

某飞机综合热能管理系统初步研究

The Preliminary Research on Integration Thermal and Energy Management System for some Aircraft

李楠 江卓远 / Li Nan Jiang Zhuoyuan
(中国商飞民用飞机试飞中心, 上海 200232)
(COMAC Flight Test Center, Shanghai 200232, China)

摘要:

在对国外飞机环境控制与热能综合管理技术进行分析的基础上,以某飞机为背景,开展环境控制系统与热能综合管理系统的初步研究。提出某飞机环境控制与热能综合管理系统方案,初步完成各子系统能量的合理匹配,以期为民用飞机综合热能管理技术的预研发展提供依据。

关键词:环境控制系统;综合热能管理系统;民用飞机

[Abstract] Based on the analysis of foreign aircraft ECS and T/EMS made, the preliminary research of the ECS and T/EMS is developed for some aircraft. The ECS and T/EMS system scheme for some aircraft is presented and the parameters' matching is finished, aiming at supply the reference to the preliminary research of civil aircraft T/EMS.

[Key words] Environmental Control System (ECS); Integration Thermal and Energy Management System (T/EMS); Civil Aircraft

0 引言

采用子系统集成技术 (Subsystem Integration Technology, 简称 SUIT) 构成的机载机电系统, 逐渐成为目前国外最先进的综合机载机电系统^[1]。SUIT 的核心技术是热/能管理模块 (Thermal and Energy Management Module, 简称 T/EMM), 综合热能管理系统的思想是将飞机发动机、环境控制系统、液压系统、燃油系统等以前相对独立的子系统综合考虑, 实现能量的合理匹配和利用。它更加强调飞机机载功能系统的综合与优化。对飞机整机的节能、重量、尺寸及经济性均有显著的改善。本文以某飞机为背景, 开展环境控制系统与热能综合管理系统的初步研究, 为民用飞机综合热能管理系统的相关工程应用提供依据。

1 F-22 综合热能管理系统简介

F-22 战斗机是第四代高性能战斗机, 它采用了先进的综合控制技术, 把常规的环境控制系统、液压系统、滑油系统、发动机燃油系统等机载机电系

统有机地融合起来, 形成了飞机综合热能管理系统 (Thermal Management System, 简称 TMS)。F-22 热能管理系统的原理如图 1 所示。该环境控制系统采用空气循环制冷和蒸发循环制冷相结合的制冷方式, 满足了先进飞机中电子设备和人员环境控制的要求, 系统使用燃油循环作为纽带将环控系统、液压系统和润滑油系统等各个本来独立的子系统有机结合起来, 组成了综合的飞机热能管理系统, 实现了各个子系统之间的热能综合管理和能量的合理利用^[2]。在以 F-22 为代表的四代机的热能管理系统设计中, 突出了以下技术特点:

- (1) 充分使用燃油作为系统热沉;
- (2) 采用空气循环与蒸发循环组合式制冷系统;
- (3) 把不同的机载机电系统集成于一体统一设计与管理。

2 飞机综合热能管理关键技术

飞机综合热能管理的关键技术主要体现在以下几个方面:

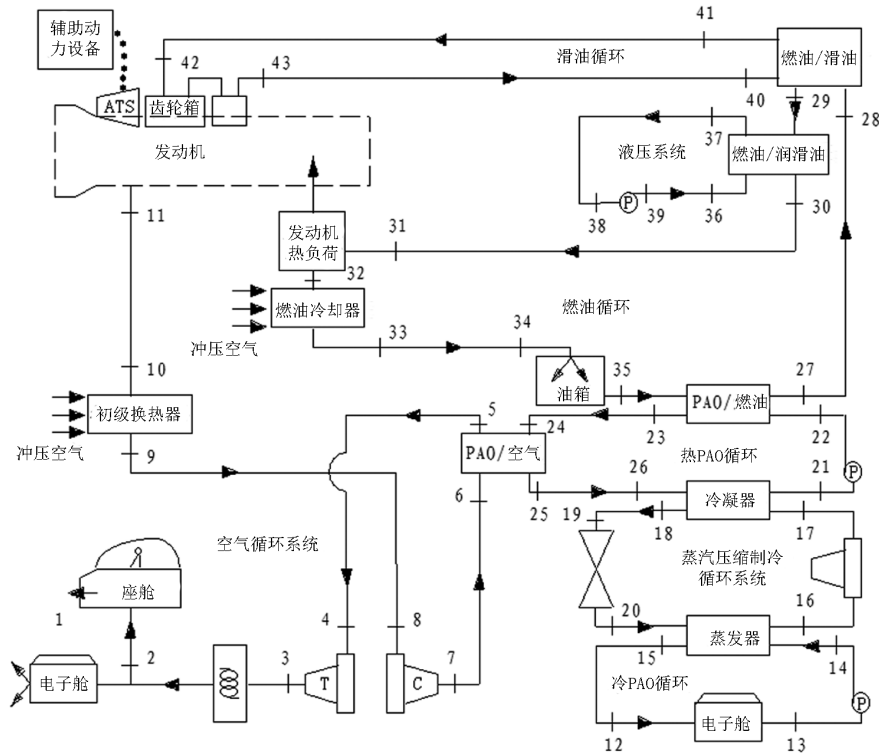


图1 F-22 环境控制与热能综合管理系统原理图

(1)以燃油循环为纽带,实现各个子系统能量供求关系合理匹配。

(2)按照热力学的基本原理,实现系统合理匹配,减少系统不可逆损失。

(3)传热手段,如采用燃油或热管等进行热量传递。按照优化后的系统匹配,实现能量按要求传输。

3 某飞机综合热能管理系统方案

3.1 技术要求

鉴于该飞机很多技术参数还没有最终确定。初步确定的环控系统主要参数包括:(1)制冷功率不小于150kW,引气流量不小于5 000kg/h;(2)各子系统的能量需求情况可根据相关机型类比。

3.2 环境控制系统方案

飞机环境控制系统从制冷方式而言主要有两种:空气循环系统和蒸发制冷系统。空气循环系统的特点是结构简单、重量轻,其突出的优点是可以同时实现座舱的增压、制冷和通风,缺点是采用发动机引气驱动,效率低,适用于小制冷量且需要增压的座舱环境控制系统。相对而言,蒸发制冷系统结构比较复杂,其特点是制冷效率比较高,大约比空气循环系统高一个数量级,是实现大制冷量的有

效手段。将蒸发制冷系统应用于飞机环境控制系统要解决重量和维护性等方面的问题,为了降低系统重量,一般采用高转速的离心式压缩机。分析环境控制系统的发展趋势,采用空气循环系统与蒸发制冷系统相结合的方式将是未来的发展方向,空气循环系统主要用于飞机座舱环境控制和小功率电子设备舱的冷却,而蒸发制冷系统主要与液冷系统配合用于大功率电子设备的冷却。

根据制冷量不小于150kW的要求,系统主要制冷需求为电子设备冷却。由于整个系统制冷量大,采用单一的空气循环系统显然不现实,这样将会对发动机的性能造成不可接受的影响。基于以上分析,某飞机环境控制系统采用空气循环与蒸发制冷相结合的方式,空气循环系统主要用于座舱增压、通风冷却,而蒸发制冷系统则主要用于为液冷系统提供冷源。

空气循环系统采用升压式高压除水系统,如图2所示。

蒸发循环制冷系统主要由蒸发器、冷凝器、压缩机和膨胀阀四部件组成,采用的制冷剂为R134a,如图3所示。为了提高系统效率、降低系统体积重量,一方面尽可能采用燃油作为热沉,冷却蒸发制冷系统的冷凝器,另一方面,采用高转速离心式压缩机。

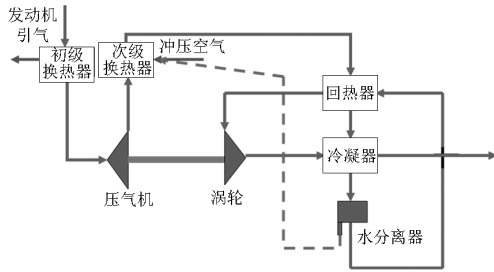


图2 空气循环制冷系统

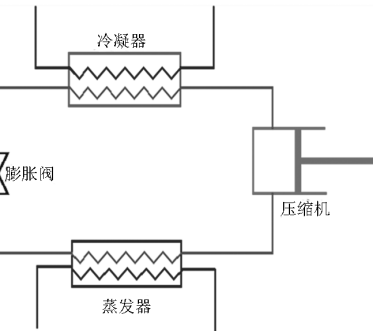


图3 蒸发循环制冷系统

3.3 燃油循环方案

根据我国目前航空燃油的发展状况,我国RP-3燃油性能与JP-4和JP-5接近,若采用不回流方案,面临的困难是:燃油流量小时,热沉不足,流量大时,完全燃烧耗油太大。因此,宜采用回流设计,如图4所示。

燃油循环系统主要由燃油箱、燃油泵、燃油-防冻液换热器、燃油-滑油换热器、燃油-液压油换热器、发动机热载荷、燃油-冲压空气换热器等部件组成。燃油循环中各个换热器的主要作用是将各个子

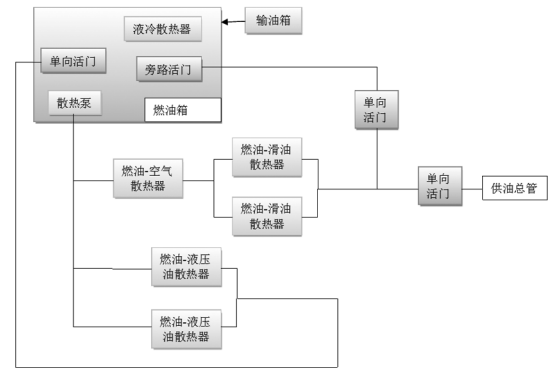


图4 有回流的燃油循环

系统与燃油循环相连,各个子系统把热量都传给燃油,最大限度地利用燃油作为热沉,使飞机综合热能管理的效果达到最优化。需要指出的是,燃油系统中有一处较大的热载荷,即发动机热载荷。燃油流过需要冷却的发动机部件后温度急剧升高。根据飞行状况,最后有一部分燃油流入发动机燃烧室燃烧,剩下的燃油则重新回到油箱中,这部分没有燃烧的燃油在回到油箱之前,需要通过燃油-冲压空气换热器降温后才能再回到燃油箱中^[3]。

当燃油箱的贮油量不足时,输油箱内贮存的燃油流入燃油箱,保障燃油箱的燃油流量满足热能管理和发动机燃烧的需要。

3.4 综合热能管理系统方案

某飞机综合热能管理系统的方案主要参照F-22系统,包括燃油循环系统、高温防冻液循环系统、低温防冻液循环系统、空气循环系统、蒸汽循环系统、滑油循环系统、液压油循环系统等,如图5所示。

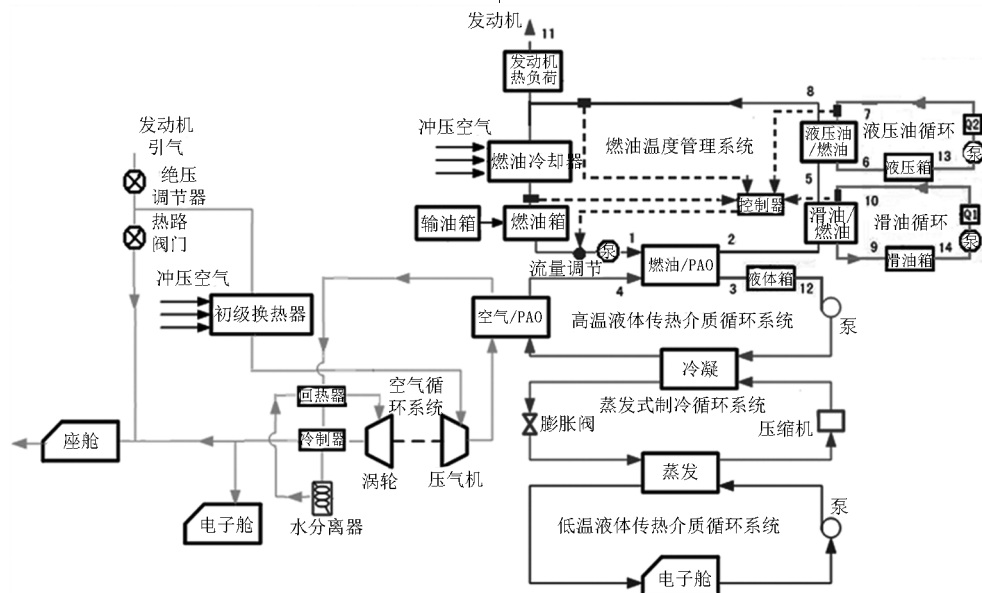


图5 综合热能管理系统工作原理图

3.4.1 高温防冻液循环系统

该系统的主要任务是在液体泵的驱动下,高温防冻液吸收空气制冷循环和蒸汽制冷循环传给的热载荷,并通过高温防冻液-燃油换热器将这些热量传给燃油。

3.4.2 低温防冻液循环系统

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

3.4.3 滑油循环冷却系统

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

3.4.4 液压油循环冷却系统

该系统的主要任务是冷却用于操纵起落架和飞行控制的液压油。液压油在液压泵的驱动下流经液压设备,其温度明显升高,通过燃油-液压油换热器将热量传给燃油,并最后流回液压箱。

3.4.5 控制器

控制器的作用是监控高温防冻液循环、滑油循环和液压油循环中的流体最高温度,通过调节燃油循环中的燃油流量,以保证燃油循环中的燃油最高温度及回到燃油箱的燃油温度不超过设定值。

3.5 相关参数的选取

3.5.1 燃油循环的相关参数

燃油系统是整个系统方案的核心,根据对相关战斗机燃油和发动机的参数进行调研的结果,确定如下设计参数:燃油循环的初始燃油流量应控制在 $0.3\text{kg/s} \sim 4\text{kg/s}$ 范围内;燃油箱的温度值应控制在 $27^\circ\text{C} \sim 47^\circ\text{C}$ 范围内,而输油箱的温度则控制在 40°C ;燃油温度值的限制,歼 8 要求燃油温度低于 60°C ,苏 27 要求燃油温度低于 80°C ,参考苏 27 的参数,将发动机入口的燃油温度限制在 80°C 以下;经过发动机热载荷后的燃油温度,JP-4 和 JP-5 燃油限制在 148°C 以下,而 JP-8+100 燃油则限制在 204°C 以下,鉴于采用的燃油是 RP-3,它与 JP-4 的物性相似,所以我们将经过发动机热载荷的燃油温度控制在 148°C 以下^[3]。

3.5.2 设计状态点的选取

飞机的飞行状态包括地面停机、巡航、超音速突防、盘旋等状态,参考 F-22 提供的参数,在以上几种状态下,系统的热载荷情况如表 1 所示。

表 1 不同飞行状态下飞机各系统热载荷

飞行状态	液压系统 (kW)	滑油系统 (kW)	液冷电子舱 (kW)	空冷电子舱 (kW)	座舱 (kW)	发动机 (kW)	发动机燃烧室的燃油流量 (kg/s)
地面停机	27.11	10.59	50	5	5	47.42	0.151 2
巡航	29.24	10.90	50	5	5	113.3	0.302 4
超音速突防	35.22	12.31	50	5	5	246.34	1.520
盘旋	30.81	8.62	50	5	5	98.44	0.604 8

考虑到巡航状态在以上几个状态中维持的时间最长,所以选择巡航状态作为设计状态。根据 F-22 提供的热载荷参数,设计状态点的热载荷如表 2 所示。

表 2 设计点(巡航状态)各系统热载荷

液压系统热载荷 (kW)	滑油系统热载荷 (kW)	液冷电子舱热载荷 (kW)	空气冷却电子舱热载荷 (kW)	空气冷却座舱热载荷 (kW)	发动机热载荷 (kW)	发动机燃烧室的燃油流量 (kg/s)
29.2	10.9	50	5	5	113.3	0.3

根据相关设计要求:燃油循环中,燃油回路的最高温度不得超过 148.8°C ;滑油循环中,滑油回路

的最高温度不得超过 87.0°C ;液压油循环中,液压油的最高温度不得超过 140°C 。不考虑泵的温升及压降,同时根据调研情况,对于流体流量的限制如下:滑油循环中,滑油流量应控制在 $0.3\text{kg/s} \sim 4\text{kg/s}$ 范围内;液压油循环中,液压油流量也应控制在 $0.3\text{kg/s} \sim 4\text{kg/s}$ 范围内。

3.6 系统参数匹配与稳态计算

以下内容是根据相关输入进行的系统初步参数匹配与稳态计算过程。巡航状态的高度和马赫数参考 F-22 的相关数据,巡航高度取 $h = 15\text{km}$,马赫数取 $Ma = 0.8$ 。热载荷分布根据 F-22 的资料,巡航状态时,滑油系统的热载荷为 10.9kW ,液压油系

统的热载荷为 29.2kW, 蒸汽循环系统中冷凝器的热载荷为 75kW, 该载荷是在蒸汽循环制冷量为 50kW 的情况下在一定的制冷效率下得到的, 空气循环制冷系统的热载荷简化为 95kW, 发动机的热载荷为 113.3kW, 详细的热载荷分布数据参如表 3 所示。

表 3 巡航状态系统的热载荷分布

滑油系统热载荷 Q1 (kW)	液压油系统热载荷 Q2 (kW)	空冷循环热载荷 Q3 (kW)	蒸发制冷热载荷 Q4 (kW)	发动机热载荷 (kW)
10.9	29.2	95	75	113.3

根据已知的热载荷分布、温度的技术要求以及流量的限制, 可以合理匹配燃油、高温防冻液、滑油、液压油及流经发动机燃烧室的燃油的流量和温度。同时, 冲压空气的流量 m_r 和温度 t_r 与巡航高度 h 和马赫数 Ma 有关, 具体计算过程如下^[4-5]:

$$t_r = T_h(1 + 0.2Ma^2) - 273$$

$$m_r = \varepsilon A_{ri} \rho_h Ma \sqrt{k \cdot R \cdot T_h}$$

$$\text{式中 } \rho_h = 0.3639 \exp\left(-\frac{h-11000}{6340}\right)$$

其中, $h = 15\text{km}$, $Ma = 0.8$, $T_h = 216.5\text{K}$, $k = 1.4$, $R = 287$, 取流量修正系数 $\varepsilon = 0.65$, A_{ri} 为燃油-冲压空气换热器空气入口截面积, 根据相关单位提供的参数, 取 $A_{ri} = 660\text{cm}^2$, 计算结果如下:

$$t_r = 216.5 \times (1 + 0.2 \times 0.8^2) - 273 = -28.778^\circ\text{C}$$

$$m_r = 0.65 \times 0.066 \times 0.3639 \exp\left(-\frac{15000-11000}{6340}\right) \times$$

$$0.8 \times \sqrt{1.4 \times 287 \times 216.5} = 1.96\text{kg/s}$$

综合以上数据及结果, 初步匹配各个循环的流量和各个温度点的温度值如表 4 和表 5 所示, 但表 5 中某些温度点还只是粗略值, 因为它会受到换热器效率的影响, 确定了换热器的效率后, 即可以算出各个点温度的精确值。

表 4 各个循环中流体的流量

循环支路	流量 (kg/s)
燃油供油路	3.00
发动机供油路	0.30
高温防冻液循环	0.60
滑油循环	0.35
液压油循环	0.40
冲压空气	1.96

表 5 初步匹配的各温度点的温度值 (单位: °C)

计算点	温度值	计算点	温度值
1	35.00	8	65.00
2	61.98	9	80.19
3	63.65	10	66.00
4	69.785	11	100.76
5	35.00	12	-28.78
6	40.00	13	66.40
7	136.68		

在其它的飞行状态下, 同样根据 F-22 提供的热载荷参数, 匹配燃油的流量如表 6 所示。

表 6 不同飞行状态下的燃油流量

飞行状态	燃油箱出来的燃油流量 (kg/s)	进入发动机燃烧室的燃油流量 (kg/s)
地面停机	2.8	0.1512
巡航	3	0.3024
超音速突防	3.2	1.520
盘旋	3	0.6048

4 结论

本文以某飞机为背景, 开展环境控制系统与热能综合管理系统的相关研究。对国外相关机型的环境控制与热能综合管理技术进行了分析, 在此基础上, 主要以 F-22 为参考, 考虑某飞机的特点, 提出了环境控制与热能综合管理系统初步设计方案, 初步完成了各子系统能量的合理匹配, 以为民用飞机综合热管理技术的预研发展提供依据。

参考文献:

- [1] 刘铭. 国外飞机综合环境控制系统[J]. 航空科学技术, 2004, 2: 28-31.
- [2] 于喜奎, 王伟. 飞机综合机电系统热管理技术浅析[J]. 飞机设计, 2006, 2: 60-71.
- [3] 高峰, 袁修干. 高性能战斗机燃油热管理系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1353-1356.
- [4] 寿荣中, 何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- [5] 常士楠, 袁美名, 袁修干. 飞机机载综合热管理系统稳态仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(7): 821-824.