# 高性能战斗机燃油热管理系统

高 峰 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**: 针对高性能战斗机的特点,介绍了利用燃油作为主要热沉的燃油热管理系统 FTMS(Fuel Thermal Management System). 以 F-22的热管理系统为原型,在对其技术方案及研究方法进行了相关分析后,通过 MATLAB工具建立了系统各部件的动静态仿真模块. 并在此基础上,搭建了燃油热管理系统的仿真平台,利用该仿真平台对燃油热管理系统的性能及燃油代偿损失等进行预测和评估. 计算结果表明,燃油热管理系统性能要好于传统的空气循环制冷系统,在热管理方面可作为我国新一代高性能飞机设计研究的一个备选方案.

**关 键 词**: 热管理; 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(2009)11-1353-04

## Fuel thermal management system of high performance fighter aircraft

Gao Feng Yuan Xiugan

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

Abstract: For improving the character of high-performance fighter aircraft, fuel thermal management system (FTMS) was put forward. FTMS uses fuel as the main heat sink of environmental control system (ECS) and other systems which need to be cooled. Thermal management system of F-22 fighter aircraft is a typical applied case. Taking F-22 FTMS as an original version, the research method of thermal management system were analyzed. By using MATLAB simulation tools and S-function, static simulation and dynamic simulation modules of the system components were built up in order to get the simulation platform of FTMS. This platform could estimate the system performance and the fuel penalties. The simulation results show that FTMS can work better than the air cycle system (ACS) and satisfy the needs of high-performance fighter aircraft. FTMS will be one of the options for designing thermal management system of high-performance fighter aircraft.

Key words: thermal management; simulation; environmental control system

## 1 问题的提出

随着现代军事技术的飞速发展,战斗机设计对隐身性、机动性、超音速巡航等方面的性能都提出了更高的要求. 因此无论是对整机外形设计,还是系统部件设计都有更加严格的限制.

高性能战斗机上使用的电子设备数量远远超过以前的战斗机型. 如在第 3代战斗机中, Su-27的电子舱热载荷为 18 kW, F-18的电子舱热载荷为 19 kW,而作为第 4代战斗机代表的 F-22有两个电子舱,总设计热载荷达到了 55 kW,表 1所示为美国 F-22战斗机在各种飞行条件下的热载荷情况[1]. 随着热载荷的增加,传统的空气循环制冷系统 ACS(Air Cycle System)很难提供足够的冷量来冷却这些电子设备.

同时,隐身性能是新一代战机的一项重要指标,为了提高飞机的隐身性能,隐身飞机必须限制外表的开口数量和面积,这将限制冲压空气的进气量,使 ACS可提供的制冷能力大为减少.

此外,新一代战斗机需要具有超音速巡航能力(以马赫数 $Ma = 1.2 \sim 1.6$的速度飞行半小时以上). 在此状态下,冲压空气温度很高,如利用

**收稿日期**: 2008-12-08

**作者简介**: 高 峰 (1980 - ),男,陕西铜川人,博士生, gaofeng@ase.buaa.edu.cn.

空气做热沉就需要较大的换热器,同时还会增加阻力代偿.因此,采用冲压空气作为热沉介质的ACS将无法满足高性能飞机的要求,需使用新的制冷系统来为高性能战斗机运行提供更可靠的保障.

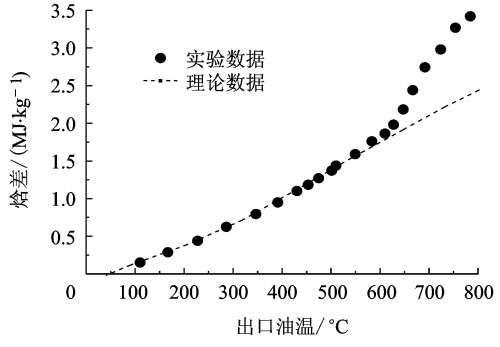
表 1 F-22在几种典型飞行状态下的热载荷 kW

| 系 统 | 飞行状态 | | |
|---|---|---|---|
| | 地面停机 | 低速巡航 | 超音速 |
| 发动机 | 47.42 | 113.33 | 246.34 |
| 液压系统 | 27.11 | 29.24 | 35.22 |
| 滑油 | 10.59 | 10.90 | 12.31 |
| 空气循环系统 | 10.02 | 6.00 | 9.95 |
| 液冷电子设备舱 | 50 | 50 | 50 |

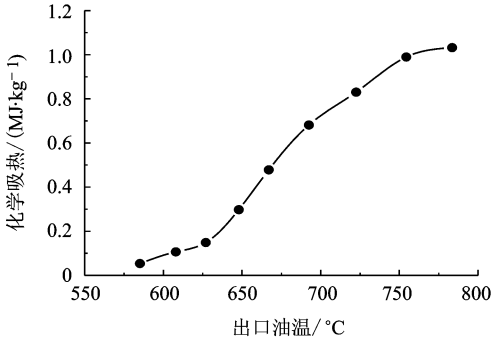
## 2 燃油热管理系统

### 2.1 燃油热管理系统介绍

在高性能战斗机中,燃油依靠其在飞行初始阶段高的储存量及其高比热的优点,被用作主要的储能和热沉媒质.燃油可用的热沉可分为显热和化学反应吸收热两部分,图 1为 JP-8 +100燃油在实验中得出的可用热沉利用量[2].




a 全局图




b 实验数据局部图

图 1 JP-8 +100的热沉

由图 1可知,JP-8 +100燃油可作为热沉使用的范围较宽.当飞机以大马赫数飞行时,以燃油作为冷源,将会大大减小对飞机气动外形的影响,提高飞机的隐身性能.

在高性能战斗机设计中,燃油热管理系统FTMS(Fuel Thermal Management System)是和环境控制系统、液压系统、滑油系统及发动机等联结在一起的一个有机整体[3-7].

图 2为 FTMS系统简化框图,FTMS通过环境控制系统的液冷工质热交换器、液压系统热交换器和润滑系统热交换器等,利用燃油作为整个机体热载荷的热沉,从而实现对战斗机机械系统热力设备的燃油热管理[8-9].

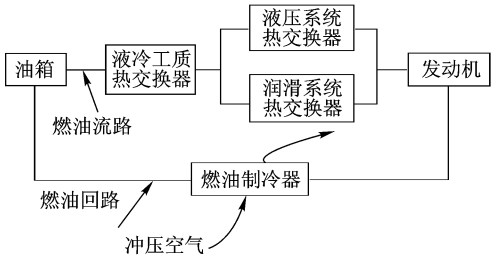



图 2 F-22的 FTMS系统框图

### 2.2 燃油热管理系统设计分析

由于高性能战斗机系统具有更高的综合性能指标,使得 FTMS的设计工作需要提出相应的设计要求.燃油作为热沉的性能与飞行状态及发动机的性能密切相关.如果高温回油使热量在油箱中积累,当油箱温度达到一定水平时,燃油将失去热沉的作用,因此系统之间的热力学性质耦合变得非常复杂,需要对全机的综合热管理系统进行详尽的分析和周密的设计.

首先,需要对全机需要散热的子系统综合考虑和设计,以满足大功率电子设备(50 kW 等级)的冷却要求;其次,要合理地平衡匹配燃油和空气作为热沉的数量关系,降低飞机性能代偿损失;同时,要发展与之匹配的系统数字控制技术来使整个系统协调工作;最后,要保证飞机的可靠性、易维护性和整体性.

热管理设计是全机系统热设计的最先环节,以保证各有关子系统的设计不会因为热设计不当而做无谓的重复设计.对 FTMS的研究难点主要在以下两个方面:①能量平衡匹配,要明确飞机各系统之间的热力平衡关系和热载荷分布;②综合性能评价,应考虑 FTMS对整机性能的影响,并对其影响做出评价和代偿分析,以对各子系统进行优化设计.

设计分析过程主要包括 FTMS分析、液压系统热模拟、滑油系统热模拟、环境控制系统分析、冲压空气性能代偿评价、飞行任务模拟、外界大气性质分析等几个部分.

利用 MATLAB仿真工具,可初步建立数值仿真模型来进行燃油热管理系统的分析评价工作.

## 3　战斗机燃油热管理系统仿真

仿真过程分为静态仿真和动态仿真两部分. 静态仿真是对系统各状态点参数进行设计与匹配的过程,而动态仿真则是在静态仿真结果的基础上,对系统运行过程中各时间点上的实时数据进行仿真.

在静态仿真中,不涉及系统各部件的设计细节,而是从全局的角度,重点在于给定各环路的流量及主要部件的效率,确定各主要部件的进出口温度、压力等参数,并保证各点参数能相互匹配耦合,进而使整个系统性能满足飞机电子设备舱、座舱及其他分系统的冷却需求.

动态仿真重点则在于获得各项数据对时间的响应关系,从而考察各部件及整个系统在所有飞行时间段内的性能表现.

针对每个部件的特性,利用能量方程、质量方程及各部件的换热和阻力计算关系式等,通过 MATLAB工具的 S函数对各个部件分别建立仿真模块.

仿真设计中,通过插值方法编程计算制冷剂及载冷剂的物性参数. 下面以油箱部件为例,对系统各部件的仿真模型建模过程进行说明.

### 3.1　油箱的动态数学模型

为了简化计算,需作如下假设条件:

1) 任意时刻油箱内燃油温度均匀;

2) 油箱壳体与外界无热交换.

根据燃油在油箱中的循环过程,建立质量方程和能量方程:

$$\frac{\mathrm{d}M_t}{\mathrm{d}t} = G_i - G_o$$

$$M_t\frac{\mathrm{d}T_o}{\mathrm{d}t} = G_i T_i - G_o T_o$$

式中,$M_t$为油箱储油量;$G_i$,$G_o$为油箱进出口流量;$t$为时间;$T_i$,$T_o$为油箱进出口温度.

### 3.2　油箱的建模

利用 MATLAB工具编写油箱 S函数,结合另外编制的燃油物性参数计算方程,可建立油箱仿真模块. 仿真油箱所编写的 S函数包括两个连续状态,即油箱储油量和油箱温度,用 S函数模块来调用,如图 3所示.

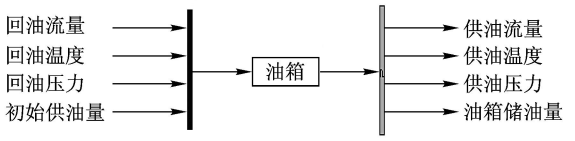



图 3　油箱 S函数模块调用示意图

与油箱编制方法类似,其它各部件都可分别建立相应的数学模型而构建仿真模块.

### 3.3　系统仿真平台

在对系统各部件进行建模后,可搭建完整的系统仿真平台. 图 4为用各部件仿真模块搭建的 FTMS仿真平台模型,该模型主要包括燃油循环、高温液冷工质循环、蒸发循环和低温液冷工质循环 4个部分,各部分之间通过热交换器相互耦合,并辅以空气循环制冷,以达到综合热管理的目的.

FTMS运行时,燃油从油箱中流出,先经过液冷工质换热器,液冷工质将从环境控制系统中吸收的热量传给燃油,这部分热量主要来自电子舱和空气循环的部分压缩热,随后又依次进入滑油热交换器和液压系统热交换器,吸收来自滑油系统和液压系统的热载荷. 根据飞行状况,一部分燃油流入发动机燃烧室燃烧,剩下的燃油通过燃油冷却器降温后,重新回到油箱进入下一个循环.

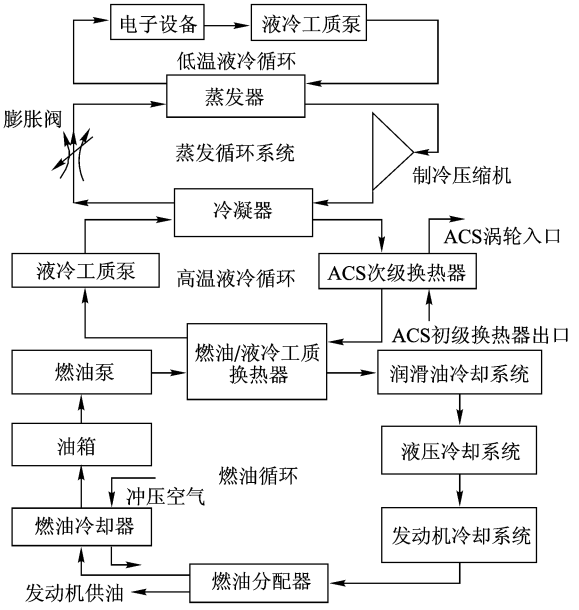



图 4　高性能战斗机燃油热管理系统仿真模型框图

## 4　FTMS仿真结果及分析

用图 4所示模型,可对飞机的各种飞行状态进行仿真模拟. 比较几个典型飞行条件下 F-22 FTMS的仿真结果与 F-15 ACS的数据[10],如表 2、表 3所示. 其中 F-22热载荷包括 50 kW的液冷电子舱和 5 kW的气冷电子舱.

从仿真结果看,FTMS对比传统的 ACS制冷系统,发动机引气量及冲压空气需用量大为减少,在高飞行高度,可提供的热载荷量多于空气循环.

同时,FTMS中的蒸汽循环子系统工作受飞

行状态的影响较小,因此该系统在各飞行状态下均能满足制冷量及温度要求.单独对蒸汽循环分系统来说,在蒸发温度为 10 ℃,冷凝温度为 70 ℃的条件下,该系统的性能系数产生的冷量与所耗功之比 COP(Coefficient of performance)高于 2,大大超过了空气循环系统.

表 2 F-22典型飞行状态

| 飞行高度/m | *Ma* | 天气 | 引气流量/(kg·s$^{-1}$) | 冲压空气流量/(kg·s$^{-1}$) | 燃油回路流量/(kg·s$^{-1}$) | 消耗轴功率/kW |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 0 | 0.3 | 热 | 0.212 | 0.504 | 1.06 | 26.08 |
| 0 | 1.14 | 热 | 0.225 | 2.718 | 1.62 | 26.23 |
| 10972 | 2.15 | 热 | 0.187 | 1.824 | 1.95 | 26.32 |
| 13716 | 0.85 | 标 | 0.122 | 0.736 | 0.83 | 26.02 |
| 15240 | 2.5 | 标 | 0.207 | 1.621 | 1.95 | 26.32 |

表 3 F-15典型飞行状态

| 飞行高度/m | *Ma* | 天气 | 引气流量/(kg·s$^{-1}$) | 冲压空气流量/(kg·s$^{-1}$) | 热载荷/kW | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | 电子舱 | 座舱 |
| 0 | 0.3 | 热 | 1.150 | 2.735 | 50 | 4.3 |
| 0 | 1.14 | 热 | 1.198 | 14.46 | 50 | 3.2 |
| 10972 | 2.15 | 热 | 1.021 | 9.941 | 50 | 4.5 |
| 13716 | 0.85 | 标 | 0.637 | 1.236 | 48 | 4.3 |
| 15240 | 2.5 | 标 | 0.857 | 6.728 | 38 | 3.5 |

再从燃油性能代偿损失上来比较,采用表 4 所示的两个飞行状态进行计算.

表 4 两个典型飞行任务

| 编号 | 飞行高度/m | 飞行马赫数 | 飞行时间/h |
|---|---|---|---|
| 1 | 10972 | 2.15 | 0.5 |
| 2 | 13716 | 0.85 | 1 |

对燃油性能代偿损失(起飞总重法)进行计算,包括冲压空气代偿损失、发动机引气代偿损失和输入轴功代偿损失,可得出图 5形式的比较结果柱形图.

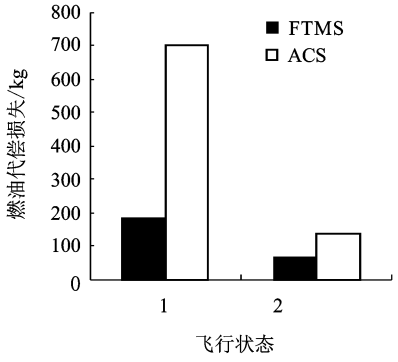



图 5 系统燃油代偿损失比较

从图 5可看出,在超音速飞行条件下,由于冲压空气的燃油代偿损失很大,使 ACS系统整体的燃油代偿损失远远高于 FTMS系统.同时,在超音速飞行条件下,ACS系统的燃油代偿损失较亚音速飞行时增加较多,而 FTMS系统则增加较少.

从仿真结果来看,带有蒸发循环的 FTMS相比传统的 ACS而言,拥有 COP高,换热能力强,性能代偿损失较小等诸多优点,在不同飞行条件的适应性要好于空气循环制冷系统,可以满足高性能战斗机的设计要求.

## 5 结束语

高性能战斗机是目前各国都在努力发展的项目,由于不断增加的飞行器热载荷,使热管理系统设计在整机设计里显得较为重要.热管理系统的发展方向是采用蒸发循环制冷方式,使用燃油作为热沉的综合热管理,由于其各部分之间耦合较多,这就要求在设计前进行模拟与分析,充分了解其特性,才能有的放矢地开展相关研究工作.这些工作会在以后不断完善和发展,以期对该项研究能起到较大的帮助作用.

## 参考文献 (References)

[1] Tipton R, 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

[2] Huang H, Spadaccini L J, Sobel D R. Fuel cooled thermal management for advanced aeroengines[J]. J Eng Gas Turbines Power, 2004, 126(2): 284 293

[3] Lui C W, Lee C K, Schwan E. Integrated environmental control system and liquid cooling system for F/A-18E/F aircraft[R]. SAE-951400, 1995

[4] Sprouse J G. F-22 environmental control/thermal management system (ECS/TMS) design optimization for reliability and integrity—a case study[R]. SAE-961339, 1996

[5] Ashford R, Brown S. F-22 environmental control/thermal management system (ECS/TMS) flight test program—downloadable constants, an innovative approach[R]. SAE-2000-01-2265, 2000

[6] Sprouse J. F-22 environmental control/thermal management fluid transport optimization[R]. SAE-2000-01-2266, 2000

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

[8] Letlow J T, Jenkins L C. Development of an integrated environmental control system[R]. SAE-981544, 1998

[9] Brown D, Squier S, Smith G. Integrated thermal energy management (I-TEM)—an evaluation tool for aircraft[R]. SAE-932577, 1993

[10] Matulich D. High-temperature bootstrap compared with F-15 growth air cycle air conditioning system[R]. SAE-891436, 1989

(编 辑:李 晶)