电子吊舱环境控制系统设计的新技术[1)]

余建祖 钱翼稷 高泽溪 高 成
(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系) (北京航空航天大学 电子工程系)

摘 要 针对我国军用电子设备吊舱载机电源紧张,国产电子元器件耐温性能相对较差,对环境控制系统要求较高的特点,本文提出了一种新型用冲压空气驱动的环境控制系统.该系统采用"蓄冷节能"的设计思想和逆升压回冷技术,并配备具有智能功能的测控子系统.为克服冲压空气压头低的困难,利用空气动力学理论,提高进气道总压恢复系数,扩大系统进出口压差,从而获得较大涡轮膨胀比.试验结果证明所设计的吊舱环控系统具有良好的制冷性能和经济性.

关键词 环境控制; 系统; 设计; 电子吊舱
分类号 V 245.3

1 吊舱环控系统概述

军用电子吊舱设备冷却问题传统上采用两种方案解决,一是直接引用载机环控系统的冷气,二是装备独立的氟里昂蒸发循环制冷系统[1,2].采用第一方案,飞机结构要大改动,这会影响吊舱使用的机动灵活性和通用性;此外大多数载机自身环控系统制冷能力有限,不能满足吊舱设备的冷却需要.采用第二方案,存在有结构复杂、成本高和可靠性、安全性方面的问题[3];特别是这种系统耗电量大,许多载机无法满足.

在充分研究世界各国电子吊舱环控方案的基础上,结合我国国情,我们提出电子吊舱采用冲压空气驱动的逆升式回冷式空气循环冷却系统方案(见图1).该方案的动力源是吊舱随载机飞行通过进气道所捕捉到的冲压空气压头.冲压空气通过进气口进入系统后,按系统工作方式的不同沿不同的路径流动.当外界环境温度较低时,系统以冲压空气方式工作,此时涡轮旁通管路上的电动调节阀打开,冲压空气不通过回冷器和涡轮而直接流向电子设备.在以这种方式工作时,吊舱内空气压力高于吊舱的外部环境压力,因此单向阀打开,冲压空气在吸收了设备的热量后通过单向阀直接排出舱外.外界环境温度较高时,系统以空气循环方式工作,此时电动调节阀关闭,由进气道捕获的冲压空气,经回冷器进入冷却涡轮中膨胀降温,涡轮出口的低温空气流入电子设备舱的冷板或散热翅片,冷却各种设备,带走热负荷的空气再经由涡轮带动的压气机增压至适当值排出吊舱外.

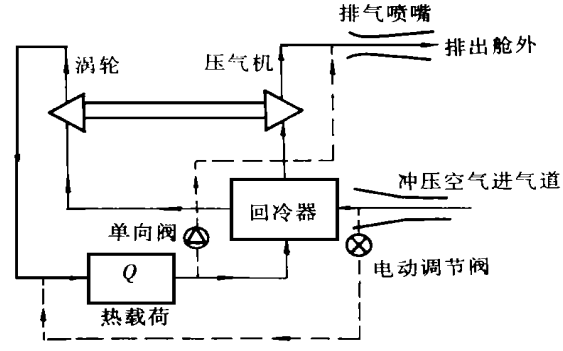


图1 电子吊舱冲压空气循环冷却的环控系统原理图

吊舱飞行高度为100~3 000 m,吊舱热载荷为0.2~3.3 kW.设计点选取飞行高度 $H=0$ m,环境大气温度 $t_H=39$ ℃,飞行马赫数 $Ma=0.85$,要求供给电子设备的冷空气温度控制在15~35 ℃范围内.在高空巡航状态,在保证供气无游离水滴的前提下,冷气温度下限可降至10 ℃或更低些.

2 冲压空气冷却的环控系统设计特点

2.1 蓄冷节能的设计思想

如上所述,吊舱的热载荷最大可能达到3.3 kW,如果按这种最严重状态设计,不仅大大增加载机阻力代偿损失,而且由于吊舱体积、气动

收稿日期: 1997-05-09 第一作者 男 54岁 副教授 100083 北京
1) 航空工业总公司重点预研项目及航空科学基金资助项目

设计等多方面条件限制, 冲压空气循环冷却系统的设计也是不可能实现的. 根据吊舱的任务剖面图(见图 2), 考虑到可以充分利用吊舱本身的热惯性, 在地面及高空巡航状态, 让吊舱及其电子设备充分冷透, 使系统出口冷气温度达到最低限(10 ℃) . 这样在载机执行任务作低空俯冲时, 气动加热虽导致吊舱温度急剧上升, 但由于吊舱在地面及高空巡航状态时的蓄冷量, 等到系统出口空气温度上升到最高限的 35 ℃时, 其超负荷飞行任务已完成, 载机开始升空并返回基地. 这样在整个执行任务过程中, 系统出口空气温度始终维持在 10~ 35 ℃范围内. 由于采用这种独特的设计概念, 吊舱的额定热载荷可按 2. 0 kW 设计, 这不仅使吊舱冲压空气循环冷却系统的设计得以实现, 而且大大降低了载机阻力代偿损失.

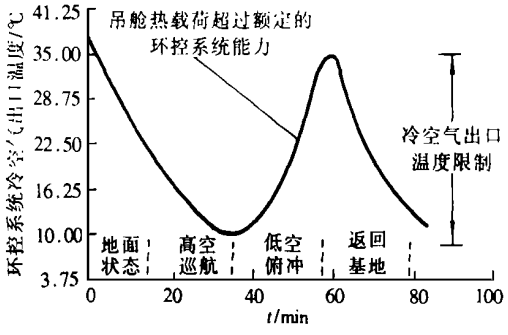


图 2　电子吊舱典型热天任务图

2. 2　逆升压式涡轮的应用及设计

传统的飞机环控系统均采用正升压式循环, 即系统引气先进入压气机升压以提高涡轮进口压力, 然后通过二级热交换器去掉空气在压气机中的温升, 再进入制冷涡轮膨胀降温后用于吸收座舱和电子设备舱的热载荷. 电子吊舱采用的逆升压式系统, 冲压空气是先通过涡轮膨胀降温, 然后再流过电子设备吸热. 吸热后的空气经压气机抽吸、升压后排出吊舱外. 由于压气机的抽吸作用使涡轮排气压力小于环境静压, 这样达到增大涡轮膨胀比的效果. 即正升压式中提高涡轮进口压力的作用被逆升压式中降低涡轮出口压力的作用所替代. 而逆升压式具有的显著优点就是取消了二级热交换器, 这对要求体积小、可用压头低的吊舱环控装置尤为必要.

吊舱逆升压式涡轮的特点是可用压头低, 膨胀比和雷诺数都很小, 这给产品设计带来一定困难. 为提高涡轮效率, 主要采取了如下技术措施: (1) 选用了性能优良的抛物面叶片面和抛物线子午面型线, 以保证涡轮和压气机叶轮通道中流场分布的合理性; (2) 压气机叶轮流道采用三元流理论设计; (3) 利用轴向力调节机构将转子轴向力调节到最小, 以便最大限度地提高机组机械效率 η_m, 从而得到尽可能大的涡轮膨胀比 ε.

2. 3　利用回冷器回收能量

在方案论证初始阶段, 曾考虑吊舱环控采用单纯逆升压式冲压空气循环冷却系统方案[4]. 该方案不用回冷器, 冲压空气经进气道直接进入涡轮膨胀降温. 经计算, 这种方案可使吊舱内流经设备的空气温度最高达 70~ 80 ℃. 这对耐温能力强、可靠性好的元器件是可以的, 但有些元器件, 特别是有些国产元器件则难以承受这么高的温度.

考虑到冷却过电子设备的空气温度仍比冲压空气进口温度低, 因此在涡轮进口增加了一个回冷器(见图 1) , 把从设备出来的空气作为冷源, 对系统进口的冲压空气进行预冷.

从表 1 可看出, 由于增加了回冷器回收冷量, 因而涡轮出口冷气温度较之不用回冷器降低了 12. 87 ℃. 达到使能量充分回收利用的目的.

表 **1**　设计状态下吊舱环控系统的热力性能

(H = 0 m, t_H = 39 ℃, Ma = 0. 85)

参　数			计算值	试验结果
冲压空气进口压力 p_{in}/ kPa			156. 00	156. 84
冲压空气进口温度 t_{in}/ ℃			84. 0	84. 2
设备装置流阻 ΔP_f/ kPa			5. 000	4. 903
设备舱热载荷 Q/ kW			2. 000	2. 202
冲压空气流量 G/ (kg•h^{-1})			480. 0	510. 9
涡轮出口温度 t_e/ ℃	无回冷器(排气到环境大气)		38. 93	
	有回冷器	排气到环境大气	26. 06	
		排气到吊舱尾部	21. 84	20. 00

2. 4　利用空气动力学特性增大涡轮膨胀比

为克服冲压空气压头低的困难, 保证制冷涡轮有足够的膨胀比, 必须尽可能扩大环控系统进、出口压差. 为此首先通过优化气动外形设计和实验研究, 研制成功具有优良气道型面、高总压恢复系数的小型冲压空气进气道, 有效提高了环控系统进口冲压空气的压头. 进气口位置安排保证在最常遇到的正迎角飞行情况下能正常收集冲压空气, 并避开舱体表面附面层的影响. 在此基础上我们进一步利用空气动力学理论, 研究了流场对装置不同部位压力分布的影响. 研究表明, 当气流流过小拱形或柱形尾部时会在尾端形成一个漩涡分离区, 在这个区域气体的有效压力是低于环境大

气压的. 电子吊舱由于长度限制, 其尾部常做成小拱形. 因此我们把压气机排气口放在吊舱尾部这个区域, 既保证了压气机排气顺利排出, 又达到有效扩大进出口压差、增加系统制冷能力的效果. 由表1可看出, 压气机排气排到尾部旋涡分离区与直接排到环境大气相比, 涡轮出口气流温度要低4.22 ℃. 空气经增压后从尾部排出, 还可回收一部分推力, 从而进一步减少了阻力代偿损失. 本环控系统方案的主要优点在于: 使循环空气最后排出吊舱之前, 由其中取得所有可能利用的能量.

2.5 新型智能测控子系统研制

测控子系统由微处理器、存储器、A/D 转换器、传感器及变送器、控制报警电路和附属电路等组成(见图 3) . 传感器及其变送器将被监测的对象诸如温度、压力、湿度等经放大变换为能与 A/D 芯片接口的电信号; A/D 转换器电路把此类电信号(模拟信号) 转变为数字信号送入微处理器; 微处理器是整个控制系统的核心, 它与程序存储器ROM 及数据存储器 RAM 及其附属电路一起完成对信号的采集, 存储, 处理, 以及通讯等功能; 通讯电路完成与地面计算机之间数据传送; 输出控制及报警电路提供控制信号及报警信号的输出; 检测电路用于地面检查控制系统是否正常工作. 本测控子系统通过自动调整涡轮旁通管路上电动调节阀开度, 达到充分利用能量并实现对工作模式和对吊舱温、湿度良好控制的目的. 测控子系统还具备故障自检, 非正常工作状态下应急处理、安全保护及报警等功能.

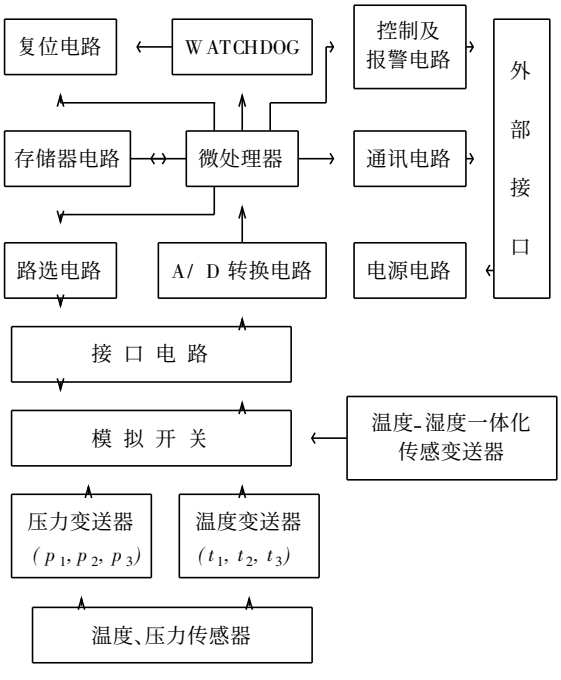


图 3 测控子系统方框图

3 试验结果

地面模拟试验结果表明, 在 $Ma = 0.65 \sim 1.0$ 范围内, 本吊舱环控系统制冷性能良好, 并且随着飞行 Ma 增大, 环控系统制冷能力也随着增大(见图 4) , 这样在一定范围内能够克服随飞机速度增加而增大的气动热载荷. 在设计状态下系统制冷性能试验结果见表 1.

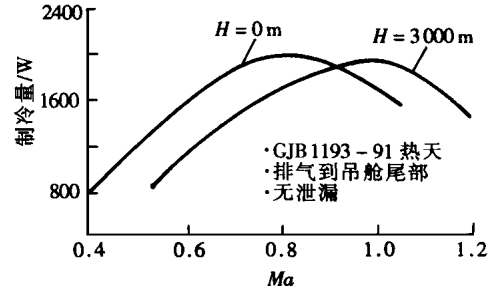


图 4 制冷能力随 Ma 和 H 变化的试验曲线

Ma 增大, 环控系统的制冷能力也增大的原因: 随着 Ma 增大, 系统进口冲压空气压头提高, 同时, 吊舱尾部旋涡分离区(压气机排气口处) 的压力就比环境压力低得越多, 系统进出口压差值就越大的缘故.

4 结 论

理论和试验研究表明, 冲压空气冷却的吊舱环控系统所采用的设计技术是可行的, 环控系统能够提供电子设备所需的冷却能力, 满足其环境技术要求. 系统具有如下显著特点:

1) 用冲压空气驱动, 不需要用电作动力源, 有效解决了载机电源紧张的困难.

2) 采用"蓄冷节能" 的设计思想和逆升压回冷式技术, 使能量回收、利用充分并可获得较低涡轮出口空气温度.

3) 利用空气动力学理论, 提高进气道总压恢复系数, 扩大系统进出口压差, 是保证本系统能够实施并获得较大制冷能力的关键.

4) 吊舱泄漏量及电子设备流阻的增加, 会导致环控系统制冷能力下降, 在吊舱结构设计中须充分注意.

参 考 文 献

1 Buckingham R D. Design challenges of high performance aircraft pod EOCM cooling systems. ASME Paper 81– ENAS– 6, 1981

2 Morris T, Godecker W, Crowe L, *et al*. Enviromental control of an aircraft pod mounted electronics system. SAE Paper 820869, 1982

3 Wehner J M, Bettenga J L, Poway G B, *et al*. Cooling system for an aircraft pod. United States Patent, 4, 869, 071, 1989

4 Grabow R M, Kreter T W, Limberg G E. A ram air driven air cycle cooling system for avionics pods. SAE Paper 860912, 1986. 27 ~ 34

5 Defrancesco G L. Applications of the reverse-bootstrap air cycle environmental control system. SAE Paper 891437, 1989. 361 ~ 367

6 Clarence L, Chris L. Integrated environmental control system and liquid cooling system for F/A-18E/F aircraft. SAE paper 951400, 1995

Advanced Technology in the Design of Environmental Control System for Avionics Pods

Yu Jianzu　Qian Yiji

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

Gao Zexi　Gao Cheng

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Electronic Engineering)

Abstract　To ensure the reliability of equiments mounted in the avionics pods, an environmental control system (ECS) should be equipped in the pod independently. There are two difficulties in designing pod ECS: one is that the aircraft has no enough electrical power to drive the pod ECS; another is that some elements and devices can't suffer higher temperature, which requires a good environmental condition. This paper introduces a new ram air driven ECS for the avionics pods, which adopts the design concept of cool thermal storage for saving energy. The system operates on a reverse bootstrap air cycle and with a regenerative heat exchanger as well as an intelligent control subsystem. To overcome the difficulty of low ram air pressure head, by use of aerodynamic theory, the total pressure recovery σ of the ram air inlet is raised and the differential pressure between the inlet and outlet air of the ECS is increased, therefore, the greater expansion ratio ε of the cooling turbine is acquired. Test results demonstrate that the designed system has good performance.

Key words　enviromental control; system; design; avionics pod

杨为民获全国优秀科技工作者称号

我校 14 系杨为民教授日前获“全国优秀科技工作者”称号。

此项荣誉是经“全国优秀科技工作者”评审委员会评审, 中国科学技术协会全国委员会常务委员会批准的, 北京市有 4 位科技工作者获此殊荣。

摘自《北航》报第 **500** 期(**1998** 年 **3** 月 **1** 日)