文章编号:1674-8190(XXXX)XX-001-15

旋翼机传动系统构型发展综述

王海伟[1],李慧杰[1],康丽霞[2],佘亦曦[3],徐文博[4]
(1.西北工业大学 陕西省机电传动与控制工程实验室 陕西省齿轮传动重点实验室,西安 710072)
(2.中国人民解放军32381部队,北京 100071)
(3.中国航发湖南动力机械研究所,株洲 412002)
(4.郑州机械研究所有限公司,郑州 450052)

摘 要: 随着旋翼机在军民领域的广泛应用,其传动系统正朝着高速化、智能化和无人化等方向发展。依据旋翼机的旋翼布局与推进方式,将旋翼机划分为三类——复合式旋翼机、倾转式旋翼机和混动/电动式旋翼机,重点分析各类传动系统的构型和特点,并结合功率分流技术、变速传动技术、发动机不倾转技术、尾桨采用电动传动技术等,探讨旋翼机传动系统未来的构型发展趋势。通过综合分析,本文认为未来将主要聚焦于三种构型:带螺旋桨的共轴双旋翼式旋翼机、倾转式旋翼机和混动/电动式旋翼机,旨在为旋翼机传动系统的发展提供有价值的参考。

关键词: 旋翼机;传动系统;复合式旋翼机;倾转式旋翼机;混动/电动式旋翼机
中图分类号: V275.1 **文献标识码:** A
DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Review of development of rotorcraft transmission system configurations

WANG Haiwei[1], LI Huijie[1], KANG Lixia[2], SHE Yixi[3], XU Wenbo[4]
(1. Shaanxi Engineering Laboratory for Transmissions and Controls, Shaanxi Key Laboratory of Gear Transmission, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)
(2. Unit No.32381 of PLA, Beijing 100071, China)
(3. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)
(4. Zhengzhou Research Institute of Mechanical Engineering Co., Ltd., Zhengzhou 450052, China)

Abstract: With the widespread application of rotorcraft in both military and civilian fields, their transmission systems are evolving toward higher speed, intelligence, and unmanned operation. Based on rotor configuration and propulsion mode, the rotorcraft is categorized into three types, including compound rotorcraft, tiltrotor aircraft, and hybrid/electric rotorcraft. The structure and characteristics of the transmission systems for these types are analyzed in detail. Additionally, the future development trends of rotorcraft transmission systems are explored, focusing on technologies such as power split technology, variable-speed transmission, non-tilting engines, and electric tail rotor drives. Through a comprehensive analysis, this paper concludes that future rotorcraft transmission systems will primarily evolve toward three configurations: coaxial rotorcraft with propellers, tiltrotor aircraft, and hybrid/electric rotorcraft, it aims to provide valuable references for the development of rotorcraft transmission systems.

Key words: rotorcraft; transmission system; compound rotorcraft; tiltrotor aircraft; hybrid/electric rotorcraft

收稿日期: XXXX-XX-XX; **修回日期:** XXXX-XX-XX
基金项目: 直升机传动系统提升预研专项(KY-1044-2023-0494)
通信作者: 王海伟(1978—),男,博士,副教授。E-mail: whw@nwpu.edu.cn
引用格式: 王海伟,李慧杰,康丽霞,等. 旋翼机传动系统构型发展综述[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-15.
WANG Haiwei, LI Huijie, KANG Lixia, et al. Review of development of rotorcraft transmission system configurations[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-15. (in Chinese)

0 引 言

近年来，随着军民需求的不断推动，旋翼机技术得到快速发展，尤其是在高速、智能化和无人化应用方面的需求显著增加。这些需求不仅提升了传统旋翼机的功能，还促生了新型旋翼机的设计理念，尤其在传动系统领域，涌现出诸多创新技术和方案。旋翼机的传动系统作为核心部件之一，其性能直接影响飞行效率、可靠性和安全性。因此，旋翼机传动系统的研究，不仅具有重要的理论意义，也在实际应用中产生了深远的影响。

目前，国内外研究者在旋翼机传动系统方面展开了广泛研究，涵盖从传统旋翼机到新型高速旋翼机的多种技术路径。例如，复合式旋翼机和电动/混合动力旋翼机的传动系统设计与优化成为研究的重点。然而，许多研究聚焦于单一动力传动系统的优化，缺乏对多样化旋翼机构型及其传动系统的系统性分析。此外，现有研究往往忽略了不同飞行模式下传动系统所面临的负载需求变化，以及如何平衡传统机械动力与电动系统的协同工作。尽管倾转旋翼机和共轴双旋翼机的研究取得一定进展，但在高效能、轻量化设计以及复杂工作模式下的传动系统优化方面仍面临技术难题[1-2]。

本文基于国内外现有的旋翼机技术现状，系统地分析了几种旋翼机传动系统的构型及其技术特点，并探讨了未来发展中可能的关键技术方向。

1 旋翼机构型类型概述

从旋翼机的旋翼布局与推进方式来看，可将旋翼机分为三类，分别为复合式、倾转式、混动/电动式旋翼机，如图1所示。

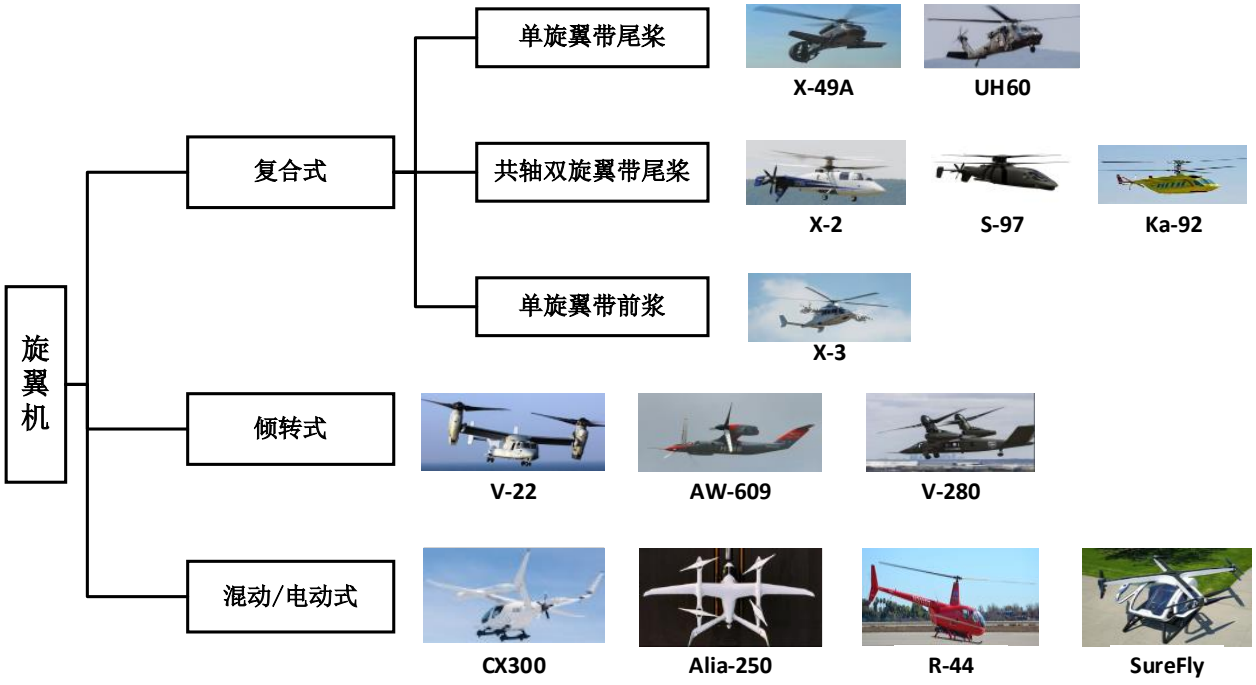


图1 旋翼机构型分类

Fig. 1 Classification of new types of rotor mechanisms

复合式旋翼机的概念始于20世纪50年代，在传统旋翼机的基础上发展起来的[3]。在起飞、降落或悬停时，主旋翼产生升力；向前飞行时，其推力系统提供主推力，以提高飞行速度。主推力系统可以是一个尾螺旋桨，或者两个前螺旋桨，或者一个只产生推力的涡轮喷气发动机，涡喷发动机虽然推力大，但由于其在高速飞行时的操控性较差和燃油效率较低，目前未广泛应用于复合式旋翼机中，主要采用的是前两种[4-5]。西科斯基X-49A、X2、S-97和俄罗斯Ka-92采用的是尾螺旋桨方式，空客直升机X3采用的是两个前螺旋桨。

倾转式旋翼机具有多种工作模式，在起飞、降落或悬停时，它作为直升机工作；在巡航时，它可以作为固定翼飞机高速飞行。它的优点是能够实

现较高速度,一些型号(如V-22、V-280)的巡航速度可超过500 km/h,缺点是在起飞、着陆、悬停和巡航之间转换工作模式的技术难度[6]。典型的倾转式旋翼机有美国的V-22、V-280和意大利阿古斯特公司生产的AW609,在翼尖处装有旋翼倾斜结构,可在水平和垂直位置之间移动,在垂直起飞、降落或悬停时,旋翼轴垂直于地面,作为横向布置的旋翼机飞行;巡航时,旋翼向前倾斜90°,成为两个拉动式螺旋桨,作为固定翼螺旋桨飞机飞行[7-11]。

电动/混动式旋翼机,涡轴发动机的输出驱动大功率发电机,发电机的电能传输到电动机上,电动机再驱动旋翼或尾桨。目前,由于大功率发电机和驱动电机的减重技术难以突破,且对电池容量要求高,电传动旋翼机还处于起步阶段,目前应用限于低功耗、轻量化、简单的旋翼机,而且巡航时间也相对较短[12],然而随着电池技术和驱动系统的不断进步,预计将逐步扩展到更复杂的应用场景。美国Beta Technologies公司生产的ALIA-250是一款五座电动垂直起降(eVTOL)旋翼机,有四个垂直起降螺旋桨,一个推进螺旋桨,一个高主拱形机翼,一个大V型尾翼,并有固定的四轮轮式起落架,可用于航空货运[13]。同公司生产的CX300使用与ALIA-250相同的机身、航电设备、推进系统,专为短途客运、医疗和货运航班而设计,运营成本较低。美国加利福尼亚州圣安娜的Tier 1 Engineering生产的电动Robinson R44[14]是一款单引擎直升机,有半刚性主旋翼、尾桨和滑橇起落架、一个封闭的机舱、有两排并排的座位,可供一名飞行员和三名乘客使用,在2018创造了电动直升机最远飞行距离的吉尼斯世界纪录[15-18]。

旋翼机在军事中的作用不可或缺,尤其是在地面和海面作战中发挥着关键性作用。多场景作战任务的需求使得旋翼机的传动系统面临巨大的技术挑战。从旋翼机的发展趋势来看,未来将主要聚焦于三种构型:带螺旋桨的共轴双旋翼机、倾转旋翼机和混动/电动旋翼机。本文重点介绍这三种旋翼机的传动系统构型和特点,并探讨其未来发展趋势。

2　复合式旋翼机传动系统研究

复合式旋翼机的核心理念是结合机翼与多旋翼动力系统,以减轻主旋翼的负荷。在悬停和低速飞行时,飞机以直升机模式运行;当飞行速度提升时,旋翼速度逐渐降低,螺旋桨系统承担更多推力。本章将重点介绍三种复合式构型的传动系统:单旋翼带尾桨旋翼机、共轴双旋翼带尾桨旋翼机和单旋翼带前桨旋翼机。

2.1　单旋翼带尾桨旋翼机的传动系统分析

单旋翼带尾桨旋翼机巡航时尾螺旋桨变速器主要驱动尾螺旋桨,同时主旋翼提供升力;而在起飞、降落或悬停时,尾桨作为抗扭矩旋翼,平衡主旋翼的扭矩。

2.1.1　传动系统构型

单旋翼带尾桨旋翼机的传动系统通常采用“两轴三器”结构,主要包括主减速器、中间减速器、尾减速器、动力轴和尾轴。某些机型中,主减速器和发动机之间会增设一级头部减速器以实现减速换向[19]。X-49“速度鹰”在UH-60“黑鹰”基础上增加尾桨变速器的动力传动系统如图2所示。米-26直升机采用了4组圆柱齿轮分扭传动,将两台发动机的功率平均分成8条功率传递支路,各支路功率最终汇聚至输出齿轮,如图3所示。

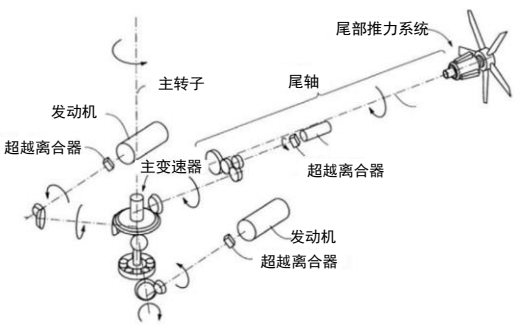


图2　X-49“速度鹰”动力传动系统[20]

Fig. 2　Power transmission system in X-49 “Speed Hawk”

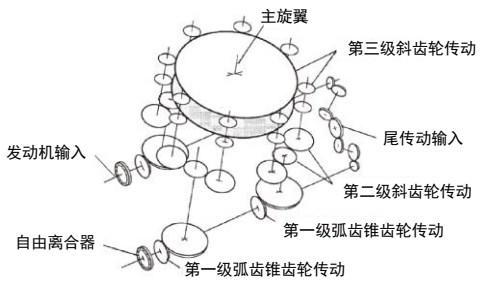


图3　米-26直升机主旋翼传动构型原理图[21]

Fig. 3　Schematic diagram of the main rotor transmission configuration of Mi-26 helicopter[21]

2.1.2 传动系统特点

与传统旋翼机相比，复合式旋翼机在动力传递上具有特殊优势。巡航时，尾螺旋桨充当主动力源，提高飞行速度；而在起飞和悬停时，90% 的发动机功率传递给主旋翼，功率的不同分配使得复合式旋翼机的传动系统在布局和结构上与传统旋翼机有显著差异[3]。

大型旋翼机因其搭载能力强、航程远，对结构强度和载荷能力要求高，这必然导致传动系统、旋翼系统及机体结构趋于复杂和笨重。如米-26 型直升机是目前最大的量产运输直升机，其最大起飞重量高达 56 t，主旋翼系统的重量和强度设计是其技术难点之一。同时米-26 采用两个涡轮轴发动机，其功率通过主减速器集中传递到八桨叶主旋翼上，对结构重量控制提出极高要求。在质量控制上，可采用复合材料代替传统金属材料（如旋翼桨叶使用碳纤维增强复合材料）、通过拓扑优化和有限元分析对结构进行轻量化设计、模块化设计，优化部件布局等方法进行改善。

2.2 共轴双旋翼带尾桨旋翼机的传动系统分析

通过离合器控制旋翼与尾桨的功率分配，在起飞、降落或悬停时，主动力传递给主旋翼；在巡航时，主动力传递给尾螺旋桨。由于采用双旋翼配置，尾部螺旋桨不再用于平衡扭矩。

2.2.1 传动系统构型

S-97 和 Ka-92 采用共轴双旋翼带尾桨动力传动系统，如图 4 所示。主传动链为三级减速传动，第一级为圆柱齿轮减速，第二级为锥齿轮减速换向，第三级为圆柱齿轮内、外啮合减速并车，再通过与圆柱齿轮和内齿圈相连的内旋翼轴和外旋翼轴实现两路共轴反转输出，同样，通过两级圆柱齿轮减速传动，将功率由传输给尾传动轴组件，经尾推减速器之后传输给尾桨[22]。基于差动轮系实现共轴反转输出的传动原理示意图如图 5 所示，差动轮系通过差速传动的方式，使得两组旋翼轴可以在同一轴线上反向旋转，从而有效平衡飞行中的反扭矩，在共轴双旋翼的设计中，两组旋翼位于同一轴线上，并且旋转方向相反，这样可以消除由于旋翼转动产生的反扭矩，避免了传统单旋翼旋翼机需要尾桨来平衡扭矩的结构复杂性。

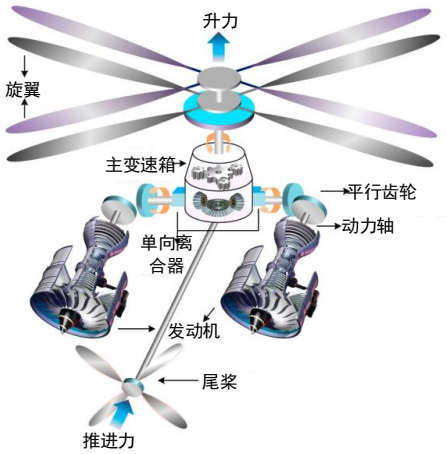
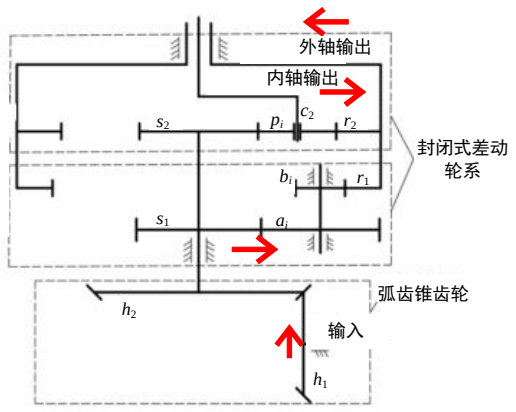


图 4 共轴双旋翼带尾桨传动系统[22]

Fig. 4 Coaxial dual rotor with tail rotor transmission system[22]



(a) 传动系统流向图

(b) 传动系统模型

图 5 以差动轮系为基础共轴反转输出的传动原理示意图[23]

Fig. 5 Schematic diagram of transmission principle for achieving coaxial reverse output based on differential gear train[23]

2.2.2 传动系统特点

当采用共轴反向输出时，不需要尾螺旋桨来平衡反扭矩，这意味着尾螺旋桨仅用于提供巡航时的推力。因此，在起飞、降落或悬停期间，尾螺

旋桨的功率消耗可以减少。此外,为了提高飞行效率,降低旋翼机的振动和噪声,简化尾螺旋桨传动链设计,可以采用主动离合器切断尾螺旋桨传动链。然而,与常规配置的旋翼机相比,共轴双旋翼机的主齿轮箱和旋翼控制机构的结构更为复杂,这使得同轴动力部件的动力学问题更加复杂。

大型旋翼机在执行军事运输、灾难救援等任务时,一旦系统故障将造成巨大损失,因此系统可靠性是首要保证。如CH-47“支奴干”型直升机采用双旋翼串联布局,依靠中部传动系统进行前后旋翼动力分配,其传动系统冗余设计需确保即使一侧传动轴损坏,仍可维持短时间飞行并安全降落。在可靠性需求上,可采用引入状态监测系统(如振动、温度、扭矩传感器)、提高无损检测和生命周期预测能力、多路径冗余设计并在地面进行长时间寿命测试验证等方法进行改善。

2.3　单旋翼带前桨旋翼机的传动系统分析

单旋翼带前桨旋翼机的动力系统包括主旋翼和两个前推进螺旋桨。发动机动力通过左右分配齿轮箱传递给螺旋桨齿轮箱和旋翼齿轮箱,旋翼齿轮箱将两台发动机的功率合并后传递给主旋翼,同时右侧螺旋桨承担平衡主旋翼扭矩的任务。这一设计的优点在于简化了动力传动系统,减少了对传统尾桨系统的依赖,同时还提供了更加灵活的操控性和更高的飞行效率。前推进螺旋桨不仅能有效地提升飞行器的推进力,还能在飞行过程中调整其推力方向,以适应不同的飞行模式。在高速飞行时,前推进螺旋桨提供更多的推力来增强前进速度,而在悬停模式下,则由主旋翼提供大部分的升力。空客X-3机型便采用了这种配置如图6所示。

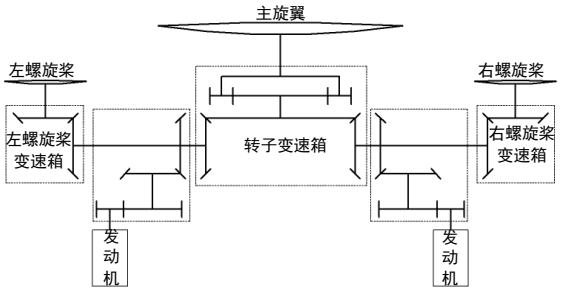


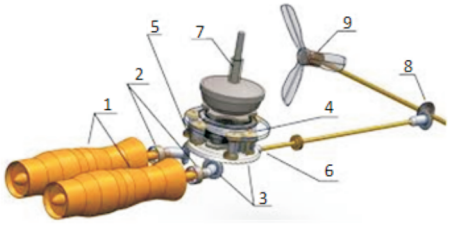
图6　X-3动力传动系统[20]

Fig. 6　Power transmission system in X-3[20]

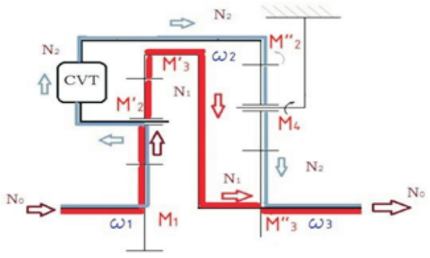
2.4　复合式旋翼机传动系统构型发展趋势

2.4.1　采用无级变速传动系统

Dmitry Kalinin[24-25]提出了一种采用多线程行星机构的无级变速传动系统,设计了高速直升机集成无级变速器的最优运动方案,实现机械式无级变速器变传动比传动,根据飞行需要调整传动比,实现更高效的飞行。基于行星机构的高速直升机无级变速器的配置如图7所示,各构件表示为1-发动机(GTE)、2-飞轮、3-一级减速级锥齿轮、4-带无级变速器行星机构、5-机械式无级变速器、6-推叶驱动(斜齿轮箱)、7-带轴转子叶片主减、8-换向传动(斜齿轮箱)、9-尾桨。



(a) 传动系统流模型



(b) 功率流

图7　无级变速传动系统构型及功率分流[24-25]

Fig. 7　Configuration and power distribution of CVT systems[24-25]

2.4.2　可变速换挡的动力传动系统

动力传动系统具有变速功能,可在垂直起降时为主旋翼提供高速、高升力;巡航时,降低主旋翼转速,减小主旋翼前向气流阻力,提高主旋翼的飞行效率。

合肥工业大学黄康等[26]提出了一种直升机用可变速传动系统,如图8所示。各构件表示为1-前排左太阳轮、2-前排行星轮、3-前排右太阳轮、4-主动轮、5-从动轮、6-后排太阳轮、7-后排行星轮、8-后排齿圈、9-箱体、Ⅰ-左输入轴、Ⅱ-右输入轴、

Ⅲ-中间轴、V-输出轴、H_1-前排行星架、H_2-后排行星架、B-制动器、C-离合器。该机构包括一个单排空间差动轮系、一个单排2K-H行星轮系和一个单级锥齿定轴轮系。空间差动轮系中，动力分别从两个太阳轮输入，传递至行星架H_1，完成直升机两个发动机的动力合成；单级锥齿定轴轮系中，一对相互啮合的锥齿轮完成动力传递方向旋转90°角度；2K-H行星轮系中，离合器实现2K-H行星轮系太阳轮和行星架的结合或分离，制动器实现2K-H行星轮系内齿圈与箱体的分离或结合，最终动力由行星架H_2输出，经轴Ⅰ传递至直升机主减速器。

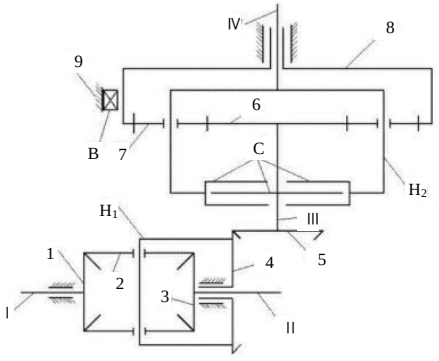


图8 可变速传动系统[26]

Fig. 8 Principle of transmission system with variable speed[26]

到目前为止，变速技术只在美国的A160T无人旋翼机上成功实现了换挡，如图9所示。但是，对于大中型重型旋翼机的应用，还需要进一步的研究。

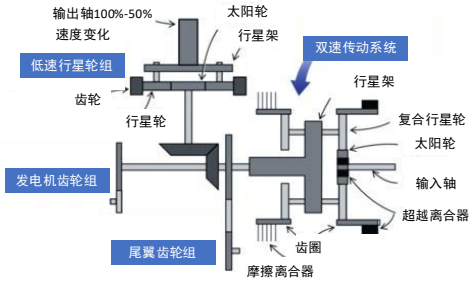


图9 A160T两挡变速传动系统[27]

Fig. 9 A160T two-speed transmission system[27]

2.4.3 尾传动链可切断的动力传动系统

为了提高飞行效率，部分复合式旋翼机采用主动控制离合器，主动控制离合器安装在尾传动链上，其作用在于根据飞行状态动态调整动力的分配，如图10所示。

在垂直起飞、降落或悬停模式下，离合器断开尾传动链，从而切断尾螺旋桨的动力供应，确保发动机的全部动力都用于主旋翼的运转。这种方式能够有效地提高飞行器在低速飞行时的升力和效率，同时减少尾螺旋桨不必要的功率消耗，提升整体系统的能源利用率。

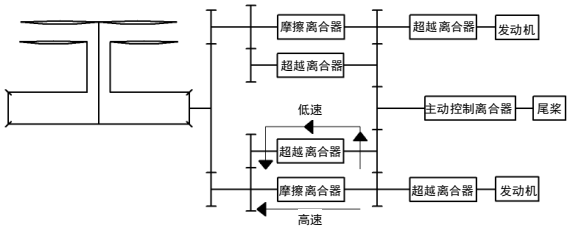


图10 尾传动链可切断的传动系统

Fig. 10 Transmission system with severable tail drive chain

当旋翼机进入高速飞行状态时，主动控制离合器则重新闭合尾传动链，调整动力的输出流向，将发动机的主动力传递给尾螺旋桨。这使得尾螺旋桨能够有效地提供必要的推力，从而保证旋翼机在高速飞行时的稳定性和控制性能。通过这种灵活的动力传输控制，复合式旋翼机不仅提高了飞行效率，还在不同飞行模式下优化了动力使用，减小了能源浪费，并提高了飞行器的整体性能[28]。

2.4.4 功率分流技术的动力传动系统

功率分流技术是将所需的载荷通过多支路进行传递，从而降低每个支路所承受的载荷，以此缩小传动系统尺寸，减小质量，提高功重比。常用的功率分流技术主要有面齿轮传动、分扭传动等。

1）面齿轮传动

1992年道格拉斯直升机公司、伊利诺伊大学等参加美国军方与NASA联合进行的ART（Advanced Rotorcraft Transmission）计划，对高速重载下的面齿轮传动进行了研究，并设计了使用面齿轮传动的新型航空动力传动装置的分流传动结构，如图11所示。

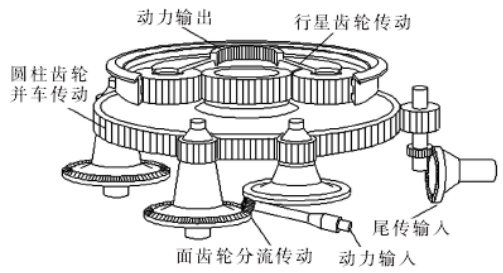


图11 ART计划的面齿轮分扭传动[29]

Fig. 11 Face gear split transmission of ART plan[29]

一个渐开线圆柱齿轮作为主动轮驱动上下两个面齿轮,分流传输发动机的动力,然后通过圆柱齿轮合并动力传输,这样的分流结构对称配置于中央大齿轮的两侧,合并传输双发动机动力。相比于当时传统的结构方案,该方案重量减轻约40%,并节省了大量空间[29]。

1998年,一种比ART设计更简约先进的分流传动装置由TRP(the DARPA Technology Reinvest-ment Program)计划研制成功,该装置如图12所示。两个输入动力的圆柱齿轮与两个惰轮分别对称布置,动力由主动小圆柱齿轮分流给上下两个面齿轮,惰轮把下部面齿轮分流的动力合并传输给上部的面齿轮。该设计与应用当代先进设计方法的传统构型相比,重量减轻约25%[29]。

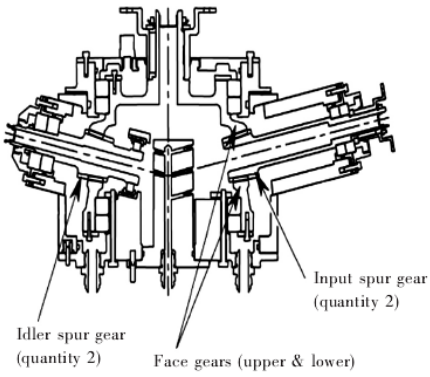
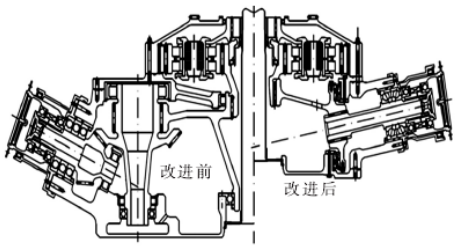


图12　TRP计划的面齿轮分流传动[29]

Fig. 12　Face gear split transmission of TRP plan

进入21世纪,美国推动RDS-21计划,研究出AH-64的改进型AH-64E。,改进设计后的主减速器由三级变为两级(不含头部减速器),如图13所示,体积和质量皆明显减小。根据波音公司公布的资料可知,应用面齿轮功率分流传动技术的AH-64E直升机已于2009年11月23日试飞成功[30]。

(a) 采用面齿轮同轴分扭的主减速器示意图



(b) AH－64E主减速器改进前后对比示意图

图13　RDS-21计划的面齿轮分流传动[30]

Fig. 13　Face gear split transmission of RDS-21 plan[30]

2) 分扭传动

分扭传动作为一种可以取代行星齿轮传动实现功率分流的新构型,如图14所示,功率从左右两支路同时输入,经过分扭合流之后最终传递给旋翼轴。齿轮分扭传动构型由多个齿轮共同分担载荷,大大减小了传动系统的尺寸和重量,提高了传动系统的功重比。齿轮分扭传动构型的应用使直升机传动系统的质量减少20%-30%[31]。

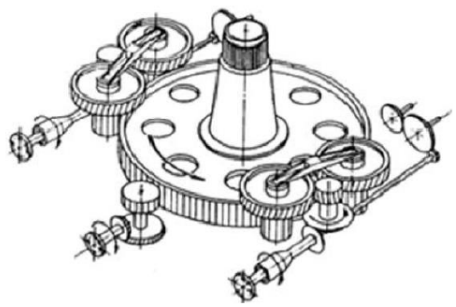


图14　一种典型的分扭传动系统[31]

Fig. 14　A typical split torque transmission system

齿轮分扭传动构型已经应用于各种先进直升机传动系统,如米-26直升机(如图3所示)及Apache AH-64A直升机(如图11所示)。采用面齿轮分扭传动与行星轮系混合传动的主减速器型式,大大降低了传动系统的重量,使传动系统更加紧凑性。

3　倾转式旋翼机传动系统研究

3.1　倾转旋翼机传动系统构型

倾转旋翼机发动机的大部分动力通过定子齿轮箱传递给相应的旋翼;同时,部分动力通过倾轴齿轮箱和翼轴传递给中翼齿轮箱及附件。在旋翼倾转过程中,工作的发动机通过螺旋桨齿轮箱、倾

转轴齿轮箱、翼轴来驱动另一侧的旋翼，而非工作的发动机和齿轮箱之间的运动通过超越离合器切断[32]。典型的倾转旋翼机传动系统构型如图15所示，这种配置可以实现旋翼从垂直起飞模式到水平飞行模式的过渡，而通过复杂的齿轮和离合器系统，发动机可以灵活地将动力传递给不同的旋翼系统，确保飞行器在各种飞行模式下的稳定性和动力需求。

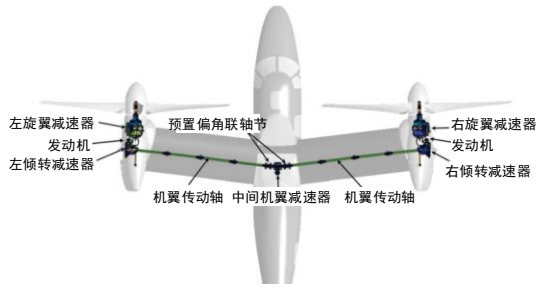


图15 典型的倾转旋翼机传动系统构型[32]

Fig. 15 Typical tilt rotor aircraft power transmission system[32]

为了满足起飞、降落、悬停和巡航时旋翼转动的需要，在传统的旋翼机上安装了旋翼转换装置。李海嶙等[33]分析了倾转旋翼机短舱倾转作动关键技术，包括功率综合技术、双级伸缩滚珠丝杠技术、丝杠撞底缓冲等技术，倾转旋翼机短舱倾转作动原理如图16所示，倾转作动器用于驱动左右两侧短舱倾转，使倾转旋翼机实现固定翼飞行模式和直升机飞行模式之间的转换。倾转作动器的收缩极限位置对应固定翼飞行模式，伸出极限位置对应直升机模式。典型的倾转旋翼机（V-22、AW609和V-280），安装了两台涡轴发动机，这两台发动机都位于机翼的尖端。

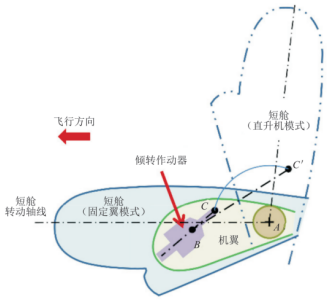


图16 短舱倾转作动示意图[33]

Fig. 16 Schematic diagram of nacelle tilt mechanism[33]

3.2 倾转旋翼机传动系统特点

3.2.1 倾转机构齿轮箱工作姿态变化明显

大姿态倾转是倾转旋翼传动系统所独有的技术特点，不同于常规构型直升机的大姿态机动，其工作姿态范围在0°～90°。倾转机构齿轮箱（如图17所示）是实现高速倾转旋翼姿态转换的关键部件。一方面，它连接着发动机与翼轴；另一方面，它在支持倾转部件（如旋翼）方面面临许多问题：接口和负载传递路线复杂，工作姿态变化明显，动力学问题等等。因此，相较于常规的直升机主减速器润滑系统，倾转减速器润滑油油位随姿态变化幅度更大，回油路径数量更多、更复杂，油池内滑油分布和不同位置处回油速率受多种因素影响。而且当润滑系统的参数不匹配时或回油不畅时，容易导致滑油压力和流量随姿态大幅度波动，甚至出现断油现象[34]。

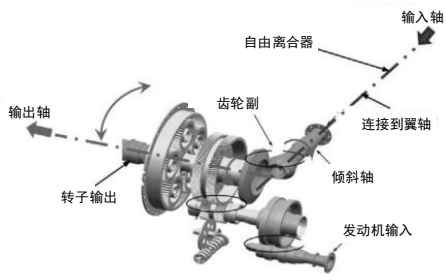


图17 倾转机构齿轮箱内部结构图[34]

Fig. 17 Diagram of internal structure of tilt-axis gearbox[34]

3.2.2 减速器须承受大功率载荷下的干运转

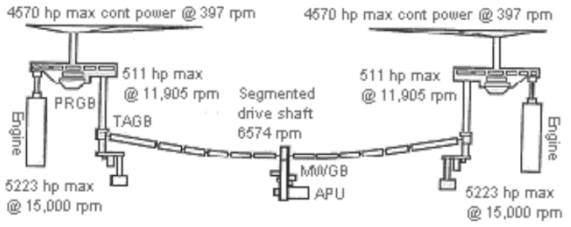
传动系统的失效将直接影响到直升机的生存。在润滑系统失效的情况下，传动系统主减速器将会进入干运转状态，齿轮、轴承等摩擦副将迅速产生大量热量引起零部件热变形，从而导致减速器运转失效。重型直升机传动系统的传递功率大，在滑油系统失效条件下工作环境将更加恶劣，为保证滑油系统失效后减速器仍具备30 min的干运转能力，所需的技术难度更大，须从润滑、储油构型、齿轮轴承耐高温能力等方面采用更有利于提高干运转能力的措施[35]。

3.2.3 多功率传输路线

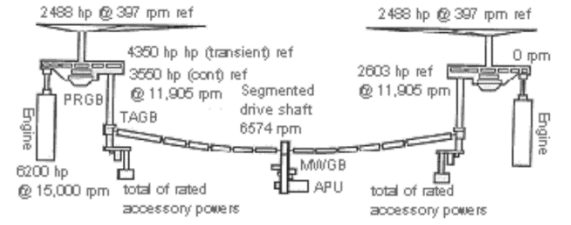
高速倾转旋翼机应具有多功能、结构复杂的互联传动系统，将机翼两侧的动力连接起来，并通过互联传动系统和超越离合器实现动力的双向传递：在所有发动机工作时，每台发动机将驱动同侧

的转子产生升力或拉力;当一台发动机失效时,在紧急情况下唯一工作的发动机不仅驱动同侧转子,而且通过相互连接的传动系统驱动另一侧转子。超越离合器将故障发动机和动力变速器隔离开。

在正常情况下,两个引擎运行时,每个引擎通过 PRGB 将其动力传输到相应的转子如图 18(a)所示。只有少量动力(最大 511 PS(1 PS≈735 W))通过塔架安装的驱动轴向下传递,通过 TAGB,并向下通过互连驱动轴传递到 MWGB。MWGB 包含辅助动力装置(APU)、恒频发电机和变频发电机。MWGB 在左右互连驱动轴之间传输动力,而不改变速度或旋转方向。在单发动机运行期间,动力通过互连驱动轴从其余发动机分配到两个螺旋桨。右侧发动机出现故障的情况如图 18(b)所示。



(a) 正常运行状态下功率流



(b) 右侧发动机出现故障状态下功率流

图 18　多功率传输路线[36]

Fig. 18　Multi power transmission route[36]

3.2.4　联轴器适应安装倾角

为了适应机翼二面角和前倾角的结构,中间翼级减速箱的驱动齿轮轴与连接翼级传动轴的轴线之间存在一定的倾角。因此,在设计中要求联轴器具有很大的灵活性以适应结构。例如,在 AW609 的设计中,翼级减速器的两端使用了双膜盘结构的柔性联轴器,可以适应 2.4°的轴向倾角。此外,某些旋翼机的机翼两侧的“V”角达到 3°,因此对翼轴和联轴器的设计提出了更高要求[37]。

3.3　倾转旋翼机传动系统构型发展趋势

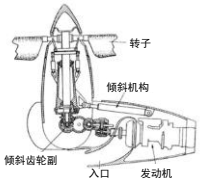
为了适应未来高速倾转旋翼飞机的发展,在减重、延长寿命、提高可靠性、减震的基础上,动力传动系统的设计还可能出现一些新的设计方案,如发动机不倾转方案、采用 V 型尾翼、复合材料应用在驱动轴、应用变速比传动技术、采用并列式共轴双旋翼的倾转旋翼机等,这些技术将在未来的高速倾转旋翼机中发挥重要作用。

3.3.1　发动机不倾转方案

V-22 倾转旋翼机螺桨旋翼在短距起降、垂直起降、悬停、过渡飞行等状态时的倾转不是单独偏转,而是随着发动机舱的转动而转动。V-280 与 V-22 不同,它的发动机(两台 GET64s)不会倾斜,只有旋翼倾斜。这种设计不仅消除了发动机润滑的复杂性,还减少了对地面的热射流影响。

发动机不倾转方案如图 19 所示,这种方案的传动系统,其中发动机始终处于水平位置且固定在倾轴齿轮箱的后部。输出轴通过螺旋锥齿轮箱连接到驱动系统,该齿轮箱将动力传输到固定齿轮箱和螺旋桨齿轮箱,螺旋桨齿轮箱在两个由转换执行器机构驱动的大球面轴承上旋转。然而,在这种布局中,倾转部件位于主传动链上,因此需要重点考虑暂态下倾转运动对动力传输的影响[20]。

(a) 发动机不倾转机构



(b) 发动机不倾转方案

图 19　发动机不倾转方案[20]

Fig. 19　Tilt-axis gearbox with engine not tilting[20]

3.3.2　应用变速比传动技术的传动系统

根据欧洲 2035 年高速倾斜旋翼机传动技术规划,变速比传动技术将应用于大型民用高速倾斜旋翼机。在该方案中,通过使用动力传动系统或同时使用动力传动系统和发动机,实现了 54%～100% 的转子转速变异性,具体实现方式如图 20 所示。这种技术能大幅度提高传动系统的灵活性和效率[38]。

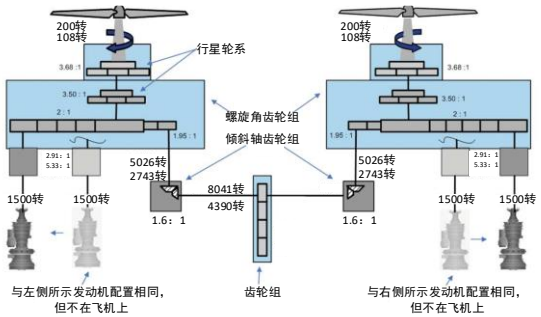
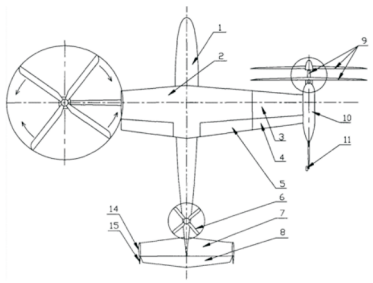


图 20 LCTR2传动系统布局原理图[38]

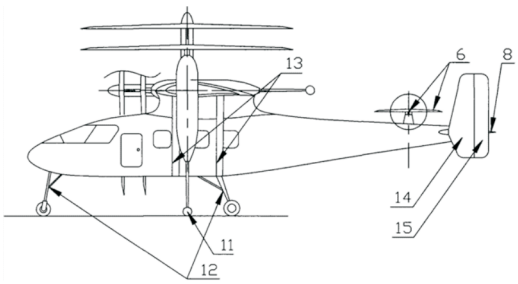
Fig. 20 LCTR2 drive system baseline schematic layout[38]

3.3.3 采用并列式共轴双旋翼的倾转旋翼机

北京航空航天大学吴大卫，胡继忠[39]提出了一种采用并列式共轴双旋翼的倾转旋翼机，如图21所示，各构件表示为1-机身、2-机翼、3-可倾转的部分机翼、4-副翼、5-襟翼、6-俯仰控制尾桨系统、7-水平安定面、8-升降舵、9-旋翼系统、10-旋翼短舱、11-翼尖小轮、12-起落架（前三点式示例）、13-斜拉杆、14-垂直安定面、15-方向舵。该设计具有较低的功耗、紧凑的结构、更大的载重能力，并能够进行常规滑跑起降。与其他倾转旋翼设计相比，该方案在悬停、推进效率、飞行速度等方面具有明显优势，是一种具备发展潜力的未来飞行器设计。



（a）俯视图



（b）主视图

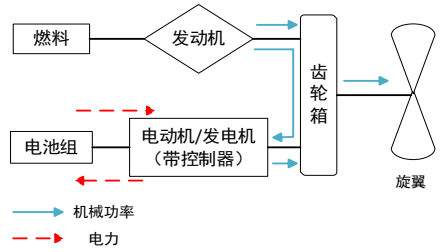
图 21 并列式共轴双旋翼的倾转旋翼机[39]

Fig. 21 Parallel coaxial twin rotor tiltrotor aircraft[39]

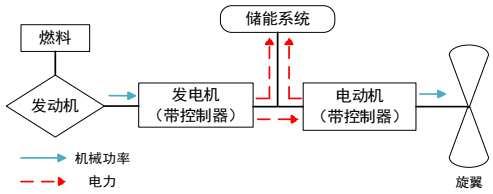
4 混动/电动式旋翼机传动系统研究

4.1 混动旋翼机传动系统

根据发动机是否直接提供推进动力，油电混合动力推进系统可分为并联式架构和串联式架构[40]，如图22所示。



（a）并联式架构



（b）串联式架构

图 22 混动旋翼机动力连接架构

Fig. 22 Hybrid rotor mobility connection architecture

4.1.1 并联式架构

在并联式混动系统中，发动机和电动机通过传动装置共同驱动螺旋桨。用电池或燃料电池存储的电能为电动机提供动力，电动机是辅助推力用来补充或替代使用常规燃料的涡轮发动机的不足，飞机额外的电能可以用于在飞机加速或者在飞机高功率需求时的推力补充，也可以在飞机的电机和电池之间实现双向功率传递。发动机通常运行在最优工况点，以保证最高的热效率和最低的燃油消耗；而电动机则提供额外的功率，尤其在起飞、加速或爬升阶段。当发动机输出功率超过飞行所需时，电动机充当发电机吸收多余能量并将其存储在电池中。这种架构在飞行过程中能够动态调整发动机和电动机之间的功率分配，以提高燃油效率和降低排放。

由于有两套推进系统，结构相对复杂，限制了飞机的整体设计，飞机发动机安装位置由推进器来确定，并且在某些飞行区域中发动机可能未在

其最佳设计条件下运行。其次,传动装置的存在限制了效率的进一步提高,尤其是在传动系统的机械损失和复杂度方面[41]。

4.1.2　串联式架构

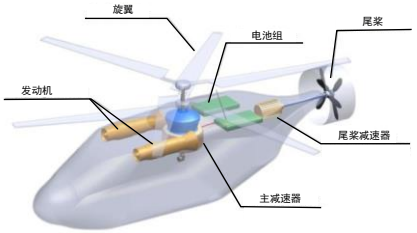
串联式混动系统的核心特点是发动机不直接提供推进动力,而是驱动发电机生成电能。发电机将电能储存于电池或直接供给电动机。此种设计实现了发动机与电动机的解耦,使得发动机能够始终在最优工况点稳定运行,显著提高了系统的热效率和降低了排放。电动机则根据飞行状态的需求,动态调节提供不同的功率输出。串联式架构特别适合用于需要高效燃烧和低排放的现代航空器。相比并联式架构,串联式架构通过电动机来承担较大的负载,从而大幅降低了发动机的运行压力,并使得发动机容量可以小于传统设计,通常只需满足飞行中较低功率的需求。电池储能系统需要确保能够提供足够的峰值功率,尤其是在起飞或高速飞行时。从总体上来看,串联混合动力系统质量更重,整体效率相对于并联混合动力系统要低。

当飞机的推动力用电力推进系统的推力取代了发动机推力,飞机就可以实现无排放飞行,这在人口密度高的地区(例如城市)具有很大吸引力。但是,目前由于受到电池能量存储密度的限制,电力推进的电动飞机仅在小型飞机或城市区域有限的空间内飞行,还不能在中距离和较远距离的飞行航段上使用。根据飞机需要提供峰值功率需求的能量,电池也可以与超级电容器结合起来使用。燃料电池可以为飞机提供更大的飞行推动力,但目前其重量仍然很重,并且在航空飞行应用中没有得到充分的验证[42]。

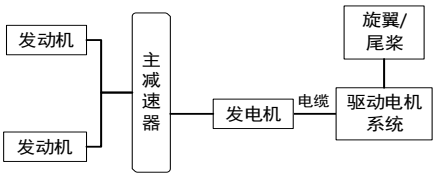
涡轮发电分布式电推进系统是大型混合动力飞机的一种创新方案。通过涡轮发动机驱动发电机为多个小功率电推进系统供电,这种系统结构虽然增大了推进系统的复杂性,但提供了更多的气动设计灵活性,并优化了飞机的整体布局。

4.2　电动旋翼机传动系统

电动旋翼机的传动系统由涡轮发动机或其他动力源提供动力,经过变速箱和减速器传递给大功率发电机,发电机将机械能转化为电能,通过电缆传送至主旋翼或尾桨的驱动电机。驱动电机再将电能转化为机械能,驱动旋翼或尾桨旋转,如图23所示。



(a) 电动传动系统构型



(b) 电传动方案

图23　电动传动原理

Fig. 23　Principle of electric transmission

电力推进技术的快速发展是由市场需求和国际民航运输业的国际法规及环境因素要求而推动,而不是由飞机降低成本的要求推动。目前,电传动技术已经在地面装备中广泛应用,如机动试验平台、履带车辆和电动客车等。然而,电动传动在旋翼机领域的应用仍处于早期阶段,尚未大规模投入使用,仍然需要进行重大的技术创新,如电池能量存储密度(关键),高效高功率密度的电机和电力电子设备等,因此主要应用于尾桨驱动系统。在现有的尾桨电传动方案中,常见的构型有三种:电动直驱式构型、电机带动静轴构型和电机带减速器构型[43]。

1) 电动直驱式传动结构

在电动直驱式构型中,低速大扭矩电机直接驱动尾桨,如图24所示。

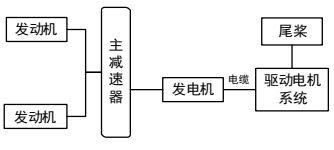


图24　电动直驱式构型传动原理

Fig. 24　Transmission principle of electric direct drive configuration

这种方案的主要优势是结构简单、传动效率高、易于装配，并且布局灵活。直接驱动系统避免了传统传动系统中复杂的机械传动链，减少了不必要的机械损失和能量转化损耗。然而，电动直驱系统对电机的质量、安全性和可靠性要求较高，必须确保电机能够在高负载和高可靠性条件下稳定运行。

2）电机带动静轴构型

电机带动静轴构型通过电机驱动静轴传动，从而降低了电机的负载压力，并简化了电机的散热和冷却设计，如图 25 所示。静轴构型有助于减少电机壳体和轴承的负担，延长了电机的使用寿命。但其缺点在于增加了动静轴部分的机械质量，并且增加了机械磨损的风险。

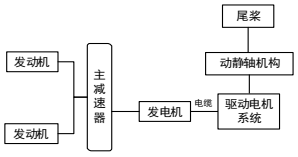


图 25 电机带动静轴构型传动原理

Fig. 25 Transmission principle of static shaft configuration driven by motor

3）电机带减速器构型

电机带减速器构型采用高速电机和减速器组合，通过减速器将电机输出的高转速转化为适合驱动尾桨的低转速，如图 26 所示。该方案的优势在于能够提高电机的功率密度，满足大功率输出的需求。然而，减速器的加入使得系统的效率下降，并且增加了系统的复杂性和成本。此外，高速减速器的设计和制造要求较高，且在运转过程中面临润滑、散热和振动等多方面的技术挑战，增加了技术风险。

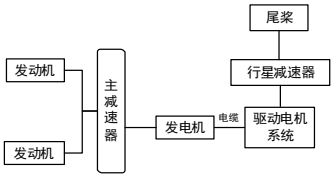


图 26 电机带减速器构型传动原理

Fig. 26 Transmission principle of motor with reducer configuration

综合考虑，电动直驱式传动系统因其简洁、效率高和易于集成的优势，是电动旋翼机尾桨电传动系统的首选方案。

4.3 电动/混动旋翼机传动系统构型发展趋势

电动传动系统的优势在于提高传动效率、减少噪音、简化机械结构，并使系统更轻便。然而，大功率发电机的减重问题仍然是电力驱动系统应用的瓶颈，限制了其在旋翼机上的广泛应用。随着电池技术和电机功率密度的持续进步，电动旋翼机的应用前景愈加广阔，电动和混动旋翼机将在飞行性能、经济性和环境适应性方面实现更加理想的平衡，推动航空技术的持续创新。

Dmitry Kalinin[25]提出的机电传动系统方案，如图 27 所示，采用了常规机械传动系统驱动主旋翼，同时尾桨则使用电动传动系统。尾传动链包括发动机、主减速器、大功率发电机、电缆、尾驱动电动机和尾桨。该系统通过电动机和发电机只传递控制尾桨速度所需的“有效”功率，从而避免了在机械能转化为电能过程中的高损耗。该方案避免了设计和制造大功率发电机的技术障碍，尤其是对于尾桨驱动链条，采用电动传动可以有效降低尾传动系统的复杂度，并提高整体系统的能效和可靠性。

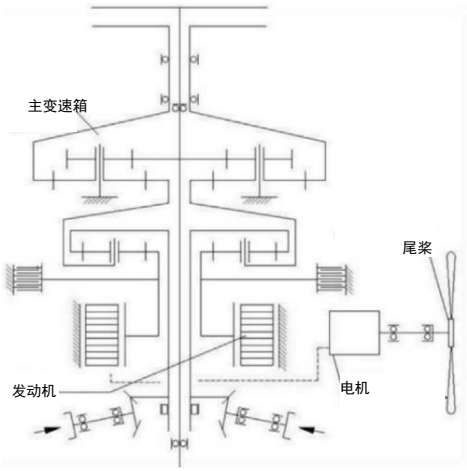


图 27 一种机电传动系统方案[25]

Fig. 27 A scheme of electromechanical transmission system[25]

5 结束语

本文对旋翼机进行了分类，并重点介绍了复

合式、倾转式以及混动/电动式旋翼机的传动系统构型和传动特点,分析总结了其发展趋势。根据各类旋翼机的结构特点及其面临的技术挑战,探讨了它们在未来航空领域的潜力和应用前景。研究结果旨在为旋翼机传动系统的发展提供有价值的参考。

通过对比分析,本文认为未来发展中的高速旋翼机有望采用以下几种主要构型:带螺旋桨的共轴双旋翼式旋翼机、倾转式旋翼机和混动/电动式旋翼机。

1) 共轴双旋翼的反向旋转输出配置已在“Ka”系列旋翼机中应用多年,具备避免需要尾桨平衡的优势。共轴双旋翼与螺旋桨结合的抗转矩构型将是未来的主要发展方向之一。这种结构不仅具有较高的悬停效率,还能提供较强的推进能力。更重要的是,主动离合器在复合式旋翼机的传动系统中发挥着重要作用。在起飞、降落或悬停模式下,主动离合器能够切断尾部传动链,从而提高系统效率,降低振动与噪声。

2) 倾转旋翼机作为未来旋翼机发展的可行方向之一,凭借其旋翼在高速巡航时能够避免逆流区、气动环境较为稳定的特点,能够实现更高的前向速度。此外,倾转旋翼机具备更强的容错能力,当一个或两个旋翼(或螺旋桨)失效时,剩余的旋翼(或螺旋桨)仍能保证飞机安全着陆,甚至继续完成特定的飞行任务。这一特点对于确保飞行安全和任务完成具有重要意义。

3) 混动/电动旋翼机在未来旋翼机的发展中展现出极大的潜力,尤其是在提高燃油效率、降低排放、提升系统集成度和灵活性方面。混动和电动系统的优势在于能够提供更加清洁、高效的动力输出,同时减少对传统化石燃料的依赖,符合未来绿色航空发展的需求。

参 考 文 献

[1] 蔡海亮. 未来战场特征及旋翼机发展设想[J]. 直升机技术, 2021(1): 59-62.
CAI Hailiang. Future battlefield characteristics and development assumption of rotorcraft[J]. Helicopter Technique, 2021(1): 59-62. (in Chinese)

[2] 程广新, 邹勇. 高速直升机的发展趋势分析[J]. 中国设备工程, 2019(8): 183-184.
CHENG Guangxin, ZOU Yong. Development trend analysis of high-speed helicopter[J]. China Plant Engineering, 2019(8): 183-184. (in Chinese)

[3] 孙薇, 李治权, 李昊. 高速旋翼机典型构型发展与对比分析研究[J]. 军民两用技术与产品, 2021(4): 34-38.
SUN Wei, LI Zhiquan, LI Hao. Development and comparative analysis of typical configurations of high-speed rotorcraft[J]. Dual Use Technologies & Products, 2021(4): 34-38. (in Chinese)

[4] KARCZEWSKI M, EGLIN P. Application of the modified blade element method for propeller blade design on high-speed helicopter X3[EB/OL]. [2025-02-06]. https://www.semanticscholar.org/paper/Application-of-the-modified-blade-element-method-on-Karczewski-Eglin/337df151d18530291146923b5759521087629adc.

[5] 王爽, 王开通, 曹金华, 等. 国外高速直升机的现状与发展趋势分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(12): 1-8.
WANG Shuang, WANG Kaitong, CAO Jinhua, et al. Current situation and development trend analysis of high-speed helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(12): 1-8. (in Chinese)

[6] 申斌, 吴一波, 林冬生. 旋翼机的发展与应用[J]. 科技传播, 2013, 5(23): 145-146.
SHEN Bin, WU Yibo, LIN Dongsheng. Development and application of rotorcraft[J]. Public Communication of Science & Technology, 2013, 5(23): 145-146. (in Chinese)

[7] 赵广. 倾转旋翼机气动干扰分析及机翼优化[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2019.
ZHAO Guang. Aerodynamic interference analysis and wing optimization of tilt-rotor aircraft[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2019. (in Chinese)

[8] GHIRINGHELLI G L, MASARATI P, MANTEGAZZA P, et al. Multi-body analysis of a tiltrotor configuration[J]. Nonlinear Dynamics, 1999, 19(4): 333-357.

[9] 徐京海, 刘传准. V-22倾转旋翼机专利战略研究[J]. 直升机技术, 2022(1): 63-67.
XU Jinghai, LIU Chuanzhun. Patent analysis on V-22 tilt-rotor aircraft[J]. Helicopter Technique, 2022(1): 63-67. (in Chinese)

[10] 吴希明, 牟晓伟. 直升机关键技术及未来发展与设想[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(3): 1-10.
WU Ximing, MU Xiaowei. A perspective of the future development of key helicopter technologies[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(3): 1-10. (in Chinese)

[11] 吕乐丰, 吴希明, 李颖辉. 民用倾转旋翼机的应用需求与关键技术分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(9): 31-40.
LYU Lefeng, WU Ximing, LI Yinghui. Application requirements and key technologies analysis for civil tiltrotor aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34

(9): 31-40. (in Chinese)

[12] 包明敏, 苏兵兵, 吴令华, 等. 新构型高速旋翼飞行器的现状和发展趋势[J]. 飞行力学, 2019, 37(3): 1-8.
BAO Mingmin, SU Bingbing, WU Linghua, et al. Status and development trends of new configuration high-speed rotorcraft[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(3): 1-8. (in Chinese)

[13] SRIPAD S, VISWANATHAN V. The promise of energy-efficient battery-powered urban aircraft[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 2021, 118(45): e2111164118.

[14] LUNDSTROM T, BAQERSAD J, NIEZRECKI C. Using high-speed stereophotogrammetry to collect operating data on a Robinson R44 helicopter[M]// Special topics in structural dynamics, volume 6. New York, NY: Springer New York, 2013: 401-410.

[15] SAIAS C A, GOULOS I, ROUMELIOTIS I, et al. Preliminary design of hybrid-electric propulsion systems for emerging urban air mobility rotorcraft architectures[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2021, 143(11): 111015.

[16] DUCARD G J J, ALLENSPACH M. Review of designs and flight control techniques of hybrid and convertible VTOL UAVs [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 118: 107035.

[17] EMELYANOVA O V, KAZARYAN G K, MARTINEZ LEON A S, et al. The synthesis of electric drives characteristics of the UAV of "convertiplane-tricopter" type [J]. MATEC Web of Conferences, 2017, 99: 02002.

[18] ZHAO Q F, ZHOU Z, DONG Q Y. Transition flight control of A small unmanned tilt rotor aircraft with distributed electric propulsion[M]// The proceedings of the 2021 Asia-Pacific international symposium on aerospace technology (APISAT 2021), volume 2. Singapore: Springer Nature Singapore, 2022: 395-409.

[19] 李昊. 美军公布未来高速旋翼机性能需求[J]. 航空科学技术, 2019, 30(10): 77-78.
LI Hao. US military announces future performance requirements for high-speed rotorcraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(10): 77-78. (in Chinese)

[20] YIN Z, HU B, QIBO W, et al. Technical characteristics and trend of power transmission system of new configuration rotorcraft[C]// International Conference on Power Transmissions 2016. Chongqing: IEEE, 2016: 29-38.

[21] 郑青春, 严岳胜, 张志龙, 等. 重型运输直升机传动系统构型与技术特点[J]. 航空动力, 2019(5): 33-36.
ZHENG Qingchun, YAN Yuesheng, ZHANG Zhilong, et al. Configuration and technical characteristics of heavy helicopter's power transmission system[J]. Aerospace Power, 2019(5): 33-36. (in Chinese)

[22] WU J, YAN H, ZHENG Z, et al. Design and optimization of low impact shift control strategy for aviation transmission power system based on response surface methodology[J]. Applied Sciences, 2023, 13(22): 12115.

[23] ZHANG D, CUI J, ZHU R, et al. Dynamic modeling and analysis of the rotor - stator coupling system of a coaxial contra-rotating gearbox[J]. Scientific Reports, 2023, 13(1): 1-16.

[24] KALININ D. Multithreaded continuously variable transmission synthesis for next-generation helicopters[C]// Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. US: IEEE, 2014: 1-8.

[25] KALININ D. Optimal high-speed helicopter transmission designs[C]// Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. US: IEEE, 2012: 1-7.

[26] 黄康, 王开来, 赵韩, 等. 一种直升机用可变速传动系统[P]. 2016-02-24.
HUANG Kang, WANG Kailai, ZHAO Han, et al. A variable speed transmission system for helicopters[P]. 2016-02-24. (in Chinese)

[27] 佘亦曦, 康丽霞, 唐朋. 直升机传动系统的现状与发展研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 78-82.
SHE Yixi, KANG Lixia, TANG Peng. Development status and future trend of helicopter transmission system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 78-82. (in Chinese)

[28] PALCIC P X, GARCIA T, GMIRYA Y. Variable speed transmission for a rotary wing aircraft: US20050141631[P]. 2006-11-30.

[29] LEWICKI D G, HANDSCHUH R F, HEATH G F, et al. Evaluation of carburized and ground face gears[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2000, 45(2): 118-124.

[30] 谭武中, 王祁波. 面齿轮在直升机传动系统中的应用前景分析[J]. 机械制造与自动化, 2020, 49(1): 52-55.
TAN Wuzhong, WANG Qibo. Analysis of the application prospects of face gear in helicopter transmission system[J]. Mechanical manufacturing and automation, 2020, 49(1): 52-55. (in Chinese)

[31] YIN Zeyong, FU Bibo, XUE Tongbo, et al. Development of helicopter power transmission system technology[J]. Applied Mechanics and Materials, 2011, 86: 1-17.

[32] DESMIDT H, SMITH E, BILL R, et al. Comprehensive modeling and analysis of rotorcraft variable speed propulsion system with coupled engine/transmission/rotor dynamics [R]. US: United States Department of Defense, 2013.

[33] 李海嶙, 司俊, 党轲鑫, 等. 倾转旋翼机短舱倾转作动关键技术[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 75-81,92.

LI Hailin, SI Jun, DANG Kexin, et al. The key technologies of tiltrotor pylon conversion actuator[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 75-81,92. (in Chinese)

[34] WHITE G. V-22 nacelle conversion actuator[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 1993, 207(1): 61-72.

[35] 陈铭. 共轴双旋翼直升机的技术特点及发展[J]. 航空制造技术, 2009(17): 26-31.
CHEN Ming. Technology characteristic and development of coaxial rotor helicopter [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(17): 26-31.

[36] MISTÉ G A, BENINI E. Variable-speed rotor helicopters: performance comparison between continuously variable and fixed-ratio transmissions[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(5): 1189-1200.

[37] BOOKER J D, LOCK R J, DRURY D. Design and physical prototyping of a novel braking system for a helicopter rotor[J]. Designs, 2019, 3(3): 40.

[38] ROBUCK M, ZHANG Y. Engine power turbine and propulsion pod arrangement study: E-18875[R]. US: United States Department of Defense, 2014.

[39] 吴大卫, 胡继忠. 一种采用并列式共轴双旋翼的倾转旋翼飞机: CN101875399A[P]. 2010-11-03.
WU Dawei, HU Jizhong. A tiltrotor aircraft using parallel coaxial twin rotors: CN101875399A[P]. 2010-11-03. (in Chinese)

[40] 孔祥浩, 张卓然, 陆嘉伟, 等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 51-67.
KONG Xianghui, ZHANG Zhuoran, LU Jiawei, et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 51-67. (in Chinese)

[41] 罗连潭, 张天宏, 黄向华, 等. 一种基于混合电推进的超高速直升机构型[P]. 2022-10-18.
LUO Liantan, ZHANG Tianhong, HUANG Xianghua, et al. A high-speed helicopter configuration based on hybrid electric propulsion[P]. 2022-10-18. (in Chinese)

[42] 李开省. 飞机电力系统技术研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(2): 1-11.
LI Kaisheng. Research on aircraft power system technology [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(2): 1-11. (in Chinese)

[43] 宋益明, 胡柏安, 尹可, 等. 直升机尾桨电传动系统关键技术分析[J]. 航空动力, 2020(1): 24-26.
SONG Yiming, HU Baian, YIN Ke, et al. Key technology analysis to electric transmission system of helicopter tail rotor [J]. Aerospace Power, 2020(1): 24-26. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)