

# 一种电动飞机概念方案的参数设计方法

李 立<sup>1</sup>, 白俊强<sup>2</sup>, 刘超宇<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 西北工业大学 无人系统技术研究院, 西安 710072)

**摘 要:** 为了准确地进行电动飞机概念方案的设计评估, 从其自身特征出发, 结合任务需求和不同飞行阶段的能耗分析, 建立了全机总质量评估模块; 为了完成方程的封闭和满足必要的飞行性能约束, 建立了参数矩阵图模块; 搭建的设计系统可以有效评估起飞总质量、翼载荷、功率载荷和翼展等总体参数。基于该系统, 对国内外三款电动飞机进行设计和对比分析: 不同机型下, 程序所得的各项质量、翼面积、展长和翼载荷等均与实际数据相近; 各项数据对比的绝对数值差异反映出对于任务的模拟和能耗在合理范围之内, 且其相对误差对于初级设计阶段的总体参数评估而言, 也是可以接受的。这些研究结果不仅验证了本文设计方法的正确性和可行性, 还表明了该方法可为电动飞机初步的参数选定和性能评估提供重要的设计支撑。

**关 键 词:** 电动飞机; 电推进系统; 飞机设计; 质量评估; 参数矩阵图

中图分类号: V221

文献标志码: A

## A sizing method of all-electric aircraft for conceptual design

LI Li<sup>1</sup>, BAI Junqiang<sup>2</sup>, LIU Chaoyu<sup>1</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Unmanned System Research Institute,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** In order to evaluate the sizing of all-electric aircraft for conceptual design precisely, a total mass evaluation module was established, which was combined with its own design features, mission requirements and energy consumption analysis. A sizing matrix plot module was established to enclose the equations and fulfill some performance constraints. The design system can assess take-off mass, wing loading, power loading and some crucial sizing parameters, like wing area and wingspan. Based on this system, three domestic and international all-electric aircrafts were adopted for design and comparison: for different aircraft types, the mass, wing area, wingspan, wing load and other design parameters obtained by the program were all close to the actual data; the absolute numerical difference of the data comparison indicated that the simulation and energy consumption of the mission were within a reasonable range. And the relative numerical differences were also acceptable for the overall parameter evaluation in the conceptual design stage. The results show that it can verify the validity and feasibility of the developed method, and can also support the all-electric aircraft design with parameter selection and performance evaluation.

**Keywords:** all-electric aircraft; electric propulsion system; aircraft design; mass evaluation; sizing matrix plot

收稿日期: 2022-02-24

基金项目: 国家“973”计划 (2014CB744804)

作者简介: 李立(1992—), 男, 博士生, 主要从事电推进系统飞机的总体设计和参数化研究。

引用格式: 李立, 白俊强, 刘超宇. 一种电动飞机概念方案的参数设计方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2749-2761. LI Li, BAI Junqiang, LIU Chaoyu. A sizing method of all-electric aircraft for conceptual design[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2749-2761.

百余年来,航空领域的发展史充满了丰富的技术创新,并且在社会生活中始终发挥着重要的先锋作用。与此同时,快速高效的航空运输也对我们赖以生存的环境产生着持续增大的不利影响<sup>[1]</sup>。如何减小其对大气的负面作用并逐步摆脱对石油资源的依赖已经成为航空业下一步发展的关键导向<sup>[2]</sup>。

电推进系统的出现和发展,作为一次飞机能源系统的革命,是推动航空进入“第三时代”的重要标志,也是促进航空产业迈向绿色环保的关键一步<sup>[3]</sup>。也因此,电动飞机的研发受到了全球范围内众多政府组织、研究机构和航空制造商的极大关注<sup>[4]</sup>。

电动飞机具有减排降噪、经济舒适、高效可靠等优势,对未来全新城市交通体系和运输系统的构建会有很大的积极影响和推进作用<sup>[5-6]</sup>。

对于电动飞机而言,最主要的特征之一就是电能作为推进系统所有或者部分的能量供给来源,并可根据其是否为全机唯一直接的储能形式,将电动飞机分为全电飞机和混电飞机。而除了能源部分,电推进系统通常还包括电动机、推进器(螺旋桨、涵道风扇等)、控制器和换流器等。而不同的电推进系统架构结合不同的布局形式,可形成不同种类的电动飞机设计方案,如矢量推力类、多旋翼无机翼类、电动直升机类和非垂直起降的固定翼类等。本文开展的研究将主要针对螺旋桨驱动固定翼全电飞机类型。

过去十余年中,国内外学者从多层次多维度分析强调了研究电动飞机的重要性、必要性和战略意义,以及面向未来的创新性发展和开拓相关新兴领域的协作需求。

在电动飞机的综述方面,文献[7-11]讨论了电动飞机各方面的发展潜力、设计特征、关键技术和未来挑战等。但是,文献[7]指出其文中所述的电动飞机基本都是将传统内燃机驱动飞机设计方案进行电动化改造。

在全机的方案设计和参数评估层面, Ma 等人针对短距起降类无人机,探索了其结合分布式电推进系统的参数设计方法<sup>[12]</sup>。Siqueira 等人基于某款盒式翼通勤类飞机的概念,研究了其与分布式全电动系统耦合的初步总体优化设计<sup>[13]</sup>。但两者均是针对分布式涵道风扇推进类的电动飞机开展的相关研究。Monjon 等人基于特定的 19 座全电动支线飞机,基于市场、经济和运营相关的经

验方程假设,开展了该款飞机运营成本的评估分析<sup>[14]</sup>。Yang 等人根据市场调研,针对一款 10 座短程电动飞机进行了概念设计和运营成本的分析评估<sup>[15]</sup>。Posada 等人基于特定的铝质机身结构,结合特定的电池和电动机产品,设计并制造了一款单座超轻型滑翔类全电动飞机<sup>[16]</sup>。范振伟等人基于国产某型双座电动飞机,以相关设计要求和性能指标为出发点,概述了其总体布局、内部配置和电推进系统的搭配选型等设计选择<sup>[17]</sup>。但以上文献均是对于已有的设计对象或者成熟的型号产品,基于比较完备的总体特征,结合电推进系统的参数建模,完成电动飞机的相关设计评估。

在涉及一些分系统的研究方面,如电推进系统,文献[18-21]针对轻小型电动飞机或无人机开展了相关研究。这些文献多是以电池、电动机、控制器和螺旋桨等组成的电推进系统为研究对象,探索了相关选型设计原则、能效评估方法和航程航时估算等。

综上所述,现如今的研究对电动飞机总体方法和方案设计的投入仍然不足,相关论述和框架搭建较为缺乏,基于原有机型进行的改造探索仍为主要路线。尤其针对国内目前的研究现状来看,各方对总体方面关键技术的重要性和未来所需的投入研发重视度均多加强调,但当下全电飞机的产品机型比较少,基于电动飞机自身系统特征的总体设计方法仍尚未成熟。

全电飞机相较于传统飞机,其设计理念还是存在一定差别和特殊性的。首先,即使对于原有机型进行改装,也绝非简单地进行动力系统的更换,而是需要考虑整体系统的兼容匹配和各分系统的适配性调整;其次,电推进系统相较于传统燃料动力系统,其能量来源的转变不仅会导致布局选型上的差异,也会对动力系统的各组件建模和分系统的布局差生重大影响;而且,全电飞机在飞行过程中的能量消耗只涉及电池的放电,这基本不会引起飞机总质量的变化,因此,不仅传统上初步估算飞机燃油质量、航时航程和飞行性能等过程会发生变化,也会同时影响相关总体参数的初步评估确定。

基于此,需要针对全电飞机,开发一种合适的初步总体参数分析评估方法,不仅能够有效确定全机的起飞总质量、各组成部分的质量匹配和关键尺寸参数与飞行性能等基本问题,还能用于指导和评估飞机整体构型的安排。

本文首先结合全电飞机的自身特征,从全机起飞总质量出发,讨论了飞机的各组成部分及其相应的质量评估方法。然后结合了飞行性能的约束分析,确定了翼载荷和功率载荷的评估选取方法。最后基于搭建的设计系统,通过与国内外三款全电飞机进行对比分析,验证了本文方法的正确性和可行性。

## 1 全机起飞总质量

飞机起飞总质量是其执行设计任务时的总质量。对于传统燃料动力驱动飞机来说,全机起飞总质量通常可分为四个部分:机组质量、有效载荷质量、燃油质量和空质量,如式(1)所示:

$$M_{to} = M_c + M_p + M_f + M_e \quad (1)$$

式中 $M_c$ 、 $M_p$ 由任务需求决定; $M_f$ 可以通过“燃油系数法”估算; $M_e$ 比较依赖历史数据,可通过合适的统计拟合方程进行分析确定。

但是对于全电飞机而言,动力系统架构的改变,以及缺乏同类飞机足够的统计数据作为参考支撑,式(1)中的分解方法和各部分质量评估手段已经难以再适用。因此,本文首先给出了如式(2)所示的质量分解方法

$$M_{to} = M_c + M_p + M_a + M_m + M_b \quad (2)$$

式中 $M_c$ 、 $M_p$ 同前文; $M_a$ 为非动力系统机体质量(后文会有详述); $M_m$ 、 $M_b$ 分别为电动机质量和电池质量。

### 1.1 飞行任务剖面 and 能量功率需求分析

本文假设的任务剖面考虑了六个通常涵盖的飞行阶段,即起飞、爬升、巡航、下降、盘旋和着陆<sup>[22]</sup>。

根据前文所述,电推进系统相较于传统动力系统,其对电力与能源的需求和传输都发生了改变,因此需要重新考虑和评估每个阶段所需的功率和能量。

而上述任务阶段中,对电动飞机而言,持续飞行最久且对电能需求最大的阶段是爬升、巡航、下降和盘旋。因此,接下来将首先针对这四个阶段进行分析和估算。

#### 1) 爬升阶段

对于给定的爬升率 $R_c$ ,爬升所需的功率可以表达为<sup>[23]</sup>

$$P_{climb} = W_{to} \cdot R_c + \frac{1}{2} \rho_{climb} \cdot V_{climb}^3 \cdot S \cdot C_{D\_climb} \quad (3)$$

式中 $W_{to} \cdot R_c$ 是维持爬升率需用的功率(其中 $W_{to} = M_{to} \cdot g$ ,单位为N), $\frac{1}{2} \rho_{climb} \cdot V_{climb}^3 \cdot S \cdot C_{D\_climb}$ 是抵抗气动阻力需用的功率; $\rho_{climb}$ 为爬升阶段的平均空气密度; $V_{climb}$ 为爬升时的飞行速度; $S$ 为翼面积; $C_{D\_climb}$ 为阻力系数。

而在飞机的初步设计阶段,阻力系数的评估可通过极曲线方程 $C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2$ 来完成,其中

$$K = \frac{1}{\pi \cdot \Lambda \cdot e}, C_L = \frac{W_{to}}{0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} \quad (4)$$

展弦比 $\Lambda$ 可根据设计者需要进行初步选取并给定,奥斯瓦尔德效率因子 $e$ 可根据飞机的不同构型形式进行适当调整选择<sup>[24]</sup>, $C_{D0}$ 可参考文献<sup>[24]</sup>对于不同类型飞机的经验方程进行匹配选择。

而基于任务给定的预期巡航高度 $Z_{cruise}$ ,爬升段耗时也可以确定下来

$$T_{climb} = \frac{Z_{cruise}}{R_c} \quad (5)$$

因此,爬升段的总耗能为

$$E_{climb} = P_{climb} \cdot T_{climb} \quad (6)$$

#### 2) 巡航阶段

所需的功率可以表达为

$$P_{cruise} = \frac{1}{2} \rho_{cruise} \cdot V_{cruise}^3 \cdot S \cdot C_{D\_cruise} \quad (7)$$

而巡航段耗时评估与爬升段有所区别,其是由巡航段航程和巡航速度所决定

$$T_{cruise} = \frac{R_{cruise}}{V_{cruise}} \quad (8)$$

因此,巡航段的总耗能为

$$E_{cruise} = P_{cruise} \cdot T_{cruise} \quad (9)$$

#### 3) 下降阶段

所需的功率与爬升段类似

$$P_{des} = -W_{to} \cdot R_d + \frac{1}{2} \rho_{des} \cdot V_{des}^3 \cdot S \cdot C_{D\_des} \quad (10)$$

式中下标<sub>des</sub>为下降 descent 的简写表达; $R_d$ 为飞机的下降率(取值为正)。

下降段耗时也可以确定下来

$$T_{des} = \frac{Z_{cruise}}{R_d} \quad (11)$$

因此,下降段的总耗能为

$$E_{des} = P_{des} \cdot T_{des} \quad (12)$$

#### 4) 盘旋阶段

所需的功率可以表达为

$$P_{\text{loiter}} = \frac{1}{2} \rho_{\text{loiter}} \cdot V_{\text{loiter}}^3 \cdot S \cdot C_{D\_loiter} \quad (13)$$

而盘旋段耗时是由设计初期既定的盘旋时长需求。因此,盘旋段的总耗能如式(14)所示:

$$M_b = \frac{1}{\eta_p} \max \left[ \frac{E_{\text{climb}} + E_{\text{cruise}} + E_{\text{loiter}} + E_{\text{des}}}{e_b}, \frac{\max(P_{\text{climb}}, P_{\text{cruise}}, P_{\text{loiter}}, P_{\text{des}})}{p_b} \right] \quad (15)$$

式中 $\eta_p$ 为电推进系统的效率, $e_b$ 为电池的能量密度, $p_b$ 为电池的功率密度。

上述对电池质量的分析讨论,并未涉及起飞和着陆阶段的能耗,主要是因为这两个阶段相对于其他阶段而言,电能的需求消耗对电池质量的影响相对较小。但为了保证完成整个飞行任务所需的电池质量,本文将对式(15)所得电池质量乘以安全系数 1.02<sup>[18,25]</sup>。此外,在飞机着陆后,为了保证电池仍具有一定的可用容量,本文设定了一个可调整的最小安全裕度值(类似于传统飞机中安全余油的概念),下文算例研究中该值均取为电池总容量的 10%。

#### 1.3 电动机质量的建模

根据文中第 1.1 节的分析可知,目前飞行所需的最大连续功率和电动机输出功率分别为

$$\begin{aligned} P_{\text{max}} &= \max(P_{\text{climb}}, P_{\text{cruise}}, P_{\text{loiter}}) \\ P_m &= P_{\text{max}} / \eta_p \end{aligned} \quad (16)$$

因此,电动机的质量为

$$M_m = \frac{P_m}{p_m} \quad (17)$$

式中 $p_m$ 为电动机的功率密度。

除此以外,还要考虑电动机能够拥有一定额外功率的能力,以保证电动机可以在短时间内输出更高的功率用于某些特殊工况。另外,电动机是由电动机控制器主动工作来控制其运行的,后者主要参数是所能承受的最大电流,本文并未对控制器的具体质量进行建模和分析,仅选取合适的控制器效率来计算电推进系统的效率。

#### 1.4 非动力系统机体质量的建模

对于螺旋桨驱动的传统动力系统飞机来说,其空机质量,主要包括结构质量(机体、起落架、操纵系统等)、动力装置质量(发动机、螺旋桨、辅助动力等)及设备质量(液压系统、电气设备、仪表设备等)三部分。

而全电飞机的电推进系统已经不再需要与燃

$$E_{\text{loiter}} = P_{\text{loiter}} \cdot T_{\text{loiter}} \quad (14)$$

#### 1.2 电池质量的建模

由于全电飞机整个飞行任务都需要电池进行电能的存储,并以最大连续功率安全地为电动机供电以及为整个任务输出能量。因此,可根据文中第 1.1 节的分析来估算所需的电池质量

油发动机相关的动力系统组件,因此将与此部分无关的空机质量称之为全电飞机的非动力系统机体质量 $M_a$ 。

但考虑到目前全电飞机的实际应用情况,并没有充足可靠的数据库建立稳定适用的经验方程,因而不能采用类似于传统飞机的空机质量系数估算法进行迭代求解。因此,本文的分析估算思路也就是,将传统的空机质量去除掉与其自身动力系统相关的质量部分<sup>[26-27]</sup>,即:

$$\begin{aligned} M_a &= M_e - M_{\text{engine}} \\ M_e / M_{\text{to}} &= -0.25 + 1.18 \cdot W_{\text{to}}^{-0.2} \cdot \Lambda^{0.08} \cdot \left( \frac{P / W_{\text{to}}}{735.5 \cdot 0.2248} \right)^{0.05} \cdot (W_{\text{to}} / S)^{-0.05} \cdot \left( \frac{V_{\text{cruise\_max}}}{0.5144} \right)^{0.27} \\ M_{\text{engine}} &= 3.12 \cdot \left( \frac{P}{1000} \right)^{0.78} \end{aligned} \quad (18)$$

其中 $M_e$ 和 $M_{\text{engine}}$ 均是参考文献[22]对空机质量和发动机质量建立的统计回归模型, $P$ 为功率。

## 2 满足飞行性能的设计约束

在文中第 1 章节中,虽然已经针对全电飞机的起飞质量进行了分析讨论,但是可以发现,此时并不能类似于传统飞机那样,直接对起飞质量进行迭代求解。一方面是因为机翼面积作为未知的关键参数,关系到众多方程的评估;一方面,未知的各任务剖面所需功率也直接关系到诸如电池和电动机的质量评估。

此外,即使按照上述过程完成了式(2)的封闭求解,也只是保证此时得到的起飞总质量能满足飞行任务所要求的航程航时,还不足以保证飞机能够满足飞行过程中的一些关键性能要求,例如失速速度、起降距离等。

为了能够进一步完成方程的封闭和满足更多方面的设计约束,本文首先参考文献[25]和文献[28]的相关研究,采用两个新的关键设计参数,分别是翼载荷( $W_0/S$ )和功率载荷( $W_0/P$ ),来辅助完成

第一部分相关的方程闭合。

此时, 机翼面积即可表达为

$$S = W_{to}/(W_{to}/S) \quad (19)$$

式(7)也可重新写成式(20)的形式:

$$M_b = \frac{1}{\eta_p} \max \left\{ \frac{E_{climb} + E_{cruise} + E_{loiter} + E_{des}}{e_b}, \frac{\max [P_{climb}, P_{cruise}, P_{loiter}, P_{des}, W_{to}/(W_{to}/P)]}{p_b} \right\} \quad (21)$$

式(17)同样也做类似的更新处理。

其次, 对于新引进的两个设计变量, 通过将其和飞行性能约束相关联, 然后采用“参数矩阵图”法(sizing matrix plot), 如图 1 所示, 即可找到一组满足飞行性能要求的翼载荷和功率载荷。

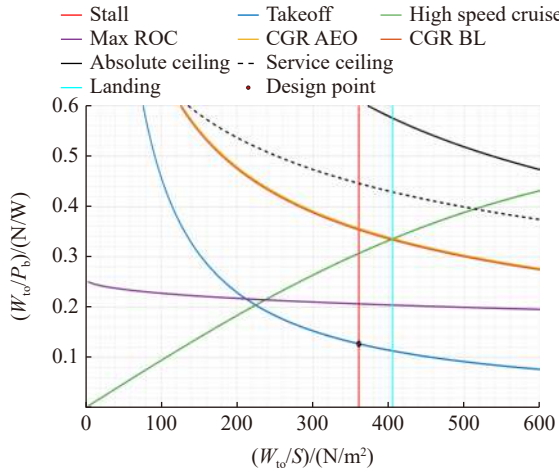


图 1 参数矩阵图方法示意图

Fig. 1 Schematic plot of sizing matrix plot method

## 2.1 飞行性能约束

通过参考文献 [22] 和文献 [24], 结合前文所述的飞行阶段, 本文选取了七个飞行性能约束用来完成目前的初步设计评估, 分别是失速速度、起飞距离、爬升率(ROC)、爬升梯度、最大巡航速度、绝对升限和着陆距离。

### 1) 失速速度

失速速度是影响飞机安全的主要因素, 此项约束是对最小允许飞行速度进行限制。一般来说, 低失速速度是可取的, 因为这会使得所设计的飞机更加安全。它可以与翼载荷和最大升力系数关联确定, 如式(22)所示:

$$P_{cruise} = \frac{1}{2} \rho_{cruise} \cdot V_{cruise}^3 \cdot [W_{to}/(W_{to}/S)] \cdot C_{D_{cruise}} \quad (20)$$

同理, 式(3)、式(10)、式(13)也可转化成类似的表达。

而式(15)此时也需要更新为

$$\frac{W_{to}}{S} = \frac{1}{2} \rho \cdot V_{stall}^2 \cdot C_{L_{max}} \quad (22)$$

### 2) 起飞距离

由于每个机场的跑道长度都是有限的, 因此需要对实际的地面滑行距离进行约束限制。

按照 FAR23(federal aviation regulations) 起飞距离要求, 起飞距离为  $S_{to}$  (单位为 m); 起飞滑跑距离  $S_{tog}$  (单位为 m); 起飞参数  $T_{op23}$  (单位为  $N^2/(m^2 \cdot W)$ ), 各参数间的关系为

$$S_{to} = 8.134 \cdot (a \cdot T_{op23}) + 0.0149 \cdot (a \cdot T_{op23})^2 \quad (23)$$

$$a = 0.2856136, S_{to} = 1.66 \cdot S_{tog}$$

而起飞参数  $T_{op23}$  与翼载荷、功率载荷和起飞最大升力系数之间的关系为

$$\frac{W_{to}}{S} = \frac{T_{op23} \cdot (\rho_{to}/\rho) \cdot C_{L_{to,max}}}{W_{to}/P} \quad (24)$$

### 3) 爬升率

爬升率是衡量飞机在单位时间内能够达到的离地垂直高度。对于螺旋桨驱动飞机, 文献 [23] 对爬升率给出了如下的一种表达方式:

$$R_c = \frac{\eta_p}{(W_{to}/P)} - V_{climb} \left( \frac{C_{D_{climb}}}{C_{L_{climb}}} \right) \quad (25)$$

而在最大爬升率条件下, 爬升速度和气动系数有如下关系:

$$V_{climb}|_{R_{c,max}} = \sqrt{\frac{2(W_{to}/S)}{\frac{\rho_{climb}}{\rho} \cdot C_{L_{climb}}|_{R_{c,max}}}} \quad (26)$$

$$C_{L_{climb}}|_{R_{c,max}} = \sqrt{\frac{3C_{D0_{climb}}}{K}}$$

$$C_{D_{climb}}|_{R_{c,max}} = 4C_{D0_{climb}}$$

将式(26)代入式(25), 可得

$$(W_{to}/P) = \frac{\eta_p}{R_c + 0.95017 \cdot \left[ \sqrt{(W_{to}/S)} / \sqrt{\rho_{climb}/\rho} \cdot (\Lambda \cdot e)^{0.75} / (C_{D0_{climb}})^{0.725} \right]} \quad (27)$$

### 4) 爬升梯度

对于螺旋桨驱动飞机, 文献 [23] 对爬升梯

度 (climb gradient rate, CGR, 变量符号记为  $\tau$ ) 的评估方法与爬升率相似:

$$\frac{\eta_p}{(W_{to}/P)} = V_{climb} (\tau + C_{D\_climb}/C_{L\_climb}) \quad (28)$$

而爬升速度和升力系数的关系为

$$V_{climb} = \sqrt{\frac{2(W_{to}/S)}{\rho_{climb}/\rho \cdot C_{L\_climb}}} \quad (29)$$

将式(29)代入式(28),可得

$$(W_{to}/P) = \frac{\eta_p \cdot \sqrt{\rho_{climb}/\rho} \cdot \sqrt{C_{L\_climb}}}{\sqrt{2} \cdot \sqrt{(W_{to}/S)} \cdot (\tau + C_{D\_climb}/C_{L\_climb})} \quad (30)$$

本文考虑了两种工况下的爬升梯度要求,分别是全发工作(all engines operative, AEO)和中断着陆(balked landing, BL),对应的爬升梯度约束分别为不小于8.3%和3.3%。

$$(W_{to}/P) = \frac{\eta_p \cdot (\rho_{ceiling}/\rho)}{R_{c\_ceiling} + 0.95017 \cdot \left[ \sqrt{(W_{to}/S)} / \sqrt{\rho_{ceiling}/\rho} \cdot (\Lambda \cdot e)^{0.75} / (C_{D0\_climb})^{0.725} \right]} \quad (32)$$

同时,在文献[29]中,实用升限是飞机能维持0.5 m/s爬升率时对应的最高高度。因此,本文也将适用升限作为约束条件之一,其与式(32)表达一致,不再赘述。

#### 7) 着陆距离

按照FAR23着陆距离要求,着陆距离 $S_1$ 与失速速度 $V_s$ 、着陆滑跑距离 $S_{lg}$ 的关系为(这里失速速度对应起落架放下、着陆襟翼和发动机停车的状态)

$$\begin{aligned} S_1 &= 0.59153 \cdot V_s^2 \\ S_1 &= 1.938 \cdot S_{lg} \end{aligned} \quad (33)$$

结合式(22),可得:

$$(W_{to}/S) \cdot k_w = \frac{1}{2} \rho \cdot (S_1/0.59153) \cdot C_{L\_Landingmax} \quad (34)$$

式中 $k_w$ 为着陆总质量与起飞总质量之比。考虑到前文所述,全电飞机在飞行过程中基本不会引起飞机总质量的变化,故其值在此取为1。

## 2.2 设计点选取和设计系统

采用“参数矩阵图”法,可以得到满足飞行性能约束的设计可行域,也就意味着可以根据实际需要,选择一组合适的翼载荷和功率载荷取值。比如选择翼载荷最大时对应的一组参数,则对于一定的起飞总质量,就意味着可以减小实际翼面积的大小以及飞机的整体尺寸,就可以减小一部分气动阻力;或者选择功率载荷最大时对应的一组参数,以确保相同的起飞总质量下所需的功率最低,从而降低所需的电动机质量和成本。

#### 5) 最大巡航速度

对于螺旋桨驱动飞机,根据巡航时的纵向配平状态,文献[29]给出了最大巡航速度与翼载荷、功率载荷之间的一种关联表达

$$\begin{aligned} \left(\frac{W_{to}}{S}\right) \cdot \eta_p \cdot \frac{\rho_{cruise}}{\rho} &= \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W_{to}}{P}\right) \cdot \rho_{cruise} \cdot V_{cruise\_max}^3 \\ C_{D\_cruise} + \left(\frac{W_{to}}{S}\right)^2 \left(\frac{W_{to}}{P}\right) &= \frac{2}{\rho_{cruise} \cdot V_{cruise\_max} \cdot K} \end{aligned} \quad (31)$$

#### 6) 绝对升限

文献[29]将绝对升限的限制要求与爬升率相关联:绝对升限是飞机能够保持水平飞行的绝对最大高度,也就是 $R_c = 0$ 时对应的高度。

因此,对于螺旋桨驱动飞机,其与翼载荷、功率载荷之间的关联表达与式(27)类似

然后将这组参数代入本文第一部分的方程中,便可迭代求解完成飞机起飞总质量、各部分质量和所需功率能耗的评估,进而可以求解得到机翼面积/展长、翼载荷和各任务阶段的飞行性能。

综上,本文针对全电飞机建立的初步总体参数设计系统及流程如图2所示。其中,蓝色部分主要为一些输入参数,包括:与飞机相关的,如展弦比、奥斯瓦尔德效率因子等,与阻力相关的,如构型选择、零阻选择等,与性能相关的,如起降距离、航程等,与电池电动机相关的,如能量密度和功率密度以及其他相关参数;橙色部分即为本文重点讨论研究的质量评估与翼载荷、功率载荷评估的两大模块;黑色部分为主要的输出参数。图中 $b$ 为翼展, $E$ 为能量。

需要特别指出的是,本文这种模块化的设计系统并不局限于当下的研究需求,还能兼容未来新技术的更新应用。

对于全机总质量评估模块而言:针对机体质量,如果涉及创新型布局(如鸭翼布局、翼撑布局等)和特殊材料(如涂层、复材等)的应用,可以赋予此项合适的权重系数进行调整,这在其他的一些参考文献中也多有提及;针对电池电动机质量,如果涉及两者的更新换代或者新技术出现,可以方便地通过调整输入的能量密度和功率密度,即可有效反馈其实际应用。

对于参数矩阵图模块而言,也可以根据实际需要,对飞行性能的约束进行合适地增减以及关联方程中某些参数的更新替换。

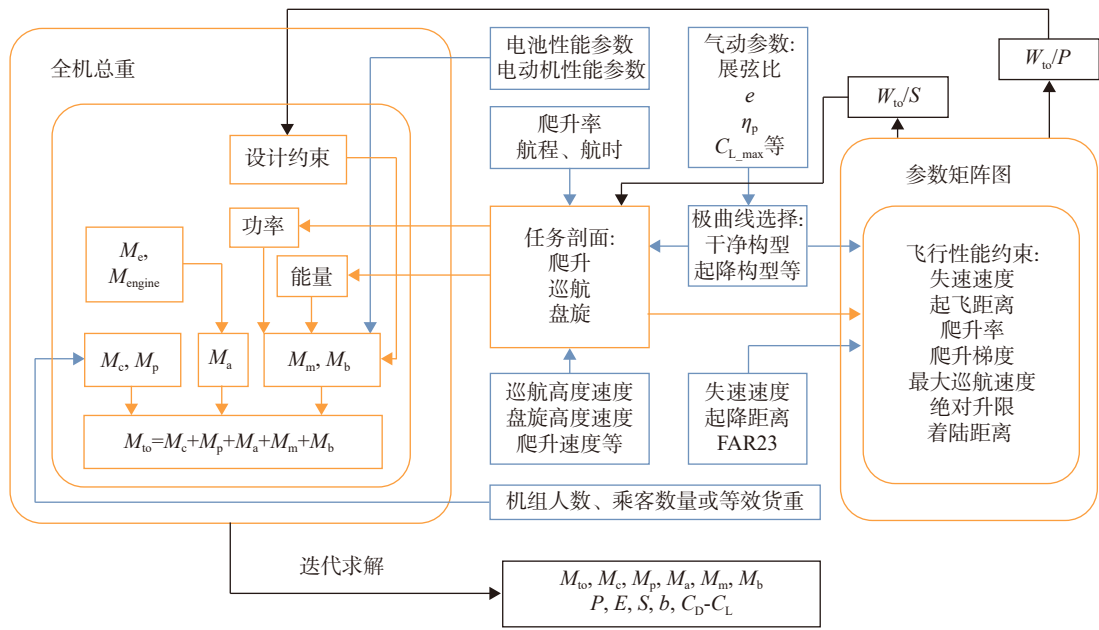


图 2 设计系统工作流程示意图

Fig. 2 Work-flow of design system

3 设计方法的验证

为了验证设计方法的可行性和有效性,本文选取了三款国内外现有的全电飞机进行对比分析。

3.1 昊翔 E430 双座电动通用飞机

E430 是中国飞机制造商昊翔(YUNEEC)设计研发的一款双座(含驾驶员)电动载人飞机,已取得 FAA(Federal Aviation Administration)适航认证。整机由单发螺旋桨驱动,搭配大展弦比上单翼和 V 形尾翼。E430 的一些设计参数作为程序输入数据<sup>[16,25,30-32]</sup>,如表 1 所示。其中,\*项为不确定的原型机输入参数(下文同),但是为了满足程序输入需要,选择了可参考的基准值。

图 3 是本文设计系统针对 E430 设计参数给出的参数矩阵图,涵盖了文中第 2.1 节介绍的飞行性能约束,每一条曲线(或直线)的一侧产生的交集即为满足飞行性能要求的可行域。从图中可以看出,对于该机型,综合所有性能要求,待定可选的翼载荷/功率载荷组合区域是由最大巡航速度、起飞距离和失速速度决定的。图中红色点即为程序在此可行域中选择的翼载荷最大时对应的一组翼载荷和功率载荷数值。

根据文中第 2.2 节介绍的程序运行流程,图 4 即为迭代求解后得到的飞机起飞总质量与各部分质量(其中,EMs 为电动机 electric motors 的缩写),以及具体的飞行剖面 and 电池消耗情况。程序模拟的飞行时长与实际的 2 h 续航时间很相近。

表 1 E430 的输入参数

Table 1 Input data of E430

| 参数        |                | 数值     |
|-----------|----------------|--------|
| 飞机        | 机组和有效载荷总质量/kg  | 180    |
|           | 展弦比            | 16.7   |
|           | Oswald 效率因子    | 0.82*  |
| 电推进系统     | 螺旋桨数量          | 1      |
|           | 螺旋桨效率          | 0.8*   |
|           | 换流器(逆变器)效率     | 0.98*  |
|           | 控制器效率          | 0.95   |
|           | 电动机效率          | 0.9    |
|           | 电动机功率密度/(W/kg) | 2 100  |
|           | 电池功率密度/(W/kg)  | 801    |
|           | 电池能量密度/(Wh/kg) | 153.7  |
| 任务需求与性能参数 | 航程/km          | 170    |
|           | 最大巡航速度/(km/h)  | 150    |
|           | 巡航高度/m         | 1 000  |
|           | 巡航速度/(km/h)    | 90     |
|           | 失速速度/(km/h)    | 60     |
|           | 爬升率/(m/s)      | 3.5    |
|           | 盘旋高度/m         | 460*   |
|           | 盘旋时间/min       | 1*     |
|           | 起飞滑跑距离/m       | 260    |
|           | 着陆滑跑距离/m       | 180    |
|           | 绝对升限/m         | 3 500* |
|           | 实用升限/m         | 3 000* |

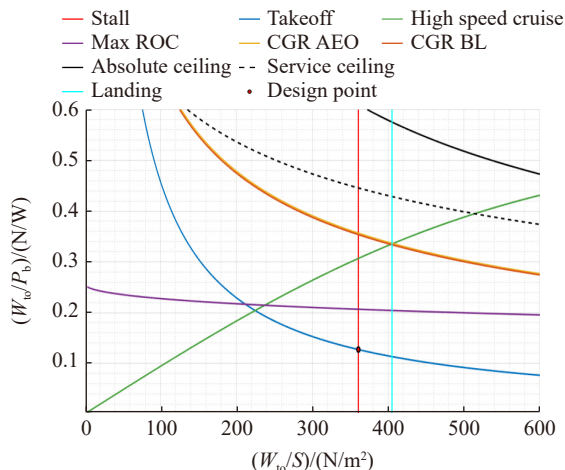
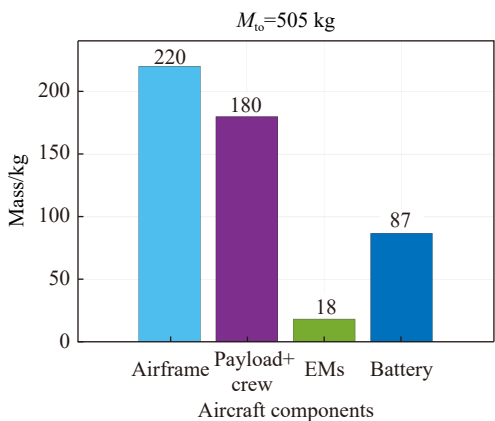
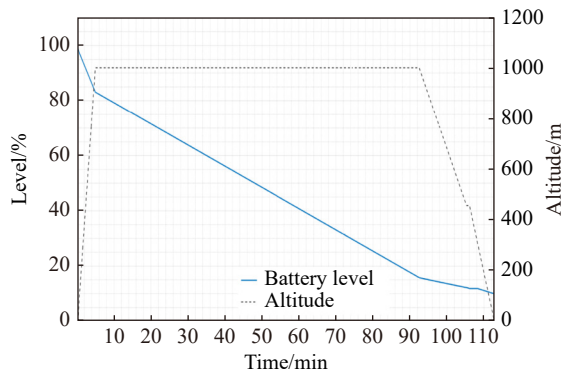


图 3 针对 E430 的参数矩阵图

Fig. 3 Sizing matrix plot for E430

(a)  $M_{to}$ ,  $M_a$ ,  $M_p+M_c$ ,  $M_m$  和  $M_b$ 

(b) 程序模拟的任务剖面

图 4 本文设计方法对于 E430 输出的部分结果

Fig. 4 Partial output results of the paper design method for E430

为了进一步验证设计系统的有效性,将程序所得的各项质量、翼面积、展长和翼载荷与 E430 的实际数据进行对比分析,如表 2 所示。

从表 2 可以看出,各项数值的相对误差都在 21% 以内(相对误差是程序输出值减去实际数据,再除以实际数据),考虑到 E430 飞机实际后期阶

表 2 E430 实际构型和程序输出的总体参数对比

Table 2 Comparison of real and simulated data of overall parameters for E430

| 参数                            | 实际数据  | 程序输出  | 相对误差/% |
|-------------------------------|-------|-------|--------|
| $M_{to}/\text{kg}$            | 470   | 504.9 | 7.43   |
| $M_a/\text{kg}$               | 199   | 220.2 | 10.65  |
| $M_p/\text{kg}$               | 72    | 86.6  | 20.28  |
| $M_m/\text{kg}$               | 19    | 18.1  | -4.74  |
| 机翼面积/ $\text{m}^2$            | 11.37 | 13.67 | 20.23  |
| 机翼展长/m                        | 13.80 | 15.11 | 9.49   |
| 翼载荷/ $(\text{kg}/\text{m}^2)$ | 41.34 | 36.93 | -10.65 |

段的精细化设计和多学科间的权衡优化,这样的数值误差级别在初步总体评估阶段是可以接受和认可的。

具体分析来看,首先,误差最大项来源于电池质量,这是由飞行任务能耗和电池性能决定的一项参数。这两者涉及的部分公开参数,诸如航程和电池的能量密度,可能与实际飞行的任务剖面 and 电池性能存在一些偏差。但整体而言,程序对于任务的模拟和能耗是在合理范围内的。

其次,误差较大项来源于机翼面积,这是由全机总质量和翼载荷决定的一项,前者的相对误差为 7.43%,说明程序预测的匹配度较高;而后者是由参数矩阵图所决定的,根据图 3 可发现,由于失速速度的约束,限制了可选的最大翼载荷,说明本文查阅的公开参考失速速度可能与实际的飞机参数有一定出入,导致翼载的差别,从而影响翼面积的大小,而展弦比作为固定的输入参数,因此也就影响到了翼展的数值。

然后,误差较大的还有机体质量。经过查阅得知, E430 的机体结构整体都采用了碳纤维复合材料,因此本文程序高估了此部分质量,但是也正如文中第 2.2 节所述,这种特殊材料的应用,都可以以系数的形式进行合适地调整。而如果这一项质量能够和实际匹配接近的话,那么程序对于起飞总质量的评估也可能更加接近实际值。

最后,可以发现电动机的误差比较小,说明对于各任务段的功率需求评估比较合理。而程序输出值偏小可能与参考的电动机效率相关,公开的 E430 适配电动机型号为 Yuneec Power Drive 40, 本文是基于文献 [32] 得到该电动机效率为 90%, 而实际飞行段的电动机效率可能较小。

而为了验证上述几方面的推测, 本文将实际机体质量  $M_a=199\text{ kg}$  作为输入参数, 并将失速速度从  $60\text{ km/h}$  调整为  $70\text{ km/h}$ , 电动机效率更改为  $85\%$ 。此时可得到如图 5 和表 3 所示的新一轮计算结果。其中, 由于程序对翼载荷的显示范围设置, 导致在更右侧的失速速度约束并未在图中显示, 而并非是没有添加此约束, 这种情况不会影响最终设计点的选取。

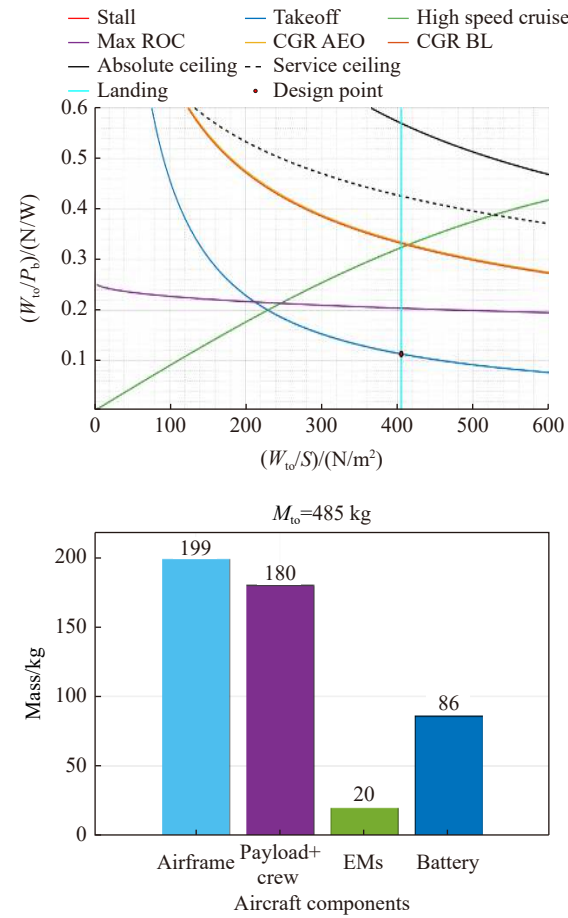


图 5 参数更新后的参数矩阵图和起飞总质量  
Fig. 5 Updated sizing matrix plot and maximum takeoff mass

表 3 更新后实际构型和程序输出的总体参数对比  
Table 3 Comparison of updated real and simulated data of overall parameters

| 参数                            | 实际数据  | 程序输出  | 相对误差/% |
|-------------------------------|-------|-------|--------|
| $M_{to}/\text{kg}$            | 470   | 484.9 | 3.17   |
| $M_a/\text{kg}$               | 199   | 199   | 0      |
| $M_b/\text{kg}$               | 72    | 86.3  | 19.86  |
| $M_m/\text{kg}$               | 19    | 19.6  | 3.16   |
| 机翼面积/ $\text{m}^2$            | 11.37 | 11.67 | 2.64   |
| 机翼展长/m                        | 13.80 | 13.96 | 1.16   |
| 翼载荷/ $(\text{kg}/\text{m}^2)$ | 41.34 | 41.55 | 0.52   |

从最新的对比结果来看, 基本和上述的分析判断相契合。电池质量虽然仍偏大, 但是起飞总质量、翼载、翼面积和翼展更加接近, 且电动机的质量略有增大, 也更加贴合实际值。综上, 对此机型现有的评估分析, 可以初步从不同方面验证本系统的可行性和有效性。

3.2 Bye Aerospace eFlyer 2 双座电动飞机

eFlyer 2 是美国飞机制造商 Bye Aerospace 设计和开发的一款双座(含驾驶员)电动载人飞机, 于 2018 年 4 月 10 完成首飞, 并计划于 2022 年底完成 FAR23 适航认证。全机采用中等展弦比下单翼, 常规平垂尾翼, 前三点固定起落架的布局形式, 由单发牵引式螺旋桨驱动。eFlyer 2 的一些设计参数作为程序输入数据<sup>[33-37]</sup>, 如表 4 所示。

表 4 eFlyer 2 的输入参数  
Table 4 Input data of eFlyer 2

| 参数        |                                 | 数值    |
|-----------|---------------------------------|-------|
| 飞机        | 机组和有效载荷总质量/kg                   | 200   |
|           | 展弦比                             | 12    |
|           | Oswald 效率因子                     | 0.8*  |
| 电推进系统     | 螺旋桨数量                           | 1     |
|           | 螺旋桨效率                           | 0.8*  |
|           | 换流器(逆变器)效率                      | 0.98* |
|           | 控制器效率                           | 0.95* |
|           | 电动机效率                           | 0.93  |
|           | 电动机功率密度/ $(\text{W}/\text{kg})$ | 2 500 |
|           | 电池功率密度/ $(\text{W}/\text{kg})$  | 1 300 |
|           | 电池能量密度/ $(\text{Wh}/\text{kg})$ | 250   |
| 任务需求与性能参数 | 航程/km                           | 330   |
|           | 最大巡航速度/ $(\text{km}/\text{h})$  | 250   |
|           | 巡航高度/m                          | 3 048 |
|           | 巡航速度/ $(\text{km}/\text{h})$    | 178   |
|           | 失速速度/ $(\text{km}/\text{h})$    | 89    |
|           | 爬升率/ $(\text{m}/\text{s})$      | 6.1   |
|           | 盘旋高度/m                          | 460*  |
|           | 盘旋时间/min                        | 5*    |
|           | 起飞距离/m                          | 350   |
|           | 着陆距离/m                          | 350   |
|           | 绝对升限/m                          | 4 260 |
|           | 实用升限/m                          | 4 000 |

而且,考虑到 eFlyer 2 全机结构由复合材料构成,加上文中第 3.1 节的相关讨论分析,因此在程序中对于  $M_a$  的评估赋以质量系数 0.9。

图 6、图 7 和表 5 为设计系统针对 eFlyer 2 得到的输出结果。从表 5 可以看出,各项数值的相对误差都相对较小,其中最大的三项为翼载荷和电池电动机质量。前者是由飞行性能约束所决定,推测其可能是由于某些输入参数的参考值与实际数据有一定出入,但是也不会有特别大的偏差;后者可能是对于任务剖面的气动特性和所需能耗的评估有一定出入,但是绝对数值的差异也能反映出对于任务的模拟和能耗还是在合理范围之内的,且这种量级的相对误差对于初级设计阶段的总体参数评估而言,基本上是可以接受的。综上,本算例从不同机型的角度再次验证了系统的可行性和有效性。

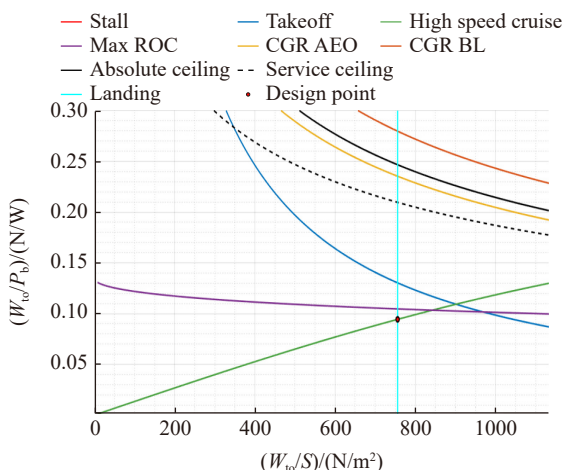
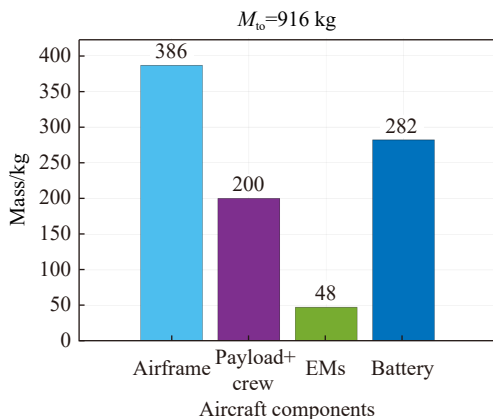
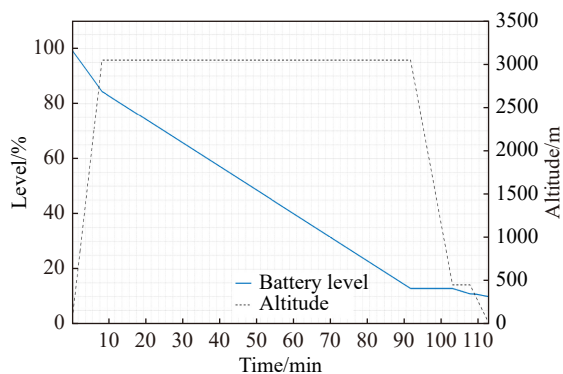


图 6 针对 eFlyer 2 的参数矩阵图

Fig. 6 Sizing matrix plot for eFlyer 2



(a)  $M_{10}$ ,  $M_a$ ,  $M_p+M_e$ ,  $M_m$  和  $M_b$



(b) 程序模拟的任务剖面

图 7 程序对于 eFlyer 2 输出的部分结果

Fig. 7 Partial output results of the program for eFlyer 2

表 5 eFlyer 2 实际构型和程序输出的总体参数对比

Table 5 Comparison of real and simulated data for eFlyer 2

| 参数                            | 实际数据  | 程序输出  | 相对误差/% |
|-------------------------------|-------|-------|--------|
| $M_{10}/\text{kg}$            | 862   | 915.6 | 6.22   |
| $M_a/\text{kg}$               | 365   | 385.8 | 5.70   |
| $M_p/\text{kg}$               | 253   | 281.6 | 11.30  |
| $M_m/\text{kg}$               | 44    | 48.2  | 9.55   |
| 机翼面积/ $\text{m}^2$            | 12    | 11.83 | -1.42  |
| 机翼展长/m                        | 12    | 11.91 | -0.75  |
| 翼载荷/ $(\text{kg}/\text{m}^2)$ | 71.83 | 77.40 | 7.74   |

### 3.3 Taurus Electro G2.5 双座电动飞机

Taurus Electro G2.5 是斯洛文尼亚飞机制造商 Pipistrel 设计和开发的一款双座(含驾驶员)电动载人飞机,于 2007 发布推出,并于 2011 年投入使用,现已大规模进入全球市场。全机采用流线型机身,大展弦比中单翼,T 形尾翼和收放式前起落架的布局形式,由单发螺旋桨驱动。Taurus Electro G2.5 的一些设计参数作为程序输入数据<sup>[30,38-41]</sup>,如表 6 所示。

图 8、图 9 和表 7 为设计系统针对 Taurus Electro G2.5 得到的输出结果。从表 7 可以看出,翼载荷和电池电动机质量的相对误差较大。前者可能是受到某些参考的飞行性能参数的影响,比如着陆距离和失速速度等。此类数值均为公开查阅可追溯的参数,因此实际的翼载荷可能是飞机在设计后期综合更多性能的考虑和权衡所决定,而本文现阶段程序只兼顾了一部分的飞行性能约束。但是,相对较小的绝对数值差异也反映出,当前阶段这部分关键性能的约束要求是能够很好

表 6 Taurus Electro G2.5 的输入参数  
Table 6 Input data of Taurus Electro G2.5

| 参数        |                | 数值    |
|-----------|----------------|-------|
| 飞机        | 机组和有效载荷总质量/kg  | 200   |
|           | 展弦比            | 18.3  |
|           | Oswald 效率因子    | 0.82* |
| 电推进系统     | 螺旋桨数量          | 1     |
|           | 螺旋桨效率          | 0.8*  |
|           | 换流器(逆变器)效率     | 0.98* |
|           | 控制器效率          | 0.95* |
|           | 电动机效率          | 0.9   |
|           | 电动机功率密度/(W/kg) | 2 800 |
|           | 电池功率密度/(W/kg)  | 1 000 |
|           | 电池能量密度/(Wh/kg) | 200   |
|           | 航程/km          | 90    |
|           | 最大巡航速度/(km/h)  | 150   |
| 任务需求与性能参数 | 巡航高度/m         | 1 000 |
|           | 巡航速度/(km/h)    | 110   |
|           | 失速速度/(km/h)    | 63    |
|           | 爬升率/(m/s)      | 3.1   |
|           | 盘旋高度/m         | 460*  |
|           | 盘旋时间/min       | 1*    |
|           | 起飞距离/m         | 245   |
|           | 着陆距离/m         | 270   |
|           | 绝对升限/m         | 4 200 |
|           | 实用升限/m         | 3 900 |

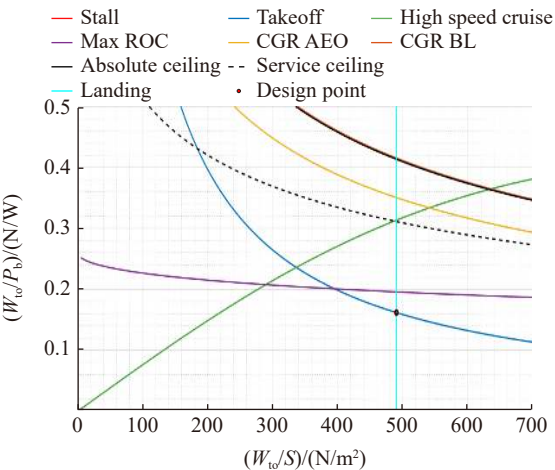


图 8 针对 Taurus Electro G2.5 的参数矩阵图  
Fig. 8 Sizing matrix plot for Taurus Electro G2.5

地准确辅助总体参数设计的。后者看似相对误差较大,实则是绝对数值较小的原因,而实际的质量差异在可接受范围之内。

而机体质量是另一项差别较大的。此算例设

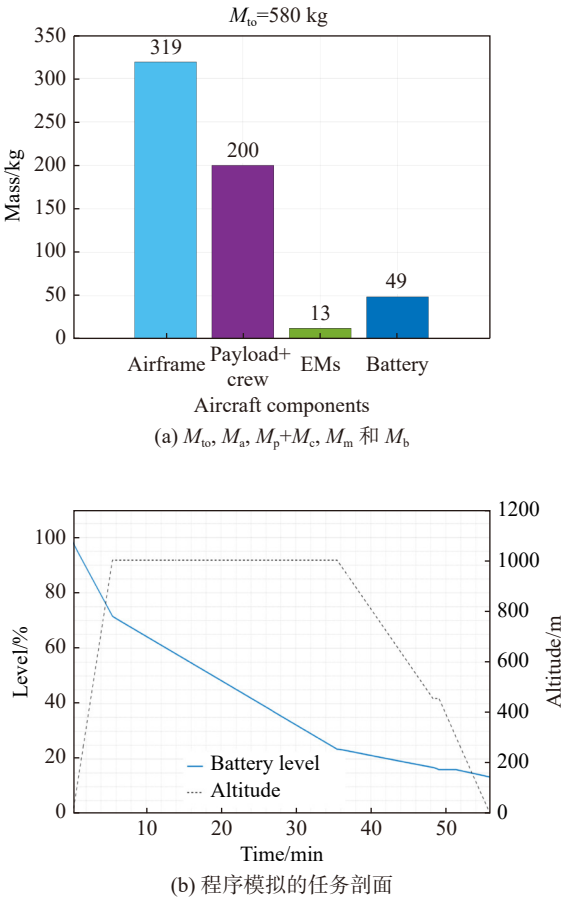


图 9 程序对于 Taurus Electro G2.5 输出的部分结果  
Fig. 9 Partial output results of the program for Taurus Electro G2.5

表 7 Electro G2.5 实际构型和程序输出的总体参数对比  
Table 7 Comparison of real and simulated data of overall parameters for Electro G2.5

| 参数                            | 实际数据  | 程序输出  | 相对误差/% |
|-------------------------------|-------|-------|--------|
| $M_{to}/\text{kg}$            | 550   | 580.2 | 5.49   |
| $M_a/\text{kg}$               | 297   | 318.8 | 7.34   |
| $M_b/\text{kg}$               | 42    | 48.8  | 16.19  |
| $M_m/\text{kg}$               | 11    | 12.6  | 14.55  |
| 机翼面积/ $\text{m}^2$            | 12.26 | 11.61 | -5.30  |
| 机翼展长/m                        | 14.97 | 14.58 | -2.61  |
| 翼载荷/ $(\text{kg}/\text{m}^2)$ | 44.86 | 49.97 | 11.40  |

置中,并未添加考虑复合材料的质量系数,是因为所查阅的公开参考资料并未清晰地表达全机整体采用复合材料。而设计结果的实际差异也从侧面反映了,Taurus Electro G2.5 的机体结构很可能是只采用了一部分复合材料。这也说明本程序在某种程度上能够侧面验证和分析讨论原方案的一些设计特征。

## 4 结 论

1) 针对螺旋桨驱动的固定翼全电飞机, 本文研究了一种初步设计阶段的总体参数分析方法, 所搭建的设计系统主要包括全机总质量评估模块和飞行性能约束模块, 能够有效评估全机起飞总质量和各组成部分的单项质量, 以及翼载荷、功率载荷和翼面积/展长, 并分析各任务阶段的飞行性能和电池耗能情况。

2) 通过与国内外三款全电飞机的对比分析, 不仅验证了本文设计系统的可行性和有效性, 更从不同方面反映出该设计系统对总体参数评估的准确性, 模块化设计的兼容性, 以及能辅助分析讨论原方案一些设计特征的多样性。

3) 可为全电飞机的初步总体参数和飞行性能评估提供准确可靠的分析方法和高效实用的设计工具。

4) 本文目前对比验证的全电飞机对象都为轻小型电动飞机(两座), 一方面是因为四座级全电飞机的公开数据非常有限, 另一方面此座级和更高座级全电飞机的市场机型十分有限甚至缺乏。因此下一阶段的研究, 可基于相关的市场需求和性能分析, 基于该系统进行四座和更高座级电动飞机的设计探索。

5) 设计系统层面, 考虑到当下及短期内, 国内外对混电飞机有更加直接和相对较大的市场需求, 接下来还可开发能够兼顾其他能源形式的混合电推进系统, 如油电混合和氢燃料电池等。

## 致谢

非常感谢米兰理工大学的 Lorenzo Trainelli 教授, Carlo Riboldi 教授和 Khan Yasir Mahmood 博士生在程序方面给予的帮助。

## 参考文献:

- [1] GIOVANNI B. A global approach to reducing aviation emissions[R]. Montreal: IATA, 2009.
- [2] GONZÁLEZ R K. Report of the executive committee on agenda item 17[C]//ICAO 37th Assembly Working Papers. Montreal: ICAO, 2010: 1-17.
- [3] RIBEIRO J, AFONSO F, RIBEIRO I, et al. Environmental assessment of hybrid-electric propulsion in conceptual aircraft design[J]. Journal of Cleaner Production, 2020, 247: 1-13.
- [4] SPOHR C. Aircraft technology roadmap to 2050[R]. Geneva: International Air Transport Association, 2019.
- [5] 伍赛特. 电动飞机应用可行性分析及前景展望[J]. 交通行业节能, 2020(4): 57-60.  
WU Saite. Feasibility analysis and prospect of electric aircraft application[J]. Energy Saving in Transportation Industry, 2020(4): 57-60. (in Chinese)
- [6] 黄俊. 分布式电推进飞机设计技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 1-17.  
HUANG Jun. Survey on design technology of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 1-17. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 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 Wenyuan, MU Zuodong, et al. White paper on the development of electric aircraft[J]. Aviation Science and Technology, 2019, 30(11): 1-7. (in Chinese)
- [9] 李开省. 电动飞机技术的发展研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(1): 1-7.  
LI Kaisheng. Research on the development of electric aircraft technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(1): 1-7. (in Chinese)
- [10] 梁向东. 电动飞行器及其关键技术的研究探析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(6): 1-6.  
LIANG Xiangdong. Research on electric vehicle and its key technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(6): 1-6. (in Chinese)
- [11] 杨凤田, 范振伟, 项松, 等. 中国电动飞机技术创新与实践观点[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 624619.1-624619.6.  
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): 624619.1-624619.6. (in Chinese)
- [12] MA Y, ZHANG W, ZHANG Y, et al. Sizing method and sensitivity analysis for distributed electric propulsion aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2020, 57(4): 730-741.
- [13] SIQUEIRA S A, SKINNER P, IBRAHEM A M, et al. Design optimization of a closed box wing all-electric commuter aircraft concept[C]//AIAA Scitech 2019 Forum. San Diego: AIAA, 2019: 1-15.
- [14] MONJON M, FREIRE C. Conceptual design and operating costs evaluation of a 19-seat all-electric aircraft for regional aviation[C]//AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. Virtual Event: AIAA, 2020: 1-16.
- [15] YANG B, LOU F, KEY N L. Conceptual design of a 10-passenger thin-haul electric aircraft[C]//AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. Virtual Event: AIAA, 2020: 1-18.
- [16] POSADA J A, VARGAS F. Mathematical correlations, method for the preliminary sizing, design and tests of an ultralight all-electric aircraft[C]//AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. Virtual Event: AIAA, 2020: 1-19.
- [17] 范振伟, 杨凤田, 李亚东, 等. 某型双座电动飞机设计与试验[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 623972.1-623972.11.  
FAN Zhenwei, YANG Fengtian, LI Yadong, et al. Design and test of two-seater electric aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 623972.1-623972.11. (in Chinese)
- [18] 康桂文, 胡雨. 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. Parameters matching of ultralight electric aircraft propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,

- 28(12): 2641-2647. (in Chinese)
- [19] 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. Selection and parameter matching of electric propulsion system for electric light aircraft[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 51(3): 350-356. (in Chinese)
- [20] 王刚, 胡峪, 宋笔锋, 等. 电动无人机动力系统优化设计及航时评估[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(8): 1834-1840.
- WANG Gang, HU Yu, SONG Bifeng, et al. Optimal design and endurance estimation of propulsion system for electric-powered unmanned aerial vehicle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(8): 1834-1840. (in Chinese)
- [21] 张茂权, 陈海昕. 小型电动无人机航程航时估算模型[J]. *航空学报*, 2021, 42(3): 625085.1-625085.9.
- ZHANG Maoquan, CHEN Haixin. Estimated model of range and endurance of small electric UAVs[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(3): 625085.1-625085.9. (in Chinese)
- [22] RAYMER D P. Aircraft design: a conceptual approach, sixth edition[M]. Reston, US: AIAA Education Series, 2018.
- [23] LOFTIN L K, Jr. Subsonic aircraft: evolution and the matching of size to performance[M]. Virginia: NASA Reference Publication, 1980.
- [24] ROSKAM J. Airplane design: Part I – VII [M]. Second edition. Lawrence: DARcorporation, 2003.
- [25] RIBOLDI C, GUALDONI F. An integrated approach to the preliminary weight sizing of small electric aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016(58): 134-149.
- [26] TRAINELLI L, RIBOLDI C E, SALUCCI F, et al. A general preliminary sizing procedure for pure-electric and hybrid-electric airplanes[C]// 1st Aerospace Europe Conference (AEC 2020). Bordeaux: Association Aéronautique et Astronautique de France, 2020: 1-10.
- [27] 马一元, 张炜, 张星雨, 等. 分布式电推进无人机总体参数设计方法研究[J]. *西北工业大学学报*, 2021, 39(1): 27-35.
- MA Yiyuan, ZHANG Wei, ZHANG Xingyu, et al. Primary parameters design method for distributed electric propulsion unmanned aerial vehicle[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2021, 39(1): 27-35. (in Chinese)
- [28] DE VRIES R, BROWN M, VOS R. Preliminary sizing method for hybrid-electric distributed-propulsion aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(6): 2172-2188.
- [29] SADRAEY M H. Aircraft design: a systems engineering approach [M]. Chichester: John Wiley & Sons, 2012.
- [30] POSADA J. Advances, challenges, and future of all-electric aircraft[C]// Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. Milan: EUCASS, 2017: 1-15.
- [31] HUNT A. Yuneec power drive 40 electric motor[EB/OL]. [2021-10-08]. [https://en.wikipedia.org/wiki/Yuneec\\_Power\\_Drive\\_40](https://en.wikipedia.org/wiki/Yuneec_Power_Drive_40).
- [32] HAUGAN T J. Development of superconducting and cryogenic power systems and impact for aircraft propulsion[C]//Energy Materials and Applications. Orlando: Air Force Research Laboratory, 2013: 1-67.
- [33] Eflyer. Eflyer 2 specifications[EB/OL]. [2021-10-15]. <https://electricflyer.com/>.
- [34] HUNT A, LACOSTE M, LALLEN B, et al. Bye aerospace eflyer 2[EB/OL]. [2021-10-15]. [https://en.wikipedia.org/wiki/Bye\\_Aerospace\\_eFlyer\\_2#Specifications\\_\(eFlyer\\_2\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Bye_Aerospace_eFlyer_2#Specifications_(eFlyer_2)).
- [35] Bye Aerospace. Eflyer 2 specs current as of september 2021[EB/OL]. [2021-10-15]. <https://bye.aerospace.com/electric-airplane/>.
- [36] Safran. Bye aerospace and safran announce cooperation agreement to equip eflyer all-electric aircraft with engineus electric smart motors[EB/OL]. [2021-10-15]. <https://www.safran-group.com/press-room/bye-aerospace-and-safran-announce-cooperation-agreement-equip-eflyer-all-electric-aircraft-2020-11-16>.
- [37] Bye Aerospace. Eflyer2 specifications[EB/OL]. [2021-10-15]. <https://www.futureflight.aero/aircraft-program/eflyer>.
- [38] Pipistrel. Taurus electro technical data[EB/OL]. [2021-10-23]. <https://www.pipistrel-aircraft.com/aircraft/electric-flight/taurus-electro/#tab-id-2>.
- [39] Pipistrel USA. Model taurus electro G2[EB/OL]. [2021-10-23]. [https://www.pipistrel-usa.com/taurus-electro/#technical\\_data](https://www.pipistrel-usa.com/taurus-electro/#technical_data).
- [40] WIKIPEDIA. Pipistrel taurus[EB/OL]. [2022-09-17]. [https://en.wikipedia.org/wiki/Pipistrel\\_Taurus#Specifications\\_\(Taurus\\_M\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Pipistrel_Taurus#Specifications_(Taurus_M)).
- [41] Pipistrel USA. Aircraft information taurus electro G2.5 2019[EB/OL]. [2021-10-23]. <https://www.pipistrel-usa.com/wp-content/uploads/Pipistrel-Taurus-Electro-Information-Pack-R2.pdf>.

(编辑: 张 雪)