

油电混合动力推进系统热管理技术发展

Thermal Management Technology of Fuel-Cell Hybrid Power Propulsion System

■ 魏宽 李亚忠 苗辉 姚轩宇 / 中国航发研究院

航空油电混合动力的主要技术挑战之一是热管理问题。对于传统燃油推进系统，绝大多数热负荷可以随着推进系统的排气排出。但是，对于混合动力推进系统，大部分热负荷不能通过排气排出，而且其热负荷比现有飞行器电子系统的热负荷大得多。如何设计满足需求且额外代价最小的热管理系统是需要解决的关键问题。

混合动力推进技术已成为航空动力领域的重点研究方向，包括美国国家航空航天局（NASA）、美国国防预先研究计划局（DARPA）、波音、空客、GE、罗罗、赛峰和西门子公司等在内的机构与企业都在此领域开展了研究，而热管理技术是其中的主要技术挑战之一。以NASA的大学领导创新（ULI）项目支持的分布式混合电推进（HTeDP）概念方案为例：由8台电动机驱动推进风扇，每台电动机设计功率为2.1MW，假设效率为0.98，则总热负荷为336kW，仅此一项就比现有飞行器电子系统散热量大很多；此外，热负荷的来源还包括电池系统、发电机、电动机控制器和电缆等。无独有偶，霍尼韦尔公司在研制高性能1MW级发电机时，也在热管理技术上遇到瓶颈，使该项目在第二阶段难以制造出全尺寸原型机，因此，DARPA决定取消项目第三阶段的研发和相关飞行试验。可见，油电混合动力推进系统的热管理技术所面临的挑战巨大，甚至决定了型号研制的成败。

设计流程

在确定了油电混合动力推进系统的方

案以后，热管理系统的设计流程总体上可以从任务定义、热负荷分析、系统架构设计、系统性能及收益分析和部件热分析及试验等几个阶段进行。

任务定义及热负荷分析

任务包括滑行、海平面静态、起飞、不同高度爬升、巡航、不同高度下降和进近等不同类型，规定了各任务的飞行高度、飞行马赫数和时长。结合飞行器模型以及油电混合动力推进系统模型分析，可以获得飞行器的推力需求、环境温度和压力、发动机进口温度和压力、风扇出口温度和压力、冲压空气温度和压力、燃油温度和压力以及燃油流量等参数。对于已确定的油电混合动力推进系统方案，根据任务推力需求可以分析得到推进系统的功率分配模式，如电池系统仅在起飞爬升和初始爬升阶段提供能量。依据功率分配模式即可得到不同任务阶段发电机、风扇驱动系统、电机控制器、电池系统、发动机轴承和附件齿轮箱的工作状态。在获得上述部件的效率的情况下，即可计算得到各部件的任务热负荷，见表1。

热管理系统架构设计

热管理系统架构设计是在有限

的热沉条件下，通过对热管理系统流体网络、传热部件和驱动部件等的优化设计，保证各个关键部件工作温度不超限，如图1所示。热管理系统架构优化设计的主要原则包括：按照关键部件极限工作温度范围选择不同热沉；按照关键部件极限工作温度对比关系选择热沉介质流动方向。其中主要的设计输入是各个关键部件的热负荷，而主要的设计约束是最终热沉的散热能力，包括通过燃油、外涵道气流、冲压空气、相变材料和消耗性热沉等，以及各个关键部件的极限工作温度。

系统性能及收益分析

确定热管理系统架构即可进行系统性能及收益分析，主要包括系统非设计点性能分析和任务剖面收益分析。

对于油电混合动力推进系统而言，热管理系统的最大负荷状态是地面起飞状态，一方面是因为该状态下冲压空气的温度高，散热能力受到限制；另一方面是因为该状态是三电系统的最大负荷状态，也是热管理系统的最大热负荷状态。因此，热管理系统的设计点一般就选在地面起飞状态。但仅在设计点状态通

表1 典型任务热负荷分析

序号	任务点	高速电机/kW	低速电机/kW	电机驱动/kW	电池/kW	风扇驱动系统/kW	轴承/kW	附件齿轮箱/kW
1	地面操作	0	0	0	0	0	0	0
2	滑行出库	16.0	0	0	0	2.1	60.3	2.7
3	海平面静态	0	45.7	89.5	119.0	72.0	162.7	3.5
4	起飞	0	45.7	89.5	119.0	72.0	162.7	3.5
5	起飞爬升	0	47.2	87.4	117.0	72.0	163.8	2.7
6	初始爬升	0	54.6	75.1	100.0	52.9	149.4	2.8
7	中段爬升	0	47.7	86.6	116.0	47.9	148.7	2.8
8	末段爬升	0	56.0	32.1	44.0	30.6	137.8	2.8
9	末段巡航	30.9	0	0	0	22.5	123.3	3.1
10	中段降落	17.8	0	0	0	4.9	70.0	2.1
11	末段降落	17.8	0	0	0	2.0	60.4	2.1
12	进近	13.5	0	0	0	15.0	95.2	2.0
13	滑行入库	16.0	0	0	0	2.1	60.3	2.7

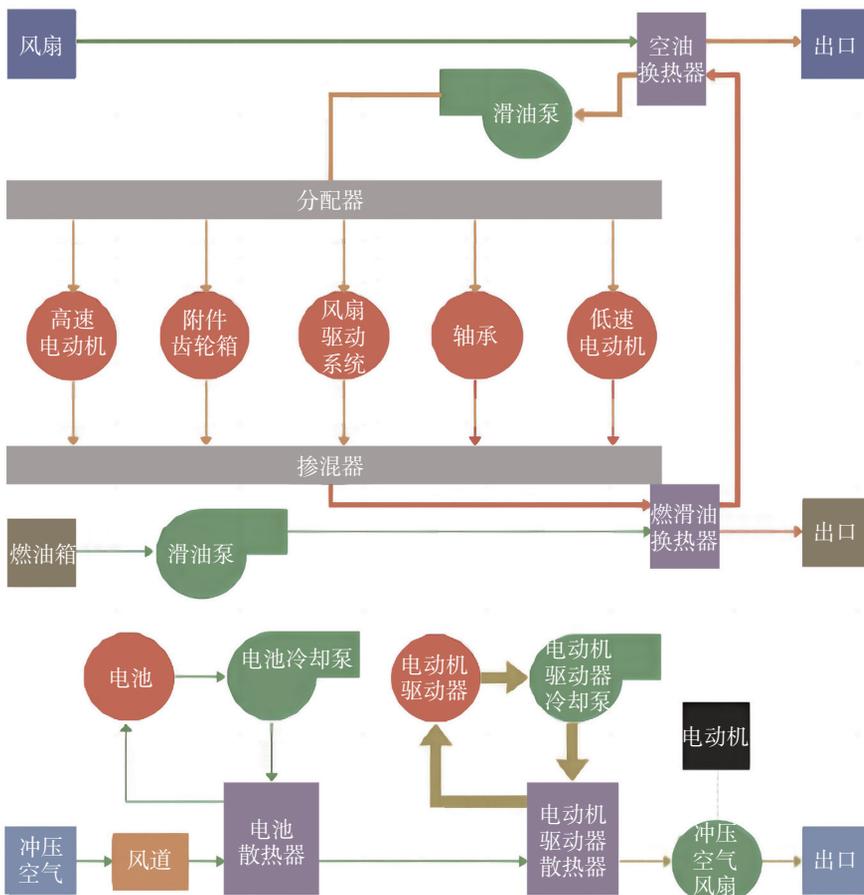


图1 典型热管理系统架构概念设计

过系统性能分析是不够的，还必须对非设计点性能进行分析。因为尽管地面起飞状态下三电系统处于最大负荷状态，但并不意味着热管理系统所有工作条件都是最恶劣的，例如，此时燃油流量是最大的，为散热提供了优质的热沉，也保证了燃油温度不会在这个状态下达到极限值。对典型热管理系统巡航状态非设计点进行性能分析可以发现，发动机燃油进口温度在此时达到了极限值，主要是因为该状态下燃油流量下降了。

热管理系统对于飞行器而言必然会增加额外的负担，主要体现在提取外涵道空气、提取冲压空气、提取轴功率，以及引入额外质量等方面，所以仅考虑热管理系统对于飞行任务而言，肯定是负收益。因此，对热管理系统进行任务剖面收益分析必须把飞行器、油电混合动力推进系统、热管理系统一起纳入分析范围，以获得综合收益。

美国空军研究实验室 (AFRL)

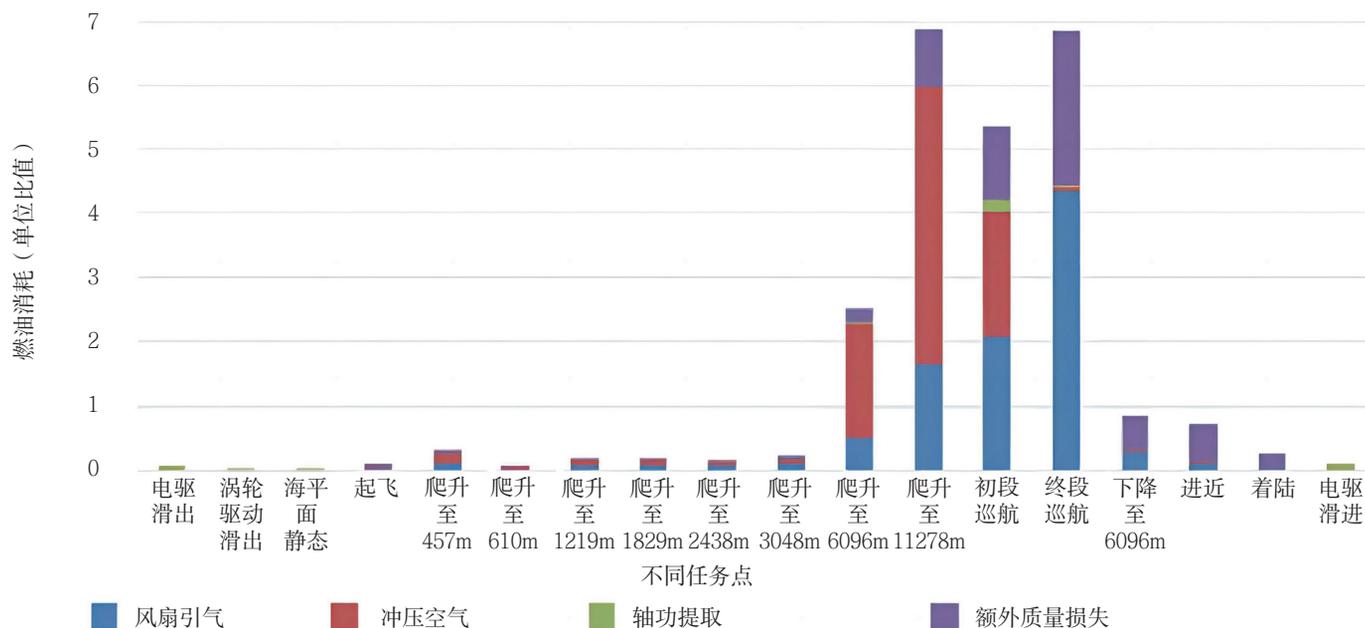


图2 典型热管理系统导致的额外油耗分析

将飞行器、混合动力发动机以及热管理系统耦合起来进行了混动飞行器热管理系统方案研究，其中飞行器采用降自由度飞行器模型，飞行器起飞质量为5398kg，涡桨发动机方案的飞行器干质量为2223kg。AFRL分别对涡桨发动机方案和串联混合动力推进器方案进行了对比分析，其中串联混合动力推进器方案又分为原始方案和改进方案，两个方案的区别在于前者在爬升和初始巡航阶段采用电池辅助提供额外功率，而后者仅在爬升阶段使用。此外，改进方案还对涡桨发动机进行了重新设计，使之在高度为7925m、速度为马赫数 (Ma) 0.275的设计点能够有更高的效率。得到的最终任务剖面收益分析结果是，相比于涡桨发动机方案，原始串联混合动力推进器方案带来的收益并不明显，而改进方案则比涡桨发动机方案在全任务中省油340kg，即相比于涡桨发动机方案，改进混合动力推进器方案能够实现任务省油10.7%。值得一提

的是，采用改进方案的飞行器干质量比涡桨发动机方案增加了321kg。

美国联合技术研究中心(UTRC)对5MW级并联混合动力商用飞行器的热管理系统开展了方案论证，其中能量储存、转化及分配(ESC&D)系统与齿轮传动涡扇(GTF)发动机并联，ESC&D系统包括1.78MW·h的电池系统、2个2.2MW的电动机控制器、2台2.1MW的电动机。UTRC对混合动力热管理系统进行了构型优化设计，并且对电池采取了起飞前预先冷却措施。对热管理系统进行任务剖面收益分析，结果表明：混合动力热管理系统导致的额外的燃油消耗为任务总油耗的0.75%，考虑到混合动力带来的收益为4%~7%，扣除热管理系统消耗之后的燃油消耗净收益为3.25%~6.25%，如图2所示。

部件热分析及试验

在热管理系统架构满足设计要求的情况下，有必要对油电混合动力推进系统的关键部件进行热分析

和试验验证。NASA格伦研究中心在可扩展且收敛的电推进技术实施研究(SCEPTOR)计划的支持下，对X-57验证机的电池、高升力推进器电动机、控制器和电缆分别进行了瞬态热分析，并对关键部件开展了散热性能试验。UTRC对电池进行了瞬态热分析，电池系统由18650块电池组装而成，通过50%乙二醇溶液进行冷却，冷却液通过换热器向冲压空气散热。分析结果表明，采用这种散热方案可以保证在初始温度为26℃的情况下，电池在整个任务剖面内不会超过其最高工作温度。

关键技术

由于热管理系统在气温高时的地面起飞状态下热负荷最大，而此时冲压空气的流量以及换热端温差都不足，在限制散热器尺寸以及质量的情况下，无法实现有效散热。因此，在基本热管理系统方案的基础上，需要采用一些关键技术保证热管理系统能够满足最大热负荷状态下的

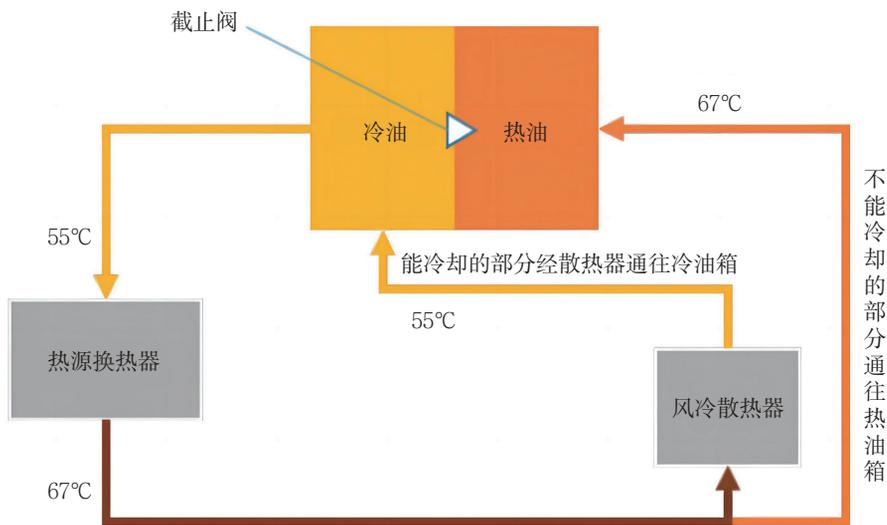


图3 热油箱方案示意

散热需求。

预先冷却技术

UTRC采取的方案是在充电阶段对电池进行预先冷却。在飞机达到6096m（20000ft）高度之前不是通过冲压空气冷却，而是利用电池自身热容保证电池不超温。因为在飞机达到6096m高度之前冲压空气温度太高，不能起到有效散热的作用，甚至会反过来对电池加热。当飞机达到6096m高度之后，由于电池系统热负荷和冲压空气温度都降低了，因此仅靠冲压空气能够满足散热需求。

热油箱技术

热油箱技术是指增加一个冷却液热油箱，增大冷却液的携带量，并且在地面起飞阶段增大经过热源的冷却液流量，但是在风冷散热器前对冷却液进行分流，仅有部分冷却液经过风冷散热器，而另一部分冷却液则流回热油箱，如图3所示。佐治亚理工大学团队对热油箱技术带来的额外起飞质量进行了评估，结果表明，对于混合电推进的支线客机的热管理系统而言，采用基本热管理系统最大起飞质量增加不超

过2%，但是额外增加热油箱，则最大起飞质量增加了9%。

相变材料吸热技术

相变材料吸热技术是指在电动机及控制系统外周包裹相变材料，使得地面起飞阶段的一部分热负荷被相变材料吸收，一部分被冷却液带走。佐治亚理工大学团队采用了两种相变材料进行分析：一种是六水氯化镁；另一种是尿素-氯化钾，如图4所示。结果表明，对于混合电推进的支线客机的热管理系统而言，采用基本热管理系统最大起飞质量增加不超过2%，但是额外增加相变材料吸热，则最大起飞质量增加了约4%，两种相变材料对最大起飞质量影响相当。

消耗性热沉技术

消耗性热沉技术是指在起飞前携带一部分具有高比热容或者高相变潜热的流体，在地面起飞阶段让消耗性热沉流经热源，吸热之后直接排出。相比于热油箱技术而言，消耗性热沉技术可以采用不同于冷却液的工质，如具有较高比热容或者相变潜热的工质，从而可以大幅

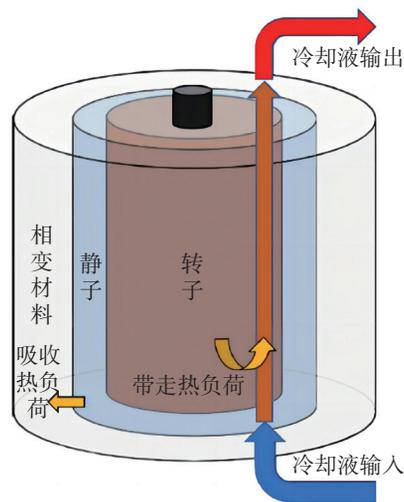


图4 相变材料吸热方案示意

减小热沉携带量，减小对飞行器最大起飞质量的影响。相比于相变材料吸热技术，消耗性热沉技术在解决起飞阶段热负荷太大的问题之后即排出机外，不存在“死重”问题。

结束语

油电混合动力的热管理技术要解决的问题是：以最小的代价保证动力系统的产热部件能够在合适的温度范围，以提高总体收益。热管理系统不仅关系到产热部件能否正常工作，甚至直接关系到动力系统总体方案能否闭合。为此，一方面需要从热管理系统架构设计优化的角度开展任务定义及热负荷分析、架构设计、系统性能及收益分析、部件热分析及试验等一系列优化设计工作；另一方面针对地面起飞阶段热负荷大等突出技术难点还需要突破预先冷却技术、热油箱技术、相变材料吸热技术以及消耗性热沉技术等一系列关键技术。

航空动力

（魏宽，中国航发研究院，工程师，主要从事航空发动机传热及混合电推进技术研究）