



中国热管理网

WWW.REGUANLI.COM

中图分类号: V231.3

学科分类号: 082502

论文编号: 1028702 17-S059

硕士学位论文

基于 MATLAB 仿真平台的动力与热管理系统建模及性能分析

研究生姓名	胡晓辰
学科、专业	航空宇航推进理论与工程
研究方向	微型涡轮发动机技术
指导教师	傅鑫 副研究员

南京航空航天大学

研究生院 能源与动力学院

二〇一七年三月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

The Graduate School

College of Energy and Power Engineering

**Modeling and Performance Analysis of Power
Thermal Management System Based on
MATLAB Simulation Platform**

A Thesis in

Aerospace Propulsion Theory and Engineering

By

Hu Xiaochen

Advised by

Associate Prof. Fu Xin

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Master of Engineering

March, 2017

承诺书

本人声明所呈交的博/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： 胡晓晨
日 期： 2017.3.30

摘 要

随着现在战斗机作战范围的扩展以及高耗能武器的装备,传统的飞机第二动力系统已无法满足需求,飞机第二动力系统向着结构高度集成化、能量高度综合化方向发展。而作为最新型的飞机第二动力系统,动力与热管理系统相对于传统飞机第二动力系统,有着诸多的不同。本文针对这种新型的飞机第二动力系统进行了详细的研究。通过查阅资料,整理出动力与热管理系统的工作原理,并基于 Matlab/Simulink 平台对动力与热管理系统及其与主发动机耦合系统建立了模型。利用所建立的模型,对动力与热管理系统的工作特性进行了分析,并针对动力与热管理系统与飞机综合匹配问题以及动力与热管理系统的熵产问题进行了研究和优化。

首先,本文通过资料整理出动力与热管理系统的工作原理,并基于 Matlab/Simulink 平台,利用容腔法对动力与热管理系统以及主发动机建立了部件级模型,进而建立动力与热管理系统与主发动机耦合系统的模型。利用所建立的模型,对动力与热管理系统的高度特性和速度特性在内的总体性能进行了分析,对动力与热管理系统的四种工作模式进行了对比,对动力与热管理系统对于主发动机的推力、耗油率、涡轮前温度等影响进行了分析。并基于 Matlab/Simulink 平台对传统的飞机第二动力系统(APU)建立了模型,进而对动力与热管理系统和传统的飞机第二动力系统(APU)的总体性能进行了对比。

其次,本文对动力与热管理系统与飞机综合匹配问题进行了研究。对于动力与热管理系统从主发动机的引气位置以及从主发动机所引气体在不同流路中的分配进行了分析,利用多目标优化方法对动力与热管理系统与飞机综合匹配问题进行了优化,并得到了满意的优化结果。

最后,本文基于熵产的能量分析角度对动力与热管理系统进行了研究,对动力与热管理系统的熵产构成、熵产随着飞行状态的变化、部件熵产随着飞行状态的变化等进行了分析,最后通过罚函数法和单纯性法,针对设计点,基于最小熵产角度对动力与热管理系统的部件参数进行了优化。

关键词: 动力与热管理系统, 建模, 性能分析, 多目标优化, 熵产分析, 罚函数法, 单纯性法

ABSTRACT

With the expansion of fighter combat range and energy-intensive weapon equipment, the traditional second power systems have been unable to meet the demand, the second power system towards a highly integrated structure, highly integrated energy direction. And as the newest second power system, power and thermal management system compared with traditional second power system, has many different. The new type of second power system has carried on the detailed research. Through access to data, sorting out the working principle of the power and thermal management system, based on Matlab/Simulink platform for power and thermal management system and its main engine coupling system model is established. Using the established model, the working characteristics of power and thermal management system was analyzed, and in view of the power and thermal management system and the plane comprehensive matching problem and entropy production in the power and thermal management system problems were studied and optimized.

First of all, based on the data, I sorting out the working principle of the power and thermal management system. Based on Matlab/Simulink platform, using the method of vessel for power and thermal management system as well as the main engine component level model is established, and then establish power and thermal management system and the main engine model of coupling system. Using the established model, the power and thermal management system of height and speed characteristics, overall performance was analyzed, the power and thermal management system of four work modes are compared, and the power and thermal management system for main engine thrust and specific fuel consumption, before turbine temperature are analyzed. And based on Matlab/Simulink platform of traditional second power system (APU) model is established, and then to power and thermal management system and the traditional second power system (APU) compares the overall performance.

Secondly, in this paper, the power and thermal management system and the plane comprehensive matching problem is studied. For power and thermal management system from the position of the main engine bleed air and led from the main engine gas distribution in different flow was analyzed, using the method of multi-objective optimization of power and thermal management system and the plane comprehensive matching problem is optimized, and satisfactory optimization results were obtained.

Finally, based on the entropy production of power and thermal management system in the view of energy analysis was studied, and the entropy production structure, power and thermal management system of entropy production as the change of flight state, entropy production as the change of flight state, parts are analyzed, l by penalty function method and simplex algorithm method, in view of the design point, based on the minimum entropy production parts for power and thermal management system from the parameters of operating parts are optimized.

Keywords: Power and thermal management system, Modeling, Performance analysis, Multi-objective optimization, Entropy production analysis, Penalty function method, Simplex algorithm method

目 录

摘 要	I
ABSTRACT	II
目 录	III
图表清单	V
注释表	IX
缩略词	X
第一章 绪论	1
1.1 飞机第二动力系统的研究历史及现状	1
1.2 动力与热管理系统简介及其工作原理	2
1.3 基于 MATLAB/SIMULINK 仿真平台的航空发动机建模简介	6
1.3.1 航空发动机建模概述	6
1.3.2 基于 Matlab/Simulink 仿真平台建模概述	7
1.4 本文的内容安排	8
第二章 动力与热管理系统部件级建模	10
2.1 引言	10
2.2 容腔法求解航空发动机数学模型的原理	10
2.3 带加力燃烧室的混合排气涡扇发动机模型的建立	13
2.3.1 基本假设	13
2.3.2 各部件气动热力学模型的建立	14
2.3.3 涡扇发动机整机模型的建立	26
2.4 动力与热管理系统模型的建立	26
2.4.1 基本假设	26
2.4.2 各部件气动热力学模型的建立	27
2.4.3 动力与热管理系统整机模型的建立	28
2.4.4 动力与热管理系统与主发动机耦合系统模型的建立	31
2.5 模型的仿真实验	33
2.6 本章小结	34
第三章 动力与热管理系统总体性能分析	35
3.1 引言	35
3.2 动力与热管理系统各工作模式的工作特性分析	35
3.2.1 速度特性	35
3.2.2 高度特性	38
3.3 动力与热管理系统四种工作模式特性的比较	40
3.4 动力与热管理系统各工作模式对主发动机的影响	41
3.4.1 对主发动机推力的影响	41
3.4.2 对主发动机耗油率的影响	42
3.4.3 对主发动机高压涡轮前温度的影响	42
3.5 动力与热管理系统与传统 APU 工作特性的比较	43
3.5.1 飞行马赫数与当量功率的关系	43
3.5.2 飞行马赫数与涡轮前温度的关系	44
3.5.3 飞行马赫数与当量耗油率的关系	45
	III

3.6 本章小结.....	45
第四章 动力与热管理系统与飞机综合匹配设计问题的分析与优化.....	47
4.1 前言.....	47
4.2 动力与热管理系统引气位置的分析.....	47
4.2.1 不同引气方案对巡航模式的影响.....	47
4.2.2 不同引气方案对于巡航模式主发动机的影响.....	49
4.3 动力与热管理系统引气流量分配问题的分析.....	53
4.3.1 动力部分与环控部分的流量分配问题.....	54
4.3.2 航电设备与驾驶舱的流量分配问题.....	57
4.4 动力与热管理系统与飞机综合匹配问题的优化.....	60
4.4.1 多目标优化方法的确定.....	60
4.4.2 单目标优化方法的确定.....	61
4.4.3 罚函数法和单纯形法简介.....	62
4.4.4 优化结果及分析.....	63
4.5 本章小结.....	65
第五章 动力与热管理系统熵产问题分析及优化.....	66
5.1 前言.....	66
5.2 动力与热管理系统熵产模型的建立.....	66
5.3 动力与热管理系统熵产分析.....	68
5.3.1 动力与热管理系统熵产构成分析.....	68
5.3.2 飞行状态参数对于动力与热管理系统熵产影响分析.....	70
5.3.3 各部件参数对于动力与热管理系统熵产影响分析.....	74
5.4 基于最小熵产理论的 PTMS 部件熵产分析及工作参数优化.....	77
5.5 本章小结.....	78
第六章 总结与展望.....	80
6.1 本文研究总结.....	80
6.2 未来工作展望.....	81
参考文献.....	82
致谢.....	84
在学期间的研究成果及发表的学术论文.....	85

图表清单

图 1.1 美国 F-22 猛禽战斗机.....	1
图 1.2 美国 F-35 闪电 II 攻击战斗机.....	1
图 1.3 汉胜公司的 APS2000 型 APU.....	2
图 1.4 法国 MICROTURBO 公司的 E-APU60 型 APU.....	2
图 1.5 巡航模式.....	3
图 1.6 巡航模式气路简图.....	4
图 1.7 战斗模式.....	4
图 1.8 油冷模式.....	5
图 1.9 辅助/应急动力模式.....	6
图 2.1 容积动力学示意图.....	10
图 2.2 容腔的相对位置示意图.....	11
图 2.3 动态仿真流程图.....	12
图 2.4 考虑容积动力学的带加力涡扇发动机方框图.....	13
图 2.5 大气环境模块 SIMULINK 方框图.....	14
图 2.6 进气道模块 SIMULINK 方框图.....	15
图 2.7 风扇模块 SIMULINK 方框图.....	16
图 2.8 压气机模块 SIMULINK 方框图.....	17
图 2.9 燃烧室模块 SIMULINK 方框图.....	18
图 2.10 高压涡轮模块 SIMULINK 方框图.....	19
图 2.11 低压涡轮模块 SIMULINK 方框图.....	20
图 2.12 外涵道模块 SIMULINK 方框图.....	21
图 2.13 混合室模块 SIMULINK 方框图.....	22
图 2.14 加力燃烧室模块 SIMULINK 方框图.....	23
图 2.15 尾喷管模块 SIMULINK 方框图.....	24
图 2.16 高压轴转速模块 SIMULINK 方框图.....	25
图 2.17 容积动力学模块 SIMULINK 方框图.....	25
图 2.18 带加力的混合排气涡扇发动机模型 SIMULINK 图.....	26
图 2.19 换热器模块 SIMULINK 方框图.....	27
图 2.20 驾驶舱模块 SIMULINK 方框图.....	28
图 2.21 考虑容积动力学的动力与热管理系统辅助/应急动力模式方框图.....	29
图 2.22 考虑容积动力学的动力与热管理系统巡航模式方框图.....	29
图 2.23 考虑容积动力学的动力与热管理系统战斗模式方框图.....	29
图 2.24 考虑容积动力学的动力与热管理系统油冷模式方框图.....	30
图 2.25 动力与热管理系统辅助/应急动力模式模型 SIMULINK 图.....	30
图 2.26 动力与热管理系统巡航模式模型 SIMULINK 图.....	30
图 2.27 动力与热管理系统战斗模式模型 SIMULINK 图.....	31
图 2.28 动力与热管理系统油冷模式模型 SIMULINK 图.....	31
图 2.29 主发与动力与热管理系统战斗模式耦合模型 SIMULINK 图.....	32
图 2.30 主发与动力与热管理系统油冷模式耦合模型 SIMULINK 图.....	32
图 2.31 主发与动力与热管理系统巡航模式耦合模型 SIMULINK 图.....	33
图 2.32 功率仿真结果对比.....	33
图 2.33 耗油率仿真结果对比.....	33
图 2.34 涡轮前温度仿真结果对比.....	33
图 2.35 高压轴转速仿真结果对比.....	34
图 2.36 低压轴转速仿真结果对比.....	34
图 2.37 高压涡轮前温度仿真结果对比.....	34
图 2.38 耗油率仿真结果对比.....	34
图 3.1 飞行马赫数与当量功率的关系.....	36

图 3.2 动力涡轮产生功率占总产生功率比例	36
图 3.3 飞行马赫数与单位质量气体功率的关系 (H=0km)	36
图 3.4 飞行马赫数与压气机/动力涡轮进出口温度的关系 (H=0km)	36
图 3.5 飞行马赫数与当量耗油率的关系	37
图 3.6 飞行马赫数与动力涡轮前温度的关系	38
图 3.7 飞行高度与当量功率的关系	38
图 3.8 飞行高度与当量耗油率的关系	39
图 3.9 飞行高度与动力涡轮前温度的关系	39
图 3.10 飞行高度与压气机出口温度/进入燃烧室流量的关系 (MA=0)	39
图 3.11 飞行马赫数与当量功率的关系 (H=5km)	40
图 3.12 飞行高度与当量功率的关系 (MA=0.5)	41
图 3.13 PTMS 各模式运行时主发的推力	42
图 3.14 PTMS 各模式造成主发推力损失的比例	42
图 3.15 PTMS 各模式运行时主发的耗油率	42
图 3.16 各模式运行时主发的涡轮前温度	43
图 3.17 各模式使主发涡轮前温度提高程度	43
图 3.18 传统飞机第二动力系统模型(APU MODE)	43
图 3.19 飞行马赫数与当量功率的关系 (H=5km)	44
图 3.20 马赫数与当量功率的关系 (H=0km)	44
图 3.21 马赫数与当量功率的关系 (H=3km)	44
图 3.22 H=0km 时飞行马赫数与涡轮前温度的关系	45
图 3.23 H=3km 时飞行马赫数与涡轮前温度的关系	45
图 3.24 H=0km 马赫数与当量耗油率的关系	45
图 3.25 H=3km 马赫数与当量耗油率的关系	45
图 4.1 不同引气方案的功率 (H=3km)	48
图 4.2 不同引气方案的功率 (H=4km)	48
图 4.3 不同引气方案的功率 (H=5km)	48
图 4.4 不同引气方案的功率 (H=6km)	48
图 4.5 高压级引气 PTMS 正常工作的包线	49
图 4.6 末端引气 PTMS 正常工作的包线	49
图 4.7 不同引气方案 PTMS 引气量 (H=4km)	50
图 4.8 不同引气方案 PTMS 引气量占主发流量比例 (H=4km)	50
图 4.9 不同引气方案下主发动机推力	50
图 4.10 不同引气方案下主发推力减小程度	50
图 4.11 高压级引气方案下 PTMS 的飞行包线	51
图 4.12 末端引气方案下 PTMS 的飞行包线	51
图 4.13 不同引气方案下主发动机耗油率	51
图 4.14 不同引气方案下主发耗油率增大程度	51
图 4.15 高压级引气 PTMS 的飞行包线	52
图 4.16 末端引气 PTMS 的飞行包线	52
图 4.17 不同引气方案主发动机涡轮前温度	52
图 4.18 不同引气方案主发涡轮前温度增大程度 (H=4km)	52
图 4.19 不同引气方案下主发动机涵道比	53
图 4.20 不同引气方案下涵道比增大程度	53
图 4.21 地面状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量功率 (H=0km)	54
图 4.22 地面状态 PTMS 的功率飞行包线	54
图 4.23 低空状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量功率 (H=3km)	54
图 4.24 低空状态 PTMS 的功率飞行包线	54
图 4.25 高空状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量功率 (H=6km)	55
图 4.26 高空状态 PTMS 的功率飞行包线	55

图 4.27 地面状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量耗油率 (H=0km)	55
图 4.28 地面状态 PTMS 的耗油率飞行包线	55
图 4.29 低空状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量耗油率 (H=3km)	55
图 4.30 低空状态 PTMS 的耗油率飞行包线	55
图 4.31 高空状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量功率 (H=6km)	56
图 4.32 高空状态 PTMS 的耗油率飞行包线	56
图 4.33 地面状态不同流量分配系数下 PTMS 动力涡轮前温度 (H=0km)	56
图 4.34 地面 PTMS 的涡轮前温度飞行包线	56
图 4.35 低空状态不同流量分配系数下 PTMS 动力涡轮前温度 (H=3km)	57
图 4.36 低空 PTMS 的涡轮前温度飞行包线	57
图 4.37 高空状态不同流量分配系数下 PTMS 动力涡轮前温度 (H=6km)	57
图 4.38 高空 PTMS 的涡轮前温度飞行包线	57
图 4.39 地面状态不同流量分配系数下 PTMS 当量功率 (H=0km)	58
图 4.40 地面状态 PTMS 的功率飞行包线	58
图 4.41 低空状态不同流量分配系数下 PTMS 当量功率 (H=3km)	58
图 4.42 低空状态 PTMS 的功率飞行包线	58
图 4.43 高空状态不同流量分配系数下 PTMS 当量功率 (H=6km)	58
图 4.44 高空状态 PTMS 的功率飞行包线	58
图 4.45 地面状态不同环控流量分配系数下驾驶舱流量 (H=0km)	59
图 4.46 地面 PTMS 的驾驶舱流量飞行包线	59
图 4.47 低空状态不同环控流量分配系数下驾驶舱流量 (H=3km)	59
图 4.48 低空 PTMS 的驾驶舱流量飞行包线	59
图 4.49 高空状态不同环控流量分配系数下驾驶舱流量 (H=6km)	59
图 4.50 高空 PTMS 的驾驶舱流量飞行包线	59
图 4.51 地面状态不同环控流量分配系数下 PTMS 当量耗油率 (H=0km)	60
图 4.52 地面 PTMS 的当量耗油率飞行包线	60
图 4.53 低空状态不同环控流量分配系数下 PTMS 当量耗油率 (H=3km)	60
图 4.54 低空 PTMS 的当量耗油率飞行包线	60
图 4.55 高空状态不同环控流量分配系数下 PTMS 当量耗油率 (H=6km)	60
图 4.56 高空 PTMS 的当量耗油率飞行包线	60
图 4.57 流量问题优化流程图	65
图 5.1 航空发动机布雷顿循环图	67
图 5.2 PTMS 熵产组成 (MA=0.4,H=5Km)	69
图 5.3 主发动机熵产组成 (MA=0.4,H=5Km)	69
图 5.4 PTMS 熵产组成 (MA=0.3,H=5Km)	69
图 5.5 PTMS 熵产组成 (MA=0.6,H=5Km)	69
图 5.6 PTMS 熵产组成 (MA=0.3,H=7Km)	70
图 5.7 PTMS 熵产组成 (MA=0.6,H=7Km)	70
图 5.8 主发动机飞行速度与熵产的关系	70
图 5.9 PTMS 飞行速度与熵产的关系	70
图 5.10 冷却涡轮飞行速度与熵产关系	71
图 5.11 动力涡轮飞行速度与熵产关系	71
图 5.12 压气机飞行速度与熵产关系	71
图 5.13 外涵道热交换器 2 飞行速度与熵产关系	71
图 5.14 PTMS 飞行高度与熵产关系	71
图 5.15 主发动机飞行速度与熵产关系	71
图 5.16 动力涡轮飞行高度与熵产关系	72
图 5.17 压气机飞行高度与熵产关系	72
图 5.18 冷却涡轮飞行高度与熵产关系	72
图 5.19 外涵道热交换器 2 飞行速度与熵产的关系	72

图 5.20 PTMS 各工作模式熵产比较	73
图 5.21 PTMS 各工作模式压气机平均熵产	73
图 5.22 PTMS 各工作模式动力涡轮平均熵产	73
图 5.23 PTMS 各工作模式熵产比较	74
图 5.24 熵产与换热效能关系 (H=3KM)	75
图 5.25 熵产与换热效能关系 (H=5KM)	75
图 5.26 熵产与换热效能关系 (H=7KM)	75
图 5.27 熵产与换热效能关系 (H=3KM, 5KM, 7KM)	76
图 5.28 熵产与压气机压比关系 (H=3KM, 5KM, 7KM)	76
图 5.29 熵产与动力涡轮落压比关系 (H=3KM, 5KM, 7KM)	76
图 5.30 熵产与冷却涡轮落压比关系 (H=3KM, 5KM, 7KM)	77
图 5.31 动力与热管理系统巡航模式部件参数优化流程图.....	78
表 3.1 以巡航模式为基准的 PTMS 各模式在 0~0.7MA 时的平均功率.....	41
表 3.2 以巡航模式为基准的 PTMS 各模式在 3~7KM 时的平均功率	41
表 3.3 使用 PTMS 各模式使主发耗油率升高的比例	42
表 4.1 巡航模式不同引气方案的气体参数 ((H=4KM, MA=0.5).....	48
表 4.2 不同引气方案下主发动机推力平均减小程度 (H=4KM)	51
表 4.3 不同引气方案下主发动机耗油率平均增大程度 (H=4KM)	52
表 4.4 不同引气方案下主发动机涡轮前温度平均增大程度 (H=4KM)	53
表 4.5 不同引气方案下主发动机涵道比平均增大程度 (H=4KM)	53
表 4.6 PTMS 不同环控流量分配系数下当量功率的对比	59
表 4.7 动力与热管理系统与主发耦合系统优化参数范围.....	63
表 4.8 动力与热管理系统与主发耦合系统优化目标及其权值.....	64
表 4.9 优化目标与流量分配相关系数的函数关系式	64
表 4.10 巡航模式设计点流量分配系数优化前后数据	64
表 5.1 PTMS 各工作模式以巡航模式为标准的平均熵产 (H=5KM, MA=0~0.7)	73
表 5.2 PTMS 各工作模式主要部件平均熵产 (H=5KM, MA=0~0.7)	74
表 5.3 PTMS 各工作模式以巡航模式为标准的平均熵产 (MA=0.4, H=3~7KM)	74
表 5.4 动力与热管理系统巡航模式部件参数优化范围	77
表 5.5 动力与热管理系统部件参数与系统熵产关系式	77
表 5.6 动力与热管理系统巡航模式部件参数优化结果	78

注释表

P	压力	S_{gen}	熵产
T	温度	W	功率
R	空气气体常数	m	流量
H	高度	A	面积
Ma	马赫数	K	空气流量系数
k	引气位置系数	SFC	耗油率

缩略词

缩略词	英文全称
SPS	Second Power System
GTS	Gas Turbine Starter
PTMS	Power and Thermal Management System
MOP	Multi-objective optimization problem

第一章 绪论

1.1 飞机第二动力系统的研究历史及现状

第四代战斗机是依照军事上对喷气式战斗机的划代标准制造的,目前世界现役机种中最先进的一代战斗机^[1]。第四代战斗机与上一代战斗机最大的差异就是低可侦测性技术的全面运用^[2],并具备短距起降、超音速巡航、过失速机动等能力,具备优异的战场态势感知能力。目前已经开始服役的第四代战斗机,有美国洛克希德·马丁公司生产的 F-22 猛禽战斗机(图 1.1 美国 F-22 猛禽战斗机)和 F-35 闪电 II 攻击战斗机^[3](图 1.2),以及中国成都飞机工业集团生产的 J-20。



图 1.1 美国 F-22 猛禽战斗机



图 1.2 美国 F-35 闪电 II 攻击战斗机

由于第四代战机的先进性,各国都有其第四代战斗机的研制项目。现在在研的第四代战斗机主要有俄罗斯苏霍伊飞机实验设计局的 T-50 战斗机、米高扬飞机设计局的 LMFS 轻型多用途战术飞机,瑞典的 Flygsystem2020 战斗机,中国沈阳飞机工业集团的 FC-31 鹞鹰战斗机,日本三菱重工集团的 ATD-X 心神试验机,印度斯坦航空有限公司的 FGFA 战斗机、AMCA 先进中型战斗机,韩国航空宇宙产业公司的 KF-X 战斗机,土耳其航空航天工业公司的 TFX 战斗机。

随着各国对第四代战斗机的追捧,催生了航电和武器系统飞速发展,飞机各种负载设备对能源需求越来越大,导致四代机对动力系统功能需求越来越多^[4]:一方面要求具备较好的高原部署作战快速准备出动和自主后勤保障能力;另一方面要求能够为机载武器通讯导航和电子对抗等任务载荷提供足够的能量^[5]。而飞机第二动力系统正提供了飞机需求的这些功能。

飞机的第二动力系统(Second Power System, SPS),是指独立于主发动机,为机载设备提供辅助及应急功率,并能起动主发动机的整套装置^[6]。对于现代战斗机,第二动力系统已成为必不可少安全保障,能够生成、变换和传送飞机机电系统所需能源,对提高飞机高机动作战环境下的生存力、实现自主保障具有非常重要的作用^[7]。

飞机的第二动力系统主要包括辅助动力装置和应急动力装置。辅助动力装置(APU)是装在飞机上的一套不依赖机外任何能源、自成体系的小型发动机。APU 的采用,可以满足军民飞机大推力发动机起动功率需求,改善发动机起动性能;在飞机地面维护时,主发动

机不工作, APU 可以向飞机提供电、气、液压等能源, 可以不依赖地面设备的支持, 提高飞机自给能力和维护保障性, 延长主发动机的使用寿命和降低飞机的全寿命期维护费用^[8]; 发动机在空中出现故障时, 或电源、液压系统出现故障时, APU 能提供电源、液压等辅助能源, 并可以辅助发动机快速空中起动, 提高飞机的安全性及飞行能力^[9]。APU 产品多达百余种, 功率从几十千瓦到上千千瓦, 在军民用飞机上已得到广泛应用。

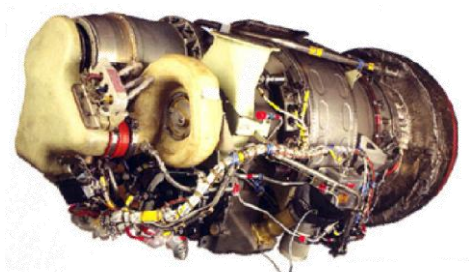


图 1.3 汉胜公司的 APS2000 型 APU 图 1.4 法国 Microturbo 公司的 e-APU60 型 APU

应急动力装置(EPU)是装在飞机上的一套独立的动力装置。由于 APU 一般体积小、进气量少, 起动包线十分有限, 不能在飞行包线内起动发动机。如果飞机在包线外发动机熄火, 此时 EPU 能在短时间内投入工作, 依靠自带燃料迅速产生高温、高压燃气, 冲击涡轮输出轴功率, 提供应急能源, 帮助飞行员操纵飞机进入 APU 起动包线, 从而起动主发动机, 提高飞行安全性^[10]。

从上个世纪 50 年代开始, 出现轴功率输出型 APU, 也就是燃气涡轮起动机(Gas Turbine Starter, GTS)。通过附件装置直接启动发动机。其中以美国汉胜公司的 T-62 系列以及霍尼韦尔公司的 GTCP-85 系列为代表。

从二十世纪 80 年代开始, 出现压缩空气型 APU, 通过独立的压气机、燃烧室、涡轮, 产生电源、气源和液压源, 满足飞机的启动需求以及紧急情况下的正常工作需求, 其中以汉胜公司的 APS-2000 型 APU 以及法国的 Microturbo 公司的 TGA15-328 为代表。

从二十世纪九十年代开始, APU 开始于 EPU 进行组合和综合, 形成集成组合动力装置 IPU(Integrated Power Unit)。通过共用涡轮以及发电机、液压泵等方式, 大大减轻了飞机第二动力系统的质量和体积。其中以霍尼韦尔公司的 G250 型飞机第二动力系统为代表。

由于四代机作战范围扩展, 并可能装备包括高能微波脉冲武器或激光武器在内的定向能武器, 使得战斗机对辅助动力装置功能和性能需求更加苛刻, 传统的飞机第二动力系统已无法满足需求^[11], 迫切需要优化结构、减轻质量、提高性能和可靠性降低成本, 向着结构高度集成化、能量高度综合化方向发展^[12]。

1.2 动力与热管理系统简介及其工作原理

正是由于现代先进飞机对于飞机第二动力系统的这些迫切需求, 因此, 在 1991 年, 美国空军莱特重点实验室与麦克唐纳·道格拉斯公司以及普拉特·惠特尼集团公司合作, 启动一项名为子系统集成技术计划(Subsystem Integration Technology, SUIT)。该计划主要是为了实现一套集成飞机发动机能源、冷却、液压以及控制等子系统于一体的创新性能源系统组

件。该组件的设计重点在于动力装置与冷却装置的集成而不是在部件的硬件技术上取得突破。作为 SUIT 的核心——动力与热管理系统 (Power and Thermal Management System, PTMS), 它集成了辅助动力装置 (APU)、应急动力装置 (EPU) 以及环控系统 (ECS) 等功能。在结构上, PTMS 包含压气机、动力涡轮、带有发电机的冷却涡轮、液压泵、燃烧室、空气分离装置、环控系统热交换器、燃油热交换器以及控制系统等装置于一体。PTMS 将以往浪费掉的能量重新利用起来, 并通过各种方式大大提高了能量利用率。相对于传统的飞机第二动力系统, 是一个巨大的飞跃^[13]。

根据飞机不同状态下对于动力以及冷却的不同需求, 我们将动力与热管理系统 (Power and Thermal Management System, PTMS) 的工作状态分为四种模式。

1. 巡航模式 (Cruise Mode):

飞机处于巡航状态时使用巡航模式。在这种模式下, PTMS 从主发压气机引气, 满足飞机对能源及冷却的需求。其气路主要分为以冷却涡轮为核心的环境控制和以动力涡轮为核心的动力两部分。对于环境控制部分, 目的是产生低温气体, 满足驾驶舱的增压和降温要求以及航电设备的冷却要求。

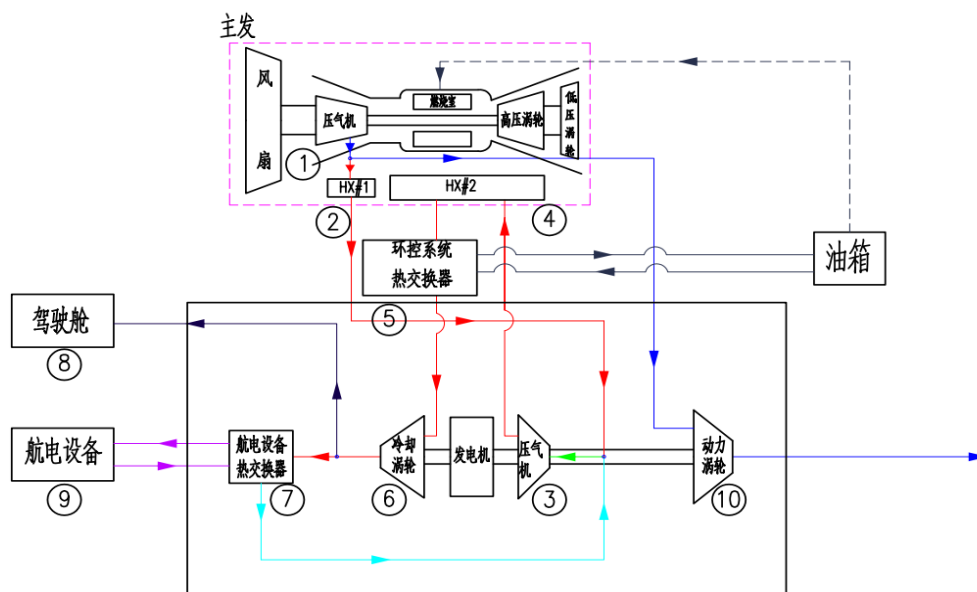


图 1.5 巡航模式

PTMS 从主发压气机引气①, 一部分气体进入外涵道热交换器②冷却, 之后进入压气机③压缩, 压力提高。这样做使得在冷却涡轮后的压力不变的情况下, 相对于未压缩气体, 冷却涡轮膨胀比升高, 气流经过冷却涡轮后温度降低幅度更大。气流经过压气机后温度有所升高, 需要再次经过外涵道热交换器④进行冷却, 降低温度。如果气体温度仍然过高, 则需要经过环控系统热交换器⑤再次冷却。之后气流进入冷却涡轮⑥膨胀, 温度进一步降低。经过冷却涡轮膨胀后的低温气体, 大部分进入航电设备热交换器⑦, 用来冷却航电设备⑨。冷却航电设备后的高温气体返回至压气机③入口, 再次进入循环。而经过冷却涡轮膨胀后的一小部分低温气体, 进入驾驶舱⑧, 用来增压和降温, 并通过驾驶舱内阀门排出。

对于动力部分，其目的是利用主发所引气体对动力涡轮做功，从而带动压气机，并输出轴功，产生电能和液压能。PTMS 从主发压气机引气①，一部分直接进入动力涡轮⑩膨胀做功。膨胀做功后的气体经主发尾喷管排出。

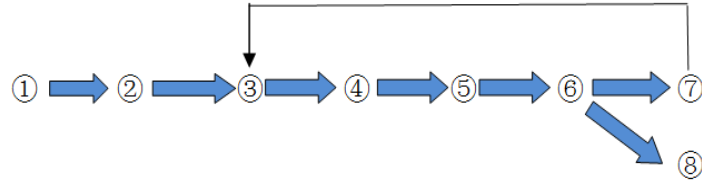


图 1.6 巡航模式气路简图

2. 战斗模式 (Combat Mode):

当飞机需要更大的推力时（如战斗状态），使用这种工作模式。PTMS 通过使用燃烧室，减少从主发的引气，从而减少主发的推力损失。其工作原理同巡航模式大致相同，唯一的区别，就是在动力部分使用燃烧室⑩，从而使得动力涡轮在输入功率一定的情况下，减少了从主发的引气量。气路上，环境控制部分同巡航模式环境控制部分相同。对于动力部分，由于使用了燃烧室，从主发所引气体①，部分首先进入 PTMS 的燃烧室⑩，温度升高，再经过动力涡轮⑪，膨胀做功。

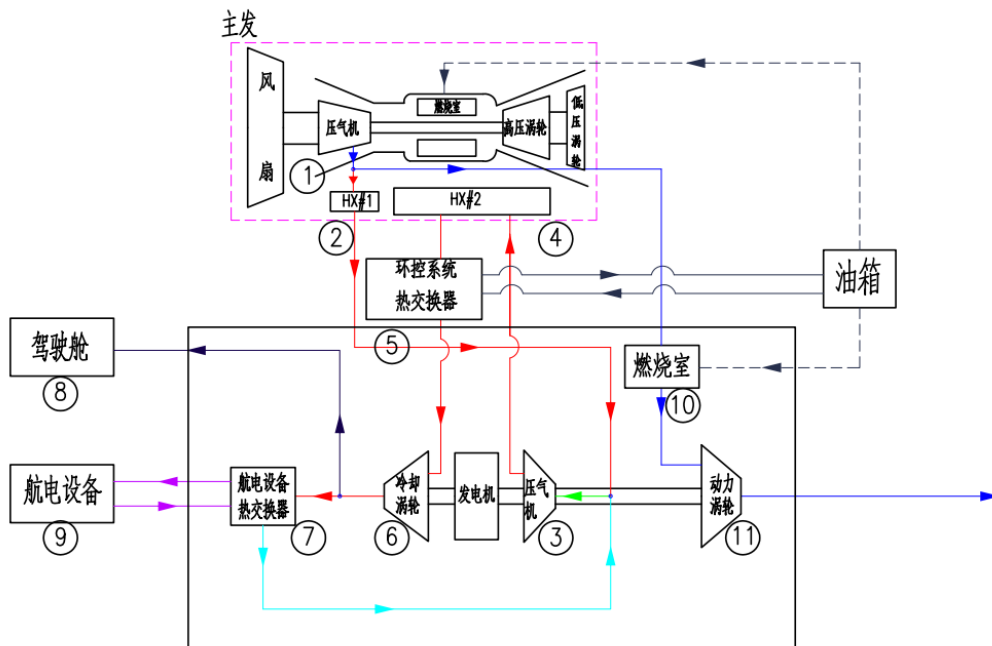


图 1.7 战斗模式

3. 油冷模式 (Fuel Cooling Mode):

当飞机的燃油温度过高时，PTMS 的一个主要功能是冷却过热的燃油。从而防止燃油在进入燃烧室前就已经雾化，造成燃烧室出口温度分布不均匀等对燃烧不利的影 响。在油冷模式下，PTMS 的气路相对于巡航模式，多出了油冷部分。其目的是利用经过动力涡轮膨胀后的低温气体来冷却燃油。经过动力涡轮⑩后的低温气体，进入燃油热交换器⑪，冷却燃油。经过燃油热交换器后的气体，温度仍然低于从主发压气机所引气体温度。因此气体再进入热

换热器⑨，用来冷却从主发所引的气体，从而降低进入动力涡轮的气体温度。之后经主发尾喷管排出。

动力部分同巡航模式动力部分相同。环境控制部分同巡航模式的环境控制部分的区别是为了减少燃油的热负荷，取消了环控系统热交换器。气体在经过外涵道热交换器④后，不再进入环控系统热交换器再次冷却，气体直接进入冷却涡轮⑤膨胀做功。

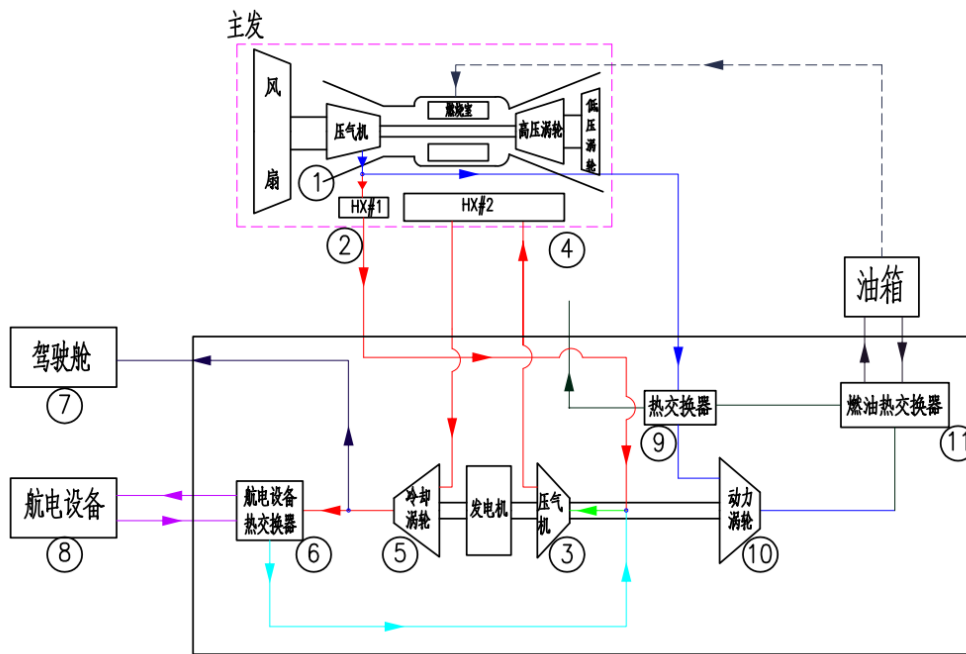


图 1.8 油冷模式

4. 辅助/应急动力模式（Auxiliary/Emergency Power Mode）:

当在地面启动主发或者空中主发停车重新启动主发时，需要使用辅助动力模式。在辅助动力模式下，首先利用存储的高压空气启动 PTMS，当 PTMS 启动后再提供气源启动主发。PTMS 的气路同巡航模式的最大区别是气源来自于外界大气。其动力部分同战斗模式动力部分大致相同，只是气源的来源不同。相对于其他三种模式从主发引气，此模式下首先从进气装置①吸气。与巡航模式的环境控制部分相比，气源为外界大气，温度比主发压气机所引气体温度低，因此只需要使用一个外涵道热交换器对压气机压缩后的气体进行冷却。

当高空主发停车且辅助动力模式不能及时启动时，需要使用应急动力模式。在应急动力模式下，PTMS 利用所存储的高压空气与煤油混合进行燃烧，产生高温高压气体冲击动力涡轮输出轴功，产生液压能和电能，提供应急能源，帮助飞行员操纵飞机进入辅助动力模式启动包线，进而启动主发动机，提高飞行安全性。

基于以上的介绍，可知功能高度的集成和能量的高效综合利用使得动力与热管理系统显著区别于传统的飞机第二动力系统，需要对其进行深入的研究。借助于模型进行量化分析是加深对动力与热管理系统认识的基础。

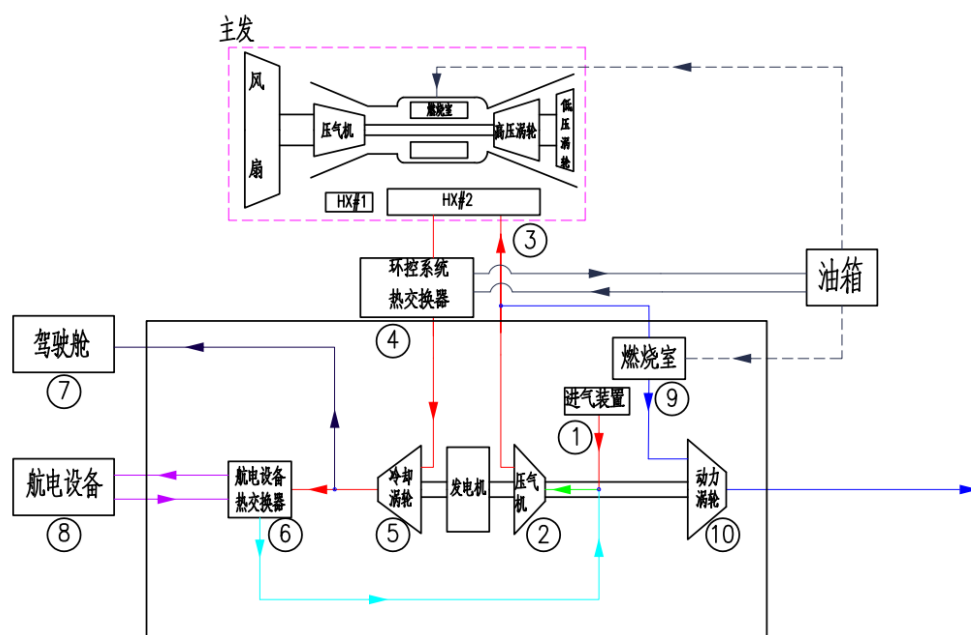


图 1.9 辅助/应急动力模式

1.3 基于 Matlab/Simulink 仿真平台的航空发动机建模简介

1.3.1 航空发动机建模概述

自 1939 年 8 月 27 日装有燃气涡轮喷气发动机 HeS1 的飞机在德国首次试飞成功以来，人类便迈入了喷气式时代。经过几十年的发展，航空发动机已成为知识密集、技术密集、资金密集的高新技术产业。航空发动机是目前最精密的工业产品之一，被誉为“工业皇冠上的明珠”^[14]。

在具有良好的技术储备的基础上，一台高性能航空发动机的研制需要 9~15 年，还要进行 10 万小时的零部件和 1 万小时的整机试验^[15]。不仅是时间，航空发动机研制所消耗的资金非常巨大。由美国普拉特·惠特尼集团公司生产的 F-15 战斗机和 F16 战斗机的发动机 F100，历时 4 年 8 个月，按 1996 年美元币值计算，研制总经费为 14.1 亿美元，其中不包含基本概念研究费用、预先研制费用、验证机研制费用等。而 1996 年中国全年军费支出为 720 亿人民币，F100 的研制费用相对于中国 1996 年军费的 1/7。因此我们迫切需要缩短发动机研制时间，减少研制费用。而计算机技术的发展，使得解决上述问题成为可能。运用计算机仿真技术，建立发动机模型，再结合计算机辅助设计技术、计算机辅助制造技术、计算流体力学技术（CFD）等对航空发动机进行设计和生产制造，可大大缩短研制周期，降低研发成本，避免实际试验风险^[16]。

自上个世纪 80 年代以来，世界各航空强国都相继制定并实施了各种计划，开展发动机数字仿真技术研究。美国提出了推进系统数值仿真（NPSS）计划，旨在建立以考虑气动/传热/燃烧耦合仿真和流-固-热多物理合成仿真技术（spectrum）为核心的整机三维稳态/过渡态多学科综合仿真系统^[17]。另外俄罗斯中央航空发动机研究院（CIAM）开展了燃气涡轮

发动机计算机试验技术 (C3T) 计划, 荷兰国家航空航天实验室开展了航空发动机仿真项目 GSP (Gas Turbine Simulation Program), 意大利与瑞典也合作开发了利用 Modelica 编程语言建立航空发动机建模仿真项目 MOGM (Modeling of a Gas Turbine With Modelica)。

通过引入 CFD、CAD、CAM 等手段, 可使发动机研制周期从过去的 9~15 年缩短为 7~8 年, 试验样机从过去的 40~50 台减少到 10 台左右。

综上所述, 建模与仿真是航空发动机研制中非常重要的一环, 通过对航空发动机积极开展仿真研究, 对我国航空发动机行业走出困境, 减少研发投入的资金, 缩短研发的时间, 是一条行之有效的出路。

一般的建模方法有以下三种:

1. 理论法: 利用已知的一些基本定律, 经过分析和演绎推导出系统的模型, 研究的系统可以是线性系统、非线性系统、离散系统等。这种方法要求对研究对象的物理过程及特性非常地了解, 能够用准确的数学语言、图表语言、逻辑关系等对研究对象进行描述。对于航空发动机的建模, 一般用代数、微分方程组以及图表信息 (如旋转部件的特性图) 等来描述气动热力学过程, 并通过发动机共同工作的条件建立共同工作方程, 并进行求解, 通过求得的发动机各个部件的数据来反映模型的稳态、动态特性以及其他特性。如果对于发动机的各个部件了解不够深入和透彻, 或建模时所做简化过于偏离实际情况, 就会导致所建立的模型准确度较低。也就是说, 发动机模型的精度完全取决于部件的特性以及描述气动热力学过程的非线性方程组。

2. 实验法, 又称为系统辨识, 通过对实验所得到的数据进行处理、归纳、总结, 从而对那些内部情况不清楚的系统, 即黑箱系统建立模型。对于不能了解内部结构但可以对其进行实验的发动机来说, 通过实验法所得到的模型, 其精度取决于所选的模型类、准则以及大量的实验数据。而由于发动机本身非常复杂, 因此模型类确定困难, 参数难以估计, 而且需要大量的实验数据, 成本相对较高。

3. 理论与实验相结合的方法: 是在对发动机内部结构和特性仅有部分了解, 但不是全部了解的情况下使用的建模方法。结合了理论法和实验法的优缺点^[18]。

本文采用理论法对动力与热管理系统进行建模。

1.3.2 基于 Matlab/Simulink 仿真平台建模概述

目前, 大部分用于控制规律研究的发动机模型由 Fortran 或 C 语言编写的, 建模人员需要编写大量的程序代码, 而且修改调试复杂, 建模不够直观。本文使用优秀的仿真软件 Matlab/Simulink, 从大量繁琐的程序代码中解放出来。强大的面向对象的图形建模仿真工具, 良好的可视化操作界面, 多种可选的数值算法, 丰富的数据处理和显示手段, 使得 Simulink 成为一种方便灵活的发动机仿真平台。在该平台上, 建模人员可以方便直观的建立发动机模型, 并通过模块化建模以及对部件模块进行封装的方法使得模型层次分明, 具有良好的可读性。

现代建模计算时常用牛顿迭代法求解非线性方程组。这种方法的缺点是计算十分复杂且不易在全包线收敛。针对这一不足之处,最新提出了一种不需要迭代就可以求解此非线性方程组的方法:容腔法。引入容积动力学中的变量及方程作为辅助变量及辅助方程,可以使整个非线性方程组闭合而可以直接求解。采用基于容腔效应的建模方法能够消除计算时的迭代过程,即可以缩短计算时间,又能保证模型的计算精度。

1.4 本文的内容安排

本文拟基于 MATLAB 仿真平台,开展对动力与热管理系统的建模,并通过模型,对动力与热管理系统的总体性能进行分析,并对其与飞机综合匹配问题及熵产问题进行研究。主要包括如下工作内容:

(1) 通过 Matlab/Simulink 仿真平台,对动力与热管理系统及其主发动机所构成的耦合系统建立模型

动力与热管理系统综合了多个子系统,达到了功能和硬件上的集成。对其研究尚未展开,而运用模型对其进行详细的探究是非常恰当的一个手段。同时,动力与热管理系统从主发动机引气,其所处的工作状态以及工作模式与主发的状态密切相关。因此,本文运用 Matlab/Simulink 仿真平台,对动力与热管理系统及其与主发动机所构成的耦合系统建立模型,为探究其特性打下基础。

(2) 动力与热管理系统总体性能分析

动力与热管理系统有着其独特的气路结构的同时,也有着相对于传统的飞机第二动力系统所不同的工作特性。动力与热管理系统从主发动机引气,其所处的工作状态以及工作模式与主发的状态密切相关,且具有多种工作模式。因此我们需要对动力与热管理系统对主发动机的影响以及各工作模式的特性进行分析。在对动力与热管理系统进行总体性能分析的同时,对动力与热管理系统和传统飞机第二动力系统的工作特性进行比较,更能加深对动力与热管理系统的了解。

(3) 动力与热管理系统与飞机综合匹配设计问题的分析与优化

动力与热管理系统引气位置的探究:对于动力与热管理系统,在高空飞行状态下,主发动机风扇空气或低压级空气压力不够,因此需要从高压级引气。而在低空飞行状态时,风扇级或低压级引气就可以满足要求。因此,需要根据动力与热管理系统在不同工作模式、不同工作状态的情况,来确定引气的位置,从而节省能量,降低油耗。

动力与热管理系统引气流量分配的探究:对于动力与热管理系统,气路主要分为两条:环控子系统和动力子系统。对于环控子系统,还分为驾驶舱环控部分和航电设备环控部分两条气路。对于这些气路,确定在不同工作模式、不同工作状态下恰当的流量分配比例,是十分必要的。

动力与热管理系统与飞机综合匹配设计问题的分析与优化:根据前两部分研究的成果,探讨如何利用多目标优化,提高动力与热管理系统与主发动机的耦合系统在一定飞行状况和调节

规律下的性能。确定不同模式下最佳的引气方案及流量分配方案。

(4) 动力与热管理系统熵产问题分析及优化

相对于传统的飞机第二动力系统，动力与热管理系统有着其独特的结构及热力学特性。基于熵产的系统能量分析方法是最常用的能量分析方法。本部分首先建立动力与热管理系统熵产计算模型，利用模型计算系统熵产，并进行分析。根据系统熵产计算结果，对动力与热管理系统的部件参数进行优化，从而达到提高动力与热管理系统的效能，减少系统的不可逆损失的目的。

第二章 动力与热管理系统部件级建模

2.1 引言

建立动力与热管理系统的模型,就是将动力与热管理系统实际运行过程中气体经过各个部件的气动热力学变化,用公式表达出来。建立动力与热管理系统的模型是对动力与热管理系统进一步深入研究的基础,也是对其进行量化分析、设计控制器、故障诊断等进一步运用的前提。本章将采用最常见的部件级建模的方法,对动力与热管理系统进行建模。由于动力与热管理系统与主发密切相关,因此需要对主发动机也建立模型。本章将首先建立动力与热管理系统与主发动机各个部件的模型,再根据主发动机以及动力与热管理系统的气路将各个部件的模型进行连接,形成主发动机以及动力与热管理系统四个工作模式的模型,最后将动力与热管理系统从主发引气的三种模式的模型与主发动机按照气路进行连接,建立动力与热管理系统与主发耦合系统的模型。

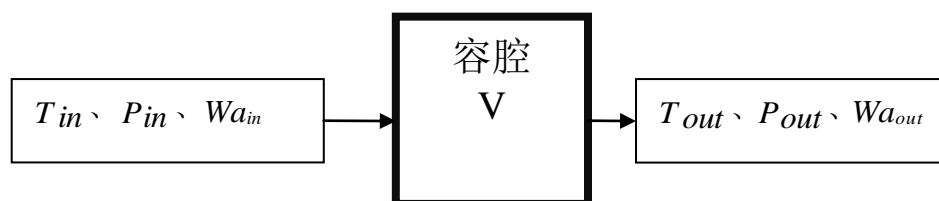
本章是基于 Matlab/Simulink 平台,运用容腔法对动力与热管理系统进行建模。相比于传统的 C、C++ 等建模平台,Matlab/Simulink 最大的特点是模型化图形输入,即 Matlab/Simulink 将建模所需要的功能建立成模块化图形库,用户建模时按照需要将各个模块拖拽并进行连接即可。并且本章将对各个部件进行封装,只留有信号输入和输出接口,使得模型界面简洁有层次,方便进行调用和查错。

2.2 容腔法求解航空发动机数学模型的原理

发动机模型运行时需要对各个部件的气动热力学参数计算。进行计算时,需要根据发动机共同工作的平衡方程求解部分部件的一些未知参数。传统上使用牛顿迭代法求解,导致计算十分复杂且不易在全包线收敛。针对这一不足之处,本文使用考虑容积动力效应的容腔法进行求解。采用基于容腔效应的建模方法能够消除计算时的迭代过程,即可以缩短计算时间,又能保证模型的计算精度。

在发动机某些部件内部以及部件与部件之间,存在着一定体积的空腔,即所谓容腔。在发动机实际动态运行的过程中,由于容腔内气体质量与能量的积聚与释放,引起压力的变化,进而造成容腔的进出口气流参数不再相等,但满足一定的动力学方程。该动力学方程包括质量与能量方程,其中质量方程占主导。本文为了简化计算,仅考虑质量方程。

假设一股总温、总压、流量分别为 T_{in} 、 P_{in} 、 $W_{a_{in}}$ 的气体进入容腔,以 T_{out} 、 P_{out} 、 $W_{a_{out}}$ 流出,如图 2.1 所示。



对于仅考虑质量方程的容腔，其方程描述如下：

$$\frac{dP_{out}}{dt} = \frac{(W_{ain} - W_{aout}) \cdot R \cdot T_{out}}{V} \quad (2.1)$$

式中， R 为气体常数， V 为容腔体积。

本文将以带加力混合排气涡扇发动机为例，说明容腔法在发动机建模中的具体用法。对于混合排气涡扇发动机，由于发动机进行各部件气动热力计算时旋转部件的四个压比为计算时的未知量（分别为 π_f 、 π_c 、 $\pi_{t,h}$ 、 $\pi_{t,l}$ ），因此选用外涵道容腔（I）、燃烧室容腔（II）、高低压涡轮之间的容腔（III）以及混合室容腔（IV）四个容腔分别求取对应的压比。各容腔的相对位置如图 2.2。

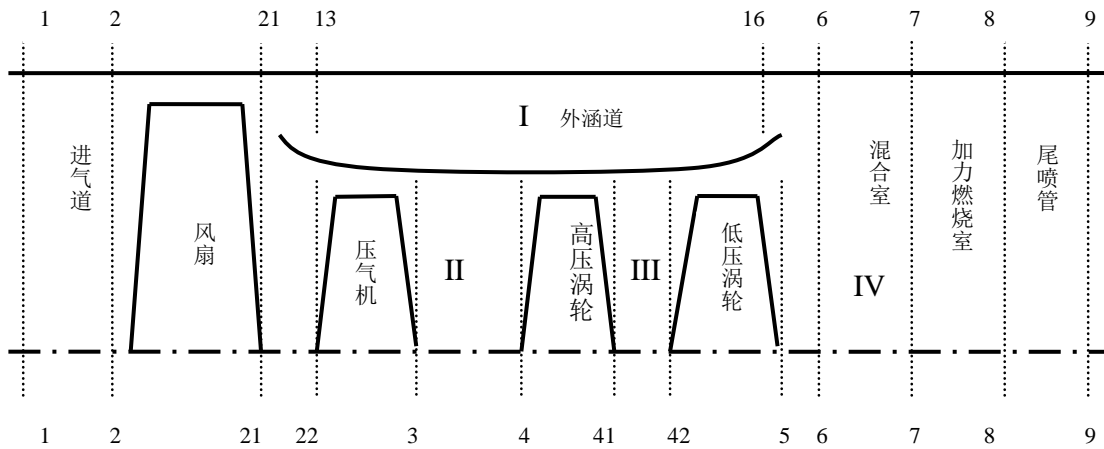


图 2.2 容腔的相对位置示意图

描述这四个容腔的容积动力学方程如下：

$$\text{容腔 (I): } \dot{P}_{t16} = \frac{(W_{a13} - W_{a16}) \cdot R \cdot T_{t16}}{V_I} \quad (2.2)$$

$$\text{容腔 (II): } \dot{P}_{t4} = \frac{(W_{a3} - W_{a4}) \cdot R \cdot T_{t4}}{V_{II}} \quad (2.3)$$

$$\text{容腔 (III): } \dot{P}_{t42} = \frac{(W_{a41} - W_{a42}) \cdot R \cdot T_{t42}}{V_{III}} \quad (2.4)$$

$$\text{容腔 (IV): } \dot{P}_{t7} = \frac{(W_{a6} - W_{a7}) \cdot R \cdot T_{t7}}{V_{IV}} \quad (2.5)$$

这四个方程为微分方程，给定积分初始条件便可求得 P_{t16} 、 P_{t4} 、 P_{t42} 、 P_{t7} 。

由 P_{t16} 可以求得 P_{t13} 、 P_{t21} 、 P_{t22} ， $P_{t21} = P_{t22} = P_{t13} = P_{t16} / \sigma_{bp}$ ；

由 P_{t4} 可以求得 P_{t3} ， $P_{t3} = P_{t4} / \sigma_b$ ；

由 P_{t42} 可以求得 P_{t41} ， $P_{t41} = P_{t42}$ ；

由 P_{t7} 可以求得 P_{t55} ， $P_{t55} = (P_{t7} W_{a7} / \sigma_m - P_{t16} W_{a16}) / W_{a55}$ 。

四个压比 π_f 、 π_c 、 $\pi_{t,h}$ 、 $\pi_{t,l}$ 按如下式计算：

$$\text{风扇压比: } \pi_f = \frac{P_{t21}}{P_{t2}} \quad (2.6)$$

$$\text{压气机压比: } \pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t22}} \quad (2.7)$$

$$\text{高压涡轮压比: } \pi_{t,h} = \frac{P_{t4}}{P_{t41}} \quad (2.8)$$

$$\text{低压涡轮压比: } \pi_{t,l} = \frac{P_{t42}}{P_{t5}} \quad (2.9)$$

此外，根据发动机共同工作时功率平衡，可得高低压轴功率微分方程：

$$\text{高压轴: } \frac{dN_h}{dt} = \frac{\eta_h Q_{t,h} - Q_c}{\left[N_h \cdot J_h \cdot \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right]} \quad (2.10)$$

$$\text{低压轴: } \frac{dN_l}{dt} = \frac{\eta_l Q_{t,l} - Q_f}{\left[N_l \cdot J_l \cdot \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right]} \quad (2.11)$$

其中， $Q_{t,h}$ 、 $Q_{t,l}$ 分别为高低涡轮输出功率， η_h 、 η_l 分别为高低压转轴机械效率， J_h 、 J_l 分别为高低压转轴转动惯量， Q_c 、 Q_f 分别为压气机和风扇消耗的功率。有了 N_l 、 N_h 、 π_f 、 π_c 、 $\pi_{t,h}$ 、 $\pi_{t,l}$ 这六个气路计算中的未知量，就可以按照发动机流路，对发动机各个部件进行计算。随着时间的推移便完成了发动机的动态仿真，见动态仿真流程图 2.3。

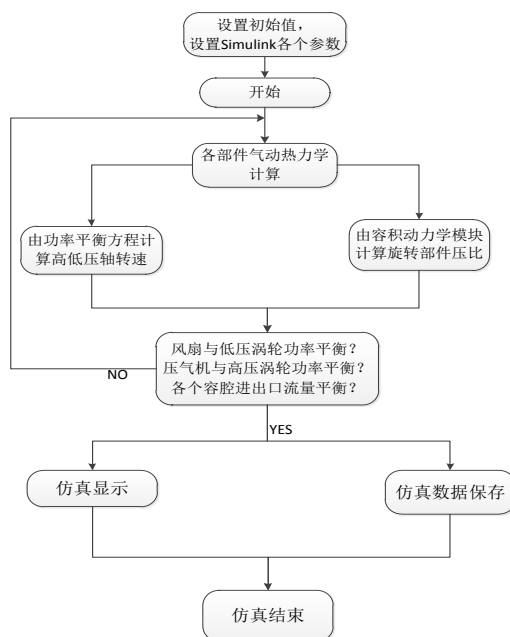


图 2.3 动态仿真流程图

2.3 带加力燃烧室的混合排气涡扇发动机模型的建立

本文将对带加力的混合排气涡扇发动机建立模型，涡扇发动机可分为以下部件：进气道（Inlet）、风扇（Fan）、压气机（Compressor）、燃烧室（Combustor）、高压涡轮（HP Turbine）、低压涡轮（LP Turbine）、混合室（Mixer）、加力燃烧室（Afterburner）、尾喷管（Nozzle）、外涵道（Bypass Duct）^[19]。

外界气流进入进气道，进气道将降低气体的速度，并将气体的动能转化为压力能和内能，增加气体的总温和总压。接着气体进入风扇，对气体做功，气体总温总压提高。经过风扇的气体部分进入外涵道，部分进入压气机进一步压缩。气体进入燃烧室，与雾化的燃油颗粒进行混合并燃烧，提高气体的温度。经过燃烧室的高温高压气体，进入高压涡轮，气体在叶栅扩压通道内膨胀做功，将部分热能转化为机械能，并通过高压轴将功率传递给压气机，带动压气机做功。经过高压涡轮的气体进入低压涡轮进行进一步膨胀，带动风扇转动，气体总温总压进一步降低。流出低压涡轮的气体和外涵道气体在混合室内进行混合，在加力燃烧室内再次燃烧，总温总压升高。并经过尾喷管排出。

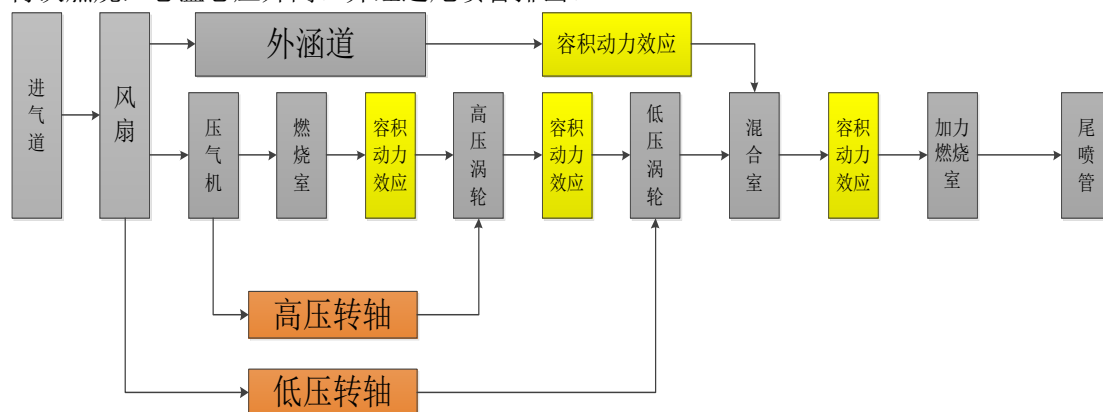


图 2.4 考虑容积动力学的带加力涡扇发动机方框图

2.3.1 基本假设

由于实际发动机工作过程中情况非常复杂，为了降低模型复杂性，加快运算速度，需要做如下假设：

1. 以下指数不随温度的变化而变化：空气的定压比热 C_p 、绝热等熵指数 κ 和燃气的定压比热 C_p' 、绝热等熵指数 κ' ；
2. 燃烧室的燃烧效率为常量，不考虑油气比对燃烧室出口温度的影响；
3. 忽略燃烧延迟以及固壁导热；
4. 忽略压气机喘振边界；
5. 气体只考虑在发动机中沿轴向的参数变化，即流动为一维流动；

在建模时，已知参数为飞行高度 H ，马赫数 Ma ，主燃油量 W_f ，尾喷口面积 A_9 ，并已知风扇、压气机、高低压涡轮四个旋转部件的特性图及其它建模所需要的数据。

2.3.2 各部件气动热力学模型的建立

带加力的混合排气涡扇发动机包括大气环境 (Atmosphere)、进气道 (Inlet)、风扇 (Fan)、压气机 (Compressor)、燃烧室 (Combustor)、高压涡轮 (HP Turbine)、低压涡轮 (LP Turbine)、外涵道 (Bypass Duct)、混合室 (Mixer)、加力燃烧室 (Afterburner)、尾喷管 (Nozzle) 等模块。通过这样模块化的建模方式,使得整个发动机模型条理分明,易于读懂和调试。各模块之间按照流路关系进行连接,并构成了一台完整的发动机模型。如图 2.5 为带加力的混合排气涡扇发动机 Simulink 方框图。

以下将具体介绍各个部件模块的数学模型。

大气环境模块 (Atmosphere)

大气环境模块根据飞行条件计算发动机的进口参数。图 2.5 为大气环境模块 Simulink 方框图。

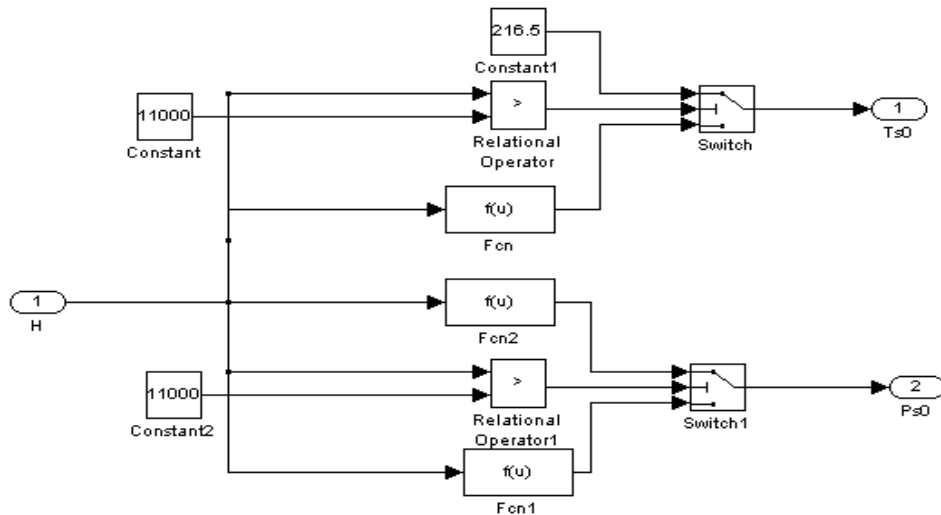


图 2.5 大气环境模块 Simulink 方框图

大气总温,即发动机进口静温:

$$T_{s0} = \begin{cases} 288.15 - 0.0065H, H \leq 11000 \\ 216.5, H > 11000 \end{cases} \quad (2.12)$$

大气总压,即发动机进口静压:

$$P_{s0} = \begin{cases} 101325(1 - 0.225577 \times 10^{-4} H)^{5.25588}, H \leq 11000 \\ 22632e^{\frac{11000-H}{6328}}, H > 11000 \end{cases} \quad (2.13)$$

进气道模块 (Inlet)

利用进口气流的动能以较小的损失压缩一定量的空气流向发动机,这是进气道在超音速飞行时的主要作用,而在亚音速时,这个功能主要由风扇及压气机来完成。图 2.6 为进气道模块 Simulink 方框图。

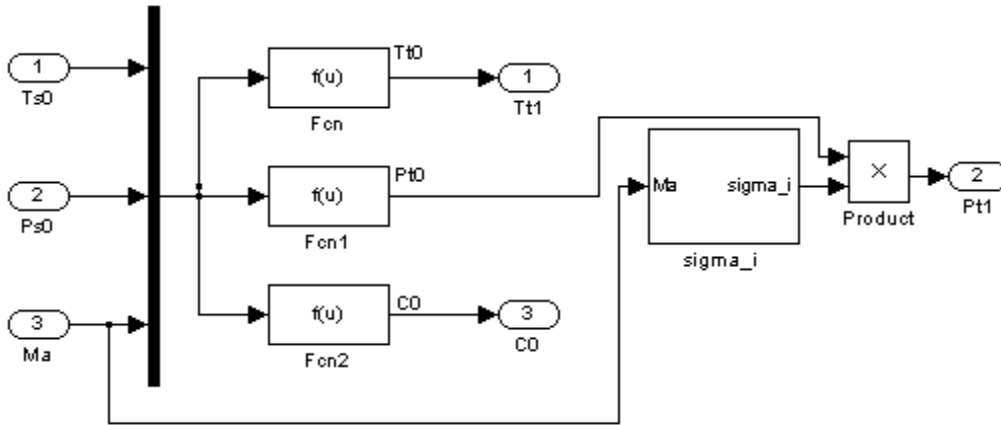


图 2.6 进气道模块 Simulink 方框图

进口气流总温:

$$T_{t0} = T_{s0} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right) \quad (2.14)$$

进口气流总压:

$$P_{t0} = P_{s0} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (2.15)$$

进口气流速度:

$$c_0 = Ma \sqrt{\kappa R T_{s0}} \quad (2.16)$$

进气道总压恢复系数, 由经验公式确定:

$$\begin{cases} \sigma_i = 1, Ma \leq 1.0 \\ \sigma_i = 1 - 0.075(Ma - 1)^{1.35}, Ma > 1.0 \end{cases} \quad (2.17)$$

进气道出口总温及总压:

$$\begin{aligned} T_{t1} &= T_{t0} \\ P_{t1} &= P_{t0} \sigma_i \end{aligned} \quad (2.18)$$

风扇模块 (Fan)

对进气道出口的气体作初始的加压, 这是风扇的主要功能。通过风扇后的气体分为两路: 一路进入压气机, 一路进入发动机外涵。风扇由低压转轴带动。图 2.7 为风扇模块 Simulink 方框图。

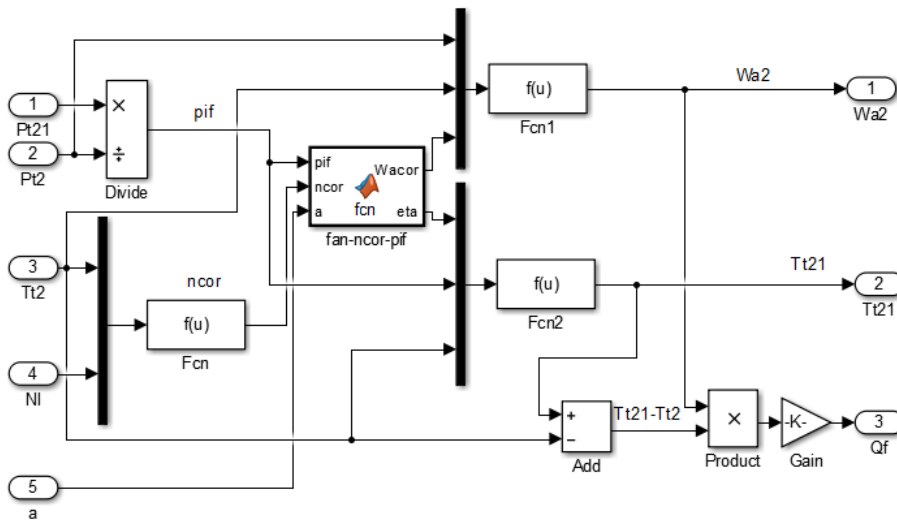


图 2.7 风扇模块 Simulink 方框图

(1) 风扇相对相似转速:

$$Nlcor = (Nl / \sqrt{Tt2}) / (Nld / \sqrt{Tt2d}) \quad (2.19)$$

其中 Nld 为风扇设计点转速, $Tt2$ 为风扇进口总温, $Tt2d$ 为风扇设计点进口总温。

风扇特性插值:

$$\pi_f = \frac{Pt21}{Pt2} \quad (2.20)$$

根据 $Nlcor$ 、 π_f 在风扇的特性图中插值得出折合流量与效率 Waf,cor 、 η_f

$$\begin{cases} Waf,cor = f_1(Nlcor, \pi_f) \\ \eta_f = f_2(Nlcor, \pi_f) \end{cases} \quad (2.21)$$

式中, f_1 、 f_2 表示风扇特性插值函数, 用 MATLAB 中的自定义模块实现。

(2) 风扇进口流量、出口总温及风扇功率:

$$Wa2 = Waf,cor \frac{Pt2}{101325} \sqrt{\frac{288.15}{Tt2}} \quad (2.22)$$

$$T21 = Tt2 \left(\frac{\frac{\kappa-1}{\pi_f^\kappa} - 1}{\eta_f} + 1 \right) \quad (2.23)$$

$$Q_f = Wa2 \times Cp (T21 - T2) \quad (2.24)$$

风扇出口流量:

$$Wa21 = Wa2 \quad (2.25)$$

压气机模块(Compressor)

压气机是发动机的主要压缩部件，用来压缩进入发动机内经过风扇后的气体。经过压气机压缩后气体总温总压进一步提高。图 2.8 为压气机模块 Simulink 方框图。

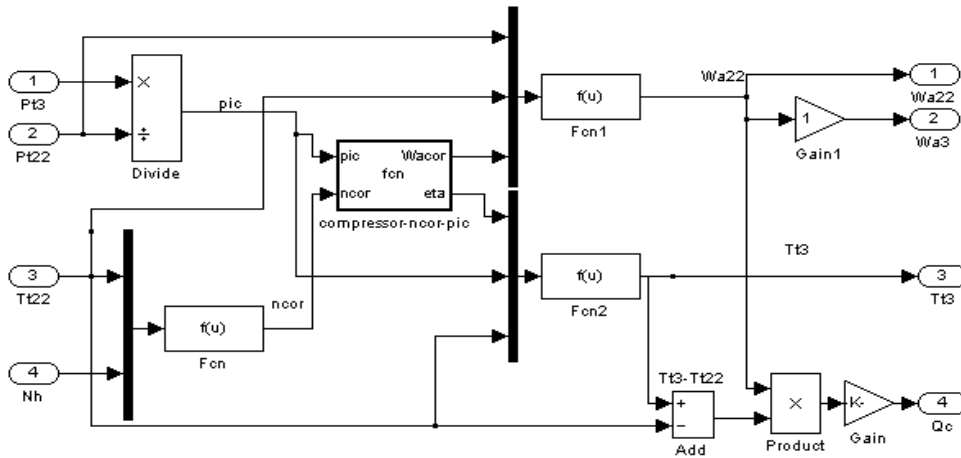


图 2.8 压气机模块 Simulink 方框图

(1) 压气机折合转速:

$$N_{hcor} = (N_h / \sqrt{T_{t22}}) / (N_{hd} / \sqrt{T_{t22d}}) \quad (2.26)$$

式中, T_{t22} 为压气机进口总温, N_{hd} 为压气机设计点转速, T_{t22d} 为压气机进口设计点总温。

(2) 压气机特性插值:

$$\pi_c = \frac{Pt3}{Pt22} \quad (2.27)$$

根据 N_{hcor} 、 π_c 在压气机特性图中插值得出折合流量与效率 $W_{ac,cor}$ 、 η_c

$$\begin{cases} W_{ac,cor} = f_1(N_{hcor}, \pi_c) \\ \eta_c = f_2(N_{hcor}, \pi_c) \end{cases} \quad (2.28)$$

式中, f_1 、 f_2 表示压气机特性插值函数, 用 MATLAB 中的自定义模块实现。

(3) 压气机进口流量、出口总温及功率:

$$W_{a22} = W_{ac,cor} \frac{Pt22}{101325} \sqrt{\frac{288.15}{T_{t22}}} \quad (2.29)$$

$$T_{t3} = T_{t22} \left(\frac{\frac{\kappa-1}{\pi_c^\kappa} - 1}{\eta_c} + 1 \right) \quad (2.30)$$

$$Q_c = W_{a22} \times C_p (T_{t3} - T_{t22}) \quad (2.31)$$

压气机出口流量:

$$W_{a3} = W_{a22} \quad (2.32)$$

燃烧室模块 (Combustor)

将燃油雾化成颗粒状, 与空气混合进行燃烧, 将燃油中化学能转化为热能, 使经过压气机后的气体总温大幅度提高, 这是燃烧室的主要功能。图 2.9 为燃烧室模块 Simulink 方框图。

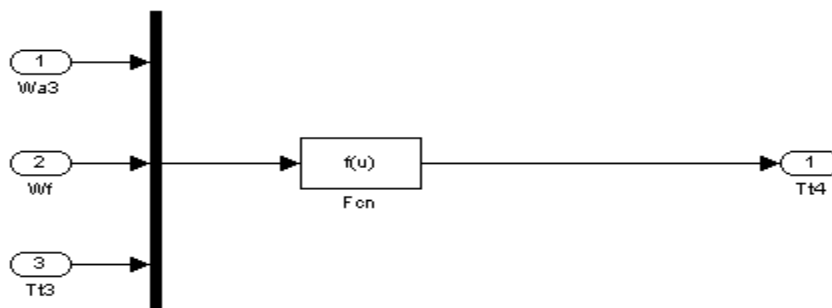


图 2.9 燃烧室模块 Simulink 方框图

(1) 燃烧室出口流量:

$$W_{a4} = W_{a3} + W_f \approx W_{a3} \quad (2.33)$$

(2) 燃烧室出口总压:

$$P_{t4} = P_{t3} \sigma_b \quad (2.34)$$

式中 σ_b 为燃烧室总压恢复系数。

(3) 燃烧室出口总温:

$$T_{t4} = \frac{W_{a3} \cdot C_p \cdot T_{t3} + (H_u \cdot \eta_b + h_f) W_f}{W_{a4} \cdot C_p} \approx T_{t3} + \frac{H_u \cdot \eta_b \cdot W_f}{W_{a4} \cdot C_p} \quad (2.35)$$

式中, H_u 为燃油低热值, η_b 为燃烧效率。

高压涡轮模块 (HP Turbine)

降低燃烧室的高温高压气体的总温总压, 并将其内能部分转化为机械能, 通过高压轴传递功率给压气机, 保持压气机的正常工作, 这是高压涡轮的主要功能。图 2.10 为高压涡轮模块 Simulink 方框图。

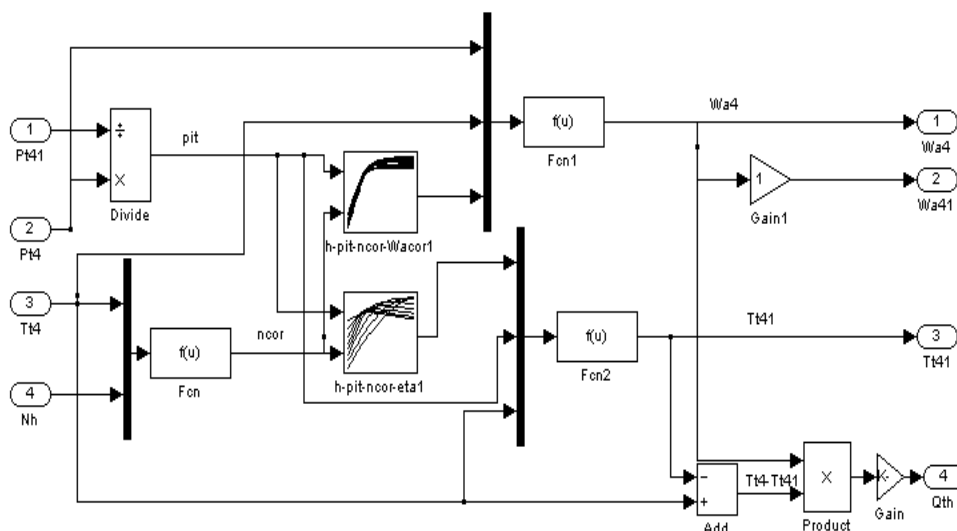


图 2.10 高压涡轮模块 Simulink 方框图

(1) 高压涡轮的折合转速:

$$N_{hcor} = (N_h / \sqrt{T_{t4}}) / (N_{hd} / \sqrt{T_{t4d}}) \quad (2.36)$$

式中, T_{t4} 为涡轮进口总温, N_{hd} 为高压涡轮设计点转速, T_{t4d} 为高压涡轮进口设计点总温。

高压涡轮特性插值:

$$\pi_{t,h} = \frac{P_{t4}}{P_{t41}} \quad (2.37)$$

根据 N_{hcor} 、 $\pi_{t,h}$ 在涡轮特性图中插值得出折合流量和效率 $W_{at,cor}$ 、 $\eta_{t,h}$

$$\begin{cases} W_{at,cor} = f_1(N_{hcor}, \pi_{t,h}) \\ \eta_{t,h} = f_2(N_{hcor}, \pi_{t,h}) \end{cases} \quad (2.38)$$

式中, f_1 、 f_2 表示高压涡轮特性插值函数, 用 MATLAB 中的 Lookup Table 模块实现。

(2) 高压涡轮进口流量、出口总温及涡轮功率:

$$W_{a4} = W_{at,cor} \frac{P_{t4}}{\sqrt{T_{t4}}} / \frac{P_{t,ref}}{\sqrt{T_{t,ref}}} \quad (2.39)$$

式中 $T_{t,ref}$ 、 $P_{t,ref}$ 为设计点高压涡轮进口的总温总压。

$$T_{t41} = T_{t4} \left[1 - \left(1 - (\pi_{t,h})^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} \right) \eta_{t,h} \right] \quad (2.40)$$

$$Q_{t,h} = W_{a4} \times C_p (T_{t4} - T_{t41}) \quad (2.41)$$

高压涡轮出口流量:

$$W_{a41} = W_{a4} \quad (2.42)$$

低压涡轮模块 (LP Turbine)

低压涡轮的功能与高压涡轮类似，所不同的是高压涡轮带动压气机，而低压涡轮带动风扇。图 2.11 为低压涡轮模块 Simulink 方框图。

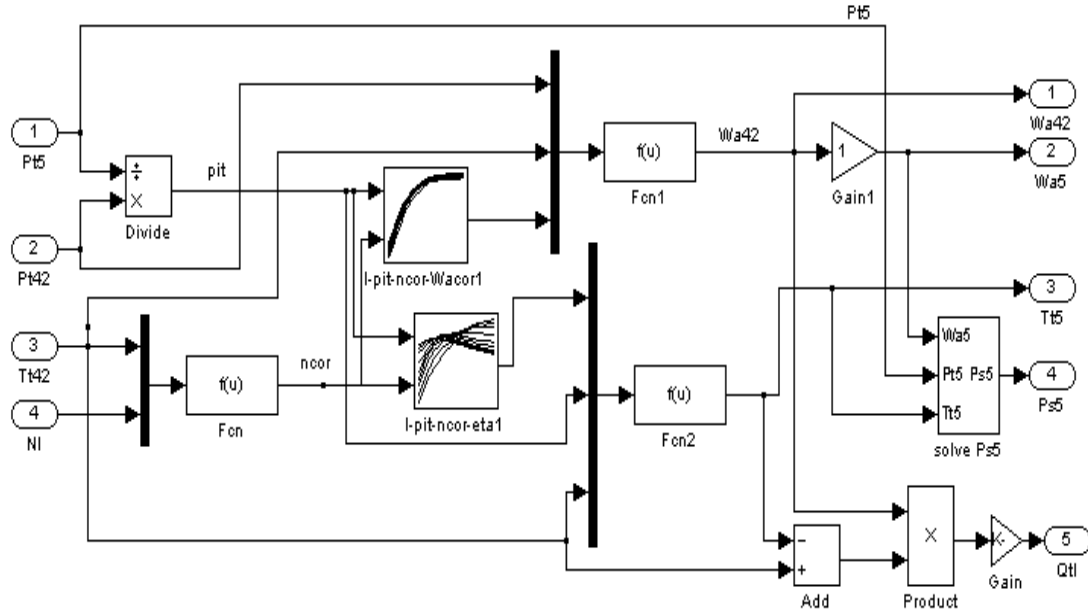


图 2.11 低压涡轮模块 Simulink 方框图

(1) 低压涡轮的折合转速:

$$N_{lcor} = (N_l / \sqrt{T_{t42}}) / (N_{ld} / \sqrt{T_{t42d}}) \quad (2.43)$$

式中, T_{t42} 为涡轮进口总温, N_{ld} 为低压涡轮设计点转速, T_{t42d} 为低压涡轮进口设计点总温。

低压涡轮特性插值:

$$\pi_{t,l} = \frac{P_{t42}}{P_{t5}} \quad (2.44)$$

根据 N_{lcor} 、 $\pi_{t,l}$ 在涡轮特性图中插值得出折合流量和效率 $W_{at,cor}$ 、 $\eta_{t,l}$

$$\begin{cases} W_{at,cor} = f_1(N_{lcor}, \pi_{t,l}) \\ \eta_{t,h} = f_2(N_{hcor}, \pi_{t,h}) \end{cases} \quad (2.45)$$

式中, f_1 、 f_2 表示低压涡轮特性插值函数, 用 MATLAB 中的 Lookup Table 模块实现。

低压涡轮进口流量、出口总温及涡轮功率:

$$W_{a42} = W_{at,cor} \frac{P_{t42}}{\sqrt{T_{t42}}} / \frac{P_{t,ref}}{\sqrt{T_{t,ref}}} \quad (2.46)$$

式中 $T_{t,ref}$ 、 $P_{t,ref}$ 为设计点低压涡轮进口的总温总压。

$$T_{t5} = T_{t42} \left[1 - \left(1 - (\pi_{t,l})^{\frac{1-\kappa'}{\kappa'}} \right) \eta_{t,l} \right] \quad (2.47)$$

$$Q_{t,l} = Wa_{42} \times C_p (T_{t42} - T_{t5}) \quad (2.48)$$

低压涡轮出口流量:

$$Wa_5 = Wa_{42} = K'_m \frac{P_{t55} A_{55} q(Ma_{55})}{\sqrt{T_{t55}}} = Wa_{55} \quad (2.49)$$

$$q(Ma_{55}) = Ma_{55} \left[\frac{2}{\kappa'+1} \left(1 + \frac{\kappa'-1}{2} \right) Ma_{55}^2 \right]^{-(\kappa'+1)/2 / (\kappa'-1)} \quad (2.50)$$

为流量系数, $K'_m = \sqrt{\frac{\kappa'}{R} \left(\frac{2}{\kappa'+1} \right)^{\frac{\kappa'+1}{\kappa'-1}}}$, $T_{t55} = T_{t5}$, $P_{t55} = P_{t5} \cdot \sigma_{lt}$ (σ_{lt} 为内涵总压恢复系数)。

内涵道出口静压:

求出 Ma_{55} , 再由 Ma_{55} 可以求出内涵道出口静压

$$P_{s5} = \frac{P_{t5}}{\left(1 + \frac{1-\kappa'}{2} Ma_{55}^2 \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}}} \quad (2.51)$$

外涵道模块 (Bypass Duct)

将风扇出口的一部分气流通道引入混合室, 与内涵出口的气体进行混合, 从而降低排气速度, 减少余速损失, 提高推进效能。这是外涵道的主要作用。图 2.12 为外涵道模块 Simulink 方框图。

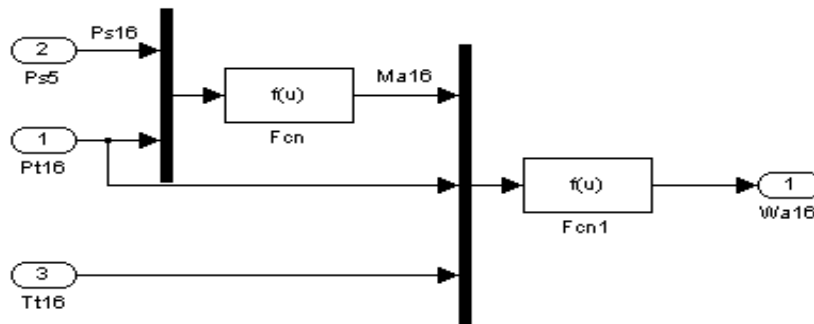


图 2.12 外涵道模块 Simulink 方框图

外涵道出口总压:

$$P_{t16} = P_{t13} \cdot \sigma_{bp} \quad (2.52)$$

其中 σ_{bp} 为外涵道总压恢复系数。

外涵道出口总温:

$$T_{t16} = T_{t13} = T_{t21} \quad (2.53)$$

外涵道出口流量:

$$P_{s16} = P_{t16} / \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma_{16}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = P_{s5} \quad (2.54)$$

首先求出马赫数 Ma_{16} ，接着由马赫数求出外涵出口流量:

$$Wa_{16} = K_m \frac{P_{t16} A_{16} \varrho(Ma_{16})}{\sqrt{T_{t16}}} = Wa_{13} \quad (2.55)$$

其中 A_{16} 为外涵出口面积， $K_m = \sqrt{\frac{\kappa}{R} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}}$ 。

混合室模块 (Mixer)

将内外涵出口的气体进行混合，使两股气流参混后参数均匀，这是混合室的主要功能。

图 2.13 为混合室模块 Simulink 方框图。

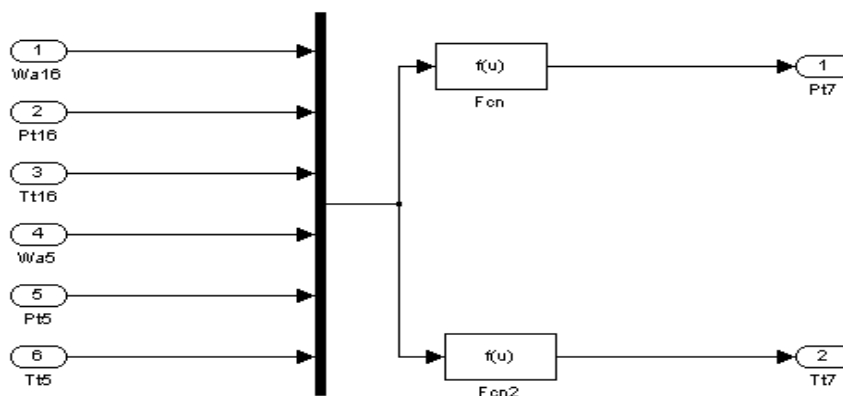


图 2.13 混合室模块 Simulink 方框图

(1) 混合室出口流量:

$$Wa_7 = Wa_{55} + Wa_{16} \quad (2.56)$$

(2) 混合室出口压力:

$$P_{t7} = \sigma_m \frac{P_{t16} Wa_{16} + P_{t5} Wa_5}{Wa_7} \quad (2.57)$$

式中， σ_m 为混合室总压恢复系数。

(3) 混合室出口总温:

$$T_{t7} = \frac{T_{t16} \cdot C_p \cdot Wa_{16} + T_{t5} \cdot C_p \cdot Wa_5}{Wa_7 \cdot C_p} \quad (2.58)$$

加力燃烧室模块 (Afterburner)

在保持发动机最大转速和高压涡轮前温度不变的情况下, 利用燃气剩余的氧气再次燃烧, 从而增加燃气温度, 提高排气速度, 达到增推的目的。图 2.14 为加力燃烧室模块 Simulink 方框图。

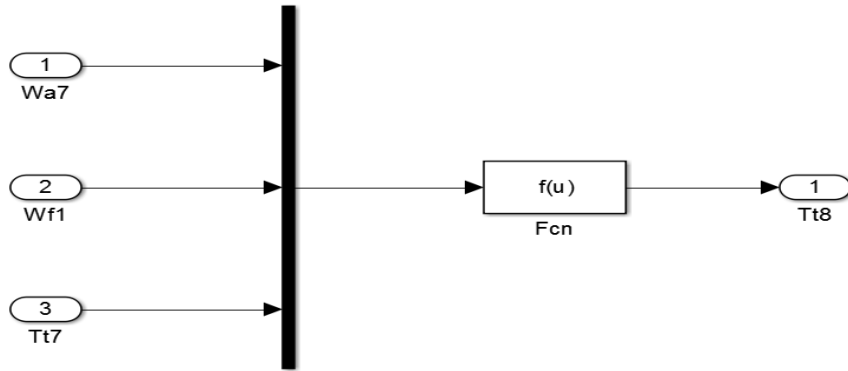


图 2.14 加力燃烧室模块 Simulink 方框图

(1) 加力燃烧室出口流量:

$$Wa8 = Wa7 + W_{f1} \approx Wa7 \quad (2.59)$$

(2) 加力燃烧室出口总压:

$$Pt8 = Pt7 \sigma_{b1} \quad (2.60)$$

式中 σ_{b1} 为加力燃烧室总压恢复系数。

(3) 加力燃烧室出口总温:

$$Tt8 = \frac{Wa7 \cdot C_p \cdot Tt7 + (H_u \cdot \eta_b + h_f) W_{f1}}{Wa8 \cdot C_p} \approx Tt7 + \frac{H_u \cdot \eta_b \cdot W_{f1}}{Wa8 \cdot C_p} \quad (2.61)$$

式中, H_u 为燃油低热值, η_b 为燃烧效率。

尾喷管模块 (Nozzle)

混合室出口的气体还具有比周围大气高得多的压力能和热能, 通过使这部分气体在尾喷管中继续膨胀, 从而将部分压力能和热能转变为动能, 提高出口的速度。这是尾喷管的主要作用。尾喷管可分为收敛型和收敛扩张型, 本文所建立的带加力混合排气涡扇发动机尾喷管为不可调的收敛型喷管。图 2.15 为尾喷管模块 Simulink 方框图。

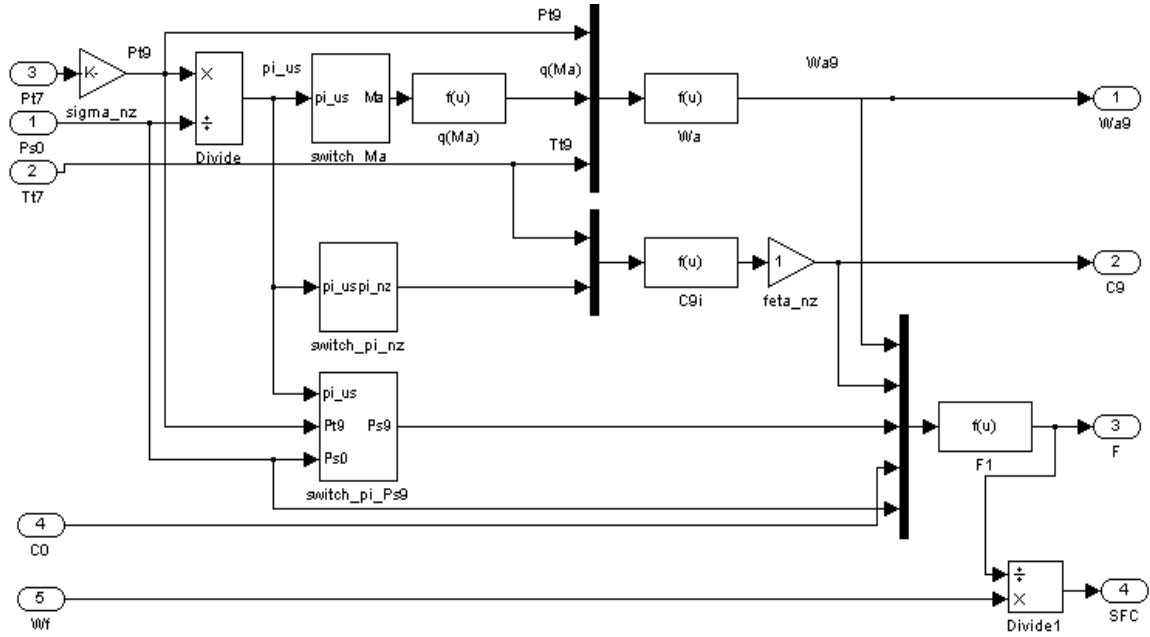


图 2.15 尾喷管模块 Simulink 方框图

(1) 尾喷管出口的总温总压:

$$\begin{aligned} T_{t9} &= T_{t7} \\ P_{t9} &= P_{t7} \sigma_{nz} \end{aligned} \quad (2.62)$$

式中, σ_{nz} 为尾喷管总压恢复系数。

尾喷管的实际压力降、可用压力降、临界压力降:

$$\begin{aligned} \pi_{nz} &= P_{t9} / P_{s9} \\ \pi_{nz,us} &= P_{t9} / P_{s0} \\ \pi_{nz,cr} &= P_{t9} / P_{s9,cr} = \left[(\kappa + 1) / 2 \right]^{\kappa / (\kappa - 1)} \end{aligned} \quad (2.63)$$

出口静压、气流速度按照尾喷管的两种工作状态讨论:

① 亚临界工作状态 ($\pi_{nz,us} < \pi_{nz,cr}$)

$$\begin{aligned} P_{s9} &= P_{s0} \\ c_9 &= \phi_{nz} \sqrt{2 C_p T_{t9} \left[1 - \pi_{nz}^{-\left(\kappa' - 1 \right) / \kappa'} \right]} \\ Ma_9 &= \sqrt{\frac{2}{\kappa' - 1} \left(\pi_{nz} \frac{\kappa' - 1}{\kappa'} - 1 \right)} \end{aligned} \quad (2.64)$$

式中, ϕ_{nz} 为尾喷管速度系数。

② 临界、超临界工作状态 ($\pi_{nz,us} \geq \pi_{nz,cr}$)

$$\begin{aligned} P_{s9} &= P_{t9} / \pi_{nz,cr} \\ c_9 &= \phi_{nz} \sqrt{2 C_p T_{t9} \left[1 - \pi_{nz,cr}^{-\left(\kappa' - 1 \right) / \kappa'} \right]} \\ Ma_9 &= 1.0 \end{aligned} \quad (2.65)$$

(2) 尾喷管出口流量、发动机推力和单位耗油率 (SFC):

$$W_{a9} = K'_m \cdot A_9 \cdot P_{t9} \cdot q(Ma_9) / \sqrt{T_{t9}} \quad (2.66)$$

$$F = W_{a9}(c_9 - c_0) + (P_{s9} - P_{s0})A_9 \quad (2.67)$$

$$SFC = W_f / F \quad (2.68)$$

转速模块 (Shaft)

高低压转速的动力学模块类似，下面以高压轴转速模块为例。图 2.16 为高压轴转速模块 Simulink 方框图。

$$\frac{dN_h}{dt} = \frac{\eta_h Q_{t,h} - Q_c}{\left[N_h \cdot J_h \cdot \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right]} \quad (2.69)$$

这是其按照发动机功率平衡所建立的数学微分方程。

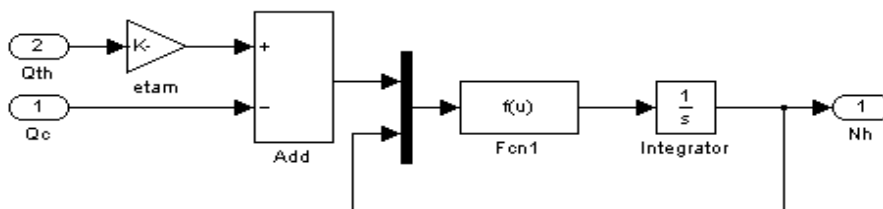


图 2.16 高压轴转速模块 Simulink 方框图

该模块中封装了转轴的机械效率 η_h 及转动惯量 J_h 。

容积动力学模块 (Volume)

由于本文所建立四个容腔，其容积动力学模块相似，则下面以外涵道容腔为例，介绍容积动力学模块。图 2.17 为容积动力学模块 Simulink 方框图。

$$\frac{dP_{out}}{dt} = \frac{(W_{ain} - W_{aout}) \cdot R \cdot T_{out}}{V} \quad (2.70)$$

这是按照容腔质量平衡所建立的数学微分方程。

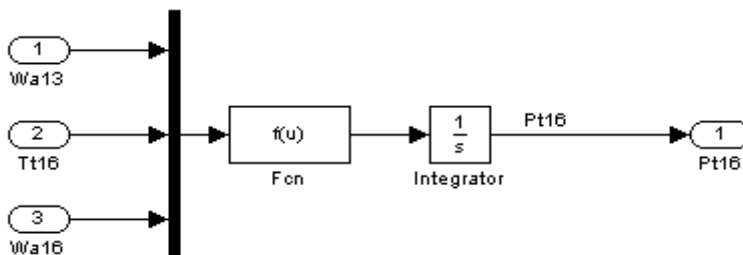


图 2.17 容积动力学模块 Simulink 方框图

2.3.3 涡扇发动机整机模型的建立

由建立好的各个部件模型进行封装，按照发动机气路进行连接，并加入容腔模块和转速模块，即建立好带加力混合排气涡扇发动机的模型。

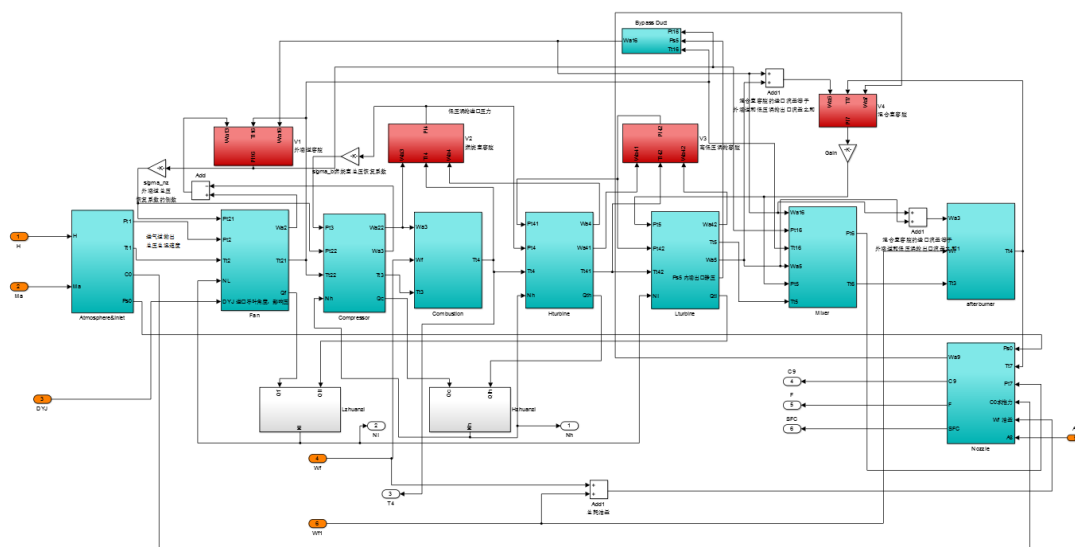


图 2.18 带加力的混合排气涡扇发动机模型 Simulink 图

2.4 动力与热管理系统模型的建立

类似于建立带加力的混合排气涡扇发动机模型，对动力与热管理系统建立模型的过程也是相同的，首先建立动力与热管理系统各个工作模式下各部件的模型，并在此基础上，按照各个模式的气路将各个部件模型进行连接，完成动力与热管理系统整机模型的建立。

动力与热管理系统可分为以下几个部件：进气装置（Inlet）、压气机（Compressor）、燃烧室（Combustor）、动力涡轮（Power Turbine）、冷却涡轮（Cooling Turbine）、驾驶舱（Cockpit）、外涵道热交换器（Fan Bypass Heat Exchanger）、航电设备热交换器（Avionics Heat Exchanger）、环控系统热交换器（ECS Heat Exchanger）、燃油热交换器（Oil Heat Exchanger）、再生热交换器（Regenerative Heat Exchanger）。

2.4.1 基本假设

由于实际发动机工作过程中情况非常复杂，为了降低模型复杂性，加快运算速度，需要做如下假设：

以下指数不随温度的变化而变化：空气的定压比热 C_p 、绝热等熵指数 κ 和燃气的定压比热 C_p' 、绝热等熵指数 κ' ；

- (1) 燃烧室的燃烧效率为常量，不考虑油气比对燃烧室出口温度的影响；
- (2) 忽略燃烧延迟以及固壁导热；
- (3) 忽略压气机喘振边界；
- (4) 忽略各类换热器的总压损失；
- (5) 气体在驾驶舱内总温和总压损失为恒定值；

(6) 气体只考虑在发动机中沿轴向的参数变化，即流动为一维流动；

在建模时，已知参数为飞行高度 H ，马赫数 Ma ，燃油量 W_f ，并已知压气机、动力涡轮、冷却涡轮的特性图及其它建模所需要的数据。

2.4.2 各部件气动热力学模型的建立

对于动力与热管理系统的进气装置、压气机、燃烧室、动力涡轮、冷却涡轮等部件模型的建立，同主发动机各部件相同，这里不再赘述。这里重点介绍动力与热管理系统所特有的部件。

换热器模块 (Heat Exchanger)

将流体实现加热或者冷却，将热量进行传导，这是换热器的主要功能。由于动力与热管理系统的五种换热器，其模块相似，则下面以环控系统热交换器为例，介绍换热器模块。图 2.19 为容积动力学模块 Simulink 方框图。

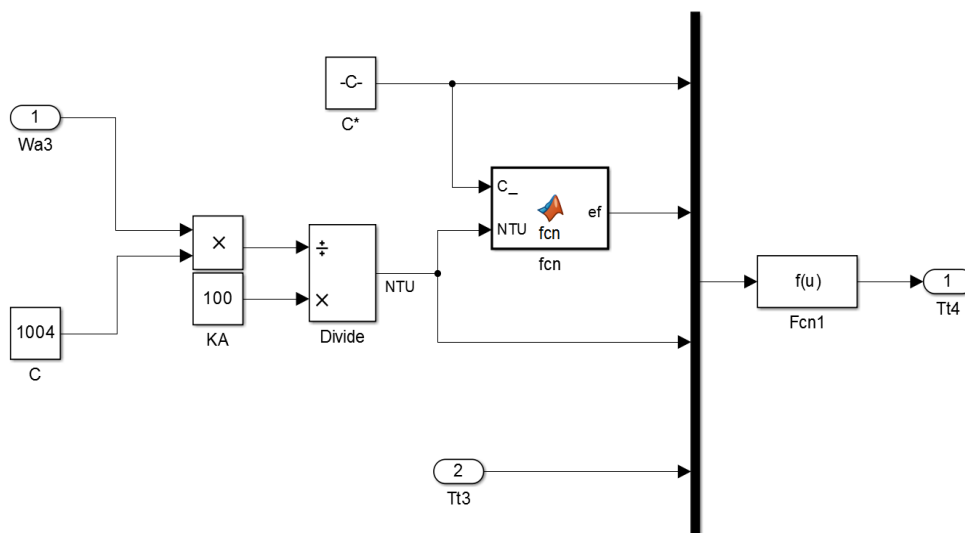


图 2.19 换热器模块 Simulink 方框图

(1) 环控系统热交换器出口流量：

$$W_{a4} = W_{a3} \quad (2.71)$$

(2) 环控系统热交换器出口总压：

$$P_{t4} = P_{t3} \quad (2.72)$$

(3) 环控系统热交换器出口总温：

本文采用 $\varepsilon-NTU$ (效能-传热单元数) 法计算换热器出口温度：

$$NTU = \frac{KA}{(mc_p)_{\min}} \quad (2.73)$$

其中 K 为传热系数， A 为换热面积，参考资料，本文的 KA 值为 100。

$(mc_p)_{\min}$ 为冷段和热端中流量与定压比热容之积的最小值。

本文采用航空叉流间壁式换热器，其效能计算公式为：

$$\varepsilon = 1 - \exp(-NTU) - \exp[-(1+C^*)NTU] \sum_{n=1}^{\infty} C^{*n} P_n(NTU) \quad (2.74)$$

其中的级数 $P_n(y)$ 和 C^* 为:

$$P_n(y) = \frac{1}{(n+1)!} \sum_{j=1}^n \frac{n+1-j}{j!} y^{n+j} \quad (2.75)$$

$$C^* = \frac{(mc_p)_{\min}}{(mc_p)_{\max}} \quad (2.76)$$

当求出 ε 与 NTU 后, 由效能定义:

$$\varepsilon = \frac{(T - T'')_{\max}}{(T_1' - T_2')} \quad (2.77)$$

分母为换热器中可能发生的最大温度差值, 分子为冷流体或热流体在换热器中实际温差值中的大者。即可求出热端出口温度 T_{t4} 。

驾驶舱模块 (Cockpit)

由于驾驶舱换热较为复杂, 存在座舱蒙皮与外界环境的辐射换热、驾驶员的新陈代谢热量、太阳辐射热量、驾驶舱电子设备产生的热量等换热情况, 要详细的描述驾驶舱内的热力学特性, 是比较困难的。因此本文将对驾驶舱进行简化计算。图 2.20 为驾驶舱模块 Simulink 方框图。

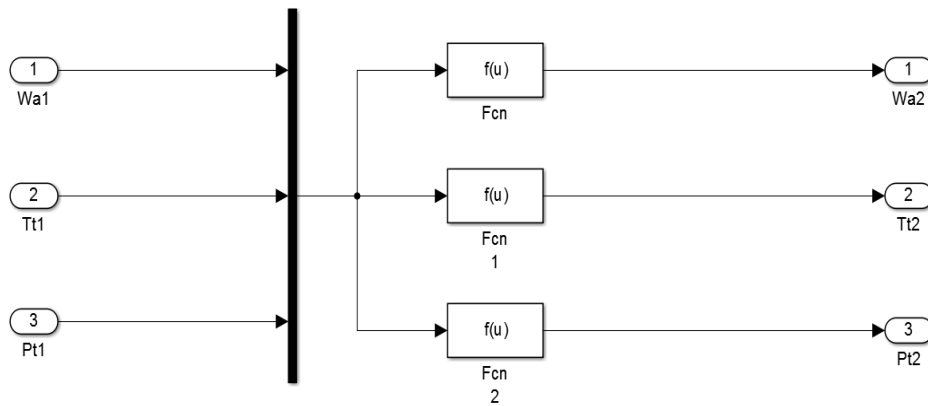


图 2.20 驾驶舱模块 Simulink 方框图

(1) 驾驶舱出口流量:

$$Wa_2 = Wa_1 \quad (2.78)$$

(2) 驾驶舱出口总压:

$$Pt_2 = Pt_1 \sigma_c \quad (2.79)$$

式中 σ_c 为驾驶舱总压恢复系数。

(3) 驾驶舱出口总温:

$$Tt_2 = Tt_1 \sigma_t \quad (2.80)$$

式中 σ_t 为驾驶舱总温损失系数。

2.4.3 动力与热管理系统整机模型的建立

由建立好的各个部件模型进行封装, 按照发动机气路进行连接, 即建立好动力与热管理

系统四种工作模式的模型。

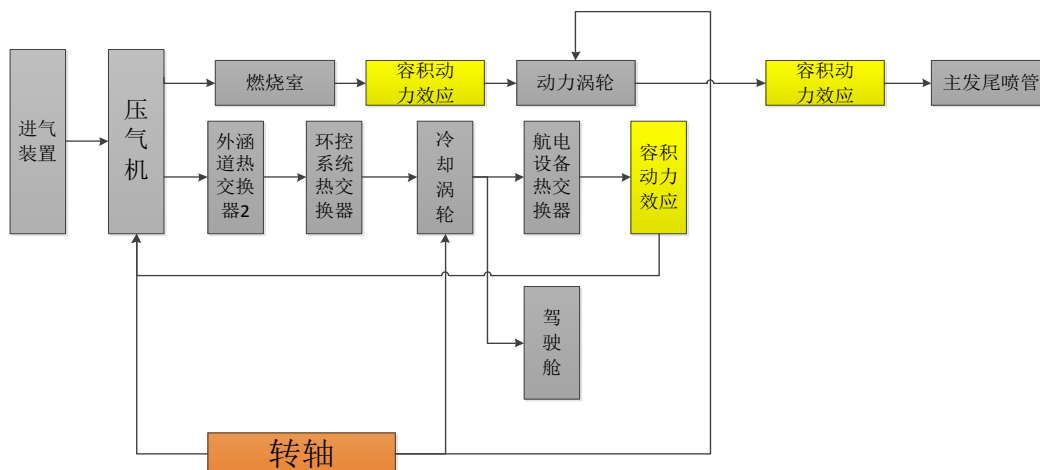


图 2.21 考虑容积动力学的动力与热管理系统辅助/应急动力模式方框图

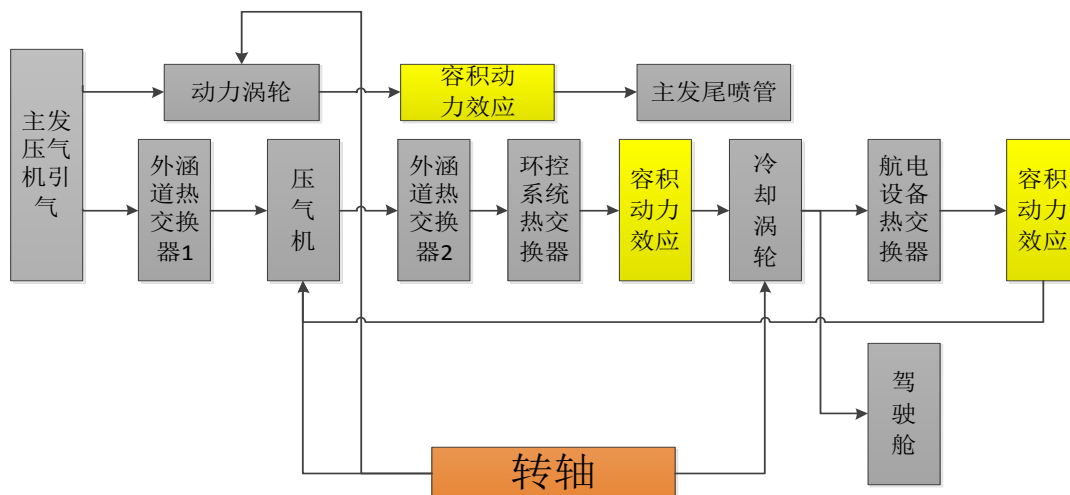


图 2.22 考虑容积动力学的动力与热管理系统巡航模式方框图

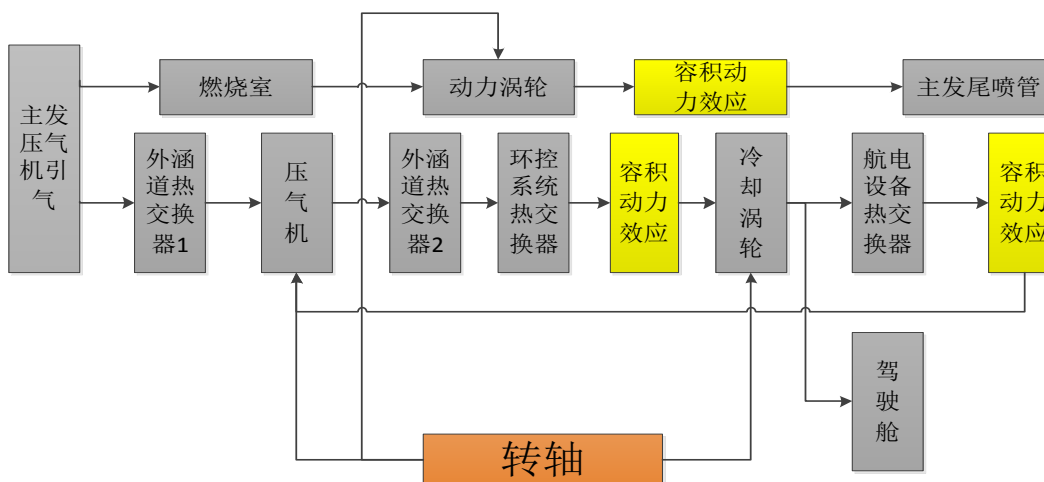


图 2.23 考虑容积动力学的动力与热管理系统战斗模式方框图

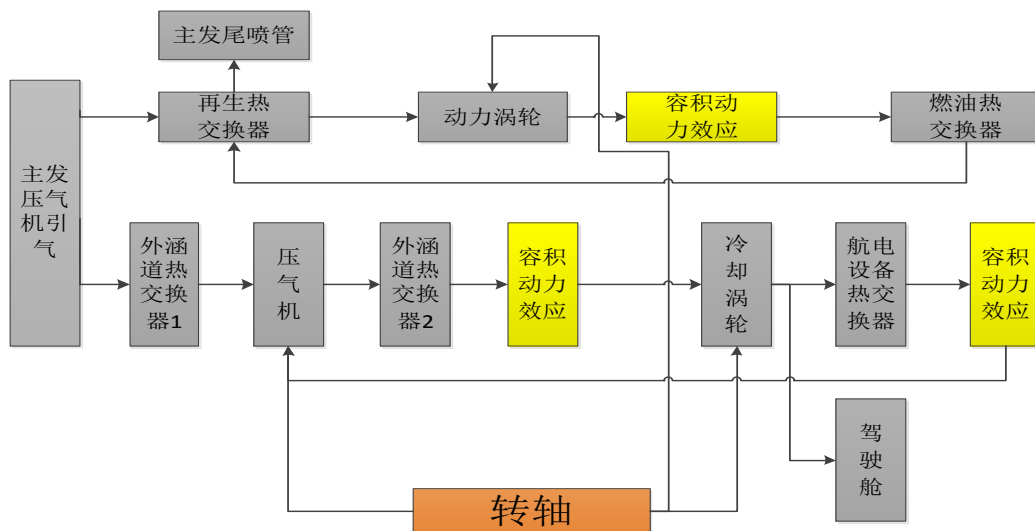


图 2.24 考虑容积动力学的动力与热管理系统油冷模式方框图

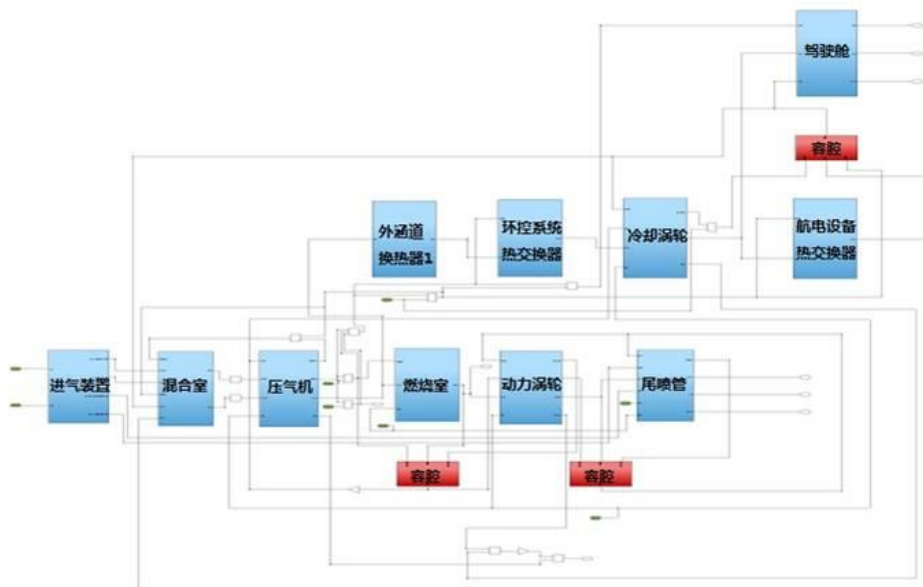


图 2.25 动力与热管理系统辅助/应急动力模式模型 Simulink 图

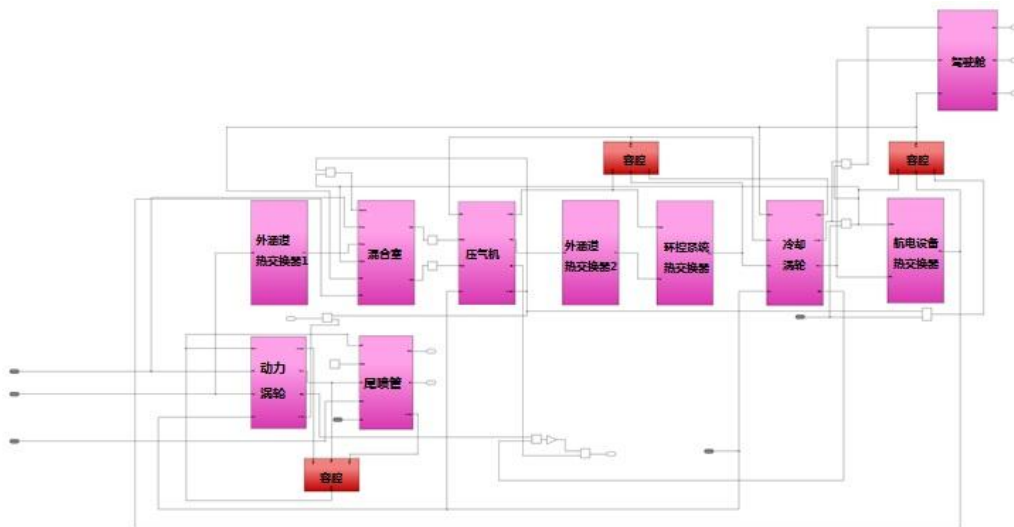


图 2.26 动力与热管理系统巡航模式模型 Simulink 图

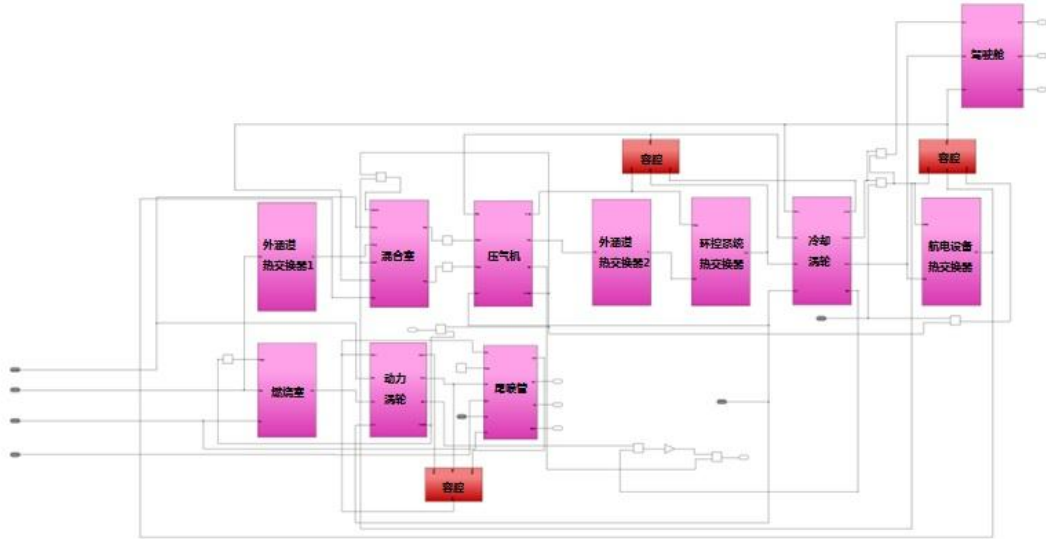


图 2.27 动力与热管理系统战斗模式模型 Simulink 图

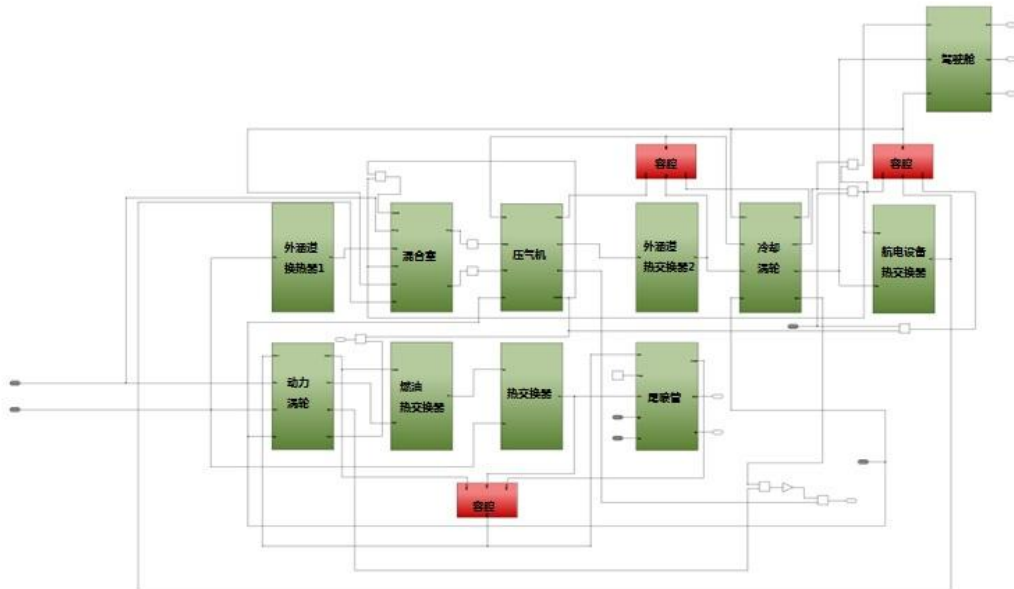


图 2.28 动力与热管理系统油冷模式模型 Simulink 图

2.4.4 动力与热管理系统与主发动机耦合系统模型的建立

动力与热管理系统有三种模式需要从主发引气，由已经建立的动力与热管理系统各工作模式模型及主发动机模型，根据气路关系，建立动力与热管理系统与主发动机耦合系统模型。

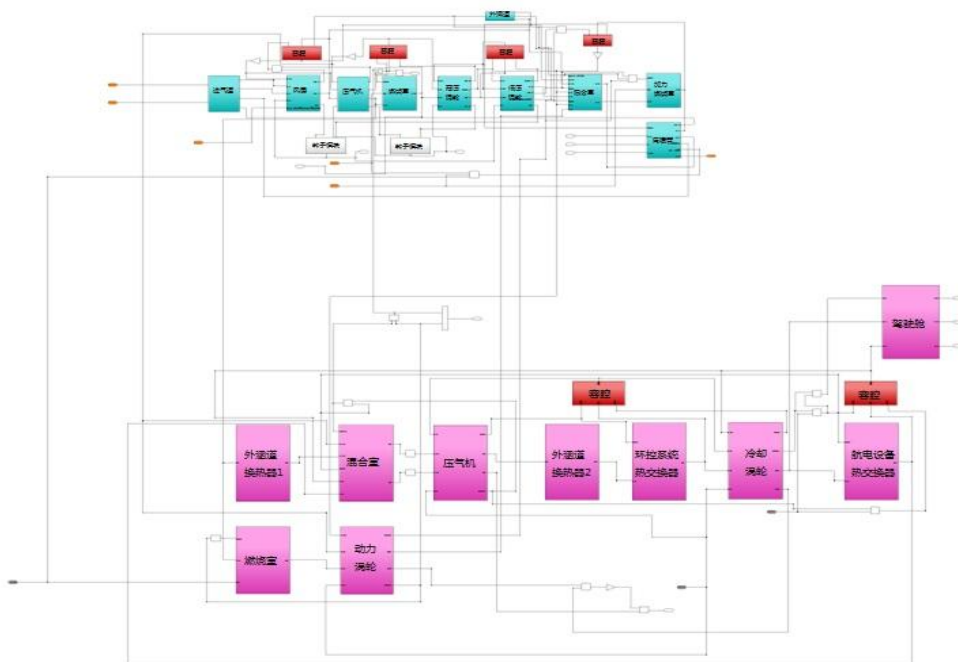


图 2.29 主发与动力与热管理系统战斗模式耦合模型 Simulink 图

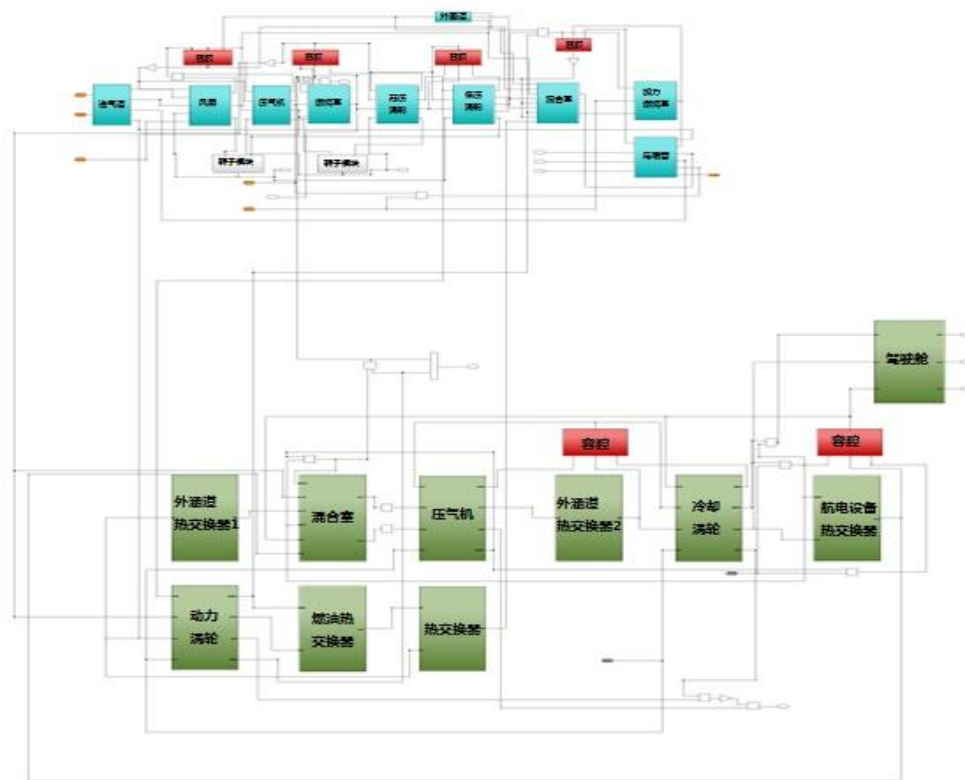


图 2.30 主发与动力与热管理系统油冷模式耦合模型 Simulink 图

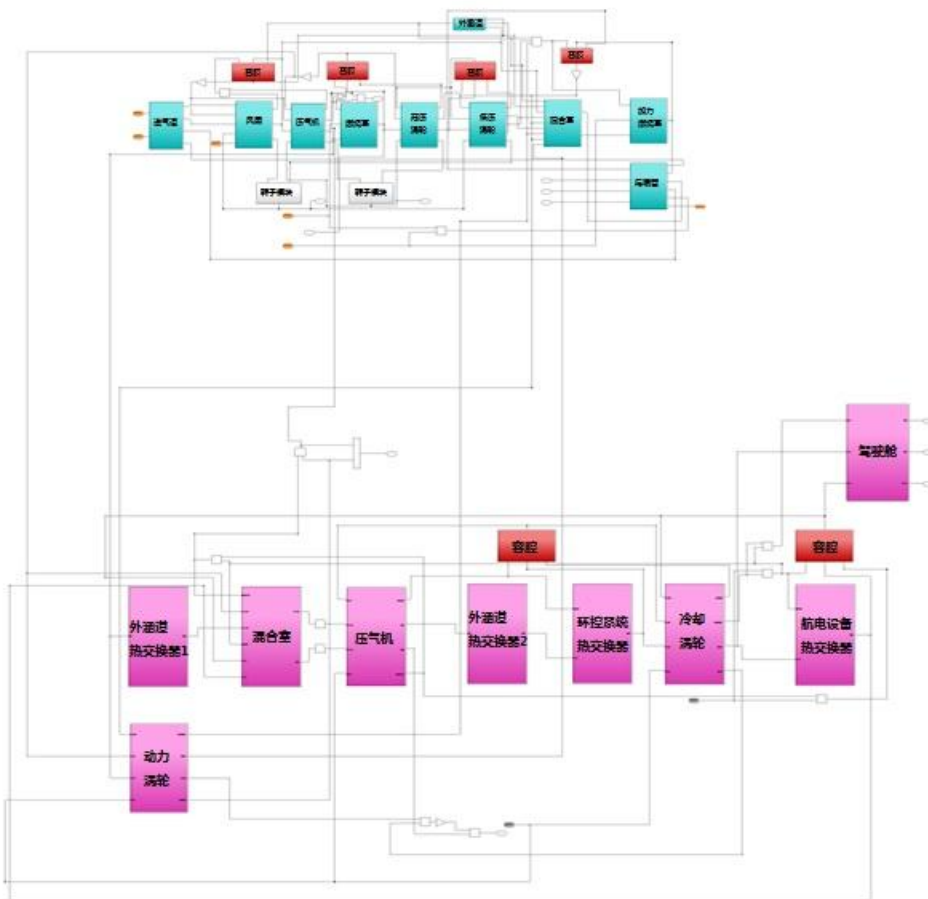


图 2.31 主发与动力与热管理系统巡航模式耦合模型 Simulink 图

2.5 模型的仿真实验

本文所建立的动力与热管理系统模型，其旋转部件特性图来自于某型辅助动力装置（APU），其设计点与 APU 的设计点相同，此辅助动力装置的模型已经经过验证。且动力与热管理系统的结构与辅助动力装置类似，故本文采用辅助动力装置的稳态仿真数据与动力与热管理系统模型辅助/应急动力模式仿真数据进行对比的方式，来验证所建立动力与热管理系统模型的正确性。

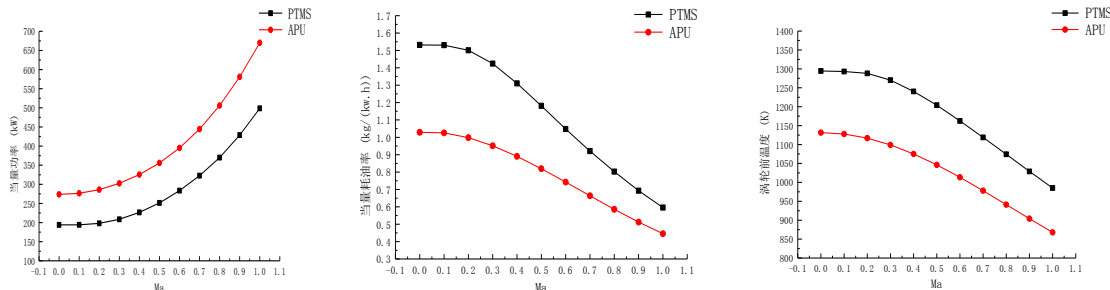


图 2.32 功率仿真结果对比 图 2.33 耗油率仿真结果对比 图 2.34 涡轮前温度仿真结果对比

由于气路结构不是完全相同，因此两者的数据吻合度不高。但动力与热管理系统的变化趋势与辅助动力装置类似，因此，模型具有较高的可信性。

利用 GasTurb 软件，对主发动机的模型进行验证。由对比结果可知，稳态误差小于 5%，

表明主发动机模型具备较好的收敛性与稳态精度。

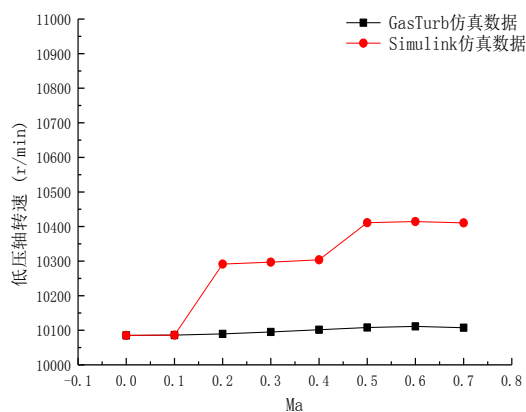
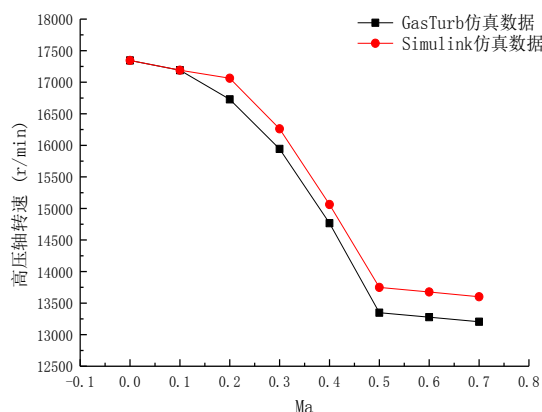


图 2.35 高压轴转速仿真结果对比

图 2.36 低压轴转速仿真结果对比

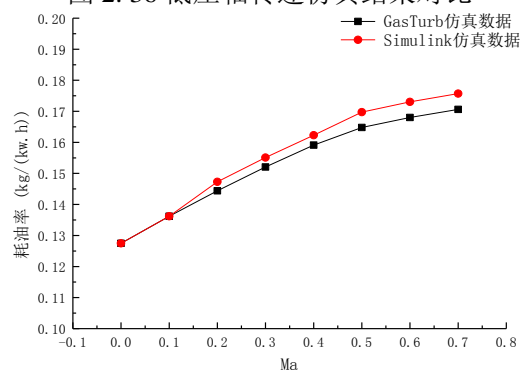
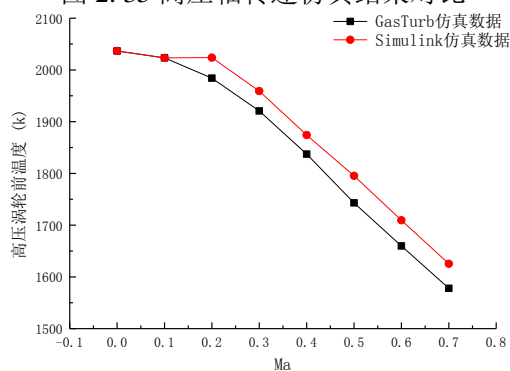


图 2.37 高压涡轮前温度仿真结果对比

图 2.38 耗油率仿真结果对比

2.6 本章小结

本章根据带加力的混合排气涡扇发动机以及动力与热管理系统各个部件的气动热力学过程，建立了各部件的模型。再根据气路关系，完成了混合排气涡扇发动机的模型以及动力与热管理系统四种工作模式的模型，并由建立的主发和动力与热管理系统各个模式模型，建立起主发动机与动力与热管理系统三种工作模式的耦合模型。

通过利用 Matlab/Simulink 平台进行建模，并在建模中对各个部件模型进行封装处理，使得模型层次分明，便于阅读和调试，体现了 Matlab/Simulink 图形化对象建模的特点。

第三章 动力与热管理系统总体性能分析

3.1 引言

动力与热管理系统有着其独特的气路结构的同时,也有着相对于传统的飞机第二动力系统所不同的工作特性。动力与热管理系统从主发动机引气,其所处的工作状态以及工作模式与主发的状态密切相关,且具有多种工作模式。因此我们需要对动力与热管理系统各工作模式的特性以及其对主发的影响进行分析。本章首先辅助/应急动力模式为例,对动力与热管理系统各工作模式的工作特性进行分析。其次对几种工作模式的特性进行比较,并讨论了动力与热管理系统各工作模式对主发动机的影响。最后对动力与热管理系统和传统飞机第二动力系统的工作特性进行比较,从而加深对动力与热管理系统的了解。

3.2 动力与热管理系统各工作模式的工作特性分析

由于动力与热管理系统四种工作模式的气路结构大体相同,因此本文以辅助/应急动力模式为例,分析 PTMS 的工作特性。

3.2.1 速度特性

动力与热管理系统辅助/应急动力模式的主要目的是在地面以及空中主发停车时启动主发动机。由于常用的辅助动力装置的使用高度为 6km 以下,飞行马赫数为 1 马赫以下。因此本文选取的飞行高度为 0~6km,飞行马赫数变化范围为 0~1,计算了动力与热管理系统辅助/应急动力模式各主要参数随飞行马赫数的变化。

1. 飞行马赫数与当量功率的关系:

图 3.1 飞行马赫数与当量功率的关系中给出了辅助动力模式飞行马赫数与当量功率的关系。可以看出,在相同高度下,动力与热管理系统的当量功率随着马赫数的增加而增加。由定义可知,当量功率主要为涡轮产生的功率减去压气机消耗的功率。涡轮产生的功率由动力涡轮产生的功率和冷却涡轮产生的功率两部分组成。由于经过动力涡轮的流量占总流量的比重较大,且冷却涡轮前的气体,由于经过多个换热器,温度较低,所以冷却涡轮所产生的功率只占总产生功率的很小一部分(平均为 1.22%,如图 3.2)。因此,对于涡轮产生的功率,只需要考虑动力涡轮产生的功率即可。

由图 3.3 可知,随着马赫数的增加,动力涡轮单位气体产生的功率几乎不变,而压气机单位气体消耗的功率逐渐减少。因为随着马赫数的增加,压气机进口的总温总压在增加,从而气体更难压缩,压气机压比下降,单位气体所消耗的轮缘功减少。对于动力涡轮,由图 3.4 可知,进出口温差几乎不变,由功率计算公式 $w = C_p \cdot \dot{m} \cdot (T_2 - T_1)$ 可知,单位质量气体所产生的功率几乎不变。因此,PTMS 单位质量气体产生的当量功率逐渐增加。而随着马赫数的增加,进入 PTMS 的流量也在逐渐增加。从而当量功率随着马赫数的增加而增加。

同时我们由图 3.1 可以看出,在相同高度下,随着马赫数的增加,当量功率的增长率

越来越大。这是因为随着马赫数的增加，气体的密度的增长率越来越大，越来越难以压缩，导致单位质量气体所消耗的轮缘功逐渐降低，且降低的速率在逐渐变大。因此，在涡轮单位气体产生功率不变的情况下，当量功率的增长率越来越大。

由图 3.1 还可以看出，在不同高度下，当量功率的变化率越来越小。这是因为高空空气体密度的增长速度小于低空中的增长速度，造成高空中进入 PTMS 流量的的增长速度小于低空中流量的增长速度的缘故。

图 3.1 在 0.85 马赫左右时各曲线有一个交点，这个交点的物理含意是在 0.85 马赫数时，在各个高度下，PTMS 都能产生相同的当量功率，因此将 0.85 马赫作为 PTMS 的空中启动主发的设计点较为合适。

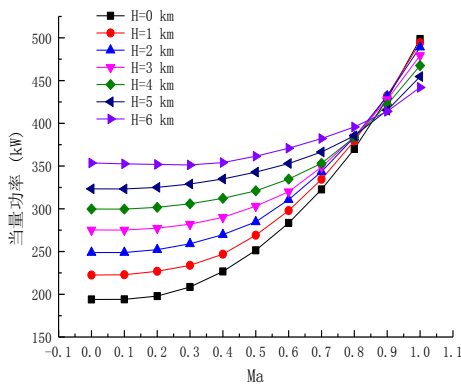


图 3.1 飞行马赫数与当量功率的关系

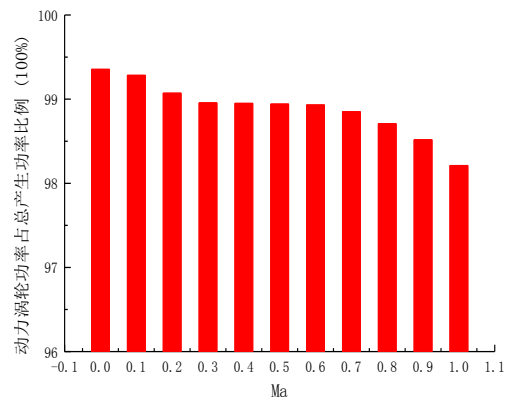


图 3.2 动力涡轮产生功率占总产生功率比例 (H=0km)

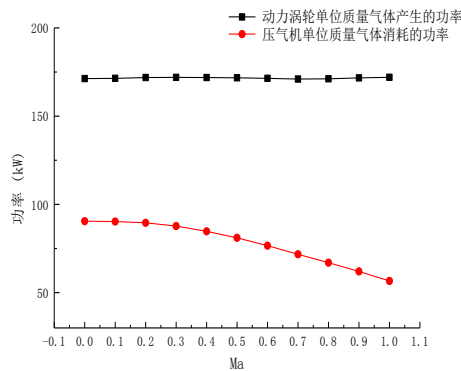


图 3.3 飞行马赫数与单位质量气体功率的关系 (H=0km)

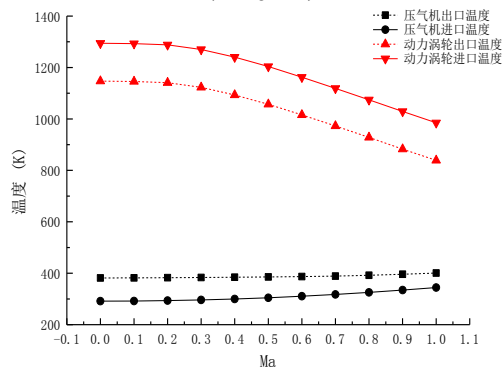


图 3.4 飞行马赫数与压气机/动力涡轮进出口温度的关系 (H=0km)

2. 飞行马赫数与当量耗油率的关系:

当量耗油率的计算公式为 $SFC = 3600 * q_{mf} / W$ ，由于燃油流量不变，因此当量耗油率的变化趋势与当量功率的变化趋势成反比关系。

随着飞行马赫数的增加，当量功率在逐渐增加，由此，当量耗油率逐渐减小。

其中 PTMS 辅助/应急动力模式在各高度下的当量耗油率平均 0.94kg/(kW h)，而一般的民用 APU 为 0.5 kg/(kW h)，因此 PTMS 的耗油率还是偏大。这主要是因为 PTMS 结构上主要由环控部分和动力部分组成，而环控部分的主要功能是提供飞机冷却，而不是产生功率。

故而会导致 PTMS 的耗油率相对于传统 APU 有些偏大。

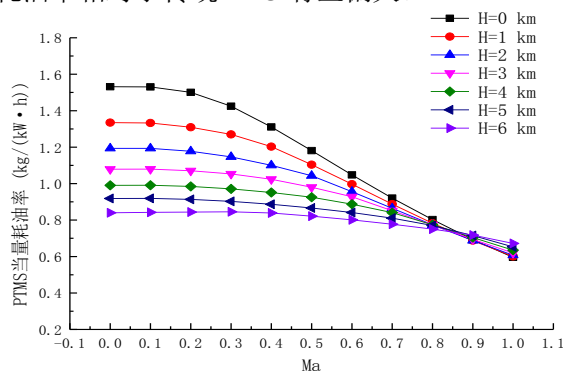


图 3.5 飞行马赫数与当量耗油率的关系

3. 飞行马赫数与动力涡轮前温度的关系:

根据对 PTMS 辅助/应急动力模式的分析可以得知, 动力涡轮是主要的功率输出部件, 动力涡轮前温度对 PTMS 功率的产生有着很大的影响。因此, 我们需要对飞行马赫数与动力涡轮前温度的关系进行分析。由图 3.6 可以看出, 随着飞行马赫数的增加, 动力涡轮前温度在减少。动力涡轮前温度由燃烧室的能量平衡方程计算可得:

$$q_{m,f} H_u \eta_b + q_{m,f} h_f(T_{f0}) + q_{m,a3} h_a(T_3) = q_{m,f} h_f(T_4) + q_{m,a3} h_g(T_4) \quad (3.1)$$

T_{f0} —— 进入燃烧室的燃油温度;

h_a 、 h_g 、 h_f —— 分别为 1kg 空气、燃气及燃油的热焓。

由公式可观察到动力涡轮前温度主要由空气流量、燃油流量和进入燃烧室的气体总温这三个变量决定。在 PTMS 辅助/应急动力模式的模型中, 燃油流量不变。因此, 动力涡轮前温度主要由进入燃烧室的空气流量和进入燃烧室的气体总温决定。

随着飞行马赫数增加, 空气密度压力增加, 从而进入燃烧室的空气流量也相应增加。同时, 压气机进口气流温度增加, 在压气机所做的轮缘功相同的情况下, 压气机出口的气流温度增加。但是由于在低马赫数时, 压气机出口温度的增加速率 (5.92%, $Ma=0$) 小于进入燃烧室的空气流量的增加速率 (31.09%, $Ma=0$), 因此, 空气流量的变化对于动力涡轮前温度变化的影响占主导因素。所以动力涡轮前温度随着飞行马赫数的增加而降低。

同时由图 3.6 可知, 在低空时, 动力涡轮前温度降低速度很快, 而在高空时降低速度很慢。在低空时, 流量的增加速率 (58.91%, $H=0km$) 大于高空时的增加速率 (10.42%, $H=6km$)。由分析可知, 空气流量对于动力涡轮前温度变化占主导因素。因此高空时, 动力涡轮前温度降低速度很慢, 在低空时很快。

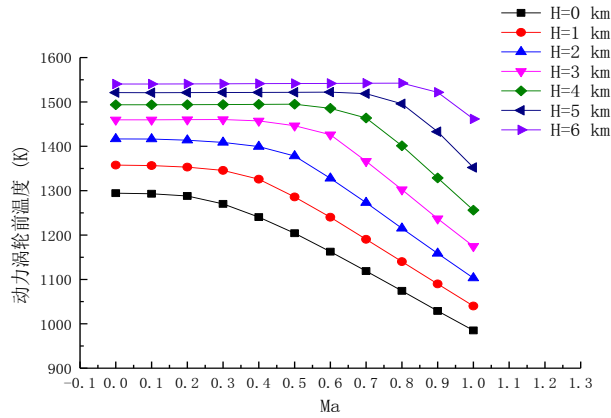


图 3.6 飞行马赫数与动力涡轮前温度的关系

3.2.2 高度特性

1. 飞行高度与当量功率的关系:

高度特性是指动力与热管理系统各主要参数随飞行高度的变化。图 3.7 中给出了辅助动力模式飞行高度与当量功率的关系。由图中可以看出，在 $Ma=0$ 至 $Ma=0.8$ 时，当量功率随着飞行高度的增加而增加；在 $Ma=0.9$ 至 $Ma=1.0$ 时，当量功率随着飞行高度的增加而减少。随着飞行高度的增加，压气机进口气体的总压在减小，从而压气机将同样质量的气体压缩至同样的压力，单位气体所消耗的轮缘功增加。而对于动力涡轮，随着飞行高度的增加，空气流量减小，导致在燃油流量不变的情况下，涡轮前温度上升，因此涡轮单位质量气体所产生的功率一直在增加。在低马赫数时 ($Ma=0$)，动力涡轮单位质量气体产生功率的增长速度 (59.65%) 大于压气机单位质量气体消耗轮缘功的增长速度 (15.55%)，所以单位质量气体产生的当量功率在逐渐增加。同时流量减少的速度 (23.72%) 小于单位质量气体产生当量功率增加的速度 (91.71%)。因此当量功率随着飞行高度的增加而增加。

而当处于高飞行马赫数时 ($Ma=0.9$)，流量减少的速度 (75.07%) 大于单位质量气体产生当量功率增加的速度 (45.87%)。导致在高马赫数时当量功率随着飞行高度的增加而减少。

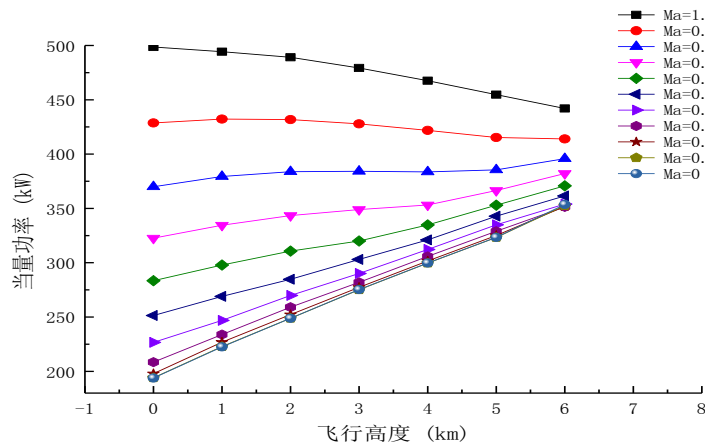


图 3.7 飞行高度与当量功率的关系

2. 飞行高度与当量耗油率的关系:

当量耗油率的计算公式为 $SFC = 3600 * q_{mf} / W$ ，由于燃油流量不变，因此当量耗油率的

变化趋势与当量功率的变化趋势成反比关系。随着飞行高度的增加，当量功率在逐渐增加，由此，当量耗油率逐渐减小。也就是说，在高空中动力与热管理系统更加节省燃料，能耗更低。

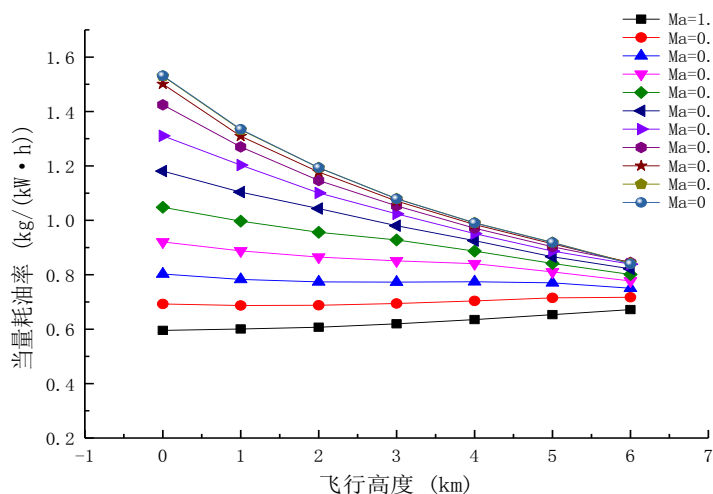


图 3.8 飞行高度与当量耗油率的关系

3. 飞行高度与动力涡轮前温度的关系:

由图 3.9 可知，随着飞行高度的增加，动力涡轮前温度在增加。因为随着飞行高度的增加，进入燃烧室的空气流量与压气机进口温度都在减少，进入燃烧室的气流温度降低。由模型仿真结果可知，进入燃烧室的空气流量减小速度（23.72%， $Ma=0$ ）大于进入燃烧室的气流温度的减小速度（5.59%， $Ma=0$ ），因此，动力涡轮前温度随着飞行高度的增加而增加。

由图 3.9 还可知，在 $Ma=0$ 至 $Ma=0.3$ 时，动力涡轮前温度增加速度很慢，在 $Ma=0.3$ 之后温度增加的速度很快。这是因为随着飞行高度的增加，在低马赫数时，进入燃烧室的空气流量的减小速度大于高马赫数时进入燃烧室的空气流量的减小速度，而由仿真结果可知，无论在高马赫数还是低马赫数下，进入燃烧室的空气流量变化对动力涡轮前温度的影响都占主导因素。因此，低马赫数时动力涡轮前温度的增加速度小于高马赫数时的增加速度。

对于动力与热管理系统的其他三种模式，其主要的气路及结构同辅助/应急模式相同，分析的特性与分析的思路与辅助/应急动力模式类似。因此，这里不再进行赘述。

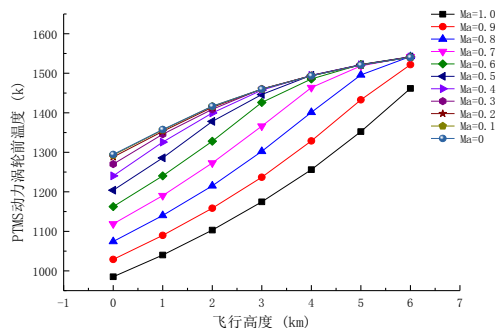


图 3.9 飞行高度与动力涡轮前温度的关系

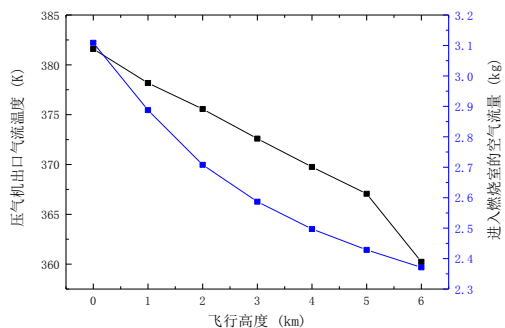


图 3.10 飞行高度与压气机出口温度/进入燃烧室流量的关系 ($Ma=0$)

3.3 动力与热管理系统四种工作模式特性的比较

本文以 0 至 0.7Ma, H=5km; 以及 Ma=0.5, 高度为 3 至 7km 两种工作情况, 比较了动力与热管理系统四种工作模式的主要工作特性。

图 3.11 中给出了 PTMS 四种工作模式飞行马赫数与当量功率的关系。由图中可以看出, 四种模式所提供的功率: 辅助/应急动力模式 > 战斗模式 > 巡航模式 > 油冷模式。这是因为辅助动力模式需要大功率启动主发, 因此所提供的功率是最大的。而战斗模式与巡航模式的最主要区别是战斗模式使用了燃烧室, 因此比巡航模式能提供更多的功率。而在油冷模式下, 由于进入动力涡轮的气体经过冷却, 因此动力涡轮前温度比巡航模式动力涡轮前温度低, 从而油冷模式提供的功率小于巡航模式。

同时由图 3.11 还可以看出, 随着马赫数的增加, 辅助/应急动力模式的当量功率的增长速率明显小于其他三种工作模式的增长速率, 这是因为辅助/应急动力模式工作时从外界大气吸气进行工作, 而其他三种模式是由主发压气机引气, 进口流量的变化速率不同, 导致增长速率有明显的区别。

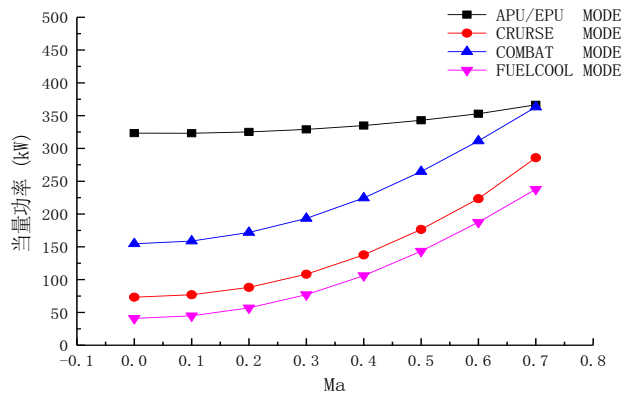


图 3.11 飞行马赫数与当量功率的关系 (H=5km)

由图 3.12 可以看出, 随着飞行高度的增加, 辅助/应急动力模式的当量功率逐渐增加, 其它三种模式的当量功率逐渐减小。随着飞行高度的增加, 气流的温度和压力在逐渐减小, 流量减少。同时, 气体压力减小, 压气机压比不变的情况下, 消耗的轮缘功减少, 则单位质量气体产生功率逐渐增加。在辅助/应急动力模式下, 随着飞行高度的增加, 流量减少的速度小于单位质量气体产生功率增加的速度, 当量功率逐渐增加。在其他三种工作模式下, 引气温度和压力大于直接从进气口进入的气体, 流量减少的速度大于单位质量气体产生功率增加的速度, 当量功率逐渐减小。

同时, 我们由表 3.1、3.2 可以看出, 动力与热管理系统在高度特性和速度特性上, 四种工作模式的平均功率的大小顺序都是相同的, 这一点也充分体现了动力与热管理系统四种工作模式气路设计的合理性。

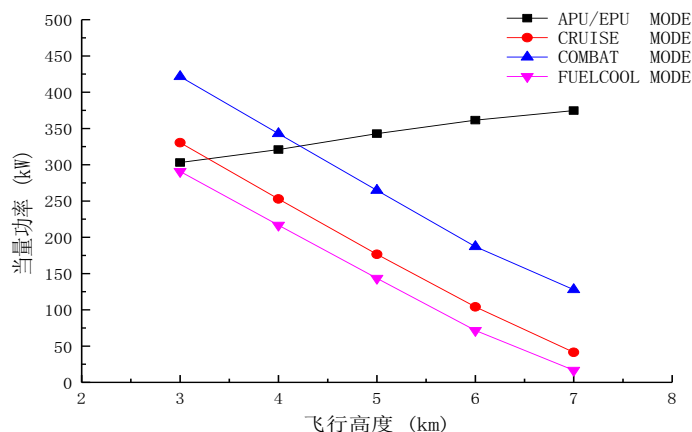


图 3.12 飞行高度与当量功率的关系 (Ma=0.5)

表 3.1 以巡航模式为基准的 PTMS 各模式在 0~0.7Ma 时的平均功率

模式	APU/EPU MODE	CRUISE MODE	COMBAT MODE	FUELCOOL MODE
平均功率	2.31	1.00	1.57	0.76

表 3.2 以巡航模式为基准的 PTMS 各模式在 3~7km 时的平均功率

模式	APU/EPU MODE	CRUISE MODE	COMBAT MODE	FUELCOOL MODE
平均功率	1.88	1.00	1.48	0.82

3.4 动力与热管理系统各工作模式对主发动机的影响

动力与热管理系统四种工作模式中，三种需要从主发动机引气，并从主发尾喷管排出。相对于传统的飞机第二动力装置，PTMS 对于主发动机的影响有着明显的不同。因此，我们以高度为 5km 的 PTMS 及主发各项性能为例，对 PTMS 各工作模式对主发动机的影响进行探究。

3.4.1 对主发动机推力的影响

图 3.13、3.14 中给出了 PTMS 从主发引气的三种工作模式对主发推力的影响。其中巡航模式、油冷模式和战斗模式各造成主发推力下降 3.27%、0.48%和 0.05%。由动力与热管理系统各模式工作原理介绍可知，巡航模式相对于油冷模式，由于没有燃油冷却的部分，因此，巡航模式下进入动力涡轮的温度比油冷模式高，产生的功率比油冷模式大。而对于战斗模式，由于双模态燃烧室在运行，PTMS 所需要的能量可以部分来自于 PTMS 燃烧室燃烧燃油所提供的能量，从而使飞机在战斗状态下的推力最大，故其主发推力损失在三种模式中最小。

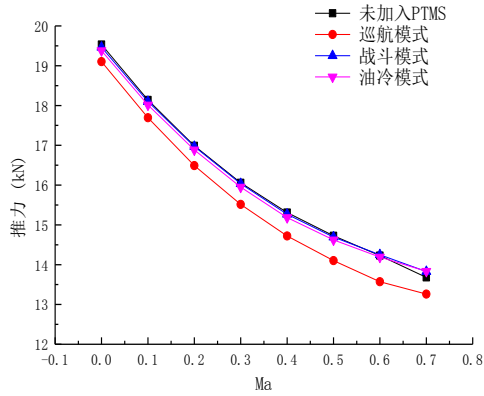


图 3.13 PTMS 各模式运行时主发的推力

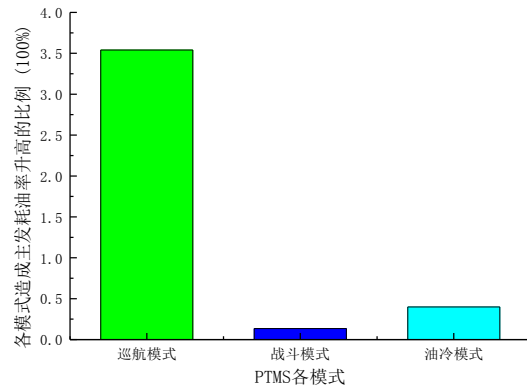


图 3.14 PTMS 各模式造成主发推力损失的比例

3.4.2 对主发动机耗油率的影响

图 3.15 中给出了 PTMS 从主发引气的三种工作模式对主发耗油率的影响。由图中可以看出，使用 PTMS 后，除了巡航模式对主发耗油率影响稍大外，其他两种模式对主发耗油率的影响都很小。表 3.3 也体现了以上的特点。由此可见，使用 PTMS 是以很小的推力损失为代价换取飞机整体性能的提高。由表 3.3 可知，油冷模式由于使用燃油冷却部分，动力涡轮前温度较低，相对于巡航模式引气量减少，使得耗油率小于巡航模式。同时由表 3.3 可知，相对于巡航模式，战斗模式节省了 3.23% 的主发动机推力，效果显著。因此，战斗模式通过少量的油耗，大幅减少了主发由于使用 PTMS 而造成的推力下降。

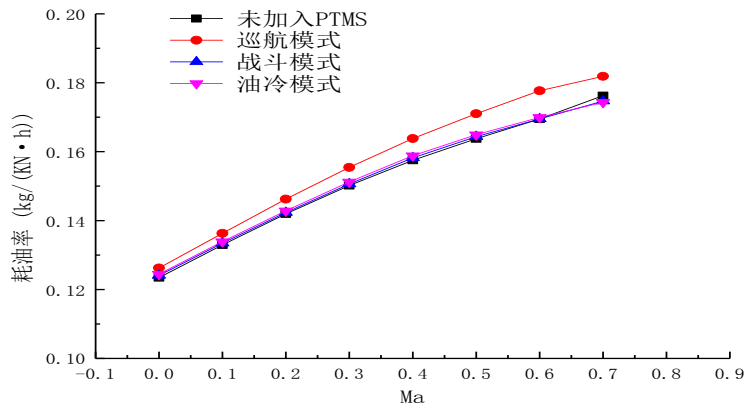


图 3.15 PTMS 各模式运行时主发的耗油率

表 3.3 使用 PTMS 各模式使主发耗油率升高的比例

PTMS 各模式	巡航模式	战斗模式	油冷模式
耗油率升高比例 (100%)	3.54	0.13	3.40

3.4.3 对主发动机高压涡轮前温度的影响

图 3.16 中给出了 PTMS 各模式对主发高压涡轮前温度的影响。由于 PTMS 从主发压气机引气，导致主发压气机流量减小，而同时燃油流量不变，则会造成高压涡轮前温度的提高。经计算，巡航模式下内涵流量减少 2.69%，此时高压涡轮前温度提高 2.37%，仅提高了 39.24K。三种模式使主发动机涡轮前温度提高程度：油冷模式>巡航模式>战斗模式，与三种模式的引气量成正比。从图 3.17 可以看出，从主发动机引气量越小，主发高压涡轮前温度增长越小。这是由于燃油流量一定，引气量越小，进入燃烧室的空气流量越少，导致涡轮出口温度

增长越少。

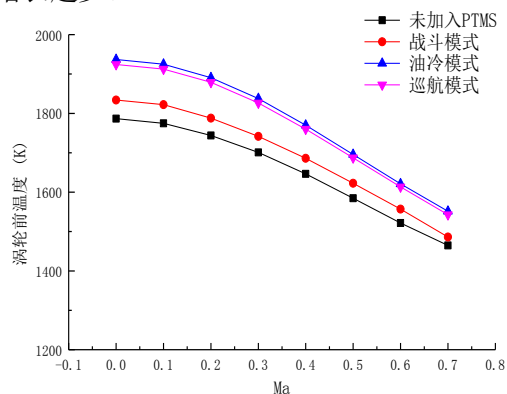


图 3.16 各模式运行时主发的涡轮前温度

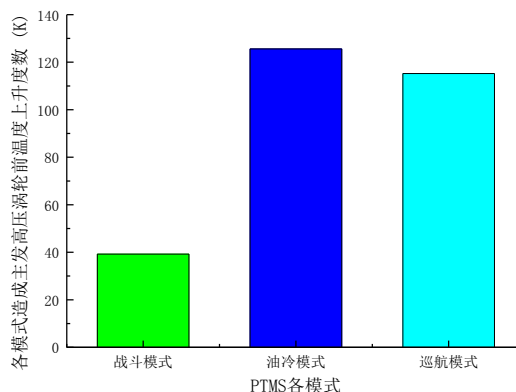


图 3.17 各模式使主发涡轮前温度提高程度

3.5 动力与热管理系统与传统 APU 工作特性的比较

作为一种新型飞机第二动力系统,动力与热管理系统有着相对于传统飞机第二动力系统所特有的一些工作特性。为了更深入的了解动力与热管理系统的特性,本节将利用 Matlab/Simulink 平台,建立传统飞机第二动力系统的模型,其特性图及设计点与 PTMS 辅助/应急动力模式相同,其模型稳态仿真数据已与实际试车数据进行过对比,误差在 5%之内,从而模型的精度得到验证。并利用所建立模型,对 PTMS 辅助/应急动力模式及传统飞机第二动力系统的工作特性进行比较,从而加深对动力与热管理系统的了解。

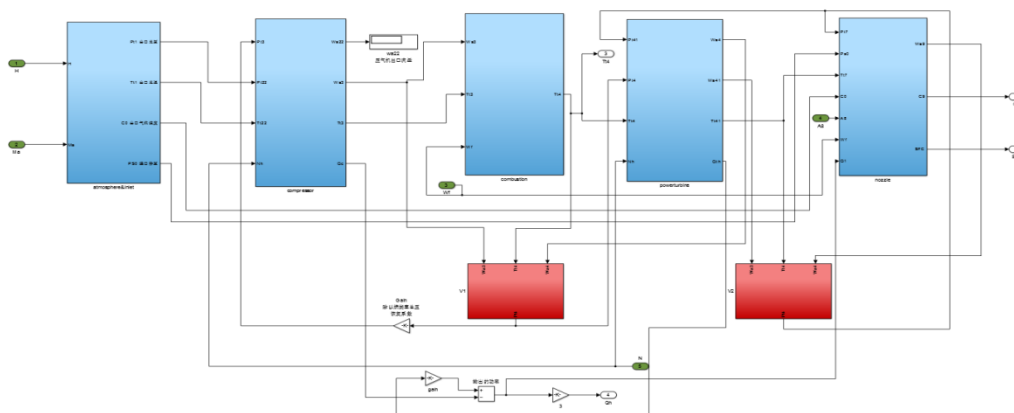


图 3.18 传统飞机第二动力系统模型 (APU MODE)

3.5.1 飞行马赫数与当量功率的关系

图 3.19 给出了动力与热管理系统辅助/应急动力模式与传统飞机第二动力系统 (APU) 飞行马赫数与当量功率的关系。从图中可以看出,动力与热管理系统相对于传统飞机第二动力系统,其当量功率随飞行马赫数变化趋势相同。这是因为动力与热管理系统辅助/应急动力模式的气路基本上与 APU 相同,都是气体经压气机压缩后进入涡轮膨胀做功。所不同的是在辅助/应急动力模式下,经过压气机压缩后的部分气体进入冷却涡轮进行环境控制。经过一系列热交换器的冷却后,冷却涡轮前的气体温度较低,导致冷却涡轮产生的功率小于同等流量下进入 APU 涡轮产生的功率。这也是为什么 APU 产生功率(428kW,0~1Ma 平均值)

大于 PTMS(359 kW)的原因。

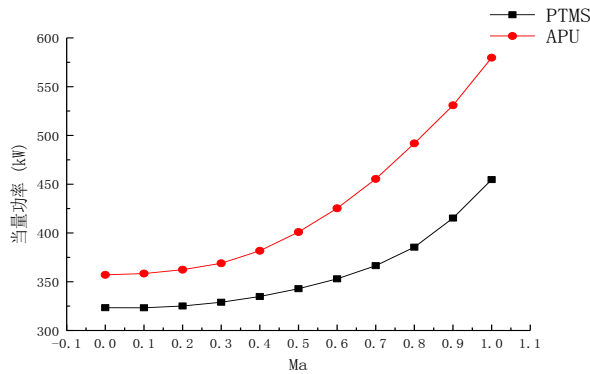


图 3.19 飞行马赫数与当量功率的关系 (H=5km)

由图 3.20 和图 3.21 可知,在不同的高度下,动力与热管理系统辅助/应急动力模式与传统飞机第二动力系统的当量功率与飞行马赫数的变化趋势相同,所不同的只是功率的大小。在地面状态 (H=0km),PTMS 和 APU 当量功率的平均值分别为 288 kW 和 401 kW,在低空状态,PTMS 和 APU 当量功率的平均值分别为 333 kW 和 421 kW。随着飞行高度的增加,当量功率逐渐增加。

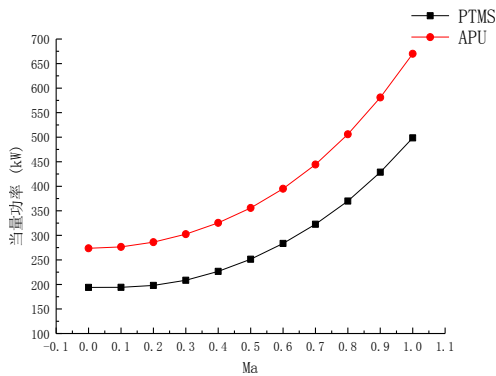


图 3.20 马赫数与当量功率的关系 (H=0km)

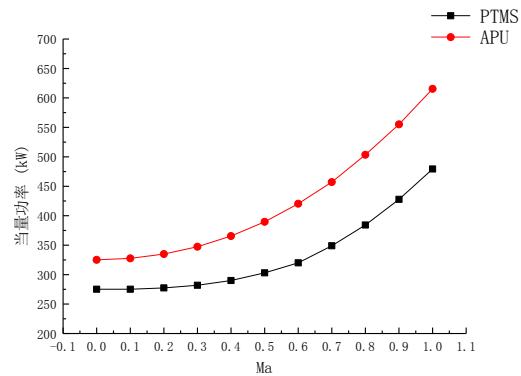


图 3.21 马赫数与当量功率的关系 (H=3km)

3.5.2 飞行马赫数与涡轮前温度的关系

图 3.22、3.23 中给出了动力与热管理系统辅助/应急动力模式与传统飞机第二动力系统飞行马赫数与涡轮前温度的关系,其中对于 PTMS,为动力涡轮前温度。从图中可以看出,动力与热管理系统相对于传统飞机第二动力系统,其涡轮前温度随飞行马赫数变化趋势相同。这是因为动力与热管理系统辅助/应急动力模式的气路基本上与传统飞机第二动力系统相同,但是由于压气机后部分流量进入环控部分,导致进入动力涡轮流量较小,而燃油流量相同,因此辅助/应急动力模式下的动力涡轮前温度比传统飞机第二动力系统高 14.67% (H=0km)。且由图 3.22、3.23 可知,PTMS 相比于 APU,涡轮前温度随飞行马赫数的变化率更大,图像更为陡峭。这是由于 PTMS 动力涡轮流量小于 APU 涡轮流量,当燃油流量相同时,PTMS 动力涡轮流量随着马赫数变化更为剧烈,因此,动力涡轮前温度变化更为剧烈。

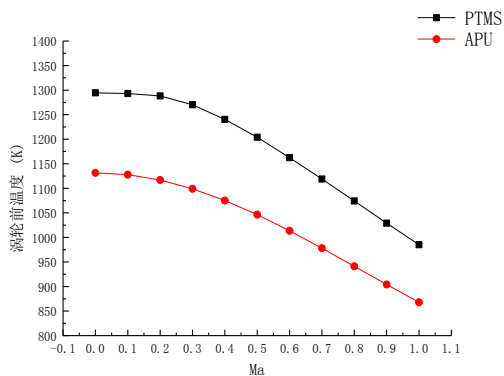


图 3.22 H=0km 时飞行马赫数与涡轮前温度的关系

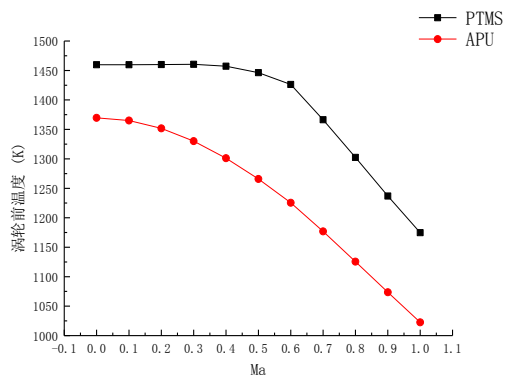


图 3.23 H=3km 时飞行马赫数与涡轮前温度的关系

3.5.3 飞行马赫数与当量耗油率的关系

图 3.24、3.25 中给出了动力与热管理系统辅助/应急动力模式与传统飞机第二动力系统飞行马赫数与当量耗油率的关系。从图中可以看出，动力与热管理系统相对于传统飞机第二动力系统,其当量功率随飞行马赫数变化趋势相同。由于 PTMS 与 APU 模型中的燃油流量为固定的，由耗油率公式可知，耗油率与当量功率成反比。PTMS 的耗油率大于传统 APU 的耗油率，这是由于部分能量用来进行环控功能。需要注意的是，虽然从动力与热管理系统来看，油耗高并不是我们所希望的，但是从整个飞机系统来看，通过增加部分油耗，使得飞机辅助动力装置、应急动力装置、环境控制等功能集成为一体，这是非常有意义的。

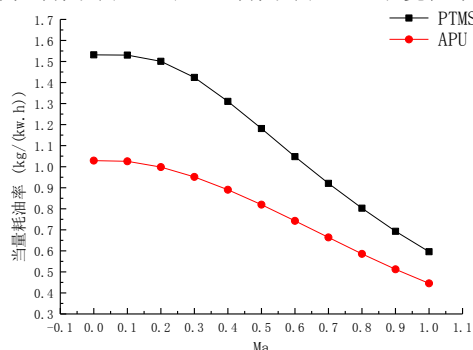


图 3.24 H=0km 马赫数与当量耗油率的关系

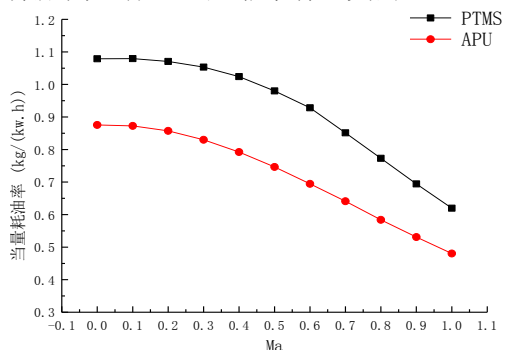


图 3.25 H=3km 马赫数与当量耗油率的关系

3.6 本章小结

本章对动力与热管理系统各工作模式的工作特性及对主发动机的影响进行了分析，并对传统飞机第二动力系统与动力与热管理系统的工作特性进行了对比，对动力与热管理系统的性能仿真做出了探索。

1. 仿真结果表明：PTMS 辅助动力模式下，在低速和高空中涡轮前温度较高，会造成涡轮前温度超过限制。在低速高空中 PTMS 辅助动力模式性能较差。

2. 以巡航模式产生的当量功率为基准，辅助/应急动力模式、战斗模式和油冷模式所产生的功率为其 2.31、1.57 和 0.76 倍。说明动力与热管理系统四种工作模式的作用和其特点相匹配。也验证了其结构和气路设计的合理性。

3.在高度为 5km 时,巡航模式、油冷模式和战斗模式各造成主发推力下降 3.27%、0.48% 和 0.05%。通过使用动力与热管理系统,使主发推力略有下降,但增加了飞机子系统的集成性。

4.动力与热管理系统相对于传统飞机第二动力系统 (APU),由于气路结构上的类似,其工作特性变化趋势相同,但耗油率大于传统飞机第二动力系统,功率小于传统飞机第二动力系统。从整个飞机系统来看,通过增加部分油耗,使得飞机辅助动力装置、应急动力装置、环境控制等功能集成为一体,这是非常有意义的。

第四章 动力与热管理系统与飞机综合匹配设计问题的分析与优化

4.1 前言

动力与热管理系统 (PTMS) 一共有四种工作模式, 其中除了辅助/应急动力模式外, 其他三种工作模式都需要从主发动机的压缩系统内获取高温高压气体, 作为动力与热管理系统运行的能量来源。而对于从压缩系统引气, 传统上有从风扇级引气和从压气机低压级、中间级和高压级引气这几种引气方案。从不同位置所引的气体的温度、压力各有不同, 因此不同的引气方案对于同一种工作模式的影响有着显著的差异。由于气路构造的不同, 对于需要从主发引气的动力与热管理系统三种工作模式, 相同的引气方案造成的影响各不相同。同时, 各引气方案对于主发动机也会造成一定的影响。因此, 我们需要利用所建立的模型对以上这些问题进行分析和研究。

参考传统的主发引气方式, 本文一共确定四种引气方案: 1. 风扇级引气。2. 主发压气机末端 (100% 压气机总压比处) 引气。3. 主发压气机中高压级 (85% 压气机总压比处) 引气。4. 主发压气机中间级 (50% 压气机总压比处) 引气。5. 主发压气机低压级 (15% 压气机总压比处) 引气。并修改原有模型, 建立考虑引气位置的动力与热管理系统模型。

4.2 动力与热管理系统引气位置的分析

4.2.1 不同引气方案对巡航模式的影响

由于 PTMS 需要引气的三种模式基本的气路结构相同, 飞机大部分时间处于巡航状态, 因此本节将以 PTMS 巡航模式为例, 详细分析不同的引气方案对于动力与热管理系统与主发动机的影响。

不同的引气方案, 最主要的区别是进入 PTMS 的气体温度和压力的不同。随着引气部位的后移, 所引气体的压力和温度也随之增高 (表 4.1)。

由图 4.1~4.4 可知, 不同的引气方案中, 风扇级、低压级中间级的引气方案的温度和压力较低, 在这三种引气方案下 PTMS 的当量功率在亚声速工作情况下都为负值。说明在 PTMS 的流量分配系数及环控系统流量分配系数不变的情况下, 这三种引气方案都不足以维持 PTMS 的正常运行。

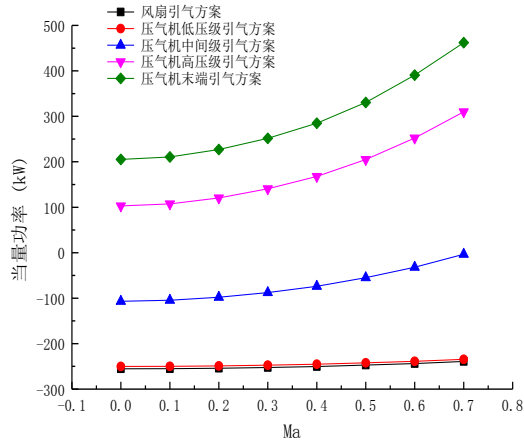


图 4.1 不同引气方案的功率 (H=3km)

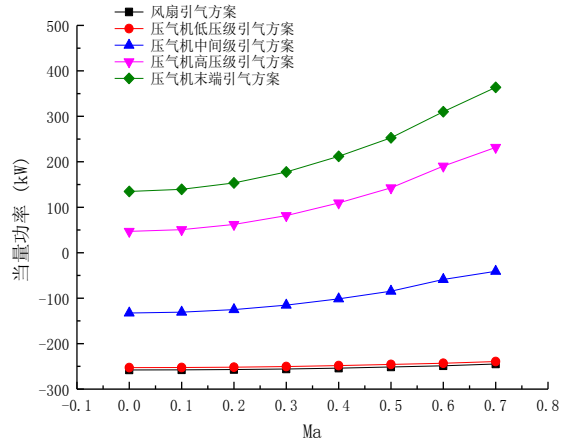


图 4.2 不同引气方案的功率 (H=4km)

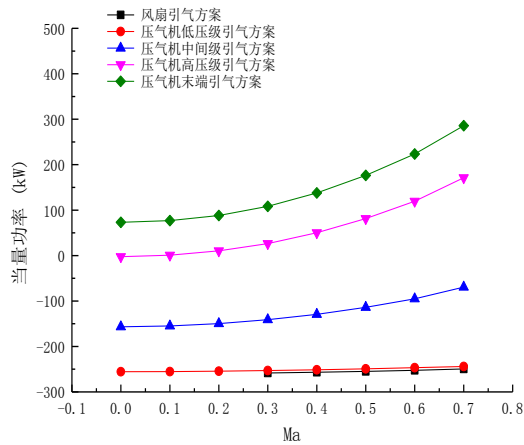


图 4.3 不同引气方案的功率 (H=5km)

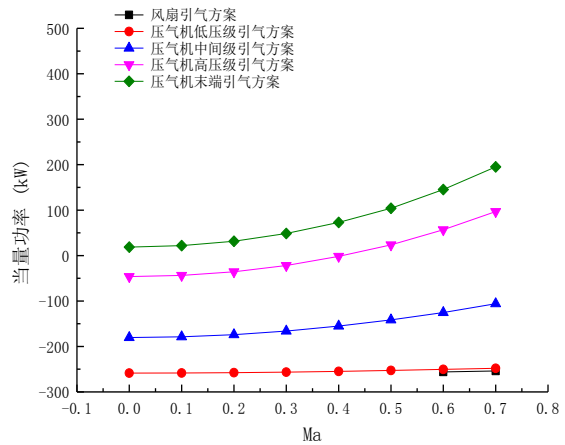


图 4.4 不同引气方案的功率 (H=6km)

表 4.1 巡航模式不同引气方案的气体参数 (H=4km, Ma=0.5)

引气位置	引气温度 (K)	引气压力(Pa)
风扇级	331.1	120803
低压级	336.0	125841
中间级	514.6	415846
高压级	615.2	702403
压气机末端	649.1	826356

对于高压级 (85%压气机总压比) 引气方案, 在高空 (H=5km, H=6km) 低速 (Ma<0.2, Ma<0.5) 下, PTMS 的当量功率小于 0, 因此, 在低空 (H=3km, H=4km) 以及高速 (Ma>0.2, Ma>0.5) 下 PTMS 可以维持正常工作。参考文献, 本文中假设飞机的巡航状态的功率需求为 120KW, 则只有在较低高度下 (H=3km), PTMS 可以满足飞机的功率需求。而在高空中, 需要以较高的速度才能使得动力与热管理系统运行正常 (图 4.5)。

对于压气机末端 (100%压气机总压比) 引气方案, 由于引气位置最为靠后, 因此当量功率也是最大的。在所有的飞行情况下, PTMS 的当量功率都大于零, 可以维持正常工作。相对于高压级的引气方案, 压气机末端的引气方案的正常工作包线有着明显的增加 (图 4.6)。

由以上分析可知, 对于风扇级引气和压气机低压及中间级引气方案, 不能支持 PTMS 的正常运行。因此 PTMS 只能从压气机高压级 (85%压气机总压比) 以上引气。而对于具体高压级引气位置的确定, 可以根据飞行任务的具体阶段要求制定具体的引气方案。需要功率

较少时，可以从 85% 压气机总压比处引气，而需要较多功率时，需要从更高压比处引气。

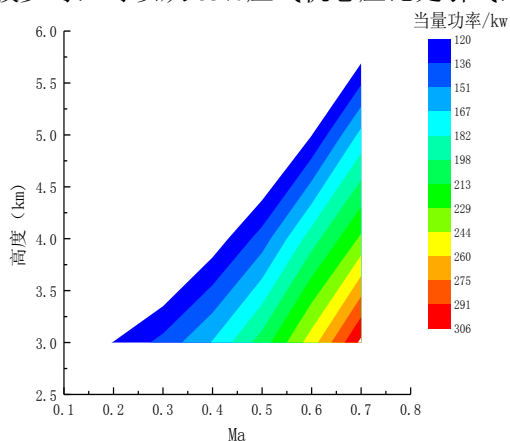


图 4.5 高压级引气 PTMS 正常工作的包线
(功率 > 120KW)

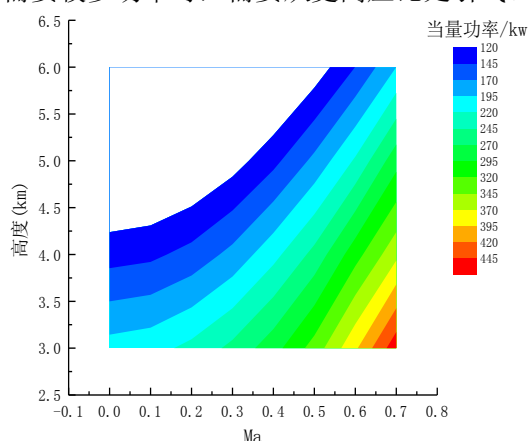


图 4.6 末端引气 PTMS 正常工作的包线
(功率 > 120KW)

4.2.2 不同引气方案对于巡航模式主发动机的影响

引气会使主发的内涵流量减小，必然会造成主发的性能下降。但是不同的引气方案，对主发性能的影响程度不同。

1. 不同引气方案对于主发动机流量的影响

由图 4.7 可知，随着引气部位的后移，引气量逐渐增大。因为随着引气部位的后移，PTMS 的引气温度和引气压力是逐渐增加的，压比变大，当转速不变的情况下，折合转速变大，从而在特性图上通过线性插值得到的流量变大。同时由图可知，其中低压级和风扇级引气流量的差距很小，低压级引气流量相对于风扇级引气流量平均差距只有 1.38%，0.075kg/s。说明当压比较小时，不同引气方案之间的差距非常小。

由图 4.8 可知，在不同的引气方案下，主发流量损失比例不超过 4.3%，使用 PTMS 对于主发流量影响很小。由图可知，随着飞行马赫数的增加，PTMS 的引气量占主发的流量是逐渐减少的。这是因为随着飞行马赫数增加直接影响主发动机压气机进口总温总压，从而影响流量。而飞行马赫数的变化对 PTMS 流量的影响，是通过主发动机压气机的气体参数改变而间接作用的。从而 PTMS 的流量增加速率小于主发流量增加速率，PTMS 的引气量占主发的流量逐渐减少。由于引气对于主发动机的影响最重要的一方面是流量的影响，因此我们也可以判断出，随着马赫数的增加，PTMS 对于主发动机的影响逐渐减小。

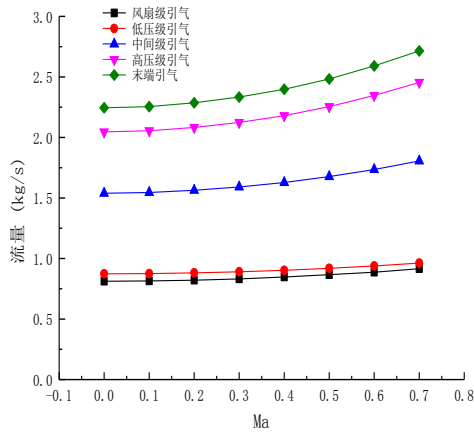


图 4.7 不同引气方案 PTMS 引气量 (H=4km)

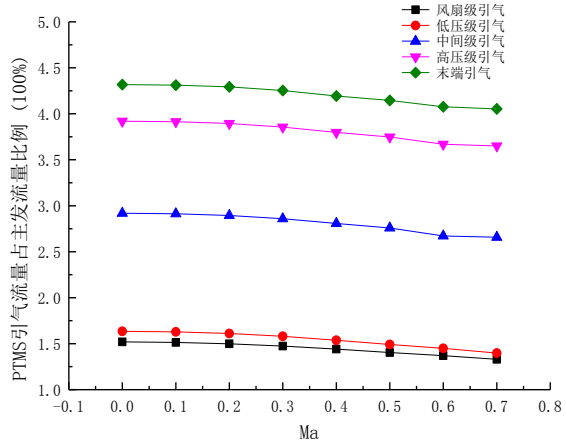


图 4.8 不同引气方案 PTMS 引气量占主发流量比例 (H=4km)

2.不同引气方案对于主发动机推力的影响

由图 4.9 不同引气方案下主发动机推力 至图 4.12 末端引气方案下 PTMS 的飞行包线可知,引气部位越靠后,推力损失越大。且随着马赫数的增加,主发推力减小程度逐渐增加。这是因为随着引气部位的后移,PTMS 引气温度和压力逐渐增加,使得引气量逐渐增加,推力损失增加。而随着马赫数的增加,引气量占主发动机流量比例逐渐减小,损失气体的压力和温度逐渐增加,损失气体的能量逐渐增加,使得推力减小程度逐渐增加。

由表 4.2 可知,在不同的引气方案下,主发推力损失一般不超过 4%。主发推力损失主要为引气造成的流量损失。在 PTMS 巡航模式下,气路主要分为三部分:一部分进入动力涡轮产生功率,并经过主发尾喷管排出;一部分进入驾驶舱调节压力和温度,并经排气阀排出;一部分在 PTMS 内部循环冷却。由以上分析可知,在 PTMS 稳定工作后,主发的流量损失主要在于驾驶舱的排气部分,而这一部分的流量在整个 PTMS 总中只占很小的一部分,此工作模式中只有 10%。

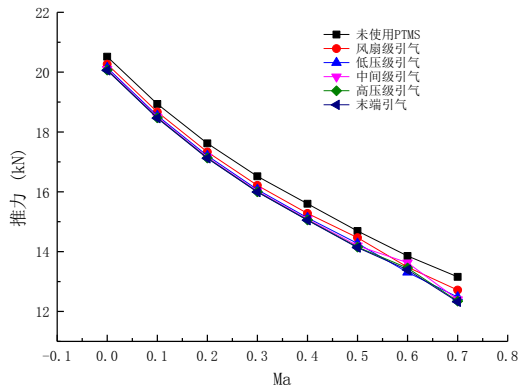


图 4.9 不同引气方案下主发动机推力 (H=4km)

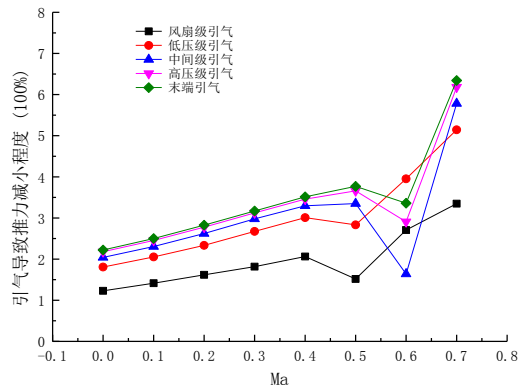


图 4.10 不同引气方案下主发推力减小程度 (H=4km)

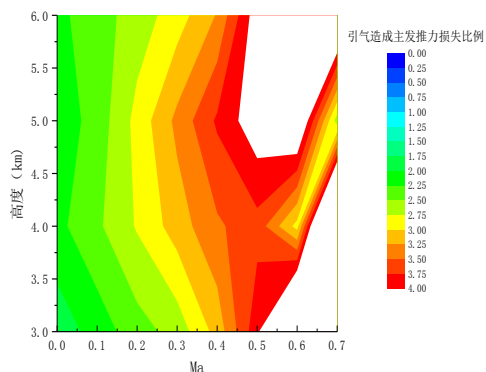


图 4.11 高压级引气方案下 PTMS 的飞行包线 (推力损失<4%)

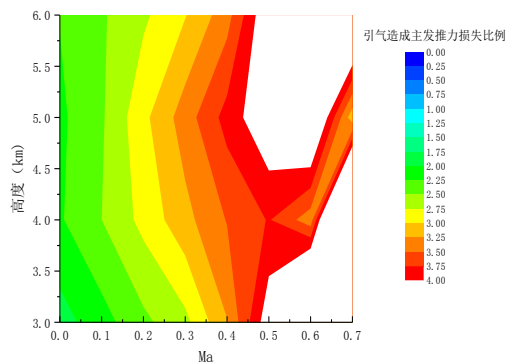


图 4.12 末端引气方案下 PTMS 的飞行包线 (推力损失<4%)

表 4.2 不同引气方案下主发动机推力平均减小程度 (H=4km)

引气方案	相对于未加入 PTMS 时推力平均下降百分比
风扇级	1.96
低压级	2.98
中间级	3.00
高压级	3.34
压气机末端	3.46

3.不同引气方案对于主发动机耗油率的影响

由图 4.13、4.14 及表 4.3 可知，随着引气位置的后移，耗油率逐渐增加。模型的燃油流量不变，耗油率与推力变化成反比例关系。随着引气位置的变化，导致推力的损失越来越大，则耗油率也逐渐增加。由表 4.3 还可知，不同的引气方案使得主发耗油率增加最多 3.6%，对于主发动机是可以接受的。

同时由图 4.15、4.16 可知，以主发耗油率损失为主发正常工作标准，在低空高马赫数时主发耗油率损失较大，主发动机不能正常工作。这是由于在低空高马赫数时，主发压气机进口总温总压较大，导致 PTMS 引气温度和压力较大，造成引气流量较大，使得主发推力损失变大，而燃油流量不变，从而耗油率较大。

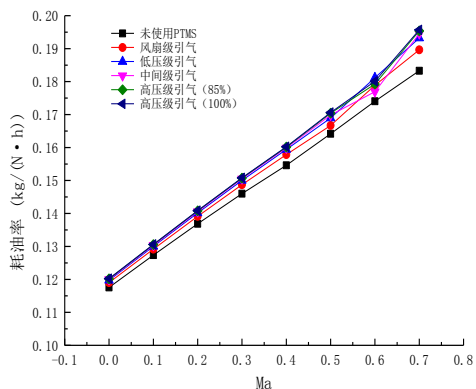


图 4.13 不同引气方案下主发动机耗油率 (H=4km)

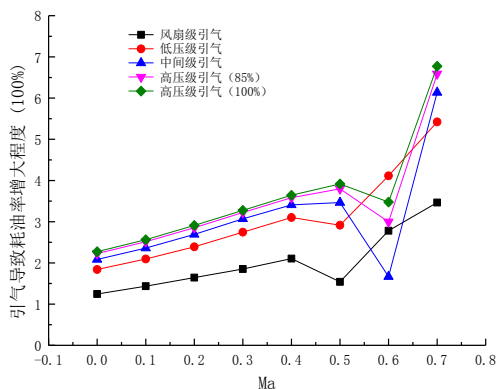


图 4.14 不同引气方案下主发耗油率增大程度 (H=4km)

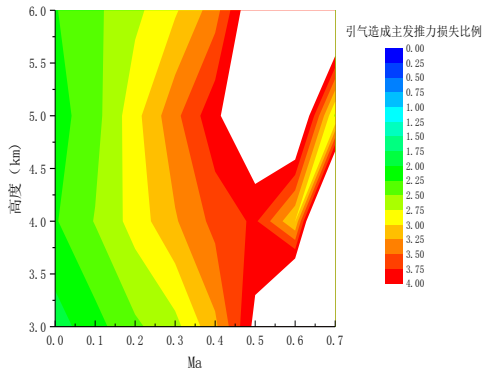


图 4.15 高压级引气 PTMS 的飞行包线
(耗油率损失<4%)

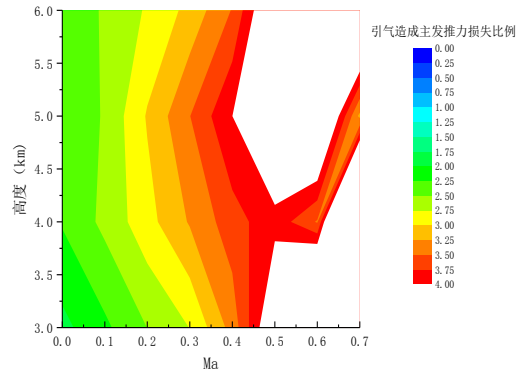


图 4.16 末端引气 PTMS 的飞行包线
(耗油率损失<4%)

表 4.3 不同引气方案下主发动机耗油率平均增大程度 (H=4km)

引气方案	相对于未加入 PTMS 时耗油率增加百分比
风扇级	2.01
低压级	3.08
中间级	3.11
高压级	3.47
压气机末端	3.60

4.不同引气方案对于主发动机涡轮前温度的影响

由图 4.17、4.18 可知，随着引气位置的后移，主发涡轮前温度逐渐增加。由燃烧室能量公式可知，由于引气位置后移，PTMS 引气流量增大，主发流量减少，造成风扇/压气机的出口温度升高，进而燃烧室进口温度升高。燃油流量不变，造成燃烧室出口温度增加，也即涡轮前温度升高。

引气位置的后移造成涡轮前温度的升高，但是对于压气机和风扇两个不同的部件，影响程度是不同的。由表 4.4 可知，不同引气方案使得涡轮前温度增加比例最多提高 2.13%，增加比例不多，对于主发动机是可以接受的。同时由于压气机低压级引气比风扇级引气造成的主发流量损失更小，因此会造成风扇级引气涡轮前温度增加比例（1.33）大于低压级引气方案（1.05）的情况。

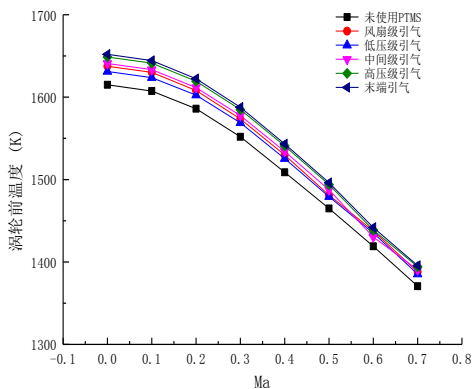


图 4.17 不同引气方案主发动机涡轮前温度
(H=4km)

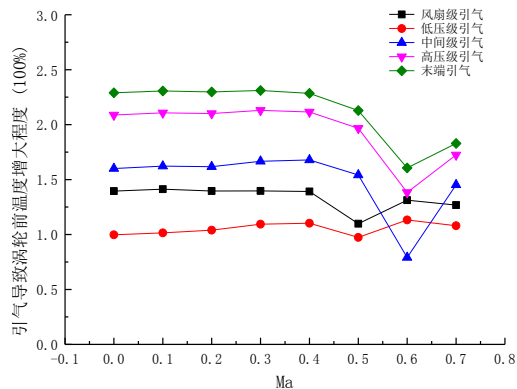


图 4.18 不同引气方案主发涡轮前温度增大程度
(H=4km)

表 4.4 不同引气方案下主发动机涡轮前温度平均增大程度 (H=4km)

引气方案	加入 PTMS 时涡轮前温度增加百分比
风扇级	1.33
低压级	1.05
中间级	1.50
高压级	1.95
压气机末端	2.13

$$q_{m,f} H_u \eta_b + q_{m,f} h_f(T_{f0}) + q_{m,a3} h_a(T_3) = q_{m,f} h_f(T_4) + q_{m,a3} h_g(T_4)$$

T_{f0} —— 进入燃烧室的燃油温度;

h_a 、 h_g 、 h_f —— 分别为 1kg 空气、燃气及燃油的热焓。

5. 不同引气方案对于主发动机涵道比的影响

由图 4.19, 4.20 和表 4.5 可知, 随着引气位置的后移, 涵道比逐渐减小。随着引气位置的后移, 引气流量逐渐增加。引气造成内涵和外涵的流量都逐渐减小, 外涵流量减小的程度大于内涵流量减小程度, 从而涵道比逐渐减小。

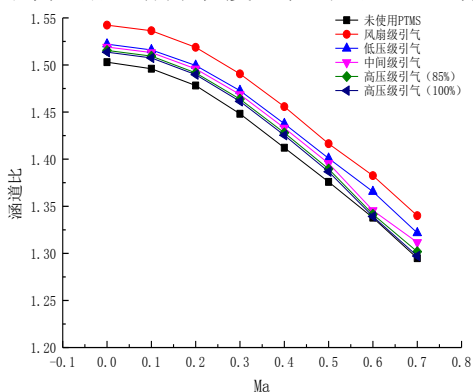


图 4.19 不同引气方案下主发动机涵道比 (H=4km)

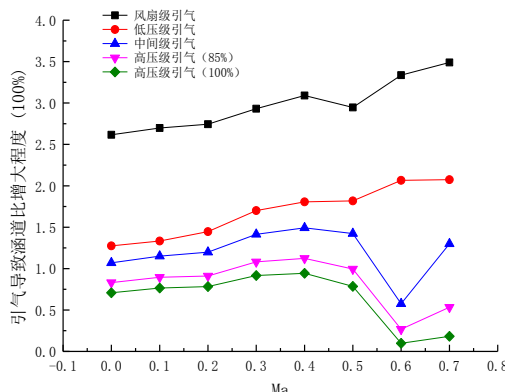


图 4.20 不同引气方案下涵道比增大程度 (H=4km)

表 4.5 不同引气方案下主发动机涵道比平均增大程度 (H=4km)

引气方案	加入 PTMS 时涵道比增加百分比
风扇级	2.98
低压级	1.69
中间级	1.20
高压级	0.83
压气机末端	0.65

4.3 动力与热管理系统引气流量分配问题的分析

对于动力与热管理系统, 不仅需要确定从主发动机压缩系统引气的具体位置, 还需要确定从主发所引气体怎样分配。对于 PTMS 的辅助/应急动力模式、战斗模式、油冷模式、巡航模式, 这四种工作模式的气路基本相同, 一共存在两处流量分配问题: 一是动力部分与环控部分的流量分配问题, 二是驾驶舱环控流量与航电设备环控部分流量分配问题。不同的流量分配方案对于不同的工作模式有着不同的影响。这两处的流量分配对于各工作模式有着怎样的影响, 是我们这一章所要讨论的内容。

由于动力与热管理系统四种工作模式气路基本相同, 本节将以辅助/应急动力模式为例, 详细分析不同的引气方案对于动力与热管理系统与主发动机的影响。

4.3.1 动力部分与环控部分的流量分配问题

动力部分与环控部分的流量分配,主要体现在动力与热管理系统的流量,用来驱动动力涡轮产生功率以及用来进行环境控制的比例。本文将其定义为流量分配系数,即动力涡轮经过流量与进入 PTMS 总流量之比。进入动力部分的流量越多,则产生功率越多;进入环控系统流量越多,则用来冷却航电设备和驾驶舱的气体越多。在保证 PTMS 能够正常运行的前提下,需要平衡两者的关系。

1. 当量功率与流量分配系数关系

不同的流量分配系数,造成动力部分与环控部分的流量不同,随着流量分配系数的增大,进入动力部分的流量随之增大,而进入环控部分的流量逐渐减少。从而导致动力与热管理系统产生的功率变大,但用来进行环控的气流流量减少。

图 4.21、4.23、4.25 可知,在地面状态 ($H=0\text{km}$) 低流量分配系数 ($k_1=0.3$) 的情况下,PTMS 的当量功率为负值。说明在低流量分配系数的情况下,地面状态不足以支持 PTMS 的运行。在低空 ($H=3\text{km}$) 和 高空 ($H=6\text{km}$) 状态下,PTMS 的当量功率显著大于地面状态下的当量功率。这里假设飞机的功率需求为 150KW 。则只有在高空状态下,PTMS 可以在较宽广的流量分配系数变化范围 ($k_1=0.3\sim 0.7$) 下维持飞机的正常运行。而在地面和低空中,需要以较大的流量分配系数 ($k_1>0.6$) 才能达到使飞机正常运行的目标 (图 4.22、4.24、4.26)。

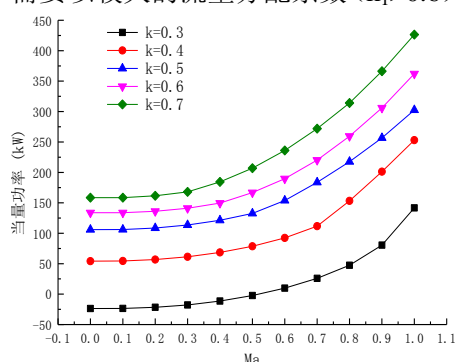


图 4.21 地面状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量功率 ($H=0\text{km}$)

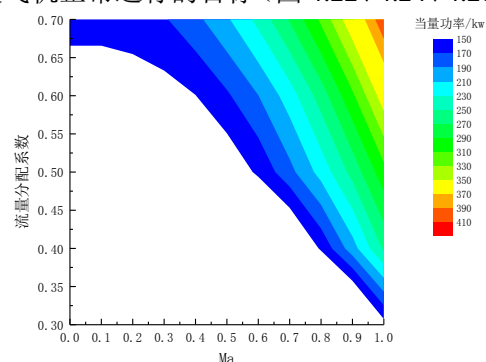


图 4.22 地面状态 PTMS 的功率飞行包线 ($H=0\text{km}$, 功率 $>150\text{kw}$)

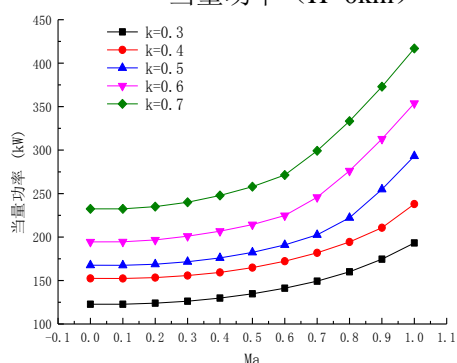


图 4.23 低空状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量功率 ($H=3\text{km}$)

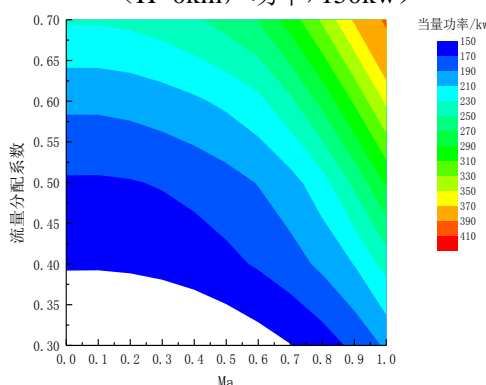


图 4.24 低空状态 PTMS 的功率飞行包线 ($H=3\text{km}$, 功率 $>150\text{kw}$)

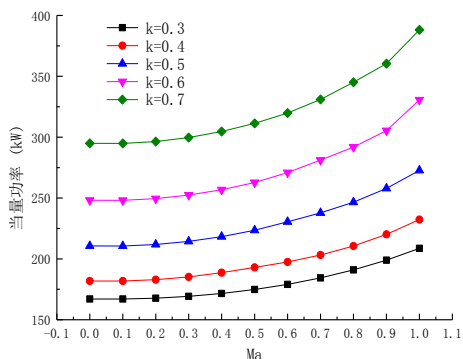


图 4.25 高空状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量功率 (H=6km)

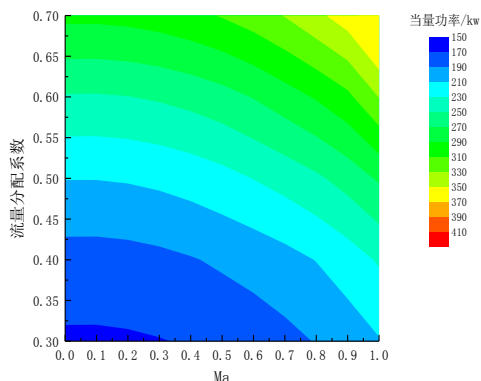


图 4.26 高空状态 PTMS 的功率飞行包线 (H=6km, 功率>150kw)

2.PTMS 当量耗油率与流量分配系数关系

随着流量分配系数的增大, 进入动力部分的流量随之增大, 产生的功率也逐渐增大。而模型燃油流量不变, 则随着流量分配系数的增加, 当量耗油率在逐渐减小。

图 4.27、4.29、4.31 可知, 在地面状态和小流量分配系数 (H=0km, k=0.3) 下, PTMS 的当量耗油率为负值, 这是因为当量功率为负值的缘故。说明在流量分配系数 k=0.3 的情况下, 地面状态不足以支持 PTMS 的运行。在低空 (H=3km) 和 高空 (H=6km) 状态下, PTMS 当量耗油率的飞行包线大于地面状态下的飞行包线。本文中假设飞机的当量耗油率正常情况下小于 $2\text{kg}/(\text{kN}\cdot\text{h})$ 。则只有在高空状态下, PTMS 可以在较宽广的流量分配系数变化范围 ($k_1=0.3\sim 0.7$) 下维持飞机的正常运行。而在地面和低空中, 需要以较大的流量分配系数 ($k_1>0.38$) 才能达到使飞机正常运行的目标 (图 4.28、4.30、4.32)。

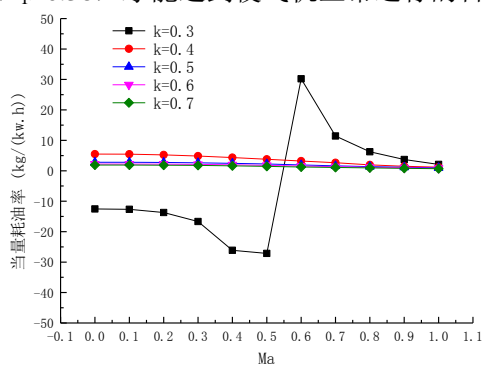


图 4.27 地面状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量耗油率 (H=0km)

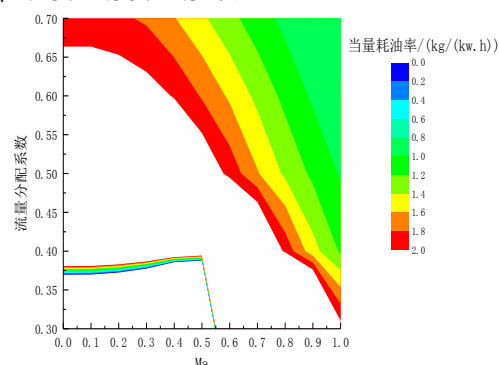


图 4.28 地面状态 PTMS 的耗油率飞行包线 (H=0km, 当量耗油率<2kg/(kN·h))

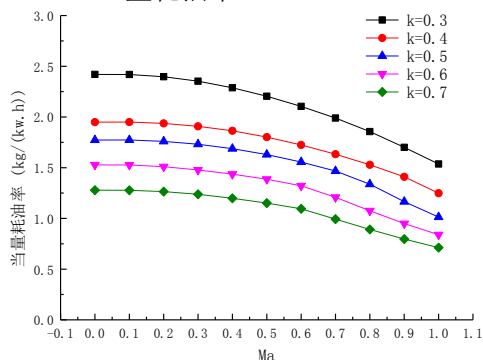


图 4.29 低空状态不同流量分配系数下 PTMS 的当

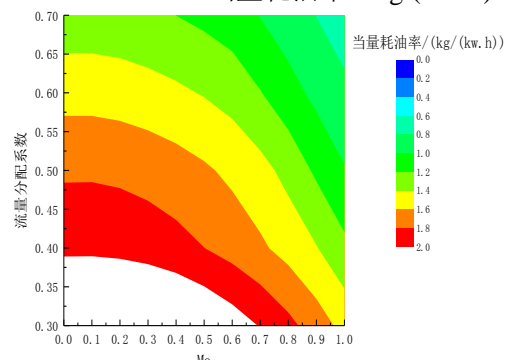


图 4.30 低空状态 PTMS 的耗油率飞行包线

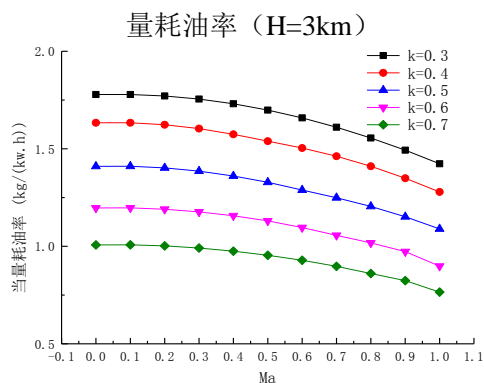


图 4.31 高空状态不同流量分配系数下 PTMS 的当量耗油率 (H=3km)

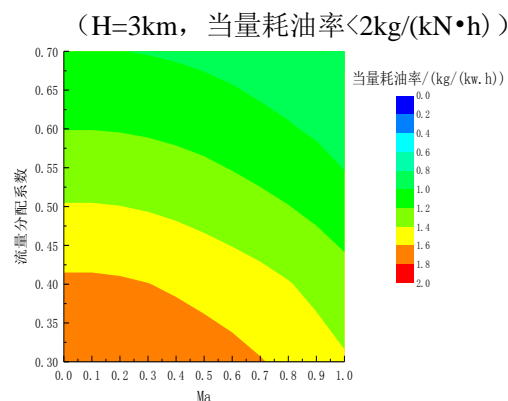


图 4.32 高空状态 PTMS 的耗油率飞行包线 (H=3km, 当量耗油率<2kg/(kN·h))

3.动力涡轮前温度与流量分配系数关系

随着流量分配系数的增大，进入动力部分的流量随之增大，模型中假设燃油流量不变，燃烧室充分燃烧，不考虑油气比的影响。从而动力涡轮前温度逐渐降低。

图 4.33、4.35、4.37 可知，在不同的流量分配系数下，在地面状态 (H=0km) 下，PTMS 的动力涡轮前温度都较小，而在低空状态 (H=3km) 和高空状态 (H=6km) 则温度较高。说明在小流量分配系数 ($k_1 < 0.6$) 的情况下，只有地面状态可以支持 PTMS 的运行。在低空 (H=3km) 和高空 (H=6km) 状态下，PTMS 的动力涡轮前温度远大于地面状态下的动力涡轮前温度，需要更大的流量分配系数。本文中假设飞机的正常工作时涡轮前温度小于 1800K。则只有在地面状态下，PTMS 可以在低流量分配系数 ($k_1 > 0.48$) 下维持飞机的正常运行。而在高空和低空中，需要以较大的流量分配系数 ($k_1 > 0.67$) 才能达到使飞机正常运行的目标 (图 4.34、4.36、4.38)。

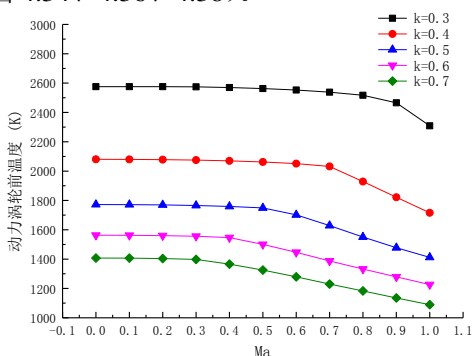


图 4.33 地面状态不同流量分配系数下 PTMS 动力涡轮前温度 (H=0km)

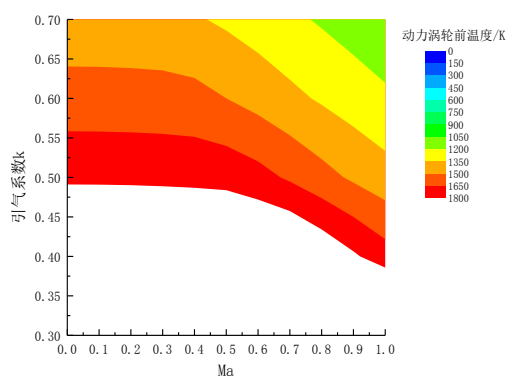


图 4.34 地面 PTMS 的涡轮前温度飞行包线 (H=0km, 涡轮前温度<1800K)

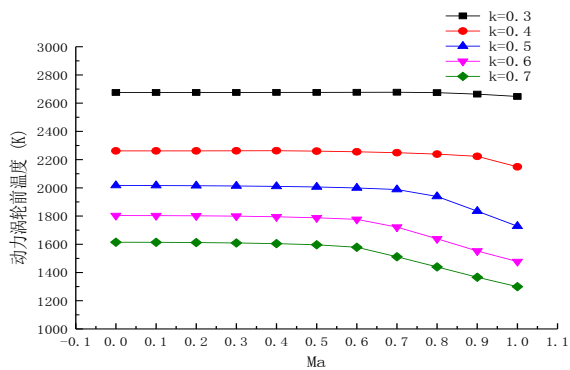


图 4.35 低空状态不同流量分配系数下 PTMS 动力涡轮前温度 (H=3km)

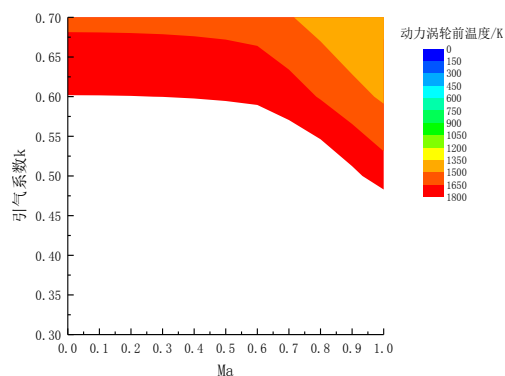


图 4.36 低空 PTMS 的涡轮前温度飞行包线 (H=3km, 涡轮前温度<1800K)

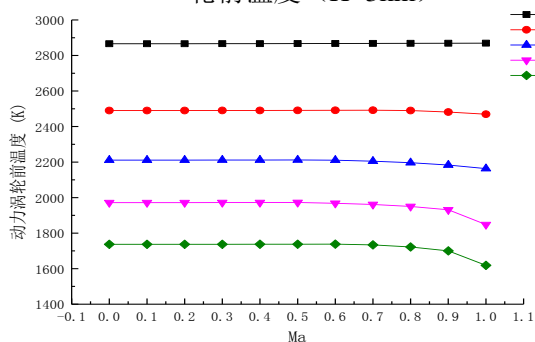


图 4.37 高空状态不同流量分配系数下 PTMS 动力涡轮前温度 (H=6km)

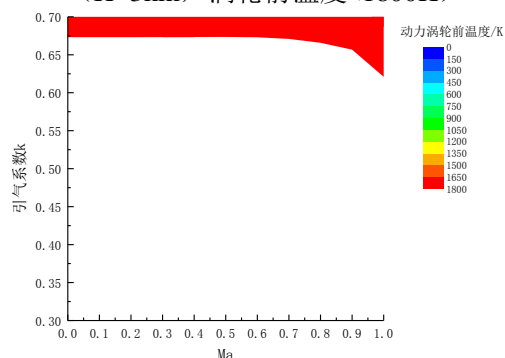


图 4.38 高空 PTMS 的涡轮前温度飞行包线 (H=6km, 涡轮前温度<1800K)

4.3.2 航电设备与驾驶舱的流量分配问题

环控部分的流量分配问题，实际上为进入环控系统的气体，用来进入冷却涡轮冷却航电设备以及进入驾驶舱进行驾驶舱空气调节的比例。我们称为环控流量分配系数，即经过航电设备热交换器与的流量与进入 PTMS 环控部分总流量之比。进入冷却涡轮部分的流量越多，则冷却航电设备的气体越多；进入驾驶舱流量越多，则用来进行驾驶舱环境调节的气体越多。在保证 PTMS 正常工作、驾驶舱环控需求以及航电设备冷却的情况下，需要平衡二者的关系。

1. 当量功率与环控流量分配系数关系

不同的环控流量分配系数，造成驾驶舱与航电设备的流量不同，随着流量分配系数的增大，进入冷却涡轮的流量随之增大，而进入驾驶舱的流量逐渐减少。

环控部分的流量分配决定着进入驾驶舱与航电设备的流量比例，冷却航电设备的流量通过重新进入压气机再进行循环的方式影响 PTMS 的压气机消耗功率，从而影响 PTMS 的当量功率。但是，对于 PTMS，由于其主要作用是输出功率，产生电能和液压能，在流量分配系数里，动力部分的流量大于环控部分的流量。环控部分流量相对于动力部分流量，只是很小一部分。因此，在不同的流量分配系数下，PTMS 当量功率的差别很小。

随着环控流量分配系数的增加，进入冷却涡轮的流量逐渐增大，也即循环再次进入压气机的冷却部分流量逐渐增加，压气机消耗的功率也在增加。由之前的 PTMS 性能分析可知，

只需要考虑动力涡轮产生功率。流量分配系数不变，动力涡轮产生功率不变，则 PTMS 当量功率逐渐减小（图 4.39、4.41、4.43）。

由图 4.40、4.42、4.44 可知，PTMS 的功率与环控流量分配系数相关性很小，而与飞行马赫数紧密相关。由以上分析可知，PTMS 功率主要由动力涡轮产生，即主要与流量分配系数相关，而与环控流量分配系数关联性很小。而 PTMS 的功率与飞行马赫数及飞行高度的关系，在动力与热管理系统性能分析中已经详细分析，这里不再赘述。

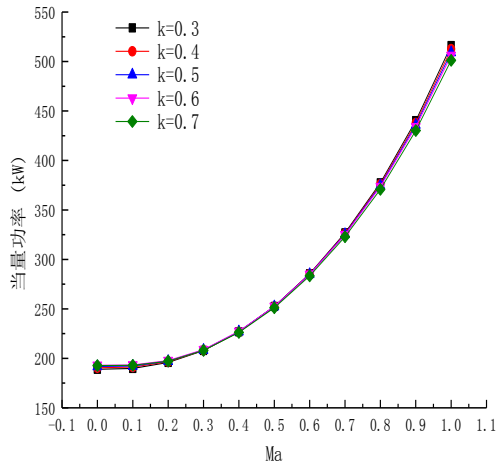


图 4.39 地面状态不同流量分配系数下 PTMS 当量功率 (H=0km)

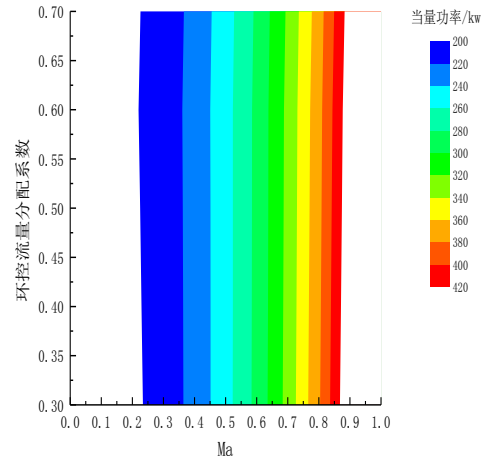


图 4.40 地面状态 PTMS 的功率飞行包线 (H=0km, 功率>200kw)

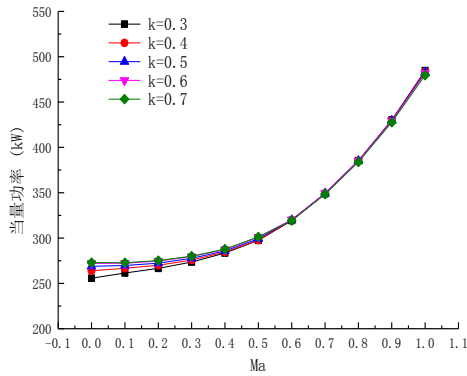


图 4.41 低空状态不同流量分配系数下 PTMS 当量功率 (H=3km)

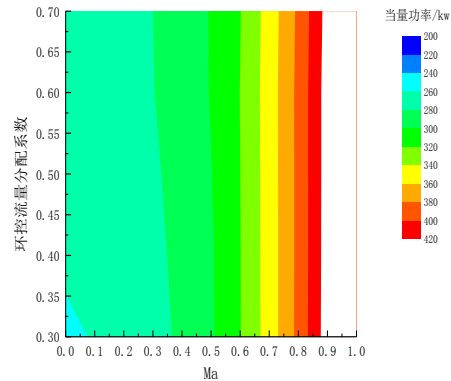


图 4.42 低空状态 PTMS 的功率飞行包线 (H=3km, 功率>200kw)

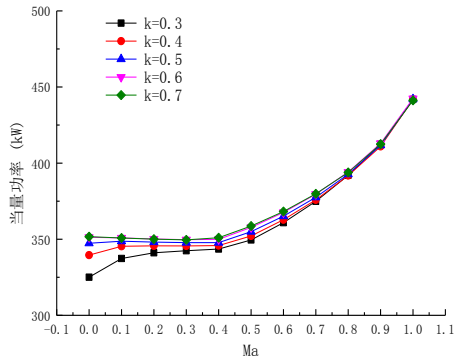


图 4.43 高空状态不同流量分配系数下 PTMS 当量功率 (H=6km)

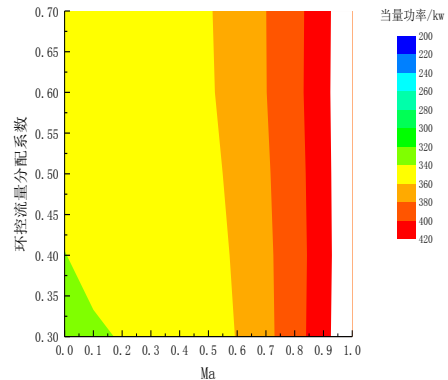


图 4.44 高空状态 PTMS 的功率飞行包线 (H=6km, 功率>200kw)

表 4.6 PTMS 不同环控流量分配系数下当量功率的对比

分配系数	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
当量功率	1.000	0.999	0.997	0.996	0.990

2. 驾驶舱空气流量与环控流量分配系数关系

驾驶舱需要保证一定的空气流量，从而调节其压力和温度。由图 4.45、4.47、4.49 可知，随着环控流量分配系数的增大，进入航电设备热交换器的流量增大，而进入驾驶舱的流量逐渐减小。随着高度的增加，空气密度减小，导致相同飞行马赫数的情况下，进入驾驶舱的流量减小。同时，由图 4.46、4.48、4.50 可知，若以驾驶舱环控流量大于 0.2kg/s 为 PTMS 正常工作条件，则随着飞行高度的增加，PTMS 正常工作的飞行包线越来越小，这意味着在高空，需要调小环控分配系数，才能保证动力与热管理系统的正常工作。

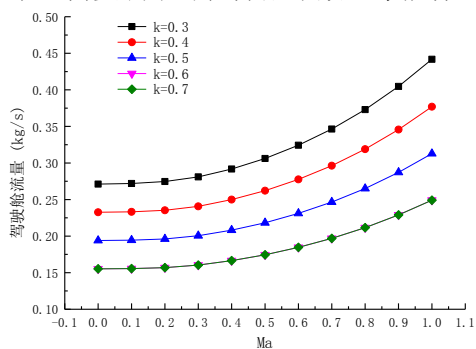


图 4.45 地面状态不同环控流量分配系数下驾驶舱流量 (H=0km)

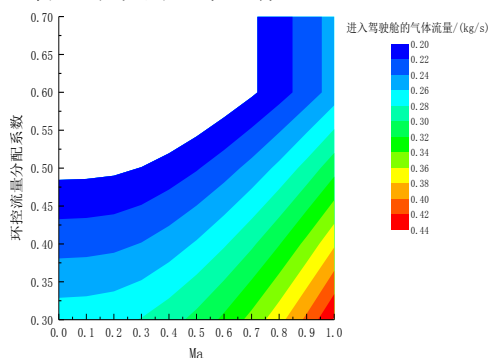


图 4.46 地面 PTMS 的驾驶舱流量飞行包线 (H=0km, 驾驶舱流量>0.2kg/s)

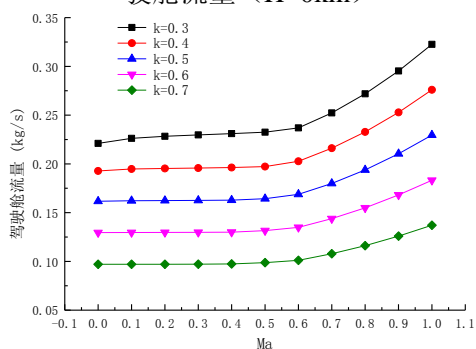


图 4.47 低空状态不同环控流量分配系数下驾驶舱流量 (H=3km)

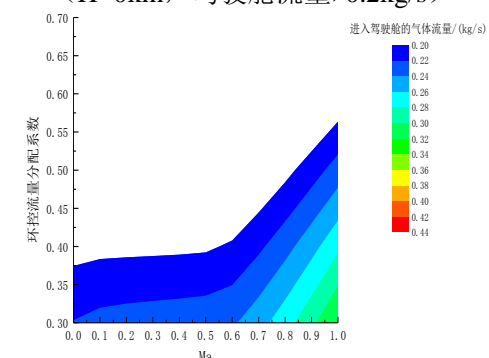


图 4.48 低空 PTMS 的驾驶舱流量飞行包线 (H=3km, 驾驶舱流量>0.2kg/s)

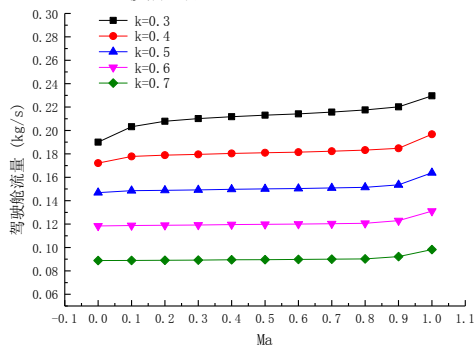


图 4.49 高空状态不同环控流量分配系数下驾驶舱流量 (H=6km)

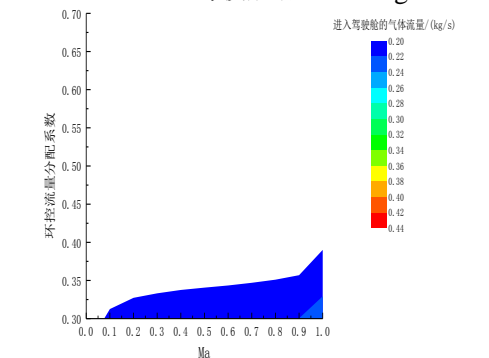


图 4.50 高空 PTMS 的驾驶舱流量飞行包线 (H=6km, 驾驶舱流量>0.2kg/s)

3.PTMS 当量耗油率与环控流量分配系数关系

由图 4.51、4.53、4.55 可知，PTMS 的功率与环控流量分配系数相关性很小。由上文分析可得，由于 PTMS 功率随环控流量分配系数变化很微弱，而且燃油流量不变，导致环控流量分配系数对耗油率影响很小。同时由图 4.52、4.54、4.56 可知，当量耗油率与飞行马赫数密切相关，在地面状态和低空状态低马赫数飞行时，耗油率较高。这在之前的 PTMS 特性分析中已经详细分析了，这里不再赘述。

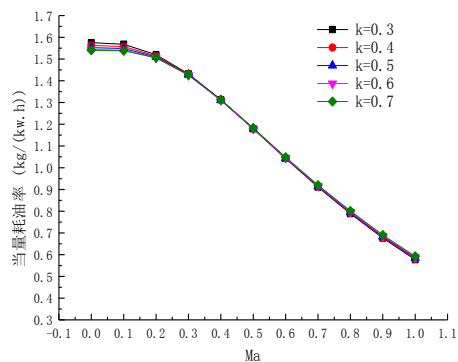


图 4.51 地面状态不同环控流量分配系数下 PTMS 当量耗油率 (H=0km)

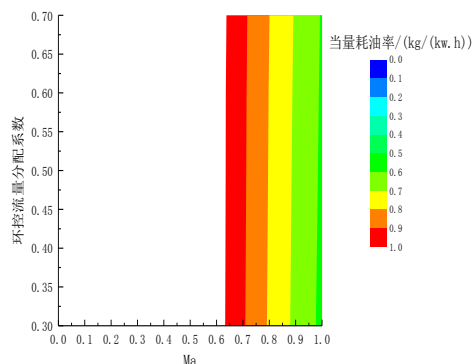


图 4.52 地面 PTMS 的当量耗油率飞行包线 (H=0km, 当量耗油率<1kg/(kN·h))

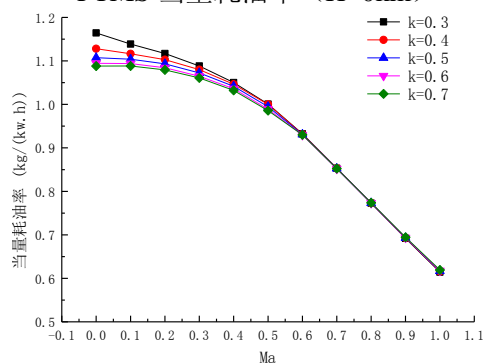


图 4.53 低空状态不同环控流量分配系数下 PTMS 当量耗油率 (H=3km)

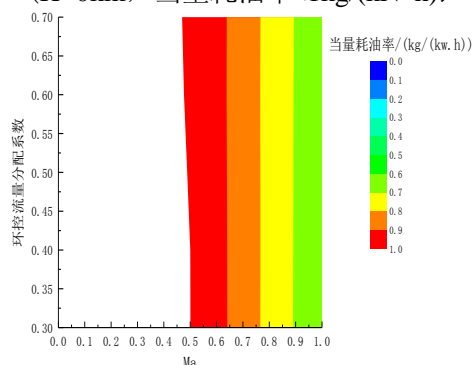


图 4.54 低空 PTMS 的当量耗油率飞行包线 (H=3km, 当量耗油率<1kg/(kN·h))

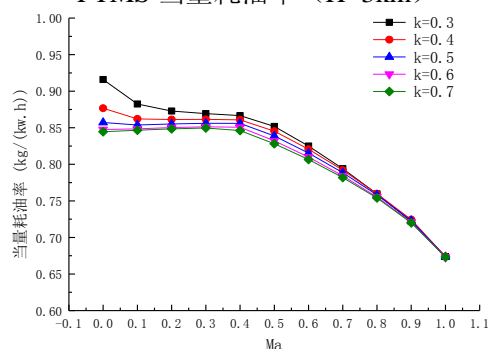


图 4.55 高空状态不同环控流量分配系数下 PTMS 当量耗油率 (H=6km)

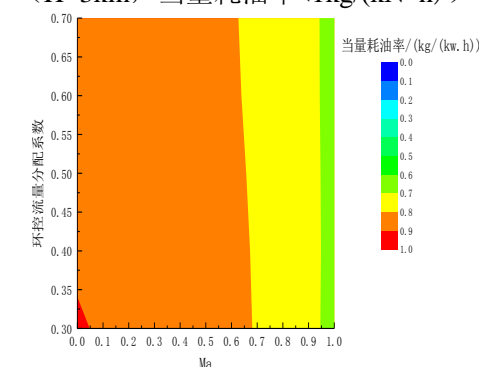


图 4.56 高空 PTMS 的当量耗油率飞行包线 (H=6km, 当量耗油率<1kg/(kN·h))

4.4 动力与热管理系统与飞机综合匹配问题的优化

4.4.1 多目标优化方法的确定

现实世界中几乎所有问题都存在多个目标，而这些目标通常是相互冲突，相互竞争的。

一个目标的优化往往同时造成其他目标性能的降低。也就是说,不存在使各个目标都同时达到最优的解,而只能对他们进行妥协和折衷处理^[20]。

多目标最优化问题,也称为多标准优化(Multi-objective optimization problem, Mop)。就是寻找满足约束条件和所有目标函数的一组决策变量和相应各目标函数值的集合(Pareto 最优解),并将其提供给决策者^[21]。由决策者根据偏好或效用函数确定可接受的最优解。从数学的角度上, Pareto 最优解集中所有的解都为可以接受的解,解与解之间不存在明显的差异。但在实际中,人们需要从 Pareto 最优解集中挑选一个解作为最优解,挑选最优解的这个过程称为决策。按照决策和优化的顺序不同,多目标优化方法可以分为以下几类^[22]:

- 1.在搜索前决策。多目标优化的目标被合成一个单目标优化问题。其中包含着决策者对于各个目标的喜好和倾向。这一类方法的优点显而易见。较为成熟的单目标优化算法都可以被无需改变地使用。缺点也很明显,决策者在问题求解初期,很可能也没有相应的领域知识或合适的手段来指导将多目标合成为单目标。
- 2.在决策前搜索。在没有任何喜好信息的情况下进行优化。搜索过程的结果是候选解的集合(Pareto 最优解集),然后由决策者最终做出选择。此类方法排除了决策者的喜好信息,无指导地进行搜索,但这无疑会增加搜索空间的复杂度和算法设计的难度。
- 3.在搜索的过程中进行决策。在优化过程的每一步,首先求得一些优化方案,然后决策者再给出喜好和倾向。按照这样的步骤,一次次进行更深层次的优化。此类算法需要设计相应的策略,在解的搜索过程中加入适当的决策者的指导信息。需要决策者和搜索系统长时间交互,需要的时间和计算量也是最大的。
- 4.没有明显的偏好信息。不属于以上任何一类。

通过上两节的研究可知,仅仅调节引气位置或引气的流量分配系数只能提高动力与热管理系统或者主发动机的某些方面性能,而对于动力与热管理系统与主发动机的耦合系统性能可能保持不变甚至有下降的趋势。单独考虑动力与热管理系统,我们希望其引气位置尽量靠后,从而使得引气的温度和压力最高,产生最大的功率。而对于主发动机,则希望引气的位置靠前,使得动力与热管理系统对于主发动机的影响降低到最小。对于动力与热管理系统与主发动机的耦合系统,我们希望的情况是动力与热管理系统提供的功率最大,同时主发的推力下降最小,耗油率升高最少。因此,动力与热管理系统与主发动机的耦合系统的引气位置与引气流量分配系数形成了一个总体性能多目标优化问题。

本节将根据之前两节研究的成果,探讨如何利用多目标优化,提高动力与热管理系统与主发动机的耦合系统在一定飞行状况和调节规律下的性能。为了减少计算时间,减小计算量,本文对于多目标优化问题中搜索与决策的次序为搜索前决策,将多目标优化合成单目标优化问题进行求解。

4.4.2 单目标优化方法的确定

单目标约束最优化问题,指的是自变量满足约束条件的情况下,单个目标函数最小化的

问题。一般的约束最优化问题的数学模型为：

$$\min f(x), h_i(x) = 0, i = 1, 2, 3, \dots, k \quad (4.1)$$

$$\min f(x), g_j(x) \geq 0, j = 1, 2, 3, \dots, k \quad (4.2)$$

有约束的最优化问题的求解，其中一种常用的方法是在可行域上搜索最优点，即所谓直接方法，如可行方向法，复合形法和随机试验法等。直接方法算法简单，直观性强，对函数无特殊要求，但是这种方法计算量大，收敛慢，效率低，不适合于维数高、函数并不复杂，精度高的问题。

因此在实际运用中，我们一般是将有约束最优化问题转化为一系列无约束最优化问题求解。将有约束最优化问题转化为无约束最优化问题，即所谓的序列无约束最小化技术，简记为 SUMT (Sequential Unconstrained Minimization Technique)。序列无约束最小化技术常用的有惩罚函数法，广义乘子法这两种方法。惩罚函数法基本思想是将一个有约束的优化问题转化为一系列的无约束优化问题来求解。为此，对于约束优化问题，引入一个新的目标函数，即罚函数。根据惩罚项的不同函数形式，又可将惩罚函数法分为外惩罚函数法、内惩罚函数法和混合函数法。广义乘子法是对罚函数法的部分改进，它克服了罚函数在一些特殊情况下的病态性质，但计算较为复杂，且计算时间较长。在本文中，采用罚函数法就可以很好地求出问题的最优点，因此本文将使用混合惩罚函数法将有约束的优化问题转化为无约束优化问题来求解。

对于无约束最优化问题的寻优方法，一般有两种：梯度法和直接搜索法。梯度法需要函数的导数可求，一般有最速下降法，牛顿法，共轭梯度法等。直接搜索法则不需要函数的导数可求，适用于高度非线性目标函数，没有导数或者导数很难计算的情况。直接搜索法常用的方法为单纯形法。

本文使用单纯形法作为无约束最优化问题的寻优方法，有以下优点：1.不必计算目标函数梯度,也不受变量之间的交互影响。2.相对于其他无约束方法，较少次数的迭代即可得到最优解。

4.4.3 罚函数法和单纯形法简介

1 惩罚函数法：惩罚函数法是一种用来求解约束优化问题的间接解法^[23]。它的基本思想使将一个有约束的优化问题转化为一系列的无约束优化问题来求解。为此，对于约束优化问题，引入一个新的目标函数，即罚函数：

$$\Phi(\bar{x}, \gamma^{(k)}) = f(\bar{x}) + \gamma^{(k)} \left[\sum_{i=1}^m G(g_i(\bar{x})) + \sum_{j=k}^l H(h_j(\bar{x})) \right] \quad (4.3)$$

$\sum_{i=1}^m G(g_i(\bar{x}))$ ：与等式约束有关的惩罚项

$\sum_{j=k}^l H(h_j(\bar{x}))$ ：与不等式约束有关的惩罚项

于是, 对应于罚因子 $\gamma^{(k)}$ 的序列 $\{\gamma^{(k)}\}(k=0,1,\dots)$ 可将约束优化问题转换成一系列无约束优化问题:

$$\min_{x \in R^n} \Phi(x, \gamma^k) (k=0,1,2,\dots) \quad (4.4)$$

根据惩罚项的不同函数形式, 又可将惩罚函数法分为外惩罚函数法、内惩罚函数法和混合函数法^[24]。

内惩罚函数法: 又称为内点法。所有的迭代过程均在可行域内进行。每次得到的点都是可行点。内惩罚函数法的基本思想是用可行域内的点来逼近最优解。经过有限步迭代后, 即使没有求得最优解, 也可以将其作为近似最优解。内惩罚函数法只能针对不等式约束, 而对于等式约束无能为力, 这也是这种方法的局限性。

外惩罚函数法: 又称为外点法。迭代的初始点可在非可行域内。通过罚函数的惩罚作用来判断解的位置。当解的位置位于可行域外时, 罚函数起惩罚作用, 离可行域越远, 罚函数的惩罚作用越重要, 随着迭代的增加, 使得解不断接近最优解。外惩罚函数法可以解决不等式约束以及等式约束的线性规划问题。

混合惩罚函数法: 结合了内点法的优点(可以求近似最优解)和外点法的优点(初始点可以任取)。可用来求解同时含有等式约束和不等式约束的优化问题。

2 单纯形法: 单纯形法通过构造单纯形来逼近最小点, 每构造一个单纯形, 就确定其极值点, 然后通过扩展或者压缩等方法, 构造新的单纯形, 这样做的目的是使得单纯形内有极值点^[25]。

一个单纯形是一个几何体, 它在 n 维情况下是由 $n+1$ 个顶点所有相互连接的线段以及多边形四面体等组成的几何图形。二维情况为三角形, 三维情况为一个四面体, 但不一定必须是规则的四面体。通过在 n 维空间中取 $(n+1)$ 个点, 构成初始单纯形, 比较 $(n+1)$ 个点处函数值的大小, 去除最大值点, 并用新的点来代替最大值点, 构成新的单纯形。通过这样反复迭代使其最大值点的函数值逐步下降, 从而逐步逼近函数的最小点。

4.4.4 优化结果及分析

本文针对动力与热管理系统巡航模式设计点, 以主发耗油率, 主发涡轮前温度, 动力与热管理系统产生功率等为目标, 使用多目标优化方法对引气位置系数 k 、流量分配系数 k_1 、环控流量分配系数 k_2 进行优化。对于优化系数, 根据实际的工作范围, 给出其上限和下限。

(引气位置系数: 指动力与热管理系统从主发压气机引气的位置, 其中 1 为引气从压气机最末端引气。流量分配系数: 指动力涡轮经过流量与进入 PTMS 总流量之比。环控流量分配系数: 指经过航电设备热交换器的流量与进入 PTMS 环控部分总流量之比。)

表 4.7 动力与热管理系统与主发耦合系统优化参数范围

序号	优化参数	最小值	最大值
1	引气位置系数	0.8	1
2	流量分配系数	0.6	0.9
3	环控流量分配系数	0.8	0.9

本文通过使用加权法，将多目标优化将其转化为单目标优化问题：

$$\max f(x) = w_1 f_1(x) + w_2 f_2(x) + \dots + w_i f_i(x) \quad (4.5)$$

$w_i \geq 0$ 为权值，其中权值之和为 1。

通过参考资料，并根据具体的模型情况，确定权值的选择如下表：

表 4.8 动力与热管理系统与主发耦合系统优化目标及其权值

序号	目标参数	权值	限值类型
1	主发耗油率	0.2	最小
2	主发推力	0.3	最大
3	PTMS 功率	0.5	最大

表 4.9 优化目标与流量分配相关系数的函数关系式

序号	目标	函数关系
1	主发耗油率	$0.177+0.0005k+0.0015 k_1-0.019 k_2+0.003 k_2^2$
2	主发推力	$13.58-0.046k-0.135 k_1+0.0001 k_1^3+1.61 k_2$
3	PTMS 功率	$-409+610.49k -330.93 k_1+223.39 k_2$

通过混合惩罚函数法和单纯形法，对巡航模式动力与热管理系统与主发耦合系统的各个流量系数进行优化计算，优化前后数据如下表：

表 4.10 巡航模式设计点流量分配系数优化前后数据

	引气位置系数 k	流量分配系数 k_1	环控流量分配系数 k_2
优化前	1	0.8	0.7
优化后	0.95	0.73	0.8

通过上表的优化结果，可知通过多目标优化算法的优化，动力与热管理系统与主发动机在设计点的优化结果。引气位置和环控流量分配系数应该保持较大数值，而流量分配系数应该在保证 PTMS 正常工作的情况下尽量保持较小数值，这样才能保证 PTMS 产生功率的同时，减少主发的损失。

同时由优化结果可知，在设计点，经过优化后主发推力增加了 0.58%，耗油率降低了 0.2%，而 PTMS 功率减少了 1.2%。这是由于经过优化后，引气位置前移，使得动力与热管理系统从主发引气的温度和压力减小，进而造成引气流量的减小，使得主发动机的推力增加，耗油率减小。同时由于优化后流量分配系数 k_1 减小，造成进入动力涡轮的流量减小，虽然环控流量分配系数 k_2 增加，造成冷却航电设备循环再次进入压气机的流量增加，但由于环控部分的流量只有动力部分流量的 1/4，因此环控流量分配系数增加的对 PTMS 功率影响远远小于流量分配系数减小对 PTMS 功率影响，从而造成功率的下降。

由于分配系数的变化，导致优化的结果有很大的差异性。这也是多目标优化中搜索前优化的缺点。在后续的工作中，可以采用其他优化方法对其进行优化，比较不同优化方法的差异。

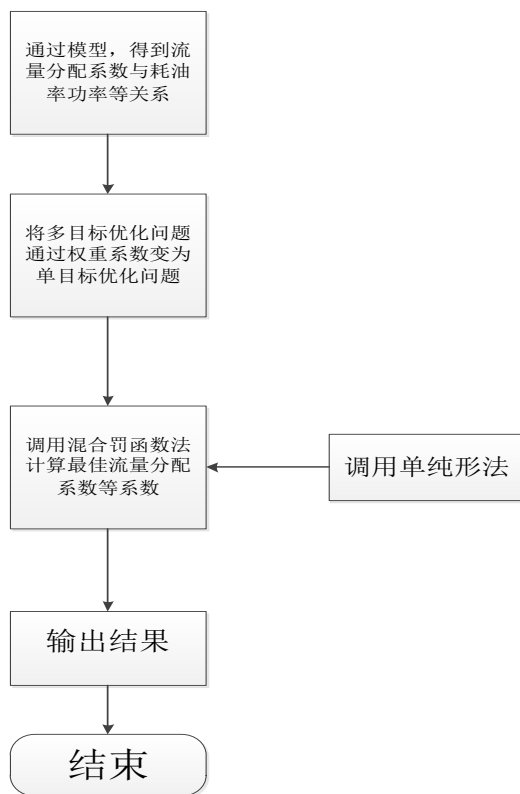


图 4.57 流量问题优化流程图

4.5 本章小结

本章对动力与热管理系统与飞机综合匹配设计问题进行了研究, 研究重点集中于动力与热管理系统从主发引气问题以及动力与热管理系统流量分配问题。并利用多目标优化方法对动力与热管理系统与飞机综合匹配设计问题进行了优化。对动力与热管理系统与飞机匹配设计问题的研究做出了探索。

1. 随着引气位置的后移, 动力与热管理系统产生功率逐渐增加。在 50% 压气机压比引气位置前引气, 不能保证动力与热管理系统的正常工作。引气对主发推力影响很小, 一般不超过 4%。

2. 在高空中动力与热管理系统可以在较宽广的流量分配系数变化范围 ($k_1=0.3\sim 0.7$) 下维持飞机的正常运行。而在地面和低空中, 需要以较大的流量分配系数 ($k_1>0.6$) 才能达到使飞机正常运行的目标。在地面和低空中, 动力与热管理系统可以在较宽广的环控分配系数变化范围内 ($k_2=0.3\sim 0.7$) 下维持飞机的正常运行, 在高空中, 需要较小环控分配系数 ($k_2<0.4$), 才能保证动力与热管理系统的正常工作。

3. 运用多目标优化方法对动力与热管理系统与飞机综合匹配设计问题进行优化, 结果显示: 引气位置和环控流量分配系数应该保持较大数值, 而流量分配系数应该在保证 PTMS 正常工作的情况下尽量保持较小数值, 这样才能保证 PTMS 产生功率的同时, 减少主发的推力损失。

第五章 动力与热管理系统熵产问题分析及优化

5.1 前言

按照热力学第二定律的理论,孤立系统中各种不可逆因素,都表现为系统机械能的损失,最后的效果总可归结为机械功不可逆的转换为热,使孤立系统的熵增大。即 $dS_{iso} > 0$ 。作为衡量系统不可逆损失的一个标准,熵产可以有效的对系统的能效利用率进行量度。根据熵产来对系统进行优化,能提高系统的效能,减少系统的能量损失。

随着飞机第二动力系统向着向着结构高度集成化、能量高度综合化方向发展,从能量角度对飞机第二动力系统进行优化,是飞机第二动力系统一个重要的研究方向。在这方面,国内外学者进行了大量的研究,并取得了良好的效果。2003年,美国 Moorhouse D.J 运用传统的能量守恒方法和熵产分析方法进行能量分析,结果表明,熵产分析方法相对于传统的能量守恒方法更具有优势,能有效的分析出系统中各个环节的不可逆损失大小,并能更有效的对整个系统进行优化。Figliola R.S 等人利用熵产分析方法,对战斗机综合环境控制系统进行了设计和优化,取得了良好的效果。南京航空航天大学的何政自行编制了三轮高压除水系统熵产模型,并对换热器的尺寸进行了优化,为环控系统的设计提供了一条较好的思路。

本章将首先建立动力与热管理系统熵产计算模型,利用模型建立计算系统熵产,并进行分析。根据系统熵产分析和计算结果,对动力与热管理系统的部件参数进行优化,从而达到提高动力与热管理系统的效能,减少系统不可逆损失的目的。

5.2 动力与热管理系统熵产模型的建立

对动力与热管理系统来说,确定整个系统的能效的前提是建立系统熵产模型,系统熵产模型的建立是基于部件熵产模型的建立,其中对于动力与热管理系统各个部件,基于基本的熵产公式,有着不同的演绎。

本文是基于简单 Brayton 循环而建立的,为简化计算,其中有如下假设:

- 1.对于旋转部件,如涡轮,压气机,其部件的存在摩擦损失和流动损失,造成系统的熵增。
- 2.对于燃烧室,忽略燃烧损失及燃油流量。
- 3.对于各类换热器,由于换热器压降很小,予以忽略,换热器熵产的增加主要由于进出口温度的改变。

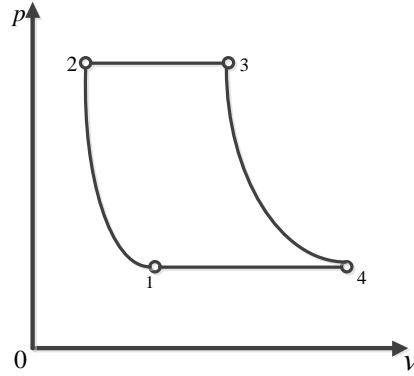


图 5.1 航空发动机布雷顿循环图

由于对于动力与热管理系统的各个部件，其进口与出口的质量流量相同，与外界只存在热量的交换。对于稳定流动的闭口系统应用热力学第二定律有

$$dS = \frac{\delta Q}{T_r} + \delta S_g \quad (5.1)$$

$\frac{\delta Q}{T_r}$ ：为系统与外界换热量与热源温度的比值，称为熵流

dS ：不可逆微元过程中的熵变

δS_g ：不可逆因素造成的熵产

由上式可得，稳定流动的闭口系统熵产为：

$$S_{gen} = \dot{m}(S_{out} - S_{in}) - \frac{\delta Q}{T_r} \quad (5.2)$$

以下介绍各个部件具体的熵产计算公式：

进气道及尾喷管：对于进气道及尾喷管，可看作绝热不可逆过程，其熵产公式为：

$$S_{gen} = \dot{m}(S_{out} - S_{in}) = \dot{m}(C_p \ln \frac{T_{out}}{T_{in}} - R \ln \frac{P_{out}}{P_{in}}) \quad (5.3)$$

压气机、涡轮等旋转部件：与外界无热量交换，可看作绝热不可逆压缩/膨胀过程。其计算公式与进排气系统相同。

$$S_{gen} = \dot{m}(C_p \ln \frac{T_{out}}{T_{in}} - R \ln \frac{P_{out}}{P_{in}}) \quad (5.4)$$

燃烧室：可看作与外界无热量交换的开口系燃烧过程。若忽略燃油流量，则为闭口系绝热燃烧过程。其计算公式为：

$$S_{gen} = \dot{m}(C_p \ln \frac{T_{out}}{T_{in}} - R \ln \frac{P_{out}}{P_{in}}) - \frac{\delta Q}{T_r} \quad (5.5)$$

换热器：对于各类换热器，忽略压降，可得计算公式：

$$S_{gen} = \dot{m} C_p \ln \frac{T_{out}}{T_{in}} \quad (5.6)$$

驾驶舱：经过冷却涡轮膨胀后的气体进入驾驶舱，调节驾驶舱压力及温度，驾驶舱计算同旋转部件相同。

$$S_{gen} = \dot{m}(C_p \ln \frac{T_{out}}{T_{in}} - R \ln \frac{P_{out}}{P_{in}}) \quad (5.7)$$

利用 Simulink 编写各部件熵产计算模型,并封装成模块加入动力与热管理系统模型中,从而建立起动力与热管理系统熵产模型,进而计算各部件的熵产。

5.3 动力与热管理系统熵产分析

相对于传统的飞机第二动力系统,动力与热管理系统通过新型的气路设计和各类热交换器,在提供飞机正常工作所需的电能能和液压能的同时,有效的降低了航电设备的温度,并为驾驶舱提供低温气体,使得驾驶舱保持温度和压力大致不变。其中热交换器的使用,使得动力与热管理系统相对于传统的飞机第二动力系统有着显著的不同。因此,我们从熵产角度对动力与热管理系统进行分析,并着重分析换热器等部件对动力与热管理系统熵产的影响。由于动力与热管理系统的四种工作模式中三种需要与从主发动机引气,这三种工作模式中最常用也是最基本的为巡航模式,其余两种从主发引气的工作模式的气路都是基于巡航模式稍加修改而来,因此,我们以巡航模式为例,对动力与热管理系统的熵产进行分析。

5.3.1 动力与热管理系统熵产构成分析

由图 5.2 可知,在设计点 ($Ma=0.4, H=5Km$), PTMS 的熵产主要由旋转部件以及各类换热器的熵产构成。对于动力与热管理系统来说,其主要做功的为压气机、动力涡轮等旋转部件。同时动力与热管理系统与飞机各子系统的热量交换主要依靠各种换热器,因此换热器和旋转部件占 PTMS 总熵产的绝大部分。同时由图可知,熵产最大的部件为冷却涡轮,占动力与热管理系统熵产的 28%。对于冷却涡轮,其流量小于动力涡轮,但是由于其涡轮前温度较低,导致效率较低,使得不可逆损失较大。

由图 5.3 可知,主发动机熵产最大的是燃烧室。这是因为在动力与热管理系统巡航模式下,动力与热管理系统与主发动机耦合系统正常工作的能量来源于主发燃烧室,燃烧过程造成的不可逆损失是整个系统最大的熵产来源。同时由图 5.3 可知,尾喷管是仅次于燃烧室的最大熵产部件。对于尾喷管,由于气体在尾喷管内不完全膨胀,导致压力能损失较大,且由于尾喷管相对于压气机和涡轮流量较大,使得尾喷管熵产较大。

由于巡航状态 PTMS 的能量全部来自于主发引气,且从主发引气只占主发流量的很小一部分,在能量利用率相同的情况,PTMS 熵产和主发熵产的流量成正比。因此 PTMS 熵产只占主发熵产的很小一部分,为 2.74%。

由以上分析可得,对于主发动机,系统的不可逆损失主要在于燃烧室和尾喷管,可以通过使用回热的方式减少燃料的消耗,从而降低燃烧室的熵产。同时可以通过增加燃烧室出口温度的方法来减少尾喷管的熵产。而对于动力与热管理系统,其最大的熵产部件为冷却涡轮。由于一般涡轮的进口温度较高,而 PTMS 的结构导致冷却涡轮的进口相对于常规涡轮较低,所以,可以使用设计点进口温度较低的涡轮作为冷却涡轮,来减少动力与热管理系统的熵产。

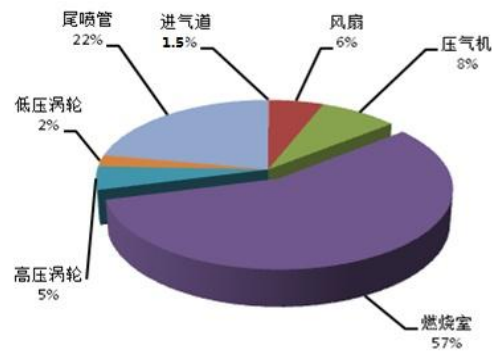
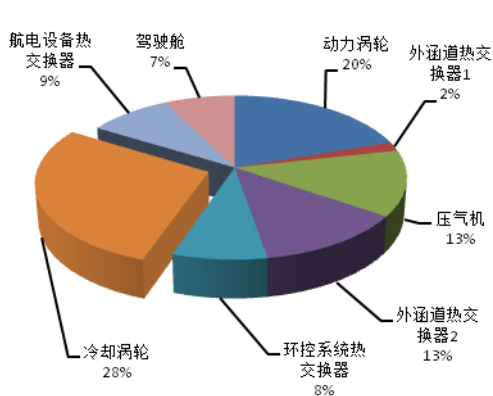


图 5.2 PTMS 熵产组成 (Ma=0.4, H=5Km) 图 5.3 主发动机熵产组成 (Ma=0.4, H=5Km)

由图 5.4 至 5.7 可知，在低空中 (H=5Km)，随着飞行马赫数的增加，动力与热管理系统熵产组成变化较大。而在高空中 (H=7Km)，随着飞行马赫数的增加，动力与热管理系统熵产组成变化较小。这是因为在低空相对于高空空气密度大，随着飞行马赫数的增加，PTMS 引气温度和压力的变化幅度大于高空中的变化幅度，导致熵产组成变化较大。

由图 5.4 至 5.7 可知，在低马赫数时 (Ma=0.3)，随着飞行高度的增加，动力与热管理系统熵产组成变化较大。而在高马赫数时 (Ma=0.6)，随着飞行高度的增加，动力与热管理系统熵产组成变化较小。这是因为低马赫数相对于高马赫数，在马赫数变化相同的程度时，压力和温度的变化程度更大，导致其熵产组成变化大。

同时由图 5.4 至 5.7 可得，冷却涡轮和外涵道热交换器是主要的两个熵产部件。冷却涡轮熵产较大的原因在上文已经解释过。而对于外涵道热交换器，由于从主发所引气体全部需要经过外涵道热交换器，其流量较大，且主发外涵道内气体与 PTMS 从主发所引气体温差较大，传热量较多，使得其熵产相对于其他部件较多。

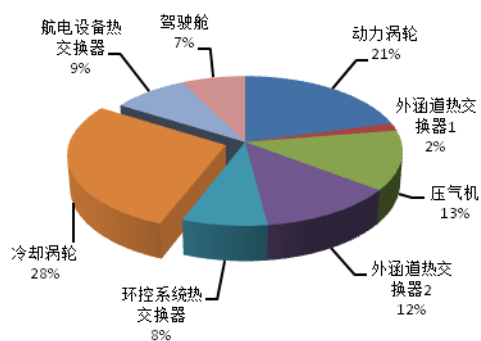
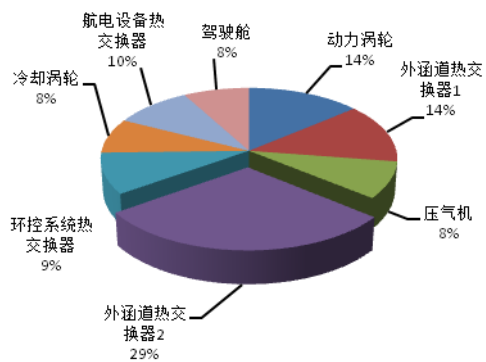


图 5.4 PTMS 熵产组成 (Ma=0.3, H=5Km) 图 5.5 PTMS 熵产组成 (Ma=0.6, H=5Km)

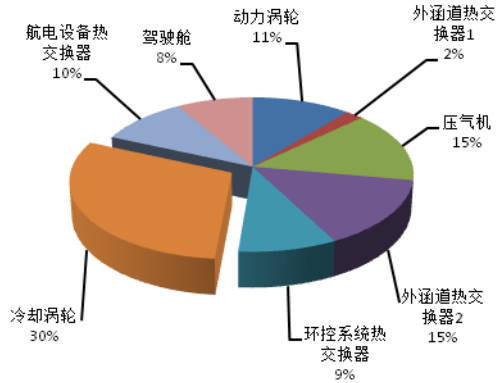


图 5.6 PTMS 熵产组成 (Ma=0.3, H=7Km)

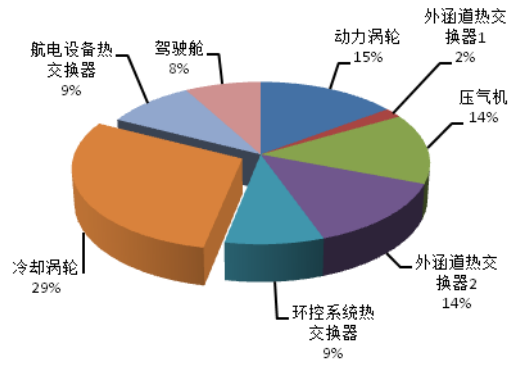


图 5.7 PTMS 熵产组成 (Ma=0.6, H=7Km)

5.3.2 飞行状态参数对于动力与热管理系统熵产影响分析

1. 飞行速度与 PTMS 熵产的关系

由图 5.8 至 5.13 可知, 随着飞行马赫数的增加, 主发动机进口总温总压增加, 主发动机流量和 PTMS 引气流量增加, 在能量利用率不变的情况下, PTMS 和主发动机的各部件熵产增加。对于 PTMS 来说, 主要的熵产部件为旋转部件以及各类换热器。对于旋转部件, 速度增加导致摩擦损失加剧。同时速度的增加导致附面层分离情况增加, 流动损失增加。摩擦损失和流动损失的加剧导致旋转部件的熵增。从而动力与热管理系统的不可逆损失增加。对于各类换热器, 由于换热效率不变, 导致进口温度增加比例小于出口温度, 由换热器熵产计算公式

$$S_{gen} = \dot{m} C_p \ln \frac{T_{out}}{T_{in}}$$

可得, 在流量不变的情况下, 换热器熵产增加。

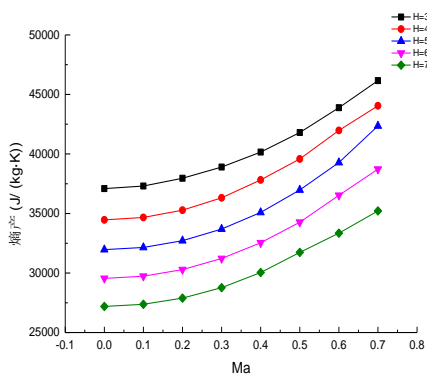


图 5.8 主发动机飞行速度与熵产的关系

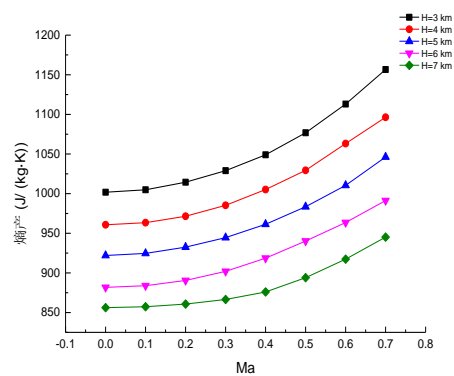


图 5.9 PTMS 飞行速度与熵产的关系

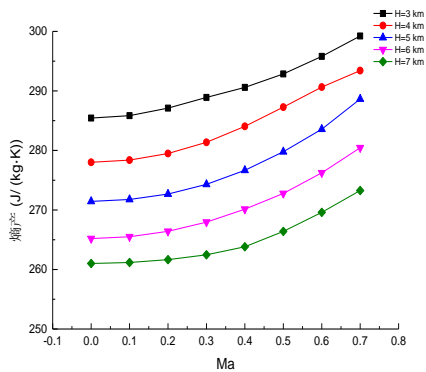


图 5.10 冷却涡轮飞行速度与熵产关系

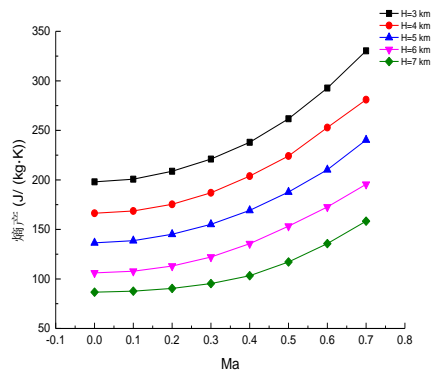


图 5.11 动力涡轮飞行速度与熵产关系

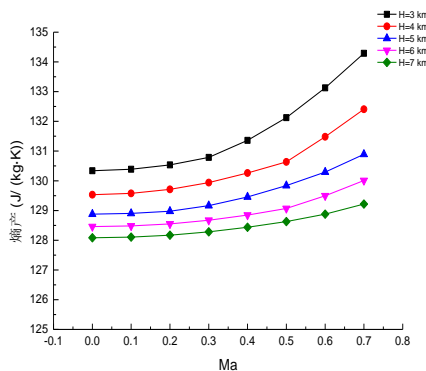


图 5.12 压气机飞行速度与熵产关系

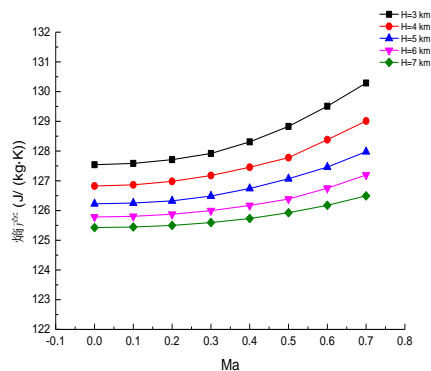


图 5.13 外涵道热交换器 2 飞行速度与熵产关系

2. 飞行高度与 PTMS 熵产的关系

由图 5.14、5.15 可知，随着飞行高度的增加，进入 PTMS 以及主发动机的气体温度和压力逐渐降低，流量减小，导致 PTMS 以及主发动机的熵产逐渐减小。同时由图 5.16 至 5.19 可知，PTMS 的各部件熵产随着飞行高度的增加而逐渐减小。对于旋转部件来说，飞行高度增加，空气密度变小，主发动机进口总温总压降低，导致 PTMS 引气的温度和压力变小，引气流量降低，从而造成动力涡轮以及压气机的进口温度逐渐减小，同时流量降低。在压比不变的情况下，进出口温差减小，由熵产公式，动力涡轮及压气机的熵增减小，不可逆过程造成的损失减小。同时随着 PTMS 引气温度的降低，造成换热器的冷热源温差减小，熵产减小。

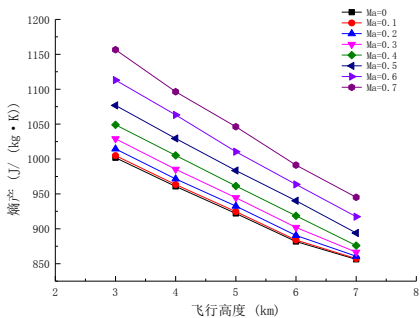


图 5.14 PTMS 飞行高度与熵产关系

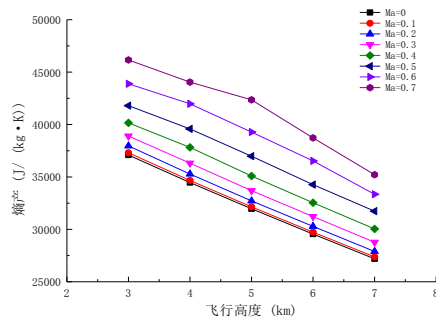


图 5.15 主发动机飞行速度与熵产关系

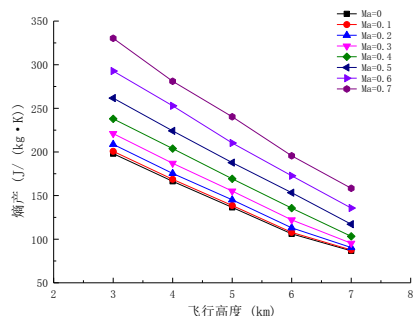


图 5.16 动力涡轮飞行高度与熵产关系

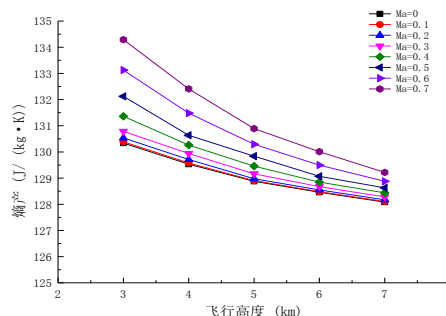


图 5.17 压气机飞行高度与熵产关系

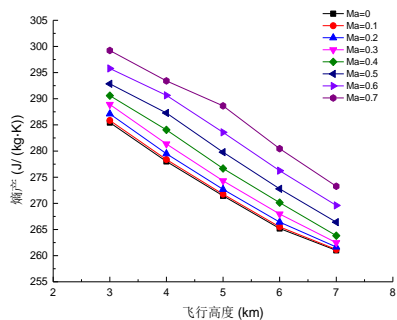


图 5.18 冷却涡轮飞行高度与熵产关系

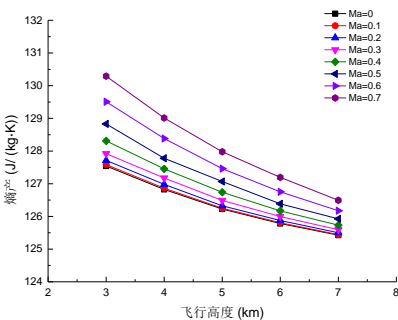


图 5.19 外涵道热交换器 2 飞行速度与熵产的关系

3.动力与热管理系统各工作模式熵产比较

这里将以飞行速度 0 至 0.7Ma，飞行高度为 5km 的工况,比较四种工作模式飞行马赫数与熵产的变化情况。

由图 5.20 和表 5.1 可得，动力与热管理系统四种工作模式中，辅助/应急动力模式熵产最高，战斗模式的熵产最低,而巡航模式与油冷模式的熵产大致相同。这是因为在辅助/应急动力模式下，保持 PTMS 运行的全部能量来自于 PTMS 的燃烧室，燃烧造成的不可逆损失大于流动和摩擦损失，从而造成熵产过高。战斗模式下，主发动机需要更大的推力，使用了 PTMS 的燃烧室，但是由于使用了燃烧室，减少了从主发动机的引气，通过这种一部分使用燃烧室一部分使用主发引气作为能量来源的方式，减小了系统不可逆损失，使其熵产较低。而对于油冷模式，相对于巡航模式增加了燃油冷却部分，但由于这部分的热交换量较小，导致导致其熵产相对于巡航模式没有显著差距。

同时由图 5.20 PTMS 各工作模式熵产比较可得，随着飞行马赫数的增加，辅助/应急动力模式的熵产逐渐减小，而与从主发引气的三种工作模式熵产逐渐增加。造成这种变化差异的原因是辅助/应急动力模式直接从周围空气中吸气，而其他三种模式需要从主发动机压缩系统引气。随着马赫数的增加，气流密度增加，PTMS 流量增加。同时，马赫数的增加导致旋转部件的进口压力增加，在背压不变的情况下，压比增大，使得效率增加，换热器效能不变，系统整体能量利用率的增加。在辅助/应急动力模式下，随着马赫数的增加，流量增大的速度小于系统能量利用率增加的速度，导致熵产减少。而在其他三种工作模式下，流量增大的速度大于系统能量利用率增加的速度。导致四种工作模式的系统熵产随着飞行速度的变化趋势不同。

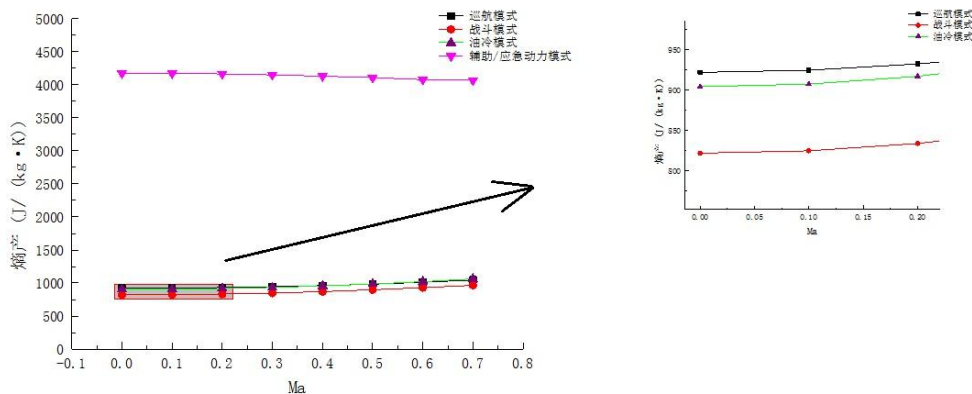


图 5.20 PTMS 各工作模式熵产比较

表 5.1 PTMS 各工作模式以巡航模式为标准的平均熵产 (H=5km, Ma=0~0.7)

	辅助/应急动力模式	巡航模式	战斗模式	油冷模式
熵产 (J/(kg·k))	4.27	1.00	0.91	0.99

动力与热管理系统四种工作模式的部件各有不同,这里我们选择动力涡轮和压气机这两个各模式下都存在的主要部件,对四种工作模式的部件熵产进行比较。

由图 5.21 PTMS 各工作模式压气机平均熵产和表 5.2 可得,四种工作模式下,辅助/应急动力模式的压气机熵产最大,这是由于在此模式下,动力与热管理系统产生功率较多,压气机流量较大,在能量利用率不变的情况下,压气机熵产较大。而其他几种模式,战斗模式的压气机熵产最小,这是因为战斗模式使用燃烧室,导致压气机引气量减少,熵产减小。而对于巡航模式和油冷模式,其差别主要在于动力涡轮后的尾气是否经由各类热交换器进行热量的传递,而对于压气机影响较小。因此,两种工作模式的压气机熵产大致相同。

同时由图 5.22 和表 5.2 可得,四种工作模式下,战斗模式的动力涡轮熵产最大。这是由于战斗模式下,由于使用了燃烧室,同时减少了从主发的引气,使得涡轮前温度是四种模式中最高,由熵产计算公式可得,熵产与涡轮前温度成正比,所以其熵产也是最大的。辅助/应急动力模式由于使用燃烧室,其涡轮前温度也较高,所以其熵产也较高。对于油冷模式,由于进入动力涡轮的气体经过换热器的冷却,所以其涡轮前温度较低,相对应的,其熵产也是最低的。

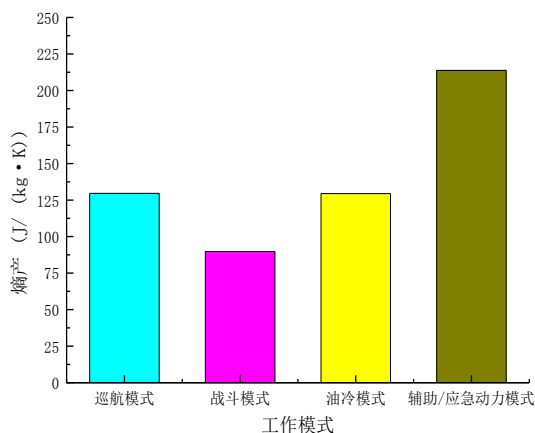


图 5.21 PTMS 各工作模式压气机平均熵产 (H=5km, Ma=0~0.7)

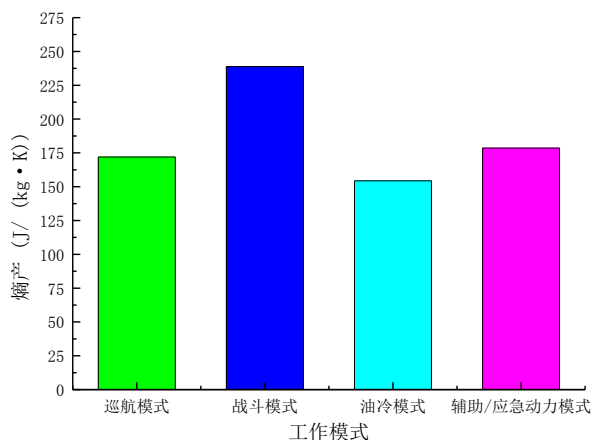


图 5.22 PTMS 各工作模式动力涡轮平均熵产 (H=5km, Ma=0~0.7)

表 5.2 PTMS 各工作模式主要部件平均熵产 (H=5km, Ma=0~0.7)

各部件平均熵产	辅助/应急动力模式	巡航模式	战斗模式	油冷模式
压气机	1.65	1	0.69	0.99
动力涡轮	1.03	1	1.38	0.89

下文将以飞行速度 0.4Ma，飞行高度为 3 至 7km 的工况,比较四种工作模式飞行高度与熵产的变化情况。

由图 5.23 和表 5.3 可得，在 3 至 7km 条件下动力与热管理系统四种工作模式的平均熵产。其大小顺序为辅助/应急动力模式>油冷模式>巡航模式>战斗模式。与图 5.20 所体现的各工作模式熵产大小顺序相同。同时，由图 5.23 可知，随着飞行高度的增加，PTMS 辅助/应急动力模式的熵产逐渐增加，而其余三种工作模式的熵产逐渐减小。造成这种变化差异的原因是辅助/应急动力模式直接从周围空气中吸气，而其他三种模式需要从主发动机压缩系统引气。随着飞行高度的增加，气流密度减小，PTMS 流量减小。同时，飞行高度的增加导致旋转部件的进口压力减小，在背压不变的情况下，压比减小，使得效率减小，换热器效能不变，系统整体能量利用率降低。在辅助/应急动力模式下，随着飞行高度的增加，流量减小的速度小于系统能量利用率降低的速度，导致熵产增加。而在其他三种工作模式下，流量减小的速度大于系统能量利用率降低的速度。导致四种工作模式的系统熵产随着飞行高度的变化趋势不同。

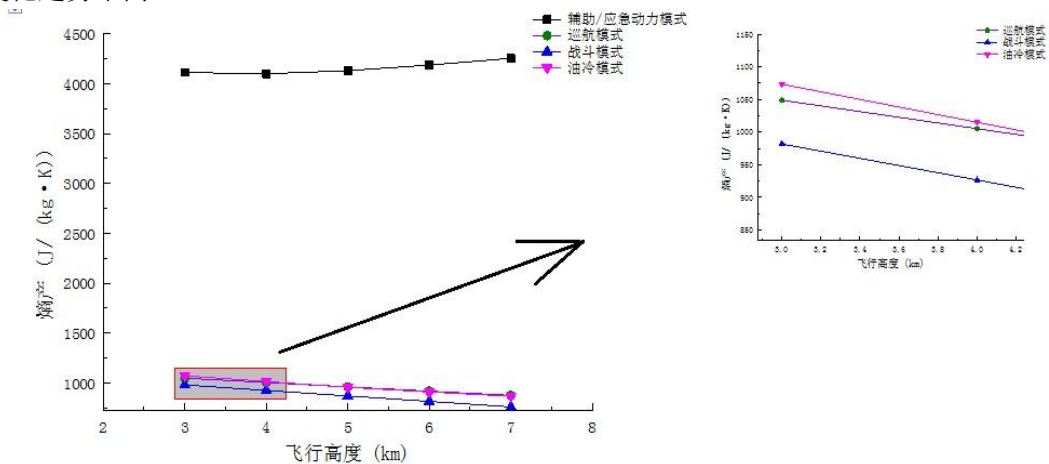


图 5.23 PTMS 各工作模式熵产比较

表 5.3 PTMS 各工作模式以巡航模式为标准的平均熵产 (Ma=0.4, H=3~7km)

	辅助/应急动力模式	巡航模式	战斗模式	油冷模式
熵产 (J/(kg·k))	4.32	1.00	0.90	0.99

5.3.3 各部件参数对于动力与热管理系统熵产影响分析

1. 外涵道热交换器 1

换热器效能

$$\varepsilon = \frac{\Phi}{\Phi_{\max}} \quad (5.8)$$

为实际传热量与理想传热量之比，表征换热器的性能。

由图 5.24 可得，动力与热管理系统熵产随着外涵道热交换器 1 的换热效能的增加是逐

渐增加的，但增加速率逐渐减小，在换热效能 0.9 以后，系统熵产几乎不变。这里需要注意的是，按照一般的理解，换热器效能越高能量损失越小，熵产越小，但是这是在假设换热器流量不变的前提下所得出的结论。由熵产计算公式，

$$S_{gen} = \dot{m} \left(C_p \ln \frac{T_{out}}{T_{in}} - R \ln \frac{P_{out}}{P_{in}} \right)$$

可知换热器熵产还与流量相关，在动力与热管理系统中，随着外涵道热交换器 1 换热效能的提高，使得进入外涵道热交换器 1 气流的温度下降越多，压气机进口温度降低，气体更容易压缩，从而 PTMS 从主发引气流量增加，造成熵产的增加。

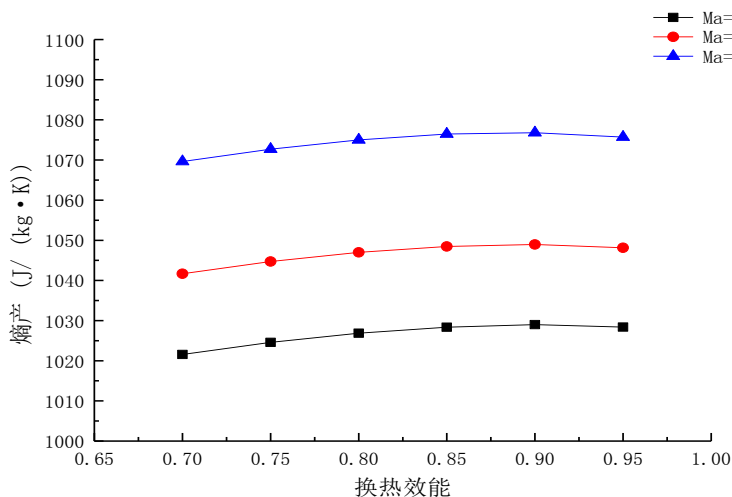


图 5.24 熵产与换热效能关系 (H=3Km)

由图 5.25、5.26 可得，在不同的飞行高度下，熵产与外涵道热交换器 1 的换热效能变化规律基本类似。随着飞行高度的增加，动力与热管理系统的熵产逐渐减小。其变化原因在动力与热管理系统熵产分析部分中已经详细解释过，这里不再赘述。

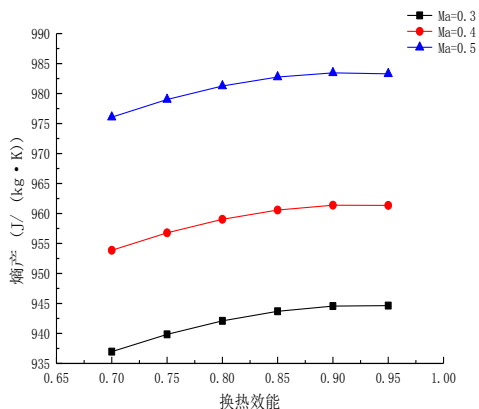


图 5.25 熵产与换热效能关系 (H=5Km)

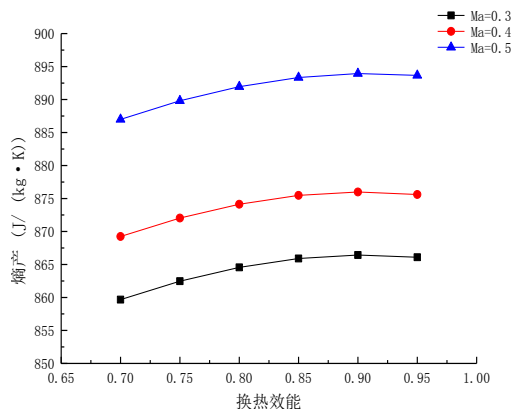


图 5.26 熵产与换热效能关系 (H=7Km)

2. 外涵道热交换器 2

对于外涵道热交换器 2，其主要功能为冷却经过动力与热管理系统压气机的气体。由图 5.27 可知，随着外涵道热交换器 2 换热效能的提高，系统熵产逐渐减小。这是因为随着换热效能的增加，经过压气机后的温度逐渐降低，相同流量气体的能量减小。在压气机后的部件能量利用效率不变的前提下，系统的熵产减小。

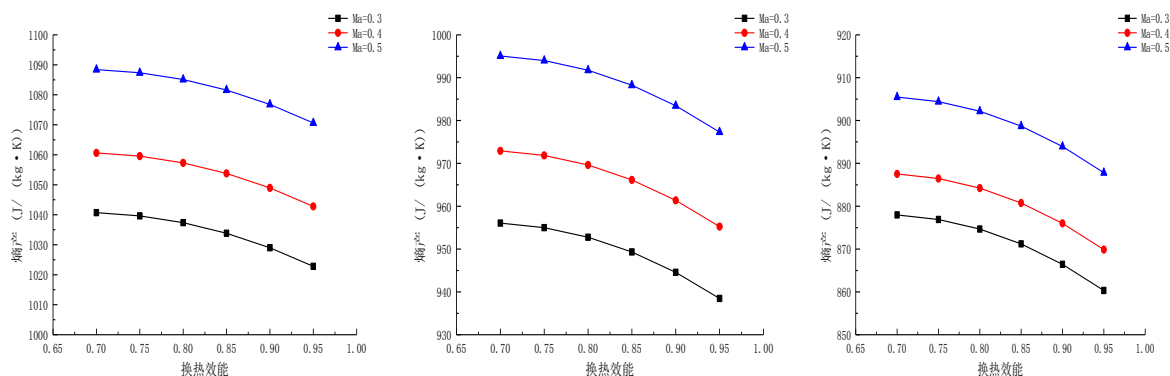


图 5.27 熵产与换热效能关系 (H=3Km, 5Km, 7Km)

3. 压气机

对于压气机，随着压比的增加，流量增加，经过压气机后的气体能量提高。同时随着压比的增加，压气机的流动损失增加，单位质量气体的能量利用率降低，在其余部件的能量利用率不变的情况下，系统能量利用率降低。如图 5.28，在压比 3 至 3.5 时，系统能量利用率降低速率小于流量提高速率，系统熵产降低。在压比大于 3.5 时，系统能量利用率降低速率大于流量提高速率，系统熵产增加。

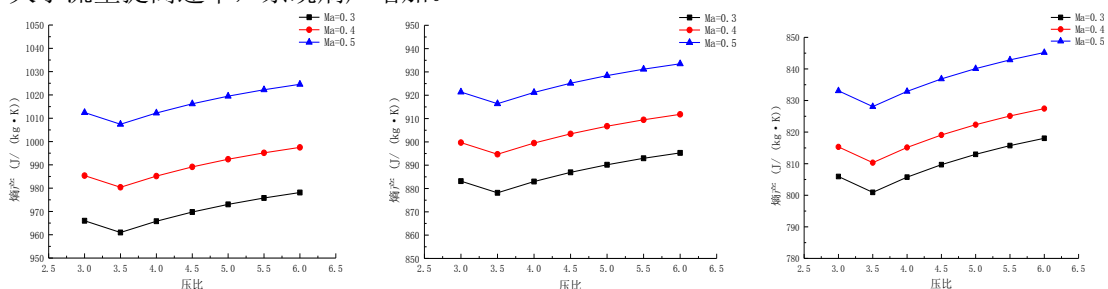


图 5.28 熵产与压气机压比关系 (H=3Km, 5Km, 7Km)

4. 动力涡轮

对于动力涡轮，随着落压比的增加，气体流量增加，动力部分只有动力涡轮这一个部件，动力部分流量增加，同时由于系统环控部分和动力部分为两个独立的流路，环控部分流量不变，系统流量增大。在系统能量利用率不变的情况下，系统熵产逐渐增加。

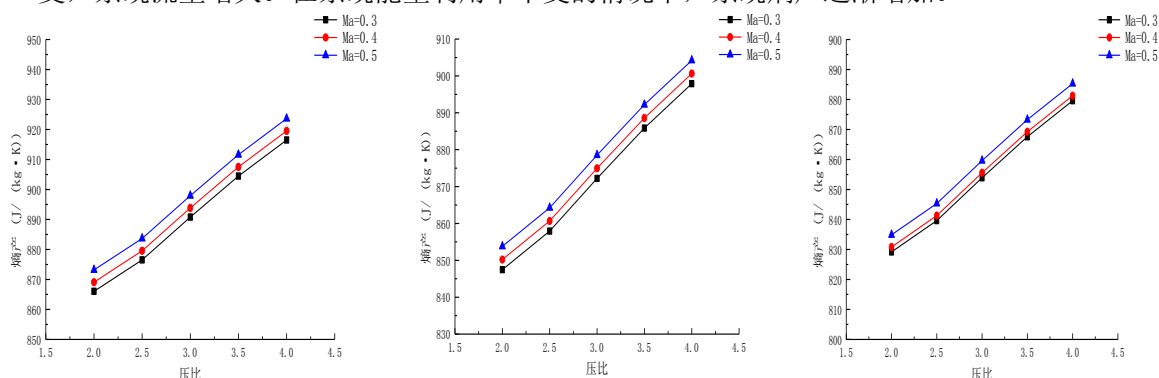


图 5.29 熵产与动力涡轮落压比关系 (H=3Km, 5Km, 7Km)

5. 冷却涡轮

对于冷却涡轮，随着落压比的增加，系统冷却部分气路流量增加，系统流量增加。同时随着冷却涡轮落压比的增加，对于环控部分的冷却气体温度降低，换热器效能提高，其余部

件能量利用率不变，系统能量利用率增加。系统流量增加的速率小于系统能量利用率增加的速率，导致系统的熵产降低。

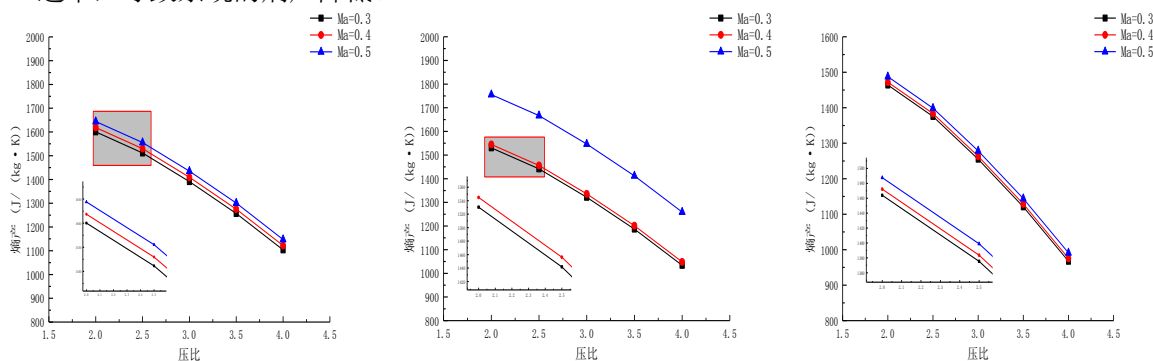


图 5.30 熵产与冷却涡轮落压比关系 (H=3Km, 5Km, 7Km)

5.4 基于最小熵产理论的 PTMS 部件熵产分析及工作参数优化

由上一节分析可知，对于动力与热管理系统巡航模式，其主要的熵产部件为外涵道热交换器、压气机和动力涡轮，通过某些方法，对这些部件的某些参数进行优化，可以有效降低这些部件的熵产，从而降低动力与热管理系统巡航模式的系统不可逆损失。本节将利用上一章的单目标优化理论，以动力与热管理系统巡航模式为例，对其主要的几个熵产部件的参数进行优化，从而达到使系统熵产最小、降低不可逆损失的目的，减少系统的能量损失，提高系统的能量利用率。

本文针对动力与热管理系统巡航模式设计点 (H=5Km, Ma=0.4)，以外涵道热交换器 1、外涵道热交换器 2、压气机、动力涡轮、冷却涡轮的部件参数为目标，使用单目标优化方法对换热器换热效能、旋转部件压比等部件参数进行优化。并根据部件实际的工作范围，给出优化参数的上限和下限。

表 5.4 动力与热管理系统巡航模式部件参数优化范围

序号	优化部件	优化参数	最小值	最大值
1	外涵道热交换器 1	换热效能	0.7	0.95
2	外涵道热交换器 2	换热效能	0.7	0.95
3	压气机	压比	3	6
4	动力涡轮	压比	2	4
5	冷却涡轮	压比	2	4

通过运行动力与热管理系统模型，得到巡航模式各部件工作参数与系统熵产的关系，通过拟合得到其关系式，如下表所示：

表 5.5 动力与热管理系统部件参数与系统熵产关系式

序号	优化部件	优化参数	关系式
1	外涵道热交换器 1	换热效能	$y = 0.009x^3 - 0.464x^2 + 1.352x + 960.4$
2	外涵道热交换器 2	换热效能	$y = 0.009x^3 - 0.737x^2 + 8.270x + 947.7$
3	压气机	压比	$y = 0.015x^6 - 0.407x^5 + 4.452x^4 - 25.11x^3 + 76.40x^2 - 113.5x + 957.8$
4	动力涡轮	压比	$y = 0.144x^4 - 1.275x^3 + 3.230x^2 - 14.96x + 913.5$
5	冷却涡轮	压比	$y = -0.925x^4 + 10.03x^3 - 46.47x^2 + 236.2x + 849.3$

通过使用混合惩罚函数法和单纯形法,对动力与热管理系统巡航模式外涵道热交换器等部件的部件参数进行优化计算,优化结果如下表:

表 5.6 动力与热管理系统巡航模式部件参数优化结果

序号	优化部件	优化参数	优化结果
1	外涵道热交换器 1	换热效能	0.7
2	外涵道热交换器 2	换热效能	0.95
3	压气机	压比	3.2
4	动力涡轮	压比	2
5	冷却涡轮	压比	4

由上表可知,对于动力与热管理系统来说,对于同一类部件,其相同的工作参数与系统熵产的变化关系各有不同,为了降低系统的熵产,使系统的不可逆损失最小,对于每一个工作部件,需要按照其与系统熵产的关系调整其工作参数。

经过优化,在设计点动力与热管理系统的熵产减小了 1.57%,优化效果明显。其中对于各个部件的熵产减小各有不同。优化效果最明显的是外涵道热交换器 1,熵产减小了 39.54%,其次是冷却涡轮,熵产减小了 6.98%。压气机和外涵道热交换器 2 的熵产减小幅度分别为 2.94%, 2.98%。优化效果最不明显的是动力涡轮,熵产只减少了 1.02%。由优化结果可知,虽然外涵道热交换器 1 的熵产优化效果明显,但是这是由于其熵产相对于其他部件很小的缘故。由上文分析可知,冷却涡轮为主要的熵产部件,其熵产优化效果较为明显。对于动力涡轮,由于其不可逆损失相对较小,其优化结果不是特别明显。

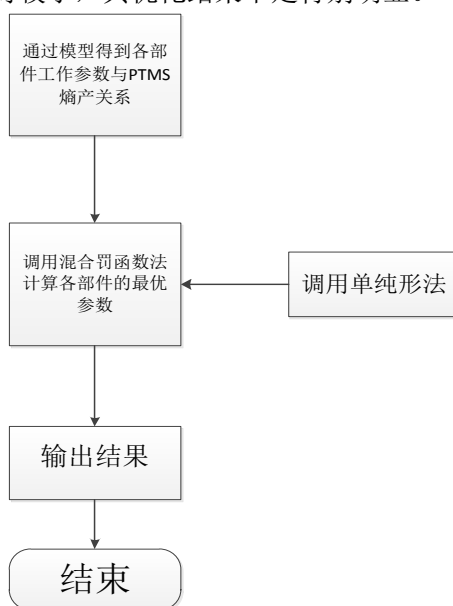


图 5.31 动力与热管理系统巡航模式部件参数优化流程图

5.5 本章小结

本章以巡航模式为例,运用熵产分析方法,对动力与热管理系统不同工作状态下的不可逆损失进行了分析,并基于最小熵产理论对某些部件的工作参数进行了优化,为动力与热管理系统的热力学分析做出了探索。

1.仿真结果表明: PTMS 辅助动力模式下, 动力与热管理系统熵产占主发的比例较小, 仅为 2.74%。其主要的熵产部件为冷却涡轮。而在战斗模式和辅助/应急动力模式下, 熵产主要部件为燃烧室。

2.对于动力与热管理系统巡航模式, 随着飞行马赫数的增加, 熵产逐渐增加。随着飞行高度的增加, 系统熵产逐渐减小。动力与热管理系统的巡航模式、战斗模式、油冷模式熵产与飞行状态参数的变化趋势相同, 而辅助/应急动力模式的熵产与飞行状态参数的变化趋势与其他三种模式相反。

3.基于最小熵产理论对动力与热管理系统的部件参数进行优化, 可以有效的减少系统的不可逆损失, 是一种有效的热力学优化方法, 具有很强的工程实践价值。

第六章 总结与展望

6.1 本文研究总结

作为新型的飞机第二动力系统,现在对动力与热管理系统的研究主要停留在概念描述阶段,对于其详细的数学模型、工作特性等还没有公开文献进行研究。通过查阅资料,本文整理出动力与热管理系统的工作原理,并基于 Matlab/Simulink 对动力与热管理系统及其与主发动机耦合系统建立了模型。利用所建立的模型,对动力与热管理系统的工作特性进行了分析,并针对动力与热管理系统与飞机综合匹配问题以及动力与热管理系统的熵产问题进行了研究和优化。对动力与热管理系统的研究做出了探索。

本文对动力与热管理系统进行了研究,主要的研究内容和结论如下:

(1) 通过查阅资料,整理出动力与热管理系统详细的工作原理,并基于 Matlab/Simulink 平台,对动力与热管理系统四种工作模式以及主发动机建立无迭代部件级模型,进而建立动力与热管理系统与主发动机耦合系统的模型。相较于传统的 Newton-Raphson 迭代法,容腔法消除了计算时的迭代过程,缩短了计算时间,且保证了模型的计算精度。

(2) 通过所建立的模型,本文对动力与热管理系统的工作特性进行了分析,结果表明,PTMS 辅助动力模式下,在低速和高空中涡轮前温度较高,会造成涡轮前温度超过限制,在低速高空中 PTMS 辅助动力模式性能较差。以巡航模式产生的当量功率为基准,辅助/应急动力模式、战斗模式和油冷模式所产生的功率为其 2.31、1.57 和 0.76 倍。说明动力与热管理系统四种工作模式的作用和其特点相匹配。也验证了其结构和气路设计的合理性。PTMS 使主发推力降低幅度最大为 4%。使用动力与热管理系统,使主发推力略有下降,但增加了飞机子系统的集成性。

(3) 建立了传统飞机第二动力系统 (APU) 的模型,并通过模型得到传统飞机第二动力系统的工作特性,将其与动力与热管理系统的工作特性相对比。结果表明:由于气路结构上的类似,其工作特性变化趋势相同,耗油率和功率都小于传统飞机第二动力系统。但从整个飞机系统来看,通过增加部分油耗,使得飞机辅助动力装置、应急动力装置、环境控制等功能集成为一体,这是非常有意义的。

(4) 通过对动力与热管理系统与飞机综合匹配设计问题的分析,对动力与热管理系统从主发动机的引气位置、引气流量在动力与热管理系统不同气路内的分配问题进行了研究和探索。结果表明,50%压气机压比引气位置前引气,不能保证动力与热管理系统的正常工作。在高空中,动力与热管理系统可以在较宽广的流量分配系数范围 ($k_1=0.3\sim 0.7$) 下维持飞机的正常运行。而在地面和低空中,需要以较大的流量分配系数 ($k_1>0.6$) 才能达到使飞机正常运行的目标。在地面和低空中,动力与热管理系统可以在较宽广的环控分配系数变化范围内 ($k_2=0.3\sim 0.7$) 下维持飞机的正常运行,在高空中,需要较小环控分配系数 ($k_2<0.4$),才能保证动力与热管理系统的正常工作。运用多目标优化方法对动力与热管理系统与飞机综合

匹配设计问题进行优化,结果显示:引气位置和环控流量分配系数应该保持较大数值,而流量分配系数应该在保证 PTMS 正常工作的情况下尽量保持较小数值,这样才能保证 PTMS 产生功率的同时,减少主发的推力损失。

(5) 对动力与热管理系统建立熵产模型,基于熵产角度对动力与热管理系统进行能量分析,结果表明:PTMS 辅助动力模式下,动力与热管理系统熵产占主发的比例仅为 2.74%,其主要的熵产部件为冷却涡轮。随着飞行马赫数的增加,动力与热管理系统熵产逐渐增加,随着飞行高度的增加,系统熵产逐渐减小。动力与热管理系统的巡航模式、战斗模式、油冷模式熵产与飞行状态参数的变化趋势相同,而辅助/应急动力模式的熵产与飞行状态参数的变化趋势与其他三种模式相反。基于最小熵产理论对动力与热管理系统的部件参数进行优化,优化结果表明,优化对于不同部件的效果各有不同。冷却涡轮作为系统熵产的主要部件,优化效果较为明显,熵产减小可达到 6.98%。

6.2 未来工作展望

(1) 本文所建立的动力与热管理系统数学模型可以进一步细化,对于部件的特性描述可以加强。其中对于燃烧室,可以考虑燃烧延迟、固壁导热和油气比对燃烧室出口温度和总压恢复系数的影响。对于压气机等旋转部件,本文使用的是商用软件的通用特性图,而在今后有当更多关于动力与热管理系统的信息公布后,可以使用更为精准的特性图。

(2) 对于动力与热管理系统来说,由于相对于传统的飞机第二动力系统,有着诸多的不同,所以其各个部件的工作条件也与传统的飞机第二动力系统部件的工作条件有所差别。其压气机、动力涡轮、冷却涡轮需要在四种工作模式下工作,其工作的流量变化范围大,怎样在一个宽流量工作范围内,保证压气机和涡轮的高效率和低损失,这是值得我们研究的一个问题。

(3) 本文主要针对动力与热管理系统的稳态进行研究,而对于其模式与模式之间的转换以及主发动机的过渡态对于动力与热管理系统的影响等尚缺乏研究,在今后对于动力与热管理系统的研究中可以加入这部分内容。

参考文献

- [1]唐正府,王进,张新非,等. 5代机第2动力系统的发展趋势分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 84-88
- [2]唐力. 多电技术趋势下APU的发展[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(3):13-17.
- [3]王浩, 杨恒辉, 卢玉芳. 飞机第二动力系统技术综述[J]. 信息系统工程, 2014(4):38-39.
- [4]唐正府,王进,张新非,等. 国外先进战斗机空中应急功能分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013(1):53-57.
- [5]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.
- [6]于敦. 战斗机第二动力系统的发展动向[J]. 国外航空技术:机载设备类, 1992(3):23-27.
- [7]罗志会,李胜全,黄纯洲. 下一代飞机热管理技术的研究热点[J]. 航空科学技术, 2015(8):6-12.
- [8]Lavitt M O. F-22 power system[J]. Aviation Week & Space Technology, 1993. 24(6):32-37.
- [9]Gambill J M, Wiese D E, Claeys H M, et al. Integrated Aircraft Thermal Management and Power Generation[J]. Crc Press, 1993. 31(5):5-20.
- [10]Klaass R M. Power System for 21st Century Fighter Aircraft[J]. 1989. 27(15):35-47.
- [11]Yu S, Ganev E. Next Generation Power and Thermal Management System[J]. Sae International Journal of Aerospace, 2008, 1(1):1107-1121.
- [12]Homitz J, Scaringe R P, Cole G S, et al. Comparative Analysis of Thermal Management Architectures to Address Evolving Thermal Requirements of Aircraft Systems[J] Power Systems Conference. 2008, 2(4):29-57.
- [13]Burkhard A, Deitrich R. Joint Strike Fighter Integrated Subsystems Technology, A Demonstration for Industry, by Industry[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5):906-913.
- [14]夏飞. 基于 MATLAB/SIMULINK 的航空发动机建模与仿真研究[硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [15]杨刚, 孙健国, 黄向华, 等. 一种不需要迭代的发动机辅助变量建模方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2):289-294.
- [16]苟学中. 变循环发动机建模及控制规律研究[硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学 2011.

- [17]李博. 民用飞机辅助动力装置性能分析与选型考虑[J]. 装备制造技术, 2015(7):71-73.
- [18]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.
- [19]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, 26(7):1590-1598.
- [20]王子若, 陈永昌. 优化计算方法(M). 北京, 机械工业出版社, 1989
- [21]曾昭华, 傅祥志. 优化设计(M). 北京, 机械工业出版社, 1992
- [22]张光澄, 王文娟, 韩会磊, 张雷. 非线性最优化计算方法(M). 北京, 高等教育出版社, 2005
- [23]史美中, 王中铮. 热交换器原理与设计(M). 南京, 东南大学出版社, 1996.
- [24]何慧珊, 郝劲松. 飞机环控系统的优化设计(J). 北京航空航天大学学报, 1996. 22(5): 563-569
- [25]余建祖, 余雷. 飞机设备吊舱环境控制系统的优化设计(J). 北京航空航天大学学报, 2002. 28(1): 25-29

致谢

时光冉冉，岁月飞逝，转眼间在南航三年的研究生生活便已接近尾声。在硕士论文即将完成之际，首先我要感谢我的导师傅鑫副研究员。导师学术研究思路开阔、工程经验丰富、逻辑思维严谨、指导方式幽默活泼，对我学术、试验研究及论文创作上的帮助贯穿于整个研究生期间，让我在轻松的氛围中学会如何科研；除了学术，傅老师还指导我们如何做人、如何正确处理生活及工作中人与人之间的关系，传授给我们的宝贵经验受用终生。

感谢课题组负责人黄国平教授给予的积极指导和帮助。黄老师严谨的治学态度、渊博的学识、井井有条的工作规划给我们树立了榜样，引导着课题组每个成员的努力方向；同时，黄老师在课题组内宣扬的“人脑多动，电脑少动”的学术秘诀也提高了我们的科研效率，使我在论文创作中受益匪浅。

感谢洪树立博士生，从开题伊始，便在开题、研究内容规划、研究进展、学术论文发表、毕业论文撰写中给予了我极大的支持，帮助我克服了大量困难，为我指引了课题方向，他的指导是我能顺利完成动力与热管理系统研究的基石。

感谢陆惟煜和向鑫博士生在学术中给予的指导；感谢师兄弟李秋锋、孙福超、雷洋、曹永华、张志远、张衍及师妹王婉月等人的帮助。

最后感谢我的父母，他们的无私奉献及默默支持是我完成学业的无穷动力！

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

胡晓辰,黄国平. 基于 MATLAB/Simulink 的动力与热管理系统模型的建立及验证. 中国工程热物理学会热机气动热力学和流体机械学术会议. 2016.10, 无锡