

应用于高空无人机的发动机改型性能分析技术发展

Development of Engine Modification Performance Analysis Technology Applied to High-Altitude Unmanned Aerial Vehicles

■ 贾梓豪 邵冬 董芃呈 贾志刚 / 中国航空发动机研究院 陈敏 / 北京航空航天大学

高空无人机由于极具吸引力的应用前景，受到世界各国的广泛关注，动力装置研发是无人机研制过程中的关键技术。目前，高空无人机动力多基于现有的性能优秀的发动机改型设计而来，能够显著提高设计效率，降低研发成本和风险。

随着高空无人机在军用和民用领域的大规模使用，包括侦察监视、对地打击、自然灾害观测和高空大气科学研究等，各航空强国在无人机的开发上投入了大量精力。动力系统需要满足高空低速飞行条件下的任务需求，是先进无人机研发的关键技术。高空长航时无人机动力装置具备使用寿命较长且装备量有限的特点，为了满足高可靠性、低成本和短周期的研发需求，航空强国多利用现有成熟且优秀的航空发动机进行适应性改进改型。由于改型发动机的工作条件是高空低速，空气密度较小，且该类型发动机尺寸较小，雷诺数远低于地面状态，进而导致发动机内环壁和叶片表面的摩擦阻力和流动损失增加，压缩系统和涡轮等核心部件的流量、效率和喘振裕度下降，推力下降，燃油消耗增加，如图1所示，这严重影响了无人机动力的高空气动性能。因此，在先进无人机动力系统改型性能分析过程中，定量评估高空低雷诺数效应是一项极具重要性和挑战性的任务。现有较为通用的考虑高

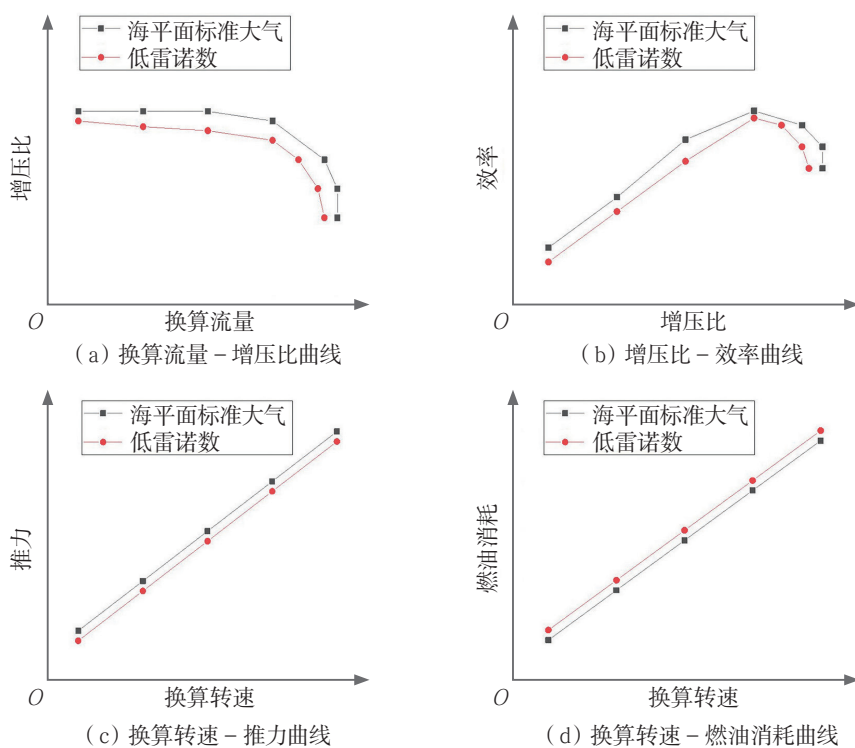


图1 发动机参数低雷诺数影响示意

空低雷诺数效应的发动机改型性能分析方法，包括模型辨识方法和高精度仿真方法。

模型辨识方法

传统的发动机模型辨识方法通过建立发动机数值性能仿真模型，能够

阐明发动机的工况参数和控制规律，关键部件特性和工作状态，以及部件间匹配关系，并且可以在不同工况条件下完成发动机数值仿真性能模拟和分析。模型辨识方法主要包括仿真建模和特性修正两部分内容，其中发动机建模方法包括利用迭代

求解的牛顿法和利用质量积聚和能量储存效应的容积法，前者多用于模型辨识方法，后者常用于发动机过渡态仿真，而特性修正多依赖于发动机试验数据中较多的截面参数修正旋转部件特性，具体仿真流程如图2所示。但是考虑到发动机本身是一个结构复杂的非线性系统，而且工作环境从地面到高空，速域宽广，试验测量手段还不成熟，这给发动机的模型辨识带来极大的困难。为此，航空发动机模型辨识的理论和方法广受关注。国内外的发动机公司和诸多科研人员均开展过相关研究。以美国为代表的航空强国，在基于半物理和仿真模型的发动机复杂气路故障诊断与预测方法研究中投入了大量精力，并广泛应用于火箭发动机、飞机发动机等复杂系统的状态监测和健康诊断中，对未来先进飞行器开展了基于数字孪生的预测分析。由于发动机本身的工作状态分为稳态和过渡态，因此发动机模型辨识方法也针对两种工作状态分为两类。

首先，在针对稳定工作状态的发动机模型辨识方法中，基于线性

模型的分析方法第一次被提出，并广泛应用于PW4000、JT9D等多型发动机，其中的典型算法包括小偏差法、加权最小二乘法和改进的牛顿-拉普逊算法等。在传统的发动机模型辨识方法中，面临试验测量数据有限、测量数据偏差较大、部件试验不全、仿真模型容易发散等诸多问题。针对上述问题，各国研究人员引入了多种优化算法和理论模型，对传统性能分析方法进行改进。以基于线性模型的小偏差法为基础，主因子模型法和多状态气路分析法被创造性地提出，两种方法在试验数据有限的情况下能够显著提升发动机故障诊断模型的准确性，并由此开展了基于JT9D、CF6等民用发动机的验证工作。而随着多点趋势分析思想的首次引入，利用具备独立性的多状态点故障方程，开展了故障诊断的相关研究。通过引入多状态数学模型，并且利用最小二乘法，建立起基于模型辨识方法的发动机气路故障诊断方法，再利用一型涡扇发动机开展验证，完成了定量的基于整机非线性特征的发

动机总体性能分析。除此之外，通过引入故障主因子的定义，能够有效排除非必要故障，进而降低故障诊断难度，但是需要付出仿真模型分析结果精度降低的代价。通用的贝叶斯网络法和遗传算法等也被应用于发动机总体性能分析方法中，能够从不同的算法出发，提高发动机总体性能分析方法的能力。GE公司提出了基于加权最小二乘法的民用航空发动机故障诊断系统(TEMPER)。普惠公司和国内外诸多大学的研究者利用基于过程估计的线性卡尔曼滤波方法，开展了航空发动机的实际性能估算与故障诊断研究，普惠公司的基于过程估计的线性卡尔曼滤波方法流程如图3所示。利用发动机试验的性能参数，能够有效开展健康监测和寿命预测。利用遗传算法，也能够开展航空发动机的气路故障诊断研究分析，并且被广泛应用于RB199、EJ200等发动机。通过引入数理统计方法对模型辨识法的计算结果进行再处理，可以对以拟合程度为标准的故障隔离的不足进行弥补，其中模型辨识

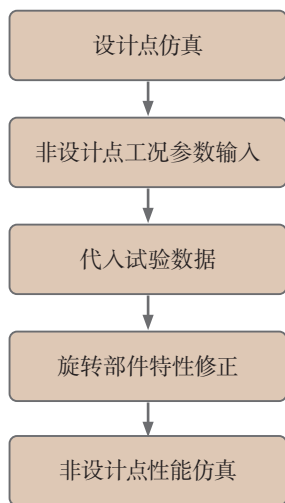


图2 模型辨识方法仿真流程

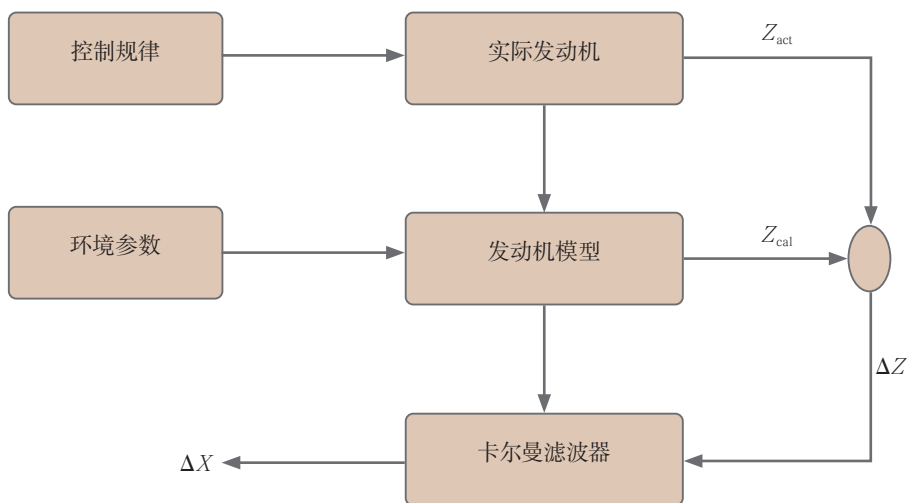


图3 使用线性卡尔曼滤波方法的气路故障诊断流程^[1]

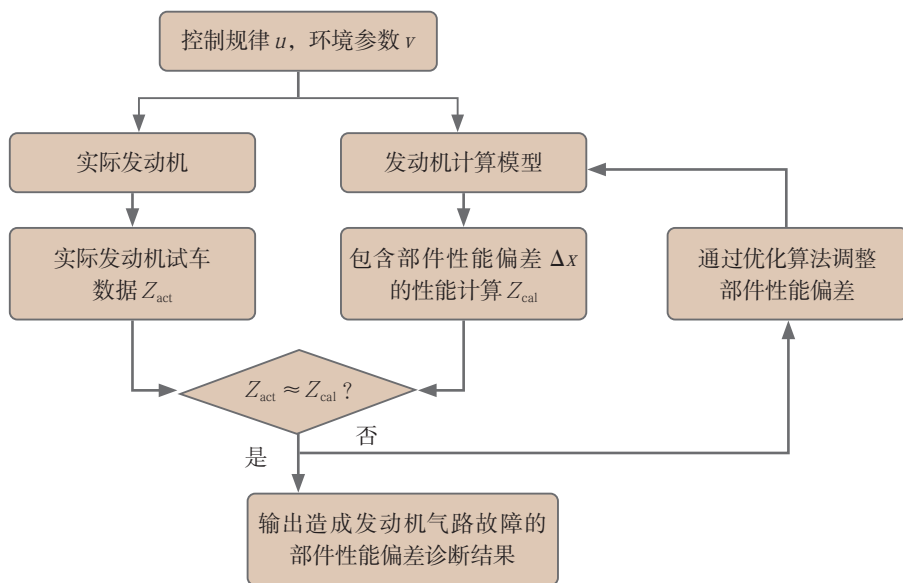


图4 故障诊断计算分析流程^[2]

方法的计算流程如图4所示。

其次，在针对过渡态的发动机模型辨识方法中，由于航空发动机在飞行包线内经常处于从一个稳定态切换到另一个稳定态的过渡过程，过渡态的特点是航空发动机旋转部件的转速、燃油流量以及其他气动热力学参数都会随着时间而发生变化。尤其是战斗机发动机的飞行任务需求繁多且任务剖面较为复杂，过渡态模型辨识是极具重要性的研究难点和关键技术。近年来，诸多专家和学者对发动机过渡态的总体性能分析方法进行了深入研究和讨论，多种成熟或新颖的算法被广泛应用，包括遗传算法、神经网络算法以及最小二乘算法等。2011年，基于系统辨识原理，一种在频域中深入分析航空发动机过渡态气动和性能参数的方法被提出，并且在民用发动机实时在线分析领域中被广泛应用。2017年，一种针对飞机起飞状态的航空发动机过渡状态性能参数的校核分析模型应运而生，使

传统的航空发动机性能监测方向摆脱了仅适用于稳定态性能参数的缺点，能够初步分析一部分过渡态性能参数。同年，一种模拟航空发动机过渡态燃油系统性能参数的仿真方法被提出，该方法能够模拟得到航空发动机过渡态下燃烧室的相关参数信息。

高精度仿真方法

相较于模型辨识方法，高精度仿真方法更侧重于发动机内部的流场分析，具体仿真流程如图5所示，从边界条件输入到高维计算，再到发动机内部流场和性能分析。以最开始被应用的欧拉通流模型为例，该方法被用于模拟一型涡扇发动机，需要基于传统的流线曲率法从压缩部件和膨胀部件等旋转部件的仿真计算中获得气流角等参数，开展叶片力的相关计算，进而达到尽量避免经验公式的依赖性的目的。部分专家和学者认为随着经验公式在航空发动机整机性能仿真的广泛应用，

会显著降低仿真结果的数值稳定性。因此，一种专门用于计算航空涡轮机械的仿真模型应运而生，该方法能够通过旋转部件叶中截面以及流道的几何参数实现多级压缩部件或者膨胀部件特性的快速仿真。俄罗斯研发的计算机燃气涡轮发动机仿真系统是专门为航空发动机模拟仿真而开发的相对独立的仿真体系，能够集成三维、准三维和二维的气体动力学、传热学以及材料力学等多个学科专业的数值仿真模型。该软件的诞生也为航空发动机仿真带来诸多研究成果，如基于燃气涡轮发动机仿真系统中的简化假设和多部件模型，能够搭建包含黏性力项的航空发动机准三维欧拉通流模型，能够实现航空发动机节流特性以及尾喷管喷口的几何面积对航空发动机性能影响的仿真研究，还能够对不同稳定工况条件下的多种特性以及过渡状态进行仿真模拟，为航空发动机数值试车平台的搭建提供了重要的基础数据支撑。以有限元方法和流函数为基础的航空发动机二维通流模拟仿真程序能够实现对低压涡轮的通流仿真计算，还能够对

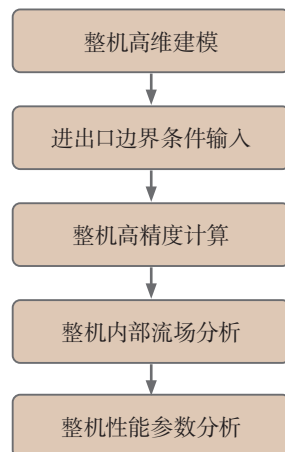


图5 高精度仿真流程

表1 发动机改型性能评估方法分析

发动机改型性能评估方法	优点	缺点
模型辨识方法	满足整机匹配要求	依赖大量试验数据
高精度性能仿真方法	仿真精度较高	无法满足整机匹配要求

非设计点工况条件下的涡轮部件开展仿真分析，并且对风扇部件的流场和性能参数完成仿真计算。除此之外，该方法也考虑了航空发动机非设计点工况条件的损失模型，利用该方法对航空发动机的涡轮完成仿真，结果与试验数据对比的精度较高。近年来，俄罗斯的S2整机仿真程序是认可度较高的航空发动机整机二维数值仿真软件。利用该软件建立发动机旋转部件仿真模型，能够研究在巡航条件下，航空发动机内涵道喷口面积和节流特性对整机气动性能的影响，对应的仿真数据与试验数据吻合得较好。该软件还能模拟航空发动机整机S2流面流场，有效结合了航空发动机数值仿真、试验数据和工程经验，显著减少了发动机研发过程中的迭代次数，提高研发效率。航空发动机整机S2软件还能够通过建立合适的数值仿真环境，开展特定型号的整机数值仿真，并考虑级间引气等因素，提高仿真精度。

发动机改型性能评估方法分析

发动机性能分析方法在高空无人机的动力装置改型领域已经开展了许多研究，但大部分还停留在学术研究阶段，现有的模型辨识方法和高精度仿真方法的优缺点如表1所示，目前限制相关技术应用的原因有以下几点。

发动机模型辨识方法依赖大量准确的试验数据

现有的航空发动机模型辨识方法多基于线性或非线性数值仿真模型，阐明工况参数、控制规律、部件特性及匹配关系，完成不同工况条件下发动机仿真性能分析。该方法依赖于一定数量的准确的整机和部件试车试验数据，通过关键旋转部件的特性修正，完成航空发动机的整机性能匹配分析。但在常规研究中，改型发动机的试验数据由于试验条件和经济成本的原因，远少于常见发动机需要的性能参数数目^[3]。因此，由于缺少测点试车数据，利用传统的模型辨识方法无法实现高空无人机动力的改型性能分析。

发动机高精度性能仿真方法适用范围较窄

在高精度仿真模型中，一维和二维整机仿真依赖于大量经验公式，能够实现流场仿真和流量连续，但转子功率平衡依赖于损失模型的经验性调节，很难满足整机性能匹配的要求。整机全三维仿真可以获得更详细的流场细节，能够实现整机流量连续，但是计算资源消耗大，转子功率平衡同样需要经验性调节。在设计点附近仿真精度较高，但偏离设计点时由于发动机内部各部件的强耦合关系，通过进出口边界条件和损失模型的经验性调节较难完成整机收敛，只能研究部件内部流场和部件本身性能的相关影响，无

法满足发动机整机性能匹配的要求。因此高精度性能仿真方法适用范围较窄，多用于初步设计完成后的仿真工作，较少用于发动机研发过程中的初始设计阶段，也无法满足在高空低速飞行条件下远离设计点工况的高空无人机动力的改型性能分析需求。

结束语

应用于高空无人机动力的发动机改型技术在未来新概念无人机研发过程中具有重要作用。在发动机改型技术的发展研究中，需要重点关注模型辨识方法严重依赖于大量准确的试验数据，以及高精度性能仿真方法适用范围较窄的问题，进而引入经济性好且适用范围广的发动机改型性能分析方法，为无人机动力研发建立踏实的理论基础。

航空动力
(贾梓豪，中国航空发动机研究院，工程师，主要从事航空发动机总体性能研究)

参考文献

[1] LU F, JU H, HUANG J. An improved extended kalman filter with inequality constraints for gas turbine engine health monitoring[J]. Aerospace Science and Technology, 2016(58): 36-47.

[2] 朱大明, 朱之丽. 结合统计的模型辨识在发动机故障诊断中应用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1061-1065.

[3] HANACHI H, MECHEFSKE C, LIU J, et al. Performance-based gas turbine health monitoring, diagnostics, and prognostics: a survey[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2018, 67(3): 1340-1363.