以下为这篇文章的预印本：Marius L Ruh、Darshan Sarojini、Andrew Fletcher、Isaac Ahser 和 John T. Hwang。利用一种新型飞机设计框架对美国国家航空航天局升力加巡航概念进行大规模多学科设计优化。已发表文章：https://vtol.org/store/product/largescale-multidisciplinary-design-optimization-of-the-nasa-liftpluscruise-concept-using-a-novel-aircraft-design-framework-17776.cfm

arXiv:2304.14889v1 [cs.CE] 25 Apr 2023

利用一种新型飞机设计框架对美国国家航空航天局升力加巡航概念进行大规模多学科设计优化

Marius L. Ruh*、Darshan Sarojini†、Andrew Fletcher‡[1]、IsaacAsher §[2]和 John T. Hwang¶[3]

[1]加利福尼亚大学圣迭戈分校，美国加利福尼亚州拉霍亚，*92093*[2]极光飞行科学公司，美国弗吉尼亚州马纳萨斯，*20110*[3]加利福尼亚大学圣迭戈分校，美国加利福尼亚州拉霍亚，*92093*

摘要

电动垂直起降飞机的概念设计是一个高维优化问题，涉及大量连续设计参数。因此，电动垂直起降飞机设计方法若采用能够系统搜索这些高维参数空间的数值优化算法，并使用全面的飞机多学科模型，将会受益匪浅。借助灵敏度分析方法的最新进展，研究人员开发了一种名为综合飞机高维设计环境（CADDEE）的计算框架，用于电动空中出租车的大规模多学科设计优化（MDO）。CADDEE采用以几何为中心的方法，以可微分的方式将几何形状变化传递至网格，供任意保真度级别的基于物理的模型使用。本文通过展示美国国家航空航天局 Lift+Cruise 电动垂直起降飞机概念的大规模多学科设计优化结果，展现了这一新型飞机设计工具的能力。研究展示了一个包含 100 多个设计变量、17 项约束以及针对关键学科的低保真度预测模型的多学科设计优化案例；使用台式计算机完成优化所用时间不到一小时。结果显示，总重量减少了 11.4%，表明 CADDEE 有望助力电动垂直起降飞机的概念设计与优化。

本文最初发表于2023年1月24日至26日在美国亚利桑那州梅萨举行的VFS自主垂直起降技术会议。

*机械与航空航天工程系博士生
†机械与航空航天工程系博士后研究员
‡机械与航空航天工程系博士生§工程师

¶助理教授

1 Introduction

航空电气化的发展推动了具备垂直起降（电动垂直起降）能力的新型高效飞机的研发。这类飞机在城市与区域空中交通（UAM/RAM）、配送无人机、军事应用等领域展现出的潜力，推动了针对这类新型飞行器的概念设计研究。成熟的概念设计方法 [1–3] 以及美国国家航空航天局的飞行优化系统（FLOPS） [4], 、美国国家航空航天局的旋翼航空器设计与分析（NDARC） [5], 或德国航空航天中心的通用参数化飞机构型方案（CPACS） [6]等软件框架，均能有效地快速设计和优化传统固定翼飞机及旋翼航空器构型。这得益于丰富的历史数据，这些数据可用于训练回归模型，从而快速探索和优化传统飞机的已知设计空间。

电动垂直起降飞行器的设计空间尚未得到充分探索，目前已提出 700 多种不同概念 [7] 。由于缺乏成熟且经过验证的设计，传统概念设计方法的成效有限，可能产生不可靠的结果。为解决这一局限，美国国家航空航天局开发了 FLOPS 的后继系统，称为分层可扩展飞机性能系统（LEAPS） [8] ，可对先进飞机概念进行建模，重点关注电推进系统和混合电推进系统。另一种近期推出的设计框架名为 SUAVE [9], ，专注于非常规飞机构型，并通过低保真物理模型补充现有回归模型。PEACE [10] 是一种为新概念和非常规推进架构开发的基于能量的尺寸设计框架，它以函数形式描述设计学科，从而能够结合表格数据、代理模型和基于物理的模型。在一项综述中，Johnson 和 Silva [11] 概述了城市空中交通飞行器概念设计所面临的挑战，以及应用传统飞机设计框架的局限性。

以下总结了其他有助于电动垂直起降飞行器设计的重要研究：新型飞机概念的尺寸设计 [12, 13], 以几何为核心的设计 [9, 14], 非常规推进架构 [15, 16], 动态载荷分析 [17], 基于物理的结构尺寸设计 [18],以及安全性、可靠性和稳健设计 [19, 20]。

尽管近期研究为电动垂直起降飞机的设计与分析提供了新的方法，但仍需要一种通用且全面的设计框架，能够在考虑所有相关学科的同时，快速探索高维设计空间。本文介绍了一项正在进行的研究工作的成果，旨在满足这一需求。这项研究围绕一种名为综合飞机高维设计环境（CADDEE）的新设计框架展开。与上文综述的飞机设计框架相比，CADDEE 的独特之处在于，它能够实现大规模（高维）多学科设计优化（MDO），并依托基于梯度的优化器，高效扩展至数百个设计变量。CADDEE 的关键特性是采用近期开发的一种代数建模语言实现，可自动进行导数计算。CADDEE 还采用以几何为中心的方法进行多学科设计优化，使几何形状的变化能够通过平滑映射传递至基于物理的模型。

作为展示 CADDEE 能力的示例，本文介绍了针对美国国家航空航天局 Lift+Cruise 概念飞行器（图 1）开展的一系列大规模多学科设计优化研究的结果。这些研究针对不同的优化目标和约束，探索了包含 100 多个设计变量的设计空间，并验证了电动垂直起降飞行器设计中现有的限制因素，例如旋翼噪声和电池技术。结果表明，在概念设计阶段早期，对电动垂直起降飞行器进行大规模综合分析与设计的能力具有应用潜力。

本文其余部分将首先介绍 CADDEE 框架，然后概述分析中使用的学科模型。接着展示气动声学和大规模多学科设计优化研究的结果，包括帕累托前沿和参数扫描。



图 1：美国国家航空航天局 Lift+Cruise 概念飞行器

2 CADDEE Design Framework

CADDEE 是一个软件库，用于构建飞机（及类似系统）的多学科模型，以便利用大规模多学科设计优化开展分析和设计。本节将概述该框架的功能和总体架构。同一研究项目的另一篇论文 [21] 发表于 AIAA Scitech 2023 论坛，并对该框架作了更详细的说明。需要指出的是，CADDEE 仍在积极开发中，所述功能并非都已完全成熟。

2.1 设计参数化

设计采用外模线（OML）的高保真度表示进行参数化。使用 B 样条曲面，是因为它们具有解析形式，并能以少量控制点表示复杂几何形状。随后，利用所谓的映射数组，基于 B 样条表示，在任意一组（外部）点与中心几何形状之间建立关系。映射数组是通过将点投影到 OML 上所确定的参数映射求值得到的一组点。例如，映射数组可用于提取网格、确定机翼面积和旋转轴等几何变量，以及倾转旋翼或机翼等整体驱动的参数。通过根据 B 样条曲面定义这些映射数组，对设计几何形状所做的任何更改都能通过简单的矩阵乘法高效地传递。这在优化过程中尤为有用：机翼翼展或旋翼位置等几何变量发生变化时，需要准确表示这些变化，使空气动力学和推进等学科模型能够将几何形状的变化纳入考量。图 2 展示了映射数组的应用：利用映射数组生成机翼和水平尾翼的弯度面网格，并将其叠加在 B 样条几何形状上。图 3 中则利用映射数组，根据相对距离确定翼展、旋翼半径等高层级尺寸参数，图中蓝色点标示了这些参数。

2.2 自动导数计算

CADDEE 的另一项特点是，其后端采用一种新型领域嵌入式编程语言实现，称为计算系统设计语言（CSDL） [22] ，该语言非常适合构建可能相互耦合的多学科数值工程模型。

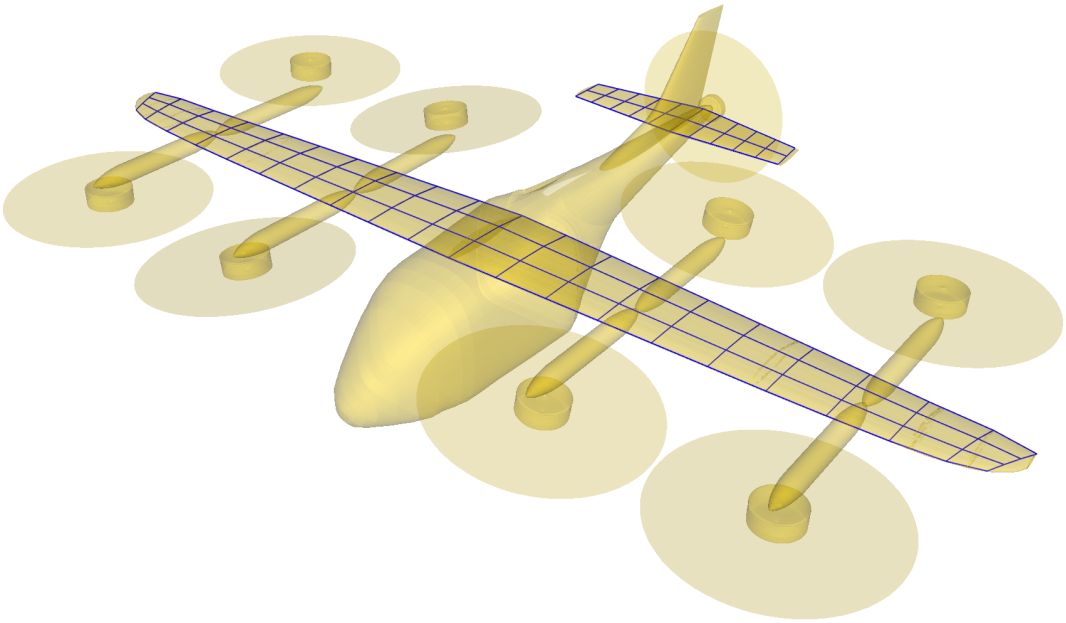


图 2：示意如何使用映射数组为机翼和水平尾翼创建弯度面网格。

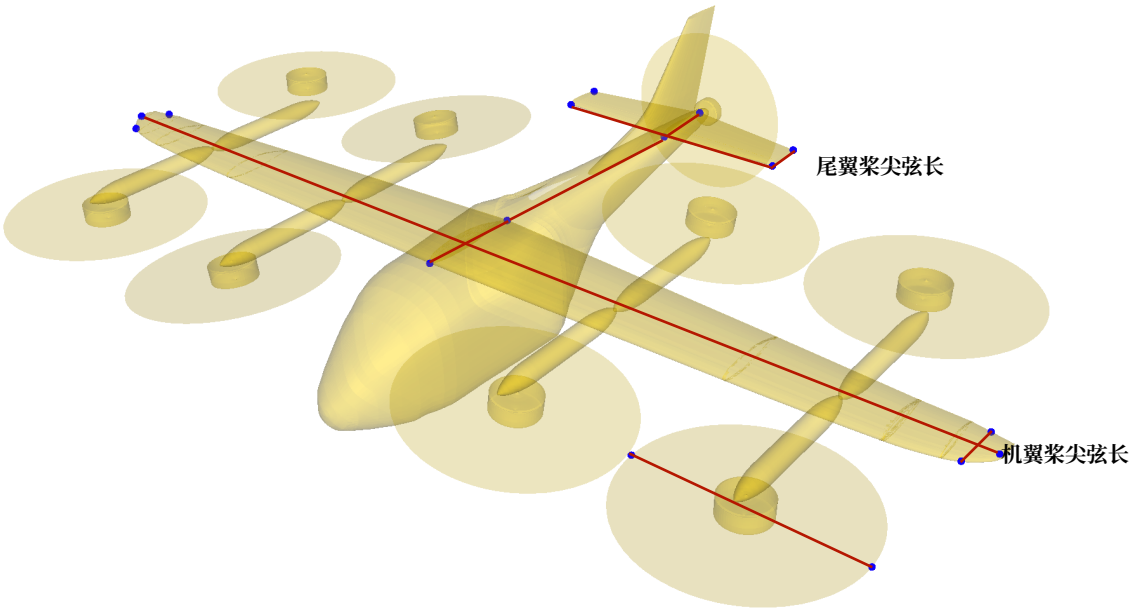


图 3：示意如何使用映射数组计算高层几何量。

CSDL 可对任意数学运算的基于伴随方法的灵敏度分析进行全自动化，从而高效计算目标函数和约束相对于设计变量的导数。结合基于梯度的数值优化算

法（如 SNOPT） [23]，自动导数计算使 CADDEE 能够执行大规模多学科设计优化，设计变量多达数百个，本文展示了这一点。

2.3 综合建模

CADDEE 能够针对完整任务中的所有相关飞机设计学科进行建模，该任务由多个任务阶段组成。各阶段可以包含保真度各异的不同学科模型。为提高计算效率，同类模型会在各任务阶段间进行向量化处理。一般而言，任务阶段分为三种。第一种是配平状态航段，用于描述巡航或悬停等设计工况下的稳态运行条件。这类分析最简单。第二种是瞬态航段，需要采用时间积分方案，例如对动态过渡或阵风响应进行建模。这类工况的计算成本更高。第三种任务阶段用于对颤振或气动弹性发散等非设计工况进行建模。

本文所展示的结果采用了一个简单任务，由三个稳态（配平状态）阶段组成：悬停、爬升和巡航。这些阶段是美国国家航空航天局一项电动垂直起降飞机设计研究提出的示例任务的一部分 [24]，该示例任务还包括滑行、动态过渡和下降。图4展示了修改后的任务剖面，其中建模的阶段以红色标出。悬停阶段位于250英尺高度，持续90秒。所示任务重复两次，并包含43英里的巡航储备，该储备已纳入模型。

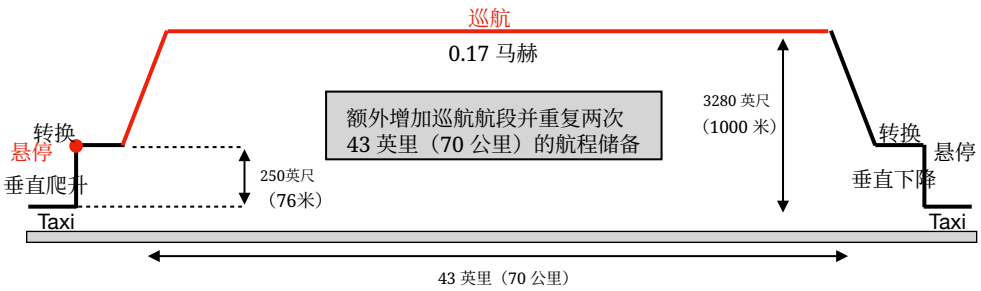


图4：使用CADDEE构建的任务剖面示例。

2.4 框架架构

图5以设计结构矩阵的形式展示了CADDEE框架的一般架构，该架构适用于本文介绍的测试案例。图中展示了各学科之间的连接关系、施加的约束（以c表示）以及经过优化的变量（顶行）。成本分析给出目标函数（以f表示）；不过，目标函数也可以是其他关注量，例如总重量、航程、噪声等。几何模型接收几何设计变量（例如翼展、机翼面积）和运动设计变量（例如倾转旋转），并输出驱动几何，其中包含学科模型所需的网格及其他几何量。驱动几何以及材料和厚度信息会传入质量特性模型，该模型根据各个子系统部件输出飞机级质量特性。

下一个模块通常被宽泛地标记为“气动机械学”，包含了大部分分析，并针对所有任务航段进行向量化处理，这一点由堆叠的形状表示。气动机械模块中包含的模型有空气动力学、推进、结构分析、稳定性与控制以及声学。一般而言，学科之间可能会发生耦合，具体取决于分析的深度。

根据模型及其保真度的不同，气动机械模块的输入包括先前计算得到的质量特性、驱动几何以及飞机的运行条件（例如马赫数、俯仰角和旋翼转速）。气动机械模块的某些输出可能是约束，具体取决于优化问题。这些约束可能涉及飞机的配平状态（运动方程残差）、稳定性与控制（操纵品质）或声学（噪声图）。气动机械模块的其他输出会传递至最后一个主要分析模块，该模块包含动力系统和能量分析。根据动力系统的架构（例如对于电动垂直起降飞机），其输入包括旋翼所需的扭矩以及每个任务航段所耗费的总时间。这些数据是电机分析所需的输入，用于计算任务的功率曲线；电池模型利用该功率曲线估算最终的荷电状态，而荷电状态可能是优化过程中的约束。对于未来版本的 CADDEE，还可能对连接电机、电池和旋翼的中间部件（例如逆变器和齿轮箱）进行建模。最后，动力系统和能量分析的输出是所使用的总能量；如果实现了相应模型，该输出可能会与飞机总重一起传递至成本分析模块。

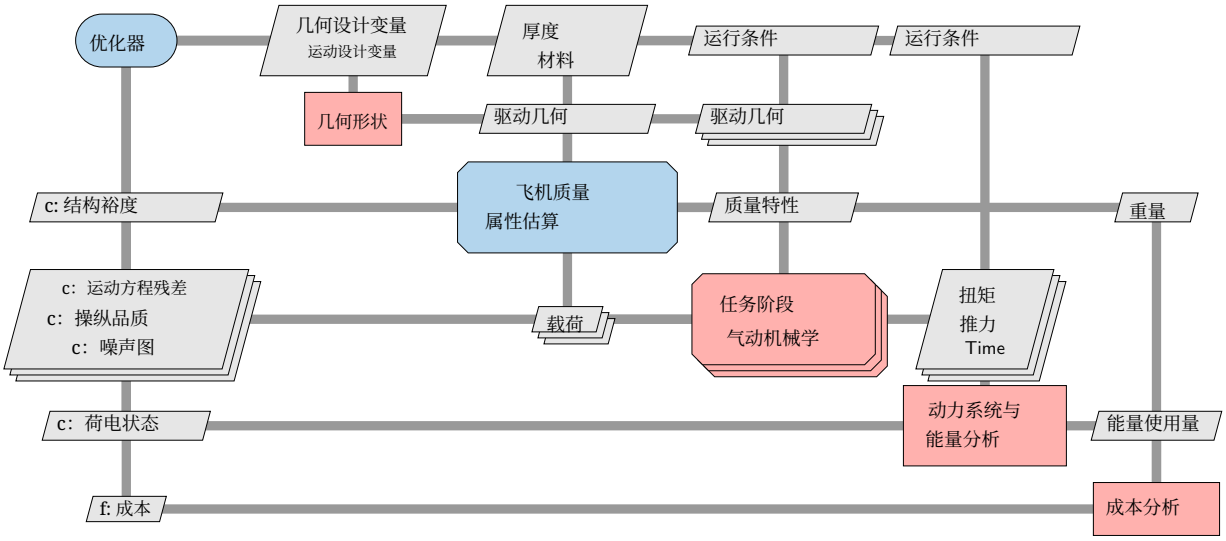


图5：CADDEE框架架构的设计结构矩阵

3 Discipline Models

本文使用的大多数模型都是低保真度的物理模型或经验模型。这些模型针对电动垂直起降飞机设计进行了定制，并以稳健且计算高效的方式开发，适用于大规模多学科设计优化。

3.1 结构尺寸设计与重量估算

对于传统飞机，可以使用基于历史数据的经验模型来估算飞机重量。然而，城市空中交通飞机并非如此。为了建立新的经验模型，研究人员使用名为 M4 Structures Studio 的软件工具进行基于物理的结构尺寸设计，该工具已用于对若干城市空中交通概念方案进行尺寸设计 [25–27]。该软件将飞机参数化，以创建用于 NASTRAN 的有限元模型。在本研究中，Lift+Cruise

概念方案根据机翼面积、机翼展弦比、机身长度、巡航速度、电池重量、水平尾翼面积和垂直尾翼面积进行参数化。由这七个变量构成的设计空间采用拉丁超立方抽样技术进行采样，各变量的上下界均为基准构型的 $\pm 10\%$。每种设计输入组合均用于创建新的有限元模型，并通过 NASTRAN 的 200号求解方案确定结构重量及其他质量特性（例如重心）。总计完成 96 次收敛优化，所得数据集用于训练多元线性回归模型，从而即时预测飞机级质量特性。我们加入缩放因子，使重量预测值与 NDARC [28] 针对基准 Lift+Cruise 构型所得的结果相符。代理模型的平均 r^2 得分达到 0.94。图 6 展示了两个样本散点图，对比训练数据与回归模型的相应预测值。图中所示数值为尾梁、机身和机翼的组合结构重量，以及组合重心的 x 坐标。

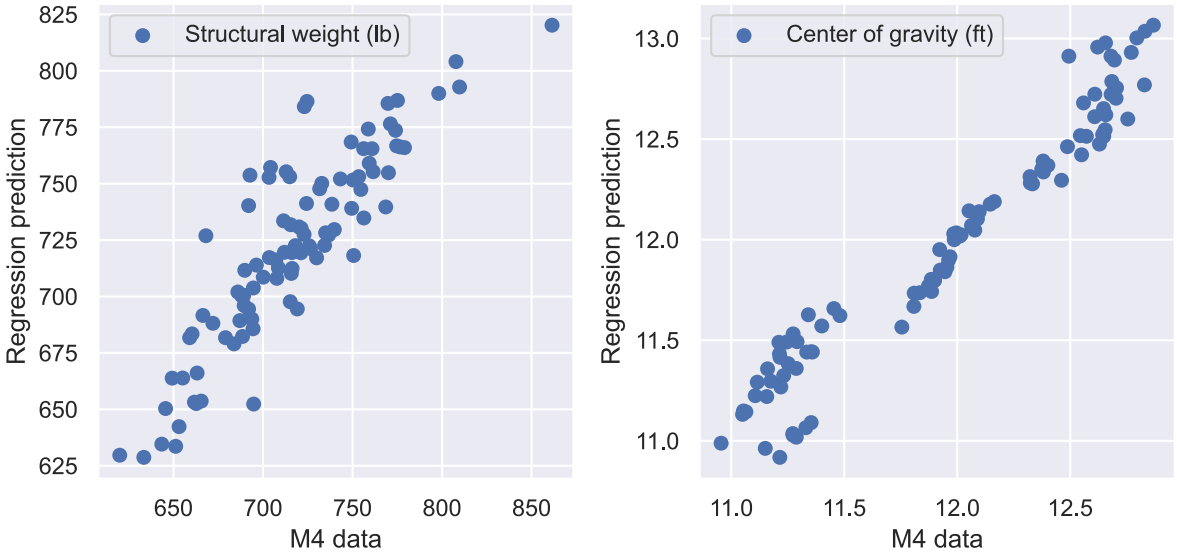


图 6：尺寸设计代理模型的验证

3.2 气动模型

所采用的气动模型是涡格法（VLM），该方法基于势流理论。模型假设流动是稳态、无黏、不可压缩且无旋的。此外，假设升力面较薄，且攻角较小。模型输入包括流速、空气密度，以及每个所建模升力面的弯度面网格。本研究将机翼和水平尾翼视为升力面。VLM 模型的输出是作用于各面元上的牵引力，这些力根据库塔–儒科夫斯基定理计算得出。该模型通过名为 OpenAerostruct [29]的低保真度气动结构分析工具进行验证。最后，机身、旋翼桨毂或起落架等飞机其他部件产生的阻力，采用 Silva 等人 [24] 为升力+巡航概念提供的阻力面积估算值计算。

3.3 推进模型

采用叶素动量（BEM）理论对旋翼空气动力学进行建模。该理论结合动量理论和叶素理论，通过求解一组耦合方程来预测剖面推力和转矩分布。在求解过程中，需要求解残差函数以预测剖面入流角。本文 [30] 所采用的实现方法可确保在所有合理的运行条件下都能求得残差函数的解。BEM 模型的输入包括入流速度、转速、由弦长和扭转角定义的桨叶几何形状，以及用于预测剖面升力系数和阻力系数的翼型极曲线。本研究基于 XFOIL [32] 针对 NACA 4412 翼型获得的数据训练了一个翼型代理模型 [31] 。该翼型模型根据攻角和雷诺数预测剖面的升力系数和阻力系数。整个旋翼展向均采用相同的翼型。最后，采用普朗特叶尖损失修正模型来考虑旋翼桨尖附近的损失。

3.4 稳定性分析

本文中的稳定性分析仅限于对任务的每个阶段进行飞机配平，使合力和力矩为零。我们使用一组以机体固定坐标系表示的刚体运动方程，推导出一个残差，用以表示作用于飞机的力和力矩所产生的线加速度与角加速度。在优化过程中，对该残差进行优化，使其趋近于零。运动方程假设地球表面为平面、旋转效应可以忽略，且大气处于静止状态。此外，转动惯量被视为常数。运动方程的输入包括气动力和惯性力、线加速度与角加速度，以及系统质量特性。未来版本的 CADDEE 还将根据基于法规 [33, 34]的指南计算操纵品质。

3.5 声学模型

旋翼噪声由许多不同的来源构成。本文考虑离散频率噪声和宽带噪声。离散频率噪声也称旋转噪声，是由旋转引起的周期性声压扰动所产生的低频声音。这种噪声源可进一步分为载荷噪声和厚度噪声，后者反映由桨叶几何形状导致的噪声。本文采用 Barry 和 Magliozzi [35] 开发的频域方法预测离散频率噪声，该方法适用于轴向飞行和悬停。该模型的一个局限是，它会显著低估旋翼盘正下方旋翼中心处的声压级，后文将对此作更详细的说明。宽带噪声也称涡噪声，是由湍流引起的桨叶受力随机波动所产生的高频声音。由于其具有随机性且来源多样，宽带噪声比离散频率噪声更难预测。本研究采用 Schlegel 等人 [36] 基于直升机实验开发的经验宽带噪声模型。此处使用的离散频率噪声和宽带噪声模型均已由 Herniczek 等人 [37, 38] 和 Gill 等人 [39]验证。将两种噪声源合并，以确定旋翼的总声压级，并以 A计权分贝（dB-A）表示。A计权通过加重人类听觉频谱中各频率的权重，反映人类对噪声的厌烦程度。

3.6 电机尺寸设计与分析

对于大规模分析，电机尺寸设计和分析通常使用代理模型，并采用简化假设，例如电机效率恒定，以及根据扭矩重量比和功率重量比进行经验性重量估算。本研究使用低保真度物理模型 [40] 进行尺寸设计和分析，该模型基于等效电路模型和一种新颖的电机控制模型。该模型同时考虑每安培最大扭矩（MTPA）和弱磁控制策略，并采用一种新颖的方法，使控制策略能够平滑地从一种

转换为另一种，以确保满足大规模（基于梯度的）多学科设计优化所需的可微性。Cheng 等人 [40] 对该方法进行了更详细的介绍。

3.7 电池模型

本文实现了一种简单的电池模型，该模型基于电池可提供的总能量，并根据电池质量和电池能量密度计算总能量。根据 Silva 等人 [24] 的研究，假定电池能量密度为 400Wh/kg。飞行器任务期间的总能耗由功率曲线得出，而功率曲线则根据电机模型和各任务阶段的持续时间计算。根据可用总能量和已消耗能量，计算最终荷电状态，并将其约束为任务结束时达到 20%。未来的研究将以等效电路模型取代该电池模型，以考虑底层电化学特性及随时间变化的性能退化。

4 Results

本节首先介绍气动声学子系统优化研究的结果。其次，展示涉及所有学科的大规模多学科设计优化研究结果，其中飞行器总重为目标函数，并受多个约束条件限制。最后，介绍参数扫描和权衡研究，展示特定约束的影响，并说明相互冲突的优化目标之间的权衡关系。

4.1 气动声学分析与优化

本节探讨了 Lift+Cruise 构型在悬停时的噪声特征，以及通过桨叶形状优化来降低噪声的结果。城市空中交通飞行器的噪声是一个重大问题，尤其是在居民区。本文选取距飞行器 250英尺 的观测者位置作为参考值，该数值取自 Uber Elevate 白皮书 [41]。根据现行法规，建议将噪声阈值设为 67 A计权分贝。如图 7 所示，噪声模型对声压级的预测并不均匀，而是取决于观测者位置。在 90° 处，观察者位于飞机正下方，可以看出，此时的预测值显著低于观察者处于相对飞机一定角度时的预测值。这是前文提到的纯音噪声模型的局限性所致。该图凸显了在大规模分析中考虑噪声的重要性，因为在此高度，67 A计权分贝的约束已生效。

通过优化桨叶形状，可缩小整体噪声影响范围，如图7中的橙色曲线所示。表1给出了多学科设计优化问题，包括目标函数、设计变量和约束。目标函数是总声压级（$\mathrm{SPL}_{\mathrm{total}}$，单位为A计权分贝）与八个升力旋翼的平均品质因数（FOM）的加权平均值，其中加权因子 w 介于零和一之间。对于图7和图8所示的结果，$w = 1$，这意味着目标仅为降低噪声。该问题的唯一约束是飞机在悬停时必须保持配平。不考虑其他任务阶段。

每个升力旋翼的桨叶形状均采用离散方式表示，其中弦长分布使用三个 B样条控制点，扭转分布使用四个控制点；八个升力旋翼的半径保持不变。这些旋翼均为双桨叶，基于基准 Lift+Cruise 构型。初始假设两种分布均呈线性变化。初始和优化后的桨叶形状详见图8。“安静”桨叶（橙色所示）的一个有趣特点是，弦长分布从桨毂向外逐渐增大，随后朝桨尖方向减小。需要注意的是，离散频率噪声中的厚度分量并未被最小化，因为叶素动量模型沿展向采用单一翼型。

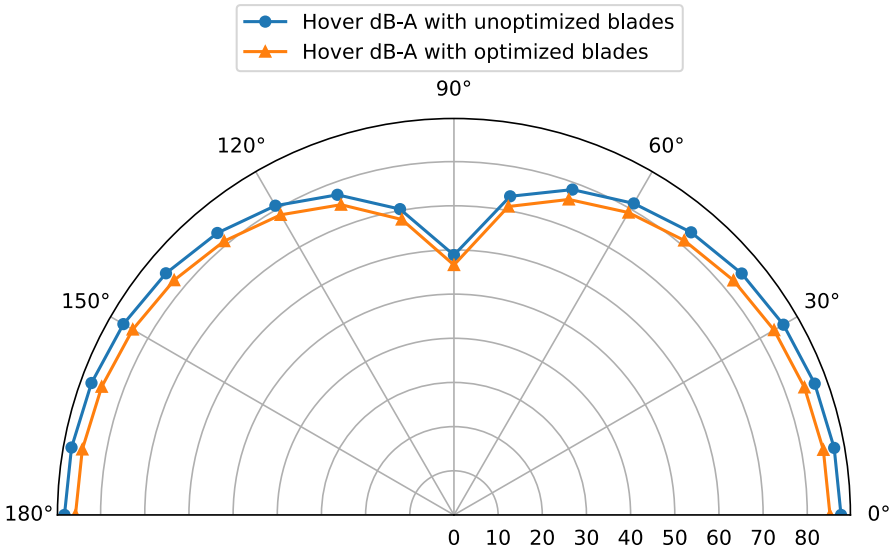


图7: 观察者距离为250英尺（76米时，Lift+Cruise概念的指向性图).

表1：气动声学优化问题

	变量/函数	数量
最小化	$w \cdot$ 声压级$_{\text{total}} - (1-w) \cdot \overline{\text{FOM}}$	
相对于	桨叶扭转 (4×8)	32
	桨叶弦长 (3×8)	24
	升力旋翼转速	8
	# 设计变量	64
满足	配平残差范数	1
	# 约束	1

最后，图9以帕累托前沿的形式展示了最小化旋翼噪声与最大化气动效率之间的权衡。此处，加权因子 w 以 0.1 为步长从零变化至一，观察者位于 250英尺处，观测角度为 45 度。设计变量和约束与前文相同。帕累托前沿表明，最大化气动效率需要以桨叶设计噪声增大为代价，反之亦然，这印证了已知趋势。对于气动效率最高的桨叶，其品质因数略高于 0.78，总噪声约为 91 A计权分贝；而最安静的桨叶噪声约为 81 A计权分贝，品质因数略低于 0.64。电动垂直起降飞机设计中，这种权衡十分重要，因为较高的气动效率有助于弥补电池能量密度较低的问题。同时，为保护社区免受过度噪声影响，相关法规十分严格，因此难以只针对效率进行优化。从桨叶形状来看，对帕累托前沿两端情形绘制的结果在定性上符合预期：气动效率较高的设计更加纤细，且在悬停时扭转分布较低。

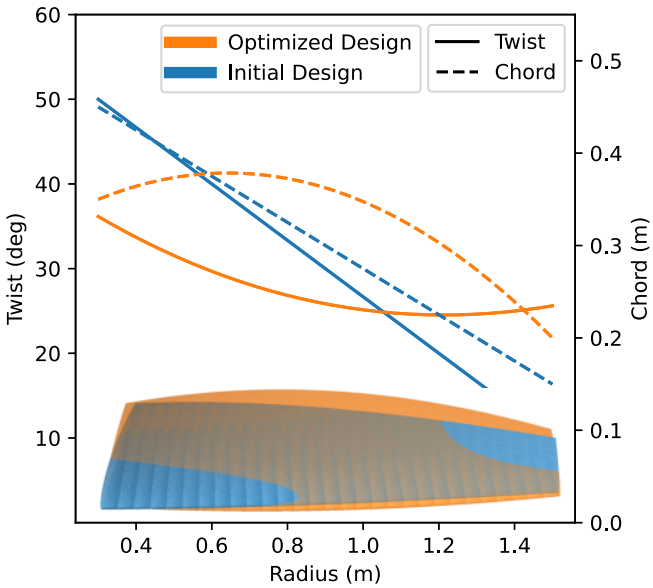


图8：仅通过桨叶形状优化来降低噪声。

4.2 大规模多学科设计优化

表2列出了大规模多学科设计优化问题的表述，并将其分解为设计变量和约束。本研究选择总重量作为目标，并在满足17个约束的条件下，针对109个设计变量进行最小化优化。大多数设计变量具有几何性质，主要影响结构质量估算。对于桨叶形状参数化，弦长分布仅采用两个B样条控制点，而扭转角则保留四个控制点。运行变量（如旋翼转速或飞行器姿态，例如俯仰角）用于在每个任务阶段对飞机进行配平。约束方面，配平残差是一个设为零的等式约束，以确保力和力矩平衡。最终荷电状态是一个下界为0.2的不等式约束。在250英尺高度处，声压级也是一个上界为67 A计权分贝的不等式约束（参见Uber Elevate白皮书）。由于推进式旋翼距地面相对较远，因此未对其噪声作出约束。研究发现，在约3300英尺的巡航高度下，推进式旋翼的总噪声约为45 A计权分贝。由于巡航高度是设计变量，因此需要设置约束，确保爬升结束点的高度与巡航高度相匹配。在电机尺寸设计方面，为推进电机设置了最大电机扭矩约束，其尺寸由直径和长度决定。该约束确保电机尺寸足够大，能够在爬升阶段和巡航阶段提供足够的扭矩。升力电机未设置类似约束，这是因为电机模型的计算成本高于其他模型，增加八个此类约束会显著延长优化时间。升力电机重量的下界设置得足够高，以确保扭矩约束不被激活。失速速度约束确保运行速度与失速速度之间至少有5 m/s的裕度。其余约束则确保旋翼之间不会重叠，并保持电机重量和旋翼半径的对称性。未来更先进版本的CADDEE将自动处理对称性，因此无需设置此类约束。

图 10 展示了初始和优化后的飞行器几何构型。可以看出，机翼

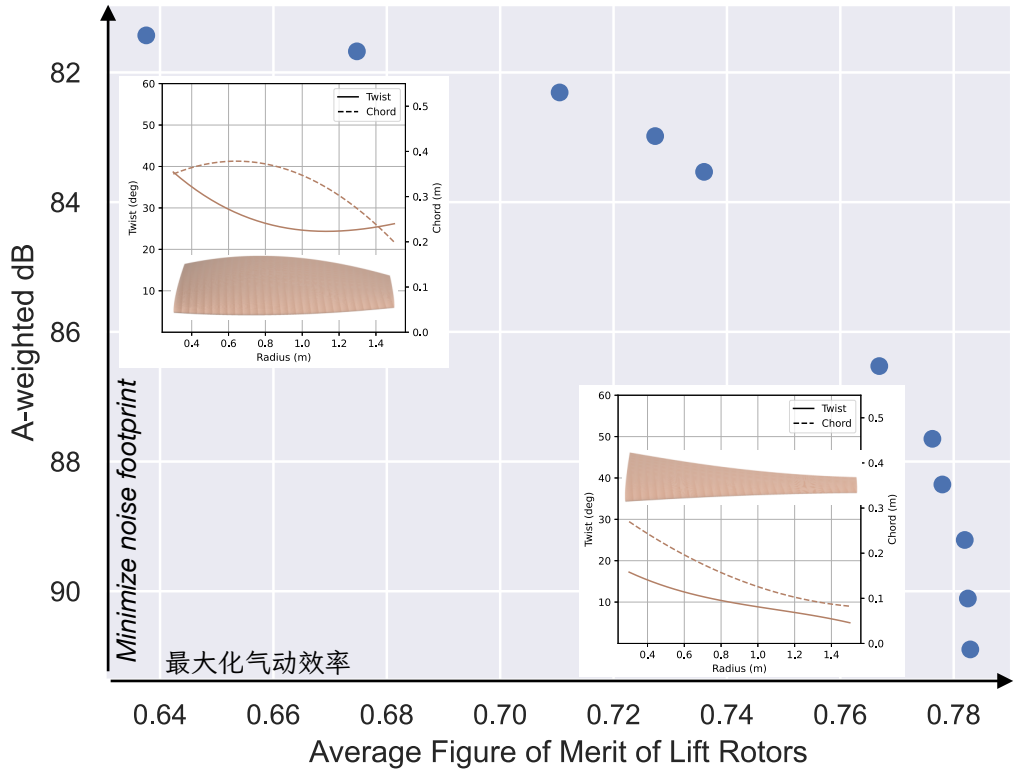


图 9：显示最小化噪声与最大化旋翼气动效率之间权衡的帕累托前沿。

翼展显著缩短，以尽量减轻结构重量。水平尾翼和垂直尾翼的尺寸仅略有缩小。图 11 更详细地展示了优化前后的总重量构成。优化后，总重量减少了 11.4%，从约 7500 磅降至略低于 6600 磅。重量减轻主要来自电池和结构重量的降低。此外，升力电机也缩小了尺寸，以进一步减轻重量。只有推进电机的重量增加了约 4 磅，以满足最大扭矩约束。需要注意的是，由于缺少能够准确预测这些参数的参数化模型，非结构质量（包括乘客、航空电子设备、起落架、线路等的估算值）保持不变。

接下来，图 12 展示了两个优化约束随优化迭代次数的变化情况。噪声约束和最终荷电状态约束均处于激活状态，这意味着它们会影响飞机尺寸设计。优化结束时，两个约束均已满足。需要指出的是，根据本研究所采用的模型，若在距飞机 250英尺处对所有观察者角度都施加噪声约束，则该约束无法满足。因此，本节所示结果仅在 85 度角处施加该约束。之所以选择 85 度的观察者位置，是因为纯音噪声模型在 90 度角处会严重低估噪声（见图 7）。因此，在 85 度角处施加噪声约束，可以近似观察者位于飞机正下方时的实际噪声约束，同时与 90 度角保持足够距离，从而避开模型误差较大的区域。

表 2：大规模优化问题

	变量/函数	数量
最小化	总重量	
相对于	旋翼半径（×9）	9
	桨叶扭转（4×9）	36
	桨叶弦长（2×9）	18
	电机长度（×9）	9
	电机直径（×9）	9
	机翼面积、机翼展弦比	2
	机翼扭转角	5
	水平尾翼面积、展弦比、位置	3
	电池质量，电池位置	2
	升力旋翼转速	8
	螺旋桨转速（×2）	2
	飞行器俯仰角 (×2)	2
	水平尾翼偏转（×2）	2
	巡航高度	1
	爬升结束高度	1
	# 设计变量	109
满足以下条件	配平残差范数	1
	最终荷电状态	1
	失速速度	1
	爬升-巡航高度连续性	1
	声压级	1
	旋翼对称性	4
	旋翼尖端间隙	2
	最大电机扭矩 (×2)	2
	电机对称性	4
	# 约束	17

此外，电机效率图展示了电机效率随扭矩和转速的变化情况。正如预期，在运行范围的大部分区域内，电机效率都很高。该效率图还显示了推进电机在爬升（绿色）和巡航（蓝色）阶段的工作点。可以看出，爬升期间对扭矩的要求更为严格，使电机的运行状态更接近其物理极限。这意味着爬升阶段主要决定电机的尺寸，这符合预期。

最后，图13展示了优化后设计的气动效率。飞机阻力极曲线显示了巡航时的运行升阻比（蓝点），约为13.5，对于Lift+Cruise构型而言，这是一个合理的数值。需要指出的是，约为0.07的最小阻力似乎高得不合理。造成这一情况的原因可能是，用于估算气动求解器（VLM）未计算阻力的部件阻力面积时，估算不够准确；这些部件包括机身、旋翼桨毂、尾梁、垂直尾翼和起落架。

在 te 旋翼气动效率的均方根值，悬停旋翼的平均品质因数

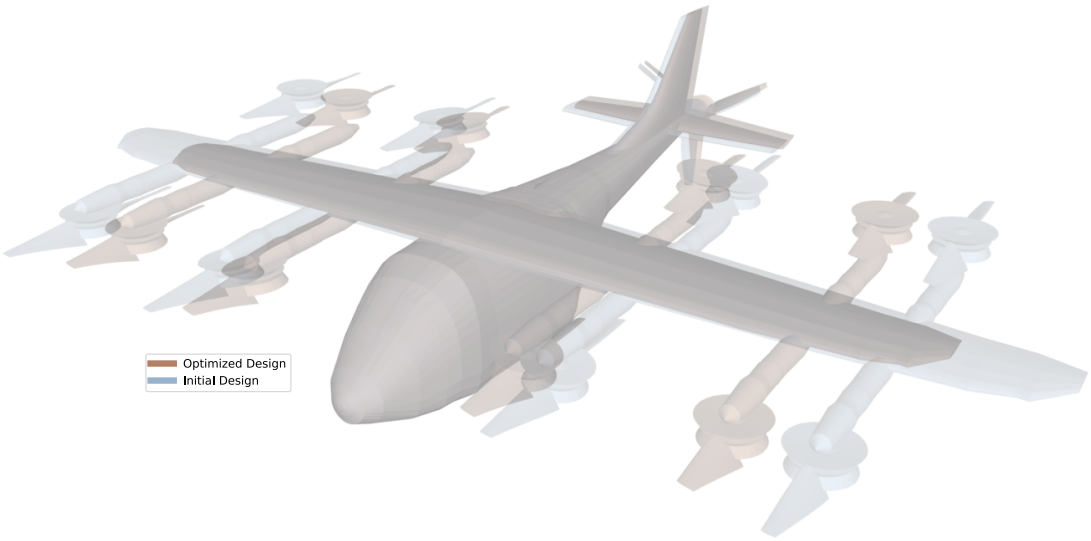


图10：初始和优化后的几何形状

（绿色）约为 0.65。虽然这个数值看起来偏低，但根据气动声学优化的结果，这是意料之中的；结果表明，提升气动效率要以旋翼噪声更大为代价。在本例中，为满足主动噪声约束，系统承受了气动惩罚，因此品质因数相对较低。对于推进式旋翼，爬升时的效率（标记为 PR CL）略低于巡航时的效率，这符合预期。巡航效率相对较高，这与启用最终荷电状态约束相符。由于巡航阶段占任务剖面的大部分，预计任务中的大部分能量消耗都发生在这些阶段。为满足最终荷电状态约束，推进式旋翼需要尽可能高效，尤其是在节省电池重量的情况下。

4.3 参数扫描与权衡研究

最后，本文开展了一系列大规模多学科设计优化研究，采用表2所示的相同设计变量和约束，通过改变约束参数（例如电池能量密度），并评估相互冲突的优化目标所产生的影响，进一步探索设计空间。

图14展示了一个帕累托前沿，表示总重量与巡航速度的混合目标函数。这两个目标的影响相反：飞机要飞得更快，就需要克服更大的气动阻力，因此需要更大的电池。由于阻力与速度的平方成正比，这种影响在速度较高时会更加显著。实际情况确实如此：与帕累托前沿两端相比，巡航速度较高时总重量迅速增加，增幅超过1000磅，也就是超过10%。对于城市空中交通飞行器而言，总重量可以视为购置成本的替代指标，因此较轻的飞机更为理想。同时，较快的巡航速度可以缩短运营时间，从而提高乘客行程量。当然，在评估最佳权衡方案时，还需要考虑能源成本等其他因素。

图15展示了针对不同电池能量密度和最终荷电状态约束，求解与表2相同的大规模多学科设计优化问题所得的结果。

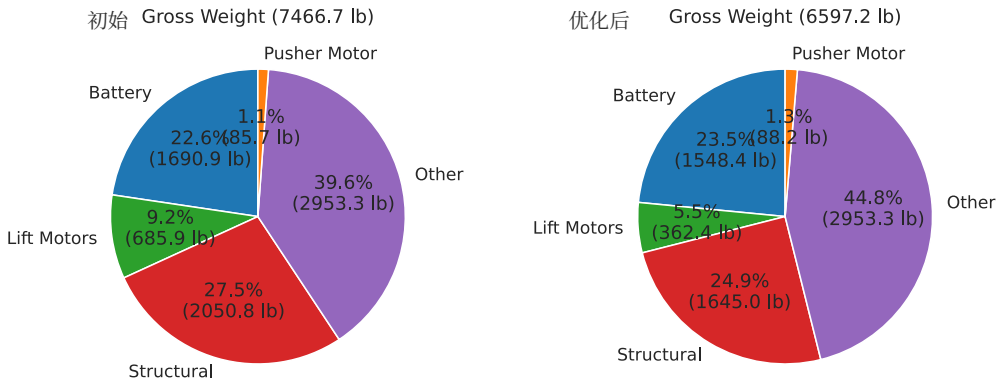


图 11：初始和优化后的总重量

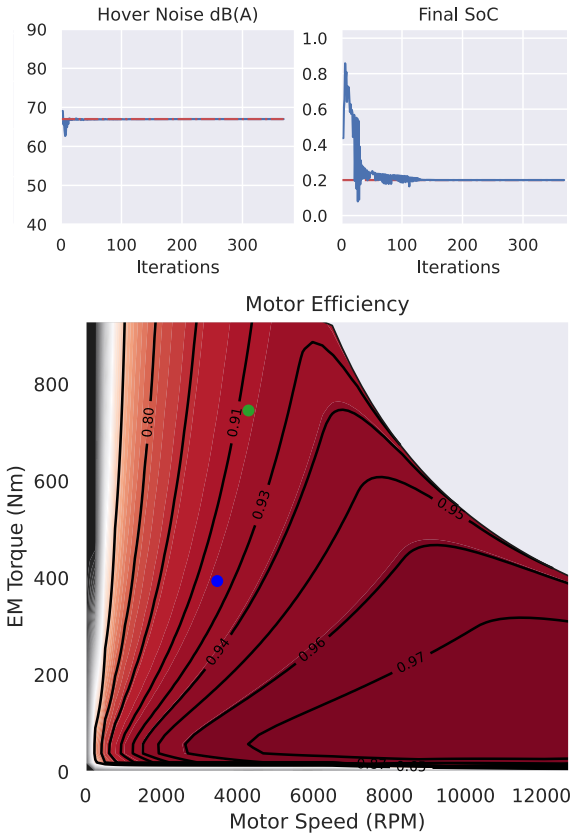


图 12：最终的荷电状态约束、噪声约束和电机效率图。巡航和爬升分别以蓝色和绿色表示。

这些数量是在保持另一项数量为基准值的情况下分别改变的。结果在定性上符合预期，并证实了高

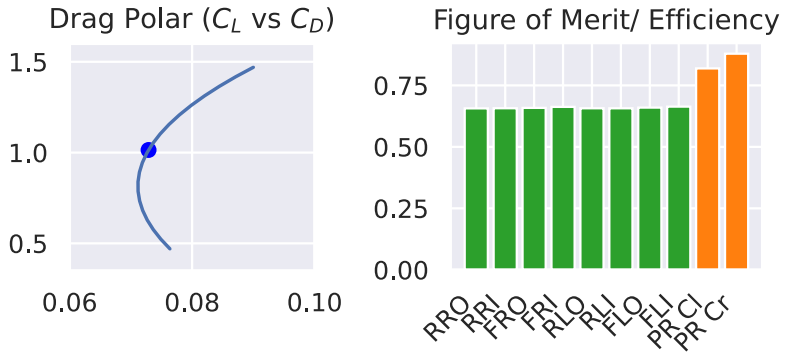


图 13：阻力极线和旋翼气动效率。F：前部；R：后部/右侧；L：左侧；O：外侧；I：内侧；Cl：爬升；Cr：巡航。

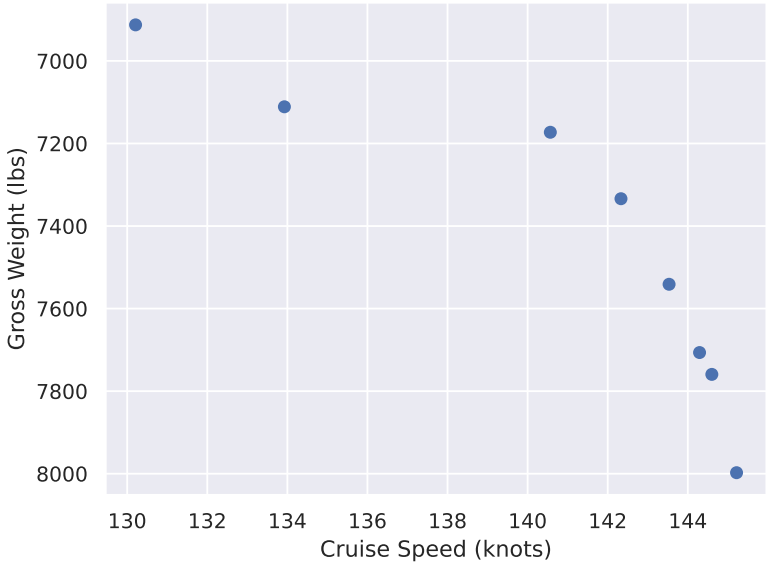


图 14：显示最小化总重量与最大化巡航速度之间权衡的帕累托前沿

电动航空的能量密度。

5 Conclusions

本文介绍了一系列针对美国国家航空航天局电动垂直起降飞行器概念（升力+巡航）的大规模多学科设计优化研究结果。这些结果使用一种仍在开发中的新型设计框架生成，该框架名为综合飞机高维设计环境（CADDEE）。这一新型飞机设计框架支持以几何形状为中心的分析与设计，并可自动执行大规模多学科设计优化的导数计算。本研究最重要的结果总结如下：

1. 使用 CADDEE框架，在标准台式计算机上进行大规模多学科设计优化研究的运行时间不到一小时。

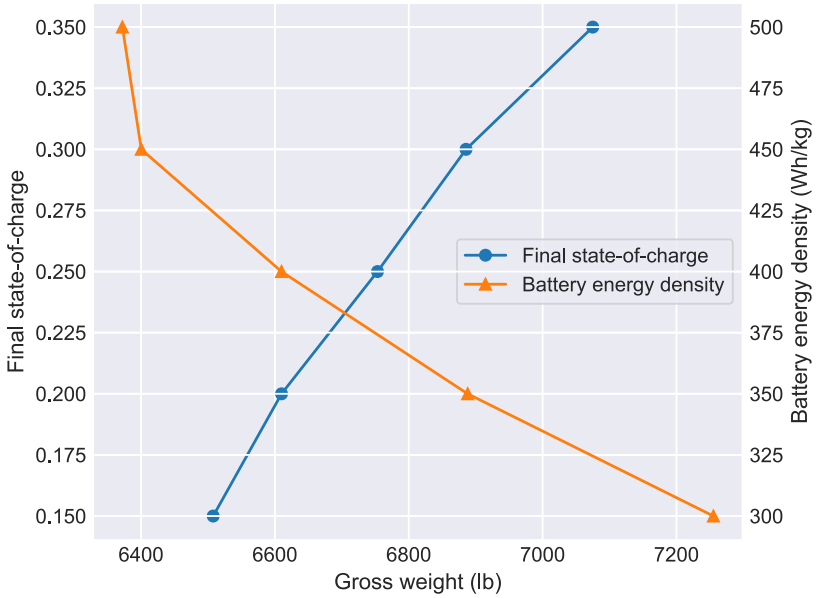


图15：电池能量密度和最终荷电状态约束对优化后飞行器总重的影响。

2. 将大规模多学科设计优化应用于 Lift+Cruise 概念后，飞行器总重降低了 11.4%；该设计涉及 109 个设计变量和 17 个约束，涵盖空气动力学、推进、结构尺寸设计、声学、稳定性、电机和电池分析等学科。3. 成功满足了多项活跃约束，包括飞行器噪声影响范围、稳定性（配平状态）、电机尺寸设计、最终荷电状态等。4. 悬停噪声与品质因数的帕累托前沿表明，提高旋翼气动效率需要以更大的噪声影响范围为代价。研究发现，当平均品质因数达到最大值 0.78 时，总噪声约为 91 A计权分贝；而当总噪声降至最低值 81 A计权分贝时，平均品质因数则降至 0.64 以下。5. 最大巡航速度与飞行器总重的帕累托前沿表明，巡航速度对飞行器总重有显著影响。根据这些结果，巡航速度提高 11% 会使总重量增加 15%。

Acknowledgments

作者谨此感谢博士生 Mark Sperry 协助生成本文中展示的可视化图表，并感谢博士生 Luca Scotzniovsky 在电机建模方面提供的专业知识。

The 本文所述材料由美国国家航空航天局通过编号为 80NSSC21M007 的项目资助。 0.

References

[1] Daniel Raymer。《飞机设计：概念方法》。美国航空航天学会，2012年。[2] Jan Roskam。《飞机设计第一至第八部分》。2003年。

[3] EgbertTorenbeek. 《亚音速飞机设计综合：亚音速通用航空和运输机初步设计导论，着重介绍总体布局、气动设计、推进与性能》. Springer Science & Business Media，2013 年。[4] LA McCullers. “飞机构型优化，包括优化后的飞行剖面”。载于：美国国家航空航天局。兰利研究中心《多学科分析与优化最新经验，第 *1* 部分》(1984 年)。[5] Wayne Johnson. “NDARC——美国国家航空航天局旋翼航空器设计与分析的验证和演示”。载于：美国直升机学会气动机械学专家会议*”Confer*

ence。

ARC-E-DAA-TN1109. 2010.[6] Bj¨orn Nagel, Daniel B¨ohnke, Volker Gollnick, Peter Schmollgruber, Arthur Rizzi, Gianfranco La Rocca, and Juan J Alonso. “飞机设计中的沟通：我们能否建立一种通用语言”。载于：第*28*届国际航空科学大会。第201卷。第2期。2012.[7] Valerie Sheehan。垂直飞行学会电动垂直起降飞行器目录收录概念机型达*700*种。https : / / vtol . org / news / press - release - vfs - electric - vtol - directory - hits - 700- concepts。垂直飞行学会。2022-08-16。（访问于2023年1月14日）。[8] Jason R Welstead、Darrell Caldwell、Ryan Condotta 和 Nerissa Monroe。“分层可扩展飞机性能系统（LEAPS）的开发概述”。载于：*2018*年美国航空航天学会航空航天科学会议。2018年，第1754页。 DOI: 10.2514/6.2018-1754。[9] Trent W Lukaczyk、Andrew D Wendorff、Michael Colonno、Thomas D Economon、Juan J Alonso、Tarik H Orra 和 Carlos Ilario。“SUAVE：用于多保真度概念飞行器设计的开源环境”。载于：第*16*届美国航空航天学会/国际结构与多学科优化学会多学科分析与优化会议。2015年，第3087页。 DOI: 10. 2514/6.2015-3087。[10] Imon Chakraborty 和 Aashutosh Aman Mishra。“通用的基于能量的飞行器尺寸设计与性能分析方法”。载于：《航空器杂志》58.4（2021年），第762–780页。 DOI: 10.2514/1.C036101。[11] W Johnson 和 C Silva。“美国国家航空航天局概念飞行器与先进空中交通飞机的工程设计”。载于：《航空学报》126.1295（2022年），第59–91页。DOI: 10.1017/aer.2021.92。[12] Dean E Bryson、Christopher R Marks、Ryan M Miller 和 Markus P Rumpfkeil。“安静型混合电动小型无人航空系统的多学科设计优化”。载于：《航空器杂志》53.6（2016年），第1959–1963页。 DOI: 10.2514/ 1.C033455。[13] Rodra W Hascaryo 和 Jason M Merret。“适用于城市空中交通/电动垂直起降飞行器的构型无关初始尺寸设计方法”。载于：*AIAA AVIATION 2020* 论坛。2020年，第2630页。 DOI: 10.2514/6.2020-2630。

[14] John Hwang 和 Joaquim RRA Martins。“GeoMACH：面向高保真度飞机构型的几何中心多学科设计分析与优化”。载于：第*12*届美国航空航天学会航空技术、集成与运行会议暨第*14*届美国航空航天学会/国际结构与多学科优化学会多学科分析与优化会议。2012年，第5605页。 DOI：10.2514/ 6.2012-5605。[15] Reynard De Vries、Maurice FM Hoogreef 和 Roelof Vos。“恒定功率分配混合电动飞机的航程方程”。载于：《航空器杂志》57.3（2020年），第552–557页。 DOI：10.2514/1.C035734。[16] D Felix Finger、Reynard de Vries、Roelof Vos、Carsten Braun 和 Cees Bil。“混合电动飞机尺寸设计方法比较”。载于：*AIAA Scitech 2020* 论坛。2020年，第1006页。 DOI：10.2514/6.2020-1006。[17] Darshan Sarojini、Evan Harrison 和 Dimitri N Mavris。“载荷预测与操纵特性研究动态环境（DELPHI）”。载于：*AIAA Scitech 2021* 论坛。2021年，第0326页。 DOI：10.2514/6.2021-0326。[18] Heriberto D Solano、Darshan Sarojini 和 Jason A Corman。“考虑动态气动弹性效应的 PEGASUS 概念参数化结构重量估算”。载于：*AIAA AVIATION 2021* 论坛。2021年，第3086页。 DOI：10.2514/ 6.2021-3086。[19] Anirban Chaudhuri、Boris Kramer、Matthew Norton、Johannes O Royset 和 Karen Willcox。“可认证的风险型工程设计优化”。载于：*AIAA*期刊60.2（2022年），第551–565页。 DOI：10.2514/1.J060539。[20] Mayank V Bendarkar、Darshan Sarojini 和 Dimitri N Mavris。“早期设计阶段新型飞机概念的非标称性能与可靠性”。载于：《航空器杂志》59.2（2022年），第400–414页。 DOI：10.2514/1.C036395。[21] Darshan Sarojini、Marius L. Ruh、Marks Z. Sperry、Jiayao Yan、Andrew Fletcher、Anugrah J. Joshy、Luca Scotzniovsky、Alexander K. Ivanov、Nicholas Orndorff、Victor Gandarillas、Isaac Asher、Jeff Chambers、Hyunjune Gill、Seongkyu Lee、Gabriel Rodriguez、Shuofeng Zhao、Chunting Mi、Thomas Nascenzi、Timothy Cu- att、Tyler Winter、Alexandre Guibert、Ashley Cronk、Alicia Kim、Shirley Meng 和 John T. Hwang。“基于综合分析的电动垂直起降飞机大规模多学科设计优化”。载于：*AIAA Scitech 2023* 论坛。2023年。[22] Victor Gandarillas、Anugrah Jo Joshy、Mark Z. Sperry、Alexander K. Ivanov 和 J ohn T Hwang。“一种用于构建计算模型并自动进行基于伴随方法的灵敏度分析的基于图的方法”。载于：结构与多学科优化（（审稿中））。[23] Philip E Gill、Walter Murray 和 Michael A Saunders。“SNOPT：一种用于大规模约束优化的序列二次规划算法”。载于：《*SIAM* 评论》47.1（2005年），第99–131页。 DOI：10.1137/S0036144504446096。

[24] Christopher Silva、Wayne R Johnson、Eduardo Solis、Michael D Patterson 和 Kevin R Antcliff。“用于技术开发的垂直起降城市空中交通概念飞行器”。载于：*2018*年航空技术、集成与运营会议。2018年，第3847页。 DOI: 10.2514/6.2018-3847。[25] Tyler F Winter、Joe H Robinson、Mark Sutton、Julius Chua、Armando Gamez 和 Thomas Nascenzi。“城市空中交通概念的结构重量预测”。载于：*AIAA AVIATION 2020 FORUM*。2020年，第2653页。 DOI: 10.2514/6. 2020-2653。[26] Tyler F Winter、Joe Robinson、Armando Gamez 和 Thomas Nascenzi。“城市空中交通的概念设计结构尺寸设计”。载于：*AIAA Scitech 2021Forum*。2021年，第1722页。 DOI: 10.2514/6.2021-1722。[27] TylerF Winter、JoeHRobinson、Armando Gamez 和ThomasNascenzi。“UAM 四旋翼飞机概念设计结构尺寸设计的耐撞性载荷”。载于：*AIAA AVIATION 2021 FORUM*。2021年，第2437页。 DOI: 10.2514/6. 2021-2437。[28] Wayne Johnson。*NDARC* 美国国家航空航天局旋翼飞行器设计与分析。技术报告。2017年。[29] John P Jasa、John T Hwang 和 Joaquim RRA Martins。“使用 Python 的开源耦合气动结构优化”。载于：结构与多学科优化57.4（2018年），第1815–1827页。 DOI: 10.1007/s00158-018-1912-8。[30] Marius L Ruh 和 John T Hwang。“使用桨叶元动量理论对旋翼进行稳健建模与优化设计”。载于：*AIAA AVIATION 2021 FORUM*。2021年，第2598页。[31] Mohamed Amine Bouhlel、John T Hwang、Nathalie Bartoli、R´emi Lafage、Joseph Morlier 和 Joaquim RRA Martins。“带导数的 Python 代理建模框架”。载于：工程软件进展135（2019年），第102662页。[32] Mark Drela。“XFOIL：低雷诺数翼型的分析与设计系统”。载于：低雷诺数空气动力学。Springer，1989年，第1–12页。[33] D Moorhouse 和 R Woodcock。美国军用规范 *Mil-F-8785C*。美国国防部。1980年。[34] 航空设计标准 ADS-33E-PRF。军用旋翼航空器操纵品质要求。2000年。[35] F. W. Barry 和 B. Magliozzi。低桨尖速度螺旋桨的噪声可探测性预测方法。技术报告。AFAPL–TR–71–37。空军航空推进实验室，1971年6月。[36] R. Schlegel、R. King 和 H. Mull。直升机旋翼噪声的产生与传播。技术报告。USAAVLABS–TR–66–4。美国陆军航空器材实验室，1966年10月。[37] M. T. Herniczek、D. Feszty、S. Meslioui 和 J. Park。“早期声学理论对现代螺旋桨设计的适用性”。载于：科罗拉多州丹佛：AIAA AVIATION 论坛，2017年6月5–9日。 DOI: 10.2514/6.2017-3865。

[38] M. T. K. Herniczek、D. Feszty、S. Meslioui、J. Park 和 F. Nitzsche。“用于预测螺旋桨噪声的声学频率方法评估”。载于：*AIAA*期刊57.6（2019年6月），第2465–2478页。 DOI：10.2514/1.J056658。[39] H.Gill、S.Lee、M.Ruh 和J. T.Hwang。“低保真音调噪声与宽带噪声模型在小型旋翼上的适用性”。载于：马里兰州国家港：AIAA Sci Tech 2023论坛，2023年1月23–27日。[40] 程泽宇、Shuofeng Zhao、Luca Scotzniovsky、Gabriel Rodriguez、Chunting Mi 和 John T Hwang。“永磁同步电机低保真分析的可微方法”。载于：*AIAA Scitech 2023* 论坛。2023年。[41] Uber Elevate。加速迈向按需城市空中交通的未来。https://evtol.news/__media/PDFs/UberElevateWhitePaperOct2016. pdf。2016年。