

航空混合电推进系统中的热管理问题分析

Analysis of Thermal Management in Aviation Hybrid Electric Propulsion System

■ 钱煜平 张扬军 / 清华大学

现有混合电推进系统总体设计相关的研究，多源于小型无人机平台，忽略了热管理系统质量和功耗的影响，若将其用于大功率等级推进系统总体设计，将产生较大的系统误差，使得初步总体设计失效。因此，开展热管理系统的性能影响评估，对大功率混合电推进系统的实际应用具有重要意义。

高效率、低排放的发展趋势给飞行器动力系统提出新的挑战，传统燃油动力能量密度高，但经济性差、环境问题突出，并且在高海拔地区存在推力严重不足等缺陷；而新兴的纯电动动力虽然经济性好，但其能量密度低，续航能力严重不足。兼顾两者的优势，混合电推进概念应运而生，即燃油发动机部分或全部的输出功率带动发电机发电，然后利用产生的电能给电机推进装置提供能量。混合电推进系统已经在汽车领域广泛应用并产生了良好的效果，但在飞行器中的应用还处在起步阶段。

混合电推进技术分析

混合电推进系统通过传统动力和电动部分为推进器提供动力输出。传统动力主要是指涡轮发动机、内燃机，电动部分主要有电动机、储能器（电池）和带有绝缘栅双极型晶体管（IGBT）的控制器，推进器包括螺旋桨和涵道风扇（如图1所示）。使用混合电推进系统可以解决纯电动飞机续航时间短、应用范围受到限制的问题。

在传统动力推进系统中，为满足起飞、爬升阶段的性能需求，设



图1 混合电推进系统构成

计点选择为起飞阶段和爬升阶段的最大功率输出点，动力系统在巡航阶段的工作状态为非设计点。而实际飞行中巡航阶段所占飞行时间却远多于起飞、爬升阶段。表1所示为针对美国MQ-9“收割者”无人机计算的某次飞行任务各阶段最大功率需求和能量消耗的占比，可以看出，起飞和爬升阶段的功率需求是巡航阶段功率需求的近3倍，发动机必须满足这一功率需求。但由于

起飞与爬升阶段的时间相对巡航阶段要少，其能量消耗只占整个飞行任务能量消耗的12.7%。时间占比更多的巡航工况，只需要传统发动机最大功率的三分之一左右，这明显是对发动机功率的一种浪费，此时发动机效率也较低。

而在混合电推进系统中，发动机的设计点可以选择为巡航工况，在起飞和爬升阶段所需要的额外功率可以依靠电动部分补偿。这一点

表1 MQ-9飞行任务各阶段最大功率所需

飞行任务阶段	最大功率需求/kW	能耗占比/%
起飞阶段	550.5	0.10
第一爬升阶段	448.9	8.89
第一巡航阶段	161.6	12.61
第二巡航阶段	170.2	64.34
第二爬升阶段	398.3	3.68
第三巡航阶段	138.1	10.37

与混合动力汽车的设计有很大不同。汽车的功率需求变化快，但功率需求范围较小。飞机的功率需求虽然只是在几个工况点之间变化，而且变化频率小，但各个工况点之间的功率大不相同。如果以巡航工况点作为发动机的设计工况点，就可以更好地利用发动机设计工况点的优良性能，提升其热效率。同时，因为设计工况点功率需求的下降，就可以在飞行器上使用质量更轻、尺寸更小的发动机。

混合电推进系统的另一个优势是，可以通过电动部分进行功率补偿或给电能储存系统充电，使得发动机在整个飞行任务中都工作在最佳工况点，提高发动机的热效率。这样的飞行模式选择进一步减少了发动机的设计限制，使发动机的设计不必受各种条件限制而可以追求发动机的效率极限。

对于一款已有的发动机，可以依据不同功率需求，通过电动部分的设计来进行功率匹配。与传统动力推进系统中对发动机和传动系统进行改型相比，由于电动部分部件采用模块化设计，研制周期大大缩短。在混合电推进系统中，一款发动机可以通过电动部分的多样化设计而覆盖很大范围的功率需求，这可以快速拓宽混合电推进系统的应用领域。混合电推进系统甚至可以在执行非设计任务时，进行飞行策略优化，取下或加装部分电池，在不同任务需求下都可以保持相对高的效率飞行。相比传统动力推进系统来说，混合电推进系统符合通航飞机多任务执行和军用飞行器多任务作战需求的发展趋势，具备更强的竞争力。同时，混合电推进系统

的模块化设计概念使得飞行器更易于检查和维修。飞行器动力系统通过电控系统自检，若发生故障可直接更换再进行地面维修，不影响飞行器继续执行下次任务。

尽管混合电推进的应用前景十分广阔，但在工程应用中面临的挑战依然严峻。近年来，随着混合电推进系统研究逐步深入以及工程应用的探索，研究人员开始注意到热管理技术是混合电推进技术中的重要瓶颈问题之一，热管理系统的功耗和质量将影响系统整体性能，同时热管理系统的功效还决定了电池、电机的寿命和热安全性。

热管理系统模型的建立

在混合电推进系统中，发动机和电气部件均有温度控制需求。本文对发动机热管理系统的评估如传统动力系统总体设计方法一样，将发动机热管理的质量模型和效率模型集成在发动机模型中。本文所述热管理系统模型，将只含电气部件热管理系统的质量模型和效率模型。热管理系统质量模型是指电气部件热管理增加质量的模型，效率模型是指在选定热管理系统后满足不同工

况条件下热管理需求时消耗电功率的模型。热管理系统的目的是使得电气部件保持其适宜工作温度，在飞机的整个飞行任务过程中，不同时刻电气部件的输出功率和发热功率不同，随海拔高度的变化，冷端空气的密度、温度等也发生变化，因此无法用单点工况电功率消耗来模拟整个飞行任务下热管理系统需求功耗的变化，而是需要模拟各时刻热管理系统的电功耗。飞机推进系统初步总体设计方法要求较高的计算效率和较强的通用性，因此在保证精度要求条件下需要采用相对简单的热管理系统模型。

热管理系统中常用冷却方式有自然冷却和强制冷却两种方式，强制冷却包含油冷、水冷、风冷等。本文所述电气部件热管理系统，电气部件冷却采用强制水冷方式，冷却水的散热采用强制风冷方式。电池的适宜工作温度低于电机、IGBT控制器的适宜工作温度，因此在本文中分别对电池和其他电气部件（发电机、IGBT控制器、电动机）进行散热处理。为了提高计算效率，本文建立了零维强制对流换热模型，如图2所示。以电池为例，在工作过

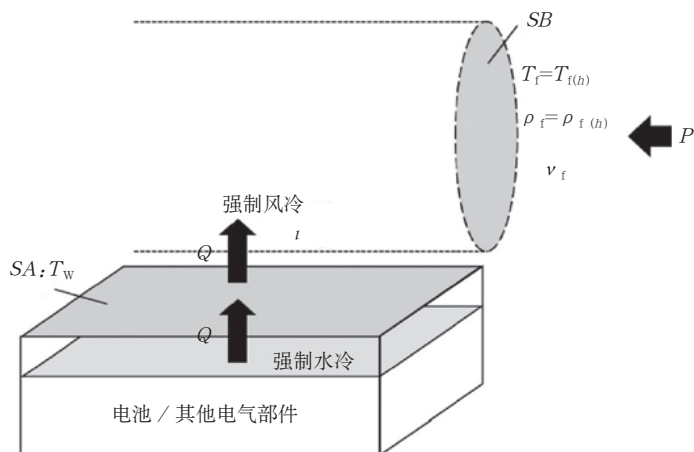


图2 热管理系统零维强制对流换热模型

程中电池需要散热，根据电池效率模型可以计算各时刻电池的需求散热功率 Q 。为了保证电池的适宜工作温度，首先通过强制水冷方式将热量转移给冷却水，再通过强制风冷方式将冷却水中的热量由空气带走。在稳态工作条件下，强制水冷和强制风冷需要带走的热量功率相等，均为电池在该工作时刻的需求散热功率。热管理系统质量模型需要增加的质量包含满足电池或其他电气部件散热需求的强制水冷系统质量和强制风冷系统中冷却风扇的质量。效率模型需要考虑强制水冷系统中水泵功耗和强制风冷系统中风扇功耗，由于前者与后者相比功率很小，为了提高计算效率，在效率模型中忽略水泵功耗，只计算冷却风扇电功耗。

纯电动汽车使用动力电池作为能量来源，并通过热管理系统保证电池正常工作。对部分电动汽车的动力电池水冷热管理系统进行统计发现，电池水冷热管理系统质量与动力电池系统最大输出功率近似呈正比，如图3所示，在本文计算中取该功率质量比为0.75 kW/kg。电机和IGBT控制器的水冷热管理系统质量与需求散热功率有关，在本文计算中取散热功率质量比为0.68 kW/kg。冷却风扇质量与其消耗功率有关，在本文计算中消耗功率质量比取为0.2 kW/kg。因此，热管理系统质量模型如下式所示

$$m_{TMS} = \frac{P_{Bs}}{f_{BTMS}} + \frac{Q_{es}}{Q_{wratio_{eTMS}}} + \frac{P_{TMSfans}}{f_{TMSfan}}$$

热管理系统效率模型无法采用单点工况模型，因为在不同工况下有不同的散热功率需求和冷端空气条件，因此需要针对不同时刻散热需求 Q ，

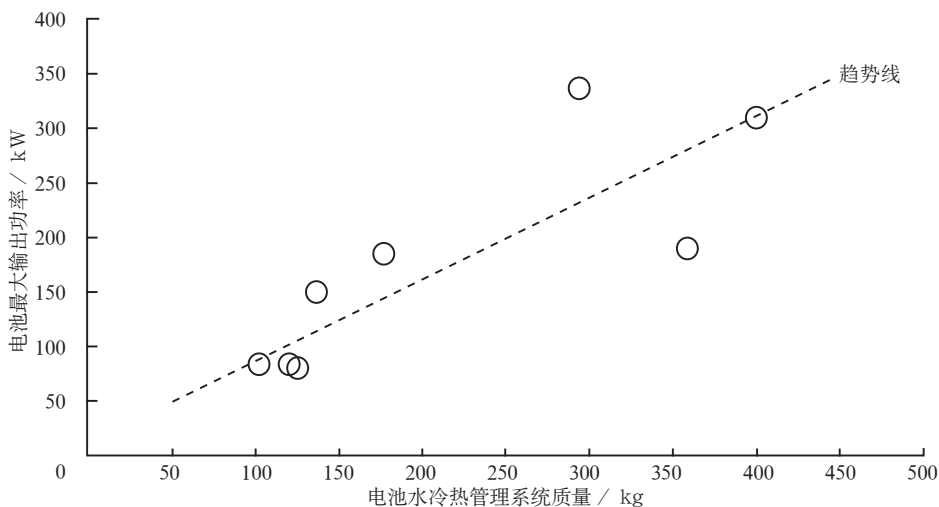


图3 动力电池最大输出功率与水冷热管理系统质量的关系

通过对流换热系数在保证壁温为设定值时求得空气流量，进而根据风扇特性求得不同时刻下强制冷却风扇的电功耗 P 。热管理系统效率模型为逆向模型，如图4所示。零维对流换热模型的具体计算方式不在此赘述。

依据该零维对流换热模型，即可计算在不同工况下使得电池、发电机、IGBT控制器、电动机在各自适宜工作温度范围内正常工作所需的热管理电功耗，将这一功率损失加入到动力推进系统中即可评估混合电推进系统的实际功率需求，否则对系统的功率分析将产生一个系统误差。若在总体设计时不考虑热管理系统的质量，将同样产生一个系统误差。两个系统误差的存在会使得混合电推进系统总体设计结果较为理想，从而无法真实反映系统的初步总体设计结果，无法对后续

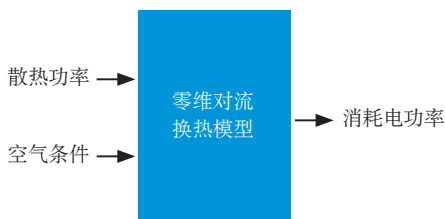


图4 热管理系统逆向效率模型

进行的系统及部件详细设计提供有效指导。

热管理对分布式串联混合电推进系统总体性能的影响

本文主要基于一款由重庆恩斯特龙通用航空技术研究院和南京航空航天大学共同研发的固定翼飞机CG231，将其动力推进系统改为分布式串联混合电推进系统开展热管理性能的影响评估。该联合研发项目于2016年8月开始，目前已进入型号合格审定阶段。分布式串联混合电推进系统构型如图5所示。

热管理对总体设计结果的影响

在分布式串联混合电推进系统中，发动机自身含热管理系统，须额外考虑发电机、IGBT控制器、电动机、电池等电气部件的热管理系统对总体设计结果的影响。从初步总体设计的角度出发，热管理系统的影响主要有两个方面：一是电气部件热管理系统的质量会增加飞机的最大起飞质量，飞机的需求功率增加；二是为保证电气部件正常工作，热管理系统会消耗部分电功率，飞机的需求功率由推进功率和热管

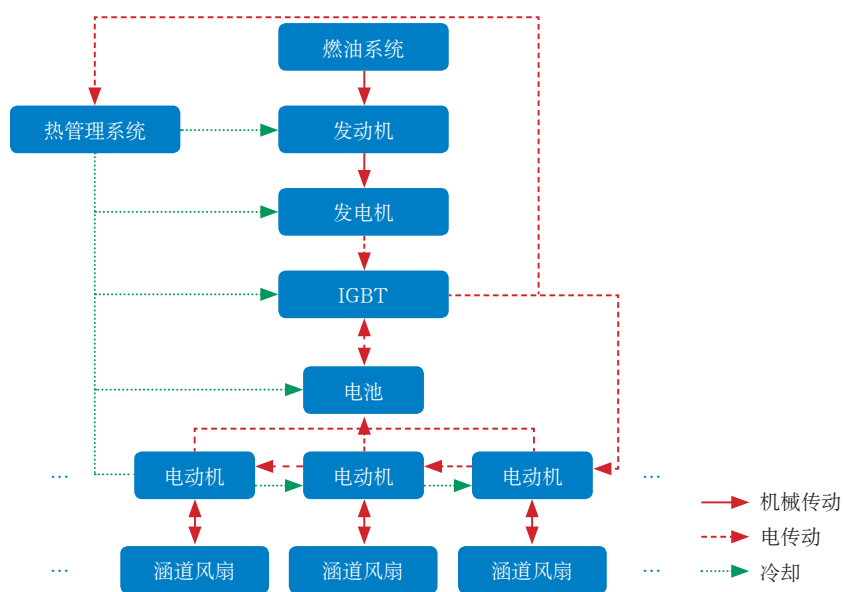


图5 分布式串联混合电推进系统示意图

理系统消耗功率两部分组成，需求功率进一步增加。因此，若在混合电推进系统总体设计中不考虑热管理系统，会使得总体设计结果更加理想，但与飞机的实际总体结果偏差较大。

表2展示了在总体设计中是否考虑热管理系统带来的总体设计结果的区别。计算模型均采用前文所述分布式串联混合电推进系统总体设计模型，不考虑热管理系统的算例1和算例3将模型中热管理电功耗

和电气部件热管理系统均取为0。4个算例的设计航程均为1616 km，有效载荷均为355 kg，巡航速度均为250 km/h，其他系统质量占比均为0.35。4个算例的其他关键输入参数和设计结果在表2中显示。

从表2中可以得到，当分布式电推进（DEP）系数（分布式推进的飞行器升阻比/原飞行器升阻比）为1时，若不考虑热管理系统，最大起飞质量、携带燃油量、内燃机选型功率将分别降低33.8%、36.8%、

37.1%；当DEP系数为1.4时，不考虑热管理系统时上述3个总体设计结果关键参数将分别降低19.4%、23.6%、23.4%。这一较大差距是因为考虑热管理系统之后，热管理系统的质量和运行过程中的电功率消耗都增加了飞机的需求功率，二者产生叠加效应，使得总体设计结果的偏差进一步增大。在初步总体设计中出现如此大的系统误差是不可接受的，将会严重误导后续各系统和部件的具体选型设计，这样的初步总体设计方法是无效的。因此在总体设计时必须考虑热管理系统对总体设计结果的影响。

热管理系统工况选取标准

图6展示了表2中算例2热管理系统功耗占比的计算结果。横坐标是该算例中飞机的飞行时间，纵坐标热管理系统功耗占比是指各飞行时刻下热管理系统消耗电功率与该时刻IGBT总输出功率的百分比。为了方便观察，对横坐标进行了非均匀化处理，横坐标上的3个时刻分别表示起飞阶段结束、爬升阶段结束和巡航阶段结束的时间。从图中可以看到，起飞阶段热管理功耗占比不变，在该算例中为8.25%；在

表2 热管理系统对总体设计结果的影响

算例	1	2	3	4
DEP系数	1	1	1.4	1.4
功率质量比/(kW/kg)	0.125	0.121	0.094	0.091
翼载荷/(kgf/m ²)	95	95	115	115
热管理系统质量/kg	0	151.5	0	69.9
最大起飞质量/kg	1217.2	1838.6	932.1	1156.5
燃油携带量/kg	171.2	270.7	96.9	126.8
内燃机选型功率/kW	172.0	273.4	99.1	129.3

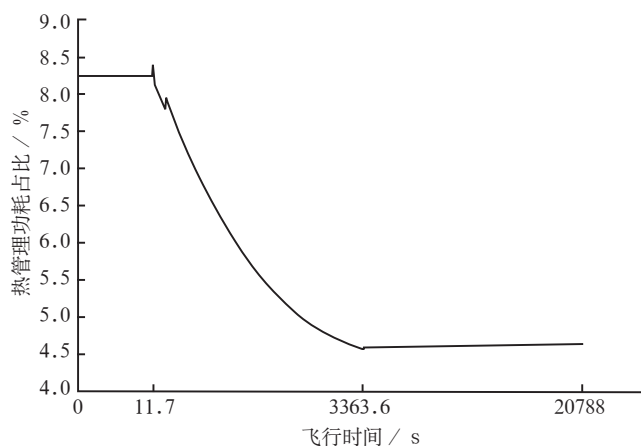


图6 飞行过程中热管理系统的功耗占比

表3 各飞行阶段热管理功耗占比参考范围

飞行阶段	参考范围/%
起飞阶段	8 ~ 8.5
爬升阶段	6.3 ~ 6.6
巡航阶段	4.5 ~ 5.2

爬升初始阶段热管理功耗占比出现最大值8.38%，此后该比值随爬升高度的上升而降低，爬升结束时出现最小值4.57%；在巡航阶段热管理功耗占比逐渐增加，但变化幅度很小，变化范围为4.57% ~ 4.64%。对表3中算例4的热管理系统功耗进行相同处理，可以得到同样变化趋势的曲线，对应的数值分别为7.96%、8.11%、5.02%、5.02% ~ 5.38%。

其他算例也可以得到具有相同变化趋势和相近数值结果的热管理系统功耗占比随飞行时间变化的曲线。在允许牺牲一定热管理系统精度影响而追求提高计算效率的条件下，可以利用上述结果对总体设计模型进行简化计算。在每一时间段中计算热管理系统功耗占比时，不通过迭代方式计算，而是在不同飞行阶段中将热管理系统的功率消耗作为动力推进系统在IGBT控制器输出时的损耗进行计算，将热管理系统功耗占比等价于IGBT

控制器的效率损失，可得到近似的最终结果。不同飞行阶段热管理系统功耗占比的取值可参考表3。其中，可通过起飞阶段的最大功率需求和热管理系统功耗占比进行热管理系统的部件选型；爬升阶段的热管理系统功耗占比可近似看作线性变化，可以取爬升阶段的最大值与最小值的平均值来作为爬升阶段各时间段的热管理系统功耗占比；巡航阶段与爬升阶段可用相同方式进行处理。

热管理对分布式串联混合电推进系统性能的参数敏感性分析

基于表2中的算例4，开展热管理对混合电推进系统性能影响的参数敏感性分析。热管理系统的功耗和质量对油耗均为负收益，图7和图8分别给出了这两个因素的参数敏感性分析结果。为了方便比较，选取完成相同任务要求时的燃油消耗量作为比较对象。

从图中可以看到，当热管理系统功耗降低时，燃油消耗量减小，且二者为线性变化；当热管理系统质量减小时，燃油消耗量也减小，二者呈近似线性，变化系数减小时燃油消耗量的降幅略微减小。总体设计结果对热管理系统质量更为敏感，当热管理系统功耗降低为基准

水平的40%时，油耗降低4.46%；而当热管理系统质量降低为基准水平的40%时，油耗可降低10.22%。

因此，进行热管理系统设计的目标是同时降低热管理系统的功耗和质量，工作可侧重于热管理系统的轻量化设计。在本文所用计算模型中，冷却风由冷却风扇提供，在进行热管理系统设计时，可考虑从机体外引入高速气流对动力推进系统进行冷却，既可以降低热管理系统的功耗，又能减轻冷却风扇的总质量，但需要考虑从外流中引入空气对于整机空气动力学的影响。

结束语

随着混合电推进系统研究逐步深入以及工程应用的探索，热管理技术逐渐成为航空混合电推进系统技术中的重要瓶颈问题，热管理系统的功耗和质量将影响系统整体性能，同时热管理系统的功效还决定了电池、电机的寿命和热安全性。

本文建立了热管理系统的零维强制对流换热模型，并应用于一款在研的分布式混合电推进通航飞机上，对其开展了热管理对系统性能的影响评估。在分布式串联混合电推进系统设计中，如果不考虑电气系统热管理，飞行器最大起飞质量、携带燃油量、内燃机选型功率将产生20% ~ 30%的误差；当热管理系统功耗和质量降低时，可减少燃油消耗量减小，其中质量因素影响更为显著；当热管理系统质量降低为当前基准水平的40%时，油耗可降低10.22%。因此，热管理系统的轻量化将有效提升混合电推进系统性能。

航空动力

(钱煜平，清华大学，助理研究员，从事航空涡轮混合电推进研究)

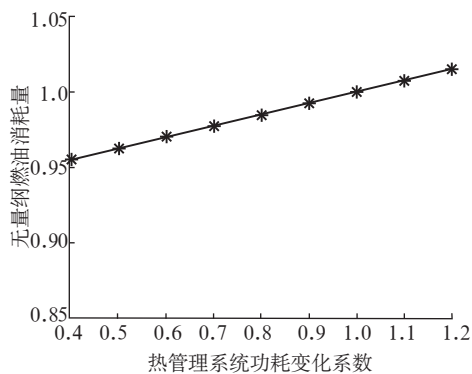


图7 燃油消耗量与热管理系统功耗的关系

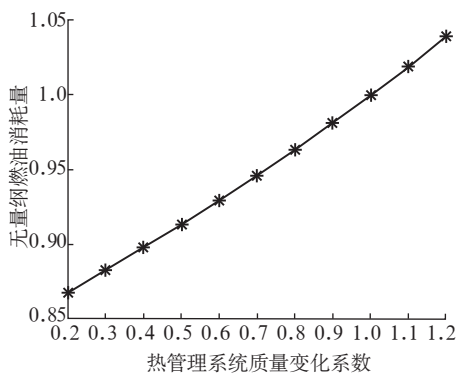


图8 燃油消耗量与热管理系统质量的关系