

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.001

直升机旋翼动态失速研究新进展

井思梦, 招启军, 杨柳青, 高 远, 赵国庆

(南京航空航天大学直升机动力学全国重点实验室, 南京 210016)

摘要: 半个多世纪以来, 旋翼动态失速始终是直升机空气动力学领域的研究热点与难点。通过持续深入的探索, 研究人员在旋翼动态失速的测量与预测、流动机理认知、流动控制以及快速建模等方面取得了重大进展。本文首先介绍了动态失速试验测量与数值分析技术的发展情况, 总结了当前技术水平, 并剖析了这两类技术未来的发展方向。接着, 从旋翼翼型、有限翼展机翼和旋翼等多个层面, 系统梳理了动态失速机理的研究进展, 对现有研究进行总结与分析, 指出了当前研究存在的不足与难点。然后, 阐述了旋翼动态失速流动控制方法的研究现状, 对比了主动与被动流动控制各自的优缺点及发展潜力。最后, 介绍了旋翼动态失速半经验模型的发展, 特别指出近年来迅猛发展的人工智能技术, 为半经验模型降低对试验数据的依赖、提升预测精度与效率带来了新契机。模态分解、数据驱动与机器学习等先进分析技术, 为直升机旋翼动态失速研究注入了新活力, 推动了相关研究的发展。可以预见, 人工智能技术将在未来旋翼动态失速研究中发挥重要作用。

关键词: 动态失速; 翼型; 有限翼展机翼; 旋翼; 流动控制; 半经验模型; 人工智能

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)02-0205-21

New Progress in Research on Dynamic Stall of Helicopter Rotors

JING Simeng, ZHAO Qijun, YANG Liuqing, GAO Yuan, ZHAO Guoqing

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: For over half a century, rotor dynamic stall has remained a key research focus and challenge in helicopter aerodynamics. Through persistent and in-depth exploration, researchers have achieved significant progress in measurement and prediction of rotor dynamic stall, understanding of flow mechanisms, flow control, and rapid modeling. This paper first reviews the development of experimental measurement techniques and numerical analysis methods for dynamic stall, summarizes current technical capabilities, and analyzes future directions for these two technologies. Subsequently, the research progress in dynamic stall mechanisms is systematically examined at multiple levels including rotor airfoils, finite wings, and rotors, with critical analysis and summarization of existing studies that clearly identifies current research limitations and challenges. The paper then elaborates on the current status of rotor dynamic stall flow control methods, comparing the respective advantages, disadvantages, and development potential of active versus passive flow control approaches. Finally, the evolution of semi-empirical dynamic stall models is discussed, particularly highlighting how the rapidly advancing artificial intelligence technology in recent years has created new opportunities for reducing reliance on experimental data while improving prediction accuracy and efficiency in semi-empirical models. Advanced analysis techniques such as modal decomposition, data-driven approaches,

基金项目: 国家自然科学基金(12032012); 博士后科学基金(2024M764240); 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2025-01-03; **修订日期:** 2025-03-01

通信作者: 招启军, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn。

引用格式: 井思梦, 招启军, 杨柳青, 等. 直升机旋翼动态失速研究新进展[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(2): 205-225. JING Simeng, ZHAO Qijun, YANG Liuqing, et al. New progress in research on dynamic stall of helicopter rotors[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(2): 205-225.

and machine learning have injected new vitality into the research on the dynamic stall of helicopter rotors, promoting the development of related research. It is foreseeable that artificial intelligence technology will play a crucial role in future studies of rotor dynamic stall.

Key words: dynamic stall; airfoil; finite wing; rotor; flow control; semi-empirical model; artificial intelligence

对于常规单旋翼直升机,旋翼动态失速是制约其最大飞行速度和机动性能的关键因素之一^[1]。这一非定常流动现象源于旋翼系统的独特运行方式,在直升机高速前飞或大过载机动过程中,非对称来流环境、周期变距控制以及气弹耦合作用导致

桨叶气动迎角超越临界值,引发动态失速。从图 1^[2]能够看出,当旋翼遭遇动态失速,桨叶气动载荷产生剧烈变化。这种变化最终导致拉力下降、扭矩和振动增加。因此,旋翼动态失速研究一直是直升机空气动力学领域的核心课题。

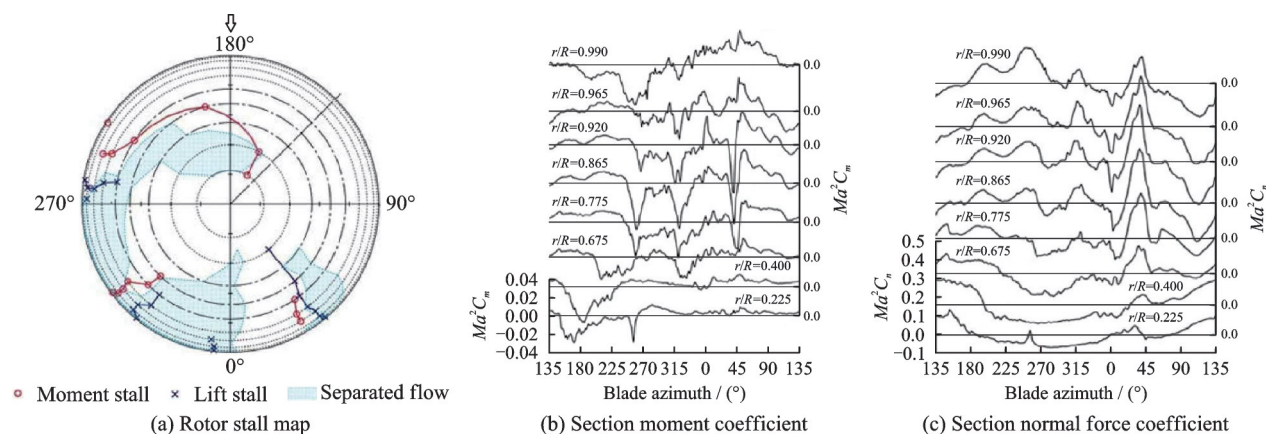


图 1 UH-60A 直升机编号 11029 总距拉起飞行试验状态的旋翼桨盘失速区域与气动载荷分布 (Rev 14, $\mu=0.341$, $n_z=2.09$)^[2]

Fig.1 Rotor stall map and section airload of UH-60A during pull-up flight test numbered 11029 (Rev 14, $\mu=0.341$, $n_z=2.09$)^[2]

试验和计算流体动力学 (Computational fluid dynamics, CFD) 方法是探索旋翼动态失速机理的主要手段。其中,飞行和风洞试验能够提供真实可靠的气动载荷和流场等数据,同时受限于安全考量、试验设施的局限性及高昂的成本等多重因素,可探索的工况范围和可获取的试验数据相对有限。与此相比,CFD 方法展现了更高的灵活性,它具备全面模拟气动载荷和流场信息能力,但计算精度和效率高度依赖于网格、数值格式、湍流模型等,目前采用的 CFD 方法仍无法完全准确反映旋翼动态失速流动。此外,旋翼流场中复杂的流动现象相互交织,给理解其背后的物理机制带来了挑战,主要包括:(1)同一桨叶上的气动环境沿径向差异显著,从桨根处的不可压缩流到桨尖处的跨声速流;(2)当直升机高速前飞时,旋翼流场中不仅存在动态失速流动,还可能出现反流、激波及其引发的气流分离;(3)桨叶旋转产生的复杂桨尖涡系和尾迹流动,可能导致桨/涡干扰 (Blade-vortex interaction, BVI) 和涡/涡干扰等气动干扰现象;(4)细长柔性的桨叶在特定飞行状态下可能会遇到强烈的气/弹耦合问题。鉴于此,在研究动态失速机理时,研究人员集中于相对纯粹的旋翼翼型动态失速,这极大地促进了对该现象的理解。同时,为了更全面

地认识复杂气动现象下的三维动态失速,有限翼展机翼和旋翼动态失速也成为了研究的重点。

开展旋翼动态失速研究的最终目标是实现动态失速的有效控制,突破其对直升机性能的限制。在进行动态失速机理探索的同时,许多研究人员针对旋翼动态失速控制也进行了大量研究。旋翼动态失速控制本质上属于流动控制范畴,根据流动控制是否需要额外输入能量,可将控制方法分为主动流动控制和被动流动控制两类。被动流动控制方法无法进行实时调整,只能实现特定工况的气动性能改善,目前的研究和工程应用已接近旋翼理论性能极限。主动流动控制则能够根据使用需求实时调整控制参数,由于主动流动控制机制复杂、在旋翼上添加额外控制设备也较为困难,因此现阶段旋翼主动流动控制的实际使用仍然较少。尽管如此,主动流动控制具备极大的发展潜力和应用价值,随着研究的深入和工业技术的发展,主动流动控制技术有望实现直升机性能的重大突破。

尽管试验和 CFD 方法能够提供高精度的动态失速非定常载荷数据,但这些方法成本高昂且效率低下,无法满足工程应用中的快速使用需求。因此,在旋翼气动载荷预测和设计过程中,高效的半经验动态失速模型依然不可或缺。这类模型基于

对动态失速过程关键流动现象的理解,通过简化物理表征的方式使用线性或非线性方程组实现快速气动力预测,在旋翼气动载荷预测和设计中展现出巨大优势。近年来,人工智能技术的发展也为动态失速模型的革新注入了新活力。

本文首先介绍了动态失速试验测量与数值分析技术的发展。紧接着,从翼型、有限翼展机翼以及旋翼等多个维度,系统梳理了动态失速机理的研究进展。随后,阐述了动态失速流动控制方法和半经验模型的研究现状。最后,对旋翼动态失速研究进行了总结,并对未来发展方向提出了若干思考与建议。

1 动态失速试验测量与数值分析技术

试验测量与数值分析是研究动态失速的主要手段。在过去几十年间,这两类方法均取得了长足进步。在试验领域,Gardner等^[3]对多种与动态失速研究相关的试验技术进行了系统概述。其中包含基于传感器的压力和热通量测量方法。在流场

测量技术方面,介绍了从早期的干涉纹影测量到如今的背景导向纹影(Background oriented schlieren, BOS)技术,以及基于粒子图像测速(Particle image velocimetry, PIV)衍生出的一系列技术,如显微粒子成像测速(Micro PIV)、层析粒子图像测速(Tomo PIV)、拉格朗日粒子追踪测速(Shake the box, STB)等。此外,该文献还对差分红外热成像(Differential infrared thermography, DIT),以及用于压力和温度测量的压敏涂料(Pressure sensitive paint, PSP)和温敏涂料(Temperature sensitive paint, TSP)等表面测量技术进行了综述。表 1 给出了典型测量技术及其在动态失速研究中的应用情况^[4]。除了测量仪器不断革新,风洞和试验台体也有显著发展。例如,非定常来流风洞的建成^[5-8]、使模型进行周期性平移的试验台架^[9-10]等,这些设备使得试验模型的相对来流速度实现非定常变化,为旋翼环境的动态失速研究提供了更有利的试验条件。试验测量为动态失速研究提供了可靠的数据基础,但同时该方法不可避免地受限于成本、试验技术以及安全考量等因素,且只能覆盖有限工况。

表 1 试验测量技术在动态失速研究中的应用^[4]
Table 1 Application of measurement techniques to dynamic stall^[4]

测量方法	翼型	有限翼展机翼	实验室中的旋翼	风洞中的旋翼	飞行试验
压力传感器	✓	✓	✓	✓	✓
热膜	✓	✓	×	·	×
PIV(2 components)	✓	✓	✓	✓	·
Micro PIV	✓	×	×	×	×
Tomo PIV and STB	×	×	✓	×	×
PSP/TSP	✓	×	·	·	×
BOS	✓	·	·	·	·
DIT(转捩测量)	✓	✓	✓	·	·
DIT(失速探测)	✓	×	✓	×	×

注:✓: 应用于动态失速;×: 未应用;·: 应用于其他流动。

在数值分析领域,求解 Navier-Stokes 方程的高保真计算方法在解决动态失速问题方面也取得了显著的进展。随着并行计算设施与技术的不断完善,如今已能够在上千个处理器上对更大规模的网格进行计算,为数值模拟提供了更强大的运算支持。自 1997 年 Spalart 等^[11]提出脱体涡模拟(Detached eddy simulation, DES)方法以来,以该方法为代表的混合 RANS-LES(Reynolds-averaged Navier-Stokes-Large eddy simulation)方法开启了快速的发展进程,并在动态失速问题的研究中获得较多应用^[12-15]。与此同时,大涡模拟方法凭借其更高的湍流解析精度,也在持续取得突破。Visbal

等^[16-19]自 21 世纪初就已应用隐式大涡模拟(Implicit large eddy simulation, ILES)方法针对翼型动态失速问题展开深入研究。近年来,他们成功实现了雷诺数达 1×10^6 、计算网格量接近 10^8 的翼型动态失速问题的模拟分析,显著推动了 LES 方法的发展及其在翼型动态失速问题中的应用。对于气/弹耦合的旋翼动态失速这类更为复杂的问题,基于高分辨率 CFD 的气/弹耦合分析技术也取得了显著进步。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)^[20-22]、法国国家航空航天研究中心(Office National D'études Et De Recherches Aérospatiales, ONERA)^[23-24]、德国航

空 航 天 中 心 (Deutsches Zentrum für Luft - und Raumfahrt, DLR)^[15, 25]等研究机构均开发了 CFD/CSD 耦合分析代码,并将其应用于旋翼动态失速特性的分析之中。研究人员发现,不同的耦合求解器计算得到的气动弹性结果存在显著差异^[26],未来仍需进一步研发优化耦合求解方法。此外,当前大涡模拟和直接数值模拟方法在高雷诺数动态失速问题的研究应用中因计算成本与效率的限制而面临较大困难,但随着计算机技术、数值格式以及存储技术的迅猛发展,运用更高分辨率的 CFD 方法来解决此类问题指日可待。

无论是试验方法还是数值分析方法,都在朝着实现更高空间和时间分辨率的方向持续发展,在此过程中催生了众多新方法。此外,在对试验和数值仿真所获数据的处理上,借助包含模态分解方法^[27-29]在内的统计分析手段进行数据分析,增进了人们对湍流和分离流的理解。并且,这方面的探索仍在不断推进,尤其是在动态失速的周期间差异问题研究中,分析方法已拓展至机器学习和数据驱动方法的应用领域^[30-33]。Ramasamy 等^[30]以 VR12 和 SC1094R8 翼型的试验数据为基础,运用聚类方法针对动态失速气动载荷的周期间差异开展了研

究。在研究过程中,作者首先剖析了已有聚类分析方法在用于动态失速周期间差异研究时的优缺点。基于这一分析,他们提出了更具优势的基于本征正交分解的聚类方法,并运用该方法对试验数据作了进一步分析。分析结果显示,多周期离散数据存在分叉现象,如图 2 所示^[30],且该现象与轻/深度失速、前/后缘失速、动态失速涡的有无以及分离点位置等物理现象紧密相关。与之形成对比的是,传统的相位平均方法会掩盖这些物理现象,进而影响分析结果。Lennie 等^[33]依托 NACA0018 翼型的动态失速试验数据,采用基于动态时间规整的聚类和多维尺度变换方法,探究了动态失速的周期间差异。研究发现,这种差异主要源于各周期中涡脱落行为的不同,其中二次涡和三次涡的差异表现得最为显著。此外,作者借助卷积神经网络,从压强试验数据中识别出涡核位置,进而获取涡输运速度,并针对周期间涡输运速度的差异展开了分析。Kou 等^[31]与 Taira 等^[32]分别对数据驱动技术及网络分析技术的相关应用进行了综述,这些技术不仅在动态失速研究领域得到应用,还为流体力学其他研究领域的发展注入了新动力,推动了相关研究的进步。

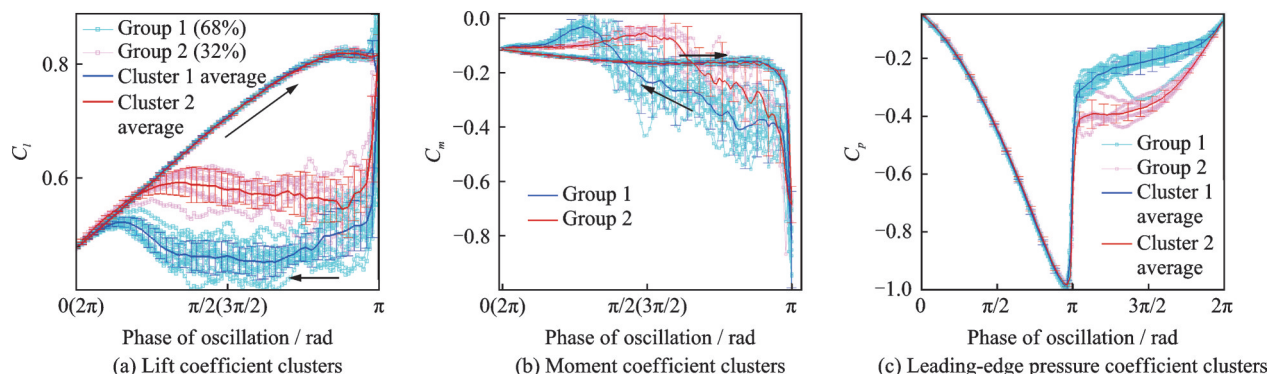


图 2 翼型动态失速状态气动载荷周期间差异聚类分析^[30]

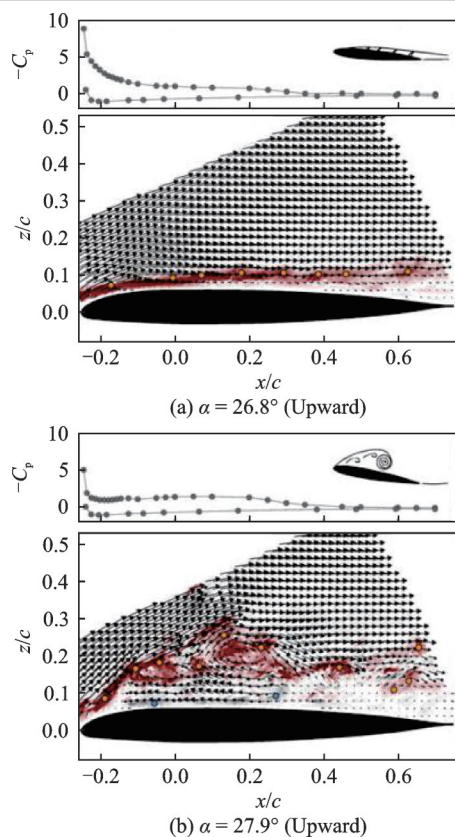
Fig.2 Cluster analysis of cycle-to-cycle variations in airloads during airfoil dynamic stall^[30]

2 旋翼翼型孤立动态失速现象研究

2.1 定常来流旋翼翼型动态失速研究

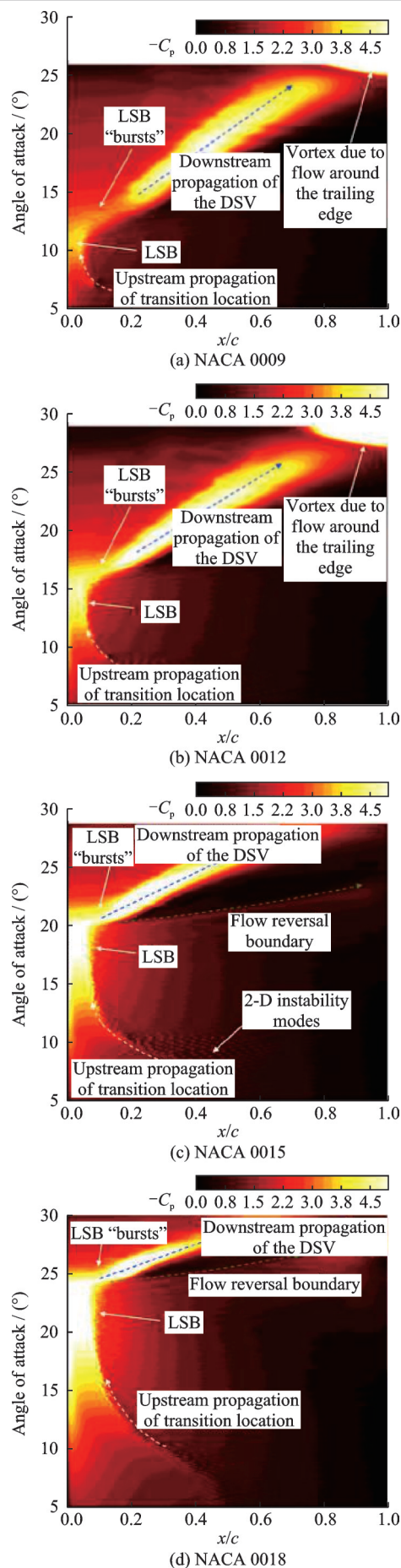
20 世纪 80 年代, McCroskey 等^[34-36]测量了多个旋翼翼型在俯仰振荡状态下的表面压强,覆盖了较大范围的马赫数、迎角和减缩频率工况,获得了丰富的翼型气动试验数据,这些数据广泛应用于动态失速模型的研究和 CFD 方法的验证。综合以往的研究发现^[37-41], McCroskey^[42]总结了动态失速现象的主要物理特征——动态失速涡 (Dynamic stall vortex, DSV) 脱落。

DSV 是旋翼翼型动态失速过程中的特征流动结构,众多研究人员致力于揭示其演化机制。Mulleners 等^[43]的试验研究以及 Visbal 等^[16-17]的大涡模拟研究均指出,DSV 的形成源于剪切层内小尺度涡之间的强烈黏性相互作用,导致剪切层卷起并聚集形成 DSV,如图 3 所示。通过应用 ILES 方法,Visbal 等不仅细致分析了 DSV 形成前的边界层分离现象^[16-17],还深入探讨了翼型前缘形状^[44]、厚度^[45]及压缩性^[19]对这一过程的影响规律。研究表明,在翼型前缘吸力峰塌陷之前,会经历层流分离泡 (Laminar separation bubble, LSB) 的形成、收

图3 DSV形成过程^[43]Fig.3 Process of DSV formation^[43]

缩直至破裂的过程。增加前缘半径或采用下垂设计能够改善逆压梯度,从而推迟 LSB 的破裂和动态失速的发生。随着翼型厚度的增加,边界层分离模式从单纯的 LSB 破裂逐渐转变为 LSB 与尾缘气流分离相互干扰;而提高压缩性则会导致 LSB 提前破裂,加速动态失速的发生。图4展示了不同厚度翼型在动态失速过程中的 LSB 和 DSV 行为^[45]。此外,在较高马赫数条件下,由于强压缩效应,DSV 呈现出扁椭圆形态^[19, 46],区别于低马赫数下的饱满紧凑结构。关于 DSV 的输运速度,已有研究^[37, 47-52]显示 DSV 沿翼型弦向的速度分布在 $0.3U_\infty$ 至 $0.7U_\infty$ 之间。值得注意的是,DSV 输运速度受到多种因素的影响,采用的涡识别方法也可能对测量结果产生影响。例如,可以通过观察烟流图像,利用基于欧拉法或拉格朗日法识别流场涡结构,或者依据局部低压区的弦向位置来确定 DSV 的位置。这种多样性表明,在研究中选择合适的识别方法对于准确理解 DSV 行为至关重要。

研究人员利用流动显示技术,对翼型在动态失速周期内的流动演化获得了宏观层面的理解^[38, 43, 53-55],并据此将动态失速过程细分为多个发展阶段,尽管不同研究的具体划分略有差异,但总体上可归纳为5个阶段:(1)附着流动(Attached

图4 不同厚度翼型动态失速过程的 LSB 和 DSV 行为^[45]Fig.4 Behavior of LSB and DSV for airfoils with different thicknesses during dynamic stall^[45]

flow), (2)失速发展(Stall development), (3)失速发生(Stall onset), (4)完全失速(Fully stalled), (5)流动再附(Flow reattachment), 如图 5 所示^[43]。2013 年, Mulleners 和 Raffel^[43]运用先进的高时间分辨率粒子图像测速技术(Time resolved particle image velocimetry, TR-PIV), 深入分析了各阶段的流动结构, 并进一步将失速发展阶段细分为 2 个子阶段: 初始不稳定阶段和第二不稳定阶段, 后者亦被称为 DSV 形成阶段。

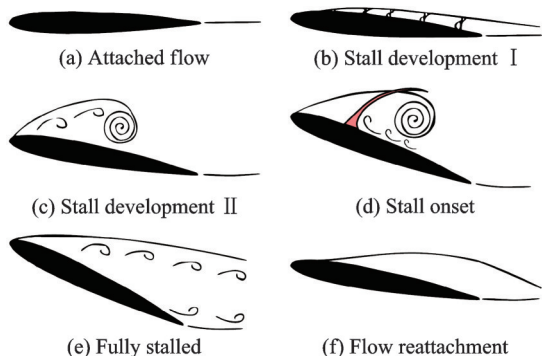


图 5 翼型动态失速发展过程^[43]

Fig.5 Developing process of airfoil dynamic stall^[43]

旋翼翼型动态失速包含多种类型, McCroskey^[42]根据动态失速过程中气流分离区域的尺度, 将其划分为轻度失速和深度失速两类, 如图 6 所示^[55]。当上翼面出现与翼型厚度相仿尺度的气流分离时, 此时, 翼型遭遇轻度失速; 而当上翼面形成 DSV 并伴随显著的气动力迟滞效应, 且气流分离区域尺寸接近翼型弦长时, 则视为深度失速。然而, 这种分类方式属于定性描述, 二者之间的界限并不明确, 也未深入探讨背后的物理机制。针对这一问题, Mulleners 和 Raffel^[55]通过详细分析失速发生阶段的流动特征, 并依据失速发生相对于翼型达到最大迎角的时间顺序, 对轻度失速和深度失速进行了量化区分: 若动态失速发生于振荡翼型达到最大迎角之前, 则表明其具有深度失速特性; 反之, 如果在达到最大迎角前改变振荡方向, 则表现为轻度动态失速特性。此外, 根据动态失速的发展过程, 还可将翼型动态失速进一步划分为尾缘失速和前缘失速^[37, 56-57]。厚翼型或低频振荡的薄翼型通常经历尾缘失速, 即气流分离首先从尾缘开始, 随着翼型运动逐渐扩展至前缘, 导致失速过程中的气动力变化相对平缓。与之相反, 前缘失速多见于薄翼型、拥有尖锐前缘的翼型或处于低雷诺数条件下的厚翼型, 此时气流分离迅速从前缘发生并向后扩展, 造成更为剧烈的气动力变化。

上述研究均在定常来流状态下开展, 清晰地揭

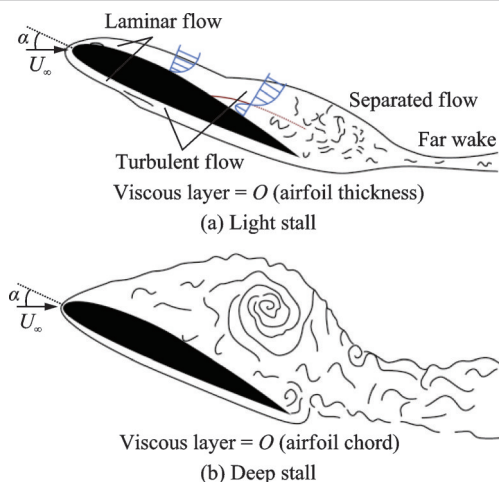


图 6 翼型轻度失速和深度失速气流分离区域^[55]

Fig.6 Flow separation regions of airfoil in light and deep stall regimes^[55]

示了旋翼翼型动态失速类型、发展阶段、各阶段的标志性气动事件以及 DSV 的演化过程, 显著推动了对动态失速机理的认识。同时, 旋翼翼型动态失速特性受到多种因素的影响, 杨鹤森等^[58]对具体影响因素和规律进行了系统回顾, 本文不再赘述。

2.2 非定常来流旋翼翼型动态失速研究

当直升机前飞时, 前飞速度和旋转速度的叠加使得桨叶剖面的相对来流速度呈现周期性变化。对此, 一些学者针对非定常来流工况下的翼型动态失速载荷进行了试验和数值模拟研究。受到试验条件的限制, 这类研究工作相对较少。Favier 等^[9-10]通过周期性平移翼型模型与变距运动耦合方法, 模拟来流的周期性变化和迎角变化, 测量了翼型的气动力(矩), 结果表明非定常速度及来流与迎角之间的相位差对翼型动态失速气动特性的影响较大。Pierce 等^[5]在低速风洞中通过导流叶片旋转实现自由来流速度大小的变化, 试验段截面为边长 42 inch 的正方形, 在不同导流叶片阻塞度与旋转频率的组合下, 当平均风速处于 12~68 ft/s 时, 该风洞可产生频率在 0.5~2 Hz 间变化的气流, 且变化幅值占平均风速的 4%~70%。基于此, 作者对不同非定常来流频率和翼型迎角振荡频率状态进行了试验研究, 结果表明, 非定常速度对翼型在静态失速迎角附近进行俯仰振荡时的力矩具有显著影响。俄亥俄州立大学基于类似的装置在 6 inch×22 inch 跨声速风洞中实现了来流速度的非定常变化^[6], 如图 7 所示。该风洞的风速控制频率上限为 25 Hz, 但它具有低通滤波器的特性, 其 -3 dB 截止频率约为 8 Hz。在风速振荡频率足够低时, 风洞能使马赫数在 0.44~0.65 的范围内变

化。基于此风洞,Gompertz 等^[59]以及 Hird 等^[60-61]分别对 S805 和 SSC-A09 翼型的气动力(矩)和压力分布进行了测量,着重分析了非定常来流对气动载荷的影响:与定常来流状态相比,非定常来流状态下来流速度与翼型迎角反相振荡时升力线斜率和失速迎角增加,同相振荡时则减小。以色列理工学院的 Greenblatt 等^[7]研发了试验段截面尺寸为 1 m×0.6 m 的非定常风洞(图 8),该风洞属于低风速风洞,风速不超过 20 m/s。在平均风速较低的情况下,通过调节风机和百叶窗的频率,风速可在平均风速的 0.5~2.0 倍范围内变化,且变化频率最高达到了 15.5 Hz。使用该型风洞,Medina 等^[62]对变速度-变迎角状态的 NACA0018 翼型的气动力和流场特性进行了试验研究,结果表明:来流速度的增加有可能延缓动态失速的发生;相反,来流速度的减小可能促进动态失速。试验还发现,迎角与变来流的相位差对于动态失速涡的脱落具有重要影响。国内于 20 世纪 90 年代建成首座卧式非定常回流风洞(图 9)^[8],该风洞试验段截面尺寸为 1.5 m×1.0 m,分为开口和闭口两种,分别能实现 30 m/s 和 60 m/s 的最大风速。根据公开的试验数据,该风洞风速振幅最高可达平均风速的 0.352 倍,风速变化频率最高为 1.0 Hz。史志伟^[8]使用该风洞测量了翼型在变来流速度状态下的气动载荷。结果发现,由于来流风速脉动的影响,耦合运动下的最大升力系数与升力系数迟滞回线面积均大于定来流速度情形。

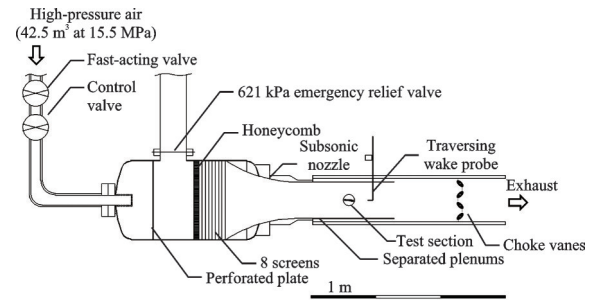


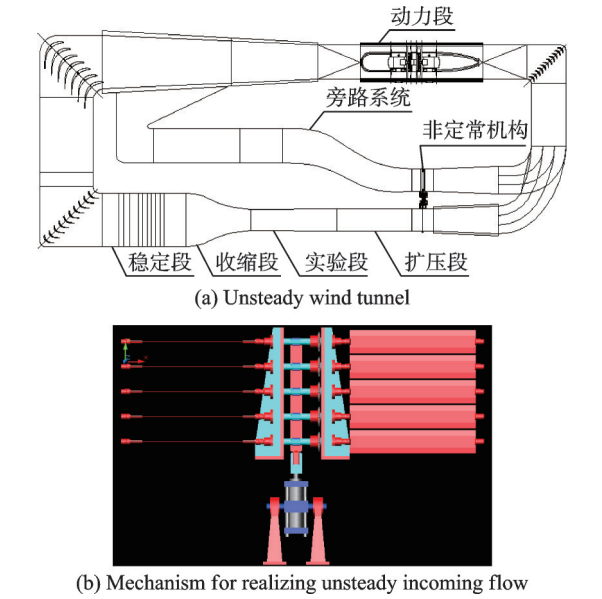
图 7 俄亥俄州立大学跨声速非定常风洞^[6]

Fig.7 Transonic unsteady wind tunnel at the Ohio State University^[6]



图 8 以色列理工学院的非定常风洞^[7]

Fig.8 Unsteady wind tunnel at the Technion-Israel Institute of Technology^[7]



(b) Mechanism for realizing unsteady incoming flow

图 9 南京航空航天大学非定常风洞^[8]

Fig.9 Unsteady wind tunnel at the Nanjing University of Aeronautics and Astronautics^[8]

目前国内外开展的变来流速度状态翼型动态失速试验主要针对风力机翼型或机翼翼型的工作条件,并且受变速度风洞技术的限制,目前的非定常风洞的脉动速度幅值无法满足直升机的前飞速度需求。国内的变速度风洞的风速变化频率也仅在 1 Hz 左右。在此背景下,CFD 方法展现出独特的优势,不仅适用于高来流速度和大脉动比条件,还能够灵活调整研究参数。Gharali 等^[63]使用 Ansys Fluent 12.1 软件计算分析了非定常来流与翼型振荡运动之间的相位差对 NACA0012 翼型气动载荷及流场特性的影响。研究发现,较小的相位差($0\sim\pi/2$)相比于单一俯仰振荡工况,显著提升了翼型升力和阻力;而较大的相位差($>\pi/2$)则会导致气动载荷减小。无论是从 $\pi/2$ 减小相位差,还是从 $\pi/2$ 增加相位差,都会增加涡结构的发展时间。Al-Jaburi 等^[64]梳理了他人之前开展的有关非定常来流工况下的翼型动态失速的试验和数值研究,在此基础上,采用 Ansys Fluent 软件计算分析了典型非定常来流工况的翼型动态失速特性,并与定常来流的计算结果进行了对比。Wang 等^[65]采用 URANS 方法,通过模拟翼型平移来实现相对来流速度的变化,研究了非定常来流条件下旋翼翼型的动态失速气动特性。结果显示,与定常来流相比,非定常来流速度条件下的动态失速特性更接近于旋翼桨叶剖面的实际动态失速行为;同时,在非定常来流下,DSV 的涡量变化相比定常来流更加平稳。现有研究中,无论是试验还是数值模拟,针对变来流条件下的翼型动态失速问题,通常通过两类方法实现非定常流动模拟:自来流的非定常变化

和翼型周期平移运动。然而,两种方式并非完全等效,采用哪种方式更加贴近旋翼桨叶剖面的工作条件尚不明确。

3 翼尖涡干扰下的有限翼展机翼动态失速研究

作为介于旋翼翼型和旋翼之间的过渡案例,有

限翼展机翼能够在翼尖涡的影响下产生三维动态失速流动,这对于深入理解旋翼动态失速现象尤为关键。表 2 总结了为数不多的与机翼动态失速相关的试验研究,包括研究人员、试验模型、试验内容以及试验工况等^[66-74]。图 10 展示了用于研究有限翼展机翼动态失速的几种试验模型,包括矩形、双掠桨尖以及抛物线后掠形状,这些都是典型的旋翼桨叶平面外形^[72,74-75]。

表 2 与有限翼展机翼动态失速相关的试验研究

Table 2 Experimental studies related to dynamic stall of finite wings

编号	研究人员	试验模型	试验内容	试验工况
1	Piziali ^[66]	NACA 0015 机翼	表面测压	$Ma=0.278$ $Re=2.0\times10^6$
2	Schreck 和 Helin ^[67]	NACA 0015 机翼	表面测压 流动显示	$Ma=0.03$ $Re=6.9\times10^4$
3	Tang 和 Dowell ^[68]	NACA 0012 机翼	表面测压	$Ma=0.06\sim0.082$ $Re=0.52\times10^6$
4	Coton 和 Galbraith ^[69]	NACA 0015 机翼	表面测压	$Ma=0.1$ $Re=1.5\times10^6$
5	Berton 等 ^[70-71]	NACA 0012 尖削机翼	速度型测量	$Ma=0.01\sim0.3$ $Re=3\times10^6\sim6\times10^6$
6	Pape 等 ^[72]	ONEAR 机翼	表面测压 速度场测量	$Ma=0.16$ $Re=0.5\times10^6\sim1.0\times10^6$
7	Merz 等 ^[73-74]	Merz 机翼	表面测压 速度场测量	$Ma=0.16$ $Re=9\times10^5$

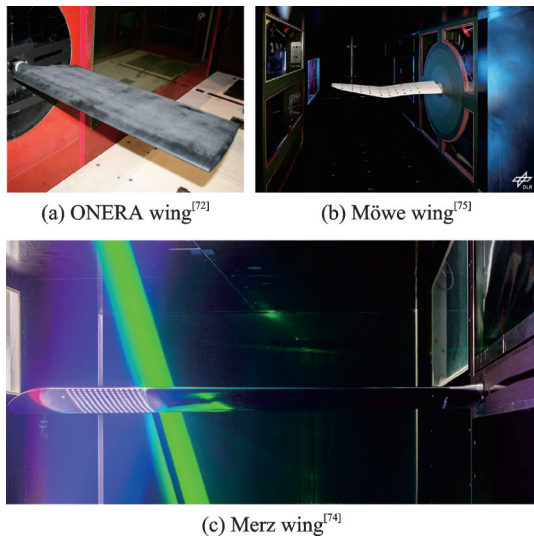


图 10 若干有限翼展机翼动态失速试验模型

Fig.10 Several test models for the dynamic stall of finite wings

在翼尖涡的干扰下,动态失速涡的形态发生了显著变化。试验和数值研究发现,机翼流场中 DSV 在演化过程中变形为 Ω 涡(也称为 Π - Ω 涡、弓形涡、马蹄涡)^[67, 69, 76-79],如图 11 所示。对于小展弦比机翼,流场中只存在一个失速单元,当 Ω 涡从机翼表面脱落进入尾迹区时,两个涡腿逐渐向中部移动然后联结形成环形涡(图 11(f))。而对于大展弦

比机翼,流场中则存在多个失速单元(图 12)^[80-81], Hammer 等^[81]运用 ILES 方法发现失速单元数目随展弦比增加而增加,且大展弦比机翼流场中的 Ω 涡由于受到尾缘涡的强烈干扰不再形成显著的环形涡结构。Visbal 等^[79]研究了机翼后掠角度对动态失速的影响(图 13),发现在矩形机翼流场中,仅观察到一个对称分布于中间展向剖面的动态失速涡,而后掠机翼流场中则观察到了两个动态失速涡,分别位于对称面的两侧。此外,随着后掠角的增大,动态失速涡的位置向机翼外侧移动。风洞试验中无扭转机翼(如图 10 中的 ONERA 机翼)的动态失速涡最先形成于固支端,因而与风洞壁面发生强烈干扰,为准确进行数值模拟分析,必须考虑风洞壁面的影响,因而计算网格量较大^[82]。对此,有些研究人员采取了正扭转、多段翼型配置的机翼模型^[75, 80],如图 10 中的 M we 机翼和 Merz 机翼,在此情况下,动态失速涡初始形成位置向机翼外侧移动,使试验模型的动态失速特性可以忽略风洞壁面的影响,从而更容易实现数值计算^[74]。Merz 等^[80]指出,翼尖涡对气动载荷的影响主要体现在两个方面:(1)在附着流动阶段,翼尖区域的升力减小、压差阻力增加;(2)对于失速阶段,翼尖涡阻碍了机翼外侧区域动态失速涡的输运,从而使相关区域的升力保持在较高水平。

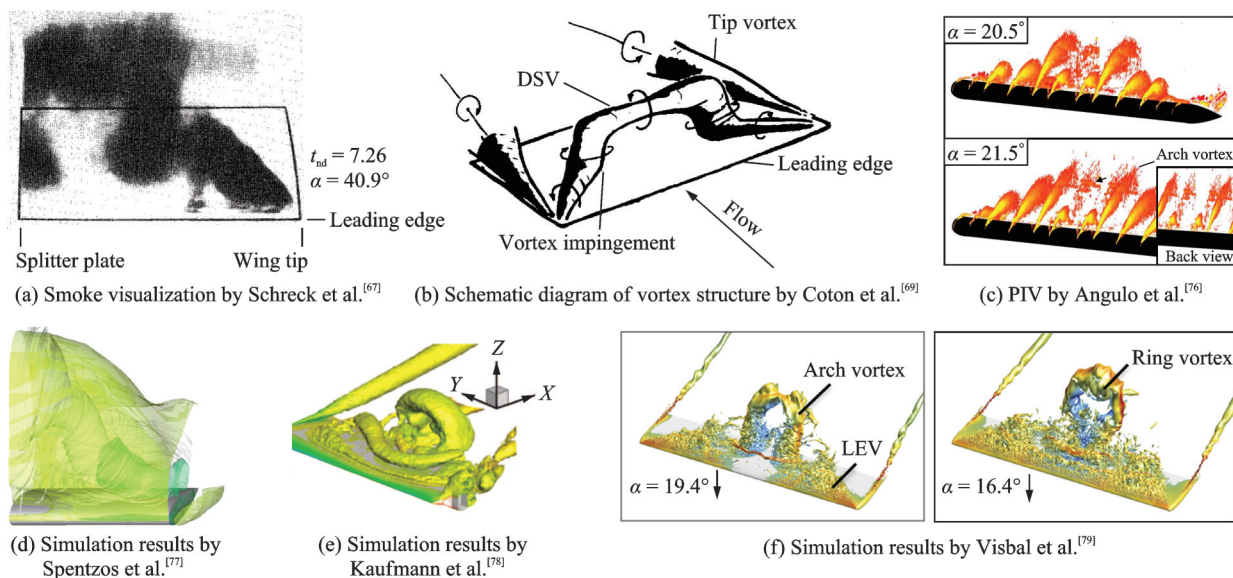
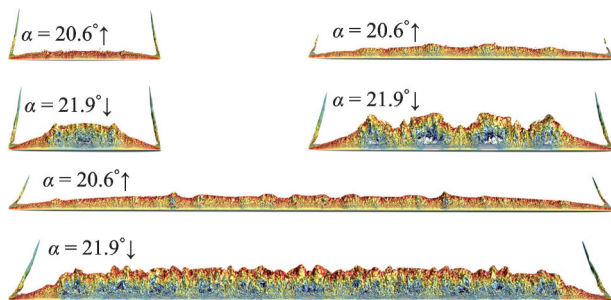
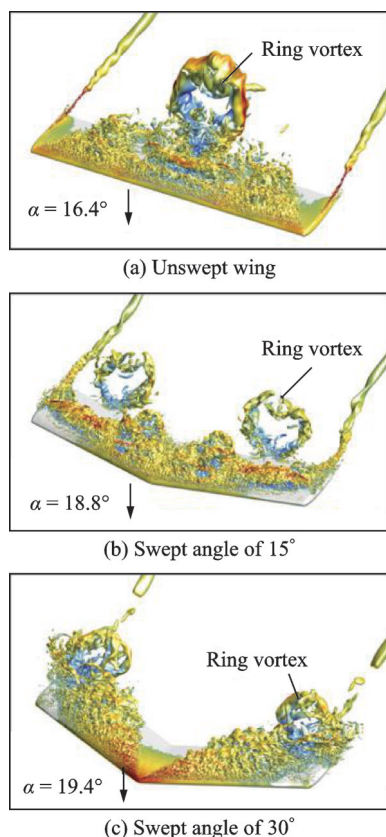


图 11 翼尖涡干扰下的动态失速涡结构

Fig.11 DSV structure interacted by wing-tip vortices

图 12 展弦比对动态失速涡结构的影响^[81]Fig.12 Effects of aspect ratio on DSV structure^[81]图 13 后掠角对动态失速涡结构的影响^[79]Fig.13 Effects of swept angle on DSV structure^[79]

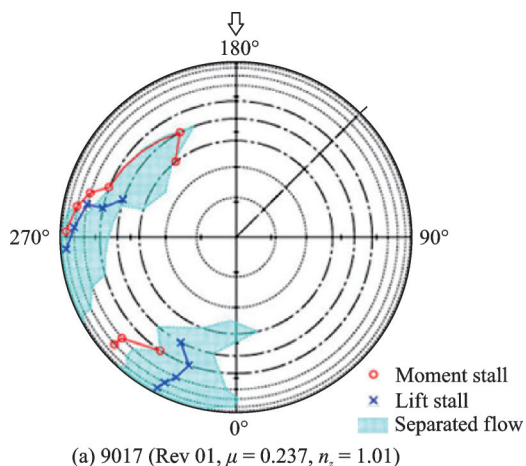
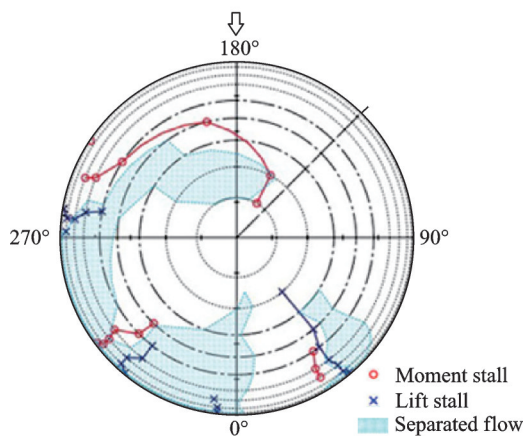
4 复杂流动现象耦合的旋翼动态失速研究

迄今,关于直升机旋翼动态失速的飞行试验研究较少,目前公开的文献中包含图 14 所示的 UH-60A 直升机和 Bluecopter 验证机相关飞行试验。20 世纪 80 年代, NASA 和美国陆军联合开展了 UH-60A 直升机飞行试验(图 14(a)^[2]),在编号为 9017 的高海拔水平前飞状态(前进比 $\mu = 0.237$, 拉力系数 $C_T/\sigma = 0.1325$)和编号为 11029 的拉起机动状态(载荷因子高达 $2.12g$),观察到了旋翼动态失速现象,如图 15 所示^[2]。9017 水平飞行状态的失速区域集中在桨盘平面第三和第四象限,而 11029 拉起机动状态在 4 个象限均观察到了失速现象。以 11029 状态为例,动态失速现象不仅引起了剧烈的气动载荷变化(图 1),还导致了较高的铰链力矩和挥舞弯矩,对旋翼结构强度提出了更高要求,若结构设计不合理,可能导致结构损坏,危及飞行安全。空客直升机公司(原欧洲直升机公司)开展的 Bluecopter 验证机的飞行试验(图 14(b)^[25]),在高速左转弯状态(右旋旋翼, $\mu = 0.35$, $C_T/\sigma = 0.145$, 下降角 9°)也观察到了旋翼动态失速现象^[83]。该直升机仅配备了用于测量飞行姿态、速度、铰链力矩和旋翼拉力的设备,桨叶上并未安装压力传感器,所以未能获取桨叶剖面的气动载荷。相关数值研究^[83]重点聚焦于分析 CFD/CSD 耦合求解器的预测精度,同时对桨叶弹性扭转对动态失速特性的影响展开了初步探讨。飞行试验能够提供真实飞行环境下的动态失速气动、结构和振动载荷等数据,但受限于飞行安全、测试设备和高昂的成本等因素,只能覆盖有限的飞行工况,且难以用于动态失速机理研究。

(a) UH-60A^[2](b) Bluecopter^[25]

图 14 直升机飞行试验

Fig.14 Helicopter flight tests

(a) 9017 (Rev 01, $\mu = 0.237$, $n_z = 1.01$)(b) 11029 (Rev 14, $\mu = 0.341$, $n_z = 2.09$)图 15 UH-60A 直升机旋翼桨盘失速区域^[2]Fig.15 Rotor stall map of UH-60A helicopter^[2]

相较于飞行试验,旋翼风洞试验能够采用更多种类的测量技术。图 16 呈现了一些具有代表性的旋翼风洞试验研究案例,包括 DLR 进行的 7AD 模型旋翼 PIV 试验^[84]及轴流状态旋翼风洞试验^[85-86]、ONERA 实施的 7A 和 7AD 模型旋翼风洞试

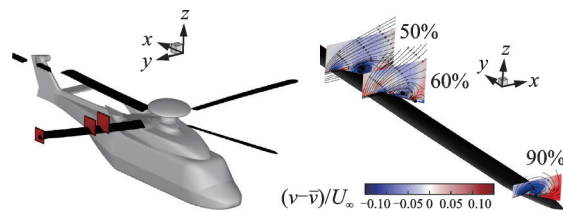
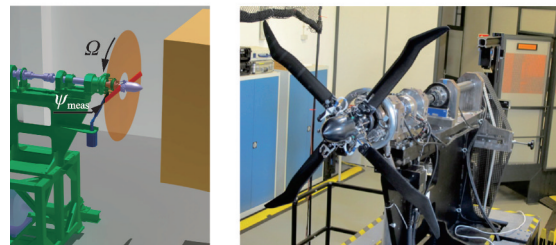
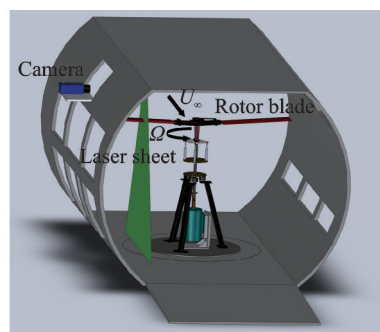
(a) Wind tunnel test of 7AD model by DLR^[84](b) Test models in axial flow conducted by DLR^[85-86](c) ONERA 7AD model in SMIA wind tunnel^[89](d) Full scale UH-60A model in NFAC wind tunnel^[90](e) Wind tunnel test of a teetering rotor at Georgia Institute of Technology^[95]

图 16 旋翼动态失速风洞试验研究

Fig.16 Wind tunnel tests on rotor dynamic stall

验^[23-24, 87-89]、NASA 与美国陆军合作完成的全尺寸 UH-60A 直升机旋翼风洞试验^[21-22, 90-93],以及佐治亚理工学院开展的跷跷板式旋翼风洞试验^[94-96]。

DLR 在德-荷风洞群的大型低速风洞中对 7AD 模型旋翼开展了 PIV 试验^[84]。试验测量了前进比 $\mu = 0.42$ 状态桨叶在 272.3° 方位角处若干径向剖面的流场,在 $0.5R$ 和 $0.6R$ 径向剖面观察到了紧凑的大尺度动态失速涡结构,该涡结构由剪切层不稳定性导致的众多小尺度涡结构组成,这与旋翼翼型动态失速的研究结论一致。同时,研究还发现旋翼的旋转运动对动态失速涡的形成与输运具有稳定作用。此外,DLR^[85]对轴流状态旋翼的动态失速特性开展了试验研究,旋翼由 2 片桨叶构成,半径为 0.65 m ,桨叶展弦比为 7.1 。在桨距操纵为 $16.9^\circ \pm 6.2^\circ$ 的动态失速状态,桨叶由弹性变形引起的扭转角约为 0.55° ,桨尖位移约为 0.4 倍弦长。试

验采用压力传感器和PIV设备测量了多个剖面的压力载荷和流场,发现桨叶上的气流分离最先在 $0.8R$ 剖面触发,随后向两侧扩展,分离区域高度最大可达 0.4 倍弦长。DLR^[86]还对一副具有双掠桨尖的旋翼开展了轴流状态试验研究,该旋翼由4片桨叶构成,半径为 0.652 m ,展弦比为 7.5 。在 $27^\circ\pm 6^\circ$ 的桨距操纵下,桨叶上观察到了动态失速现象,桨叶法向力呈现迟滞特征。

ONERA在S1MA跨声速风洞中对7A和7AD模型旋翼开展了试验测量^[87-88]。旋翼桨叶上安装了116个压力传感器,分布在 $0.5R$ 、 $0.7R$ 、 $0.825R$ 、 $0.915R$ 和 $0.975R$ 这5个剖面上,获得了丰富的压力载荷和剖面气动力数据。试验工况覆盖了 $0.3\sim 0.5$ 范围的前进比、 $0.05\sim 0.10$ 范围的拉力系数(C_T/σ)和3个桨尖马赫数($Ma_{tip} = 0.617, 0.646, 0.676$)。在中等前进比($\mu\approx 0.3$)和大拉力系数($C_T/\sigma\approx 0.1$)状态,7A模型旋翼后行桨叶剖面气动力呈现出法向力骤减、低头力矩陡增等特征,表明旋翼桨叶遭遇了动态失速^[23-24],试验并未对旋翼动态失速流动开展深入分析。

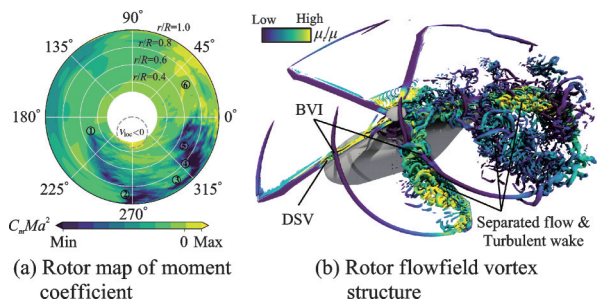
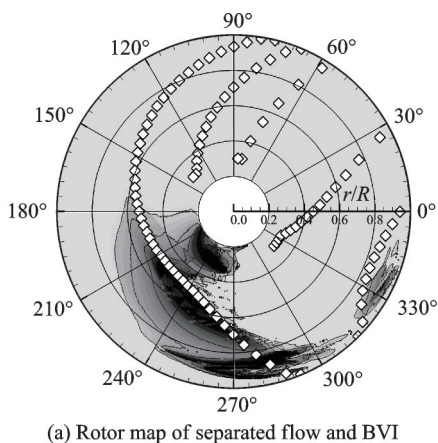
继UH-60A直升机飞行试验后,NASA和美国陆军合作于2010年完成了全尺寸UH-60A直升机旋翼的风洞试验^[90]。试验旨在测量无法从飞行试验中获得的特殊数据,包括旋翼气动力和力矩、桨毂载荷、桨叶位移与形变,并且运用PIV和纹影技术测量了旋翼尾迹。此外,试验还涵盖了超出常规飞行包线的状态,如高速、大拉力和旋翼降转速状态,为深入研究旋翼气动特性与预测模型的验证提供了试验依据。目前,只公开了少量试验数据^[21-22, 91-93],主要包括桨叶剖面法向力和力矩等。

佐治亚理工学院^[94-96]针对跷跷板式旋翼动态失速特性开展了风洞试验研究,旋翼半径为 0.622 m ,桨叶展弦比为 3.49 。研究人员运用PIV技术测量了前进比 $\mu = 0.33$ 、桨叶操纵为 $10^\circ\pm 5^\circ$ 状态后行侧桨叶的动态失速流场,重点分析了径向流动特性,发现了桨叶表面附近径向射流层的存在和动态失速涡的周期间差异。研究指出径向流对动态失速涡的强度具有稳定作用,使不同周期的动态失速涡强度相近。上述试验中,特定条件下均观察到了旋翼动态失速现象,并利用动态测压或PIV技术从宏观角度对气动载荷及流场变化特征进行了分析。

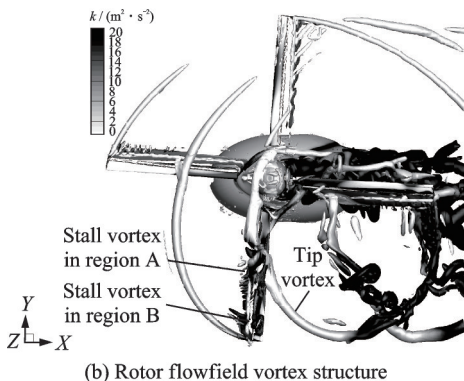
针对旋翼动态失速的数值模拟研究主要围绕一系列试验模型进行,涉及的研究对象包括UH-60A直升机旋翼^[20-22, 91-93, 97]、7A模型旋翼^[23-24, 98]、Bluecopter旋翼^[15]、轴流状态模型旋翼^[25, 86]和单片桨叶模型旋翼^[99]等。鉴于旋翼显著的弹性变形特性,许多数值模拟研究集中于开发旋翼气动/弹性

耦合分析代码及其模拟效果评估上。例如马里兰大学^[97]基于RANS求解器TURNS和综合分析代码UMARC,开发了一套CFD/CSD松耦合分析代码;NASA艾姆斯研究中心^[20-22]将CFD求解器OVERFLOW与综合分析代码CAMRAD结合使用;NASA兰利研究中心^[91]则建立了FUN3D/CAMRAD耦合分析代码。Letzgus等^[25]对比了采用结构网格的FLOWer求解器与基于混合非结构网格的TAU求解器在模拟轴流状态旋翼动态失速特性方面的表现。此外,佐治亚理工学院、ONERA和美国陆军等机构^[93, 98]合作进行了研究工作,比较了不同分析代码对7A模型旋翼和UH-60A直升机旋翼气动性能预测的效果,并初步探讨了BVI在动态失速发展过程中发挥的作用。这些研究为理解旋翼动态失速现象提供了重要的理论基础和技术支持。

相比之下,针对旋翼动态失速机理的数值研究相对较少,且由于复杂流动干扰的存在,分析往往不够深入。Letzgus等^[15]采用FLOWer/CAMRAD II松耦合分析代码对Bluecopter直升机旋翼在高速转弯状态的动态失速特性开展了模拟分析。旋翼流场中观察到了多个动态失速事件,集中在桨盘平面第三和第四象限,其中第三象限的动态失速由BVI导致,如图17所示^[15]。Bluecopter旋翼桨叶采用独特的双掠设计,前掠和后掠转折处的顶点延缓了动态失速涡沿桨叶径向由内向外的移动。此外,旋翼流场还观察到了大规模气流分离、BVI和激波诱导分离等复杂非定常流动。Richez等^[23-24]采用elsA/HOST耦合分析代码对 $\mu = 0.288\sim 0.315$ 、 $C_T/\sigma = 0.1$ 状态7A模型旋翼的动态失速特性开展了研究,并探讨了旋翼转速的影响。研究显示,随着旋翼转速的降低,失速程度增加,同时观察到了尾缘失速、前缘失速及激波诱导分离等多种现象。在最低转速条件下,还发现了由BVI引发的二次失速现象(见图18^[24])。Ruan和Hajek^[99]采用TAU求解器对单片旋转变距桨叶的动态失速特性进行了数值模拟(旋翼半径 $R = 0.8\text{ m}$,拉力 $T = 900\text{ N}$, $\mu = 0.2$),分析了桨叶上动态失速涡结构的演变及其与桨尖涡的相互作用。特别地,在锥形前缘涡结构内部观察到了类似涌动海浪的结构,该结构随桨叶旋转逐渐向桨叶外侧及后缘迁移。国内方面,赵国庆等^[100]和Wang等^[101]采用CFD方法对旋翼动态失速特性进行了分析,通过对比等效工况下翼型的动态失速特性,探讨了三维效应对动态失速特性的影响。这些研究为理解旋翼动态失速的复杂流动机制提供了宝贵的见解。

图 17 Bluecopter 直升机旋翼动态失速数值研究^[15]Fig.17 Numerical study on dynamic stall of Bluecopter rotor^[15]

(a) Rotor map of separated flow and BVI



(b) Rotor flowfield vortex structure

图 18 低转速时 7A 旋翼桨盘分离区域、桨/涡干扰位置与流场结构^[24]Fig.18 Separation regions on the rotor disk, BVI locations, and flowfield structure of 7A rotor at low rotational speeds^[24]

5 旋翼动态失速流动控制研究

为突破因旋翼动态失速问题所导致的飞行性能限制,研究人员从两个主要方向展开了探索:一是研发非常规构型,从根源上规避旋翼动态失速问题;二是对气流进行控制,以此抑制动态失速现象的发生。在非常规构型研发领域,研究人员创新性地提出了前行桨叶概念(Advancing blade concept, ABC)以及升力偏置(Lift offset, LOS)旋翼设计。这些设计理念旨在充分挖掘前行桨叶的升力性能优势,通过巧妙的力学布局为后行桨叶减轻负载,从原理上规避动态失速的出现。在此背景下,图

19 中所示的共轴刚性旋翼直升机与复合升力构型直升机应运而生^[102-103]。其中,共轴刚性旋翼直升机历经多代型号的持续改进与发展,技术相对成熟;而复合升力构型直升机的相关研究与实际应用仍处于探索阶段。

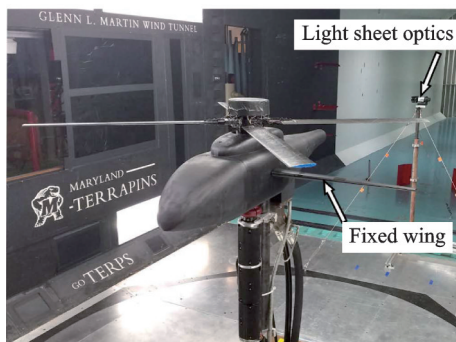
(a) Sikorsky S-97 Raider helicopter^[102](b) Lift compounding helicopter model at the University of Maryland^[103]

图 19 规避旋翼动态失速的非常规构型直升机

Fig.19 Unconventional helicopters designed to avoid rotor dynamic stall

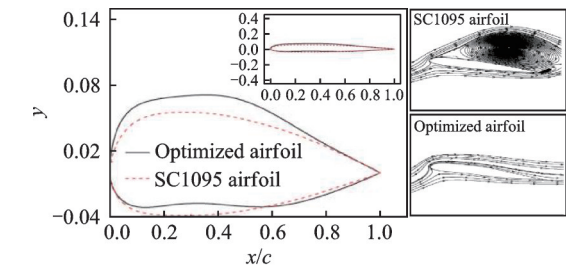
在流动控制领域,近年来众多研究人员对该领域相关研究展开了系统综述,具体内容如表 3 所示^[4,58,104-108],充分彰显了流动控制作为研究热点问题所蕴含的巨大发展潜力。根据在流动控制过程中是否消耗能量,可将流动控制划分为主动流动控制和被动流动控制两类。被动流动控制方法主要涵盖了气动外形的优化设计、在气动表面增设扰流板、涡流发生器等机械结构;或是模仿鲸鱼鳍的独特外形,设计具有锯齿状或正弦函数前缘的翼型,如图 20 所示^[109-112]。这类被动流动控制方法具有稳定可靠的显著优势,能够精准地提升某些特定工况下的性能表现。然而,其灵活性相对欠佳,并且目前在性能提升方面已趋近理论极限。

主动流动控制方法丰富多样,涵盖合成射流、协同射流、等离子体、吹气等技术。从广义上讲,旋翼变体技术(例如变弦长、变弯度、变下垂前缘、后缘小翼、变直径、变扭转等)同样属于主动流动控制的范畴。图 21 展示了若干典型的动态失速主动流动控制方法^[113-117]。与被动流动控制方法不同,主动流动控制方法能够根据旋翼的实时工作状态以及气流环境的动态变化,灵活且及时地调整控制参数。凭借这一特性,它能够突破被动流动控制在性

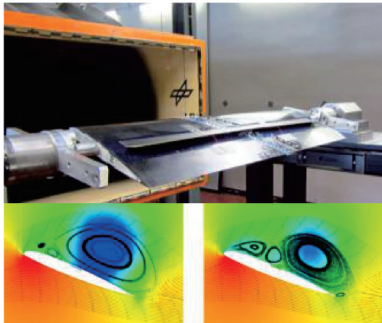
表 3 动态失速流动控制的研究综述和专著

Table 3 Reviews and monographs on flow control of dynamic stall

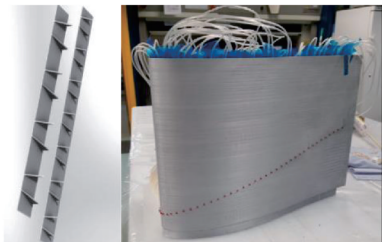
出版年份	文献	流动控制方法
2018	文献[104]	旋翼变体技术(专著)
2019	文献[105]	吹气控制
2020	文献[58]	主动和被动流动控制(等离子体控制为主)
2020	文献[106]	主动和被动流动控制(专著,包含旋翼变体技术)
2022	文献[107]	协同射流控制
2023	文献[108]	主动和被动流动控制
2023	文献[4]	主动和被动流动控制



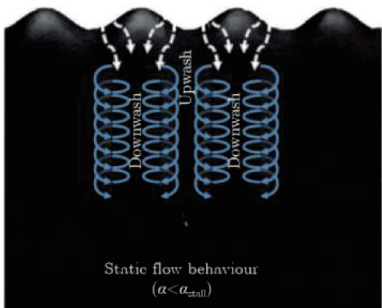
(a) Airfoil design under dynamic stall^[109]



(b) Back flow flap^[110]



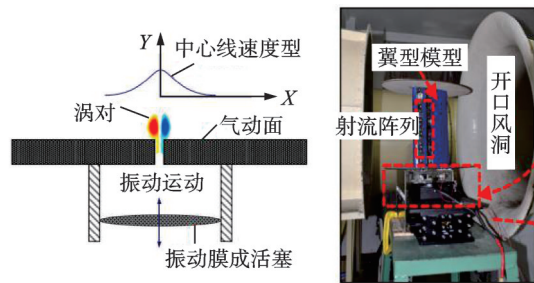
(c) Surface-mounted vortex generators^[111]



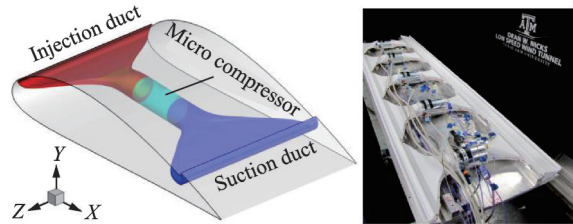
(d) Leading-edge tubercles^[112]

图 20 若干典型的动态失速被动流动控制方法

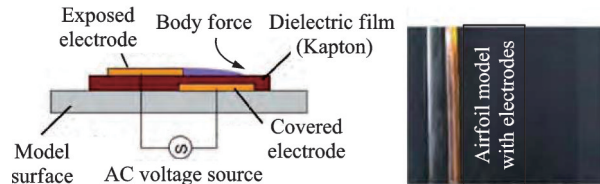
Fig.20 Several typical passive flow control methods for dynamic stall



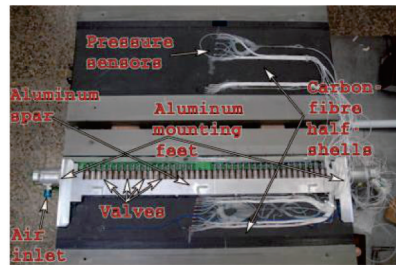
(a) Synthetic jet^[113]



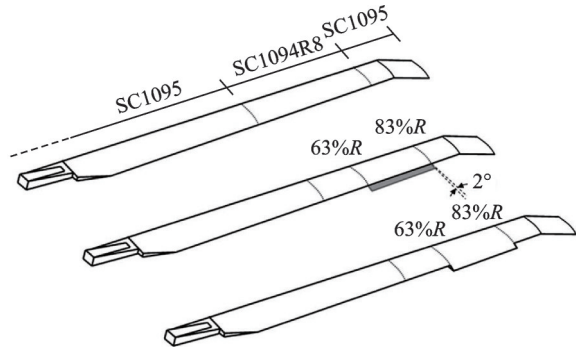
(b) Co-flow jet^[114]



(c) Plasma actuator^[115]



(d) Blowing^[116]



(e) Variable chord blade (Morphing rotor technology)^[117]

图 21 若干典型的动态失速主动流动控制方法

Fig.21 Several typical active flow control methods for dynamic stall

能提升方面的局限,展现出更为卓越的控制效果,因而具备极大的应用潜力。随着主动流动控制技术的持续发展,目前在失速探测、深入理解失速过程以及为翼型设计提供有效指导等方面已经取得了积极进展。然而,需要注意的是,当前主动流动控制研究仍以理论层面为主,在实际工程应用中遭遇诸多严峻挑战:其一,要通过主动流动控制使流

场产生显著变化,通常需要消耗大量能量;其二,主动流动控制要求实时且精准地进行调控,控制机制极为复杂;其三,控制机构与旋翼系统的集成难度大,必须确保系统在桨叶高速旋转、承受巨大离心力以及复杂交变载荷的情况下,依旧能够稳定可靠地运行。截至目前,针对桨叶的主动流动控制方法尚未在量产直升机上得以实际应用。

6 半经验动态失速模型的研究

在直升机工程应用领域,研究人员通常采用半经验动态失速模型来快速预测旋翼气动载荷以及进行初步的旋翼外形设计。这类模型通过构建线性或非线性方程组,重现动态失速试验中观测到的物理现象,从而有效计算动态气动载荷。半经验动态失速模型通常包含多个通过静态和动态试验数据导出的经验参数,能够在特定条件下较为准确地反映翼型的非定常气动特性。

自 20 世纪七八十年代以来,基于旋翼翼型动态失速的理论与试验研究,研究人员发展了多种半经验翼型动态失速模型,如 Boeing-Vertol 模型^[118]、Leishman-Beddoes 模型^[119]及 ONERA 模型^[120]等。其中,由 Leishman 与 Beddoes^[119]合作提出的 Leishman-Beddoes 动态失速模型(L-B 模型)包含附着流模块、分离流模块和涡载荷模块,其参数基于翼型在静态和动态条件下的大量试验数据获得,具有明确的物理意义。L-B 模型能够高效而准确地模拟翼型在经历动态失速过程中的气动载荷,因此得到了广泛应用。本节重点介绍 L-B 模型的发展历程。

原始的 L-B 模型基于 Theodorsen^[121]、Sears^[122-123]和 Küssner^[124]等经典非定常气动理论发展而来。

在此基础上,Beddoes 于 1993 年提出了第三代 L-B 模型^[125]。经过数十年的发展,研究人员针对不同应用场景对 L-B 模型进行了适应性改进,从而衍生出多种动态失速模型。总体而言,这些改进模型可以分为 4 类^[126],每一类都有其代表性模型:嵌入 OpenFast 代码中的 Aerodyn 模型^[127]、嵌入 Bladed 代码中的 IAG 模型^[128-129]、嵌入 HAWC2 代码中的 RISØ 模型^[130]以及嵌入 NA 代码中的 Sheng 模型^[131],如图 22 所示。例如,Wang 等^[132]在 L-B 模型的基础上引入了后缘涡模型,提升了该模型在计算旋翼翼型动态失速气动载荷时的精度,其改进属于 IAG 模型一类。Melani 等^[126]系统地回顾了 L-B 模型的建立过程,详细讨论了关键参数的识别与校正,并全面综述了 L-B 模型的发展演变,为相关研究人员在应用 L-B 模型进行校准及开发新型动态失速模型方面提供了重要参考。

随着风能领域的快速发展,L-B 模型的应用范围逐渐从直升机行业扩展至风力发电机领域。针对风力机翼型的独特形状和流动特性,研究人员对 L-B 模型进行了多项改进。在上述 4 类改进模型中,Sheng 模型^[133-136]基于 Niven 等^[137]的研究工作,引入了新的动态失速判据,是专为风力机翼型应用(低马赫数)而发展的一类动态失速模型。此外,Boutet 等^[138]为小型无人机开发了适应低马赫数和低雷诺数条件的 L-B 改进模型。Santos 等^[139]则为低马赫数条件下弹性机翼和旋翼的应用场景开发了改进型 L-B 模型。国内方面,Huang 等^[140]通过引入 Sheng 模型对 L-B 模型的失速起始模块进行了修正。Li 等^[141]结合涡脱落和后缘流动分离引起的非定常效应,并考虑边界层滞后和压力滞后效

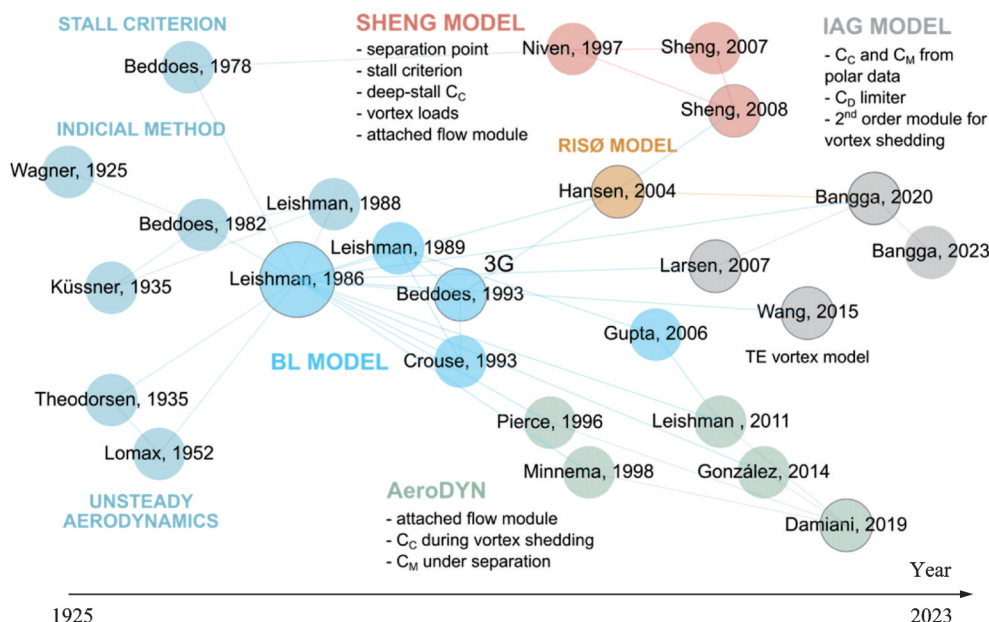


图 22 Leishman-Beddoes 动态失速模型的发展演变^[126]

Fig.22 Evolution of Leishman-Beddoes dynamic stall model^[126]

应,建立了一种能够描述附着流和后缘分离流的动态失速模型。Ge等^[142]提出了一种针对粗糙表面翼型的改进动态失速模型。考虑到动态失速的实际三维发生环境,Tang等^[68]测量分析了翼尖涡干扰下的动态失速特性,基于此对ONERA模型进行了改进,使其适用于三维流动工况。吕超等^[143-144]基于L-B模型框架发展了三维动态失速模型。这些研究成果不仅丰富了半经验动态失速模型的理论体系,也为模型的进一步发展和完善提供了重要的理论依据和技术支持。

尽管半经验模型在旋翼气动载荷预测和设计中展现出显著优势,但其使用仍面临两大挑战:(1)对于每一个特定翼型,模型中的经验参数需要基于广泛马赫数范围内的试验数据进行校准;(2)当面对缺乏试验数据的翼型或运行状态时,这类模型难以确保预测的准确性。因此,半经验模型的应用受到严格的试验数据要求限制,普适性较低。近年来,随着人工智能技术的迅猛发展,越来越多的研究人员尝试利用其来开发动态失速快速预测方法,以减少对试验数据的依赖并提升模型的泛化能力。实际上,早在20世纪末,研究人员就已经开始探索使用递归神经网络模拟动态失速的非定常效应^[145]。Shi等^[146]提出了一种数据与知识融合的方法,改进了L-B模型在风力机翼型上的应用,旨在提高预测精度和模型的泛化能力。Mohamed等^[147]则基于试验数据和双向长短时记忆网络构建了一个新的非稳态气动载荷预测模型,适用于风力机翼型,展示了深度学习在动态失速建模中的潜力。此外,Wang等^[148]结合低保真线性动态导数模型与高保真试验数据,通过模糊神经网络补偿非线性部分,建立了一个多保真度建模框架。这种方法不仅降低了对试验数据的依赖,还有效提高了动态失速预测的精度。Zheng等^[149]采用物理神经网络(Physics-informed neural network, PINN)对Goman-Khrabrov动态失速模型^[150]进行了改进,在保留模型简洁性的同时,消除了非物理误差,显著提升了预测精度。这些研究显示,借助人工智能技术有望解决传统半经验模型面临的局限性,为动态失速现象的理解和预测提供了全新的视角和技术手段。

7 总结与展望

本文从试验测量与数值分析方法、流动机理、流动控制以及半经验模型等多个维度,系统梳理了旋翼动态失速的相关研究进展。通过深入剖析当前研究工作,对未来旋翼动态失速的研究方向提出

了若干思考与建议,旨在为相关领域的研究人员提供全面的研究概览。

(1)在动态失速领域,试验测量与数值分析技术均取得了显著进展。然而,目前针对旋翼可实施的测量方法以及相关研究数量依然有限。与此同时,数值分析在旋翼气弹/耦合、动态失速的模拟分析方面,仍存在较大的提升空间。未来,应充分融合这两类方法的互补优势,为开展覆盖全工况的旋翼动态失速研究,提供可靠的技术支撑。

(2)基于旋翼翼型的试验与数值模拟,研究已揭示了动态失速类型、多阶段演化规律及关键参数影响机制,但非定常来流条件下的动态失速机理仍面临双重挑战:试验层面,现有设备难以复现旋翼真实工况的非定常流场特性;理论层面,自由来流扰动与翼型主动运动的模拟方法等效性存疑。未来需优先建立面向旋翼的非定常来流测量和模拟方法,在此基础上,进一步开展非定常来流状态的动态失速机理研究。

(3)在有限翼展机翼和旋翼动态失速研究中,研究人员已对翼尖涡干扰下动态失速涡的发展,以及复杂气动环境中旋翼动态失速模式形成宏观认知。但相比旋翼翼型研究,机翼和旋翼动态失速特性的探究较少且分析不够深入。机翼与旋翼动态失速流场涉及多种流动现象耦合,建立有效分析方法、深入挖掘数据特征,是该领域未来研究的关键挑战与重点方向,其中数据驱动和机器学习技术将发挥重要作用。

(4)主动流动控制技术不仅具有控制动态失速的能力,在全面提升直升机旋翼性能方面更展现出巨大的应用潜力。然而,目前主动流动控制技术在工程应用中尚未取得实质性突破,迫切需要大力开展控制机制研究以及控制系统集成试验。此外,为了实现动态失速的及时探测,利用流场传感技术深入开展实时预测研究也极为必要。

(5)随着工程应用场景的不断扩展,半经验动态失速模型已经从直升机旋翼领域成功拓展至风力机、无人机等多个应用领域,并逐步融合了数据驱动方法与机器学习技术,旨在减少对试验数据的依赖,向更高精度和智能化的建模方式转型。未来,该模型的核心目标是平衡计算效率与预测精度,同时向三维化、多物理场耦合以及数据与物理规律深度融合的方向发展。

参考文献:

- [1] JOHNSON W. Helicopter theory[M]. New Jersey: Princeton University Press, 2012.
- [2] BOUSMAN W G. UH-60 airloads program tutorial

- [C]//Proceedings of the AHS 65th Annual Forum and Technology Display. Grapevine, TX: AHS, 2004.
- [3] GARDNER A D, WOLF C C, RAFFEL M. Review of measurement techniques for unsteady helicopter rotor flows[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, 111: 100566.
- [4] GARDNER A D, JONES A R, MULLENERS K, et al. Review of rotating wing dynamic stall: Experiments and flow control[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2023, 137: 100887.
- [5] PIERCE G A, KUNZ D L, MALONE J B. The effect of varying freestream velocity on airfoil dynamic stall characteristics[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1978, 23(2): 27-33.
- [6] GOMPERTZ K, JENSEN C, KUMAR P, et al. Modification of transonic blowdown wind tunnel to produce oscillating freestream Mach number[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(11): 2555-2563.
- [7] GREENBLATT D. Unsteady low-speed wind tunnels [J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(6): 1817-1830.
- [8] 史志伟. 非定常自由来流对模型动态气动特性影响的实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- SHI Zhiwei. Experimental research of oscillating free-stream effects on dynamic characteristics of wind tunnel models[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006.
- [9] FAVIER D, REBONT J, MARESCA C. Large-amplitude fluctuations of velocity and incidence of an oscillating airfoil[J]. *AIAA Journal*, 1979, 17(11): 1265-1267.
- [10] FAVIER D, MARESCA C, REBONT J. Dynamic stall due to fluctuations of velocity and incidence [J]. *AIAA Journal*, 1982, 20(7): 865-871.
- [11] SPALART P R, JOU W-H, STRELETS M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach[C]//Proceedings of the Advances in DNS/LES.[S.l.]:[s.n.], 1997.
- [12] KHALIFA N M, REZAEI A, TAHA H E. On computational simulations of dynamic stall and its three-dimensional nature[J]. *Physics of Fluids*, 2023, 35(10): 105143.
- [13] KHALIFA N M, REZAEI A S, TAHA H E. Comparing the performance of different turbulence models in predicting dynamic stall[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2021 Forum.[S.l.]:AIAA, 2021.
- [14] MOHAMED K, NADARAJAH S, PARASCHIVOIU M. Detached-eddy simulation of a wing tip vortex at dynamic stall conditions[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(4): 1302-1313.
- [15] 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.DOI:10.4050/JAHS.65.022002.
- [16] VISBAL M R. Analysis of the onset of dynamic stall using high-fidelity large-eddy simulations[C]//Proceedings of the 52nd Aerospace Sciences Meeting. National Harbor, Maryland: AIAA, 2014.
- [17] VISBAL M R, GARMANN D J. Analysis of dynamic stall on a pitching airfoil using high-fidelity large-eddy simulations[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(1): 46-63.
- [18] BENTON S I, VISBAL M R. The onset of dynamic stall at a high, transitional Reynolds number[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 861: 860-885.
- [19] BENTON S I, VISBAL M R. Effects of compressibility on dynamic-stall onset using large-eddy simulation[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(3): 1194-1205.
- [20] POTSDAM M, YEO H, JOHNSON W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 732-742.
- [21] ROMANDER E, NORMAN T R, CHANG I C. Correlating CFD simulation with wind tunnel test for the full-scale UH-60A airloads rotor[C]//Proceedings of the AHS 67th Annual Forum and Technology Display. Virginia Beach, VA: AHS, 2011.
- [22] YEO H, ROMANDER E A. Loads correlation of a full-scale UH-60A airloads rotor in a wind tunnel[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2013, 58(2): 1-18.
- [23] RICHEL F. Analysis of dynamic stall mechanisms in helicopter rotor environment[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2018, 63(2): 1-11.
- [24] CASTELLS C, RICHEL F, COSTES M. A numerical analysis of the dynamic stall mechanisms on a helicopter rotor from light to deep stall[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2020, 65(3): 1-17.
- [25] LETZGUS J, GARDNER A D, SCHWERMER T, et al. Numerical investigations of dynamic stall on a rotor with cyclic pitch control[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2019, 64(1): 1-14.
- [26] SMITH M J. An assessment of the state-of-the-art from the 2019 ARO dynamic stall workshop[C]//Proceedings of the AIAA Aviation 2020 Forum.[S.l.]: AIAA, 2020.
- [27] MARIAPPAN S, GARDNER A D, RICHTER K, et al. Analysis of dynamic stall using dynamic mode decomposition technique[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(11): 2427-2439.
- [28] ANSELL P J, MULLENERS K. Multiscale vortex characteristics of dynamic stall from empirical mode

- decomposition[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(2): 600-617.
- [29] COLEMAN D G, THOMAS F O, GORDEYEV S, et al. Parametric modal decomposition of dynamic stall[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(1): 176-190.
- [30] RAMASAMY M, SANAYEI A, WILSON J S, et al. Reducing uncertainty in dynamic stall measurements through data-driven clustering of cycle-to-cycle variations[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2021, 66(1): 1-17.
- [31] KOU J, ZHANG W. Data-driven modeling for unsteady aerodynamics and aeroelasticity[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2021, 125: 100725.
- [32] TAIRA K, NAIR A G. Network-based analysis of fluid flows: Progress and outlook[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2022, 131: 100823.
- [33] LENNIE M, STEENBUCK J, NOACK B R, et al. Cartographing dynamic stall with machine learning[J]. *Wind Energy Science*, 2020, 5(2): 819-838.
- [34] MCCROSKEY W J, MCALISTER K W, CARR L W, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections. Volume 1: Summary of the experiment: NASA-TM-84245-VOL-1[R]. [S.l.]: NASA, 1982.
- [35] MCALISTER K, PUCCI S, MCCROSKEY W J, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections. Volume 2: Pressure and force data: NASA-TM-84245-VOL-2[R]. [S.l.]: NASA, 1982.
- [36] CARR L W, MCCROSKEY W J, MCALISTER K W, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections: Hot-wire and hot film measurements—Volume 3: NASA-TM-84245-Vol-3[R]. [S.l.]: NASA, 1982.
- [37] MCCROSKEY W J, CARR L W, MCALISTER K W. Dynamic stall experiments on oscillating airfoils [J]. *AIAA Journal*, 1976, 14(1): 57-63.
- [38] CARR L W, MCALISTER K W, MCCROSKEY W J. Analysis of the development of dynamic stall based on oscillating airfoil experiments: NASA-TN-D-8382[R]. [S.l.]: NASA, 1977.
- [39] MCALISTER K W, CARR L W. Water-tunnel experiments on an oscillating airfoil at RE equals 21 000: NASA-TM-78446[R]. [S.l.]: NASA, 1978.
- [40] MCCROSKEY W J, MCALISTER K W, CARR L W, et al. Dynamic stall on advanced airfoil sections [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1981, 26(3): 40-50.
- [41] MCCROSKEY W, PUCCI S. Viscous-inviscid interaction on oscillating airfoils in subsonic flow[C]//Proceedings of the 19th Aerospace Sciences Meeting. St. Louis, MO, USA: AIAA, 1981.
- [42] MCCROSKEY W J. The phenomenon of dynamic stall: NASA TM-81264[R]. [S.l.]: NASA, 1981.
- [43] MULLENERS K, RAFFEL M. Dynamic stall development[J]. *Experiments in Fluids*, 2013. DOI: 10.1007/s00348-013-1469-7.
- [44] BENTON S I, VISBAL M R. Effects of leading-edge geometry on the onset of dynamic stall[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(10): 4195-4198.
- [45] SHARMA A, VISBAL M. Numerical investigation of the effect of airfoil thickness on onset of dynamic stall[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 870: 870-900.
- [46] CHANDRASEKHARA M S, WILDER M C, CARR L W. Competing mechanisms of compressible dynamic stall[J]. *AIAA Journal*, 1998, 36: 387-393.
- [47] LORBER P F, CARTA F O. Airfoil dynamic stall at constant pitch rate and high Reynolds number[J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(6): 548-556.
- [48] ZAKARIA M Y, TAHA H E, HAJJ M R. Measurement and modeling of lift enhancement on plunging airfoils: A frequency response approach[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2017, 69: 187-208.
- [49] WANG Q, ZHAO Q. Experiments on unsteady vortex flowfield of typical rotor airfoils under dynamic stall conditions[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(2): 358-374.
- [50] WEI B, GAO Y, LI D. Physics of dynamic stall vortex during pitching oscillation of dynamic airfoil[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2021, 22(6): 1263-1277.
- [51] CHANDRASEKHARA M S, CARR L W. Flow visualization studies of the Mach number effects on dynamic stall of an oscillating airfoil[J]. *Journal of Aircraft*, 1990, 27(6): 516-522.
- [52] CHANDRASEKHARA M, AHMED S. Laser velocimetry measurements of oscillating airfoil dynamic stall flow field[C]//Proceedings of the 22nd Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference. Honolulu, HI, USA: AIAA, 1991.
- [53] SHIH C, LOURENCO L, VAN DOMMELEN L, et al. Unsteady flow past an airfoil pitching at a constant rate[J]. *AIAA Journal*, 1992, 30(5): 1153-1161.
- [54] DOLIGALSKI T L, SMITH C R, WALKER J D A. Vortex interactions with walls[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1994, 26: 573-616.
- [55] MULLENERS K, RAFFEL M. The onset of dynamic stall revisited[J]. *Experiments in Fluids*, 2012, 52(3): 779-793.
- [56] GUPTA R, ANSELL P J. Flow evolution and un-

- steady spectra of dynamic stall at transitional Reynolds numbers[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(8): 3272-3285.
- [57] GARDNER A D, RICHTER K, MAI H, et al. Experimental investigation of dynamic stall performance for the EDI-M109 and EDI-M112 airfoils[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2013, 58(1): 1-13.
- [58] 杨鹤森, 赵光银, 梁华, 等. 翼型动态失速影响因素及流动控制研究进展[J]. *航空学报*, 2020, 41(8): 119-144.
- YANG Hesun, ZHAO Guangyin, LIANG Hua, et al. Research progress on influence factors of airfoil dynamic stall and flow control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(8): 119-144.
- [59] GOMPERTZ K A, JENSEN C D, GREGORY J W, et al. Compressible dynamic stall mechanisms due to airfoil pitching and freestream Mach oscillations [C]//*Proceedings of the American Helicopter Society 68th Annual Forum*. Fort Worth, Texas: AHS, 2012.
- [60] UNIVERSITY T O S, GREGORY J, BONS J, et al. Compressible dynamic stall of an SSC-A09 airfoil subjected to coupled pitch and freestream Mach oscillations [C]//*Proceedings of the Vertical Flight Society 70th Annual Forum*. Montréal, Québec: The Vertical Flight Society, 2014.
- [61] UNIVERSITY T O S, HIRD K, FRANKHOUSER M, et al. Study of an SSC-A09 airfoil in compressible dynamic stall with freestream Mach oscillations [C]//*Proceedings of the Vertical Flight Society 71st Annual Forum*. Virginia Beach, VA, USA: The Vertical Flight Society, 2015.
- [62] MEDINA A, OL M V, GREENBLATT D, et al. High-amplitude surge of a pitching airfoil: Complementary wind- and water-tunnel measurements[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(4): 1703-1709.
- [63] GHARALI K, JOHNSON D A. Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2013, 42: 228-244.
- [64] AL-JABURI K, FESZTY D, NITZSCHE F. A methodology for simulating 2D shock-induced dynamic stall at flight test-based fluctuating freestream[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(10): 2223-2238.
- [65] WANG Q, ZHAO Q. Unsteady aerodynamic characteristics investigation of rotor airfoil under variational freestream velocity[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 58: 82-91.
- [66] PIZIALI R A. 2-D and 3-D oscillating wing aerodynamics for a range of angles of attack including stall: NASA-TM-4632[R]. [S.l.]: NASA, 1994.
- [67] SCHRECK S J, HELLIN H E. Unsteady vortex dynamics and surface pressure topologies on a finite pitching wing[J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(4): 899-907.
- [68] TANG D M, DOWELL E H. Experimental investigation of three-dimensional dynamic stall model oscillating in pitch[J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(5): 1062-1071.
- [69] COTON F N, MCD GALBRAITH R A. An experimental study of dynamic stall on a finite wing[J]. *The Aeronautical Journal*, 1999, 103(1023): 229-236.
- [70] BERTON E, ALLAIN C, FAVIER D, et al. Experimental methods for subsonic flow measurements[M]. New York: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2003: 97-104.
- [71] BERTON E, ALLAIN C, FAVIER D, et al. Database for steady and unsteady 2-D and 3-D flow [M]. New York: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2003: 155-164.
- [72] PAPE A L, PAILHAS G, DAVID F, et al. Extensive wind tunnel tests measurements of dynamic stall phenomenon for the OA209 airfoil including 3D effects [C]//*Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum*. Kazan, Russia: [s.n.], 2007.
- [73] MERZ C B, WOLF C C, RICHTER K, et al. Experimental investigation of dynamic stall on a pitching rotor blade tip [M]//*Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. Cham: Springer International, 2016: 339-348.
- [74] KAUFMANN K, MERZ C B, GARDNER A D. Dynamic stall simulations on a pitching finite wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(4): 1303-1316.
- [75] LÜTKE B, NUHN J, GOVERS Y, et al. Design of a rotor blade tip for the investigation of dynamic stall in the transonic wind-tunnel Göttingen[J]. *The Aeronautical Journal*, 2016, 120(1232): 1509-1533.
- [76] ANGULO A I, ANSELL P J. Influence of aspect ratio on dynamic stall of a finite wing [C]//*Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Kissimmee, Florida, USA: AIAA, 2018.
- [77] SPENTZOS A, BARAKOS G, BADCOCK K, et al. CFD investigation of 2D and 3D dynamic stall [C]//*Proceedings of the AHS 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics*. San Francisco, California, USA: AHS, 2004.
- [78] KAUFMANN K, COSTES M, RICHEZ F, et al. Numerical investigation of three-dimensional static and dynamic stall on a finite wing[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2015, 60(3): 1-12.
- [79] VISBAL M R, GARMANN D J. Effect of sweep on

- dynamic stall of a pitching finite-aspect-ratio wing[J]. AIAA Journal, 2019, 57(8): 3274-3289.
- [80] MERZ C B, WOLF C C, RICHTER K, et al. Spanwise differences in static and dynamic stall on a pitching rotor blade tip model[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2017, 62(1): 1-11.
- [81] HAMMER P R, GARMANN D J, VISBAL M R. Effect of aspect ratio on finite-wing dynamic stall[J]. AIAA Journal, 2022, 60(12): 6581-6593.
- [82] COSTES M, RICHEZ F, LE PAPE A, et al. Numerical investigation of three-dimensional effects during dynamic stall[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 47: 216-237.
- [83] 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.
- [84] MULLENERS K, KINDLER K, RAFFEL M. Dynamic stall on a fully equipped helicopter model[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 19(1): 72-76.
- [85] SCHWERMER T, GARDNER A D, RAFFEL M. A novel experiment to understand the dynamic stall phenomenon in rotor axial flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2019, 64(1): 1-11.
- [86] BABIJ G, MÜLLER M M. Dynamic stall computations of a double-swept rotor blade with rigid and elastic modelling[C]//Proceedings of the New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XIV. Cham: Springer Nature Switzerland, 2024.
- [87] BEAUMIER P, COSTES M, GAVERIAUX R. Comparison between FP3D full potential calculations and S1 modane wind tunnel test results on advanced fully instrumented rotor[C]//Proceedings of the 19th European Rotorcraft Forum. Cernobbio, Italy:[s.n.], 1993.
- [88] CROZIER P. Recent improvements in rotor testing capabilities in the ONERA S1MA wind tunnel[C]//Proceedings of the 20th European Rotorcraft Forum. [S.l.]:[s.n.], 1994.
- [89] CENTER G A, SURREY S, LAB O F A, et al. Investigation of the structural blade dynamics and aeroelastic behavior of the 7A rotor[C]//Proceedings of the Vertical Flight Society 72nd Annual Forum. West Palm Beach, Florida, USA: The Vertical Flight Society, 2016.
- [90] NORMAN T R, SHINODA P, PETERSON R L, et al. Full-scale wind tunnel test of the UH-60A airloads rotor[J]. Annual Forum Proceedings—AHS International, 2011, 4: 2962-2987.
- [91] LEE-RAUSCH E M, BIEDRON R T. FUN3D airloads predictions for the full-scale UH-60A airloads rotor in a wind tunnel[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59(3): 1-19.
- [92] POTSDAM M, DATTA A, JAYARAMAN B. Computational investigation and fundamental understanding of a slowed UH-60A rotor at high advance ratios[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2016, 61(2): 1-17.
- [93] RICHEZ F, GRUBB A. Validation and analysis of aeroelastic simulations of the UH-60A rotor from pre-to post-stall flight conditions[C]//Proceedings of the Vertical Flight Society 76th Annual Forum. [S.l.]: The Vertical Flight Society, 2020.
- [94] RAGHAV V, KOMERATH N. An exploration of radial flow on a rotating blade in retreating blade stall[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2013, 58(2): 1-10.
- [95] RAGHAV V, KOMERATH N. Velocity measurements on a retreating blade in dynamic stall[J]. Experiments in Fluids, 2014, 55(2): 1669.
- [96] RAGHAV V. Radial flow effects on a retreating rotor blade[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2014.
- [97] DATTA A, CHOPRA I. Prediction of UH-60A dynamic stall loads in high altitude level flight using CFD/CSD coupling[C]//Proceedings of the 61st Annual Forum of the American Helicopter Society. Grapevine, Texas: AHS, 2005.
- [98] GRUBB A, SMITH M. High fidelity CFD analyses of dynamic stall on a four-bladed fully articulated rotor system[C]//Proceedings of the Vertical Flight Society 80th Annual Forum. Montreal, Quebec, Canada: The Vertical Flight Society, 2024.
- [99] RUAN Y, HAJEK M. Numerical investigation of a dynamic stall on a single rotating blade[J]. Aerospace, 2021, 8(4): 90.
- [100] 赵国庆, 刘绍辉, 李军府, 等. 旋翼非定常动态失速的三维效应分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(6): 1484-1491.
- ZHAO Guoqing, LIU Shaohui, LI Junfu, et al. Analysis on three-dimensional effects of rotor unsteady dynamic stall[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1484-1491.
- [101] WANG Q, ZHAO Q. Numerical study on dynamic-stall characteristics of finite wing and rotor[J]. Applied Sciences, 2019, 9(3): 600.
- [102] LORBER P F, LAW G K, O'NEILL J J, et al. Overview of S-97 Raider TM scale model tests[C]//Proceedings of the AHS 72th Annual Forum. West Palm Beach, FL, USA: AHS, 2016.
- [103] BAUKNECHT A, WANG X, FAUST J A, et al.

- Wind tunnel test of a rotorcraft with lift compounding[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2021, 66(1): 1-16.
- [104] CONCILIO A, DIMINO I, PECORA R, et al. Morphing wing technologies, large commercial aircraft and civil helicopters[M]. [S.l.]: Elsevier, 2018.
- [105] ADERA A, RAMAKRISHNAN S. Review on dynamic stall control in airfoils[C]//*Proceedings of the Advances of Science and Technology*. Cham: Springer International Publishing, 2019.
- [106] 招启军, 赵国庆, 王清, 等. 先进旋翼设计空气动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2020.
- ZHAO Qijun, ZHAO Guoqing, WANG Qing, et al. Advanced rotor design aerodynamics[M]. Beijing: Science Press, 2020.
- [107] 许和勇, 马成宇. 协同射流流动控制方法研究进展综述[J]. *航空工程进展*, 2022, 13(6): 1-16.
- XU Heyong, MA Chengyu. Review of the co-flow jet flow control method[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2022, 13(6): 1-16.
- [108] 李国强, 赵鑫海, 易仕和, 等. 旋翼动态失速与反流流动控制研究进展[J]. *实验流体力学*, 2023, 37(4): 29-47.
- LI Guoqiang, ZHAO Xinhai, YI Shihe, et al. Research progress on rotor reverse flow and dynamic stall flow control methods[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2023, 37(4): 29-47.
- [109] WANG Q, ZHAO Q, WU Q. Aerodynamic shape optimization for alleviating dynamic stall characteristics of helicopter rotor airfoil[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(2): 346-356.
- [110] OPITZ S, GARDNER A D, KAUFMANN K. Aerodynamic and structural investigation of an active back-flow flap for dynamic stall control[J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2014, 5(3): 279-291.
- [111] DE TAVERNIER D, FERREIRA C, VIRÉ A, et al. Controlling dynamic stall using vortex generators on a wind turbine airfoil[J]. *Renewable Energy*, 2021, 172: 1194-1211.
- [112] HRYNUK J T, BOHL D G. The effects of leading-edge tubercles on dynamic stall[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2020, 893: A5.
- [113] 赵国庆. 直升机旋翼非定常动态失速的 CFD 模拟及其主动流动控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- ZHAO Guoqing. CFD simulation of unsteady dynamic stall of helicopter rotor and its active flow control research[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015.
- [114] ZHA G, YANG Y, REN Y, et al. Super-lift and thrusting airfoil of coflow jet actuated by micro-compressors[C]//*Proceedings of the 2018 Flow Control Conference*. Atlanta, Georgia: AIAA, 2018.
- [115] 李国强, 常智强, 张鑫, 等. 翼型动态失速等离子体流动控制试验[J]. *航空学报*, 2018, 39(8): 122111.
- LI Guoqiang, CHANG Zhiqiang, ZHANG Xin, et al. Experiment on flow control of airfoil dynamic stall using plasma actuator[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(8): 122111.
- [116] GARDNER A D, RICHTER K, MAI H, et al. Experimental investigation of air jets for the control of compressible dynamic stall[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2013. DOI: info:doi/10.4050/JAHS.58.042001.
- [117] KHOSHLAHJEH M, GANDHI F. Extendable chord rotors for helicopter envelope expansion and performance improvement[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2014, 59(1): 1-10.
- [118] HARRIS F D, TARZANIN F J, FISHER R K. Rotor high speed performance, theory vs. test[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1970, 15(3): 35-44.
- [119] LEISHMAN J G, BEDDOES T S. A generalized model for airfoil unsteady aerodynamic behavior and dynamic stall using the indicial method[C]//*Proceedings of the American Helicopter Society 42nd Annual Forum*. Washington DC, USA: AHS, 1986.
- [120] TRAN C T, PETOT D. Semi-empirical model for the dynamic stall of airfoils in view of the of the application to the calculation of the responses of a helicopter blade in forward flight[J]. *Vertica*, 1981, 5(1): 35-53.
- [121] THEODORSEN T. General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter: NACA-TR-496[R]. [S.l.]: NACA, 1979.
- [122] VON KARMAN T, SEARS W R. Airfoil theory for non-uniform motion[J]. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1938, 5(10): 379-390.
- [123] DURANTE D, DUBBIOSO G, TESTA C. Simplified hydrodynamic models for the analysis of marine propellers in a wake-field[J]. *Journal of Hydrodynamics*, Ser B, 2013, 25(6): 954-965.
- [124] GENNARETTI M, TESTA C, BERNARDINI G. An unsteady aerodynamic formulation for efficient rotor tonal noise prediction[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2013, 332(25): 6743-6754.
- [125] BEDDOES T. A third generation model for unsteady aerodynamics and dynamic stall[M]. Yeovil, England: Westland Helicopter, Ltd, 1993.
- [126] MELANI P F, ARYAN N, GRECO L, et al. The Beddoes-Leishman dynamic stall model: Critical aspects in implementation and calibration[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2024, 202: 114677.

- [127] DAMIANI R, HAYMAN G. The unsteady aerodynamics module for FAST 8; NREL/TP-5000-66347 [R]. [S.l.]: NREL, 2019.
- [128] BANGGA G, LUTZ T, ARNOLD M. An improved second-order dynamic stall model for wind turbine airfoils[J]. *Wind Energy Science*, 2020, 5(3): 1037-1058.
- [129] BANGGA G, PARKINSON S, COLLIER W. Development and validation of the IAG dynamic stall model in state-space representation for wind turbine airfoils[J]. *Energies*, 2023, 16(10): 3994.
- [130] HANSEN M H, GAUNAA M, MADSEN H A. A Beddoes-Leishman type dynamic stall model in state-space and indicial formulations; RISØ-R-1354[R]. Roskilde, Denmark: RISØ National Laboratory, 2004.
- [131] SHENG W, MCD GALBRAITH R A, COTON F N. A modified dynamic stall model for low Mach numbers[J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2008, 130(3): 031013.
- [132] WANG Q, ZHAO Q. Modification of Leishman-Beddoes model incorporating with a new trailing-edge vortex model[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 229(9): 1606-1615.
- [133] SHENG W, MCD GALBRAITH R A, COTON F N. A new stall-onset criterion for low speed dynamic stall[J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2006, 128(4): 461-471.
- [134] SHENG W, GALBRAITH R, COTON F. A modified dynamic stall model for low Mach numbers[C]// *Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: IAA, 2007.
- [135] SHENG W, MCD GALBRAITH R A, COTON F N. Prediction of dynamic stall onset for oscillatory low-speed airfoils[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2008, 130(10): 101204.
- [136] SHENG W, MCD GALBRAITH R A, COTON F N. Return from aerofoil stall during ramp-down pitching motions[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(6): 1856-1864.
- [137] NIVEN A J, MCD GALBRAITH R A. Modelling dynamic stall vortex inception at low Mach numbers[J]. *The Aeronautical Journal*, 1997, 101(1002): 67-76.
- [138] BOUTET J, DIMITRIADIS G, AMANDOLESE X. A modified Leishman-Beddoes model for airfoil sections undergoing dynamic stall at low Reynolds numbers[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2020, 93: 102852.
- [139] DOS SANTOS L G P, MARQUES F D. Improvements on the Beddoes-Leishman dynamic stall model for low speed applications[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2021, 106: 103375.
- [140] HUANG B, WANG P, WANG L, et al. A combined method of CFD simulation and modified Beddoes-Leishman model to predict the dynamic stall characterizations of S809 airfoil[J]. *Renewable Energy*, 2021, 179: 1636-1649.
- [141] LI Z, GAO Z, CHEN Y, et al. A novel dynamic stall model based on Theodorsen theory and its application[J]. *Renewable Energy*, 2022, 193: 344-356.
- [142] GE M, SUN H, MENG H, et al. An improved B-L model for dynamic stall prediction of rough-surface airfoils[J]. *Renewable Energy*, 2024, 226: 120371.
- [143] 吕超, 王同光. 三维动态失速模型研究[J]. *应用数学和力学*, 2011, 32(4): 375-382.
LYU Chao, WANG Tongguang. Modelling of three-dimensional dynamic stall[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2011, 32(4): 375-382.
- [144] 吕超, 王同光, 许波峰. 三维动态失速模型在风力机气动特性计算中的应用[J]. *南京航空航天大学学报*, 2011, 43(5): 707-712.
LYU Chao, WANG Tongguang, XU Bofeng. Application of 3-D dynamic stall model in wind turbine aerodynamic performance prediction[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2011, 43(5): 707-712.
- [145] FALLER W E, SCHRECK S J. Neural networks: Applications and opportunities in aeronautics[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1996, 32(5): 433-456.
- [146] SHI Z, GAO C, DOU Z, et al. Dynamic stall modeling of wind turbine blade sections based on a data-knowledge fusion method[J]. *Energy*, 2024, 305: 132234.
- [147] MOHAMED A, WOOD D. Deep learning predictions of unsteady aerodynamic loads on an airfoil model pitched over the entire operating range[J]. *Physics of Fluids*, 2023, 35(5): 053113.
- [148] WANG X, KOU J, ZHANG W, et al. Incorporating physical models for dynamic stall prediction based on machine learning[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(7): 4428-4439.
- [149] ZHENG B, YAO W, XU M. Enhancing the Goman-Khrabrov dynamic stall model through flow delay analysis[J]. *Physics of Fluids*, 2025, 37(1): 015172.
- [150] GOMAN M, KHRABROV A. State-space representation of aerodynamic characteristics of an aircraft at high angles of attack[J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(5): 1109-1115.