

TBCC发动机控制技术的发展

The Development of Control Technology for TBCC Engines

■ 刘利军 林君健 余臻 孙洪飞 / 厦门大学

涡轮基组合循环 (TBCC) 发动机是涡轮发动机和冲压发动机有机结合形成的组合循环动力系统, 具有水平起降、宽速域和宽空域工作的优点。然而, TBCC 发动机控制比较复杂, 特别是 TBCC 发动机在模态转换控制时, 具有建模难、多变量、强非线性、非光滑多模态、强耦合和强不确定性等固有特性, 给 TBCC 发动机控制律设计带来了巨大的挑战。

为提供宽空域飞行任务的动力支持, 组合动力发动机应运而生, 其由两种或两种以上单一动力类型发动机通过结构布局以及气动设计实现耦合, 具有宽阔的飞行包线并可以发挥各类型发动机在各自范围内的性能优势。具备实际工程应用价值的组合动力系统主要包括4种形式, 如图1所示。TBCC 发动机利用涡轮发动机自吸气的特点可以实现地面自启动, 同时融合了冲压发动机在高空高马赫数 (Ma) 下的性能优势, 拓展了其工作马赫数范围, 并具有强大的推进潜力。与此同时, TBCC 发动机组合方式多样, 进排气系统气动设计复杂, 作为控制对象具有很强的耦合性与非线性特征, 工作范围宽广、运行环境恶劣也给其工作过程带来了很大的不确定性与危险性, 尤其在模态转换过程中, 不仅需要设计各个子发动机燃油供给的转换, 还需协同进行几何构型部件的运动, 给控制系统设计带来了非常大的挑战。

TBCC 发动机工作原理及关键控制问题

对于 TBCC 发动机的结构布局, 存在

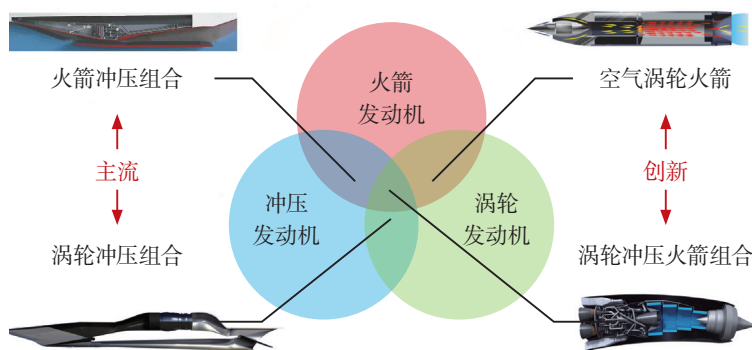


图1 组合循环发动机分类

涡轮发动机与冲压发动机串联和并联两个方案, 并联式又可分为内并联式与外并联式。

串联式 TBCC 发动机中涡轮发动机和冲压发动机共轴, 且呈前后排布, 共用进气道、加力燃烧室/冲压燃烧室和尾喷管。在模态转换期间, 来自进气道的气流分为两股, 其中一股经过压气机、燃烧室、涡轮; 另外一股流经涡轮发动机外围的冲压涵道, 这两股气流通过混合室进入加力/冲压燃烧室, 最终排入大气, 这一过程持续到涡轮发动机流路完全关闭。

并联式 TBCC 发动机中涡轮发动机和冲压发动机分为两个独立的通道, 都有各自的燃烧室, 外并联式

TBCC 发动机的涡轮/冲压流道相互独立, 是双流道双通路结构。在模态转换期间, 对 TBCC 发动机各个部件进行控制, 关闭涡轮发动机进排气通道, 开启冲压发动机进排气通道, 涡轮发动机逐渐停止供油, 冲压发动机开始增加供油。厦门大学研发的 TBCC 发动机并联模态转换如图2所示。

在 TBCC 发动机控制过程中, 可能存在以下关键问题。一是进气道不确定性问题, 在模态转换期间, 分流板和整流罩板的角速度逐渐变化, 导致上方分布的气动力持续变化, 对飞机的机头部件、分流板和整流罩板施加的持续变化的气动力会引起振动, 进气畸变和振动可能改变

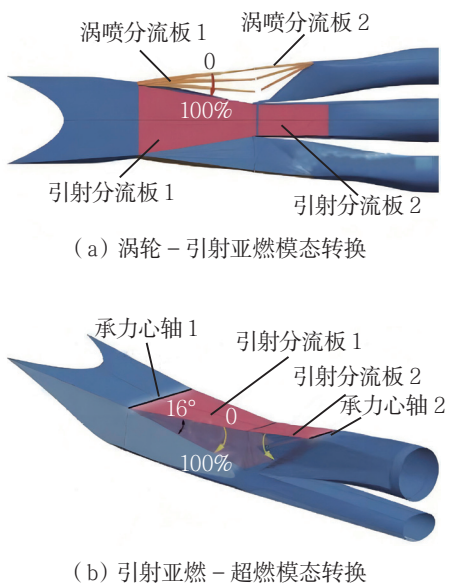


图2 TBCC发动机工作过程

流场结构，对发动机运行性能产生重大影响；二是调节控制问题，在模态转换期间，需要对各个子发动机进行调节和控制，如果调节和控制不准确，可能会导致转换过程中的不稳定或安全条件超限；三是推力鸿沟问题，由于涡轮发动机工作速度上限约为 $Ma2.5$ ，冲压发动机工作速度下限约为 $Ma3$ ， $Ma2.5 \sim 3$ 这一段推进衔接问题被称为推力鸿沟问题；四是涡轮延迟问题，在从一种模态转换到另一种模态时，涡轮发动机的响应时间可能会较长，导致动力输出延迟；五是控制系统延迟问题，在进行发动机模态转换时，需要对各个系统进行控制和协调，如果控制系统的响应时间较长，可能会导致模态转换过程不稳定或波动。这些问题使得TBCC发动机控制面临着重大挑战，特别是模态转换控制，需要通过合理的TBCC发动机控制系统设计、控制算法优化和参数精确调节来解决，确保TBCC发动机模态转换过程的顺利进行。

TBCC发动机控制技术发展历程与现状

TBCC发动机控制系统设计相比单一类型发动机的控制系统设计面临更多棘手问题，如推力陷阱、高低通道匹配、控制参数匹配等。解决模态转换问题作为TBCC发动机控制的关键挑战，面临推力输出性能、系统安全保障以及避免推力鸿沟等的综合技术难题。

自20世纪60年代，美国便开始了对组合动力发动机的探索，最为典型的的就是洛克希德-马丁（洛马）公司研发的SR-71“黑鸟”飞机，最大飞行马赫数达到3.2，该飞行器的推进系统是串联式J58改进型涡轮基冲压组合循环发动机，但由于其结构过于复杂，控制调节系统设计困难，导致J58这类涡轮基冲压发动机没有大规模装备。

20世纪80年代中期—90年代末，TBCC发动机关键技术的需求逐渐明晰。各国纷纷开展整机研制技术攻关，但由于技术难度较大，未能取得整机技术突破。

自21世纪开始，TBCC发动机领域的主要任务是着重解决关键技术，辅以少量整机方案论证，以突破一系列核心关键技术，为整机集成研制及试验验证做准备，为后期工程化应用奠定技术基础。日本重点对串联式TBCC发动机方案进行了研究，并开展了变循环涡扇发动机的高空性能、风车起动特性，以及变循环方案的可行性研究，初步完成了TBCC发动机及其部件的可行性验证，突破了许多关键技术。俄罗斯主要依托中央航空发动机研究院（CIAM）开展了TBCC发动机相关技术研究，主要在模态转换、部件冷却、

结构方案以及一体化方面开展了研究，经过论证分析，确定主要以并联TBCC方案为重点。欧盟在开展水平起降两级入轨飞行器技术研究中提出了TBCC发动机方案，进行了多项技术研究。

我国对TBCC发动机的研究在进入21世纪后才大规模开展，此前均处于理论研究阶段，但近些年来随着国家的持续投入与相关科研单位的重视，TBCC发动机的理论与实践研究取得了长足的进展。

哈尔滨工业大学马婧雪等基于TBCC发动机的多目标性和多任务性，针对含安全边界的TBCC发动机设计了多模态转换控制器。该研究将多模态转换控制系统设计为底层和上层两个层次，针对TBCC发动机的高速流道和低速流道分别设计了综合考虑所有安全条件限制的多模态调节/保护控制系统，给出了高/低速流道的多模式转换控制系统结构。该控制系统可在实现推力跟踪的同时保证全飞行包线下发动机不进入危险工况，并基于 H_{∞} 回路成形方法设计了TBCC发动机多变量鲁棒控制器。

西北工业大学于华峰等提出了一种对控制系统改变最小的模态转换控制器架构。该研究采取保证鲁棒性的方法设计了控制器，并基于线性二次型最优控制（GA-LQR）算法设计了 $Ma2.5 \sim 3$ 下的模态转换控制方案和控制器，使得控制系统在变马赫数模态转换阶段推力波动小于4.2%，同时保证发动机处于安全的工作状态。

哈尔滨工业大学郑佳霖等针对TBCC发动机模态转换期间推力过渡问题，提出了不使用额外推进系统的转向轨迹优化方案，不需要改变

TBCC发动机构型，而通过轨迹优化改变飞行器的推力和阻力状态，以获得额外的净推力。该研究将过渡推力瓶颈问题抽象成一个以最大终值速度为代价函数的最优控制问题，然后通过高斯伪谱方法求解，实现了利用重力辅助策略解决优化轨迹中的推力瓶颈问题。

南京航空航天大学高远等针对并联式TBCC发动机通过计算流体力学(CFD)得到进口性能参数，为集成进气口/发动机匹配模型提供原始数据，并基于相关性分析设计了控制方案，保证发动机不发生超温、超转或喘振，同时使得TBCC发动机在模态转换过程中的推力波动小于10%。

厦门大学何增明等建立以马赫数为调度变量的线性变参数(LPV)模型，通过求解LPV系统的最优二次(LQ)控制问题，获得空气流量在路径策略和模态转换点之间的最优分布，提出了LQ控制器应满足的必要条件，以及构建LQ控制器的充分条件。

南京航空航天大学席志华等为TBCC发动机在模态转换过程中设计了推力增强控制计划，以实现高推力性能。该研究考虑进气口可用气流与发动机需气量的匹配度，设计了推力不足范围内的推力增强控制方案。该控制方案在保持涡扇发动机部件工作在最大状态的同时，通过打开冲压发动机旁路增加通流量，减少进气口的溢流阻力，从而提高发动机的最大安装推力性能，实现更好的进气/发动机匹配。通过进一步设计后可变面积涵道引射器(RVABI)的最优调节规则，发动机的安装推力最多可提高37.93%以

上，同时降低0.16%的油耗。仿真结果表明，所设计的推力增强控制方案可有效提高推力下降区的最大推力。研究进一步考虑平滑推力和推力增强的要求，提出了一种介于推力增强控制方案和常规模式过渡方案之间的折中模态转换控制方案，可以解决高马赫数下推力不足的问题，同时保证发动机总推力的平滑过渡。

笔者团队基于深度强化学习模型建立安全智能控制器，提出了多个智能控制模块与经典控制器综合形成TBCC发动机智能控制器的设计方案，如图3所示，并且利用控制屏障函数法解决了智能控制的安全保护问题，解决了传统控制方法存在依赖精确数学模型、控制性能与安全性难以兼顾，以及优化性和鲁棒性较弱等问题。针对厦门大学研发的TBCC发动机，该方案实际上是1种三喷气发动机(TriJet)组合动力方案，由涡轮发动机、火箭引射亚

燃冲压发动机和超燃冲压发动机并联组合而成，使用火箭引射冲压发动机弥补涡轮发动机与冲压发动机之间的推力鸿沟，实现 $Ma_0 \sim 7$ 全速域飞行任务。笔者团队针对TBCC发动机3个模态转换控制过程，分别设计了基于深度确定性策略梯度(DDPG)算法的安全智能控制器，保证了在模态转换过程中，推力跟踪的最大误差不超过5%，稳态误差不超过1%，保证了TBCC发动机不会进入危险工作状态，并且安全智能控制器能在较短的规定时间内完成低速流道向高速流道的状态转换。

此外，针对TBCC发动机工作过程中的推力及部分关键参数不可测问题，笔者团队基于多项式非线性模型和容积卡尔曼滤波算法，提出了TBCC发动机子系统的推力及不可测参数估计的方法，实现了TBCC发动机子系统推力及不可测参数的精确估计，并且依赖推力及不可测参数估计值设计了安全深度强化学习

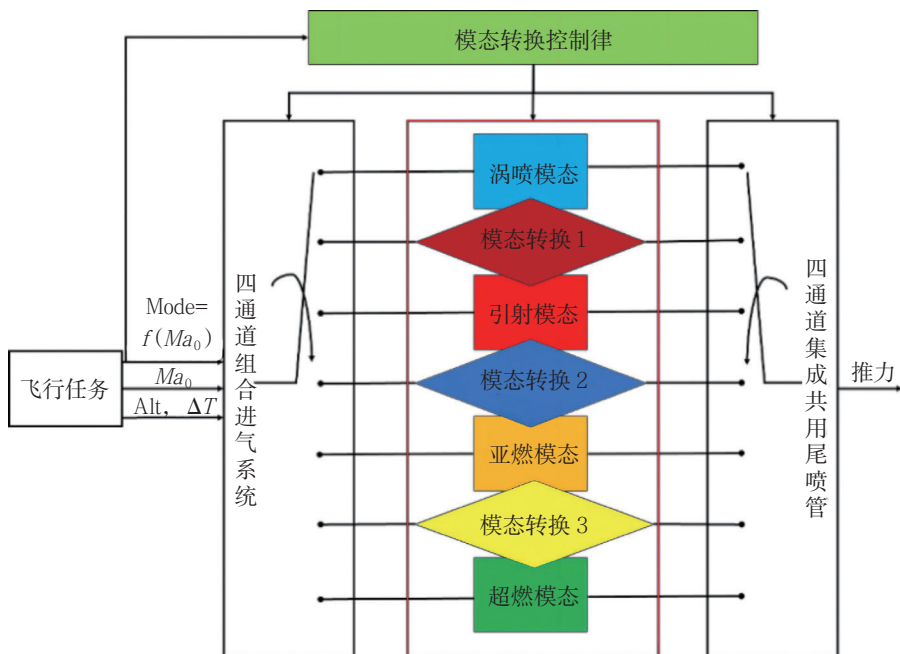


图3 TBCC安全智能控制系统结构示意图

控制器，提高了TBCC发动机安全智能控制器的有效性和应用性。

TBCC发动机控制方法研究挑战及发展趋势

随着TBCC发动机控制技术的快速发展，特别是智能控制技术的发展和应用，原有控制难题正在被逐步攻克，但是目前TBCC发动机正从理论、方案、方法、局部研究快速迈进整机试验验证与飞行试验研究，新的挑战 and 难点也随之产生。

一是模态转换逻辑设计。模态转换的逻辑设计需要考虑多个因素，如飞行器的飞行状态、发动机的工作参数，以及转换后的模态是否能够满足飞行任务要求等。这意味着需要制定合理的转换条件和相应的控制策略，以确保转换过程平稳和高效。需要深入研究系统模型、控制器设计和模拟仿真等关键技术，评估不同模态转换逻辑的品质与安全性。

二是控制系统响应速度。模态转换过程需要发动机控制系统实时地调整各个系统的参数和工作状态，控制系统的响应速度必须足够快，以满足模态转换所需的精确度和时效性，同时需要考虑传感器数据的准确性、传输延迟，以及控制算法的实时性。还需要进一步优化控制系统的硬件和软件设计，如使用高速传感器、快速控制算法、可靠快速数据交互协议等，可以进一步提高响应速度。

三是联合控制和系统协调。TBCC发动机模态转换涉及多个系统和部件的联合控制和协调。例如，在涡轮模态向火箭模态转换时，既需要确保涡轮的稳定性和高效性，又需要确保火箭燃烧的可靠性和推力产生

的平稳性，还需要涡轮模态和火箭模态的联合控制确保它们之间的平滑转换。需要进一步研究联合控制算法的开发和实现，以及多个系统及其控制律的协同调节和优化。

四是闭环控制系统试验安全性。TBCC发动机模态转换过程非常复杂，很难通过全面数值仿真验证闭环控制的安全性。当TBCC发动机进入风洞整机试验阶段，初始的闭环控制律仅仅通过了仿真验证或者半物理仿真验证，仍然不成熟，抗干扰性和鲁棒性非常脆弱，可能发生控制系统不稳定事件，造成安全事故。需要全面考虑控制系统的各个不确定因素和干扰，研究强鲁棒协同控制算法与软件。

考虑到以上研究难点，TBCC发动机模态转换控制技术在未来的发展可以从以下几个方面开展。

一是自适应及智能控制。随着技术的发展，未来的控制方法将趋向更加智能化。自适应控制方法可以根据TBCC发动机模态转换时不同的工况和工作模式实时联合调整控制参数，适应不同的环境变化和工作要求。智能控制方法可以通过学习和优化来自动调整控制策略，提高控制系统的性能和安全性。

二是多模态优化与集成控制。未来的TBCC发动机模态转换控制方法将更加注重多模态的优化和集成控制，不仅要考虑单一模态下的最优控制，还要考虑在不同模态之间的平滑转换、鲁棒控制与协调工作，通过综合考虑模态耦合下的最优控制，实现模态之间的无缝转换和系统整体性能的最优化。

三是提高精度和强化鲁棒性。TBCC发动机模态转换控制过程中的

精度问题和鲁棒性仍然是一个重要的研究方向。未来的控制方法将致力于进一步提高控制系统的精度和鲁棒性，以实现多约束、小裕度下的高精度控制，以及宽域飞行高鲁棒性控制。需要开发更精准的控制策略和鲁棒控制算法，并且提升传感器及执行机构的优化设计和数据交互的可靠性和实时性。

四是整体系统评估和轨迹优化。需要综合考虑控制方法与其他系统参数的优化，如飞发一体化设计与控制等。飞行器飞行轨迹和飞行任务对TBCC发动机模态转换过程具有重要影响，合理的轨迹优化不仅能够解决TBCC发动机推力鸿沟问题，而且能够显著提高TBCC发动机模态转换的控制性能和安全性。

结束语

TBCC发动机控制技术在飞行器动力系统中起着至关重要的作用。分析TBCC发动机控制技术的发展，可见TBCC发动机的控制方案、控制性能和安全性等多方面取得了显著进步。然而，在TBCC发动机模态转换控制过程中，仍然存在着严峻挑战，如模态转换逻辑、联合控制和系统协调、闭环控制试验，以及控制系统精度与响应速度等基本问题。未来，得益于智能控制技术和数据驱动技术的发展，TBCC发动机模态转换控制技术将走向智能化、可信数据试验化、集成化、安全性与鲁棒性一体化的发展趋势，保证TBCC发动机实现更加复杂的推进任务，从而更好地满足飞行器动力系统要求。

航空动力

（刘利军，厦门大学，副教授，主要从事航空发动机智能控制、安全监控，以及数据驱动技术研究）