

电动直升机关键性能指标及影响因素研究



何振亚,唐兴中

中国航空研究院,北京 100029

摘要:本文基于电池、电机当前的技术水平和发展趋势,结合直升机性能估算方法,对某轻型直升机进行了全电化改型方案设计与性能计算,分析了改型前后续航能力和悬停升限等关键性能指标的变化,给出了电池能量密度、重量占比、电机功重比等对电动直升机性能的影响规律,提出了现阶段直升机全电化改型的建议。结果表明,当前电动直升机的续航能力仅能达到油动直升机的8%左右,但其悬停升限明显优于油动直升机,可根据实际任务场景,选择增加电池重量占比、加装辅助升力装置等方式提高电动直升机的续航能力。

关键词:电动直升机; 电池能量密度; 电机功重比; 续航能力; 悬停升限

中图分类号:V221+.8

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.03.003

随着世界推进绿色航空的呼声越来越高,航空电气化已成为航空业发展的前沿阵地^[1-2]。电动载人飞行器具有结构简单、排放水平低等优势,迅速受到了世界各国的关注,目前电动技术已经在轻型和超轻型飞机上得到了广泛的应用^[3]。

随着电驱动技术的进步,绿色、电动已经成为直升机的热门研究领域,无排放、低噪声、低振动的特点能够满足未来城市空运的绿色环保需求^[4],进一步挖掘出直升机产业的巨大潜力^[5]。

与电动飞机相比,电动直升机对功率的需求更为严苛,总体发展相对较缓。2010年,西科斯基公司以S300C直升机为基础研制了全电的Firefly直升机^[6],其电机最大功率为190hp(约141.68kW),搭载520kg电池的情况下可以飞行15min。2011年,欧直以提高自转下滑能力为目的对AS350直升机进行了混合驱动技术的探索,认为用于提高安全性的应急电力驱动技术目前尚未达到投入使用的水平。2016年,Aquinea公司和法国国家民用航空学院共同研发了Volta电动直升机,该机设计最大起飞重量(质量)520kg,采用EMRAX生产的122hp(约90.98kW)电机,所带电池容量为22kW·h,最长航时可达40min。除常规单旋翼带尾桨构型外,空客、

Lilium、Volocopter等公司^[7]也开展了电动多旋翼构型的研究。

在电动直升机动力系统研究方面,国外Datta等^[8]开展了三种全电力装置的概念设计研究,并基于R22直升机对三种动力方案的性能进行了评估。Durkee等^[9]以R22为研究对象探索了全电力、传动系统在小型直升机上的可行性,分析了单个或多个电机作为动力系统所带来的重量代价和成本。Guinea等^[10]研究了电动直升机所使用的燃料电池的成本和比重,根据电动直升机的重量需求给出了可接受的电池比重的范围。

在国内,北京航空航天大学聂资等^[11]提出了电动直升机主要飞行性能的计算方法,并以FH1共轴无人机的对比分析了改型前后的重量和性能的变化。南京航空航天大学赵洪等^[12]构建了适用于电动直升机的总体参数选择和优化方法,提出了三种能源方案并对主要设计参数进行了敏感性分析。

目前,国内对电动直升机的研究主要集中于直升机的电动化改型和概念方案设计。本文以某轻型直升机为研究对象,梳理了电动直升机的关键性能指标,开展了关键性能指标的影响因素研究和参数敏感性分析,提出了直升机电动化发展的建议,对电动直升机的设计具有一定参考意义。

收稿日期: 2022-09-09; 退修日期: 2022-12-20; 录用日期: 2023-01-10

引用格式: He Zhenya, Tang Xingzhong. Study on key performance indexes and influencing factors of electric helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(03): 16-24. 何振亚,唐兴中. 电动直升机关键性能指标及影响因素研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(03): 16-24.

1 电动直升机的特点

电动直升机是指以电机代替燃油发动机,以电池代替燃油的直升机。由于能源、动力系统的改变,电动直升机与油动直升机在使用特点、飞行性能等方面有明显不同。一是电动直升机的排放水平较低。采用电机、电池可以减少直升机的部件数量,大幅度降低全机的振动、噪声水平,且电池不会排出 NO_x 、CO等污染物。二是飞行性能受高度变化的影响小。燃油发动机的输出功率随高度增加而迅速降低,但电机在保证工作温度的情况下,其输出功率基本不随高度变化。三是飞行过程中全机的重量不变。油动直升机飞行时间较长,燃料消耗量较大,全机的飞行重量不断变化,而电池释放能量的过程不与外界发生物质交换,电池的重量不发生变化。

2 电动直升机关键性能指标

直升机飞行性能包括悬停升限、实用升限、最大平飞速度和续航时间或航程等^[13],就电动直升机而言,由于能源动力系统发生变化,其飞行性能也有较大改变。目前主流的电动载人飞行器的性能见表1,其中括号内为原油动机的性能数值,可以发现,受限於现阶段电池技术水平,电动飞行器的续航时间和航程的变化最为显著。在飞行器的电动化设计过程中通常为保证一定的续航时间和航程,需要降低有效载荷以增加电池重量占比,且由于电机的高度特性,电动飞行器的垂直性能也有较大提升,因此,将续航时间与航程、有效载荷和悬停升限作为电动直升机的关键性能指标,能够充分反映出电动直升机的实用性与经济性。

表1 典型电动飞行器性能

Table 1 Typical electric vehicle performance

名称	航程/km	续航时间/min	有效载荷/kg
Firefly	—	15(198)	—
Volta	—	40(192)	—
Cora	100	—	200
Ehang 216	35	—	220
Cri-Cri	60(460)	30	75
RX4E	500	90	—

2.1 续航时间与航程

电动直升机的续航时间可以表示为

$$T = \frac{\zeta q E \bar{G}_B}{g} \quad (1)$$

式中, ζ 为电池功率利用系数, q 为功率载荷, E 为电池的质量能量密度, $\bar{G}_B$ 为电池的重量占比, g 为重力加速度。

类似可以得到航程 L

$$L = \frac{V_c \zeta q E \bar{G}_u}{g} \quad (2)$$

式中, V_c 为巡航状态飞行速度。

由式(1)、式(2)可以发现,电动直升机的续航时间和航程与电池的质量能量密度成正比,与电池的重量占比成正比,与功率载荷成正比。

直升机的功率载荷为

$$q = \frac{G}{N_e} \quad (3)$$

电机功率与全机需用功率的关系见式(4)

$$N_e = P/\eta_1 = \left(\frac{1}{4} \sigma C_{x7} K_p + C_T \bar{v}_1 J + \frac{\sum C_D S}{\pi R^2} \mu^3 \right) f_N / \eta_1 \eta_2 \quad (4)$$

式中, G 为全机总重, N_e 为电机功率, P 为全机需用功率, η_1 为全机功率利用系数, σ 为旋翼实度, C_{x7} 为翼型阻力系数, C_T 为拉力系数, $\bar{v}_1$ 为等效诱导速度, $\sum C_D S$ 为机身废阻, μ 为前进比, f_N 为功率因子, η_2 为旋翼功率系数, K_p 、 J 为修正系数。

2.2 有效载荷

直升机有效载荷是任务载荷与乘员装备重量的总和,是衡量直升机任务能力的重要指标之一,与空重比、电池重量占比的关系如下所示

$$\bar{G}_u = 1 - \bar{G}_{em} - \bar{G}_B \quad (5)$$

式中, $\bar{G}_u$ 为有效载荷占比, $\bar{G}_{em}$ 为空重比,与式(1)联立可以得到

$$\bar{G}_u = 1 - \bar{G}_{em} - \frac{gT}{\zeta E q} \quad (6)$$

通过上述公式,能够分析电池质量能量密度、旋翼半径、实度、桨尖速度等参数对续航时间与航程、有效载荷的影响规律。

2.3 悬停升限

由于电机良好的高空特性,电动直升机在垂直性能方面较油动直升机存在一定的优势。直升机的垂直性能主要体现在悬停升限上,悬停状态下最大剩余功率满足不小于0.5m/s垂直爬升速度的高度为悬停升限

$$V_y = \frac{P_{a(H)} - k_y P_{(H)}}{G} \quad (7)$$

式中, V_y 为垂直爬升速度, $P_{a(H)}$ 为该高度下的可用功率, k_y 为垂直爬升功率修正系数, $P_{(H)}$ 为该高度下的需用功率。

3 关键性能指标影响因素与分析

3.1 续航时间与航程影响因素

由式(1)、式(2)可以发现,电池能量密度、电池重量和

功率载荷对全电直升机的续航时间与航程有直接影响。以某型直升机为对象,开展全电化改型方案研究,改型以起飞重量、动力系统连续输出功率和能源系统重量不变为约束条件,电机功重比按5kW/kg估算,采用的锂电池的质量能量密度以200W·h/kg估算,忽略改型带来的重心变化、体积布置等问题,改型前后全机各主要系统重量分布如图1所示。

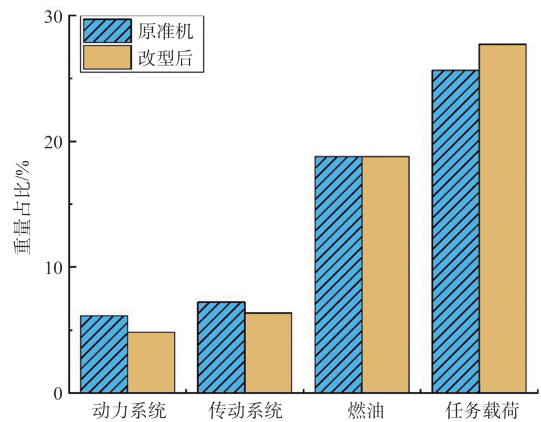


图1 改型前后各部分重量占比

Fig.1 Comparison between weight proportion of main parts before and after modification

从图1中可以发现,全电化改型前后,由于电机的功重比略高于原发动机,动力系统的占比略有下降,而改型后尾桨部分由单独电机驱动,不再需要尾传动轴等部件,传动系统的重量也有所下降,保持燃油部分等重量替换成电池,其他系统的重量基本不变,直升机的有效载荷略有增加。引入环境温度对电池放电能力的影响^[14],改型前后直升机的性能对比见表2。

表2 改型前后飞行性能对比

Table 2 Comparison between flight performance before and after modification

性能	原机数值	全电化改型后数值
有效载荷/kg	577	623.8
悬停升限/m	3400	5200
续航时间/h	3.8	0.31
航程/km	630	45.5

从表2可以发现,样例直升机全电化改型前后,悬停升限明显增加,约为改型前的1.5倍,但续航时间和航程约为改型前的8%。现有技术条件下,全电化直升机的飞行性能较油动直升机远远不足,严重限制了全电直升机的应用。

3.1.1 电池能量密度

电动航空领域常用的能源包括锂聚合物电池、燃料电

池、混合电池等,目前锂聚合物电池的发展较为成熟、应用最广泛^[15],其质量能量密度可以达到200W·h/kg以上。根据《中国制造2025》规划,预测在2025年锂电池的能量密度能够突破400W·h/kg(见图2),而且锂电池的理论极限可以达到1000W·h/kg以上^[16],见表3。

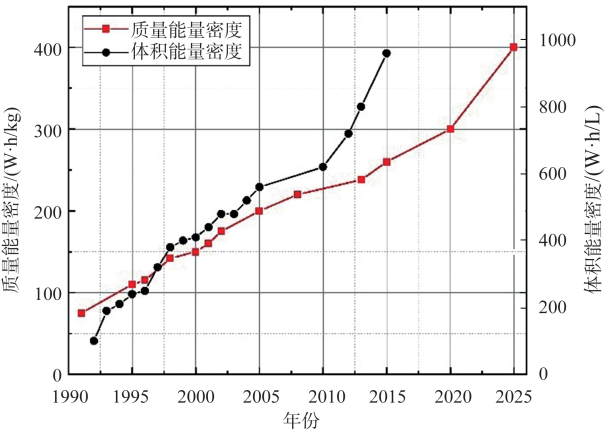


图2 电池性能统计和预测

Fig.2 Battery performance statistics and prediction

表3 锂聚合物电池理论质量能量密度

Table 3 Theoretical mass energy density of lithium polymer batteries

锂电池类别	理论能量密度/(W·h/kg)	预计2025年/(W·h/kg)
Li-Ion	390	250
Li-S	2570	500~1250
Li-O ₂	3500	800~1750

电池能量密度与续航时间和航程呈线性关系,考虑电池技术的发展,对电池的质量能量密度200~1000W·h/kg下的续航时间和航程进行了计算,如图3所示。续航时间和航程随电池能量密度呈线性关系,当质量能量密度达到1000W·h/kg时,续航时间可以达到116min,航程达到280km,已经具备了相当的应用潜力。

3.1.2 电池重量

适当降低有效载荷,提高电池重量在全机重量中的占比,也是提高续航时间和航程的有效手段。

定义 ε 为改型电池重量 G_B 外的附加电池重量与原机有效载荷 G_u 的比值,可以得到不同 ε 下续航时间和航程的变化规律,如图4、图5所示,图中点画线表示原机的续航时间和航程, ε 为1表示有效载荷全部转为附加电池重量。可以发现,当电池能量密度和附加电池占比都较大时,全电化改型后的续航时间和航程才能达到原机相同的水平。

3.1.3 功率载荷

增大功率载荷,即降低全机功率消耗,对续航时间和

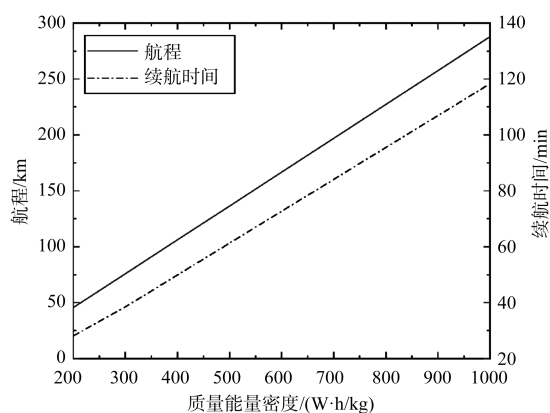


图3 续航时间和航程随电池质量能量密度的变化

Fig.3 The relationship between battery gravimetric specific energy and endurance and range

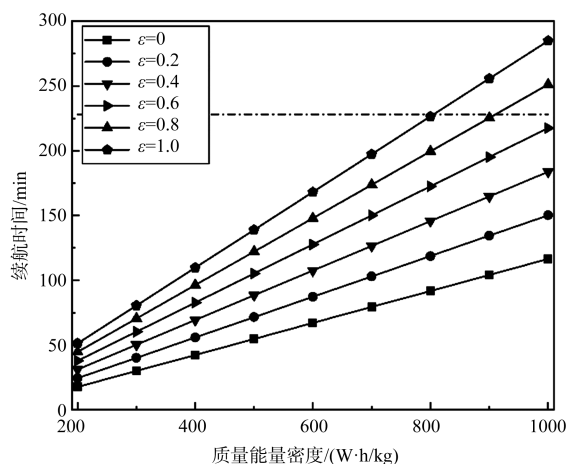


图4 航时随电池质量能量密度和重量占比的变化

Fig.4 Endurance changes with battery gravimetric specific energy and weight ratio

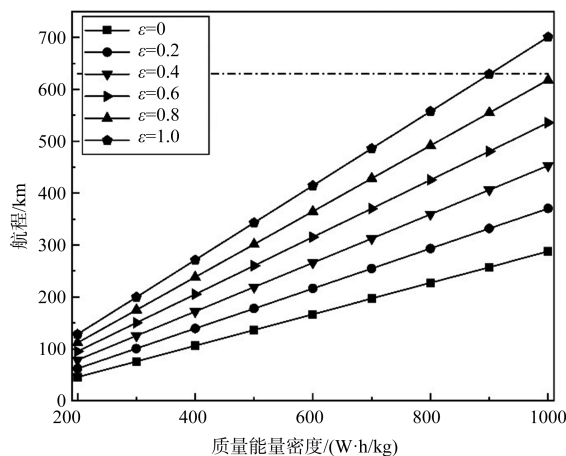


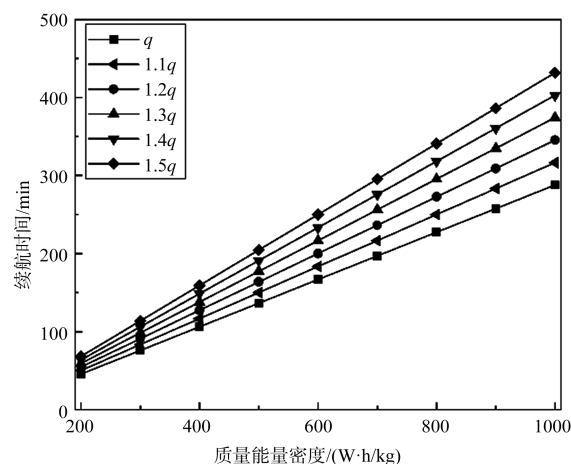
图5 航程随电池质量能量密度和重量占比的变化

Fig.5 Range changes with battery gravimetric specific energy and weight ratio

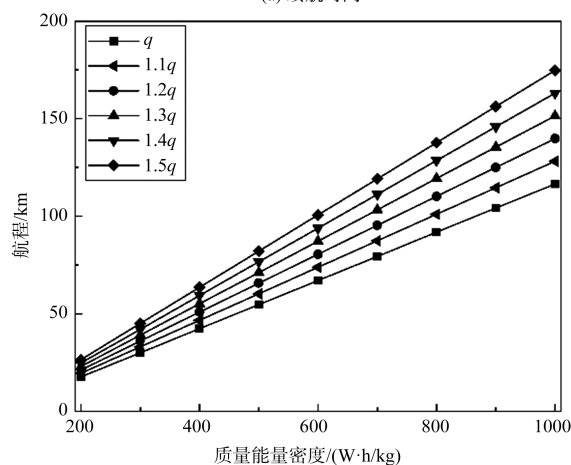
航程有利,不同功率载荷下续航时间与航程随电池质量能量密度和附加电池重量占比的变化关系,如图6、图7所示。

功率载荷增大而提升续航时间与航程的本质即降低全机功率消耗,根据式(4)可以发现,全机功率消耗与旋翼实度、废阻面积、桨尖速度、旋翼半径等参数相关,通过对主要参数开展敏感性分析^[17-18],可以得到各参数对全电直升机续航时间与航程的影响程度与相关性,如图8所示,其中正值表示增大该参数有利于提升续航时间或航程,绝对值越大则该参数对续航时间、航程的影响越强。

从图8中可以发现,电池能量密度、电池重量和起飞重量对样例全电直升机续航时间与航程的影响程度较大,其次是旋翼半径、桨尖速度、电机功重比、旋翼实度、废阻面积



(a) 续航时间



(b) 航程

图6 续航时间与航程随电池质量能量密度和功率载荷的变化关系

Fig.6 The relationship between endurance and range with battery gravimetric specific energy and power load

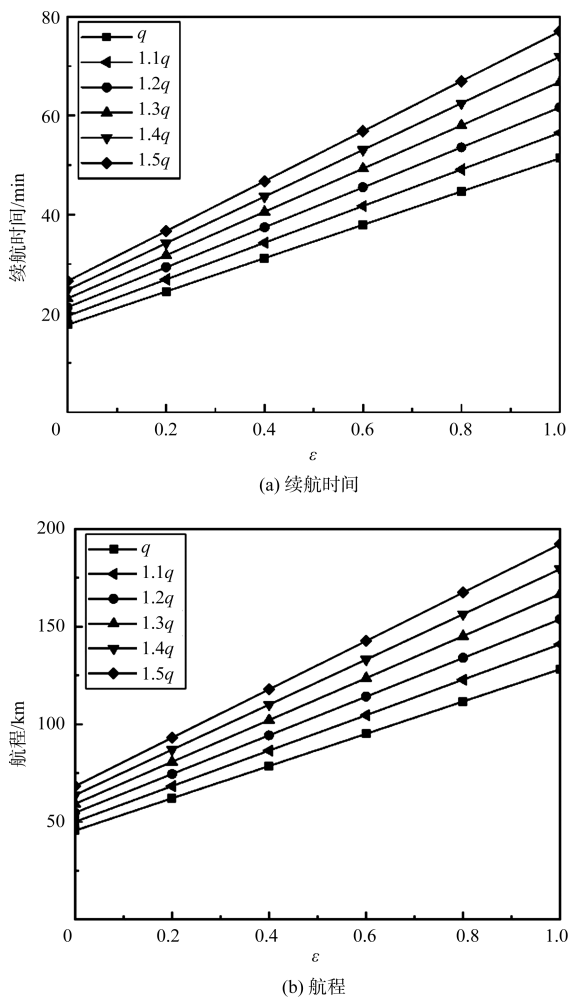


图7 续航时间与航程随电池重量占比和功率载荷的变化关系

Fig.7 The relationship between endurance and range with battery gravimetric specific energy and power load

等参数。为提升全电直升机的续航时间与航程,应增大电池能量密度和电池重量,并对旋翼半径、桨尖速度、旋翼实度等参数做出针对性调整。

3.2 有效载荷影响因素

3.2.1 空机重量

直升机空机重量由机体结构、动力装置、通用设备等重量组成,机体结构重量通常占全机总重的30%以上^[19],但随着复合材料技术的发展,机体结构重量存在一定的降低空间,而由于全电直升机的动力需求与常规直升机有所不同,两者的空机重量组成的主要区别体现在动力装置等部分,直升机用于驱动主旋翼的功率输出,具有低转速、大扭矩的特性,而一般电机的输出为高转速、小扭矩,通过专用设计与改造使电机能够与主旋翼直连,可省去主旋翼减速器等

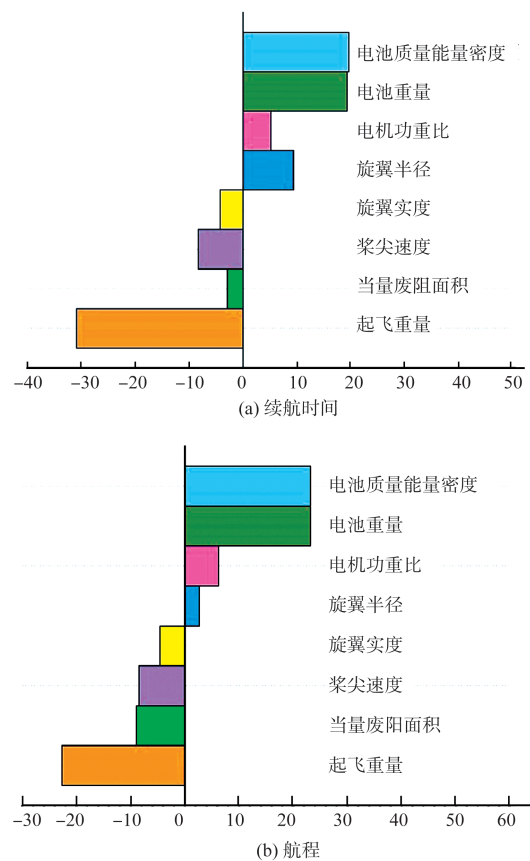


图8 续航时间与航程参数敏感性分析

Fig.8 Parameter sensitivity analysis of endurance and range

部件,并且随着电机功重比水平的提高,采用电机能够有效降低电动直升机的空机重量,有利于提升任务载荷、续航时间、航程等飞行能力。

保持连续输出功率不变,不同功重比电机带来的全机重量变化见表4,其中case 1、case 2、case 3为改为电机且保留减速器,case 4、case 5、case 6为电机直接驱动旋翼的三种情况,可以发现,电机功重比增大能够有效增大有效载荷,在直接连接旋翼的情况下可以进一步提升载荷能力。

表4 不同功重比电机带来的重量变化

Table 4 Weight changes caused by motors with different power-to-weight ratios

方案	功重比/(kW/kg)	电机重量占比/%	有效载荷变化/%
case 1	3	8.0	-2.0
case 2	4	6.0	0
case 3	5	4.8	1.2
case 4	3	8.0	3.6
case 5	4	6.0	5.6
case 6	5	4.8	6.8

3.2.2 电池重量

电池重量是续航时间、功率载荷和电池能量密度的函数,在空重比和续航时间不变的前提下,有效载荷与功率载荷和电池能量密度的关系如图9所示。

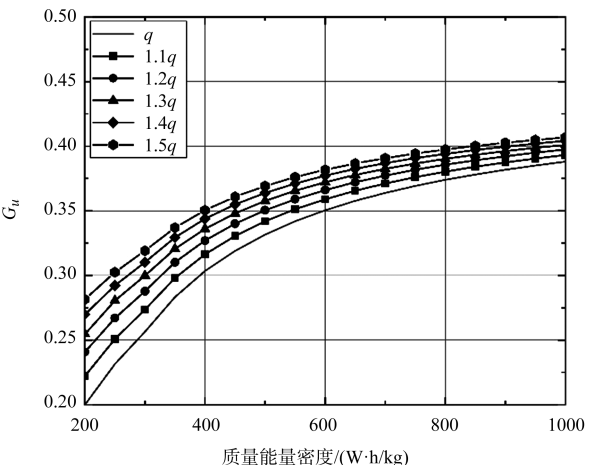


图9 有效载荷随电池能量密度和功率载荷的变化
Fig.9 Payload varies with battery gravimetric specific energy and power load

可以发现,随着电池能量密度增加,相同续航时间所需的电池质量减小,有效载荷占比增加,且电池能量密度对有效载荷的提升效果逐渐降低,而随着功率载荷增加,即全机需用功率降低,续航状态对应电池质量减小,有效载荷增加。

3.3 悬停升限影响因素

3.3.1 可用功率

悬停升限由可用功率和需用功率决定,全电直升机的可用功率对应所使用电机的输出功率。与燃油发动机相比,电机功率随高度的变化可以忽略,根据表2可知,在改型前后动力系统功率相同的情况下,悬停升限与原机性能相比有较大提升。假设在全电化改型中保持原动力系统的重量不变,不同功重比下全电化改型后的悬停升限与原机比较结果见表5,其中功率比为电机功率和原发动机的比,可以发现,功率相同的条件下,改用电机后的悬停升限较原机提升了50%,且随着电机功重比增大,理论上可以达到的悬停升限也迅速增加。

3.3.2 需用功率

需用功率随半径、桨尖速度、旋翼实度等参数变化,不同参数对悬停升限的影响如图10所示, $\bar{x}$ 表示无量纲化的参数变化值, $\Delta H/H_0$ 表示由于参数变化引起的悬停升限变化与改型后悬停升限的比值,可以发现,对悬停升限影响程

表5 悬停升限随电机功重比变化

Table 5 Hover ceiling varies with motor power to weight ratio

方案	功重比/(kW/kg)	功率对比/%	理论悬停升限变化/%
case 1	3	75	-52
case 2	4	100	50
case 3	5	125	103

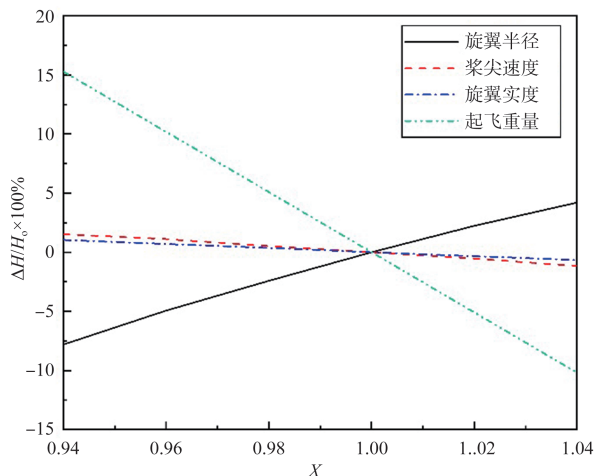


图10 不同参数对悬停升限的影响

Fig.10 Influence of different parameters on hover ceiling

度最大的是起飞重量,其次是旋翼半径、桨尖速度和旋翼实度,除旋翼半径外各参数均与悬停升限呈负相关关系。相对全电化改型后的悬停升限,旋翼半径、桨尖速度等参数变化引起的悬停升限变化幅度均较小。

4 电动直升机发展建议

(1) 面向任务需求调节电池重量占比

目前电池的能量密度可达到200W·h/kg左右,根据3.1节中的分析,将原有燃油部分替换为等重的电池,会导致续航能力大幅度下降,严重限制全电直升机在军、民领域的应用潜力。因此,可以适当增加/减小电池重量的占比,通过平衡有效载荷和电池之间的重量占比关系保证直升机在全电化改型后仍具有一定的任务能力,从而发挥出全电在绿色、舒适方面的优势。

(2) 加装辅助升力装置

除增加电池外,也可通过加装辅助升力装置,达到降低全机功率消耗、提升续航能力的效果。以在机身两侧加装短翼为例,对短翼的重量、升力和引起的垂直增重效应进行估算^[20-21],可以得到加装短翼后有效载荷与续航能力的关

系,如图11所示。

图11中 G_{u1} 表示加装短翼后的有效载荷。可以发现,加装短翼使得全机的续航能力有所提升,但短翼结构重量导致全机有效载荷降低。与图4、图5对比可以发现,和替换等重量的电池相比,两者对续航时间的影响相差不大,而加装短翼带来的航程增加明显更多,这是因为短翼为旋翼分担了拉力,降低了全机的需用功率,且其效果与速度的平方成正比。经济速度通常较小,受加装短翼的影响不明显,续航速度相对较大,速度值随短翼增升效果提高而不断增加,从而引起图中所示的航程变化。尽管辅助升力装置对续航能力的提升效果明显,但过度加大短翼会引起强烈的垂直增重效应,不利于低速度下的飞行,也可能导致全机的横向尺寸过大。

(3) 当前阶段集中于小吨位改型

不同电池能量密度下,续航能力与总重的变化如图12

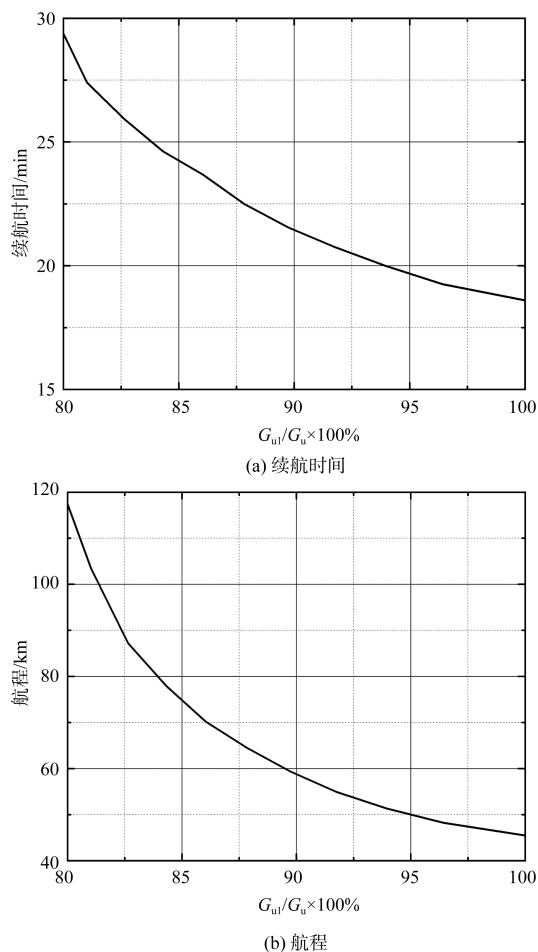


图11 加装辅助升力装置后续航能力与有效载荷的关系
Fig.11 Relationship between endurance and payload after installation of auxiliary lift device

所示。

可以发现,随着电池能量密度增大,总重增加对续航能力的提升效果逐渐增强,且总重越小,续航能力曲线的斜率越小,即增加越明显。目前,电池能量密度仍处于较低水平,为实现某一特定续航要求,电动直升机应从小吨位开始考虑,以获得最大的效益,且现阶段具有高空重比的航空电机的单个功率不超过500kW,因此,直升机的电动化应以小吨位为主。

(4) 充分发挥高空特性拓宽应用边界

油动直升机全电化改型后的悬停升限可以达到原水平的1.5倍以上,具有良好的高空特性,更适合于执行高原任务。因此,全电直升机应充分发挥高空优势,针对旋翼系统、燃油、电子设备等开展环境适应改进技术攻关,拓宽直升机在高原、低温等特殊环境中的应用,以弥补现有装备高原能力的不足。

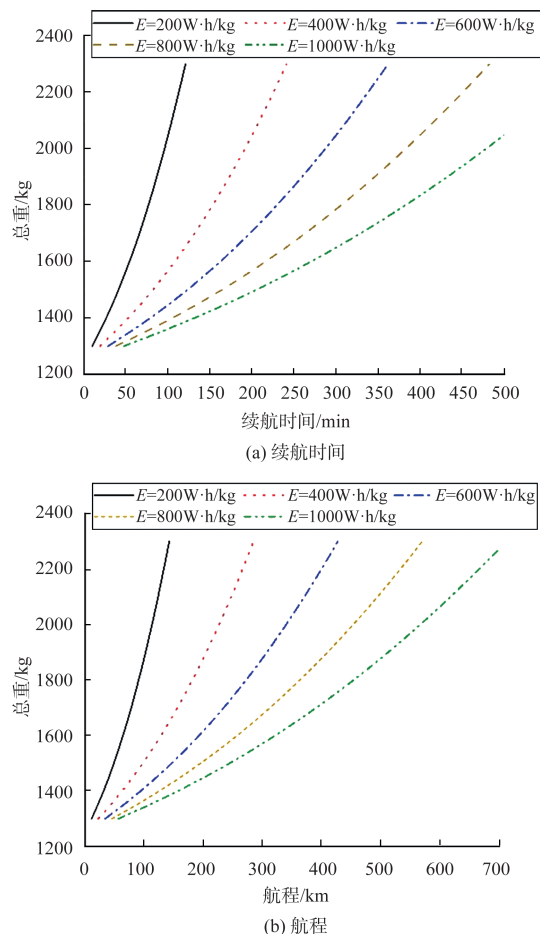


图12 总重与续航能力和电池能量密度的关系
Fig.12 The relationship between gross weight and endurance and battery energy density

5 结论

本文对某型直升机进行了全电化改型方案设计,分析了电动直升机的关键技术指标及其影响因素,得到以下结论:

(1) 在现有电池技术水平下,全电直升机的续航时间与航程能力较低,仅能达到油动直升机的8%左右,其任务能力、应用场景有限,而由于电机良好的高空特性,电动直升机的悬停升限能够轻松达到油动直升机的1.5倍以上。

(2) 相比油动直升机,电动直升机在设计参数上具有不同特征,在全电化改型或设计时应应对桨叶半径、旋翼实度和桨尖速度等参数做出针对性调整,得到兼顾电动系统特点的设计参数。

(3) 现阶段直升机的电动化应以小吨位为主,可通过适当增加电池重量的占比、加装辅助升力装置等手段,提高电动直升机的续航能力,未来电动直升机的发展应聚焦其特点,充分发挥全电绿色、舒适、高空特性良好等优势,从能源角度突破现有不足,不断推进直升机电动化进程。 **AST**

参考文献

- [1] 孙侠生,程文渊,穆作栋,等.电动飞机发展白皮书[J].航空科学技术,2019,30(11):1-7.
Sun Xiasheng, Cheng Wenyan, Mu Zuodong, et al. White paper on the development of electric aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(11):1-7. (in Chinese)
- [2] 穆作栋. 罗罗全面推进航空电气化战略[J]. 国际航空, 2021(3):40-43.
Mu Zuodong. Rolls-royce fully promote the aviation electrification strategy[J]. International Aviation, 2021(3):40-43. (in Chinese)
- [3] 黄俊,杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报, 2016,37(1):57-68.
Huang Jun, Yang Fengtian. Development and challenges of electric aircraft with new energies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016,37(1):57-68. (in Chinese)
- [4] 邓景辉. 直升机技术与展望[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 10-16.
Deng Jinghui. Development and prospect of helicopter technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 10-16. (in Chinese)
- [5] 吴希明,张广林,牟晓伟. 中国直升机产业的现状及发展建议[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1):3-9.
Wu Ximing, Zhang Guanglin, Mu Xiaowei. China helicopter industry status and development proposal[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1):3-9. (in Chinese)
- [6] Chretien P. The quest for the world's first electric manned helicopter flight from concept to prototype in 180 days[J]. Vertiflite, 2012, 58(2):38-42.
- [7] Janotta F, Peine L, Hogreve J. Public opinions on urban air mobility: The significance of contributing to the common good [EB/OL]. (2021-05-11). <https://osf.io/5m924/>.
- [8] Datta A, Johnson W. Powerplant design and performance analysis of a manned all-electric helicopter[J]. Journal of Propulsion & Power, 2014, 30(2):490-505.
- [9] Durkee S R, Muetze A. Conceptual design of an electric helicopter powertrain[C]// 1st International Conference on Power Electronics. IET, 2010.
- [10] Guinea D M, Roura M, Garcia-Alegre M C, et al. Specific weight: A challenge for a fuel-cell-powered electric helicopter [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(6):2073-2076.
- [11] 聂资,陈铭. 电动直升机飞行性能计算和分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(9):1139-1143.
Nie Zi, Chen Ming. Calculation and analysis of electric-powered helicopter flight performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(9): 1139-1143. (in Chinese)
- [12] 赵洪,李建波,刘钺. 电动直升机概念设计与分析[J]. 航空学报, 2017, 38(7):520866.
Zhao Hong, Li Jianbo, Liu Cheng. Conceptual design and analysis of electric helicopters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7):520866. (in Chinese)
- [13] 蒋新桐. 飞机设计手册(第19册):直升机设计[M]. 北京, 航空工业出版社, 2005.
Jiang Xintong. Aircraft design handbook (No. 19): Helicopter design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005. (in Chinese)
- [14] An Z, Li J, Li X, et al. Experimental investigation on lithium-ion battery thermal management based on flow boiling in mini-channel[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 117:534-543.
- [15] 王超君,陈翔,彭思侃. 锂离子电池发展现状及其在航空领域的应用分析[J]. 航空材料学报, 2021, 41(3):13.
Wang Chaojun, Chen Xiang, Peng Sikan. Recent advances in lithium-ion batteries and their applications towards aerospace[J].

- Journal of Aeronautical Materials, 2021, 41(3):13. (in Chinese)
- [16] Hepperle M. Electric flight: potential and limitations[C]// Avt-209 Workshop on Energy Efficient Technologies & Concepts Operation, 2012.
- [17] Lim J W, Chopra I. Aeroelastic optimization of a helicopter rotor using an efficient sensitivity analysis[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(1):29-37.
- [18] Fusato D, Celi R. Design sensitivity analysis for helicopter flight dynamic and aeromechanic stability[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2003, 26(6):918-927.
- [19] 张呈林, 郭才根. 直升机总体设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- Zhang Chenglin, Guo Caigen. Helicopter preliminary design [M]. Beijing: Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [20] 程不时. 飞机设计手册(第5册): 民用飞机总体设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- Cheng Bushi. Aircraft design handbook(No. 5): Civil aircraft design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015. (in Chinese)
- [21] 李春华, 黄水林, 徐国华. 倾转旋翼机机翼向下载荷的计算方法及参数影响分析[J]. 实验流体力学, 2007, 21(1): 13-18.
- Li Chunhua, Huang Shuilin, Xu Guohua. Calculated method and parametric effect investigation of wing download of tiltrotor aircraft[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(1): 13-18. (in Chinese)

Study on Key Performance Indexes and Influencing Factors of Electric Helicopter

He Zhenya, Tang Xingzhong

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, China

Abstract: This paper carries out the design and performance calculation of a light helicopter all-electric variant based on the current technical level and development trend of battery and motor, combined with the helicopter performance estimation method. The changes of key performance indexes such as endurance and hover ceiling before and after the modification are analyzed. The influence laws of battery energy density, weight ratio and motor power to weight ratio on the performance of electric helicopter are given, and the suggestions of helicopter all-electric modification at present stage are put forward. The results show that the endurance of the current electric helicopter can only reach about 8% of that of the oil-powered helicopter, but its hover ceiling is obviously better. According to the actual task scenario, the options such as increasing the battery weight ratio and installing auxiliary lift devices can be selected to improve the endurance capacity.

Key Words: electric helicopter; battery energy density; motor power to weight ratio; endurance; hover ceiling