

新一代飞机自适应动力与热管理系统研究

Adaptive Power and Thermal Management System for New Generation Aircraft

罗志会 王小平 黄纯洲/南京机电液压工程研究中心航空机电系统综合航空科技重点实验室

摘要: 自适应动力与热管理系统 (APTMS) 是新一代飞机能量优化飞机的三大关键基础子系统之一。本文介绍了APTMS的背景、现状、基本结构、研究基础和性能特点, 引进了一种 e^2 结构的APTMS, 描述了其结构、特点、工作模式及性能, 分析了未来APTMS可能具有的其他先进性及可能采用的先进部件。

关键词: 自适应动力与热管理系统; 能量优化飞机; 新一代飞机

Keywords: APTMS; energy optimized aircraft; new generation aircraft

0 引言

热管理是现代飞机亟待解决的问题。虽然人们投入了大量的时间和精力研究先进的热管理技术、结构和部件, 力图提高飞机的散热能力, 但造成飞机热管理系统不堪重负的根本原因是产生热载荷的系统和部件太多而

且重复, 需对系统和部件进行集成和优化, 减少热载荷产生的源头。例如, 许多载荷在飞机整个任务中使用率很低, 但这些负载都具备相应的液压、电动等基础设施, 如果系统能够按需、按忙闲度来运行, 在空载期间关闭相应的基础设施, 减少能量需求, 便可大大

降低热载荷。这种概念就是能量优化飞机 (EOA)。

1 自适应动力与热管理系统

1.1 产生背景和研发现状

能量优化飞机是指通过优化飞机各种能力使能量利用率最大同时系统

机本体性能的变化主要缘于外涵流道的变化, 排气流阻的增加加重了发动机风扇的“负担”。同时, 这些性能参数的变化, 将直接影响反推装置的性能, 例如, 反推力大小和反推气流的再吸入量。因此, 在优化设计中, 可以通过增加反推叶栅的流通总面积减小反推装置对发动机本体性能的影响。

4 结论

本文采用数值模拟的方法, 研究了某飞机反推装置与发动机本体共同工作特性, 计算结果表明:

- 1) 反推装置将气流折反时, 对风扇和外涵道的影响显著, 反推打开后, 进气畸变指数、风扇压比明显升高, 外涵道气流量减少近7%;
- 2) 反推设计过程中, 不宜再采用

反推关闭状态的发动机截面参数作为计算输入;

- 3) 反推装置优化设计中, 应该考虑反推力装置与发动机本体的性能匹配问题。

AST

参考文献

- [1] Chen C. Computational procedures for complex three-dimensional geometries including thrust reverser effluxes and APUs[R]. AIAA 2001-3747.
- [2] Yao H, Raghunathan S, Cooper R K, et al. Numerical simulation on flow fields of the nature blockage thrust reverser[R]. AIAA 2005-631.
- [3] Trapp L G, Oliveira G L. Aircraft thrust reverser cascade configuration evaluation through CFD[R]. AIAA 2003-

723.

- [4] Johns C J. Solution of an engine inlet compatibility problem during C-17 low cost N/EAT nacelle thrust reverser development [R]. SAE 2000-01-5579.

- [5] 左志成, 钱瑞战. 民机反推力装置对发动机进气口流场畸变影响数值模拟研究[J]. 飞机设计, 2007, 27(5): 60-64.

- [6] 刘春阳, 王占学, 付鹏哲. 大涵道比涡扇发动机射流控制反推模型数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1811-1817.

作者简介

吴宇, 工程师, 主要从事动力装置系统设计与仿真研究。

总体结构复杂度最小的飞机^[1]。美国空军实验室为第六代能量优化飞机启动的飞机能量综合技术项目(INVENT)便是基于上述理念。INVENT旨在先通过模拟和仿真手段验证飞机系统集成技术,再利用实验室进行硬件验证。该项目的三大关键基础子系统分别为自适应式动力与热管理系统(APTMS),健壮电源系统(REPS)和高性能电作动系统(HPEAS)。

APTMS由EADS的下属公司仙童控制(Fairchild Control)、美国诺斯罗普·格鲁门、PCKA、美国空军等负责研制,现已经成功通过了初期的设计评审。

1.2 APTMS的基础

APTMS源于动力与热管理系统(PTMS)。PTMS是霍尼韦尔在联合攻击战斗机/综合子系统技术(JSF/IST)项目中研制出的先进系统,它将辅助动力装置(APU)、应急动力装置(EPU)、环境控制系统(ECS)和热管理系统(TMS)的功能集成为一个系统,同一涡轮机既可以提供动力又可以提供冷却。

众所周知,传统的APU只在地面使用,一旦飞入空中,APU就成为飞机的一种重量损失。EPU也一样,只有当主发电系统故障时才使用,在正常操作中,EPU也会成为飞机的重量损失。PTMS在飞机各个飞行阶段都可使用,不会发生任何损失,因为它既可以作为APU和EPU向飞机提供所需动力,也可以作为ECS和TMS向飞机提供冷却气体。所以,PTMS可以在减少体积、重量、成本的同时增加可靠性和能量利用率。PTMS为下一代APTMS奠定了研制基础。

1.3 APTMS的自适应性

APTMS作为下一代动力与热管理系统,最大特点是具有自适应性,可根据不同工况调整其工作模式,自动选择最佳动力源和热沉源,从而到达整体效

率最高、成本最低的目的。

在APTMS中,引气不再是唯一的动力源,闲置电功率也被当作动力源使用。APTMS处于冷却模式时,APTMS向飞机航电设备提供的电功率很小,系统有大量闲置电功率,因此APTMS智能地让电机转为使用闲置电功率驱动系统,减少了燃油的消耗,提高了飞机能量利用率。

经研究认为,APTMS在不同操作条件下使用不同热沉源是最好的选择,因为尽管燃油、风扇空气和冲压空气都可作为热沉,但各有利弊。燃油热沉量与发动机消耗的燃油量有关。发动机的耗油量高时,飞机的燃油热沉量不足。风扇热沉量充足,但风扇空气的温度比燃油和冲压空气的温度高。热管理系统需要使用更多的能量向风扇空气排热。对于热管理系统,冲压空气是最有效的热沉。但冲压空气会带来飞机阻力,且必须另外增加开口和出口。

2 e²结构的APTMS

2.1 设计理念

1) e²混合动力源

本文分析了一种e²结构的APTMS。e²是经济引气(economy Bleed, eB)和电驱动(electric Drive, eD)的简称,主要为突出系统可根据飞行状态以最经济的方式选择引气或电驱动作为动力源。这里最经济是以燃油消耗率(SFC)为评价指标,将所有的损失和消耗都转为SFC统一比较后得到的。引气便宜、电功率相对昂贵时,使用引气驱动系统;而电功率便宜、引气相对昂贵时,减少使用引气补充使用电功率驱动系统。当然,系统引气与电功率之间的合理切换需进行复杂的控制才可实现。采取此策略后,APTMS的节能效果十分显著。

图1显示了eB与eD的飞行包线。

在低速和低空条件下,空气压力和温度都高,此时只需较少的能量就可将空气压缩,因此引气便宜,称为eB。而在低空中进行快速机动,例如作战、起飞和降落时,作动器需要的电功率很高,发电机可用的闲置电功率很少,电驱动昂贵。随着高度的增加,空气变得冷却、稀薄,压缩所需的能量越来越多。此时,引气昂贵,电驱动便宜,称为eD。飞机在高空主要是巡航或巡逻,作动器提取的电功率很少,发电机有大量剩余电功率,这阶段电功率较引气更有利。

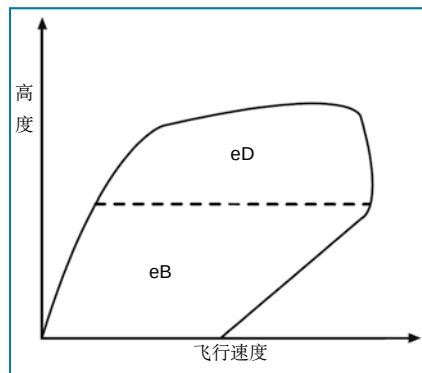


图1 eB与eD的飞行包线

a. 混合热沉

e²结构不再只使用发动机风扇空气和燃油作为热沉,而是将第三流空气和低可探测性冲压空气也作为热沉使用。风扇空气和第三流空气会增加飞机燃油消耗量,冲压空气则会增加飞机阻力。e²结构将所有这些损失转化为SFC,为每个飞行段选择最低SFC的最理想的热沉或热沉的组合。

b. 对再生功率和峰值功率的优化

多电飞机会出现大量再生电功率和峰值电功率,而传统飞机利用液压传动,不会出现再生功率。多电飞机的再生功率是一大挑战,因为在非常规飞行机动期间,电作动器会将再生功率强加给电力系统,而飞机的电特

性不允许电力系统有再生功率。通常的办法是使用大电阻就地消耗作动器的再生功率,但这将大大增加飞机热管理的负担。还有一种办法是让再生功率在电力系统中流动,需增加双向电驱动器和旋转机或其他储能设备,但会增加飞机的重量、成本和复杂度。对此, e^2 结构的APTMS提出一种极好的解决方案:由于系统本身就具备了双向电驱动器(现有硬件S/G)和旋转机(涡轮轴),因此无需增加任何额外硬件,只需利用现有S/G(当前作为电机)将再生电功率转化为机械功率驱动APTMS,而在峰值功率时,可再次利用S/G(当前作为发电机)向总线供应储备能,减轻主发动机的负担,提供稳定性,也减轻了热管理系统的负担。

c. 结构描述

总体结构见图2,涡轮冷却器(CT),压气机(C),起动机/发电机(S/G)和动力涡轮机(PT)安装在同一旋转轴上,组成涡轮机组。从涡轮冷却器中引出冷空气,部分用于环境控制,部分用于冷却热载荷。空气冷却飞机热载荷后通过再生式热交换器(Regeneration Heat Exchanger)再回收飞机一些热能,用来驱动涡轮冷却器。通过上述两个过程,冷空气变为热空气。热空气送入压气机中压缩,压缩后通过热交换器与风扇空气和冲压空气进行热交换,将热量排放到风扇空气和冲压空气中。排热后空气直接返回到涡轮冷却器中,而不是在先冷却燃油再如上所述回收一些热量之后返回。空气在涡轮冷却器中膨胀,提供轴功率驱动涡轮机组的压气机,并向飞机提供冷空气。

涡轮机组轴还可由PT利用发动机引气驱动。如果发动机故障,没有引气,

PT可利用燃烧室的气体向轴提供动力。热压缩空气经过PT膨胀,其能量被涡轮机组轴提取后排出。

此外,S/G通过电功率也可驱动涡轮机组轴。S/G电驱动即是电动模式,也称为经济模式。电动飞行控制元件空闲时,主发电机处于低电负载状态,飞机有大量闲置电功率,S/G可加以利用。通过S/G充分利用闲置电功率,可减少引气的使用量,提高系统的综合效率。

e^2 结构是利用现有硬件S/G和主发电机闲置功率实现混合动力驱动的功能,它无需增加额外的设备,也无需增大发电设备,只需进行适当控制。另外, e^2 系统能轻松切换动力源,有效地利用引气和电功率,因而无需增大涡轮机就可增加系统冷却功率和辅助动力。

d. 性能分析

为了说明 e^2 结构性能的提高,下面从两个方面进行研究:一是研究引气如何随电功率的增加而减少;二是研究冲压空气替代风扇空气用作热沉后,引气

将进一步减少多少。

引气需求量与电功率之间基本上是线性关系,引气需求量随电功率的增加线性减少(见图3)。一般情况下,主发电机低电载荷期间至少有18%的闲置电功率,用这些电功率补充驱动ATPMS,引气使用量可减少12%,进而减少飞机的燃油消耗率。当然,发动机和飞机结构不同,减少量会有所变化,或大或小。

为进一步减少飞机燃油消耗,可用冲压空气替代风扇空气作为ATPMS的主要热沉。如果使用冲压空气作为热沉,引气使用量将进一步减少。用18%闲置电功率作为补充动力,风扇空气作为热沉时,引气使用量减少12%,冲压空气作为热沉时,引气使用量减少63%。也就是说改用冲压空气作为热沉后,引气使用量再减少51%(从88%到37%)。整个飞机包线中,为获得最佳引气减少量,使用多少冲压空气和多少风扇空气作为热沉取决于整架飞机的各

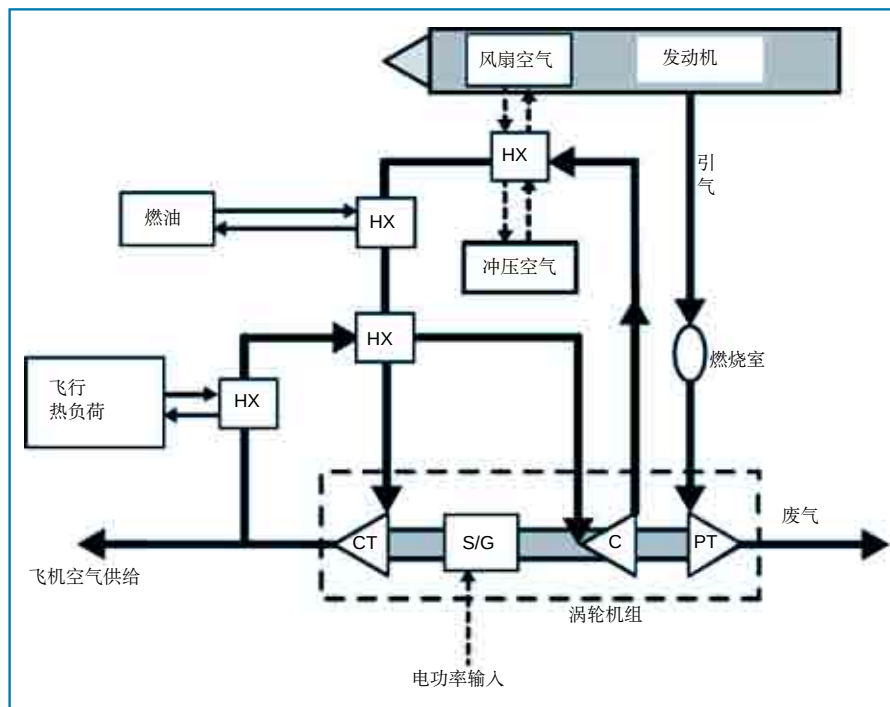


图2 基于 e^2 结构的APTMS

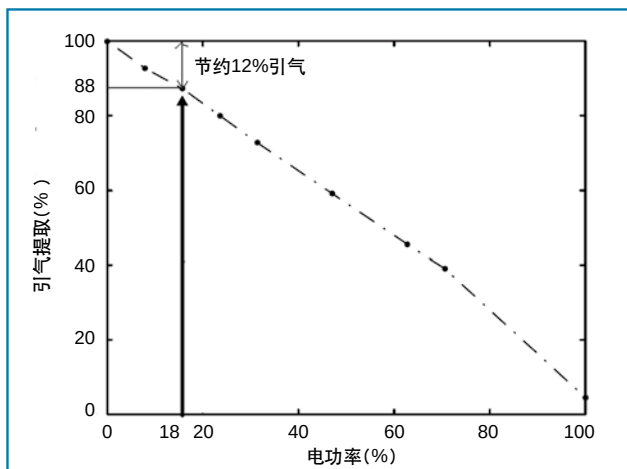


图3 风扇空气作为热沉时引气与电功率的关系

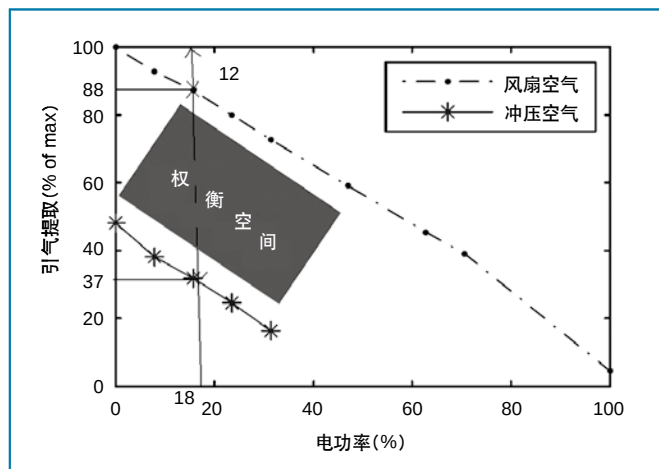


图4 风扇空气和冲压空气分别作为热沉时引气与电功率的关系

种参数和状态,图4中的权衡空间形象地说明了这一取舍过程。

3 系统未来的先进性和先进部件

APTMS除了具有对不同动力源不同热沉的高度适应性、可提高峰值功率的性能和改善再生功率的利用,还具有高集成性、高能效性等先进性,并将采用最先进的部件改善系统整体性能,分别介绍如下。

1) 集成度更高

PTMS集成了EPU、APU、ECS和TMS的功能,APTMS将在此基础上进一步集成更多功能,未来可能与飞机主要动力系统集成,如主推进系统、主发电系统和飞行作动器等。

2) 能量效率更高

PTMS利用发动机高压级引气作为动力源,而高压级引气的使用会导致发动机燃油效率低下。APTMS对此进行了改进,采用低压级引气,减少油耗量,使得飞机能量效率更高。

3) 先进部件

未来APTMS的涡轮机可能采用高温轴承技术、高温涡轮技术、变几何涡轮技术、先进换热器技术、高效压气机和先进结构,这些先进部件和技术有助

于减少涡轮机体积和重量,提高工作效率。

APTMS最有可能采用的是高电抗永磁电机(HRPM),因为对HRPMM的研究较为透彻,可在短期内进行实质性的应用。HRPMM在不同工作模式下既可作为发电机又可作为电动机,其新型控制和保护算法可减轻重量、提高可靠性和安全性。“超前—整数—滞后”发电控制、轴无传感器控制、直流总线电压脉动补偿和先进的自调效率大有发展前途,功率电子设备也是最有可能得到改进。

4 结束语

综上所述,APTMS具有众多先进特性和优势,是下一代多电机大力发展的系统之一。未来先进的轴承技术、涡轮技术、电机技术、复合材料、控制算法和保护措施等将进一步改进APTMS的性能,APTMS将更轻、更小、更可靠、更易维护、更节能、更有效,充分满足能量优化飞机的要求。

AST

参考文献

[1] Eric A, Walters S I. Invent modeling, simulation, analysis and

optimization[R]. AIAA 2010-287.

[2] Yu S, Ganey E. Next generation power and thermal management system[R]. SAE 2008-01-2934.

[3] O'Connell T C, Liu C, Walia P. A hybrid economy bleed, electric drive adaptive power and thermal management system for more electric aircraft[R]. SAE2010-01-1786.

[4] Homitz J, Scaringe R P, Cole G S. Comparative analysis of thermal management architectures to address evolving thermal requirements of aircraft systems [R]. SAE2008-01-2095.

[5] Kaslusky. Aircraft power and thermal management system with electric co-generation[P]. USA: US20100170262, 2010-07-08.

作者简介

罗志会, 硕士, 工程师, 主要从事飞机机载机电情报研究工作。

王小平, 硕士, 工程师, 主要从事飞机燃油系统设计和预研工作。

黄纯洲, 本科, 工程师, 主要从事英语翻译工作。