

NASA数字化转型工具在电气化飞机推进系统研发中的应用分析

Application Study of NASA Digital Transformation Tools in Electrified Aircraft Propulsion System Development

■ 高杨 吴丹 / 中国航发湖南动力机械研究所

在航空业推进净零排放的过程中，电气化的飞机推进系统展现出了减排降噪、保证航程、短期实现性强等多重优势，成为了新兴技术热点频发的领域。在此背景下，美国国家航空航天局（NASA）利用数字化转型成果为电气化推进系统的研发提供强有力的支撑工具，显著加速了飞机推进系统电气化发展的进程。

对新型混合电推进构型及其复杂控制系统的研究是一个渐进的过程，涵盖方案研究和分析、动力学仿真、硬件在环（HIL）试验、全尺寸试验等必不可少的环节。数字化工具的革新可极大地推进相关技术成熟。在数字化转型的浪潮中，NASA开发出了可应用于电气化飞机推进系统研发早期从初步系统建模到机-电-热仿真，再到HIL试验的数字化工具套件，使技术构想向成果转化。

NASA数字化工具套件

目前，电气化飞机的研究覆盖了推进系统的设计、制造、试验和集成各个阶段，且都需要通过动力学建模来捕捉模型内多个部件随时间变化而产生的相互作用，从而充分了解整个系统的运行和性能。为推动电气化飞机推进系统和控制系统研发，实现研发各流程间的无缝衔接，NASA创建并发布了一套免费的开源数字化工具套件，帮助用户建立端到端模型，以轴运动的时间尺度（毫秒）为基准反映部件间涡轮机械

和热效应等相互作用，进而支撑电气化飞机推进系统和控制系统设计、分析和试验。

该数字化工具套件由3个相互衔接、相互匹配、相互补充的基于MATLAB的软件包组成，分别为热力学系统建模和分析工具箱（T-MATS）、电气建模和热分析工具箱（EMTAT），以及热系统分析工具箱（TSAT）。3个软件包均包含图像化、可拖放、可参数化的组成部件，可针对压气机、涡轮、电动机、储能装置等多种系统部件建模。

T-MATS

T-MATS是NASA研发的专门针对动力学涡轮机械仿真的模块化热力学建模框架，包含Simulink模块库，可简化燃气涡轮发动机的动力学建模、控制设计和分析。通常，T-MATS以部件为单位建立模型，即每个T-MATS模块代表一个单元体或发动机主要部件，例如，进气道、风扇、压气机、燃烧室、涡轮、尾喷管等。在进行航空发动机循环设计和分析时，会使用数字推进系统仿真（NPSS）软件生成零维模型，

可直接利用该模型生成T-MATS模型。虽然NPSS模型通常为稳态模型，但可以为构建性能相匹配的T-MATS模型提供必要数据。然后，从NPSS涡轮发动机质量分析程序（WATE++）等获得惯量数据，便可使T-MATS模型动态运行。

T-MATS的参数化部件模块为生成不同尺寸和类型的发动机模型提供了基础。T-MATS已用于建立真实涡扇发动机动力学模型，跨度从2.55kN推力的DGEN380发动机到215kN推力的JT9D发动机，前者为NASA声学推进实验室长度仅1.3m的超小型航空推进研究涡扇（DART）发动机，后者是大型宽体客机波音747、767和空客A330的动力。此外，NASA自主研究动力学仿真标准模型的建立也使用了T-MATS，例如，用于航空发动机剩余寿命预测研究的392kN推力商用模块化航空推进系统仿真（C-MAPSS）模型和用于先进齿轮涡扇发动机技术研究的127kN推力AGTF30模型。在电气化动力系统建模研究方面，T-MATS同样可用于对涡轴发动机和风扇建模。

由于T-MATS的部件模块内包含效率和流量等反映部件及发动机健康状态的参数信息,通过调整这类参数数值,可使模型模拟从全新发动机到即将报废发动机之间的各种发动机状态,甚至还可模拟发动机发生部件故障时的情况。此外,T-MATS模型在热力学特性计算时默认其流体为空气、水和碳氢燃料的特殊混合体,但也可以通过集成如Cantara的程序来模拟其他燃料。

ETMAT

EMTAT是专门针对电气化飞机推进(EAP)应用而设计的以图形形式为电气部件建立模块的仿真工具,同样包含Simulink模块库,可同时基于物理和功率流的计算来模拟多种类型动力的电子设备。EMTAT主要是针对EAP系统中的电气部分进行建模,并同时考虑电气系统的热效应。由于大多数涡轮机械仿真的时间步长为毫秒级,所以不考虑微秒级的高速电气瞬态变化。因此,用EMTAT建模的电子设备均假定为在各个时间步长内的准稳态情况下运行,高速瞬态效应以效率损失来表示,如此,可简化电气性能计算。通过联合使用T-MATS和EMTAT,可建立起端到端EAP的超实时仿真。此外,EMTAT的模块可以针对老化和故障建模,在仿真过程中模拟部件性能衰减或损坏,从而评估故障情况下动力系统表现以及利用仿真验证健康管理算法。

TSAT

TSAT是模块化的动态热传递建模和分析工具,包含Simulink模块库,可为零维、一维、二维平面和圆柱形结构等多种系统提供建模模块,开展系统级建模、动态分析及

控制设计,为大型多学科仿真集成提供便利。TSAT能够针对热传递、热对流、热辐射、导热、热变形和空气属性等进行建模,快速生成边界条件以及为不同热系统动态模型提供组成模块。

TSAT还可以用于对圆柱形和盘片形等基础三维形状建模,进而组合生成复杂的几何形态。TSAT除了提供集总热容模型等低保真度建模选项外,其核心部分还包含一维和二维有限差分(FDM)模块以及协助定义边界条件的多种模块。

数字化工具套件应用

T-MATS、ETMAT和TSAT本身可独立使用,在进行混合电推进系统建模时,可综合使用3个软件包相互补充;在进行全电推进系统研究时,更多的是结合使用EMTAT和TSAT,仅推进器或旋翼用T-MATS建模。T-MATS主要针对推进系统电气化方案形成前对传统燃气涡轮发动机的建模和发动机控制;T-MATS搭配TSAT或EMTAT使用可利用软件包之间的交互能力支持机电控制研究;此外,三者还可与实体硬件之间交互使用。

发动机结冰研究中T-MATS的使用

T-MATS模型通常为集总参数或零维的部件级模型,例如,压气机会以一个单元体表示,其特性为所有压气机级的综合特性,这种颗粒度的信息足以支撑控制设计。NASA使用T-MATS建立模型支撑发动机内部积冰与非命令引起的推力反转之间的关系研究。研究最开始,对ALF502-5R发动机建立了NPSS模型,模拟发动机结冰时推力反转的情

况,考虑了发动机内冰颗粒融化和气化的热动力效应以及由于低压压气机内结冰造成的流道面积减小。在此基础上,建立T-MATS动力学模型,同时考虑因吸入冰颗粒引起的吸热效应,包含冰颗粒通过发动机压气机系统(风扇、低压压气机、高压压气机)时从固态到液态,再到气态的变化过程。ALF502-5R发动机的高压压气机为7级轴流加1级离心结构,因此,高压压气机模型内有8个独立的T-MATS压气机模块,每个模块代表一个压气机级。高压压气机各级的特性由类似的单级风扇的性能特征图表示,并具有相同的多变效率和比功。除了对每级压气机的吸热效应进行分析,还对高压压气机内总吸热效应进行分析。

模型建立后,以与发动机高空风洞结冰试验相同的输入条件进行闭环仿真,所得输出与风洞试验数据一致,既为发动机结冰情况下推力反转的物理表现提供了见解,又验证了该模型可作为基于控制的防冰策略研究的检验平台。

基于模型的发动机控制设计中T-MATS的使用

传统的发动机控制通过单一输入(油门或功率杆角度)控制发动机平稳、无喘运行,在发动机全生命周期内,依靠可靠且可预见的油门运动与推力响应关系来实现控制。然而,这样的控制设计以遵从发动机结构与运行的限制并确保发动机在最糟糕的情况下也具有足够的喘振裕度为前提,通常较为保守。此外,因控制变量不是可直接测得值,而需基于如风扇转速等其他变量转换来实现间接的控制,使得控制设计更需谨慎。如果有精准的机载模型

作为控制器的一部分，可以直接且更精确地基于可靠预估控制不可测得变量，那么发动机的运行可以更贴近限制值，控制设计就无须基于最糟糕情况来定义。

基于模型的发动机控制(MBEC)可以通过机载实时发动机模型精准预测发动机全生命周期动力学情况，从而优化发动机性能表现。该技术可反哺发动机设计，在保证安全的前提下减少过度预留发动机裕度的情况，进而减少燃料消耗及成本、减轻质量。NASA利用DGEN380发动机的T-MATS模型加上标准传感器套件生成了MBEC结果并对比试验台真实发动机测量数据进行验证。经验证后，将该MBEC模型与DGEN380发动机控制软件相结合，用以评估无法测得的控制变量，进而保证发动机在没有过多裕度的情况下安全运行。

分布式发动机控制设计中T-MATS和TSAT的结合使用

分布式发动机控制(DEC)为一种硬件技术，从本质上改变了飞机发动机控制系统的构架，从集中处理式变成在感应位置或其附近布置控制节点网络式。DEC并未改变控制功能，但解决了因飞机限重造成的控制系统性能受限且全生命周期成本增加的问题。传统的集中控制构架需依赖模拟信号不断地提供信息，而DEC的构架将高温电气元件安装在发动机机匣上，分布式控制器采集并处理模拟数据，随后通过网络传输数字信息，通过数字通信网络改变了闭环控制系统关键件之间的信息流动，同时减少数百千克的铜线质量。

NASA采用TSAT模块建立AGTF30

发动机的机匣几何结构模型，并将基于AGTF30发动机飞行剖面的T-MATS模型里的燃气流动温度代入到TSAT模型，得出在整个飞行剖面内机匣上的温度分布，从而可进一步确定DEC构架下高温电气元件分布位置。

涡轮主动叶尖间隙控制设计中T-MATS和TSAT的结合使用

燃气涡轮发动机的性能受到压气机和涡轮的叶尖间隙的影响，其中对高压涡轮(HPT)的叶尖间隙尤为敏感。涡轮叶尖密封不佳会导致气流泄漏，产生叶尖涡流，导致涡轮效率下降，排气温度上升，进而使得发动机油耗增加，噪声增大。对于大型商用涡扇发动机，0.254mm的HPT叶尖间隙将带来约1%涡轮效率差异以及10°C排气温度差异。

NASA采用TSAT对AGTF30发动机的机匣、转子和涡轮叶片进行建模，并将T-MATS模型内的高温燃气气流温度及冷却空气信息代入到TSAT模型(见图1)，基于转子和机匣热膨胀，以及不同叶片材料因离心力引起的叶片伸长来确定整个飞行剖面下叶尖间隙的变化。该模型可用于对比和评估以传统叶尖间隙控制和主动叶尖间隙控制之间的优缺点。

STARC-ABL飞机研究中T-MATS和EMTAT的结合使用

NASA设计的带后部边界层吸收推进器的单通道涡轮电动飞机(STARC-ABL)采用了部分涡轮电动的动力系统构型，包含2个安装在机翼上的齿轮传动涡扇(GTF)发动机和1个由电动机驱动的尾部推进器(见图2)。NASA的研究中使用了T-MATS建立GTF发动机和尾部推进

器的风扇的模型，以及EMTAT建立电气系统模型，后者可模拟运行失效情况。由于动力系统内子系统均相互独立，在某些情况下，1个子系统的故障将可能导致灾难性的连锁故障。对运行故障情况的模拟可以测试和评估故障监测算法和反向控制模式的合理性和有效性。所建立的模型证实了一旦探测到故障，控制器可切换至合适的应急控制模式，从而保证动力系统能够安全有效地运行。STARC-ABL的故障监测算法和控制系统均在通用的MATLAB/Simulink环境下创建。

横列式混合电推进旋翼机研究中T-MATS和EMTAT的结合使用

NASA针对城市通用航空需求设计了6座横列式混合电推进旋翼机，动力系统采用了并联混合电推进结

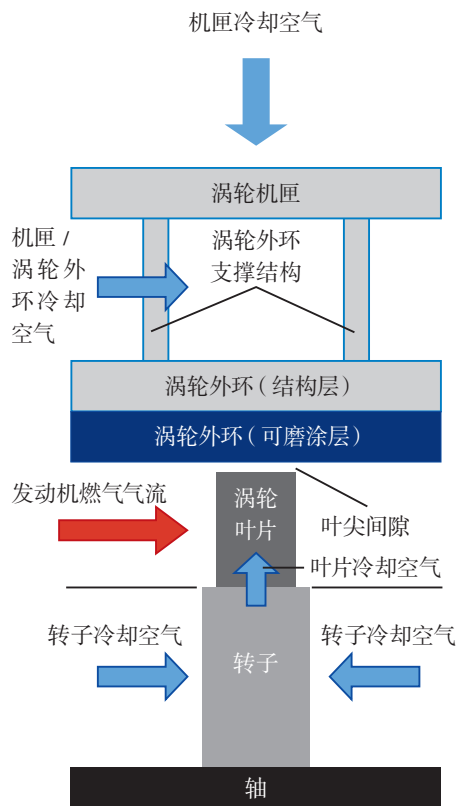


图1 AGTF30发动机涡轮主动叶尖间隙控制

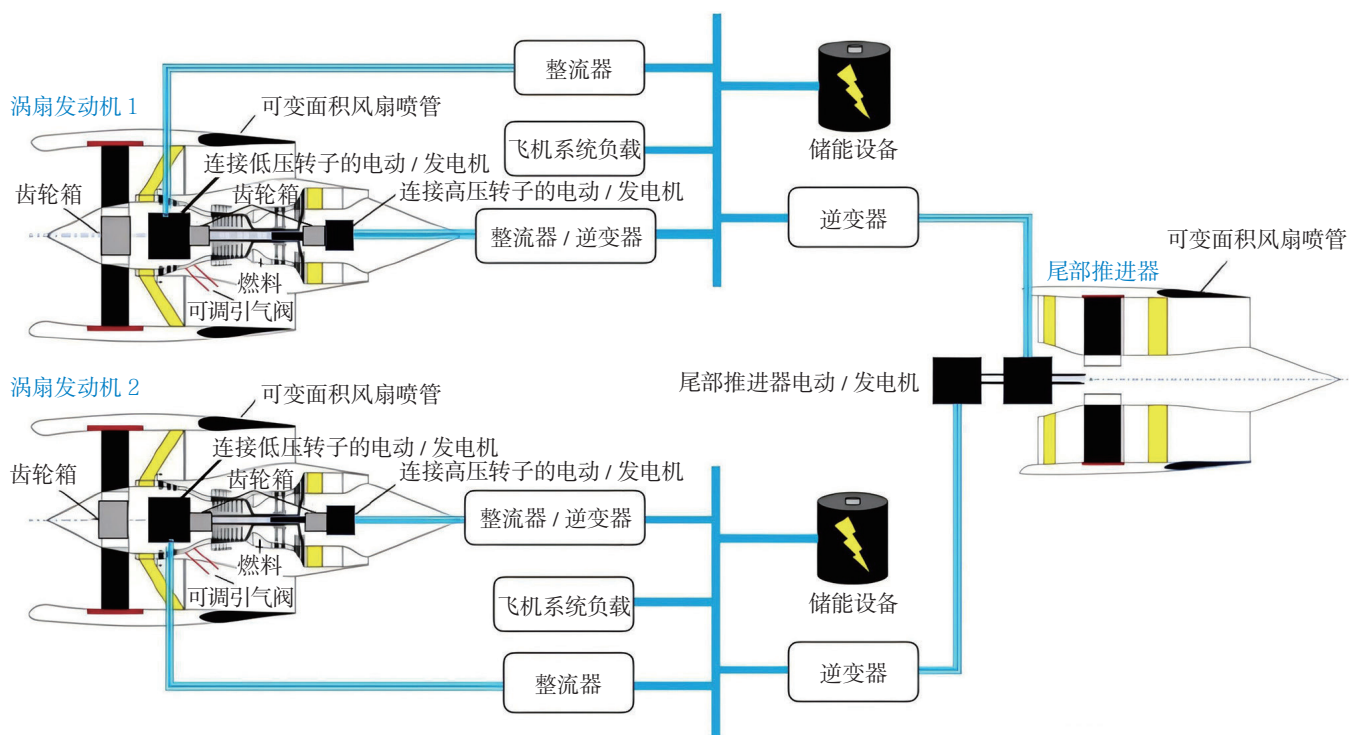


图2 STARC-ABL推进系统

构，2个涡轴发动机的动力涡轮经超越离合器与旋翼齿轮箱相连，电池经逆变器/整流器和75kW电动机/发电机与中部齿轮箱相连，旋翼齿轮箱和中部齿轮箱在同一传动链内，如图3所示。在悬停和低速飞行时，电

动/发电机为涡轴发动机补充动力，在巡航时，电动机/发电机为电池充电。当出现发动机或电动机/发电机故障时，通过互联轴重新分配功率以保证安全飞行。该旋翼机的推进系统模型中包含由T-MATS建立的涡轴

发动机模型和EMTAT建立的电气系统模型，以研究机械系统与电气系统的匹配。

模型与硬件交互使用

上述数字化工具套件所建立的模型可在MATLAB/Simulink环境下利用加速器使模型运行速度远快于实时情况，也可结合实体硬件，建立和配置符合混合电推进系统灵活构架的试验设备，对不同构架的EAP方案进行HIL试验，探索先进的推进控制技术。

NASA的混合电推进模拟试验器(HyPER)是为针对不同EAP构型下控制方案而建立的小尺寸试验器，结合了实时推进系统建模和机电硬件，提供了一个部分模拟、部分HIL的试验环境，可便捷地对设计方案进行试验，并同时极大地减少相关风险和成本，如图4所示。HyPER的硬件部分包含电动机、功率转换

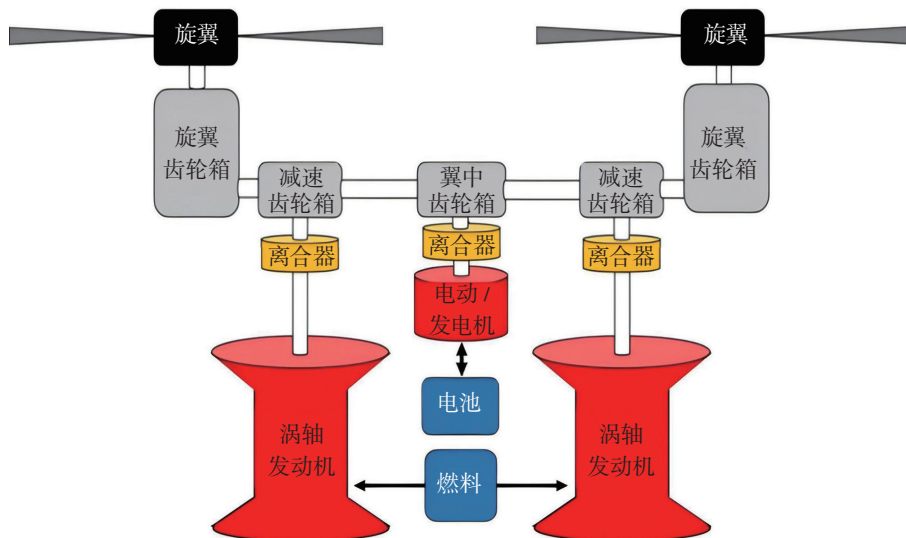


图3 横列式混合电推进旋翼机动力系统

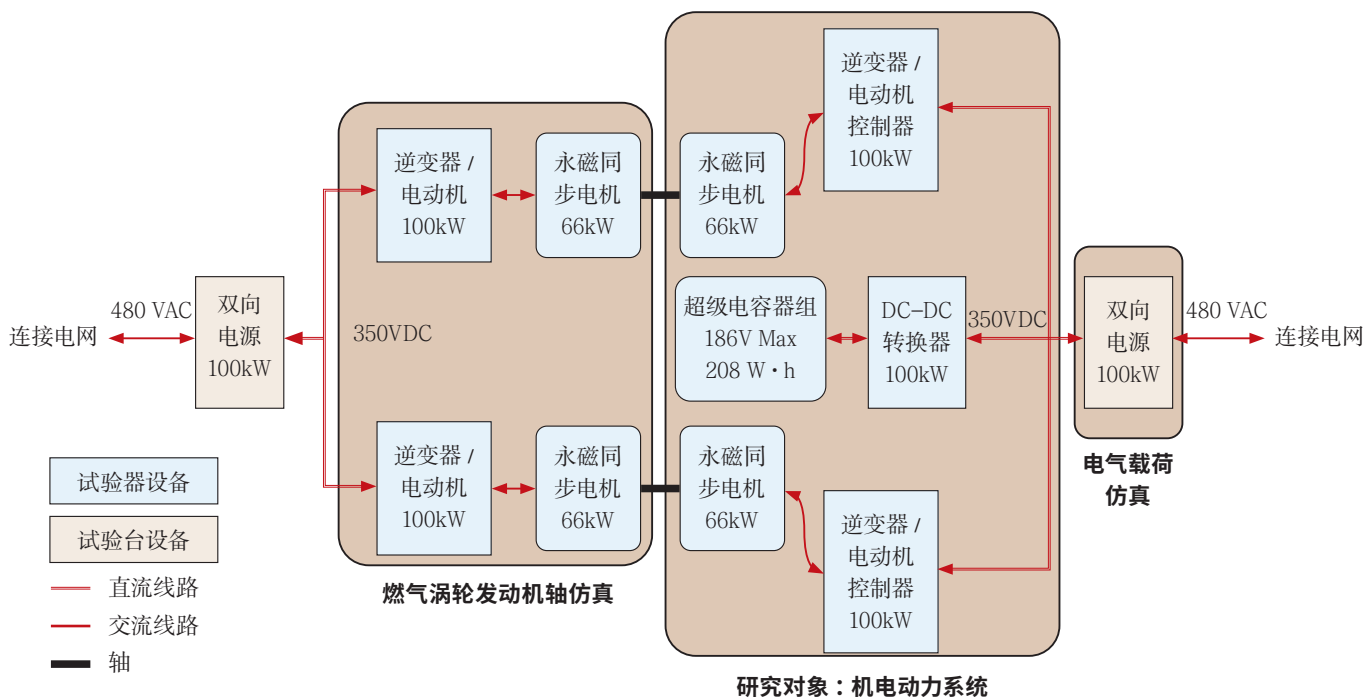


图4 HyPER构架

器、双向电源、配电电缆以及储能装置，可按照不同EAP构型方案进行排布。此外，HyPER还包含1个集成式实时计算机系统，装配NASA研发的EAP控制软件和涡轮机械仿真软件。

在设计建设HyPER时，NASA使用了EMTAT建立试验器硬件的功率流模型，并按照设计逻辑基于现实场景运行模型，一可验证设计是否合理有效，二可反映试验器在运行过程中是否存在非直观性的设计缺陷，例如，单侧供电可能偶尔出现负值的情况，从而在真正建设HyPER之前避免潜在的安全风险，优化设计。完成HyPER的建设和配置后，利用EMTAT参数化模块对试验器进行部件级和系统级的调试校准，通过对比模型与实际调试数据，以使硬件在一定转速和扭矩水平下保持其误差在全量程的5%以内。

HyPER以两两成对、以轴相联

的4台电动机来表示电气化的动力系统构型中燃气涡轮发动机双转子和电动/发电机之间的关系。在成对的电动机中，1台代表发动机转子，由发动机模型控制，另1台代表电气化动力系统中电动/发电机的实体。但是，HyPER采用的小功率电动机与其目标研究对象——大型燃气涡轮发动机并不相匹。因此，NASA采用了三步法确保HyPER所得数据具有足够的代表性反映全尺寸发动机的表现情况：步骤1，用T-MATS和EMTAT生成整个电气化动力系统全尺寸模型及其控制方案；步骤2，保留全尺寸发动机及其控制系统的模型，用T-MATS和EMTAT生成发动机轴的缩比等效模型，并用带缩放功能的滑模变结构控制器（SMICS）作为接口确保功率水平和惯性的匹配性；步骤3，用HyPER试验器替换其模型，此时，实现了全尺寸发动机及其控制系统的模型经由SMICS

与实体试验器相互作用。通过此种方法，HyPER便可以在电气化推进系统及其控制研究的早期以经济高效的方式进行HIL试验验证。

结束语

电气化动力系统的概念构型多种多样，设计构型及其复杂控制系统研发流程包含诸多步骤。为推动技术从概念向实践发展，结构化的方法贯穿从设计分析到缩比试验，再到全尺寸试验等全过程。这种方法同样符合数字化转型在软件工具方面的理念。因此，合适的工具成为了数字化转型的关键。与此同时，也需认识到，数字化工具和模型的使用还需不断演进，拓展其应用广度和深度，更好地加速电气化飞机推进系统及新兴技术的研发。

航空动力

（高杨，中国航发湖南动力机械研究所，高级工程师，主要从事航空发动机科技情报研究）