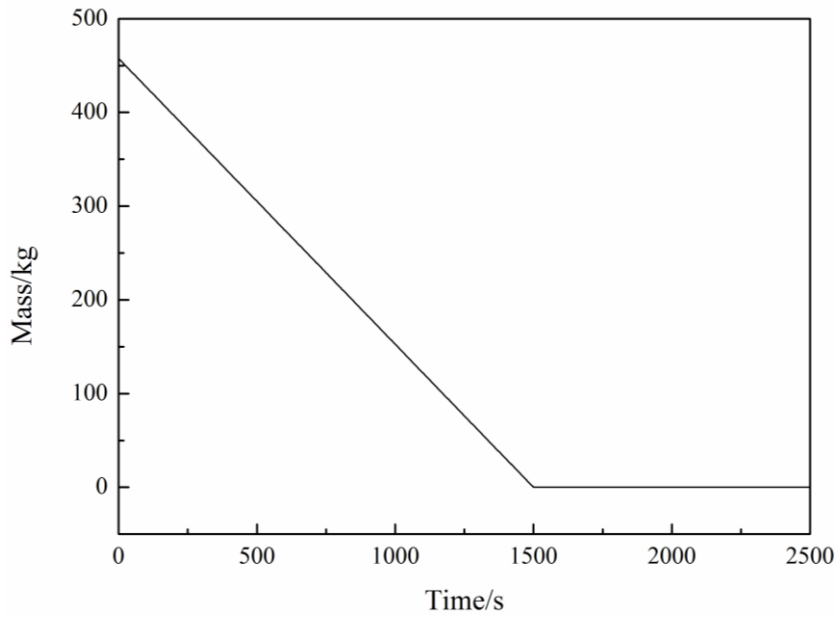


图 3.26 输油箱质量变化

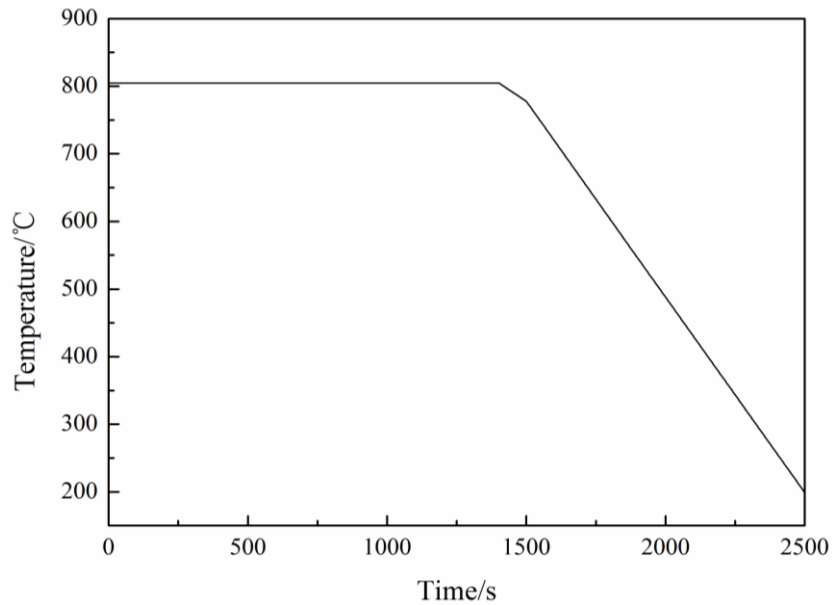


图 3.27 供油箱质量变化

图 3.28 给出了输油箱的温度随时间变化的曲线。从图中可得，在飞行前 1500s 内燃油温度上升较慢，这源于原本储存在输油箱中的低温燃油与回路中经过多个换热器加热后的高温燃油混合，此时温度上升速率较慢。此后由于在 1500s 时输油箱的油量耗尽，具有较高的温度的回油流入输油箱，因此温度呈现图 3.28 所示的先迅速上升后平稳上升的趋势。在飞行约 2250s 时，输油箱中温度迅速降低，然后再升高，这是由于设置在燃油回路中的液体蒸发器 2 开始工作，其中的冷却液蒸发吸热，将流回输油箱的燃油迅速降温，起到了补充热沉的作用。

图 3.29 给出了供油箱温度随时间变化的曲线，从飞行开始，其温度缓慢上升，后上升速率

之间增加，这是由于供油箱从 300s 后开始消耗燃油，随着质量的减小，剩余燃油热沉也逐渐减小的缘故。

在图 3.30 中显示了从供油箱出发，燃油流经多个换热器后流向发动机这一流路中，几个重要节点处燃油温度的变化曲线。节点的位置见图 3.13。由图可知，每个节点处的燃油温度均增加，温度的变化趋势与供油箱的温度变化趋势大体相同。由于节点 1 处的燃油从供油箱中流出，因此其温度变化的趋势与供油箱完全相同；节点 2 处的燃油经过了滑油散热器以及燃油流路中的管路加热，节点 3 处的燃油经过了滑油散热器、液压油散热器以及燃油流路中的管路加热，因此从飞行初始时刻开始，节点 2、3 处燃油温度即高于节点 1 处的温度，最终节点 2 的温度升高到了约 127℃，节点 3 的温度升高到了约 133℃。由于节点 4 处的燃油为节点 3 处燃油经过三叉管道分出的回流流路中的一部分，因此在飞行前约 2300s 中，温度与节点 3 处相同，从 2300s 之后，节点 4 处的燃油温度超过了 120℃，触发了设置在回路中液体蒸发器 2 的开关，因此为回路燃油中采用冷却液进行了温度冷却，加入的冷量使得节点 4 处温度突然降低到了约 100℃，而后缓慢上升。

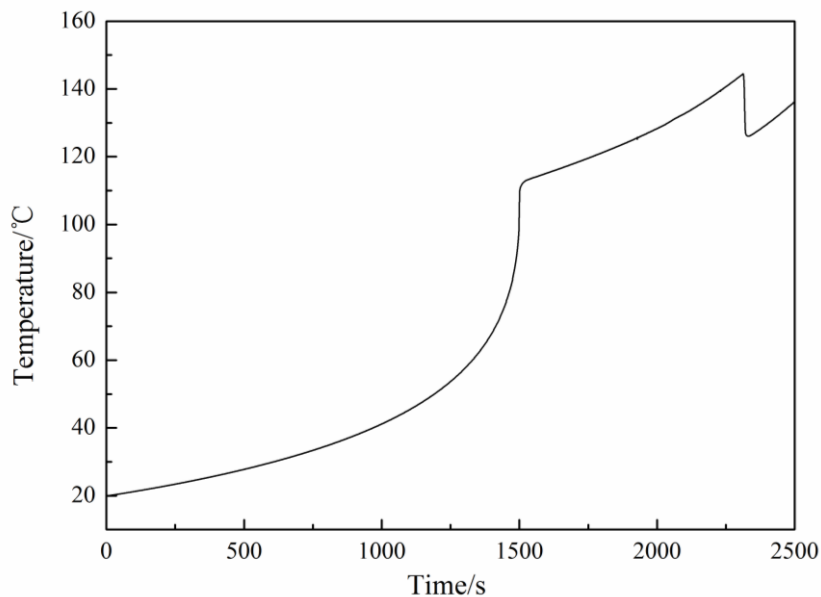


图 3.28 输油箱温度变化

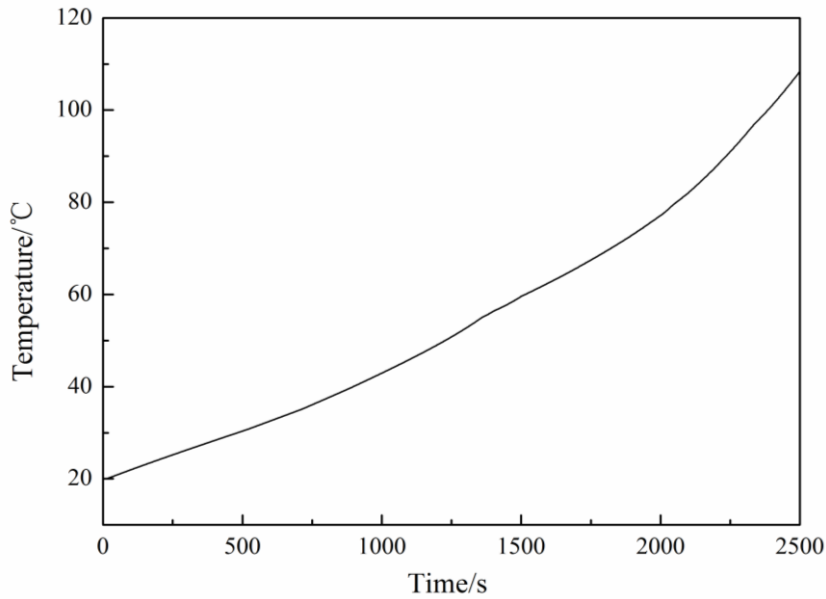


图 3.29 供油箱温度随时间变化

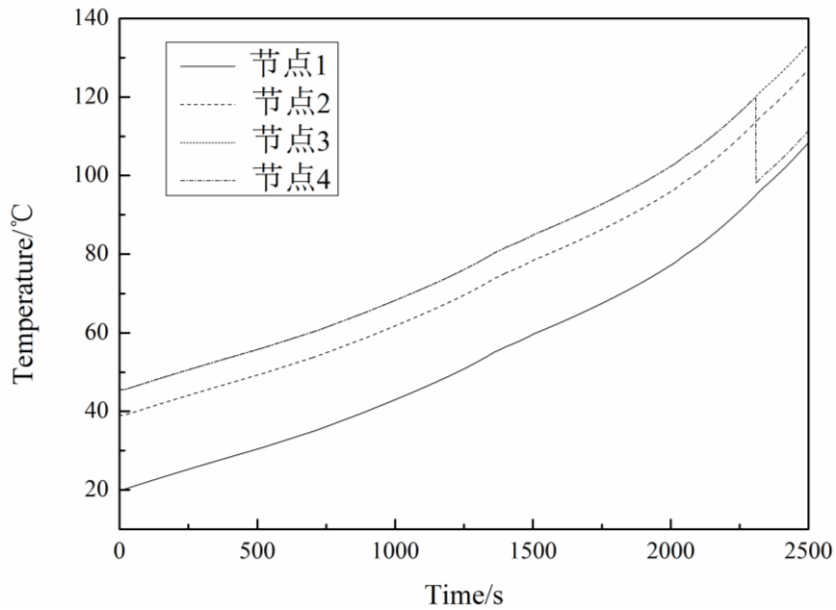


图 3.30 燃油流路各节点温度随时间变化

5. 液体蒸发冷却系统

在该算例中，液体蒸发器 1 的冷却功率为 28kW，液体蒸发器 2 的冷却功率为 10kW。对于液体蒸发冷却系统，图 3.31 和图 3.32 分别给出了两套液体蒸发器中蒸发冷却液的质量消耗情况。表明，在飞行约 1350s 和 2300s 时，燃油温度分别达到了液体蒸发器 1 和液体蒸发器 2 的触发温度，蒸发器阀门打开，蒸发冷却液在燃油-防冻液换热器中进行蒸发吸热，带走供油箱中的燃油热量（液体蒸发器 1 在 2000s 后同时对三个设备舱进行了冷却），使得燃油与设备舱空气温度升高的速率开始下降。与此同时，两套液体蒸发器中的蒸发冷却液的质量也不断在进行消

耗，直至飞行结束，液体蒸发器 1 和 (2) 内部的蒸发冷却液分别蒸发消耗了 11kg 和 0.7kg。

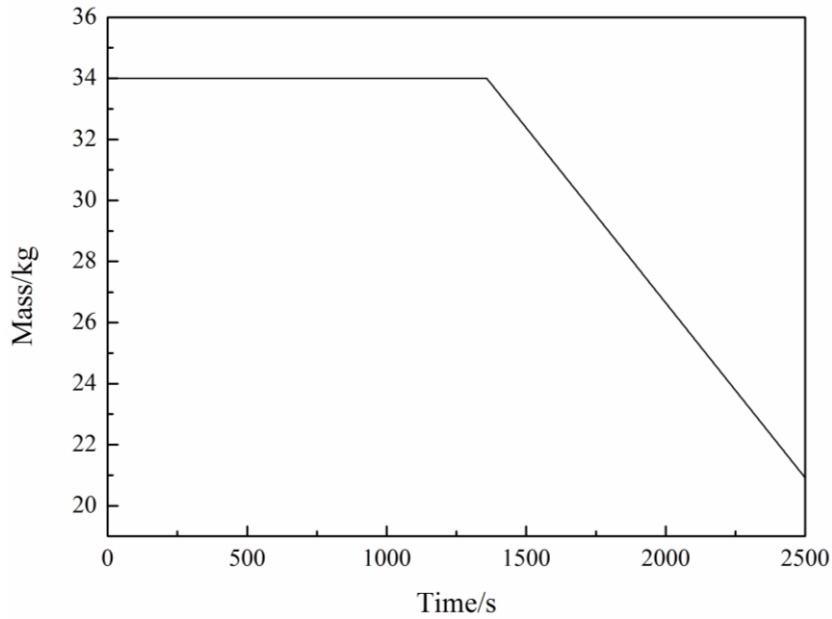


图 3.31 液体蒸发器 1 质量变化

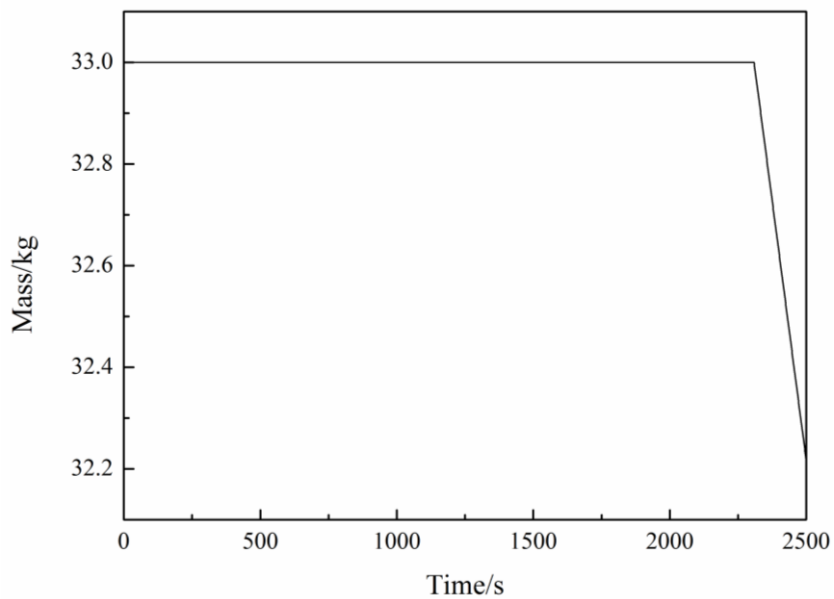


图 3.32 液体蒸发器 2 质量变化

图 3.33 给出了燃油回路中使用和不使用蒸发冷却液时各个节点处的燃油温度随时间的变化曲线，可以明显看出，供油箱内燃油温度 55℃ 时达到液体蒸发器 1 的触发条件、去发动机的燃油温度 120℃ 时达到液体蒸发器 2 的触发条件，使用了蒸发冷却措施的节点，燃油温度在达到其触发条件时各个节点处的燃油温度均有所下降，而没有使用蒸发冷却措施的节点，温度始终在上升。反映了蒸发冷却液作为燃油的补充热沉，起到了为其冷却降温的作用。

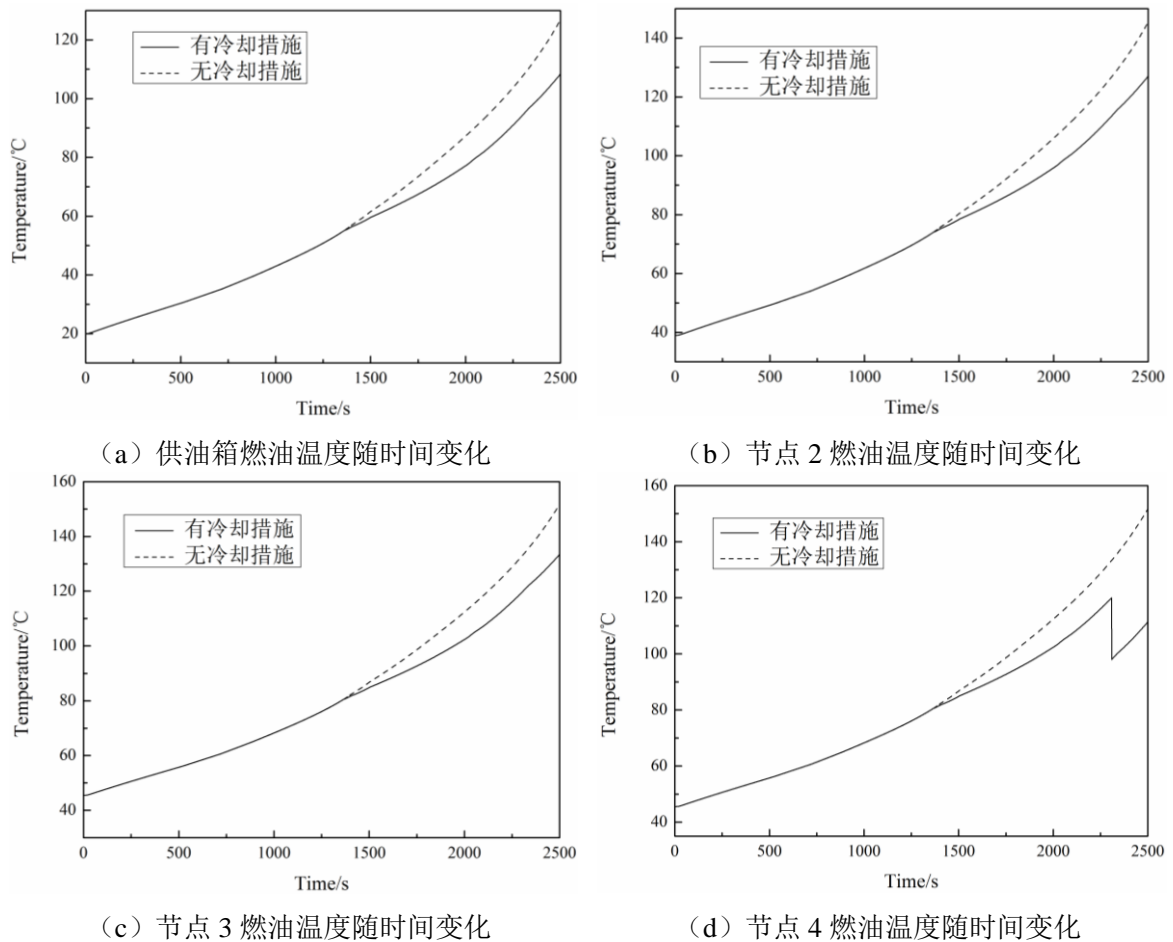


图 3.33 有无蒸发冷却液时回路各节点处燃油温度

3.4 本章小结

本章基于热流体软件 Flowmaster 搭建了超声速飞行器热管理系统仿真网络模型，并针对典型的飞行状态进行了非稳态仿真。结论如下：

(1) 采用结构化网络对隔热毡的简化几何模型进行计算网络的划分，并基于 Fluent 软件，通过选用非定常流固耦合的边界条件和 $k-\varepsilon$ 湍流模型等有效的计算模型和计算环境，计算了隔热毡外表面及外部流场的温度。验证了艾克特提出的湍流外掠平板下，高速气流对流传热公式在可以作为简化的超声速飞行器热防护系统的第三类边界条件的可行性。

(2) 选择商业软件 Flowmaster 软件作为仿真平台，基于前文建立的耦合计算数学模型，采用软件自带的元件与自开发的热管理脚本程序集成，搭建了超声速热管理系统仿真计算的网路模型。

(3) 采用隔热毡作为第一层热沉、燃油作为机舱及舱内设备热沉以及蒸发冷却液作为燃油补充热沉的热管理系统方案可以将燃油流向发动机的温度最终控制在 150°C 之内，可满足工程设计需求。

(4) 机体上部热防护系统的隔热毡温度随飞行时间的增加先迅速上升后保持稳定, 其外表面温度比内表面温度高至少约 140°C , 表明其有效的热防护作用; 三个设备舱的气温分别在最初的 800s、750s 和 550s 内迅速增加, 然后在热沉的作用下缓慢增加, 直至飞行结束; 燃油作为主要的热沉, 为设备舱吸收多余热量的同时温度升高的速率逐渐加快, 而经过液体蒸发器中的冷却液冷却过的燃油温度得到了良好的控制。因此第二章中建立的超声速飞行器热管理系统方案是合理、有效的。

第四章 超声速飞行器热管理系统方案优化设计

在第三章中,采用商业软件对简化的超声速飞行器热管理系统建立了仿真网络模型,通过对典型飞行工况下飞行状态进行的模拟,得到了热管理系统中重要子系统的仿真结果,指出了热管理系统方案的可行性。在方案设计时,不仅要保证系统的温度满足工程设计需求,如何在保证各系统温度满足工程设计需求的前提下使飞行器热沉使用质量最小,是设计者关心的热点问题。

针对上述问题,本章在第三章的基础上,针对本文选用的超声速飞行器热管理系统,选用隔热毡的厚度 l_w 和两套液体蒸发器的冷却量 P_1 、 P_2 为设计变量,以蒸发冷却液消耗质量和隔热毡质量的线性加和作为优化目标,基于代理模型理论和模拟退火算法,在 Isight 软件中开展超声速飞行器热管理系统方案的优化设计工作。

4.1 优化设计理论及方法

4.1.1 优化设计理论基础

传统的飞机设计工作可以分为概念设计、初步设计和细节设计三个阶段,而飞机设计单位则以学科为基础分为总体、结构、气动等多个部门。在各个阶段,设计人员在寻求本系统最优解的时候很少考虑不同部门之间的相互影响的问题,按照这种设计模式得到的结果往往就是局部最优,而非全局最优。

上个世纪九十年代开始美国等西方国家出现的一种新的多学科设计方法(MDO)。该方法要求设计者在进行复杂系统的设计时,必须要充分考虑各个学科之间的耦合关系,并利用适当的方法以学科为基础将系统分解,然后根据学科之间的关系,通过特定的框架协调和控制这些子系统(子学科),最终获得全局的最优解。这一方法逐渐应用在此后的飞行器设计工作中。

本章主要基于上述优化设计理论开展超声速热管理系统的优化设计。

4.1.2 代理模型

传统的优化设计方法在仿真计算中往往得到的是局部最优解,而不是全局最优;而采用先进优化算法开展的优化设计工作又将会带来巨大的工作量,不能节约设计成本。因此本章采用了成熟的代理模型技术结合模拟退火算法,在不影响计算精度的前提下,代替仿真计算过程,既能够得到全局最优方案,又能减少工作量。

所谓代理模型,是指在不降低精度的情况下构造一个计算量小,计算周期短,但计算结果与数值分析或物理试验结果相近的数学模型。它是多学科设计优化中一种包含试验设计和近似方法等多项内容的建模方法,通过在系统中用数学模型来替代原有分析模块的方式,实现了分

析模块与 MDO 计算框架的集成, 使得复杂系统的多学科设计优化变得切实可行。

代理模型方法主要包括两个关键技术:

1. 试验设计

试验设计是指有关于试验的设计理论与方法, 即如何合理安排试验的数学方法。它是多学科设计优化代理模型的取样策略, 决定了构造代理模型所需样本点的个数和这些点的空间分布情况。对于一个良好的试验设计来说, 需要经过三个阶段: 方案设计、试验实施和结果分析。

在方案设计方面, 常用的设计方法有: 全析因试验设计、正交试验设计、拉丁方设计方法和均匀试验设计等。

(1) 全析因试验设计

是指在以一次完全试验中, 系统的所有因素的所有水平可能的组合都要被研究到的一种试验设计方法。假设系统输入变量即因素的个数为 n_v , 每个因素对应应有 $n_i (i = 1, \dots, n_v)$ 个水平数,

则对系统进行全析因试验所需的试验次数为 $N = \prod_{i=1}^{n_v} n_i$ 。该试验设计可以分析因素对系统影响的大小和分析因素间的交互作用, 但只适用于低维低水平的试验设计问题。

(2) 正交试验设计

是按照一种已经拟定好的满足正交试验条件的表格来安排试验的试验设计方法。这种方法与全析因试验相比, 大大减少了构造模型所需的试验次数。图 4.1 给出了一个 3 因素 3 水平的正交试验表格。

试验编号	因素		
	X1	X2	X3
1	1	1	1
2	1	2	2
3	1	3	3
4	2	1	2
5	2	2	3
6	2	3	1
7	3	1	3
8	3	2	1
9	3	3	2

图 4.1 因素 3 水平正交试验表格

(3) 拉丁超立方体 (Latin Hypercubes) 试验设计

用 r 个拉丁字母排成 r 行 r 列的方阵, 使得每行每列中每个字母都只能出现一次, 这样的方阵叫 r 阶拉丁方或 $r \times r$ 拉丁方。采用拉丁方格进行选取的方法就叫做拉丁超立方体 (Latin Hypercubes) 试验设计。方法的原理是: 在各个因素之间没有交互作用的前提下, 均匀分割设计空间并使得每个区间有且仅有一个样本点。这种试验设计方法能够用较少的样本点反应设计的空间性, 可以在保证初始样本点选取足够的情况下降低计算的成本。

文献[58]中指出拉丁方设计方法相比较其他试验设计方法更适用于数值仿真，因此本文选用拉丁方试验设计方法选择初始样本点。样本点的选取方式分为人工试验或者借助 Isight 软件进行选取两种，本文中选择了后者。

2. 近似方法

代理模型在数学上可以通过拟合与插值来实现，即利用已知点构造拟合函数来预测未知点响应或利用已知点信息插值计算未知点处的响应。近似方法就是在构造代理模型的过程中，针对试验设计方法选取的初始样本点，选择合适的数学模型进行数据拟合的数学方法。

工程常见的多项式插值通常利用给定的 n 个样本点的信息构造一个 $(n-1)$ 阶多项式，然后利用这个多项式来插值计算未知点处的系统响应值，常用的插值方法有 Lagrange 插值、Newton 插值、Hermite 插值等。但这些多项式插值在高维优化中拟合效果不好，因此本文不予以采用。

发展成熟的代理模型有多项式响应面模型、Kriging 模型、径向基函数模型和人工神经网络模型等。由于多项式响应面模型对非线性程度不高的多维问题预测效果比较理想，模型具有良好的连续性，容易实现全局寻优；而且由于数学模型的确定性，容易根据模型中各系统的大小判断各因素对系统响应影响的大小。

由于本文设计的热管理系统方案设计空间平滑，因此选择多项式响应面模型作为代理模型。

多项式响应面模型的数学表达式为：

$$f(x) = \beta_0 + \sum_{i=1}^m \beta_i \cdot x_i + \sum_{i=1}^m \sum_{j \geq i}^m \beta_{ij} \cdot x_i x_j + \dots \quad (4.1)$$

其中 x_i 是 m 维自变量 x 的第 i 个分量， β_0 、 β_i 和 β_{ij} 是未知参数，将它们按照一定次序排列，可以构成列向量 β ，求解多项式拟合模型的关键就是求解向量 β 。通常使用二阶多项式响应面模型，即就是如下模型，其中 $m=3$ ，未知系数的个数为 $(m+1)(m+2)/2=10$ ，最少需要 10 个初始试验样本点。

$$f(x) = \beta_0 + \sum_{i=1}^m \beta_i \cdot x_i + \sum_{i=1}^m \sum_{j \geq i}^m \beta_{ij} \cdot x_i x_j \quad (4.2)$$

对于 3 因素 3 水平，正交试验 9 次试验的例子，二阶多项式响应面模型即为：

$$f(x) = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3 + \beta_{11} x_1^2 + \beta_{22} x_2^2 + \beta_{33} x_3^2 + (\beta_{12} + \beta_{21}) x_1 x_2 + (\beta_{13} + \beta_{31}) x_1 x_3 + (\beta_{23} + \beta_{32}) x_2 x_3 \quad (4.3)$$

一般而言，在代理模型构建完成后需要再次采用数值模拟手段或实验方法验证代理模型的构建精度，在进行误差分析时通常依照以下两个准则：

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (f_i - \hat{f}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (f_i - \bar{f}_i)^2} \quad (4.4)$$

$$RMAE = \max_{i=1}^n \left(\frac{|f_i - \hat{f}_i|}{STD} \right) \quad (4.5)$$

式中： R^2 度量代理模型拟合的情况， f_i 为 i 点处数值仿真或试验设计的结果， \hat{f}_i 为该点处代理模型计算的结果， \bar{f}_i 表示所有样本点处代理模型计算的均值。当 R^2 超过 0.9 时表明代理模型的精度是可行的， R^2 的值越趋近于 1，表明代理模型的拟合程度越高。 $RMAE$ 为相对最大绝对误差， STD 表示代理模型计算结果的均方根。 $RMAE$ 的值越趋近于 0，表明代理模型的拟合程度越高。

为了描述代理模型的一般构造方法，下面给出了代理模型的构造步骤：

(1) 通过试验设计，在设计空间中确定构造模型所用的样本点 x^i 的位置，其中 $x^i = (x_1, x_2, \dots, x_m)$ ， $i = 1, \dots, n$ ，是一个 m 维的空间点；

(2) 利用分析软件或试验的方法确定系统在样本点 x^i 处的响应值 y^i ，并利用它们构成一系列样本对 $\{(x^i, y^i), i = 1, \dots, n\}$ ，其中 $y^i = (y_1, y_2, \dots, y_q)$ ，是一个 q 维的响应值；

(3) 以一部分样本对为基础，寻找一个适合的数学近似模型 $f(x)$ ，使 $f(x^i)$ 与 y^i 符合得最好，并利用剩余的样本对模型进行检验。如果模型拟合与预测精度都满足要求，就结束；否则构造新的数学模型，直到其拟合与预测精度满足要求为止。

4.1.3 优化算法

成熟的全局优化算法有遗传算法 (Genetic Algorithms, GA)、模拟退火算法 (Simulated Annealing Algorithm, SAA) 等。本文采用的是一种自适应的模拟退火算法结合代理模型技术求解热管理系统的最佳冷却方案。

模拟退火算法是一种随机的全局搜索算法，因计算步骤比较接近固体物质的退火过程而得名。

其算法原理为：将固体升温至充分高，再使其缓缓冷却，在加温时，固体内部粒子随温度的升高而变为无序状态，内能增大，而冷却时粒子渐渐趋于有序，每个温度都达到平衡状态，最后在常温时达到基态，内能减为最小。

其求解思路为：随机取一个初始解，以其相邻的解与其进行比较，如果移动后得到较优解则总是接受该移动；若得到较差的解，则以一定的概率接受这次较差的移动（但这种移动会随时间的增加而概率逐渐减小）因此有可能跳出局部最优解，得到全局最优解。图 4.2 给出了算法寻优的流程图。

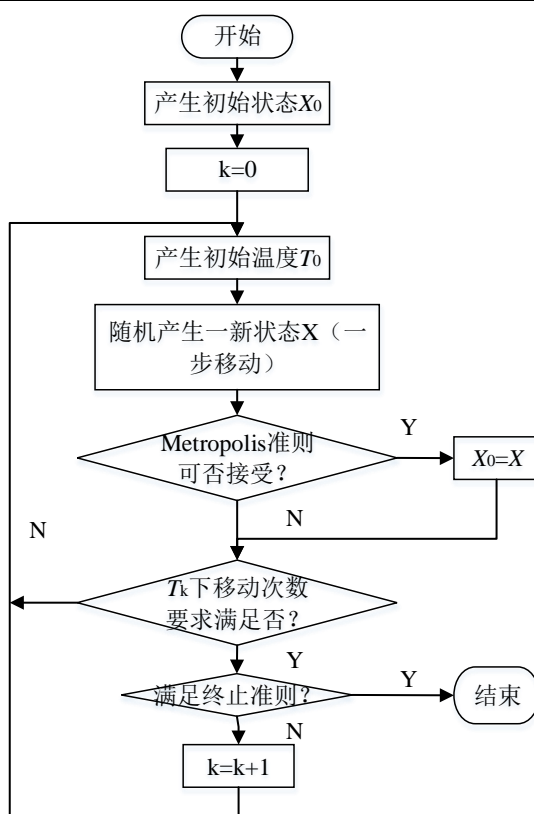


图 4.2 模拟退火算法流程

其中的 Metropolis 准则为:

$$p = \begin{cases} 1 & \text{if } E(x_{new}) < E(x_{old}) \\ \exp(-\frac{E(x_{new}) - E(x_{old})}{T}) & \text{if } E(x_{new}) > E(x_{old}) \end{cases} \quad (4.6)$$

式中: p 表示旧解移动到新解的概率, $E(x_{new})$ 和 $E(x_{old})$ 表示粒子在新的状态下和旧的状态下的能量值。该准则为模拟退火算法的核心准则, 也就是说, 如果新状态的能量小于当前状态粒子的能量, 则总是接受一次移动, 反之如果新状态的能量比当前状态粒子的能量大, 则以概率 p 接受一次移动。这样可以规避算法落入局部最优解的僵局。

将算法中的术语与优化问题进行对比, 如表 4.1 模拟退火算法与优化问题的术语比较:

表 4.1 模拟退火算法与优化问题的术语比较

模拟退火算法术语	优化问题术语
能量	目标函数
熔化过程	设定初值
粒子的状态	可行解
能量最低时的粒子状态	最优解
冷却过程	控制参数下降过程

除此之外，在 Isight 软件中内嵌了众多优化算法，包括直接搜索算法、全局搜索算法及数值优化算法等，均可以作为参考和补充。

4.1.4 Isight 软件简介及优化设计思路

4.1.4.1 Isight 软件介绍

Isight 软件是全球领先的优化设计平台，它最早由美籍华人唐兆成博士开发并用于对波音 777 的 GE90 涡扇发动机的设计项目中。该软件本身不具备数值计算功能，但其具备开放的集成平台和软件框架，可集成多学科、多软件的仿真模型和流程，借助强大的优化算法功能自动探索设计空间，实现了设计流程的数字化和全自动化，在工程中具有极为广泛的应用，为工程设计节省了大量的资本。

4.1.4.2 优化设计思路

本文基于 Isight 软件强大的试验设计、分析和优化计算的功能，对热管理系统进行最优方案的求解。优化设计思路如下图 4.3 所示：

4.2 热管理系统方案优化设计

基于上文所述的理论基础，针对本文提出的超声速飞行器热管理系统，选用隔热毡的厚度 l_w 和两套液体蒸发器的冷却量 P_1 、 P_2 为设计变量，以蒸发冷却液消耗质量和隔热毡质量线性加和作为优化目标，采用代理模型理论和模拟退火算法，在 Isight 软件中开展超声速飞行器热管理系统方案的优化设计工作。

4.2.1 优化变量、约束条件及目标函数的确定

1. 优化设计变量的选定

在热管理系统方案中，由于改变 l_w 、 P_1 和 P_2 中任意一个变量的取值，将会导致冷却方案的重新调整，影响系统中去发动机的燃油温度和系统热沉的总质量消耗。因此定义 l_w 、 P_1 和 P_2 三个变量作为优化设计的变量。经过多次算例的综合分析和考量，选用下表 4.2 中设计变量的取值范围开展后续仿真工作。

表 4.2 优化设计变量取值范围

变量符号	名称	范围
l_w	隔热毡厚度	2.0-4.5(mm)
P_1	液体蒸发器 1 冷却功率	5.0-25.0 (kW)
P_2	液体蒸发器 2 冷却功率	10.0-20.0 (kW)

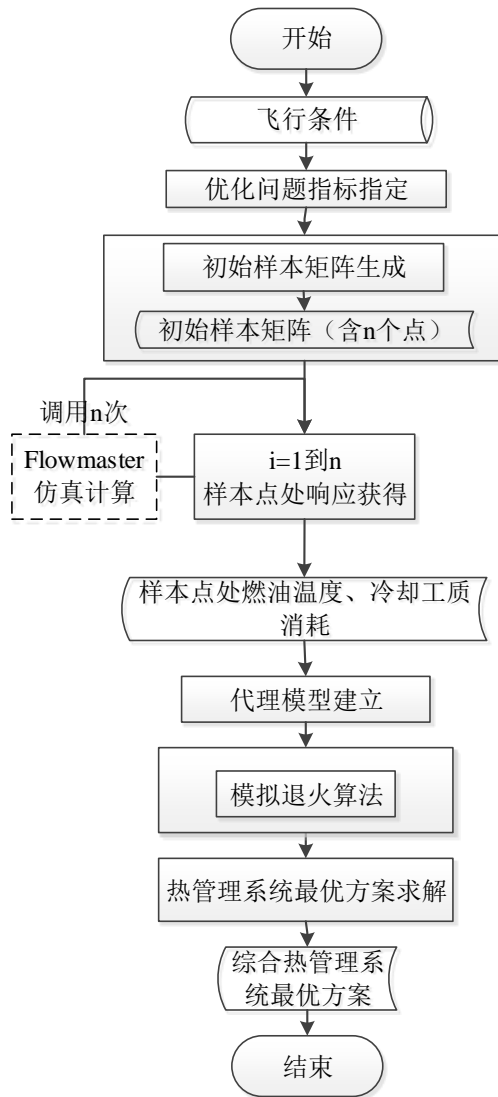


图 4.3 优化设计思路

2. 目标函数

由仿真算例中容易知道，本算例中采用系统热沉的总质量消耗（总质量=隔热毡质量+液体蒸发器 1 消耗质量+液体蒸发器 2 消耗质量）作为单一优化目标。因此有：

$$m = f(l_w, P_1, P_2) \quad (4.7)$$

尽管在本算例中将总质量作为单一优化目标，寻求其最小值，但是同时也需要得到最优情况下的各个热沉具体消耗/使用的质量，因此在建立目标函数代理模型的同时也需要建立各质量分量的代理模型，确定每个函数的影响因素，完善优化结果。

(1) 隔热毡质量

m_w 为一单值函数，当飞行器物理结构确定之后，只有改变隔热毡厚度单一变量可以影响隔热毡的质量，这是一个确定的函数：

$$m_w = f_w(l_w) \quad (4.8)$$

(2) 液体蒸发器 1 消耗的质量

通过分析可知, 其他条件不变的情况下, 改变隔热毡的厚度, 燃油温度的上升速率将会相应地变化, 继而会影响液体蒸发器 1 开始工作的时间; 改变液体蒸发器 1 的冷却功率将会影响其消耗的质量流率, 继而影响最终的质量消耗。因此液体蒸发器 1 的质量消耗与隔热毡厚度 l_w 和其自身冷却功率 P_1 二者有关, 液体蒸发器 1 中冷却液的质量消耗可写作下式:

$$m_1 = f_1(l_w, P_1) \quad (4.9)$$

(3) 液体蒸发器 2 消耗的质量

同理与上述液体蒸发器 1, 液体蒸发器 2 的质量消耗量应该受到 l_w 、 P_1 和 P_2 的影响。因此液体蒸发器 2 中冷却液的质量消耗可以写作下式:

$$m_2 = f_2(l_w, P_1, P_2) \quad (4.10)$$

3. 约束条件

对于飞行器热管理系统的设计方案而言, 需要同时保证在热管理系统的作用下燃油温度和各个设备舱的气温控制在符合工程应用的具体温度值内, 在本算例中, 采用燃油去往发动机的温度作为约束指标进行讨论。

对于燃油系统, 其温度的变化显然受到隔热毡厚度 l_w 、液体蒸发器 1 冷却功率 P_1 和液体蒸发器 2 冷却功率 P_2 的影响。当隔热毡越薄, 液体蒸发器冷却功率越小时, 机体的热沉越不足, 燃油去发动机的温度将会越高; 反之, 当隔热毡越厚, 液体蒸发器冷却功率越大时, 机体的热沉明显增加, 燃油吸收的热量变小, 去发动机的温度将会越低。因此温度关于因素的函数可以写作:

$$T_f = f_f(l_w, P_1, P_2) \quad (4.11)$$

约束条件具体即为:

$$f_f(l_w, P_1, P_2) \leq 150 \quad (4.12)$$

综上所述, 热管理系统优化设计数学模型为式 (4.13)

$$\begin{aligned} \min m &= f(l_w, P_1, P_2) \\ \text{s.t.} &\begin{cases} T_f \leq 150\text{K} \\ 2\text{mm} \leq l_w \leq 4.5\text{mm} \\ 5\text{kW} \leq P_1 \leq 25\text{kW} \\ 10\text{kW} \leq P_2 \leq 20\text{kW} \end{cases} \end{aligned} \quad (4.13)$$

4.2.2 初始样本点确定及初始试验数据求解

基于上述优化设计的数学模型, 在给定了设计变量的前提下, 采用拉丁超立方体试验方法在 Isight 软件中自动生成了 25 组初始试验数据, 各数据在三维空间中的分布如图 4.4 所示, 可以看出数据点在空间中分布均匀, 可以较好的反应设计空间的范围取值。

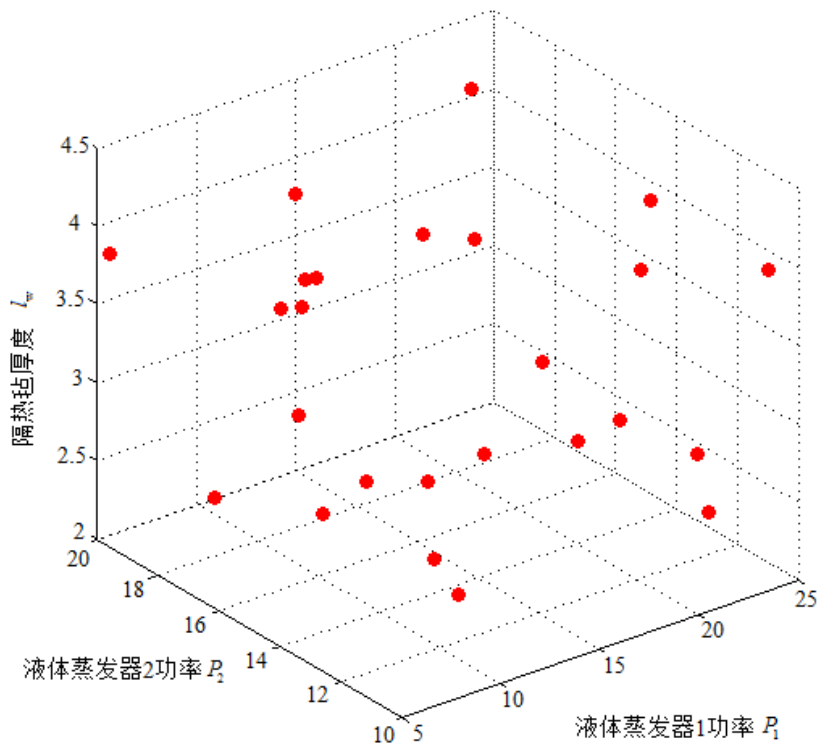
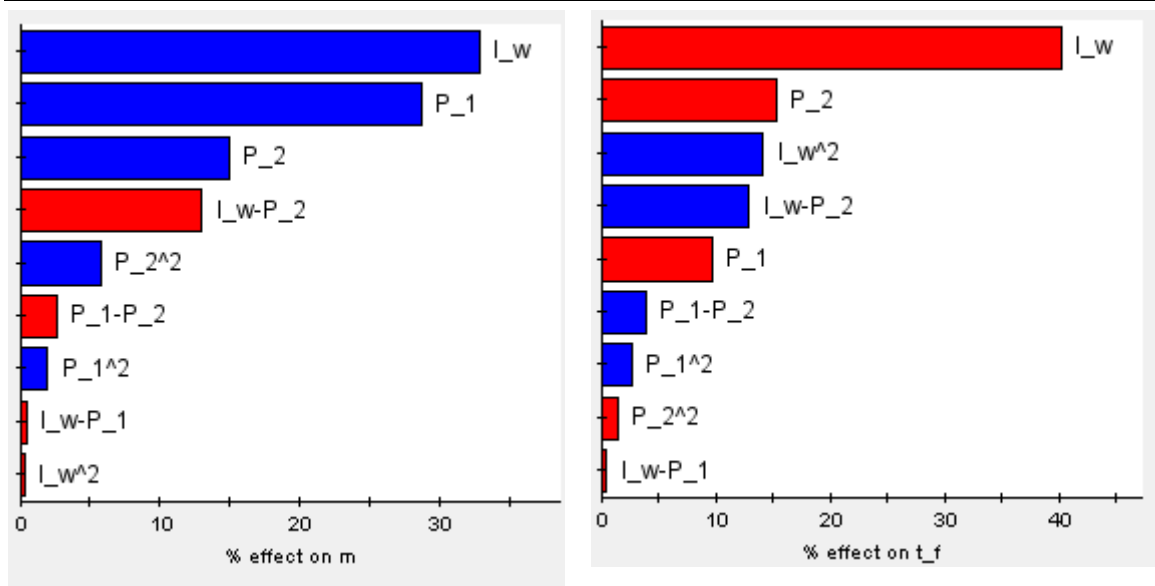


图 4.4 优化设计初始样本点分布图

利用 25 组初始样本数据作为设计变量，在 Flowmaster 中进行了 25 次仿真计算，得到初始样本点对应的仿真样本结果（仿真样本结果展示在附录中）。在 Isight 软件中对仿真各结果和因素之间进行数据分析，得到下列 Pareto 因素影响图，如图 4.5 所示。

Pareto 因素影响图是对数值仿真结果的初判，表示每个设计变量对目标函数和约束条件贡献的百分数，蓝色表示正效应，红色表示负效应。图中可以看出，对于机体总热沉的质量 m ，隔热毡的厚度 l_w 对其值的影响最大，约占 33%，隔热毡厚度越厚，机体总热沉越重，其次是液体蒸发器 1 的冷却功率 P_1 ，约占 28%，蒸发器冷却功率越大，其单位时间内消耗的质量就越多，因此机体总热沉也就越重；对于去发动机的燃油温度 T_f ，隔热毡的厚度 l_w 对其值的负面影响也最大，约占 40%，隔热毡厚度越厚，其热防护能力越强，导致去往发动机的燃油温度越低。



(a) 设计变量对目标函数的影响

(b) 设计变量对约束条件的影响

图 4.5 初始样本仿真结果与各设计变量的影响关系图

4.2.3 代理模型的建立

采用 4.2.2 节中的 25 组初始样本数据在 Flowmaster 中的仿真计算结果，在 Isight 软件中采用二阶多项式响应面模型对目标函数和约束条件构造代理模型，如下所示。

(1) 对于机体总热沉的质量 m ，构造如下代理模型：

$$m = 0.2158 + 0.7605P_1 + 0.4377P_2 + 6.1269l_w + 0.0001P_1^2 + 0.0039P_2^2 + 0.2275l_w^2 - 0.0043P_1P_2 - 0.0882P_1l_w - 0.1219P_2l_w \quad (4.14)$$

表 4.3 给出了构造代理模型时的误差值，从表中分析，热沉总质量 m 的模型精度在允许范围内，可以进行下一步优化。

表 4.3 机体热沉总质量代理模型误差

误差类型	平均误差 (Average)	最大误差 (Maximum)	均方根误差 (Root Mean Square)	R 平方误差 (R-Squared)
误差值	0.01428	0.07051	0.02043	0.99532
参考值	0.2 内	0.3 内	0.2 内	0.9 以上

(2) 对于去发动机的燃油温度 T_f ，构造如下代理模型：

$$T_f = 237.7759 - 0.3561P_1 - 1.4342P_2 - 38.8656l_w - 0.0027P_1^2 + 0.0162P_2^2 + 3.5698l_w^2 + 0.0042P_1P_2 - 0.0111P_1l_w + 0.1792P_2l_w \quad (4.15)$$

表 4.4 给出了构造代理模型时的误差值，从表中分析，去发动机的燃油温度 T_f 的模型精度在允许范围内，可以进行下一步优化。

表 4.4 去发动机燃油温度代理模型误差

误差类型	平均误差 (Average)	最大误差 (Maximum)	均方根误差 (Root Mean Square)	R 平方误差 (R-Squared)
误差值	0.01157	0.03451	0.01443	0.99771
参考值	0.2 内	0.3 内	0.2 内	0.9 以上

尽管在进行优化计算时，只需对目标函数和约束条件构造代理模型就可以完成优化任务，然而事实上，我们也希望获得最优方案下隔热毡的质量 m_w 和两套液体蒸发装置消耗的冷却质量 m_1 、 m_2 ，因此下文同样采用二阶多项式响应面模型对其分别构造了代理模型。分别如下：

(3) 对于隔热毡质量 m_w ，构造如下代理模型：

$$m_w = -0.0003 + 6.7642l_w - 2.2484l_w^2 \quad (4.16)$$

表 4.5 给出了构造代理模型时的误差值，从表中分析，隔热毡质量 m_w 的模型精度在允许范围内，可以进行下一步优化。

表 4.5 隔热毡质量代理模型误差

误差类型	平均误差 (Average)	最大误差 (Maximum)	均方根误差 (Root Mean Square)	R 平方误差 (R-Squared)
误差值	1.7582E-5	4.4092E-5	2.0626E-5	1
参考值	0.2 内	0.3 内	0.2 内	0.9 以上

(4) 对于液体蒸发器 1 冷却液消耗的质量 m_1 ，构造如下代理模型：

$$m_1 = 0.516 + 0.6721P_1 - 0.2272l_w + 0.0011P_1^2 + 0.0394l_w^2 - 0.0775P_1l_w \quad (4.17)$$

表 4.6 给出了构造代理模型时的误差值，从表中分析，液体蒸发器 1 冷却液消耗的质量 m_1 的模型精度在允许范围内，可以进行下一步优化。

表 4.6 液体蒸发器 1 冷却液消耗质量代理模型误差

误差类型	平均误差 (Average)	最大误差 (Maximum)	均方根误差 (Root Mean Square)	R 平方误差 (R-Squared)
误差值	0.0126	0.08513	0.02132	0.99267
参考值	0.2 内	0.3 内	0.2 内	0.9 以上

(5) 对于液体蒸发器 2 冷却液消耗的质量 m_2 ，构造如下代理模型：

$$m_2 = 2.2267 + 0.0279P_1 + 0.3469P_2 - 1.3378l_w - 0.0004P_1^2 + 0.0018P_2^2 + 0.2208l_w^2 - 0.0025P_1P_2 - 0.0051P_1l_w - 0.0798P_2l_w \quad (4.18)$$

表 4.7 给出了构造代理模型时的误差值，从表中分析，液体蒸发器 2 冷却液消耗的质量 m_2 的模型精度在允许范围内，可以进行下一步优化。

表 4.7 液体蒸发器 2 冷却液消耗质量代理模型误差

误差类型	平均误差 (Average)	最大误差 (Maximum)	均方根误差 (Root Mean Square)	R 平方误差 (R-Squared)
误差值	0.0098	0.03555	0.01399	0.99727
参考值	0.2 内	0.3 内	0.2 内	0.9 以上

4.2.4 热管理系统方案优化设计

在 4.2.3 节中分别针对目标函数、约束条件以及目标函数的几个分项进行了代理模型的构造，通过误差分析得知模型的构造精度达到了需求，无需对模型进行修正。因此本节中直接采用 4.2.3 节中构造的二阶多项式响应面模型与模拟退火算法相结合的优化方法对热管理系统方案进行优化设计工作。

图 4.6 给出了在模拟退火算法中的前 20 步迭代过程，图中显示了目标函数热沉总质量 m 与约束条件去发动机的燃油温度 T_f 在每一步迭代的结果。优化第一步，算法随机指定初始设计方案计算得到 m 为约 32.8kg，从第二步开始，设计变量（即 l_w 、 P_1 和 P_2 ）在取值范围内随机地移动， m 因此取得相应的结果。图中第 1-3、4-5、7-10、11-12、14-15、16-17 以及 18-20 步均接受了使得 m 变小的移动，而第 3-4、5-7、10-11、12-14、15-16 以及 17-18 步则接受了使得 m 变大的移动，这得益于算法遵循的 Metropolis 准则，其使得算法全局寻优，而并不只是接受使得目标函数变小的移动。图中 T_f 在第 10 步和第 17 步移动中超过了 150℃，分别达到了 150.4℃ 和 156.6℃，表明这两步优化结果不可取。总体而言，经过 20 步的寻优迭代，可以看出，热沉总质量 m 从第一步约 32.8kg 逐渐移动到了约 25.3kg，表明算法逐步寻找最优解的过程是有效的。

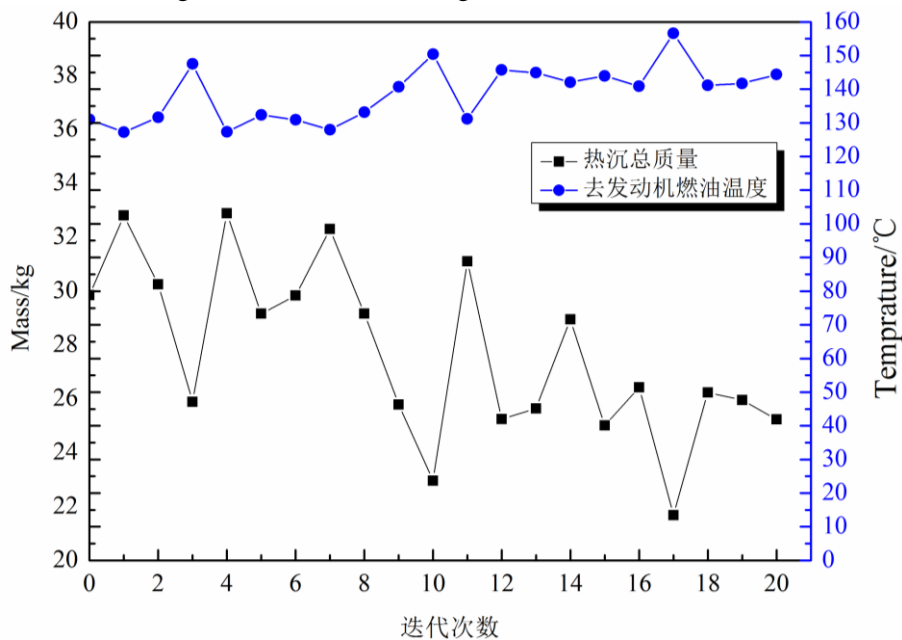


图 4.6 热管理系统方案优化设计前 20 步迭代过程

由于 Isight 软件寻优过程的高效性和数据的复杂性，此处不便罗列出优化过程中的全部 4620 步数据结果。下面给出了经过优化计算结束后得到的机体热沉总质量 m 最小的优化结果，该结果在第 1742 步移动后得到：

$$m = 22.036\text{kg} \quad (4.19)$$

此时

$$\begin{aligned} l_w &= 2.639\text{mm} \\ P_1 &= 5\text{kW} \\ P_2 &= 10.504\text{kW} \end{aligned} \quad (4.20)$$

为了验证其结果是否可以表示 Flowmaster 软件数值计算的结果，在 Flowmaster 中采用方程 (4.20) 所示的冷却方案进行了一次非稳态仿真，仿真计算结果与代理模型的误差如下表 4.8 所示。

表 4.8 代理模型与仿真计算误差

项目	m (kg)	T_f (°C)	m_w (kg)	m_1 (kg)	m_2 (kg)
代理模型	22.035	150.0	17.8502	2.5575	1.7974
数值仿真	22.131	150.283	17.8501	2.4764	1.8131
误差	0.47%	0.23%	0.00002%	3.2%	0.86%

可以从表中看出，二阶多项式响应面模型经过模拟退火算法优化流程，可以得到与 Flowmaster 软件误差很小的计算结果。热沉总质量 m 的数值仿真结果与代理模型计算结果仅相差 0.104kg，误差约为 0.47%；去发动机的燃油温度 T_f 的数值仿真结果与代理模型计算结果仅相差 0.283°C，误差约为 0.23%。表明采用代理模型进行优化设计的过程与数值仿真的结果相差非常小，代理模型是可靠的。

图 4.7 给出了优化前后的热沉总质量的对比结果，可以知道，优化后的热沉总质量 m 约比初始设计点处的热沉总质量减轻约 7.814kg，占初始热沉总质量的 26.18%，因此优化工作是有意义的，此优化过程是成功的。优化前后各个设计变量、约束条件及目标函数的各个分量的具体数值如表 4.9 所示。

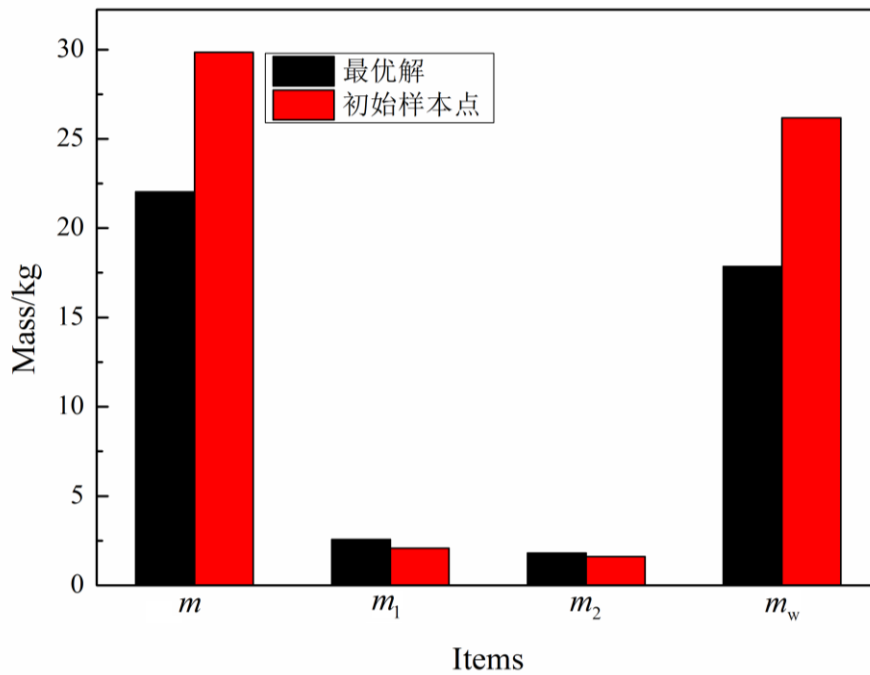


图 4.7 热管理系统方案优化前后热沉质量对比

表 4.9 热管理系统方案优化结果

	设计变量			计算结果				
	l_w (mm)	P_1 (kW)	P_2 (kW)	m (kg)	m_1 (kg)	m_2 (kg)	m_w (kg)	T_f (°C)
优化结果	2.639	5	10.504	22.036	2.558	1.797	17.85	150.0
初始设计点	3.87	5	19.58	29.85	2.073	1.6	26.177	131.011

4.3 本章小结

本章在第三章针对超声速飞行器热管理系统仿真计算的基础上，对热管理系统方案开展了优化设计工作，主要结论如下：

(1) 选择隔热毡质量和两套液体蒸发器中冷却液消耗质量的线性加和作为优化设计目标，以隔热毡厚度和两套液体蒸发器的工作功率作为优化设计变量，以去往发动机的燃油温度上限作为约束条件，建立了热管理系统优化设计的数学模型。

(2) 在构建热管理系统优化设计模型的基础上，依托代理模型技术，选择拉丁超立方体试验设计方法，拟定了 25 组初始试验数据，并利用该初始数据方案，选用二阶多项式响应面模型来建立可替代仿真计算模型的热管理系统优化设计代理模型，然后将成熟的模拟退火算法与代理模型技术相结合，发展了一种基于 Isight 软件的热管理系统优化设计与流程。

(3) 对于本文研究的超声速飞行器简化模型、在典型的飞行状态下,采用厚度为 2.639mm 的隔热毡,液体蒸发器 1 和 2 的冷却功率分别为 5kW 和 10.504kW 时,飞行器热管理系统的(除燃油热沉外)热沉总质量最小,为 22.036kg。

(4) 本章采用的基于 Isight 软件的模拟退火算法与代理模型技术相结合的热管理系统优化设计方法具有良好的操作性和较高的计算效率,进行 4620 步优化计算花费的总优化时间约为 5min。最优解处代理模型的目标函数值与采用 Flowmaster 仿真计算的结果误差约为 0.47%,表明代理模型的拟合程度相当高,优化结果具有可行性。

第五章 总结与展望

5.1 总结

随着航空技术的发展,超声速飞行器扮演的角色愈来愈重要,其面临的热负荷过剩的问题也愈来愈严峻,热管理系统技术逐渐成为研究的热点。本文以超声速飞行器初步方案设计为研究背景,提出了一种适用于超声速飞行器的热管理方案,并在此基础上进行了飞行器的热管理系统性能仿真及优化设计的研究。主要工作总结如下:

1.开展了超声速飞行器热管理方案的设计及热管理系统的模型建立工作。

(1)剖析了第四代战机经典的机载综合热管理系统,梳理了该系统中各个子系统的结构和功能。其次分析了超声速飞行器的内、外部热源及冷源,针对飞行器各部分的传热过程,提出了一套以隔热毡作为机体第一层热沉、燃油作为主要热沉、蒸发冷却液作为燃油补充热沉的热管理方案,并分析了该热管理系统的工作原理和重要子系统的结构及工作模式。

(2)针对某在研的超声速飞行器简化物理模型,根据本文提出的热管理方案将机体热管理系统结构划分为了具体的四个子系统,分别为热防护系统、燃油循环冷却系统、机电系统和蒸发冷却系统,并在提出的合理的假设简化基础上,对热管理系统进行了数学模型的构建,推导出了各个子系统能量平衡方程。

2.开展了超声速飞行器热管理系统性能仿真研究。

(1)对本文设置的超音速飞行器外部气动加热边界条件进行了验证。采用结构化网格对隔热毡的简化几何模型进行计算网络的划分,并基于Fluent软件,通过选用非定常流固耦合的边界条件和 $k-\varepsilon$ 湍流模型等有效的计算模型和计算环境,计算了隔热毡外表面及外部流场的温度,通过结果对比,表明本文选用的高速气流对流换热公式来确定飞行器外部中段气动热边界条件是可行的。

(2)以建立的热管理系统数学模型为基础,在商业软件Flowmaster平台上构建了一套整机系统尺度上的超声速飞行器热管理系统仿真网络模型,发展了整机热管理系统的仿真计算方法,并在一定的飞行初始条件、边界条件和飞行状态下,对考虑气动加热的飞行器热管理系统性能开展了非稳态仿真。仿真结果表明,热防护系统作为第一层热沉能够较好的减少气动加热对设备舱和燃油箱温度的影响,飞行结束时,隔热毡内外表面温差为至少 140°C ,具有良好的热防护性能;采用具有回流结构的燃油系统,将燃油作为机舱及舱内机载设备的热沉、同时采用蒸发冷却液作为燃油补充热沉,可以使得设备舱迅速上升的气温控制在 70°C 到 90°C 之间;供油箱温度可以始终平缓上升,最终达到约 110°C ,去发动机的燃油最终受蒸发冷却液的冷却而使得温度最终控制在 120°C 以内,机舱温度和燃油温度在热管理方案的控制下均可以满足工程

设计需求。

3. 以隔热毡质量和两套液体蒸发器中冷却液消耗质量的线性加和作为优化设计目标, 以隔热毡厚度和两套液体蒸发器的工作功率作为优化设计变量, 以去往发动机的燃油温度上限作为约束条件, 建立了热管理系统优化设计的数学模型, 然后采用模拟退火算法与代理模型技术相结合的方法对基于 Isight 软件热管理系统方案进行了优化设计研究。结果表明, 在隔热毡厚度为 2.639mm, 两套液体蒸发器冷却功率分别为 5kW 和 10.504kW 时, 机体总热沉质量最小, 约为 22.036kg; 进行 4620 步优化计算花费的时间约为 5min; 最优解处代理模型的目标函数值与采用 Flowmaster 仿真计算的结果误差约为 0.47%, 代理模型拟合程度较高, 优化工作具有可行性。

本文在研究前人成果的基础上对热管理系统的仿真计算和方案优化设计进行了进一步探讨。具有以下两个主要的创新点:

1. 立足于整机的热管理系统仿真计算。目前已公开的有关热管理系统的文献, 大多数是针对燃油系统的热管理方案进行模型建立和仿真计算, 讨论整机尺度上的热管理方案仿真计算的文献少之又少。本文重点在于探讨气动加热影响下的热管理方案, 针对热管理系统中的燃油系统、液压系统、滑油系统、热防护系统、液体蒸发制冷系统和机电系统进行非稳态仿真计算及分析, 对各个子系统之间的相互影响关系进行了初步的分析和探究。

2. 基于热流体软件 Flowmaster 的热管理仿真计算网络模型构建。借助 Flowmaster 软件强大的自开发功能, 在软件中内嵌了若干自定义脚本程序, 采用自行搭建的热管理系统仿真网络模型对热管理系统中的流体流动和能量传递过程进行模拟, 使得整个仿真网络逼近真实情况。

5.2 展望

本文开展的研究工作是在较多简化与假设的前提下完成的, 还有很多不足之处可以进行进一步的深入和细化。后续的工作还可以从以下几个方面继续开展:

1. 热管理系统方案设计方面。本文提出的超声速飞行器热管理系统方案仅考虑了热防护系统、燃油循环冷却系统和液体蒸发冷却系统, 对其他复杂系统及系统间的换热结构进行了简化处理。事实上飞行器各个子系统间的换热结构和系统部件是非常庞杂的, 在后续的研究工作中需要考虑采用对热管理系统进行更为接近真实工程设计工作的研究。

2. 数学模型建立方面。由于本文立足于超声速飞行器整机层面上的热管理系统模型建立, 因此不可避免地进行了一些假设简化, 尤其是在各个子系统间的传热过程中仅考虑了能量平衡方程, 对设备舱、燃油箱等用集总参数法开展了数学建模工作。在后续的工作中, 需要考虑对系统中的泵、换热器等传热部件进行方程建立。

3. 在气动加热作为边界条件方面。本文采用了艾克特提出的高速对流传热公式求解了机体中段外部平均的对流传热系数, 事实上, 超声速飞行器沿其长度方向上, 外部的气动热分布是

不均匀的，在后续的工作中可尝试对气动加热部分采用其他数值计算方法进行数值模拟。

4. 方案优化设计部分。本文采用 **Isight** 软件求解热管理系统的最优设计方案，但并没有将 **Flowmaster** 仿真软件与 **Isight** 优化软件进行集成，为操作带来了一些不便。在后续工作中，可针对 **Isight** 软件强大的集成接口进行针对性的研究，将仿真计算软件与之集成，完成优化工作的自动化。

参考文献

- [1] 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, 2009,11:1353-1356.
- [2] 梁春华, 索德军, 孙明霞. 美国第 6 代战斗机发动机关键技术综述[J]. 航空发动机, 2016, 02:93-97.
- [3] Petley D H, Jones S C. Thermal management for a Mach 5 cruise aircraft using endothermic fuel [J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(3):384-389.
- [4] Gasner J A, Foster R C. Evaluation of thermal management for a Mach 5.5 hypersonic vehicle [C]. AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nashville, TN, 1992.
- [5] Glickstein M R, Van Griethuysen V J, Hodge E S. Integration of high heat sink fuels in aircraft thermal management systems [C]. Proceedings of ASME Turbo Expo 2003: Power for Land, Sea, and Air, Atlanta, USA, 2003.
- [6] Shanmugasundaram V, Ramalingam M L, Donovan B, et al. Analytical investigation of thermal management options for an aircraft based high pulsed power system application [C]. 3rd International Energy Conversion Engineering Conference, San Francisco, USA, 2005.
- [7] Morris R W, Miller J, Miller J, et al. Fuel deoxygenation and aircraft thermal management [C]. 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit, San Diego, USA, 2006.
- [8] Reeve H M, Finney A M. Probabilistic analysis for aircraft thermal management system design and evaluation [C]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, 2008.
- [9] Bodie M, Russell G, McCarthy K, et al. Thermal analysis of an integrated aircraft model [C]. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, USA, 2010.
- [10] German B J, Daskilewicz M J, Doty J H. Using interactive visualizations to assess aircraft thermal management system modeling approaches [C]. 11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Virginia Beach, USA, 2011.
- [11] Ahlers M F. Aircraft thermal management [M]. John Wiley & Sons, Ltd, 2011.
- [12] Doman D B. Optimal cruise altitude for thermal management [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Kissimmee, Florida, USA, 2015.
- [13] Shi S, Gu L, Gong C, et al. Design and optimization of an integrated thermal protection system for space vehicles [C]. 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and

- Technologies Conference, Glasgow, Scotland, US, 2015.
- [14] Qin J, Zhang S, Bao W, et al. Thermal management method of fuel in advanced aeroengines [J]. Energy, 2013, 49:459-468.
- [15] 李楠, 江卓远. 某飞机综合热能管理系统初步研究 [J]. 民用飞机设计与研究, 2013, 109(2): 13-17.
- [16] Wassel A T, Issacci F, Van Griethuysen V. An integrated modeling approach for hypersonic aircraft thermal management [C]. Sixth International Aerospace Planes and Hypersonic Technologies Conference, Chattanooga, USA, 1995.
- [17] 王浚, 王佩广. 高超声速飞行器一体化防热与热控设计方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(10): 1129-1134.
- [18] 路乡. 综合机载机电系统 [J]. 航空科学技术, 2003, 6: 24-26.
- [19] 刘铭. 国外飞机综合环境控制系统 [J]. 航空科学技术, 2004, 2:28-31.
- [20] 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, 2004, 1:74-76.
- [21] 王佩广, 刘永绩, 王浚. 高超声速飞行器综合热管理系统方案探讨 [J]. 中国工程科学, 2007, 2:44-48.
- [22] 范含林. 载人航天器热管理技术发展综述 [J]. 航天器工程, 2007, 1:28-32.
- [23] 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.
- [24] 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, 5:7-12.
- [25] 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, 4:30-34.
- [26] 常士楠, 袁美名, 袁修干. 飞机机载综合热管理系统稳态仿真 [J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 7:821-824.
- [27] 薛浩, 崔利, 赵竞全. 飞机机载综合热管理系统稳态仿真 [J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 7:821-824.
- [28] 雷屹坤. 飞机综合一体化热/能量管理系统方案研究 [D]. [硕士学位论文], 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [29] 姜茂斌. 飞机燃油热负荷计算 [J]. 飞机设计, 1994, 2:34-38.
- [30] 吕亚国. 飞机燃油系统计算研究 [D]. [硕士学位论文], 西安: 西北工业大学, 2006.
- [31] 郝毓雅, 王婕. 飞机燃油热管理系统分析 [J]. 现代机械, 2015, 3: 77-82.
- [32] 张兴娟, 张作琦, 高峰. 先进战斗机超声速巡航过程中的燃油温度变化特性分析 [J]. 航空

- 动力学报, 2010, 25(2):258-263.
- [33] 兰江, 朱磊, 赵竞全. 基于 Flowmaster 的多喷嘴引射器建模与仿真 [J]. 系统仿真学报, 2016, 28(2):410-415.
- [34] 吕亚国, 任国哲, 刘振侠等. 飞机燃油箱热分析研究, 2015, 36(1):61-67.
- [35] 康振焯, 刘振侠, 任国哲等. 基于 MATLAB /Simulink 的飞机燃油箱内燃油温度仿真计算 [J]. 推进技术, 2014, 35(1):62-69.
- [36] 陈悦. 飞机燃油系统热负荷计算及热管理分析. [D]. [硕士学位论文], 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [37] 徐志英, 庄达民. 飞机燃油系统热管理研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 11:1833-1837.
- [38] 冯震宙, 高行山, 刘永寿等. 某型飞机燃油系统数值建模方法与仿真分析 [J]. 飞机设计, 2007, 5:65-71.
- [39] 苏壮, 毛宏图, 宋冠麟. 基于热管理技术的航空发动机滑油系统热分析方法 [J]. 航空发动机, 2016, 2:44-50.
- [40] 高广拓. 基于 Flowmaster 软件的飞机燃油系统流体仿真平台构建研究 [J]. 装备制造技术, 2014, 9:42-44.
- [41] 李春明. 优化方法 [M]. 南京: 东南大学出版社, 2009:1-3.
- [42] 李哲. 多学科优化设计在航空航天领域的应用及发展 [J]. 航天返回与遥感, 2004, 03:65-70.
- [43] 王健. 导弹总体多学科设计优化技术 [J]. 战术导弹技术, 2000, 04:1-7.
- [44] 朱华光, 刘莉, 马继楠. 长航时高燃油质量系数小型无人飞行器总体参数优化设计 [J]. 北京理工大学学报, 2009, 05:382-385.
- [45] 郭家良. 浮动壁式火焰筒壁温优化研究 [D]. [硕士学位论文], 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [46] 张珍铭, 丁运亮, 刘毅等. 适用于概念设计的再入飞行器外形优化设计方法 [J]. 航空学报, 2011, 11:1971-1979.
- [47] 马树微, 杜斌, 陈万春. 基于代理模型的高超声速飞行器协同优化设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 08:1042-1047.
- [48] 粟华. 飞行器高拟真度多学科设计优化技术研究 [D]. [博士学位论文], 西安: 西北工业大学, 2014.
- [49] 曾慧, 白菡尘, 朱涛. X-51A 超燃冲压发动机及飞行验证计划 [J]. 导弹与航天运载技术, 2010, 01:57-61.
- [50] 王宝官. 传热学 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1993:115-120.

- [51] 王立研, 王菁华, 李军等. 高超声速飞行器控制面热防护技术跟踪研究 [J]. 宇航材料工艺, 2016, 01:7-12.
- [52] 闫克学. 基于 Flowmaster 软件的直升机燃油系统仿真计算 [J]. 直升机技术. 2008, 04: 14-18.
- [53] 朱鹏飞, 刘振侠, 任国哲等. 航空发动机管路系统流动与换热的仿真平台 [J]. 推进技术, 2014, 11:1523-1529.
- [54] 屠毅, 肖翔, 李楠. 大型飞机起落架收放控制系统仿真 [J]. 北京航空航天大学学报. 2013, 05: 595-599.
- [55] 卜雪琴, 郁嘉, 林贵平, 等. 机翼热气防冰系统设计 [J]. 北京航空航天大学学报. 2010, 08: 927-930.
- [56] 王奇峰. 增压中冷汽油机热管理系统试验与仿真分析 [D]. [硕士学位论文], 长春: 吉林大学, 2013.
- [57] 朱锟, 邓宏武, 王英杰等. 超临界压力下航空煤油结焦换热综述及实验 [J]. 航空动力学报, 2010, 11:2472-2478.
- [58] Giunta A A, Wojtkiewicz Jr S F, Eldred M S, Overview of modern design of experiments methods for computational simulations [R]. AIAA, 2003.

致谢

本文是对我攻读硕士学位期间研究工作的一个总结。首先，我要衷心感谢我的导师胡娅萍副教授，是她带领我从理科的领域进入工科世界的大门，本论文的大部分研究工作都是在她的直接指导下完成的。工作上，胡老师一丝不苟、凡事亲力亲为、严谨认真的工作态度对我影响重大，时刻激励我用敬畏的态度对待每一件事。小论文和大论文几易其稿，改动不计其数，她不厌其烦地帮我修改把关，让我至今想起仍非常感动；生活中，她充分尊重、保护并支持我的意愿，在我课题受挫时及时开导我、鼓励我，在我找工作、迷茫时理解我、支持我。感谢她帮助我在两年半的硕士生涯里过得充实，得到巨大的收获。祝愿她在今后的生活中，身体健康，一切顺利。

特别感谢课题组的吉洪湖教授，论文的选题、建模和算例验证的每个阶段的顺利进行都得益于他的指导意见。吉老师渊博的知识、严谨的治学态度，精益求精的工作作风令我肃然起敬。感谢他在我硕士期间给予我学业上的帮助和生活上的关怀。祝他身体健康，心情愉悦。同时感谢课题组的张勃老师，他在我课题遇到困惑和身体欠佳时给予了我多次关心和鼓励。祝他身体健康，工作顺利。

感谢课题组的施小娟老师，她对我课题的优化设计部分提供了大量的帮助和指导性意见，帮助我快速入门。感谢 602 教研室和 205 教研室的师兄黄伟博士后、斯仁博士、周兵博士、卢浩浩博士生、王丁博士生、刘健博士生、王浩博士生、薛双松硕士、王亚骏硕士、师姐罗蕾博士生、师妹梁萌硕士生的陪伴和关心；特别感谢 309 教研室的师兄杜春华博士生、李文凯硕士、屈靖国硕士、师姐凡金金博士生、师妹菅锦锦硕士生、师弟苏长明硕士生、张敏硕士生、郭灵波硕士生这两年半来对我的关心和帮助，是他们让我这两年半紧张的科研生活增添了很多温馨的回忆。感谢同门刘志、胡金龙和郭瑞硕士生，在专业课程学习和资源共享方面他们对我慷慨的帮助让我难忘。祝课题组全体同僚科研顺利、前程似锦。

感谢我的室友，王娇、邓瑜真和李文杰硕士生，她们是我生活上的好朋友，拥有着极其优秀的品质值得我欣赏和学习。她们对我的室友情谊是我硕士生涯中值得珍惜的一份巨大收获。祝她们身体健康，工作顺利，生活愉悦。

感谢我的师兄亦我的男友，王强博士生，课题的建模、仿真部分凝结了他大量的心血。他是我科研上的榜样，也是我生活上巨大的精神支柱。祝他平安快乐。

最后感谢我的父母、亲人和朋友。能够成为你们的女儿、亲朋，是我此生最幸运的事。你们的爱与关怀，是我步履不停、一直奋斗的不竭动力。

在学期间的研究成果及发表的学术论文

攻读硕士学位期间发表（录用）论文情况

1. 唐玫, 胡娅萍, 王强, 吉洪湖. 飞行器简化模型热管理系统的非稳态仿真[J]. 重庆理工大学学报. (录用)

攻读硕士学位期间参加科研项目情况

1. 飞行器综合热管理系统性能仿真及其优化设计研究

附录

附表 1 初始样本数据在 Flowmaster 中的仿真结果

数据点	l_w (mm)	P_1 (kW)	P_2 (kW)	m (kg)	T_f (°C)	m_w (kg)	m_1 (kg)	m_2 (kg)
1	5	19.58	3.87	29.85	131.011	26.177	2.0731	1.5996
2	5.83	13.33	4.4	32.671	127.688	29.762	2.2405	0.6687
3	6.67	10	2.94	24.461	144.576	19.886	3.1479	1.4271
4	7.5	15	3.25	27.108	137.572	21.983	3.3891	1.7353
5	8.33	18.33	2.31	23.621	150.939	15.625	4.3816	3.6142
6	9.17	16.67	3.67	30.12	131.761	24.824	3.8997	1.396
7	10	15.83	2.42	24.4	149.23	16.329	5.1494	2.8815
8	10.83	17.08	3.56	30.236	132.194	24.08	4.6766	1.4793
9	11.67	12.5	2.21	23.717	154.868	14.948	6.2579	2.5108
10	12.5	14.17	4.29	34.459	126.097	29.018	4.8807	0.56
11	13.33	14.58	3.62	26.571	145.084	17.722	6.624	2.2251
12	14.17	19.17	3.35	30.56	132.433	22.659	6.1303	1.7702
13	15	20	3.77	33.034	128.128	25.5	6.293	1.2408
14	15.83	11.25	3.15	29.714	136.945	21.307	7.244	1.1633
15	16.67	18	2	26.87	154.371	13.528	9.3146	4.0272
16	17.5	15.42	2.52	28.296	144.543	17.046	8.8539	2.3964
17	18.33	10.83	4.19	35.908	124.827	28.341	7.2676	0.2994
18	19.17	12.08	3.04	30.721	136.691	20.563	8.9138	1.2442
19	20	17.5	4.5	37.153	121.082	30.438	6.6258	0.0896
20	20.83	17.92	3.46	33.682	129.046	23.403	9.1227	1.1558
21	21.67	16.25	2.83	31.407	137.217	19.142	10.4046	1.8599
22	22.5	11.67	2.73	30.847	140.154	18.466	10.9782	1.4026
23	23.33	13.75	4.08	37.21	123	27.597	9.396	0.2185
24	24.17	10.42	3.98	37	123.528	26.921	9.8828	0.1985
25	25	12.92	2.1	30.254	151.434	14.204	13.6926	2.3571