

SUSAN飞机控制构架分析

Control Architecture of NASA SUSAN Concept Aircraft

■ 高杨 / 中国航发动研所

亚声速尾部单发（SUSAN）电动风扇飞机以减小环境影响、探索创新技术为设计初衷，在保证与现有大型支线客机在飞行速度、尺寸、航程基本等同的基础上，引入电气化理念，其中控制系统高度集成化充分体现了未来电气化飞机的发展趋势。

美国国家航空航天局（NASA）的SUSAN电动风扇飞机，是在电气化飞机推进（EAP）研究中针对支线航空市场探索新型电气化技术的产物，如图1所示。SUSAN飞机以载客量180人、设计航程4023km、经济航程1207km、飞行马赫数（ Ma ）0.78为设计任务点，由电动机驱动两侧机翼下16台对转边界层吸入（BLI）风扇。目前，SUSAN飞机仍处于详细设计阶段，但单台涡扇发动机以及分布式混合电推进设计已确定。在此框架下，高度集成化的控制构架是SUSAN飞机综合利用推进和空气动力学效益实现减排增效的重点。

动力系统布局

一般而言，如果飞机仅配装单台发动机，发生故障的结果可能是灾难性的，这会成为飞机取证的一大障碍。SUSAN飞机试图通过在发动机/发电机发生故障时启用主电池为BLI风扇提供应急功率来克服这个问题。同时，还设置了相对较小的蓄电池以进一步提升EAP技术所带来的收益。图2展示了SUSAN飞机的动力系统。为了充分利用该设计的优点，控制系统需协调各个子系统的运行。



图1 SUSAN电动风扇飞机

SUSAN飞机的完全集成式控制设计是保障动力系统功能的关键点。当前构型下的动力系统包含位于机尾处带BLI功能的涡扇发动机，从涡扇发动机低压、高压转子处提取功率的4个5MW电动-发电机（EM）和1个1MW EM，以及位于机翼下的16个带BLI功能的集成式电动机-风扇（EF）系统。5MW EM通过三相电源总线分别与按照机翼两侧对称位置分为4组的16台EF相连以提供电力。1MW EM与其中4台对称分布的EF相连，主要功能为补充单台EM出现故障时的电力缺口，避

免推力不对称情况的发生。虽然每个EM共享4条总线，但是各条总线的功率需求都分别由其电流限制或总功率限制决定。飞机的推力分布为1/3来自于涡扇发动机、2/3来自于EF，这意味着EM从涡扇发动机上提取的功率非常大。此外，各个EF还配有小型蓄电池，通过DC/DC转换器连接到每条总线上，实现多种与飞机控制和运行相关的功能，例如在爬升过程中提供助推力，使BLI风扇能够快速加速，促进涡扇发动机操作性改进，以及帮助维持总线电压。

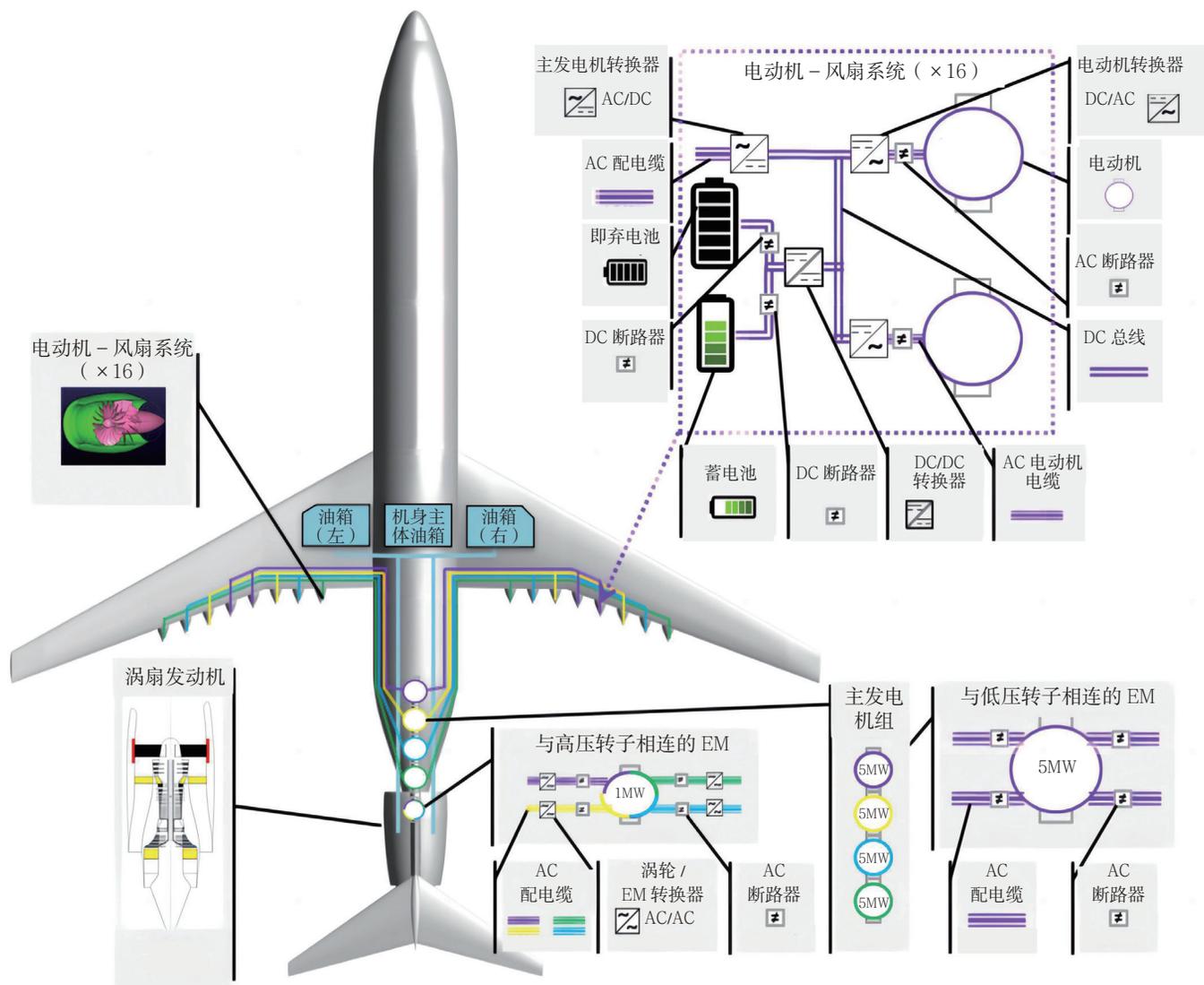


图2 SUSAN飞机的动力系统

控制系统构架

不同于传统的多发飞机，SUSAN飞机的飞行员仅需对油门杆进行控制，完全集成式控制系统将同时协调多个子系统，充分利用分布式推进所带来的机动性提升，同时有利于整机的优化及质量减轻。图3为SUSAN飞机的控制系统和子系统交互的架构。可见，飞行控制系统主要功能是接受来自飞行员和自动驾驶系统的输入，并向飞行控制执行器和EF分配命令。

SUSAN飞机的动力系统包括产生功率和推力的部件，以及介于两者之间的所有部件。图3中虚线框出的区域即为主要的控制系统组成。油门（或自动油门）命令输入将被转换成对涡扇发动机和EF的转速命令，确保两者所产生的推力比为1：2。在整个飞行包线内，涡扇发动机需满足EF的功率提取需求并保持转速稳定，但从涡扇发动机中提取的功率只允许有小范围的变化，这意味着二者的速度命令相互

影响。在基本保持提取功率不变的情况下，可以通过对称执行不同转速命令（即一侧转速提高而另一侧转速降低）来实现飞机的机动性增强。此外，在爬升助推阶段，会有2MW持续5min的功率增大需求，EF提高转速以提供额外的推力，但此时涡扇发动机无法满足该需求，因此，需设置蓄电池补齐短缺部分，这也决定了蓄电池的尺寸要求。当涡扇发动机设置值和测量值之间有显著差异时，表明涡扇发动机正在

池进行充电。

电力系统控制

电力系统必须提供必要的电力来操纵EF和实施TEEM控制，与此同时，调节直流总线电压。在SUSAN飞机中，直流总线和蓄电池之间的DC/DC转换器按需使用PI控制器从蓄电池获取能量或给蓄电池充电，以维持总线电压。在稳态运行期间，从涡扇发动机处提取的功率将等于驱动EM所需的功率。如果功率需求过大导致总线电压下降，则通过DC/DC转换器用蓄电池补充暂时的电压缺口。同理，如果功率需求暂时低于从涡轮中提取的功率，蓄电池就会吸收多余的功率，提高蓄电池充电能力。一旦电池充满电，或电池充电速度不够快，而总线电压还在增加，则多余的功率可以另作他用，如输送给防冰系统，或者直接废弃。电池本身使用PI控制器向EM发送递增扭矩命令来维持充电。

整个电力系统包括与低压转子相连的4台EM、与高压转子相连的1台EM以及用于驱动16个BLI风扇的32台电动机。EM本身通过PI控制对扭矩命令作出响应。

电动机-风扇系统控制

SUSAN飞机两侧机翼下的特殊结构短舱内各有8个EF。每个EF都采用了可变速对转风扇，可通过调整风扇轴上的扭矩来维持风扇的转速。每个EF有两台电动机（自带控制器），对应共轴的两排风扇，此外，还有一个VAFN。

常规工况下，基于涡扇发动机风扇转速、飞行高度和速度调整EF转速设定值，涡扇发动机和EF之间相互协调，使得EF从涡扇发动机上提取的功率等同于EF消耗的功率。

SOC控制器按需调整命令，确保电池根据设定逻辑充放电。

动力系统顶层控制

动力系统顶层控制有助于协调动力和推进系统，并实现特定功能。

助推

SUSAN飞机的常规推力分配为1/3来自涡扇发动机，2/3来自EF。但在进行如爬升等飞行时，除了涡扇发动机为EF提供动力外，蓄电池将提供补充动力以提升EF的推力水平，使得涡扇发动机可以设计得更小更轻。顶层控制需要确保飞机有足够的动力来实现预期的动作，例如，可以将助推的起停集成到自动驾驶中。

监测蓄电池剩余电量

顶层控制与电池管理系统(BMS)协同监测蓄电池SOC，确保蓄电池既能够吸收富余功率又能够满足动力系统的功率需求。当SOC超出额定范围时，顶层控制协调动力系统在保持推力的同时恢复到常规工作状态；如果当前SOC无法满足动力系统需求，顶层控制将根据SOC对动力系统工作状态进行重新规划。

通常情况下，蓄电池的工作电压与SOC成函数关系，且前者基本恒定、后者变化范围较大。在飞机正常运行时，SOC保持不变，此时从涡扇发动机中提取的功率等同于EF消耗的功率；当有助推需求或TEEM调节需求时，SOC变化以实现功率补充或吸收。因此，蓄电池的尺寸定义需确保SOC的额定范围能够应对所有情况。

集成式飞机健康管理

集成式飞机健康管理(IVHM)系统需采用多学科方法实现自动检

测、诊断、预测以及降低因组件故障造成的不良影响。对于SUSAN飞机的动力系统，IVHM系统将监控涡扇发动机、电力系统和EF。此外，机体可能还有结构健康监测、传感器和作动器健康监测等。IVHM系统监测、隔离并一定程度上辅助处理故障，甚至按需提供支撑任务修改的预测信息。在出现EF故障时，IVHM系统协同BMS、飞行控制和动力系统顶层控制一起对输送给EF的功率进行再分配并支撑控制重构。对于SUSAN飞机，在系统的限制内，大部分的动力系统故障将会采用自动处理。内置的冗余允许在出现EF故障甚至EM故障时不会对飞机性能造成重大影响，此外，紧急情况下，如涡扇发动机出现故障，可以通过主电池供电解决。

结束语

SUSAN飞机各子系统本身控制方案都比较简单，但子系统之间的相互作用以及由此产生的集成控制系统的复杂性大大超过了现有飞行控制、推进控制和发动机控制都相互独立的商用客机控制系统，这对SUSAN飞机的自动化提出了更高的要求。随着控制方案的逐步验证，集成控制系统的优势将进一步体现出来。目前，SUSAN飞机的研究团队正在根据上述控制系统方案开展动态建模及仿真，以验证集成控制的优点及可行性，并充分暴露可能存在的问题。SUSAN飞机的控制方案可为后续混合电推进飞机集成式控制及自动化提供新的思路。

航空动力

（高杨，中国航发研研所，工程师，主要从事航空发动机科技情报研究）