http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0116

面向复杂飞行的气动/运动/控制耦合数值虚拟飞行研究综述

邵帅*，梅亚飞，姚梦玉，高显忠，包磊
(国防科技大学试验训练基地，西安 710106)

摘 要：数值虚拟飞行(NVF)技术能够高保真地模拟复杂飞行环境下飞行器的动态响应特性，是飞行器控制律设计与飞行品质评估的关键技术。系统综述了气动、运动和控制耦合的NVF技术，重点讨论了该耦合方法在复杂飞行问题中的应用。梳理了NVF的基本框架与技术流程，重点阐述了动网格技术从单一变形向动态混合网格体系的演进历程，及其在保障部件相对运动与计算稳定性中的关键作用，并指出机器学习在网格质量控制中的赋能潜力。针对非定常流场求解，探讨了气动、运动与控制的耦合方式，介绍了从松耦合到紧耦合闭环求解的技术演变，指出紧耦合方法可显著提升对大迎角、过失速等高动态飞行的仿真精度。详细阐述了该耦合方法在高超声速多场耦合、变构飞行、柔性仿生等三大场景中的应用实践。面向未来，在人工智能技术的赋能中，NVF将进一步向高效统一、全系统多场耦合的方向发展，加速飞行器的研制模式向“仿真驱动、数智试验”转型。

关 键 词：复杂飞行；多体分离；柔性变构型；多物理场耦合；非定常流动
中图分类号：V211.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2026)10-3437-16

现代空战环境愈发复杂，传统有人战机与固定翼无人机亟需高敏捷复杂机动能力应对复杂高威胁场景。变构飞行器、柔性仿生飞行器的快速发展，也不断提升着控制系统的设计难度。这些设备在开展整机过失速机动、仿生翅/翼扑动、躯体连续形变、机体折叠倾转等多模式运动与构型变换时，将与流体环境产生强耦合作用，形成旋涡、流动分离等复杂流态，衍生出建模难度极大的非定常非线性流体作用力，给其动力学建模仿真与飞行控制策略设计带来严峻挑战。传统的流体作用力静态数据库和降阶模型、纵向与横航向拆分的动力学建模方式，已无法完全满足现代飞行器对高难度复杂运动控制的需求[1]。以非定常数值模拟为核心，开展气动/运动/控制等多学科耦合的一体化数值方法——数值虚拟飞行(numerical virtual flight, NVF)技术，为此类非线性、强耦合问题的高保真仿真提供了有效途径。

通过高保真的计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)数值仿真，NVF技术能够在复杂飞行条件下，实现气动、运动及控制系统的耦合分析，精确预测飞行器的气动载荷、动态响应特性，从而支撑部分高性能战机在过失速状态下完成如“J-Turn”等复杂机动的控制律设计[2]。相比传统实装飞行试验方式，该技术为飞行器控制律设计提供了经济、安全、高效、可靠的虚拟验证手段。

收稿日期：2026-03-02；**录用日期**：2026-05-08；**网络出版时间**：2026-06-05 18:40
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20260605.1251.001
基金项目：陕西省自然科学基础研究计划一般项目(2024JC-YBQN-0030)；国防科技大学自主创新科学基金项目(25-ZZCX-JDZ-66)；国防科技大学青年自主创新科学基金项目(ZK25-106)
* **通信作者**. E-mail：shaoshuai_ss@nudt.edu.cn

引用格式：邵帅，梅亚飞，姚梦玉，等. 面向复杂飞行的气动/运动/控制耦合数值虚拟飞行研究综述[J]. 北京航空航天大学学报，2026，52(10)：3437-3452. Shao S，Mei Y F，Yao M Y，et al. A review of numerical virtual flight studies for aerodynamic, motion and control coupling in complex flight conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2026，52(10)：3437-3452 (in Chinese).

随着计算能力的提升和数值方法的发展，NVF技术已由早期的离线分析发展为紧耦合实时闭环的求解框架。通过气动、运动与控制系统在统一时域内的协同求解，NVF在处理战机复杂机动飞行、飞行器跨声速和高超声速飞行多物理场耦合、多体分离、变构/仿生飞行器运动控制等问题上，展现出极大应用潜力。本文综述了气动/运动/控制耦合的NVF技术，讨论了当前技术的进展与面临的挑战，分析了其在复杂飞行任务中的应用场景，并展望了未来的发展趋势。

1 NVF技术的发展脉络

NVF技术最早源于飞行器的飞行仿真需求，主要依赖批量飞行试验、风洞试验或CFD仿真获得气动力和力矩数据，构建气动数据库，为基于飞行动力学模型的飞行性能分析和控制仿真提供必要输入[3-4]。然而，随着飞行器设计复杂性和控制精度要求的提升，传统的离线耦合方法在超机动、变构飞行、柔性仿生等复杂飞行场景中，无法有效刻画强非线性效应、迟滞现象及多物理场耦合效应[5]。此外，传统风洞试验和飞行试验在飞行工况覆盖范围、试验安全性、数据获取全面性及成本等方面存在明显局限。因此，单纯依赖传统的试验手段和静态气动数据库已经无法满足现代飞行器的控制系统设计需求[6]。

为弥补这些不足，虚拟飞行试验（virtual flight test, VFT）技术应运而生，通过在风洞试验中引入飞行器的运动自由度和控制律评估能力，在地面试验环境中提供了动态响应预测和控制系统验证的有效手段[7]。随着计算能力和多学科耦合算法的快速发展，由CFD取代风洞试验，提供飞行器运动状态下的气动力和力矩，VFT演进为NVF。这将飞行仿真向前推进一步，由离线分析模式向实时紧耦合的闭环求解阶段演进。这一演进不仅使气动、运动和控制系统能够在统一的时域内协同求解，还显著提升了对多场耦合等复杂飞行物理问题的预测能力，满足了飞行器研发对高精度、全面性能评估的需求[8]。为系统对比不同飞行特性预测方法的特点，本文总结了各方法的应用场景与主要局限，如表1所示。

表1 不同飞行试验与NVF方法的应用与局限对比

Table 1 Comparison of applications and limitations between different flight tests and NVF methods

方法	应用	局限
风洞试验[1,9-10]	用于获取典型构型在不同来流工况下的流场结构与气动特性，为气动机理分析和模型验证提供试验依据	工况覆盖有限，难以同时复现高马赫数、大雷诺数、气动力热耦合等极端飞行状态，多体分离与构型快速变化模拟能力受限
虚拟飞行试验[1,7,11]	在地面风洞试验环境中引入多自由度模型运动控制能力，用于动态响应和控制系统鲁棒性验证	受风洞试验条件限制，对强非线性气动/运动耦合效应、高超声速力热耦合效应复现能力不足，飞行工况全包线覆盖能力不足
数值虚拟飞行-离线耦合阶段[2-4,10]	基于CFD仿真结果构建气动数据库或代理模型，为飞行仿真提供气动输入	气动、运动与控制数据无法实时反馈，对强非线性、迟滞效应及极端机动场景预测能力有限
数值虚拟飞行-紧耦合阶段[12-16]	在统一时域内耦合气动、运动与控制系统求解，可用于复杂机动、变构飞行及多场耦合问题的仿真与验证	计算成本高，对动网格质量、时间推进精度与耦合算法稳定性要求严格，工程化应用仍依赖高性能计算支撑

紧耦合的NVF计算要求气动计算、运动求解与控制律解算需要在同一时间步内同步推进，这对计算网格的动态更新能力提出了极高要求。对于大迎角机动、快速姿态变化及构型调整等复杂工况，计算网格不仅需随飞行器完成大幅度的平移和旋转，还必须保持足够的网格质量，避免网格畸变引发数值误差或计算发散。因此，动网格生成与更新技术成为NVF的基础技术之一，其核心在于保持近壁面网格质量的同时，支持大范围运动、构型变化及多体相对运动[8,17]。从计算实现角度看，动网格的质量直接决定了紧耦合NVF的可行性、数值稳定性和工程适用性。如表2所示，NVF技术中的动网格技术经历了从刚性运动处理、连续网格变形到重叠/嵌套网格，再到变形-重构耦合动态混合网格的演进。

按网格类型分，动网格方法分为针对结构网格和非结构/混合网格两类[18]方法。结构网格计算效率高，适用于刚体运动和多体相对运动等问题；非结构网格/混合网格通过网格变形与局部重构，适合处理大幅机动、复杂外形及构型变化等问题[19]。动网格技术的应用使非定常CFD能够直接参与飞行器机动过程仿真，准确捕捉大迎角下流动分离、漩涡结构演化及气动力时变特性[20]。在此基础上，将动网格、非定常CFD、刚体动力学（rigid body dynamics, RBD）方程求解及控制律耦合，可在统一框架内实现气动-运动-控制的闭环求解，为复杂机动飞行提供了更可靠的数值分析手段[14]。

NVF技术的应用领域持续拓展，研究对象已不限于传统刚体构型飞行器。近年来，变构飞行器、柔性仿生飞行器及仿生水下航行器等已成为航空、航天、航海领域的研究前沿。该类系统依赖构型的连续变化、柔性结构的大变形或周期性扑动来实现推进与机动[21]。其运动过程伴随着强非定常流动、显著的结构/机体响应及复杂的控制反馈[22]。上述

表 2　NVF 中动网格技术的发展历程与演进方向

Table 2　Development history and evolutionary direction of dynamic mesh technology in NVF

时间历程	处理方式	代表方法
20世纪90年代	刚性运动与接口处理	刚性运动网格, 滑移网格, 多参考系, 多块结构网格接口处理
21世纪初期	连续网格变形方法	代数插值类(超限插值、反距离加权), 物理类(弹簧法, 线性弹性体法, 拉普拉斯光顺法), 全局插值类(径向基函数、Delaunay图映射位移传播)
21世纪中后期	重叠/嵌套网格体系	重叠网格, 嵌套网格, 孔洞切割, 供体搜索, 守恒插值; 背景网格与浸入边界法(笛卡儿网格、切割单元、浸入边界法、自适应网格加密)
21世纪10年代	动态混合网格(工程主流)	变形+局部重构, Delaunay映射, 局部拓扑操作(翻转/分裂/合并) 近壁面网格质量控制(边界层层状网格保持、各向异性网格保持, 网格质量监测与重构触发)
2018年-至今	智能化与多物理场一致网格	智能方法(机器学习网格质量评估、图神经网络网格判别、强化学习驱动自适应网格); 多物理场自适应(h/r/p自适应、流-固-热耦合一致更新、柔性变构型与仿生系统)

系统的流体动力特性、结构响应与控制行为在时域内高度耦合, 显著削弱了定常或低阶模型在性能预测和控制验证中的适用性[23]。基于动网格的非定常计算方法和气动-运动-控制紧耦合 NVF 框架为这些系统的运动机理分析、性能评估及控制策略设计提供了高保真且统一的数值试验手段[24]。

随着高性能计算和数据驱动方法的发展, NVF 技术正从离线分析工具逐步演化为支撑飞行器方案设计、控制律优化和虚拟验证的综合数字化试验平台, 为未来高机动、强耦合飞行任务提供了坚实的技术支撑。

2　动网格技术研究进展

动网格技术作为 NVF 的核心技术基础, 近年来已取得显著进展。张来平等[25] 在 2014年对基于结构网格与非结构/混合网格的两大技术路线进行了全面综述, 系统总结了动网格技术的发展现状, 并指出未来的研究趋势应集中于动态混合网格技术的工程化应用与智能化发展。随着飞行器设计复杂度的增加和对高精度流动分析需求的提升, 动网格技术逐步从传统的简单网格变形方法, 向更高效、更精确的动态混合网格方法过渡, 成为 NVF 技术发展的关键支撑。

2.1　近壁面与复杂构型的网格生成技术

在非定常流动数值模拟中, 近壁面区域伴随强剪切作用, 形成边界层、激波、流动分离和再附着等复杂物理现象, 这对网格的几何质量和分辨率提出了更高的要求。特别是在大迎角机动、舵面偏转等问题中, 计算网格不仅需要在飞行器运动或构型变形过程中实时更新, 还必须确保边界层网格的正交性和层状结构的完整性, 以避免网格畸变造成非物理解, 从而确保数值计算的稳定性与准确性。

为应对这一挑战, 近壁面动网格技术的发展显得尤为重要。目前, 近壁面动网格技术主要包括以下几种方法: 基于物理模型的线性弹性体法与拉普拉斯光滑法[26], 常用于中等幅度、连续变化的壁面运动场景, 通过对边界节点的平滑处理, 有效维持网格的正交性与层状结构, 在小范围几何变形下表现出较好的数值稳定性; 基于代数插值的超限插值(transfinite interpolation, TFI)方法[27], 通常用于结构化或多块结构网格体系, 适用于几何构型与网格拓扑连接关系保持不变、仅发生舵面偏转、部件俯仰等小幅刚体姿态变化的问题, 具有较高计算效率; 在处理更为复杂的网格变形问题时, 径向基函数(radial basis function, RBF)方法[28] 通过构建边界节点与内部节点之间的全局插值关系, 实现位移场的平滑传播, 具有几何适应性强、对网格拓扑依赖性低等优势, 特别适用于近壁面大变形及复杂构型演化问题。孙岩等[29] 提出了一种基于 RBF 插值的增强型动网格技术, 利用 RBF 的空间插值能力, 恢复和传递 Delaunay 背景网格在物面大变形时应有的运动特性, 如图 1 所示, 避免近壁面网格的严重挤压, 生成了 NACA 0012 翼型弯曲、NLR 7301 两段翼偏转及 M6 机翼扭转等大变形中高质量近壁面网格。该团队在后续的研究中[30] 进一步提出了 RBF-TFI 混合结构动网格技术, 通过精简 RBF 基点控制结构网格块棱线节点的变形, 再利用 TFI 方法高效重构面网格与体网格, 将该技术应用于 F6 翼身组合体风洞静气动弹性修正, 如图 2 所示。

随着多体分离、变构、柔性仿生等极端变形问

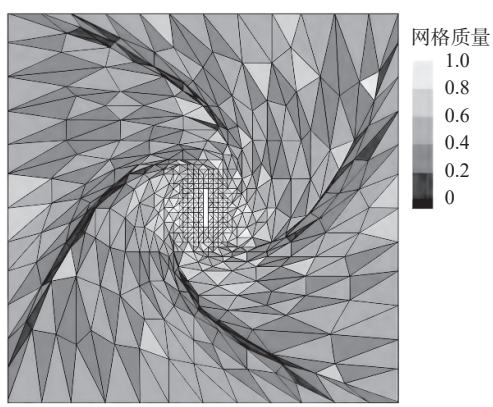


图 1　矩形旋转角度为 90°时变形网格质量分布[29]

Fig. 1　Deformation quality distribution of the mesh at a 90° rotation angle of the rectangle[29]

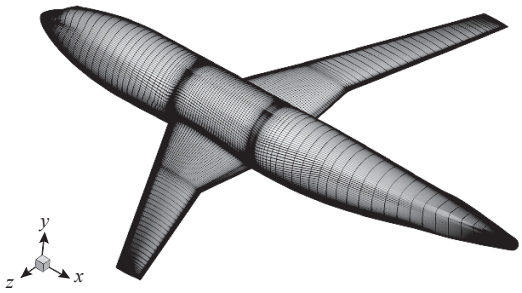


图2 F6翼身组合体外形和表面网格[30]

Fig. 2 F6 wing-body assembly geometry and surface mesh[30]

题的深入研究，连续网格变形与局部重构相结合的混合更新策略逐步成为满足高精度空间离散需求的重要方案。该方法通过在网格质量指标超限时触发局部重构，从而在保证计算效率的同时优化网格质量。该策略的有效实施依赖于网格质量的实时监控与控制机制，这推动了网格质量控制技术的系统化发展，使动网格技术应用更加广泛。

2.2 重叠网格与网格质量控制技术

在多体运动问题的网格生成技术中，尤其是导弹分离、副油箱抛撒、直升机旋翼与机身干扰等外流场应用场景，已形成以重叠网格和嵌套网格为核心的技术路线。该方法采用背景网格覆盖整个计算域，背景网格通常采用非结构网格或笛卡儿网格，以保证生成效率和几何适应性[31]；运动部件的近壁区域则采用结构化或半结构化网格以精确捕捉边界层流动；外围过渡区域由非结构网格填充[32]。不同网格组件之间通过“挖洞”操作形成重叠区域，并建立插值关系来实现流场信息的有效传递，从而确保多物体相对运动的过程中，流场的动态变化被准确捕捉。段旭鹏等[33]提出一种基于Delaunay背景网格插值与局部网格重构的动态混合网格生成方法。该方法将运动轨迹、动网格生成与非定常流场的耦合计算相结合，有效解决了复杂多体分离的数值仿真问题。在重叠区的处理中，Gillebaart等[34]采用智能控制点选取与边界误差修正相结合的双重策略，显著提高了重叠区网格处理的精度与效率。常兴华等[35]建立了并行环境下重叠网格与RBF变形网格相结合的动态混合网格生成技术，并通过鱼游（见图3）与战斗机分离投放（见图4）算例，验证了该动态混合网格技术及集成算法的实用性。中国空气动力研究与发展中心[36]发布的国家数值风洞工程指出，对于移动范围广、分体数量多的多体分离问题，混合重叠网格技术是现阶段和未来多体分离数值仿真中网格技术发展的主要趋势。在工程实践中，重叠网格通常作为动态混合网格体系的重要组成，与网格变形、局部重构协同使

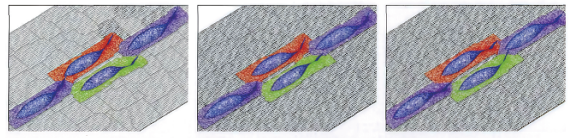


图3 鱼群游动过程中的动态混合网格[35]

Fig. 3 Dynamic mixed mesh for fish school movement[35]



图4 战斗机外挂物分离投放过程的动态混合网格[36]

Fig. 4 Dynamic hybrid mesh for separation and release process of fighter external stores[36]

用，以应对多体分离过程中大位移与复杂拓扑变化带来的挑战。

随着网格更新策略由单纯变形向“变形+重构”混合模式演进，网格质量监测与控制体系成为确保数值模拟精度与稳定性的关键环节。在自动网格生成过程中，二维网格质量通常采用长细比、单元内角、偏斜度及雅可比矩阵等指标进行评估，三维四面体网格则采用体积偏斜度和体积塌陷率等指标进行度量[37]。Sorgente等[38]针对网格质量评估指标的综述表明，现代网格质量评估体系已发展为涵盖局部网格几何与全局网格拓扑的多维度体系，关注长细比等几何指标、雅可比矩阵条件数等代数指标，以及网格与计算域的几何一致性、单元尺寸的分布均匀性等全局质量指标。该综述指出，不存在适用于所有场景的普适最优指标，指标选择应依据具体应用需求而定。

针对网格形变过程中的质量退化问题，研究者提出了多种主动干预策略。一方面，通过网格光顺与变形方法延缓质量劣化。线性弹性体法[26]在网格轻度畸变时触发网格光顺，通过对节点位移的平滑分配延缓质量下降。Secco等[39]提出了一种基于逆距离加权算法的网格变形方法，将空间网格节点视为独立点云，实现较大边界位移条件下仍能维持合理的单元形态。当网格变形无法解决严重单元畸变时，引入局部重构策略。李绍磊等[40]针对飞行器多体分离数值仿真中非结构网格框架下局部网格重构问题，提出了一种基于单元相邻关系的重构区域构造方法，该方法能够精确计算分离物的运动轨迹与姿态。杨宇辰[41]建立了一套完整的自适应网格技术体系，通过发展自适应笛卡儿网格的壁面函数-浸没边界法（wall fuction-immersed boundary method, WF-IBM）、自适应贴体网格的动态加密技

术, 以及并行混合网格自动装配方法, 有效解决了可压缩流动中激波、旋涡等特征的精确捕捉难题。

综上所述, 当前“变形+重构”混合策略的重叠网格和嵌套网格技术, 通过多维度质量监测体系与系统级鲁棒性控制机制的协同作用, 为高精度非定常流动仿真提供了坚实的技术支撑。

2.3　机器学习在动网格中的应用与挑战

随着人工智能技术的发展, 机器学习方法逐渐应用于动网格生成与质量控制领域。在处理大变形和复杂几何形状等问题时, 机器学习技术通过数据驱动的方式提升了网格质量评估、自动化调整和优化能力。Haubner 等[42] 针对流固耦合与形状优化中的网格退化问题, 提出了混合偏微分方程-神经网络(partial differential equations- neural network, PDE-NN)的架构, 通过学习生成理想网格运动的算子, 成功应用于流固耦合基准测试中。刘翰林等[43] 结合神经网络与阵面推进法, 提出一种基于法线方向的节点筛选算法, 该算法优化了神经网络对网格数据的处理量, 提高了模型的计算效率, 尤其在复杂几何结构和大变形问题中表现出较强的适应性。

在网格质量评估领域, 传统方法主要依赖单元几何特征, 但往往忽略了拓扑结构对数值误差的综合影响。近年来, 图神经网络(graph neural network, GNN)因其天然契合网格图结构的特性, 在网格质量评估中得到广泛应用。Wang 等[44] 基于 GNN 构建了网格质量评估模型, 并在 NACA-Market、NACA 6510 等公开数据集上进行训练与验证。研究表明, 该方法能够高精度预测雅可比矩阵条件数等复杂质量指标, 并能够识别由局部拓扑连接不当引起的数值不稳定区域。该方法在局部几何度量和全局质量场感知之间建立了重要联系, 为网格质量评估提供了新的视角。

在自适应网格生成方面, Foucart 等[45] 将自适应网格细化与部分可观测马尔可夫决策过程相结合, 利用深度强化学习直接从数值模拟中学习局部优化策略。该方法避免了对高保真解和预置数据集的依赖, 还展现出较强的泛化能力, 能够在多种偏微分方程和离散格式下实现精度与效率的平衡, 提升了自适应网格技术在复杂流场中的应用范围和效率。

如表 3 所示, 基于机器学习的方法在网格质量评估和自适应调整中具有更高的效率, 并能减少对人工经验的依赖。尽管如此, 机器学习方法在大变形等复杂工程问题中的适用性尚未得到全面验证, 其可靠性仍然受限于特定的训练数据和应用场景。因此, 尽管机器学习方法在有限问题中表现优异, 但仍需与传统的物理模型结合, 才能在实际工程中取得更广泛的应用。

表 3　传统动网格方法与机器学习方法在网格更新中的对比

Table 3　Comparison of traditional dynamic mesh methods and machine learning methods in mesh updates

要素	传统动网格方法	基于机器学习的方法
方法	根据几何关系和物理模型直接计算网格运动	通过已有数据学习网格变化或质量特征
作用对象	网格节点位移、单元变形和局部重构	网格质量、变形趋势或更新策略
稳定性与守恒性	可以明确控制, 结果可预测	本身不保证, 需要额外约束
应对大变形和多体运动	通过混合变形、重构或重叠网格实现	通过模式识别给出辅助判断
对新工况的适应性	规则固定, 但行为稳定	依赖训练数据, 需重新训练
当前应用情况	已用于工程问题 NVF 仿真	主要用于标模算例验证

经过数十年的发展, 动网格技术已由单一的运动适配方法演变为支撑多场、多体耦合仿真的核心基础技术。在基础方法层面, RBF 类方法可有效应对近壁面大变形问题, 重叠网格方法广泛应用于多体分离问题。在质量控制层面, 多维度监控与响应机制已用于保障网格质量稳定性。在前沿探索方面, 机器学习等人工智能技术正逐步融入质量评估与策略优化环节, 推动动网格技术向更自主、更高效的方向演进。随着计算能力的提升与算法的持续创新, 机器学习有望在动网格质量控制与自适应调整中发挥更加关键的作用, 为复杂几何外形、大变形、多体分离等问题提供更加可靠的技术支持。

3　基于动网格的非定常计算方法研究进展

基于动网格的非定常计算方法是求解运动或变形边界条件下非定常流场的核心技术, 广泛应用于飞行器动态仿真领域。非定常计算方法的研究主要围绕以下方面展开: 提高时间和空间离散格式的精度, 以及探索机器学习等新兴技术在计算效率提升中的应用。

3.1　时间离散格式

时间离散格式直接影响非定常流动模拟精度与计算效率, 其发展的核心是保证数值稳定性的同

时提高时间推进效率。目前，主流的时间离散方法可分为显式格式与隐式格式。显式方法以经典龙格-库塔(Runge-Kutta, RK)方法为代表，利用当前时刻的流场信息直接外推下一时刻流场状态，无需构建和求解大型线性方程组，因此，单步计算效率高、存储需求低。然而，显式格式受限于苛刻的稳定性条件和动量插值的高计算成本，在真实工程问题中应用较少[46]。隐式方法如向后差分格式，通过联立多个时间层流场控制方程，构建大型稀疏线性系统进行求解，数值稳定性强，对时间步长的限制较为宽松，适用于长时间演化流动问题及刚性较大的非定常流动问题的求解[47]。双时间步法通过在物理时间层内引入伪时间迭代，将非定常问题转化为一系列定常子问题逐步求解。在伪时间迭代中，通常采用下上对称高斯-赛德尔(lower-upper symmetric Gauss-Seidel, LU-SGS)或广义最小残差(generalized minimal residual, GMRES)等格式作为迭代器以加速收敛，这些方法在较低马赫数下刚体运动与流体相互作用问题的模拟中具有显著效率优势[48]。

3.2 空间离散格式

空间离散方法决定了控制方程在计算域中的近似精度及其对复杂几何的适应能力，其发展经历了从单一方法到混合框架的演进，主要包括有限差分法、有限体积法和有限元法三类主流方法。有限差分法基于泰勒展开对控制方程中的导数项进行离散，数学形式简洁，但通常依赖结构化网格。由于复杂几何外形下生成高质量结构化网格存在较大困难，该方法目前主要应用于基础研究和规则区域流动模拟[49]。有限体积法基于积分型控制方程，通过对单元界面通量进行数值积分，保证离散格式的守恒性，对网格类型适应性强，已成为动网格非定常模拟中应用最为广泛的方法[50]。在飞行器机动[51]、多体分离[52]等具有大范围运动边界的复杂流动问题中表现优异。有限元法采用分段连续多项式逼近解函数，对复杂几何边界拟合能力强，便于实施局部网格自适应。该方法在流固耦合[53]、结构振动[54]及边界层流动[55]等模拟中具有独特优势，常作为有限体积法的补充手段应用于多场耦合问题。为提升空间分辨能力并有效捕捉非定常流动中的多尺度结构，近年来，通量重构法和间断伽辽金法(discontinuous Galerkin, DG)等高阶精度数值格式得到了广泛关注。通量重构法[56]融合了有限体积法的守恒性与有限元的高精度逼近能力，通过在单元界面引入通量修正函数，实现整体守恒与局部高精度模拟。该方法适用于结构网格与非结构网格，具有良好的并行效率，已在气动噪声[57]、湍流模拟[58]等复杂非定常问题中得到应用。间断伽辽金法允许单元间解存在间断，结合高次多项式基函数，在激波等强间断流动中具有高分辨率优势[59]。近年来，间断伽辽金法与动网格技术的结合，在飞行器颤振、动态失速[60]等涉及运动边界的高精度非定常模拟中取得了显著进展。

3.3 机器学习在非定常计算中的应用与挑战

机器学习技术为非定常计算提供了新型优化路径，主要体现在降阶模型构建和计算参数优化方面。传统CFD模拟计算成本高昂，难以支撑大规模复杂仿真问题；机器学习方法通过学习输入参数与流场响应之间的映射关系，能够在一定程度上替代部分CFD求解过程。研究表明，机器学习在网格自适应调整、流场特征识别及时间步长与网格更新频率的动态优化方面，展现出提升仿真效率与精度的潜力。Yan等[61]构建了基于机器学习的降阶模型，通过建立输入参数与流场响应之间的非线性映射关系，实现了对部分CFD求解过程的有效替代，显著提升了气动数据获取与建模效率。此外，机器学习方法可根据流场特征自适应调整关键数值参数，如时间步长与网格更新频率。李彩云等[59]提出一种基于反向传播神经网络(back propagation neural network, BPNN)与移动网格偏微分方程法(moving mesh partial differential equation, MMPDE)的网格自适应方法，如图5所示。该方法利用训练后的神经网络预测流场中的间断量，并据此驱动网格进行一次性自适应调整，从而在保证网格质量的同时，显著提高了非定常计算的效率。

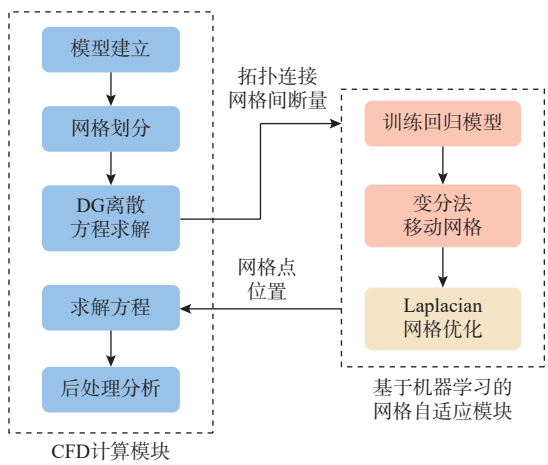


图5 网格自适应算法迭代的整体流程[59]

Fig. 5 Overall process of iterating the grid adaptive algorithm[59]

随着动网格上非定常计算方法的持续发展，该领域的研究重点已从单一的运动适配逐步演进为支持多场、多体、多尺度耦合仿真。在此过程中，时间离散格式与空间离散方法的改进，以及耦合求解策略的创新，为复杂飞行系统的仿真提供了更为

精准和高效的工具。与此同时, 机器学习作为一项新兴技术, 正在逐步融入基于动网格的非定常计算框架, 推动数值模拟方法向智能化与自主化方向演进。然而, 尽管机器学习技术具有极大的潜力, 其广泛应用仍受数据质量、模型泛化能力和计算等因素的制约。因此, 如何在未来研究中进一步完善智能算法与传统数值方法的深度融合, 仍是一个重要课题。

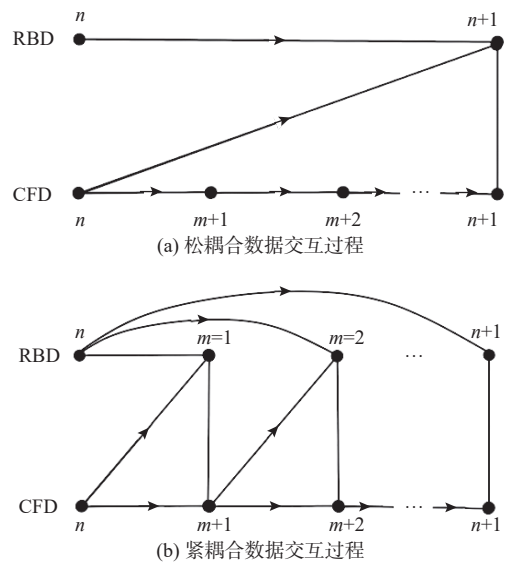
4　气动/运动/控制耦合计算与置信度评估方法研究进展

动网格技术与非定常计算方法构成了 NVF 技术的基础, 而气动/运动/控制耦合计算方法则作为其核心, 近年来实现了从算法改进到工程应用的重要跨越。随着计算能力的提升与算法的逐步成熟, 气动、运动与控制系统的耦合计算逐渐实现了从离线分步耦合到实时闭环紧耦合的转变, 为复杂飞行器的高精度仿真及多物理场耦合问题提供了有效的技术支撑。

4.1　离线分步耦合与实时闭环紧耦合方法

早期离线耦合方法采用“气动计算-运动分析”的分步执行模式, 首先, 通过 CFD 求解欧拉方程或雷诺平均 Navier-Stokes 方程获取非定常气动数据, 建立气动数据库; 然后, 将其输入飞行动力学模型进行动力学仿真。该方法在常规飞行状态下的运动特性分析中取得了良好效果, 如自旋稳定弹丸的动态稳定性导数预测[4]。然而, 由于无法实时反馈流场与运动、控制之间的动态交互, 该方法难以准确仿真大迎角、超机动等强非线性工况。对于涉及运动边界的非定常问题, CFD-RBD/计算结构动力学(computational structural dynamics, CSD)-飞行控制系统(flight control system, FCS)方程的耦合求解中, 耦合求解策略对模拟精度与稳定性具有决定性影响[62]。

不同耦合方式的数据交互过程如图 6 所示。松耦合方法将流场计算与运动求解分开推进, 在每个时间步结束后两者进行一次数据交换, 通过这种交错时间推进方式获得系统的最终解。中国空气动力研究与发展中心的达兴亚等[63] 基于结构网格, 采用改进型松耦合方法对方形截面弹和某窄条翼导弹开展了无控自由俯仰/摇滚、无动力情况下的舵面控制迎角保持与变迎角机动等简化模型的数值模拟。紧耦合方法通过隐式方式在每个物理时间步内构造多个子迭代步, 并在每个子迭代步中进行数据交换[64]。尽管计算成本较高, 但该方法在应对复杂问题时具有更强的鲁棒性。同时, 结合牛顿迭代法及高效预处理技术, 其计算效率已得到显著提升[65]。Yan 等[61] 在张来平团队[25] 提出的 NVF 框架基础上, 采用动态混合网格与重叠网格技术实现飞行器整体运动与舵面偏转, 在任意欧拉-拉格朗日(arbitrary lagrangian-eulerian, ALE)框架下求解非定常雷诺平均 Navier-Stokes方程, 实现了气动、运动与控制三者的紧耦合求解。在该耦合框架下, Yan 等[61] 完成了多自由度纵向机动仿真, 能够有效捕捉大迎角条件下的非定常气动特性与运动响应, 验证了紧耦合计算方法在强非线性机动问题中的可行性, 如图 7 所示, 图中, C_p 为表面压力系数。



(a) 松耦合数据交互过程

(b) 紧耦合数据交互过程

图 6　松耦合及紧耦合数据交互过程

Fig. 6　Loosely coupled and tightly coupled data exchange processes

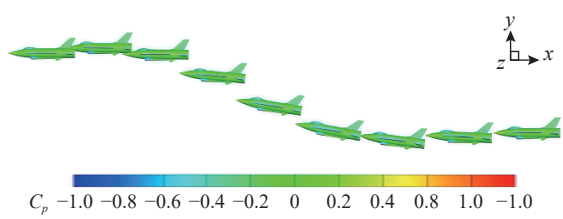


图 7　战斗机非定常机动飞行过程的位置和姿态图[61]

Fig. 7　Position and attitude diagram of fighter aircraft during unsteady maneuver flight[61]

与 Yan 等[61] 相似, 李怀璐等[66] 在大迎角机动飞行仿真中, 在训练控制律阶段, 融合多源飞行数据, 构建约束嵌入物理模型的集成神经网络框架, 以替代耗时较高的 CFD 计算, 实现飞行力学与气动、控制的一体化耦合。王建华等[67] 通过建立气动舵偏角与飞行器三维运动状态之间的直接关系, 在耦合方法上进一步推进, 提出了一种面向高超声速飞行器俯冲段的六自由度制导与控制一体化低阶建模方法, 实现了不依赖高保真流场在线求解的

强机动仿真。上述研究侧重于系统级气动-运动-控制耦合建模与快速仿真分析,提供了一条降阶模型大规模控制律训练与CFD高保真在线求解预测的工程实现路径。

近年来,多学科耦合已由单一刚体运动逐步扩展至包含柔性结构变形的流固耦合问题,Gong等[68]针对柔性翼构型,基于双向流固耦合方法与动网格技术,研究了柔性翼在非定常流动作用下的气动载荷与结构大变形响应,揭示了柔性结构变形对气动力特性及非定常流动机理的影响,为柔性飞行器的高保真飞行仿真提供了方法参考。

综上所述,六自由度耦合计算技术在动态混合网格与非定常CFD的支撑下,已从低阶气动-运动-控制一体化建模发展到高保真数值虚拟飞行闭环仿真,并进一步将研究对象拓展至包含柔性结构变形的复杂构型,从而为复杂机动飞行的多学科耦合仿真提供了重要的技术基础。

4.2 NVF仿真置信度评估

随着气动/运动/控制耦合计算方法在复杂飞行任务中的应用日益深入,仿真结果的可信度评估已成为工程实践中的关键问题。NVF仿真置信度评估的核心框架是验证与确认:验证旨在回答“是否正确地求解了方程”,确认则关注“是否求解了正确的方程”[69]。当前,NVF仿真的置信度评估主要依赖于试验数据的对比确认。风洞VFT通过允许模型在风洞中绕质心自由旋转并测量其姿态响应,为仿真结果提供了关键的验证基准。赵忠良等[70]在2.4 m跨声速风洞开展了某典型导弹模型的VFT研究,初步形成了高机动导弹气动/飞行力学/飞行控制一体化试验模拟能力。随着精细化风洞试验数据的累积,中国空气动力学研究发展中心已建立了CFD验证与确认数据库平台[71],用于存储管理风洞试验、飞行试验及数值计算产生的标准算例数据,为仿真置信度的评估提供数据支撑。

仿真与试验结果之间通常存在偏差,其主要来源可归纳为以下4类:①网格离散误差。其源于连续方程离散为代数方程时的空间近似[72]。网格尺寸过大会抹平边界层、激波等大梯度流动特征[73];长细比或偏斜度过高会降低插值精度[74];近壁面y+不达标影响边界层流体预测的准确性。②计算方法误差。其来自数值算法本身的离散与求解近似[75]。低阶格式截断误差大,容易抹平流动细节[76];时间步长过大则会降低时间分辨率,失去对一些流动结构时间演化过程的捕捉;插值格式与梯度重构方法粗糙造成界面通量计算偏差[77];边界条件近似引入系统误差;收敛准则过松导致迭代残差累积。③试验约束与测量误差。该类误差源于风洞VFT中固有的条件限制与硬件局限[78]。平动或转动自由度的约束使模型运动偏离真实飞行状态;支撑或悬吊系统产生附加力矩,干扰模型转动响应;支撑结构对流场形成物理干扰;传感器精度限制引入数据采集偏差;风洞的洞壁扰动难以完全消除,导致测量结果波动[78]。④物理模型和参数误差。该类误差源于仿真模型的假设简化及输入参数的不确定性[79]。大迎角机动飞行中存在漩涡与流动分离等复杂现象,超出了雷诺平均Navier-Stokes方程简化假设的适用范围,导致分离区域大小预测偏差;为降低耦合求解复杂度,仿真模型常忽略柔性变形、气动弹性、气动热等实际存在的物理效应[80];初始条件与边界条件的设定偏差,以及多输入参数不确定性的叠加,导致仿真结果偏离试验测量值。

针对上述误差来源,可采取以下改进措施与评估方法,以提升仿真置信度:针对网格离散误差,可手动调整边界层网格,确保近壁面y+满足所用湍流模型的要求;控制单元长细比与偏斜度在合理范围内;在计算资源允许的条件下,优先采用结构网格或高质量混合网格;对流动分离、激波等大梯度区域实施局部网格加密,并开展网格无关性验证[81],在涉及动网格的仿真中,还需设置网格质量实时监测机制,当单元畸变超过设定阈值时,触发局部网格自动重构[82]。针对计算方法误差,空间离散应优先采用二阶及以上精度的格式,对流项推荐选用低耗散格式以更好地分辨旋涡等流动结构[83];湍流模型数值离散应采用与主流场一致的高阶格式,以减少离散误差对湍流预测的附加干扰[84];时间步长的选取须满足CFL条件,并对瞬态问题开展时间步长敏感性分析[85],同时,应严格设定收敛准则,避免残差累积引入系统偏差。针对测量与约束误差,可采用虚拟约束替代刚性支撑,以减轻平动自由度的限制[86];对轴承摩擦等机械阻尼进行事先标定,并在数据处理环节引入补偿修正;优化支撑结构的气动外形,降低其对流场的物理干扰[87];选用高精度传感器并进行多次重复测量以评估随机误差;在风洞试验过程中增加环境监测与信号滤波处理,以抑制洞壁扰动与测量噪声的影响[88]。针对物理模型与参数误差,通过实测手段获取更准确的物性参数;根据实际流动特征选择合适的物理模型,避免为降低计算成本而过度简化关键物理过程[89];采用不确定性量化方法,系统评估输入参数波动对仿真输出的影响,对关键参数开展全局灵敏度分析,识别主

导误差源并优先校准[90]。上述评估步骤与改进措施共同构成了从误差识别到修正验证的闭环流程，是提升 NVF 置信度的可靠路径。

5　气动/运动/控制耦合问题应用场景拓展

上文系统梳理了动网格技术、基于动网格的非定常计算方法及气动/运动/控制耦合计算方法的研究进展。本节将结合实际应用，进一步分析上述数值方法在复杂飞行器系统中的应用场景与技术挑战，重点阐述其在多物理场耦合、多体分离与变构飞行，以及仿生飞行/航行等前沿领域的应用潜力。

5.1　热-流-固多物理场耦合下的气动/运动/控制问题

在跨声速和高超声速飞行仿真领域，气动弹性、气动热效应与飞行控制的耦合已经成为研究热点之一。随着飞行速度达到马赫数 Ma=3，气动加热可使结构表面温度升至 350 ℃，铝合金结构强度已难以满足要求。当飞行速度超过马赫数 Ma=5，激波-边界层相互作用主导的极端气动加热对结构稳定性与控制鲁棒性提出了更高要求。为精确预测上述多场耦合效应，研究者构建了可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程、固体传热方程与动力学方程的耦合求解框架，并采用混合插值算法实现了界面数据的高精度传递，为高超声速飞行器的热防护设计、结构振动分析与控制系统响应评估提供了有效的数值手段。

贾洲侠等[91]针对高超声速飞行器的热防护设计需求，建立了可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程与结构传热方程的耦合框架，采用分区迭代方法实现流场与结构热响应之间的界面数据传递，显著提升了结构热响应的预测精度，为飞行器的热防护设计提供了有力支撑。Wu 等[92]研究了高超声速充气再入柔性返回舱在极端气动力热载荷下的热气动弹性特性，发现气动加热会显著增大结构热应力、改变其固有振动特性。同时，高超声速激波-边界层强干扰在迎风面诱发的非定常大尺度分离涡发生周期性脱落，诱发柔性结构的剧烈受迫振动。

Bai 等[93]提出高超声速全动舵面热-流-固耦合分析方法。通过有限体积法完成气动热仿真，以 RBF 插值传递温度场，更新刚度矩阵开展热模态分析，再经线性颤振计算，量化气动加热对舵面模态与颤振特性的影响，为高超声速舵面热气动弹性设计提供数值支撑。在高速飞行器设计方面，Wang 等[94]针对大后掠三角翼构型高速飞行器如图 8 所示，采用热-流-固耦合仿真，研究了热效应对机翼颤振特性的影响。Guo 等[95]开发了针对高速飞行器全动舵面的热颤振预测方法，揭示了气动加热对结构模态与颤振特性的影响机制，并发现同步算法与传统分区算法在监测点的温差最高可达 8%。

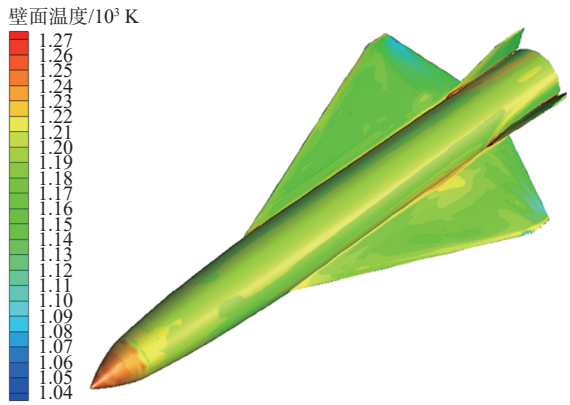


图 8　大后掠角三角翼壁面温度分布[94]

Fig. 8　Temperature distribution on the wing surface of a high-sweep-angle delta wing[94]

5.2　多体分离与变构飞行器的气动/运动/控制问题

多体分离与变构飞行器均表现出显著的构型时变性特征。该类问题涉及飞行器气动性能、结构响应、RBD 和控制系统之间的复杂交互作用，因而同样需要在统一的气动/运动/控制耦合框架下进行建模与求解。

在多体分离问题的求解中，重叠网格技术通过在背景网格与部件网格之间建立守恒插值关系，实现多体相对运动过程中流场信息的有效传递，为导弹分离、副油箱抛撒等典型应用场景的耦合仿真提供了支撑。王晓鹏[96]基于重叠网格技术开展了气动与动力学耦合仿真，预测了空空导弹与载机分离过程中的轨迹和姿态变化规律，揭示了两者之间的气动耦合特性。李孝伟等[97]耦合 Euler 方程与六自由度动力学方程，仿真了外挂物从飞行器分离后的绕流特性和相对运动，并通过动态嵌套网格技术显著提高了计算效率。

在变构型飞行器的姿态控制研究方面，安效民等[98]以变后掠机翼为对象，采用 ALE 格式 Euler 方程求解非定常流场，发展了滑移网格方法处理变后掠过程中的网格运动，建立了 CFD/CSD 耦合气动弹性模型。分析表明，机翼扭转变形导致局部迎角最大减小约 0.1°，变后掠运动的非定常效应使压力系数与固定构型静气动弹性的差距超过 10%。刘昊东等[99]针对变形过程中的姿态稳定问题，设计了增量非线性动态逆控制器（incremental nonlinear dynamic inversion, INDI），并结合扩张状态观测器（extended state observer, ESO）进行干扰补偿，通过增量形式降低对精确模型的依赖，有效抑制了变形

过程中的非线性与外部干扰。该方法为变构型飞行器的控制系统设计提供了有效方案，如图9所示，该增量非线性动态逆控制架构将包含期望迎角α_c、侧滑角β_c、航迹角γ_c的指令向量$\boldsymbol{y}_c$解算为角速率指令$\boldsymbol{\omega}_c$，经微分跟踪器输出z_{12}并与反馈值比较得到误差e_2，通过非线性控制律$L(e_2)$计算控制增量$\Delta\boldsymbol{u}$，再与上一时刻控制量$\boldsymbol{u}_0$叠加生成总控制量$\boldsymbol{u}=\boldsymbol{u}_0+\Delta\boldsymbol{u}$，驱动飞行器六自由度模型。上述研究表明，变构型飞行器的气动/结构/运动/控制耦合涉及多个层面的复杂交互：气动/结构/运动耦合决定变形过程中的载荷分布与运动响应，控制系统则需在此基础上实现姿态稳定。

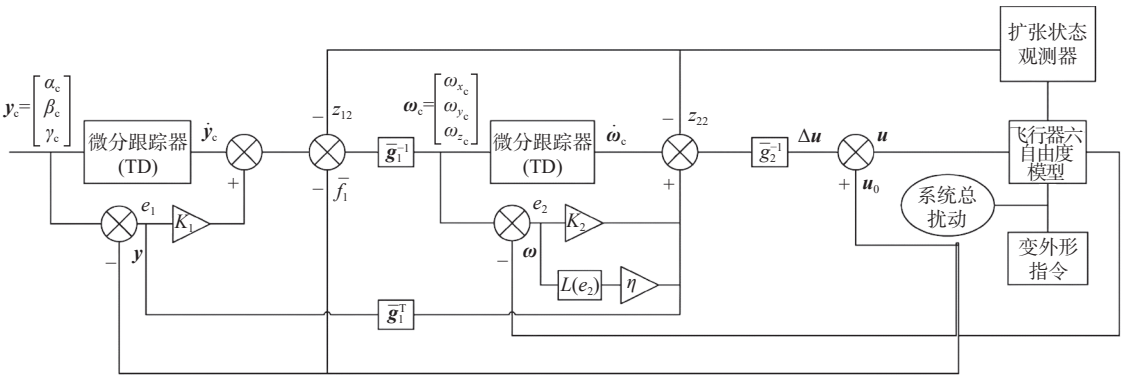


图9 INDI+ESO控制框架示意图[99]

Fig. 9 INDI+ESO control framework schematic[99]

近年来，智能控制方法在飞行器控制系统的实时补偿与参数自优化方面取得了显著进展，如通过人工神经网络优化比例-积分-微分（proportional-integral-derivative, PID）控制参数[100]、利用强化学习实现动力学系统参数的自适应调整等[101]，智能控制方法能够在极端飞行状态下快速调整飞行器的控制策略，并实现更加精确的飞行控制。此外，数据驱动的自整定策略[102]和扰动补偿方法[103]在复杂飞行环境中展现出巨大的应用潜力，尤其能够大幅度提升极端工况下控制系统的响应能力。然而，智能控制方法与高保真耦合计算框架的深度融合仍面临诸多挑战，两者的协同发展将是未来研究的重要方向。

5.3 仿生飞行器的气动/运动/控制耦合仿真问题

仿生飞行器通过模仿自然界中鸟类/昆虫的翼/翅的扑动，实现高效飞行。该类系统的核心特征是“形变-运动-流场-控制”高度一体化，其推进力与操纵力矩来源于机体整体和仿生翼/翅的连续大形变、周期性运动，而非传统的舵面控制。这一根本差异使仿生飞行器的数值仿真面临极大的技术挑战。

在动网格技术方面，基于RBF的网格变形策略被广泛用于维持扑翼大位移运动过程中的网格质量，在三维扑翼气动与柔性变形仿真中表现出良好的稳定性与计算效率[104]。仿真结果精准捕捉了翼面上的前缘涡结构，揭示了柔性机翼能够有效稳定前缘涡、延迟失速发生，并通过优化力矢量方向，显著提升扑翼推进效率。这一发现不仅为仿生飞行器气动性能优化提供了理论支持，还为复杂动力学系统的设计与控制提供了实践指导。Addo-Akoto等[105]通过对昆虫膜翅的研究，验证了柔性膜翅对前缘涡结构的稳定作用，并指出通过优化柔性膜翅分布能够延迟失速，提升整体气动效率。Li等[106]提出了三维变分气动弹性框架，专门用于处理柔性多体系统在不可压缩湍流中的流固耦合响应问题。研究表明，CFD-CSD耦合框架能够精准捕捉柔性膜翅扑动过程中的流场与结构相互作用，为仿生飞行器的动力学分析提供了有效工具。

智能控制方法在仿生飞行器的应用中也取得了显著进展。Xue等[107]提出一种基于深度强化学习的膜翅动力学控制器，用于实现大黄蜂在六自由度大扰动下的稳定悬停。该研究通过耦合CFD数据驱动气动模型与六自由度动力学模型，构建了高保真仿真环境，采用Soft Actor-Critic算法优化动作控制策略，在强扰动条件下实现了快速稳定控制，为仿生扑翼飞行器的控制器设计提供了新思路，同时，也为未来更复杂飞行任务的控制优化提供了可行的路径。

气动/运动/控制的耦合仿真已有效支撑了多个仿生飞行器的工程落地。Chen等[108]发明的“小隼2.0”扑翼飞行器成功实现了可调节的仿鸟扑-扫掠-折叠（flapping-sweeping- folding, FSF）运动模式，并通过调节扫掠幅度有效控制了升力和俯仰力矩，最终实现了基于该原理的仿鸟自主起飞，如图10所示。针对蜻蜓等仿昆虫微型飞行器，刘笑尘等[109]采用双向流固耦合与重叠网格技术进行数值仿真，

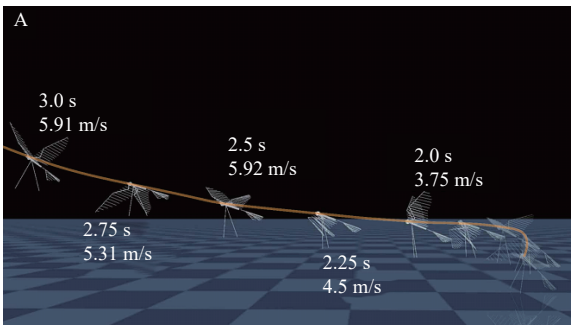


图 10　复杂扑动规律扑翼飞行器运动仿真[108]

Fig. 10　Dynamic simulation of flapping-wing aircrafts with complex flapping regimes[108]

研究表明, 沿弦向优化的非均匀柔性分布能显著提升蜻蜓前翼的气动性能。

综上所述, 双向流固耦合、动网格、非定常气动模拟与智能控制等技术的融合应用, 为新型仿生飞行器的设计与控制提供了关键支撑。随着这些技术的持续发展与深度融合, 将推动新一代高机动、低能耗、低噪声智能仿生飞行器的发展。

6　结束语

近十年来, 随着高性能计算、动网格技术、CFD 非定常算法、多学科耦合仿真方法的持续发展, NVF 技术已从理论探索进入工程应用阶段。基于结构网格、非结构/混合网格实现的动网格技术有效支撑了舵面偏转、复杂变构、多体相对运动、仿生扑动飞行等复杂系统的数值仿真需求。基于动网格的非定常计算方法在空间离散、时间推进与耦合求解 3 个层面均已形成较为完备的技术闭环。气动/运动/控制耦合计算则实现了从离线分步松耦合向实时紧耦合闭环的关键跨越, 能够在统一时域内刻画强非线性与多学科耦合效应。机器学习方法的引入, 进一步提升了仿真过程中网格自适应优化能力、气动模型构建效率及控制策略鲁棒性。上述技术的融合发展有力推动了 NVF 仿真结果与试验数据之间一致性的不断提升, 标志着飞行器的研制模式加速向“仿真驱动、数智试验”转型。面向未来, NVF 将进一步向高效统一、全系统多场耦合的方向发展, 具体方向包括:

1) 柔性仿生的应用牵引。未来柔性变构型飞行器、仿生飞行器及水下航行器等复杂运动控制需求, 将促使 NVF 在非定常气动代理模型高效构建和高保真度 CFD 气动计算之间取得平衡, 高效高保真地完成复杂运动模式仿真, 支撑控制律设计。

2) 机器学习的深度融合。机器学习方法将进一步赋能 NVF 的各个环节, 逐步发展为网格自适应变形与加密、仿真参数不确定性分析与优化, 以及非线性系统控制律设计等任务的核心工具, 从而系统性地提升 NVF 的仿真效率和结果置信度。

3) 多场耦合的加速演进。随着对飞行物理的认识深入, 涵盖气动、结构、热、动力学、控制等更多物理过程的耦合建模与一体化仿真, 将更加真实地反映飞行过程, 进一步支撑飞行机理的深入探究和飞行控制律的改进完善。

4) 数智试验的平台建设。融合 NVF 与机器学习技术, 打造数智试验场, 将有效支撑新一代飞行器开展数字试飞, 推动飞行器试验的全面数字化转型, 显著提升飞行器研发效率。

参考文献（References）

[1] Fu J Q, Shi Z W, Gong Z, et al. Virtual flight test techniques to predict a blended-wing-body aircraft in-flight departure characteristics[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(1): 215-225.

[2] Salas M D. Digital flight: the last CFD aeronautical grand challenge[J]. Journal of Scientific Computing, 2006, 28(2): 479-505.

[3] E Q, Yang G W, Li F W. Numerical solution for complete aircraft's subsonic-transonic-supersonic flow at high angles of attack[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1997, 148(1-2): 11-21.

[4] Despirito J, Silton S I, Weinacht P. Navier-Stokes predictions of dynamic stability derivatives: evaluation of steady-state methods [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(6): 1142-1154.

[5] Mi B G, Zhan H, Lu S S. An extended unsteady aerodynamic model at high angles of attack[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77: 788-801.

[6] Persova M G, Soloveichik Y G, Belov V K, et al. Modeling of aerodynamic heat flux and thermoelastic behavior of nose caps of hypersonic vehicles[J]. Acta Astronautica, 2017, 136: 312-331.

[7] Huang M, Wang Z W. A review of wind tunnel based virtual flight testing techniques for evaluation of flight control systems[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2015, 2015(1): 672423.

[8] 陈龙, 伍贻兆, 夏健. CFD/CSD 紧耦合及新型动网格方法在气动弹性模拟中的应用[J]. 计算力学学报, 2011, 28(5): 807-812.
Chen L, Wu Y Z, Xia J. CFD/CSD closely coupled and new dynamic grid method in application of aeroelastic simulation[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2011, 28(5): 807-812(in Chinese).

[9] Sutrisno, Rohmat T A, Wibowo S B, et al. Vortex dynamics study of the canard deflection angles' influence on the sukhoi su-30-like model to improve stall delays at high AoA[J]. Aerospace, 2019, 6(2): 12.

[10] Thibert J J, Arnal D. A review of ONERA aerodynamic research in support of a future supersonic transport aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2000, 36(8): 581-627.

[11] Lee D K, Han J H. Safety-guaranteed flight test environment for micro air vehicles[J]. AIAA Journal, 2015, 54(3): 1018-1029.

[12] Schütte A, Einarsson G, Raichle A, et al. Numerical simulation of maneuvering aircraft by aerodynamic, flight mechanics and structural mechanics coupling[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(1): 53-64.

[13] 杨云军, 周伟江, 崔尔杰. 耦合时间精度对模拟飞行器自由运动特性的影响[J]. 计算物理, 2007, 24(1): 42-48.
Yang Y J, Zhou W J, Cui E J. Influence of coupling time accuracy on the simulation of aircraft free movement[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2007, 24(1): 42-48(in Chinese).

[14] Guo Z Z, Dai G, Yang H, et al. Unsteady flow simulation of a variable-sweep morphing aircraft coupled with flight control system[J]. International Journal of Modern Physics B, 2020, 34(14-16): 2040073.

[15] Liang Y M, Li G N, Xu M, et al. An intelligent control method based on artificial neural network for numerical flight simulation of the basic finner projectile with pitching maneuver[J]. Defence Technology, 2024, 32: 663-674.

[16] Wang N H, Ma R, Chang X H, et al. Numerical virtual flight simulation of quasi-cobra maneuver of a fighter aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2020, 58(1): 138-152.

[17] 张来平, 段旭鹏, 常兴华, 等. 基于 Delaunay 背景网格插值和局部网格重构的变形体动态混合网格生成技术[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(1): 32-40.
Zhang L P, Duan X P, Chang X H, et al. A hybrid dynamic grid generation technique for morphing bodies based on Delaunay graph and local remeshing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(1): 32-40(in Chinese).

[18] 张来平, 邓小刚, 张涵信. 动网格生成技术及非定常计算方法进展综述[J]. 力学进展, 2010, 40(4): 424-447.
Zhang L P, Deng X G, Zhang H X. Reviews of moving grid generation techniques and numerical methods for unsteady flow[J]. Advances in Mechanics, 2010, 40(4): 424-447(in Chinese).

[19] Liu X Q, Qin N, Xia H. Fast dynamic grid deformation based on Delaunay graph mapping[J]. Journal of Computational Physics, 2006, 211(2): 405-423.

[20] Chaderjian N M, Schiff L B. Numerical simulation of forced and free-to-roll delta-wing motions[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(1): 93-99.

[21] Woods B K S, Dayyani I, Friswell M I. Fluid/structure-interaction analysis of the fish-bone-active-camber morphing concept[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(1): 307-319.

[22] Ouyang Y, Gu Y S, Kou X P, et al. Active flutter suppression of wing with morphing flap[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 110: 106457.

[23] Fonzi N, Brunton S L, Fasel U. Data-driven nonlinear aeroelastic models of morphing wings for control[J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 2020, 476(2239): 20200079.

[24] Yuan W X, Sandhu R, Poirel D. Fully coupled aeroelastic analyses of wing flutter towards application to complex aircraft configurations[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2021, 34(2): 04020117.

[25] 张来平, 马戎, 常兴华, 等. 虚拟飞行中气动、运动和控制耦合的数值模拟技术[J]. 力学进展, 2014, 44(1): 376-417.
Zhang L P, Ma R, Chang X H, et al. Review of aerodynamics/kinematics/flight-control coupling methods in virtual flight simulations[J]. Advances in Mechanics, 2014, 44(1): 376-417(in Chinese).

[26] 谭伟伟, 刘峰博, 张一帆. 基于线性弹性体的网格变形方法研究[J]. 航空计算技术, 2017, 47(2): 37-40.
Tan W W, Liu F B, Zhang Y F. Study on linear elastic solid based grid deformation method[J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(2): 37-40(in Chinese).

[27] 张兵, 韩景龙. 带旋转修正的弹簧-TFI 混合动网格方法[J]. 航空学报, 2011, 32(10): 1815-1823.
Zhang B, Han J L. Spring-TFI hybrid dynamic mesh method with rotation correction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1815-1823(in Chinese).

[28] 张伟伟, 高传强, 叶正寅. 气动弹性计算中网格变形方法研究进展[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 303-319.
Zhang W W, Gao C Q, Ye Z Y. Research progress on mesh deformation method in computational aeroelasticity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 303-319(in Chinese).

[29] 孙岩, 邓小刚, 王光学, 等. 基于径向基函数改进的 Delaunay 图映射动网格方法[J]. 航空学报, 2014, 35(3): 727-735.
Sun Y, Deng X G, Wang G X, et al. Improvement on delaunay graph mapping dynamic grid method based on radial basis functions[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 727-735(in Chinese).

[30] 孙岩, 邓小刚, 王运涛, 等. RBFTFI 结构动网格技术在风洞静气动弹性修正中的应用[J]. 工程力学, 2014, 31(10): 228-233.
Sun Y, Deng X G, Wang Y T, et al. Application of structural dynamic grid method based on RBFTFI on wind tunnel static aeroelastic modification[J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(10): 228-233(in Chinese).

[31] Wang Z J, Parthasarathy V. A fully automated Chimera methodology for multiple moving body problems[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2000, 33(7): 919-938.

[32] Nakahashi K, Togashi F, Sharov D. Intergrid-boundary definition method for overset unstructured grid approach[J]. AIAA Journal, 2000, 38(11): 2077-2084.

[33] 段旭鹏, 常兴华, 张来平. 基于动态混合网格的多体分离数值模拟方法[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 447-452.
Duan X P, Chang X H, Zhang L P. A CFD-and-6DOF-coupled solver for multiple moving object problems based on dynamic hybrid grids[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(4): 447-452(in Chinese).

[34] Gillebaart T, Blom D S, Van Zuijlen A H, et al. Adaptive radial basis function mesh deformation using data reduction[J]. Journal of Computational Physics, 2016, 321: 997-1025.

[35] 常兴华, 王年华, 马戎, 等. 并行重叠/变形混合网格生成技术及其应用[J]. 气体物理, 2019, 4(6): 12-21.
Chang X H, Wang N H, Ma R, et al. Dynamic hybrid mesh generator coupled with overset and deformation in parallel environment[J]. Physics of Gases, 2019, 4(6): 12-21(in Chinese).

[36] 陈坚强. 国家数值风洞 (NNW) 工程关键技术研究进展[J]. 中国科学 (技术科学), 2021, 51(11): 1326-1347.
Chen J Q. Advances in the key technologies of Chinese national numerical windtunnel project[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2021, 51(11): 1326-1347(in Chinese).

[37] 李海峰, 吴冀川, 刘建波, 等. 有限元网格剖分与网格质量判定指标[J]. 中国机械工程, 2012, 23(3): 368-377.
Li H F, Wu J C, Liu J B, et al. Finite element mesh generation and decision criteria of mesh quality[J]. China Mechanical Engineering, 2012, 23(3): 368-377(in Chinese).

[38] Sorgente T, Biasotti S, Manzini G, et al. A survey of indicators for

mesh quality assessment[J]. Computer Graphics Forum, 2023, 42(2): 461-483.

[39] Secco N R, Kenway G K W, He P, et al. Efficient mesh generation and deformation for aerodynamic shape optimization[J]. AIAA Journal, 2021, 59(4): 1151-1168.

[40] 李绍磊, 郑建靖, 尚萌萌. 基于非结构网格的飞行器多体分离数值模拟[J]. 计算机应用, 2016, 36(6): 1741-1744.
Li S L, Zheng J J, Shang M M. Numerical simulation of flight vehicle multi-body separation based on unstructured mesh[J]. Journal of Computer Applications, 2016, 36(6): 1741-1744(in Chinese).

[41] 杨宇辰. 可压缩流动模拟的自适应网格方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.
Yang Y C. Research on adaptive mesh method for compressible flow simulation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023(in Chinese).

[42] Haubner J, Hellan O, Zeinhofer M, et al. Learning mesh motion techniques with application to fluid-structure interaction[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2024, 424: 116890.

[43] 刘翰林, 崔会敏, 张珍, 等. 基于 BP 算法的二维阵面推进网格划分方法的优化与应用[J]. 计算力学学报, 2024, 41(4): 626-633.
Liu H L, Cui H M, Zhang Z, et al. Optimization and application of two-dimensional advancing grid generation method based on BP algorithm[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2024, 41(4): 626-633(in Chinese).

[44] Wang Z C, Chen X H, Li T J, et al. Evaluating mesh quality with graph neural networks[J]. Engineering with Computers, 2022, 38(5): 4663-4673.

[45] Foucart C, Charous A, Lermusiaux P F J. Deep reinforcement learning for adaptive mesh refinement[J]. Journal of Computational Physics, 2023, 491: 112381.

[46] 万嘉伟. 龙格-库塔法数值求解基于有限体积的不可压 Navier-Stokes 方程和流固耦合问题[D]. 成都: 西南交通大学, 2020.
Wan J W. The numerical solution of finite-volume based incompressible navier-stokes equations and fluid-structure interaction problems by Runge-Kutta methods[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2020(in Chinese).

[47] 张乐, 章定国. 基于向后差分法求解多体系统动力学微分-代数方程组的双循环隐式积分方法[J]. 机械工程学报, 2016, 52(7): 79-87.
Zhang L, Zhang D G. Two-loop implicit integration method based on backward differential formulation for differential-algebraic equations of multibody system dynamics[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(7): 79-87(in Chinese).

[48] 贡伊明, 张伟伟, 刘溢浪. 非定常求解的内迭代初值对计算效率的影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(1): 11-17.
Gong Y M, Zhang W W, Liu Y L. Researching how initial value of internal iteration impacts on computational efficiency in unsteady flow solving[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(1): 11-17(in Chinese).

[49] 马晓永, 艾俊强, 宋笔锋. 有限差分法在机翼气动外形优化仿真中的应用[C]//第 14 届中国系统仿真技术及其应用学术年会论文集. 武汉: 科研出版社, 2012: 214-218.
Ma X Y, Ai J Q, Song B F. Application of finite difference method in wing aerodynamic shape optimization simulation[C]//Proceedings of the 14th China Annual Conference on System Simulation Technology and Its Application. Wuhan: Scientific Research Publishing Inc. , 2012: 214-218(in Chinese).

[50] Abalakin I, Dervieux A, Kozubskaya T. High accuracy finite volume method for solving nonlinear aeroacoustics problems on unstructured meshes[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(2): 97-104.

[51] 席柯, 阎超, 黄宇. 带反馈控制的基本带翼外形的耦合气动/运动数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(2): 182-189.
Xi K, Yan C, Huang Y. Coupled CFD/RBD modelingfor a basic finner projectile with control[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(2): 182-189(in Chinese).

[52] 李少伟, 张元静, 周丹杰. 支撑约束的并联飞行器多体分离安全性数值研究[C]//第九届全国流体力学学术会议论文集. 北京: 中国力学学会, 2016: 376.
Li S W, Zhang Y J, Zhou D J. Numerical study on the safety of multi-body separation of parallel aircraft with support constraints[C]//Proceedings of the 9th National Conference on Fluid Mechanics. Beijing: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2016: 376(in Chinese).

[53] Deng Y, Jiao Z X, Xu Y Z. Frequency-domain analysis of fluid-structure interaction in aircraft hydraulic pipeline systems: numerical and experimental studies[J]. Journal of Zhejiang University-Science A (Applied Physics & Engineering), 2024, 25(8): 605-618.

[54] 白玉柔, 王永锋, 马艳红, 等. 大涵道比风扇转子双套齿连接稳健性及其力学影响[J]. 航空动力学报, 2025, 40(7): 20240124.
Bai Y R, Wang Y F, Ma Y H, et al. Robustness and mechanical effects of double set tooth connection for large bypass ratio fan rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(7): 20240124(in Chinese).

[55] 黄国. 高超声速环境下缝隙热环境的数值模拟研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2017.
Huang G. Numerical simulation for heating environment of gap in hypersonic flow[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2017(in Chinese).

[56] 于要杰, 刘锋, 高超, 等. 一种基于块雅可比迭代的高阶 FR 格式隐式方法[J]. 力学学报, 2021(6): 1586-1598.
Yu Y J, Liu F, Gao C, et al. An implicit block jacobi approach for high-order flux reconstruction method[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2021(6): 1586-1598(in Chinese).

[57] 孙岩. 共轴刚性旋翼直升机流场和噪声高精度模拟及质量射流控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.
Sun Y. High-accuracy simulation of flowfield, noise and TAMI control for rigid coaxial rotor helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022(in Chinese).

[58] 郭曼丽, 王园丁, 谭俊杰, 等. N-S 方程耦合雷诺平均湍流模型无网格算法研究[J]. 南京理工大学学报 (自然科学版), 2019, 43(5): 548-555.
Guo M L, Wang Y D, Tan J J, et al. Meshless method coupled with different Reynolds average turbulence model for solving Navier-Stokes equation[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2019, 43(5): 548-555(in Chinese).

[59] 李彩云, 安慰, 刘学军, 等. 基于机器学习的非定常流场网格自适应[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(6): 89-101.
Li C Y, An W, Liu X J, et al. Mesh adaptation for unsteady flow field based on machine learning[J]. Acta Aerodynamica Sinica,

2023, 41(6): 89-101(in Chinese).

[60] 赵明, 丁秋实, 曹京硕, 等. 基于间断伽辽金方法的波形前缘动态失速流场仿真分析[C]//第十二届全国流体力学学术会议论文集. 北京: 中国力学学会, 2022: 865.
Zhao M, Ding Q S, Cao J S, et al. Simulation analysis of dynamic stall flow field on wavy leading edge based on discontinuous Galerkin method[C]//Proceedings of the 12th National Conference on Fluid Mechanics. Beijing: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2022: 865(in Chinese).

[61] Yan L, Chang X H, Wang N H, et al. Numerical virtual flight investigation for longitudinal maneuver of a generic fighter based on machine learning[J]. Physics of Fluids, 2024, 36(7): 077131.

[62] 刘艳, 白俊强, 华俊, 等. 基于 RBF 插值技术的 CFD/CSD 非线性耦合分析方法研究[J]. 计算力学学报, 2014, 31(1): 120-127.
Liu Y, Bai J Q, Hua J, et al. A approach to CFD/CSD non-linear coupling based on RBF interpolation technology[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2014, 31(1): 120-127(in Chinese).

[63] 达兴亚, 陶洋, 赵忠良. 基于预估校正和嵌套网格的虚拟飞行数值模拟[J]. 航空学报, 2012, 33(6): 977-983.
Da X Y, Tao Y, Zhao Z L. Numerical simulation of virtual flight based on predictioncorrection coupling method and chimera grid[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 977-983(in Chinese).

[64] 马戎, 常兴华, 赫新, 等. 流动/运动松耦合与紧耦合计算方法及稳定性分析[J]. 气体物理, 2016, 1(6): 36-49.
Ma R, Chang X H, He X, et al. Loose and strong coupling methods for flow/kinematics coupled simulations and stability analysis[J]. Physics of Gases, 2016, 1(6): 36-49(in Chinese).

[65] 王博, 刘勇. 新型无铰式旋翼气弹综合分析的全本征方程方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 261-267.
Wang B, Liu Y. Comprehensive aeroelasticity analysis on new hingeless rotor using fully intrinsic equations[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 261-267(in Chinese).

[66] 李怀璐, 王旭, 王霄, 等. 大迎角机动飞行的气动力建模与飞行仿真[J]. 航空学报, 2023, 44(19): 78-95.
Li H L, Wang X, Wang X, et al. Aerodynamic modeling and flight simulation of maneuver flight at high angle of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(19): 78-95(in Chinese).

[67] 王建华, 刘鲁华, 王鹏, 等. 高超声速飞行器俯冲段制导控制一体化设计方法[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 320328.
Wang J H, Liu L H, Wang P, et al. Integrated guidance and control scheme for hypersonic vehicles in dive phase[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 320328(in Chinese).

[68] Gong Q W, Li Z D, He R Y, et al. Numerical study of flexible wing aerodynamic characteristics of bionic flapping-wing vehicle in Martian atmosphere[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2025, 3078(1): 012001.

[69] Guide. Guide for the verification and validation of computational fluid dynamics simulations[M]. Reston: AIAA, 1998.

[70] 赵忠良, 吴军强, 李浩, 等. 2.4 m 跨声速风洞虚拟飞行试验技术研究[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 504-512.
Zhao Z L, Wu J Q, Li H, et al. Investigation of virtual flight testing technique based on 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 504-512(in Chinese).

[71] 赵炜, 陈江涛, 肖维, 等. 国家数值风洞 (NNW) 验证与确认系统关键技术研究进展[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(6): 1165-1172.
Zhao W, Chen J T, Xiao W, et al. Advances in the key technologies of verification and validation system of national numerical windtunnel project[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(6): 1165-1172(in Chinese).

[72] Babuska I, Oden J T. Verification and validation in computational engineering and science: basic concepts[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2004, 193(36-38): 4057-4066.

[73] Celik I B, Ghia U, Roache P J, et al. Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in CFD applications[J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(7): 078001.

[74] Calhoun D, Leveque R J. An accuracy study of mesh refinement on mapped grids[C]//Adaptive Mesh Refinement-Theory and Applications. Berlin: Springer, 2006: 91-101.

[75] Roy C J. Review of code and solution verification procedures for computational simulation[J]. Journal of Computational Physics, 2005, 205(1): 131-156.

[76] 周毓麟, 李德元. 非定常流体力学数值方法的若干问题[J]. 数学进展, 1981, 10(1): 48-56.
Zhou Y L, Li D Y. Some problems of numerical methods of unsteady fluid mechanics[J]. Advances in Mathematics, 1981, 10(1): 48-56(in Chinese).

[77] 高智. 数值摄动算法及其 CFD 格式[J]. 力学进展, 2010, 40(6): 607-633.
Gao Z. Numerical perturbation algorithm and its CFD schemes[J]. Advances in Mechanics, 2010, 40(6): 607-633(in Chinese).

[78] 郭林亮, 祝明红, 孔鹏, 等. 风洞虚拟飞行模型机与原型机动力学特性分析[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2583-2593.
Guo L L, Zhu M H, Kong P, et al. Analysis of dynamic characteristics between prototype aircraft and scaled-model of virtual flight test in wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(8): 2583-2593(in Chinese).

[79] Da Ronch A, Panzeri M, Drofelnik J, et al. Sensitivity and calibration of turbulence model in the presence of epistemic uncertainties[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2020, 11(1): 33-47.

[80] 宁小磊. 数字化试验仿真模型验证方法验证分辨率研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(4): 831-842.
Ning X L. Study on validation resolution of digitized test simulation model validation method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(4): 831-842(in Chinese).

[81] Eça L, Vaz G, Hoekstra M, et al. Assessment of discretization uncertainty estimators based on grid refinement studies[J]. Journal of Verification, Validation and Uncertainty Quantification, 2021, 6(4): 041006.

[82] 张斌, 杨涛, 丰志伟, 等. 网格质量反馈的弹性体动网格改进[J]. 国防科技大学学报, 2018, 40(1): 10-16.
Zhang B, Yang T, Feng Z W, et al. Improvement of elasticity-based dynamic grid method based on mesh quality feedback[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(1): 10-16(in Chinese).

[83] Hao J X, Wang Q. A class of finite difference schemes with adaptive controllable dispersion and low dissipation for compressible turbulence[J]. Fluids, 2025, 10(2): 43.

[84] Liang T, Shyy W, Fu L. Efficient arbitrary-high-order TENO

schemes with local adaptive dissipation for compressible flow simulation on unstructured meshes[J]. Journal of Scientific Computing, 2025, 104(1): 1.

[85] Wang D D, Du Y M, Jin Y, et al. Comparative study on predicting turbulent kinetic energy budget using high-order upwind scheme and non-dissipative central scheme[J]. Advances in Aerodynamics, 2024, 6(1): 24.

[86] 吴惠松, 林麒, 柳汀, 等. 风洞虚拟飞行试验模型绳系并联支撑机构[J]. 航空学报, 2022, 43(8): 308-320.
Wu H S, Lin Q, Liu T, et al. Wire-driven parallel suspension mechanism of virtual flight test model in wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(8): 308-320(in Chinese).

[87] 林麒, 何聪, 林北辰, 等. 用于旋成体飞行器模型风洞虚拟飞行试验的支撑装置和试验系统: CN114778064B[P]. 2024-06-04.
Lin Q, He C, Lin B C, et al.Support device and test system for wind tunnel virtual flight test of axisymmetric aircraft model: CN114778064B[P]. 2024-06-04(in Chinese).

[88] 杜洪亮, 张伟. 冰风洞虚拟仪器环境参数测试系统设计实现[J]. 测控技术, 2016, 35(3): 8-12.
Du H L, Zhang W. Design and realization of virtual instrument environment parameters measurement system for ice wind tunnel[J]. Measurement & Control Technology, 2016, 35(3): 8-12(in Chinese).

[89] Shin E Y, Howland M F. Accelerated Bayesian calibration and uncertainty quantification of RANS turbulence model parameters for stratified atmospheric boundary layer flows[J]. Boundary-Layer Meteorology, 2025, 192(1): 3.

[90] Xue Y L, Feng Y L, Zheng X J. Uncertainty quantification of compressibility corrections on SA turbulence model for high Mach number flows[J]. Aerospace Science and Technology, 2025, 162: 110184.

[91] 贾洲侠, 吴振强, 吴建国, 等. 飞行器气动热与结构传热双向耦合研究[J]. 强度与环境, 2019, 46(6): 16-23.
Jia Z X, Wu Z Q, Wu J G, et al. Study on two-way coupled fluid-structure-thermal analysis for hypersonic vehicles[J]. Structure & Environment Engineering, 2019, 46(6): 16-23(in Chinese).

[92] Wu J, Zhang Z, Hou A P, et al. Thermal aeroelastic characteristics of inflatable reentry vehicle experiment (IRVE) in hypersonic flow[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2021, 2021(1): 6673818.

[93] Bai Y G, Cao L X, Xu X L, et al. Thermal-aero-elastic analysis of a typical all-moving control surface[J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2022, 31: 101297.

[94] Wang W J, Qian W, Bai Y G, et al. Numerical studies on the thermal-fluid-structure coupling analysis method of hypersonic flight vehicle[J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2023, 40: 101792.

[95] Guo T Q, Shen E N, Lu Z L, et al. Thermal flutter prediction at trajectory points of a hypersonic vehicle based on aerothermal synchronization algorithm[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 94: 105381.

[96] 王晓鹏. 导弹弹射发射分离轨迹的数值研究[J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32(3): 69-72.
Wang X P. The numerical investigation on separation track of missile ejected from aircraft[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(3): 69-72(in Chinese).

[97] 李孝伟, 范绪箕. 基于动态嵌套网格的飞行器外挂物投放的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2004(1): 114-117.
Li X W, Fan X J. Simulation of the release of store based on the moving chimera grid technique[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004(1): 114-117(in Chinese).

[98] 安效民, 高昕, 屈佑文, 等. 变后掠翼的气动弹性特性分析[J]. 力学学报, 2025, 57(12): 3019-3031.
An X M, Gao X, Qu Y W, et al. Analysis of aeroelastic characteristics of a variable-sweep wing[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2025, 57(12): 3019-3031(in Chinese).

[99] 刘昊东, 杨建东, 赵文文, 等. 变构型飞行器增量非线性动态逆姿态控制律设计[J]. 战术导弹技术, 2024(4): 83-91.
Liu H D, Yang J D, Zhao W W, et al. Incremental nonlinear dynamic inversion attitude control law design for morphing aircraft[J]. Tactical Missile Technology, 2024(4): 83-91(in Chinese).

[100] 李墨吟, 马泽远, 周建平, 等. 基于神经网络的变后掠翼飞行器自适应控制方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2021, 41(5): 73-77.
Li M Y, Ma Z Y, Zhou J P, et al. Research on adaptive control method of variable-sweep wing aircraft based on neural network[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2021, 41(5): 73-77(in Chinese).

[101] Li C X, Wu H N. A dynamic neural network-based control method using reinforcement learning for nonlinear parameter-varying system with application to morphing aircraft[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2025, 99: 1-13.

[102] Cheng X M, Wang Y X, Zhao J, et al. Data-driven adaptive hybrid-based control for some tiltrotor UAVs in the low-speed flight[J]. Aerospace Science and Technology, 2026, 170: 111513.

[103] Yu J S, Yu J J. Neural learning control of fighter aircraft at high-angle-of-attack maneuvers with online recorded data and disturbance observer[J]. IEEE Access, 2026, 14: 39702-39712.

[104] Deng S H, Xiao T H, VAN Oudheusden B, et al. A dynamic mesh strategy applied to the simulation of flapping wings[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2016, 106(8): 664-680.

[105] Addo-Akoto R, Han J S, Han J H. Roles of wing flexibility and kinematics in flapping wing aerodynamics[J]. Journal of Fluids and Structures, 2021, 104: 103317.

[106] Li G, Law Y Z, Jaiman R K. A novel 3D variational aeroelastic framework for flexible multibody dynamics: application to bat-like flapping dynamics[J]. Computers & Fluids, 2019, 180: 96-116.

[107] Xue Y J, Cai X F, Xu R, et al. Wing kinematics-based flight control strategy in insect-inspired flight systems: deep reinforcement learning gives solutions and inspires controller design in flapping MAVs[J]. Biomimetics, 2023, 8(3): 295.

[108] Chen A, Song B F, Liu K, et al. Flapping-wing robot achieves bird-style self-takeoff by adopting reconfigurable mechanisms[J]. Science Advances, 2025, 11(36): eadx0465.

[109] 刘笑尘, 何心怡, 何国毅, 等. 蜻蜓非均匀柔性前翼扑动飞行的气动性能研究[J]. 力学学报, 2022, 54(4): 991-1003.
Liu X C, He X Y, He G Y, et al. The aerodynamic performance of non-uniform flexible dragonfly's forewing in flapping flight[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(4): 991-1003(in Chinese).

A review of numerical virtual flight studies for aerodynamic, motion and control coupling in complex flight conditions

SHAO Shuai*，MEI Yafei，YAO Mengyu，GAO Xianzhong，BAO Lei

(National University of Defense Technology Test Center，Xi'an 710106，China)

Abstract：High-fidelity simulation of an aircraft's dynamic reaction characteristics under challenging flight conditions is made possible by numerical virtual flight (NVF) technology, which is essential for designing control laws and assessing flight quality. This paper systematically reviews the NVF technology coupled with aerodynamics, motion, and control, with an emphasis on the application of this coupling method in complex flight problems. This paper outlines the basic framework and technical workflow of NVF, elaborating on the evolution of dynamic mesh technology from single deformation to dynamic hybrid mesh systems, as well as its critical role in ensuring relative motion of components and computational stability, while also pointing out the enabling potential of machine learning in mesh quality control. Regarding unsteady flow field solutions, this paper discusses the coupling modes of aerodynamics, motion, and control, introduces the technical evolution from loose coupling to tightly coupled closed-loop solutions, and highlights that the tightly coupled method can significantly improve the simulation accuracy for high-dynamic flight states such as high angle of attack and post-stall. This paper elaborates on the application practices of this coupling method in three major scenarios: hypersonic multi-field coupling, morphing flight, and flexible bionics. NVF will advance toward effective, unified, and full-system multi-field coupling in the future thanks to artificial intelligence technologies, hastening the shift in aircraft development paradigms toward simulation-driven, digital-intelligent testing.

Keywords：complex flight；multi-body separation；flexible morphing；multi-physics coupling；unsteady flow

Received：2026-03-02；**Accepted**：2026-05-08；**Published Online**：2026-06-05 18：40

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20260605.1251.001

Foundation items：General Program of Shaanxi Provincial Natural Science Basic Research Plan (2024JC-YBQN-0030); Independent Innovation Science Foundation Project of National University of Defense Technology (25-ZZCX-JDZ-66); Youth Independent Innovation Science Foundation Project of National University of Defense Technology (ZK25-106)

* **Corresponding author**. E-mail：shaoshuai_ss@nudt.edu.cn