飞机机载综合热管理系统稳态仿真

常士楠 袁美名 袁修干

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院,北京 100191)

摘 要:建立机载综合热管理系统的稳态仿真数学模型,在MATLAB软件平台上搭建仿真模块,针对同一高度不同飞行速度以及同一马赫数不同高度进行系统稳态仿真,得到系统中关键部件的进出口温度和流量,并分析了马赫数以及高度对各状态点温度的影响.分析得出,飞机在同一高度、亚音速区以不同的马赫数飞行时,在燃油子系统中,除个别状态点外,其它各点的温度都随马赫数的增加而增加;在空气循环子系统中,各状态点的温度随马赫数的增加而先减后增.飞机以同一马赫数在不同高度飞行时,在燃油子系统中,除个别状态点外,其它各点的温度都随飞行高度的增加而减小;在空气循环子系统中,各状态点的温度都随飞行高度的增加而减小.

关 键 词:综合热管理;稳态仿真;环境控制系统

中图分类号:V 245.3^{+}44

文献标识码:A **文 章 编 号**:1001-5965(2008)07-0821-04

Numerical simulation of aircraft integrated thermal management system in steady working condition

Chang Shinan Yuan Meiming Yuan Xiugan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Steady simulation model of aircraft integrated thermal management system was established and simulation blocks were constructed on the platform of MATLAB software. Simulation was conducted for the system for different Mach numbers and different altitudes. The outlet temperature and flow flux of key components in the system were then obtained. Influences of Mach number and altitudes on temperature of each state point were analyzed. The results indicate that in the fuel subsystem, except one state point, temperature of other state point increases with the increasing of Mach number at the same altitude in different subsonic Mach number; In the subsystem of air cycle, temperature in all state points decreases and then increases with the increasing of Mach number. The results also indicate that in the fuel subsystem, except one state point, temperature of other state points decreases with the increasing altitude in the same Mach number; In the subsystem of air cycle, temperature in all state points decreases with the increasing altitude.

Key words: integrated thermal management system; steady simulation; environment control system

随着飞机的性能提高,电子设备的数量和功率不断增加,如何有效排除飞机内部产生的大量热量,有效利用这部分废热,成为研究的热点.传统的方法是采用完全由发动机引气、经涡轮压气机组件后再进行制冷的空气循环制冷系统,环控系统、液压系统、润滑系统以及燃油系统都相互独立和隔离,各子系统的热量不能互补,废热得不到利用,热量的使用有重复和浪费的现象.比如,飞

收稿日期:2007-07-21

基金项目:航空基金资助项目(05E51047)

作者简介:常士楠(1968—),女,山西榆次人,副教授,snchang@buaa.edu.cn.

机的燃油在进入发动机油喷嘴之前要预热到某个温度范围,有利于燃烧;电子设备的散热又要通过制冷系统除去,最终热量要排出飞机体外.故传统方法不能将这两者结合起来,实现能量互补,避免热量的重复和浪费.其次,飞机上的复合材料使用的越来越多,使得蒙皮的导热性能有所下降[1],传统的方法已经不能满足现在高性能飞机的需求.再者,从代偿损失和经济利益方面考虑,进行机载综合热管理,实现能量的合理利用符合未来高性能飞机发展要求[2].本文主要对整个复杂系统进行稳态仿真研究,通过各子系统的耦合计算,找出各子系统的热量和主要参数之间的关系.

1 机载综合热管理系统

1.1 系统简述

本文所论述的机载综合热管理系统原理图见图1.整个系统由5个子系统组成:空气循环子系统,低温PAO(Poly-Alfa-Olefine)循环子系统,蒸汽循环子系统,高温PAO循环子系统,燃油循环子系统[2-3].

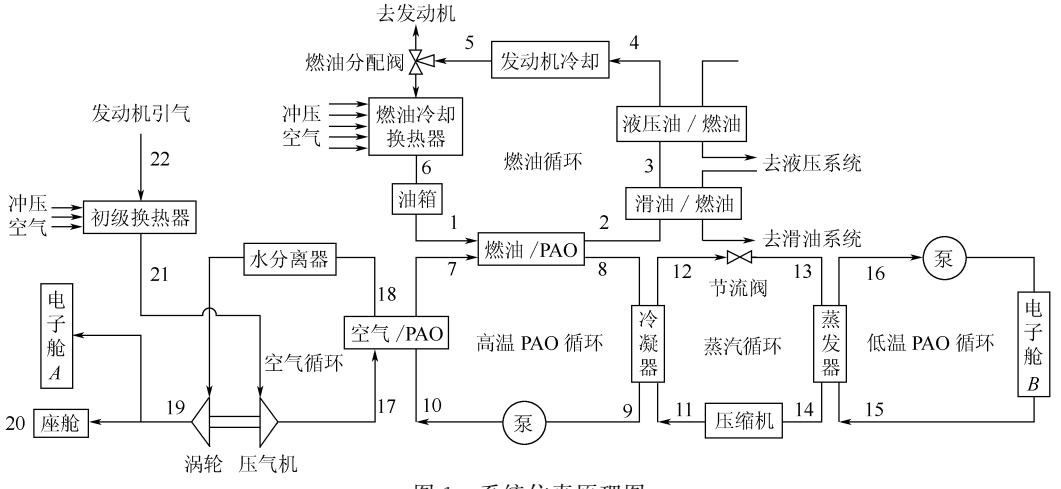


图1 系统仿真原理图

空气循环子系统主要是向座舱和电子舱A提供足够的制冷量,以达到空气调节的目的.低温PAO循环子系统的载冷剂直接与电子舱B进行热交换,通过蒸发器将电子舱B的热负荷传递给蒸汽循环.蒸汽循环子系统采用蒸汽压缩式制冷循环,把从低温PAO循环子系统吸收的热量传递给高温PAO循环子系统,高温PAO循环子系统将从空气循环和蒸汽循环子系统吸收热量,通过燃油/PAO换热器传递给燃油.燃油从油箱流出,依次经过燃油/PAO换热器、滑油/燃油换热器、液压油/燃油换热器、发动机冷却换热器,吸收座舱、电子舱A和B的热负荷,并起到冷却滑油和液压油的作用,从而作为热沉,实现全机综合热管理.吸收热量后的燃油经燃油冷却换热器冷却后,如果燃油流量大于发动机的所需流量,则多余的燃油经燃油冷却换热器冷却后再返回油箱.

1.2 工作介质及参数选择

系统以燃油作为热沉,燃油的载热能力受其自身的热稳定性限制[1].本系统采用JP-8型燃油,取燃油的最高温限为160℃,燃油箱的温度控制在27~47℃范围之内,输油箱的温度控制在40℃左右[1].滑油换热器的滑油入口温度在110~120℃之间,出口温度低于80℃.座舱的排气温度低于30℃.载冷剂采用PAO,蒸发循环的制冷工质采用氟利昂制冷剂R134a.蒸发温度为13℃,蒸发器出口过热度为2℃,冷凝温度为70℃[2].

参照文献[3],取巡航状态、飞行高度7 km、马赫数0.7作为系统的设计状态点.本文主要是针对该系统在非设计状态下的仿真分析.

2 稳态仿真建模

系统各部件的数学模型通过理论分析或实验数据、特性曲线拟合建立[4].此外,针对上述综合热管理系统,本文在对其进行稳态仿真建模时,作了如下考虑:

1) 本文所涉及的系统各设备数学模型是对整个系统的运行情况进行模拟,对部分参数的控制问题提供一定的指导,而不是针对每个部件的内部情况作深入的研究,故所建立的数学模型主要能反映输入、输出参数之间的关系.

2) 吸取模块化建模思想,将系统分块,分别建立数学模型.该系统仿真在MATLAB仿真平台上进行,从而组成基于MATLAB仿真平台的

可视化、可移植、可重复使用的图形仿真模块.将整个系统分成若干个子系统[2-4],分别建立各子系统的数学模型,再将各个子系统连接成整个系统.

3) 在系统建模过程中,无相变的换热器均采用紧凑式换热器[5-6],有相变的换热器采用管壳式换热器[7].

3　仿真结果及分析

在仿真计算时考虑设计状态和非设计状态 2 种情况.表 1 为设计状态下各环路及支路流量,表 2 和表 3 为各计算状态下初级换热器冷侧流量.

表 1　设计状态下各环及支路流量　kg/s

环及支路	燃油供油量	热 PAO 环	R134a 蒸汽循环	冷 PAO 环	发动机引气	初级换热器冷侧
流量	1.4	1.81	0.503	1.9	0.23	1.08

表 2　7 km 高度初级换热器冷侧流量　kg/s

计算状态	*Ma*				
	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
流量	0.69	0.87	1.08	1.32	1.60

表 3　0.7 马赫数下初级换热器冷侧流量　kg/s

计算状态	高度/km				
	4	5	6	7	8
流量	1.56	1.38	1.23	1.08	0.95

一般飞机在空中飞行时,常处于非设计工况,因此有必要分析在非设计工况下系统的运行情况.以下主要针对该系统在 7 km 高度、亚音速区不同马赫数下的工况,以及系统在 0.7 马赫数、不同高度下的工况进行分析.在计算过程中假设低温 PAO 环的电子舱热载荷为常数.

从表 4 和表 5 的温度数据可以看出,由于图 1 所示的蒸发循环的热载荷被视为常数,因此蒸发循环和低温 PAO 环的各状态点温度变化可以不予关注,空气循环随外界以及飞行参数的变化相对较大,本文重点关注空气循环对整个系统的

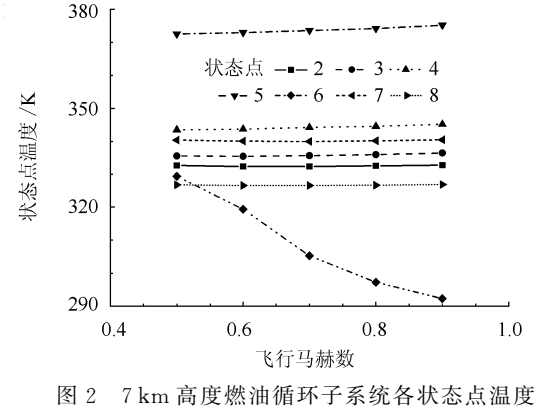


图 2　7 km 高度燃油循环子系统各状态点温度

图 2、图 3 为系统在 7 km 高度在亚音速区不同马赫数下,燃油循环子系统和空气循环子系统各状态点温度变化曲线图.从图中可以看出,在燃油循环子系统中,状态点 6 的温度随马赫数的增加而减少;其它各点的温度都随马赫数的增加而增加,但变化都不大.在空气循环子系统中,状态点 17～21 的温度随马赫数的增加而先减后增;状态点 18～20 的温度变化相对较小,状态点 17 和 21 的变化相对较大.

表 4　7 km 高度不同马赫数下各状态点的温度　K

状态点	*Ma*				
	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
1	313.0	313.0	313.0	313.0	313.0
2	332.7	332.4	332.4	332.6	332.8
3	335.6	335.5	335.7	336.0	336.5
4	343.5	343.7	344.2	344.6	345.2
5	372.5	373.0	373.6	374.2	375.2
6	329.4	319.4	305.3	297.3	292.3
7	340.4	340.1	340.0	340.2	340.5
8	326.8	326.6	326.6	326.7	326.9
9	338.5	338.4	338.4	338.4	338.5
10	338.8	338.7	338.7	338.7	338.8
11	343.0	343.0	343.0	343.0	343.0
12	343.0	343.0	343.0	343.0	343.0
13	286.0	286.0	286.0	286.0	286.0
14	298.0	298.0	298.0	298.0	298.0
15	303.6	303.6	303.6	303.6	303.6
16	291.3	291.3	291.3	291.3	291.3
17	367.8	362.9	362.4	365.0	369.9
18	338.8	338.7	338.7	338.8	338.8
19	258.2	258.1	258.1	258.2	258.2
20	302.3	302.2	302.2	302.2	302.3
21	309.1	305.0	304.6	306.8	310.9
22	513.6	513.6	513.6	513.6	513.6

表 5　0.7 马赫数下不同高度时各状态点的温度　K

状态点	高度/km				
	4	5	6	7	8
1	313.0	313.0	313.0	313.0	313.0
2	333.2	332.9	332.7	332.4	332.2
3	336.9	336.5	336.1	335.7	335.3
4	345.7	345.2	344.7	344.2	343.4
5	375.3	374.8	374.2	373.6	372.9
6	287.9	286.5	295.0	305.3	314.0
7	341.1	340.8	340.4	340.0	339.7
8	327.2	327.0	326.8	326.6	326.4
9	338.6	338.5	338.5	338.4	338.4
10	338.9	338.8	338.8	338.7	338.7
11	343.0	343.0	343.0	343.0	343.0
12	343.0	343.0	343.0	343.0	343.0
13	286.0	286.0	286.0	286.0	286.0
14	298.0	298.0	298.0	298.0	298.0
15	303.6	303.6	303.6	303.6	303.6
16	291.3	291.3	291.3	291.3	291.3
17	378.7	373.0	367.6	362.4	357.5
18	338.9	338.9	338.8	338.7	338.7

19	258.3	258.2	258.2	258.1	258.1
20	302.4	302.3	302.3	302.2	302.1
21	318.3	313.5	308.9	304.6	300.5
22	531.2	524.8	519.2	513.6	507.6

图4、图5为系统在0.7马赫数不同高度下，燃油循环子系统和空气循环子系统各状态点温度变化曲线图.从图中可以看出，在燃油循环子系统中，状态点6的温度随飞行高度的增加而增加；其它各点的温度都随飞行高度的增加而减小，变化也不大.在空气循环子系统中，状态点17～21的温度都是随飞行高度的增加而减小的；同样，状态点18～20的温度变化相对较小，状态点17和21的变化相对较大.

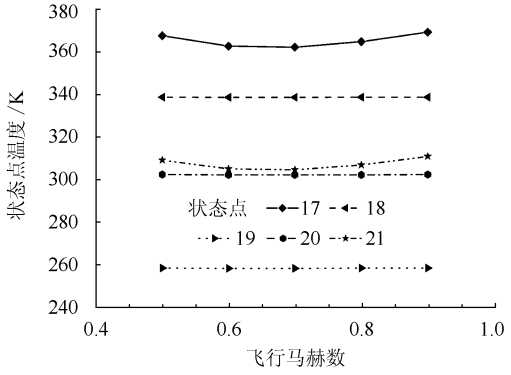


图3 7 km高度空气循环子系统各状态点温度

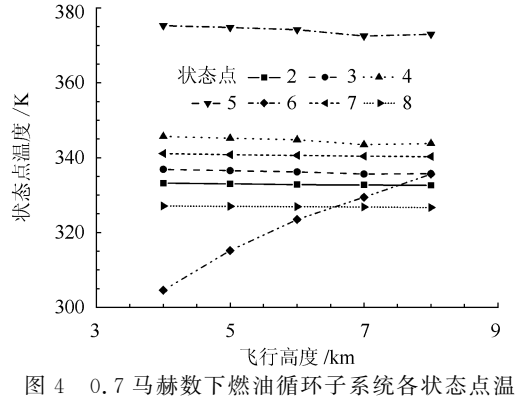


图4 0.7马赫数下燃油循环子系统各状态点温度

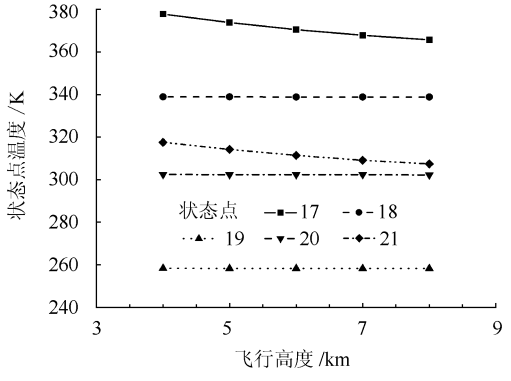


图5 0.7马赫数下空气循环子系统各状态点温度

4 结 论

1）飞机在同一高度、亚音速区以不同的马赫数飞行时，在燃油子系统中，除状态点6外其它各点的温度都随马赫数的增加而增加，状态点6的温度随马赫数的增加而减少；在空气循环子系统中，状态点17～21的温度随马赫数的增加而先减后增；

2）飞机以同一马赫数不同高度飞行时，在燃油子系统中，除状态点6外，其它各点的温度都随飞行高度的增加而减小，状态点6的温度随飞行高度的增加而增加；在空气循环子系统中，状态点17～21的温度都随飞行高度的增加而减小.

参考文献（References）

[1] Huang H, Louis J S, David R S. Fuel-cooled thermal management for advanced aeroengines [J]. Transaction of ASME, 2004, 126(4): 284－293

[2] 许昕. 空气/蒸汽组合式循环飞机环控系统方案研究及仿真技术[D]. 北京：北京航空航天大学航空科学与工程学院，2004

Xu Xin. Advance research and simulation of ECS with integrated air cycle/vapor cycle cooling system [D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004(in Chinese)

[3] Robert T, Figliola R S, Ochterbeck J M. Thermal optimization of the ECS on an advanced aircraft with an emphasis on system efficiency and design methodology[R]. SAE-971241, 1997

[4] 董素君. KM6氦制冷系统仿真研究[D]. 北京：北京航空航天大学航空科学与工程学院，1998

Dong Sujun. The simulation study of the KM6 helium refrigeration system[D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998(in Chinese)

[5] Sprouse J. F-22 ECS/TMS qualification test program overview[R]. SAE-972261, 1997

[6] John T L, Larry C J. Development of integrated environmental control system[R]. SAE-981544, 1998

[7] Baird D, John F. Application of MIL-C87252 in F-22 liquid cooling system[R]. SAE-981543, 1998

（责任编辑：文丽芳）