

自动变桨距螺旋桨电推进系统能效优化方法

魏宝泽, 杨 勇, 张新蕾, 张 驰

(中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

摘 要: 为了提升自动变桨距螺旋桨电推进系统的整体效率, 引入最优功率控制规律: 自动变桨距螺旋桨电推进系统可根据飞行工况和推力需求, 同时调节桨距角和螺旋桨转速两个变量, 最终获得一组桨距角和螺旋桨转速的组合, 使得推进系统在满足推力需求的情况下实现最小的功率消耗, 最终达成飞行任务剖面内最小能耗控制的目标。为了验证方法的有效性, 针对同一电推进系统, 分别采用最优功率控制规律和恒速控制规律完成相同的飞行任务剖面, 获得了两种控制规律下的螺旋桨推进效率、电动机效率、电推进系统总效率和电推进系统能耗数据。结果证明: 相较于恒速控制规律, 最优功率控制规律能够有效的提升电推进系统效率并降低能耗, 完成相同飞行任务剖面的能耗降低 6.3% 左右。

关 键 词: 电推进系统; 变桨距螺旋桨; 最优功率控制规律; 恒速控制规律; 能效优化

中图分类号: V237

文献标志码: A

Energy efficiency optimization method of automatic variable pitch propeller electric propulsion system

WEI Baoze, YANG Yong, ZHANG Xintan, ZHANG Chi

(Beijing Aircraft Technology Research Institute,

Commercial Aircraft Corporation of China, Limited, Beijing 102211, China)

Abstract: To improve the overall efficiency of automatic variable pitch propeller electric propulsion system, the optimal power control law was introduced: automatic variable pitch propeller electric propulsion system can adjust both the pitch angle and rotation speed simultaneously according to the flight conditions and thrust demand, and finally obtain a pitch angle/rotation speed combination, so that the propulsion system can meet the thrust demand and achieve the minimum power consumption, ultimately achieving the goal of minimum energy consumption control in the whole flight profile. To verify the effectiveness of the method, the same electric propulsion system was used to complete the same mission profile with the optimal power control law and the constant speed control law, then the propeller propulsion efficiency, motor efficiency, total electric propulsion system efficiency and electric propulsion system energy consumption data under the two control laws were obtained. The results proved that the optimal power control law can effectively improve the electric propulsion system efficiency and reduce the energy consumption compared with the constant speed control law, and the energy consumption of the same mission profile was reduced by about 6.3%.

Keywords: electric propulsion system; variable pitch propeller; optimal power control law; constant speed control law; energy efficiency optimization

收稿日期: 2022-11-17

作者简介: 魏宝泽(1990—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机总体性能设计与仿真、新能源航空动力的总体设计等研究。

引用格式: 魏宝泽, 杨勇, 张新蕾, 等. 自动变桨距螺旋桨电推进系统能效优化方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 717-727. WEI Baoze, YANG Yong, ZHANG Xintan, et al. Energy efficiency optimization method of automatic variable pitch propeller electric propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 717-727.

基于国内外民用飞机运输业节能减排的要求日益严苛,国际航空业开始了新一轮的电动飞机研究热潮。电动飞机具备能量转化率高、污染物排放极低、噪声污染小、机体结构简单、使用维护便捷以及经济性好等优势^[1-2]。目前服役或在研的载人电动飞机动力来源包含:蓄电池(锂电池、镍铬等化学电池)、燃料电池、太阳能电池、超级电容器等其他各种类的电池系统。以应用广泛的蓄电池和燃料电池为例,蓄电池的功率密度高、能量密度低,适合短时间高功率放电需求,例如起飞和爬升阶段;燃料电池功率密度低。燃料电池推进系统(包含燃料系统)能量密度取决于所使用的燃料类型,通常来说燃料(燃油、氢气等)的能量密度较高,适合小功率长时间放电,例如巡航阶段^[3]。

目前,以液态锂离子电池为例,其电芯理论能量密度为 $300\text{ W}\cdot\text{h/kg}$ 以上;以固态锂离子电池为例,三星高等研究院已将能量密度提高到 $942\text{ W}\cdot\text{h/kg}$ ^[4],但在实际工程应用中往往达不到上述理论极限值。相较于传统消耗化石燃料的推进系统,电推进系统的能量密度较低,致使在同等耗能的前提下,电推进系统的质量更大,从而制约了载人电动飞机向大型化、环境友好化发展的速度。通过对电推进系统整体架构的优化、提高各组成部件的用电效率、降低储能系统的质量、延长续航时间是解决电推进系统质量难题的有效途径^[5]。

螺旋桨/涵道风扇推进系统作为电动飞机普遍采用的推进形式,主要由螺旋桨/涵道风扇、电动机以及控制器组成。螺旋桨或涵道风扇推进效率对电推进系统整体的能耗水平具有关键性的影响,国内外学者针对此开展了相应的研究和探索。辽宁通用航空学院的王书礼等搭建了飞机电推进系统在起飞及巡航阶段的系统损耗模型,通过调整桨距角的方式来优化单次飞行任务的推进系统能耗并取得了较好的成效^[6];北京理工大学的李延平针对小型无人机应用环境和任务需求,开展了太阳能电池/氢氧燃料电池混合动力体系的研究,提出了混合动力无人机能量需求/质量耦合分析方法并获得了较好的优化设计结果^[7];沈阳飞机设计研究所的刘福佳等针对电动轻型飞机推进系统开展研究,提出了一套电推进系统选型与参数匹配的方法,包括螺旋桨、电动机、控制器、电池组的选型与参数匹配,该方法可以为电推进系统的优化设计提供依据^[8];沈阳工业大学的王森

通过针对电动飞机永磁电动机主绝缘温度场的研究,降低了电动机的系统内部损耗,优化了电动机的散热环境,提升了电动机运行的可靠性和安全性^[9];加州理工大学的 McDonald 通过对电推进系统的研究,提出了多种适用于飞机概念设计阶段的电驱螺旋桨推进系统建模方法,其中推进器形式包含定桨距螺旋桨、变桨距螺旋桨以及涵道风扇^[10-12];佐治亚理工大学的 Cyril 提供了另一种参数化建模的方法,有别于 McDonald 的方向,他的研究偏向于超导电动机的方向^[13];来自波音防务系统的 Stoia 等提出了一种蓄电池与固体氧化物燃料电池(SOFC)混合架构储能系统方案,并预选用验证机 Cessna 172N/P 作为搭载该电池系统的飞行演示概念平台,该方案旨在验证在保持当今机场传统燃油供应系统便利的同时,可以实现电推进所带来的诸多益处^[14]。

固定翼电动飞机多采用定桨距螺旋桨作为推进器,其推进效率只能在某一特定工况下达到最高值,因此其仅能在选定的速度范围内保持较高的推进效率,无法兼顾全飞行任务剖面内的高效运行。变桨距螺旋桨可以根据飞行工况自适应调节桨距角,解决定桨距螺旋桨高速、低速性能不匹配的问题,使其一直保持在较高的效率下运行,降低推进系统能耗需求;采用变桨距螺旋桨可以实现空中顺桨降低阻力和地面反桨缩短滑跑距离的功能^[15]。现阶段载人电动飞机普遍为轻型运动飞机或小型验证机,例如 Cessna 172、ESA、RX-1E 等,该类型飞机飞行任务简单,航程较短,因此多搭载定桨距螺旋桨;针对长航时、长航程、飞行任务相对复杂的通用类飞机而言,变桨距螺旋桨无疑是更好的选择。

为提高通用类电动飞机螺旋桨推进系统的效率,提高飞机的续航能力,本文提出了一种变桨距螺旋桨控制规律的优化方法。该方法通过对飞机的飞行任务剖面进行识别和确认,确定出特定飞机/变桨距螺旋桨组合的平衡飞行匹配特性,以同等飞行工况下产生相同推力所需求的电动机输入轴功率最小为目标,通过在螺旋桨特性图中等推力线上寻求最高的推进效率,完成电动飞机电推进系统的能效优化设计。

1 变桨距螺旋桨电推进系统模型

1.1 电推进系统布局组成

当前主流电动飞机电推进系统主要由变桨距

螺旋桨、电动机、电动机控制器、交直流转换器、动力电池组(燃料电池/锂电池)、电池管理系统(BMS)、开关保护系统、电池组冷却系统以及线缆等组成,电推进系统布局组成如图1所示。动力电池组为推进系统提供运行能源;BMS确保电池组在充放电时的使用安全;为确保系统运行安全,在交直流转换器和BMS之间一般都会加装开关保护系统;直流电经过转换器转换为交流电,而后进入电动机控制器;经调制后的电压输入电动机并驱动电动机运转;通常电动机与螺旋桨之间会采用直接驱动的方式进行机械连接,最终由旋转的螺旋桨产生拉力以供飞机使用。

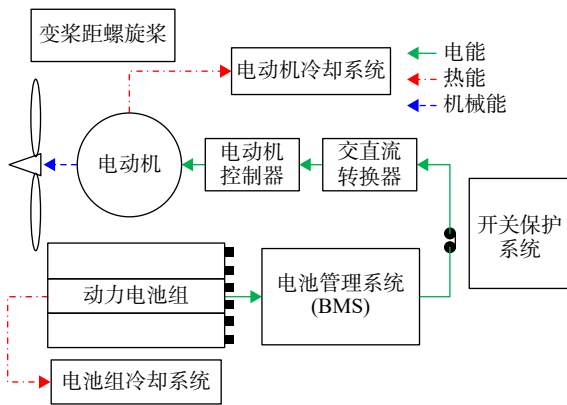


图1 电推进系统基本架构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of basic electrical propulsion system architecture

1.2 飞行任务剖面确定

分析电推进系统能耗需依托于具体的飞行任务剖面进行考量,根据不同种类的电动飞机类型,其飞行任务剖面存在较大的差异,如图2所示为典型通航飞机的飞行任务剖面(图中 H 为飞行高度, t 为时间)。本文以运输类通航电动飞机为研究目标,其典型飞行任务剖面由起飞、爬升、巡航、降落和着陆5个阶段组成;对变桨距螺旋桨进行分析,建立电推进系统数学分析模型,计算飞机

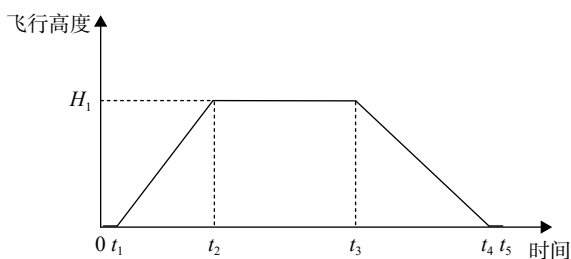


图2 典型通航飞机的飞行任务剖面

Fig. 2 Typical general aircraft mission profiles

在完成单次飞行任务剖面后变桨距螺旋桨电推进系统的耗电量。

1.3 参数化电动机模型搭建

推进系统性能盘是分析飞机性能的重要工具,燃气涡轮发动机或活塞发动机的性能盘采用飞行马赫数、飞行高度、环境温度、油门杆位置作为输入量,最终得出推力和耗油率以供飞行性能计算使用。电动飞机推进系统使用电动机取代传统内燃机驱动螺旋桨产生推力,其性能盘可由电动机与螺旋桨模型匹配而得。

根据电动建模理论,目前主流电动机建模方法有两种:等效电路法和功率损失法。等效电路法适用于小型的无刷直流电动机的建模,因此在小型遥控飞机和无人机领域应用较多;功率损失法结合物理原理和工程经验对电动机的损耗进行建模,该方法既适用于匹配现有电动机货架产品特性,又可根据设计需求对未定型的假设电动机进行建模,该方法主要应用在电动机设计阶段^[16]。本文研究的飞机类型为通用电动飞机,电动机功率较大,且要根据螺旋桨需求功率调节电动机输入功率,因此选用功率损失法对电动机进行建模。电动机效率 η 为

$$\eta = \frac{P_{\text{out}}}{P_{\text{out}} + P_1} \quad (1)$$

$$P_{\text{out}} = \omega q \quad (2)$$

式中 P_1 为电动机损失功率; P_{out} 为电动机的输出功率; ω 为电动机输出轴角速度(下文简称电动机转速); q 为电动机输出扭矩。

由式(1)、式(2)可得,电动机效率为

$$\eta = \frac{\omega q}{\omega q + P_1} \quad (3)$$

考虑电动机的各种损失,可得电动机损失功率为^[17]

$$P_1 = P_{\text{fic}} + P_{\text{win}} + P_{\text{cop}} + P_{\text{iron}} + P_{\text{cont}} \quad (4)$$

式中 P_{fic} 为电动机的机械损耗功率; P_{win} 为电动机的风阻损耗功率; P_{cop} 为电动机的铜耗功率; P_{iron} 为电动机的铁耗功率; P_{cont} 为电动机的恒定损耗功率。

根据工程经验,机械损耗功率正比于电动机转速, $P_{\text{fic}} \propto \omega$;风阻损耗功率正比于电动机转速的三次方, $P_{\text{win}} \propto \omega^3$;铜耗功率正比于电动机输出扭矩的平方, $P_{\text{cop}} \propto q^2$;铁耗功率正比于电动机转速, $P_{\text{iron}} \propto \omega$;恒定损耗功率为常数, P_{cont} 是与电动

机转速和输出扭矩无关的固定损耗量。Larminie 与 Lowry 针对式(4)进行了简化与合并,得到电动机损失功率计算公式(5)^[18]

$$P_l = f(\omega, q) = C_0 + C_1\omega + C_2\omega^3 + C_3q^2 \quad (5)$$

式中 C_0 、 C_1 、 C_2 、 C_3 为常数项。电动机建模归结为确定 $C_0 \sim C_3$ 的过程。

$$C_0 = a \frac{q_{\text{eff}_m} \omega_{\text{eff}_m}}{6} \cdot \frac{1 - \eta_{\text{eff}_m}}{\eta_{\text{eff}_m}} \quad (6)$$

$$C_1 = \frac{-3C_0}{2\omega_{\text{eff}_m}} + \frac{(1 - \eta_{\text{eff}_m}) q_{\text{eff}_m}}{4\eta_{\text{eff}_m}} \quad (7)$$

$$C_2 = \frac{C_0}{2\omega_{\text{eff}_m}^3} + \frac{(1 - \eta_{\text{eff}_m}) q_{\text{eff}_m}}{4\eta_{\text{eff}_m} \omega_{\text{eff}_m}^2} \quad (8)$$

$$C_3 = \frac{(1 - \eta_{\text{eff}_m}) \omega_{\text{eff}_m}}{2\eta_{\text{eff}_m} q_{\text{eff}_m}} \quad (9)$$

式中 a 为固定损耗系数; q_{eff_m} 为电动机达到峰值效率时的输出扭矩; ω_{eff_m} 为电动机达到峰值效率时的输出转速; η_{eff_m} 为电动机的峰值效率。

$$q_{\text{lim}} = a_q q_{\text{eff}_m} \quad (10)$$

$$\omega_{\text{lim}} = a_\omega \omega_{\text{eff}_m} \quad (11)$$

$$P_{\text{lim}} = a_p q_{\text{eff}_m} \omega_{\text{eff}_m} \quad (12)$$

式中 q_{lim} 为电动机的峰值输出扭矩; ω_{lim} 为电动机的峰值转速; P_{lim} 为电动机的峰值功率; a_q 为输出扭矩限制系数; a_ω 为转速限制系数; a_p 为功率限制系数。

已知 7 个参数 q_{eff_m} 、 ω_{eff_m} 、 η_{eff_m} 、 a 、 a_q 、 a_ω 以及 a_p ,根据式(5)~式(9)便可完成参数化电动机模型的搭建。

为验证参数化电动机模型,将真实的电动机特性数据与模型计算结果进行对比,如图 3 所示为供应商提供的 UQM PowerPhase 145 在电动机模式下的效率特性图,其中横轴为输出转速,纵轴为输出扭矩,中间为等效率线;该电动机在 4 200 r/min 和 200 N·m 处达到峰值效率 92.6%(略高于图中效率最高处的 92.5%),该点为峰值点,随着工作点相对峰值点的偏离,效率值逐渐下降,且在低转速和低扭区间下降速度较快;值得注意的是在失速状态(堵转扭矩, 0 转速)和空载状态(空载转速, 0 扭矩)下的电动机的效率为 0。

如图 4 所示为基于 UQM PowerPhase 145 采用功率损失法建立参数化电动机模型效率特性

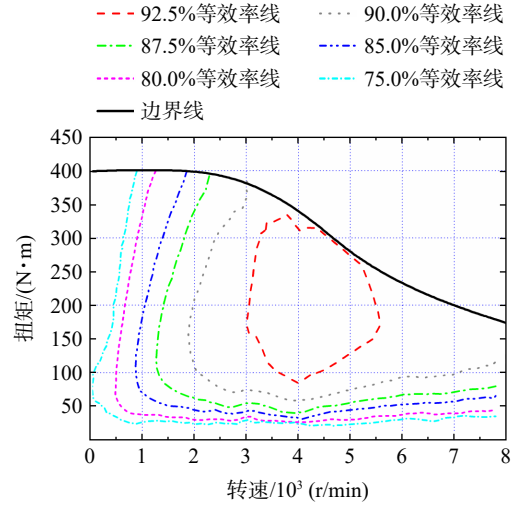


图 3 供应商提供的 UQM PowerPhase 145 电动机效率特性图

Fig. 3 Manufacturer's motor efficiency map of UQM PowerPhase 145

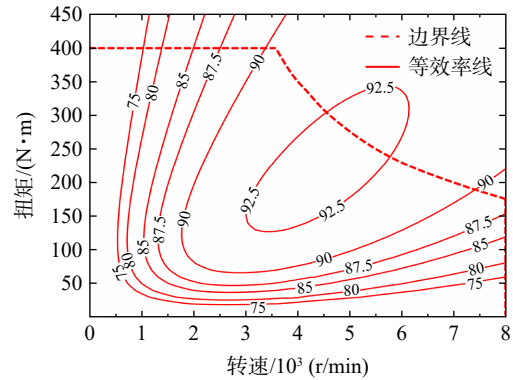


图 4 基于 UQM PowerPhase 145 的参数化电动机模型效率特性图(单位: %)

Fig. 4 Efficiency map of parameter motor model based on UQM PowerPhase 145 (unit: %)

图,其中 $q_{\text{eff}_m}=200 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $\omega_{\text{eff}_m}=4\,200 \text{ r/min}$ 、 $\eta_{\text{eff}_m}=92.6\%$ 、 $a=0.95$ 、 $a_q=2$ 、 $a_\omega=1.895$ 、 $a_p=1.59$ 。由于模型存在恒定损耗功率项,因此在该模型可以反映出真实失速或空载工况下 0 效率的状态。

图 5 所示为供应商数据(图 3)与参数化电动机模型计算结果(图 4)的对比图,电动机模型验证结果为:在电推进系统初始阶段作为电动机分析模型,该模型的准确度是可以满足使用要求的。

1.4 变桨距螺旋桨模型搭建

目前螺旋桨流场参数计算在理论上有动量理论法、叶素理论法以及涡流理论法^[19-21]。本文根据通用螺旋桨性能计算方法对变桨距螺旋桨进行模型搭建^[22]。变桨距螺旋桨特性曲线与定桨距螺旋桨特性曲线的区别在于,定桨距螺旋桨由于桨距角是固定的,所以特性曲线为一条线,如图 6 所

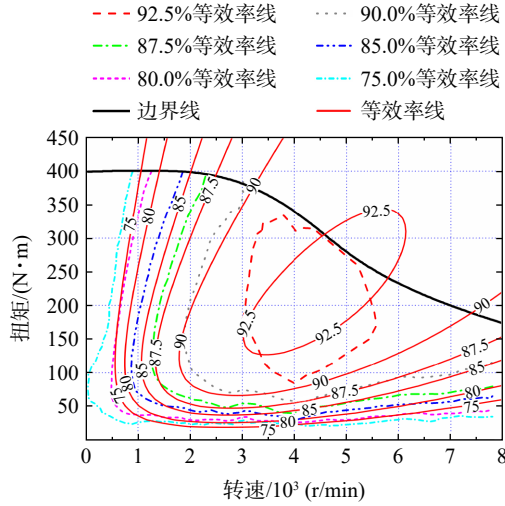


图5 供应商数据与参数化电动机模型计算结果的对比
Fig. 5 Comparison of manufacturer's data and calculation results of parameter motor model

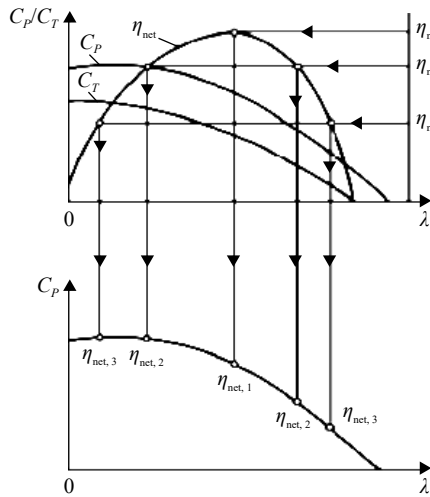


图6 典型定桨距螺旋桨性能图
Fig. 6 Performance map of typical fixed pitch propeller

示; 变桨距螺旋桨的特性曲线是一簇依据桨距角变化而变化的曲线, 桨距角以叶展方向 3/4 半径截面的桨叶角度 $\beta_{3/4}$ 来标识, 如图 7 所示。根据螺旋桨气动理论, 有如下公式^[23-24]:

$$\lambda = \frac{v_0}{n_s D} \quad (13)$$

$$C_P = \frac{P_p}{\rho n_s^3 D^5} \quad (14)$$

$$C_T = \frac{F_p}{\rho n_s^2 D^4} \quad (15)$$

$$F_p = \frac{\rho n_s^2 D^4 \eta_{net}}{\lambda} = \frac{\rho n_s^3 D^5 C_P \eta_{net}}{v_0} \quad (16)$$

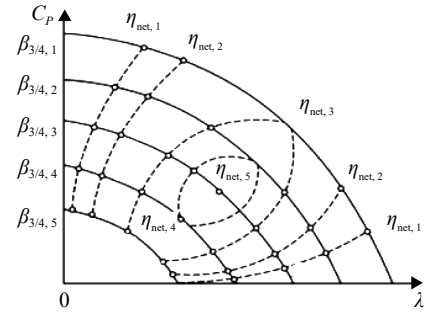


图7 典型变桨距螺旋桨性能图
Fig. 7 Performance map of typical variable pitch propeller

$$\eta_{net} = \frac{C_T}{C_P} \lambda \quad (17)$$

式中 F_p 为螺旋桨拉力(推力); P_p 为螺旋桨输入轴功率; η_{net} 为螺旋桨推进效率; C_T 为螺旋桨拉力系数; C_P 为螺旋桨功率系数; λ 为进距比(或前进比); v_0 为来流速度; ρ 为空气密度; n_s 为螺旋桨转速; D 为桨盘直径。在桨距角一定时, C_P 和 η_{net} 均为 λ 的函数。在某一飞行工况下, 已知 n_s 、 D 和 P_p , 由式(13)和式(14)可确定 λ 和 C_P , 根据图 7 螺旋桨特性图可确定 $\beta_{3/4}$ 和 η_{net} , 从而由式(15)得出 C_T , 最终由式(16)计算求得螺旋桨拉力 F_p 。

如图 7 所示, 变桨距螺旋桨的 C_P 和 η_{net} 在特性图中随着 $\beta_{3/4}$ 和 λ 变化而变化, 由式(13)可知, 在给定的螺旋桨和飞行工况的条件下, λ 与 n_s 是相对应的, 因此由式(18)和式(19)可知, 固定工况下螺旋桨拉力与推进效率为桨距角和转速的函数:

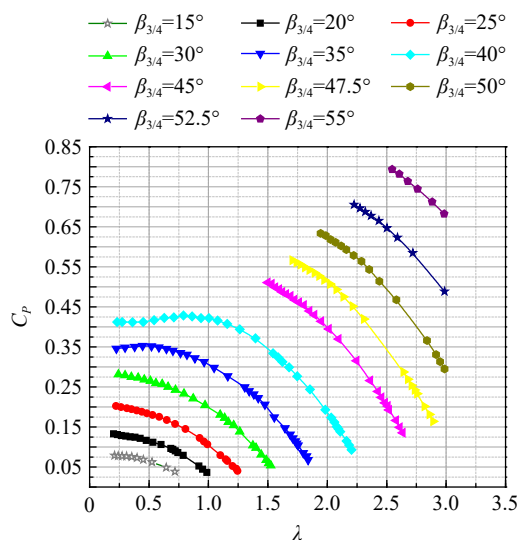
$$F_p = \varphi_1(\beta_{3/4}, n_s) \quad (18)$$

$$\eta_{net} = \varphi_2(\beta_{3/4}, n_s) \quad (19)$$

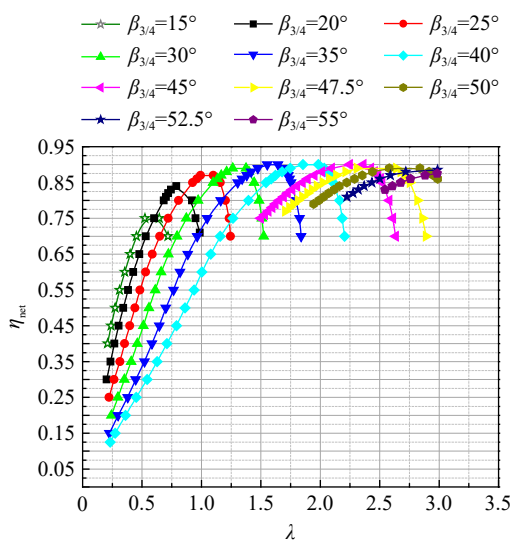
式中函数关系 φ_1 和 φ_2 可通过螺旋桨参数计算理论获得, 亦可以通过分析真实螺旋桨特性图获得。

为验证变桨距螺旋桨模型, 将真实的变桨距螺旋桨特性数据与模型计算结果进行对比, 以 Hamilton Standard 螺旋桨数据为例, 选取一个 4 叶、效用因子为 100、综合升力系数为 0.5 的螺旋桨, 将其命名为 HS01^[25-26]。HS01 特性图如图 8 所示, 图 8(a) 为不同桨距角下 λ 与 C_P 的关系, 图 8(b) 为不同桨距角下 λ 与 η_{net} 的关系。

图 9 为在不同桨距下, 模型计算的螺旋桨特性结果与真实数据的对比, 变桨距螺旋桨模型验证结果为: 在电推进系统研究的初始阶段作为螺旋桨分析模型, 该模型的准度是可以满足使用要求的。



(a) 不同桨距角下λ与Cp的关系



(b) 不同桨距角下λ与ηnet的关系

图8 HS01 变桨距螺旋桨性能图

Fig. 8 Performance map of HS01 variable pitch propeller

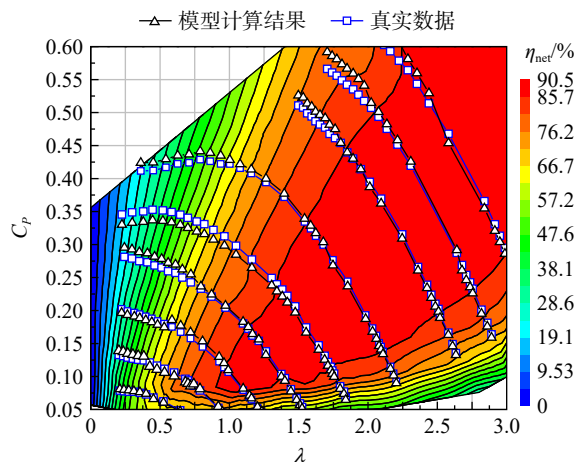


图9 模型计算结果与真实数据的对比

Fig. 9 Comparison of model calculation results with real data

1.5 螺旋桨最优功率控制规律

当今大多数变桨距螺旋桨的控制逻辑为恒定转速控制,通过螺旋桨自带的恒速控制器调节桨距角来使螺旋桨在既定的转速上运行,该既定转速可以通过飞行员通过手动或飞控系统调节,但恒速螺旋桨并不能保证螺旋桨在特定的飞行状态下以最高的推进效率运行,恒定转速控制的作用更多是为了扩展螺旋桨的工作范围,使其能够在更宽的空速范围内吸收更多的功率并产生更大的推力。本文指出的功率优化控制的逻辑是在同一飞行工况和同一推力需求的前提下,变桨距电推进系统存在唯一一组转速/桨距角组合,使得推进系统所消耗的功率最小。

对 C_T 和 C_P 的推导公式进行调整^[1],将式(14)两边同除以 λ^2 ,将式(15)两边同除以 λ^3 ,得出与转速无关的无量纲表达式,分别得式(20)和式(21)如下:

$$C_T^0 = \frac{C_T}{\lambda^2} = \frac{F_p}{\rho v_0^2 D^2} \quad (20)$$

$$C_P^0 = \frac{C_P}{\lambda^3} = \frac{P_p}{\rho v_0^3 D^2} \quad (21)$$

式中 C_T^0 为修正推力系数, C_P^0 为修正功率系数。

图10所示为典型螺旋桨的 C_T^0 等值线,该线表示在给定的飞行条件下的恒定推力线,沿 C_T^0 等值线的每一点都代表一个螺旋桨转速/桨距角的组合,在给定螺旋桨尺寸和飞行条件下,会产生相同的推力。采用最优功率控制的螺旋桨将在这条线上的最高效率点运行。从图形上看,这相当于等值推力线与等值效率轮廓线相切的点。依次连接每条等值推力线上的最优效率点,得出最优效率工作线,如图10中加粗黑实线所示。

最优效率工作线获取方法如下:

步骤1 在给定螺旋桨特性中设置 m 条 $C_{T,r}^0$ 等值线,任意一条 $C_{T,r}^0$ 等值线上 C_P 与 λ 的函数关系为

$$C_P = \delta_r(\lambda) \quad r = 1, 2, 3, \dots, m \quad (22)$$

步骤2 任意一条 $C_{T,r}^0$ 上存在一组 $(\lambda_r, C_{P,r})$ 点使得 $\eta_{net,r}$ 为最大值 $\eta_{net,r,max}$,该点即为 $C_{T,r}^0$ 等值线上的效率最优点。

$$\eta_{net,r,max} = \frac{\lambda_r^3 C_{T,r}^0}{C_{P,r}} \quad r = 1, 2, 3, \dots, m \quad (23)$$

式中 λ_r 为 $C_{T,r}^0$ 线上推进效率最大值所对应的进距比, $C_{P,r}$ 为 $C_{T,r}^0$ 线上推进效率最大值所对应的功率

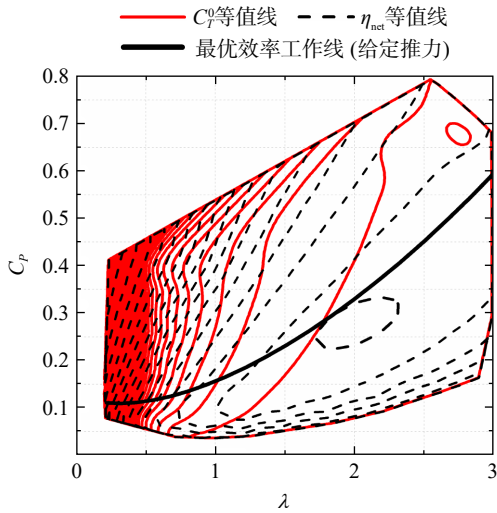


图 10 典型变桨距螺旋桨定 C_T^0 螺旋桨性能图
(给定飞行工况和推力需求)

Fig. 10 Performance map of typical variable pitch propeller depicting constant C_T^0 (given flight condition and thrust requirement)

系数。

步骤 3 获取 m 条 $C_{T,r}^0$ 等值线上的 m 组效率最优点,通过对这些最优点进行插值拟合,即可得出给定螺旋桨的最优效率工作线

$$C_p = \Delta_{\text{opt}}(\lambda) \quad (24)$$

式(24)表征了螺旋桨的固有属性,在正常工作状态下,最优效率工作线中的 C_p 受飞行高度、飞行速度、螺旋桨转速、飞机构型以及螺旋桨动力来源的影响不大。

步骤 4 由式(24)可知,可变桨距螺旋桨定型设计后,在已知螺旋桨推力需求和飞行工况的情况下,其最大推进效率仅与螺旋桨的进距比相关,因此给定推力需求下螺旋桨存在唯一进距比使得推进效率达到最大值,即

$$\lambda_r = \Omega_{\text{opt}}(C_{T,r}^0) \quad (25)$$

1.6 电推进系统的最小能耗计算

在变桨距电推进系统处于一定飞行工况和拉力需求时,可以设定系统消耗功率最小为目标,同时优化桨距角且调节转速,最终获得一组转速/桨距角的组合,可实现目标拉力需求下的最优功率控制。将电推进系统的功率需求在飞行时间段上进行积分可得出飞行任务剖面的电能消耗,若整个飞行任务剖面内的所有工况点均处于功率需求最小值的状态,即整个飞行任务剖面的电能消耗为最小值,由式(22)~式(25)可得

$$\begin{cases} W_{\text{opt}} = \int_{t_1}^{t_2} \frac{T(t) v_0(t)}{\eta_{\text{net},t,\text{max}} \eta_m} dt \\ \eta_{\text{net},t,\text{max}} = \frac{\Omega_{\text{opt}}^3(C_{T,t}^0) C_{T,t}^0}{\Delta_{\text{opt}}[\Omega_{\text{opt}}(C_{T,t}^0)]} \\ C_{T,t}^0 = \frac{T(t)}{\rho(t) v_0^2(t) D^2} \end{cases} \quad (26)$$

式中 W_{opt} 为全飞行任务剖面内最小电能消耗, $C_{T,t}^0$ 为飞行任务剖面内搭载电推进系统的飞机 t 时刻的修正推力系数, $\eta_{\text{net},t,\text{max}}$ 为飞行任务剖面内搭载电推进系统的飞机 t 时刻的最大推进效率, $T(t)$ 为全飞行任务剖面内搭载电推进系统的飞机 t 时刻所需推力, $v_0(t)$ 为全飞行任务剖面内搭载电推进系统的飞机 t 时刻的飞行速度, $\rho(t)$ 为全飞行任务剖面内搭载电推进系统的飞机 t 时刻的空气密度,电推进系统的效率不仅与螺旋桨效率有关,还与电动机效率相关, η_m 为电动机效率, t_1 为飞行起始时刻, t_2 为飞行结束时刻。

2 结果与讨论

以 M01 电动机和 HS01 变桨距螺旋桨组合为电推进系统,M01 为匹配 HS01 螺旋桨功率以及转速特性的参数化电动机模型,模拟搭载的飞机平台的关键飞行参数如表 1 所示,采用 4 组电推进系统匹配飞机平台的推力需求。在同一飞行任务剖面 and 推力需求的前提下,电推进系统分别采用最优功率控制规律和恒速控制规律来进行对比分析,旨在验证最优功率控制规律的正确性以及获得最优功率控制律相对于恒速控制规律的能耗收益。

图 11 所示为飞机平台(搭载电推进系统)的飞行包线以及推力需求(单组电推进系统),巡航高度为 4 572 m,巡航速度为 92.6 m/s,水平飞行距离为 501 km。该飞行包线是基于所搭载机型的

表 1 电推进飞机的关键参数

Table 1 Key parameters of electrically aircraft

参数	数值
机翼面积/m ²	26.0
翼载/(kg/m ²)	151.4
质量/kg	3 937.0
展弦比	9.35
诱导阻力系数	0.85
寄生阻力系数	0.035
最大升阻比	13.4
最大升力系数	4.52

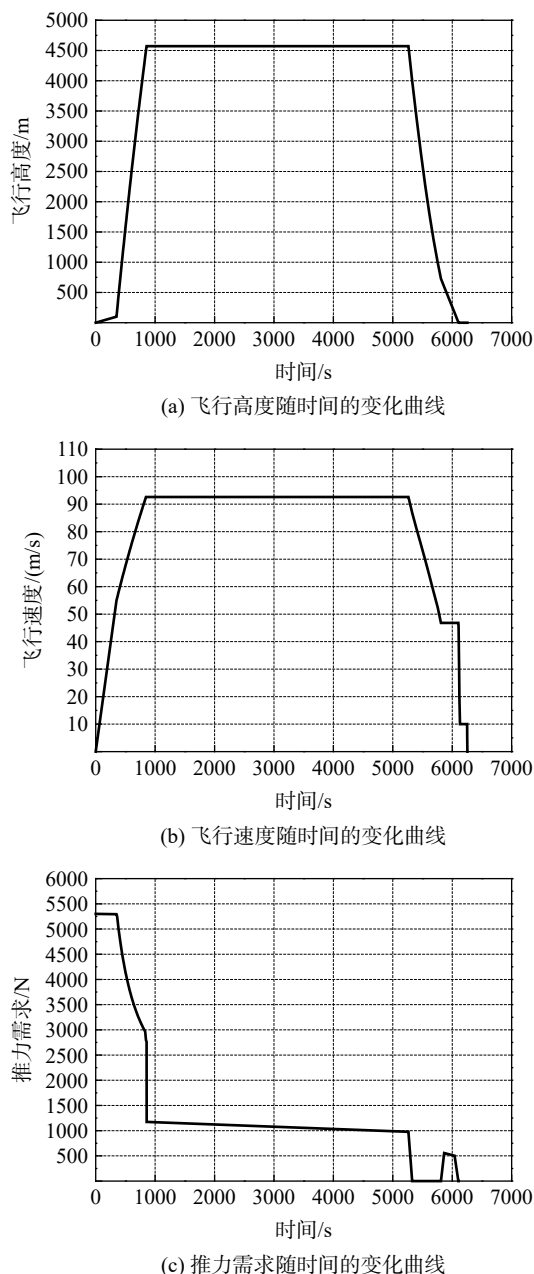


图 11 飞行工况及推力需求

Fig. 11 Flight conditions and thrust requirements

典型飞行任务, 并采用匀加速爬升策略制定而成。

假设忽略飞机的起飞滑跑及降落阶段的电推进系统的能耗, 仅考虑飞机的爬升和巡航阶段, 利用上述螺旋桨特性图和电动机模型对该推进系统任意飞行时刻的螺旋桨输出功率、电动机输出功率、电动机输入功率、螺旋桨推进效率、电动机效率以及电推进系统总功率进行计算, 最终通过积分的方式获取整个飞行任务剖面内的电能消耗。

2.1 最优功率控制规律

采用等值约束的最优问题求解方法得到 HS01

螺旋桨的最优效率工作线, 针对既定飞行任务剖面 and 推力需求, 结合式(1)与式(5)将螺旋桨最优效率工作线与 M01 电动机模型进行匹配, 求解出电推进系统各部件、各时刻的功率消耗与效率, 如图 12 所示。

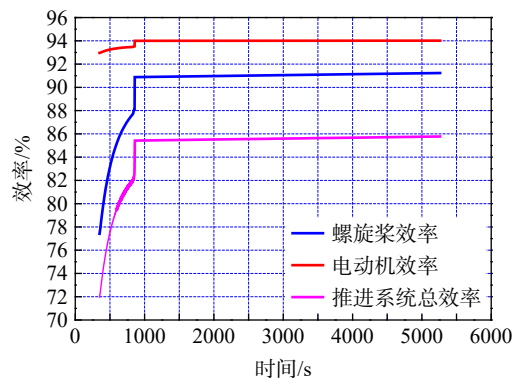


图 12 电推进系统及部件效率特性曲线(最优功率控制规律)

Fig. 12 Characteristic curves of electric propulsion system and components efficiency (optimal power control)

2.2 恒速控制规律

控制螺旋桨转速为定值, 由于已知飞行工况与推力需求, 可求解出螺旋桨各个时刻的进距比与拉力系数, 通过对螺旋桨特性图进行插值和迭代计算得出螺旋桨的推进效率和功率系数, 最终得出恒速控制规律工作线, 结合式(1)与式(5)将恒速控制规律工作线与 M01 电动机模型进行匹配, 最终得出电推进系统各部件、各时刻的功率消耗与效率, 如图 13 所示。

由图 12 和图 13 中电动机效率变化曲线可以看出, 电动机效率在整个飞行过程的变化不大且处于较高的范围, 螺旋桨的效率在爬升和巡航状态的变化幅度较大, 由于电推进系统总效率等于

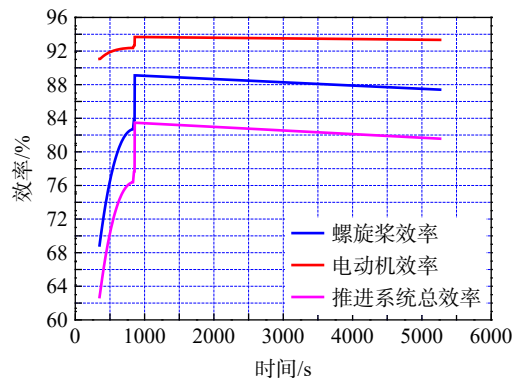


图 13 电推进系统及部件效率特性曲线(恒速控制规律)

Fig. 13 Characteristic curves of electric propulsion system and components efficiency (constant speed control)

电动机效率与螺旋桨效率的乘积,因此从图中可以看出电推进系统总效率的变化曲线在趋势上与螺旋桨效率的变化曲线基本相似,电推进系统总效率会直接影响机载电池的体积质量。

图14~图17分别为两种控制规律下螺旋桨效率、电动机效率、电推进系统总效率和消耗功

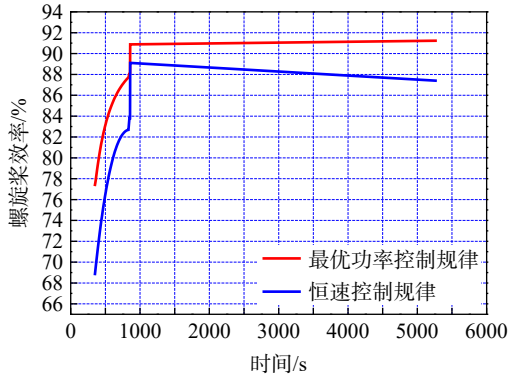


图14 两种控制规律下螺旋桨效率特性对比

Fig. 14 Comparison of propeller efficiency characteristic under two control laws

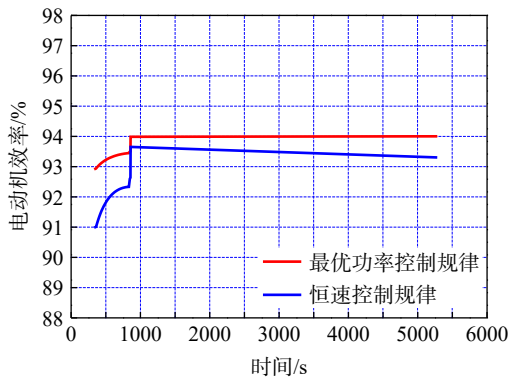


图15 两种控制规律下电动机效率特性对比

Fig. 15 Comparison of motor efficiency characteristic under two control laws

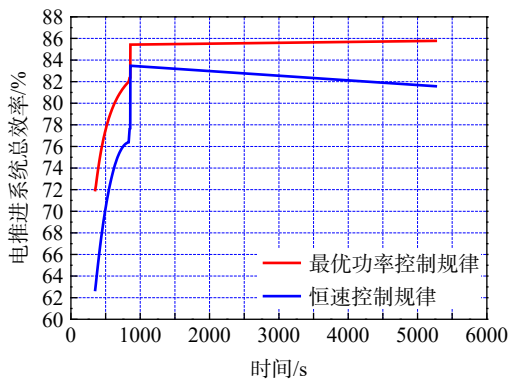


图16 两种控制规律下电推进系统总效率特性对比

Fig. 16 Comparison of electric propulsion system efficiency characteristic under two control laws

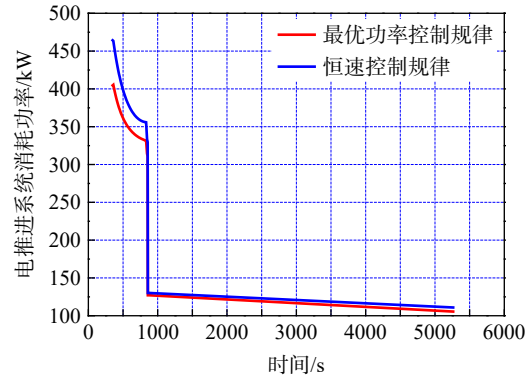


图17 两种控制规律下电推进系统消耗功率对比

Fig. 17 Comparison of electric propulsion system power under two control laws

率的对比。

由图14~图17可知,若在整个飞行任务采用最优功率控制规律的前提下,螺旋桨效率在爬升阶段最高和最低为88.1%和77.4%,巡航阶段最高和最低为91.2%和90.8%;电动机效率在爬升阶段最高和最低为93.5%和93.0%,巡航阶段最高和最低为94.0%和93.5%;电推进系统总效率在爬升阶段最高和最低为83.4%和71.9%,巡航阶段最高和最低为85.7%和85.4%;电推进系统消耗功率在爬升阶段最高和最低为404 kW和310 kW,巡航阶段最高和最低为127 kW和105 kW,通过对爬升和巡航的飞行时段进行积分计算得出完成一次飞行任务电推进系统的能耗为189 kW·h。

若在整个飞行任务采用恒速控制规律的前提下,螺旋桨效率在爬升阶段最高和最低为83.8%和68.9%,巡航阶段最高和最低为89.1%和87.4%;电动机效率在爬升阶段最高和最低为92.6%和91.1%,巡航阶段最高和最低为93.6%和93.3%;电推进系统总效率在爬升阶段最高和最低为77.7%和62.7%,巡航阶段最高和最低为83.4%和81.5%;电推进系统消耗功率在爬升阶段最高和最低为464 kW和330 kW,巡航阶段最高和最低为130 kW和111 kW,通过对爬升和巡航的飞行时段进行积分计算得出完成一次飞行任务电推进系统的能耗为201 kW·h。

综上所述,采用恒速控制规律在给定飞行任务剖面下进行工作时,飞机推进系统完成一次飞行任务剖面所消耗的电能为201 kW·h,当采用最优功率控制规律在相同飞行任务剖面下进行工作,即实时调整螺旋桨的转速/桨距角组合使输出功

率最小,飞机推进系统完成一次飞行任务剖面所消耗的电能为 189 kW·h,相较于恒速控制规律,初始巡航阶段电推进系统总效率提升 2.4%,巡航末端电推进系统总效率提升 5.1%,电推进系统完成一次飞行任务剖面的电能消耗降低了 12 kW·h,节约了 6.3% 的电能;另一方面,采用最优控制规律降低了对峰值功率的需求,爬升阶段最高功率消耗从 464 kW 降低至 404 kW,降低了 14.8%,爬升阶段最低功率消耗从 330 kW 降低至 310 kW,降低了 6.4%。因此,通过最优功率控制电推进系统的运行,能够有效地提高电推进系统的综合效率,降低飞机电推进系统能耗,提高飞机整体的续航能力。

最优功率控制规律需要实时配合飞控系统的推力需求反馈,这对飞控系统的能力提出了较高的要求,实际应用中可采用非实时、分段实施的方法降低飞控系统的设计难度;在推进系统控制规律的优化目标中,除了应考量推进系统的总效率,同样应考虑噪声限制、振动舒适度等问题,且控制规律在实际飞行过程中还会受到不确定的气象环境影响。

3 结 论

主要结论如下:

1) 最优功率控制规律相较于恒速控制规律节约了 6.3% 的电能,在电池能量密度维持不变的情况下,可降低电池系统的质量,从而可增加电动飞机的续航时间;对比恒速控制规律,最优功率控制规律使电推进系统峰值功率的需求降低了 14.8%,从而降低了电动机功率密度的设计要求。

2) 相较于恒速控制规律,采用最优功率控制规律使得电推进系统在爬升和巡航阶段的总效率均有所提升,爬升阶段电推进系统总效率的提升效用较为明显,初始爬升阶段电推进系统总效率提升 14.8%,爬升末端电推进系统总效率提升 7.3%,巡航状态电推进系统总效率较为平缓,初始巡航阶段电推进系统总效率提升 2.4%,巡航末端电推进系统总效率提升 5.1%。

参考文献:

- [1] 杨凤田,范振伟,项松,等.中国电动飞机技术创新与实践[J].航空学报,2021,42(3): 7-12.
YANG Fengtian, FAN Zhenwei, XIANG Song, et al. Technical innovation and practice of electric aircraft in China[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 7-12. (in Chinese)
- [2] 匡宇,张邦楚,姜鹏,等.国外全电动飞机的研究现状与发展趋势[J].飞航导弹,2021(3): 93-98.
KUANG Yu, ZHANG Bangchu, JIANG Peng, et al. Research status and development trend of foreign all-electric aircraft[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021(3): 93-98. (in Chinese)
- [3] 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 Science*, 2011, 47(5): 369-391.
- [4] 汤匀,岳芳,郭楷模,等.全固态锂电池技术发展趋势与创新能力分析[J].储能科学与技术,2022,11(1): 359-369.
TANG Yun, YUE Fang, GUO Kaimo, et al. Analysis of the development trend and the innovation ability of an all-solid-state lithium battery technology[J]. *Energy Storage Science and Technology*, 2022, 11(1): 359-369. (in Chinese)
- [5] 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)
- [6] 王书礼,孙金博,康桂文,等.一种电动飞机电推进系统的能效优化方法[J].航空学报,2021,42(3): 53-61.
WANG Shuli, SUN Jinbo, KANG Guiwen, et al. Energy efficiency optimization method for electric aircraft propulsion system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(3): 53-61. (in Chinese)
- [7] 李延平.太阳能/氢能混合动力小型无人机总体设计[D].北京:北京理工大学,2014.
LI Yanping. Conceptual design for solar/hydrogen hybridpowered small-scale UAV[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [8] 刘福佳,杨凤田,刘远强,等.电动轻型飞机电推进系统选型与参数匹配[J].南京航空航天大学学报,2019,51(3): 350-356.
LIU Fujia, YANG Fengtian, LIU Yuanqiang, et al. Type selection and parameter matching of electric light aircraft propulsion system [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 51(3): 350-356. (in Chinese)
- [9] 王森.无人机主推进高力能密度永磁电动机关键技术研究[D].沈阳:沈阳工业大学,2014.
WANG Sen. The key technology research on main propulsion high energy density permanent magnet motor of unmanned aerial vehicle[D]. Shenyang: Shenyang University of Technology, 2014. (in Chinese)
- [10] MCDONALD R A. Modeling of electric motor driven propellers for conceptual aircraft design[R]. Kissimmee, US: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [11] MCDONALD R A. Optimal propeller pitch scheduling and propeller-airframe matching for conceptual design[R]. Dallas, US: 15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2015.
- [12] MCDONALD R A. Modeling of electric motor driven variable pitch propeller for conceptual aircraft design[R]. San Diego, US: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [13] CYRIL D T. Methods for collaborative conceptual design of aircraft power architectures[D]. Atlanta, US: Georgia Institute of Technology, 2010.
- [14] STOIA T R, ATREYA S, O'NEIL P, et al. A highly efficient solid oxide fuel cell power system for an all-electric commuter air-

- plane flight demonstrator[R]. San Diego, US: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [15] 胡冶. 螺旋桨气动特性及螺旋桨滑流的CFD模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- HU Ye. CFD simulation of propeller performance and the influence of slipstream flow[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [16] MCDONALD R A. Electric motor modeling for conceptual aircraft design[R]. Grapevine, US: 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013.
- [17] MCDONALD R A. Electric propulsion modeling for conceptual aircraft design[R]. National Harbor, US: 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014.
- [18] LARMINIE J, LOWRY J. Electric vehicle technology explained[M]. Hoboken, US: John Wiley and Sons, 2012.
- [19] 马成宇, 何国毅, 王琦. 高空长航时无人机螺旋桨后掠桨叶气动研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(5): 795-803.
- MA Chengyu, HE Guoyi, WANG Qi. Aerodynamic performance study on backswept blade of HALE UAV propeller[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(5): 795-803. (in Chinese)
- [20] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [21] CHANDRA T. Developing stochastic model of thrust and flight dynamics for small UAVs[D]. Minneapolis and St. Paul, US: University of Minnesota, 2013.
- [22] BOBER L, MITCHELL G. Summary of advanced methods for predicting high speed propeller performance[R]. Pasadena, US: 18th Aerospace Sciences Meeting, 1980.
- [23] 严成忠. 开式转子发动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
- [24] 段登燕, 裴家涛, 祖瑞, 等. 电机-变距螺旋桨动力系统功率优化控制[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 80-91.
- DUAN Dengyan, PEI Jiatao, ZU Rui, et al. Power optimization and control of motor variable-pitch propeller propulsion system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 80-91. (in Chinese)
- [25] WOROBE L R, MAYO M G. Advanced general aviation propeller study[R]. NASA CR 114399, 1971.
- [26] HAMILTON Standard Division of United Aircraft Corporation. Generalized method of propeller performance estimation 1961—1963[R]. Windsor Locks, US: HAMILTON Standard Division of United Aircraft Corporation, 1963.

(编辑: 秦理曼)