

文章编号: 1674-8190(2026)03-122-11

# 共轴刚性旋翼直升机旋翼/机体耦合动力学 设计技术研究综述

高晓东, 程起有, 陈浩, 梁昆, 殷鹏

(中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

**摘要:** 共轴刚性旋翼构型以紧凑外形赋予直升机卓越的悬停与高速潜力, 但其旋翼/机体耦合动力学问题成为制约其发展的瓶颈。本文系统回顾了理论建模、试验验证与工程应用 3 方面研究进展。理论建模方面: 综述了动量/涡与 CFD/CSD 耦合的适用边界, 对比气动模型精度与效率, 阐明高速下气动-伺服-弹性(ASE)耦合效应; 试验验证方面: 分析了 Froude 与 Mach 数相似律冲突所致高速气弹数据缺失, 介绍了非接触测量与硬件在环(HIL)仿真; 工程应用方面: 梳理了减振设计对经验迭代的依赖, 探讨数字孪生在载荷虚拟传感中的应用。研究指出, 高保真仿真成本过高, 亟需发展非线性降阶模型(ROM)与多保真度数据融合; 相似律冲突导致的数据缺失是校验瓶颈, 未来应转向高置信度模型驱动设计。突破现阶段难点的关键在于构建气动-伺服-弹性一体化建模、虚实融合试验验证及分析驱动适航取证(CbA)的完整数字化技术链。

**关键词:** 共轴刚性旋翼直升机; 旋翼/机体耦合; 动力学设计; 理论建模; 试验验证; 工程应用

**中图分类号:** V275<sup>+</sup>.1; V211.52

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2026.03.13

## Review of coupled rotor-fuselage dynamics design methodology for coaxial rigid rotor helicopter

GAO Xiaodong, CHENG Qiyou, CHEN Hao, LIANG Kun, YIN Peng

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

**Abstract:** The coaxial rigid rotor configuration offers compact design, high hover efficiency, and high-speed potential, but its coupled rotor-fuselage dynamics remain a key bottleneck. This paper reviews progress and challenges in three areas: theoretical modeling, experimental validation, and engineering application. For theoretical modeling, the applicable boundaries and accuracy-efficiency trade-offs of momentum/vortex methods versus CFD/CSD coupling are reviewed, the aero-servo-elastic (ASE) effects at high speeds are clarified. For experimental validation, the conflict between Froude and Mach similarity that leads to a lack of high-speed aeroelastic data is analyzed, and non-contact measurements and hardware-in-the-loop (HIL) simulation are introduced. For engineering application, the heavy reliance of vibration reduction on empirical iteration is sort out, and digital twins for virtual sensing are explored. The review shows that high-fidelity simulations remain too costly, calling for nonlinear reduced-order models (ROM) and multi-fidelity data fusion. The similitude conflict also hampers model validation. A future shift from experience-driven iteration to high-confidence model-driven design is needed, with an integrated digital chain combining aero-servo-elastic modeling, hybrid (physical-virtual) validation, and analysis-driven certification (CbA).

**Key words:** coaxial rigid rotor helicopter; coupled rotor-fuselage; dynamics design; theoretical modeling; experimental validation; engineering application

收稿日期: 2025-11-26; 修回日期: 2026-03-22

基金项目: 陆军装备预研项目(LZY20190501001)

通信作者: 程起有(1980-), 男, 博士, 研究员。E-mail: 862673385@qq.com

引用格式: 高晓东, 程起有, 陈浩, 等. 共轴刚性旋翼直升机旋翼/机体耦合动力学设计技术研究综述[J]. 航空工程进展, 2026, 17(3): 122-132.

GAO Xiaodong, CHENG Qiyou, CHEN Hao, et al. Review of coupled rotor-fuselage dynamics design methodology for coaxial rigid rotor helicopter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2026, 17(3): 122-132. (in Chinese)

## 0 引言

共轴双旋翼布局通过上下两幅反向旋转的旋翼自平衡反扭矩,赋予了直升机紧凑的外形、卓越的悬停效率及潜在的高速性能,在舰载机动与高速突击等场景中展现出不可替代的优势<sup>[1-2]</sup>。然而,这一构型在动力学层面引入了传统单旋翼直升机所未有的严峻挑战。上下旋翼间复杂的非定常气动干扰<sup>[3]</sup>、刚性旋翼系统(如前行桨叶概念)固有的高阶谐波激励<sup>[4]</sup>以及由此激发的旋翼与机体之间强烈的耦合振动响应<sup>[5]</sup>,共同导致全机振动环境恶劣,直接威胁飞行安全、结构完整性及机载设备可靠性。

尽管国内外已投入大量研究资源,共轴直升机旋翼/机体耦合动力学的设计与预测仍面临若干根本性难题。首要问题在于理论模型的预测置信度不足。现有气动模型在计算效率与模拟精度之间难以兼顾,对上下旋翼间动态干扰、涡-涡碰撞及涡-体干扰等关键物理现象的捕捉能力有限<sup>[6]</sup>。同时,结构动力学模型对机体弹性效应的处理通常过于简化,影响了全耦合系统振动响应的预测精度<sup>[7]</sup>。其次,试验验证体系存在明显短板。针对旋翼/机体耦合系统的模型级气弹响应试验研究远少于孤立旋翼,导致高保真仿真模型缺乏系统层面的、充分的试验数据支撑与校正,形成了理论发展的瓶颈<sup>[8]</sup>。工程实践中,振动预测结果与实测数据之间常存在不可忽视的偏差,使得减振设计在很大程度上仍依赖于成本高昂的“设计—试验—修改”经验迭代循环<sup>[9]</sup>。

为系统应对上述挑战,梳理技术发展路径,本文从理论建模、试验验证、工程应用3个相互关联的维度,对共轴刚性旋翼直升机旋翼/机体耦合动力学研究成果进行整合、评析与展望。

## 1 耦合动力学建模技术的发展与挑战

### 1.1 气动干扰建模与设计权衡

在气动干扰建模方面,研究方法呈现出从经验模型向高保真数值模拟发展的清晰轨迹,当前气动干扰分析模型的发展历程如下:

1) 动量叶素理论模型:早期旋翼间气动干扰广泛采用动量—叶素理论,通过引入气动干扰因子近似上下旋翼的相互影响,具有计算高效的优

点,适用于总体方案论证<sup>[10]</sup>。例如,Leishman<sup>[3]</sup>基于动量理论提出了共轴双旋翼在轴流状态下的入流计算模型,将上下旋翼的相互干扰简化为干扰因子,虽计算效率高,但无法精确捕捉动态失速与涡干扰现象,如图1所示。

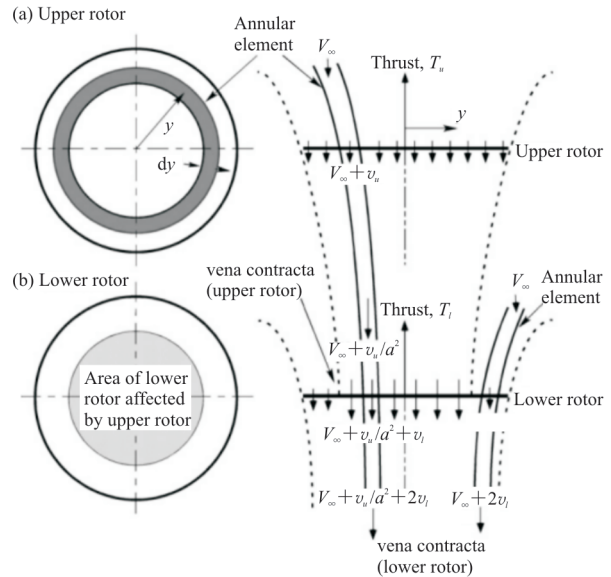


图1 共轴双旋翼入流叶素理论模型<sup>[3]</sup>

Fig. 1 Inflow blade element theory model for a coaxial dual rotor system<sup>[3]</sup>

2) 动力入流模型:为提升动态响应预测能力,通过在线性入流方程中引入耦合影响矩阵,更准确地描述入流随飞行状态的瞬态变化。Zhao J G等<sup>[11]</sup>提出了适用于共轴双旋翼的有限状态动力入流扩展模型,上下旋翼的影响系数通过黏性涡粒子方法进行计算,提升了非定常气动载荷的预测精度,但其精度仍依赖于高精度方法的参数输入。

3) 涡方法模型:如自由尾迹模型、黏性涡粒子方法。通过离散涡元模拟旋翼尾迹的演化、变形和相互干扰,显著提升了对上下旋翼气动干扰的预测能力。Bagai等<sup>[12]</sup>利用自由尾迹方法计算了不同前飞速度下共轴双旋翼的尾迹形状,揭示了上下旋翼尾迹结构的相互干扰机制:下旋翼尾迹受上旋翼诱导下洗流的影响被加速并收缩,而上旋翼尾迹则可能切入下旋翼的尾迹中,导致涡丝相互缠绕、拉伸甚至断裂,形成复杂的涡环结构。这种强烈的涡—涡干扰是引起桨叶气动载荷高频波动(特别是桨—涡干扰,BVI)和宽频噪声的主要原因<sup>[12]</sup>。Singh等<sup>[13]</sup>则采用黏性涡粒子方法分析了共轴双旋翼的旋翼流场和桨毂载荷,如图2所示,该方法能够精确模拟涡的生成、演化和耗散过

程,但在计算收敛性与稳定性方面仍需进一步优化。

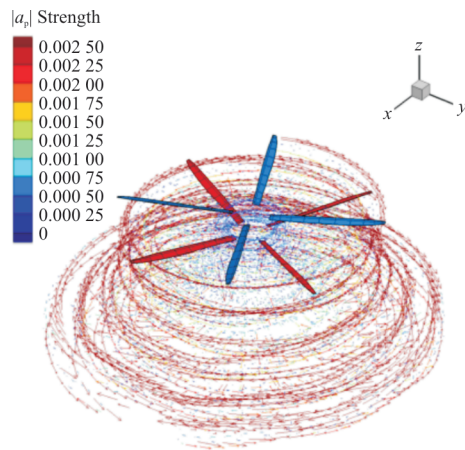


图2 共轴双旋翼黏性涡粒子方法模拟流场<sup>[13]</sup>  
Fig. 2 Flow field simulation of coaxial dual rotors using the viscous vortex particle method<sup>[13]</sup>

4) 计算流体力学(CFD)模型:进入21世纪,CFD方法因其能最高精度地模拟包含黏性效应和复杂涡干扰的流场细节,已成为共轴旋翼气动分析的重要工具。Lakshminarayan等<sup>[14]</sup>对共轴旋翼进行了高分辨率计算,揭示了悬停状态下旋翼间的涡干扰机理。国内,朱正等<sup>[15]</sup>采用非定常雷诺平均Navier-Stokes方程对悬停状态共轴刚性双旋翼进行了数值模拟,系统分析了上下旋翼间的非定常流动干扰机制,发现桨尖涡的相互干扰是导致气动载荷波动的主要原因。杨柳青等<sup>[16]</sup>采用雷诺平均方法对旋翼翼型的激波/边界层干扰特性

进行了精细模拟,显著提升了对桨尖附近复杂流动的预测能力,对改善高速飞行性能具有重要意义。但CFD方法仍然需要面对计算成本过高的问题。

5) 混合模型:国际上,针对CFD/CSD中尾迹耗散问题,目前的解决办法多为采用高阶精度格式的CFD方法<sup>[17]</sup>和数量巨大的气动网格<sup>[18]</sup>。但上述方法会大幅增加计算量,其应用到工程中,这种计算成本是很难接受的,为解决CFD尾迹耗散问题,研究人员尝试将涡方法与CFD方法相结合,形成耦合分析方法,既保障了分析效率,又提高了分析精度。王司文等<sup>[19]</sup>为解决传统CFD/CSD方法中尾迹耗散过快的问题,创新性地将自由尾迹模型与之结合,提出了CFD/CSD/自由尾迹耦合计算方法。该方法在保证计算效率的同时,显著提升了对ABC共轴直升机旋翼/机身耦合气弹响应分析的精度,为工程实用模型的发展提供了新思路。张威等<sup>[20]</sup>构建了基于黏性涡粒子方法(VVPM)与格子涡(VIC)混合方法的高置信度气动模型,并针对旋翼气动优化需求设计了多重置信度贝叶斯优化策略,实现了计算资源与优化精度的平衡。

6) 降阶模型:近年来,基于人工智能的气动建模方法展现出潜力,如赵荣泽等<sup>[21]</sup>将贝叶斯优化方法应用于高速共轴对转螺旋桨的桨叶气动外形优化,通过构建高效的代理模型,在保证巡航状态气动效率的同时大幅降低了优化设计的计算成本,为先进旋翼的气动设计提供了新范式。

不同气动建模方法的设计权衡如表1所示。

表1 不同气动建模方法的设计权衡  
Table 1 Design trade-offs of different aerodynamic modeling methods

模型类别	典型方法	计算效率	预测精度	主要设计阶段适用场景	建模能力与设计支持
工程快速模型	动量-叶素理论、准定常模型	秒~分钟级	低~中	总体方案设计、功率估算	基于干扰因子近似平均效应,支持宏观参数设计,无法用于精细振动载荷设计
中等保真度模型	动力入流、非定常气动力模型(如文献[12])、自由尾迹	分钟~小时级	中	气弹稳定性分析、初步载荷评估	可捕捉主要BVI和尾迹畸变,支持初步的动力学特性设计与参数影响分析,依赖翼型数据修正
高保真度模型	黏性涡粒子法、CFD(如URANS,DES)	小时~数天(大规模并行)	高	精细流场分析、极端状态评估、模型校验、关键设计点的最终验证	能精确模拟涡干扰、激波、流动分离等复杂现象,为高置信度设计提供基准,但成本过高难以用于多轮迭代
耦合/混合模型	CFD/CSD耦合、CFD-涡方法混合、数据驱动ROM	效率取决于策略,混合/ROM可大幅提升	中~高(依赖融合策略)	高精度气弹响应预测、多学科设计优化(MDO)、虚拟试飞	通过数据融合或降阶,在可接受成本下保持关键物理特征,有望成为支撑全流程动力学设计的主流工具

综上所述,不同层级的气动建模方法具有明确的工程适用边界:基于动量叶素理论的工程模型计算耗时在秒级,适用于总体参数的快速敏捷设计与功率估算,但由于引入了经验性的干扰因子,难以预测共轴双旋翼特有的“涡—涡”碰撞及非定常气动载荷波动,在振动载荷预估上置信度较低。涡方法(自由尾迹/黏性涡粒子)作为中等保真度工具,能够以分钟级的耗时较好地捕捉旋翼尾迹畸变与主要的BVI(桨涡干扰)特征,是目前全机气弹耦合分析与初步减振设计的“主力工具”;然而,该类方法在处理激波、流动分离及机身钝体绕流等强黏性问题时存在天然缺陷,需依赖翼型数据表的修正。CFD方法虽然在捕捉激波/边界层干扰、动态失速等精细流场方面具有不可替代的优势,是分析高速飞行和极端机动状态的“黄金标准”,但其高达数千小时的计算成本使其难以直接用于长周期的气弹稳定性分析或多轮次的设计迭代。未来,“高低融合”策略(如CFD校正涡方法)与数据驱动的AI降阶模型,可在保持关键流场物理特征(如激波位置、涡核强度)的同时,将计算效率提升至工程设计可接受的范围,是突破当前气动建模瓶颈的主要方向。

## 1.2 结构耦合与系统集成

在结构耦合与系统集成方面,动力学模型经历了从简单到复杂、从解耦到耦合的深刻变革。早期的阻抗匹配法分别计算旋翼与机体在桨毂处的阻抗,通过力与位移协调条件进行耦合,虽能定性分析振动趋势,但因模型过于简化,定量精度有限<sup>[22]</sup>,Gerstenberger等<sup>[7]</sup>采用该方法分析前飞状态旋翼/机体耦合系统的振动水平,并指出了旋翼与机体之间的耦合效应对计算结果的重要性,如图3所示。

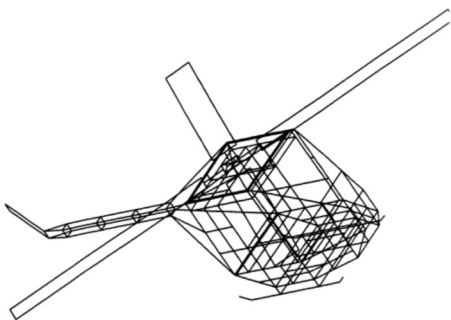


图3 旋翼/机体耦合有限元模型<sup>[7]</sup>  
Fig. 3 Finite element model of the rotor/fuselage coupled system<sup>[7]</sup>

随着计算力学的发展,采用有限元方法对弹性桨叶和机体结构进行建模成为主流。美国NASA主导的DAMVIBS计划是这一领域的里程碑,它首次将全机有限元模型与旋翼气弹分析程序进行耦合,显著提升了对振动载荷的预估水平<sup>[8-9]</sup>。在该项目中,各直升机公司基于NAS-TRAN软件分别建立了CH-47D、AH-64A和AH-1G等直升机的全机有限元模型,并将其与各自的旋翼气弹动力学分析程序耦合,计算前飞状态下机体不同位置的振动响应。

此后,专业的旋翼气弹综合分析软件(如CAMRAD II、RCAS)通过集成多体动力学、弹性力学与气动力学,实现了对旋翼—机体—操纵系统的一体化建模。Jacobellis等<sup>[23]</sup>使用RCAS软件分析了不同飞行速度下XH-59A的桨根载荷和桨毂载荷,系统评估了旋翼参数对振动特性的影响,如图4所示。

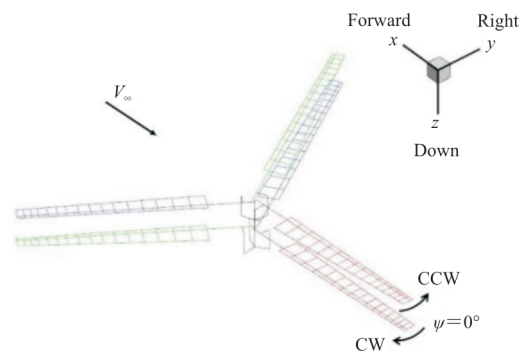


图4 XH-59A的CAMRAD II分析模型<sup>[24]</sup>  
Fig. 4 CAMRAD II analysis model of the XH-59A<sup>[24]</sup>

国内研究在此领域也取得了长足进步,例如陈全龙等<sup>[24]</sup>建立了基于CFD/CSD的旋翼/机身耦合分析方法,通过耦合求解三维非定常N-S方程和桨叶结构动力学方程,实现了旋翼/机体耦合系统的气弹振动响应计算。

在深入探究动力学特性方面,近期的研究侧重于分析关键设计参数的影响机理。例如,陈金鹤等<sup>[25]</sup>基于CAMRAD II建立的XH-59A模型,系统分析了刚性旋翼的挥舞频率、变距—挥舞耦合、桨叶质量分布及扭转刚度等参数对共轴直升机纵向长周期动稳定性的影响,明确了改善稳定性的设计方向。余智豪等<sup>[26]</sup>则着重分析了前进比、转速及升力偏置对共轴刚性旋翼低阶挥舞和摆振弯矩的影响规律,发现在大前进比状态下,桨根挥舞和摆振弯矩会大幅增加,且以2/rev(2倍旋

翼转速频率)谐波载荷为主;而施加升力偏置能够改变谐波载荷构成,并对摆振弯矩产生抑制效果。这些工作为共轴刚性旋翼的动力学设计与振动载荷控制提供了更为具体的理论依据。

然而,当前多数研究对机体结构弹性的建模仍较为粗糙,常采用简单的梁单元或等效刚度模型,难以精确表征现代复合材料机体的复杂模态特性<sup>[27]</sup>。特别需要指出的是,耦合已不限于旋翼与机体。针对复合式共轴高速直升机,李博等<sup>[28]</sup>的研究进一步触及了由“ABC旋翼—传动系统—发动机—控制系统—尾推螺旋桨—机身”构成的完整扭振传递链,创新性地提出了基于传递矩阵法的建模策略,该方法无需对传动链进行复杂的当量化处理,即可有效分析高速直升机多模式复杂耦合扭振系统的固有特性,显著降低了此类系统的建模难度。

结构动力学建模的演进反映了对共轴构型物理特性的深入认知:对于传统的一维梁模型,其在处理大展弦比柔性桨叶时精度尚可,但在面对现代共轴刚性旋翼(ABC构型)时显得“力不从心”。这是因为刚性旋翼极高的结构刚度和复杂的复合材料铺层,使得桨叶的弦向/扭转高阶模态、桨毂的非线性连接刚度以及机身的局部弹性变形对全机振动响应的贡献权重显著增加。简单的等效梁模型仅适用于低频( $1\sim 2\Omega$ )的动力学特性分析;若要准确预测 $N\Omega$ 及更高阶的振动载荷,必须采用精细化有限元模型对桨毂、桨根及机身承力框进行高保真建模。此外,针对共轴双旋翼特有的“旋翼—传动—机体”强耦合特征,忽略传动系统间隙与扭振特性的解耦分析已不再适用。未来的建模范式必须将传动链的扭振动力学纳入全机耦合系统,以捕捉因反向旋转引起的独特扭振模态与共振风险。

### 1.3 CFD/CSD 耦合

CFD/CSD 耦合方法代表了当前气弹分析的最高精度范式,通过在高保真流场与结构场之间进行实时数据交换,能够最真实地还原复杂的物理机理,是支撑精细化、高置信度动力学设计的关键技术。Potsdam 等<sup>[29]</sup>在采用 CFD/CSD 方法计算 UH-60A 旋翼气弹载荷时,考虑了机体对旋翼产生的气动干扰,但在建立结构模型时,并未考虑机体运动,只建立了孤立旋翼系统的结构模型,如

图 5 所示。

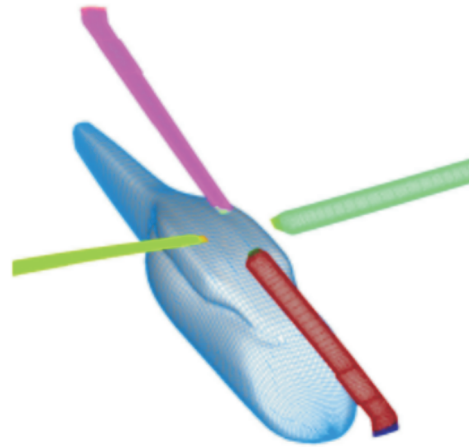


图 5 UH-60A 旋翼机体耦合 CFD 模型<sup>[29]</sup>

Fig. 5 Rotor-fuselage-coupled CFD model of the UH-60A<sup>[29]</sup>

从设计应用角度看,CFD/CSD 耦合的核心技术挑战与选择集中在模型、数据传递和求解策略上:

**耦合模型:**主要包括松耦合与紧耦合两种策略。松耦合在每个时间步(或若干步)内,CFD 与 CSD 模块独立求解一次,通过交界面交换载荷与位移数据,计算效率高,适用于稳态或缓变过程,是当前工程应用的主流<sup>[29]</sup>。紧耦合则在每个时间步内对流体和结构方程进行多次联合迭代直至收敛,保证了强非线性瞬态问题(如剧烈 BVI、失速颤振)的数值稳定性与物理真实性,但计算开销巨大。

**参数传递与界面处理:**需要在非匹配的流体网格与结构网格间准确传递气动压力、剪力、结构位移、速度。常用方法如常体积转换(CVT)或基于径向基函数(RBF)的插值,其保积性和光滑性直接影响计算精度与稳定性。

**求解方法:**时间推进上常采用交错式或分区式算法。其优劣对比在于,松耦合效率高、易于实现,但可能在高频强耦合问题上失稳或精度不足;紧耦合精度和稳定性好,但计算成本极高,难以用于多工况设计扫描。

CFD/CSD 耦合方法在孤立旋翼的气弹载荷分析中已取得成功,但应用于共轴构型时,其挑战性倍增。一方面,需要同时解析上下两幅旋翼及其强烈的干扰流场,导致计算网格量和计算量呈指数级增长,如图 6 所示。另一方面,流固交界面

复杂的数据传递与时间推进策略对计算的稳定性与效率提出了极高要求<sup>[30]</sup>。尽管研究者们通过松耦合策略、自适应网格技术等手段试图缓解这些矛盾<sup>[31]</sup>,但其高昂的计算成本仍是阻碍该技术在日常工程设计流程中广泛应用的主要瓶颈<sup>[32]</sup>。

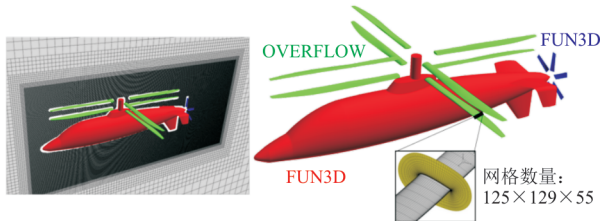


图6 共轴直升机CFD计算模型<sup>[32]</sup>

Fig. 6 CFD model of the coaxial helicopter<sup>[32]</sup>

CFD/CSD耦合分析代表了当前预测能力的上限,但其工程应用需权衡精度收益与时间成本:松耦合策略通过周期性的数据交换实现收敛,适用于稳态飞行(悬停、定常前飞)的载荷配平与性能分析,是目前工业界的主流手段。紧耦合策略则在每个时间步内进行多次子迭代,虽然计算开销巨大,但在处理瞬态机动、极强的大迎角失速颤振以及剧烈的桨涡干扰(BVI)时,是唯一能保证数值稳定性与物理真实性的方法。目前该技术的主要矛盾在于,共轴双旋翼复杂的尾迹拓扑要求高密度的网格,与工程设计对快速反馈的需求背道而驰。因此,除了算力提升外,发展基于非线性降阶模型(ROM)的快速耦合算法,在不牺牲主要气弹特征的前提下大幅削减计算自由度,是实现CFD/CSD方法从“科学研究”走向“工程设计”的关键一步。

## 2 试验验证体系的现状与不足

### 2.1 模型试验平台

试验验证是检验理论模型、揭示物理机理和支撑工程设计的最终依据。然而,当前针对共轴直升机旋翼/机体耦合系统的试验研究,无论是在模型级还是全机级,均存在体系性的不均衡与数据匮乏问题。

在模型试验层面,国内外研发了多种各具特色的测试系统。例如,NASA开发的ARED/ARES系列测试系统,采用作动器或弹簧-阻尼系统来模拟机体的俯仰、滚转自由度,是研究耦合振动响应的先进平台<sup>[33-34]</sup>。Wilbur<sup>[35]</sup>利用CAMRAD

软件和DADS软件分别建立了ARES2.0测试系统的旋翼和机体的气弹动力学模型,采用阻抗匹配法分析了耦合系统的气弹振动响应,展现了考虑机体自由度的重要性,如图7所示。遗憾的是,因项目中止,该系统的潜力未能得到充分发掘。

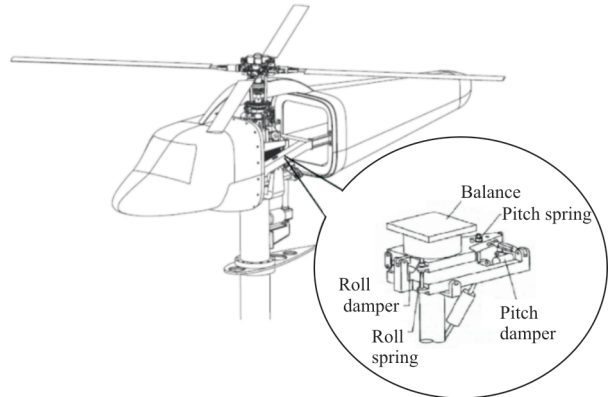


图7 旋翼/机体模型气弹振动测试系统ARES<sup>[35]</sup>

Fig. 7 ARES aeroelastic vibration test system for the rotor/fuselage model<sup>[35]</sup>

Bousman<sup>[36]</sup>设计的无铰式旋翼测试系统结构简单,专注于地面共振稳定性研究,其高质量的试验数据被广泛用于验证理论模型,如图8所示。美国马里兰大学开发的共轴试验台则为验证高速共轴旋翼的气弹理论提供了专门的试验数据<sup>[37-38]</sup>。Schmaus<sup>[39]</sup>利用该试验台测试了共轴直升机UTAT模型前飞时的桨毂振动载荷,为理论模型验证提供了宝贵数据。

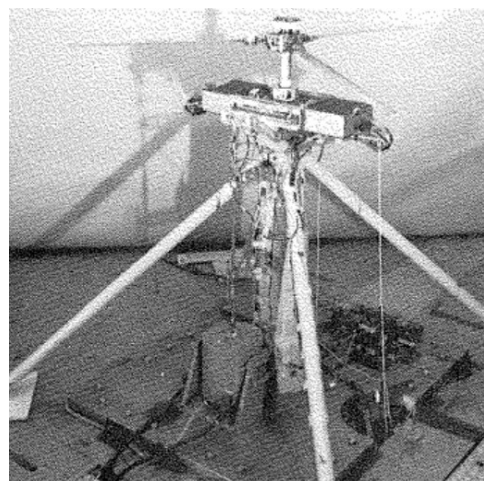


图8 Bousman模型旋翼/机体耦合测试系统<sup>[36]</sup>

Fig. 8 Bousman model rotor-fuselage coupled test system<sup>[36]</sup>

国内,如南京航空航天大学开发的模型旋翼/机体耦合稳定性测试系统,也主要围绕地面共振

与空中共振的稳定性边界展开<sup>[40]</sup>。凌爱民<sup>[41]</sup>利用该系统对无轴承模型旋翼的地面共振稳定性进行了测试,研究了复合材料摆振柔性片铺层方向对稳定性的影响。

这些研究工作无疑具有重要价值,但也暴露出一个突出问题:即绝大多数模型试验平台的设计目标与测试数据都集中于稳定性,而对于不同前飞速度、机动状态下的全机振动响应测量严重不足。这直接导致用于校验和修正振动预测理论模型的、高质量的、系统级的试验数据库极为匮乏。

同时,当前模型试验面临着深刻的“物理相似律悖论”,这对基于缩比模型指导全尺寸设计构成了根本性挑战:传统的动力学模型试验主要遵循弗劳德数( $Fr$ )相似( $Fr = V/\sqrt{gL}$ ),以确保惯性力与重力的比例正确,从而复现结构模态与气弹稳定性边界。然而,对于以高速飞行见长的共轴刚性旋翼直升机,其桨尖处于跨声速区域,激波与可压缩性效应显著,必须满足马赫数( $Ma$ )相似( $Ma = V/a$ )。在几何缩比(尺度 $L$ 减小)时,若要同时满足 $Fr$ 相等(要求 $V$ 减小)和 $Ma$ 相等(要求 $V$ 不变或按声速比例变化),两者对速度 $V$ 的要求直接冲突。这种物理相似律的内生冲突,导致现有模型试验难以真实复现高速飞行下的“激波一边界层干扰”诱发的非定常气动激振,这构成了高保真气弹模型验证数据缺失的根本物理原因。因此,如何从有限的、不完全相似的模型试验数据中,外推和校验用于全尺寸设计的仿真模型,是试验验证环节的核心难题。

## 2.2 精细流场与干扰试验

近年来在模型试验与精细流场测量方面取得了新的进展。孙朋朋等<sup>[42]</sup>对悬停状态共轴刚性旋翼/机身气动干扰特性开展了试验与计算研究,量化分析了机身干扰对双旋翼气动特性以及机身表面压力分布的影响。在气动噪声的精细测量与预测方面,刘琦等<sup>[43]</sup>对前飞状态共轴刚性旋翼的气动及噪声特性开展了参数影响分析,精细探究了旋翼参数(如桨尖形状)变化对桨-涡干扰(BVI)流场及气动噪声的影响规律,为低噪声旋翼设计提供了详细的数据支撑。在机身与旋翼/尾推桨的干扰研究方面,车海峰等<sup>[44]</sup>通过数值模拟研究了机身形状对共轴尾推桨气动干扰的影响,揭示

了机身尾部形状对推进系统性能的显著干扰,为高速直升机复合构型的气动综合设计提供了重要参考。这类研究为理解旋翼与机体间的复杂气动干扰机理并校验CFD/CSD等高保真模型提供了宝贵的局部细节数据。

试验手段正经历从“离散监测”向“全场感知”的范式转变。传统的试验依赖应变片与加速度计,仅能提供结果数据,却无法揭示原因。近年来,随着非接触式光学测量技术的发展,将PIV(流场)、DIC(结构变形)与PSP(表面压力)技术进行时空同步集成,已成为揭示共轴旋翼复杂干扰机理的“杀手锏”。例如,通过同步捕捉上下旋翼交汇瞬间的尾迹涡核位置(PIV)与桨叶扭转变形(DIC),可以直接量化“涡-结构”碰撞的能量传递路径。这种多物理场全场数据对于校验CFD/CSD紧耦合分析中的流固界面数据传递精度具有不可替代的价值。

## 2.3 全机试验与风洞验证

在全机试验与风洞测试方面,以美国西科斯基公司的工程实践最为系统和具有代表性。从早期的XH-59A原理验证机<sup>[45]</sup>,到后来的X2技术验证机<sup>[1-4]</sup>,再到S-97“侵袭者”<sup>[46]</sup>,西科斯基公司通过全尺寸桨叶动特性试验、地面系留全机响应试验、缩比模型风洞试验等一系列严谨的测试流程,积累了宝贵的动力学数据,如图9所示。



图9 X2地面系留全机响应与稳定性试验<sup>[4]</sup>  
Fig. 9 Ground-tethered test for full-aircraft response and stability of the X2<sup>[4]</sup>

在X2的研制中,通过将桨叶片数从XH-59A的3片增加至4片,并加装振动主动控制系统,成功将机体振动水平控制在可接受范围内,这本身就是基于试验反馈的重要设计迭代<sup>[4]</sup>。Walsh等<sup>[4]</sup>

对X2技术验证机进行了高速飞行测试,详细记录了不同前飞速度下的机体振动响应,为理论模型校正提供了基准案例。Lorber等<sup>[46]</sup>对S-97缩比模型进行了风洞试验,系统测量了不同风速下的桨叶气弹载荷,为CFD/CSD模型的验证提供了关键数据,如图10所示。



图10 S-97缩比模型风洞试验<sup>[46]</sup>

Fig. 10 Wind tunnel test of the S-97 scaled model<sup>[46]</sup>

这些试验不仅解决了具体的工程问题,也为理论模型的校正提供了基准案例<sup>[47-48]</sup>。然而,全机试验面临的挑战在于其极高的成本和复杂性,且详细的过程数据与结果多被视为核心商业机密,在公开文献中披露有限。这种数据封闭性极大地限制了学术界对共轴直升机耦合动力学机理的深入理解。

### 3 工程应用启示与未来研究方向

共轴直升机动力学设计的最终目标是服务于工程研制,其技术挑战也最终在工程实践中得以显现和解决。回顾西科斯基从XH-59A到S-97的发展历程,可以清晰地看到,振动控制是贯穿始终的核心议题。XH-59A遭遇的高水平振动问题,直接推动了X2在旋翼设计(增加桨叶片数)和振动主动控制技术上的创新。这一“问题驱动—试验反馈—设计改进”的模式,虽然有效,但也反映出当前预测性设计能力的不足。工程应用面临的核心挑战在于,高保真的仿真工具(如CFD/CSD)因计算成本过高而难以融入前期的多方案设计迭代,而快速的工程模型又因精度不足而无法提供可靠的设计输入。这种“分析—设计”链条的脱节,使得工程研制仍难以完全摆脱对物理试验和经验的高度依赖。

#### 3.1 当前工程设计中存在的主要问题

1) 设计链条断裂:高保真模型(高精度)与快速设计工具(高效率)之间缺乏有效衔接,导致概念设计阶段缺乏可靠的动力学性能预测,详细设计阶段又因计算成本无法充分优化。

2) 数据与知识割裂:试验数据(尤其是高价值的全机数据)稀缺且封闭,仿真模型校验不足,设计决策依赖的经验知识难以数字化和传承。

3) 学科耦合不足:传统设计流程中,气动、结构、控制等学科相对独立,对于共轴刚性旋翼直升机至关重要的气动—伺服—弹性(ASE)耦合问题,往往在设计后期才暴露,修改成本巨大。

4) 验证成本高昂:严重依赖全尺寸试验和试飞来发现问题,周期长、风险大、成本高。

#### 3.2 未来关键技术发展方向

面向未来,为了突破共轴直升机旋翼/机体耦合动力学设计的瓶颈,迫切需要在前沿技术领域进行重点布局与攻关。

1) 发展基于多保真度融合与降阶模型的高效设计建模体系。应重点探索基于机器学习的流场降阶模型(ROM)以及智能混合方法(如CFD与涡方法、面元法的耦合)。目标是构建一个分层级、可配置的建模工具链:在方案设计阶段使用超快代理模型进行海量方案筛选;在初步设计阶段使用中等保真模型进行参数优化;在详细设计阶段,仅对关键工况使用高保真CFD/CSD进行最终验证。这需要发展多保真度数据融合算法,利用少量高精度数据持续校正和更新低阶模型,在保持关键物理机理保真度的前提下,将高精度气动分析的计算成本降低1~2个数量级,使其能够应用于设计初期的优化循环。

2) 构建高置信度的气动—伺服—弹性(ASE)一体化耦合仿真平台。未来的动力学设计必须实现从气动弹性向“气动—伺服—弹性”的维度跨越。对于共轴刚性旋翼直升机,其高刚度特性使得旋翼一阶挥舞频率大幅提升(通常大于 $1.4\Omega$ ),这导致结构模态频率与高带宽电传飞控系统的作动频率区间发生重叠。传统的将飞控律设计与结构动力学设计解耦的串行流程,极易导致严重的“结构—伺服耦合失稳”或驾驶员诱发振荡(PIO)。因此,必须建立涵盖“非定常气动力—弹性机体—

高频作动器—飞控算法”的闭环全耦合仿真环境,在设计早期即识别并抑制伺服气弹不稳定性,这是保证高速共轴直升机操纵品质与飞行安全的关键。

3) 建立虚实融合的先进试验验证与数字孪生体系。应大力发展基于数字孪生的混合验证技术,将有限的、关键的物理试验数据与高保真仿真模型进行深度融合与相互驱动。通过数字孪生模型,可以在虚拟空间中极大地拓展试验工况,预测极端条件下的系统行为,从而降低实物试验的成本和风险,加速研制进程。此外,探索基于人工智能算法的振动主动控制策略,以及将压电纤维复合材料、磁流变智能材料(如卫丽君等<sup>[49]</sup>研究的磁流变减摆器)等智能结构应用于旋翼和机体,实现从振动源到传递路径的主动抑制,也是未来振动控制的重要发展方向。在拓展研究方面,程健来等<sup>[50]</sup>关于直升机雷达散射截面(RCS)缩减的研究,展示了电磁超构材料与磁性材料在直升机强散射源隐身设计中的应用潜力,预示着共轴直升机动力学设计与隐身性能等多学科优化将成为未来的重要趋势。

4) 推动基于仿真的适航取证(Certification by Analysis, CbA)方法。其最终目标是构建具备适航级置信度的仿真体系。这要求建立包含不确定性量化(UQ)与模型确认(V&V)的严格规范。通过对模型输入、本身及预测结果的不确定性进行量化,并利用分层级的试验数据对模型进行系统性确认,可以数学化地界定仿真结果的置信度边界。当置信度达到适航当局认可的水平时,高保真仿真结果将有能力替代部分高风险、高成本的物理试飞科目(如临界颤振速度试飞),从而从根本上重塑直升机的研制周期与成本结构,实现以算力换时间、以数据换安全。

## 4 结束语

共轴刚性旋翼直升机旋翼/机体耦合动力学不仅是决定其振动水平的技术细节,更是制约新一代高速旋翼飞行器飞行包线扩展与结构完整性的核心瓶颈。本文从理论建模、试验验证、工程应用 3 个维度,系统梳理了该领域的研究现状与技术挑战。分析表明,理论建模正从单一物理场向多保真度异构融合演进,试验验证亟待破解相似律

悖论并迈向全场感知,工程应用则需构建“设计—验证—适航”的数字化闭环。突破上述瓶颈的关键在于构建气动—伺服—弹性一体化建模、虚实融合试验验证及分析驱动适航取证的完整数字化技术链,从而推动共轴刚性旋翼直升机动力学设计从经验依赖走向高置信度模型驱动的新范式。

## 参考文献

- [1] BLACKWELL R, MILLOTT T. Dynamics design characteristics of the Sikorsky X2 technology demonstrator aircraft [C]// 64th Annual Forum of the American Helicopter Society. US: AIAA, 2008: 1-13.
- [2] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学技术, 2012, 23(3): 9-14.  
DENG Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012, 23(3): 9-14. (in Chinese)
- [3] LEISHMAN J G. Aerodynamic performance considerations in the design of a coaxial proprotor[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(1): 12005-12014.
- [4] WALSH D, WEINER S, ARIFIAN K, et al. High air-speed testing of the Sikorsky X2 technology demonstrator [C]// 67th Annual Forum of the American Helicopter Society. US: AIAA, 2011: 1-12.
- [5] INSTITUTE R P, JACOBELLIS G, LABORATORY U A R, et al. A physics-based approach to trim optimization of coaxial helicopters in high-speed flight[C]// Proceedings of the Vertical Flight Society 71st Annual Forum. Virginia Beach, VA: The Vertical Flight Society, 2015: 1-17.
- [6] GIOVANETTI E, HALL K. Minimum loss load, twist, and chord distributions for coaxial helicopters in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2017, 62(1): 1-9.
- [7] GERSTENBERGER W, WOOD E R. Analysis of helicopter aeroelastic characteristics in high-speed flight[J]. AIAA Journal, 1963, 1(10): 2366-2381.
- [8] KVATERNIK R. The NASA/industry design analysis methods for vibrations (DAMVIBS) program—a government overview [C]// 33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Dallas, TX, USA: AIAA, 1992: 2200-2212.
- [9] CRONKHITE J. The NASA/industry design analysis methods for vibrations (DAMVIBS) program—bell helicopter textron accomplishments[C]// 33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Dallas, TX, USA: AIAA, 1992: 1905-1918.
- [10] RAND O, KHROMOV V. Aerodynamic optimization of coaxial rotor in hover and axial flight[C]// 27th International Congress of The Aeronautical Sciences. US: IEEE, 2013: 1-13.
- [11] ZHAO J G, HE C J. A finite state dynamic wake model en-

- hanced with vortex particle method-derived modeling parameters for coaxial rotor simulation and analysis[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2016, 61(2): 1-9.
- [12] BAGAI A, LEISHMAN J G. Free-wake analysis of tandem, tilt-rotor and coaxial rotor configurations[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1996, 41(3): 196-207.
- [13] SINGH P, FRIEDMANN P P. Application of vortex methods to coaxial rotor wake and load calculations in hover[J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55(1): 373-381.
- [14] LAKSHMINARAYAN V K, BAEDER J D. High-resolution computational investigation of trimmed coaxial rotor aerodynamics in hover[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2009, 54(4): 042008.
- [15] 朱正, 招启军, 李鹏. 悬停状态共轴刚性双旋翼非定常流动干扰机理[J]. *航空学报*, 2016, 37(2): 568-578.  
ZHU Zheng, ZHAO Qijun, LI Peng. Unsteady flow interaction mechanism of coaxial rigid rotors in hover[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(2): 568-578. (in Chinese)
- [16] 杨柳青, 赵国庆, 王清, 等. 旋翼翼型激波/边界层干扰特性分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2025, 57(4): 739-748.  
YANG Liuqing, ZHAO Guoqing, WANG Qing, et al. Characteristics of shock wave/boundary layer interactions on rotor airfoils[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2025, 57(4): 739-748. (in Chinese)
- [17] SCHÄFERLEIN N E, KOWARSCH U, KEßLER M, KRÄMER E. Aeroelastic simulation of the tail shake phenomenon[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2018, 63(3): 1-17.
- [18] AMIRAUX M. Numerical simulation and validation of helicopter blade-vortex interaction using coupled CFD/CSD and three levels of aerodynamic modeling[D]. College Park, MD: University of Maryland, College Park, 2014.
- [19] 王司文, 韩景龙, 员海玮. ABC共轴直升机旋翼/机身耦合振动响应分析[J]. *振动工程学报*, 2023, 36(5): 1318-1325.  
WANG Siwen, HAN Jinglong, YUN Haiwei. Analysis of coupled rotor/fuselage vibration response of ABC coaxial helicopter[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2023, 36(5): 1318-1325. (in Chinese)
- [20] 张威, 赵洪, 徐明. 基于多重置信度优化的尾座式无人机共轴双旋翼气动设计[J]. *航空学报*, 2026, 47(4): 37-47.  
ZHANG Wei, ZHAO Hong, XU Ming. Aerodynamic design of coaxial rotor for tailsitter UAV based on multi-fidelity optimization[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2026, 47(4): 37-47. (in Chinese)
- [21] 赵荣泽, 王博, 曹德松, 等. 基于贝叶斯优化方法的高速共轴对转螺旋桨桨叶气动外形优化设计[J]. *空气动力学学报*, 2025, 43(3): 67-77.  
ZHAO Rongze, WANG Bo, CAO Desong, et al. Aerodynamic shape optimization design of high-speed coaxial counter-rotating propeller blades based on Bayesian optimization method[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2025, 43(3): 67-77. (in Chinese)
- [22] GO J, KIM D, CHAE S, et al. Performance and loads analysis of compound helicopters using a rigid coaxial rotor[C]//6th Asian/Australian Rotorcraft Forum. US: IEEE, 2017: 1-10.
- [23] JACOBELLIS G, ANUSONTI-INTHRA P, GANDHI F. Investigation of blade loads on a modern high-speed lift-offset coaxial helicopter using coupled computational fluid dynamics/computational structural dynamics[C]//AHS Aeromechanics Specialists' Meeting. US: IEEE, 2018: 1-13.
- [24] 陈全龙, 韩景龙, 员海玮. 旋翼/机身耦合问题的CFD/CSD分析方法[J]. *振动工程学报*, 2014, 27(3): 370-376.  
CHEN Quanlong, HAN Jinglong, YUN Haiwei. CFD/CSD method for coupled rotor/fuselage vibration analysis[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2014, 27(3): 370-376. (in Chinese)
- [25] 陈金鹤, 索谦, 张威, 等. 刚性旋翼参数对纵向动稳定性影响分析[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(12): 377-384.  
CHEN Jinhe, SUO Qian, ZHANG Wei, et al. Effect of rigid rotor parameters on longitudinal dynamic stability[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(12): 377-384. (in Chinese)
- [26] 余智豪, 周云. 共轴刚性旋翼低阶动载荷特性分析[J]. *动力学与控制学报*, 2023, 21(3): 69-76.  
YU Zhihao, ZHOU Yun. Lower harmonic load analysis of coaxial rigid rotor[J]. *Journal of Dynamics and Control*, 2023, 21(3): 69-76. (in Chinese)
- [27] CHENG Q Y, ZHU Y, FENG Z Z, et al. A coupled helicopter rotor/fuselage dynamics model using finite element multi-body[J]. *MATEC Web of Conferences*, 2016, 77: 01016.
- [28] 李博, 王潇. 共轴双旋翼/尾推桨/传动耦合系统动力学建模与固有特性分析[J]. *航空学报*, 2024, 45(9): 528945.  
LI Bo, WANG Xiao. Dynamic modeling and modal analysis of coaxial rotors/auxiliary propeller/drive train coupled system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(9): 528945. (in Chinese)
- [29] POTSDAM M, YEO H, JOHNSON W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 732-742.
- [30] YEO H, JOHNSON W. Performance and loads analysis of a utility helicopter with an improved hub fairing[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2005, 50(3): 225-236.
- [31] 谭剑锋, 孙义鸣, 王浩文, 等. 共轴刚性双旋翼非定常气动干扰载荷分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(1): 50-62.  
TAN Jianfeng, SUN Yiming, WANG Haowen, et al. Analysis of rigid coaxial rotor unsteady interactional aerodynamic loads[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(1): 50-62. (in Chinese)
- [32] KLIMCHENKO V. CFD/CSD study of interactional aerodynamics of a coaxial compound helicopter in high-speed for-

- ward flight [D]. College Park, MD: University of Maryland, College Park, 2020.
- [33] WELLER W H, DAVIS M W. Wind tunnel tests of helicopter blade designs optimized for minimum vibration [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1989, 34(3): 40-50.
- [34] YEAGER W T, MIRICK P H, HAMOUDA M H, et al. Rotorcraft aeroelastic testing in the langley transonic dynamics tunnel [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1993, 38(3): 73-82.
- [35] WILBUR M. Development of a rotor-body coupled analysis for an active mount aero elastic rotor testbed [D]. Washington D. C., USA: George Washington University, 1996.
- [36] BOUSMAN W G. An experimental investigation of the effects of aeroelastic couplings on aeromechanical stability of a hingeless rotor helicopter [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1981, 26(1): 46-54.
- [37] JOHNSON W. Influence of unsteady aerodynamics on hingeless rotor ground resonance [J]. *Journal of Aircraft*, 1982, 19(8): 668-673.
- [38] FRIEDMANN P P, VENKATESAN C. Coupled helicopter rotor/body aeromechanical stability comparison of theoretical and experimental results [J]. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(2): 148-155.
- [39] SCHMAUS J. Aeromechanics of a high speed coaxial helicopter rotor [D]. College Park, MD: University of Maryland, College Park, 2020.
- [40] HAN C H, YUN C Y, KIM S J, et al. Aeromechanical stability investigation of a composite hingeless rotor in hover [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2003, 48(3): 159-166.
- [41] 凌爱民. 无轴承旋翼直升机气动机械稳定性分析 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2011, 43(3): 413-418.  
LING Aimin. Analysis of aeromechanical stability for bearingless rotor helicopters [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2011, 43(3): 413-418. (in Chinese)
- [42] 孙朋朋, 刘平安, 樊枫, 等. 悬停状态共轴刚性旋翼机身气动干扰特性 [J]. *航空学报*, 2024, 45(9): 529284.  
SUN Pengpeng, LIU Ping'an, FAN Feng, et al. Aerodynamic interaction characteristics of coaxial rigid rotor-fuselage in hover condition [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(9): 529284. (in Chinese)
- [43] 刘琦, 史勇杰, 胡志远, 等. 共轴刚性旋翼气动及噪声特性的参数影响分析 [J]. *航空学报*, 2024, 45(9): 106-120.  
LIU Qi, SHI Yongjie, HU Zhiyuan, et al. Parameter effects analysis on aerodynamic and aeroacoustic characteristics of coaxial rigid rotor [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(9): 106-120. (in Chinese)
- [44] 车海峰, 叶靓, 邱福生, 等. 机身形状对共轴尾推螺旋桨气动干扰影响研究 [J]. *气动研究与试验*, 2023, 1(6): 41-50.  
CHE Haifeng, YE Liang, QIU Fusheng, et al. Research on aerodynamic interference influence of airframe shape on coaxial tail propeller [J]. *Aerodynamic Research & Experiment*, 2023, 1(6): 41-50. (in Chinese)
- [45] PAGLINO V M, BENO E. Full-scale wind tunnel investigation of the advancing blade concept rotor system: Sikorsky Engineering Report 50705 [R]. US: United Aircraft Corporation, 1971.
- [46] LORBER P, AIRCRAFT S, CENTER U T R, et al. Overview of S-97 RAIDER scale model tests [C] // *Proceedings of the Vertical Flight Society 72nd Annual Forum*. West Palm Beach, Florida: The Vertical Flight Society, 2016: 1-17.
- [47] ZHAO J G, BRIGLEY M, MODARRES R, et al. S-97 raider rotor vibratory loads analysis using CFD-CSD [C] // *AIAA Scitech 2019 Forum*. San Diego, California: AIAA, 2019: 860-871.
- [48] COMPANY S A L M, TUOZZO N, COMPANY T B, et al. Analytic tool correlation status for the joint multi-role technology demonstrator program [C] // *Proceedings of the Vertical Flight Society 73rd Annual Forum*. Fort Worth, Texas: The Vertical Flight Society, 2017: 1-16.
- [49] 卫丽君, 李书. 悬停状态带磁流变减摆器直升机的动稳定性分析 [J]. *振动工程学报*, 2012, 25(6): 745-751.  
WEI Lijun, LI Shu. The helicopter dynamic stability analysis in hover condition using magneto-rheological dampers [J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2012, 25(6): 745-751. (in Chinese)
- [50] 程健来, 孔祥鲲, 费钟阳, 等. 吸波材料覆盖直升机强散射源 RCS 缩减分析 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2024, 56(2): 217-226.  
CHENG Jianlai, KONG Xiangkun, FEI Zhongyang, et al. RCS reduction analysis of helicopter's strong scattering source covered with absorbing materials [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2024, 56(2): 217-226. (in Chinese)

(编辑:马文静)