

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.001

共轴刚性旋翼空气动力学问题与研究进展

吴希明

(中国航空工业集团有限公司,北京,100028)

摘要: 基于共轴刚性旋翼独特的运动特征,分析了前后行桨叶气动载荷的巨大差异所引起的旋翼严重非定常气动特性,阐述了共轴刚性旋翼特有的升力偏置特性、双旋翼气动干扰特性以及桨毂阻力特性等若干空气动力学问题。在此基础上,针对共轴刚性旋翼的特殊气动问题,概述了目前在空气动力学基础理论、气动布局优化设计、桨毂减阻设计以及相应的气动特性试验等共轴刚性旋翼空气动力学领域的研究进展。最后,基于目前高速共轴旋翼直升机研究的瓶颈问题,指出了共轴刚性旋翼空气动力学领域后续的发展方向和研究重点。

关键词: 高速直升机;共轴刚性旋翼;空气动力学;理论研究;优化设计;风洞试验

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0137-10

Aerodynamic Problems and Research Progresses of Rigid Coaxial Rotor

WU Ximing

(Aviation Industry Corporation of China, Ltd., Beijing, 100028, China)

Abstract: Based on the specific motion features of coaxial rigid rotor, the complex unsteady aerodynamic characteristics caused by the great difference on airloads of the advancing side and retreating side are analyzed and some particular aerodynamic problems including lift-offset, rotor-to-rotor interactions and hub drag are summarized. Focused on the special aerodynamic problems of coaxial rigid rotor, the recent research progresses on aerodynamic theory, aerodynamic configuration optimization design and corresponding experiments are reviewed. Finally, the further development direction and research priorities on coaxial rigid rotor aerodynamics are pointed out considering the bottlenecks which exist in current studies.

Key words: high-speed helicopter; coaxial rigid rotor; aerodynamics; theoretical research; optimal design; wind tunnel experiment

相较于其他类型飞行器,直升机具有垂直起降、低空低速飞行(包括悬停)、灵活机动等特点,在军用(对地攻击、后勤支援、侦察巡逻等)和民用(短途运输、救灾救生、吊装设备等)领域都具有广阔的用途和良好的发展前景。然而,常规直升机受旋翼前行桨叶激波失速和前行桨叶动态失速等对飞行包线的限制,最大平飞速度只能达 300 km/h 左右。速度低、航程短等问题严重制约了直升机在军、民用领域的进一步广泛使用。正因如此,探索新的旋

翼构型、提高直升机飞行速度一直是直升机技术领域的重要研究方向,也是目前业界的热点^[1-2]。

目前,国际上通常将最大平飞速度超过 400 km/h 的直升机称为高速直升机,其中,以美国西科斯基公司 X-2TD(技术验证机)^[3-4]和 S-97^[5]为代表的共轴刚性旋翼高速直升机是一种极具发展潜力的高速直升机构型。该构型高速直升机革新了常规直升机旋翼的工作原理,采用“前行桨叶概念”^[6]和共轴双旋翼构型,只通过旋翼前行侧提供

收稿日期: 2018-11-11; **修订日期:** 2019-03-08

作者简介: 吴希明,男,研究员,中国航空工业集团科技委副主任。研究方向:直升机设计。获国家科技进步奖 1 项,国防科技进步二等奖 3 次。

通信作者: 吴希明, E-mail: ximwu@vip.sina.com。

引用格式: 吴希明. 共轴刚性旋翼空气动力学问题与研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(2): 137-146. WU Ximing. Aerodynamic Problems and Research Progresses of Rigid Coaxial Rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 137-146.

升力,后行侧不提供升力,充分利用了旋翼前行侧动压大的优势,避免了后行侧失速对飞行速度的限制。同时,采用辅助推进装置,在高速飞行时提供足够的前进力。该构型直升机结构紧凑,保留并提升了常规直升机低空机动能力,可实现大幅度的速度提升(X-2验证机的最大速度已达到463 km/h)。

共轴刚性旋翼是该构型高速直升机的关键和特色部件,其气动性能对高速直升机全机性能至关重要。共轴刚性旋翼新的气动原理突破了常规旋翼的速度限制,但也使得其气动环境和工作方式与常规构型旋翼存在较大差别。除了存在常规旋翼所包含的气动问题外,共轴刚性旋翼还存在大反流、强径向流、强压缩性、双旋翼干扰等复杂流动特征和升力偏置、变转速等特殊工作方式。目前,国内在共轴刚性旋翼气动研究方面正处于初步发展阶段,急需进行大量的技术研究。本文针对共轴刚性旋翼主要的气动问题进行了阐述,介绍了国内外关于共轴刚性旋翼气动问题的研究进展,并给出了一些后续研究建议。

1 共轴刚性旋翼主要的气动问题

1.1 共轴刚性旋翼复杂的非定常气动特性

共轴刚性旋翼高速直升机在高速前飞时,旋翼只提供升力和部分操纵力,其他的升力与操纵力由尾推力桨和气动舵面提供。在高速前飞时,为了保证共轴刚性旋翼桨尖速度不超过音速临界值,会对降低旋翼旋转速度,使得旋翼桨尖速度始终小于某个临界值,例如,美国X-2高速直升机旋翼桨尖马赫数临界值设为0.9^[7]。由于这种工作方式上的差异,共轴刚性旋翼的非定常空气动力学特性与常规旋翼有着较大的差别。

与常规旋翼相同的是,共轴刚性旋翼高速飞行时,旋翼前行侧桨叶剖面速度是旋转速度与飞行速的正向叠加,桨叶剖面最大来流马赫数也将达到0.9,甚至更高,桨尖处于非线性的跨声速流场区域,桨叶表面出现激波现象,存在着强烈的激波/附面层干扰,并导致气动阻力的激增。与常规旋翼不同的是,当共轴刚性旋翼桨尖速度达到临界值后,旋翼将逐渐降低旋转速度,这将改变桨叶在旋转一周过程中的来流分布,进而对其空气动力学特性产生影响。首先,共轴刚性旋翼前飞速度增大,转速降低,桨叶来流在旋转一周过程中的径向分量将显著增大,即共轴刚性旋翼存在强径向流动特征,其对气动特性有着重要影响。然后,共轴刚性旋翼后行桨叶剖面速度为飞

行速度与旋转速度的反向叠加,桨叶很大部分区域将处于反流区域内,反流区可达到桨叶半径的80%甚至更高,而常规旋翼一般只到30%左右,这会导致桨叶出现显著的气流分离,并引起阻力明显增加。综上,共轴刚性旋翼桨叶在运动过程中除了存在常规旋翼包含的速度和迎角时变等非定常流动特征外,还同时包含着强压缩性、强径向流、大反流3种复杂流动特征,如图1所示。共轴刚性旋翼特殊的非定常流动现象及其对旋翼气动特性的影响是共轴刚性旋翼重要的空气动力学问题之一。

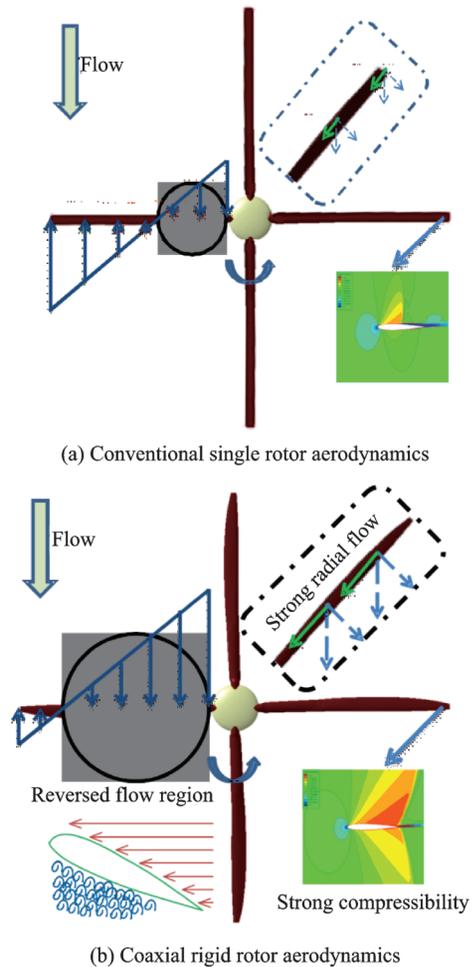


图1 常规旋翼与共轴刚性旋翼的气动环境比较

Fig.1 Comparison of conventional single rotor and coaxial rigid rotor aerodynamics

1.2 上/下旋翼复杂的气动干扰特性

共轴刚性旋翼采用了“前行桨叶”概念,即前行桨叶提供了绝大部分气动力,后行桨叶几乎不产生气动力,为保持整副旋翼的滚转平衡,还采用了共轴旋翼构型,同时也引入了复杂的上、下旋翼的气动干扰问题,如图2所示。共轴刚性旋翼构型具有上、下两副旋翼,由于上、下旋翼的旋转方向相反,即便在悬停状态,其流场也是高度非定常的;在中小速度飞行状态,旋翼处于各片桨叶桨尖

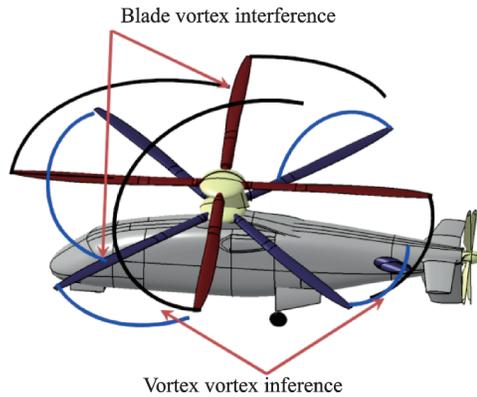


图 2 共轴刚性旋翼流场中严重涡干扰问题

Fig.2 Serious vortex interference in coaxial rigid rotor

涡形成复杂的涡流场中,不仅存在类似于常规直升机旋翼流场中的桨叶与自身桨尖涡之间的桨-涡干扰脉冲现象,还存在着上旋翼尾迹涡对下旋翼桨叶的“桨-涡干扰”现象;此外,流场中各段桨尖涡之间存在着严重的“涡-涡相互干扰”,导致尾迹涡产生畸变。值得注意的是,为了尽量减小高速飞行下的桨毂阻力,共轴刚性旋翼上、下旋翼的间距一般较小,这更加剧了上述涡干扰程度。因此,上/下旋翼复杂的气动干扰机理及其对旋翼气动特性的影响规律是共轴刚性旋翼另一重要的空气动力学问题。

1.3 共轴刚性旋翼升力偏置特性

常规直升机旋翼前、后行侧产生的升力基本相等,以保证直升机的滚转平衡。然而,共轴刚性旋翼采用的是“前行桨叶概念”,即旋翼前行侧提供了绝大部分升力,旋翼后行侧几乎不产生升力。共轴刚性旋翼这种独特的工作方式,使得上、下旋翼各自的升力中心向前行侧偏移,即上下旋翼均产生了升力偏置。上下旋翼升力偏置量值对整副旋翼前飞气动性能有着重要影响^[8],但是过大的升力偏置会使得桨叶根部产生过高的挥舞弯矩,这对桨叶的结构、强度设计是不利的。因此,共轴刚性旋翼在高速前飞时,一般会通过调整操纵输入合理控制共轴刚性旋翼的升力偏置值,以同时保证较高的前飞气动性能和合理的桨叶根部载荷。正因共轴刚性旋翼存在升力偏置特性,上、下旋翼在前行侧产生的诱导下洗流速度要远大于后行侧,使得上、下旋翼的下洗流场呈现横向不对称的流动特征(如图 3 所示),这与常规旋翼和普通共轴双旋翼均是不相同的,也会在一定程度上对上、下旋翼的气动特性产生影响。因此,共轴刚性旋翼独特的升力偏置特性及其对旋翼流动特性和气动特性的影响也是值得研究的共轴刚性旋翼空气动力学特性之一。

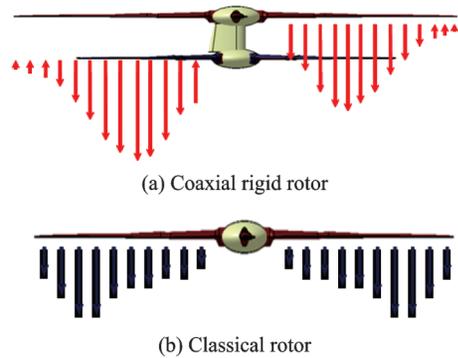


图 3 共轴刚性旋翼流场中的强非对称干扰问题

Fig.3 Asymmetric aerodynamic disturbance of coaxial rigid rotor

1.4 共轴刚性旋翼桨毂阻力特性

常规单旋翼带尾桨直升机的主旋翼桨毂外形复杂、受旋翼尾流影响严重,其阻力一般为全机阻力的 30% 左右。然而,共轴刚性旋翼桨毂(如图 4 所示)有两个旋转方向相反的桨毂头和两套自动倾斜器系统,且比常规直升机旋翼桨毂要高很多,受旋翼尾流、旋翼轴后分离流的影响严重,阻力明显增大。据国外数据显示,共轴双旋翼的阻力可占全机阻力的 50% 左右^[9],这将极大地阻碍高速直升机实现高速飞行。为大幅降低共轴刚性旋翼桨毂阻力,一般采用加装桨毂整流罩的方式进行桨毂减阻,包括上、下旋翼桨毂整流罩和桨毂中间轴整流罩。共轴刚性旋翼桨毂系统同时存在静、动部件,即上下桨毂整流罩是旋转的,而中间轴是不旋转的,气流通过这种静/动组合部件所产生的分离流动特征对研究共轴刚性旋翼桨毂阻力特性具有重要意义。此外,高速飞行时,共轴刚性旋翼系统产生的紊乱尾流对上、下桨毂和旋翼中间轴存在多重复杂的气动干扰,在通过桨毂系统后会产生较大的气流分离现象,如图 5 所示,这也是共轴刚性旋翼大阻力产生的重要原因。因此,共轴刚性旋翼桨毂系统分离流动特征及其对桨毂阻力的影响也是共轴刚性旋翼重要的空气动力学问题。



图 4 典型共轴双旋翼桨毂外形

Fig.4 Representative coaxial rotor hub

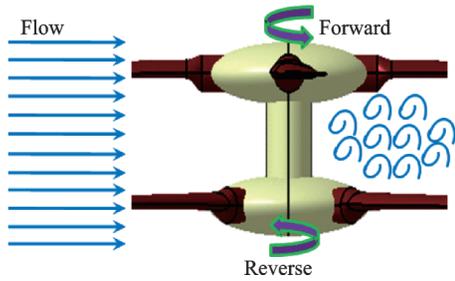


图5 高速条件下的桨毂气流分离示意图

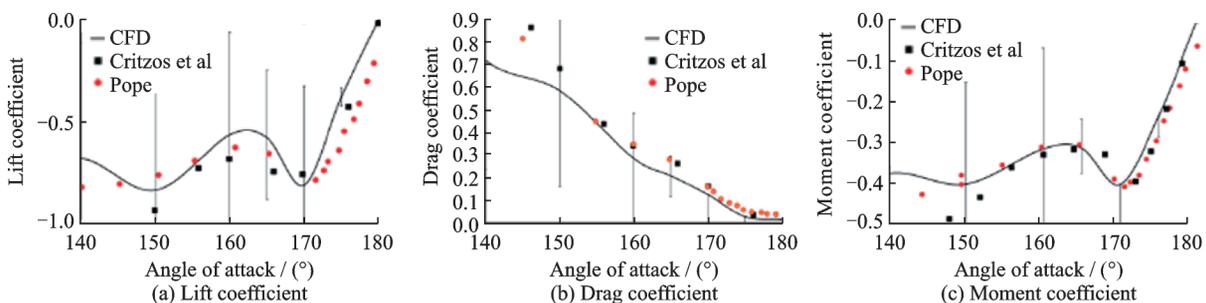
Fig.5 Airflow separation of hub under high speed condition

2 共轴刚性旋翼气动特性研究进展

从20世纪60年代开始至今,美国针对共轴刚性旋翼高速直升机进行了大量的理论和试验研究,期间还研制了XH-59A、X-2TD及S-97三型共轴刚性旋翼高速直升机,并针对共轴刚性旋翼空气动力学问题开展了许多研究工作,取得了较大研究进展。

2.1 共轴刚性旋翼空气动力学理论研究

常规直升机飞行时最大前进比一般在0.5以下,而高速直升机旋翼最大前进比可达到0.7,当旋翼降转速后,最大前进比超过1。前进比大幅增大导致旋翼流场表现出与常规旋翼不同的特征,如大反流区、强径向流,这不仅使得旋翼气动特性出现明显变化,同时也使得现有的旋翼气动分析方法不再适用。

图7 大迎角下翼型气动特性^[13]Fig.7 Aerodynamics of airfoil under high angle of attack^[13]

2007—2010年,美国Maryland大学Bader等人在NASA的Overflow等CFD程序基础上,通过改进时间和空间离散格式,引入周期和滑移边界条件等,建立了适合于共轴旋翼流场特性分析的程序——Overturns。并以此为基础,对悬停状态下共轴双旋翼的流场和气动特性进行了深入研究^[14]。研究结果指出,上、下旋翼的桨叶在接近、相遇、渐远的过程中,桨叶表面气动力会出现脉冲现象——“文氏管效应”,而下旋翼受上旋翼尾迹干扰的影响,桨叶表面气动力会出现类似于噪声的小幅高频振荡。此外,Bader还从旋翼桨叶非定常气动力、

在早期的研究中,西科斯基公司等主要是采用工程计算模型^[10-12]结合试验数据修正来分析共轴刚性旋翼的气动特性。随着计算方法和计算机技术的不断进步,近年来,美国学者基于先进的涡尾迹方法和计算流体力学方法建立了多种共轴刚性旋翼气动特性计算模型和软件,并呈现出较高的计算精度。

2009年,美国乔治亚理工大学研究人员采用高精度的计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法对大前进比旋翼桨盘上出现的大反流和径向流两种流动机理进行了数值模拟^[13]。通过流场细节(速度、流线、涡量)显示,给出了旋翼翼型在大迎角、反流、强侧气流等多个气动环境下的流动特征及对气动特性的影响机理。在此基础上,建立了完整的翼型气动特性数据库,以对现有旋翼气动分析方法进行修正。此外,研究也指出湍流模型对于CFD方法是对分离流和侧滑流的流动机理进行模拟的重要因素。图6为大速度反流条件下翼型的流动细节,图7给出的是翼型大迎角气动特性^[13]。



图6 大速度反流条件下流动细节

Fig.6 Flow detail under large speed reverse flow

流场涡显示、尾迹运动等方面分析了旋翼间距对上、下以及总体旋翼气动特性的影响。图9和图10分别为研究所采用的计算网格和共轴刚性旋翼所特有的气动载荷特征^[14]。

2011年,美国NASA Ames研究中心将旋翼CFD最新研究成果Helios分析软件应用于共轴刚性旋翼的流动和干扰机理的分析中,以期通过高精度的CFD分析模型来对刚性旋翼在大前进比下的复杂流动现象以及上、下旋翼干扰过程中附体涡、尾随涡、脱体涡的相互干扰特征等进行深入、细致的研究^[15]。图10给出的是Helios计算的共轴刚性

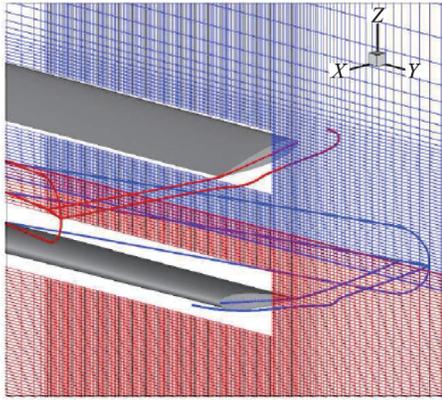


图 8 共轴刚性旋翼计算采用的嵌套网格(Oerturns)^[14]
 Fig.8 Overset grids for coaxial rigid rotors simulation in Oerturns^[14]

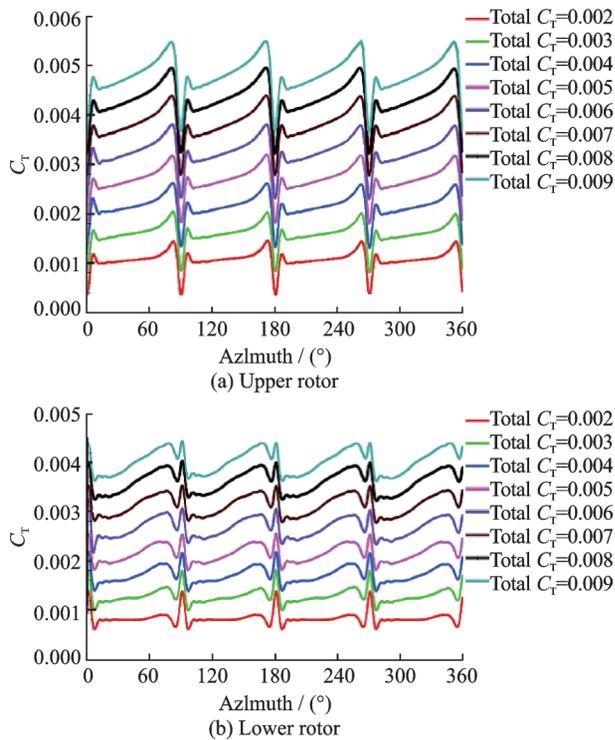


图 9 共轴刚性旋翼气动干扰特征^[14]
 Fig.9 Aerodynamic interaction characteristics of coaxial rigid rotors^[14]

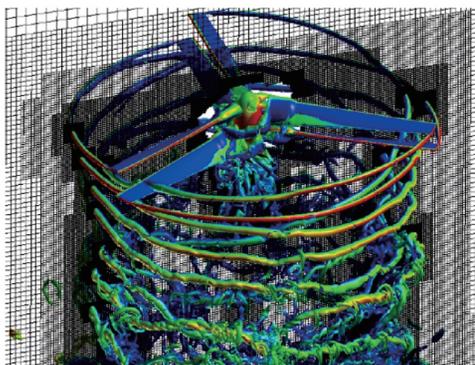


图 10 Helios 数值模拟得到的共轴刚性旋翼涡量图^[15]
 Fig.10 Coaxial rigid rotor vortex system simulated by Helios^[15]

旋翼涡流场的数值模拟结果^[15]。

美国 NASA Ames 研究中心还采用直升机综合分析软件 Camrad II 研究了升力偏置对共轴刚性旋翼气动性能的影响^[16]。该项研究理论分析了悬停和前飞状态下共轴刚性旋翼诱导功率损失随升力偏置位置的变化关系,结果表明:改变共轴刚性旋翼升力偏置位置可以有效地改善共轴刚性旋翼气动性能。典型结果如图 11,12 所示^[16]。

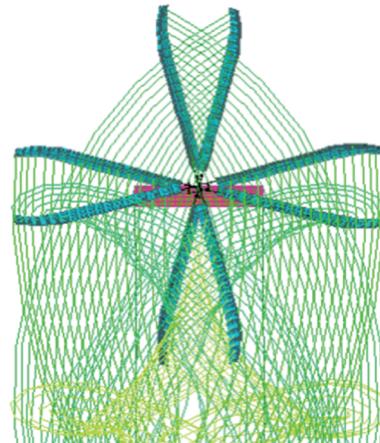


图 11 Camrad II 共轴刚性旋翼尾迹模型^[16]
 Fig.11 Coaxial rigid rotor wake model in Camrad II software^[16]

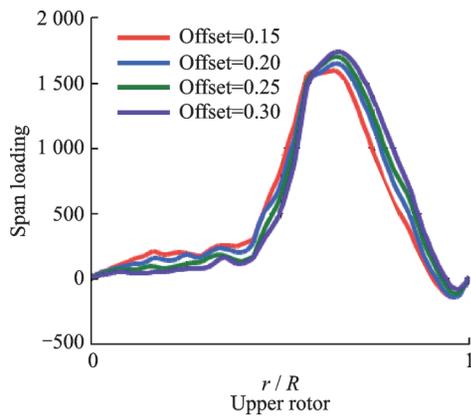


图 13 升力偏置对旋翼载荷的影响^[16]
 Fig.13 Effect of lift offset on rotor loadings^[16]

除美国外,英国学者也针对共轴刚性旋翼的气动问题开展了一些研究。如 Brown 等针对共轴旋翼涡流场的特征,建立了基于黏性涡输运模型的气动分析方法,并采用该方法针对共轴刚性旋翼气动、噪声特性,双旋翼以及与尾推力桨间的干扰机理,旋翼/机身干扰等方面开展了深入的研究^[17-19]。其研究结果表明,共轴刚性旋翼高速直升机旋翼与机身以及尾推力桨之间存在强烈的气动干扰,这使得旋翼和尾推的气动力变化均更为剧烈,并且气动噪声水平也较高。图 4 为大速度飞行下的双旋翼尾迹干扰^[19]。

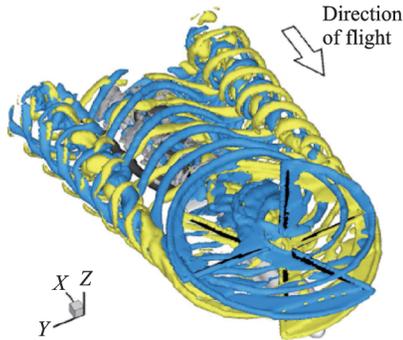


图13 大速度飞行下的双旋翼尾迹干扰^[19]

Fig.13 Coaxial rotor wake disturbance at high speed^[19]

2.2 共轴刚性旋翼气动布局优化设计研究

在共轴刚性旋翼气动布局设计研究方面,主要是美国西科斯基公司依托于XH-59A、X-2TD和S-97三型共轴刚性旋翼高速直升机研制,开展了大量的优化设计研究工作。早期,XH-59A高速直升机旋翼设计方案采用了常规的NACA系列翼型、梯形布局型式、线性扭转等设计元素。通过风洞试验和飞行试验验证后,该旋翼设计方案总体能够满足XH-59A高速直升机的需求,但主要呈现出后行侧阻力大、前飞升阻比低等气动问题,这些暴露出的问题也用于指导后续X-2TD旋翼桨叶的气动布局设计。X-2TD旋翼桨叶的气动布局设计方案^[7]与XH-59A旋翼^[20]的对比如图14所示^[7]。从图

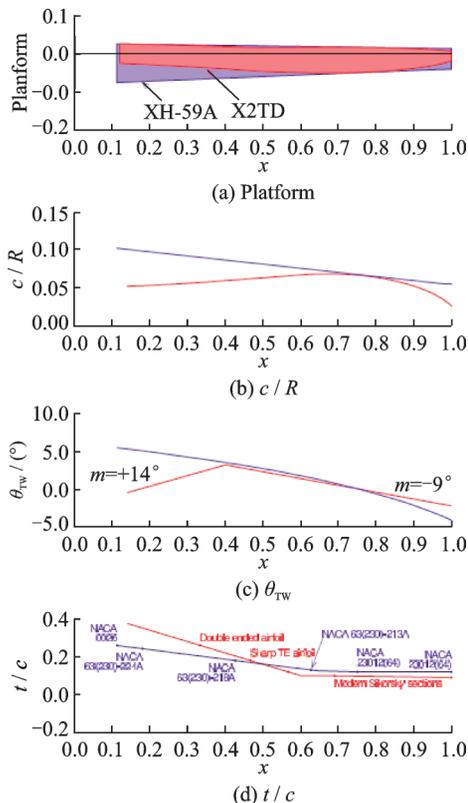


图14 X-2TD和XH-59A主旋翼桨叶参数^[7]

Fig.14 The main rotor blade parameters of X-2TD and XH-59A^[7]

中可以看出,X-2TD旋翼桨叶综合了现代先进旋翼的多个设计元素,包括现代翼型及厚度的综合配置、非线性负扭转、剖面复杂弦长分布等。首先,桨叶根部采用厚度较大的双钝头翼型以适应后行侧大反流的流动特性并同时保证桨叶具有足够的挥舞/摆振刚性和结构强度;桨叶其他剖面采用翼型的气动特性相比XH-59A的NACA系列翼型也有了较大的提高,总的来说,X-2TD旋翼设计中采用的先进翼型使得其气动性能相比于XH-59A旋翼有了较大的提高。其次,在桨叶扭转设计方面,X-2TD旋翼桨叶采用了正负扭转的设计(从根部开始扭转角先增大后减小),这种扭转律设计方案减小了桨叶根部翼型安装角,减小了根部双钝头翼型在旋翼后行侧工作时的负迎角,可有效减小桨叶根部在后行侧产生的阻力和负升力。最后,在桨叶平面形状设计方面,也是着重于在XH-59A旋翼的基础上进行增升减阻,减小根部弦长(同时兼顾结构强度设计的限制)以降低桨叶根部产生的负升力和阻力;同时,由于XH-59A旋翼在高速前飞状态下桨叶外段会产生负升力和较大的阻力,为此,X-2TD旋翼设计时有意减小了桨尖弦长,因此,X-2TD旋翼桨叶最终形成了一种鱼腹形的平面形状,即桨叶根部和外段弦长较小,而在桨叶的主要升力段(0.7R附近)弦长最大。综合以上设计因素,X-2TD旋翼的前飞气动性能比XH-59A旋翼有了较大的提高,如图15所示^[7]。

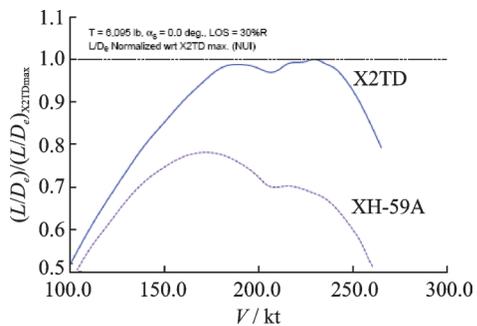


图15 XH-59A和X-2TD的前飞效率对比^[7]

Fig.15 Comparison of the forward flight efficiency between X-2TD and XH-59A^[7]

在XH-59A旋翼和X-2TD旋翼的基础上,美国西科斯基公司针对S-97高速直升机的研制需求,又设计了一副全新的旋翼气动布局方案,如图16所示^[21]。其中,保留了X-2TD旋翼根部双钝头翼型(新研)、正负扭转、复杂平面形状等设计思路,同时,引入了最新的桨尖前后掠组合的设计理念,以减弱旋翼的平行桨涡干扰。具体的设计参数,未见有公开发布的资料。



图 16 美国共轴刚性旋翼气动布局设计方案^[21]

Fig.16 American coaxial rigid rotor aerodynamic layout design^[21]

2.3 共轴刚性旋翼桨毂减阻设计技术研究

2009 年,美国西科斯基公司采用基于非结构网格的流场求解器对直升机共轴双桨毂阻力进行了研究,并探索了有效的桨毂减阻技术。针对共轴双桨毂生成具有良好适应性的非结构网格,选择使用雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程求解器对桨毂阻力、减阻机理等进行验证及计算分析。研究表明,虽然旋翼轴本身面积小,产生的阻力较小,只占桨毂总阻力的 10%,但是旋翼轴后产生的气流分离对上下桨毂的阻力有重大影响,气流分离导致的压差阻力占到了桨毂阻力的 90%~96%。采用翼型状整流罩后,虽然迎风面积增大,导致旋翼轴的阻力增加了 55%,但是由于翼型状的整流罩提高了桨毂附近的空气流动品质,消除了旋翼轴后大面积的气流分离区,减小了气流分离对上下桨毂的影响,计算结果表明上下桨毂阻力显著降低。通过对桨毂外形和旋翼轴整流罩设计参数的优化,可以显著降低桨毂阻力。图 17 是不同构型下桨毂各部件的阻力分布情况^[21]。在共轴刚性旋翼桨毂阻力特性研究的基础上,美国西科斯基公司针对 X-2TD^[22]和 S-97 高速直升机桨毂^[22]减阻需求,开展了理论分析、优化设计和风洞试验研究,S-97 桨毂整流罩外形如图 18 所示,但尚未见有具体的试验数据发表^[21]。

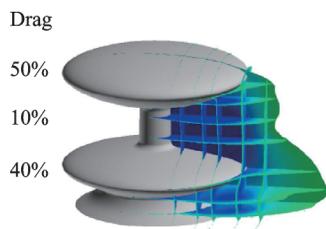


图 17 不同构型下桨毂阻力构成^[21]

Fig.17 Hub resistance distribution^[21]

2.4 共轴刚性旋翼气动特性试验研究

试验方面,截至目前,业界针对共轴构型旋翼开展了一些试验研究,然而大部分研究仅为悬停状

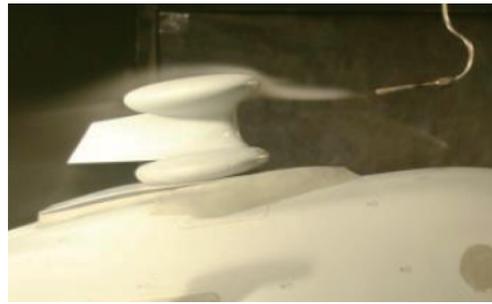
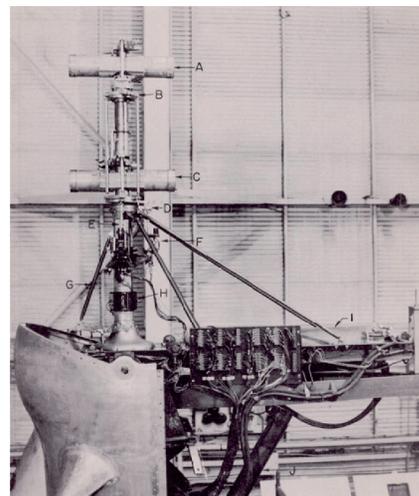


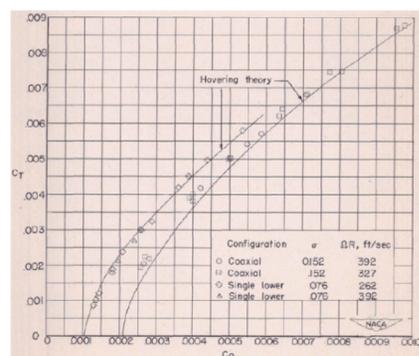
图 18 S-97 桨毂整流罩外形设计方案^[21]

Fig.18 Aerodynamic design of hub fairing resistance of S-97^[21]

态的气动特性测量,如美国的 Harrington 旋翼试验(图 19)与俄罗斯的 Kamov 公司的共轴双旋翼试验^[23]。但在前飞状态,特别是大速度前飞状态的共轴双旋翼试验研究却很少。由于本文的研究重点在于共轴刚性旋翼,关于常规共轴双旋翼的研究情况可见参考文献[24]。



(a) Experiment system of Harrington coaxial rotors



(b) Experiment results of Harrington coaxial rotors in hover

图 19 Harrington 共轴双旋翼试验^[24]

Fig.19 Experiment of Harrington coaxial rotors^[24]

美国西科斯基公司及一些高等院校(如马里兰大学)开展了较多的共轴刚性旋翼试验研究,特别是西科斯基公司针对前行桨叶概念旋翼、XH-59A 旋翼和 X-2 旋翼均开展了系统的风洞试验研究和

飞行试验研究。

1967—1969年,西科斯基主持开展了一系列动力学相似模型试验,以验证共轴刚性旋翼的工作原理^[25]。试验内容包括悬停状态的气动性能试验、气动干扰试验、流场显示试验,以及前飞状态的气动性能试验、周期变距试验等。通过这一系列模型级的原理性试验,如图20所示^[25],证明了“前行桨叶”概念旋翼是一种可以提高直升机性能的手段,可以消除传统旋翼系统的典型速度限制,并获得了大量的试验数据用于验证、修正理论分析模型。

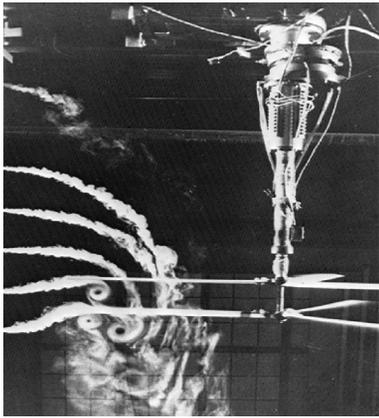


图20 共轴刚性旋翼原理性试验^[25]

Fig.20 Coaxial rigid rotor principal experiments^[25]

1970年,西科斯基在NASA-AMES 40 ft×80 ft风洞中开展了全尺寸40 ft直径旋翼试验^[26-28],标志着广泛的分析和实验研究达到了顶点,如图21所示。风洞试验涵盖了80~180 kt、前进比0.21~0.91的速度范围。该试验开展了旋翼桨尖速度、轴倾角、前飞速度、总距以及升力横向偏移操纵等参数影响试验。试验结果证实了“前行桨叶”旋翼系统的性能潜力,获得了以下主要结论:

(1)在速度达到180 kt时该系统的升力能力超



图21 XH-59A全尺寸风洞试验^[28]

Fig.21 Full scale wind tunnel test of XH-59A^[28]

过铰接式旋翼的2倍,而且在前进比高达0.91时一直保持着设计的升力系数。

(2)实测的旋翼桨叶应力、桨毂应力和操纵载荷与早期模型试验和分析结果一致。在旋翼升力系数设计范围内出现最小桨叶应力。最大升阻比下的应力在连续工作极限范围内。

(3)发现旋翼系统可以在整个风洞试验条件下运转,没有任何重大的机械或结构难题,也没有应力发散或其他不稳定性迹象。

(4)获得了足够的数据来验证或修改设计验证机所需的理论与分析方法。

关于X-2TD旋翼试验,并没有相关的试验数据发表。但西科斯基公司在2017年发表了关于S-97的缩比模型气动特性风洞试验研究的论文^[21]。该试验针对双钝头翼型、机身外形、平/垂尾外形、桨毂整流罩外形、共轴刚性旋翼、尾推力桨开展了系统的风洞试验。特别地,该试验测量了悬停及前飞状态下共轴刚性旋翼桨叶剖面气动载荷数据以及旋翼作用下的机身的气动载荷数据,如图22,23所示^[21]。



图22 S-97缩比模型风洞试验^[21]

Fig.22 S-97 scale model wind tunnel test^[21]

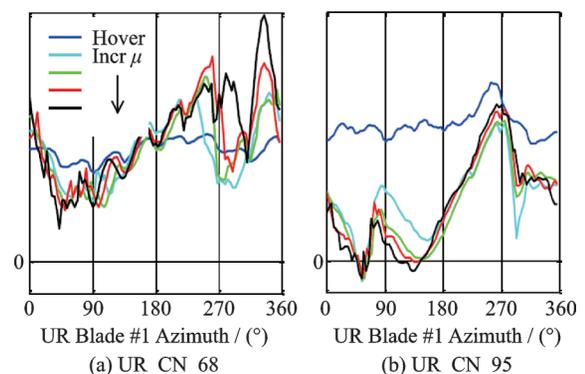


图23 C_T/σ 为定值时UR桨叶前进比的法向力系数^[21]

Fig.23 UR blade estimated normal force coefficients for an advance ratio sweep at fixed C_T/σ ^[21]

3 共轴刚性旋翼空气动力学研究重点

本文针对共轴刚性旋翼空气动力学问题及相关的研究进展进行了概述,由于国内在共轴刚性旋

翼研究方面正处于起步发展阶段,可在以下几个方向重点开展研究。

(1)共轴刚性旋翼空气动力学基础研究:共轴刚性旋翼独特的工作原理使得其气动特性异常复杂,同时存在大反流、强径向流、强压缩性、非对称流、上下旋翼桨-涡、涡-涡干扰、升力偏置、变转速、共轴反转双桨毂分离等流动特征和气动特性,建立共轴刚性旋翼气动特性分析方法和试验技术,开展相应的理论分析和风洞试验,研究共轴刚性旋翼复杂流动特性是共轴刚性旋翼空气动力学重要的研究内容。

(2)共轴刚性旋翼气动设计应考虑其各种复杂的流动特征和共轴刚性旋翼独特的工作方式(降转速、升力偏置操纵),要同时兼顾中低速气动性能和高速气动性能,尽可能降低旋翼阻力、提高旋翼前飞升阻比。对于共轴刚性旋翼气动布局设计,除了对平面外形进行优化设计外,还应重点针对共轴刚性旋翼开展翼型设计研究。例如,针对共轴刚性旋翼桨叶根部大反流流动特征,设计低阻力双钝头翼型以降低大反流带来的阻力影响。

(3)为共轴反转双桨毂加装整流罩是降低高速直升机全机阻力的有效手段,而桨毂整流罩气动外形设计是影响减阻效果的重要因素。为此,应重点开展共轴双桨毂整流罩各部件的流动特征研究,分析各部件气动外形参数对流动机制和桨毂阻力的影响规律和各部件间气动干扰现象。在此基础上,开展共轴双桨毂整流罩气动外形优化设计方法研究,形成对不同飞行状态均具有较好适应性的桨毂整流罩外形。

(4)共轴刚性旋翼气动试验技术也非常复杂,需要同时实现上下旋翼分开测力、轴内操纵、两套旋转信号传输等试验技术问题以及大载荷、高振动等试验风险问题。同时,共轴刚性旋翼气动试验的配平策略和试验安全监控预警也与常规旋翼有着较大区别,应重视共轴刚性旋翼气动试验技术的研究。

参考文献:

- [1] ERSKINE R B, LARRY S. Joint future vertical lift (FVL) initiative [C]//The AHS 71st Annual Forum. Virginia Beach, Virginia:[s.n.], 2015.
- [2] GREG L P, ANGSHUMAN B S. JMR development [C]//The AHS 72nd Annual Forum. West Palm Beach, Florida:[s.n.], 2016.
- [3] ARIFIAN K. Development testing of the Sikorsky X2 Technology™ demonstrator[C]//The 65th AHS Annual Forum. Grapevine TX, :[s.n.], 2009.
- [4] WALSH D, WEINER S, ARIFIAN K, et al. High airspeed testing of the Sikorsky X2 Technology™ demonstrator [C]//The 67th AHS Annual Forum. Virginia Beach VA:[s.n.], 2011.
- [5] SUZAN D, WILLIAM E, EREZ E. S-97™ adaptive survivability [C]//The American Helicopter Society 69th Annual Forum. Phoenix, AZ:[s.n.], 2013.
- [6] PAGLINO V M, BENO E A. Full-scale wind-tunnel investigation of the advancing blade concept rotor system [R]. USAAMRDL Technical Report NO.71-25, 1971.
- [7] BAGAI A. Aerodynamic design of the Sikorsky X2 Technology™ demonstrator main rotor blade [C]//The 64th AHS Annual Forum. Montreal CA:[s.n.], 2008.
- [8] KIM H W, DURAISAMY K, BROWN R E, et al. Effect of rotor stiffness and lift offset on the aeroacoustics of a coaxial rotor in level flight [C]//The American Helicopter Society 65th Annual Forum. Grapevine, TX:[s.n.], 2009.
- [9] WAKE B, HAGEN E, OCHS S. Assessment of helicopter hub drag prediction with an unstructured flow solver [C]//The American Helicopter Society 65th Annual Forum. Grapevine TX:[s.n.], 2009.
- [10] CHEESEMAN I C. A method of calculating the effect of one helicopter rotor upon another [R]. Technical report, A.R.C. Technical Report C.P. No.406, 1958.
- [11] LEISHMAN J G, ANANTHAN S. Aerodynamic optimization of a coaxial proprotor[C]//The American Helicopter Society 62nd Annual Forum. Phoenix, AZ:[s.n.], 2006.
- [12] RAND O, KHROMOV V. Aerodynamic optimization of coaxial rotor in hover and axial flight [C]//The 27th International Congress of the Aeronautical Sciences. Nice, France:[s.n.], 2010.
- [13] LIND A H, LEFEBVRE J N, JONES A R. A time-averaged aerodynamics of sharp and blunt trailing-edge static airfoils in reverse flow [J]. AIAA Journal, 2014, 52(1): 43-51.
- [14] LAKSHMINARAYAN V K, BADER J D. Computational investigation of small scale coaxial rotor aerodynamics in hover[R]. AIAA 2009-1069, 2009.
- [15] DIMANLIG A, JAYARAMAN B, LIM J, et al. Application of adaptive mesh refinement technique in helios to blade - vortex interaction loading and rotor wakes[C]//The AHS 67th Annual Forum. Virginia Beach VA:[s.n.], 2011.
- [16] YEO H, JOHNSON W. Investigation of maximum blade loading capability of lift-offset rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59(1): 1-12.
- [17] KIM H, BROWN R E. A rational approach to

- comparing the performance of coaxial and conventional rotors[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2010, 55(1): 012003-1-012003-9.
- [18] KIM H, DURAISAMY K, BROWN R E. Aeroacoustics of a coaxial rotor in level flight [C]//The 64th AHS Annual Forum. Montreal CA: AHS, 2008.
- [19] KIM H, BROWN R E. A comparison of coaxial and conventional rotor performance [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2010, 55(1): 012004.
- [20] RUDELLE A J. Advancing blade concept (ABCTM) development [C]//The 32nd AHS Annual Forum. Washington, D. C.: AHS, 1976.
- [21] LORBER P, LAW G, ONEILL J, et al. Overview of S-97 Raider™ scale model tests [C]//The AHS 72th Annual Forum. West Palm Beach, FL: AHS, 2016.
- [22] BOWLES P, BOTROS B, MATALANIS C, et al. Experimental investigation of passive and active flow control for X2 Technology™ hub and fuselage drag reduction [C]//The AHS 72nd Annual Forum. West Palm Beach, Florida, USA: AHS, 2016.
- [23] BOURTSEV P, BOTROS B, MATALANIS C, et al. Phenomenon of a coaxial helicopter high figure of merit at hover [C]//The 23rd European Rotorcraft Forum. Dresden, Germany: [s.n.], 1997.
- [24] COLEMAN C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research [R]. Technical report, NASA TP 3675, 1997.
- [25] CHENEY M C. The ABC helicopter [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1969, 14(4): 10-19.
- [26] PAGLINO V M, BENO E A. Full-scale wind-tunnel investigation of the advancing blade concept rotor system [R]. Technical report, USAAMRDL TR 71-25, 1971.
- [27] PAGLINO V M. Forward flight performance of a coaxial rigid rotor [C]//The 27th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, D.C.: AHS, 1971.
- [28] BURGESS R K. Development of the ABC rotor [C]//The 27th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, D.C.: [s.n.], 1971.

(编辑:孙静)