

机载动力系统评估和预测算法研究

李劲泽¹ 王 颖¹

LI Jinze WANG Ying

摘 要

飞机动力系统的可靠性对飞机的飞行安全至关重要。与燃料驱动飞机相比,新兴电动飞机的动力系统存在一些特殊的问题,如电池剩余的功率非线性下降且不能直接测量等。为此,描述了一种同时包含监测和预测的健康管理体系架构,针对电动飞行器的动力系统建立了一个联合模型,包括高精度锂离子电池电化学模型、电池负载模型、预测算法模型等,形成了动力电池荷电状态(SOC)和剩余使用寿命(RUL)评估和预测引擎。其基于无迹卡尔曼滤波器,利用监控传感器读数、飞行状态参数,能够有效输出飞行器电池的荷电状态和剩余使用时间预测值,并通过预测引擎,根据电池状态估计和剩余时间预测结果完成飞行路径决策。

关键词

机载动力系统; 荷电状态估计; 剩余使用寿命预测; 飞行决策

doi: 10.3969/j.issn.1672-9528.2024.04.030

0 引言

飞机动力系统的可靠运行对飞机的安全至关重要。因此,必须持续监测动力系统的健康状况,并快速对故障做出诊断,同时在飞行期间,为了安全完成飞行任务,需要对机载资源(气体、电池容量等)进行评估。在传统的燃气动力飞机中,预先计算必要的燃料和充足的燃料储备是安全飞行的先决条件。飞行员通过观察发动机的运行和燃料消耗,并利用专业知识和经验,估计剩余燃料的使用时间。凭经验进行的燃油管理容易因燃油不足导致危险或事故发生。在采用电池驱动的电动飞机上,情况要复杂得多。飞机剩余飞行时间取决于当前和未来的机载电池容量。电池容量不能直接测量,并且以高度非线性方式取决于诸多因素,如电池的化学年龄、加载循环次数、温度、牵引电流和电池剩余使用寿命等。这使得电池剩余容量的估计用简单仪器难以实现。此外,即使最先进的电池,其能量密度(kWh/kg)也相对较低。飞行器对重量十分敏感,不可能无限增加电池储备,因此,在整个飞行过程中,必须对当前电池容量和剩余可用飞行时间进行高精度估计,并且实时监控整个推进系统的安全性和性能指标变化。

为此,本文提出基于电化学反应的高保真电池性能模型和电池状态预测模型,提供各种负载条件下实时可靠的电池荷电状态(SOC)以及剩余使用寿命(RUL)的估计。利用这些算法对机载动力系统进行了仿真,并通过试验数据验证了模型和算法的正确性。

1 研究进展

研究人员已经探讨了多种电池健康监测方法,可以用来预测电动飞机上的电池放电过程。Brain 等人^[1]提出了一种用于模拟电池健康状态的等效电路模型,并根据一架小型电动飞机飞行记录中的电流和电压数据对模型进行了修正。Chi 等人提出了一种电池负载识别方法,能够保证在能量消耗上下限不确定的情况下通过合理安排能源分配以成功完成飞行任务规划。Hogge 等人^[2]提出了剩余飞行时间预测算法,并在真实飞行试验中对该算法进行了验证。这些前期研究的关键思想是将系统性能目标和安全需求设计为一个告警系统,在估计剩余时间低于某一阈值时发出告警指令。在田文杰等人^[3]采用的贝叶斯任务风险分析法基础上,Hogge 等人进一步提出了飞行前风险分析验证的新方法,其中考虑了可能由动力系统和飞行员引入的变量变化,并通过飞机地面测试对该方法进行了验证。

2 电池建模

通常利用内阻压降来判断电池放电结束(EOD),为了能对 EOD 进行预测,电池模型必须遵循一定的形式,即电压是电池输出驱动电流总时长的函数。由于电池的电能由多个电化学过程决定,完全确定模型的具体形式存在困难。为了满足在线预测的需求,仅考虑主要的电化学过程,采用集总参数常微分方程作为模型的基本形式。

电池包中单个电芯的电压分布如图 1 所示(改编自文献[4])。电池总电压 $V(t)$ 是正电极集流体上的电势 $\phi_s(0,t)$ 和负电极集流体上的电势 $\phi_s(L,t)$ 之差减去集流体处的电阻损失。

如图 1 所示, 可以发现电势随距离 $d \in [0, L]$ 而变化, 因为电能损耗与距集流体的距离相关。李晓杰等人^[5]提出了一个基于电化学 (EC) 组件行为的动力电池物理模型, 并利用试验数据进行了验证。在本文中, 利用该 EC 模型估计和预测电池的健康状态, 采用无迹卡尔曼滤波器 (UKF)^[6], 对传感器测量数据进行处理, 得到电池状态的估计值。

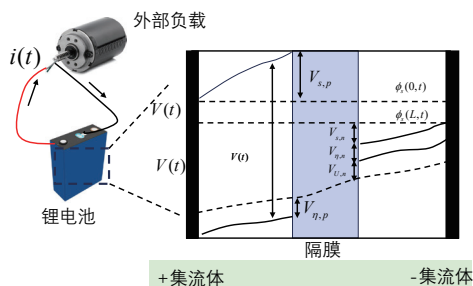


图 1 电池电压模型

2.1 荷电状态

当电池完全充电时, 电池的荷电状态 (SOC) 通常被定义为 1; 当电池放电到设定的电压阈值时, SOC 被定义为 0。SOC 类似于摩尔分数, 在模型中按比例从 0 增加到 1。SOC 分为标称 SOC 和表观 SOC。标称 SOC 基于负极中的表层和内部控制体积来计算, 而表观 SOC 仅基于表层控制体积计算。也就是说, 一个电池以某一速率放电, 直至内部压降骤降, 此时表观 SOC 为 0。但是, 随着内部电荷扩散, 浓度梯度逐渐消失, 电极表层电荷得到部分补充, 电池又可以进一步放电, 即表观 SOC 增加, 而在此过程中标称 SOC 保持不变。

标称 SOC 的定义公式为:

$$SOC_n = \frac{q_n}{0.6q_{\max}} \quad (1)$$

因子 $1/0.6$ 主要来源于物理上正极上的摩尔分数不低于 0.4。

2.2 电池电压

如图 1 所示, 集流体上的电池电势可以用几个电压项来描述^[7]。在集流体正极的平衡电压 $V_{U,p}$, 由于固相欧姆电阻降低 $V_{s,p}$, 由于表面过电位降低 $V_{\eta,p}$, 此外电解质电阻也会引起电压下降 V_e 。在负极处, 表面过电位引起电压下降 $V_{\eta,n}$, 固相电阻导致电压下降 $V_{s,n}$ 。在负极集流体处, 平衡电位引起电压再下降 $V_{U,n}$ 。因此, 电池总电压的表达式为:

$$V = V_{U,p} - V_{U,n} - V_o - V_{\eta,p} - V_{\eta,n} \quad (2)$$

式中: V_o 表示电池中所有欧姆电阻引起的压降。电池中的电压不会瞬间变化, 而是缓慢平稳改变。例如, 当放电完成时, 由扩散引起的表面层浓度与中心浓度逐渐一致, 电压缓慢上升。除此之外, 根据场景不同, 可能还需要考虑与欧姆电阻 V_o 和表面过点位 $V_{\eta,i}$ (i 取 p, n) 相关的电压瞬态。

为了对荷电状态模型进行验证, 模拟一个可变负载场景, 给定一个每 120 s 变化一次的负载, 负载变化导致电池电压相应发生变化, 验证结果如图 2 所示。从图 2 中可以看出电压模型对于负载的响应是相当准确的。电压预测值在一些位置存在偏差, 特别是在负载电流上下沿位置, 这可能由电池的温度效应、瞬态效应等导致, 最大相对误差为 8%。

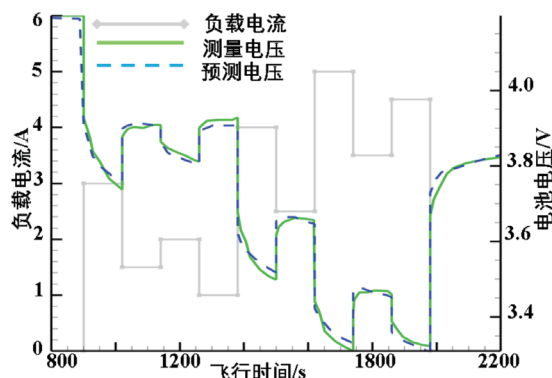


图 2 电池端电压随负载变化曲线

3 负载模型

为了给电池模型提供较为真实的负载输入, 本文采用了一种简化的小型电动固定翼飞机模型作为负载模型, 利用模型可以计算出飞行器每个时间点的功率需求, 根据飞机的动力学原理, 总功率需求 P 表示为:

$$P = \frac{gm}{\eta} \left(\frac{\mu(v \cdot a)}{g} + \frac{|v - v_w|}{C_{LD}} + \frac{\cos \gamma + C_{LD} \sin \gamma}{\cos \phi} \right) \quad (3)$$

式中: v 是飞行器的速度矢量, v_w 是风速, a 是加速度, γ 是爬升角, ϕ 是滚动角。 C_{LD} 是飞行器的气动升力过阻力常数, m 是其质量, g 是重力常数。

公式 (3) 的前两项描述了产生动力的功率需求, 第三项表示克服阻力所需的功率。 η 表示螺旋桨、电机和电子速度控制器 (ESC) 的效率。

利用 Xplane 12 模拟器对本文的模型进行验证, 图 3 展示了两种方式对所研究的小型固定翼电动飞机飞行过程的计算结果, 计算时设定相同的速度、俯仰和滚动角随时间变化曲线。从图 3 中可以看出, 本文模型计算结果与模拟器模拟结果符合很好, 但在功率快速改变和功率较小时的偏差较大, 最大误差约为 11%。

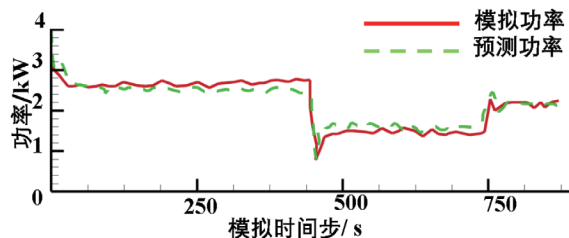


图 3 模拟飞行的功率分布

计算过程中, 模型参数设置为固定的 $C_{LD}=4.3$ 、 $\eta=0.71$ 和 $\mu=7$ 。同时, 为了计算简便, 总负载 $L_{wp1 \rightarrow wp2}$ 表示为:

$$L_{wp1 \rightarrow wp2} = P \times t_{fp1 \rightarrow fp2} \quad (4)$$

式中: $t_{fp1 \rightarrow fp2}$ 是两个航路点之间的预计飞行时间。

4 预测算法

本节讨论根据通用的基于模型的估计预测方法开发的电池状态预测架构(如文献[8])。本文只对问题进行简要阐述并对估计和预测方法进行介绍。

4.1 系统模型建模方法

系统模型一般可以定义为:

$$\mathbf{x}(k+1) = f(k, \mathbf{x}(k), \boldsymbol{\theta}(k), \mathbf{u}(k), \mathbf{v}(k)) \quad (5)$$

$$\mathbf{y}(k) = h(k, \mathbf{x}(k), \boldsymbol{\theta}(k), \mathbf{u}(k), \mathbf{n}(k)) \quad (6)$$

式中: k 是离散时间变量, $\mathbf{x}(k) \in \mathbf{R}^n$ 是状态向量, $\boldsymbol{\theta}(k) \in \mathbf{R}^m$ 是未知的参数向量, $\mathbf{u}(k) \in \mathbf{R}^n$ 是输入向量, $\mathbf{v}(k) \in \mathbf{R}^n$ 是过程噪声向量, f 是状态方程, $\mathbf{y}(k) \in \mathbf{R}^n$ 是输出向量, $\mathbf{n}(k) \in \mathbf{R}^n$ 是测量噪声向量, h 是输出方程。

在预测学中, 事件 E 的发生可以根据系统的状态、参数和输入来预测。该事件被定义为某个事件阈值 T_E : $\mathbf{R}^n \times \mathbf{R}^m \times \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{B}$ 的最早时刻, 其中 $\mathbf{B} \triangleq \{0, 1\}$, 即 B 从 0 变为 1。那么, 在预测发生时间为 k_p 时, 事件发生时间为 k_E , 应该定义为:

$$k_E(k_p) \triangleq \inf\{k \in \mathbf{N} : k \geq k_p \wedge T_E(\mathbf{x}(k), \boldsymbol{\theta}(k), \mathbf{u}(k)) = 1\} \quad (7)$$

则剩余使用时间 Δk_E 定义为:

$$\Delta k_E(k_p) \triangleq k_E(k_p) - k_p \quad (8)$$

对于某系统健康管理, 某事件阈值 T_E 是通过一组性能参数约束来定义的, 这些约束定义了 $\mathbf{x}(k)$ 、 $\boldsymbol{\theta}(k)$ 和 $\mathbf{u}(k)$ 等系统参数的最低可接受状态。对于电池, 健康管理的目的之一是预测其放电结束时间(EOD), 即电池电压降至电压阈值 V_{EOD} 以下所需的时间。

4.2 预测框架

本节提出一个新的预测架构, 这个框架涉及两个相关问题: (1) 估计问题, 基于 k 时刻前的历史观测值 $\mathbf{y}(k_0:k)$, 确定一个联合状态参数的估计 $p(\mathbf{x}(k), \boldsymbol{\theta}(k) | \mathbf{y}(k_0:k))$; (2) 预测问题, 确定某一事件在预测发生时间为 k_p 的情况下, 事件实际发生时间 k_E 的概率分布 $p(k_E(k_p) | \mathbf{y}(k_0:k_p))$ 。 Δk_E 的分布可以通过 $p(k_E(k_p) | \mathbf{y}(k_0:k_p))$ 减去 k_p 进行简单计算。

预测方法的体系结构如图 4 所示。在离散时间 k , 向系统提供输入 u_k , 并提供输出的测量值 y_k 。估计模块使用输出信息以及系统模型输入来计算估计值 $p(\mathbf{x}(k), \boldsymbol{\theta}(k) | \mathbf{y}(k_0:k))$ 。预测模块使用联合状态参数分布和系统模型, 以及假设的未来

输入值, 计算给定的预测时间 k_p 时事件发生的 k_E 概率 $p(k_E(k_p) | \mathbf{y}(k_0:k_p))$ 。

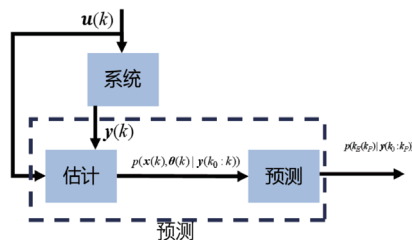


图 4 通用预测架构示意图

4.3 预测方法

虽然荷电状态(SOC)值可以直接从当前状态计算出来, 但放电结束(EOD)时间的计算需要估计负载趋势。对于电动无人飞行系统(EUAS), 计划的飞行路径直接影响负载趋势。本文利用负载信息, 通过蒙特卡罗积分方法可以得到 EOD 的均值及其分布。计算时假设飞行计算机、传感器和航空电子设备等负载的变化与动力系统一致。

通过扩展图 3 的基本预测架构, 添加基于模型的预测组件, 可以得到基于模型的预测架构。如图 5 所示, 这些组件包含的信息包括飞行计划、偶发输入等, 并可以通过建立的模型估计负荷曲线, 在预测过程中考虑负载变化等因素的影响。

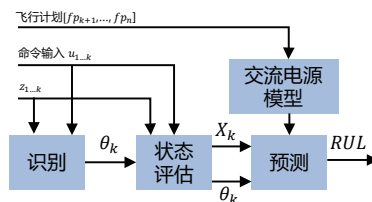


图 5 具备负载识别评估能力的预测架构

5 固定翼电动飞机的 RUL 预测

本节以 NASA 兰利研究中心公布的 Edge R5 飞机模拟模型为研究对象, 该飞机原型机为大型遥控飞机, 翼展为 6 ft, 起飞重量约为 18 kg。该飞机及其模型被学者广泛用于无人飞行系统的研究, 其所提供的经过验证的飞机动力学模型为本文预测算法验证提供了良好的数字载体。

飞行器执行飞行任务必须在 a 点和 b 点之间找到合适的飞行路径。这样的轨迹必须服从诸多约束, 如能源储备、区域限制、飞行时间、其它飞行器、天气等, 其中最重要的是电能储备。本文假设一个飞行任务场景, a 、 b 两点之间存在一座 2980 m 的山。飞行方式有两种: (1) 以最短的路径飞越山顶, 距离约为 30 km, 需要 2980 m 的急速拉升; (2) 绕山飞行, 不需要做任何上升/下降, 但飞行里程为 40 km。本文分析三种飞行计划: (1) 飞越山顶; (2) 以固定高度高速(70 节)绕山; (3) 以节能模式(45 节)绕山。当飞机在空中时, 通过持续监测飞机的电池参数, 计算所执行的

飞行计划的 SOC 和 RUL, 并计算各飞行计划对应的 RUL 的概率密度函数 (PDF)。

为了简化模型, 计算 RUL 时认为飞行中的功率是与初始飞行段相同的恒定功率。对不同飞行计划, 根据公式 (3) 和飞行轨迹计算飞行功耗。图 6 显示了不同飞行轨迹的实际功率需求。在前 800 s 内, 飞机在不同飞行计划中的轨迹相同, 因此功率需求也相同。从图 6 中可以看出, 飞行路径的功耗越高, SOC 就越低。飞越山顶和绕山快飞两种飞行计划会使飞行线路更短, 但它们消耗的功率更大, RUL 更小。

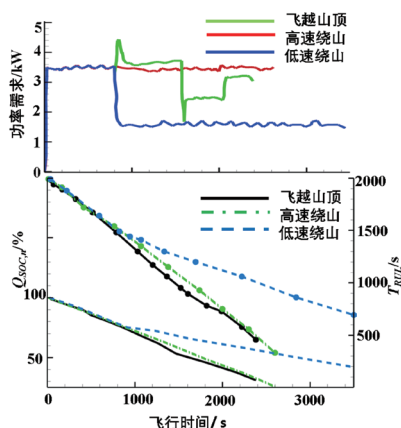


图 6 不同轨迹功率需求、SOC 和 RUL

若要求到达目的地时飞行器至少预留 3000 s 的 RUL 以满足安全性需求, 则从图 6 中可以看出, 当 $t < 800$ 时, 无法通过对 SOC 和 RUL 的估计决定执行哪条航线更安全。当 $t > 800$ 时, 可以看到绕山慢飞的飞行计划安全裕量 (即 SOC 和 RUL 的值) 最大, 因此, 选择该航线更可能满足安全要求。由于采用恒定功率进行计算, 因此图中曲线只能反映出功率消耗的大概趋势, 为了更精确地预测 RUL, 进一步引入功率需求随时间的分布。

假设功率需求符合高斯分布, 以反映天气等不确定性因素。图 7 预测了在此假设下飞行器的 RUL 概率分布。当 $t=0$ 时, 从 RUL 概率分布无法判断哪个计划能够达到安全性要求。当 $t > 800$ 时, 预测结果能够清楚地显示出飞越山顶和高速绕山都不能满足 $RUL=3000$ 的要求, 绕山慢飞行符合安全性要求。如果可以测得飞行过程中的风速和风向, 并利用这些数据对模型进行修正, 则对 RUL 的预测将更加精确。

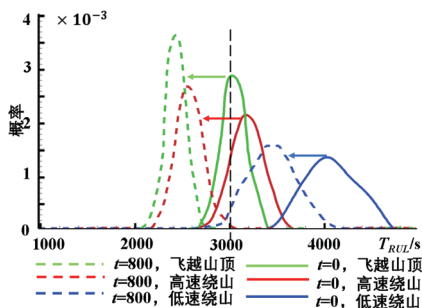


图 7 $t=0$ 和 $t=800$ 时 RUL 分布 ($\sigma=0.1$)

6 结论

本文提出了以 SOC 和 RUL 为主要技术指标的机载电池健康评估预测方法, 介绍了基于 UKF 的电池 SOC 评估引擎和具备负载识别评估能力的 RUL 预测引擎, 实现了对电动无人飞行器电池 SOC 和 RUL 的评估和预测, 并根据不同飞行器飞行路线的功率消耗实现了飞行决策。计算结果表明, 本文提出的模型和算法能够有效完成根据电池状态、负载功率等评估, 模型计算结果与实际符合得很好, 在小功率和功率急剧变化工况下模型的精度有待进一步提高。本文提出的预测框架和算法能够有效完成满足一定时间及安全要求、受动态负载影响下的无人飞行器上最小能量飞行路径选择, 并保证到达目的地时电池组 SOC 和 RUL 能达到目标安全值。

参考文献:

- [1] BRAIN B, TEUBERT C A, CHI Q C, et al. SIL/HIL replication of electric aircraft powertrain dynamics and inner-loop control for V&V of system health management routines[C] // Proceedings of the Annual Conference Of The PHM Society. New Orleans: PHM Society, 2013: 2262.
- [2] HOGGE E, BOLE B, VAZQUEZ S, et al. Verification of prognostic algorithms to predict remaining flying time for electric unmanned vehicles[J]. International journal of prognostics and health management, 2018, 9(1):33868769.
- [3] 田文杰, 徐吉辉, 郝旭祥. 不确定条件下任务风险分析的贝叶斯网络方法[J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(1):152-158+195.
- [4] 克里斯多夫 D. 瑞恩, 王朝阳. 电池建模与电池管理系统设计[M]. 北京: 机械工业出版社, 2014.
- [5] 李晓杰, 喻云泰, 张志文, 等. 基于电化学老化衰退模型的锂离子电池外特性[J]. 物理学报, 2022, 71(3):038803.
- [6] 谭必蓉, 杜建华, 叶祥虎, 等. 基于模型的锂离子电池 SOC 估计方法综述[J]. 储能科学与技术, 2023, 12(6):1995-2010.
- [7] 戴海峰, 魏学哲, 孙泽昌. 基于等效电路的内阻自适应锂离子电池模型[J]. 同济大学学报: 自然科学版, 2010(1): 102-106.
- [8] LUO J, PATTIPATI K R, QIAO L, et al. Model-based prognostic techniques applied to a suspension system[J]. IEEE transactions on systems, man, and cybernetics-part a: systems and humans, 2008, 38(5): 1156-1168.

【作者简介】

李劲泽 (1993—), 男, 陕西宝鸡人, 博士, 工程师, 研究方向: 机载系统健康管理。

(收稿日期: 2024-02-28)