

文章编号:1674-8190(2020)02-214-06

天翼 1 无人机电动化改造可行性分析

邹宁,姚小轶,梁爽,杜圣超

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司 技术中心,成都 610092)

摘要: 电动飞机在国内外通用航空领域蓬勃发展,并影响着未来航空的发展方向。利用电推进技术对无人机进行电动化改造,能提高无人机的安全性、可靠性和维修性,降低使用成本。以天翼 1 无人机电动化改造对象,提出电动化改造方案,详细计算分析电推进系统中电动机和锂电池组的主要参数,并从无人机的重量重心、性能以及电推进系统的安装方式等方面分析改造的可行性,并提出后续改造实施中需注意的问题。结果表明:天翼 1 无人机电动化改造基本可行。

关键词: 无人机;电动化改造;电动飞机;电推进系统;电动机;锂电池

中图分类号: V221+.8; V242.2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.009

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Feasibility Analysis on Electric Transformation of SW1 Unmanned Aerial Vehicle

ZOU Ning, YAO Xiaoyi, LIANG Shuang, DU Shengchao

(Technical Center, AVIC Chengdu Aircraft Industrial(Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

Abstract: Electric aircraft is booming in the field of general aviation at home and abroad, and affects the future development direction of aviation. Using electric propulsion technology to transform unmanned aerial vehicle (UAV) can greatly improve the safety, reliability and maintainability of UAV and reduce the running cost. SW1 UAV is taken as the object of electric transformation, the electric transformation scheme is proposed, the main parameters of motor and lithium battery pack in the electric propulsion system are calculated and analyzed in detail, and the feasibility of the transformation of the UAV is analyzed from the weight, center of gravity, performance and the installation form of the electric propulsion system. The results show that the electric transformation of SW1 UAV is feasible, and the problems that need to be paid attention to the subsequent transformation are put forward.

Key words: unmanned aerial vehicle(UAV); electric transformation; electric-powered aircraft; electric propulsion system; motor; lithium battery

0 引言

电动飞机是指以电能作为推进能源的飞机,其

优点是高效节能、环境友好,能够实现零排放或极低排放;噪声和振动水平极低,乘坐舒适性好(对于军事用途而言隐蔽性好);结构简单,使用维护简单,经济性好等^[1-3]。在小型飞机中,用电池代替燃

收稿日期:2019-07-03; 修回日期:2019-07-15

通信作者:邹宁,zouning1979@163.com

引用格式:邹宁,姚小轶,梁爽,等. 天翼 1 无人机电动化改造可行性分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(2): 214-219.

ZOU Ning, YAO Xiaoyi, LIANG Shuang, et al. Feasibility analysis on electric transformation of SW1 unmanned aerial vehicle [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 214-219. (in Chinese)

油作为初级能源,不仅没有污染,而且规避了航空燃油获取困难,价格昂贵的缺点,扩展了飞机的使用范围。由于这些优点,电动飞机迅速成为近年来航空领域的研究热点之一,受到广泛关注^[4]。

纯电动飞机已被国内外的飞机公司研制成功,有些已实现了批量生产,并广泛应用于飞行员培训、旅游观光、私人飞行和航空摄影等通用航空领域。捷克 Phoenix Air 飞机公司 2011 年推出了 Phoenix Air U-15 电动滑翔机,最新的升级版本将有超过 2 h 的续航时间,该机已经取得捷克实验类轻型运动飞机适航许可(ELSA)。捷克 Skyleader 飞机公司的 SL400 是一款下单翼并列双座电动飞机,属于欧洲标准的超轻型运动类飞机,该机具有可收放的起落架和全金属机身,使用液冷电机,最大飞行速度 230 km/h,航时 1.5 h,已于 2017 年秋季首飞成功,目前已经取得捷克实验类轻型运动飞机适航许可。斯洛文尼亚蝙蝠公司(Pipistrel Aviation)的电动飞机 Alpha Electro 于 2017 年推向市场,同年即获得 24 架的订单,该机因其技术成熟、指标先进,成为当前电动飞机市场的代表作。我国沈阳通用航空研究院研制的国内首款电动双座轻型飞机“锐翔”RX1E 于 2013 年实现首飞,2015 年获得国家民航局颁发的轻型运动飞机“型号设计批准书”和生产许可证,已实现量产交付。该机的最新改进型 RX1E-A 续航时间已提高到 2 h,符合世界主要地区对电动轻型飞机续航能力的要求^[5]。电动飞机正在影响着未来航空的发展方向,先进电动飞机有望广泛应用于通用航空等领域,大幅度改善人类的生活和生产方式,开创电动力航空时代^[6]。

目前在无人机领域,采用电动机作为动力主要集中在微小型无人机、无人旋翼机和太阳能无人机。质量大且航时较长的无人机基本都采用了燃油动力系统。随着电动机、电池等技术的发展,将现有的燃油动力无人机改造为电动无人机在技术上已变得可行。对适合的无人机进行电动化改造,可提高无人机的环保性、安全性、可靠性和维护性。电动机相对于燃油发动机几乎可以做到零排放,减少对环境的污染。同时电动机系统与燃油发动机系统相比,系统组成更加简洁,更利于维护,安全性更高(不存在燃油泄漏甚至着火的风险),也具有更高的可靠性(空中停车的可能性更低)。另外电动

化改造后无人机的控制将变得更加简单,同时还能降低使用成本(每次任务只需要充电,而不是消耗相对昂贵的燃油),可获得更好的经济效益。

天翼 1 无人机是航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司(简称成飞公司)现有的一款成熟无人机,采用活塞式汽油发动机。本文对天翼 1 无人机电动化改造的可行性进行分析。

1 天翼 1 无人机简介

天翼 1 无人机是成飞公司自行研制的轻型多用途无人机,具有小型化、集成化、智能化等特点^[7]。该无人机具备滑跑起飞、车载起飞、火箭助推起飞、滑跑着陆、伞降回收多种起降方式,可以满足用户不同使用条件的需求。在航空遥感、气象探测、环境监测、边防巡逻、海事监测、应急救援、航空测绘、森林防火监视、高压电线与输油管路巡查等众多领域都有其用武之地。目前天翼 1 无人机已交付于国家环境保护部卫星环境应用中心^[8],并参与了多次执法行动,在环境监测领域发挥了巨大作用。天翼 1 无人机模型如图 1 所示。



图 1 天翼 1 无人机

Fig. 1 SW1 UAV

天翼 1 无人机基本参数如表 1 所示。

表 1 天翼 1 无人机基本参数
Table 1 Basic parameters of SW1 UAV

项目名称	参数值
正常起飞质量/kg	70
最大起飞质量/kg	85
巡航速度/(km·h ⁻¹)	120~150
航时/h	3
发动机额定功率/kW	13.1

2 电动化改造分析

2.1 改造方案

传统飞机通过发动机将燃料的化学能转化为

机械能产生动力,与之相对的电推进飞机通过电动机驱动涵道式风扇、螺旋桨或其他装置产生动力,直接将电能转化为机械能^[9]。

天翼 1 无人机电动化改造将拆除原有的燃油动力系统,换装以锂电池组为能源,电动机为动力的电推进系统。电推进系统是电动飞机的核心,电动飞机的性能和用途主要取决于其电推进系统^[10]。电推进系统由电动机、螺旋桨、电动机控制器、锂电池组、电源管理系统(BMS)组成,系统交联关系如图 2 所示,螺旋桨沿用天翼 1 无人机原螺旋桨。此外还需要对无人机的配电设备和配电方式进行调整,同时飞控的控制策略也要做相应修改。

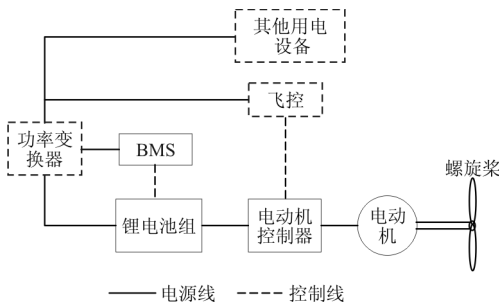


图 2 电推进系统交联图

Fig. 2 Cross-linking of electric propulsion system

电推进系统要满足各飞行状态下的最大推力要求,在续航时间内提供所需的推力并为机载设备供电^[11]。通过计算飞机飞行剖面各状态所需的功率和能量,由各状态所需功率确定电动机的功率,由飞行剖面总能量确定电池的容量^[12]。

2.2 电动机需求分析

选择合适的电动机,需要对无人机各飞行状态所需的最大功率进行综合分析。如果选择的电动机功率过小,电动机会经常处于高过载状态工作,这会缩短电动机的使用寿命甚至导致无人机无法起飞^[12];相反,如果所选电动机功率过大,则无法发挥出电动机最佳工作状态,且所需电量也会增大,会增加电动机和电池质量,对电动机和电池造成浪费,同时影响无人机性能。

通过对天翼 1 无人机飞行任务剖面的分析,可知无人机在起飞时的爬升阶段所需功率最大。因此选择起飞时需要的最大功率作为电动机额定功率。无人机在起飞时所需的最大推力可由下方

程式组求出:

$$\begin{cases} a_1 = \frac{(V_l^2 - V_{tk}^2)}{2S_c} \\ D = \frac{1}{2}\rho V_l^2 S C_D \\ F_c = D + mg \sin\beta + ma_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: a_1 为飞机起飞爬升时的加速度; V_l 为爬升结束时的平飞速度(取 150 km/h); V_{tk} 为起飞速度(取 100 km/h); S_c 为爬升飞行的距离(设爬升高度为 1 000 m,则 $S_c = 1\,000/\sin\beta$); D 为阻力; S 为机翼面积; ρ 为空气密度(取海平面空气密度); β 为爬升角(取 5°); C_D 为阻力系数; F_c 为起飞时最大推力; m 为无人机质量(取最大起飞质量 85 kg); g 为重力加速度(取 9.8 m/s^2)。

代入各参数值可求得 $F_c = 180.68\text{ N}$ 。假设无人机做定常爬升飞行,则所需最大功率为

$$P_c = F_c V_l = 180.68 \times \frac{150}{3.6} = 7\,528\text{ W}$$

螺旋桨效率 η_p 取 0.8,电动机效率 η_e 取 0.95,则所需的电动机功率为

$$P_m = \frac{P_c}{\eta_p \eta_e} = \frac{7\,528}{0.8 \times 0.95} = 9\,905\text{ W}$$

实际选择电动机时应考虑一定的余量,这里参考天翼 1 无人机的动力系统,选取额定功率 13 kW 的电动机。

2.3 锂电池组电容量分析

锂电池组电容量需要根据无人机任务剖面内各阶段的耗电量进行分析确定。本文选择天翼 1 无人机滑跑起飞、伞降回收起降方式的任务剖面,该剖面包含以下几个阶段:地面等待、滑跑、爬升、巡航、下滑、伞降回收,如图 3 所示,其中伞降回收阶段,除切伞外全机基本无其他电量消耗,且切伞所耗电量极低,可忽略不计。

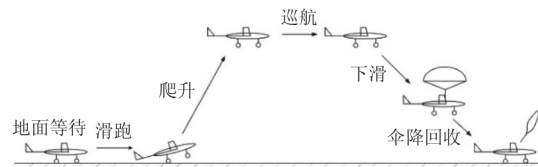


图 3 天翼 1 无人机任务剖面

Fig. 3 Mission profile of SW1 UAV

按最佳航时进行分析,无人机质量取正常起飞质量 70 kg,起飞速度取 100 km/h,巡航速度取

120 km/h, 爬升高度取 1 000 m, 电动机控制器效率 η_c 取 0.98, 则电推进系统的总效率

$$\eta = \eta_p \eta_c = 0.8 \times 0.95 \times 0.98 = 0.7448$$

下面分别对各阶段所需电量进行分析。

地面等待阶段: 这一阶段的时间设为 1 min, 所需功率取电动机额定功率的 1/5, 则这一阶段的耗电量为

$$W_{\text{wait}} = \frac{P_{\text{wait}} t_{\text{wait}}}{\eta} = \frac{13/5 \times 1/60}{0.7448} = 0.058 \text{ kW} \cdot \text{h}$$

滑跑阶段: 假设这一阶段无人机作等加速度运动, 这一阶段的时间可以由式(2)求出

$$\begin{cases} V_{\text{tk}} = a_2 t_{\text{run}} \\ S_{\text{run}} = \frac{1}{2} a_2 t_{\text{run}}^2 \end{cases} \quad (2)$$

式中: S_{run} 为起飞滑跑距离, 设为 150 m; a_2 为滑跑加速度, 可求得时间 $t_{\text{run}} = 10.8 \text{ s}$ 。

这一阶段电动机功率取爬升阶段起飞时功率的 90%, 求出爬升阶段起飞时的需用最大功率为 4 257 W, 则滑跑阶段的耗电量为

$$\begin{aligned} W_{\text{run}} &= \frac{P_{\text{run}} t_{\text{run}}}{\eta} = \frac{4.257 \times 0.9 \times 10.8/3600}{0.7448} \\ &= 0.015 \text{ kW} \cdot \text{h} \end{aligned}$$

爬升阶段: 由式(1)和 $V_l = V_{\text{tk}} + a_1 t_{\text{climb}}$, 可求得爬升所需时间为 376 s, 则这一阶段的耗电量为

$$\begin{aligned} W_{\text{climb}} &= \frac{P_{\text{run}} t_{\text{climb}}}{\eta} = \frac{4.257 \times 376/3600}{0.7448} \\ &= 0.596 \text{ kW} \cdot \text{h} \end{aligned}$$

巡航阶段: 这一阶段的需用功率为

$$P_{\text{cruise}} = \frac{mgV_l}{K} \quad (3)$$

式中: K 为升阻比, 取 15, 可求得 $P_{\text{cruise}} = 1.524 \text{ kW}$, 巡航时间按 2 h 计算, 则这一阶段的耗电量为

$$W_{\text{cruise}} = \frac{P_{\text{cruise}} t_{\text{cruise}}}{\eta} = \frac{1.524 \times 2}{0.7448} = 4.094 \text{ kW} \cdot \text{h}$$

下滑阶段: 开伞高度距地面约 200 m, 下滑高度为 1 000 - 200 = 800 m。这一阶段的需用功率取巡航阶段的 80%, 下沉率取 3 m/s, 则这一阶段的耗电量为

$$\begin{aligned} W_{\text{glide}} &= \frac{P_{\text{cruise}} t_{\text{glide}}}{\eta} = \frac{1.524 \times 0.8 \times \frac{800}{3} \times \frac{1}{3600}}{0.7448} \\ &= 0.121 \text{ kW} \cdot \text{h} \end{aligned}$$

伞降回收阶段: 考虑 30 min 的巡航时间余量, 则有

$$W_{\text{save}} = \frac{P_{\text{cruise}} t_{\text{save}}}{\eta} = \frac{1.524 \times 30/60}{0.7448} = 1.023 \text{ kW} \cdot \text{h}$$

机上其他用电设备的总功率为 400 W, 2 h 的耗电量为

$$W_{\text{other}} = P_{\text{other}} t_{\text{other}} = 0.4 \times 2 = 0.8 \text{ kW} \cdot \text{h}$$

因此锂电池组的总电容量应为

$$\begin{aligned} W_{\text{cell}} &= W_{\text{wait}} + W_{\text{run}} + W_{\text{climb}} + W_{\text{cruise}} + W_{\text{glide}} + \\ &W_{\text{save}} + W_{\text{other}} = 6.707 \text{ kW} \cdot \text{h} \end{aligned}$$

2.4 改造可行性分析

首先分析天翼 1 无人机电动化改造后全机质量变化。目前广泛使用的电动机系统功率密度普遍低于燃气涡轮发动机的水平, 电动机系统的功率密度问题严重影响了电推进系统的推广使用^[13]。现有小型电动飞机的电动机额定功率密度基本为 2 kW/kg。斯洛文尼亚 Pipistrel 公司的 Taurus Electro G2 飞机中, 使用了 30 kW 永磁同步电机, 其转速在 2 000 rpm 左右, 质量仅为 11.8 kg^[14]。国内外电动机厂商正在研制功率密度大于 3 kW/kg 的电动机。有报道称全超导电动机的功率密度理论上能超过 25 kW/kg^[15], 但这仅停留在对大型电推进飞机的理论研究。随着对电动机材料改进, 电动机结构优化和电动机容错性能优化等, 未来电动机的功率密度会进一步提高。因此可以假定天翼 1 无人机电动化改造使用的电动机功率密度为 3 kW/kg, 则可计算出电动机质量为 $13/3 \approx 4.33 \text{ kg}$ 。

早期电池能量密度远低于燃油能量密度^[16]。近年来, 随着电动汽车的飞速发展, 锂电池技术发展迅速。松下公司为特斯拉电动车 Model3 研制的 21700 电池于 2017 年 7 月 28 日随车一起公布, 能量密度达到了 300 W · h/kg。2018 年特斯拉 CEO 埃隆·马斯克表示, 特斯拉在电池技术方面获突破性进展, 能量密度再提升 30%, 并且生产成本大幅下降^[17]。参考这个数据, 再考虑锂电池技术的发展, 可假定改造选取的锂电池组能量密度为 330 W · h/kg, 则其质量为 $6707/330 \approx 20.32 \text{ kg}$ 。

天翼 1 无人机电动化改造前后主要换装推进系统设备的质量对比如表 2 所示, 其中电动机控制器、BMS 和增加电缆质量是参考现有电动飞机进

行的预估。

表 2 推进系统质量对比

Table 2 Weight contrast of electric propulsion system

改造前		改造后	
设备	质量/kg	设备	质量/kg
发动机	4.11	电动机	4.33
发电机	1.30	电动机控制器	0.60
消音器等	0.60	BMS	0.50
燃油	11.11	锂电池组	20.32
油箱及输油管	0.40	增加电缆	0.50

从表 2 可以看出:电动化改造前燃油动力系统质量为 17.52 kg,改造后电推进系统质量为 26.25 kg,电动化改造后无人机质量增加了约 9 kg,正常起飞质量变为 79 kg。计算出巡航时间为 1.77 h,比改造前航时 3 h 减少较多。如果再考虑质量变化引起的其他飞行阶段耗电量增加,航时还会有所减少。

再来分析电推进系统在天翼 1 无人机上安装的可行性。天翼 1 无人机总体布置如图 4 所示,可以看出:电动机安装在机身尾部原发动机安装位置,空间富余;锂电池组将安装在机身中部油箱位置。参考 21700 电池单体参数:外径 21 mm,高度 70 mm,标称容量 4 600 mA·h,电压标称 3.7 V,可以计算出满足 6.707 kW·h 的电池总体积约为 0.012 m³。天翼 1 无人机油箱舱容积约为 0.021 m³,即使考虑锂电池组封装增加壳体带来的尺寸增加,油箱舱的尺寸也能够满足锂电池组的安装需求。也可以考虑在采用滑跑起降方式的天翼 1 无人机中取消回收伞,再增加一块与回收伞质量相同的锂电池组装到伞舱,这样就能获得更多的航时。

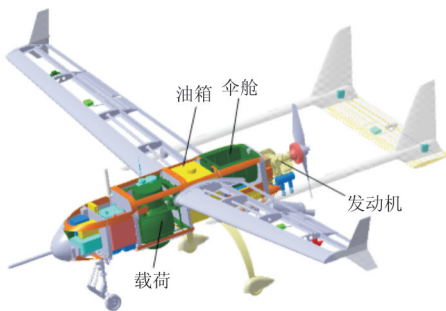


图 4 天翼 1 无人机总体布置

Fig. 4 Overall layout of SW1 UAV

综上所述,天翼 1 无人机改造前后除锂电池组外,其他机载设备质量变化不大,且锂电池组安装于全机重心附近,因此不会对无人机重心位置变化产生大的影响。此外,天翼 1 无人机本身具有较大的静安定裕度,因此可以初步确定改造时无需对机上其他设备布置进行调整。

3 结 论

(1) 天翼 1 无人机电动化改造基本可行,但是会付出一定的质量和性能代价(全机质量增加约 9 kg,巡航时间减少了一个多小时)。

(2) 在实际改造中还应当仔细研究电推进系统中的其他设备,以及如何实现电推进系统与机上其他设备的互联。同时还要考虑全机电磁兼容,电动机和电池的散热、隔热等问题。另外改造成本也应当作为重要的考虑因素。

(3) 在后续的研究中将继续关注电推进系统相关技术的发展,寻找合适的电动机和锂电池,完善改造方案,最终实现对天翼 1 无人机的电动化改造。

参考文献

- [1] Anon. Electric aircraft[EB/OL]. [2019-07-03]. http://en.wikipedia.org/wiki/Electric_aircraft.
- [2] TADD I. Electric flight: reality or dream? [J]. Light Aviation, 2010(6): 20-24.
- [3] 赵长辉, 陈立玮, 卢黎波, 等. 电动飞机技术进展[J]. 科技导报, 2012, 30(12): 62-70.
ZHAO Changhui, CHEN Liwei, LU Libo, et al. Advances in electric aircraft technology[J]. Science & Technology Review, 2012, 30(12): 62-70. (in Chinese)
- [4] 漆卫微. EAD200 飞机的总体方案设计与性能分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
QI Weiwei. The general design and performance analysis of the EAD200 airplane[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [5] 张逸飞. 续航超 2 小时国产电动双座飞机首飞成功[EB/OL]. (2017-11-01) [2019-07-03]. <http://news.cnstock.com/news/bwxx-201711-4147046.htm>.
ZHANG Yifei. The first flight of the flight lasted more than 2 hours domestic electric two-seater aircraft was successful[EB/OL]. (2017-11-01) [2019-07-03]. <http://news.cnstock.com/news/bwxx-201711-4147046.htm>. (in Chinese)
- [6] 刘志远. 电动飞机有望开创电动力航空时代[J]. 科技导报, 2012, 30(12): 8.

- LIU Zhiyuan. Electric aircraft are expected to open the era of electric aviation[J]. Science & Technology Review, 2012, 30(12): 8. (in Chinese)
- [7] 武晨, 徐博. 中国天翼-1 无人机已获得军方出口许可证[N]. 中国航空报, 2012-06-14(004).
- WU Chen, XU Bo. Chinese SW1 UAV has been granted an export license by the military[N]. China Aviation News, 2012-06-14(004). (in Chinese)
- [8] 佚名. 成飞天翼 1H 无人机交付国家环保部[J]. 航天与航空, 2013(11): 25.
- Anon. SW1H UAV of CAC was delivered to the Ministry of Environment Protection of the People's Republic of China[J]. Space & Aeronautics, 2013(11): 25. (in Chinese)
- [9] 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): 46-62.
- KONG Xianghao, 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): 46-62. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 梁冰, 王和平, 袁昌盛. 小型电动无人机动系统设计和优化[J]. 航空计算技术, 2010, 40(6): 78-80.
- LIANG Bing, WANG Heping, YUAN Changsheng. Design and optimization of power system for electric small unmanned aerial vehicles[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(6): 78-80. (in Chinese)
- [12] 康桂文, 胡雨, 李亚东, 等. 超轻型电动飞机动力系统的参数匹配[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 2641-2647.
- KANG Guiwen, HU Yu, LI Yadong, et al. Parameters matching of ultralight electric aircraft propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12): 2641-2647. (in Chinese)
- [13] 张卓然, 于立, 李进才, 等. 飞机电气化背景下的先进航空电机系统[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(5): 622-634.
- ZHANG Zhuoran, YU Li, LI Jincai, et al. Key technologies of advanced aircraft electrical machine systems for aviation electrification[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(5): 622-634. (in Chinese)
- [14] 赵天旭. 全电飞机驱动用五相永磁同步电机研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- ZHAO Tianxu. Research on five-phase permanent magnet synchronous drive motor of all electric aircraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [15] MASSON P J, SOBAN D S, UPTON E, et al. HTS motors in aircraft propulsion: design considerations[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2005, 15(2): 2218-2221.
- [16] LAWRENCE D A, MOHSENI K. Efficiency analysis for long-duration electric MAVs[EB/OL]. [2019-07-03]. <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2005-7090>.
- [17] 矩大. 特斯拉 21700 电池能量密度再提 30%[EB/OL]. (2018-07-08) [2019-07-03]. <http://www.juda.cn/news/18616.html>.
- JUDA. Tesla 21700 battery energy density increased by another 30%[EB/OL]. (2018-07-08) [2019-07-03]. <http://www.juda.cn/news/18616.html>. (in Chinese)
- [18] GOHARDANI A S, DOULGERIS G, SINGH R. Challenges of future aircraft propulsion: a review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(5): 369-391.
- [19] 赵长辉, 卢黎波, 陈立玮, 等. 飞机的电动力系统技术概述[J]. 航空工程进展, 2012, 2(4): 449-458.
- ZHAO Changhui, LU Libo, CHEN Liwei, et al. Overview of electric propulsion system technology for aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 2(4): 449-458. (in Chinese)
- [20] 刘斌, 马晓平, 王和平, 等. 小型电动无人机总体参数设计方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(3): 396-400.
- LIU Bin, MA Xiaoping, WANG Heping, et al. Design analysis methodology for electric powered mini UAV[J]. Journal of Northwester Polytechnical University, 2005, 23(3): 396-400. (in Chinese)

作者简介:

邹宁(1979—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

姚小轶(1984—),女,学士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

梁爽(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

杜圣超(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

(编辑:丛艳娟)