

常规旋翼构型复合式高速直升机 发展概况及关键技术

黄明其¹, 徐栋霞¹, 何 龙¹, 朱清华², 王亮权¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心

低速空气动力研究所 旋翼空气动力学重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 南京航空航天大学 航空学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 对常规旋翼构型复合式高速直升机的发展概况及关键技术进行了综述。首先,结合常规旋翼构型复合式高速直升机的布局型式及操纵方式,介绍了该构型复合式直升机的一般概念。然后,根据常规旋翼构型复合式高速直升机的前飞动力结构特点,将其分为三种类型,并分别对不同类型复合式直升机的布局型式及其发展概况进行了梳理。在此基础上,针对目前该构型高速直升机所面临的问题,总结了该构型直升机的总体布局设计与优化、过渡模式操纵分配设计等关键技术。最后,结合国内外高速直升机的发展趋势,以及该构型高速直升机的特点,分析了常规旋翼构型复合式高速直升机的发展前景,并对其在我国的发展提出了初步建议。

关 键 词: 复合式高速直升机; 常规旋翼; 辅助推进; 布局优化; 操纵策略; 气动干扰

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A

Development overview and key technologies of high speed hybrid helicopter with single main rotor

HUANG Mingqi¹, XU Dongxia¹, HE Long¹,
ZHU Qinghua², WANG Liangquan¹

(1. Rotor Aerodynamics Key Laboratory, Low Speed Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The development and key technologies of high speed hybrid helicopter with single main rotor were reviewed. Firstly, the general concept about the layout type and control mode of high speed hybrid helicopter with single main rotor was briefly introduced. Then, the high speed hybrid helicopters with single main rotor were divided into three configurations based on their own forward flight power structure features. At the same time, the layout of different configurations and their development situations were described respec-

收稿日期:2020-09-29
基金项目:中国空气动力研究与发展中心基础和前沿技术研究基金资助项目(PJD20170165);
某装备科研资助项目(JK20191A040327)
作者简介:黄明其(1963—),男,研究员,硕士,主要从事直升机试验空气动力学研究。
通信作者:徐栋霞(1990—),女,实习研究员,硕士,主要从事直升机试验空气动力方面研究。E-mail:dongxiayu@163.com
引用格式:黄明其,徐栋霞,何龙,等.常规旋翼构型复合式高速直升机发展概况及关键技术[J].航空动力学报,2021,36(6):1156-1168. HUANG Mingqi,XU Dongxia,HE Long,et al. Development overview and key technologies of high speed hybrid helicopter with single main rotor[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(6):1156-1168.

tively. And on this basis, according to the present problems faced by high speed hybrid helicopter with single main rotor, the key technologies such as the overall layout design and optimization, transition mode control and distribution design were summarized and sorted out. Lastly, combined with the development trend of high speed helicopter at home and abroad and the characteristics of helicopter with this configuration, the development prospect of high speed hybrid helicopter with single main rotor was analyzed and some preliminary suggestions on its development in our country were put forward.

Key words: high speed hybrid helicopter; single main rotor; auxiliary propulsion; layout optimization; control strategy; aerodynamic interference

常规构型直升机因其独特的结构形式而具有突出的悬停、低空低速性能和良好的机动性能,在攻击、侦察、运输、巡逻、救援等军民领域均发挥着无法替代的作用。但是,由于常规构型直升机在前飞时桨盘左右两侧气动环境不对称,高速前飞时前行桨叶易产生激波阻力,后行桨叶易产生气流分离,使其升力受到限制。同时为提供直升机的前飞推力,桨盘势必前倾,这亦会造成桨盘升力下降、阻力激增^[1-2]。升力和推力限制造成了常规构型直升机的飞行速度偏低^[3](最大前飞速度约 300 km/h)、航程短(约 400~800 km),这已日益成为其发挥更大作用的障碍。

为拓展直升机应用领域,提高其综合任务效能,从 20 世纪 30 年代开始,德、法、英、苏(俄)、美等国家,一直在高速直升机方面不断探索,研究试飞了众多构型的高速直升机^[4-10]。特别是近十年以来,伴随着航空技术的发展,以及军事斗争格局的变化,针对高速旋翼飞行器的研究再次成为热点,以欧美为首的直升机技术强国不断尝试以各种方式来提高旋翼飞行器的飞行性能,尤其是飞行速度^[11-13]。目前国外研究中比较成功的高速直升机构型,主要以倾转旋翼机(V-22、V-280)、共轴刚性旋翼直升机(X2、SB>1)和常规旋翼构型复合式直升机(X³、RACER)为代表^[14-18],如图 1。

对比三种构型,倾转旋翼机飞行速度快、航程远、载重能力强,但技术难度大、事故率高、悬停效率低;共轴刚性旋翼直升机飞行速度较快、结构紧凑、机动性能好,但技术难度较大、有效载荷低;常规旋翼构型复合式直升机飞行速度较快、运载能力较强、研制周期短、研制成本较低,保留了常规构型直升机的绝大部分优点,但未完全克服常规构型直升机的弱点,飞行速度难以超过倾转旋翼机,且机动性不及共轴刚性旋翼直升机。目前,国内已在倾转旋翼机和共轴刚性旋翼高速直升机的



图 1 三类比较成功的高速直升机构型
Fig. 1 Three successful high-speed helicopter configurations

数值模拟和风洞试验等方面开展了较为深入的研究^[19-22],而针对常规旋翼构型复合式直升机的研究还停留在概念设计及数值模拟研究阶段^[23-26]。

为掌握常规旋翼构型复合式高速直升机的发展脉络,为我国高速直升机发展提供参考,本文介绍了常规旋翼构型复合式高速直升机的一般概念,梳理了该构型复合式直升机的发展概况,在此基础上,总结了该构型直升机亟需解决的关键技术,并结合国内外形势及其自身特点,分析了该构型直升机的发展前景,最后对其在我国的发展提出了初步建议。

1 常规旋翼构型复合式高速直升机概念

常规旋翼构型复合式高速直升机是高速直升机中的一类,其重要特征是保留了常规构型直升

机的旋翼系统,并在此基础上增加了推进装置^[27-28]。该构型直升机的布局方式通常为在单旋翼直升机机身两侧增加短翼或机翼,同时在机身两侧或尾部增加前飞动力装置。

常规旋翼构型复合式高速直升机典型飞行状态及相应的操纵方式见表 1。当直升机处于悬停状态时,升力主要由旋翼产生,反扭矩一般通过机身两侧或尾部的推力面平衡;低速前飞时,升力和

操纵力主要由旋翼提供,推力由动力装置产生的前向力提供,反扭矩仍通过机身两侧或尾部的推力面平衡;在高速前飞状态下,升力主要通过旋翼和短翼/机翼产生,推力则由动力装置产生的前向力提供,此时反扭矩一般通过垂尾侧向力平衡,也可结合机身两侧或尾部的推力面平衡,此时,旋翼无需大角度前倾,大幅降低了高速前飞时旋翼产生的阻力。

表 1 常规旋翼构型复合式高速直升机的典型飞行状态及对应操纵方式

Table 1 Typical flight status and corresponding control mode of high speed hybrid helicopter with single main rotor

操纵方式	飞行状态		
	悬停/低速飞行段	过渡飞行段	高速飞行段
纵向操纵	推进装置推力	推进装置推力	推进装置推力
横向操纵	滚转姿态间接操纵	滚转姿态间接操纵	滚转姿态间接操纵
垂向操纵	旋翼拉力	旋翼拉力	旋翼拉力+两侧机翼升力 或旋翼拉力+俯仰间接操纵
俯仰操纵	旋翼俯仰力矩	旋翼俯仰力矩/平尾舵偏力矩	旋翼俯仰力矩/平尾舵偏力矩
滚转操纵	旋翼滚转力矩	旋翼滚转力矩/两侧机翼舵偏力矩	旋翼滚转力矩/两侧机翼舵偏力矩
偏航操纵	推进装置推力面控制	推进装置 推力面控制+垂尾舵偏力矩	推进装置推力面控制/垂尾舵偏力矩
反扭矩平衡	推进装置推力面控制	推进装置推力面控制+ 垂尾舵偏力矩	推进装置推力面控制+垂尾舵偏力矩/ 垂尾舵偏力矩

2 常规旋翼构型复合式高速直升机
发展概况

截至目前,世界范围内的多家直升机研究机构研究试飞了多种布局型式的常规旋翼构型复合式高速直升机,本文根据不同前飞动力的结构特点,将其分为三类,并介绍了具有代表性的机型。

2.1 机身两/单侧带螺旋桨动力装置

最早关于常规旋翼构型复合式高速直升机的研究始于 20 世纪 30 年代的德国,弗兰特纳(Flettner)公司在 1936 年完成了第一架常规旋翼构型复合式直升机 F1185 的首飞,如图 2 所示。F1185 的独特之处在于它不再使用尾桨平衡旋翼反扭矩,而是在机身两侧装有可变桨距的螺旋桨装置,该装置除了增加前飞拉力之外,还可以通过采用航向阻尼陀螺装置,根据旋翼反扭矩的变化,自动调节两侧螺旋桨的桨距来克服机身反扭矩,并提供航向操纵力矩^[29]。虽然 F1185 对常规旋翼构型复合式高速直升机发展提供了比较好的研究思路,但由于后期弗兰特纳公司将重心转向对交叉



图 2 F1185 常规旋翼构型复合式直升机
Fig. 2 F1185 compound helicopter with single
main rotor

旋翼直升机的研究,该构型直升机的研究在当时没有得到进一步发展。

1947 年,英国菲而利(Fairey)航空公司研制出了一种既有直升机特征又有固定翼飞机特征的常规旋翼构型复合式飞行器“Gyrodyne”^[29]。“Gyrodyne”具有独特的布局方式,该机型在机身两侧增加了机翼,其中右翼末端装有螺旋桨装置,如图 3(a)所示,用来平衡机身反扭矩并提供额外的前飞拉力,左翼尖装有燃料箱,如图 3(b)所示,用来平衡右翼螺旋桨动力装置的质量。在 1948 年的飞行

测试中,其平均飞行速度达到 200 km/h,速度明显高于同时期的其他直升机。1949 年,“Gyrodyne”的第一架原型机由于不断尝试突破飞行记录,最终因为旋翼桨毂疲劳导致机械失效而坠毁。之后,菲而利将“Gyrodyne”原型机改造成了桨尖喷气式直升机。因此,带有螺旋桨推进装置的常规旋翼构型复合式高速直升机的探索工作被暂时搁置。



(a) 右翼末端的螺旋桨装置



(b) 左翼尖的燃料箱

图 3 Gyrodyne 常规旋翼构型复合式直升机
Fig. 3 Gyrodyne hybrid helicopter with single main rotor

进入 21 世纪,空客直升机公司(原欧洲直升机公司)为了研制出高速度、远航程、复合式直升机,发起了 H³ (High speed, long range, Hybrid Helicopter)直升机研发计划^[30]。2010 年 9 月,作为该计划的验证机 X³ 在 Istres 基地实现首飞。如图 4 所示,X³ 机型在常规直升机构型的基础上增加了短翼和螺旋桨,删减了尾桨,并在尾部增加大面积的垂尾和平尾。该机型采用 EC155 直升机的机身、旋翼及 EC175 直升机的减速器;主旋翼和两副螺旋桨采用 NH90 直升机的两台 RTM322 发动机驱动。其中,短翼在高速前飞时可作为辅助升力装置,螺旋桨则作为悬停及低速前飞时的反扭矩平衡装置及高速前飞时的主要推力装置。经过多期飞行试验^[31-33],2013 年 X³ 直升机的最大平飞速度已达到 472 km/h,且在飞行速度超过 400 km/h 后,短翼可提供约 40%~50% 的升力。

在 X³ 验证机突破常规直升机飞行速度,并



图 4 X³ 常规旋翼构型复合式高速直升机
Fig. 4 X³ high speed hybrid helicopter with single main rotor

获得业界人士广泛关注的同时,空客直升机公司又设计了另一款具有高速、远程特性的常规旋翼构型复合式直升机概念机——X4。如图 5 所示,X4 机型在常规构型直升机的机身两侧安装有前置鸭翼和后掠机翼,推进式螺旋桨分布在机身两侧机翼端部^[16,34]。X4 构型目前仅给出了概念设计图,关于该机的其他信息非常有限。

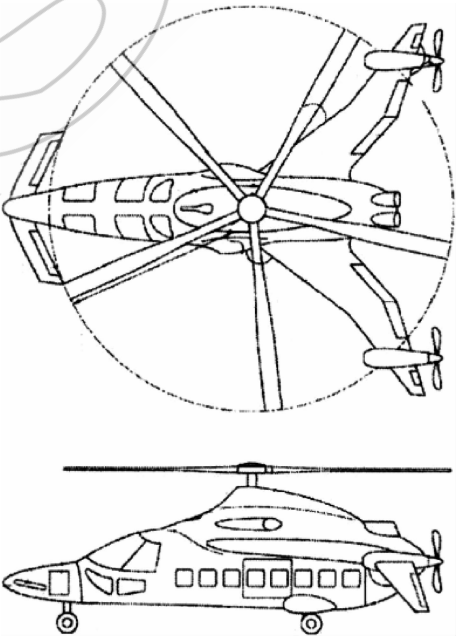


图 5 X4 常规旋翼构型复合式直升机概念图
Fig. 5 Concept map of X4 compound helicopter with single main rotor

2017 年 6 月,在巴黎航展上,空客直升机公司揭晓了“Clean Sky 2”欧洲项目中开发的高速直升机验证机,代号为 RACER (Rapid and Cost-Effective Rotorcraft)^[35-36],如图 6 所示。RACER 验证机是在 X³ 的基础上改进而来,它的主要目标是在速度、成本效益、可持续性和任务性能之间寻求最佳方案。RACER 验证机对两侧机翼进行

了设计优化,创造性地提出了一种“V 形盒式机翼”,以提高直升机在高速前飞时的升力,并尽量减小旋翼下洗流的增重效应。该构型验证机已于 2020 年开展各部件的生产组装工作,预计 2021 年实现首飞。目前,空客直升机公司已经针对其所研制的 X³、X4 及 RACER 三种布局型式申请了专利保护^[34,37-38]。



图 6 RACER 常规旋翼构型复合式高速直升机
Fig. 6 RACER high speed hybrid helicopter with single main rotor

2.2 机身两/单侧带发动机动力装置

20 世纪 60 年代,美国贝尔直升机公司推出了一款常规旋翼构型复合式直升机原型机——Bell 533^[29]。Bell 533 原型机由 YH-40 型直升机改装而成,为评估不同配置下直升机的性能效果,贝尔直升机公司试验了不同的旋翼、机翼和喷气发动机组合方案,图 7 展示了其中的两种设计方案。图 7(a)所示的方案具有两片桨叶,喷气发动机安装在机身两侧,发动机下方安装有一副后掠机翼。在 1964 年的飞行测试中,该机的飞行速度达到 345 km/h。图 7(b)所示为具有四片桨叶的改型设计方案,喷气发动机安装在短翼翼端,改型后的 Bell 533 原型机在 1969 年 5 月完成飞行测试,其最大平飞速度达到了 508 km/h,达到了同时期复合式直升机的最高飞行速度,但是由于 Bell 533 诸多配置的技术成熟度较低,因此只停留在试验阶段,并未实现量产。

另一种布局与 Bell 533 类似的常规旋翼构型复合式直升机是卡曼公司在 UH-2A“海妖”基础上进行改进的 YUH-2 复合型“海妖”直升机^[29],如图 8(a)所示。该机在机舱右侧塔架上安装涡轮喷气发动机,于 1963 年 11 月进行飞行测试,飞行速度超过 340 km/h。为了在高速前飞时实现对主旋翼卸载,卡曼公司在机身两侧增加了一对固定翼,实现了高速飞行条件下,机翼有效卸载了



(a) 发动机安装在机身两侧



(b) 发动机安装在短翼翼端

图 7 Bell 533 复合式直升机
Fig. 7 Bell 533 compound helicopter

主旋翼近一半的载荷,如图 8(b)所示。经过多次飞行测试,带有固定翼结构的复合型“海妖”直升机的最大飞行速度达到了 360 km/h。

1964 年,西科斯基联合美国陆军/海军共同研究改进了 NH-3A“海王”直升机,命名为 S-61F^[39],如图 9 所示。为了在高速飞行时减小机身阻力,西科斯基公司采用特征外形阻力削减设计技术对 S-61F 机身进行了优化,同时增加了桨



(a) 未安装机翼的YUH-2



(b) 装有机翼的YUH-2

图 8 YUH-2 复合型直升机
Fig. 8 YUH-2 compound helicopter



图 9 S-61F 复合式直升机

Fig. 9 S-61F compound helicopter

毂整流罩,选用可收放式起落架,该机的飞行速度达到 410 km/h。虽然 S-61F 提供了大量复合式直升机的特征信息,但由于使用现货组件和非综合飞行控制系统,限制了其进一步发挥该种构型直升机的飞行潜力。

1973 年,西科斯基赢得了美国国家航空航天局(NASA)和美国陆军联合发出的旋翼系统和综合推进系统试验机设计项目,试验机命名为 S-72^[29],如图 10 所示。S-72 在机身中部下方装有全尺寸机翼,机翼上安装有副翼和襟翼,且机翼在飞行中可调整迎角,涡轮风扇发动机安装在机身上部的短翼两端。该机于 1978 年完成首飞,最大平飞速度可达 555 km/h。1984 年以后,西科斯基公司得到国防部高级研究设计局的合同,将“停转旋翼”概念融入 S-72 复合式直升机中,采用“X 翼”代替原有的传统旋翼系统,以进一步提升飞行速度,但由于技术难度较大,缺乏足够的资金开展深度研究,S-72X“X 翼”论证机从未离开过地面,最终该项目被取消。



图 10 S-72 复合式直升机

Fig. 10 S-72 compound helicopter

2.3 机身尾部带螺旋桨动力装置

20 世纪 50 年代后期,美国的皮尔斯凯(Pias-ecki)飞机公司依靠私人资金风险项目,对“探路

者”系列常规旋翼构型复合式高速直升机开展了研究。“探路者”系列复合式直升机推力由机身尾部的涵道螺旋桨推进器(亦称“环尾”)提供,涵道螺旋桨后面安装有控制舵面,用来克服反扭矩并提供航向操纵。1962 年,16H-1“探路者”完成首飞,如图 11 所示,其极限飞行速度可以达到 273 km/h^[40]。16H-1“探路者”成功试飞后,继续推出了 16H-1A“探路者二世”,如图 12 所示,其最大飞行速度可达 362 km/h^[41]。



图 11 16H-1“探路者”

Fig. 11 16H-1 “Pathfinder”



图 12 16H-1A“探路者二世”

Fig. 12 16H-1A “Pathfinder II”

进入 20 世纪 90 年代,皮尔斯凯公司利用在“探路者”系列直升机研制中积累的成果,进一步开发出了新型尾环翼 VTDP (vectored thrust ducted propeller),即“矢量推力涵道螺旋桨推进器”。经过试验验证,VTDP 的推进效率比早期研究的环尾提高了 46%。在美国海军的支持下,皮尔斯凯公司将该技术用在 YSH-60F“海鹰”直升机上,研制出了 X-49A“速度鹰”,如图 13 所示。该机在 2007 年 6 月成功试飞,其最大飞行速度可达 390 km/h^[42]。但 VTDP 结构质量大大超出了传统尾桨的结构质量,不仅影响了整机结构质量分配和有效载荷,在垂直起降和悬停时也增加了旋翼的负担。

1964 年,西科斯基公司为了赢得美国陆军的“陆军先进空中火力支援系统”项目的支持,研制



图 13 X-49A“速度鹰”

Fig. 13 X-49A “Speed Hawk”

了 S-66 复合式直升机^[29]。S-66 新构型直升机将 SH-3A“海王”的尾部进行改进,使机体后部的尾桨可以转动 90°,如图 14 所示。在低速飞行时,尾桨用来平衡反扭矩;在高速前飞时,尾桨旋转 90°从而转化为螺旋桨推进装置,以提供额外的前飞推力,反扭矩主要由安装有方向舵的垂尾平衡。在飞控系统的操纵下,尾桨大约能在 3 s 内完成 90°旋转。但最终美国陆军因看中“刚性旋翼”技术的高机动性将项目批给了洛克希德公司,S-66 的研发因缺乏经费支持被迫停止。



图 14 S-66 复合式直升机

Fig. 14 S-66 compound helicopter

2008 年 5 月,在莫斯科首届国际直升机展览会上,俄罗斯直升机股份公司揭示了正在研制的 Mi-X1 常规旋翼构型复合式高速直升机,如图 15 所示。Mi-X1 采用单旋翼布局,该机保留了垂尾提供方向稳定性与操纵性。同时,Mi-X1 直升机的旋翼采用了一种“失速局部消除系统”,以改进旋翼气动性能,从而提高直升机飞行速度。该构型直升机已经开展了大量的风洞吹风试验,其气动布局已得到基本验证,最大平飞速度预计可达



图 15 Mi-X1 复合式直升机

Fig. 15 Mi-X1 compound helicopter

到 500 km/h^[43]。

3 常规旋翼构型复合式高速直升机关键技术

综上所述,常规旋翼构型复合式直升机已经有 90 多年的研究历史,除部分机型是用于收集复合式直升机飞行数据外,其余机型均作为技术验证机进行研制。且由于新增了辅助推进装置、机翼、舵面等部件,常规旋翼构型复合式高速直升机的气动布局问题更加复杂、操纵冗余量进一步增多、多部件气动干扰尤为突出,极大地增加了该构型高速直升机的研究难度,致使大部分机型仅停留在技术验证机层面,没有进一步发展成为高速直升机型号。

为进一步提升该构型直升机的技术成熟度、机动性、操纵性和安全性,使其具备工程应用转化潜力,需重点关注总体气动布局优化、过渡模式操纵分配、多部件气动干扰评估等关键技术。

3.1 总体气动布局设计与性能优化技术

常规旋翼构型复合式高速直升机是一款具有复杂构型的旋翼飞行器,该构型采用了多升力面、多推进面、多操纵面技术,其总体布局、总体参数选择、质量重心设计、气动布局、气动效率对全机的飞行性能、飞行特性、飞行品质都具有决定性的影响,因此总体气动布局设计与性能优化技术是常规旋翼构型复合式高速直升机的关键技术之一。

国内外学者通过采用不同的研究方法对常规旋翼构型复合式高速直升机的布局及参数进行优化,以获得更佳的气动性能。Rand 等^[44]采用“阻力/功率”研究方法分析了给定速度下旋翼、推进装置、机翼以及机身等部件的最佳配置。Yeo 等^[45-46]采用 CAMRAD II 软件对高前进比状态下复合式直升机的旋翼气动特性进行了计算,并确定了最优桨叶扭度、旋翼总距以及转速,研究表明,较低的机翼载荷和较高的桨叶载荷可提高全机的升阻比。Lienard 等^[47]基于多保真算法,采

用外形修正及优化策略对 RACER 验证机的垂尾外形进行了大量修正,如图 16 和图 17 所示,修正后的垂尾有效降低了气流分离,并通过进一步优化使垂尾气动性能满足了设计目标。

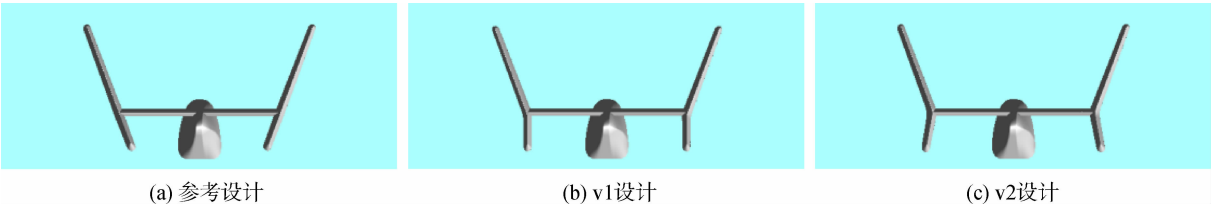


图 16 RACER 垂尾下反角优化

Fig. 16 RACER lower vertical fin dihedral angle optimization

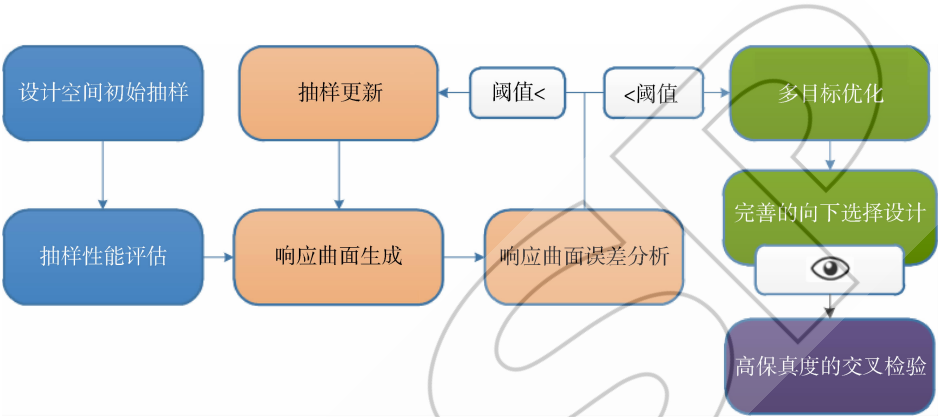


图 17 垂尾设计优化过程

Fig. 17 Vertical fin design optimization process

3.2 过渡模式操纵分配设计技术

常规旋翼构型复合式高速直升机进入过渡飞行阶段后,飞行速度变化幅度较大,由于操纵分配策略与飞行状态密切相关,从悬停低速的直升机操纵模式逐步过渡到高速以固定翼操纵为主的操纵模式,须确保全机的飞行稳定性。过渡飞行操纵分配策略是常规旋翼构型复合式高速直升机的关键技术之一,它不仅决定了该构型高速直升机操纵性能的优劣,同时还是该构型直升机由低速向高速稳定、安全过渡飞行的前提。

目前国内外关于该构型直升机操纵策略的研究资料较少。孔卫红^[48]以 UH-60L/VTDP 复合式高速直升机为样机,建立飞行动力学模型,如图 18 所示,并采用二次序列规划的优化方法对从悬停到 370 km/h 高速飞行的各种状态进行配平优化,分析了复合式高速直升机在不同速度下稳定飞行的操纵量、姿态及升力与推力随飞行速度的变化关系,该研究初步解决了复合式直升机配平中存在的操纵冗余问题。

Ferguson 等^[49]采用逆向模拟算法分别对常规构型直升机和常规旋翼构型复合式高速直升机的操纵性能进行计算评估,结果表明,复合式直升

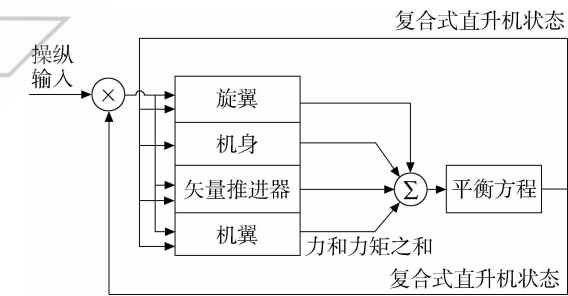


图 18 复合式高速直升机飞行力学建模框图

Fig. 18 Flight mechanics modeling block diagram for hybrid high-speed helicopter

机在拉升-推杆操纵时,能够获得更大的载荷系数,如图 19 所示,图中 n_p 为常规飞行路径载荷系数, t 为时间历程。在加速-减速操纵时,两种构型直升机都能完成整个时间历程的操纵过程,如图 20 所示,但推力组合的加入降低了复合式直升机在前向加速阶段所需的俯仰姿态,图中 θ_0 为主旋翼总距角, θ_{ls} 为主旋翼纵向操纵角, θ_{lc} 为主旋翼横向操纵角, θ_{prop} 为螺旋桨桨距, θ_{diff} 为旋翼总距角为 θ_{0tr} 时双侧螺旋桨为平衡旋翼反转矩所提供的差动控制角, θ 为俯仰角。

曹飞等^[50]建立了复合式直升机综合计算模

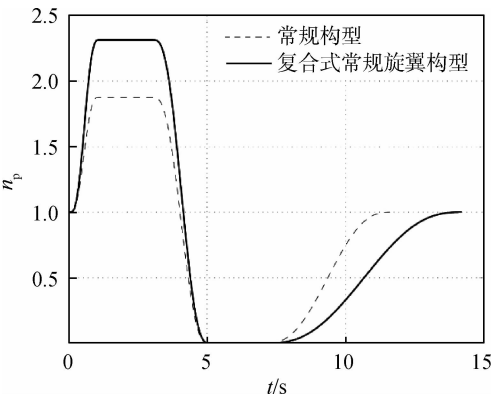


图 19 两种构型直升机的载荷系数分布比较
Fig. 19 Comparison of load factor distribution between two configurations

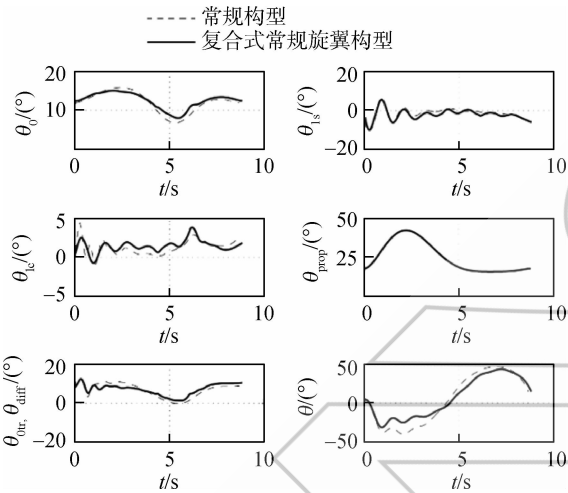


图 20 两种构型直升机加速-减速操纵控制过程中最大操纵控制时间历程
Fig. 20 Maximum manoeuvrability control time histories of two configurations during the accel-decel manoeuvre

型,对其过渡飞行模式下的飞机需用功率和功率传递效率进行了计算,并结合传动系统地面台模拟不同过渡飞行状态下的各轴需用功率使用情况,获得了飞行器总需用功率,进而通过该试验对建立的数学模型进行验证。研究表明,复合式直升机在过渡飞行时,其需用功率变化主要由机翼与旋翼组合配平升阻特性决定,且在过渡飞行边界内,其最小需用功率飞行状态点处于旋翼与机翼共同承担升力的状态下。何晓萍等^[51]基于 X³ 构型,通过控制主旋翼与机翼的不同升力分配、主旋翼与螺旋桨的不同推力分配,分析了不同配置下该型复合式直升机的性能,研究了升力和推力对比对直升机的功率和升阻比等特性的影响。研究同样表明,同时配置螺旋桨和机翼,并合

理分配推力和升力,可有效降低整机的需用功率,进而提升复合式直升机飞行性能,以上研究为复合式直升机飞行操纵策略的制定提供了理论参考。

3.3 多部件气动干扰特性及评估技术

在不同的工作模式下,常规旋翼构型复合式高速直升机各部件间气动影响有所不同,特别是在斜爬升、下降、过渡飞行状态,飞行姿态和速度大幅变化势必造成气动特性剧烈变化。同时,随着飞行速度提升,旋翼的转速一般需要适当降低,导致不同飞行状态下,气动干扰现象变化明显。此外,复合构型气动部件较多,各部件间气动干扰也很复杂。例如,存在旋翼与机身之间的气动干扰、旋翼与短翼/机翼之间的气动干扰、旋翼与推进装置之间的气动干扰等。准确分析该构型直升机各部件间的气动干扰,是保证该构型直升机气动性能的关键。该技术能有效辅助宽速域旋翼、低阻机身、高性能推进装置等部件的设计。

其中,带螺旋桨推进装置的常规旋翼构型复合式高速直升机的气动部件较其他构型而言更为复杂,不少研究人员针对该构型的气动干扰开展了不同程度的研究。Stokkermans 等^[52]基于 RACER 验证机构型,采用非稳态 CFD 模拟,研究了两侧螺旋桨对复合式直升机气动性能的影响,如图 21 所示,图中 T_{mr} 为主旋翼升力, T_p 为螺旋桨推力。研究表明,在高速巡航状态下,机翼与螺旋桨之间产生的干扰可以使其推进效率因翼尖涡的能量回收而提高 10.6%,在悬停及自转状态下,螺旋桨的性能则因滑流及入流的干扰而受到损失。

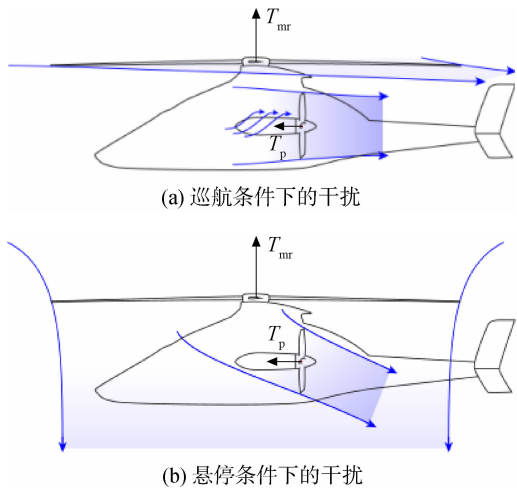


图 21 主旋翼与螺旋桨的气动干扰
Fig. 21 Aerodynamic interference between main rotor and propellers

Lienard 等^[53]对 RACER 构型复合式直升机的旋翼及桨毂尾迹与尾翼之间的干扰开展了研究,研究发现,由旋翼顺时针旋转引起的旋翼桨毂、机身上部、发动机整流罩的尾迹对其左侧垂尾有着强烈的影响,从而加剧了尾翼部件的振动,同时尾翼部件的侧向力也显著增加。Wentrup 等^[54]采用作用盘理论,对 RACER 构型的单独旋翼气动特性及旋翼/螺旋桨气动干扰进行了评估,如图 22 所示。他们提出了几种可能改善该构型直升机性能的措施,包括提高机翼及尾部升力性能的翼型设计,优化盒式机翼在上下翼的环量分布等。

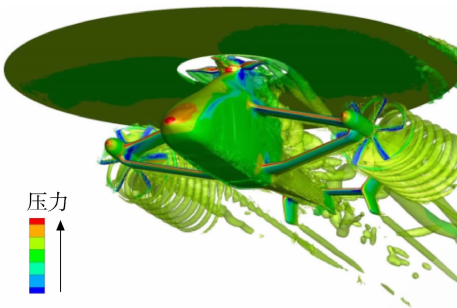


图 22 旋翼/螺旋桨干扰下的气动特性评估建模
(巡航时)

Fig. 22 Aerodynamic performance evaluation with
rotor and propellers interference (on cruise)

除此之外,国内学者对复合式直升机构型的气动干扰特性也做了相关研究。万佳、陈铭^[55]采用自由尾迹算法和涡格法分析了不同前飞速度下机翼位置对旋翼-机翼气动干扰情况,结果表明,在高速飞行时,除旋翼扭矩外,气动干扰对机翼位置不敏感;低速飞行时,干扰情况较为复杂,且在旋翼非对称涡系下机翼升力会产生滚转力矩。申遂愿等^[56]基于动量源方法,对 X³ 构型复合式高速直升机旋翼/螺旋桨/机身进行了数值模拟,研究了悬停及前飞状态下旋翼/螺旋桨/机身的干扰特性,结果表明,螺旋桨对旋翼下洗流的加速作用使旋翼升力提高,低速前飞时旋翼/螺旋桨/机身干扰较大,主要表现为旋翼下洗流造成螺旋桨滑流偏折以及机翼上表面压力分布增大,高速前飞时这种干扰明显减小。

4 常规旋翼构型复合式高速直升机 发展前景

21 世纪以来,世界各国垂直起降军事作战能力主要依赖于直升机装备,以高速为典型特征的

新一代(第五代)旋翼飞行器技术已经成为当前直升机技术领域发展的制高点。飞行速度的提高可以显著增加直升机攻击、侦察、运输和搜救的任务半径,实现快速机动、纵深立体精确打击,能有效的填补常规直升机和固定翼飞机之间的任务执行能力缺口,同时提高攻击型直升机的战场生存能力。

目前,欧美等军事强国均将高速直升机作为重点装备进行研发,先后推出了倾转、共轴、常规旋翼构型复合式三种主流构型的高速直升机。其中,常规旋翼构型复合式高速直升机作为高速直升机的构型之一可直接对现有直升机型号进行升级改造,能有效兼固定翼飞机的速度和直升机特有的悬停、自转着陆等性能,与其他高速构型相比,具有技术难度与成本相对较低、研制周期短、安全性高、使用和维护性能好、综合性能均衡等优势。所以,常规旋翼构型复合式高速直升机是一种能基于现有基础快速研究并投入使用的、极具发展潜力与使用价值的高速直升机,是一种集创新性、可靠性、经济性和低风险性于一体的综合构型形式,是我国实现高速直升机弯道超车的较佳途径。

5 结 论

近年来,在常规单旋翼带尾桨构型直升机的设计与制造技术方面,我国已经大大缩短了与国外的差距,但在常规旋翼构型复合式高速直升机研究方面尚处于起步阶段,如何开展该构型高速直升机关键技术研究,尚没有完全理清思路。为此,应当深化论证国内需求,立足现有技术、设备和条件,认真梳理技术脉络,找准关键技术突破口,有针对性地系统深入研究,综合验证评估研究方案的合理性和可行性。

从我国当前直升机发展现状来看,笔者认为应在预研倾转旋翼机技术和共轴刚性旋翼技术的同时,大力发展常规旋翼构型复合式高速直升机,不断突破关键技术瓶颈,以期尽快补齐我国无高速直升机这一短板,进而逐步缩短与国外的差距,最终实现超越发展。

参考文献:

[1] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 南京:航空专业教材编审组,1985:127-129.
[2] 黄明其. 直升机风洞试验[M]. 北京:国防工业出版社,2014:1-3.

- [3] 王焕瑾,高正.高速直升机方案研究[J].飞行力学,2005,23(1):38-42.
WANG Huanjin,GAO Zheng. Research on the scheme of a high speed helicopter[J]. Fight Dynamics,2005,23(1):38-42. (in Chinese)
- [4] 吴希明.高速直升机发展现状、趋势与对策[J].南京航空航天大学学报,2015,47(2):173-179.
WU Ximing. Current status,development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 47(2):173-179. (in Chinese)
- [5] 李建波.复合式直升机技术发展分析[J].南京航空航天大学学报,2016,48(2):149-158
LI Jianbo. Progress of compound helicopter technology [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2016,48(2):149-158. (in Chinese)
- [6] ORCHARD M N,NEWMAN S J. The compound helicopter:why we have not succeeded before? [J]. Aeronautical Journal,1999,103(1028):489-495.
- [7] ORCHARD M,NEWMAN S. The fundamental configuration and design of the compound helicopter[J]. Journal of Aerospace Engineering,2003,217(6):297-315.
- [8] TANABE Y,AOYAMA T,KOBIKI N,et al. A conceptual study of high speed rotorcraft[R]. Southampton, UK: The European Rotorcraft Forum International Committee,2014.
- [9] TANABE Y,SUGIURA M,KOBIKI N,et al. A new concept of compound helicopter and flight tests[C]//The Proceedings of the 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology. Tokyo, Japan: Japan Aerospace Exploration Agency,2018:1343-1352.
- [10] RUSSELL C,JOHNSON W. Exploration of configuration options for a large civil compound helicopter[R]. Phoenix, USA: The American Helicopter Society International Incorporation,2013.
- [11] 吴希明.直升机技术现状、趋势和发展思路[J].航空科学技术,2012(4):13-16.
WU Ximing. Status,trend and strategy of helicopter technology[J]. Aeronautical Science and Technology,2012(4):13-16. (in Chinese)
- [12] 朱.俄罗斯资助新型高速直升机研发[J].直升机技术,2011(2):19.
- [13] 吕春雷,朱璟,黄利.突破直升机速度极限[J].航空制造技术,2014(19):34-37.
LÜ Chunlei,ZHU Jing,HUANG Li. Break limit of helicopter speed[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(19):34-37. (in Chinese)
- [14] COLUCCI F. Paying for speed;faster vertical lift comes at a price, but high-speed rotorcraft have to pay off with greater productivity[J]. Vertiflite,2014,60(3):44-48.
- [15] EDI P,YUSOFF N,YAZID A A. New design approach of compound helicopter[J]. Wseas Transactions on Applied and Theoretical Mechanics,2008,3(9):799-808.
- [16] HIRSCHBERGM. The battle of the compound is joined [J]. Vertiflite,2010,56(4):16-22.
- [17] FOURNIER D. Airbus helicopter X3 flight tests:overview of X3 flight test phase and perspectives for the RACER airbus demonstrator[R]. Mailand, Italian: The European Rotorcraft Forum International Committee,2017.
- [18] 莫雳.高速直升机技术日趋成熟——专访欧洲直升机 X-3 项目经理让·范肯[J].环球飞行,2012(8):48-49.
- [19] 招启军,倪同兵,李鹏,等.倾转旋翼机流动机理及气动干扰特性试验[J].航空动力学报,2018,33(12):2900-2912.
ZHAO Qijun,NI Tongbing,LI Peng,et al. Experiment on flow mechanism and aerodynamic interaction characteristics of tilt-rotoraircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2018,33(12):2900-2912. (in Chinese)
- [20] 袁明川,刘平安,樊枫,等.共轴刚性旋翼气动干扰特性风洞试验研究[J].南京航空航天大学学报,2019,51(2):257-262.
YUAN Mingchuan,LIU Ping'an,FAN Feng,et al. Wind tunnel test investigation of coaxial rigid rotor aerodynamic interaction[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2019,51(2):257-262. (in Chinese)
- [21] 王畅,黄明其,彭先敏,等.分离式共轴刚性旋翼风洞试验技术研究[J].南京航空航天大学学报,2019,51(2):194-200.
WANG Chang,HUANG Mingqi,PENG Xianming,et al. Separating test technology of coaxial rigid rotor wind tunnel[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2019,51(2):194-200. (in Chinese)
- [22] 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 and Astronautics,2019,51(2):137-146. (in Chinese)
- [23] 张啸迟,万志强,章异羸,等.旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器概念设计研究[J].航空学报,2016,37(1):179-192.
ZHANG Xiaochi,WAN Zhiqiang,ZHANG Yiyi,et al. Conceptual design of rotary wing and fixed wing compound VTOL aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(1):179-192. (in Chinese)
- [24] 赵寅宇,黎鑫,史勇杰,等.双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机旋翼/螺旋桨干扰流场分析[J].南京航空航天大学学报,2017,49(2):154-164.
ZHAO Yinyu,LI Xin,SHI Yongjie,et al. Analysis on rotor-propellers interaction flowfield for compound double-thrust-propeller high-speed helicopters[J]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(2):154-164. (in Chinese)
- [25] 蒋鸿翔,徐锦法,高正,等.新型复合式无人直升机悬停/着陆控制[J].航空学报,2008,29(增刊1):46-54.
JIANG Hongxiang,XU Jinfa,GAO Zheng,et al. Hover/

- landing control for the novel compound unmanned aerial helicopter[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(suppl. 1): 46-54. (in Chinese)
- [26] 王俊超. ZX-1 型旋翼机高速型总体方案设计研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- WANG Junchao. Research on preliminary design of ZX-1 type autogiro high-speed scheme[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [27] NEWMAN S. The compound helicopter and the helicopter speed trap[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1997, 69(5): 407-413.
- [28] ORCHARD M, NEWMAN S. Some design issues for the optimisation of the compound helicopter configuration[R]. Beach, USA: The American Helicopter Society International Incorporation, 2000.
- [29] ROBB L. Hybrid helicopters: compounding the quest for speed[J]. *Vertiflite*, 2006, 52(2): 30-34.
- [30] 陈石卿. 高速混合型直升机[J]. *航空科学技术*, 2011(2): 15.
- CHEN Shiqin. High-speed hybrid helicopter[J]. *China Aeronautical Science and Technology*, 2011(2): 15. (in Chinese)
- [31] DUBOIS T. Eurocopter X³ demonstrator targets 220 knots[J]. *Rotor and Wing Magazine*, 2010(11): 14-15.
- [32] HIRSCHBERG M. X³ completes U. S. demo tour[J]. *Vertiflite*, 2012, 58(5): 12-14.
- [33] PERRY T D. X³ retires with record-breaking flight[J]. *Flight International*, 2013(6): 12.
- [34] FERRIER J. Hybrid helicopter that is fast and has long range; US 2010/0065677 A1[P]. 2010-03-18.
- [35] BLACHA M, FINK A, EGLIN P, et al. "CLEAN SKY 2": exploring new rotorcraft high speed configurations[R]. Mailand, Italian: The European Rotorcraft Forum International Committee, 2017.
- [36] BUTTERWORTH-HAYES P. Europe prepares for clean sky 2 research[J]. *Aerospace America*, 2014, 52(7): 6.
- [37] FINKA. Compound helicopter; EP 2690011 B1[P]. 2014-01-29.
- [38] ROESCH P. Fast hybrid helicopter with long range; US 8113460 B2[P]. 2008-12-04.
- [39] FRADENBURGH E A, CHUGA G M. Flight program of the NH-3A research helicopter[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1968, 13(1): 44-62.
- [40] Piasecki Aircraft. 16H-1 Pathfinder[EB/OL]. [2020-09-20]. <http://piasecki.com/wp-content/uploads/2018/12/16H-1-Pathfinder.pdf>.
- [41] Piasecki Aircraft. 16H-1A Pathfinder II[EB/OL]. [2020-09-20]. <http://piasecki.com/wp-content/uploads/2018/12/16H-1A-Pathfinder-II.pdf>.
- [42] COLUCCI F. Speed Hawk-Phase I[J]. *Vertiflite*, 2007, 53(4): 18-22.
- [43] 倪先平. 俄罗斯直升机工业再展宏图[J]. *国际航空*, 2008(9): 70-73.
- NI Xianping. Russian helicopter industry in reforming[J]. *International Aviation*, 2008(9): 70-73. (in Chinese)
- [44] RAND O, KHROMOV V. Compound helicopter; insight and optimization[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2015, 60(1): 1-12.
- [45] YEO H, JOHNSON W. Aeromechanics analysis of a compound helicopter[R]. Phoenix, USA: The American Helicopter Society International Incorporation, 2006.
- [46] YEO H, JOHNSON W. Optimum design of a compound helicopter[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 46(4): 1210-1229.
- [47] LIENARD C, DIN I S E, RENAUD T, et al. RACER high-speed demonstrator; tail unit vertical fin aerodynamic design[R]. Phoenix, USA: The American Helicopter Society International Incorporation, 2018.
- [48] 孔卫红. 复合式高速直升机若干关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2011.
- KONG Weihong. Research on some key technical issues of compound high speed helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [49] FERGUSON K, THOMSON D. Manoeuvrability assessment of a hybrid compound helicopter configuration[R]. Southampton, UK: The European Rotorcraft Forum International Committee, 2014.
- [50] 曹飞, 陈铭, 田力, 等. 复合式直升机过渡飞行功率特性[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(2): 413-420.
- CAO Fei, CHEN Ming, TIAN Li, et al. Power characteristics of the compound helicopter in transition flight mode[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(2): 413-420. (in Chinese)
- [51] 何晓萍, 韩东, 杨克龙, 等. 基于双螺旋桨推进的复合式直升机飞行性能[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(4): 815-822.
- HE Xiaoping, HAN Dong, YANG Kelong, et al. Flight performance of compound helicopter with twin propeller[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(4): 815-822. (in Chinese)
- [52] STOKKERMANS T, VOSKUIJL M, VELDHUIS L, et al. Aerodynamic installation effects of lateral rotors on a novel compound helicopter configuration[R]. Phoenix, USA: The American Helicopter Society International Incorporation, 2018.
- [53] LIENARD C, DIN I S E, RENAUD T, et al. RACER high-speed demonstrator; rotor and rotor-head wake interactions with tail unit[R]. Phoenix, USA: The American Helicopter Society International Incorporation, 2018.
- [54] WENTRUP M, YIN J, KUNZE P, et al. An overview of DLR compound rotorcraft aerodynamics and aeroacoustics activities within the CleanSky2 NACOR project[R]. Phoenix, USA: The American Helicopter Society International Incorporation, 2018.

[55]

万佳,陈铭. 机翼位置对复合式直升机旋翼-机翼干扰的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(5):519-522.
WAN Jia,CHEN Ming. Influence of wing location on rotor-wing interaction of compound helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2009,35(5):519-522. (in Chinese)

[56]

申遂愿,朱清华,朱振华,等. 高速直升机旋翼/螺旋桨/机身干扰特性分析[J]. 航空工程进展,2020,11(1):46-55.
SHEN Suiyuan,ZHU Qinghua,ZHU Zhenhua,et al. Analysis of rotor/propeller/fuselage interaction characteristics of high-speed helicopter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2020,11(1):46-55. (in Chinese)

(编辑:叶 青、张 雪)