



直升机CFD仿真现状与发展趋势分析

肖中云 郭永恒 张露 崔兴达

An analysis of current status and prospects of CFD based simulation of rotorcrafts

XIAO Zhongyun, GUO Yongheng, ZHANG Lu, CUI Xingda

引用本文:

肖中云, 郭永恒, 张露, 等. 直升机CFD仿真现状与发展趋势分析[J]. *空气动力学学报*, 2021, 39(4): 14–25. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2020.0067

XIAO Zhongyun, GUO Yongheng, ZHANG Lu, et al. An analysis of current status and prospects of CFD based simulation of rotorcrafts[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(4): 14–25. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2020.0067

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0067>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

适用于非定常流模拟的分布式并行GMRES方法

A GMRES method on distributed parallel computers for unsteady flow simulation

空气动力学学报. 2019, 37(5): 834–843 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0185>

直升机关键技术及未来发展与设想

A perspective of the future development of key helicopter technologies

空气动力学学报. 2021, 39(3): 1–10 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0042>

基于桨盘倾角的直升机涡环状态边界修正计算方法

Revised calculation method for helicopter vortex–ring state boundary based on flight attitude

空气动力学学报. 2018, 36(1): 31–34 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0203>

直升机与舰船耦合流场的旋涡与分离特性

Vortex and separation of coupled flow field between helicopter and ship

空气动力学学报. 2020, 38(5): 971–979 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0002>

高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势

Hypersonic boundary layer transition: what we know, where shall we go

空气动力学学报. 2017, 35(3): 311–337 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0030>

直升机旋翼的瞬态飞行地面效应流场模拟

Flow field simulation for a helicopter rotor in transient flying with ground effect

空气动力学学报. 2017, 35(5): 650–654 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0066>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com

网址: <http://kqdlxxb.xml-journal.net/>



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2021)04-0014-12

直升机 CFD 仿真现状与发展趋势分析

肖中云, 郭永恒*, 张露, 崔兴达

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘要:传统直升机气动设计较多依赖升力线理论、涡流理论等工程分析方法, 高性能计算使采用 CFD 方法开展“第一性原理”仿真成为可能。本文从旋翼运动特点出发介绍了直升机区别于固定翼飞机的一些特殊计算方法, 指出当前 CFD 方法在直升机实际应用中存在的不足。在此基础上, 探讨了国外先进直升机 CFD 软件的发展策略与技术途径, 从多求解器耦合、网格动态自适应技术、高阶格式与湍流模型的选取、多学科耦合求解等四个方面分析了这些软件的特点与技术优势。最后就如何适应未来发展需要, 提出了直升机 CFD 能力建设方面的几点建议。分析表明, 直升机由于旋翼运动具有与操纵输入、结构变形相耦合的特点, 分部件及单学科的 CFD 分析方法与真实飞行状态存在偏差, 多学科耦合分析与旋翼尾迹的精细模拟应当是软件未来发展的重点。

关键词:直升机; 多学科; 仿真; 并行; 航空力学

中图分类号: V211.3; V212.4 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0067

An analysis of current status and prospects of CFD based simulation of rotorcrafts

XIAO Zhongyun, GUO Yongheng*, ZHANG Lu, CUI Xingda

(Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Traditionally, the aerodynamic design of rotorcrafts relies heavily on engineering analysis methods such as lift line or vortex theory. Nowadays, however, high-performance computing makes the high-fidelity first principle simulation possible by computational fluid dynamics (CFD) methods. Based on the characteristics of rotor motions, some particular CFD methods are introduced and compared with those for fixed wings, and the shortcomings of current CFD in engineering applications are pointed out. On this basis, the development strategies and technical routines of foreign advanced helicopter CFD softwares are discussed, whose numerical methods and related technique merits are analyzed from multiple aspects including multi-solver coupling, dynamically adaptive mesh refinement, high-order schemes, turbulence models, and multi-disciplinary coupling analyses. Lastly, some suggestions on rotorcraft simulations are put forward to satisfy future needs. Due to the coupling between rotor motions and control inputs as well as structural deformations, results of CFD simulations in the way of part-by-part analyses or single-disciplinary modeling deviate from actual flight states. Therefore, future softwares of rotorcrafts should focus on multi-disciplinary coupled solutions and high resolution of rotor wakes.

Keywords: rotorcraft; multi-disciplinary; simulation; parallel; aeromechanics

0 引言

直升机^[1-3]是一种依靠旋翼产生升力、能够垂直

起降、长时间空中悬停的飞行器, 其飞行包线左边界性能优于其它任何飞行器种类。直升机依靠旋翼进行操纵, 能够朝着前后左右及任意方向飞行, 机动性

收稿日期: 2020-04-21; 修订日期: 2020-07-20; 录用日期: 2020-07-22; 网络出版时间: 2020-09-10

基金项目: 国家数值风洞工程(NNW)

作者简介: 肖中云(1977-), 男, 四川大竹人, 研究员, 研究方向: 计算空气动力学. E-mail: scxiaozy@sina.cn

通信作者: 郭永恒*, 助理研究员, 研究方向: 计算空气动力学. E-mail: matrixspace@163.com

引用格式: 肖中云, 郭永恒, 张露, 等. 直升机 CFD 仿真现状与发展趋势分析[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 14-25.

XIAO Z Y, GUO Y H, ZHANG L, et al. An analysis of current status and prospects of CFD based simulation of rotorcrafts[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 14-25(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0067

能良好。同时,直升机还具有良好的安全性,即使在失去动力的前提下,旋翼可以通过类似风车运动原理实现自转下滑,降低触地速度,最大限度地保证人员安全。直升机以上述优良的特点在军事和民用领域得到广泛应用,时至今日,世界航空发达国家仍在不遗余力地发展直升机技术^[4-5],主要体现在,一是提高直升机的最大前飞速度,满足快速侦察及打击的军事需要;二是提高最大起飞重量满足重装运输的要求;三是提升飞行高度满足高原山区的使用要求;四是降低噪声指标以适应满足日益严苛的城市适航标准。

长期以来,直升机空气动力学分析依赖于经典的基于动量、叶素及涡流理论的工程分析方法^[6-7],气动力模型的选取(包括非线性、非正常和自由度数目的多少)对仿真精度有直接影响,而且不同仿真目的所选择的模型差异也较大。比如常规单旋翼带尾桨直升机模型要包含旋翼、尾桨、机身、平尾和立尾等各部件气动力模型,运动学模型以及各模型间的耦合与约束。在这些部件气动力模型当中,旋翼模型最为复杂,国内外研究学者相继发展了均匀/非均匀入流模型、静态/动态入流模型、动态失速模型,考虑桨尖涡系影响又发展了预定尾迹、自由尾迹等模型^[8]。总的来说,这些模型计算量小,在解决工程计算问题上发挥了很大作用,但由于较强依赖于工程经验参数,缺少流动细节,不能满足日益复杂工程问题的研究需要。对固定翼 CFD 方法加以改造,使之能够模拟旋翼周期运动状态,便形成了最初的直升机 CFD 方法。这些改造包括非惯性旋转坐标系计算、周期性边界条件、动网格非定常模拟及可压缩低速预处理方法等。尽管近年来直升机 CFD 从计算方法和计算机能力上都获得了很大进展,但是将其直接用于工程设计却一直难有大的突破,主要原因是 CFD 还没能忠实还原实际飞行状态^[9]。真实飞行条件下影响直升机旋翼性能的有操纵的因素、有挥舞运动的因素、有桨叶弹性变形因素,以及与机身近距耦合的影响等,忽略其中任何一个因素都可能导致较大误差。所以,当直升机 CFD 一方面用于获得基本气动性能,甚至开展部件气动设计的同时,另一方面却很难将其融入到型号项目的数据体系中,起到对直升机的全机气动性能、操稳特性、振动载荷分析的支撑作用,很大程度削弱了 CFD 在直升机工程设计中的作用发挥。

围绕直升机 CFD 的当前不足和下一步发展方向,本文从以下三个方面进行探讨。首先是介绍了 CFD 在直升机领域的发展现状及面临的问题,然后就解决这些问题分析了国外航空发达国家的发展策略与技术路线,最后提出了对未来发展路线的思考和几

点建议。

1 直升机 CFD 方法发展及面临的问题

1.1 直升机相关的 CFD 方法

直升机区别于固定翼飞机的典型特征包括旋翼非定常运动和旋翼尾迹影响,为了将 CFD 方法应用于直升机模拟,国内外发展了系列针对直升机运动特点的特殊模拟方法^[10-12],形成了具有一定知名度的直升机专用 CFD 软件。表 1 列出了 2015 年参与 AIAA 直升机模拟工作组标准算例考核的软件名称,这些软件包括美国 Maryland 大学的 Overturns^[13]、Georgia 大学的 GT-Hybrid^[14]、英国 Glasgow 大学的 HMB^[15]、法国宇航的 elsA^[16]、美国 NASA 的 Overflow-D 及 CREAT AV 项目的 Helios 等。从网格类型上看,模拟直升机的网格包括结构网格、非结构网格、笛卡尔网格等,上述软件大多针对某一种网格类型,采用特定数据结构和计算方法进行流场求解,与众不同的是,Helios 软件通过发展高效率的软件集成框架,使之能够采用多种网格、多个异构求解器耦合对直升机流场进行模拟。在尾迹模拟法上,GT-Hybrid 采用了 CFD 与自由尾迹相结合的方法,即在桨叶附近,尾迹通过 CFD 模拟得到,然后通过拉格朗日方法计算尾迹在空间的发展;Overturns 采用了一种称为涡追踪网格的技术,涡网格随桨尖涡尾迹发展而变化,与原有网格构成重叠关系;其余软件采用了直接计算旋翼尾迹的方法,桨尖涡的数值耗散是这类方法需要解决的难题。

表 1 国外直升机 CFD 软件一览表
Table 1 A list of foreign rotorcraft CFD solvers

软件名称	机构	网格类型	尾迹模拟
GT-Hybrid	Georgia大学	结构网格	自由尾迹
Overturns	Maryland大学	结构网格	涡追踪网格
HMB	Glasgow大学	结构网格	直接模拟
U ² NCLE	Toledo大学	非结构网格	直接模拟
ElsA	ONERA	结构/非结构	直接模拟
Overflow-D	NASA	结构网格	直接模拟
Helios	CREAT AV	混合网格	直接模拟

国内自主旋翼 CFD 软件在近二十年也获得了长足的发展,如南京航空航天大学的 CLORNS^[17, 18]、西北工业大学 PMNS3D^[19-20]、中国空气动力研究与发展中心的 PMB3D^[21-22]等。这些软件从模拟旋翼的悬停和前飞状态出发,分别发展了非惯性坐标系、动态重叠网格、高效旋翼配平等方法,其中 CLORNS 侧重发展了旋翼尾迹预测方法,如 CFD 与自由尾迹模

型相结合的方法、涡粒子方法等, PMB3D 侧重发展了旋翼的动网格计算方法, 包括并行重叠网格装配与隐式求解、非定常预处理等算法。从公开发表的结果来看, 当前方法在计算桨叶压力系数分布、旋翼拉力与扭矩等平均量上与标模试验值吻合较好, 但在旋涡干扰、桨叶振动载荷预测等方面仍有差距, 一些新的计算方法(如考虑弹性变形影响)仍在不断发展完善当中。

由于运动规律和特点的不同, 旋翼 CFD 方法形成了部分不同于固定翼求解的特殊方法。这些方法中有的基于旋翼周期性运动规律而设计, 如非惯性坐标系求解、谐波平衡法等; 有的专门针对旋翼尾迹的模拟问题, 如涡粒子方法, 下面对这些方法的特点进行阐述。非惯性旋转坐标系^[23]专门针对旋翼的悬停状态, 即在固连于桨叶的旋转坐标系下观察, 悬停流场为具有旋转对称性的定常流场, 因此可以将惯性系下的非定常问题转化为在旋转坐标系下的定常求解^[21]。为了节约计算量, 可以只对旋翼的单片桨叶进行模拟, 旋转方向上为周期性边界条件。惯性系下的动网格非定常计算方法适合于直升机的悬停、前飞以及任意机动状态的模拟。采用动网格技术模拟旋翼和尾桨的运动, 运动嵌套网格方法是当前较为普遍的做法, 适用于结构或者非结构网格, 该方法目前发展有洞边界自动查询技术及并行重叠网格装配技术, 取得了很好的重叠网格装配效果及装配效率。谐波平衡法是从透平机械等内流模拟中发展而来, 由于直升机旋翼同样具有周期性运动的特点, 因此同样可以适用于谐波平衡法求解^[24], 谐波平衡法的优势体现在将非定常流动控制方程转化数个定常方程求解, 有效减少了计算量, 适用于旋翼前飞流场的计算。

当前基于欧拉观点的 CFD 方法还普遍存在数值耗散过大的问题, 不能准确预测桨尖涡带来的影响, 因此产生了 CFD 与尾迹模型结合的计算方法。一种做法是在计算区域中嵌入自由尾迹模型, 另一种做法是求解涡量输运模型(Vortex Transport Model, VTM), 涡量输运模型由于直接对涡量控制方程进行求解, 而涡量是速度的导数项, 有利于更加准确的控制旋涡耗散, 避开了传统方法求解速度方程产生的数值耗散过大的问题。图 1 显示了用有限体积法求解 VTM 模型得到的共轴双旋翼旋涡尾迹^[25]。VTM 模型的拉格朗日求解方法又称为涡粒子法^[26-27], 其计算思路是在桨叶附近采用 CFD 模拟桨尖涡的生成, 在桨叶外围采用拉格朗日方法模拟涡量输运方程^[26]。

1.2 工程应用面临的问题

近年来, CFD 在固定翼飞机上的应用得到了长足

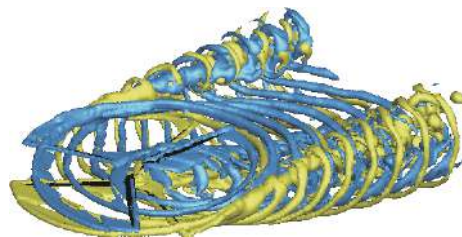


图 1 VTM 模拟得到的旋涡尾迹^[25]

Fig. 1 Vortex wakes obtained by a simulation based on the vortex transport model^[25]

的发展^[28], 但是在直升机上的应用还存在较大的差距。对于直升机, CFD 应用通常因必须适应旋翼部件相对于机身的旋转运动而变得复杂, 主要表现在以下四个方面。首先, 一般情况下旋翼流动模拟是一个在动网格条件下的非定常计算过程, 计算量比对应定常计算高出一个量级。其次, 由于旋翼叶片的细长柔性梁变形特性, 工作状态下存在弹性变形, 涉及气动结构两个学科的耦合模拟增加了计算难度。第三, 旋翼既是提供升力的部件, 也是提供操纵力矩的部件, 因此除非旋翼解代表实际的配平状态, 否则它们几乎没有用处, 这意味着旋翼(直升机)模拟需要在流场求解过程中达到力和力矩的平衡^[29-30]。最后, 旋翼自身产生的涡流尾迹贴近旋翼和机身, 产生一系列复杂的桨涡干扰、旋翼机身干扰现象, 而准确模拟这些旋涡及其干扰现象, 对网格方法和格式精度的要求极高^[31-32]。上述困难意味着直升机 CFD 模拟具有很强的特殊性, 传统 CFD 软件在使用过程中存在精度效率不足、适用性弱、易用性差等种种问题, 迫切需要有针对性地发展专门的数值方法和软件, 形成贴近工程适用的数值仿真分析工具, 扩大 CFD 在直升机工程型号研制中的作用和贡献度。

2 国外发展策略与技术路线

2.1 发展策略与趋势

直升机气动相关软件包括了概念设计工具软件、旋翼动力学综合分析软件、计算流体力学软件等几大类。其中动力学综合分析软件采用快速气动模型, 在使用中占了较大的比重, 如 CAMRAD^[8]、FlightLab^[33]等。近年来, 随着高性能计算机和计算技术的发展, 以高性能计算为支撑的建模与仿真技术研究受到了空前的重视。美国国防部提出了基于仿真的采办(Simulation Based Acquisition, SBA)的概念^[34-35], 其核心思想是通过采用建模与仿真技术, 指导装备开发与采办, 实现系统全生命周期各阶段的协同工作。在该思想指导下, 美军高性能计算现代化计划(HPCMP)

发起了“计算研究和工程采办工具与环境”(CREATE)项目^[36-39],其中针对直升机专门开发高逼真度、全尺度、多物理分析工具(Helios)^[40-41],该工具采用模块化、可扩展性强的软件架构,在大量集成CFD现有软件成果的同时,针对性地发展符合直升机特点的软件模块,取得了很好的效果。该项目从2008年开始实施,目前已经发布了九个版本,在工业界、研究所、高校等部门得到推广使用^[42-45]。未来Helios还将面向联合多任务旋翼机技术演示(JMR-TD)等项目继续开发和改进。该软件工程同时是支撑美国国防部“数字工程战略”^[46]的一部分,其长期目标是通过发展建模、仿真与可视化技术,建立基于物理特性的模型,最终实现利用虚拟样机代替物理样机对产品进行创新设计、测试、评估和人员训练。总的来说,国外以高性能计算为支撑的直升机CFD软件呈现出火热的发展势头,从技术路线上包含以下几个方面特点。

2.2 多网格类型异构求解器的耦合

从单一网格计算发展到采用多种类型网格和多个求解器对一个案例进行模拟^[47-49]。传统CFD代码通常只采用一种网格类型,如结构网格、非结构网格^[50]或者笛卡尔网格^[51],每种网格类型有着各自的优势与劣势,比如,笛卡尔网格易于生成、实现自适应以及拓展到高阶精度,但是不适合模拟复杂几何外形的边界层;结构化贴体网格在模拟边界层方面表现很好,但是复杂几何的网格生成十分繁琐,对用户经验要求较高;非结构网格适合于复杂几何,网格生成相对容易,但空间精度又通常只能到二阶,并且其数据结构的计算效率要低于结构化网格。因此,当一种网格类型在流场的某个部分带来好处的时候,在其他方面也有不利之处,如果一个计算框架下可以包含多种网格类型的话,就可以针对具体问题对网格策略进行优化,使计算效率和精度达到最佳。模拟旋翼的双网格计算模式如图2所示。采用多种网格重叠的模拟方式在Overflow^[52]、Helios^[43]、Kestral^[53-54]等软件上得到应用,在Helios项目中,典型的应用方式是在旋翼桨叶上采用结构化网格、在直升机桨毂和机身上采用非结构化网格、在远离物面的区域采用笛卡尔网格。除了上述网格类型外,Helios还引入了能够自动生成物面贴体网格的“绳网格”(Strand Grid)^[55-56]。绳网格和笛卡尔网格相似具有如下优点:首先,用极小的内存就可以进行描述,这样可以在参与并行计算的每个进程上存储总体网格信息,有利于效率和多域连接可扩展性的提高;其次,绳网格和笛卡尔网格具有结构化特征,有利于实现高阶精度离散,如高阶有

限差分方法,线隐式求解方法和定向多重网格粗化方法;第三,绳网格和笛卡尔网格容易实现网格自适应,可以对重要流场特征进行网格局部加密。绳网格在法线方向上是结构化的,网格加密只发生在面网格方向上,不会出现四面体网格单元加密那样质量下降的问题。

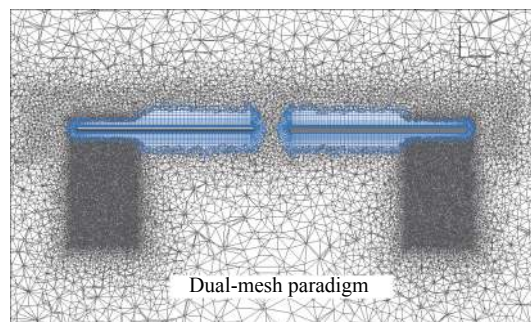


图2 模拟旋翼的双网格计算模式

Fig. 2 Dual-mesh paradigm for rotor simulation

为了实现高效率的多求解器耦合计算,一个趋势是发展实现多学科计算的统一计算框架^[40, 57-59],该框架通常包含几个独立代码或模块,彼此之间相互耦合实现数据交换并沿时间方向推进求解。文献^[60]将目前发展的支持不同代码数据交换的计算架构分为了以下三类:第一类是高层级的执行管理器,用于管理不同学科代码的执行,每个代码独立运行,相互之间通过文件方式交换数据;第二类是低层级框架,由框架提供的公共数据格式和通讯接口,各个模块在统一规则下运行;第三类是介于第一、二类之间的中间层级框架,中间层级框架采用了高层级的执行管理器方式,同时模块之间的数据交换通过程序接口完成,用内存级的数据交换方式代替文件交换。Helios^[60]采用了基于Python语言的中间层级软件框架(见图3)。在Helios框架中,自适应笛卡尔网格SAMRAI^[61]用的是C++语言,近物面CFD求解器NSU3D、背景网格求解器ARC3DC以及重叠网格装配软件(CHIMPS+挖洞软件^[62])用的是Fortran90。各模块通

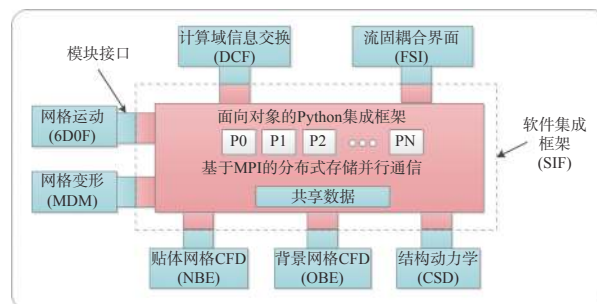


图3 Helios软件集成框架^[40]

Fig. 3 The integration framework of Helios^[40]

过标准接口组装到 Python 架构中,由 Python 脚本控制每个求解器的“时间步进”,以及各求解器之前数据交换的频率。Python 软件架构的优势是将各个模块当作一个对象,提供了一种便捷的面向对象的方式来组装复杂多学科模拟问题,实现对已有代码的重用和减少软件维护成本;另外,Python 架构通过接口层来管理 Python 和各模块之间的数据交换,在没有内存副本和文件 IO 的情况下传递数据。

2.3 并行可扩展的网格动态自适应技术

采用求解 Navier-Stokes 方程的方法模拟直升机的一大障碍是数值耗散对旋翼尾迹的影响,这种障碍可以通过在尾迹区布置非常密的网格加以解决。但全局加密对计算资源的消耗极大, Pulliam 等^[32]采用 Overflow 对 V-22 倾转旋翼进行模拟,当内层网格尺度从 10% 桨尖弦长减小到 1% 桨尖弦长时,网格量从 1400 万剧增到 30 亿,并且仅在此时才得到了涡核直径趋近于试验测量值的结果。一种有效的解决方法是采用空间自适应网格加密 AMR (Adaptive Mesh Refinement) 技术^[63], AMR 根据求解重要流场特征的需要自动加密或稀疏网格,将大计算量、高存储放在这些需要加密的局部区域,从而得到比全局加密更有效的解决方案。AMR 目前发展有基于单元的自适应加密网格 (cell-based AMR) 和基于块的自适应加密网格 (block structured AMR, 简写 SAMR), 如图 4 所示,前者根据流场特征对待加密网格单元进行标记,后者在前者基础上进一步将这些待加密单元群聚为待加密网格块。控制加密网格块生成的参数称为群聚阈值^[64] (Cluster Threshold), 比如当该值取 0.4 时,意味着某块区域当标记单元占比为 40% 时就可以合成为一个待加密的网格块,如果该阈值提高,待加密网格块则更贴近于被标记的网格单元,网格块数也就更多。目前众多的自适应加密第三方库中,采用前一种方法的有 libMesh^[65]、P4est^[66] 等,采用后一种方法的有 CHOMBO^[67]、PARAMESH^[68] 和 SAMRAI^[61] 等。这些三方库将自适应网格加密和并行负载平衡等函

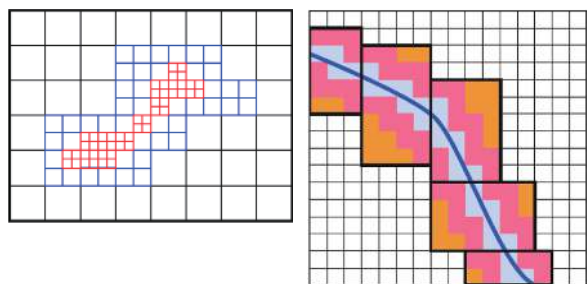


图 4 单元 AMR 与 SAMR 比较^[69]

Fig. 4 A comparison between the (left) cell-based and the (right) block structured AMR^[69]

数封装为独立模块,将其与所解决的具体物理问题和算法隔离开来。在这些三方库中,有的由于整套网络的拓扑结构在每个计算节点上都是重复存储的,因此对于大规模并行计算来说,随着网格数量的增加,存储量就会成为一个不可避免的问题。

自适应在非结构网格定常计算问题中得到比较多的应用,直升机应用中非常关心非定常计算问题中的网格动态自适应——即随着流场特征的变化进行网格加密和粗化。在并行计算机环境下,每一次“自适应”需要网格重新划分以满足负载平衡,并且重新建立进程间的数据通信关系。通常这是一个复杂且耗时的任务,在全非结构网格上难以实现并行可扩展性。因此,许多非结构网格求解器在定常问题中成功应用了网格自适应(少量的自适应循环次数),但很少能够在需要网格频繁自适应的流动问题中得到成功应用。文献^[60]介绍了块结构化笛卡尔网格的诸多优势:首先,网格描述非常简洁、存储量极小,每个网格块只需要存储边界信息,网格内部单元均匀分布,可以由边界信息计算得到;第二,结构化笛卡尔网格相邻单元的内存连续存放,有利于充分利用高速缓存提高存取效率;第三,笛卡尔网格不需要计算度量系数,空间差分的计算量极小,在笛卡尔网格上实现高阶格式相对容易;第四, SAMR 网格的多层表示法容易实现多重网格算法,同时利于网格自适应算法的实现。NASA 基于三方库 SAMRAI 和笛卡尔求解器 ARC3D 开发了结构化自适应笛卡尔网格的高阶求解器 SAMARC,该求解器作为背景网格求解模块集成在 CREATE-AV Helios 软件中。Tadghighi 等^[44]采用 Helios 软件对 Apache 直升机旋翼进行了模拟,在采用网格自适应技术以后,背景笛卡尔网格单元从初始网格的 860 万增加到最终网格的 6400 万。结果表明,笛卡尔求解器非常高效,对于前 5 个旋转周期,网格大小固定,每周旋转的求解花费 11 个小时,按此速度完成 9 周计算需要花费约 100 小时。在采用自适应网格技术以后,每迭代 12 步(或旋转 3°)进行一次适应,网格增长是非线性的,从第 6 周到第 9 周网格共增加了 5600 万点,平均每个自适应步骤中增加了近 10 万个点,这种情况下共花费将近 110 个小时。对于此前的固定网格计算,自适应网格计算改进仅多花费了 10% 的时间。

2.4 高阶格式与湍流模型的选取

背景网格上计算格式和湍流模拟方法的选取对于尾迹模拟十分重要^[70]。Hariharan 等^[71]在结构网格上采用 ENO 格式捕捉旋翼桨尖涡。Pulliam^[72]在结构网格求解器 Overflow 中构造了低耗散低色散的高

阶有限差分格式,并用于旋翼流场的模拟。Wissink等^[64]在背景笛卡尔网格求解器SAMARC上采用了高阶中心差分格式计算Euler方程,其中四阶格式需要五个模板点、六阶格式则需要七个模板点,相应地在网格边界上分别需要两个和三个虚拟点。结果表明六阶中心格式配合五阶人工粘性使用将旋涡的数值耗散和色散降到最低,与二阶差分格式比较,六阶中心差分格式增加的计算量约10%,另外三个边界虚拟点额外增加了部分并行传输量,但是带来的精度提高收益要远胜于付出的代价。间断伽辽金(DG)高阶方法的优势是可以处理包含悬挂点的网格,Ven等^[73]将DG结合自适应加密网格对旋翼尾迹进行了模拟,结果表明四维情况(三维空间尺度加一维时间尺度)下DG三阶格式的分辨率相当于二阶在各个维度上加密1倍,即分辨率增加了16倍,其计算代价与未知量个数成正比,是二阶格式的3倍,所以采用三阶格式总的收益为16/3倍。

对于旋翼湍流模拟,当前的一个普遍共识是湍流模型主要用于近物面区域的模拟,背景网格的湍流模型选择相对自由得多^[74]。背景网格计算目前有三类处理方法:第一类是忽略流体的粘性,直接用Euler方程进行模拟;第二类是采用RANS方程进行模拟^[56,75],目前报道的这类方法不足是在尾迹区产生了过大的湍流粘性,影响到桨叶的阻力和俯仰力矩预测;第三类是采用大涡模拟方法。Chaderjian等^[76]显示了大涡模拟对尾迹模拟的必要,大涡模拟(DES方法)能够模拟真实的湍流长度尺度并控制湍流粘性的大小,防止过大的湍流粘性通过桨涡干扰等形式渗入到桨叶边界层,造成预测值扭矩系数增大、效率因子FM减小的情况。Helios的背景网格求解器SAMARC目前也在发展相关的算法。

2.5 多学科耦合仿真

Yamauchi^[77]与Johnson^[78]等在学术著作中都提到直升机航空力学(Rotorcraft Aeromechanics)的概念,其涵义包括了空气动力学、动力学、结构和声学等相互关联学科。这一概念的提出与待解决问题的复杂程度有关,例如初步设计的性能只需要考虑空气动力学,但是细节设计要求将所有或几乎所有这些学科都纳入分析。计算航空力学的发展得益于基于CFD的非线性空气动力载荷预测,CFD与计算结构力学(CSD)、计算声学(CAA)、综合分析软件(CA)的结合,得到了在直升机气动弹性、气动噪声、飞行仿真等多个方面的应用。典型的如两个长期运行的工作组项目^[79]:黑鹰直升机旋翼UH-60A气动载荷研究与高阶谐波控制旋翼声学试验HART II。

黑鹰直升机UH-60A的气动载荷研究项目^[79-81]前后历时有三十年的时间,包括有全尺寸风洞试验、飞行试验等丰富的试验数据支撑。目前UH-60A的典型飞行条件已成为研究CFD/CSD耦合方法的标准算例,这些飞行状态包括高速前飞大振动状态(此时前行桨叶桨尖为跨声速流动,后行桨叶根部产生大片的回流区)、低速前飞大振动状态(垂向入流速度接近零值,此时桨涡干扰引起严重振动)和中等速度的动态失速状态(此时旋翼接近McHugh升力边界^[82])。Potsdam^[83]和Biedron^[84]等分别采用结构网格和非结构网格流场求解器与综合分析软件CAMRAD-II耦合,对UH-60A旋翼在高低速和动态失速三种飞行状态下的载荷进行了计算,结果表明预测精度较传统综合分析方法^[85]有了显著提高。

高阶谐波控制气动噪声旋翼试验项目^[86-87](HART II)主要研究下降旋翼的桨叶-旋涡强相互作用,并评估气动结构CFD/CSD和气动噪声的CFD/CAA分析方法。测试算例包括三组,分别是桨涡干扰基准算例、减小振动的高阶谐波控制以及降低噪声的高阶谐波控制。研讨会收集了来自美国政府研究部门与大学、德国DLR、法国ONERA和日本JAXA以及英国和韩国大学等十四家机构的数据,结果表明,CFD/CSD耦合模拟结果数据散布的最大来源是CFD,CFD方法中包括了尾迹模型和直接模拟尾涡两类方法,其中尾迹模型方法采用N-S方程/Lagrangian尾迹混合方式求解,起到节省一定计算量的作用;相比之下完全CFD方法更接近试验值。而完全CFD方法计算结果受网格分布与离散精度(包括空间离散和时间离散)的影响较大,而不同湍流模拟方法(湍流模型与DES)对气动载荷的影响则相对较小。CFD可以捕捉到流场中的激波和桨涡干扰现象,而这些现象对于预测旋翼的高速冲击噪声十分重要,而旋转部件的噪声辐射以及机身部件的噪声散射现象则可以通过声学传播方程(如Ffowcs Williams-Hawkings方程)解决,两者结合能有效解决直升机的气动噪声预测问题。文献^[88]采用CFD/CSD耦合方法对HART-II旋翼模型的气动噪声进行了预测,其中声学计算在CFD/CSD迭代计算完成后进行,桨叶的表面压力和弹性变形被提取出来用于FWH声传播方程的计算。

直升机CFD/CSD耦合计算同时还面临旋翼或者全机的配平计算,用于获取直升机在定常平飞或者机动状态下的总距和周期变距输入,所以气弹计算实质上是CFD/CSD/VFD耦合模拟^[89],这里VFD指飞行动力学(Vehicle Flight Dynamics)。耦合方式上目前主要有松耦合与紧耦合两种,松耦合在一个旋转周期或

者 $1/N$ (N 为桨叶片数) 个周期进行一次耦合, 紧耦合在每个时间步对流场和结构进行一次数据交换。Sheng 等^[90] 耦合 U2NCLE 与 DYMORE 开展了单独旋翼的气弹分析, 其耦合策略是在定常平飞状态采用松耦合进行模拟, 机动状态采用紧耦合进行模拟。国内外围绕桨叶气动载荷问题开展了广泛 CFD/CSD 耦合算法研究^[91-92], 包括快速的网格变形^[93-94]、重叠网格装配等多个方面。

直升机的气动弹性问题比固定翼飞机更为复杂, 单片桨叶理论上存在同固定翼一样的颤振和静气动弹性发散问题, 但除此之外, 直升机整个旋翼还面临气动弹性响应和稳定性问题^[95-96]。文献^[97] 报告目前先进 CFD/CSD 耦合算法在模拟直升机动态失速现象时, 仍存在预测变距拉杆载荷较飞行试验偏低及相位偏移等问题, 表明现有计算方法仍存在进步空间。除了 CFD 方法以外, 旋翼 CSD 方法上也得到了持续发展, 文献^[87] 对比了四种专门针对直升机的结构动力学计算方法, 分别是 CAMRADII、DYMORE、RCAS 和 UMARC, 其中 CAMRADII 与 UMARC 采用非线性梁单元模拟桨叶, DYMORE 和 RCAS 采用的是柔性多体动力学分析方法, 后者的模型库包括刚体、机械铰、弹簧、阻尼器及各种非线性弹性体, 如梁、板、壳单元等, 能够模拟大变形、非线性复合材料等复杂情况, 这些算法的发展进一步提高了旋翼复杂结构的仿真精度^[98]。

3 直升机 CFD 未来发展的思考

Johanson 等^[9] 2008 年对直升机预测工具的现状和需求进行了评述, 认为当时直升机预测工具的精度比目标要求落后一个量级。国外把直升机 CFD 软件发展定位为高保真度、全尺度、多物理分析工具, 而达成这一目标的核心就是依靠高性能计算与科学计算方法, 实现基于物理基本定律“第一性原理”的 CFD 模拟^[83, 99]。“第一性原理(First Principles)”是计算物理术语, 简单地说就是从头计算, 使用尽量少的经验参数, 主要依靠基本的物理常量进行计算, 得到体系的运动规律。对旋翼来说第一性原理方法不输入任何的尾迹模型和经验参数, 直接通过求解描述三大物理守恒定律的 N-S 方程得到旋翼尾迹。NASA 报告^[77] 将第一性原理方法的应用从航空力学扩大到气动声学、飞行力学与控制、推进、多学科分析等多个方面。

采用“第一性原理”模拟旋翼的挑战性主要表现在以下几个方面: 首先, 直升机气动载荷受到涡尾迹的严重影响, 具体表现在桨叶与桨尖涡和尾迹之间

发生干扰, 产生周期性的压力脉动载荷并带来相应的结构振动与噪声响应; 其次, 旋翼流场是一个多尺度系统, 以 UH-60A 旋翼^[52] 为例, 桨尖涡尺度约为旋翼半径的 $1/300$, 精细模拟旋翼流场对网格分布和数值方法都有极大的挑战; 最后, 旋翼尾迹系统是一个呈螺旋状向下游发展的自诱导系统, 涡系演化中非线性现象更加丰富, 流动特征也更加复杂, 进一步增加数值模拟的难度。除了空间流场的复杂性以外, 遵从“第一性原理”的直升机模拟还包括 CFD 与 CSD 的耦合、与噪声模块的耦合等。Kowarsch 等^[100] 采用 CFD-CSD-CAA 计算链条对 H-145 直升机气动噪声进行了预测, 其中 CFD 计算获得了足够精细的旋涡流动细节(见图 5), 保证了后续噪声预测的高可信度。除此之外, 旋翼的操纵输入也是需要在模拟中需要考虑的内容, 即在平飞状态下要知道旋翼操纵量的配平值, 在机动状态下要知道桨叶的动力学响应, 而这些已经是属于飞行动力学的范畴。举例来说, 旋翼的动载荷、挥摆耦合颤振以及空中共振等空气动力特性的模拟, 都需要通过桨根操纵量的方式与直升机飞行动力学进行耦合。

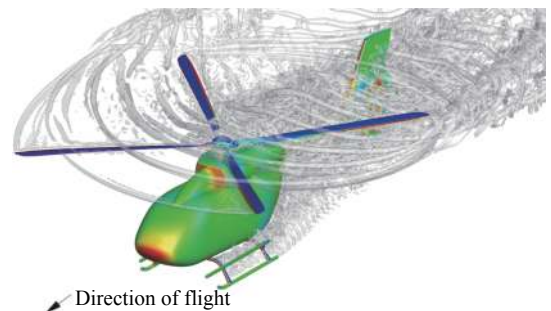


图 5 H145 直升机下降飞行的涡量等值面图^[100]

Fig. 5 The vorticity iso-surface around a descending H145^[100]

目前, 直升机工业部门仍采用升力线理论等工程方法计算旋翼气动性能^[101], 这类方法基于经验模型, 不能满足未来新概念、新构型直升机设计的需要, 迫切需要发展精度更高的气动性能预测工具。目前我国直升机 CFD 发展与实际工程需求还存在差距, 结合前述分析, 本文认为 CFD 未来发展应重点建设好以下四个方面的能力:

1) 建立 CFD 多网格求解器的耦合计算能力, 采用多网格求解器模拟直升机流场, 可以充分发挥结构化网格、非结构网格及笛卡尔网格的各自网格生成和计算效率优势, 利用好网格动态自适应技术和高阶格式计算方法, 实现直升机复杂流场的高效率高精度计算。

2) 建立宽泛直升机概念下的飞行配平及动力学

响应计算能力,建立适应多种构型直升机的全机配平和动力学响应的计算方法,包括倾转旋翼飞机、共轴双旋翼直升机、复合式高速直升机、平行/纵列式双旋翼直升机等,使 CFD 能更加真实模拟飞行状态。

3)先进复合材料桨叶的旋翼气动弹性计算能力,发展新型无铰式桨毂和复合材料桨叶的结构动力学建模技术、发展流固耦合界面插值技术和变形网格技术,建立直升机旋翼动载荷与气动弹性响应的 CFD/CSD/VFD 耦合分析方法。

4)直升机气动声场与噪声传播特性数值模拟能力,发展近场噪声源数值模拟方法和基于流动方程或波动方程的声传播计算方法,建立噪声源识别和复杂场景声学传播特性的分析技术。

4 结束语

本文从直升机空气动力学特点出发,概述了当前 CFD 方法的发展现状及在工程应用中面临的问题,在此基础上对国外相关发展策略与技术路线进行了分析,然后就如何适应未来需要,对我国直升机 CFD 的能力发展需求进行了探讨。囿于学识有限,思考的方位角度并不全面,仅限于对直升机 CFD 方法和围绕 CFD 进行的学科交叉仿真进行讨论。

通过本文讨论可以得出,旋翼 CFD 不应该被当作是简单的动部件模拟,由于旋翼运动和控制的特殊性,旋翼气动力具有与多体动力学、结构动力学和飞行力学耦合的特点,导致了直升机设计对 CFD 模拟仿真的需求和要求与固定翼飞机不同。当前 CFD 在模拟能力和计算周期上还不能满足直升机设计需要,国内外旋翼 CFD 软件朝着专业化道路发展,一方面着力解决旋流主导流场的精细模拟,另一方面提高多学科耦合求解水平,目标是用这些“第一性原理”方法代替传统工程分析方法,满足直升机在气动性能、结构及噪声方面的分析需要。

近三十年来,计算机运算速度一直呈快速发展的趋势,在性能攀升的同时硬件价格持续降低,这是直升机 CFD 能够走向工程实用,代替传统分析方法获得更高精度气动性能预测的前提条件。当前 P 级 (10^{15} flops) 计算已投入使用, E 级 (10^{18} flops) 计算呼之欲出^[102]。直升机模拟是典型的“能力”计算问题,对网格分辨率、时间精度和学科耦合的要求都很高,解决精细化模拟这一重大挑战仅靠高性能计算的进步并不够,还必须在网格模型、计算方法和多学科耦合等方面进行集成和改进提高,建立满足工程设计需要的模拟软件,通过高保真度的模拟仿真提高新一代直升机的设计水平。

参 考 文 献:

- [1] HARRIS F D. Introduction to autogyros, helicopters, and other V/STOL aircraft: NASA/SP-2011-215959[R]. California: NASA Ames Research Center, 2011.
- [2] SEDDON J, NEWMAN S. 直升机空气动力学基础[M]. 王建新等译. 北京: 国防工业出版社, 2014.
SEDDON J, NEWMAN S. Basic helicopter aerodynamics[M]. Translated by WANG J X, et al. Beijing: National defense industry press, 2014.
- [3] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. Cambridge university press, 2000.
- [4] JOHNSON W. Milestones in rotorcraft aeromechanics[R]. NASA/TP-2011-215971, 2011.
- [5] GORTON S A, LOPEZ I, THEODORE C. NASA Technology for next generation vertical lift vehicles[C]//56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [6] 王适存. 直升机空气动力学中的几个疑点[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 225-230.
WANG S C. Some doubts in helicopter aerodynamics[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2003, 35(3): 225-230 (in Chinese).
doi: 10.16356/j.1005-2615.2003.03.001
- [7] 王适存, 徐国华. 直升机旋翼空气动力学的发展[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(3): 203-211.
WANG S C, XU G H. Progress of helicopter rotor aerodynamics[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2001, 33(3): 203-211 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1005-2615.2001.03.001
- [8] JOHNSON W. Technology drivers in the development of CAMRAD II [C]//American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference, San Francisco, 1994.
- [9] JOHNSON W, DATTA A. Requirements for next generation comprehensive analysis of rotorcraft[C]//AHS Specialist's Conference on Aeromechanics San Francisco, CA, 2008.
- [10] 徐国华, 招启军. 直升机旋翼计算流体力学的研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 338-344.
XU G H, ZHAO Q J. Advances in computational fluid dynamics of helicopter rotor[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2003, 35(3): 338-344 (in Chinese).
doi: 10.16356/j.1005-2615.2003.03.023
- [11] STRAWN R C, CARADONNA F X, DUQUE E P N. 30 years of rotorcraft computational fluid dynamics research and development[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2006, 51(1): 5-21.
doi: 10.4050/1.3092875
- [12] STEIJL R, BARAKOS G, BADCOCK K. A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover and forward flight[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2006, 51(8): 819-847.
doi: 10.1002/flid.1086
- [13] SHENG C H, WANG J Y, ZHAO Q Y. S-76 rotor hover predictions using advanced turbulence models[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
doi: 10.2514/6.2015-1715
- [14] ESHCOL R M, ZHOU C, KIM J, et al. A comparative study of two hover prediction methodologies[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
doi: 10.2514/6.2016-0300
- [15] BARAKOS G N, JIMENEZ-GARCIA A. Hover predictions of the S-76

- rotor using HMB2 - model to full scale[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
doi: 10.2514/6.2016-0299
- [16] GARDAREIN P, LE PAPE A. Numerical simulation of hovering S-76 helicopter rotor including far-field analysis[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
doi: 10.2514/6.2016-0034
- [17] ZHAO Q J, ZHAO G Q, WANG B, et al. Robust Navier-Stokes method for predicting unsteady flowfield and aerodynamic characteristics of helicopter rotor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(2): 214–224.
doi: 10.1016/j.cja.2017.10.005
- [18] 招启军, 徐国华. 基于高阶逆风通量差分裂格式的直升机旋翼前飞流场模拟[J]. *空气动力学学报*, 2005, 23(4): 408–413.
ZHAO Q J, XU G H. Calculations for the flowfield of helicopter rotors in forward flight based on high-order upwind flux-difference splitting scheme[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2005, 23(4): 408–413 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2005.04.003
- [19] 杨爱明, 乔志德. 基于运动嵌套网格的前飞旋翼绕流N-S方程数值计算[J]. *航空学报*, 2001, 22(5): 434–436.
YANG A M, QIAO Z D. Navier-stokes computation for a helicopter rotor in forward flight based on moving overset grids[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2001, 22(5): 434–436 (in Chinese).
doi: 10.3321/j.issn:1000-6893.2001.05.003
- [20] 许和勇, 叶正寅, 王刚, 等. 基于非结构嵌套网格的旋翼前飞流场计算[J]. *西北工业大学学报*, 2006, 24(6): 763–767.
XU H Y, YE Z Y, WANG G, et al. Improving numerical simulation of rotor forward flight flow field with unstructured dynamic overset grids[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2006, 24(6): 763–767 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1000-2758.2006.06.020
- [21] 肖中云, 刘刚, 牟斌, 等. 旋转坐标系下分区计算的LU隐式方法[J]. *航空学报*, 2018, 39(10): 77–88.
XIAO Z Y, LIU G, MOU B, et al. LU implicit methods for partitioned computation in rotating coordinate system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(10): 77–88 (in Chinese).
- [22] 肖中云, 江雄, 陈作斌, 等. 低速预处理方法在悬停旋翼模拟中的应用[J]. *航空学报*, 2008, 29(2): 321–326.
XIAO Z Y, JIANG X, CHEN Z B, et al. Application of low speed preconditioning to hovering rotor simulation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(2): 321–326 (in Chinese).
doi: 10.3321/j.issn:1000-6893.2008.02.011
- [23] 陈义良, 朱旻明. 物理流体力学[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2008.
CHEN Y L, ZHU M M. Physical fluid dynamics[M]. Hefei: University of science and technology of China press, 2008 (in Chinese).
- [24] 许建华, 宋文萍, 王龙. 谐波平衡法在旋翼前飞绕流数值模拟中的应用研究[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(5): 546–553.
XU J H, SONG W P, WANG L. Application of harmonic balance method in forward flight simulation for helicopter rotors[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(5): 546–553 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2011.0121
- [25] SOUSA C S, PARRACHO F J, BROWN R E. Modeling of aerodynamic interactions in compound helicopters[D]. Technical university of Lisbon, 2010.
- [26] 赵寅宇. 基于CFD/黏性涡粒子混合方法的旋翼桨—涡干扰噪声研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
ZHAO Y Y. Research on helicopter rotor blade-vortex interaction noise based on coupling CFD/viscous vortex particle method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018 (in Chinese).
- [27] WANG L Q, XU G H, SHI Y J. High-resolution simulation for rotorcraft aerodynamics in hovering and vertical descending flight using a hybrid method[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(5): 1053–1065.
doi: 10.1016/j.cja.2018.03.001
- [28] Slotnik J, Khodadoust A, Alonso J, 等. CFD vision 2030 study: a path to revolutionary computational aerospace[R]. NASA/CR-2014-218178, 2014.
- [29] 叶舟, 史勇杰, 徐国华. 耦合高效配平策略的旋翼气动特性分析方法[J]. *空气动力学学报*, 2017, 32(4): 882–889.
YE Z, SHI Y J, XU G H. Analytical method of rotor aerodynamic characteristics by coupling a high-efficiency trim strategy[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(4): 882–889 (in Chinese).
doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2017.04.013
- [30] 李春华, 徐国华. 悬停和前飞状态下旋翼在导弹发射线上的诱导影响计算[J]. *空气动力学学报*, 2005, 23(4): 449–454.
LI C H, XU G H. Calculations of the induced effect of helicopter rotors on missile trajectory in hover and forward flight[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2005, 23(4): 449–454 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2005.04.010
- [31] KOMERATH N, MATOS C, REDDY U. Flowfield issues related to tiltrotors [C]//Tiltrotor/runway independent aircraft technology and applications specialists' meeting of the american helicopter society, 2001.
- [32] PULLIAM T H, JESPESEN D C. Large scale aerodynamic calculation on Pleiades[R]. NAS technical report, NAS-09-004, 2009.
- [33] WAGNER R C. Procedural guide for modeling and analyzing the flight dynamics of the SH-60B helicopter using FlightLab[D]. Naval Postgraduate School, 1995.
- [34] KRAFT E M. HPCMP CREATE-AV and the air force digital thread[C]//AIAA SciTech Forum Kissimmee, Florida, 2015.
- [35] MCCANDLESS W B, HAMM C, FOSTER J. Verification, validation and accreditation processes for rotorcraft acquisition[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
doi: 10.2514/6.2019-1261
- [36] ROTH G, MORTON S, BROOKS G. Integrating CREATE-AV products DaVinci and kestrel: experiences and lessons learned[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, Tennessee. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
doi: 10.2514/6.2012-1063
- [37] HALLISSY B P, HINE D, LAIOSA J P, et al. CREATE-AV quality assurance: best practices for validating and supporting computation-based engineering software[C]//52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
doi: 10.2514/6.2014-0918
- [38] POST D E, ATWOOD C E, NEWMAYER K E, et al. The CREATE program: design and analysis tools for DoD weapon systems[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016
doi: 10.2514/6.2016-0562
- [39] MORTON S A, MEAKIN R E. HPCMP CREATE-AV kestrel architecture, capabilities, and long term plan for fixed-wing aircraft simulations[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
doi: 10.2514/6.2016-0565

- [40] STRAWN R C. Software design strategies for multidisciplinary computational fluid dynamics[C]//7th International Conference on Computational Fluid Dynamics Big Island, Hawaii, 2012.
- [41] WISSINK A M, STARUK W J, TRAN S A, et al. Overview of new capabilities in helios version 9.0[C]//Proc of the AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
doi: 10.2514/6.2019-0839
- [42] SITARAMAN J, WISSINK A, SANKARAN V, et al. Application of the helios computational platform to rotorcraft flowfields[C]//Proc of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
doi: 10.2514/6.2010-1230
- [43] NARDUCCI R. An industry assessment of HPCMP CREATE-AV helios[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
doi: 10.2514/6.2015-0553
- [44] NARDUCCI R, TADGHIGHI H. An assessment of CREATE-AV Helios for apache hover and forward flight simulations[C]//AIAA SciTech 2016, 2016.
- [45] WONG T. Application of CREATE-AV Helios in an engineering environment: hover prediction assessment[R]. AIAA 2017-1667, 2017.
- [46] GRIFFIN M D, et al. Digital engineering strategy[M]. Department of Defense, 2018.
- [47] SITARAMAN J, KATZ A, JAYARAMAN B, et al. Evaluation of a multi-solver paradigm for CFD using unstructured and structured adaptive Cartesian grids[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
doi: 10.2514/6.2008-660
- [48] JAIN R, BIEDRON R T, JONES W, et al. Modularization and validation of NASA FUN3D as a HPCMP CREATE-AV helios near-body solver[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
doi: 10.2514/6.2016-1298
- [49] SITARAMAN J, POTSDAM M A, ROGET B. Advances in domain connectivity for high-order methods and overlapping surface dual mesh/solver computations[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
doi: 10.2514/6.2019-0841
- [50] 张来平, 赫新, 常兴华, 等. 复杂外形静态混合网格生成技术研究新进展[J]. 气体物理, 2016, 1(1): 42-61.
ZHANG L P, HE X, CHANG X H, et al. Recent progress of static and dynamic hybrid grid generation techniques over complex geometries[J]. *Physics of Gases*, 2016, 1(1): 42-61 (in Chinese).
doi: 10.19527/j.cnki.2096-1642.2016.01.008
- [51] 肖涵山, 刘刚, 陈作斌, 等. 基于STL文件的笛卡尔网格生成方法研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 120-124, 136.
XIAO H S, LIU G, CHEN Z B, et al. The adaptive Cartesian grid generation method based on STL file[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(1): 120-124, 136 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2006.01.022
- [52] STRAWN R C, DJOMEHRI M J. Computational modeling of hovering rotor and wake aerodynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(5): 786-793.
doi: 10.2514/2.3024
- [53] SHAFER T C, FORSYTHE J R, HALLISSY B P, et al. Applications of HPCMP CREATE-AV kestrel v5 with cartesian adaptive mesh refinement[R]. AIAA 2015-1040, 2015.
- [54] EYMANN T A, NICHOLS R H, TUCKEY T, et al. Cartesian adaptive mesh refinement with the HPCMP CREATE™-AV kestrel solver[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
doi: 10.2514/6.2015-0040
- [55] WISSINK A, KATZ A, CHAN W, et al. Validation of the strand grid approach[C]//19th AIAA Computational Fluid Dynamics, San Antonio, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
doi: 10.2514/6.2009-3792
- [56] WISSINK A M, KATZ A J, SITARAMAN J. Validation of 3D RANS-SA calculations on strand/Cartesian meshes[C]//52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
doi: 10.2514/6.2014-0416
- [57] STARUK W J, JAYARAMAN B, SITARAMAN J, et al. Integrated 3-D structural dynamics using the helios v9 rotorcraft analysis framework[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
doi: 10.2514/6.2019-0842
- [58] JUDE D, SITARAMAN J, LAKSHMINARAYAN V K, et al. an overset generalized minimal residual method for CFD on heterogeneous compute architectures[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
doi: 10.2514/6.2019-0099
- [59] ORR S A, NARDUCCI R P. Framework for multidisciplinary analysis, design, and optimization with high-fidelity analysis tools[R]. NASA/CR-2009-215563, 2009.
- [60] WISSINK A, SITARAMAN J, SANKARAN V, et al. A multi-code python-based infrastructure for overset CFD with adaptive Cartesian grids[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
doi: 10.2514/6.2008-927
- [61] WISSINK A M, HORNUNG R D, KOHN S R, et al. Large scale parallel structured AMR calculations using the SAMRAI framework[C]//Proceedings of the 2001 ACM/IEEE Conference on Supercomputing (CDROM) - Supercomputing '01, Denver, Colorado. New York: ACM Press, 2001.
doi: 10.1145/582034.582040
- [62] ALONSO J, HAHN S, HAM F, et al. CHIMPS: a high-performance scalable module for multi-physics simulations[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
doi: 10.2514/6.2006-5274
- [63] DUBEY A, ALMGREN A, BELL J, et al. A survey of high level frameworks in block-structured adaptive mesh refinement packages[J]. *Journal of Parallel and Distributed Computing*, 2014, 74(12): 3217-3227.
doi: 10.1016/j.jpdc.2014.07.001
- [64] WISSINK A, KAMKAR S, PULLIAM T, et al. Cartesian adaptive mesh refinement for rotorcraft wake resolution[C]//Proc of the 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Chicago, Illinois. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
doi: 10.2514/6.2010-4554
- [65] KIRK B S, PETERSON J W, STOGNER R H, et al. libMesh: a C++ library for parallel adaptive mesh refinement/coarsening simulations[J]. *Engineering with Computers*, 2006, 22(3-4): 237-254.
doi: 10.1007/s00366-006-0049-3
- [66] BURSTEDDE C, WILCOX L C, GHATTAS O. p4est: scalable algorithms for parallel adaptive mesh refinement on forests of octrees[J]. *SIAM Journal on Scientific Computing*, 2011, 33(3): 1103-1133.
doi: 10.1137/100791634

- [67] COLELLA P, GRAVES D T. CHOMBO software package for AMR applications design document[D]. Lawrence Berkeley National Laboratory, Berkeley, CA, 2013.
- [68] MACNEICE P, OLSON K M, MOBARRY C, et al. PARAMESH: a parallel adaptive mesh refinement community toolkit[J]. *Computer Physics Communications*, 2000, 126 (3): 330–354. doi: 10.1016/S0010-4655(99)00501-9
- [69] GUARRASI M. An introduction to adaptive mesh refinement(AMR): numerical methods and tools[C]. HPC Numerical Libraries CINECA, 2015.
- [70] MAVRIPLIS D J. Progress in CFD discretizations, algorithms and solvers for aerodynamic flows[C]//AIAA Aviation 2019 Forum, Dallas, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-2944
- [71] HARIHARAN N, SANKAR L. Application of ENO schemes to rotary wing problems[C]//Proc of the 13rd Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1995. doi: 10.2514/6.1995-1892
- [72] PULLIAM T. High order accurate finite-difference methods: as seen in OVERFLOW[C]//20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2011. doi: 10.2514/6.2011-3851
- [73] VEN H, BOELEN O J. High-order simulation of a rotor in forward flight using a four-dimensional adaptive flow solver: NLR-TP-2008-696[R]. National Aerospace Laboratory NLR, 2008.
- [74] ABRAS J, HARIHARAN N S, NARDUCCI R P. Wake breakdown of high-fidelity simulations of a rotor in hover[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-0593
- [75] BURGESS N, WISSINK A M. Effects of turbulence modeling for a dual mesh CFD solver[C]//21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, San Diego, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013. doi: 10.2514/6.2013-2438
- [76] CHADERJIAN N M, AHMAD J U. Detached eddy simulation of the UH-60 rotor wake using adaptive mesh refinement[C]. American Helicopter Society 68th Annual Forum Fort Worth, TX, 2012.
- [77] YAMAUCHI G K, YOUNG L A. A status of NASA rotorcraft research[R]. NASA/TP-2009-215369, 2009.
- [78] JOHNSON W. Rotorcraft aeromechanics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2009. doi: 10.1017/cbo9781139235655
- [79] BIEDRON R, LEE-RAUSCH E M. An examination of unsteady airloads on a UH-60A rotor: computation versus measurement[C]//American Helicopter Society 68th Annual Forum Fort Worth, TX, 2012.
- [80] YEO H, ROMANDER E A. Loads correlation of a full-scale UH-60A airloads rotor in a wind tunnel[R]. Defense Technical Information Center, 2012. doi: 10.21236/ada566027
- [81] BOUSMAN W G. Rotorcraft airloads measurements-extraordinary costs, extraordinary benefits[R]. NASA/TP-2014-218374, 2014.
- [82] MCHUGH F J, CLARK R, SOLOMON M. Wind tunnel investigation of rotor lift and propulsive force at high speed-data analysis[R]. NASA CR 145217-1, 1977.
- [83] POTSDAM M, YEO H, JOHNSON W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43 (3): 732–742. doi: 10.2514/1.14006
- [84] BIEDRON R T, LEE-RAUSCH E M. Computation of UH-60A airloads using CFD/CSD coupling on unstructured meshes [C]//American Helicopter Society 67th Annual Forum, 2011.
- [85] YEO H, JOHNSON W. Assessment of comprehensive analysis calculation of airloads on helicopter rotors[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42 (5): 1218–1228. doi: 10.2514/1.11595
- [86] BIEDRON R, LEE-RAUSCH E. Rotor airloads prediction using unstructured meshes and loose CFD/CSD coupling[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2008. doi: 10.2514/6.2008-7341
- [87] SMITH M J, LIM J W, WALL B, et al. An assessment of CFD/CSD prediction state-of-the-art using the HART II international workshop data[C]//AHS International 68th Annual Forum & Technology Display, 2012.
- [88] BOYD D. HART-II acoustic predictions using a coupled CFD/CSD method[C]//American Helicopter Society 65th Annual Forum Grapevine, Texas, 2009.
- [89] DATTA A, JOHNSON W. An assessment of the state-of-the-art in multidisciplinary aeromechanical analyses[C]//AHS Specialist's Conference on Aeromechanics San Francisco, CA, 2008.
- [90] SHENG C H, ICKES J, WANG J Y, et al. CFD/CSD coupled simulations for helicopter rotors in forward and maneuver flights[C]//31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013. doi: 10.2514/6.2013-2792
- [91] 陈龙. 基于CFD/CSD耦合的旋翼气动弹性数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- CHEN L. Numerical simulation of rotor aeroelastic using CFD/CSD coupling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011 (in Chinese).
- [92] 王俊毅, 招启军, 肖宇. 基于CFD/CSD耦合方法的新型桨尖旋翼气动弹性载荷计算[J]. *航空学报*, 2014, 35 (9): 2426–2437. WANG J Y, ZHAO Q J, XIAO Y. Calculations on aeroelastic loads of rotor with advanced blade-tip based on CFD/CSD coupling method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35 (9): 2426–2437 (in Chinese).
- [93] 马砾, 招启军, 王清, 等. 基于弹簧系统网格变形方法的旋翼气弹耦合分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2016, 48 (3): 410–417. MA L, ZHAO Q J, WANG Q, et al. Aeroelasticity coupling analyses of rotor based on spring system grid deforming method[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2016, 48 (3): 410–417 (in Chinese). doi: 10.16356/j.1005-2615.2016.03.017
- [94] 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).
- [95] 韩景龙, 陈全龙, 员海玮. 直升机的气动弹性问题[J]. *航空学报*, 2015, 36 (4): 1034–1055. HAN J L, CHEN Q L, YUN H W. Aeroelasticity of helicopters[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36 (4): 1034–1055 (in Chinese).
- [96] CORLE E, FLOROS M, SCHMITZ S. Transient CFD/CSD tiltrotor stability analysis[C]//Proc of the AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-2132
- [97] LETZGUS J, KEBLER M, KRÄMER E. Simulation of dynamic stall on an elastic rotor in high-speed turn flight[J]. *Journal of the American*

- [Helicopter Society](#), 2020, 65 (2): 1–12.
doi: [10.4050/jahs.65.022002](#)
- [98] ROGET B, SITARAMAN J, WISSINK A, et al. Maneuvering rotorcraft simulations using HPCMP CREATE-AV Helios[R]. AIAA 2016-1057, 2016.
- [99] HARIHARAN N, EGOLF A, SANKAR L. Simulation of rotor in hover: current state and challenges[R]. AIAA 2014-0041, 2014.
- [100] KOWARSCH U, ÖHRLE C, KEBLER M, et al. Aeroacoustic simulation of a complete H145 helicopter in descent flight[J]. [Journal of the American Helicopter Society](#), 2016, 61 (4): 1–13.
doi: [10.4050/jahs.61.042001](#)
- [101] KUNZ D. Comprehensive rotorcraft analysis: past, present, and future[C]//Proc of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Austin, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
doi: [10.2514/6.2005-2244](#)
- [102] 张来平, 邓小刚, 何磊, 等. E级计算给CFD带来的机遇与挑战[J]. [空气动力学学报](#), 2016, 34 (4): 405–417.
- ZHANG L P, DENG X G, HE L, et al. The opportunity and grand challenges in computational fluid dynamics by exascale computing[J]. [Acta Aerodynamica Sinica](#), 2016, 34 (4): 405–417 (in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2014.0118](#)

(本文责编: 贾峰 英文编审: 董思卫)