

文章编号: 0258-1825(2023)10-0062-17

现代航空螺旋桨气动、噪声与优化设计的研究进展

刘沛清*, 耿欣, 胡天翔, 葛云松, 吕昌昊, 刘金京

(北京航空航天大学 航空气动声学工信部重点实验室, 北京 100191)

摘要:随着化石能源的日益枯竭和人们对环境污染问题的日益关注,相对于喷气式推进装置,高推进效率、低燃油消耗的螺旋桨推进装置受到越来越多的重视,迎来了新的发展机遇。然而,提高推进效率和解决噪声污染问题一直是螺旋桨飞机发展的巨大挑战。本文以航空螺旋桨为研究对象,就其运行中的空气动力学和气动噪声问题进行探讨。文章首先概述了螺旋桨研究的历史及发展;然后从理论分析、数值计算、风洞试验三类研究手段着手,对螺旋桨常用翼型、总体气动特性等关键空气动力学问题的研究现状及取得的关键进展进行了综述和讨论;随后介绍了国内外在螺旋桨飞机气动噪声领域所取得的研究进展,主要包括螺旋桨噪声的产生机理、降噪主要方法、噪声预测方法等;最后对航空螺旋桨气动、噪声与优化设计的未来研究提出了一些展望。

关键词:航空螺旋桨;螺旋桨翼型;气动特性;螺旋桨噪声;研究进展

中图分类号: V211.44

文献标识码: A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0058

Research progress on aerodynamics, noise and optimization design for modern aviation propellers

LIU Peiqing*, GENG Xin, HU Tianxiang, GE Yunsong, LYU Changhao, LIU Jinjing

(Key Laboratory of Aero-Acoustics Ministry of Industry and Information Technology, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: With the increasing depletion of fossil energy and increasing concern for environmental protection, propeller propulsion devices with high propulsion efficiency and low fuel consumption have received increasingly more attention than jet propulsion devices, ushering in new development opportunities. However, improving propulsion efficiency and reducing noise pollution have been major challenges in developing propeller aircraft. This paper thoroughly discusses the aerodynamics and aeroacoustics of the aviation propeller. At first, it summarizes the development history of propellers. Then, given the key aerodynamic problems, such as the aerodynamic characteristics of propellers and the propeller airfoils, the research status and the key progress are summarized and discussed from theoretical analyses, numerical calculations, wind tunnel experiments, and other research methods and techniques. Finally, the research achievements and the latest progress regarding the propeller aircraft aerodynamic noise at home and abroad are introduced, including the mechanism, prediction, and reduction of propeller noise; prospects for future research on aircraft propeller aerodynamics, noise, and optimization design are also presented.

Keywords: aviation propeller; propeller airfoil; aerodynamic characteristics; propeller noise; research progress

收稿日期: 2023-04-14; 修订日期: 2023-05-18; 录用日期: 2023-07-27; 网络出版时间: 2023-10-17

基金项目: 国家自然科学基金(1277220)

作者简介: 刘沛清*(1960-), 男, 教授, 博导, 研究方向: 空气动力学与气动声学. E-mail: lpq@buaa.edu.cn

引用格式: 刘沛清, 耿欣, 胡天翔, 等. 现代航空螺旋桨气动、噪声与优化设计的研究进展[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(10): 62-78.

LIU P Q, GENG X, HU T X, et al. Research progress on aerodynamics, noise and optimization design for modern aviation propellers[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(10): 62-78(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0058

0 引言

1903 年莱特兄弟研制的“飞行者一号”是人类历史上首架有动力、载人、可操控的飞机,标志着人类进入了现代航空时代。而“飞行者一号”所使用的动力系统,是一台 12 马力的活塞发动机经传动机构驱动两个螺旋桨,最终使得整架起飞重量约为 360 kg 的双翼飞机实现了约 48 km/h 的飞行速度。这是自 1480 年达芬奇设计出“螺旋升力装置”以来,人类首次应用螺旋桨动力系统的固定翼飞行。

此后螺旋桨技术得到快速发展,如在“一战”的四年间(1914 年~1918 年),由英国设计制造的 S.E.5a 螺旋桨飞机,通过改进螺旋桨外形,使飞机的最大飞行速度提升到 222 km/h。为进一步提高速度,需要更大的拉力。设计人员在螺旋桨研制中进行了大胆的尝试,出现了相对平直的矩形桨叶、类似于椭圆机翼的椭圆桨叶、桨尖较宽的扇形桨叶、桨尖较窄的针形桨叶等等。

20 世纪 30 年代,民用客机开始出现。诞生于 1933 年、载客量为 10 人的波音 247 飞机,是第一架真正意义上的现代客机。当时航空工业的每一项新技术都被应用在了这架飞机上,单发动力超过 600 匹(441 kW)的大马力发动机使得能够提供更大拉力的三叶桨开始应用于量产机型,同时还采用了可调桨距技术,这也是变距桨在量产机型上的首次使用。为了解决变距机构带来的桨叶必须单片安装的结构强度问题,金属桨叶的制造与使用应运而生。在 20 世纪 30 年代末诞生的 P-38 双发战斗机,已经装配了单发动力超过 1000 匹马力(735 kW)的发动机,选用了两侧对转的方案来相互抵消反扭。1939 年首飞的 P-38 战斗机成为历史上第一架使用对转桨的螺旋桨飞机。但因制造和维护成本,这种布置于机身两侧的对转桨设计方案没有得到发展。

二次世界大战期间,为了获得更快的速度,对螺旋桨提出了吸收功率、飞行速度和推力更大的要求。“喷火”战斗机采用的螺旋桨系统,从两叶定距桨发展到三叶定距桨,又由定距桨发展到双距桨,采用两段式变距机构来适应起飞和高速巡航两种工况的性能需求,但由于操作较为复杂,很快又改用了发动机恒速桨叶连续变距的动力系统。1944 年首飞的“喷火”海军版的 FR46 及后续的几个机型,使用了可变距共轴反桨的驱动方式,极大提高了大马力单发螺旋桨飞机的飞行品质。1939 年,世界上首架涡轮喷气式

飞机 He-178 试飞,标志着涡轮喷气发动机时代的到来。1940 年, Jendrassik Cs-1 发动机成为世界上第一台成功试车的涡轮螺旋桨发动机。1945 年,世界上首架搭载涡桨发动机的飞机成功试飞,并采用了当时流行的可变距共轴反桨技术,该机最终定型为韦斯特兰飞龙舰载战斗机。

1954 年首飞的 C-130 原型机,堪称现代螺旋桨运输机鼻祖。后经多次任务改型,衍生出 40 余种型号,服役至今,仍是当今世界上性能非常优异的多用途军用战术运输机。在 C-130 几十年的改型历程当中,最显著的变化之一就是螺旋桨的变化。在原型机阶段就可以看出,作为战术运输机,大载重、短距起降、单发失效还能正常飞行这些性能要求,使得螺旋桨的设计偏离了“二战”时期或细长或椭圆或针形的设计,采用了三叶矩形桨叶,并且从桨根到桨尖都进行了一定程度的加宽,桨尖也不再有明显的收缩,以此来获得更大的推力。当时的涡桨发动机功率已经普遍发展到 3000~5000 kW。而同时期苏联设计的 TU-95 战略轰炸机,则由于战略长航程的需求,依旧选用了当时效率较高的大尺寸针形桨叶,采用了共轴反桨的驱动方式,并设计制造了超过 10000 kW 功率的涡桨发动机。

C-130 在 1956 年服役之前,螺旋桨就进行了改造,从首飞的三叶桨换成了更宽大的桨叶并改用四叶桨,通过提高桨盘实度来吸收更多的发动机功率,极大地提升了推力。但过多的桨叶、较大的负载使得螺旋桨的噪声问题愈发凸显。虽然人们在 20 世纪 20 年代就已经注意到螺旋桨在地面的噪声与在空中的噪声大小不同^[1],但是当时主要专注于提升螺旋桨的气动性能。到了 20 世纪 60 年代,有了较高精度的噪声测量仪器,加之伴随着发动机功率越来越大,螺旋桨的气动噪声问题也越来越明显,由此人们开始尝试测量螺旋桨的气动噪声^[2]。

20 世纪 70 年代,人们对螺旋桨气动噪声的研究开始逐步增多。研究内容涵盖从小型飞机轻载螺旋桨到大型飞机重载螺旋桨、从近场到远场的气动噪声问题^[3-4],还针对性地研究了桨尖速度的影响^[5]、非定常来流的影响^[6]、桨叶气动噪声对机舱内的影响^[7],并开展了气动噪声数值计算^[8]。

随着复合材料的发展和应用,1978 年首飞的 CASA-212 机型首次使用了复合材料螺旋桨,该螺旋桨由美国知名螺旋桨制造商 Hartzell 螺旋桨公司生产,这标志着新一代螺旋桨的到来。

NASA 在 20 世纪 80 年代,一方面针对高速低噪

声桨叶,设计并大量测试了“SR”系列桨叶;另一方面同通用电气和麦道等公司合作开发并试验用于替代涡扇的动力系统——桨扇发动机,这种动力系统的设计目的是:在不降低涡扇客机巡航速度的情况下,减少30%的燃油消耗率,且不产生更高的噪声。1985年,麦道公司的原型机搭载GE36桨扇发动机成功试飞。同年麦道公司推出MD-91量产型号,在实际飞行中,该机在37000 ft(11277 m)高空飞出了马赫数0.86的速度,同时燃油消耗率减少40%,且舱内噪声水平低于同级别涡扇发动机客机的6 dB水平。但可惜的是,最终由于桨扇发动机的生产成本比当时使用的涡扇发动机高出40%,研发进度也总是跟不上飞机制造商的需求,而同时燃油价格回落,加之航空公司对新的动力系统信心不足,导致这种动力系统未能普及。

不过在桨扇发动机研发的过程中,大根梢比、大后掠桨叶所表现出的高速、高效、低噪声性能被人们逐渐熟知并广为应用。其中最具代表性的就是,设计于20世纪80年代末并于1994年首飞的世界上载重最大的涡轮桨扇运输机An-70(图1),其装备了4台功率超过10000 kW的涡轮桨扇发动机,桨叶采用了类似于GE36发动机所使用的大根梢比、大后掠的设计,采用前8后6的共轴反桨布局,并将桨叶布置在发动机短舱前端。



图1 An-70运输机
Fig. 1 An-70 conveyor

同时期,各大螺旋桨厂商也开始使用新的后掠桨叶来替换之前的矩形桨叶或针形桨叶。汉密尔顿标准公司作为老牌螺旋桨厂商,在20世纪80年代末、90年代初进行了大量后掠桨叶的研发。当时的ATR42和ATR72支线客机均使用了该公司生产的后掠马刀型桨叶,桨叶表现出效率高、噪声小的特性。20世纪90年代末,汉密尔顿标准公司着手对C-130运输机前期使用的螺旋桨进行优化,在ATR72客机桨叶的基础上设计了著名的NP2000系列螺旋桨,其采用8叶

后掠桨设计,适配原有发动机,可以直接替换C-130H(图2)、E2、C-2运输机前期的四叶矩形宽头桨叶,并带来了20%的推力提升和最大20 dB的降噪性能。此外,通用电器旗下的Dowty螺旋桨公司,在1995年也为新型的C-130J运输机设计了类似的低噪声、重载、后掠六叶桨及弯刀型桨叶。自20世纪90年代起,几乎所有的螺旋桨飞机都开始采用后掠桨叶来提高高速飞行的推进效率以及降低桨叶气动噪声。



图2 C-130H上的NP2000系列8叶螺旋桨
Fig. 2 NP2000 series 8-blade propellers on C-130H

进入轻质、高速、高效、低噪声螺旋桨时代后,最具代表性的飞机当属1993年启动设计、2009年首飞的A400M战术运输机(图3)。该机使用了汉密尔顿标准公司设计的FH385/386螺旋桨,采用四发对转布局,单发超过10000匹马力(7350 kW),由此可以驱动这架比C-130J还要大的战术运输机飞出马赫数0.72的最大巡航速度,且高速巡航时的桨叶效率峰值接近90%。得益于四组强大的发动机和高效的弯刀型螺旋桨,A400M能够实现超过140 T的起飞重量,是C-130运输机的两倍。



图3 采用4发对转布局的A400M战术运输机
Fig. 3 A400M tactical transport aircraft with 4-engine contra-rotating layout

21世纪的前十年,在传统的固定翼螺旋桨之外,多旋翼的出现带来了轻质定距螺旋桨的新需求。

2010 年后, 高效、轻质、大功率无刷电机的快速发展将多旋翼的尺寸从几十厘米快速提升至了几米, 而电池能量密度对续航的限制极大地刺激了定距螺旋桨悬停效率性能的快速发展。近五年, 既可垂直起降又可平飞的倾转旋翼无人机构型快速发展, 要求既能高效悬停又能高速平飞, 倾转的过程还要平顺, 这对定距螺旋桨的宽工况又提出了全新的要求。

我国的螺旋桨技术虽起步较晚, 但发展迅速。20 世纪 60 年代, 我国成立了国营惠阳机械厂(下文简称惠阳厂), 后更名为保定惠阳航空螺旋桨制造厂, 现为中航工业惠阳航空螺旋桨有限责任公司。惠阳厂以木质桨作为第一代产品, 开辟了我国螺旋桨自主研发的道路。1963 年, 第一代螺旋桨试装初教六, 填补了我国在航空螺旋桨技术领域的空白。两年后, “奋发-530” 型金属螺旋桨设计定型, 使我国快速迈入金属螺旋桨时代。同时期, 惠阳厂还成功试制了玻璃钢材料螺旋桨及配套的动力部件, 这在当时属于世界领先水平, 为我国复合材料桨叶制造技术打下了坚实的基础, 并在之后的几十年间, 为我国自主研制的螺旋桨飞机提供了强有力的技术保障^[9-10]。21 世纪初, 我国成功研制的符合民航适航标准的 JL-4(图 4) 系列碳纤维复合材料、轻质、高效、低噪声螺旋桨, 已应用于运八、AG-600 等机型上, 这不仅标志着我国独立研制的第三代螺旋桨已成功投入使用, 同时还标志着我国在军、民两个领域步入第三代螺旋桨时代。



图 4 JL-4A 螺旋桨
Fig. 4 JL-4A propeller

1 螺旋桨工作性能与几何特性

1.1 工作状态

不同类型的航空螺旋桨在工作时有着不同的工况特点。目前最常用的航空螺旋桨主要是可变桨距螺旋桨, 这类螺旋桨可通过变距系统使其绕桨叶纵轴旋转, 以改变桨叶安装角度和相对气流迎角, 从而调

整桨叶吸收功率及输出特性, 能够使得动力系统适应更多的飞行工况变化, 如高度、速度等。也使得航空器和航空发动机在爬升、下降、高速巡航等各类飞行条件下均能有较高的效率和稳定的工作状态。

通常使用前进比来表征螺旋桨旋转速度和实际前进距离的关系, 前进比公式为:

$$\lambda = \frac{V_0}{n_s D} \quad (1)$$

其中: V_0 为前飞速度; n_s 为每秒钟旋转周数; D 为桨叶直径。对于给定的前进比可以得到桨叶的拉力系数、转矩系数、功率系数以及效率的特性曲线, 如图 5 所示。

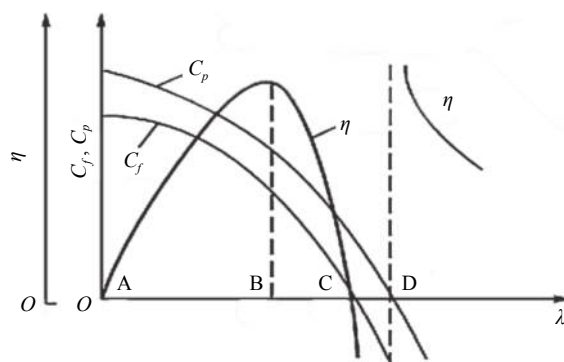


图 5 桨叶气动特性曲线
Fig. 5 Blade aerodynamic characteristics

拉力系数为:

$$C_T = \frac{T}{\rho n_s^2 D^4} \quad (2)$$

转矩系数为:

$$C_M = \frac{M}{\rho n_s^2 D^5} \quad (3)$$

功率系数为:

$$C_P = \frac{P}{\rho n_s^3 D^5} \quad (4)$$

推进效率为:

$$\eta = \frac{TV_0}{P} = \lambda \frac{C_T}{C_P} \quad (5)$$

其中: T 为螺旋桨推力; M 为螺旋桨转矩; P 为螺旋桨轴功率。

由图 5 可以看出, 随着前进比的增大, 桨叶存在几个典型的工作状态: 1) 在 A 点螺旋桨为静拉力状态, 此时没有前飞速度, 拉力和功率均为最大值; 2) 在 AC 区间内, 螺旋桨处于推进状态, 效率初期会随着前进比增大而不断提升, 并且在 B 点达到最大, 之后

会快速下降;3)在C点,拉力为零,此时螺旋桨既不产生拉力也不产生阻力,但这时由于还有翼型阻力产生的力矩,所以功率并不为零;4) λ 越过C点后,在CD区间内,拉力和效率均转为负值,此时拉力方向朝后,产生了制动力,而功率依然为正值,意味着在制动状态下发动机依然要为螺旋桨输入功率;5)当前进比 λ 达到D点时,功率系数 C_P 达到零,由于螺旋桨推进效率 $\eta = \lambda(C_f/C_P)$,效率则对应达到 $-\infty$,此时螺旋桨进入了完全由来流气动驱动的自转状态,不再吸收发动机的功率,发动机做功完全用于自身的机械能量损耗,输出轴功率为零;6)当前进比 λ 大于D点时,功率系数 C_P 小于零,螺旋桨进入风车状态,这意味着螺旋桨不仅不再吸收发动机的功率,且能够输出功率带动发动机轴的旋转。此时由于 C_f 、 C_P 均小于零,故效率 η 大于零。

1.2 几何特性

1.2.1 桨叶直径与桨尖马赫数

螺旋桨最直观的几何特征是桨叶直径 D ,对应的半径为 $R = D/2$ 。桨叶直径直接影响桨尖速度。桨尖速度分为自由来流速度 V_0 和螺旋桨旋转所产生的周向速度 $\pi D n_s$ (其中 n_s 为桨叶每秒旋转的圈数)。由此可得到桨尖的合成速度为:

$$W_R = \sqrt{V_0^2 + \pi D n_s} \quad (6)$$

相应的桨尖马赫数 Ma_R 为:

$$Ma_R = \frac{W_R}{c} = \frac{\sqrt{V_0^2 + \pi D n_s}}{c} \quad (7)$$

对于螺旋桨的气动评估来说, Ma_R 决定了计算时是否要考虑空气的压缩性。而在桨叶设计时,若 Ma_R 较大,例如0.9以上,则需考虑临界马赫数的问题,桨尖合速度达到临界马赫数后将出现激波阻力的问题,从而影响效率。但桨叶的平面形状和桨尖附近的翼型都可以改变桨尖的临界马赫数(例如前缘靠近桨尖处采用后掠设计,或采用较薄的翼型,都可以提升临界马赫数),或在 $Ma_R > 1$ 时仍保持较高(大于75%)的推进效率。

桨叶直径还关系到桨盘面积。通常更大的桨盘面积可以带来更小的桨盘载荷以及更高的效率。但桨叶直径在实际应用中还受材料强度限制和桨叶安装环境限制,例如桨叶桨尖距地面/距机身的最小距离等都有具体限制要求。

1.2.2 叶素及其宽度

螺旋桨的主要造型几何元素之一是桨叶的截面

形状,通常称为截面翼型或叶素。桨叶在不同径向位置的叶素主要涉及翼型系列的选择,以及翼型弦长、厚度和弯度的选取。翼型系列的选择取决于该处叶素在设计工作范围内的合速度、所需产生的拉力等因素。不同的翼型系列有着不同的流动特性。例如RAF-6E和Clark-Y系列翼型有较好的低速特性和抗失速性能,适用于低速桨叶。而高速桨叶要考虑翼型在较高速度下依然有很好的升阻特性,且需要能够在较宽的速度区间内保持相对高的升阻比和尽量大的最大升力系数来兼顾高效巡航和大功率起飞/爬升工况。除此以外,桨叶表面有跨声速流动的还需要考虑跨声速区的流动和噪声问题,这些都使得翼型的选择和翼型参数的设计变得尤为重要。美国在高速桨叶的研发过程中设计了具有较好高速特性的NACA16系列翼型,使用该系列翼型的SR螺旋桨在试验中表现出了优异的高速性能,在来流超过马赫数0.8、桨尖合速度超过马赫数1的情况下,依然保持了77%以上的推进效率,同时还具有相对较小的噪声指标。但NACA16系列翼型的较小阻力系数区间小,设计时难以满足在较宽的使用工况中均保持较好的气动及噪声特性。英国在高速螺旋桨的研制过程中设计出了ARA-D系列翼型,该系列是目前比较先进且性能优越的高速螺旋桨翼型,其最大升力系数大,并在相当宽的升力系数范围内都能保持较好的升阻比水平,有利于提高包括起飞、爬升和巡航工况下的效率,同时其临界马赫数高,有利于提升巡航速度。

在选定翼型的基础上,需要确定翼型的弦长和厚度,即对应桨叶的弦长和厚度分布。弦长分布通常也用桨叶相对宽度来表达(b/D ,其中 b 为叶素的弦长)。相对宽度通常在6%~10%之间,分别对应较窄的桨叶和较宽的桨叶。也可用效用因子来表征桨叶宽度,效用因子定义为:

$$AF = \frac{10^5}{16} \int_{\frac{R}{2}}^1 \frac{b}{D} \left(\frac{r}{R} \right)^3 d \left(\frac{r}{R} \right) \quad (8)$$

螺旋桨效用因子是表征桨叶平面形状对应吸收发动机功率大小的参数因子,一般位于60~110之间。桨叶宽度愈大,效用因子也愈大。对于宽度较小的桨叶,效用因子取60~70,宽度适中的为70~90,宽度较大的则超过100。

桨叶弦长分布基本上确定了桨叶的平面形状。在此基础上,桨叶设计时考虑噪声和桨尖马赫数的问题,还会通过增加后掠角来提升桨叶的气动和降噪性能。20世纪70至80年代,NASA在后掠高速桨叶上

进行了大量的试验,验证了叶素之间通过后掠实现一定程度的噪声相位相消的桨叶降噪技术。

1.2.3 厚度分布

桨叶设计在平面形状确定后,还要根据实际情况调整桨叶的厚度分布。桨叶的相对厚度 c 为桨叶叶素的最大厚度与叶素弦长的比值。桨叶厚度由桨叶的强度和流动特征决定,通常是从桨根至桨尖单调减小的。在气动上,桨根处的厚度要考虑大安装角的情况,选择较大的厚度以防止分离,厚度通常为 20%~30%。桨尖处,一方面因考虑噪声和高速的效率而选择较薄的翼型,另一方面还要兼顾桨叶整体的结构强度,因此通常厚度为 3%~5%。

对于高速螺旋桨的设计,还需考虑激波带来的负面影响。当飞行速度达到马赫数 0.6 以上时,桨尖的合速度 W 可能已经达到马赫数 0.8 以上,如果仍然采用低速的翼型设计,则可能出现激波导致翼面失速,叶素升力下降、阻力增大,造成桨叶推进效率急剧下降,这种情况下就需要在桨尖处采用高速翼型来提高临界马赫数。而桨根部分由于较大的厚度也容易发生跨声速流动,亦或由于较多的桨叶数使得桨根处的流动出现阻塞,从而影响桨叶的效率。图 6 中实线表示桨叶的径向合速度分布,虚线表示在叶素形状影响下的截面临界马赫数。可以看出,桨根处由于厚度较大,流线型较差,临界马赫数较低;而桨尖处则由于直径大带来的更高的线速度,使得合速度较高。

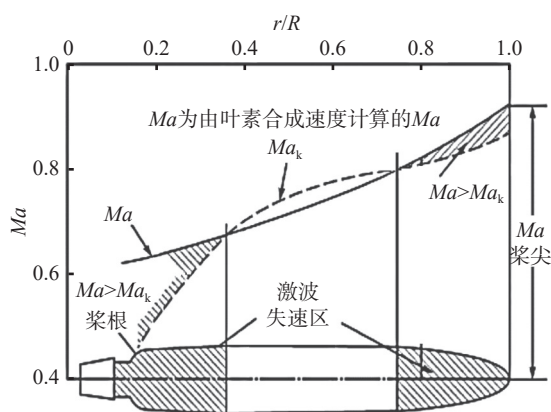


图 6 $Ma = 1$ 等值线与合速度的径向分布

Fig. 6 $Ma = 1$ contour and radial velocity distribution

1.2.4 扭转角分布

桨叶的叶素确定后,还需根据径向位置带来的合速度大小及入射角的变化确定叶素的扭转角 χ ,使得整个螺旋桨叶素均在有利迎角下工作。通常以 $0.7r/R$ 处为 0° 时的径向安装角分布为桨叶的扭转角分布,之后以 $0.7r/R$ 处的实际安装角作为桨叶的桨距

角 θ 。各叶素截面的安装角则为:

$$\theta(r) = \chi(r) + \theta \quad (9)$$

对于变距桨来说, θ 由变距机构根据使用工况决定。对于定距桨来说, θ 为常数,相应由桨叶刚性螺距参数来表征每旋转一周所能前进的距离,

$$H = 2\pi r \tan \theta \quad (10)$$

2 螺旋桨气动特性及其预测

2.1 螺旋桨翼型绕流

螺旋桨的翼型是指垂直于桨叶展向的截面,也称为叶素。翼型的形状和尺寸对桨叶的工作性能(如升力系数、升阻比等)有直接影响,尤其在高速飞行时的影响更大。在螺旋桨发展过程中,早期著名的螺旋桨翼型有英国 RAF-6 翼型、美国 Clark-Y 翼型和 NACA16 系列翼型等。Klatte^[11]指出,使用 NACA16 系列翼型的 Debonair 螺旋桨,效率相比使用 RAF-6 翼型的提高 2%,在起飞和低空飞行条件下产生了更大的推力,进而能够减小螺旋桨的直径来降低桨尖速度和噪声水平。与 RAF-6 翼型的湍流边界层设计相比, NACA16 系列翼型的层流设计被认为是提高翼型性能的主要原因,通过使最低压强点向后移,可以加长层流翼型上翼面顺压梯度段的长度以减小湍流摩擦所占的比重。这种翼型的特点是“平底”,前沿半径小,最大厚度发生在大约 50% 弦长的位置^[12]。20 世纪 40 年代后期,随着涡轮螺旋桨发动机的引入,使用 NACA16 系列或 65 系列翼型作为螺旋桨叶片已是普遍的做法。此外,英国 C4 翼型是一种适用于螺旋桨和风扇的翼型,与 RAF-6 翼型和 Clark-Y 翼型相比,具有较高的升阻比。对于高亚声速螺旋桨,可选用美国的 NACA65 系列翼型,其与 C4 翼型相比具有较大的低阻损失马赫数。

为发展低耗油量的航空螺旋桨技术,英、美等国的航空研究机构率先在提高桨叶气动性能等方面进行了大量研究,先后研制出基于跨声速翼型的 ARA-D 系列和 HS 系列桨叶专用的翼型。使用新翼型的螺旋桨在起飞、爬升和较高的飞行速度下,相比原有的螺旋桨,具有更好的性能。于是从 20 世纪 70 年代起,新一代螺旋桨翼型,如 Dash 7、ATR 42、CN 235、FK 50 等,被应用于支线客机、公务机等中小型飞机上。ARA-D 系列的螺旋桨翼型是基于 NACA16 系列的改进型^[13-14],设计中增加了下翼面的弧度,增大了前缘半径,并采用前缘下垂防止前缘在大迎角失速。与

NACA16系列翼型相比,ARA-D翼型具有渐进式尾缘失速的特点,可以产生更高的最大升力系数值 C_{Lmax} ,这使桨叶产生20%潜在的静态推力增加。ARA-D翼型与常规翼型相比,主要气动优势为^[15]:1)在相当宽的升力系数范围内,升阻比都保持较好的水平(提高巡航效率);2)在低升力系数值下临界马赫数高,具有良好的气动特性(提高巡航时翼型临界马赫数);3)最大升力系数大,失速性能平缓(提高螺旋桨静止、起飞、爬升的拉力);4)存在有限的后缘厚度(减缓边界层分离)。

为了在不影响性能的前提下进一步减少噪声和重量,新一代螺旋桨通常采用窄叶片和高升力翼型。为此,汉密尔顿标准公司开展了一项研究计划,该项目的目标是在降低叶片实度的情况下,建立等同于或优于传统螺旋桨的气动性能和噪声水平,以降低每磅推力的重量。一个特殊的翼型族被开发出来,即HS1型先进翼型。新的螺旋桨结合了所有技术领域的进步,包括空气动力学、声学、结构、重量、可维护性和安全性。Rohrbach等^[16]讨论了新型HS1型先进翼型的气动设计,并将这些翼型的二维风洞性能数据与预测结果进行了比较,然后采用HS1翼型的螺旋桨缩比模型的风洞数据与采用常规NACA16系列翼型的类似模型进行了比较,最后,对在典型支线飞机上安装的两种螺旋桨的预测性能与测试数据进行了比较,并证明了HS1翼型的优势。通过比较发现:起飞时NACA16系列翼型螺旋桨的尖端前缘出现激波,在大迎角时导致广泛的边界层分离;具有较大前缘半径的HS1翼型产生较低的局部马赫数和较缓和的压力梯度,这使得边界层保持附着,直到较大的迎角状态;巡航时HS1翼型底部前缘下垂导致了更低的马赫数,没有出现强烈的激波或相关的激波边界层干扰损失。因此,使用HS1翼型的螺旋桨起飞效率提高了2%~6%,爬升效率提高了0.2%~3%,巡航效率提高了1%。具有特殊翼型的轻质、先进螺旋桨为第三代支线客机提供了出色的气动性能。在不久的将来,随着提高巡航速度和降低噪声成为更重要的设计目标,可能需要更宽的叶片和更多的叶片数。

国内对于螺旋桨专用翼型的研究起步较晚。西北工业大学乔志德教授在国内最早开展了螺旋桨翼型研究,并设计了NPU-PR、NPU-PLR等多个螺旋桨专用低雷诺数高升力翼型族^[17]。许建华等^[18-19]针对临近空间螺旋桨桨叶外侧流动具有雷诺数低且马赫数高的特点,开展了压缩性对低雷诺数流动下翼型升阻特性和转捩点位置的影响研究,并发展了考虑不同

厚度翼型几何相容性的螺旋桨翼型系列设计方法。杨旭东等^[20]基于低雷诺数CFD技术,设计了一种适用于临近空间螺旋桨的新型低雷诺数翼型。马蓉等^[21]针对临近空间长航时低动态飞行器的特点,重点分析了LNV109A、Eppler387、S1223三种典型低雷诺数高升力翼型的气动特性,归纳了适用于临近空间飞行器螺旋桨低密度、低雷诺数、高马赫数、大跨度飞行高度的高升力翼型,以及临近空间飞行器螺旋桨翼型的选择和设计基本原则。张立志等^[22]首先基于雷诺相似理论,在地面螺旋桨试验平台上开展了ARA-D翼型螺旋桨微秒脉冲等离子体增效三维试验,而后基于雷诺相似理论及叶素理论,在低湍流度风洞开展了S1223翼型螺旋桨叶素微秒脉冲等离子体增效二维试验,两种试验结果均表明,等离子体射流可以有效抑制翼型表面流动分离。程钰锋等^[23]采用数值方法,通过改变气流速度和迎角,比较研究了低雷诺数下8种典型螺旋桨翼型的非定常气动性能。汤斯佳等^[24]通过CFD方法研究了平凸翼型NACA4412、超临界翼型RAE2822和高雷诺数薄翼型NAA65206在不同马赫数、不同迎角条件下升阻比的变化规律,以及翼型的马赫数等值线分布等。

2.2 气动设计理论

自螺旋桨诞生到20世纪二三十年代,发展出了多种螺旋桨相关理论。对于单排螺旋桨设计,目前较为成熟的气动理论方法有动量理论、叶素理论、Joukowski涡流理论、片条理论等。单排螺旋桨的动量理论由Rankine^[25]和Froude^[26]提出,主要基于气流流过桨盘时的动量和能量变化来计算螺旋桨受到的空气作用力的大小。但动量理论仅考虑了螺旋桨的轴向效应,未考虑螺旋桨自身的旋转效应,同时该理论没有把螺旋桨的几何尺寸与滑流诱导速度建立联系,因此动量理论假定下的螺旋桨绕流并不完全符合实际绕流特征。叶素理论的概念是Froude^[27]于1878年首先提出,其直接考虑作用在桨叶上的气动力。叶素理论相当于把螺旋桨桨叶视为一个径向扭转的机翼,假定每个叶素的气动力系数可以直接利用同形状的翼型风洞试验数据获得。考虑到简单叶素理论的不足,儒科夫斯基涡流理论^[11]假设:附着涡大小沿着半径保持不变,螺旋桨桨叶数目是无限的,并以此形成中间涡带、涡柱形侧面和附着涡底盘的螺旋桨。随着普朗特升力线理论的发展以及由此引入的附着涡和自由涡概念,Glauert在儒科夫斯基涡流理论的基础上,于1926年将普朗特的有限翼展理论应用于螺旋桨涡流模型中,并提出了片条理论^[28]。螺旋

桨片条理论把绕过螺旋桨的气流看作由各单独桨叶所激起的涡流场和相应的诱导速度场组成, 利用涡流理论和有限翼展理论建立起桨叶几何特性与气动力之间的关系。该理论考虑了有限翼展的下洗效应(如图 7 所示), 不仅可以给出较为精确的气动力关系, 还可以指导螺旋桨的初步设计, 是当前螺旋桨设计普遍采用的工程算法。

图 7 中, v_a 为螺旋桨的轴向诱导速度, v_t 为螺旋桨的环向诱导速度, γ 为翼型阻升角, $\varphi = \varphi_0 + \beta$, β 为干涉角度。螺旋桨的剖面效率为:

$$\eta = \frac{\tan \varphi_0}{\tan(\varphi + \gamma)} \quad (11)$$

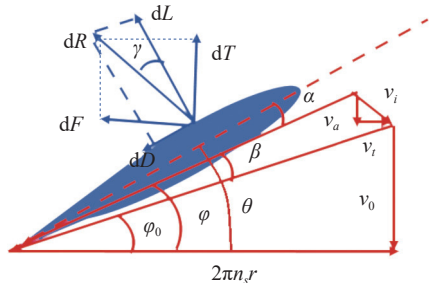


图 7 螺旋桨涡流理论叶素受力

Fig. 7 Blade element stresses of propeller

2.3 气动性能数值模拟

随着计算流体力学(CFD)的发展, 数值模拟技术已经被广泛应用于螺旋桨的气动性能预测和流动机理分析。与简化的理论模型或低阶模型相比, CFD 更有利于对螺旋桨流场进行精确、复杂的分析, 例如桨尖涡和桨根涡系的发展(图 8), 因此成为螺旋桨空气动力学研究的重要手段之一。

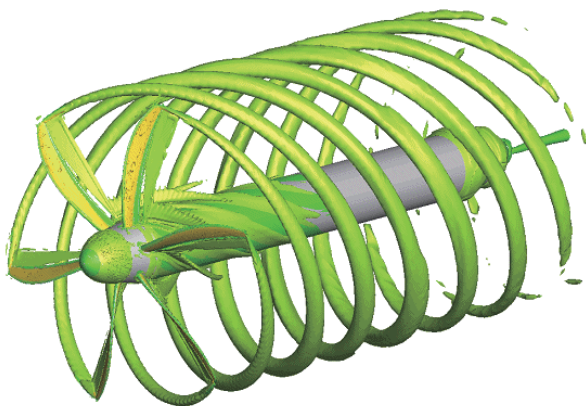


图 8 螺旋桨涡系数值模拟

Fig. 8 Blade induced vortical structures

CFD 通过数值求解流体动力学方程组, 来获取各种工况下的流场数据及作用在桨叶上的气动载荷^[29]。

用 CFD 计算单排螺旋桨的定常绕流^[30], 由于不存在时间上的迭代, 可以大幅提高计算速度。计算过程中, 用相对参考系算法(SRF)结合旋转周期边界条件, 可以实现网格无相对运动情况下的单通道网格计算, 对桨叶受力的计算有足够的精度^[31]。螺旋桨非定常计算主要采用全通道网格, 并对螺旋桨的远场施加边界条件。由于全通道网格的网格量巨大, 时间步长较小会导致模拟消耗巨大资源。为了减少计算时间, 同样也可以采用定常计算使用的单通道网格搭配旋转周期边界条件来开展非定常计算, 不过这种方法由于采用了周期性边界条件来假定螺旋桨旋转过程中流动的周期性, 因此虽然是非定常计算, 也不能对随机发生的湍流进行完全的模拟。

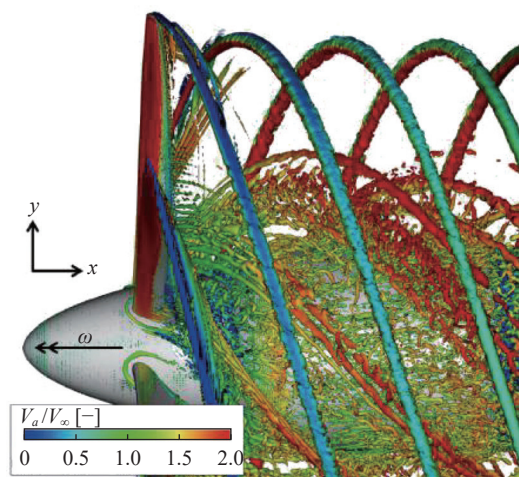
在数值模拟方法中, SST $k-\omega$ 湍流模型因精度较高、鲁棒性强等优势, 被广泛应用于螺旋桨周围流场数值模拟。英国格拉斯哥大学 CFD 实验室^[32]在 IMPACTA 项目中, 对单排六叶未后掠的螺旋桨 JOPR (joint open rotor program) 模型进行了数值模拟, 采用 $k-\omega$ 湍流模型基于 Reynolds-average Navier-Stokes (RANS) 方程求解了螺旋桨周围的流动, 对比了叶片不同径向位置的压强系数与风洞试验值的差异, 结果表明, 数值模拟与试验值吻合较好, 法向力系数沿叶片方向的变化趋势较为一致。Sinnige 等^[33]通过求解可压缩 RANS 方程, 分别对孤立螺旋桨和带有(SRV)装置的螺旋桨进行了数值模拟, 与 PIV 测量的有/无 SRV 情况下的速度场进行了比较, 验证了模拟结果。Stokkermans 等^[34]对孤立螺旋桨数值模拟的尾部时均流场和下游滑流发展进行了分析, 将模拟结果与立体 PIV 测量试验的时均切向速度剖面结果进行了对比, 数值模拟与试验结果基本一致。格子玻尔兹曼(LBM)算法由于计算效率高, 被越来越多地应用于螺旋桨的流场和噪声计算中。Luc^[35]通过 LBM 对六叶螺旋桨流场进行了高精度模拟(图 9), 并与试验测量的滑流尾迹进行了对比。

3 螺旋桨气动噪声机理及预测

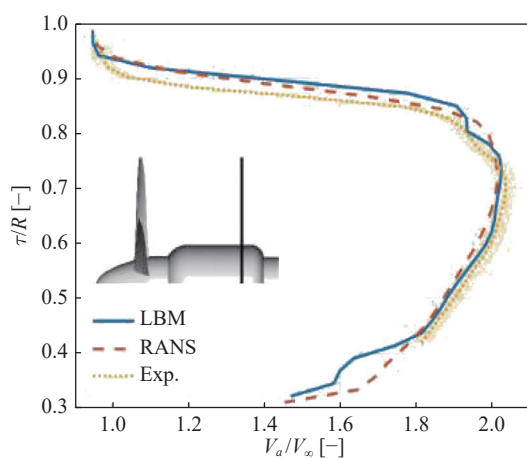
随着涡轮螺旋桨发动机^[32]飞机的发展, 以及机场周边对噪声污染的限制越来越严格, 商用螺旋桨飞机的气动噪声已成为制约其发展的严重问题之一。本节主要介绍国内外在涡轮螺旋桨飞机气动噪声领域取得的研究成果和最新进展, 主要包括螺旋桨噪声的产生机理和噪声预测方法等。

3.1 螺旋桨气动噪声的产生机理

螺旋桨噪声谱特性由一系列离散和宽频分量组



(a) 瞬态涡系结构

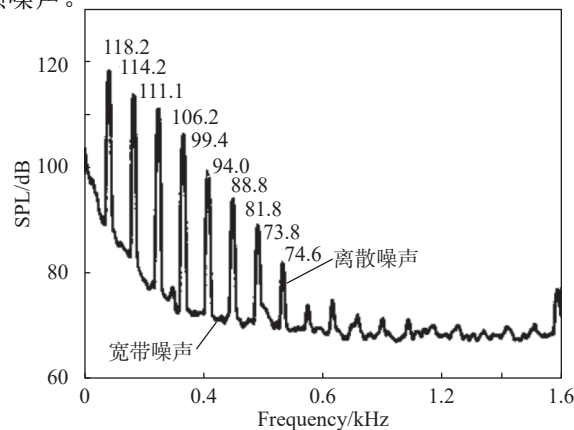


(b) 速度型分布对比

图9 螺旋桨流场内涡系结构示意图^[35]Fig. 9 Schematic diagram of vortical structures in propeller flow field^[35]

成(如图10所示)。离散分量是由桨叶通过频率(blade passing frequency, BPF)确定的谐波,在BPF处出现最高噪声水平的基频及谐波。随着谐波阶数的增加,声压级几乎呈线性下降趋势^[32,36]。如果叶片几何形状和叶片方位间距不对称,则噪声谱中会产生额外的次谐波,从而使频谱更加连续。在亚声速桨尖速度下,离散噪声分量是由桨叶厚度引起的周期性流动(厚度噪声)和叶片气动力(载荷噪声)相对于固定坐标系周期性变化引起的。螺旋桨桨尖马赫数是影响螺旋桨噪声的主要参数,增加桨尖马赫数会导致更高的谐波噪声水平。对于典型的通用航空螺旋桨,当桨尖马赫数为0.6~0.7左右时,载荷噪声是主要的离散噪声分量,而在更高马赫数时,厚度噪声将会显现出来。载荷噪声主要表现为偶极子声源,其辐射声源指向桨盘平面的前后方向。厚度噪声的指向性峰值由单极子声源表示,其辐射声源则是在靠近旋转轴的位置。螺旋桨叶片与湍流相互作用以及叶片尾缘分离产生宽

频噪声。

图10 典型螺旋桨噪声谱^[37]Fig. 10 Typical propeller noise spectrum^[37]

与宽频噪声相比,离散噪声是螺旋桨的主要噪声源。目前螺旋桨噪声的计算方法主要是围绕离散噪声进行的,应用较为广泛的是声学类比法。Lighthill^[38]基于声学类比拟,将声传播波问题与物体近区的流动问题分离考虑,将物体近区的流动特性作为声源项加入波动方程中,使气动声学问题(即声场)与空气动力学问题进行解耦^[39]。后来,Ffowcs和Hawkings^[40]将Lighthill声比拟方程推广到任意运动物体表面所产生的噪声问题,他们通过引入Dirac Delta函数和Heaviside广义函数,以物面函数 f 作为参数,将Navier-Stokes方程变成非齐次波动方程形式,即,在研究物体周围的体积中存在四极子声源,在物体表面存在偶极子和单极子声源:

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 [H(f)p']}{\partial t^2} - \nabla^2 (Hp') = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 V_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [p_{ij} n_j \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (12)$$

式中,右侧的第一项是单极子或厚度声源,其与体积或叶片的运动有关;第二项为偶极子或载荷声源,其与物体表面作用在流体上的分布力有关,例如叶片表面施加的力;最后一项为四极子声源,其为应力声源,由非线性波传播、局部声速的变化、冲击发出的噪声或其他湍流流动引起。

宽频噪声往往由桨叶与湍流相互作用引起的桨叶脉动载荷导致。George和Chou^[41]总结了五种致声机理:1)由来流湍流引起的载荷脉动;2)湍流边界层通过桨叶尾缘导致的载荷脉动;3)当地失速或桨尖涡形成导致的载荷脉动;4)由于层流边界层涡脱落导致的载荷脉动;5)由于钝尾缘涡脱落导致的载荷脉动。他们认为,来流湍流噪声是1 kHz以下低频段宽频噪

声的主要组成部分,而当来流湍流度较弱时,尾缘噪声和桨尖涡噪声是高频段宽带噪声的重要成分。

3.2 螺旋桨气动噪声预测

3.2.1 离散噪声预测

由于气动声学的计算要求等原因,螺旋桨的直接噪声计算十分耗时和昂贵,因此目前的方法大多是将近场 CFD 方法与声传播求解器耦合来完成远场噪声预测。螺旋桨声学预测技术大多数是针对离散噪声分量的。基于 1969 年提出的 FW-H(Ffowcs Williams-Hawkings) 方程^[40],主要用于螺旋桨远场噪声预测,在时域上遵循 Farassat 公式^[42]或在频域上用 Hanson 方法^[43]。Farassat 公式使用时域方法来求解 FW-H 方程,利用自由空间格林函数法得到积分公式,即:

$$4\pi p'(x, t) = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_V \left[\frac{T_{ij}}{r|1-M_r|} \right]_{\tau_e} dy - \frac{\partial}{\partial x_i} \int_{f=0} \left[\frac{F_i}{r|1-M_r|} \right]_{\tau_e} dS + \frac{\partial}{\partial t} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_\infty V_n}{r|1-M_r|} \right]_{\tau_e} dS \quad (13)$$

式中,四极子声源在桨叶周围流场进行体积积分,而单极子和偶极子声源在桨叶表面上进行积分,如图 11 所示。在式(13)中,自由空间格林函数引入了一个多普勒因子,该多普勒因子依赖于叶片表面的局部马赫数,完全取决于螺旋桨桨叶的运动学特性。

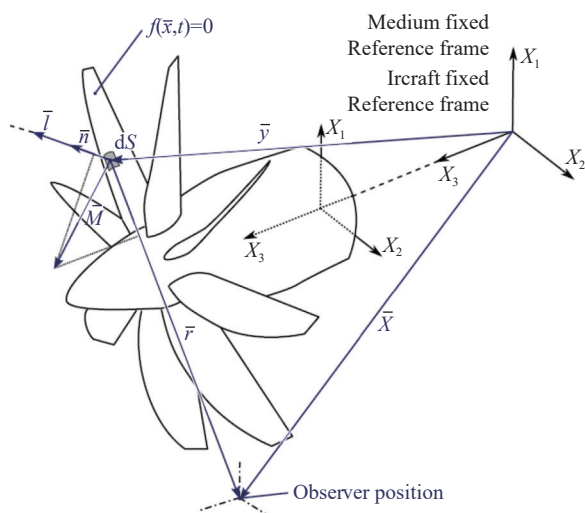
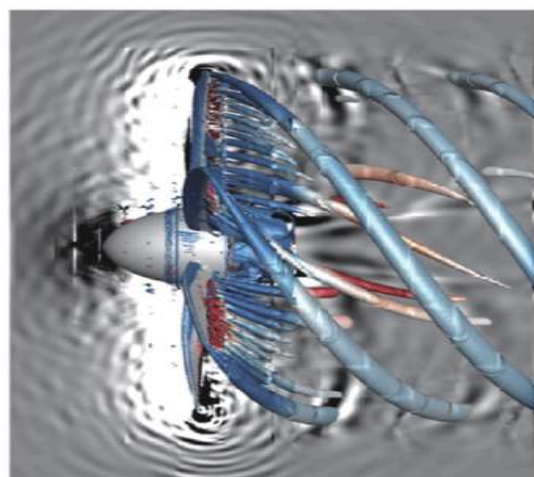


图 11 Farassat 公式中的参考系和移动面定义^[36]

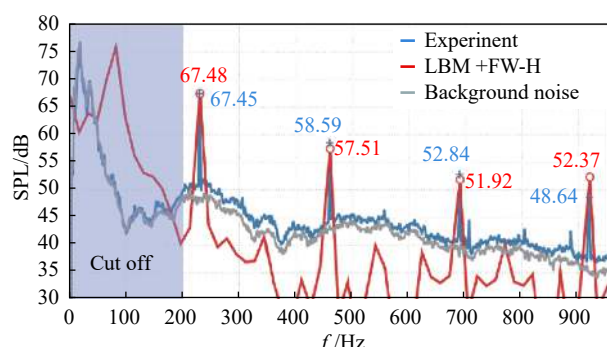
Fig. 11 Definition of reference system and moving surface in Farassat formula^[36]

Gennaro 等^[44-45]和 Tan 等^[46]分别进行了单桨叶的 RANS 和 DES 计算,并结合 Brentner 和 Farassat 的 FW-H 方程的积分形式^[47],预测了 NASA-SR2 叶片的离散噪声^[48-49],两种方法的计算结果与试验数据吻合

较好,其中 DES 算法提高了下游指向性的预测精度。RANS 方法在 Marinus 等^[50-51]的研究中也被证明是优化螺旋桨桨叶形状的有效工具。吕昌昊等^[52]通过扩展的滑移网格算法对单排螺旋桨模型进行了数值模拟(图 12a),采用基于 FW-H 声类比的延迟时间法^[53]计算了远场噪声,并且与风洞测量的离散噪声取得了良好的一致性(图 12b)。



(a) 瞬态流场求解



(b) 噪声频谱曲线对比

图 12 数值模拟瞬态流场及噪声频谱^[52]

Fig. 12 Numerical simulation of transient flow field and noise spectrum^[52]

Hanson^[54-55]发展了基于频域积分 FW-H 方程的声类比预测方法,旋转声源分布被一组稳定的辐射模型(即傅里叶级数的分量)所取代:

$$\begin{cases} P_{Vm} \\ P_{Dm} \\ P_{Lm} \end{cases} = \frac{\rho_0 c^2 B \sin \theta \exp \left[i m B \left(\frac{\Omega r_s}{c} + \phi - \frac{\pi}{2} \right) \right]}{8\pi \frac{r}{D} (1 - M_x \cos \theta)} \int_{z_{root}}^{z_{tip}} M_r^2 e^{i(\phi_0 + \phi_s)} J_{mB} \left(\frac{m B z M_T \sin \theta}{1 - M_x \cos \theta} \right) \cdot \begin{cases} -k_x^2 t_b \psi_V(k_x) \\ -i k_x (C_D/2) \psi_D(k_x) \\ i k_y (C_L/2) \psi_L(k_x) \end{cases} dz \quad (14)$$

由于 Hanson 频域方法理论上可以处理所有的流态以及更复杂的螺旋桨几何形状,因此在其他两种方法不适合的情况下,可采用其来提高声学预测精度。Kotwice 等^[56]在不同的螺旋桨几何形状和不同工况下,对几种计算成本低廉的声频方法的计算精度进行了评估。其实用的声学模型可以预测近场和远场的谐波噪声。研究模型近似(或忽略)弦向非紧实性,因此不需要弦向气动数据,也不需要耦合基于面板或网格的气动求解器。试验数据考虑了一系列螺旋桨几何形状、叶片数量、传声器位置、叶尖速度、前飞速度。研究表明,该模型与试验数据吻合较好,尤其是对最大离散噪声分量的预测, Hanson 频域方法总体预测精度最高。

频域方法通过对波动方程进行傅里叶变换来消除时间变量,在这个过程中造成了压力历程和螺旋桨部分几何信息丢失,但是直到相当高的阶数,声学结果几乎不受影响^[57]。频域方法的计算成本低,并且能显示预测噪声在频域上的分布,便于探求离散噪声分量。因频域方法对输入误差并不敏感,故比较适合进行设计或优化研究。耿欣等^[58]对某型涡桨飞机六叶螺旋桨的气动性能和声学特性进行了风洞试验研究,对比了螺旋桨远场噪声试验测量值与 Hanson 频域方法预测值的差异,结果表明,在较低的桨尖马赫数下, Hanson 频域方法能够捕捉到总噪声辐射的偶极子噪声源(载荷噪声),而其他噪声源(如厚度噪声部分)则被低估。

3.2.2 宽带噪声预测

宽带噪声预测方法相比离散噪声预测方法较为欠缺,一般分为四种:经验方法、分析方法、半经验半分析方法、基于声类比的计算气动声学(CAA)方法。分析和半分析方法通常基于假设(如少数轻载荷桨叶组成的翼型、小弧度、小厚度、小迎角、受小波动的压力场)^[59],因此不能应用于用稳态假设建模的高载荷螺旋桨的预测。CAA 方法旨在直接数值模拟关注的物体上的声学现象,需要大量的计算时间。因此,基于 FW-H 声类比的方法特别适用于那些需要获得详细表面压力波动的情况。Farassat 和 Casper^[60]基于 FW-H 声类比法开发了一种时域方法,并将其应用于可渗透数据表面,以较好的精度计算了宽带噪声。Mankbadi 等^[61]对螺旋桨的非定常流动和辐射噪声进行了高精度模拟(图 13),通过对已求解声场和非定常流场的近场分析,发现螺旋桨区和尾迹区是产生噪声的两个主要区域,并且来自尾流区的辐射噪声对宽带噪声的贡献很大。

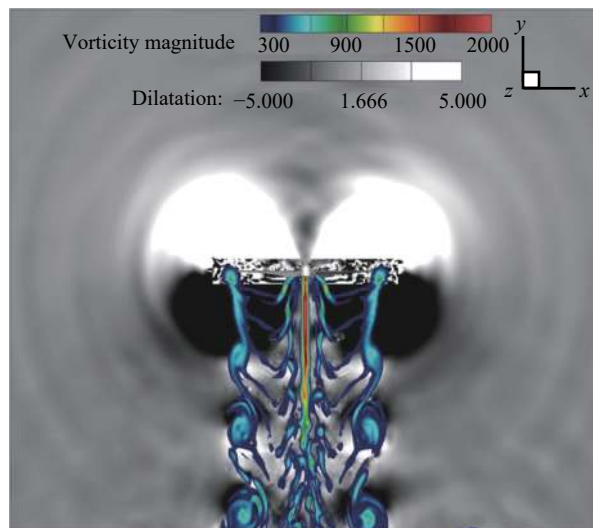


图 13 螺旋桨瞬态涡量波动图^[61]

Fig. 13 Instantaneous vorticity fluctuation of propeller^[61]

4 螺旋桨低噪声方案设计与优化

4.1 螺旋桨低噪声设计方法

螺旋桨低噪声设计,就是在满足一定的性能要求下,通过优化螺旋桨几何结构和工作参数,达到降低噪声的目的,以满足噪声适航规定、机舱噪声舒适性、飞机结构要求等。根据理论和试验研究,螺旋桨噪声控制的主要途径有:减小桨尖马赫数、优化桨叶形状及改进载荷分布、增加桨叶数目、桨叶后掠设计等。Harlamert^[62]提出,为了减小桨叶弦长,建议在桨叶尖部区域采用超临界翼型截面,同时为了降低噪声,建议使用圆形或椭圆形的桨尖形状。Davis^[63]介绍了性能优于 NACA16、NACA65 系列的先进翼型,使用该翼型截面可以增加螺旋桨桨叶载荷,并在较低的转速下保证气动性能损失不大,从而辐射噪声。Lee 等^[64]在消声室中研究了锯齿对降低螺旋桨尾缘噪声的效果,研究表明,1/2 半径范围锯齿形螺旋桨在 1000 Hz 以下的低频区对尾缘噪声有较好的降噪效果,推力损失也比其他两种外形的小,此外,锯齿螺旋桨转速对降噪效果影响较大。Yang 等^[65]分析了波浪形转子的气动和声学性能,发现在可用推力和功率载荷方面,波浪形转子的气动性能与基础构型大致相同,但波浪形转子的总声压级降低了约 1.4~2 dB。

Hanson^[66]采用远场频域公式为低噪声螺旋桨设计参数选择提供了一种简单而有效的方法。他指出:均匀加载分布要比“峰值”载荷分布的噪声降低很多,尤其是对于高频分量;桨叶扭角控制着展向载荷幅值分布,通过将载荷移到一个辐射效率较低的半径内可以减少噪声,但同时必需考虑气动效率的损失。此外,桨叶后掠也有非常好的降噪效果:首先,由于

四极子声源主要由跨声速流动现象引起的, 桨叶后掠通过与后掠机翼设计相同的原理来降低跨声速压缩性, 可以减小四极子声源强度; 其次, 桨叶后掠可以使叶片不同位置辐射的噪声信号实现“相位抵消”(如图 14 所示)。他提出, 在给定半径下, 桨叶后掠导致相位滞后的一个简单公式为:

$$\phi_s = \frac{2m_B M_T}{M_r(1 - M_x \cos \theta)} \frac{M_{CA}}{D} \quad (15)$$

其中: ϕ_s 为由后掠引起的相位偏移(在螺旋桨谐波频率处, 桨叶后掠导致来自后掠构型某一截面的声学信号相比未后掠构型的信号相角增大, 见图 14); M_{CA} 为桨叶的后掠量; M_T 为桨尖旋转马赫数; M_r 为桨叶某一截面的当地马赫数; θ 为螺旋桨轴到观测点的辐射角; D 为螺旋桨直径。后掠的有效性随谐波阶数 m_B 和前飞马赫数 M_x 的增大而增加。Metzger 和 Rohrbach 等^[67] 进一步讨论了桨叶后掠提升气动性能及降低噪声的理论依据, 并通过风洞试验对后掠螺旋桨设计方法的效果进行了验证。“相位抵消”是线性声源的基本假设, 在桨叶通过频率下, 来自桨叶任意叶素的噪声是具有振幅和相角的正弦波。单个桨叶的噪声是每个叶素贡献的矢量和, 而总的螺旋桨噪声是矢量和与叶片数的乘积。螺旋桨叶尖后掠的相位干扰效果, 是指来自桨尖的声学信号滞后于来自中

部区域的信号(增大相角), 从而造成部分干扰和总噪声的降低。其中四极子噪声的降噪幅度最大, 这是由于相位抵消及桨叶每个展向位置的相对马赫数减小而导致的声源强度减弱的共同结果。

4.2 螺旋桨低噪声方案优化设计

目前, 已有多种设计方法应用于螺旋桨气动和噪声优化设计中。常用的优化算法包括: 基于梯度的方法、启发式优化方法、基于代理的优化方法。基于梯度的方法是一种非常有效的基于梯度信息搜索最优解的方法^[68-70]。Zhang 等^[71] 基于高保真 CFD 方法对涵道螺旋桨的气动和噪声进行数值模拟, 并通过改变涵道和叶片的形状对涵道螺旋桨的气动性能进行了伴随优化。利用伴随法求解梯度, 效率很高, 但优化结果很容易陷入局部最优解。模拟退火^[72]、粒子群优化^[73]、蚁群算法^[74] 和遗传算法^[75] 等启发式优化方法, 可以在整个设计空间内找到全局最优解。Marinus 等^[50] 基于 RANS 模拟, 采用多目标差分进化(MODE)方法, 对跨声速螺旋桨叶片进行了多学科多目标优化, 优化参数包括后掠、扭转、弦向和厚度径向分布的 B 样条参数控制点以及用于制造叶片的两翼型形状控制点。Pagano^[76] 采用旋翼机全势计算流体力学(CFD)模型, 耦合 FW-H 声学比拟法, 对实际飞机的推力螺旋桨结构进行了多学科优化, 使起飞状态下的整体声压降低了 3.5 dB, 同时保留了设计的螺旋桨推力, 并在巡航时对螺旋桨效率的影响较小。Yu^[77] 采用改进的粒子群优化算法, 对约束条件下的设计目标进行了优化, 采用空气动力学与气动声学相结合的方法, 以六叶螺旋桨为对象, 通过优化设计过程获得了不损失气动性能、降低整体声压级的螺旋桨系统, 监测点最大整体声压级降低了 5 dB。但是启发式方法的收敛速度普遍较慢, 计算效率较低。耿欣等^[58] 在考虑气动和气动声学性能的情况下, 采用经典的模拟退火算法对原始螺旋桨设计进行了优化, 通过四阶贝塞尔曲线插值, 利用给定的五个控制点, 确定在给定径向位置上的设计变量扫描值, 通过优化设计, 获得了不损失气动性能、降低推力比声压级的改进螺旋桨设计, 监控点最大推力比声压级较基本设计方案降低 2.9 dB, 这表明通过优化的叶片后掠分布实现了声辐射的整体减小(图 15)。

为了在合理的时间内获得全局最优解, 提出了基于代理的优化方法。常用的代理模型包括径向基函数(RBF)、Kriging、支持向量回归(SVR)、深度神经网络(DNN)等。近年来, 有研究者提出使用低保真样本来协助建立代理模型^[78], 从而大大提高优化效率、降低成本。对于多保真样本的组合, 最常用的方法有桥

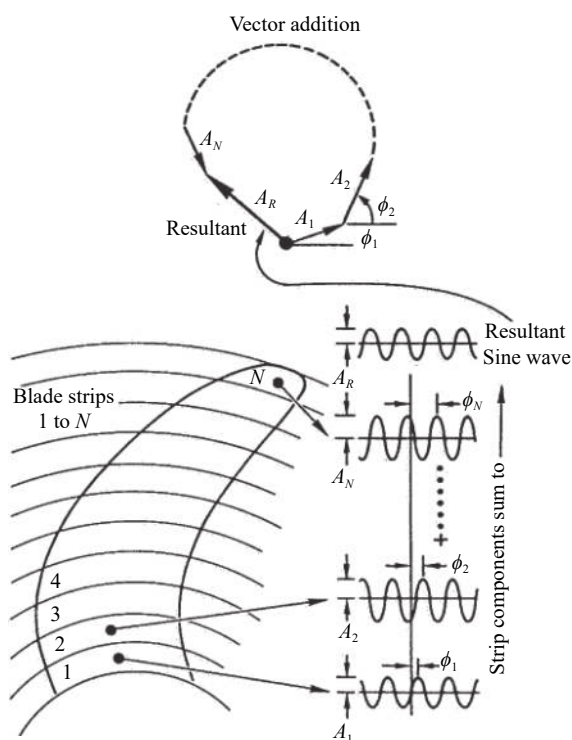
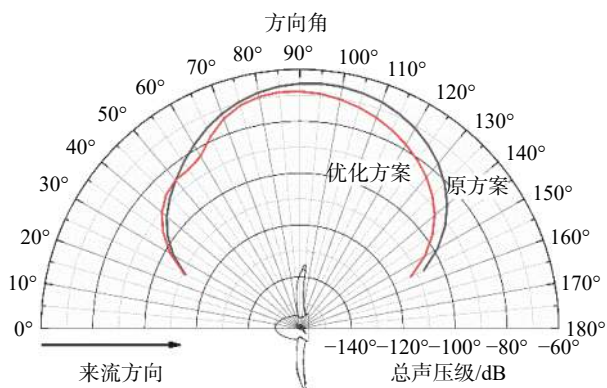


图 14 桨叶后掠降噪示意图^[66]

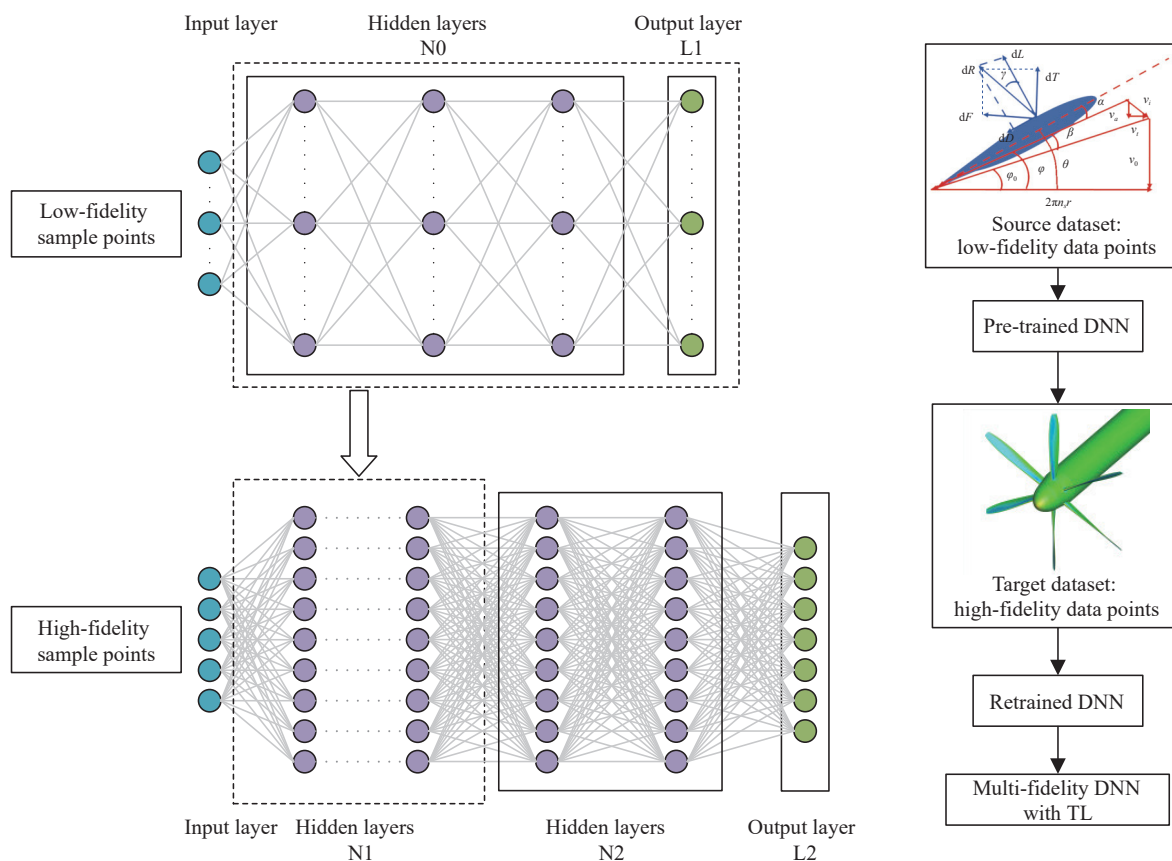
Fig. 14 Schematic diagram of blade swept back noise reduction^[66]

图 15 优化算法及优化构型降噪效果^[58]Fig. 15 Noise reduction by an optimized configuration^[58]

函数法和 co-Kriging 法。Han 等^[79-80]提出了实用的 co-Kriging 模型建立方法和多保真分层 Kriging 模型。Bu 等^[81]采用前者提出的递阶 Kriging(HK)模型对转子进行优化设计。其基于 FW-H 方程,利用验证的 RANS 解算器和声学方法,建立了一种基于 HK 模型的悬停旋翼高维气动和气动声学优化方法,结果表明, HK 模型计算效率高、精度高。之后,其通过引入价廉的低保真数据辅助来提高优化效率,应用了前者提出的多级分层 Kriging(MHK)模型,该模型可包含三个或三个以上级别的保真度,从而可加速直升机旋

翼高保真气动结构优化向全局最优收敛。为了验证 MHK 模型在转子优化中的有效性,其采用所提出的优化策略进行了叶片形状优化以降低气动声学噪声。

随着人工智能的发展,深度神经网络被广泛应用于代理模型中。DNN 可以捕获复杂的数据模式,并能够处理各种维度上极度非线性问题。Poggi 等^[82]应用人工神经网络(ANN)代理模型来预测三叶螺旋桨的噪声辐射和气动性能,采用拉丁超立方采样(LHS)方法确定设计空间点,采用高保真气动和气动声学求解器提供训练、验证和测试数据集,数值结果能够很好地预测螺旋桨的气动性能和辐射噪声,适用于初步设计阶段。耿欣等^[83]利用 DNN 映射叶片参数与气动/气动声学性能之间的非线性关系,通过深度确定性策略梯度(DDPG)强化学习算法实现优化,在此基础上提出了基于多保真度 DNN 的代理模型(TL-MFDNN),如 Gennaro 等^[44-45]和 Tan 等^[46]分别进行了单桨叶的 RANS 和 DES 计算,并结合 Brentner 和 Farassat 的 FW-H 方程的积分形式^[47],预测了 NASA-SR2 叶片的离散噪声^[48-49],两种方法的计算结果与试验数据吻合较好,其中 DES 算法提高了下游指向性的预测精度。RANS 方法在 Marinus 等^[50-51]的研究中也被证明是优化螺旋桨桨叶形状的有效工

图 16 多保真度 DNN 模型的实现过程和迁移学习策略^[83]Fig. 16 Process and transfer-learning strategy of the multi-fidelity DNN model^[83]

具。吕昌昊等^[52]通过扩展的滑移网格算法对单排螺旋桨模型进行了数值模拟(图 12a),采用基于 FW-H 声类比的延迟时间法^[53]计算了远场噪声,并且与风洞测量的离散噪声取得了良好的一致性(图 16b)。并在预训练过程和再训练过程之间进行迁移学习,结果表明,基于 TL-MFDNN 代理模型的优化与基于直接 CFD 仿真的 DDPG 优化相比,优化后的螺旋桨整体计算成本可节省 77.3%,最大降噪幅度可达 1.69 dB,同时对推进性能的影响可以忽略不计。

5 结论与未来研究展望

本文以航空螺旋桨为研究对象,概述了螺旋桨的历史及发展。梳理了螺旋桨气动布局、设计方法、翼型选择等历程及特点,概述了桨叶和翼型设计、性能对比、气动性能评估、相关研究方法与进展。针对螺旋桨气动特性等关键空气动力学问题,从理论分析、数值计算、风洞试验着手,对研究现状及取得的关键进展进行了综述和讨论。从螺旋桨噪声产生机理、控制技术 & 噪声预测方法等几个主要方面对螺旋桨噪声问题进行了概括总结。

航空螺旋桨经过百余年的发展,从第一代的木质桨叶到第二代的金属桨叶,再到之后的碳纤维复合材料桨叶,匹配的发动机功率也从最初的几十千瓦逐渐提高到几百千瓦甚至几千千瓦,从最早的单一追求拉力、功率等气动性能,到后来同时追求效率和噪声指标,再到后来需要同时满足多工况的高性能指标,螺旋桨的设计逐渐朝着多目标、多学科的一体化设计发展。

螺旋桨技术的未来研究展望:

1)螺旋桨的设计逐渐朝着多目标、多学科的一体化设计发展。

2)为适应未来中远程涡桨运输机对高性能航空螺旋桨的需要,新一代螺旋桨设计的关键技术研究集中在大功率、高速、高效、低噪声、轻质等方面。

3)在气动方面,随着巡航马赫数的提高(甚至超过马赫数 0.7),亚声速流动中会在桨尖区域出现局部的超声速区,产生跨声速流动问题,严重影响螺旋桨的高速性能。A400M 战术运输机采用叶片数量多、厚度较薄、后掠外形的单排桨扇设计,通过使用超临界翼型提高了临界马赫数,成功解决了高巡航马赫数的跨声速问题,并能在保持较高飞行速度的同时拥有较高的推进效率。

4)从孤立螺旋桨行为发展为多片桨叶的桨扇行为,需要解决桨扇叶片间的干扰修正问题。

5)在噪声方面,由于流场中可能存在局部激波以及激波边界层干扰等情况,导致非线性噪声源的贡献大幅增加,亟待建立较为准确可靠的四极子噪声预报模型,并有效降低厚度噪声的幅值。

6)近年来,随着碳纤维复合材料桨叶和轻合金材料桨毂的发展,以及将传统的机械液压离心式控制系统升级为全权限数字式电子控制系统,实现了螺旋桨的轻质化。

7)此外,还需要关注螺旋桨与机翼之间的干涉问题,以进一步提高螺旋桨效率。

参 考 文 献:

- [1] SUN X F, WANG X Y. Propeller noise: prediction and control[M]//Fundamentals of Aeroacoustics with Applications to Aeropropulsion Systems. Amsterdam: Elsevier, 2021: 33-72. doi: 10.1016/b978-0-12-408069-0.00002-6
- [2] VAN DE VOOREN A I, ZANDBERGEN P J. Noise field of a rotating propeller in forward flight[J]. *AIAA Journal*, 1963, 1(7): 1518-1526. doi: 10.2514/3.1849
- [3] STRAHLE W, NAGAMATSU H, SCHWARTZ I. Rotor noise: V/STOL rotor and propeller noise: its prediction and analysis of its aural characteristics[M]. Aeroacoustics: Fan Noise and Control; Duct Acoustics; Rotor Noise, 1976: 583-600. doi: 10.2514/5.9781600865183.0583.0600
- [4] BARTELS P, BORCHERS I U, SCHOLTEN R, et al. Studies of the noise generation of light aircraft propellers[C]//4th Aeroacoustics Conference, Atlanta, GA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1977. doi: 10.2514/6.1977-1320
- [5] HANSON D. Near field noise of high tip speed propellers in forward flight[C]//3rd Aeroacoustics Conference, Palo Alto, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1976. doi: 10.2514/6.1976-565
- [6] JOU W H. Supersonic propeller noise in a uniform flow[J]. *AIAA Journal*, 1989, 27(4): 385-390. doi: 10.2514/3.10124
- [7] MIXSON J, BARTON C, PIERSON A, et al. Characteristics of propeller noise on an aircraft fuselage related to interior noise transmission[C]//5th Aeroacoustics Conference, Seattle, WA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1979. doi: 10.2514/6.1979-646
- [8] WOAN C, GREGOREK G. The exact numerical calculation of propeller noise[C]//11th Fluid and Plasma Dynamics Conference, Seattle, WA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1978. doi: 10.2514/6.1978-1122
- [9] 赵家栋. 新中国第一个航空螺旋桨厂[J]. *航空知识*, 1997(1): 28-29.
- [10] 李家树. 航空螺旋桨技术的应用[J]. *航空科学技术*, 1995, 6(2): 18-20.
- [11] KLATTE R J. General aviator propeller noise reduction - penalties and potential[R]. SAE 810585, 1981. doi: 10.4271/810585
- [12] LINDSEY W F, STEVENSON D B, DALEY B N. Aerodynamics characteristics of 24 NACA 16-series airfoils at Mach numbers between 0.3 and 0.8[R]. NACA-TN-1546, 1948. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930082349/downloads/19930082349.pdf>

- [13] BOCCI A J. A new series of aerofoil sections suitable for aircraft propellers[J]. *Aeronautical Quarterly*, 1977, 28(1): 59–73.
doi: [10.1017/s0001925900007939](https://doi.org/10.1017/s0001925900007939)
- [14] BLOCK P J W. Analysis of noise measured from a propeller in a wake[R]. NASA-TP-2358, 1984.
- [15] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [16] ROHRBACH C, WAINAUSKI H. Aerodynamic characteristics of an advanced technology propeller for commuter aircraft[C]//17th Joint Propulsion Conference, Colorado Springs, CO, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1981.
doi: [10.2514/6.1981-1565](https://doi.org/10.2514/6.1981-1565)
- [17] 韩忠华, 高正红, 宋文萍, 等. 翼型研究的历史、现状与未来发展[J]. *空气动力学学报*, 2021, 39(6): 1–36.
HAN Z H, GAO Z H, SONG W P, et al. On airfoil research and development: history, current status, and future directions[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 1–36 (in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2021.0396](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0396)
- [18] 许建华, 宋文萍, 韩莉, 等. 高马赫数低雷诺数螺旋桨翼型气动分析研究[C]//中国航空科学技术大会, 2013.
XU J, SONG W P, HAN L, et al. Research on aerodynamic analysis of high Mach number and low Reynolds number propeller airfoil[C]//China Aeronautical Science and Technology Conference, 2013.
- [19] XU J H, LI H J, SONG W P, et al. An aerodynamic design method of propeller airfoils with geometric compatibility as constraints[C]//AIAA Aviation 2019 Forum, Dallas, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
doi: [10.2514/6.2019-3493](https://doi.org/10.2514/6.2019-3493)
- [20] ZHANG S, YANG X, SONG B, SONG W. Aerodynamic design of a novel low-Reynolds-number airfoil for near space propellers[C]//Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, 2015.
- [21] 马蓉, 刘沛清, 胡颖. 临近空间飞行器螺旋桨低雷诺数高升力翼型综述[C]//中国力学学会学术大会, 2007.
MA R, LIU P, HU Y. Review of low Reynolds number and high lift airfoil of propellers of adjacent space vehicles[C]//Chinese Conference of Theoretical and Applied Mechanics, 2007.
- [22] 张立志, 李修乾, 陈庆亚, 等. 两种翼型螺旋桨ARA-D和S1223的等离子体增效实验研究[J]. *航天器环境工程*, 2017, 34(1): 81–85.
ZHANG L Z, LI X Q, CHEN Q Y, et al. Experimental study of the enhancement of plasma flow control of ARA-D and S1223 propeller airfoils[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2017, 34(1): 81–85 (in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1673-1379.2017.01.013](https://doi.org/10.3969/j.issn.1673-1379.2017.01.013)
- [23] 程钰锋, 李国强, 聂万胜. 低雷诺数下螺旋桨翼型非定常气动性能的比较[J]. *直升机技术*, 2012(1): 16–19.
doi: [10.3969/j.issn.1673-1220.2012.01.004](https://doi.org/10.3969/j.issn.1673-1220.2012.01.004)
- [24] 汤斯佳, 曹德松, 闫文辉, 等. 高速航空螺旋桨翼型气动特性及数值仿真[J]. *科学技术与工程*, 2022, 22(28): 12667–12673.
TANG S J, CAO D S, YAN W H, et al. Numerical simulation on aerodynamic performance of airfoils using by high speed aviation propeller[J]. *Science Technology and Engineering*, 2022, 22(28): 12667–12673 (in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1671-1815.2022.28.055](https://doi.org/10.3969/j.issn.1671-1815.2022.28.055)
- [25] RANKINE W J M. On the mechanical principles of the action of propellers[J]. *Transaction of the Institute of Naval Architects*, 1865, 6: 13–39.
- [26] FROUDE R E. On the part played in propulsion by differences of fluid pressure[J]. *Transaction of the Institute of Naval Architects*, 1889, 30: 390–405.
- [27] FROUDE W. On the elementary relation between pitch, slip, and propulsive efficiency[J]. *Transactions of the Royal Institution of Naval Architects*, 1878, 19: 47–65.
- [28] 葛劳涅. 螺旋桨理论[M]. 徐华航, 译. 北京: 新华书店, 1950.
- [29] 阎超, 屈峰, 赵雅甜, 等. 航空航天CFD物理模型和计算方法的述评与挑战[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(5): 829–857.
YAN C, QU F, ZHAO Y T, et al. Review of development and challenges for physical modeling and numerical scheme of CFD in aeronautics and astronautics[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(5): 829–857 (in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2020.0072](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0072)
- [30] SIMONSEN C D. Rudder, propeller and hull interaction by RANS[D]. Technical University of Denmark, 2000.
<https://backend.orbit.dtu.dk/ws/portalfiles/portal/5446553/Daniel.pdf>
- [31] STELLA A, GUJ G, DI FELICE F, et al. Experimental investigation of propeller wake evolution by means of LDV and flow visualizations[J]. *Journal of Ship Research*, 2000, 44(3): 155–169.
doi: [10.5957/jsr.2000.44.3.155](https://doi.org/10.5957/jsr.2000.44.3.155)
- [32] CHIRICO G, BARAKOS G N, BOWN N. Numerical aeroacoustic analysis of propeller designs[J]. *The Aeronautical Journal*, 2018, 122(1248): 283–315.
doi: [10.1017/aer.2017.123](https://doi.org/10.1017/aer.2017.123)
- [33] SINNIGE T, STOKKERMANS T C A, RAGNI D, et al. Aerodynamic and aeroacoustic performance of a propeller propulsion system with swirl-recovery vanes[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(6): 1376–1390.
doi: [10.2514/1.b36877](https://doi.org/10.2514/1.b36877)
- [34] STOKKERMANS T C A, VAN ARNHEM N, SINNIGE T, et al. Validation and comparison of RANS propeller modeling methods for tip-mounted applications[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(2): 566–580.
doi: [10.2514/1.j057398](https://doi.org/10.2514/1.j057398)
- [35] LUC VAN DEN ENDE. Swirl recovery vanes for propeller propulsion systems: an aerodynamic and aeroacoustic investigation by lattice Boltzmann method[D]. Delft, Netherlands: Delft University of Technology, 2018.
<http://resolver.tudelft.nl/uuid:3fec64be-505d-4517-b355-2995dae2b66b>
- [36] MARINUS B. Multidisciplinary optimization of aircraft propeller blades[D]. Brussels, Belgium: Royal Military Academy, 2011.
doi: [10.2514/6.2011-2801](https://doi.org/10.2514/6.2011-2801)
- [37] TREBBLE W J G. Investigations of the aerodynamic performance and noise characteristics of a Dowty Rotol R212 propeller at full-scale in the 24 ft wind tunnel[J]. *The Aeronautical Journal*, 1987, 91(906): 275–284.
doi: [10.1017/s0001924000021369](https://doi.org/10.1017/s0001924000021369)
- [38] LIDTHILL M J. On sound generated aerodynamically[J]. *Proceedings of the Royal Society A*, 1952, 211(1107): 564–587.Series.
doi: [10.1098/rspa.1952.0060](https://doi.org/10.1098/rspa.1952.0060)
- [39] FARASSAT F, BRENTNER K S. The acoustic analogy and the prediction of the noise of rotating blades[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 1998, 10(1): 155–170.
doi: [10.1007/s001620050056](https://doi.org/10.1007/s001620050056)
- [40] FLOWCS WILLIAMS J E, HAWKINGS D L. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, 1969, 264(1151): 321–342.
doi: [10.1098/rsta.1969.0031](https://doi.org/10.1098/rsta.1969.0031)
- [41] GEORGE A R, CHOU S T. Comparison of broadband noise mechanisms, analyses, and experiments on rotors[J]. *Journal of Aircraft*, 1984, 21(8): 583–592.
doi: [10.2514/3.45027](https://doi.org/10.2514/3.45027)
- [42] FARASSAT F. Derivation of formulations 1 and 1A of farassat[R].

- NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, US. NASA/TM-2007-214853, 2007.
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20070010579/downloads/20070010579.pdf>
- [43] HANSON D B, PARZYCH D J. Theory for noise of propellers in angular inflow with parametric studies and experimental verification[R]. NASA-CR-4499, 1993.
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930015905/downloads/19930015905.pdf>
- [44] DE GENNARO M, CARIDI D, Pourkashanian M. (2010). Ffowcs Williams-Hawkings acoustic analogy for simulation of NASA SR2 propeller noise in transonic cruise condition[C]//CFD 2010 - 5th European Conference on Computational Fluid Dynamics, 2010: 1-16.
- [45] DE GENNARO M, CARIDI D, DE NICOLA C. Noise prediction of NASA SR2 propeller in transonic conditions[C]// ICNAAM 2010. AIP Conference Proceedings, 2010, 1281: 167-170.
 doi: 10.1063/1.3498163
- [46] TAN C H, VOO K S, SIAUW W L, et al. CFD analysis of the aerodynamics and aeroacoustics of the NASA SR2 propeller[C]// ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, Düsseldorf, Germany, 2014.
 doi: 10.1115/GT2014-26779
- [47] BRENTNER K S, FARASSAT F. Analytical comparison of the acoustic analogy and Kirchhoff formulation for moving surfaces[J]. *AIAA Journal*, 1998, 36: 1379-1386.
 doi: 10.2514/3.13979
- [48] DITTMAR J H, LASAGNA P L. A preliminary comparison between the SR-3 propeller noise in flight and in a wind tunnel[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1982, 71 (S1): S29.
 doi: 10.1121/1.2019314
- [49] WHITFIELD C E, GLIEBE P R, MANI R, et al. High speed turboprop aeroacoustic study (single rotation). Volume 1: model development[R]. NASA-CR-182257-VOL-1, 1989.
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19890014768/downloads/19890014768.pdf>
- [50] MARINUS B, ROGER M, VAN DEN BRAEMBUSSCHE R. Aeroacoustic and aerodynamic optimization of aircraft propeller blades[C]//16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Stockholm, Sweden. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
 doi: 10.2514/6.2010-3850
- [51] MARINUS B G. Comparative study of effects of sweep and humps on high-speed propeller blades[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52 (4): 739-746.
 doi: 10.2514/1.j052833
- [52] LYU C H, LIU P Q, HU T X, et al. A sliding mesh approach to the Lattice Boltzmann method based on non-equilibrium extrapolation and its application in rotor flow simulation[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 128: 107755.
 doi: 10.1016/j.ast.2022.107755
- [53] CASALINO D. An advanced time approach for acoustic analogy predictions[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2003, 261 (4): 583-612.
 doi: 10.1016/s0022-460x(02)00986-0
- [54] HANSON D B. Near-field frequency-domain theory for propeller noise[J]. *AIAA Journal*, 1985, 23 (4): 499-504.
 doi: 10.2514/3.8943
- [55] HANSON D B. Helicoidal surface theory for harmonic noise of propellers in the far field[J]. *AIAA Journal*, 1980, 18 (10): 1213-1220.
 doi: 10.2514/3.50873
- [56] KOTWICZ HERNICZEK M T, FESZTY D, MESLIOUI S A, et al. Evaluation of acoustic frequency methods for the prediction of propeller noise[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57 (6): 2465-2478.
 doi: 10.2514/1.j056658
- [57] MAGLIOZZI B, HANSON D B, AMIET R K. Propeller and propfan noise[R]. NASA Langley Research Center, Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. Volume 1: Noise Sources, 1991: 1-64. SEE N92-10598 01-71.
- [58] GENG X X, HU T, LIU P Q, et al. Analysis of thrust-scaled acoustic emissions of aircraft propellers and their dependence on propulsive efficiency[C]//32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS-2021-0751.
- [59] ROGER M, MOREAU S. Extension and limitations of analytical airfoil broadband noise models[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2010, 9(3): 273-305.
 doi: 10.1260/1475-472X.9.3.273
- [60] FARASSAT F, CASPER J. Some analytic results for the study of broadband noise radiation from wings, propellers and jets in uniform motion[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2003, 2 (3): 335-350.
 doi: 10.1260/147547203322986160
- [61] MANKBADI R R, AFARI S O, GOLUBEV V V. High-fidelity simulations of noise generation in a propeller-driven unmanned aerial vehicle[J]. *AIAA Journal*, 2021, 59 (3): 1020-1039.
 doi: 10.2514/1.j059117
- [62] HARLAMERT W B. A quiet propeller for commuter and general aviation aircraft[R]. SAE Technical Paper 740359, 1974.
 doi: 10.4271/740359
- [63] DAVIS D G M. The impact of noise regulations on propeller design[R]. SAE Technical Paper 790593, 1979.
 doi: 10.4271/790593
- [64] LEE H M, LU Z B, LIM K M, et al. Quieter propeller with serrated trailing edge[J]. *Applied Acoustics*, 2019, 146: 227-236.
 doi: 10.1016/j.apacoust.2018.11.020
- [65] YANG Y N, LIU Y, HU H T, et al. Experimental study on noise reduction of a wavy multi-copter rotor[J]. *Applied Acoustics*, 2020, 165: 107311.
 doi: 10.1016/j.apacoust.2020.107311
- [66] HANSON D B. Influence of propeller design parameters on far-field harmonic noise in forward flight[J]. *AIAA Journal*, 1980, 18 (11): 1313-1319.
 doi: 10.2514/3.50887
- [67] METZGER F B, ROHRBACH C. Benefits of blade sweep for advanced turboprops[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1986, 2 (6): 534-540.
 doi: 10.2514/3.22938
- [68] NOCEDAL J, WRIGHT S J. Numerical optimization[M]//Springer Series in Operations Research and Financial Engineering (ORFE), 2000.
 doi: 10.1007/978-0-387-40065-5
- [69] JAMESON A. Aerodynamic design via control theory[J]. *Journal of Scientific Computing*, 1988, 3 (3): 233-260.
 doi: 10.1007/bf01061285
- [70] WANG J, ZHENG Y, CHEN J J, et al. Single/two-objective aerodynamic shape optimization by a Stackelberg/adjoint method[J]. *Engineering Optimization*, 2020, 52 (5): 753-776.
 doi: 10.1080/0305215x.2019.1618287
- [71] ZHANG T, BARAKOS G N. High-fidelity numerical analysis and optimisation of ducted propeller aerodynamics and acoustics[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 113: 106708.
 doi: 10.1016/j.ast.2021.106708
- [72] KIRKPATRICK S, GELATT C D Jr, VECCHI M P. Optimization by simulated annealing[J]. *Science*, 1983, 220 (4598): 671-680.
 doi: 10.1126/science.220.4598.671

- [73] POLI R, KENNEDY J, BLACKWELL T. Particle swarm optimization[J]. *Swarm Intelligence*, 2007, 1 (1): 33–57.
doi: [10.1007/s11721-007-0002-0](https://doi.org/10.1007/s11721-007-0002-0)
- [74] DORIGO M, MANIEZZO V, COLORNI A. Ant system: optimization by a colony of cooperating agents[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B (Cybernetics)*, 1996, 26 (1): 29–41.
doi: [10.1109/3477.484436](https://doi.org/10.1109/3477.484436)
- [75] GOLDBERG D E, HOLLAND J H. Genetic algorithm and machine learning[J]. *Machine Learning*. 1988, 3: 95–99.
doi: [10.1023/A:1022602019183](https://doi.org/10.1023/A:1022602019183)
<https://link.springer.com/content/pdf/10.1023/A:1022602019183.pdf?pdf=inline%20link>
- [76] PAGANO A. Aerodynamic analyses of tiltrotor morphing blades[M]//*Morphing Wing Technologies*. Amsterdam: Elsevier, 2018: 799–839.
doi: [10.1016/b978-0-08-100964-2.00025-3](https://doi.org/10.1016/b978-0-08-100964-2.00025-3)
- [77] YU P X. Aeroacoustic and aerodynamic optimization of propeller blades[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33 (3): 826–839.
doi: [10.1016/j.cja.2019.11.005](https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.11.005)
- [78] KOZIEL S, YANG X S. Computational optimization, methods and algorithms[M]//*Studies in Computational Intelligence*, 2011.
doi: [10.1007/978-3-642-20859-1](https://doi.org/10.1007/978-3-642-20859-1)
- [79] HAN Z H, ZIMMERMANN, GÖRTZ S. Alternative cokriging method for variable-fidelity surrogate modeling[J]. *AIAA Journal*, 2012, 50 (5): 1205–1210.
doi: [10.2514/1.j051243](https://doi.org/10.2514/1.j051243)
- [80] HAN Z H, XU C Z, ZHANG L, et al. Efficient aerodynamic shape optimization using variable-fidelity surrogate models and multilevel computational grids[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33 (1): 31–47.
doi: [10.1016/j.cja.2019.05.001](https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.05.001)
- [81] 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](https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.09.019)
- [82] POGGI C, ROSSETTI M, BERNARDINI G, et al. Surrogate models for predicting noise emission and aerodynamic performance of propellers[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 125: 107016.
doi: [10.1016/j.ast.2021.107016](https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107016)
- [83] GENG X, LIU P Q, HU T X, et al. Multi-fidelity optimization of a quiet propeller based on deep deterministic policy gradient and transfer learning[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 137: 108288.
doi: [10.1016/j.ast.2023.108288](https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108288)

(本文责编: 王颖)