

旋翼翼型动态失速机理及非定常设计研究进展

招启军 井思梦 赵国庆 王清

Review of research progress on dynamic stall mechanism and unsteady design of rotor airfoils

ZHAO Qijun, JING Simeng, ZHAO Guoqing, WANG Qing

引用本文:

招启军, 井思梦, 赵国庆, 等. 旋翼翼型动态失速机理及非定常设计研究进展[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 70-84. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0261 ZHAO Qijun, JING Simeng, ZHAO Guoqing, et al. Review of research progress on dynamic stall mechanism and unsteady design of rotor airfoils[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 70-84. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0261

在线阅读 View online: https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0261

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

旋翼翼型气动设计与评估软件HRADesign

Rotor airfoil aerodynamic design and evaluation software HRADesign 空气动力学学报. 2021, 39(4): 59-68 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2019.0106

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

预处理方法在混合笛卡尔网格中的应用研究

Study of precondition method in hybrid Cartesian grid and its applications 空气动力学学报. 2018, 36(4): 651-657 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0103

仿生飞行器非定常气动优化设计研究进展与挑战

Progress and challenges in unsteady aerodynamic optimization design of bionic flapping-wings 空气动力学学报. 2018, 36(1): 80-87 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0171

改进动态面控制方法及其在过失速机动中的应用

An improved dynamic surface control law and its application in post-stall maneuvers 空气动力学学报. 2017, 35(5): 718-726 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0092

冰形表面粗糙度对翼型的失速特性影响分析

The effect of ice accretion roughness on airfoil stall characteristics 空气动力学学报. 2021, 39(1): 59-65 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2019.0046



关注微信公众号 获得更多资讯信息 文章编号:0258-1825(2021)06-0070-15

旋翼翼型动态失速机理及非定常设计研究进展

招启军^{1,*},井思梦¹,赵国庆¹,王 清² (1. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京 210016;

2. 兰州理工大学 能源与动力工程学院, 兰州 730050)

摘 要:旋翼翼型的动态失速现象限制了直升机的最大飞行速度和机动性,并且其产生机理复杂、抑制困难,是直升机 空气动力学领域持续关注的重点与难点问题。本文首先介绍了试验、半经验模型和计算流体力学(CFD)等旋翼翼型动 态失速研究方法的发展,分析了不同方法的优缺点和适用范围。其次,梳理了旋翼翼型动态失速机理及气动外形、迎角 及来流等参数影响机制的研究进展。综合对比发现,变来流-变迎角耦合状态的动态失速更符合旋翼桨叶剖面的流动特 征,是未来旋翼翼型动态失速研究的重要方向之一。然后,阐述了旋翼翼型设计方法和设计理念的发展历程,分析了主 流翼型定常设计与少数非定常设计理念的优缺点。分析结果表明,非定常设计可以获得既能缓解动态失速又能显著提 高静态气动特性的翼型,综合考虑旋翼桨叶剖面运动与来流特征的非定常设计是当前旋翼翼型设计的一个新方向。最 后,对旋翼翼型设计的未来发展方向进行了讨论,提出了旋翼翼型设计与旋翼桨叶一体化设计的多层级、多阶段发展设想。 **关键词:**旋翼翼型;动态失速;失速机理;非定常设计;未来发展

中图分类号:V211.52 文献标识码:A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0261

Review of research progress on dynamic stall mechanism and unsteady design of rotor airfoils

ZHAO Qijun^{1, *}, JING Simeng¹, ZHAO Guoqing¹, WANG Qing²

National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
 College of Energy and Power Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China)

Abstract: The dynamic stall of rotors limits the flight speed and maneuverability of helicopters. It has a complex mechanism and it is therefore difficult to get suppressed. Consequently, the dynamic stall is a major and persistent concern in the field of helicopter aerodynamics. This paper firstly introduces the development of experimental methods, semi-empirical models, and computational fluid dynamics (CFD) methods for the study of dynamic stall, and analyzes the advantages, disadvantages, and application scope of different methods. Secondly, research progresses on the dynamic stall mechanism of rotor airfoils and the influence mechanism of parameters such as aerodynamic shape of airfoil, angle of attack, and freestream conditions are sorted out. It is found that the dynamic stall under coupled freestream and pitch oscillations is more consistent with the flow characteristics of the rotor blade profile, and is one of the important directions for future research. Then, the development of design methods and concepts of rotor airfoils are described, and the advantages and disadvantages of the mainstream steady design and several unsteady design concepts are analyzed. Results show that the unsteady design can obtain an airfoil that can not only alleviate the dynamic stall but also improve the steady aerodynamic characteristics significantly. The unsteady design that comprehensively considers the motion and inflow of blade profile is a new direction for the current rotor airfoil design. Finally, the future development direction of rotor airfoil design is discussed, and a multi-level and multi-stage development concept of rotor airfoil design and blade design is proposed.

Keywords: rotor airfoil; dynamic stall; stall mechanism; unsteady design; future development

收稿日期:2021-09-16; 修订日期:2021-10-19; 录用日期:2021-10-21; 网络出版时间:2021-12-25

基金项目:国家自然科学基金(12072156,12032012);国家重点实验室基金(61422010401);江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介:招启军^{*}(1977-),教授,博导,研究方向:直升机空气动力学,计算流体力学,高性能旋翼设计,气动噪声等. E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn 引用格式:招启军,井思梦,赵国庆,等. 旋翼翼型动态失速机理及非定常设计研究进展[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 70-84.

ZHAO Q J, JING S M, ZHAO G Q, et al. Review of research progress on dynamic stall mechanism and unsteady design of rotor airfoils [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 70–84(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0261

0 引 言

直升机前飞时,旋翼后行侧桨叶剖面的相对来流 速度小于前行侧,因此后行侧桨叶需要较大的桨距以 保持与前行侧相当的拉力,这使得直升机在高速前飞 (前、后行侧相对来流速度差距大)和机动飞行(拉力 大)时,旋翼桨叶局部迎角过大而产生复杂的动态失 速现象。动态失速过程伴随着非定常涡的演化和复 杂的气动干扰,并导致旋翼拉力突降、反扭矩和桨叶 振动突增等非定常气动问题,从而限制了直升机的飞 行速度和机动性^[1]。

与风力机等翼型的动态失速特征不同,直升机旋 翼桨叶在旋转的同时存在周期变距、挥舞、摆振及弹 性变形等复杂运动的耦合,因而旋翼翼型在动态失速 过程中的运动规律极为复杂;同时,由于旋翼桨尖速 度较高,叠加大的前飞速度,不仅旋翼桨叶上同时存 在可压和不可压流动,同一桨叶剖面在旋转一周过程 中可能先后经历可压与不可压流动,由此导致旋翼翼 型动态失速特性受压缩性效应影响。

翼型是构成旋翼桨叶外形的"基因",其动态失 速特性直接决定了旋翼的动态失速特性和非定常气 动性能,从而在很大程度上影响直升机的气动效率、 飞行速度以及操纵品质等关键性能指标^[1]。因此,揭 示旋翼翼型的动态失速机理,进而开展翼型气动外形 设计,对于缓解甚至解决旋翼动态失速问题具有重要 意义。

在旋翼翼型动态失速特性与机理研究方面,主要 研究手段有风洞试验^[2-6]、半经验模型^[7-10]和计算流 体力学(CFD)方法^[11-15]等。其中,试验方法通过测 量气动载荷和流场特性,可以直观地观测旋翼翼型气 动力的迟滞效应和动态失速涡的生成与发展。但风 洞试验复杂、周期长、成本高,并且受到试验设备和 技术的限制,只能开展有限工况的研究,针对动态失 速机理的研究仍有很大困难。

为快速预测动态失速过程中翼型的气动力,一些 学者提出了基于试验数据的半经验模型,如著名的 Leishman-Beddoes(L-B)模型^[16-18]。这些模型在直升 机结构动力学与飞行力学分析中得到了广泛的应 用。但半经验模型只适用于某种特定翼型,对气流再 附过程中气动载荷的计算不够准确,并且无法模拟流 动细节,从而很难揭示旋翼翼型的动态失速机理。

CFD 方法从模拟流场细节出发,具备准确模拟旋 翼翼型动态失速时全部流场信息与气动载荷的能力, 已成为目前研究动态失速的最为有效的手段之一。 然而,CFD 方法对计算网格和数值格式的依赖性较强。为提高动态失速流场模拟的分辨率,需要精细化 网格与高精度格式的支撑,目前针对深度失速气流再 附过程中涡的运动规律与气动力的计算仍有较大误差。

整体而言,当前通过试验、半经验模型与 CFD 等 方法,国内外已对旋翼翼型的动态失速特性进行了很 多研究,也获得了很多规律性的结论。但旋翼翼型动 态失速的机理仍未完全清晰,主要体现在对于涡运动 的认知仍有欠缺,如涡的形成、对流及脱落机制、二 次涡的演化及其对翼型非定常气动特性的影响机理 等;另一方面,目前针对动态失速的研究主要集中在 翼型迎角振荡,对于来流的非定常变化对动态失速涡 的演化和气动力迟滞效应的影响还存在诸多未知。

在抑制旋翼翼型动态失速方面,最直接的方法是 改造翼型,即翼型气动外形设计(简称"翼型设 计")。Dadone^[19]、ONERA^[20]等提出的翼型设计指 标中均对翼型的动态失速特性进行了约束。但是,目 前的旋翼翼型设计以定常状态下的多目标设计为主, 只考虑多个设计状态下的升力、阻力和力矩特性。 虽然设计翼型能够显著改善翼型的定常气动特性,但 无法保证翼型的非定常气动特性。针对这些问题,有 学者提出了非定常翼型设计新理念,即根据旋翼桨叶 典型剖面的运动规律,在二维情况下以迎角振荡翼型 的非定常气动特性为设计目标开展翼型设计。现有 研究结果表明,通过非定常设计获得的翼型能够显著 抑制动态失速特性,并在一定程度上提高旋翼的气动 性能。但由于未考虑旋翼桨叶剖面来流速度的非定 常变化,在定来流速度下设计的翼型仍然很难保证在 宽的马赫数范围内均具有良好的非定常气动特性,因 此可能会影响在旋翼上的应用效果。

针对上述问题,本文分别介绍了旋翼翼型动态失 速研究方法、失速机理研究以及翼型设计理念的发 展,对比分析了各种研究方法的特点;探讨了动态失 速机理研究的不足并预测了未来的研究方向;阐述了 旋翼翼型设计理念的发展与设计案例;梳理了旋翼翼 型设计的层级划分,并就旋翼翼型设计未来发展方向 进行了设想和讨论。

1 旋翼翼型动态失速机理研究进展

1.1 旋翼翼型动态失速研究方法

1.1.1 试验方法

早期针对旋翼翼型动态失速的研究主要采用试验方法,通过流动显示(烟线法)^[4]、气动力测量^[21-23]和压力测量^[24]等,初步获得了气动力的非定常变化特征,并发现了动态失速涡的形成、运动与翼型动态

失速之间的关联。随着粒子图像测速(Particle Image Velocity,简称 PIV)技术(图 1)的发展,研究人员根据 测得的流场速度信息(图 2)开展了速度型、动态失速 涡等流动细节的分析^[5, 25-26],从而推动了旋翼翼型动 态失速机理的研究。







Fig. 2 Instantaneous velocity field measured by PIV^[26]

截至目前,翼型的动态失速试验大多在定常风洞 中开展,这与高速前飞状态旋翼桨叶剖面相对来流速 度的周期变化特征(图 3^[27])不符。

为解决这一问题,一种方法是在定常风洞中采用 模型周期性平移策略。20世纪七八十年代,Favier 等^[28-29]通过翼型模型在风洞中的周期性运动来模拟 相对来流速度的变化。通过测量翼型的气动载荷,发 现来流速度的非定常变化可能引起翼型的动态失 速。另一种模拟变来流环境的试验方法是采用变来 流风洞。但由于技术难度大,目前变来流风洞极少, 所开展的研究也相对较晚。南京航空航天大学、俄 亥俄州立大学以及以色列理工大学均建有变来流低 速风洞。史志伟^[30]、Gregory等^[31-33]及 Greenblatt 等^[34-36]基于变来流风洞开展了变来流状态下翼型动态失速特性的研究,发现变来流会引起气动力的迟滞效应,且气动力变化曲线与定常来流状态明显不同。 从图 4 中可以发现,与定常来流状态相比,来流速度的非定常变化以及相位差的改变会显著影响翼型的动态失速迎角、力矩发散迎角、气动力峰值以及迟滞 回线面积等。然而,这些试验的风速变化幅值 (Δ*Ma*约为0.1,如图5所示)和频率(国内唯一非定常风洞的最大频率为1 Hz)难以达到旋翼翼型的工作条件(Δ*Ma*>0.2,频率>5 Hz)。



1.1.2 半经验模型

基于旋翼翼型动态失速的试验研究结果,研究人 员发展了多种模拟动态失速状态气动载荷的半经验 模型,如时间延迟模型^[37-38]、Johnson模型^[39]和 Leishman-Beddoes(L-B)模型^[7, 16, 40]等。其中,L-B模 型由附着流模型、后缘分离模型和前缘分离涡模型 等三部分组成,具有明确的物理意义,能够高效准确 地模拟出后缘分离或激波诱导分离状态下的翼型动 态失速特性,从而得到了广泛的应用。考虑到直升机 前飞时,旋翼桨叶表面存在展向流,Leishman^[41]在原 有的 L-B 模型的基础上修改了相应的临界参数,以模 拟受到展向流影响时的旋翼翼型动态气动载荷。后 来, Sheng 等^[42-43] 在 L-B 模型的基础上提出了新的分 离临界条件,改善了该模型在低速情况下的计算精 度。王清等^[40]通过建立旋翼翼型动态失速后缘涡模 型,对L-B模型进行了改进,显著提高了该模型对旋 翼翼型动态失速气动载荷的计算精度。虽然是以试 验获得的涡运动与气流分离规律为基础,但半经验模 型无法模拟流动细节,且适用范围受到翼型气动外形 的限制,很难应用于动态失速机理研究与翼型设计。

73





steady and unsteady freestream conditions^[32]



1.1.3 数值模拟方法

随着计算机技术的进步以及数值计算格式的快速发展,CFD方法逐渐成为直升机空气动力学研究的 热点方法,在旋翼翼型动态失速机理研究中得到了广 泛的应用。N-S方程反映了黏性流体流动的基本力 学规律,是迄今为止描述流体运动最为完备的控制方 程。目前,基于求解N-S方程的湍流数值模拟方法主 要有以下三种:雷诺平均模拟(RANS)、大涡模拟 (LES)和直接数值模拟(DNS)^[44]。

DNS 方法直接求解 N-S 方程,可以获得所有尺度 的湍流信息,但需要很高的时间和空间分辨率,在模 拟三维各向同性湍流时所需网格量约为雷诺数的 9/4 次方。对于雷诺数为 1×10⁶ 量级的旋翼翼型动态 失速问题, DNS 方法所需的网格量巨大,因此当前基 于 DNS 方法的旋翼翼型动态失速研究极少。

Visbal 等^[45-47] 基于解析壁面层的 LES 方法对不 可压情况下的翼型动态失速开展了数值模拟研究,细 致分析了动态失速过程中边界层的流动与动态失速 涡的演化特征。LES 方法引入了某种过滤尺度,通过 数值计算直接求解得到大尺度脉动信息,小尺度脉动 则通过某种模型封闭,因此计算量小于 DNS 方法,但 在模拟包含小尺度高频率脉动信息的边界层流动时, 所需网格量仍然较大。对于包含边界层流动的可压 缩旋翼翼型动态失速问题,受到计算资源的限制,当 前基于 LES 方法的旋翼翼型动态失速研究也较少。

RANS 方法应用湍流统计理论对 N-S 方程做时 间平均得到雷诺平均方程,结合基于线性涡黏性假设 的湍流模型封闭方程,从而计算得到时均的流场。因 此,RANS 的空间分辨率要求低,计算量小,是目前研 究动态失速最常用的方法。但 RANS 只能提供湍流 的平均信息,并且受到基于涡黏性假设的湍流模型的 限制,RANS 方法在模拟大分离流动、逆压梯度引起 的尾缘分离流动以及涡的运动等问题时,很难得到令 人满意的计算结果(如图 6 和图 7 所示)。

近年来,针对旋翼翼型动态失速特性的研究开始 尝试采用 DES 类方法^[48-50],该方法兼顾了 RANS 方 法和 LES 方法分别在边界层和分离区域的优势,在 有效减少边界层网格数量的同时,提高了对大分离流 动的模拟能力。但在旋翼复杂涡流场模拟方面,受旋 翼跨声速、强可压缩性、三维流与涡干扰复杂度以及 计算资源限制,应用该类型方法的研究依然较少。

1.2 旋翼翼型动态失速机理

1.2.1 动态失速气动载荷与流场特征研究

在动态失速研究初期,研究人员通过试验手段获 得了动态失速过程中气动力的迟滞特征以及不同的 失速类型。McCroskey等^[4]测量了 NACA0012 翼型 及其前缘修型翼型的动态失速特性,发现了尾缘失 速、层流分离泡破裂引起的前缘失速和边界层转捩 引起的前缘失速等三种不同的失速机制,并指出涡脱 落现象是不同类型动态失速的主要共同特征。 Ham^[53]结合试验和理论方法研究了旋翼翼型的动态 失速特性,发现旋翼翼型前缘形成的动态失速涡对气 动载荷有明显影响,而且翼型的动态失速迎角远大于



Fig. 6 Comparisons of aerodynamic force coefficients calculated by different methods^[51]



Fig. 7 Comparison of flow fields simulated by different methods^[52]

静态失速迎角。McCroskey 等^[21-23] 开展了 NACA0012、 SC1095 和 VR-7 等多个翼型动态失速特性的试验工 作。通过对试验结果的分析,发现前缘分离涡的形 成、输运和脱落,导致了翼型动态失速气动力的迟滞效应。Rhee^[54]基于动态失速试验数据对动态失速涡的发展过程开展了较为系统的研究,并分析了动态失速涡对翼型压强系数和气动力载荷的影响。

1.2.2 翼型外形对动态失速特性的影响研究

旋翼翼型的动态失速特性与翼型气动外形息息相 关。为了研究翼型外形对动态失速特性的影响规律, 许多学者开展了相应的研究。王友进等^[14]计算了不 同厚度的 NACA 系列翼型的动态失速特性,结果表 明,薄翼型的动态失速是由前缘分离引起的,而厚翼 型的动态失速则是由尾缘分离引起的。通过模拟分 析 NACA0009、NACA0012、NACA0015 和 NACA0018 等四个不同厚度翼型在低雷诺数下的动态失速特性, Sharma 等^[55]发现对于较薄的翼型,层流分离泡的破 裂标志着动态失速的开始,而对于最厚的 NACA0018 翼型,湍流边界层的分离会触发动态失速。

一般而言,旋翼翼型厚度相对较小(一般小于 12%),因而旋翼翼型的动态失速主要以前缘形成的 动态失速涡主导。翼型的前缘外形会直接影响逆压 梯度和气流分离,因而对动态失速涡的形成和强度有 重要影响。为研究前缘外形对旋翼翼型动态失速特 性的影响,一些学者开展了不同前缘修型翼型的动态 失速特性研究^[56-57],结果表明,单纯的下表面变形对 动态失速特性影响较小,而合理的翼型上表面变形或 前缘下弯能够有效抑制动态失速。

1.2.3 来流与振荡参数对动态失速特性的影响研究

除翼型外形外,来流速度及翼型振荡参数,包括 平均迎角、迎角振幅和缩减频率等,对动态失速特性 也有显著影响。1988年, Carr^[58]结合直升机和风力 机翼型动态失速的试验结果,从理论上描述了动态失 速的过程,并分析了来流速度、迎角和缩减频率等参 数对翼型动态失速特性的影响规律。Kim 等^[59]采用 CFD 方法研究了不同马赫数下压缩性效应对 VR-12 翼型动态失速特性的影响,计算结果表明:在小马赫 数下,翼型的动态失速特性主要受到由逆压梯度引起 的气流分离的影响,此时压缩性效应对失速特性的影 响较小;而在高马赫数下,会出现激波诱导的气流分 离现象,此时压缩性效应对翼型的动态失速特性起主 导作用。宋辰瑶等[15]和赵国庆等[60]分别采用理论 模型和 CFD 方法开展了振荡参数对翼型非定常动态 失速特性影响研究,揭示了平均迎角、迎角振幅及缩 减频率等振荡参数对气动力迟滞效应以及气动力峰 值的影响规律。杨鹤森等^[61]综述了翼型外形、运动 及气动参数对动态失速的影响规律,包括缩减频率、 雷诺数、马赫数以及翼型外形等。

1.2.4 变来流状态下的动态失速机理研究

上述针对翼型动态失速机理的研究均集中在二 维定来流状态,未考虑前飞状态旋翼桨叶剖面的变来 流特征。Kaufmann等^[62]通过研究发现,在二维定来 流状态模拟的翼型动态失速特性与旋翼翼型环境有 很大差异(图 8),并指出只有计入变来流-变迎角的耦 合特征才能提高旋翼翼型动态失速特性的模拟精度。

基于非定常风洞、水洞以及 CFD 方法,一些学者 开展了非定常来流下翼型动态失速特性的研究。 Gompertz 等^[31] 测量了 NREL-S805 翼型在变来流-定 迎角下的非定常气动特性,发现在变来流速度下,翼 型的气动载荷呈现出非定常特征,升力系数和力矩系 数产生明显的迟滞回线,且迟滞回线的面积随着缩减 频率和迎角的增加而增大。Gregory 等^[32-33] 测量了 变速度-变迎角情况下 SSC-A09 翼型的气动特性,结 果表明,与仅迎角振荡情况相比,来流速度和迎角反 相振荡时的升力线斜率和失速迎角增加,同相振荡时 则减小。Gharali 等^[63] 计算了变来流-变迎角下 NACA0012 翼型的气动特性,并对缩减频率和相位差



Fig. 8 Comparisons of aerodynamic forces under 2-D and 3-D dynamic stall conditions^[62]

对翼型动态特性的影响进行了参数分析,发现来流速 度和迎角的变化对翼型流场结构和气动载荷具有明 显的影响。王清等^[27,64]通过翼型平移来模拟旋翼翼 型相对来流速度的变化,并采用 CFD 方法对比分析 了变速度-变迎角耦合状态下的旋翼翼型气动特性。 研究表明:与定来流状态相比,变来流状态下模拟的 翼型气动载荷与等效来流的旋翼桨叶剖面的气动载 荷更为接近(图9);变来流速度会对旋翼翼型的气动 特性产生很大的影响,且脉动速度越大,引起的非定 常特征也越明显。谢凯等^[65]采用 CFD 方法模拟了 SC1095 翼型在变来流环境下的非定常气动特性,并 对比分析了耦合挥舞、摆振运动时,相位差和振幅对 翼型非定常特性的影响。研究发现在迎角振幅不变 的情况下,挥舞和摆振运动相位差的增加会使得翼型 动态失速提前发生, 目升力系数峰值增加: 在相位差 不变的情况下,挥舞和摆振运动振幅的增加会推迟动 态失速的发生,且升力系数的峰值会减小。





综合而言,大多数针对翼型动态失速的研究是在 定来流-变迎角状态开展。虽然在变来流-变迎角耦 合状态的翼型动态失速特性方面已经有部分研究工 作,但解耦变来流与变迎角对动态失速涡与气动载荷 的作用机理仍然有很大困难。这也是旋翼翼型动态 失速未来的重要研究方向之一。

2 旋翼翼型定常设计研究进展

旋翼翼型设计一直是直升机气动设计的重要研 究内容。欧美等发达国家,在进行直升机型号改进或 更新换代过程中,将旋翼翼型的设计视为关键技术之 一。图 10 归纳了国际直升机旋翼翼型系列的发展 进程^[66-67]。

旋翼翼型需要在宽马赫数和宽迎角范围以及大的雷诺数范围内均具有良好的气动特性,包括良好的 失速特性、高最大升力、低力矩和低阻力特性等^[66]。 除上述定性的对直升机旋翼翼型气动特性的要求, NASA^[19]和 ONERA^[20]则提出了旋翼翼型定量化设 计指标。

传统的翼型设计采取反复试验-修正的方式来进 行,这种设计方法依赖于设计人员丰富的工程经验和 理论知识,而且设计周期长、效率低。随着航空技术 的发展,直升机的飞行性能不断提高,对旋翼翼型的 气动性能要求也进一步提高。直升机高速飞行时,旋 翼流场同时存在桨尖附近的跨声速流动和桨根附近 的不可压流动,仅仅依靠试验手段和工程经验的翼型 设计已经难以满足应用要求。得益于计算机技术和 CFD 方法的发展,反设计方法和优化设计方法逐渐发 展起来并应用到旋翼翼型设计领域。与传统设计方



法相比,反设计和优化设计方法对设计人员的工程经 验要求较低,而且可以有效地缩短设计周期进而降低 设计成本。反设计方法^[68-70]计算效率高,但是翼型 压强分布、表面速度分布等难以事先给定,所以其应 用范围受到了一定的限制。而优化设计方法则并不 需要知道目标的气动特性参数,只需要一个较合理的 基准翼型即可。因此,优化设计方法在翼型设计中得 到了广泛的应用。

1992年, Hager等^[71]基于以 Euler 方程为流场控 制方程的 CFD 方法对 NACA0012 翼型开展了多状态 优化设计。采用带约束条件的梯度优化算法, 以最小 化翼型的阻力系数进行翼型外形优化设计。结果表 明, 与 NACA0012 翼型相比, 设计翼型能够显著地减 小逆压梯度, 改善翼型的阻力特性。2004年, 钱瑞战 等^[72]结合 RANS 方程和序列二次规划法对 OA212 翼型开展了多状态-多约束优化设计。结果表明, 与 OA212 翼型相比, 设计翼型的压强系数分布得到了改 善, 升阻比特性和力矩特性均有所提升。2012年, 杨 慧等^[73]采用遗传算法和代理模型对 OA209 翼型进 行了多目标-多约束优化设计。计算结果表明, 与 OA209 翼型相比, 优化翼型具有更好的升力、阻力特 性和力矩特性。

2016年,作者团队^[74]基于遗传算法和 CFD 方法 对 SC1095 翼型进行了优化设计研究,计算结果表明, 与 SC1095 翼型相比,优化翼型的静态气动特性得到 了明显提升。为了检验优化翼型的非定常气动特性, 对 SC1095 翼型和优化翼型开展了非定常气动特性数 值模拟分析,通过对比两个翼型的气动载荷,发现两 个翼型的升力系数迟滞曲线基本一致,阻力和力矩系 数的峰值也基本相当,优化翼型的阻力和力矩发散迎 角稍有增加(图 11)。由此可以看出,在定常状态下 设计得到的翼型可以显著提高翼型的静态气动特性, 并在一定程度上缓解动态失速特性,不过效果甚微, 因此有必要在非定常状态下更有针对性地开展旋翼 翼型气动外形设计。



Fig. 11 Comparison of unsteady aerodynamic loadings between SC1095 and the optimized airfoils^[74]

3 旋翼翼型非定常设计研究进展

由于定常状态下的旋翼翼型外形优化设计不能 很好地解决动态失速问题,一些研究人员开始尝试在 非定常状态下开展翼型外形优化设计。

旋翼翼型非定常设计是指,根据旋翼桨叶典型剖 面工作环境,在二维情况下以非定常气动特性为设计 目标开展的单一状态或多状态的翼型气动外形设 计。早期开展非定常设计研究的有美国的斯坦福大 学^[75-76]、怀俄明大学^[77]和中国的南京航空航天大学^[78]。 其中,斯坦福大学的研究人员推导了时间精确的连续 型和离散型伴随方程,并成功应用于 RAE2822 翼型 的非定常设计,在保持平均升力的同时,降低了翼型 的平均阻力,但设计状态平均迎角和迎角振幅较小, 翼型并未发生动态失速。怀俄明大学的研究人员采 用伴随方法对动态失速状态下的 SC1095 翼型进行了 优化,优化得到的翼型削弱了动态失速涡的强度,从 而降低了阻力和力矩系数峰值,但优化翼型的厚度较 大,并不适用于直升机旋翼桨叶。

南京航空航天大学基于优化设计方法开展了旋 翼翼型非定常设计研究^[78-81],并对比分析了基准翼型 和优化翼型的非定常气动特性。计算结果表明, SC1095 翼型上表面形成了动态失速涡,并发生了深 度失速,而优化翼型抑制了动态失速涡的形成 (图12),在保证升力特性的同时,显著降低了阻力和 力矩系数峰值(图13),证明了在非定常状态下开展 旋翼翼型外形优化设计的可行性和有效性。为了检 验优化翼型在定常状态下的气动特性,计算了 SC1095 翼型和优化翼型的静态气动特性。结果表明,与 SC1095 翼型相比,优化翼型表现出更好的静态气动 特性,升力系数增加,并且失速迎角和阻力、力矩系数 发散迎角增加(图14)。



图 12 SC1095 翼型和优化翼型流线图对比(α=17.9°)^[80] Fig. 12 Comparison of streamlines between SC1095 and the optimized airfoil (α = 17.9°)^[80]



图 13 SC1095 翼型和优化翼型非定常气动力系数对比^[80]







Fig. 14 Comparison of steady aerodynamic force coefficients between SC1095 and the optimized airfoil^[80]

2020年,喻伯平等^[82]采用代理模型对 SC1095 翼型开展了非定常设计研究。研究结果表明:优化翼型具有较大的前缘半径和弯度,能够抑制前缘涡的形成,从而阻碍阻力和力矩的发散。

上述针对旋翼翼型的非定常设计大多是在单个 动态失速状态下开展的,设计翼型无法同时满足多个 工作状态下的气动特性要求。因此,作者团队^[80]基 于 OA209 翼型进一步开展了多状态-多约束的非定常 优化设计研究,翼型在设计状态下的非定常气动特性 如图 15 和图 16 所示。研究结果表明,多状态下设计 的翼型在各个设计状态下的设计效果要比单个状态 下设计的翼型差一些。这是由于翼型难以同时在多 个状态下表现最优,因此需要在不同的设计状态之间 折中。但与 OA209 翼型相比,设计翼型在各个设计 状态下的动态失速特性均得到明显改善。

为了检验非定常设计翼型在旋翼环境下的表现, 还计算了分别配置 OA209 翼型和优化翼型的两副旋 翼的悬停(桨叶周期变距)和高速前飞性能^[80]。计算 结果表明:在悬停状态,优化翼型能够削弱甚至抑制 动态失速涡(图 17),从而提升旋翼的气动性能;在高 速前飞状态,优化翼型可以推迟旋翼动态失速的发 生,降低后行桨叶剖面的阻力系数和力矩系数峰值 (图 18),从而改善旋翼前飞时的非定常气动特性。 综合优化翼型的定常和非定常气动特性分析可以看 出,基于动态气动特性的非定常设计可以获得既能够 缓解动态失速又能显著提高静态气动特性的翼型,并 且设计翼型在旋翼环境下能够明显改善旋翼的动态 失速特性。因此,针对旋翼桨叶运动特征的非定常设 计是当前旋翼翼型设计的一个新思路和新方向。







图 16 设计状态 2 下的气动力系数对比^[80]

Fig. 16 Comparisons of aerodynamic force coefficients of OA209 and optimized airfoils under design point 2^[80]



图 17 悬停状态 270°方位角桨叶不同剖面的涡量对比^[79] Fig. 17 Comparisons of vorticity at different spanwise stations

of a blade at the azimuth of 270° in hover^[79]

4 旋翼翼型设计未来发展方向

翼型设计的目的是提高旋翼的性能,从而满足直 升机的飞行性能要求。旋翼性能不仅受到翼型的影 响,还受到旋翼实度、桨叶片数、翼型配置和桨叶三 维气动外形等气动布局与外形参数的影响。基于国 内外在旋翼设计方面的研究工作与经验,结合旋翼设 计与旋翼性能改善方面的发展趋势,可将直升机旋翼 外形设计分为三个层级、六个设计阶段,如图 19 所示。

旋翼外形设计的第一层级为翼型设计,分为以下 三个阶段:翼型定常设计、翼型非定常设计以及三维 环境下翼型设计。针对第一阶段的翼型定常设计,研 究人员已经开展了大量的工作,积累了丰富的设计 经验^[19, 20, 68-74, 83]。

非定常设计是指根据旋翼桨叶典型剖面的运动 规律与来流特征,在二维情形下以非定常气动特性为 设计目标开展的单一状态或多状态的翼型气动外形 设计。目前旋翼翼型的非定常设计研究主要在定来 流-变迎角状态下开展^[77-79,82,84],研究结果表明,设计 翼型可以有效缓解甚至抑制某些状态的动态失速现 象,具有大幅提升旋翼气动性能的潜力,是旋翼翼型 设计未来的重点发展方向之一。为完善旋翼翼型非 定常设计理念,需要进一步考虑桨叶剖面来流速度的



Fig. 18 Comparisons of drag and pitching moment coefficients at different spanwise stations in forward flight^[79]



Fig. 19 The procedure of rotor design

周期性变化,变来流-变迎角状态下的旋翼翼型设计 是未来的一个新发展方向。

三维环境下的旋翼翼型设计是以提高旋翼气动 性能(如悬停效率、前飞升阻比等)为目标,针对桨叶 剖面翼型开展的单一或多状态的气动外形设计。由 于旋翼流场中存在展向流、下洗流和桨尖涡等三维 特征的流动,以二维翼型气动特性为设计目标开展的 翼型设计无法考虑三维流动对旋翼性能的影响,导致 设计翼型应用于旋翼桨叶时往往难以达到理想的效 果。但由于旋翼气动特性的计算量较大,三维环境下 的旋翼翼型设计研究相对较少。随着计算机技术的 迅速发展,三维环境下的旋翼翼型设计将迎来更广阔 的发展空间。

旋翼外形设计的第二层级是旋翼桨叶外形设计, 包括桨叶外形一体化设计和桨叶气动/结构一体化设 计两个阶段。旋翼桨叶外形一体化设计指将桨叶三 维外形的特征参数(如扭转分布、翼型配置、弦长分 布、1/4 弦线分布及细致的桨尖外形等)作为综合设计 参数,为满足旋翼在多状态下的气动性能及噪声特性 需求开展的桨叶三维气动外形的一体化设计。旋翼 桨叶外形一体化设计不再涉及"翼型"的概念,而是 将桨叶外形作为一个整体进行设计。一些学者已经 开展了桨叶外形一体化设计研究^[85],但是设计变量 多、计算量大,这对目前的计算水平来说具有很大的 挑战性。

桨叶气动/结构一体化设计指基于流/固耦合分析 方法,综合流动特征与结构动力学特征开展的旋翼桨 叶气动外形与内部结构的多学科一体化设计。旋翼 的性能不仅受到气动外形的影响,还受到旋翼结构的 影响。目前针对旋翼性能和外形设计的研究大多是 将气动和结构特性分开进行,但二者紧密相连、相互 影响,因此气动/结构一体化设计是旋翼设计发展的 一个必然趋势。

旋翼外形设计的第三层级是旋翼桨叶智能化设

计。为突破有限固定状态下的旋翼外形设计无法满 足全部工作状态下旋翼性能需求的壁垒,将智能主动 流动控制策略引入旋翼设计中,实现旋翼工作过程中 的智能化控制,如动态前后缘^[86-90]、旋翼变体技术 (包括变直径、变弦长和变弯度等)^[91-94]及射流^[95-99] 等主动流动控制方法。目前主动流动控制技术仍不 成熟,难以实现工程应用,但随着人工智能和工业技 术的迅速发展,国内外对解决主动流动控制技术的工 程应用问题持乐观态度,因此主动流动控制技术是旋 翼设计的探索方向之一。

5 总 结

本文介绍了旋翼翼型动态失速特性和翼型设计 的研究进展,分析了现有动态失速研究仍存在的问题 以及翼型设计方法的优缺点,主要结论如下:

 1)当前,针对旋翼动态失速特性的研究多局限于 固定来流速度状态,对旋翼动态失速特性以及动态失 速涡演化机理的认识仍然有一些欠缺;

2)与定常设计方法相比,翼型非定常设计方法可 以获得既能缓解动态失速又能显著提高静态气动特 性的翼型,综合考虑旋翼桨叶典型剖面运动与来流特 征的非定常设计是直升机旋翼翼型设计的新方向;

3)二维情况下的翼型设计,无法考虑真实旋翼环 境下的复杂三维流动,以旋翼气动性能为设计目标的 旋翼环境下的翼型设计、桨叶外形一体化设计、气动/ 结构一体化设计以及主动流动控制设计等将成为旋翼/ 翼型设计的未来发展方向。

参考文献:

- JOHNSON W. Helicopter theory[M]. New York: Dover Publications, 1980.
- [2] LIIVA J. Unsteady aerodynamic and stall effects on helicopter rotor blade airfoil sections[J]. Journal of Aircraft, 1969, 6(1): 46–51. doi: 10.2514/3.44000
- MCCROSKEY W J, PHILIPPE J J. Unsteady viscous flow on oscillating airfoils[J]. AIAA Journal, 1975, 13 (1): 71–79.
 doi: 10.2514/3.49633
- MCCROSKEY W J, CARR L W, MCALISTER K W. Dynamic stall experiments on oscillating airfoils[J]. AIAA Journal, 1976, 14(1): 57–63.

doi: 10.2514/3.61332

- [5] CHANDRASEKHARA M, AHMED S. Laser velocimetry measurements of oscillating airfoil dynamic stall flow field[C]//22nd Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, Honolulu, HI. Reston, Virginia: AIAA, 1991. AIAA-91-1799. doi: 10.2514/6.1991-1799
- [6] 汤瑞源, 华宪明, 吴永健. 振荡翼型动态失速风洞试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1992, 24(5): 506-512. TANG R Y, HUA X M, WU Y J. Experimental study of dynamic stall on an oscillating airfoil[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics &

Astronautics, 1992, 24(5): 506–512 (in Chinese).

- [7] LEISHMAN J G, BEDDOES T S. A generalized model for airfoil unsteady aerodynamic behavior and dynamic stall using the indicial method[C]//American Helicopter Society 42nd Annual Forum, Washington DC, USA, 1986.
- [8] REDDY T S R, KAZA K R V. A comparative study of some dynamic stall models[R]. NASA-TM-88917, 1987. https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19870009450/downloads/198700094 50.pdf
- [9] LEISHMAN J, GILBERT CROUSE J. A state-space model of unsteady aerodynamics in a compressible flow for flutter analyses[C]//27th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1989. AIAA-89-0022.

doi: 10.2514/6.1989-22

[10] JOHNSON W. Rotorcraft aerodynamics models for a comprehensive analysis[C]//American Helicopter Society 54th Annual Forum, Washington, DC, 1998.

http://johnson-aeronautics.com/documents/CIIaerodynamics.pdf

- [11] VISBAL M R, SHANG J S. Investigation of the flow structure around a rapidly pitching airfoil[J]. AIAA Journal, 1989, 27 (8): 1044–1051. doi: 10.2514/3.10219
- [12] GHIA K, YANG J, OSSWALD G, et al. Study of dynamic stall mechanism using simulation of two-dimensional unsteady Navier-Stokes equations[C]//29th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1991. AIAA-91-0546. doi: 10.2514/6.1991-546
- [13] EKATERINARIS J A, PLATZER M F. Computational prediction of airfoil dynamic stall[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1998, 33 (11-12): 759-846.

doi: 10.1016/S0376-0421(97)00012-2

- [14] 王友进, 闫超, 周海. 不同厚度翼型动态失速涡运动数值研究[J]. 北京 航空航天大学学报, 2006, 32 (2): 153–157.
 WANG Y J, YAN C, ZHOU T. Numerical investigation of dynamic stall vortex movement of different-thickness airfoils[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32 (2): 153–157 (in Chinese).
- [15] 宋辰瑶,徐国华. 旋翼翼型非定常动态失速响应的计算[J]. 空气动力 学学报, 2007, 25 (4): 461-467.
 SONG C Y, XU G H. Computations of unsteady dynamic stall responses on rotor airfoils[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25 (4): 461-467 (in Chinese).
- [16] LEISHMAN J G, BEDDOES T S. A semi-empirical model for dynamic stall[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(3): 3–17. doi: 10.4050/jahs.34.3.3
- [17] LEISHMAN J G, NGUYEN K Q. State-space representation of unsteady airfoil behavior[J]. AIAA Journal, 1990, 28 (5): 836–844. doi: 10.2514/3.25127
- [18] LEISHMAN J G. Unsteady lift of a flapped airfoil by indicial concepts[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31 (2): 288–297.
 doi: 10.2514/3.46486
- [19] DADONE L U. Design and analytical study of a rotor airfoil[R]. NASA-CR-2988, 1978.
 https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19800017768/downloads/198000177

68.pdf

- [20] THIBERT M J J, GALLOT J. A new airfoil family for rotor blades[C]//3rd European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, AIX-EN-PROVENCE, 1977.
- [21] 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[R]. NASA-TM-84245-VOL-1, 1982.

https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19820024438/downloads/198200244 38.pdf

- [22] MCALISTER K W, PUCCI S L, MCCROSKEY W J, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections. Volume 2. Pressure and force data[R]. NASA-TM-84245-VOL-2, 1982. https://core.ac.uk/reader/42854459
- [23] CARR L W, MCCROSKEY W J, MCALISTER K W, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections. Volume 3. Hot-wire and hot-film measurements[R]. NASA-TM-84245-VOL-3, 1982.

https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19830009234/downloads/1983000923 4.pdf

- [24] AGARD. Compendium of unsteady aerodynamic measurements[R]. AGARD-R-702, 1982. https://www.abbottaerospace.com/downloads/agard-r-702/?wpdmd#755& ind = 1461763872392
- [25] BAIK Y S, RAUSCH J M, BERNAL L O, et al. Experimental investigation of pitching and plunging airfoils at Reynolds number between 1x10⁴ and 6x10⁴[C]//39th AIAA Fluid Dynamics Conference, San Antonio, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2009. AIAA-2009-4030. https://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/handle/2027.42/77260/AIAA-2009-4030-855.pdf;sequence = 1 doi: 10.2514/6.2009-4030
- [26] NAUGHTON J, STRIKE J, HIND M, et al. Measurements of dynamic stall on the DU wind turbine airfoil series[C]//American Helicopter Society 69th Annual Forum, Phoenix, Arizona, 2013.
- [27] 王清. 旋翼动态失速力学机理及气动外形优化研究[D]. 南京: 南京航 空航天大学, 2017.

WANG Q. Investigations on dynamic stall mechanism and aerordynamic shape optimization of rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017 (in Chinese).

- [28] 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. doi: 10.2514/3.7622
- [29] FAVIER D, MARESCA C, REBONT J. Dynamic stall due to fluctuations of velocity and incidence[J]. AIAA Journal, 1982, 20 (7): 865-871.

doi: 10.2514/3.51145

- [30] 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 Z W. Experimental research of oscillating free-stream effects on dynamic characteristics of wind tunnel models[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006 (in Chinese).
- [31] GOMPERTZ K A, JENSEN C D, GREGORY J W, et al. Compressible dynamic stall mechanisms due to airfoil pitching and freestream Mach oscillations[C]//American Helicopter Society 68th Annual Forum, Fort Worth, Texas, 2012.
- [32] HIRD K, FRANKHOUSER M W, GREGORY J W, et al. Compressible dynamic stall of an SSC-A09 airfoil subjected to coupled pitch and freestream Mach oscillations[C]//American Helicopter Society 70th Annual Forum, Montréal, Québec, Canada, 2014.
- [33] HIRD K, FRANKHOUSER M W, NAIGLE S, et al. Study of an SSC-A09 airfoil in compressible dynamic stall with freestream Mach oscillations[C]//American Helicopter Society 71st Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, 2015.
- [34] GREENBLATT D. Unsteady low-speed wind tunnels[J]. AIAA Journal, 2016, 54 (6): 1817–1830.
 doi: 10.2514/1.J054590

[35] GREENBLATT D, MÜLLER -VAHL H, STRANGFELD C, et al. High

advance-ratio airfoil streamwise oscillations: wind tunnel vs. water tunnel[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.

doi: 10.2514/6.2016-1356

- [36] 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. doi: 10.2514/1.J056408
- [37] BEDDOES T S. Synthesis of unsteady aerodynamic effects including stall hysteresis [J]. Vertica, 1976, 1 (2): 113–123.
- [38] BEDDOES T S. Onset of leading edge separation effects under dynamic conditions and low Mach number[C]//Amecican Helicopter Society 34th Annual Forum, Washington D C, 1978.
- [39] JOHNSON W. Comparison of three methods for calculation of helicopter rotor blade loading and stresses due to stall[R]. NASA TN D-7833, 1974. https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19750002863/downloads/1975000286 3.pdf
- [40] WANG Q, ZHAO Q J. 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. doi: 10.1177/0954410014556113
- [41] LEISHMAN J G. Modeling sweep effects on dynamic stall[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(3): 18–29. doi: 10.4050/jahs.34.3.18
- [42] SHENG W, GALBRAITH R A, COTON F N. Improved dynamic-stallonset criterion at low Mach numbers[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44 (3): 1049–1052.
 doi: 10 2514/1 29163
- SHENG W, GALBRAITH R A M, COTON F N. Return from aerofoil stall during ramp-down pitching motions[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44 (6): 1856–1864.
 doi: 10.2514/1.30554
- [44] 张兆顺, 崔桂香, 许春晓. 湍流理论与模拟[M]. 2版. 北京: 清华大学出版社, 2017. DOI:10.2514/6.2014-0591.
 ZHANG Z S, CUI G X, XU C X. Theory and modeling of turbulence Theory and Modeling of Turbulence[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2017. (in Chinese).
- [45] VISBAL M R. Analysis of the onset of dynamic stall using high-fidelity large-eddy simulations[C]//52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland. Reston, Virginia: AIAA, 2014. AIAA 2014-0591. doi: 10.2514/6.2014-0591
- [46] VISBAL M R, GARMANN D J. Analysis of dynamic stall on a pitching airfoil using high-fidelity large-eddy simulations[J]. AIAA Journal, 2017, 56(1): 46–63.

doi: 10.2514/1.J056108

[47] 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.

doi: 10.1017/jfm.2018.939

- [48] 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]//First AFOSR International Conference on DNS/LES, 1997. https://www.researchgate.net/publication/236888805_Comments_on_ the_Feasibility_of_LES_for_Wings_and_on_a_Hybrid_RANSLES_App roach
- [49] STRELETS M. Detached eddy simulation of massively separated flows[C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 2001. AIAA-2001-0879 doi: 10.2514/6.2001-879

- [50] SPALART P R, DECK S, SHUR M L, et al. A new version of detachededdy simulation, resistant to ambiguous grid densities[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2006, 20(3): 181–195. doi: 10.1007/s00162-006-0015-0
- [51] LIU J, ZHU W Q, XIAO Z X, et al. DDES with adaptive coefficient for stalled flows past a wind turbine airfoil[J]. Energy, 2018, 161: 846–858. doi: 10.1016/j.energy.2018.07.176
- [52] 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. doi: 10.4050/jahs.64.012007
- [53] HAM N D. Aerodynamic loading on a two-dimensional airfoil during dynamic stall[J]. AIAA Journal, 1968, 6 (10): 1927–1934. doi: 10.2514/3.4902
- [54] RHEE M J. A study of dynamic stall vortex development using twodimensional data from the AFDD oscillating wing experiment[R]. NASA/TM-2002-211857, 2002.
- [55] 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.
 doi: 10.1017/jfm.2019.235
- [56] 王清, 招启军, 王博. 前缘外形对翼型动态失速特性影响分析[J]. 南京 航空航天大学学报, 2016, 48 (2): 205-211.
 WANG Q, ZHAO Q J, WANG B. Influence of leading edge shape on dynamic stall characteristics of airfoil[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48 (2): 205-211 (in Chinese).
- [57] 邹锦华, 李春, 卜庆东, 等. 翼型前缘对翼型动态气动性能影响的数值 分析[J]. 热能动力工程, 2019, 34 (9): 57-66.
 ZOU J H, LI C, BU Q D, et al. Numerical analysis on dynamic aerodynamic performance of airfoil leading edge[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2019, 34 (9): 57-66 (in Chinese).
- [58] CARR L W. Progress in analysis and prediction of dynamic stall[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(1): 6–17. doi: 10.2514/3.45534
- [59] KIM T, KIM S, LIM J, et al. Numerical investigation of compressibility effect on dynamic stall[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105: 105918.

doi: 10.1016/j.ast.2020.105918

- [60] 赵国庆, 招启军, 王清. 旋翼翼型非定常动态失速特性的CFD 模拟及参数分析[J]. 空气动力学学报, 2015, 33 (1): 72-81.
 ZHAO G Q, ZHAO Q J, WANG Q. Simulations and parametric analyses on unsteady dynamic stall characteristics of rotor airfoil based on CFD method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33 (1): 72-81 (in Chinese).
 doi: 10.7638/kqdlxxb-2013.0010
- [61] 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): 023605.
 YANG H S, ZHAO G Y, LIANG H, et al. Research progress on influence factors of airfoil dynamic stall and flow control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41 (8): 023605 (in Chinese).
- [62] 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. doi: 10.2514/1.C034020
- [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. doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2013.05.005

[64] WANG Q, ZHAO Q J. Unsteady aerodynamic characteristics

investigation of rotor airfoil under variational freestream velocity[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 58: 82–91. doi: 10.1016/j.ast.2016.08.001

- [65] 谢凯, ABBAS L K, 陈东阳, 等. 翼型非定常来流下复合运动动态失速 仿真[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2019, 40(5): 865-871. XIE K, ABBAS L, CHEN D Y, et al. Numerical simulations on dynamic stall of a complex motion of airfoil under unsteady freestream velocity[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2019, 40(5): 865-871 (in Chinese).
 - doi: 10.11990/jheu.201711100
- [66] 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).

[67] 招启军,赵国庆,王清.先进旋翼设计空气动力学[M].北京:科学出版 社, 2020.

ZHAO Q J, ZHAO G Q, WANG Q. Advanced rotor design aerodynamics[M]. Beijing: Science Press, 2020 (in Chinese).

[68] 李焦赞,高正红, 詹浩. 基于目标压力分布优化的翼型反设计方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28 (1): 187-190.
 LI J Z, GAO Z H, ZHAN H. Study on inverse design method of airfoil

based on optimization of target pressure distribution [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(1): 187-190 (in Chinese).

[69] LANE K, MARSHALL D. Inverse airfoil design utilizing CST parameterization[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2010. AIAA-2010-1228. doi: 10.2514/6.2010-1228

doi: 10.2514/6.2010-1228

[70] 尚克明,招启军,赵国庆,等. 直升机旋翼翼型及桨叶气动外形反设计 分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42 (5): 550-556.
SHANG K M, ZHAO Q J, ZHAO G Q, et al. Inverse design analysis on helicopter rotor airfoils and aerodynamic shapes[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42 (5): 550-556 (in Chinese).

doi: 10.3969/j.issn.1005-2615.2010.05.003

- [71] HAGER J O, EYI S, LEE K D. Multi-point design of transonic airfoils using optimization[C]//Guidance, Navigation and Control Conference, Hilton Head Island, SC. Reston, Virginia: AIAA, 1992. AIAA-92-4225. doi: 10.2514/6.1992-4225
- [72] 钱瑞战,乔志德,陈迎春,等.基于N-S方程的旋翼翼型优化设计方法[J].飞行力学,2004,22(1):26-29.
 QIAN R Z, QIAO Z D, CHEN Y C, et al. Rotor airfoil optimization design using navier-stokes equations[J]. Flight Dynamics, 2004, 22(1):

26–29 (in Chinese). doi: 10.3969/j.issn.1002-0853.2004.01.007

- [73] 杨慧,宋文萍,韩忠华,等.旋翼翼型多目标多约束气动优化设计[J]. 航空学报, 2012, 33 (7): 1218-1226.
 YANG H, SONG W P, HAN Z H, et al. Multi-objective and multiconstrained optimization design for a helicopter rotor airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33 (7): 1218-1226 (in Chinese).
- [74] 王清,招启军.基于遗传算法的旋翼翼型综合气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31 (6): 1486–1495.
 WANG Q, ZHAO Q J. Synthetical optimization design of rotor airfoil by genetic algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31 (6): 1486–1495 (in Chinese).
- [75] NADARAJAH S K, JAMESON A. Optimal control of unsteady flows using a time accurate method[C]//9th AIAA/ISSMO Symposium on

Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, Georgia. Reston, Virigina: AIAA, 2002. AIAA 2002-5436.

doi: 10.2514/6.2002-5436

- [76] NADARAJAH S K, JAMESON A. Optimum shape design for unsteady flows with time-accurate continuous and discrete adjoint method [J]. AIAA Journal, 2007, 45 (7): 1478–1491. doi: 10.2514/1.24332
- [77] MANI K, LOCKWOOD B A, MAVRIPLIS D J. Adjoint-based unsteady airfoil design optimization with application to dynamic stall[C]//American Helicopter Society 68th Annual Forum, Fort Worth, Texas, 2012.
- [78] 招启军,王清,赵国庆. 旋翼翼型定常-非定常特性综合优化设计新方法[J].南京航空航天大学学报,2014,46(3):355-363.
 ZHAO Q J, WANG Q, ZHAO G Q. New optimization design method for rotor airfoil considering steady-unsteady characteristics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(3): 355-363 (in Chinese).
 doi: 10.3969/j.issn.1005-2615.2014.03.004
- [79] WANG Q, ZHAO Q J. Rotor airfoil profile optimization for alleviating dynamic stall characteristics[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 72: 502–515.

doi: 10.1016/j.ast.2017.11.033

- [80] WANG Q, ZHAO Q J, WU Q. Aerodynamic shape optimization for alleviating dynamic stall characteristics of helicopter rotor airfoil[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28 (2): 346–356. doi: 10.1016/j.cja.2014.12.033
- [81] WANG Q, ZHAO Q J, WU Q. Aerodynamic shape optimization for alleviating dynamic stall characteristics of helicopter rotor airfoil[C]//American Helicopter Society 70th Annual Forum, Montréal, Québec, Canada, 2014.
- [82] 喻伯平,李高华,谢亮,等.基于代理模型的旋翼翼型动态失速优化设计[J].浙江大学学报(工学版), 2020, 54 (4): 833-842.
 YU B P, LI G H, XIE L, et al. Dynamic stall optimization design of rotor airfoil based on surrogate model[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2020, 54 (4): 833-842 (in Chinese).
- [83] HUANG L K, GAO Z H, ZHANG D H. Research on multi-fidelity aerodynamic optimization methods [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26 (2): 279–286. doi: 10.1016/j.cja.2013.02.004
- [84] TANG J W, HU Y, SONG B F, et al. Unsteady aerodynamic optimization of airfoil for cycloidal propellers based on surrogate model[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54 (4): 1241–1256. doi: 10.2514/1.c033649
- [85] BU Y P, SONG W P, HAN Z H, et al. Aerodynamic/aeroacoustic variable-fidelity optimization of helicopter rotor based on hierarchical Kriging model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(2): 476–492.

doi: 10.1016/j.cja.2019.09.019

[86] HASSAN A A, STRAUB F K, NOONAN K W. Experimental/numerical evaluation of integral trailing edge flaps for helicopter rotor applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 3–17.

doi: 10.4050/1.3092838

[87] LEE B-S, YEE K, JOO W, et al. Passive control of dynamic stall via nose droop with gurney flap[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2005. AIAA 2005-1364.

doi: 10.2514/6.2005-1364

[88] CHANDRASEKHARA M S, MARTIN P B, TUNG C. Compressible dynamic stall control using a variable droop leading edge airfoil[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41 (4) : 862–869. doi: 10.2514/1.472

[89] 厉聪聪,史勇杰,徐国华,等. 基于动态前缘下垂的提升旋翼前飞性能的研究[J].西北工业大学学报,2021,39(3):668-674.
LI C C, SHI Y J, XU G H, et al. Research on the forward flight performance of rotor based on variable-droop leading edge[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(3): 668-674 (in Chinese).

doi: 10.1051/jnwpu/20213930668

- [90] 刘洋,向锦武.后缘襟翼对直升机旋翼翼型动态失速特性的影响[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1028-1035.
 LIU Y, XIANG J W. Effect of the trailing edge flap on dynamic stall performance of helicopter rotor airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5): 1028-1035 (in Chinese).
- [91] MISTRY M, GANDHI F. Helicopter performance improvement with variable rotor radius and RPM[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59 (4): 17–35.

doi: 10.4050/jahs.59.042010

- [92] KANG H, SABERI H, GANDHI F. Dynamic blade shape for improved helicopter rotor performance[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55 (3): 32008–3200811. doi: 10.4050/jahs.55.032008
- [93] BILGEN O, KOCHERSBERGER K B, INMAN D J, et al. Novel, bidirectional, variable-camber airfoil via macro-fiber composite actuators[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47 (1): 303–314. doi: 10.2514/1.45452
- [94] 韩东,林长亮,李建波.旋翼变体技术对直升机性能的提升[J]. 航空动 力学报, 2014, 29 (9): 2017-2023.

HAN D, LIN C L, LI J B. Helicopter performance improvement by rotor morphing technologies[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9):

2017-2023 (in Chinese).

[95] REHMAN A, KONTIS K. Synthetic jet control effectiveness on stationary and pitching airfoils[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(6): 1782–1789.

doi: 10.2514/1.20333

- [96] ZHAO G Y, LIANG H, NIU Z G. Flow control over a nonslender delta wing by microsecond dielectric barrier discharge actuation[J]. AIAA Journal, 2019, 58 (1): 61–70. doi: 10.2514/1.J058649
- [97] 赵国庆, 招启军, 顾蕴松, 等. 合成射流对失速状态下翼型大分离流动 控制的试验研究[J]. 力学学报, 2015, 47 (2): 351-355.
 ZHAO G Q, ZHAO Q J, GU Y S, et al. Experimental investigation of synthetic jet control on large flow separation of airfoil during stall[J].
 Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 47 (2): 351-355 (in Chinese).

doi: 10.6052/0459-1879-14-134

- [98] 李玉杰,罗振兵,邓雄,等. 合成双射流控制NACA0015翼型大攻角流 动分离试验研究[J]. 航空学报, 2016, 37 (3): 817-825.
 LI Y J, LUO Z B, DENG X, et al. Experimental investigation on flow separation control of stalled NACA0015 airfoil using dual synthetic jet actuator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37 (3): 817-825 (in Chinese).
- [99] 罗振兵,夏智勋,邓雄,等. 合成双射流及其流动控制技术研究进展[J].空气动力学学报,2017,35(2):252-264,251.
 LUO Z B, XIA Z X, DENG X, et al. Research progress of dual synthetic jets and its flow control technology[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2):252-264,251 (in Chinese).
 doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0053

(本文责编:王颖 英文编审:董思卫)