(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107211287 A
(43)申请公布日 2017.09.26

(21)申请号 201580058880.0

(22)申请日 2015.08.27

(30)优先权数据
62/043,990 2014.08.29 US

(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2017.04.28

(86)PCT国际申请的申请数据
PCT/US2015/047290 2015.08.27

(87)PCT国际申请的公布数据
WO2016/093905 EN 2016.06.16

(71)申请人 峰鸟航空科技公司
地址 美国华盛顿

(72)发明人 B·M·纳普 A·A·库马尔

(74)专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专利商标事务所 11038
代理人 林振波

(51)Int.Cl.
H04W 16/28(2006.01)
G08G 5/00(2006.01)

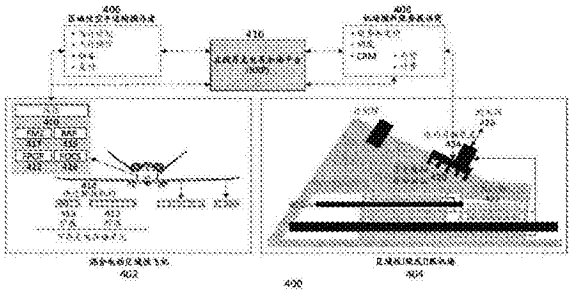
权利要求书4页 说明书81页 附图21页

(54)发明名称

使用混合电动飞机实现区域性空中运输网络的系统和方法

(57)摘要

用于通过提供更具成本效益且更方便的区域性空中运输系统来克服可能用于区域性旅行的当前空中运输系统的缺点的系统、设备和方法。在一些实施方案中，本发明空中运输系统、操作方法和相关联飞机包括：高效插入式串联混合电动动力系统(其专门针对在区域性航程内操作的飞机被优化)；使得随着所述整体运输系统和相关联技术的发展能够更早地影响基于电动的空中旅行服务的前向兼容的航程优化飞机设计；以及用于所述动力系统的半自动优化和控制以及用于确定用于区域性距离混合电动飞机飞行的飞行路径的半自动优化的平台。



CN 107211287 A

1.一种混合电动动力源飞机，其包括：

能量源，所述能量源包括所存储电能的源和由发电机提供的所产生能量的源；

动力系统，所述动力系统可操作来从所述能量源接收能量作为输入并且作为响应来操作一个或多个电动电机；

一个或多个推进器，其中每个推进器联接到所述一个或多个电动电机中的至少一个；

编程有第一组指令的电子处理器，所述指令在被执行时提供用于管理所述飞机的操作的一个或多个功能或过程，其中这些功能或过程包括用于以下各项的功能或过程：

确定所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的量的状态；

确定使所述飞机能够到达其预期目的地所需的所存储电能和发电机燃料的量；

确定可由所述飞机目前可用的所述所产生能量的源产生的能量的量；

确定如何最优地从所述所存储电能的源和所述所产生能量的源汲取能量；以及

在所述动力系统的部件失效或操作异常的情况下，确定所述动力系统的重新配置和用于继续飞行的修订的控制策略；

编程有第二组指令的电子处理器，所述指令在被执行时提供用于为所述飞机计划飞行的一个或多个功能或过程，其中这些功能或过程包括用于以下各项的功能或过程：

访问关于所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的总量的数据；

确定所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量是否足以使所述飞机能够到达其预期目的地，其中这包括考虑排他地使用所存储能量的第一飞机操作模式以及考虑使用所存储电能和所产生能量的组合的第二飞机操作模式；

如果所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量足以使所述飞机能够到达其预期目的地，那么计划到达所述预期目的地的路线；

如果所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量足以使所述飞机能够到达其预期目的地，那么计划如何在到达所述预期目的地的所计划路线上最优地从所述所存储电能的源和所述所产生能量的源汲取能量；

如果所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量不足以使所述飞机能够到达其预期目的地，那么计划到达中间目的地的路线，其中计划到达中间目的地的路线还包括：

确定一个或多个可能的能量提供商和/或燃料提供商；

确定可用的所存储电能和发电机燃料是否足以到达所述提供商中的至少一个；

生成到达所述至少一个提供商的路线；以及

计划如何在所述路线上最优地汲取能量；以及

一个或多个通信元件，其可操作来使得能够将来自所述飞机的数据传送到远程数据处理平台或操作者，并且可操作来从所述远程数据处理平台或操作者接收数据，以用于交换关于路线计划或者再充电源和再加油源中的一个或多个的数据。

2.如权利要求1所述的飞机，其中所述一个或多个推进器是位于涵道或护罩内的风扇。

3.如权利要求1所述的飞机，其中所述所产生能量的源是操作来将燃料源转换成能量的发电机。

4.如权利要求2所述的飞机，其中所述飞机还包括使得所述一个或多个推进器能够被配置用于在短距起落模式下使用的部件和过程。

5.如权利要求1所述的飞机，其中所述远程数据处理平台与所述飞机的再充电和/或再加油平台相关联。

6.如权利要求5所述的飞机，其中所述飞机的所述再充电和/或再加油平台还包括：

数据库，其存储关于再充电和/或再加油服务的提供商的信息；以及

再充电和/或再加油服务调度器。

7.如权利要求1所述的飞机，其还包括可操作来在制动过程期间给所述所存储电能的源再充电的元件。

8.如权利要求1所述的飞机，其中所述动力系统包括使得能够重新配置所述动力系统以用于对失效或操作异常进行安全且具有成本效益的响应的多个部件和电路。

9.如权利要求1所述的飞机，其中所述动力系统的一个或多个操作方面的参数与功率输出相关，并且进一步地，其中所述相关性比使用基于燃料燃烧的能量源的动力系统的相关性弱。

10.一种空中运输系统，其包括：

多个混合电动动力飞机，其中所述飞机中的每一个还包括

能量源，所述能量源包括所存储电能的源和所产生能量的源；

动力系统，所述动力系统可操作来从所述能量源接收能量作为输入并且作为响应来操作一个或多个电动电机；

一个或多个推进器，其中每个推进器联接到所述一个或多个电动电机中的至少一个；

编程有第一组指令的电子处理器，所述指令在被执行时提供用于管理所述飞机的操作的一个或多个功能或过程，其中这些功能或过程包括用于以下各项的功能或过程：

确定所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的量的状态；

确定使所述飞机能够到达其预期目的地所需的所存储电能和发电机燃料的量；

确定可由所述飞机目前可用的所述所产生电能的源产生的能量的量；

确定如何最优地从所述所存储电能的源和所述所产生能量的源汲取能量；以及

在所述动力系统的部件失效或操作异常的情况下，确定所述动力系统的重新配置和用于继续飞行的修订的控制策略；

编程有第二组指令的电子处理器，所述指令在被执行时提供用于为所述飞机计划飞行的一个或多个功能或过程，其中这些功能或过程包括用于以下各项的功能或过程：

访问关于所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的总量的数据；

确定所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量是否足以使所述飞机能够到达其预期目的地，其中这包括考虑排他地使用所存储能量的第一飞机操作模式以及考虑使用所存储电能和所产生能量的组合的第二飞机操作模式；

如果所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量足以使所述飞机能够到达其预期目的地，那么计划到达所述预期目的地的路线；

如果所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量足以使所述飞机能够到达其预期目的地，那么计划如何在到达所述预期目的地的所计划路线上最优地从所述所存储电能的源和所述所产生能量的源汲取能量；并且

如果所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量不足以使所述飞机能够到达其预期目的地，那么计划到达中间目的地的路线，其中计划到达中间目的地的路线还

包括：

确定一个或多个可能的能量和/或燃料提供商；

确定可用的所存储能量和发电机燃料是否足以到达所述提供商中的至少一个；

生成到达所述至少一个提供商的路线；以及

计划如何在所述路线上最优地汲取能量；以及

一个或多个通信元件，其可操作来使得能够将来自所述飞机的数据传送到远程数据处理平台或操作者，并且可操作来从所述远程数据处理平台或操作者接收数据，以用于交换关于路线计划或者再充电源和再加油源中的一个或多个的数据；

多个飞机起飞点或着陆点，其中每个起飞点或着陆点包括再充电和再加油平台，所述再充电和再加油平台可操作来为所存储电能的源提供再充电服务并且为所产生能量的源提供燃料；以及

数据处理系统或平台，其中所述数据处理系统或平台可操作来向所述多个混合电动动力飞机中的一个或多个提供路线计划数据。

11.如权利要求10所述的空中运输系统，其中所述混合动力飞机的所述一个或多个推进器是位于涵道或护罩内的风扇。

12.如权利要求10所述的空中运输系统，其中所述所产生能量的源是操作来将燃料源转换成电能的发电机。

13.如权利要求10所述的空中运输系统，其中所述多个混合动力飞机中的一个或多个还包括使得所述一个或多个推进器能够被配置用于在短距起落模式下使用的部件和过程。

14.如权利要求10所述的空中运输系统，其中所述再充电和/或再加油平台中的至少一个还包括：

数据库，其存储关于再充电和/或再加油服务的提供商的信息；以及

再充电和/或再加油服务调度器。

15.如权利要求10所述的空中运输系统，其中所述飞机中的一个或多个还包括可操作来在制动过程期间给所述所存储电能的源再充电的元件。

16.如权利要求10所述的空中运输系统，其中所述多个混合动力飞机中的一个或多个的所述动力系统的一个或多个操作方面的参数与功率输出相关，并且进一步地，其中所述相关性比使用基于燃料燃烧的能量源的动力系统的相关性弱。

17.一种非暂时性计算机可读介质，其上包含一组指令，其中所述一组指令在由编程电子处理元件执行时致使包含所述电子处理元件的设备：

确定混合电动动力飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的量的状态；

确定使所述混合电动动力飞机能够到达其预期目的地所需的所存储电能和发电机燃料的量；并且

确定可由所述混合电动动力飞机目前可用的所产生能量的源产生的能量的量；

确定如何最优地从所述所存储电能的源和所述所产生能量的源汲取能量；并且

在所述动力系统的部件失效或操作异常的情况下，确定所述动力系统的重新配置和用于继续飞行的修订的控制策略。

18.如权利要求17所述的非暂时性计算机可读介质，其中所述一组指令还包括致使包含所述电子处理元件的所述设备进行以下各项的指令：

访问关于混合电动动力飞机目前可用的电能和发电机燃料的总量的数据；

确定所述混合电动动力飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量是否足以使所述混合电动动力飞机能够到达其预期目的地，其中这包括考虑排他地使用所存储能量的第一飞机操作模式以及考虑使用所存储电能和所产生能量的组合的第二飞机操作模式；

如果所述混合电动动力飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量足以使所述混合电动动力飞机能够到达其预期目的地，那么计划到达所述预期目的地的路线；

如果所述飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量足以使所述飞机能够到达其预期目的地，那么计划如何在到达所述预期目的地的所计划路线上最优地从所述所存储电能的源和所述所产生能量的源汲取能量；并且

如果所述混合电动动力飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的所述量不足以使所述混合电动动力飞机能够到达其预期目的地，那么计划到达中间目的地的路线，其中计划到达中间目的地的路线还包括：

确定一个或多个可能的能量和/或燃料提供商；

确定可用的所存储能量和发电机燃料是否足以到达所述提供商中的至少一个；

生成到达所述至少一个提供商的路线；以及

计划如何在所述路线上最优地汲取能量。

19.如权利要求18所述的非暂时性计算机可读介质，其中所述一组指令还包括致使包含所述电子处理元件的所述设备通过考虑以下各项中的一项或多项来计划所述到达中间目的地的路线的指令：

在指定再充电和/或再加油服务提供商处开设账户的飞行员、飞机所有者或飞机操作者；

在指定再充电和/或再加油服务提供商处可获得的再充电服务和再充电服务的价格；以及

在指定再充电和/或再加油服务提供商处可获得的再加油服务。

20.如权利要求1所述的飞机，其中所述动力系统可操作来支持所存储电能的源和所产生能量的源中的一个或多个，其中每个源可具有变化的功率输出，其前提条件是所述动力系统的所述功率输出足以用于飞行。

21.如权利要求1所述的飞机，其还包括能够通过维持安全储备作为用于所述所产生能量的源的燃料来耗尽所述所存储能量的源的元件。

使用混合电动飞机实现区域性空中运输网络的系统和方法

[0001] 相关申请的交叉引用

[0002] 本申请要求于2014年8月29日提交的题为“System and Methods for Implementing Regional Air Transit Network Using Hybrid-Electric Aircraft”的美国临时申请号62/043990的权益，所述申请的全部内容(包括附录)出于所有目的通过引用并入本文。

背景技术

[0003] 运输装置和运输系统是用于实现各地点之间贸易和人员流动的基础设施的重要部分。因此，它们是经济增长、社会发展和区域有效治理所必要的服务。运输装置和系统用于在分配点之间移动商品，实现面对面的会议和讨论，并且总体上促进关系的发展。此外，由于已经开发出新的运输模式，行程时间和货物运载能力得到了巨大改变，从而实现新的且通常更快的通信及商品和服务递送方法。就这一点而言，多年来，已开发出数种主要类型的运输系统；然而，每种类型与其他运输模式相比通常具有其自己的焦点、优点和缺点。

[0004] 例如，在第一次动力飞行之后100多年的当今美国，绝大多数(>97％)的区域性长途旅行(即50至500英里)是通过个人汽车完成的。虽然拥有广泛铁路系统的国家可将10-15％的旅行转向铁路，但这仍然将超过80％的旅行留给汽车来完成。因为这转换成差的流动性(相对长的门对门时间)、造成污染并且给现有公路基础设施带来压力，所以它是低效率的并且也可能不符合整个社会的最佳利益。然而，在这个范围内的当前商务空中服务通常相对昂贵且不便。这种低效率的一个原因在于：较短的飞行距离意味着总行程时间的相当大的部分(>70％)花费在地面上(其中此“地面”时间包括周转机场、遍历航站楼、在登机口处或者在停机坪上滑行)。因此，在这类情况下，空中运输通常不是期望的运输方式，并且目前用于不到1％的这种区域性旅行。

[0005] 人员和货物的航空运输服务大约每15年增加一倍，从而实现前所未有的全球流动性和货物分配。相比之下，区域性航程内的空中旅行的相对较差的价值定位(并且因此其使用)可能被认为是惊人的失败；在几乎所有(94％)长途旅行都是区域性旅行的情况下更是如此。在这种意义上，显然需要期望形式的区域性距离空中运输，但缺乏满足这种需要的期望系统。

[0006] 这种未能开发出有效且高效的区域性空中运输形式已导致门对门旅行时间的迟钝，并且几十年来已成为限制美国流动性改进的重要因素。这是非常不希望的，因为受限的流动性影响商务和娱乐旅行、职业发展和机会、教育选择以及有利于社会的发展和繁荣的其他因素。在某些方面，实际上，自20世纪60年代以来，区域性空中运输的可行性已经持续下降，因为航空公司已转向更大的飞机和更长的航程来应对竞争压力并且降低每乘客每英里运输费用。因此，目前的经济实力正在造成提供空中运输的当前方法持续远离本文所描述的系统和方法的类型。

[0007] 如将要描述的，为区域性旅行提供空中运输服务的常规途径对于鼓励潜在客户广泛使用的目的而言不够方便或有效。本发明的实施方案涉及单独地和共同地解决这些和其

他问题。

发明内容

[0008] 如本文所使用的术语“发明”、“所述发明”、“此发明”和“本发明”旨在广泛地指代在本文档和权利要求书中描述的所有主题。包含这些术语的陈述不应理解为限制本文所描述的主题或者限制权利要求书的意义或范围。本专利所涵盖的本发明的实施方案由权利要求书而非本概述来限定。本概述是本发明的各个方面的高级综述，并且介绍在下面的具体描述部分中进一步描述的一些概念。本概述不旨在标识出所要求保护的主题的关键、必需或必要特征，也不旨在单独用于确定所要求保护的主题的范围。应通过参考本专利的整个说明书的适当部分、任何或所有附图以及每条权利要求来理解所述主题。

[0009] 如发明人所认识到的，现代航空服务未能解决区域性空中运输的需要是使用常规飞机技术的直接后果。

[0010] 本领域技术人员众所周知的是，对常规飞机的区域性操作进行优化导致设计和性能折衷，这不利地影响效率。例如，燃气涡轮机(喷气式发动机和涡轮螺旋桨发动机)在较低海拔高度和较慢速度下效率显著降低，并且当按比例缩放到较小大小时，效率进一步损失。此外，短跑道操作对大小大于对于高效巡航性能最优的大小的机翼和/或发动机强加负担。因此，长程上的大型飞机提供最低的每乘客每英里操作成本，而距离<500英里以及飞机座位数少于100名乘客(或等效的25,000磅的货物重量)的飞行成本快速地增加。应注意，考虑到在地面上或在爬升模式中相对较差的效率，按比例缩小的燃气涡轮机在短航程内操作相对于在较长程内操作的成本更大(其中对于较短航程，地面或爬升时间可表示总行程时间的显著且相对较大的百分比)。

[0011] 这种低效成本关系体现出当今航空服务的许多方面。竞争压力已驱使航空公司转移到更大的飞机和更长的飞行。这已导致来自可产生足以支撑较大飞机的乘客量的较小数量的枢纽机场的飞行较少。例如，美国有大约13,500个机场；然而，70％的空中交通集中在29个枢纽并且96％集中在138个枢纽。来自小数量的越来越拥挤的枢纽的较少飞行加上长的地面运送时间进而已导致空中运输用于区域行旅行目的的相当低的实用性。此外，因为航空公司试图将需求集中到甚至更少的枢纽，航空公司近来对“运力纪律”的较重的重视已加剧了这个问题。

[0012] 本发明的实施方案涉及用于通过提供更具成本效益且方便的区域性空中运输系统来克服可用于区域性旅行的当前空中运输系统的缺点的系统、设备和方法。在一些实施方案中，本发明的空中运输系统、操作方法和相关联的飞机包括以下元件、功能或特征中的一个或多个：

[0013] 1.高效的插入式串联混合电动动力系统，其针对在区域性航程内操作的飞机被专门优化；

[0014] 2.可前向兼容的航程优化飞机设计，其使得随着整体运输系统和相关联技术的发展能够更早地影响基于电动的空中旅行服务；以及

[0015] 3.用于动力系统的半自动优化和控制以及用于确定用于区域性距离混合电动飞机飞行的飞行路径的半自动优化的平台。

[0016] 在一个实施方案中，本发明涉及一种混合电动飞机，其中所述飞机包括：

[0017] 能量源，所述能量源包括所存储电能的源和由发电机提供的所产生能量的源；

[0018] 动力系统，所述动力系统可操作来从能量源接收能量作为输入并且作为响应来操作一个或多个电动电机；

[0019] 一个或多个推进器，其中每个推进器联接到一个或多个电动电机中的至少一个；

[0020] 编程有第一组指令的电子处理器，所述指令在被执行时提供用于管理飞机的操作的一个或多个功能或过程，其中这些功能或过程包括用于以下各项的功能或过程：

[0021] 确定飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的量的状态；

[0022] 确定使飞机能够到达其预期目的地所需的所存储电能和发电机燃料的量；

[0023] 确定可由飞机目前可用的所产生能量的源产生的能量的量；

[0024] 确定如何最优地从所存储电能的源和所产生能量的源汲取能量；以及

[0025] 在动力系统的部件失效或操作异常的情况下，确定动力系统的重新配置和用于继续飞行的修订的控制策略；

[0026] 编程有第二组指令的电子处理器，所述指令在被执行时提供用于为飞机计划飞行的一个或多个功能或过程，其中这些功能或过程包括用于以下各项的功能或过程：

[0027] 访问关于飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的总量的数据；

[0028] 确定飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的量是否足以使飞机能够到达其预期目的地，其中这包括考虑其中排他地使用所存储电能的第一飞机操作模式以及考虑其中使用所存储电能和所产生能量的组合的第二飞机操作模式；

[0029] 如果飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的量足以使飞机能够到达其预期目的地，那么计划到达预期目的地的路线；

[0030] 如果飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的量足以使飞机能够到达其预期目的地，那么计划如何在到达预期目的地的所计划路线上最优地从所存储电能的源和所产生能量的源汲取能量；

[0031] 如果飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的量不足以使飞机能够到达其预期目的地，那么计划到达中间目的地的路线，其中计划到达中间目的地的路线还包括：

[0032] 确定一个或多个可能的能量和/或燃料提供商；

[0033] 确定可用的所存储能量和发电机燃料是否足以到达所述提供商中的至少一个；

[0034] 生成到达所述至少一个提供商的路线；以及

[0035] 计划如何在路线上最优地汲取能量；以及

[0036] 一个或多个通信元件，其可操作来使得能够将来自飞机的数据传送到远程数据处理平台或操作者，并且可操作来从远程数据处理平台或操作者接收数据，以用于交换关于路线计划或者再充电和再加油源中的一个或多个的数据。

[0037] 在另一个实施方案中，本发明涉及一种区域性空中运输系统，其包括：多个本发明混合电动飞机；多个飞机起飞点或着陆点，其中每个起飞点或着陆点包括再充电和再加油平台，所述再充电和再加油平台可操作来为所存储电能的源提供再充电服务并且为所产生能量的源提供燃料；以及数据处理系统或平台，其中所述数据处理系统或平台可操作来向多个混合电动动力飞机中的一个或多个提供路线计划数据。

[0038] 在又一个实施方案中，本发明涉及一种非暂时性计算机可读介质，其上包含一组指令，其中所述一组指令在由编程电子处理元件执行时致使包含电子处理元件的设备：

[0039] 确定混合电动动力飞机目前可用的所存储电能和发电机燃料的量的状态；

[0040] 确定使混合电动动力飞机能够到达其预期目的地所需的所存储电能和发电机燃料的量；

[0041] 确定可由混合电动动力飞机目前可用的所产生能量的源产生的能量的量；

[0042] 确定如何最优地从所存储电能的源和所产生能量的源汲取能量；并且

[0043] 在动力系统中的部件失效或操作异常的情况下，确定动力系统的重新配置和用于继续飞行的修订的控制策略。

[0044] 通过阅读本发明的详细描述和所包括的附图，本领域的普通技术人员将明白本发明的其他目标和优点。

附图说明

[0045] 将参考附图描述根据本公开的本发明的各实施方案，其中：

[0046] 图1是示出可存在于本发明运输系统100的实施方案的实现方式中的某些主要部件、元件和过程的图；

[0047] 图2是示出可存在于本发明运输系统200的实施方案的实现方式中的某些主要部件、元件、数据流和过程的图；

[0048] 图3是进一步示出可存在于本发明运输系统300的实施方案的实现方式中的某些主要部件、元件和过程的图；

[0049] 图3(A)是示出用于确定在目的地机场处所需的再充电和再加油服务并且可在本发明系统和方法的实施方案的实现方式中使用的过程、方法、操作或功能的流程图或流程图解；图3(B)是示出用于确定在到达目的地机场的路线中的再充电和再加油服务并且可在本发明系统和方法的实施方案的实现方式中使用的过程、方法、操作或功能的流程图或流程图解；

[0050] 图4是进一步示出可存在于本发明运输系统400的实施方案的实现方式中的某些主要部件、元件和过程的图；

[0051] 图5是示出可在本发明区域性空中运输系统的实现方式中使用的本发明航程优化混合电动飞机500的实例的图；

[0052] 图6是示出可在作为本发明空中运输系统的一部分的电动混合飞机的实施方案中使用的整合变距电涵道风扇的推进系统600的图；

[0053] 图7是示出可在用作本发明空中运输系统的一部分的电动混合飞机的实施方案中使用的动力系统700及其相关联元件的图；

[0054] 图8是用于可在实现本发明运输系统的实施方案中使用的代表性飞机的串联混合驱动配置800的示意图；

[0055] 图9是示出用于由本发明飞机的实施方案的飞行员使用的示例性用户接口900的图；

[0056] 图10是示出可在可用作本发明空中运输系统的一部分的电动混合飞机的实施方案中使用的动力系统优化和控制系统(POCS)的主要功能元件或模块的图；

[0057] 图11是示出本发明空中运输系统的实施方案中的可被访问并用于控制或修改飞机上过程的POCS的主要功能元件或模块的图；

[0058] 图12示出用于示例性动力系统1200的接口配置，所述示例性动力系统1200由若干接口/连接器1202联接到机载POCS，以用于感测性能参数并向动力系统或其控制系统的部件返回控制信号的目的；

[0059] 图13是示出本发明区域性空中运输系统的实施方案中的飞机的示例性飞行路径优化的图，所述示例性飞行路径优化可由飞行路径优化平台(FPOP)生成并且至少部分地用于控制飞机的操作；

[0060] 图14是示出飞行路径优化平台(FPOP)的某些输入、功能和输出的流程图或流程图解，所述飞行路径优化平台可用于确定或修订可用作本发明空中运输系统的一部分的电动混合飞机的飞行路径；

[0061] 图15是示出可用于实现本发明空中运输系统的实施方案的混合电动飞机设计过程的流程图或流程图解；

[0062] 图16是根据本文所描述的原理和过程设计的混合电动飞机的实例的图；

[0063] 图17是示出某种飞机和推进器配置的随飞行高度和所需功率变化的效率的图；

[0064] 图18是示出可用作实现本发明区域性空中运输系统的实施方案的一部分的若干区域性地区和相关联的机场或着陆区的图；并且

[0065] 图19是示出可存在于被配置来实现根据本发明的实施方案的方法、过程、功能或操作的计算机装置或系统1900中的元件或部件的图。

[0066] 应注意，贯穿本公开和附图使用相同数字指代相似部件和特征。

具体实施方式

[0067] 本文中具体描述本发明的实施方案的主题以满足法定要求，但是此描述不一定旨在限制权利要求书的范围。所要求保护的主题可以其他方式体现，可包括不同的元件或步骤，并且可与其他现有或未来技术结合使用。此描述不应被解释为暗示各个步骤或元件之中或之间的任何特定顺序或布置，除非明确描述单独步骤的顺序或元件布置的时候。

[0068] 下文将参照附图更全面地描述本发明的实施方案，附图形成本发明的一部分并且通过图示的方式示出可供实施本发明的示例性实施方案。然而，本发明可以按许多不同的形式来体现并且不应被理解为限制于本文所陈述的实施方案；相反，提供这些实施方案，使得本公开将满足法定要求并将本发明的范围传达给本领域技术人员。

[0069] 除其他事项之外，本发明可整体或部分地体现为系统、一种或多种方法、飞机或运输系统的一个或多个元件、飞机(飞行)控制系统或区域性飞机运输系统控制系统的一个或多个元件或功能模块、或者一个或多个装置。本发明的实施方案可采取硬件实现的实施方案、软件实现的实施方案或组合软件和硬件方面的实施方案的形式。例如，在一些实施方案中，本文描述的用于在飞机或运输系统的飞行控制(或其他形式的控制)中使用的操作、功能、过程或方法中的一个或多个可由一个或多个合适的处理元件(例如处理器、微处理器、CPU、控制器等)来实现，所述一个或多个合适的处理元件是客户端装置、服务器或其他形式的计算或数据处理装置/平台的一部分并且编程有一组可执行指令(例如，软件指令)，其中所述指令可存储在合适的数据存储元件中。在一些实施方案中，本文所描述的操作、功能、过程或方法中的一个或多个可由专用形式的硬件(诸如可编程门阵列、专用集成电路(ASIC)等)来实现。因此，以下详细描述不以限制性意义来理解。

[0070] 在描述本发明飞机和相关联的区域性空中运输网络的多个实施方案之前，应注意，本文中可使用以下缩略语或术语，并且这些缩略语或术语意味着具有至少关于概念、过程或元件所指示的含义：

[0071] ●ADS-B：广播式自动相关监测—允许NextGen空中交通管制的空对空和空对地通信和数据。

[0072] ●ATC：空中交通管制—是指控制器和分配给飞机的飞行路径两者。

[0073] ●BPF：涵道风扇的叶片通过频率，以Hz为单位。被计算为旋转频率(Hz)除以叶片数。

[0074] ●常规飞机发动机：目前用于提供飞机推进力的燃机，包括但不限于往复式或旋转式内燃机、燃气涡轮机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮喷气发动机、涡轮风扇和冲压式喷气发动机。

[0075] ●COT：时间成本—在此上下文中是指乘客或有效载荷的时间成本。例如，商务喷气机为它们的乘客分配非常高的时间成本，而货物具有低得多的COT。是特定乘客、一件货物等的时间量的“价值”(并且因此是定价因素)的量度。

[0076] ●DOC：直接操作成本，被计算为能量(燃料和/或电力)、能量存储单元摊销以及机架和增程发电机或发动机的维护储备的总和。

[0077] ●涵道风扇：位于轴流涵道中的多叶片空气动力推进器。涵道被成形来使风扇的效率最大化。

[0078] ●FMS：飞行管理系统，即通过自动驾驶和自动油门接口控制飞机的集成计算机系统。FMS通常在起飞之前进行编程，并且可在去往目的地的大部分或全部路途上在没有飞行员干预的情况下使飞机飞行。

[0079] ●I：以每小时为基础的间接操作成本，包括机架折旧、机组成本、保险等。

[0080] ●马赫数：交通工具正在移动的声速的分数。

[0081] ●增程发电机：可由内燃机组成，每个内燃机驱动一个或多个电动发电机；可替代地，可由将所存储化学能直接转化为电力的单元(例如，氢燃料电池)组成。

[0082] ●可再充电能量存储单元：由蓄电池包、超级电容器或用于存储电能的其他介质(或其组合)组成，它们与管理这些包的操作和安全的电池管理系统联接。每个包可包括多个可单独移除的蓄电池模块，并且在这些模块中的一些或全部就位的情况下操作。也称为“能量存储单元”。

[0083] ●密实度：叶片所占据的螺旋桨盘的面积的量度。被定义为在给定半径处的总叶片弦与风扇盘在此半径处的圆周的比。

[0084] ●STOL：短距起落—不是硬性定义，但暗示与相似大小、不具备STOL的飞机相比显著更短的跑道长度和显著更陡的进场角。

[0085] ●TDI：涡轮增压柴油喷射—具有升压进气歧管压力的压缩点火发动机。

[0086] 在一些实施方案中，本发明运输网络可由机场(和相关联的地面运输选项)、飞机和针对区域性电动空中运输服务优化的供需机制来限定。技术、过程、装置和控制方法的这种组合可用于向用户提供多种益处。与其他旅行模式：高速公路、高速铁路和常规空中运输相比，区域性电动空中运输提供显著更短的门对门旅行时间和显著更低的每英里成本。因此，本发明系统将驱动并支持四种大规模应用：

[0087] A.计划商务应用:区域性电动空中运输将能够以大约一半的费用提供常规空中运输两倍的门对门速度,伴随着方便和舒适。与当今的、长程飞行到一组正在减少的高容量枢纽的大型飞机的高度集中的空中网络不同,本发明区域性电动空中网络将得到(多得多)更多的分布。飞行更低的较小飞机将服务大数量的社区机场。更多的时间表和目的地选择连同交通量低的路线将导致与从当今的空中旅行获得相比多更多的个性化旅行体验。区域性电力空中运输将服务两个主要的需求池:点对点和支线(feeder)。点对点飞行将服务区域内的通常绕过常规的飞机和枢纽机场的目的地对。支线飞行将乘客从其本地区域性机场运输到更遥远的常规枢纽,以连接到所述区域之外的长途飞行。反过来,支线将把坐长途飞行抵达的乘客运输到他们的本地区域性机场。通过绕过拥挤的枢纽并且通过减少地面航段,以上两者都将显著地减少区域性旅行以及长途旅行的门对门旅行时间;

[0088] B.商务和按需应用:区域性电动空中运输系统对于商务和按需旅行的价值定位也是强有力的。电动飞机以比商务喷气机低80%至90%的成本在区域性航程内提供舒适旅行。此外,无音STOL(短距起落)能力将开启对大量较小机场的全天候访问,从而提供可与更快的商务喷气机相比较的门对门时间,商务喷气机需要更长的跑道并且产生噪音污染和其他问题。此外,电动空中运输的超级低的成本将扩大对这种形式的旅行的需求,而共享技术将使使用选项倍增。除了当今可用的空中巴士、包机和部分所有权模式之外,还可在共享或按需的基础上提供运力。例如,在共享飞行上,现有飞行上的开放座位将通常以降低的票价提供给其他乘客。另一方面,按需飞行将基于乘客运输量来进行调度。这些飞行将包括按需市场,所述按需市场将接受乘客对飞行的请求,使得能够基于请求与历史需求型式的组合来调度飞行;

[0089] C.货物应用:正当区域性运输基础设施在过去几十年间已停滞不前时,受在线商务的快速增长的驱使,快速递送商品的需求也得到倍增。电动空中运输将提供颠覆性替代方案,从而与地面运输相比以可比较的或更低的成本提供快4到5倍的门对门速度。这将通过从区域性物流枢纽处或附近的机场到当地仓库处或附近的机场的货运飞行(载人的、远程驾驶的或自主的)来实现。例如,将通过区域性配送中心与当地补给仓库之间的电动空中运输货运飞行来实现商品到住宅或商务区的快速递送。电动飞机将在配送中心处装载运送到一个或多个当地补给仓库的包裹。一旦装载,飞机就将从邻近或附近的简易机场起飞,以便区域性飞行到邻近或靠近货物所寄到的每个当地补给仓库的简易机场。从当地仓库到最终目的地的递送可使用现有模式,例如,送货卡车或若干新兴平台中的一种,例如自主交通工具、送货无人机。作为另一个实例,将通过来自对应生产点(例如,制造设施、农场)或物流枢纽(例如,货栈、运输终端站)的电动空中运输飞行来实现商品到使用点的快速递送。电动飞机将在生产点或物流枢纽处进行装载,从附近的简易机场起飞以便快速飞行到使用点附近的简易机场;

[0090] D.军事应用:尽管在过去几十年间军事技术取得了巨大进步,但是在区域性距离上运输部队或货物的平台的发展已大大停滞,并且依然大部分地局限于地面车队或成本效益低得多的常规飞机或旋翼飞机。以和对于货物来说大致相同的方式,电动飞机可通过使得能够将一小部分补给车队从地面转移到电动飞机来转变区域性军事物流。这样做将减少对敌方行动的暴露,在可与地面运输成本相比较的或更低的成本下使供应链速度增加显著倍数(估计为5倍或更大)。例如,前方基地的快速供应可通过来自战场物流枢纽的电动空中

运输飞行来实现。电动飞机可在物流枢纽处装载运送到一个或多个前方基地的部队和货物。一旦装载，飞机就将从附近的简易机场起飞，以便区域性飞行到所寄到的每个前方基地附近的简易机场。通过使用降落伞或其他机构将货物安全地引导到前方基地，也可在前方基地处在不接地的情况下进行递送。其他机会包括替换执行战术运输任务的常规飞机或旋翼飞机，以便加快行程、增强隐蔽性并且大大降低成本；以及

[0091] E.载人和无人应用：考虑到自主交通工具和遥控驾驶无人机的快速和持续发展，上述区域性电动空中运输服务的四种应用可包括常规驾驶飞机以及被设计成具有增加的自主程度的飞机。这些飞机将包括配备用于由远程飞行员进行后备控制的有人驾驶的飞机、由远程飞行员控制的无人飞机以及配备用于由远程飞行员进行后备控制的半自主飞机。

[0092] 在一个实施方案中，本发明区域性空中运输网络可包括4类机场，它们大多数具有>1,500ft的跑道(或用于VTOL飞机的起降坪)并且基于它们在区域性网络中的相应作用和它们被配备来支持高频混合电动飞行的程度进行区分：

[0093] ●区域性I级、II级和III级机场。这些机场是区域性网络的主要节点。I级机场最好地配备用于高频电动飞行，并且提供快速再充电和交换站以及用于全天候和夜间操作的能力。一些I级机场也可由常规飞机的定期飞行来服务。II级机场包括快速再充电和交换站，而III级机场具有在停机坪上进行基本再充电的能力。考虑到相对较低的交通量和较小的飞机，不同于常规枢纽，区域性机场将提供较少或较低程度的地面服务(例如，行李、安全)。这将实现遍及机场的快速运送，从而进一步减少门对门旅行时间；

[0094] ●区域内干线大型枢纽。位于区域内的支持小型到中型混合电动飞机的飞行的大型商务枢纽的子集。这些子集可包括专用短跑道、无干扰飞行走廊、相对快速的再充电和交换站、从区域性电动飞行到常规空中飞行(且反之亦然)的快速乘客换乘。考虑到区域性电动飞行的显著一部分将是“非无菌的”，枢纽还可包括用于访问机场的无菌区域的此客流量的措施，例如对抵达的区域性乘客进行“消毒”的行李和安全服务；

[0095] ●区域性服务枢纽。区域内被配备来服务并容纳电动飞机的机场。这些机场通常是在区域性I级或II级机场的子集，并且通常将包括停车场、维护设施和操作中心；以及

[0096] ●货运机场。实现商品在网络枢纽或配送中心与当地递送仓库之间的区域性运输的机场。就像上述I级、II级和III级机场一样，这些机场被配备用于高频电动飞行，并且可包括共享的货物和乘客设施。这些货运机场通常位于商品的原产地点(例如，网络枢纽、配送中心)或者商品的递送点(例如，当地递送仓库)附近。

[0097] 在一些实施方案中，本发明混合电动航程优化飞机和相关联的区域性空中运输网络可提供相对更无音、更具成本有效、更节能且更方便的交通模式，同时还提供多种相关的社会和经济益处。这类益处包括对依赖于汽车进行区域性运输的需要的降低，这将预期使得污染和交通拥挤减轻。本发明飞机和系统还可节省乘客时间，导致生产率提高，鼓励更多的当地发展和住宅建设，支持分散式生活和工作安排，并且创造用于连接运输服务的新市场。

[0098] 为了允许实现更有效且高效的区域性空中运输系统所提供的机会，本发明人已经认识到对若干使能装置、系统、数据处理方法和技术的需要。这些包括但不限于用于在社区和城市中心的“近距离”处进行区域性操作的高效且具有无音短程起飞能力的混合电动飞

机，以及相关联的且适当优化的技术。此外，存在对由这种飞机、支持机场和适当的供需匹配机制组成的区域性运输网络的需要。本发明的实施方案的元素被设计来解决这些和其他需要。具体地，本发明系统和方法的实施方案可包括以下各项中的一项或多项：

[0099] ●高效的插入式串联混合电动动力系统，其针对区域性航程被优化。动力系统可被设计来通过将动力系统的大小设定成用于在表示大多数飞行的航程的规定部分内快速巡航、针对较长程较缓慢地巡航来使所需能量最小化。这允许所具有的功率输出小于标准巡航所需的功率输出的向下适化发电机，使得在飞行过程中持续使用能量存储单元并且将其完全耗尽(减去FAA所要求的储备)。这还实现在飞机的总重量12-20％范围内的相对高的能量存储质量分数。相对于常规混合设计来说这种更高的电存储与所产生功率的比(并且发电通常针对巡航模式的到优化)是本发明设计所给予的(与常规飞机相比)低65-80％的DOC的一个关键。通过推进器的再生制动和所有电动地面操作实现进一步降低；

[0100] ●航程优化飞机设计，其实现对电动空中运输的早期影响。到目前为止对设计商务电动飞机的努力集中在可与常规飞机相比较的大小、速度和航程能力上。考虑到飞行所需能量的航程乘以速度平方的缩放，这导致“轻微电动”的并且仅在机上存储能量的一小部分的设计，或者更加电动的但需要先进的电动技术的设计。这已导致以下观点：电动空中运输在近期提供有限的节约，并且关键技术将需要10年或更长时间来成熟。相比之下，通过针对区域性航程和更低的速度、高度、大小定制本发明飞机，本发明“航程优化”设计可基于将在显著较短的时间内可获得的技术提供显著较低的DOC。这使得市场准入能够提前许多年。

[0101] ●固有“未来预见性(future proofing)”(诸如防止相对快速的技术或业务相关的过时)的程度，所述“未来预见性”通过与可前向兼容的机架联接的模块化的可前向兼容的动力系统-推进装置实现。如同正在迅速提高的电动交通工具技术一样，早期对电动飞机的采用的关键障碍是由技术演进所驱动的过时。动力系统、推进装置和机架的模块化的可前向兼容的设计反击这种可能的对采用电动飞机和相关联的运输系统的抑制因素，使得能够通过简单的模块交换来进行技术升级。这实现混合电动飞机的提早准入，所述混合电动飞机通过升级以保持与能量存储技术和/或操作效率的提高并进来持续地提供改进的DOC。另一个重要的推动因素是本发明混合电动飞机动力系统优化和控制系统(本文称为“POCS”)。这个平台基于机载能量存储单元和发电机的特性调整模块化动力系统的操作，以递送最优性能。因此，很容易适应技术升级：对飞行目标(即速度、效率、噪声、有效载荷)进行转化，以便以最好地利用机载模块的方式控制动力系统，而不需要大量的操作者或飞行员干预；

[0102] ●无音操作与具有短距起落(STOL)能力，其用以实现“近距离”飞行和更大的社区接受度。无音STOL能力显著提高飞机在社区和人口中心的“近距离”处飞行的能力，从而使门对门旅行时间巨变地减少。STOL实现到更小的社区机场(在美国，>13,000)的操作，从而绕开拥挤的枢纽。无音操作转换成更大的社区接受度，这通常是这类飞行的限制因素。本发明系统和飞机利用无音电涵道变距风扇(本文称为“eFan”)进行推进以减少跑道要求并降低噪声水平，从而使得能够在大多数现有机场处进行操作。所提出的本发明风扇设计具有针对航程优化飞机的中间速度和高度优化的空气动力学和声学。这包括：使用低压力比变距风扇，使得能够针对飞行模式对螺旋桨叶片桨距进行调节以获得更高的效率；以及使用再生制动来代替通常有噪声的扰流器。风扇由位于涵道中心处并且直接地或通过任选的椭

圆减速传动器连接到风扇的一个或多个高密度电动机提供动力。在电动机的低RPM下的高扭矩加上涵道风扇的高静态推力导致良好的STOL性能。低风扇尖端速度、风扇-定子和涵道声学设计以及涵道声学处理的组合递送显著更低的噪声特征(noise signature)。作为附加的益处，涵道风扇的提高的安全性和“喷射器样”外观预期转换成相对于通常用于区域性操作的开放式螺旋桨飞机的强烈的消费者吸引力。飞机和动力系统还包括旨在降低客舱和环境噪声的其他特征；

[0103] ●用于乘客和货物的分布式区域性混合电动空中运输网络，其用以实现本发明电动飞机的有效大规模操作。当今的航空服务要求乘客(或货物运输商)使他们的旅行吻合大的具有成本竞争力的飞机的飞行型式。相比之下，并且如本发明人所认识到的，混合电动技术实现相反面，即使飞机和飞行型式吻合乘客旅行需要。这通过分布式区域性电动空中运输网络来实现，所述网络在相对大量的邻域和社区机场外操作并且操作针对单独路线优化的较小电动飞机。这种网络的形式将与常规长途空中运输网络和系统显著不同，从而导致对用于实现和操作网络的组成元件和过程的相异要求。这些要求在本文中有所描述并且包括对机场(包括地面运输选项)和飞机到供需匹配机制的要求。关于机场，在一个实施方案中，这包括全都具有大于1,500ft的跑道(或VTOL起降坪)并且基于在区域性网络中的作用以及它们被配备来实现高频电动飞行的程度进行区分的4类机场。就飞机而言，在一个实施方案中，这包括设计用于在飞行中和在低服务社区机场处的地面上进行“贫油(lean)”操作的混合电动飞机。这些要素相协调并且它们的使用通过使用下一代区域性运力管理来优化，以提高飞机载荷系数和利用率；

[0104] ●用于航空级安全的飞机动力系统的容错设计的开发和使用，这是混合电动动力系统的大规模应用的关键要求。在一个实施方案中，这通过以下方式来解决：设计动力系统并支持优化和控制系统(“POCS”系统)以获得相对高的冗余度，从而确保在出现故障时继续安全操作。除了其他元件或过程之外，这可包括在功率源、转换器、传感器或电机发生故障的情况下提供冗余的特征。其他安全特征可包括用于在碰撞之前准备好动力系统以确保平台和模块以最小化对飞机乘员的风险的方式响应冲击的那些安全特征；

[0105] ●对设计用于半自动优化和控制的动力系统的使用，这是对于飞行员接受度至关重要的因素并且用于以最优效率实现高频操作。混合电动飞机的飞行员接受度的关键是具有模拟常规飞机操作的简单飞行员接口的控制平台。此平台(其实例在图9中示出并且在本文中有进一步描述)应跨整合动力系统(例如，飞行进程内的发电机操作)并且针对每个模块(例如，最大效率下的电机RPM和扭矩)优化动力系统模块的操作以满足飞行员的飞行目标。。此外，控制平台(即，POCS)应通过适当的故障隔离和恢复机制来支持动力系统的安全操作。控制平台的其他特征可包括飞行前的流线型动力系统准备和检查、飞行后的辅助诊断和维护以及电源模块交换之后的简单校准。这些中的许多特征或要求通过用作动力系统及其模块的单一控制平台的所指出的动力系统优化和控制系统(POCS)来实现；以及

[0106] ●用于生成区域性混合电动飞行的飞行路径并对飞行路径进行校正的自动优化方法。应注意，不同于常规喷气式飞机所进行的具有明确定义的最优高度和速度的长途飞行，为一次或多次区域性混合电动飞行(通常在<30,000ft的高度飞行)确定最优路径更加复杂。例如，各种功率源的不同操作特性导致在飞行期间基于需要发电机的程度而改变最优飞行高度。因此，需要考虑功率源的操作特性连同飞行期间的物理条件(例如，地形、天气

和飞行距离)以及针对飞行的飞行员偏好(例如,高速或经济)以确定最优路径。在一些实施方案中,这通过飞行路径优化平台(在本文中称为"FPOP"并且参考图13和14进行描述)实现,所述飞行路径优化平台与飞行管理系统(FMS)和POCS接合以限定最优飞行路径并且随着条件沿着飞行演化而对这些最优飞行路径进行改进。

[0107] 图1是示出可存在于本发明运输系统的实施方案的实现方式中的某些主要部件、元件和过程的图。如本文所述,本发明运输系统和相关联的设备和过程可包括用于基于小型到中型(6-90个座位)混合和电动飞机(具有V/STOL能力)来进行区域性运输的分布式空中运输网络。这些用于补充集中在小数目枢纽机场的目前的常规长途空中运输系统。

[0108] 空中运送网络被定制用于电动飞机到目前未得到常规空中系统的充分服务的大数量区域性机场的高频操作以及到主要枢纽中的低影响操作。这使得航空公司、运输局、空中巴士、包机和货运经营者能够在整个地区以可与长途竞争的成本结构来提供有利可图的固定或可变的定期飞行和按需飞行。与替代的区域性旅行模式:高速公路、铁路或高速铁路、常规空中运输相比,本发明运输网络提供显著更短的门对门旅行时间和显著更低的每英里总成本。在一些实施方案中,这通过使用本发明无音航程优化混合电动飞机便利地、高频地"近距离"飞行到社区和人口中心附近的大数量区域性机场来实现。

[0109] 如图所示,本发明运输网络100的实施方案可包括一个或多个区域性子网络102。每个子网络102可附属于国家、州或其他地理区的区域。每个子网络102通常将包括多个城市以及从其操作一个或多个本发明飞机106的一个或多个区域性或枢纽机场104。每个区域性空中或枢纽机场104可包括支持飞机的调度和"加油"的元件和服务,其中在本文中燃料是指能量存储单元的再充电或交换以及为增程发电机添加油(如由图中的"再充电和再加油服务"108所表明)。对调度、再加油以及其他服务(诸如记录保存)的管理可由一个或多个服务平台110执行。这类平台可包括用于访问和处理关于飞行的诊断信息、操作加油站和调度再加油操作的那些平台。在一些实施方案中,服务平台110可包括能够执行供需匹配以便调度飞行的处理,以有效的方式使部分可用的处理,或者与网络及其组成元件的管理相关的其他期望的匹配或优化处理。

[0110] 图2是示出可存在于本发明运输系统的实施方案的实现方式中的某些主要部件、元件、数据流和过程的图。如图所示,这种系统200可包括本发明混合电动区域性飞机202的实现方式。飞机202包括本文所描述的混合动力系统203、动力系统优化和控制系统(POCS)204、飞行路径优化平台(FPOP)205、飞行管理系统(FMS)206以及通信能力207的实施方案,通信能力207用于将消息和数据传送到系统200的其他部件或过程。区域性空中运输操作者210可包括用于在飞行计划以及与一个或多个机场及其相关联飞机的操作相关的其他调度或管理任务中使用的一组过程。通信能力207可用于将与飞机有效载荷、飞行路径和能量状态(以及其他参数)相关的数据传送到区域性空中运输操作者210。从飞机202和运输操作者210中的一个或多个获得和/或由其处理的数据可以用于协助通过区域性运力管理平台或过程212进行飞行调度,协助通过再充电再加油平台214管理和调度"再加油"过程,或者协助通过POCS在线过程或平台216在飞行期间和飞行后(出于飞行员日志和诊断任何问题的目的)监测飞机的操作。

[0111] 如图所表明,对区域性空中运输服务的需求可能受到各种类型的预订以及飞机、零件和飞行员的可用性所驱动。这种信息218通常将由区域性运力管理平台或过程212用来

确定可供客户使用的飞行的适当数量和类型。类似地，燃料/能量/电力服务提供商可使用与飞行调度、燃料需求、可用燃料(诸如充电模块)和销售/支付220相关的信息来调度再加油操作并且通过再充电再加油平台214接受对这些操作的支付。飞机制造商222通常将关于飞机及其系统的结构和操作的信息提供给POCS在线过程或平台216，以用于协助飞行员或过程操作飞机并且用于诊断问题。

[0112] 图3是进一步示出可存在于本发明运输系统300的实施方案的实现方式中的某些主要部件、元件和过程的图。如图所表明，飞机和飞行员318可以利用一个或多个系统、平台、模块或过程(如由“FMS”、“FPOP”、“POCS”、“现场RRP”所表明)作为调度或操作飞机的一部分。现场再充电再加油平台314(“现场RRP”)通过利用一个或多个系统、平台、模块或过程(如由“再充电和再加油助理”、“服务提供商数据库”、“偏好”所表明)来协助飞行员确定在途中或在目的地处所需的最优再冲电和再加油服务。可替代地，再充电和再加油决定可由区域性空中运输操作者302基于由飞机和飞行员318提供给它的信息来做出。如图所示，现场再充电再加油平台314类似地协助这些操作。在线再充电再加油平台316与飞机和飞行员318或区域性空中运输操作者302之间可通过适当的接口308来交换有关飞行员或操作者所请求的再充电和再加油服务的信息以及服务提供商所提议的调度。在线再充电再加油平台316可利用一个或多个系统、平台、模块或过程(如由“服务调度”、“服务日历和日志”、“提供商数据库”、“支付平台、“映射平台”等所表明)作为提供再充电和再加油调度、处理对这类服务的支付等的一部分。类似地，在线再充电再加油平台316与机场燃料服务提供商306之间可交换数据。

[0113] 如所指出的，由本发明区域性电动空中运输系统服务的机场/飞机场可提供各种水平的快速交换和再充电基础设施以实现高频电动飞行。再充电站将操作来实现在原位对飞机能量存储单元进行标准和快速充电，而交换站将操作来交换放电或部分放电的能量存储单元并用充电的能量存储单元对其进行替换。本发明飞机包括用于容纳标准和扩展的能量存储单元的隔舱，并且这些隔舱各自可以是模块化的，以使得能够移除包括标准或扩展包的离散模块。因此，交换可包括基于操作者要求(诸如下一次飞行的速度、航程、有效载荷和成本)来用更小或更大数量的模块更换现有模块。

[0114] 应注意，飞机的速度、航程、有效载荷和操作成本在很大程度上由机载能量存储容量来确定。因此，添加或移除能量供应模块的能力使得能够根据特定飞行的需要对性能进行调节。例如，在有效载荷低于设计有效载荷的飞行中，操作者能够通过添加重量高达设计有效载荷减去实际有效载荷的能量存储单元来降低操作成本和/或增加电动航程，使所需减少的燃料变少。相反，操作者能够通过移除重量大于有效载荷超量加上飞行所需的另外燃料的能量存储单元来适应高于设计的有效载荷。这种能力使得操作者能够降低在飞机的载荷小于容量的航段上的成本，并且适应超载飞行。此外，为了实现有效的模块交换和再充电，运输网络可由软件和通信平台312支持，所述软件和通信平台312使得飞行员或区域性空中运输操作员能够确定能量需求并且将这些能量需求传达给目的地机场处或者在到达目的地的路上的机场处的燃料服务提供商。

[0115] 如所指出的，图3中示出再充电再加油平台304的实施方案的方框图。图3(A)示出再充电再加油平台304的操作的方面，图3(A)是用于确定在目的地处所需的再充电或再加油服务的示例性过程的流程图或流程图解，并且图3(B)中示出用于确定在到达目的地的路

上所需的此类服务的示例性过程的流程图或流程图解。这些过程或操作由平台304的现场方面314的“再充电和再加油助理”模块或过程基于飞行员或操作者请求执行。

[0116] 图3(A)和3(B)中所示的过程或过程流程取决于多种因素;这些因素包括路线航段的有效载荷和能量要求、剩余的机载能量存储容量和电量、确定交换的周转时间和成本以及再充电要求。这些参数和数据通常与飞行详情、ETA和周转时间一起传达给机场燃料服务提供商306,使得提供商306可调度服务并做好准备,这样就迅速且正确地执行交换或再充电。为了关于在目的地机场处进行再充电和再加油协助飞行员,平台304确定下一次飞行(诸如飞行节段)所需的另外能量,并且基于机场处的优选服务提供商的能力来生成可行选项。

[0117] 这类选项可包括以下各项中的一项或多项:根据有效载荷定制所存储能量容量、载荷在低有效载荷飞行上添加所存储能量单元以获得提高的能量效率、或者在需要另外有效载荷的飞行上移除单元。选项还可包括基于成本、周转时间或对能量存储单元的操作寿命的影响中的一个或多个对能量存储单元进行的交换或再充电。选项连同所需的成本和时间一起被呈现给飞行员,并且飞行员对期望选项的选择被传输给提供商306以调度服务。类似地,为了关于在去往目的地的途中的服务协助飞行员,在给出剩余的机载能量以及下一航段所需的另外能量的情况下,平台304确定飞机的航程。这可完成以便基于在飞机航程内的服务提供商生成可行的飞行员选项,连同每项选择的成本和时间影响。应注意,平台304可用于支持单次飞行、按顺序的多次飞行或具有多个航段的飞行的再充电和再加油计划。多步旅行的服务顺序由飞行员基于来自平台的指导来选择并传输到服务提供商。在旅行的进程中,再充电和再加油需求以及时间表基于飞行的进度周期性地刷新,并且每当它们显著地改变或满足特定规则或条件时,它们就被传输给服务提供商。

[0118] 再充电再加油平台304还提供对计费、支付和帐户管理的支持,使得这类交易有效地进行并且使用标准的交易认证、授权和处理技术进行。能量存储单元可由飞机的操作者拥有,在这种情况下,交换单元将基于飞行型式来预先定位,非常像当今的备件。能量存储包也可由服务提供商或第三方拥有,并作为服务借给飞机操作者。服务提供商存储后备包并给其再充电,并根据需要将它们与放电的包进行交换。

[0119] 再充电再加油平台304包括一组现场功能模块314和一组在线功能模块316,所述一组现场功能模块314在飞机上实现或者在区域性空中运输操作者驻地处实现,所述一组在线功能模块316可通过互联网或其他合适的通信网络进行访问。应注意,虽然由这种平台的操作者所提供的服务在本文将称为再充电/再加油,但是它们还可以括能量源的交换,并且交换可能必须根据操作需求添加更多蓄电池包或者减少蓄电池包的总数。再充电再加油平台连接混合电动飞机、区域性空中运输操作者和机场燃料服务提供商并允许它们之间的通信,以实现高效加油操作。平台的元件可包括以下各项中的一项或多项:

[0120] ●在线服务提供商数据库320和现场服务提供商数据库321是机场、每个机场处的燃料服务提供商、每个提供商的服务能力、服务计划表、定价和其他物流细节(例如,附属机构、所支持的支付方法等)的周期性更新的目录。通常,在线平台316内维持这个数据库的最新且最综合的版本。数据库的简缩(例如,本地/区域性定制)版本作为平台304的现场方面314的一部分来部署,使得现场再充电和再加油辅助模块/过程322可在不依赖于或不连接到在线平台316的情况下起作用。然而,应注意,作为后备,一个或多个分布式站点也可维持

数据库的综合版本的副本;这种冗余可有助于在中央数据存储库所提供的服务中断的情况下向飞行员和区域性设施提供再充电和再加油数据,或者为显著偏离航线的飞行员提供帮助。当适当地安全的访问可用并且可执行更新而不对操作具有不期望的影响时,可从在线数据库周期性地更新简缩版本;

[0121] ●偏好数据(元件、过程或模块324和325)是飞机或操作者的定制设置的记录。这些可包括默认的单位、货币和时区,优选的燃料服务提供商和自定义定价、通信和交易过程,以及特定路线的标准加油协议。这些存储在现场324,以及在线平台325内;

[0122] ●再充电和再加油助理322使得飞行员或操作者能够确定支持一次或多次飞行所需的最优燃料加注并且在机场处或飞机的航程内的可用提供商之间进行选择。功能或过程利用再充电再加油平台304的现场提供商数据库321和偏好数据324,以及可飞机上访问或可供操作者访问的一组模块或功能,诸如POCS和FPOP(其功能或操作在本文中有更详细的描述);

[0123] ●服务调度模块326接收特定燃料服务请求并尝试为它们调度所请求的提供商。如果所请求的时间空档可用,那么模块返回确认并为飞机将预订记录在服务日历328上。如果时间不可用,那么模块返回替代开口。提供商可将对它们调度表的控制权给予再充电再加油平台,和/或自己管理调度表。在平台具有控制权的情况下,模块326将服务调度在提供商的日历上并向提供商发送通知。在提供商具有控制权的情况下,模块326通知提供商服务请求并等待确认或关于替代开口的细节;

[0124] ●服务日历和日志模块328维持由飞机和提供商调度的所有服务的记录。对于每个以往服务,模块可追踪处置、服务是否被执行、所执行服务的发票、关于已完成支付的细节、来自客户的突出反馈等。模块328使得服务提供商能够定义在将来可用的服务空档、允许平台代表它们预定或保留控制权,更新它们的日历以反映出在平台之外做出的预定等;以及

[0125] ●账户模块330是记录保持和交易模块,其使得提供商能够开具发票并且使得客户能够进行支付。所述模块利用飞行员和操作者目前所使用的标准支付平台332,例如EDI、信用卡、EFT。

[0126] 本发明系统300的另一个方面是机场燃料服务提供商306。提供商306代表是本发明运输系统的一部分的机场或飞机场的操作者和管理者。这种操作者或管理者可提供一组服务,以使得飞机能够有效地再充电或交换能量存储单元、承担用于增程发电机的另外燃料、处理对这些服务的支付等。区域性机场或飞机场服务的提供商306可通过合适的接口310与再充电再加油平台304交互并传输数据。

[0127] 返回图3(a),它是用于确定在目的地处所需的再充电或再加油服务的示例性过程的流程图或流程图解,在一个实施方案中,使用POCS(参考图11和12更详细地描述)来确定飞机的可用能量/燃料、估计的抵达时间以及抵达后的能量/燃料状态(步骤或阶段350)。接下来,基于来自飞行员或飞行调度过程的输入,可接收关于飞行的下一航段或节段的信息或数据(步骤或阶段352)。使用FPOP过程(参考图14更详细地描述)来确定下一航段或节段所需的总能量(步骤或阶段354)。接下来,确定用于下一航段或节段的最大可用所存储能量容量(步骤或阶段356)。

[0128] 随后考虑偏好数据(如参考图3所描述)以确定下一航段或节段所需的总能量在所

存储能量(例如,蓄电池)与所产生能量(例如,基于燃料的使用)之间的分配。如果存在这类偏好(如步骤或阶段358的“是”分支所表明),那么使用这类偏好或条件/约束来确定再充电和/或再加油要求(阶段或步骤360)。如果这类偏好不存在(或者由于某种原因而不适用,如阶段或步骤358的“否”分支所表明),那么可基于可用性、定价等来确定再充电和/或再加油选项(步骤或阶段362)。如图所表明,此确定可涉及考虑机场服务提供商数据库中所包含的数据。可将所确定的再充电和/或再加油选项呈现给飞行员,并且接收飞行员的决定(阶段或步骤364)。

[0129] 基于偏好和/或飞行员的决定,将再充电和/或再加油要求传达给适当的服务提供商367(阶段或步骤366)。这可包括关于飞行、飞机、可用和需要的能量、能量源的配置等的信息。在接收和处理之后,服务提供商367可向飞行员提供对再充电和/或再加油订单的确认以及任何相关联的信息(阶段或步骤368)。

[0130] 返回图3(b),它是用于确定在到目的地的途中的再充电或再加油服务的示例性过程的流程图或流程图解,在一个实施方案中,使用POCS(参考图11和12更详细地描述)来确定飞机的可用能量/燃料、估计的抵达时间以及抵达后的能量/燃料状态(步骤或阶段380)。接下来,使用FPOP过程(参考图14更详细地描述)来估计飞机的剩余航程并确定下一航段或节段所需的总能量(步骤或阶段382)。机场服务提供商数据库可用作关于具有合适的再充电和/或再加油设施的机场的信息和数据的源(阶段或步骤384)。

[0131] 随后考虑偏好数据(如参考图3所描述)以确定下一航段或节段所需的总能量在所存储能量(例如,蓄电池)与所产生能量(例如,基于燃料的使用)之间的分配。如果存在这类偏好(如步骤或阶段386的“是”分支所表明),那么使用这类偏好或条件/约束来确定再充电和/或再加油要求(阶段或步骤388)。如果这类偏好不存在(或者由于某种原因而不适用,如阶段或步骤386的“否”分支所表明),那么可基于考虑一个或多个再充电/再加油服务选项对飞行的影响来确定再充电和/或加油选项(如阶段或步骤390所表明)。这可涉及考虑所需的周转时间和飞行的任何预期延迟、成本、飞机场费用等。基于所确定的选项和任何相关规则、条件或约束的应用,可确定可能选项的子集并将其呈现给飞行员(如阶段或步骤392和394所表明),并且接收飞行员的决定。

[0132] 使用FPOP模块或过程,可确定飞机的估计抵达时间、所存储能量和可用燃料(阶段或步骤396)。基于偏好和/或飞行员的决定,将再充电和/或再加油要求传达给适当的服务提供商397(阶段或步骤398)。这可包括关于飞行、飞机、可用和需要的能量、能量源的配置等的信息。在接收和处理之后,服务提供商397可向飞行员提供对再充电和/或再加油订单的确认以及任何相关联的信息(阶段或步骤399)。

[0133] 图4是进一步示出可存在于本发明运输系统400的实施方案的实现方式中的某些主要部件、元件和过程的图。参考图4,在一些实施方案中,本发明运输系统包括混合电动区域性飞机402、区域性I级或II级机场404、区域性空中运输操作者406、机场燃料服务提供商408和再充电再加油平台410。

[0134] 如图所表明,本发明飞机402的实施方案可配备有数个模块化能量存储单元:标准单元412,其被设定大小用于在具有设计有效载荷的飞行上使用;以及扩展单元413,其用于有效载荷小于设计有效载荷的飞行的增加的电动航程。这些包可定位在诸如机翼的位置中、在悬挂于机翼的吊舱中、在机身下方,以便当在地面上时易于使用快速释放机构414交

换。飞机402控件包括动力系统优化和控制系统(“POCS”,本文更详细描述)416、飞行管理系统(FMS)417和安全数据链路418。POCS 416和FMS 417可以由电子处理元件、CPU、状态机等执行的一组计算机/软件指令的形式来实现。除其他功能之外,POCS 416追踪机载能量存储容量和剩余能量,FMS 417估计到达目的地机场的时间,并且数据链路用于与操作者和燃料服务提供商通信。

[0135] 区域性I级或II级机场404配备有交换、再加油和再充电站420,以实现混合电动飞行的快速周转。这包括用于自动或半自动地移除和更换能量存储单元的设备、从和向存储装置运输包的设备以及用于能量存储单元的存储和再充电设施。机场404可包括用于现场发电的太阳能发电场422和连接到电网426的现场电网存储装置424。根据需求、成本、可用性等,可以最优方式跨太阳能发电场、电网存储装置和电网汲取给能量存储单元再充电的功率。

[0136] 再充电再加油平台410可跨空中网络连接实体,以帮助精心安排有效的再充电和交换。平台由飞行员或空中运输操作者接合以基于操作需要来识别/选择提供商和服务。这些请求被转发给确认和调度服务的提供商,并确保站已准备好用于飞机的到达。本文已参照图2和图3描述可由平台410执行的某些操作或功能。区域性空中运输操作者406可操作来调度和管理对于乘客、飞行员和飞机的服务。本文已参照图2和图3描述可由平台406执行的某些操作或功能。机场燃料服务提供商408可操作来调度和管理对能量存储单元(诸如图中的元件412和413)进行再充电和交换操作的装备或者为飞机上的增程发电机添加油的装备。本文已参照图2和图3描述可由平台406执行的某些操作或功能。

[0137] 图5是示出可在本发明区域性空中运输系统的实现方式中使用的本发明航程优化混合电动飞机500的实例的图。在一些实施方案中,这种飞机和/或空中运输系统可具有以下特性或品质中的一个或多个,其中区域性混合电动飞机被设计用于在通常高达500与1000英里之间的区域性航程上的最优乘客或货物运输:

[0138] ●飞机被设计用于利用本文所描述的一个或多个元件或过程在飞行中和在地面上进行“贫油”操作,以实现到小型的服务有限的机场的空中操作;

[0139] 飞行中的这种“贫油”操作通过飞机的以下特征中的一个或多个来实现:

[0140] -较低能量和成本:飞机和动力系统针对区域性飞行(例如与长途班机相比更低的速度、航程和上升限度)进行优化。动力系统优化和控制(POCS或类似)平台用于优化飞行期间跨一个或多个能量/功率源的能量使用;

[0141] -较低ATC载荷:机载ADS-B,包括到空中交通管制的任选的数据链路;

[0142] -较少飞行员:电传飞行能力,包括(如果需要的话)自动着陆。利用操作者上传的综合FMS。高度自动化,包括用于远程驾驶或全自主飞行的设施;

[0143] -全天候操作:对中等高度飞行(例如25,000ft)的增压,用以实现天气和地形回避;以及

[0144] -最小跑道需要。<5,000ft的起飞平衡场。软表面着陆能力;

[0145] 此外,“贫油”地面操作通过飞机上以及机场处的以下特征来实现:

[0146] -快速再加油和修理:空中侧对机载能量存储单元(例如,蓄电池)的快速再充电或交换能力。在着陆前通过数据链路对再加油、再充电和维护要求进行的自动或手动传输;

[0147] -快速登记和装载:客舱在门附近设计有存储架,以允许乘客带着航空公司标准随

身行李登机，从而弥补小型到中型飞机所特有的低头顶空间。同时，可重新配置的隔板可用于将乘客与用于存储超大大小和托运行李的安全固持件分离。简单的飞机侧登记平台(例如，智能手机、平板电脑、PC)可实现快速身份和票据检查以及费用收取。通过乘客和货物清单的预先下载以及延迟直到下一次由网络覆盖为止的支付的执行，设计即使在没有网络访问的离线模式下也将支持操作；

[0148] -飞行准备：利用任选的操作者上传的综合FMS。由POCS或其他系统执行的自动系统检查。具有数据链路的机载飞机监测平台；以及

[0149] ●区域性空中运输网络可由下一代运力管理能力支持，以帮助最大化飞机载荷因数和利用率，诸如：

[0150] -更高的载荷因数：区域性预订平台，包括到用于常规空运的GDS的链路。预订平台操作来使实时客户需求与可用飞行匹配，包括用于固定调度和基于需求的调度(包括近实时能力)、按需和包机操作的措施。操作者通过其私有ARS(较大操作者)或通过各种托管的、私有的标记ARS提供物(通常由较小操作者使用)与平台接合；以及更高的飞机利用率：可创建电动飞机的虚拟“池”，从而使得所有者和操作者能够提供和租赁飞机持续短的时间段(数小时)或中等时间段(数天-数周)。平台使得能够列出池化飞机，包括可用性和租赁条款。平台包括用于基于要求定位可用飞机、用于协商条款和签合同、支付处理和转移支付以及用以接收或返回飞机的流线型过程。备件和飞行员/机组的类似虚拟池实现快速周转、调度灵活性。

[0151] 返回图5，下表提供对图中所示的飞机的主要元件的描述，并且还指出本发明飞机与常规飞机之间的构造、材料和要求的差异。

[0152]

附图元件	*描述*	*所需的操作特性*	*与常规的差异*
510	**标准能量存储隔舱，其通过下机翼蒙皮来访问。这些隔舱在正常操作中被充分利用**	**隔舱允许快速能量存储模块交换(对于全机，<5 分钟)。**	**模块可与主翼中的传统化学燃料箱占据相同位置。然而，箱是在不拆卸机翼的情况下既不可触及也不可移除的完全密封的内置单元。**

[0153]

附图元件	*描述*	*所需的操作特性*	*与常规的差异*
511	扩展能量存储隔舱；利用是任选的，从而允许操作者将有效载荷与存储容量进行折中，就像传统上利用燃料所做的那样	同 210	同 210
512	能量存储吊舱：由空气动力学整流罩封闭的一个或多个能量存储单元，其安装在飞机外部、最有可能安装在机翼下方的位置中。	吊舱被设计用于快速交换能力(对于全机，<5 分钟)。吊舱是自备的，用于冷却和安全要求，例如 BMS。	吊舱类似于军事战斗机已经广泛使用来扩大航程但在商务飞机上很少使用的外部燃料箱。
513	位于机身中的能量存储隔舱。隔舱可在沿着机身的前部和后部的多个位置处，以帮助平衡飞机的 CG。隔舱还可与轨道整合以使能量存储单元前后滑动，从而修改飞机的 CG。	访问与 510 相同。	常规飞机可利用机身燃料箱；然而，这类箱用于可变 CG 定位的用途由于在飞行中燃烧燃料而大大损失。
519	化学燃料箱，其可位于机身、翼身整流罩中或者也可位于安装在机翼上的燃料箱中		可能没有
521	空气动力学整流罩，其封闭增程发电机(527、526)并且还适应用于	最小化发电机装备的阻力，同时允许快速访问以便	对于混合电动系统来说，针对发电机不运行的飞行节段覆盖进气口

附图元件	*描述*	*所需的操作特性*	*与常规的差异*
	燃烧和冷却的进气要求。	维护。通过允许有用于不同发电机的不同整流罩来支持模块化动力系统能力。提供用于冷却和燃烧空气的入口和排出口。入口开口必须在不使用发电装置时减少冷却阻力。	和/或排气口(给其盖上整流罩)的要求是新颖的。常规发动机短舱具有固定的入口、有时包括可变的排出口，并且发动机在飞行中一直运行。
522	电推进电机，其整合在推进器(在这种情况下是涵道风扇)内。	高效(>95％)、高功率密度(>5 kW/kg)的电动机，在2000-3000 rpm下具有最大连续功率以匹配低噪声推进器。电机能够具有高达连续额定值2倍的峰值额定功率、持续有限的持续时间。	常规飞机推进器被设计来匹配发动机，而电动机可出于飞机设计要求而与任何合适的推进器整合。
523	无音涵道风扇—这参考图6更详细地描述。		
525	配电系统—这参考图7和图8更详细地描述。		
526	发电机和控制器	发电机的操作效	常规飞机发动机包括起

[0154]

[0155]

附图元件	*描述*	*所需的操作特性*	*与常规的差异*
		率>95％并且针对发电用发电机 527 的输出 RPM 进行优化。发动机可直接地或通过齿轮箱连接到发电机。逆变器-控制器是固态的，操作效率高于 98％	动器-发电机组合，其起动发动机并且随后吸收发动机功率的一小部分以运行飞机电气系统。混合发电机可以或可以不用作起动器，并且利用 100％的发动机功率来产生用于主推进装置和飞机电气系统的电力。
527	增程发电机	化学势能到电功率的高效率转化。发动机利用全权限数字发动机控制器 (FADEC) 来控制。	大型商务飞机可包括非推进发动机，其提供辅助动力和增压空气流以用于地面操作，并且在主推进发动机在飞行中损失之后提供辅助动力和增压空气流。 此发电用发电机为主推进装置以及系统提供能量，并且与所存储能量的源组合操作。
528	地面电源充电点：机身上的单个接入点，其将电网能量分配给能量存储单元以用于再充电	提供通向主配电总线中的单个连接点，以允许所有能量存储单元的同时充电。还可包括在高速率充电	无常规等效物。

[0156]

附图元件	描述	所需的操作特性	与常规的差异
		操作期间向包提供主动冷却流的连接件。	
533	驾驶舱，是可前向兼容的，以便由两名飞行员(或者具有地面后备辅助的单个飞行员)操作；或者是无人驾驶的，以便进行远程驾驶或自主操作。	高水平的驾驶舱自动化，用以允许单飞行员操作而没有安全折衷。包括动力系统接口(POCS)和标准飞行控制和导航航空电子设备。 对具有地面辅助的单个飞行员和实现远程操作的飞行控制的另外规定。	即使是高度自动化的飞机也需要两名飞行员，并且不旨在用于进行远程驾驶操作。
534	动力系统优化和控制系统(POCS)，其用作通向动力系统和优化过程的飞行员接口(并且参考图9进行更全面描述)。		

[0157] 应注意，关于图5所示的本发明飞机的实施方案，此实施方案是航程优化区域性客机的概念性设计。用于推进发动机522的电力由航程优化串联混合电动动力系统(本文参照图7和图8进一步描述)提供，所述动力系统包括能量存储单元510和增程发电机526-527(仅示出左侧)：

[0158] ●能量存储单元(在这种情况下是蓄电池包)位于机翼中，包括标准包510和用于在有效载荷小于设计有效载荷的飞行时使用的扩展包511。在其他实施方案中，能量存储单元可定位在翼下吊舱512中以及机身内的各个位置处。所示实施方案具有定位在前机身中的客舱下方的蓄电池包513。用于增程发电机的燃料存储在翼身整流罩箱519中；

[0159] ●在此实施方案中，推进电机522嵌入在用于高静态推力的涵道风扇523中，以实现短距起落、高爬升率和无音操作。另外的降噪通过将风扇定位在V形尾翼531之间和机身上方以将地面与机首隔开来实现。发电机527整合在隔绝噪声的空气动力短舱521内；

[0160] ●到推进电机的功率由配电系统525递送，所述配电系统525从能量存储单元510、511、512、513和增程发电机526、527的任何组合获得能量。从存储单元和发电机最优地获得能量由动力系统优化和控制系统534(POCS，本文参考图9和10进一步描述)管理；

[0161] ●飞机是“插入式”混合电动的，被设计来借助于插入点528通过基于地面的充电站，或者通过用充电的存储单元交换完全或部分放电的存储单元，来对所存储电能进行再充电。飞机上包括连接到干线或快速充电站的充电机构，从而实现低或高速率的原位再充电。存储单元还配备有快速释放机构以实现存储单元或其模块的迅速交换。还实现了在飞行中或在地面上的低功率操作期间通过机载发电机对存储单元进行有限再充电；

[0162] ●所有或大多数飞机子系统可以是电动的，并且由混合电动动力系统来驱动。这些子系统可包括飞行控制系统、起落架、环境控制系统、防冰、燃料泵、滑行电机和照明；并且

[0163] ●飞机可装备用于各种飞行模式，从常规驾驶、到具有远程协助的机上驾驶、到远程驾驶、到具有远程协助的全自主驾驶。因此，飞机533的驾驶舱可被配置用于零个、一个或两个飞行员，并且可包括使得能够由远程飞行员和自动驾驶仪单元来控制飞机的能力。

[0164] 本发明航程优化混合电动区域性运输飞机500的实施方案表示针对区域性乘客或货物操作优化的、有人或无人的相对较无音的可前向兼容的混合电动飞机。在一些实施方案中，这种飞机使用由一个或多个电动机提供动力的推进系统，从而通过螺旋桨或其他合适的机构、例如涵道风扇(诸如本发明“eFan”，参照图6更详细地描述)来递送推力。飞机被设计来在区域性操作中高效率地操作：距离<1,000英里，巡航速度和高度针对此航程被优化(<M 0.7，<30,000ft)，燃料燃烧通常比等效的常规飞机低60-80％。飞机可比常规喷气机小(<100个座位)以匹配区域性路线上的较低乘客量，被设计用于较短跑道操作(<5,000ft)以开放通向大数量较小社区机场的通道，并且以低客舱和环境噪音(<70EPNdB边线和客舱)操作以获得更大的乘客和社区接受度。

[0165] 图6是示出可在作为本发明空中运输系统的一部分的电动混合飞机的实施方案中使用的整合变距电涵道风扇的推进系统600的图：

[0166] ●推进系统600利用本发明静音电涵道风扇推进器(在本文中称为“eFan”)来实现关键的无音STOL能力。无音STOL显著提高飞机在社区和人口中心的“近距离”处飞行的能力，从而使乘客或货物的门对门旅行时间巨变地减少。STOL实现到更小的社区机场(在美国，>13,000)的操作，从而绕开拥挤的枢纽并且节省乘客时间。无音、高效、反向推力可用于代替地面支持设备进行地面操纵，从而减少对在较小机场处可能无法获得的人员和基础设施的需要。无音操作转换成更大的社区接受度，这通常是这类飞行的限制因素；

[0167] ●如本文所描述，本发明人提出一种新颖的航程优化设计，其空气动力学和声学针对区域性混合电动飞机的中间速度和高度被优化，从而凸显STOL的高巡航效率和高静态推力。这通过使用低压比(1.02至1.10)变距风扇来实现，以使得能够根据飞行模式调节螺旋桨叶片桨距，包括反推力、再生制动和顺桨；

[0168] ●eFan由位于涵道中心处并且直接地或通过任选的减速传动器连接到风扇的一

个或多个高功率密度电动机提供动力。电机的液体或空气冷却完全整合在涵道内。变速器是容错的，被设计用于在电机、传感器或通信故障的情况下继续安全操作，这保留或允许推力输出的柔性降级；

[0169] ●除了实现推力的柔性降级之外，变距电风扇还实现通过常规推进系统和方法不易获得的另外的安全和效率益处。可用的高扭矩、对推力变化的高响应速率可应用于补充飞行控制、提高效率，并且可增强或完全替换飞行控制(例如，在主控制故障的情况下)；

[0170] ●在正常操作中，对推进器的控制通过飞行员或自动驾驶仪命令％功率、％反向功率或％再生制动来进行，这些由POCS系统转换成适当的螺旋桨叶片桨距角、电机RPM和扭矩(或再生RPM和扭矩)并且传输到电机和变距控制器。在后备模式下，POCS自动化被绕过，并且飞行员直接命令电机和变桨距控制器：

[0171] ■POCS系统基于功率计划、％功率、飞行模式、高度和速度将％全功率转化为RPM、扭矩和螺旋桨叶片桨距角。对于多个推进器，可以使命令同步，这样所有联接的推进器都以相同的设置进行操作；

[0172] ■类似地，POCS系统将％再生制动或％反向功率转换为与设定到适当的再生RPM和扭矩水平的电机匹配的螺旋桨叶片桨距角；并且

[0173] ■在紧急停机的情况下，POCS系统(或飞行员通过后备模式直接地)命令螺旋桨叶片到达顺桨位置并且停止电机运动。

[0174] ●在电动机的低RPM下的高扭矩加上涵道风扇的高静态推力导致良好的STOL性能，而低风扇尖端速度、风扇定子以及涵道声学设计和涵道声学处理的组合递送显著更低的噪声特征。作为附加的益处，涵道风扇的提高的安全性和“喷射器样”外观预期转换成相对于通常用于区域性操作的开放式螺旋桨飞机的强烈的消费者吸引力；

[0175] ●推进器针对将高出30％的速度带内的最优效率定为目标的前向兼容性来设计，其结构被设计来适应未来电机的更高扭矩和陀螺载荷；

[0176] ●航程优化设计被定制以便在区域性操作所特有的中等速度和高度(马赫<0.7，高度<30,000ft)下获得高巡航效率；

[0177] ■通过在包括未来最大速度和高度的巡航范围内选择质量流量设计点来进行前向兼容设计。马赫数<0.7时，此范围在当量空速上从30mph延伸至250mph。相对于高速喷气发动机，风扇巡航压力比要低得多(为1.02-1.10)以便获得高的净安装效率，尤其是在爬升和低高度、低速度巡航操作中。进气和排气区域被选择来避免在此质量流量条件范围内的分离和变形；以及

[0178] ●变距风扇盘和叶片601实现目标速度范围内的高效率。

[0179] 在一些实施方案中，eFan设计包括：

[0180] -风扇盘具有多个风扇叶片(6-20个叶片)和超过60％的盘密实度；

[0181] -风扇叶片被设计用于在低压力比下获得高效率并且在3000-4000RPM下操作。这引起随着跨度以及弦的对应增大而增大的空气动力载荷；

[0182] -风扇尖端可以是球形横截面，以允许匹配的涵道壁轮廓内的螺距变化，同时维持高效率所需的小尖端间隙；以及

[0183] -风扇叶片被设计用于在扩展到未来最大速度和高度的目标巡航速度内获得最优效率。包括用于通过变距能力实现静推力、反推力和再生制动的设计；

[0184] -风扇叶片在宽范围的角度内机械地倾斜。风扇桨距角被测量成使得0°使叶片尖端弦平面与旋转平面对准；

[0185] -风扇叶片是变距的，其角度变化的速度>100°/sec；

[0186] -在最小值时，变距机构将适应正常操作范围、低RPM巡航，所述正常操作范围在起飞时的小桨距的15°一直到在高速度时的50°之间；

[0187] -最大正角可高达对应于叶片与进入流对准时的具有最小阻力的“顺桨”位置的80°；并且

[0188] -最小角度可高达-40°以实现反向推力，同时维持电机和风扇的连续旋转。

[0189] 如图6所示，风扇叶片601在根部611处附接到具有机构610的机械轮毂，机构610用于将叶片角度(桨距)从提供反向推力以便增强跑道制动的负角度机电地改变到对应于在飞行中推进器关闭的情况下的最小阻力的完全流线型角度。整个机构随风扇盘和电驱动电机旋转。叶片桨距变化信号跨旋转边界传递。机构通过机械联动装置同时驱动所有叶片。设计包括防逆转定向制动器，以在没有桨距变化的时段期间将反馈扭矩锁在所述机构之外。

[0190] eFan可安装在空气动力学轮廓的流动涵道603中，以递送无音STOL操作所需的降噪和静态推力。在一个实施方案中，涵道轴向长度为直径的50-125％，其中风扇位于涵道长度的40-60％处。涵道由位于风扇盘后方的多个定子602支撑。涵道入口唇缘轮廓604具有连续可变半径，其被设计用于获得高巡航效率、在低速度和高功率下无分离、并且减弱正向风扇音调的传播。风扇前方的涵道入口唇缘轮廓604促进层流，同时使分离最小化。风扇后方的涵道轮廓的渐变度足以避免正常操作包络内的流动分离。涵道出口区域通过扩大风扇后方的流、从而将流量降低到接近自由流水平来最小化喷气噪声。涵道外部轮廓603被设计来使自然层流最大化以获得低阻力。涵道内部横截面可包括与风扇对准的径向凹部或其他机构，以实现高效率所需的小尖端间隙。

[0191] 本发明eFan 600的特征可在于以下各项中的一项或多项：

[0192] ●eFan 600被设计用于低噪声操作，其噪声比常规飞机低15-25EPNdB，如由以下特征中的一个或多个所实现：

[0193] ■涵道风扇中相对于等效推力打开式螺旋桨更小的叶片由于减小的尖端速度(目标500-600fps，上限800fps)以及通过涵道和涵道绝缘对径向噪声分量的衰减而转化为更无音的操作。此外，叶片被优化以获得低噪声，包括前缘后掠角、后缘形状、叶片尖端和根部形状以及具有变化桨距的叶片尖端至涵道间隙的形状；

[0194] ■转子-定子噪声降低是通过用于低噪声的定子设计和放置来实现

[0195] ■定子的数量针对噪声进行优化，并且由风扇叶片数量和叶片rpm确定，以确保初级和次级BPF下降到低于2500Hz。(BPF＝叶片通过频率)；

[0196] ■叶片后面的定子间距被优化以用于降噪，在风扇后方为1.5至2.5个叶片弦。定子扭转和平台被设计用于移除涡流以降低湍流涡噪声；

[0197] ■变距叶片的使用减小了尾流强度，它是转子-定子噪声的主要驱动因素，尤其是在起飞时；

[0198] ■涵道被设计来衰减噪声，包括风扇在涵道中的优化轴向位置，用以最小化风扇音调的传播的涵道横向轮廓、入口唇缘轮廓和出口轮廓的设计，涵道入口、中心整流罩和出口的关键区域的声学处理；以及

[0199] ■涵道可用作可变阻力空气制动器，从而代替常规扰流器，它们是机架噪声的主要来源；

[0200] ●涵道被设计用于通过再生制动进行能量回收和飞机速度控制，以提高整体效率，并且消除对典型地有噪声的空气制动机构的需要。再生并且因此空速控制是完全可变的，并且通过对变距螺旋桨的调整和施加到电机的电载荷来实现。飞行员可请求使用标准功率杆角度进行％再生制动，移动进入低于标准飞行慢车的防护范围。POCS系统通过控制螺旋桨叶片桨距角和电机再生功率输出来递送％再生制动，以递送通过电机功率输出测量的目标水平的空气动力阻力；

[0201] ●它被设计用于获得反向推力以减小停止距离，尤其是在具有减小的制动作用的表面上，并且还用于需要反向力的地面操作(例如，标准门“推出”)，从而减少对机场操作基础设施的需要。反向推力可通过具有倾斜到负角度的叶片的变距风扇来实现，或者可通过使电机旋转方向反向来实现。反向旋转是电风扇独有的能力，是利用无复杂齿轮的常规飞机发动机所无法获得的；

[0202] ●它被设计用于飞机补充控制或主控制。高恒定扭矩、毫秒迅速电机响应以及高速风扇桨距变化率响应使得涵道风扇能够快速地改变推力输出。这种差动或矢量推力围绕飞机重心产生力矩，所述力矩可用于提供飞机主控制或补充控制。在主控制失效的情况下，控制系统可被重新配置来利用推力力矩来恢复一定程度的失去的控制权限：

[0203] -差动推力。在一种实现方式中，来自一个或多个推进器的推力可变化以围绕重心提供力矩。根据电机位置和推进器数量，这可产生俯仰或偏航力矩；

[0204] -矢量推力。在更主动的实现方式中，来自一个或多个推进器的推力可通过使用排气百叶窗、推进器万向节或其他装置来导向，以产生俯仰、偏航或横滚力矩；

[0205] ●涵道风扇可被设计用于：直接地增升，其中来自一个或多个推进器的推力通过百叶窗、万向安装件或其他装置来导向，以便产生直接抵消飞机重量的推力矢量(即，升力)；或者通过在空气动力学表面上引导排气流以产生吸力(升力)和/或流动偏转(例如，诸如“吹气襟翼”的Coanda表面)来间接地增升；

[0206] ●它被设计用于整合冷却。电动机和相关的控制器-逆变器电子器件产生显著量的废热。非常希望的是，在所增加的重量和阻力最小的情况下完成排热。这可以按以下方式直接实现到涵道风扇设计中：

[0207] -热交换器表面可并入定子和/或涵道的后部内表面中。以这种方式，不存在另外的散热器和用于阻力的另外表面区域，尤其重要的是，由于热流直接随着功率输出而变化，并且在下降期间的飞行中可能下降到零，此时期望冷却损失可忽略；

[0208] -电机热量可被排放到短舱的前缘中的热交换器，以防止当在冻降水中飞行时积冰；与向电热热前缘提供功率相比，这是显著更加能量有效的；

[0209] ●应注意，eFan设计是容错架构，如以下特征所例示：

[0210] ■组件被设计来确保在任何一个电机系统(包括电机逆变器、控制器、功率总线等)中发生故障的情况下通过推力的柔性降级来继续安全操作，如由POCS(图10的元件1042和/或图11的元件1160)所实现。被设计用于支持柔性推力降级的硬件(包括多个电动机)可驱动单个轴，电隔离确保一个电动机中的故障不影响其他电动机的安全操作，并且单独电机可被设计用于获得比连续高出60-80％的峰值性能、持续5-10分钟的恢复期，以使得尚存

的电机能够上电以部分或完全适应其他地方的故障。这可包括将电机设计用于更高功率额定值和引入用于积极冷却过热点的机构，使得延长的峰值并不损坏电机。在由于电机故障而造成电机功率损失的情况下，POCS警告飞行员并且将功率重新分配给健康单元以保留推力、持续足以允许飞行员操纵到安全状态的持续时间(图11的元件1144)；

[0211] ■在推进器完全失效(包括由于物理损坏造成的失效)的情况下，叶片可自动地设定成“风车”(叶片继续旋转，但是不从流中提取能量以获得最小阻力)，或者倾斜到完全流线型角度(“顺桨”)，并且电机随后被制动以防止任何旋转。失效或潜在失效可通过监测电机功率输出与命令输出并且通过监测电机处的振动以检测机械损坏/失效来检测；以及

[0212] ■在通信或传感器失效的情况下的容错可通过冗余系统来实现。电机和变距控制器与POCS的标准连接由后备配线补充，包括在没有POCS干预的情况下直接访问控制器的能力。类似地，电机和桨距传感器由后备传感器或无传感器的控制能力补充。POCS内的传感器故障检测能力可根据需要跨这些进行切换。

[0213] 返回图6，下表提供对图中所示的eFan的主要元件的描述，并且还指出本发明eFan与常规风扇/推进器之间的构造、材料和要求的差异。

[0214]

附图	*描述*	*所需的操作特性*	*与常规的差异*
601	**低压变距风扇，其具有 6-20 个叶片，盘密实度>60％，并且压力比为 1.02 至 1.10**	**风扇叶片桨距范围从 15 至 50 度(正常操作)、一直到 80 度(顺桨)和-40 度(反推力)，巡航效率>95％，巡航压力比<1.10**	**常规涡轮风扇叶片具有固定桨距、高压力比(1.4 至 1.8)，并且盘密实度>1**
602	**风扇后方的定子从流中移除涡流，从而减少湍流损失，并且支持允许非常**	**低噪声操作；在 500 ft 边线起飞测量下，基本叶片通过频率 <2500 Hz，外部噪声**	**风扇：定子噪声相互作用与常规高压风扇显著不同(且比较不主要)**

[0215]

附图	描述	所需的操作特性	与常规的差异
	小的风扇尖端间隙的涵道。定子还可用作具有嵌入的冷却流体盘管的散热器。	<70 EPNdB。	
603	涵道风扇短舱，其最小化外部和内部阻力。短舱长度被优化以满足性能、噪声衰减、重量和阻力方面的要求，并且可在直径的50％至125％的范围内	外表面被设计用于在马赫数<0.7时在高达50％的层流下获得最小空气动力阻力 内部轮廓最小化阻力，衰减风扇音调噪声，并且最大化推力产生效率。内部轮廓可保留自由流速度或者允许流加速。	常规喷气短舱提供显著不同的内部和外部流动轮廓
604	短舱前缘	前缘半径足以在高功率、低速度操作(高静态推力)下防止分离，同时提供低巡航阻力，包括对天然层流有利的压力梯度。 前缘被加热以用于防冰。	常规涡轮风扇短舱在高马赫数下折损用于巡航的静态推力。防冰使用来自高压涡轮机的热排出空气。
610	一个或多个电动机	能量密度>5 kW/kg连续额定值，在<4000 rpm下具有峰值功率	n/a
611	变距轮毂	叶片桨距角从极负到极正的迅速(>100 度/	常规涡轮风扇是固定桨距的。

[0216]

附图	描述	所需的操作特性	与常规的差异
		秒)同步调整。	

[0217] 图7是示出可在用作本发明空中运输系统的一部分的电动混合飞机的实施方案中使用的动力系统700及其相关联元件的图。如图所示，在一个实施方案中，动力系统700和相关联的元件可包括或特征可在于以下特征、元件、过程或方面中的一个或多个：

[0218] ●串联混合电动动力系统，其通过一个或多个电动机递送动力，使蓄电池(或用于存储电能的其他方法)与基于化学燃料的发动机和发电机组合结合为任选的增程器。发动机可以是将所存储化学能转化为电力的活塞、涡轮或其他形式的热发动机。动力系统还向飞机的其他电子子系统递送电力，所述电子子系统可包括具有电致动器的飞行控制系统、电致动起落架、环境控制系统、滑行电机、防冰、燃料泵和照明；

[0219] ●动力系统包括通过包括电源和控制电路的动力系统平台整合的一组模块，例如蓄电池包、发动机、发电机、功率逆变器DC/DC转换器、燃料系统、电动机等。每个模块通过控制电路连接到动力系统优化和控制系统(POCS)。模块控制器由POCS平台查询或指导，并且按需或连续地向POCS传输一系列状态和性能信息。POCS到模块控制器的通信由API实现，API定义POCS和模块进行通信所用的协议；

[0220] ●动力系统的操作由POCS基于飞行员指导在半自动或全自动模式下进行控制。为了实现这一点，单独的动力系统模块配备有通过API按需和/或周期性地跨模块接口与POCS通信的控制器。传达到POCS的关键指标可包括以下各项：每个电机的开关、RPM、功率、状态；每个蓄电池包的蓄电池容量、功率、状态；燃料液位和流率；发动机开关、功率、状态；以及每个转换器的状态。从POCS接收的关键控制指示包括以下各项：每个电机的开关、RPM和扭矩；每个蓄电池包的功率；发动机的开关和功率；以及

[0221] ●动力系统是“插入式”的，并且被设计来通过地面充电站给所存储电能再充电。在飞行中进行有限再充电也可在低功率操作期间由发动机实现；并且/或者在下降期间借助于自转推进器的再生制动以及在接地之后借助于起落架的再生制动来实现。如以上所指出，能量存储单元可容纳在多个模块中，安装在飞机内部或外部(例如，在机翼中)，具有实现迅速交换或投弃的任选的快速释放机构。机上包括连接到干线或迅速充电站的充电和冷却机构，以用于低或高速率的原位再充电。

[0222] 参考图7，动力系统700包括一个或多个电动推进器701、一根或多根配电总线730、一个或多个可再充电能量存储单元710以及(如果需要的话)一个或多个任选的增程发电机720。动力系统700还可包括用以从外部源向配电总线730供电的元件731，用以从外部源向可再充电存储单元710充电的元件713，以及用以向飞机的其他电气系统分配电力的元件732。应注意，元件713、731和732可采取任何合适的形式，诸如(但不限于)电气接口、电缆、联接器或控制器。无论元件732的形式如何，它通常都包括一个或多个DC到DC转换器，以将功率转换为其他电气系统通常所需的较低电压电平，所述其他电气系统例如环境控制系统、燃料泵、防冰、照明以及用于维生系统(例如，飞行控制和航空电子设备)的后备/故障安全分配。

[0223] 动力系统700是插入式串联混合电动的，其被设计来利用最优地从可再充电能量存储装置710和增程发电机720汲取的能量来为电动推进器701供电。考虑到来自可再充电

能量存储装置710的能量的通常较低的总成本，仅当所存储能量不足以完成飞行或者操纵需要的功率超过可从可再充电存储装置710获得的功率时，才从增程发电机720汲取功率。来自可再充电能量存储单元的能量的总成本等于用于给单元充电的能量的成本、单元的充电和放电效率以及在单元可用寿命内摊销的单元成本，所述可用寿命被定义为在性能降级到低于阈值之前的充放电循环的次数。例如，具有成本效益的蓄电池包可使用来自电网的低成本电力进行充电，并且提供非常高效率的充电和放电，其使用寿命>1,000次循环。

[0224] 电动推进器701是如图所示的涵道风扇(诸如参考图6所描述的那些)或开放式螺旋桨。推进器被设计用于通过所示的变距机构703或通过其他装置(诸如可调废气栓)来以多种模式操作。所实现的操作模式可包括例如起飞、巡航、再生制动、顺桨、反向推力。风扇702利用用于隔离单独电机以使得能够在机械或电动故障的情况下继续操作的机构或过程机械地联接到一个或多个电动机704。在正常操作中，风扇703由电动机704驱动，所述电动机704通过电机控制器和DC-AC逆变器-整流器705从配电总线730接收电能。另一方面，在再生制动中，风扇703驱动电动机704以产生电能，所述电能通过DC-AC逆变器-整流器705递送到配电总线730。

[0225] 可再充电能量存储单元710由所示蓄电池包711、超级电容器或用于存储电能的其他介质(或其组合)组成，它们与管理包的操作和安全的蓄电池管理系统712联接。每个包可包括多个可单独移除的蓄电池模块，并且在这些模块中的一些或全部就位的情况下操作。存储单元711主要通过713由外部源充电，但也能够在再生制动期间通过电动推进器701或者在低功率飞行期间通过增程发电机720来在飞行中进行有限充电。可再充电存储单元710在放电时向配电总线730递送电力，或者在再充电时从配电总线730或外部源713接收电力。

[0226] 存储单元711装备用于通过外部源713进行原位迅速充电，并且还装备用于利用快速释放机构进行迅速交换。这些使得能够手动或自动地用定位在地面上的预充电替换物交换机载存储单元。

[0227] 任选的增程发电机720可包括内燃机721，每个内燃机驱动一个或多个发电机723。可替代地，这些可包括将所存储化学能直接转化为电力的单元，例如氢燃料电池。内燃机721可以是常规内燃机，其使用一系列燃料(例如，柴油、汽油、jet-A)中的一种来在一个或多个燃烧室中引发并维持燃烧。燃料存储在一个或多个燃料箱722中，并且根据需要泵送到发电机。发动机721通常利用用于隔离单独发电机以防发生故障的机构或过程机械地连接到发电机723。当操作时，发动机721驱动发电机723以通过用作有源整流器724的AC-DC整流器或逆变器来将电能递送到配电总线730。

[0228] 图8是用于可在实现本发明运输系统的实施方案中使用的代表性飞机的串联混合驱动配置800的示意图。应注意以下特征、元件、过程或方面：

[0229] -动力系统包括各自由两个电动机802供电的两个电动推进器801、作为可再充电存储单元的两个蓄电池包803以及单个增程发电机。在此实例中，发电机联接与两个电动发电机805联接的单个内燃机804；

[0230] -在一些实施方案中，电动机802是效率>90％的无刷的、电子控制的轴向磁通驱动电机，在连续输出功率下具有>5kW/kg的比功率密度，并且具有比连续输出高出大于>50％的峰值功率输出。此外，电机可被设计用于低RPM(例如<4,000)以实现直接驱动。电动发电机805具有与驱动电机相同的架构，能够在峰值下操作、持续例如蓄电池包的故障的恢复

期。每个电机802和发电机805联接到固态转换器-控制器(诸如,整流器),以在具有最小损耗的情况下提供精确电机控制并且保护电机免受电压波动;

[0231] -在一个实施方案中,内燃机804是涡轮柴油活塞式发动机,其被调谐来在固定RPM下以最大效率操作,所述固定RPM与电动机的设计RPM对准以实现直接驱动。涡轮增压允许发动机从海平面一直到10,000ft递送相对一致的功率;

[0232] -到推进器801中的每一个的功率由两根主总线806中的一根递送,所述两根主总线806中的一根由两个蓄电池包803中的一个和两个电动发电机805中的一个供电。主总线806还通过降压DC-DC转换器807将功率分配给飞机的非推进子系统810;

[0233] -第三维生总线808重新路由功率以适应电动机、配电总线、蓄电池包或发电机中的任一者的失效。在电动机802失效的情况下,维生总线808将功率重新路由至尚存电机,从而使得飞行员能够请求峰值推力以用于恢复操纵。在主总线806失效的情况下,维生总线808接合以完全替换损失的功能性。在蓄电池包803或发电机805失效的情况下,维生总线808从尚存源重新路由功率以维持来自电动机的平衡输出;并且

[0234] -在主总线806或降压DC-DC转换器807中的一个失效的情况下,维生总线808还将功率重新路由到非推进子系统810和航空电子设备812。

[0235] -所示810和812表示用于给飞机上的非推进子系统和航空电子设备供电的标准电路。前者包括诸如防冰、燃料泵、增压、冷却、飞行控制的系统,并且在中间电压(例如,270V)下操作。后者在低电压(例如,28V)下操作,并且包括飞机上最关键的航空电子系统。如图所示,这些电路通常包括用于在失效情况下的容错的冗余路径和另外功率源。

[0236] 如参考图5所描述的,本发明运输系统包括针对在区域性航程内的最大运输效率而优化的飞机设计,具体地是创新的航程优化混合电动动力系统。在一些实施方案中,此设计目标促成共同地实现在目标区域性航程内比常规飞机降低65-80%的DOC的以下特征:

[0237] ●动力系统被设定大小以用于在<1,000英里的区域性航程内获得最大运输效率,这通过3等级或3级目标来设计:

[0238] ●(A)在纯电动航程内的最高效率(比常规飞机低80+%的DOC)和最优速度;

[0239] ●(B)在较大混合航程内的中等效率(比常规飞机低60-70%的DOC)和最优速度;以及

[0240] ●(C)在超过由机载所存储能量和燃料减去安全储备确定的最大范围内的良好效率(比常规飞机低30-60%的DOC)和较低速度;

[0241] ●动力系统被设定大小以用于获得对于区域性子航程(B)最优的速度和高度(也可基于在区域性子航程(C)内对比在航程(A)和(B)内的相对旅行频率针对在子航程(C)上的较低速度来优化),所述速度和高度通过最小化目标函数(例如,在子航程内的飞行的"DOC+I+COT")来确定。这导致用于比常规喷气飞机更慢的速度、更低的高度和更短的航程的设计;

[0242] ●可再充电能量存储装置和增程发电机组合,其基于速度和航程要求(A)、(B)和(C)来设定大小。所存储能量第一的设计,借此针对航程(B)和(C)中的飞行,可再充电能量存储装置被完全耗尽,其中所需储备被维持作为用于任选的增程发电机的燃料,或者如果机上没有增程发电机则有较少所需储备。可再充电能量存储装置和增程发电机被设定大小以在混合航程(B)上实现最优速度,并且可再充电能量存储装置被设定大小以在纯电动航

程(A)上实现最优速度。增程发电机被设定大小以在航程(C)上实现低速巡航，并且因此向下适化到低于最大连续动力系统输出的70％(远低于常规飞机)，以便提高效率；以及

[0243] ●优化的能量存储装置质量(飞机重量的12-20％)，以及向下适化增程发电机，其具有非常低的功率输出，通常小于动力系统的最大连续输出的70％(低于常规飞机)。

[0244] 应注意，本文描述本发明航程优化飞机和动力系统的实施方案的设计过程，包括使用所指出的一组分3级的速度和航程要求来对混合电动动力系统的元件设定大小的过程。所描述的用于本发明飞机和相关联元件的设计可前向兼容，以支持在机架的寿命期间的操作能力或关键动力系统模块的预期升级。考虑到EV技术的快速发展，此特征确保随着单独模块技术(例如，蓄电池、超级电容器、电动机、内燃机、燃料电池)的改进，动力系统随时间的推移保持竞争力。此外，一旦能量存储技术提高到不再需要增程发电机的程度，那么此特征使得飞机能够顺利地从混合电动转变成全电动。

[0245] 为了提供前向兼容性，通过以下方式来设计动力系统：基于飞机发布时可用并且预测在未来15年期间内可用的技术(包括从混合电动到全电动的转变计划)来针对所提及的速度和航程要求(A)、(B)和(C)设定能量存储单元和发电机组合的大小。这导致对机载可再充电存储装置和增程发电机的预测，并且进而随时间推移确定性能特性：速度、电动和混合航程以及操作成本；随着技术的改进，电动航程增加并且操作成本降低。

[0246] 前向兼容性可能需要将可再充电能量存储单元的重量限制到飞机重量的12-20％，使得随着EV技术的改进，有效载荷容量大致一致。较高的重量分数将导致在最初几年比具有类似有效载荷的飞机更大且更重的设计，其中有效载荷随时间的推移而增加。考虑到增程发电机的高得多的使用率，较低的分数导致次最优效率。

[0247] 为了实现前向兼容性，动力系统平台被设计来支持在机架的设计寿命(通常为15-20年)内的模块技术。这可通过在适当情况下基于在具有未来模块的情况下的动力系统操作设计平台来实现，并且确保适应未来技术所需的升级是相对简单且具有成本效益的。例如，到电动机的配线的额定值可高达高出30％的峰值功率，以支持未来更强大的电机和更高的飞机速度。平台的配线可被设计来允许可再充电存储单元的向上适化和重新分布，从而向下适化或移除增程发电机。来自能量存储单元的配线可被设计来支持未来的更高容量的包，并且当增程发电机被移除时，用于发电机的空间可被配线以用于可再充电存储单元。此外，可能将需要升级的动力系统的模块和元件(例如，配线、线束、开关、转换器)被设计和定位以便简单替换和容易触及。

[0248] 动力系统平台和动力系统优化和控制系统(POCS，参考图9-11以及图7-8所示的示例性动力系统配置描述)被设计成使得随着存储技术的改进，动力系统能够从混合分阶段转变到全电动。这包括用于随时间推移在具有或不具有任选的增程发电机、基于燃料或可再充电存储装置的储备以及被设计来允许发电机与存储单元的交换的平台的情况下进行操作的设计。此外，动力系统的特征可在于各项：

[0249] ●模块性—通过硬件和软件平台连接的一组可交换的几乎能够“即插即用”的模块。这使得动力系统能够通过相对简单的模块升级来适应快速改进的技术。动力系统模块可包括可再充电存储单元、增程发电机和电动机。动力系统平台包括动力系统优化和控制系统(POCS)、电气配线、配电总线、转换器、燃料系统、传感器、冷却、屏蔽以及操作以使得模块能够协作以形成动力系统的任何另外的过程或结构；

[0250] ●模块性通过将动力系统平台和将模块连接到平台的接口设计成与在机架的寿命期间很可能可获得的模块技术的范围(如先前所提及)兼容来促进。这使得能够通过将兼容模块连接到接口(包括电气和控制电路,以及诸如冷却、屏蔽、燃料和结构的服务)来将模块插接到动力系统中。例如,增程发电机通过到发电机整流器的电连接器、通过到发电机控制器、内燃机控制器和燃料系统控制器的POCS连接器并且通过到发电机和发动机的燃料和冷却服务来插接到平台。在可能需要升级以容纳新模块的区域中,动力系统被设计成使得能够进行相对简单且具有成本效益的修改;

[0251] ●单独的模块控制器连接到动力系统优化和控制系统(POCS)以精心安排动力系统的操作。模块控制器由POCS平台查询或指导,并按需或连续地向POCS传输一系列状态和性能信息/数据。POCS到模块控制器的通信由API实现,API定义POCS和模块进行通信所用的协议。动力系统的操作由POCS基于飞行员指导在半自动或全自动模式下进行控制。为了实现这一点,单独的动力系统模块配备有通过API按需和周期性地跨模块接口与POCS通信的控制器。传达到POCS的关键指标可包括以下各项:每个电机的开关、RPM、功率/状态;每个蓄电池包的蓄电池容量、功率/状态;燃料液位和流率;以及发电机开关、功率/状态。从POCS接收的关键控制指示可包括以下各项:每个电机的开关、RPM和扭矩;每个蓄电池包的功率;以及发电机的开关和功率;

[0252] ●动力系统被设计来支持相对简单的模块对换/交换。动力系统平台和通向平台、电动、控制以及诸如冷却、屏蔽、燃料、结构的服务的接口被设计成适应多种多样的模块。这些包括每个模块上用以实现“即插即用”类型的配对的对应配线、控制或监测以及其他服务能力的规格。例如,在蓄电池包的情况下,这通常将包括峰值和稳态放电率、BMS协议、插座说明。POCS还使得能够在模块改变之后对动力系统进行校准。这可包括对与一系列预先批准的兼容模块一起使用的动力系统的FAA认证。此外,在一些情况下,动力系统的设计可包括支持在新模块可能需要修改的区域中进行相对简单或具有成本效益的修改的能力;

[0253] ●可实现具有针对不同市场定制的性能的动力系统变型;在一些情况下,这可通过改变对动力系统模块的选择以便提供飞机配置的不同速度、航程和操作成本来完成。例如,“经济型”通勤动力系统可将高效涡轮柴油增程器与中等密度蓄电池联接,从而提供一流的操作成本,但是对于更长的航程具有长的飞行时间。相比之下,“性能型”商务动力系统可将效率较低但更轻的涡轮轴增程器与更高密度的蓄电池联接,从而提供一流的区域性速度,但是操作成本适度地较高;

[0254] ●动力系统操作可通过最大化可再充电存储单元的使用率来在区域性航程内提供最优效率;这可通过将在飞行期间完全耗尽(或者如果在电动航程(A)内的话则更低)定为目标来实现,其中增程发电机只有当可用所存储能量不足以完成飞行时才开启。这转换成在纯电动航程(A)内的超高效所存储能量飞行,以及在较长混合航程(B)或总范围(C)内的非常有效的混合飞行;

[0255] ●跨可再充电存储单元和增程发电机维持安全储备,以最大化可再充电存储单元的使用率。例如,如果机载增程发电机的功率输出实现飞机的安全操纵,那么储备被维持作为足以供在由规章或其他手段确定的时间长度内进行操作的用于发电机的燃料。如果增程发电机不能实现飞机的安全操纵,那么燃料储备由与在目标时间长度内实现操纵所需等效的所存储能量来补充;

[0256] ●动力系统是“插入式”的，并且可再充电存储单元被设计成由路基充电站补给。这通过用于连接到干线或迅速充电站以用于低或高速率的原位再充电的机载充电平台来实现。还包括通过释放机构实现的可再充电存储单元的迅速交换能力，以使得能够用充电的单元快速替换耗尽的单元；

[0257] ●每个可再充电存储单元可包括多个可单独交换的模块。这通过装载另外的模块以扩展纯电动航程而使得能够增加低有效载荷飞行时的效率。或者卸载一些模块以增加有效载荷容量，但是纯电动航程有所损失。在蓄电池的情况下，这通过插接到蓄电池包内的隔舱中的电池模块的设计来实现。每个模块可包括一个或多个具有配线的电池、传感器和控制器，连同第一级冷却、结构支持和防火保护特征。通过通向蓄电池包电源、传感器、控制和冷却电路的连接器并且通过快速释放机构实现简单安装；以及

[0258] ●动力系统设计通过推进器的再生制动提供能量回收。为了实现这一点，推进器被配备用于通过使用变距螺旋桨或另一种机构(例如，可调废气栓)来改变空气制动的程度。因此，当接合空气制动时，可再充电能量存储装置从作为发电机操作的电动机接收能量。动力系统还被设计用于在低功率操作期间由增程发电机进行选择性充电。在此模式下，由增程发电机产生的一些或全部电能被引导到可再充电能量存储单元。

[0259] 本发明动力系统设计和配置被建造来允许柔性降级，以获得超过严格的航空要求(FAA和EASA)的安全性和容错性。这包括容忍电源(能量存储单元、发电机)、电机(推进、发电机)、转换器(逆变器、整流器、DC-DC转换器)、配电装置(总线、配线)、控件(传感器、通信装置)的失效以及在对系统造成中度或严重影响的情况下的安全性的能力。

[0260] 为了实现这一点，动力系统被设计用于柔性降级，借此任何区域中的失效对动力系统的性能的影响都不超过部分影响，从而允许接近正常地飞行到附近的机场以便进行修理。本发明混合动力系统的至少三个独特方面实现了这一点，但具有适度的成本或重量损失：

[0261] ●通过对多个机载电源的大小进行设定以使得飞机能够只在这些路径的子集上飞行，所述源产生柔性降级的简单路径；

[0262] ●使用各自具有高的峰值到连续性能的多个部分部件来设计动力系统的能力将失效的影响限制到小于功能的等效部分。与机械或液压部件不同，电气部件(例如电机、转换器、配电总线、配线、开关)允许这一点而仅具有适度的成本或重量损失。这些部件中的许多部件还具有高的峰值到连续性能能力(通常具有热限制)，使得尚存部件可在恢复期间在一定程度上补偿其他部件的失效；以及

[0263] ●与传统接触器的数微秒或甚至机械装置的数秒相比，高速固态传感器和连接器能够在数毫秒内检测到并补救失效。因此，本发明混合动力系统的实施方案独特地能够在与物理动力系统相当的时间尺度上接合冗余部件并将功率重新分配给尚存部件。

[0264] 在一些实施方案中，用于柔性降级的设计包括对电源、可再充电能量存储单元和增程发电机的大小进行设定，使得飞机可在这些元件中的一个或多个失效的情况下安全地操纵。例如，飞机可被设计来仅依靠可再充电存储单元或增程发电机上飞行，以便容忍任一个的失效。此外，可使用多个存储单元或发电机以获得进一步的安全性，从而降低源的完全损失的可能性。这种电源设计与被建造来在故障的情况下(如图8所示)重新路由功率的分配元件(例如，总线、开关和配线)组合，这样推进器从尚存电源接收公平分配。这种重新路

由由动力系统优化和控制系统(POCS)管理。POCS的故障检测和恢复模块检测存储单元或发电机的失效,随后最优地重新分配功率以维持安全飞行。此外,POCS还确保存储单元和燃料系统保留足以独立地满足安全要求的储备。

[0265] 用于柔性降级的设计还可包括使用多个部分部件、推进器、发电机、电机和存储单元,以获得对任一个的失效的容错性。这可包括用多于一个推进器或发电机为动力系统提供动力,并且用多于一个电机为每个推进器或发电机提供动力,这样任一个部件的失效都不等于整个能力的丧失。单独电机可被设计用于获得比连续性能高60-80%的峰值性能、持续5-10分钟的恢复期,这样尚存电机能够上电以补偿其他电机的电机故障。这种峰值输出能力与被建造来将功率重新路由至尚存电机以使其能够安全地达到峰值的分配装置(总线、开关、配线)相结合。POCS的故障检测和恢复模块检测推进器、发电机、电机或存储单元的失效,随后最优地重新分配功率以维持安全飞行。

[0266] 用于柔性降级的设计还可包括将分配元件(例如,总线、开关、配线、故障隔离部件)建造成具有冗余度,使得动力系统能抵抗单独电路中的故障。这可包括使用多根总线(各自给一个或多个推进器馈电)连同后备总线,使得总线故障的影响被限制到推进器的子集,并且使得可通过冗余总线重新路由到达受影响的推进器的功率。这种总线架构与配线和开关组合,使得来自源的功率被公平地分配到主要总线和后备总线,并且使得可通过主总线或后备总线路由到达推进器的功率。这还可包括用于具有故障隔离的转换器(例如,冗余转换器或冗余相位支路)的容错方案,这样有故障的转换器的功能性在很大程度上得以恢复。POCS的故障检测和恢复模块检测分配系统的失效,随后最优地重新分配功率以维持安全飞行。

[0267] 用于柔性降级的设计还可包括动力系统控制系统(POCS)的设计,使得所述控制系统能够在一个或多个传感器失效的情况下安全地操作。这可包括POCS内的故障检测和恢复模块中的传感器故障检测能力,以及覆盖关键传感器失效模式的后备传感器或无传感器(传感器无关的)监测。例如,推进器电机容错控制由POCS内的故障检测和恢复模块管理,所述模块监测飞行条件以检测和诊断问题,并且随后以最优方式将功率重新分配给健康电机以恢复足够的飞行能力。

[0268] 本发明设计中还包括用于碰撞情况下的安全性的规程。例如,POCS内的故障检测和恢复模块应飞行员请求或在检测到显著影响时触发高压电路(例如,存储单元、发电机、转换器)的紧急隔离。应注意,所提及的柔性降级措施与分配架构结合以在失效的情况下以对性能造成最小影响的方式来重新路由功率。例如,图8示出使用冗余维生总线实现的具有两个可再充电存储单元和单个增程发电机的代表性双推进器飞机的架构。

[0269] 图9是示出用于由本发明飞机的实施方案的飞行员使用的示例性用户接口900的图。此图示出各种操作和状态指示器,并且可用在是本发明空中运输系统的一部分的电动混合飞机的实施方案中使用。在一个实施方案中,显示器是数字的,并且以与常规飞机的那些相同或相似的格式来表示性能参数,以便易于使用。此图示出处于“飞行中优化和控制”操作模式下的飞行员接口的实例,并且包含以下指示符和信息:

[0270] ●颜色编码被选择成是行业典型的,以便使飞行员转变容易。绿色或白色项目是标签;品红色项目是系统状态的活动指示。三角形“可移标”显示当前指示或标记的目标指示。颜色编码针对正常/警示/危险操作区使用标准的绿/黄/红;

[0271] ●电源指示器(左上方)显示以RPM和％最大功率两者表示的当前推进器功率输出,如由功率杆命令的。这些与常规燃气轮机功率输出指示非常相似;

[0272] ●显示当前对比目标空速的速度带(右上方)使用行业标准的垂直空速指示器,以海里/小时指示空速(KIAS)为单位。特定于这项创新,在一种或多种飞行模式下的计算飞行速度处示出“速度可移标”;在此实例中,在213KIAS处示出“高”,在196KIAS处示出“最优”,并且在没有可移标的情况下指示ECON以表明它低于速度带的当前范围;

[0273] ●第二排指示器显示蓄电池、燃料和功率平衡。蓄电池和燃料利用行业典型的指示器显示,所述指示器包括用于正常、警示和耗尽能量状态的颜色编码。当结合通过POCS获得的主动飞行计划时,启用“能量可移标”,其显示着陆时的预期能量状态(关于蓄电池和燃料进行显示)。分割饼图显示发电功率与蓄电池功率的平衡;这是混合电动飞机的独特指示器;

[0274] ●下四分之一显示关于动力系统的更详细数据,并且针对当前动力系统部件进行配置。这里所示的实例利用与涡轮柴油往复式发电发动机联接的三个离散的蓄电池包;每个蓄电池包的相关信息使用典型的指示器样式来显示。这些下四分之一可显示多个系统信息页面,其中飞行员能够滚动通过信息。这些显示器特定于混合电动动力系统实现方式;以及

[0275] ●这个到混合电动动力系统的驾驶舱接口具有多种模式;在此实例中,模式选择是通过右下方的三个位置旋钮来进行。这里示出“飞行”模式;另外的模式可以是:“校准”,每当模块改变时被调用;“飞行前”,其将启动内部系统并显示关于内部系统的状态以对飞行进行自检;以及“诊断”,其可显示关于所监测和控制的、主要用于系统配置、维护和修理的所有系统的更详细信息。

[0276] 除了图中所示的显示器900和相关联的飞机功能或系统之外,底层动力系统优化和控制系统(POCS)平台可允许控制一个或多个特定动力系统能力,包括但不限于可再充电能量存储单元(例如,蓄电池、超级电容器和增程发电机)、内燃机或燃料电池。POCS为动力系统的模块提供统一接口,以简化安装、飞行准备、飞行操作和诊断。

[0277] POCS的能力对于早期对混合电动飞机的采用很重要的原因在于:优化操作以在区域性飞行上获得最大效率;快速且安全的故障补救;减少飞行员工作量并使到电动动力系统的飞行员转变容易;以及简化模块到替代品或未来技术的改变。因为以下各项中的一项或多项,POCS的实施方案可协助采用基于混合电动飞机的区域性空中交通系统:

[0278] ●通过优化飞行路径上的能量源来实现航程优化区域性飞行。为了最大化效率,在飞行进行中,相较于较高成本的源(通常是发电机),能量来源寻求应优先考虑较低成本的源(通常是能量存储单元)。例如,在比纯电动航程更长的航程上的飞行应将较低成本的能量存储单元耗尽到由安全或蓄电池寿命考虑因素确定的最小容许水平。此外,来源寻求应是混合充电的,即在整个旅程内最优地利用存储单元和发电机两者,同时确保能量汲取提高安全性和操作寿命。POCS通过以下方式实现这一点:基于飞行路径和飞行模式、飞机的出发和抵达能量状态和特性来确定在系统约束内最小化总飞行成本(操作者限定)的最优能量计划。这限定了混合动力系统沿着到达目的地的路径的能量状态,例如,蓄电池包的荷电状态百分比、发电机的燃料容量百分比,并且指引来自存储单元和发电机的实时功率流。POCS通过识别在比纯电动航程更长的低有效载荷飞行时使能量存储单元向上适化的机会

来实现进一步优化；

[0279] ●最优地控制来自存储单元和发电机的实时功率流以实现目标能量计划。虽然能量计划限定飞行的总体来源寻求策略，但是考虑到适应不可预测的变化的飞行环境的需要，这对于实时控制是不够的。此外，需要引导每个动力系统模块以最优方式递送所请求的功率，例如发电机按照其最优工作曲线操作。POCS分两个阶段实现了这一点。首先，通过确定与能量计划对准的所请求功率的最优来源寻求，所述能量计划限定来自能量存储单元和发电机的实时功率流。第二，动力系统模块的设置被优化来以最大化的效率递送所请求功率，并且这些用于引导模块控制器。例如，通过推进发动机(扭矩、RPM)和推进器(例如，风扇桨距角、废气栓位置)的优化设置来递送所请求推进功率。POCS还在飞行期间例如通过推进器的再生制动或者在低功率操作期间通过发电机来管理能量收集；

[0280] ●实现对动力系统的容错控制：在发生故障的情况下帮助操作者保持正常或柔性降级的操作。混合动力系统被设计用于柔性降级，借此任何区域中的失效对动力系统的性能的影响都不超过部分影响。这通过以下各项来实现：多个机载电源；具有多个部分部件的设计；冗余部件和电路的使用；以及用于快速检测和补救的高速固态传感器和连接器的使用。POCS通过实现对故障的快速辅助响应以继续安全飞行来建立此能力。这通过故障检测和识别功能对动力系统的健康进行连续监测来完成。信号和模型的组合被利用来尽可能快速且准确地识别和隔离故障。如果发生故障，POCS警告操作者以触发补救响应。POCS还可触发动力系统的用于柔性地适应故障的重新设计，以及控制器的用以在故障的情况下调整到潜在重新设计的动力系统的重新设计。动力系统和控制器的重新设计也可由操作者触发。通过应飞行员请求或者在检测到碰撞时隔离高压电路，POCS还协助在碰撞事件中确保安全性；

[0281] ●为混合动力系统提供简化的统一接口，从而减少飞行员工作量并且使从常规飞机到混合飞机的飞行员转变容易。快速采用混合推进的关键是确保飞行员可在具有极少增量训练的情况下操作更复杂的动力系统。POCS通过与模仿那些常规飞机接口的接口联接的优化和控制装置来实现这一点，所述优化和控制装置使飞行员免于动力系统的增加的复杂性。此外，POCS提供自动化以使一系列飞行员活动和维护活动(诸如，动力系统校准、飞行前准备、飞行中控制和动力系统诊断)流线化；以及

[0282] ●使安装新模块以支持前向兼容性和模块性流线化。混合动力系统的这种关键差别由POCS通过两种方式实现。首先，POCS为一系列模块替代物提供标准化控制和监测接口，从而允许转接发电机，升级成先进技术能量存储单元，或者添加或移除存储模块以补偿有效载荷。第二，POCS通过相匹配的飞机和动力系统模型的升级、操作者输入或在线库对新模块进行简单校准，同时结合目标性能测试来根据安装的单元对模型进行微调。还在例程基础上执行类似的测试，以确保模型在模块经使用而老化时维持保真度。

[0283] 如将参考图10所描述的，POCS向操作者提供“集成”和“模块化”两个接口。集成接口是到动力系统的简化用户接口，其模拟常规飞机的控件，从而减少飞行员工作量并且使从常规到混合的转变容易。模块化接口是到动力系统的单独模块的直接用户接口，使得能够对动力系统的操作进行低级的精细控制。这些在下面更详细地描述：

[0284] ●集成。统一的前端到所有POCS能力，使得操作者能够切换到适当的操作模式：校准；飞行前；飞行中控制；诊断。显示器使用与常规飞机中所使用类似的性能参数，以使到新

技术和能力的飞行员转变容易。处于“飞行”模式下的飞行员接口的实例被示出为图9中的显示器900。显示器与驾驶舱控件联接，这些驾驶舱控件类似于当今在常规飞机中发现的驾驶舱控件，并且基于所定义的飞行目标函数将操作者输入转换为底层混合动力系统的最优设置，诸如：

[0285] -功率杆-每个推进器一个，控制推进器的功率输出。功率杆角度(PLA)将每个推进器的功率输出确定为全功率的百分比，并且实现到达峰值功率的有限持续时间的浪涌。飞行中控制模块将功率杆所请求的功率实时转换为每个推进器的最优设置，并且最优地从机载发电机和所存储能量单元获得此功率，以在飞机和动力系统的约束内满足操作者定义的飞行目标。一些实施方案还可提供风扇或螺旋桨控制杆以控制每个推进器的RPM，RPM的范围是从最大到最小、扩展到顺桨。一些实施方案可允许对多个推进器的控制同步，这样所有联接的推进器以相同的设置操作，或者允许自动油门操作，借此飞动中控制模块基于飞行路径来引导油门。在这些情况下，使用伺服电机或类似机构来基于当前功率设置(标准FAA自动油门操作)来移动油门。

[0286] -再生制动控件-每个推进器一个，控制推进器的再生功率输出。这通过专用的再生制动杆来实现，或者通过将功率杆的范围扩展到负功率水平、从而从零功率扩展到完全再生功率来实现。在这两种情况下，杆角度将每个推进器的再生功率输出确定为全再生功率的百分比。飞行控制模块将杆所请求的再生功率实时转换为每个推进器的最优设置。

[0287] -反向功率控件-每个推进器一个，控制推进器的反向功率输出。这可通过专用的反向功率杆来实现，或者通过将功率杆的范围扩展到负功率水平、从而从零功率扩展到全反向功率来实现。在两种情况下，杆角度确定每个推进器的反向功率输出为全反向功率的百分比。飞行控制模块将杆所请求的反向功率实时转换为每个推进器的最优设置。

[0288] -低级控件-在一些实施方案中提供，使得操作者能够手动地控制发电机、存储单元和功率分配装置。这些可包括用于接通和关断发电机的发电机控件，控制从空转到峰值功率的发电机输出。控件还可包括功率分配控件，以将功率流从机载源重定向到推进器。在具有左右推进器和左右源的双推进器飞机中，这些可提供对分流(左到右，右到右)、定向(分开加上右到左或左到右)以及联接(左右到左右)的选择；以及

[0289] ●模块化。通过机载控制器提供到动力系统的单独模块的直接接口。旨在用于需要绕过POCS的飞行优化能力以直接接合控制器的情况，例如修理、紧急情况、非标准操作。样本混合动力系统可访问的一系列模块在图10中示出，并且在本文中更详细地描述。

[0290] 图10是示出可在可用作本发明空中运输系统的一部分的电动混合飞机的实施方案中使用的动力系统优化和控制系统(POCS)的主要功能元件或模块的图。由图中所示的元件或模块实行或受其控制的功能、操作或过程中的每一个或其组合可通过由适当编程的处理元件(诸如，控制器、状态系统、微控制器、CPU、微处理器等)执行一组指令来实行。

[0291] 如图所示，POCS平台1000的实施方案的元件或功能模块可包括“机载”部件1002和“在线”部件1004。机载部件、元件和过程1002通常驻留在受控的飞机上，而在线部件、元件和过程1004通常驻留在数据处理平台或系统上，所述数据处理平台或系统位于飞机远程(诸如，在控制中心、集中式数据处理和调度平台等之中)，并且通过合适的通信信道或通信信道的组合(诸如，联接到可通过互联网与其通信的服务器的无线技术)与机载部件1002通信(在必要时)。

[0292] 在示例性实施方案中，POCS平台1000功能性通过以下机载能力(部件、元件和过程1002)来实现：

[0293] ●标准规程(元件/部件1041)，所述标准规程是用于动力系统及其模块的预设和操作者定义的标准操作程序的库，并且可包括：

[0294] ●飞行模式：例如，最优、高速、经济、自定义；

[0295] ●扫描和诊断：例如，初始化扫描、能量扫描、飞行前扫描、飞行中扫描、飞行后扫描；

[0296] ●操作规则库：定义安全性所需的或者基于操作者偏好的动力系统的操作优先级。这些约束了混合能量计划器和混合动力管理器，并且可包括：

[0297] -最小能量状态，以确保足够的安全性储备，例如具有容量的20％的所存储能量单元，以及相当于45分钟的飞行的发电机燃料；

[0298] -抵达时的能源状态，例如将所存储能量单元消耗到为容量的20％的最低水平；

[0299] -按飞行航段的功率分配优先级。例如，单独地依靠所存储能量滑行，或者单独地依靠所存储能量进场，并且使发电机空转以获得高可用性；以及

[0300] -按飞行航段的功率水平设置。例如，以80％全功率爬升，或者对于初始下降，则是在空挡推力下。

[0301] ●机载日志。捕获关于动力系统及其性能的关键方面的信息的数据库。这些包括：操作者详情；机载模块；操作者偏好；生命周期和维护记录；性能日志；检查和诊断日志，访问历史日志。数据库通过安全数据链路(元件/部件1043)周期性地将日志传输到在线日志(元件/部件1023)，并且仅将有限的历史存储在机上。

[0302] ●安全数据链路(元件/部件1043)。这使得能够将特定动力系统的远程诊断和维护从动力系统的机载日志定期上传到在线日志1023，并且使得能够出于校准或基准测试目的而访问飞机和动力系统库(元件/部件1020)。数据链路可包括两级安全性：用于传达日志或库数据的较低级别，以及用于诊断和维护数据的较高级别。对数据链路的访问是安全的，并且所有访问历史都得到记录。这也实现了飞行数据在POCS与FPOP/FMS之间的双向数据流动。

[0303] ●模块接口(元件/部件1050)。这些是到一系列机载模块的较低级别的控制器的连接器接口，使得控制器能够由POCS平台查询或引导，并且按需或连续地向POCS传输一系列状态和性能信息。通常，API规范定义了POCS和模块通信所用的协议。控制模块可包括变距风扇控制器、推进器电机控制器、蓄电池管理系统、发动机控制器、燃料系统控制器、发电机电机控制器、分配控制器(开关、连接器和转换器)等。

[0304] 应注意，图12示出用于示例性动力系统1200的接口配置，所述示例性动力系统1200由若干接口/连接器1202联接到机载POCS，以用于感测性能参数并向动力系统或其控制系统的部件返回控制信号的目的。类似地，图10和图11示出从POCS优化模块1130和动力系统和控件管理器1142到动力系统的匹配模块接口(元件1050和1150)的通信和数据流动。系统通过模块化操作者接口(元件/部件1012)向飞行员提供通向模块控制器的辅助直接路径(元件1052)。系统可包括用于冗余性的通向模块控制器的后备连接器，以及用于激活后备电路的连接器和开关。

[0305] POCS平台1000还可通过基于安全POCS云的数据平台(元件/部件1004)提供以下在

线能力中的一种或多种：

[0306] ●飞机和动力系统库(元件/部件1020)。飞机和模块性能模型的库，包括每个类别的操作模型，以及类别中的每个模块的参数。模型和参数通过基准测试平台(元件/部件1021)周期性地更新。数据库被设计来在初始化、校准新模块时由机载POCS查询或者由机载POCS查询以用于定期刷新。

[0307] ●基准测试平台(元件/部件1021)。这是性能基准测试程序的数据库，并且可包括外部基准测试程序的输入能力，以及来自单独动力系统的在线日志的原始性能数据的上传。还包括定期更新基准测试程序的统计或其他数据分析规程。

[0308] ●诊断平台(元件/部件1022)。它具有通过高度安全的数据链路对动力系统进行远程诊断和维护的能力。

[0309] ●动力系统日志(元件/部件1023)。它用作通过安全数据链路定期上传的来自单独动力系统的机载日志外加从基准测试平台提取的比较性能统计数据的存档。

[0310] 在典型的实施方案中，POCS平台(诸如，图10的元件1000)的实现方式可提供以下功能性或能力：

[0311] ●校准(由元件/部件1025表示)。它对优化和控制平台进行定制以适应特定机载模块，从而实现到未来技术的升级、飞机变型、向上适化/向下适化能量存储单元或发电机以及模块性能的高保真建模。在一些实施方案中，它可执行或辅助执行以下功能/操作：

[0312] -扫描动力系统以识别机载模块相对于最近扫描的改变，验证并记录在机载日志中；

[0313] -通过数据链路和填充机载模型，从在线飞机和动力系统库下载所有已改变模块的优化和控制参数；

[0314] -根据机载模块的性能校准模型。使操作者逐个通过对模块进行的由初始化扫描规程定义的一系列测试，以评估实际性能对比模型性能。识别潜在问题并警告。调整模型参数以更好地匹配实际性能；以及

[0315] -使得操作者能够围绕动力系统优化和控制、显示、报告、监控和诊断定义一系列偏好。包括针对具体操作环境、任务剖面和权衡定制的设置。将偏好存储在机载日志中。

[0316] ●飞行准备(由元件/部件1026表示)。它执行自动化检查，以确保动力系统具有足以安全地完成计划飞行的能量，并且处于飞行准备状态下。在一些实施方案中，它可执行或辅助执行以下功能/操作：

[0317] -接受飞行模式或最优模式作为默认，以及飞行细节：空中路径或飞行时间(或距离)、有效载荷和不确定性因素。这些可手动地或通过FPOP键入；

[0318] -基于能量状态扫描规程计算并显示能量状态；

[0319] -通过使用混合能量计划器利用规定的飞行细节、飞行模式和能量状态来确定是否需要另外的发电机燃料或所存储能量。检查有效载荷对比设计有效载荷以确保安全飞行，并且评估是否存在增加所存储能量单元的容量的选项；

[0320] -如果机载能量或有效载荷通过另外的所存储能量单元、增加的充电或燃料状态而改变，那么重新运行混合能量计划器；以及

[0321] -对动力系统执行由操作规程定义的飞行前测试，并且识别问题、触发故障检测和恢复模块。

[0322] ●飞行中控制(由元件/部件1027表示)。它实现对混合电动系统所递送的功率的简化控制,从而基于操作者选择的飞行模式和飞行细节来优化动力系统和模块功能。控制可以是半自动或全自动的,并且优化可以是基本的或集成的。在一些实施方案中,它可执行或辅助执行以下功能/操作:

[0323] -使用混合能量计划器基于飞行细节、飞行模式和能量状态来计算能量计划、抵达能量状态、目标速度和航程(最大、最优和经济)其中飞行细节是基本的,其中以飞行时间(或距离)作为输入;或者是集成的,其中以空中路径作为输入。最优显示抵达能量状态和目标速度。能量计划描述沿着空中路径的能量状态:在离散航路点处的所存储能量和发电机燃料;

[0324] -如果抵达能量状态低于最低储备水平,那么警告操作者,并且提供到达目的地的替代的飞行模式、目标速度设置;

[0325] -与操作者输入一前一后地实时控制动力系统以实现能量计划,从而最优地从存储单元和发电机获取功率,随着条件的改变而进行调整。图11提供可利用并且在本文中更详细地描述的飞行中控制过程和功能模块或子过程的概览。此控制过程可包括以下功能或操作:

[0326] -使用混合动力管理器来确定实时控制策略,其限定跨发电机和所存储能量单元的最优能量分配;

[0327] -将能量分配传递到模块优化器,所述模块优化器计算动力系统模块的最优设置,并且通过POCS内的模块接口将这些设置传输到较低级别的模块控制器;

[0328] -基于与先前计划的偏差定期地刷新能量计划;

[0329] -通过能量状态扫描规程周期性地刷新能量状态;以及

[0330] -手动地或通过FPOP(参考图14描述)实现对飞行模式和飞行细节的更新,并且通过刷新能量计划进行响应。

[0331] -实现半自动或全自动操作:在半自动操作中,操作者控制功率杆;在全自动操作中,飞行中控制模块指导所有功能,从而调整所请求的功率水平以递送最优空速;以及

[0332] -通过模块优化器连续监测动力系统的性能,并且通过飞行中扫描规程针对模型评估安全极限。在有问题的情况下,触发故障检测和恢复模块以协调警报和动作。

[0333] ●诊断(由元件/部件1028表示)。它执行飞行后任务分析、动力系统诊断和问题解决。在一些实施方案中,它可执行或辅助执行以下功能/操作:

[0334] -对存储在机载日志中的监测数据运行任务分析算法,以计算并显示关键飞行统计(例如,距离、时间、平均速度),关于所使用总能量、剩余的燃料和所存储能量的细节,关键性能统计(例如,总效率和每个模块的效率)。将结果存储在机载日志中;

[0335] -更新需要定期维护或寿命有限的模块或部件的操作历史;以及

[0336] -监测动力系统的健康和性能,并且通过飞行后扫描规程针对模型评估安全极限。在有问题的情况下,触发故障检测和恢复模块以协调警报和动作。

[0337] ●故障检测和恢复(由元件/部件1042表示)。它执行动力系统的不间断监测以检测并识别故障、警告操作者并辅助恢复动作。在一些实施方案中,它可执行或辅助执行以下功能/操作:

[0338] -通过故障检测和识别功能监测动力系统的健康,所述故障检测和识别功能利用

信号和模型的组合来尽可能快速且准确地识别并隔离故障；

[0339] -如果发生故障，则通过动力系统警报功能警告飞行员来触发补救响应；

[0340] -如果发生故障，则确定所需的动作并且触发动力系统和控件管理器以与飞行员协同地执行；以及

[0341] -补救动作还可通过飞行员接合动力系统和控件管理器以执行来发起。

[0342] 在一些实施方案中，POCS基于飞行细节和规定的飞行模式确定最优功率计划。POCS随后通过监测动力系统和模块的性能、在必要时进行调整来控制动力系统及其模块在飞行期间的操作以匹配功率计划。POCS被设计用于半自动或全自动操作，在半自动操作中，飞行员保持对油门的控制，而在全自动操作中，POCS控制所有功能。然而，飞行员能够覆写POCS设置。

[0343] 图11是示出可被访问并用于控制或修改本发明空中运输系统的实施方案中的飞机上过程的POCS的主要功能元件或模块的图。由图中所示的元件或模块实行或受其控制的功能、操作或过程中的每一个或其组合可通过由适当编程的处理元件(诸如，控制器、状态系统、微控制器、CPU、微处理器等)执行一组指令来实行。

[0344] 如图所示，POCS 1100的实施方案的飞机上过程的元件或功能模块可包括：

[0345] 优化模块(图10的元件1030和/或图11的元件1130)

[0346] ●混合能量计划器(图11的元件1132)：

[0347] -通过使依初始和抵达能量状态、模块性能约束和操作规则而定的非线性成本目标(见下文)最小化来确定空中/飞行路径内的最优能量路径，所述最优能量路径通常是指望在飞行进程中逐渐耗尽所存储能量单元、从而使得每个机载电源能够以最优效率进行操作的混合充电策略；

[0348] -通过将行程分解成由具有大致一致的操作要求(例如，滑行、起飞滑跑、匀速爬升、巡航、功率空挡下降)的节段组成的空中路径来执行(作为飞行准备的一部分)。随后执行优化以确定沿所提供空中路径的最优能量计划。如果未提供详细的空中路径，那么在基于基准测试程序的查询表对滑行、起飞、下降和着陆进行预算之后，假定标准耗尽曲线，例如在巡航和爬升航段上是线性的；

[0349] -通过全动态规划(或类似的算法)或简化的方法(诸如使用查找表或函数)来执行优化，以基于飞行航段和操作条件确定跨发电机和所存储能量单元的最优功率分配。功率分配可以许多方式中的一种来描述，这些方式包括作为全发电机功率的部分的发电机功率设置，或者等于从所存储能量汲取的功率与所请求总功率的比的功率比；

[0350] -目标函数定义将要由混合能量计划器在空中路径的进程内最小化的量。例如，目标函数可包括以下项中的一项或若干项，其中参数由操作者定义：目标函数＝燃料成本+所存储能量成本+发动机维护和储备成本(摊销)+蓄电池包成本(摊销)+乘客和机组时间成本+飞机成本+排放成本；并且

[0351] -目标函数基于所提供的出发和抵达能量状态、来自操作规则库的操作规则、来自动力系统和模块(推进器、发电机、所存储能量)模型的动力系统和模块性能约束来最小化。优化过程需要由飞机和动力系统性能模型提供的对飞机和动力系统性能的模拟。

[0352] ●混合动力管理器(图11的元件1134)：

[0353] -确定实时控制策略，以基于飞行的整体能量路径来优化跨机载源的能量分配(其

通过变量、诸如发电机功率设置或功率比来描述)以递送所需功率。这通过使依模块性能约束和操作规则(包括所提供的能量路径)而定的飞行航段的非线性目标最小化来确定;

[0354] -优化可通过相对简单的方法来执行,诸如按飞行航段和离散操作条件范围从最优值的查找表确定发电机功率设置(或功率比);或者通过更复杂的方法来执行,诸如使用诸如Pontryagin的最小原理(PMP)或等效消耗最小化策略(ECMS)的若干算法中的一种来确定最优值。与所提供能量计划的对准由外部控制回路驱动,例如比例加积分;

[0355] -目标函数定义将要由混合能量计划器在空中路径的进程内最小化的量。例如,目标函数可包括以下项中的一项或若干项,其中参数由操作者定义:目标函数=燃料成本+所存储能量成本+发动机维护和储备成本(摊销)+蓄电池包成本(摊销)+乘客和机组时间成本+飞机成本+排放成本;并且

[0356] -目标函数基于所提供的出发和抵达能量状态、来自操作规则库的操作规则、来自动力系统和模块(推进器、发电机、所存储能量)模型的动力系统和模块性能约束来最小化。优化过程需要由飞机和动力系统性能模型提供的对飞机和动力系统性能的模拟。

[0357] ●推进器优化器(图11的元件1136):

[0358] -根据所请求功率、空速和环境条件确定每个推进器的实时控制策略。将所请求功率转换为用于最优效率的推进器设置。随后,通过POCS平台内的模块接口(图10的元件1050和/或图11的元件1150),使用最优设置来引导较低级别的模块控制器(例如,变距风扇控制器、电机控制器)。最优设置可通过用于改进性能的精细控制回路进一步修改。这可包括用于微调操作点的寻峰回路,以及用于缓和设置在由乘坐舒适性、飞机结构或动力系统性能约束确定的间隔内的突然改变的平滑化回路;

[0359] -优化的设置可包括推进器的姿态,例如变距风扇角度、废气栓的位置和推进器电机-逆变器的输出(例如,扭矩、速度)。优化器在飞机操作范围内调节推进器设置,包括标准推力、空挡推力、再生制动、反向推力和恢复推力;

[0360] -对于标准推力控制,优化器由每个推进器的所请求功率、空速和环境条件驱动,并且确定使所递送推力最大化的推进器设置。这通过跨电机和推进器性能模型(图10的元件1040和/或图11的元件1140)执行分阶段或联合优化来完成。在分阶段方法中,依次优化电机和推进器设置。例如,可首先通过使用电机性能模型在针对电机限定的操作约束内进行优化来确定使效率最大化的电机设置。此后,通过使用推进器性能模型在针对推进器姿态限定的操作约束内进行优化来确定使推进器推力最大化的推进器姿态,例如风扇桨距角或废气栓的位置。随后通过POCS内的模块接口使用这些设置来引导较低级别的控制器的操作;

[0361] -在一些实现方式中,可使用查找表来确定近最优值,随后使用任选的优化步骤来按照上述那些的方向来精炼估计值;

[0362] -对于反向推力,优化器由每个推进器的所请求反向功率驱动,并且确定使所递送反向推力最大化的推进器设置。这通过与用于标准推力的过程类似的过程来完成。在分阶段方法的情况下,通过使用电机性能模型进行优化或者通过在电机性能表中进行查找来确定使效率最大化的电机设置。随后通过使用推进器性能模型进行优化或者通过在推进器性能表中进行查找来确定匹配的推进器姿态;

[0363] -对于再生制动推力控制,优化器由每个推进器的所请求反向功率、空速和环境条

件驱动，并且确定使所递送推力最大化的推进器设置。这通过跨电机和推进器性能模型执行分阶段或联接优化来完成。在分阶段方法中，依次优化电机和推进器设置。例如，可首先通过使用电机性能模型在针对电机限定的操作约束内进行优化来确定使效率最大化的电机设置。此后，通过使用推进器性能模型在针对推进器姿态限定的操作约束内进行优化来确定使推进器反向推力最大化的推进器姿态，例如风扇桨距角或废气栓的位置。随后通过POCS内的模块接口使用这些设置来引导较低级别的控制器的操作；并且

[0364] -对于空挡推力，优化器引导较低级别的控制器切断通向电机的功率，并且将推进器姿态设置到最小阻力，例如设置到顺桨或风车的变距风扇、设置到最大延伸的废气栓。

[0365] ●所存储能量优化器(图11的元件1138)：

[0366] -通过POCS内的模块接口1150监测可再充电存储单元的性能和状态，以帮助确保在由性能约束限定的长寿命范围内的操作。如果存储单元在其长寿命范围之外，那么优化器调整混合能量计划器和混合动力管理器设置以将功率重新分配给发电机，例如通过增加存储单元的有效成本；

[0367] ●发电机优化器(图11的元件1140)：

[0368] -根据所请求功率、空速和环境条件确定每个发电机的实时控制策略。将所请求功率转换为用于最优效率的发电机设置。随后，通过POCS平台内的模块接口1150使用最优设置来引导较低级别的模块控制器(例如，发动机控制单元、电机控制器、燃料系统控制器)。最优设置可通过用于改进性能的精细控制回路进一步修改。这可包括用于微调操作点的寻峰回路，以及用于缓和设置在由乘坐舒适性、飞机结构或动力系统性能约束确定的间隔内的突然改变的平滑化回路；

[0369] -优化的设置可包括内燃机的输出(例如，速度、扭矩)以及发电机电机-逆变器的汲取(例如，扭矩、速度)；

[0370] -优化器由每个发电机的所请求功率、空速和环境条件驱动，并且确定使效率最大化的发电机设置。这通过跨发动机和电机性能模型(或整合发电机模型)执行分阶段或联接优化来完成。在分阶段方法中，依次优化发动机和电机设置。例如，可首先通过使用发动机性能模型在针对发动机限定的操作约束内进行优化来确定使效率最大化的发动机设置。此后，通过使用电机性能模型在针对电机限定的操作约束内进行优化来确定使效率最大化的电机设置。随后通过POCS内的模块接口使用这些设置来引导较低级别的控制器的操作；

[0371] -在一些实现方式中，可使用查找表来确定近最优值，随后使用任选的优化步骤来按照上述那些的方向来精炼估计值；并且

[0372] -包括以下策略：从瞬变开始或者当所请求功率在发电机最优范围之外时，路由来自发电机的多余功率(高于请求的功率)以给存储单元充电，从而隔离发电机。

[0373] ●动力系统和控件管理器(图11的元件1142)：

[0374] -由来自飞行员或动力系统和控件重新设计功能的输入驱动，执行诊断或解决过程，重新配置动力系统或改变控制律；

[0375] -接收来自飞行员和动力系统和控件重新设计功能的解决方法或诊断过程步骤、动力系统重新配置指令、控制律；

[0376] -解决冲突命令并遵循操作规则功能中所限定的安全规程；

[0377] -通过借助于模块接口引导较低级别的控制器并且通过修改优化模块、飞机和动

力系统模型来以安全顺序执行一组合理化改变;并且

[0378] -例如,在即将发生紧急着陆的情况下,紧接在接地之前由飞行员触发的“安全和隔离”序列将引导动力系统和控件重新设计功能关闭或隔离动力系统的所有高压或可燃系统,以保护乘客和货物。可替代地,故障检测和识别功能可基于通过飞机状态变量对碰撞进行的评估来触发所述序列。

[0379] ●功率分派器(图11的元件1144):

[0380] -基于飞行员指导和动力系统能力来确定跨机载推进器的功率分配。这可包括:

[0381] ●协调多个推进器的功率分派,比如用以消除偏航力矩的平衡功率(例如推进器被提供动力以围绕飞机重心获得零力矩),或由主推进器的功率设置确定的推进器功率;

[0382] ●最优地适应推进器故障、从而保持与所请求功率对准的正常或柔性降级的性能的功率分派。例如,分派可提高通向健康推进器的功率以补偿故障推进器,同时限制偏航力矩,从而确保功率高于维持所述飞行航段的安全飞行所需的最小值并且不超过关于推进器的约束;以及

[0383] ●通过分配功率以产生所请求偏航力矩进行的用于定向控制的功率分派。

[0384] 飞机和动力系统模型(图10的元件1040和/或图11的元件1150)

[0385] ●飞机性能模型(图11的元件1152):

[0386] -飞行测试校准的、单自由度的、基于物理的性能模拟模型,在给出飞机重量、速度、空气温度、和压力以及爬升或下降速率的情况下,所述模型计算当前飞行阶段所需的预期功率(对这一方面的进一步描述存在于对FPOP系统的讨论中)。

[0387] ●动力系统和推进器模型(图11的元件1153和1154):

[0388] -性能模型、查找表和性能约束,其使得能够基于所请求功率、空速和环境条件来优化推进器设置。这些可包括以下各项中的一项或多项:

[0389] ●比如,电机性能模型,其将电机的效率描述为电机扭矩、速度和电压的函数;

[0390] ●比如,推进器性能模型,其将推进器推力定义为风扇桨距角、扭矩、空速、风扇速度和设置、标准、反向或再生制动的函数;

[0391] ●电机和推进器性能查找表,其定义离散点处的性能关系,作为优化的替代,或者用于产生起始近似值;以及

[0392] ●关于电机和推进器设置的性能约束。比如,标准操作、再生制动和反向推力的风扇桨距角范围。

[0393] ●发电机模型(图11的元件1156):

[0394] -实现基于所请求功率、空速和环境条件来优化发电机设置的性能模型、查找表和性能约束。这些可包括以下各项中的一项或多项:

[0395] ●比如,发动机性能模型,其将发动机效率定义为发动机扭矩、速度和周围条件的函数;

[0396] ●比如,电机性能模型,其将电机效率描述为电机扭矩、速度和电压的函数;

[0397] ●发动机和电机性能查找表,其定义离散点处的性能关系,作为性能模型的替代,或者用作起始近似值;

[0398] ●可替代地,比如,用于整合发动机电机性能的发电机电机,其将发电机效率描述为扭矩、速度、电压和周围条件的函数。与上文类似,发电机电机可由定义离散点处的性能

关系的发电机性能查找表代替或补充;以及

[0399] ●关于发动机和电机或者整合发电机设置的性能约束。例如,全功率、升压和峰值的发动机功率范围,全功率、升压和峰值的电机功率范围,以及升压和峰值的安全持续时间。

[0400] ●所存储能量模型(图11的元件1158):

[0401] -性能模型、查找表和性能约束,其使得能够基于所请求功率、当前荷电状态、环境条件来优化跨可再充电所存储能量单元和发电机的功率分配。这些可包括以下各项:

[0402] ●所存储能量单元的缩减模型,其例如通过通用库仑计数来使单元的电荷状态与所汲取的电流相关;

[0403] ●所存储能量性能模型,其基于所汲取的功率、荷电状态、周围条件和其他因素来确定单元的操作效率。例如,与模型联接的用于关键参数(诸如,用于随荷电状态和温度改变的开路电压)的Rint型等效电路模型;

[0404] ●所存储能量性能查找表,其定义离散点处的性能关系,作为优化的替代,或者用作起始近似值;以及

[0405] ●关于所存储能量单元的性能约束,其包括荷电状态和从单元汲取的功率的限值。

[0406] 故障检测和恢复(图10的元件1042和/或图11的元件1160)

[0407] ●故障检测和识别(图11的元件1162):

[0408] -通过基于信号和基于模型的方法的组合来连续监测动力系统的健康,以检测传感器、致动器、部件或模块故障;

[0409] -对来自一系列源的信号、从POCS到较低级别的控制器的控制信号、来自较低级别的控制器、动力系统和模块传感器的输出信号、飞机状态变量进行周期性采样;

[0410] -监测信号以确保动力系统正在由性能约束限定的安全极限内操作。如果超过安全极限,那么监测尖峰的广度和持续时间,以评估问题的严重性;

[0411] -触发动力系统警报(图11的元件1164)以通过驾驶舱内的接口(元件1170,并且更具体地,飞行员警报元件1172)来通知飞行员;

[0412] -利用各种方法来检测故障信号,例如傅立叶分析、极限检查;

[0413] -通过诸如参数估计或神经网络的方法将动力系统、模块和子系统的性能与部件或过程的内部模型的性能进行比较,以便识别潜在故障;

[0414] -通过信号和使用分析和/或启发式方法的模型来确定故障的位置和性质。基于位置、类型和严重性对故障进行分类;并且

[0415] -触发动力系统和控件重新设计功能/过程(图11的元件1166)以发起校正动作。

[0416] 应注意,为了管理飞机和运输系统的目的,动力系统配置和控制律库可包括以下信息、数据或过程:

[0417] -描述解决动力系的故障将要遵循的过程步骤的解决过程;

[0418] -每个动力系统配置描述集体地需要被设定以实现此架构的设置(例如,开关、连接器、接触器),以及执行安全重新配置的过程步骤和操作重新配置的动力系统的控制律;并且

[0419] -每个控制律描述动力系统的优化和控制规程,包括目标函数、操作规则、动力系

统和模块功能约束以及飞机和动力系统性能模型。

[0420] ●动力系统和控件重新设计(图11的元件1166)：

[0421] -通过将预定义设计与飞行中合成相结合，确定适应活动故障以使得正常或柔性降级的性能得以保持所需的动力系统和控件重新设计；

[0422] -基于故障的位置、类型和严重性来确定是否需要校正动作；

[0423] -通过专家系统(或其他决策过程)选择解决过程、动力系配置和控制律来最优地适应故障，所述专家系统将预定义解决过程、动力系统配置和控制律的库内的查找与合成进行组合，以定制对特定条件的响应。例如：

[0424] ○故障模块或电路的隔离。比如，在转换器中的短路开关故障的情况下，可使用连接到开关的快速熔断器：当发生故障时，清除熔断器隔离开关；

[0425] ○适应故障的功率重新分配。比如，在具有双推进器(左和右，各自由所存储能量单元和发电机提供动力)的动力系统中，推进器或源中的故障可能需要允许左右传输以优化输出。左右传输将通过允许使右推进器增压而有助于补偿左推进器中的故障。类似地，左右传输将有助于适应右功率源中的故障，这样两者可平等地被供电；

[0426] ○冗余模块或电路的激活。比如，在具有双推进器(左和右，各自由总线供电)的动力系统中，任一总线中的故障可由单根冗余总线适应。此外，冗余总线还可用于创建用于左右传输的路径；以及

[0427] ○高压电路的隔离。

[0428] -通过触发动力系统警报(图11的元件1164)和动力系统和控件管理器(图11的元件1142)功能、操作或过程来发起警报和校正动作。

[0429] 图14是示出飞行路径优化平台(FPOP)的某些输入、功能和输出的流程图或流程图解，所述飞行路径优化平台可用于确定或修订可用作本发明空中运输系统的一部分的电动混合飞机的飞行路径。由图中所示的元件或模块实行或受其控制的功能、操作或过程中的每一个或其组合可通过由适当编程的处理元件(诸如，控制器、状态系统、微控制器、CPU、微处理器等)执行一组指令来实行。

[0430] 飞行路径优化平台的实现方式可用于确定混合电动飞机的最优飞行路径。这包括在满足由飞行模式限定的性能和成本目标的同时，针对一系列飞行航段中的每一个限定速度和高度以及能量计划。FPOP确定跨一个或多个飞行轨迹的最优路径；在这样做时，它将飞机和动力系统特性、天气条件、ATC限制、危险等考虑在内。

[0431] 应注意，具有多个功率源的区域性混合电动飞机的飞行计划需要比在长程上驾驶常规飞机更复杂的一组权衡。例如，对于混合电动飞机，最优飞行高度由速度对比效率目标、飞行距离、高空天气、飞机空气动力学、可用能量和功率以及相对的所存储能量对比发电机的使用的组合来确定。相比之下，长距离商务乘客或货物飞行的指定飞行高度可由FAA要求、政府政策和粗略飞机特性中的一个或多个来设定。这是确定常规长程飞行的一个(或多个)节段的更简单方式。由于本发明飞机和区域性空中运输系统所需的飞行计划过程的复杂性，使用FPOP来执行飞行前和飞行期间(随着条件的改变)所需的优化过程，以确定最优飞行路径。

[0432] 除了主飞行路径计划之外，还可在飞行中周期性地利用FPOP来更新到达目的地的飞行路径(鉴于风力变化、ATC路径选择等)，并且在动力系统内的失效或者其他飞行紧急情

况的情况下提供替代目的地或飞行路径：

[0433] ●在飞行期间，鉴于当前能量状态，周期性地识别在飞机的航程内的所有机场。结果可以任何格式方式向飞行员显示，所述格式方式包括地图上的航程圈、地图上的机场加亮、简单的文本列表等；

[0434] ●在任何紧急情况的情况下，立即提供到达最近的可接受备降机场的飞行路径；并且

[0435] ●在动力系统中的部分失效的情况下，FPOP将识别在动力系统的降级状态下可用的替代目的地。部分失效的实例将包括一个或多个能量存储单元、发电模块、推进电机等的失效。

[0436] 在FPOP平台或数据处理系统的一些实施方案或实现方式中，优化过程可在两个级别上执行：

[0437] ●1级：简单的基于规则的计算，其使用标准库来基于飞行模式和距离设定高度和速度；以及

[0438] ●2级：跨一系列可行的高度和速度替代方案进行的优化，其以1级输出为基础。

[0439] 在一些实施方案中，FPOP平台可包括或被配置来访问以下功能、操作或过程中的一个或多个：

[0440] 路径生成(图14中的元件或过程1404)。它限定每个飞行轨迹的1级飞行路径。此模块构造由飞行节段(例如，巡航、爬升、下降)连接的航路点(纬度、经度和高度)限定的3D飞行路径，其中速度和能量计划被指派给每个节段。巡航可由如高度约束和ATC路径选择所需的一个或多个节段组成。在2级优化的情况下，使用路径替代生成规则模块(1413)为每个轨迹建立替代飞行路径。针对每个飞行路径，使用速度规则库确定每航段的目标速度，并且通过跨所提供的条件进行插值来确定天气和警示指数。一般来说，路径生成过程或元件利用从性能启发法和空域约束的库中汲取的核心序列，诸如以下：

[0441] ●路径生成序列首先通过启发法设定巡航高度和飞行速度。计算爬升和下降距离以设定中间航路点，将空域约束计算为具有高度约束的航路点。最后，针对每个节段设定功率比(增程发电机状态)；

[0442] ●路径启发法(图14中的元件1407)基于来自广泛的飞行路径优化的数据库的高度、速度和能量源利用的库。针对给定的航程、重量和飞行模式，返回对于无风的简单飞行剖面最优的爬升和下降速率、巡航高度和速度以及增程发电机利用时间。启发法可使用本文所描述的过程来生成；

[0443] ●空域约束。(图14中的元件1410)结合飞行轨迹，利用空域和地形的导航数据库来确定最小或最大高度约束，沿着飞行轨迹强加约束以作为起点和终点(纬度、经度和高度)航路点；

[0444] ●爬升、下降库。(图14中的元件1409)返回在当前重量以及由路径启发法提供的速度下在两个高度之间爬升或下降的时间和距离的库。库可包括具有内插平滑化或编译性能计算的表查找；

[0445] 环境评价。(图14中的元件或过程1412)确定环境条件是否保证超过基线启发路径的路径优化水平。将天气和警示数据应用到飞行路线；任何警示、大风或飞行路径上的显著风力变化将需要L2路径精炼。

[0446] 替代飞行路径生成器(图14中的元件或过程1413)。通过根据初始飞行路径更改节段高度来构建一组替代飞行路径。如果得到保证,则使用断点生成器利用另外的航路点来对现有飞行节段进行划分,并且随后生成一组所有可能路径。最大路径数量(数量级为10)受高度约束(最小、最大)和需要在增量高度处巡航的空域规则(例如:在美国,向东的飞行在奇数千英尺、9000英尺、13000英尺等处巡航)限制;

[0447] 断点生成器(图14中的元件或过程1414)。此例程将现有巡航节段与警示和天气指数数据(元件1403和1405)进行比较。通常,航路点被插入在任何警示的边界处,并且还被插入在具有显著风速变化的任何位置处。每个另外的航路点都增加优化器可用的自由度;

[0448] 飞行路径优化器(图14中的元件或过程1408)。它改变飞行路径内的巡航速度和功率比,以在满足约束的同时使目标函数最小化。针对当前飞机状态执行优化,当前飞机状态可包括重量、所存储能量和可用的增程发电机燃料以及可包括风、降水、温度等的环境条件。优化过程的结果可包括优化的飞行路径、空中路径、能量计划以及目标函数的值。飞行路径优化器可包括以下过程、操作、功能、元件等中的一个或多个:

[0449] ■目标函数。由飞行模式设定,所述目标函数将影响巡航速度和能量利用策略。"概括"性能空间的示例性目标函数通常将是最大速度(最小时间)或最小能量。更综合的目标函数可包括以下项中的一项或若干项,其中参数由操作者定义:目标函数=燃料成本+所存储能量成本+发动机维护和储备成本(摊销)+蓄电池包成本(摊销)+乘客和机组时间成本+飞机成本+排放成本;

[0450] ■优化变量。优化器改变巡航速度和功率比。例如,最大速度优化将导致高水平的增程发电机使用,而最小能量优化将导致水平取决于飞行航程的增程发电机使用,足够短的飞行将根本不使用增程发电机;

[0451] ■优化约束。可包括关于动力系统的性能和安全性的一个或若干个约束,包括所存储能量的最大放电率,飞行期间的任何点处的最小荷电状态,飞行结束时的最小能量储备(应注意,优化发生在固定飞行路径上;飞行路径发电机已满足任何高度约束);

[0452] ■优化过程。优化空间是非线性的,并且可包括发电机状态的不连续性,这两者排除了闭合形解。优化需要使用当前飞机配置并且在预期飞行环境中以时间相关的方式对飞机和动力系统在限定飞行路径内的性能进行建模。性能模型产生用于计算目标函数的时间积分总计(例如:消耗的燃料和所存储能量);

[0453] ■飞行建模可通过动态规划(例如包括代表性飞机和动力系统模型(下面更详细地描述)的飞行模拟)来实现,或者通过简化的方法(诸如降阶模型(只要是不连续的,就可正确地对时间积分特性进行建模))来实现。本文描述的方法利用具有代表性飞机和动力系统模型的飞行模拟器过程,并且并入当前操作环境的影响;

[0454] ■优化算法。具有单个巡航速度变量的飞行剖面可用梯度下降或牛顿法来优化。在功率比上具有不连续性的多节段飞行可能需要更高级的非线性算法,诸如NPSOL;

[0455] 约束检查(图14的元件或过程1406)针对可用于使优化空间成形的所需飞行末期能量储备或其他约束来检查优化的飞行路径的结果。此时,将不能被优化以满足约束的路径作为不可行路径丢弃;

[0456] 路径评价(图14的元件或过程1402)。它按目标函数对所有有效飞行路径进行分类,返回默认飞行路径(如最初所请求的)和优化的(即,具有最小目标函数的)飞行路径与

所有相关信息；

[0457] 飞行模拟模型和模块。飞行模拟模型可由飞行路径优化器(图14的元件或过程1408)利用，并且是飞行测试校准的、单自由度的、基于物理的性能模拟模型，在给出飞机重量、速度、空气温度、和压力、以及爬升或下降速率的情况下，所述模型计算当前飞行阶段所需的预期功率。所述模型在时间步进和经验例程中利用飞机和动力系统模型，以连续计算在存在预测天气的情况下沿着飞行路径的性能。结果是时间、距离和能量的积分总计。距离积分总计为空中路径。这些模型可包括以下各项中的一项或多项：

[0458] ●飞行模块。由对应飞行模块(例如，起飞、爬升、巡航、下降、着陆等)针对每个飞行节段计算性能。所述模块利用飞机和节段信息来启动，并且返回整个飞行节段的综合性能。表格提供关于每个模块的输入和输出的细节，其中模块利用飞机和动力系统模型来计算飞机性能；

[0459] ●飞机模型。所述模型可利用飞机状态(高度、速度、功率水平、重量、转弯速率等)和操作环境(高度、空气温度、压力、密度)来启动，并且返回对应的瞬时性能(能量使用、燃料燃烧、加速度、爬升或下降速率等)。所述模型可利用力和力矩方程(C_L、C_D、C_{Di}、C_M、F和N_ZW)和综合表查找的组合来确定飞机瞬时性能，其中：

[0460] ○C_L-C_L＝$N_ZW/q/S$的标准计算结果；

[0461] ○C_D-通过基于Reynolds的表面摩擦方法计算的阻力，其中型阻系数校正到测试阻力。冷却阻力、襟翼和起落架阻力(如果需要的话)、突起和干扰阻力的其他系数；

[0462] ○C_{Di}-具有基线$C_L^2/(\pi AR\ e)$的诱导阻力，e通过表查找、C_L的函数、襟翼设置提供。配平阻力作为升力增量添加到主翼，并且C_{Di}来自HT；

[0463] ○C_M—俯仰力矩，来自飞机重量、CG和中性点(速度相关，来自表查找)；

[0464] ○F—推力，可用和所要求的。动力系统和推进器模型被调用来确定可用SHP，所述可用SHP利用空气动力推进器模型(效率对比速度的表查找)转换为推力。计算平衡阻力所需的推力(在非最大推力的情况下)，并且将其用于能量/燃料燃烧；以及

[0465] ○N_ZW—由于加速飞行(转弯或俯仰速率)引起的载荷系数，以(g)的分数来表达；

[0466] ●动力系统模型。代表混合电动动力系统模块和推进器的物理学。响应于来自飞机的推力需求，动力系统模块在增程发电机与能量存储单元之间分配功率，返回可用推力、增程发电机状态、燃料燃烧速率和存储放电率。飞机模拟追踪增程发电机运行时间、总的所燃烧燃料和所使用的存储的kWh。在动力系统部分(例如，图11的元件1153和1154)中提供关于动力系统模型的另外信息。

[0467] 如所指出的，FPOP流程图或流程控制图示出FPOP过程的示例性实现方式中的步骤顺序。这些通常包括：

[0468] 1.将FPOP从POCS(1409)初始化；可从若干来源收集飞行路径生成/优化所需的数据：

[0469] a.由POCS提供飞行员输入的飞行模式信息(1410)，所述信息还包括能量状态要求(例如，着陆时所需的储备水平)

[0470] b.GPS/FMS提供将要优化的初始的、飞行员输入的飞行轨迹(1412)—可存在多于一个飞行轨迹选项(例如，围绕地形或在地形上方的多条路线)；

[0471] c.通过数据链路(ADS-B接收)上传天气信息(1414)；

[0472] d.飞机数据总线提供当前的操作或环境参数(1416),包括温度、空气压力,并且如果这是飞行中更新的话,还包括飞机位置和速度。

[0473] 2.数据预处理(1420)将广域天气信息转换成沿着飞行轨迹(基于纬度、经度和可获得高度)的位置处的内插天气的天气指数(1403)。类似地,对警示的源(例如,结冰或降水)进行预处理以检查它们对预期飞行路线的可能影响;在警示指数(1405)中提供数据。

[0474] 3.利用完全汇编的一组输入数据集来调用FPOP平台(步骤或阶段1401)。

[0475] 4.飞行路径生成器(1404)根据所提供的2D飞行轨迹创建三维飞行路径。所生成路径由一组航路点(由纬度、经度和高度定义)限定,这些航路点由节段(爬升、巡航、下降)连接,所述节段具有指定用于每个节段的速度。

[0476] a.路径/性能启发法的库(1407)提供最优爬升速率、巡航高度和下降速率。启发法针对飞机当前重量和能量状态校正;

[0477] b.爬升和下降库(1409)使用速率(来自启发法)来提供确定中间航路点位置的爬升和下降距离;

[0478] c.可添加中间航路点以匹配空域约束(1410),其包括由于地形造成的约束;以及

[0479] d.航路点通过飞行节段相连;来自启发法的速度和增程发电机状态被指派给所有节段。

[0480] 5.环境评价(1412)结合天气和危险数据检查飞行路径,以确定路径在实际条件下是否将受益于优化:

[0481] a.如果没有另外的优化是所需要或者将是有益的,那么将路径提供给飞行路径优化器(1408);

[0482] b.如果进一步优化具有潜在益处,那么调用替代飞行路径生成器(1413);

[0483] i.断点生成器(1414)可基于高空中的警示源和/或风来向巡航节段添加另外的中间航路点;这在优化空间中提供更多的自由度;

[0484] ii.每个巡航节段的高度向上变化到最大值(由性能限值设定)并且向下变化到最低值(由约束设定)。通过使用启发法再次设定速度和能量源利用;

[0485] iii.将全组可能的路径提供给飞行路径优化器(1408)。

[0486] 6.飞行路径优化器(1408)改变飞行路径内的巡航速度和功率比,以在任何指定约束内使目标函数最小化。对于每个飞行路径,优化器生成空中路径、能量计划和目标函数。应注意,如果找不到可行的能量计划,则可丢弃路径。

[0487] 7.按目标函数对所有可行路径进行分类,并且识别并返回最优路径。最终输出(1430)是飞行路径和空中路径、能量计划、所需能量、储备能量和抵达能量,以及指定目标函数的值。

[0488] 飞行模拟模块(应注意,这些代表可能实现方式的实例)

[0489]

模块	输入	规程	输出
全部	飞机重量、CG、起始高度、结束高度、大气条件(压力、温度)、风速		
起飞	襟翼角度、跑道信息(坡度、表面类型)	按照FAA规章计算VCLmax、VLO、V1、V2的速度，计算加速距离、时间和平衡场要求，终止于超障高度	起飞速度、地滚距离、超障高度、正常、发动机停机、平衡场、初始爬升速率和梯度、正常、发动机停机、起飞时间、所使用能量和发电机运行时间
爬升	爬升类型(能量/固定速度) 速度(KIAS) 爬升功率	计算爬升速度的加速度，随后执行固定速度爬升或最大比能量爬升(P_s)的时间步进迭代计算，其中爬升速率由可用的过量功率确定。终止于最终高度。整合	初始值、爬升速率、总时间、能量、燃料、和爬升距离、最终高度、最终速度、发电机运行时间

[0490]

		的节段总和的能量、时间和距离	
巡航	速度或马赫数，终止准则：航程，或最终航路点，或最终所需的最小重量/能量、能量储备	计算巡航速度的加速度，随后是稳态巡航，直到满足终止准则为止。在一旦剩余的所存储能量足以在具有所要求储备的情况下完成飞行则关闭增程发电机的情况下，对飞行物理学进行的单 DOF 的迭代时间步进计算。	总时间、距离、能量、燃料燃烧和发电机运行时间
下降	下降速率(ft/sec)最终速度	计算在零净推力下的“最佳滑翔”下降(L/D max)的闭合形解，或者在固定功率下的时间步进迭代下降，以及从初始到最终空速的线性减速。终止于最终高度	总时间、距离、能量、燃料燃烧和发电机运行时间
着陆	襟翼角、跑道信息(坡度和表面类型)、进场角、超障高、制动 μ、残余推力	计算着陆速度，VCLmax、Vref、V_{TD}。计算四个距离；从超障高度到开始拉平的初始下降距离、拉平距离、平飘距离和地滚距离。拉平使用 N_Z 值来确定垂直和水平拉平距离。	进场、拉平、平飘和制动(地滚)距离。所使用的时间、能量和燃料。发电机运行时间。

[0491] 应注意，飞行路径优化(诸如由FPOP执行并且如本文所描述的飞行路径优化)取决于影响飞机效率和成本的参数；这些在常规平台与混合平台之间显著不同，如下表所示。

[0492]

参数	混合电动	常规
燃料成本	燃料成本+蓄电池折旧+充电能量	所消耗燃料的线性函数
总飞行能量	燃料(kWh 当量)+蓄电池充电能量(kWh)	所消耗燃料(kWh 当量)
推进能量效率	增程发电机效率可取决于高度、速度，或者可与两者无关。 所存储能量效率可取决于荷电状态和放电率 推进器效率主要是速度的函数	发动机效率与推进器效率紧密相关 组合是速度、高度的函数
发动机维护成本	运行时间(恒定功率输出，并且不等于飞行时间)的线性函数	从操作时间(与飞行时间相同)的简单函数向功率循环次数和由热段温度加权的时间的综合函数改变。
对于固定高度最优的巡航速度	两个相异操作参数: 空气动力学和推进器效率的函数 所需总能量，P*t(其中 t = d/V)，以及可用总能量($P_{发电机}*t + E_{存储}$) 第一个是重量和速度的函数，并且对于任何给定重量都可容易计算。然而，第二个特定于当前飞行的确切能量状态和航程需求。	速度和/或马赫数以及重量的函数。
	对于任何给定的重量和高度，最优速度随能量状态和航程变化。	对于给定的重量和高度，存在单个最小能量巡航速度
最优巡航高度	航程、所存储能量、飞行模式和增程发电机功率与高度的函数	在给出航程的情况下可达到的最高高度

[0493] 在一些实施方案中，可进行优化过程，以便生成路径或用于FPOP飞行路径生成器的其他启发法，如本文所描述。下面是包括关于可对于本发明混合电动区域性空中运输系统执行的优化过程与可用于常规飞机和运输系统的优化过程之间的差异的信息的表格。

[0494]

优化过程	混合电动	常规
目标函数	目标函数可基于“成本函数”C_F/C_T（能量成本/时间成本） 能量成本包括增程发电机中所燃烧的燃料、蓄电池充电能量和蓄电池折旧。“时间成本”包括所有非燃料成本，包括维护(发动机、机架)、机组、折旧(机架)以及与飞行时间直接相关的任何其他成本(例如：保险)。 还可包括外部因素，诸如排放成本	目标函数基于“成本函数”，通常是C_F/C_T（燃料成本/时间成本） “时间成本”包括所有非燃料成本，包括维护(发动机、机架)、机组、折旧(机架)以及与飞行时间直接相关的任何其他成本(例如：保险)。
高度对比优化效率	高度的效率弱函数。 典型高度 6,000-25,000 ft 优化器针对速度而非效率来选择高度。 无论飞行模式(C_F/C_T)如何，爬升速度默认为更高的值(更浅的爬升)，以在具有或不具有效率损失的情况下改进平均速度; 优化器平衡时间成本与所存储能量利用效率(其在高放电率下降低)，以及增程发电机效率对高度的任何敏感性。 由航程、可用增程发电机功率或飞机上升限度限制的最大高度 针对最小能量进行优化将导致在最小可能的增程发电机使用的情况下，飞行速度接近空气动力学最佳提升/阻力。	高度的效率强函数(随高度增加)。 典型的操作高度是从 25,000 至 40,000 ft(涡轮螺旋桨飞机、区域性喷气机)。 在区域性航程内，优化器被迫根据C_F/C_T 的值用效率(降低燃料燃烧)换速度 高 C_F/C_T 使燃料燃烧最小化，导致以较慢的速度更急剧地爬升到对于给定航程可能的最高高度以使燃料燃烧最小化，并且导致飞行慢车下降以使在巡航高度处花费的时间最大化。 C_F/C_T 的低值使总时间最小化，导致更高的爬升速度、更低的爬升角度、更低的巡航高度以及更早的动力下降，以使平均速度最大化。

[0495]

	针对最大速度进行优化将导致在从起飞到巡航结束连续使用增程发电机的情况下，低角度爬升到全部发电可用的最大高度。	
最佳速度的计算	对于给定的高度、重量和航程，最佳效率导致在巡航结束时完全耗尽所存储能量源。 增加 C_T 将增程发电机使用时间一直增加到完整巡航节段(最大巡航速度) 对于给定高度，巡航速度是空气动力效率、可用的能量和功率以及目标函数的函数。 增程发电机功率一直到极限高度通常是恒定的，并且随后减小；这可降低巡航中最大速度的高度 高度对效率的弱敏感性、具有变化性质和利用率的多个能量源以及相对于时间和/或高度的不连续的增程发电机性质的这种组合导致高度相关的、不连续的优化空间，所述优化空间与闭合形积分或线性优化求解器不兼容，替代地需要结合飞行模拟的非线性方法(例如：Neldor-Mead) 作为标准飞行功能，这种优化水平将是过高的 相反，在飞行之前生成启发法，其确定无风操作的最优路径和能量计划起始点。	对于给定的高度和重量，最佳效率巡航速度是容易计算的，即空气动力学与发动机效率之间的单值最小值 飞机总能量是飞机状态(势能+动能)和所燃烧燃料的连续函数。 一阶连续相关性的这种组合允许利用标准优化技术(诸如，能量最小化)来在范围约束下针对最佳巡航高度进行优化。巡航高度随后确定最佳巡航速度和所需总能量(燃料燃烧)。

[0496] 图13是示出飞机的示例性飞行路径优化的图，所述示例性飞行路径优化可由飞行

路径优化平台(FPOP)生成并且至少部分地用于控制本发明区域性空中运输系统的实施方案中的飞机的操作。如图所示,飞行路径1300可由一个或多个节段(诸如图中由“A”、“A.1”、“B”、“C”、“D”等识别的那些)组成,其中每个节段段可能需要飞机和控制系统的特定配置,以便被适当地实现(例如,受制于由行程距离、燃料(能量)水平、燃料消耗、总重量等对飞机操作施加的约束))。所述图以剖面示出飞行路径优化过程的图形实例,并且因此仅示出作为距离的函数的高度剖面。在此实例中,默认飞行路径1300是单原点的单目的地路径,其由FPOP的路径生成模块/功能分成多个节段。

[0497] 由FPOP模块的路径生成过程产生的初始路径(由虚线表示)是基于原点(A)、目的地(D)和地形障碍的高度约束。此默认路径导致初始爬升(节段A至A*),在最优无风高度处的巡航模式(节段A*至B),在越过障碍的更高高度处的节段(B至B.1),返回到移除障碍约束时的最优巡航高度(节段B.1至C)并且巡航直到下降点的顶部(节段C至C.1)时,之后是下降到着陆(节段C.1至D)。路径生成过程使用爬升和下降速率来确定飞行路径的中间点(即,A.1、B.1和C.1)。应注意,最优爬升和下降速率、巡航高度和速度以及发电机关闭点(由点C与C.1之间的三角形指示)由飞行模式和航程确定。例如,在中等航程内的“高速”模式导致以最佳速率爬升到允许峰值发电功率的最大高度,其中对于所有巡航,增程发电机开启;而在相同距离内的经济模式可能在较低高度处更缓慢地巡航,并且增程发电机在巡航的中途关闭,从而仅依靠所存储能量完成飞行。此路径被提供给能量优化模块,并且随后提供给FPOP的路径评价模块。

[0498] 返回到图13所示的示例性优化过程,在一些实施方案中(并且如图14所表明),在典型的优化过程中,环境评价模块/功能1412针对潜在巡航节段检查天气指数1403和警示指数1405,并且基于风速、风向或风速度的变化等来确定是否应执行进一步优化(如图14的“精炼路径?”判定步骤1415的“是”或“否”分支所指示的):

[0499] ●断点生成器1414首先基于风梯度确定现有的巡航节段(即,A、B和C)是否需要另外的细分;在这种情况下,答案是否,因为风在每个航段上是一致的(如图13中所示的风速度W1和W2所表明);

[0500] ●替代飞行路径生成器模块1413改变A.1、B和C处的高度,这修改飞行路径的点A.3、B.1、C和C.1的位置;应注意,存在有限数目的可行变化,因为飞机规章要求在增量高度下(例如,在美国,每2,000ft)进行巡航。巡航高度的下限由最小路线高度(MEA,由地形和空域限定)设定,而上限由飞机性能能力设定。这个改变过程的结果是一组潜在的飞行路径;

[0501] ●飞行路径优化模块1408通过实施飞行模拟过程来对每个潜在飞行路径进行分析,以找到所述路径的最低能量使用;以及

[0502] ●路径评估模块1402被用于对路径排列并返回默认路径和使目标函数最小化的路径两者。

[0503] 在此实例中(与图13所示的默认飞行路径1300相比),路径优化模块1408将初始高度降低到下限以避免逆风,从而将A.3的位置往回移动以确保有够距离来爬升到B,以便越过地形障碍。B处的高度不变,但在越过障碍之后,C处的较低巡航高度利用顺风,并且尽可能长地延迟下降点(C.1)的顶部以利用顺风。在初始节段上减少的能量使用允许发电机更早地关闭(如由图中更靠近点C的三角形所表明)。

[0504] 下表示出优化路径中的每个航路点、中间航路点的源、每个航段所希望的高度和

速度以及优化过程修改原始默认飞行路径的方式。在表中，A.2、B、B.1和C航路点的速度和/或高度已被优化。此表还列出针对每个航段确定速度的方式；应注意，已针对高度被优化的航段也已针对速度被优化。

[0505]

ID	*名称*	*源*	*速度*	*约束*	*高度*
A	出发点	飞行轨迹	n/a	固定	固定
A.1	最初爬升的顶部	计算	按规则计算	最小值	A.2

[0506]

A.2	第一巡航航段	计算	针对飞行模式来优化	最小值	被优化到较低高度以避免强逆风(W1)
A.3	第二次爬升的起点	根据(B)处的约束来计算	按规则计算	最小值	A.2
B	巡航航路点	飞行轨迹	针对飞行模式来优化	最小值	受越过地形所需的最小高度约束
B.1	巡航航路点	飞行轨迹	(B)	最小值	(B)
C	第三巡航航段的起点	根据下降距离来计算	针对飞行模式被优化	最小值	被优化到递送顺风(W2)和增程发电机效率的最佳组合的高度。
C.1	下降的起点	基于零净推力(D)来计算	按零推力下降的规则来计算	最小值	(C)
D	抵达点	飞行轨迹	n/a	固定	固定

[0507] 如所指出的，具有多个功率源的区域性混合电动飞机的飞行路径计划需要比在长程内的常规飞机更复杂的权衡。例如，最优飞行高度由速度对比效率目标、飞行距离、高空天气、飞机空气动力学、可用能量和相对能量存储对比增程发电机或替代电源使用的组合来确定。FPOP过程使得能够在飞行前和飞行期间随着条件的改变进行这种优化，以确定一个或多个最优飞行路径。

[0508] 如本文所描述，在一些实施方案中，用于混合电动飞机的FPOP平台或系统可具有以下特性和/或执行所指示的功能：

[0509] ●生成一个或多个飞行路径，所述飞行路径针对飞行模式被优化并且同时满足飞机和环境约束(例如，最终能量状态和空域限制)。确定的或修订的飞行路径可上传到FMS

(图3和图4所示)以由飞行员或自动驾驶仪执行;

[0510] ●具有多个能量源的区域性混合电动飞机的飞行计划需要比常规飞机更复杂的权衡,并且由于使用多源能量储备的复杂性,对于飞行安全也是更加关键的。飞机在任务内的性能本质上是非线性的,并且通常利用某种水平的动态规划(例如,模拟)外加优化方法(例如,使总飞行能量最小化的能量方法)来实现。混合电动性能需要另外的复杂性水平,因为能量贡献来自在物理上相异的多个源(能量源或功率源),它们相对于飞行上的时间或成本可能不连续。这导致常规飞行路径计划所不能解决的复杂的优化过程;

[0511] ●如所描述的,用于混合电动动力系统的飞行路径优化平台(FPOP)通常使用两步过程;(1)飞行路径定义,以设定包括巡航高度的整体飞行剖面,接着是(2)在当前操作环境中进行的优化。

[0512] ●飞行路径定义可根据环境条件在一个或两个级别上发生:

[0513] -1级:使用启发法的3D飞行路径的初始定义,所述启发法提供对于所希望航程和飞行模式最优的高度、巡航速度和能量计划。如果飞行环境相对简单(低风、没有警示或危险),那么1级通常是足够的;

[0514] -2级:当风或警示对1级路径产生不利影响时,被调用以生成替代路径。改变1级飞行路径巡航节段的高度以生成一组修改的路径。

[0515] ●通过在将当前操作环境(天气和飞机状态)考虑在内的同时,调整巡航速度和能量计划(功率比)以在约束内使目标函数最小化,来对每个飞行路径执行优化。结果是空中路径、能量计划以及目标函数的值。在多个飞行路径的情况下,将具有最小目标函数的路径作为最优返回。

[0516] 与在长途飞行上操作的常规飞机相比,区域性的混合电动飞机飞行剖面具有更多的速度和高度的选项,并且由于使用对高度和功率需求作出不同响应并且具有不同成本的多个能量源而显著地更复杂。作为此创新的一部分,本发明人认识到:常规飞机飞行计划不足以为混合电动飞机提供安全、高效的飞行路径,并且必须提供这种能力以确保飞行安全性并减少飞行员工作量。本发明FPOP平台/系统的实现方式是基于本发明人对操作和优化混合电动动力系统和常规飞机的动力系统之间的差异的认识。这些差异或区别特性包括:

[0517] ●常规的长途飞机使用有限的一组规定的爬升和下降剖面并且在31,000与40,000ft之间的高度处巡航。巡航高度容易根据高空风和空中交通要求确定,并且“优化”通常仅仅是调整速度以针对燃料价格进行调整;

[0518] ■区域性飞机在爬升和下降上花费的飞行路径/时间的部分要高得多,并且巡航高度根据航程、天气、地形和空中交通管制而广泛地变化。即使如此,对于常规飞机来说,在区域性操作中,最佳巡航效率通常依赖于到鉴于巡航航程而实用的最高高度的爬升;

[0519] ■常规飞机中的能量计划通常是确保可用燃料比飞行所需的燃料多的过程。燃料燃烧根据计划的飞行节段和所需储备来计算(表达为时间,或时间+到替代的转移)。计算由飞行员或FMS使用考虑飞机重量、巡航高度和速度的查表系统来进行;

[0520] ■巡航速度根据时间成本和可用燃料来在高速巡航(最大功率)或长程巡航(最佳经济性)之间进行选择;

[0521] ■常规的飞机发动机随着高度而损失功率,并且即使“全功率”(即,全开油门)飞行也不会太快地耗尽燃料储备;并且

[0522] ■常规飞行路径优化通常是基于燃料成本与操作成本的单比。例如，一些飞机制造商将其称为“成本指数”，它是由操作者设定的单个数字，飞机FMS使用此数字来设定爬升速度、巡航速度和下降点的顶部。

[0523] ●相比之下，混合电动区域性飞机在宽高度范围内都是高效的，具有由能量而不是可用功率确定的巡航速度，对比并且具有更复杂的总成本能量成本：

[0524] ■巡航高度主要影响速度以及电源/增程发电机可用功率(其影响给定速度下的航程)。效率的变化小得多；优化器针对速度与针对能量效率相比将选择更高的高度(使总成本最小化)(这与常规飞行计划相反)。

[0525] ■能量计划因具有不同操作性质的双/多能源而是显著复杂的：

[0526] a.所存储能量独立于高度或速度提供宽范围的功率，但是具有相对有限的能量的量。所存储能量可能遭受随功率输出变化的效率损失，从而当以高放电率操作时有效地减少所存储能量的量；

[0527] b.增程发电机提供恒定功率，其中总能量受可用燃料限制。增程发电机功率和效率可随高度而变化；并且

[0528] c.储备能量必须针对每个源指定，足以确保可始终维持安全飞行。

[0529] ■巡航速度范围是从是航程的函数的最大能量(可用于巡航的所存储能量+发电*时间的总和)，到最小能量；巡航速度被设定来匹配目标未来能量状态。

[0530] ■电动推进并不随高度而损失功率；在高的高度处持续以最大功率飞行的飞行员将比常规飞行员所期望更快地耗尽所存储能量。

[0531] ■飞行路径优化将能量和电力的总成本(所存储能量成本+发电成本)与操作成本进行折中。所存储能量对比所产生能量的成本差异将基本优化扩展成包括能量来源寻求优化(例如，POCS混合能量计划器功能)。

[0532] 作为创造本发明飞机和区域性运输系统的一部分，本发明人已开发出用于设计和优化可前向兼容的混合电动飞机的一个或一组过程。设计过程包括设定动力系统部件的大小、推进整合、设定机翼的大小以及降噪，这些共同地导致与常规飞机相比具有降低60-80％的直接操作成本降低、短20-30％的跑道的能力以及低15-25EPNdB的噪声的飞机。此外，前向兼容性确保飞机可通过特定动力系统模块的相对简单的升级来适应未来的EV/混合技术。因此，本发明飞机的实施方案预期在机架的目标寿命内保持竞争性，从而通过模块升级提供改进的性能并且降低成本。此外，相同或相似的过程可用于开发具有针对特定市场定制(通过在不对外部机架或推进器进行的任何改变的情况下选择动力系统模块)的不同性能的飞机变型。这使得能够开发出在具有极少的工程和重新认证要求的情况下针对特定市场优化的飞机。将参照图15和图16更详细地描述可用作本发明区域性空中运输系统的一部分的飞机的这组设计与优化概念和过程。应注意，常规飞机设计过程无法设定混合电动动力系统部件的大小，无法确保飞机和动力系统与快速改进的EV/混合技术保持并进，或者无法充分利用电动推进的独特益处，包括突破性效率、短起落能力以及低噪声操作。

[0533] 图15是示出可用于实现本发明空中运输系统的实施方案的混合电动飞机设计过程的流程图或流程图解。在一些方面，总体流程类似于常规飞机设计，但是特定步骤(以粗体示出的那些)被修改或者完全是混合电动设计过程所特有的。下表提供对这些改变的步骤中的每一个的描述，以及与常规过程的比较。

[0534] 图15的流程图示出本发明飞机设计周期中的主要部件。因为重量(有效载荷、燃料和飞机)、推进功率和关键结构大小设定(翼、尾翼、起落架等)的关键设计参数的相互依赖性,飞机设计是高度迭代的过程。应注意,粗体示出的操作或过程是受混合电动动力系统及其作为本发明区域性空中交通系统的一部分的用途显著影响的那些:

[0535] 1.设计过程从顶层设计要求开始,所述要求包括有效载荷、客舱大小、巡航速度和航程、最大高度、起落跑道性能以及噪声和成本要求(步骤或阶段1502);

[0536] 2.重量是飞机设计中唯一最重要的驱动因素。最大重量直接影响所需的发动机功率、机翼大小和结构重量以及所需的巡航动力(能量)。每个设计周期从对重量进行更新开始(步骤或阶段1504);

[0537] 3.基于最大重量,设定飞机机翼和尾部区域的大小,并且使用粗略的性能分析来确定所需的推进功率以及满足航程和速度要求的能量容量。飞机构型还被布局用于定位主要部件、机翼、尾部、起落架等(步骤或阶段1506);

[0538] a.将所存储能量的量和发电功率容量考虑在内(步骤或阶段1507)的动力系统部件大小设定是混合动力交通工具所特有的。本文描述的分3级的设计过程结合成本使用航程和速度来提供此功能所需要的要求和约束;

[0539] 4.通过大小设定和构型,可根据一系列模型和部件重量构建重量(步骤或阶段1508)。例如,机翼参数重量将厚度、跨度、面积、扫掠和锥度考虑在内以根据几何形状估计典型重量,而发动机和起落架通常具有由提供商提供的固定的部件重量;

[0540] 5.所有飞机重量的总和产生空机重量;如果空+有效载荷+燃料+所存储能量重量超过最大重量,那么将使用更新的重量再次执行设计过程的相关部分;

[0541] 6.现在使用性能建模(步骤或阶段1510)来估计飞机性能;这涉及使用通过大小设定步骤产生的重量、配置和动力系统信息来应用代表性的空气动力和推进模型;

[0542] 7.应注意,混合电动推进需要两个独立的模型;推进器一个,动力系统一个(步骤或阶段1511);

[0543] a.推进器模型将在步骤(3)中设定大小的电机与推进器(例如,螺旋桨)的空气动力学特性组合,以计算指定推力水平所需的动力;以及

[0544] b.推进器模型基于动力系统模型确定可用的推力,并且包括所存储能量单元和发电机。动力系统模型确定最大可用动力,并且对于给定动力需求,确定存储与发电的比、存储放电率和增程发电机燃料燃烧。

[0545] 8.升力和阻力模型是基于构型的几何形状(步骤3),并且在各种配置中实现性能计算,所述配置包括巡航、起飞、着陆、襟翼上升和下降、起落架上升和下降、部署的速度制动等。应注意,电推进器可与再生制动一起使用以代替常规扰流器;

[0546] 9.性能建模采用可包括数值近似的基于物理的模型以及时间步进方法来针对每个步骤计算时间、燃料、能量、距离和高度变化;

[0547] a.性能模型可根据常规型式修改以控制并追踪推进器和动力系统模型两者。这包括控制发电机开/关以及追踪燃料燃烧和运行时间以及所存储能量使用;并且

[0548] b.可通过将性能模型应用于代表性飞行路径并且将成本值应用于所使用的时间、燃料燃烧和所存储能量的积分总计来计算成本。

[0549] 10.现在针对设计要求检查性能;缺陷将需要设计改变和另一设计周期(步骤或阶

段1512)。

[0550] 下表提供由本发明人为混合电动设计过程开发的对常规飞机设计过程的某些改变的描述,以及与常规过程的比较。

[0551]

区域	混合电动过程	常规过程
设计要求		
巡航航程,和速度	限定一组分三级的航程和速度: A:飞机可仅依靠所存储能量飞行而仅需要增程发电机来满足储备要求的航程和速度。 B:结合增程发电机完全耗尽所存储能量的最优速度混合航程。还限定在飞行到全程时的最小巡航速度。 C:主要使用增程发电机并且以较低速度飞行的扩展航程 限定最大巡航速度	限定在长程巡航速度下要满足的最大航程要求。 限定最大巡航速度
前向兼容性	限定在飞机寿命内动力系统部件的一组预期变化。包括所存储能量、发电和推进电机的改进。 在这些未来技术水平下重新限定三个级别的航程和速度要求 最终结果是覆盖当前和未来航程和速度的设计要求的"包络"。	未考虑。
成本	在分 3 级的过程中指定的用于速度和航程(包括前向兼容性)的成本要求,例如: A:最低成本,比常规降低达到 80%。 B:比常规飞机降低 60-70% 的 DOC C:降低 30-60% 的 DOC DOC 降低在较短的飞行上得到最大化,这与常规相反	成本要求是基于在若干区域具有小变化的对现有飞机的进化改进 在较短航程下成本增加。
航程对比有效载荷	所存储能量的高固定质量和混合电动模式下的低燃料燃烧导致极小的航程有效载荷折中;相反这些值已被捕获: 具有最大有效载荷的航程是最大混合航程(B) 绝对最大航程是航程(C)的要求。	燃料重量和有效载荷重量的最大总和是常数;这导致两个巡航航程要求: 具有最大有效载荷的航程 受燃料量限制的绝对最大航

[0552]

区域	混合电动过程	常规过程
		程
最大高度	常规推进限制不适用，因为可用电机功率不受高度影响。 其他物理限制可能适用；例如，电压击穿(电晕)限制随高度变化的最大电压 除了物理限制以外，设计者必须基于预计巡航高度和增压水平来选择合理上限。	最大工作高度受常规飞机发动机中的推力跌落限制
跑道长度	长度的选择与常规相同。然而，电机峰值功率能力基本上改变起飞设计过程，从而允许比等效常规飞机更短的跑道要求而没有折衷	最小跑道长度被选择成仍然满足目标市场要求的最长跑道。
重量		
重量估计	与常规相同，然而，为了使有效载荷部分具有代表性，有效载荷重量包括所有乘客、货物、燃料和能量存储重量	顶层估计使用代表性有效载荷质量分数(PLF)，对于区域性飞机通常在0.55与0.6之间 W_总和 = W_有效载荷/(1-PLF) 有效载荷重量包括所有乘客、货物和燃料 初始燃料需求根据巡航航程和每英里平均燃料燃烧来估计。
配置和大小设定		
机翼大小设定，外形	在约束下加权的多点优化。操作点是： 混合巡航(针对时变速度的全范围的多个点) C巡航(仅发电时的速度) 约束是： 起落距离(包括平衡场要求)	在约束下针对巡航条件优化的机翼设计 约束：起落距离(包括平衡场要求)

[0553]

区域	混合电动过程	常规过程
	仅依靠能量存储或增程发电机继续飞行。	
垂直尾翼大小设定	对于单个推进器，没有变化。 对于多推进器飞机，垂直尾翼被设定大小来在推进器失效后的最大电机应急功率期间满足定向控制要求；这由于非常高的应急功率能力而可比标准发动机停机失效更严峻。设计者可能需要将应急峰值功率益处与垂直尾翼大小设定进行折中。	对于多发动机飞机，垂直尾翼按发动机停机偏航要求来设定大小。偏航力矩取决于故障发动机的力矩臂和阻力系数以及剩余发动机上的推力。
所需推进功率	推进电机独立于动力系统来设定大小。最小功率输出由以下各项确定: 最大(例程)峰值功率下的起飞距离 对于多发动机飞机：在具有应急峰值功率的益处下的平衡场长度。 最大巡航速度 最小爬升速率 系统的动力由动力系统递送，并且不影响可用推力功率。	发动机由最苛刻的三个条件设定大小: 起飞距离；并且在多发动机飞机的情况下，平衡场长度。 足以加速到巡航的爬升推力的上限 最大巡航速度 发动机必须能够满足这些条件，同时提供飞机系统所需的另外功率。
动力系统部件大小设定	增程发电机容量(kW)和所存储能量容量(kWh)被设定大小成满足分 3 级的航程和速度要求(包括前向兼容性包络)的系统。需要对标准飞行剖面进行的性能分析来确定存储源和增程发电机源的任务能量需求。 最小全电动航程(A) 指标可被设定为所存储能量最小值，并且必须结合一些最低水平的 kW/kg 存储密度来指定。 全混合航程(B)的最小巡航速度 联合地设定增程发电机功率和所存储能量容量的大小，以满足跨前向兼容包络的速度航程要求。	N/A; 燃料量由航程要求设定。

[0554]

区域	混合电动过程	常规过程
	存储与发电的比将由约束或成本优化来设定大小。 仅依靠增程发电机的最小巡航速度(C) 提供关于发电的最低大小设定约束。 还可应用另外的安全约束作为能够在部分系统失效的情况下在仅依靠增程发电机或能量存储单元继续飞行(包括爬升)的要求。 在所有情况下，动力系统必须不仅供应所需的推进能量，而且还要供应用于所有飞机系统(包括ECS、飞行控件、起落架、航空电子设备等)的能量。	
推进整合	在具有多个功率输出水平的大航程内的高功率密度和高效率允许设计者潜在地像利用一个或两个大电机一样容易地利用众多较小电机。	最大效率要求使用可能最小数量和最大大小的发动机。 发动机的整体性质导致与在机架上具有极少可行发动机位置的特定发动机的联系非常紧密的飞机设计和整合。
动力系统和能量存储整合	混合电动动力系统是分布式和模块化的，其需要足够空间用于能量存储装置、增程发电机、燃料箱和所有相关动力电子装置。	燃料系统通常包括多个机翼箱和相关管道系统以互连并跨过进料箱，使得任何发动机可从任何燃料箱汲取。
冷却	蓄电池、动力电子装置、电机和发电都产生显著水平的热量，所述热量是必须移除的。 发热系统可嵌入在机身中而不容易接近冷却流。 这些热载荷随着功率输出水平从接近零到超过功率输出的7％剧烈地变化。	发动机和附件是需要冷却的主要区域，并且通常位于容易接近冷却流的发动机舱中。

[0555]

区域	混合电动过程	常规过程
	冷却系统应被设计来在整个热载荷范围内几乎不产生阻力	
降噪	电动机、蓄电池固有地非常安静 增程发电机与隔室隔离、消声等整合以便降噪。 电动机对于整合到专门设计用于低噪声操作的涵道风扇中是理想的 推进器整合的灵活性通过在机架结构上屏蔽推进器并且/或者通过齿轮传动装置和/或电机设计保持推进器尖端速度低而允许更多的降噪机会。	降噪选项主要取决于推进提供者(如果是涡轮螺旋桨飞机的话，则包括螺旋桨)。
性能建模		
	性能建模假设在本领域有经验的设计者使用一种或多种性能方法来计算起飞、爬升、巡航、下降、着陆、保持等时的飞机性能。这些方法可以是经验近似，或者可以是飞机飞行路径的时间步进积分。以下是需要对标准飞机性能模型进行以适当地利用、控制和追踪具有电推进器的混合电动动力系统的改变。	
推进器和动力系统模型	用于推力产生和发电的独立模型 可获得电机功率只是可获得电功率(I V)的函数，并且与高度和空速无关。简化的模型可假设电机在被命令时将输出全功率，而不管飞行条件如何。 可获得推力是根据可获得电机功率和推进器(例如，螺旋桨或涵道风扇)的空气动力学模型的组合来计算。 可获得增程发电机功率可以是高度和/或速度的函数。燃料燃烧只是增程发电机的函数。 所存储能量放电率是根据所需功率减去发电功率来计算。 可用所存储能量不是高度或速度的函数。 所存储能量模型可能需要解决放电率对能量排放效率的影响	发电和推力产生在单个“发动机模型”中通常是统一的 发动机功率是高度、空速、温度的函数，并且通常在大的制表板或编译子程序中提供 系统功率从发动机抽取，并且通常被包括作为发动机板的一部分，而不需要另外的核算。这包括运行发动机(诸如，燃料泵)所需的开销。 由于燃料分配，不造成另外的损失

[0556]

区域	混合电动过程	常规过程
	除了推进要求之外，动力系统还提供飞机系统功率。 那么所需的总功率是推进功率、系统功率和传输损耗的总和，它们是实现方式特定的并且可被建模为功率源与电机之间的一组效率。 动力系统控制包括由操作规则命令或确定的增程发电机状态(开/关/功率水平)	
空 气制动	由推进器提供的再生制动，不使用独立的表面，在再生期间不产生推力。 阻力是推进器在此模式下提取的再生功率及其空气动力学的函数。	阻力由扰流器(空气动力学表面)产生，扰流器可被使用而不管发动机推力。 阻力是扰流器偏转角和马赫数的函数
起飞	标准起飞计算被修改成包括峰值功率(标准起飞)，并且在检测到的推进器失效之后非常快速地应用应急峰值功率。	对于关于多发动机飞机的平衡场计算，剩余发动机上可获得的推力有限地增加或不增加
爬升	功率被命令为最大％(连续)，它并不随高度改变。增程发电机可用于 0-100％的任何爬升部分，包括在指定能量状态下关闭发电机。	功率被命令为％可获得(连续)，它是速度、高度和温度的函数。
巡航	速度被选择来在巡航结束时提供期望水平的能量存储耗尽。增程发电机可用于 0-100％的任何爬升部分，包括在指定能量状态下关闭发电机。	所选速度的成本和航程要求
下降	增程发电机关闭，推进推力(和功率)可为零，或者为负以提供再生	发动机始终在最小的燃料燃烧和推力下打开，即使在怠速功率下也是如此
飞 行总计	除了标准时间和距离积分之外，混合电动推进系统还需要对另外的时间和能量的量进行追踪和积分	追踪时间、距离和燃料燃烧通常不单独追踪发动机时间—它与块时间相同。

[0557]

区域	混合电动过程	常规过程
	能量存储单元：放电率、总放电量和剩余容量。 还追踪来自再生的能量或从发电机进行的充电。 增程发电机：燃油燃烧、运行时间和发电量 消耗的总能量(包括系统和推进) 追踪的时间包括块时间、飞行时间、增程发电机 运行时间和电机峰值功率应用时间。	总能量与总燃料燃烧相同

[0558] 应注意，至少以下内容表示由发明人为混合电动设计过程开发的对常规飞机设计过程的改变：

[0559] ●设计要求被扩展以按以下方式实现关键动力系统部件的大小设定：确保在飞机的目标寿命内与EV技术的兼容性。这通过跨一系列未来EV技术指定的电动、混合和扩展巡航飞行的一组分3级的航程和速度来实现。图17中以区域性操作的航程和速度以及表示到未来15-20年的预测性能的三个动力系统技术水平示出这种方法的实例；

[0560] ●相比之下，常规设计要求通常使用在飞机的寿命期间将保持固定的特定发动机获得最大速度和航程目标；

[0561] ●机翼设计条件和约束被扩展以匹配分3级的航程和速度；

[0562] ●机翼设计是加权多点优化，以将跨一组分3级的航程和速度的变化计算在内，在最优混合速度下具有最大巡航效率，并且对于爬升、纯电动和增航巡航速度具有非常好的效率。常规机翼设计通常聚焦在狭窄限定的长程巡航条件；

[0563] ●起飞性能通常是最小机翼大小的约束，并且这通过来自电推进电机的高峰值功率容量而稍微减轻。峰值功率可应用到平衡场大小设定要求，从而恢复在推进器失效之后损失的大部分推力，并且显著地减少要爬升的“发动机停机”距离。这在给定跑道要求下在巡航中产生更小的、更有效的机翼，并且是在常规发动机的情况下不可获得的，所述常规发动机限于紧急情况下的最多10％的峰值功率增加；

[0564] ●混合电动推进所特有的另外的最低机翼大小约束可添加到设计过程(这是为了确保在任一个能量源失效之后飞行操作可安全地继续)，从而降低动力系统输出容量；

[0565] ●推进系统大小设定包括推力产生(推进电机)和混合电动发电(所存储能量和发电功率)，而常规方法仅仅设定推力产生的大小；

[0566] ●推进电机通常按单点性能指标来设定大小，常见的三个指标是起飞距离、爬升性能上限和最大巡航速度。电动机影响这些大小设定点；

[0567] ●起飞功率可使用显著高于最大连续功率的峰值功率、持续有限的时间段。这允许较小的电机满足相同的起飞要求；

[0568] ●电机不会随着高度的增加而跌落(损失推力)；因此，电动飞机在爬升上限处或在巡航中很少受功率限制；并且

[0569] ●这种特征组合允许选择较小的电机，但是这可使飞机具有比预期更低的持续爬升速率，从而导致最小持续爬升速率的另外大小设定点。

[0570] ●针对所存储能量和发电功率的混合动力系统输出部件大小设定无法基于点性能条件来执行。相反，这些使用对由分3级的航程和速度要求(包括未来技术水平)限定的一组任务剖面的性能建模来设定大小。大小设定是通过在系统重量、体积以及在安全情况下可从任一源获得的最小功率的约束内使目标函数最小化来确定；

[0571] ●目标函数可包括以下项中的一项或若干项，其中参数由操作者定义：示例性目标函数＝燃料成本+所存储能量成本+发动机维护和储备成本(摊销)+蓄电池包成本(摊销)+乘客和机组时间成本+飞机成本+排放成本；

[0572] ●电推进整合将可获得的推进功率(电机)与产生推力的推进器(风扇、螺旋桨)分离。设计者在假定效率下设定电机功率水平的大小，然后根据规格设计推进器。这种功能分离通过以下方式来实现：电动机以高效率来操作而不管大小如何，并且易于与螺旋桨、转子、涵道风扇等整合。相比之下，常规推进发动机是组合的发电和推力产生整体单元，并且一旦选择，就沿着几条可行的整合路径引导飞机设计(例如，商业喷气机总是在机翼下方具有发动机)；

[0573] ●作为实例，图16所示的实施方案以用于低噪声和增强的起飞性能的三个涵道风扇为特征，其中通过屏蔽机身和尾翼来进一步降低噪声。增强的减阻通过清洁的层流翼、机身边界层吸入以及具有来自涵道风扇的尾流填充的更短更轻的机身来实现；

[0574] ●性能建模中使用的推进模型被增强用于混合电动设计过程以表示推进功率和推力、来自多个源的发电、系统效率损失、所使用的非推进功率以及通过再生制动存储能量的能力。相比之下，常规推进模型更简单，并且通常通过针对当前飞行条件提供推力和燃料燃烧来代表发动机；

[0575] ●本发明系统和方法中所使用的电机模型提供随扭矩、rpm和控制器损失变化的功率消耗。模型还表示时限峰值功率输出的电机能力；

[0576] ●本发明系统和方法中所使用的发电模型表示每个源的特性，以及由于传输和转换造成的损失。例如：

[0577] ●所存储能量与高度或速度不相关，并且可输出宽范围的功率水平；然而，高放电率是低效的，从而降低可用的总能量，并且峰值功率输出随着所存储能量水平的下降而降低；

[0578] ●发电量消耗燃料以提供固定水平的功率；相比之下，在常规模型中，功率和燃料效率通常与高度相关；并且

[0579] ●效率因数针对功率电子装置和配线中的损失来指定；

[0580] ●推进模型可包括再生制动(在下降时使用推进器对所存储能量进行再充电)的可获得性，包括来自电机和控制器效率、功率传输和转换以及所存储能量充电效率的损失；

[0581] ●性能建模方法被增强以单独控制并追踪功率输出(和发电)。常规性能方法控制发动机功率并追踪燃料燃烧。在混合电动动力系统的情况下，所述模型控制电机功率、增程发电机状态(开/关/功率输出)、所存储能量功率(充电或放电)，并且追踪所使用的所存储能量、燃料燃烧和增程发电机运行时间(其不同于飞行时间)。需要这些对方法的改变来分析混合电动飞机性能，并且来使用用于动力系统部件大小设定和优化的性能建模；并且

[0582] ●性能建模方法可进一步被增强以并入动力系统操作的规则，诸如“所存储能量第一”和“下降期间发电关闭”。

[0583] 被设计用于在区域性操作中获得最大效率的本发明航程优化混合电动飞机可并入共同地实现比常规飞机降低60-80％的DOC的以下特征、技术、方面或元件中的一个或多个：

[0584] ●能量存储单元的容量和增程发电机的输出被优化以便在区域性航程内获得最大效率。这通过占飞机最大重量12-20％的所存储能量单元以及以小于动力系统最大连续输出的70％操作的增程发电机来产生比常规飞机低60-80％的DOC。这与针对聚焦在较长程上的混合飞机的效率或实用性较低的设计形成对比，并且基于更低的所存储能量容量和更高的发电机输出而产生相对于常规的<30％的DOC降低；

[0585] ●飞机被设计来跨分3级的要求使目标函数最小化，主要针对混合巡航要求(B)来加权；

[0586] ■目标函数可包括以下项中的一项或若干项，其中参数由操作者定义：目标函数＝燃料成本+所存储能量成本+发动机维护和储备成本(摊销)+蓄电池包成本(摊销)+乘客和机组时间成本+飞机成本+排放成本；

[0587] ●先前提及的一组分3级的速度和航程设计要求用于动力系统和飞机设计，其实例在图17中示出。在一个实施方案中，这些级由以下各项限定：

[0588] ■航程A：在纯电动航程内的最高效率(比常规飞机低80+％的DOC)和最优速度。

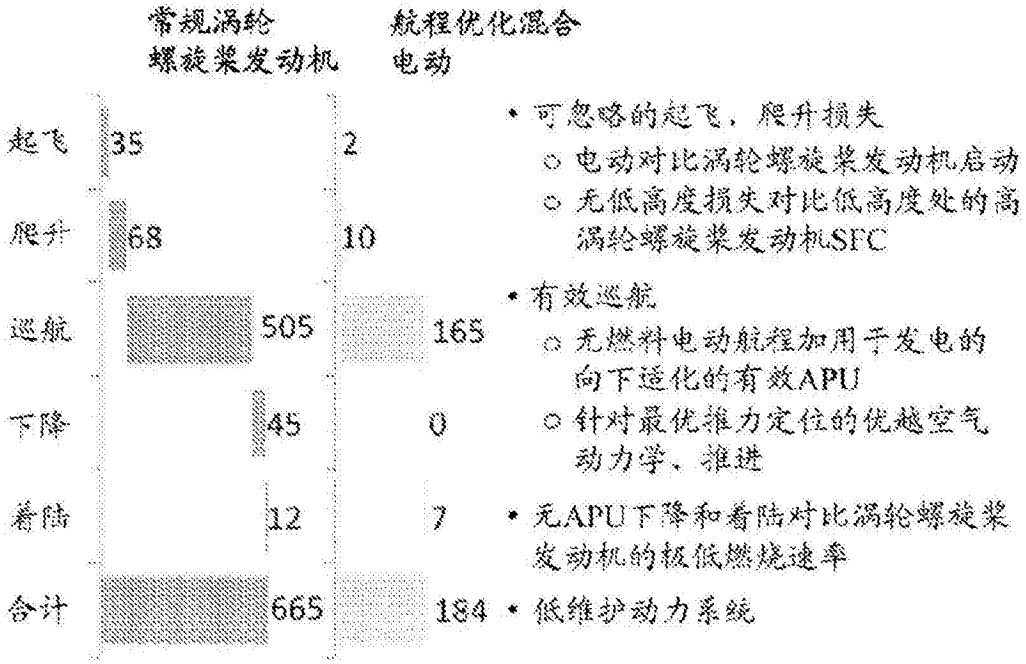
[0589] ■航程B：在较大混合航程内的中等效率(比常规飞机低60-70％的DOC)和最优速度。

[0590] ■航程C：在超过由机载所存储能量和燃料减去安全储备确定的最大范围内的良好效率(比常规飞机低30-60％的DOC)和较低速度。

[0591] ●作为本发明设计过程的实例，下表将常规涡轮螺旋桨发动机与用于区域性飞行的每个阶段的航程优化混合电动之间的燃料燃烧进行比较。应注意，对于完整飞行，混合燃料燃烧比涡轮螺旋桨发动机低72％，其中在起飞和爬升时降低近90％，在巡航时降低67％，并且在下降和着陆时降低88％；

[0592] 飞行节段的燃料燃烧(lb)，345英里航程

[0593]



[0594] ●本发明飞机被设计用于在较低高度下进行有效操作，目标是比常规飞机低50-90％的燃料燃烧。如所指出，与常规长程飞机相比，区域性操作通常在爬升或下降和低高度巡航中包括飞行时间的更高分数。这更加强调这些阶段期间的操作效率。因此，本发明混合电动飞机被设计用于在爬升和下降时比常规飞机低70-90％的燃料燃烧，以及在4,000至30,000ft的高度处并且以150至400mph的速度进行巡航时比常规飞机低50-80％的燃料燃烧。在一些实施方案中，这通过以下各项中的一项或多项来实现：

[0595] ●电动机进行的推进，其递送与高度或速度无关的高效率，并且在不承受载荷时不消耗能量。相比之下，飞机燃气涡轮机在较低的高度和速度下遭受低30-50％的效率，并且即使在飞行怠速时也需要极少的燃料燃烧；

[0596] ●考虑到相对于增程发电机较低的总成本，飞机被设计来在尽可能的程度上使依靠所存储能量单元的飞行最大化。这转化成在给定所存储能量单元(例如，蓄电池包)的情况下的突出的低高度、低速度性能，这提供了与高度或速度无关的非常高的转换效率。这与其中燃料效率与高度和速度高度相关的飞机发动机形成对比；

[0597] ●推进电机与低压变距螺旋桨或涵道风扇的配对，被设计用于跨对于区域性操作典型的低速度和中间速度(例如，150-300mph)的范围获得高效率。具体地，这些提供远高于常规涡轮风扇的爬升或低高度巡航时的效率；

[0598] ●飞机被设计用于在近机场操作(例如，滑行、起飞、进场、着陆)期间获得非常高的效率，目标是与在这些模式下操作的常规飞机相比>90％的燃料燃烧降低；

[0599] ●滑行、进场和着陆被设计成是纯电动的，从而利用高效的所存储能量单元。不像飞机燃气涡轮机的必要最低燃料燃烧，鉴于发电机被关闭，混合电动飞机在这些阶段中不消耗燃料；

[0600] ●不像需要在怠速时维持燃料燃烧的常规飞机发动机，下降被设计成在发电机被关掉的情况下以零能量进行飞行；

[0601] ●不像使用阻力产生装置(诸如，常规飞机中的扰流器)，更陡的下降通过电推进器的再生制动、从而实现能量回收来实现；并且

[0602] ●起飞使用所存储能量单元和发电机的组合，从而转换成比常规飞机低得多的燃料燃烧；

[0603] ●飞机被设计用于无音、短距起落(STOL)操作，其中操作噪声降低15-25EPNdB，并且要求跑道比常规飞机短20-30％，这两者对巡航效率的影响都极小；

[0604] ●飞机被设计用于使噪声低15-25EPNdB，如按照标准CFR 14第36部分的指标所测量的。这是通过跨飞机噪声的三个主要源：发电、推力产生和机架限制并抑制噪声产生的设计来实现：

[0605] ●在使用电推进电机和不产生显著噪声的能量存储单元的情况下显著降低发电噪声。同时，增程发电机被向下适化到最大连续功率的<70％，并且整合在机架内、例如嵌入在后部机身中的噪声隔离室中；

[0606] ●通过使用低噪音变距推进器(诸如，低RPM、无音螺旋桨或变距涵道风扇)来显著降低推力产生噪声。此外，推进器可以例如使用飞机机翼、机身或尾部飞行表面来屏蔽噪声以免传播到地面的方式整合在机架中；并且

[0607] ●通过利用低噪声推进器代替常规扰流器进行再生制动来显著降低机架噪声；

[0608] ●可通过利用混合电动动力系统的独特特征来优化飞机操作以用于进一步降噪：

[0609] ●在发电机被关闭的情况下依靠能量存储单元进行无音滑行、下降和着陆；

[0610] ●在噪声敏感区域内利用较短的地滚和陡峭角度爬升来降低起飞噪声。这通过电推进电机的高峰值功率能力并且通过使用用于高静态推力的低噪声涵道风扇来实现；以及

[0611] ●通过使用变距电动推进器利用再生制动进行陡峭、受控的下降来降低进场和着陆噪声；

[0612] ●飞机和相关联的飞行操作被设计用于比常规飞机短20-30％的跑道，这通过利用混合电动动力系统的特征来实现这一点，而没有典型的性能损失。常规飞机中的类似STOL性能将需要更大的机翼和发动机，从而导致效率和有效载荷降低；

[0613] ●所述设计通过利用电推进电机的峰值输出能力来在起飞期间实现推力提升，从而使得能够进行STOL操作而无需向上适化电机(例如，在起飞和初始爬升期间持续2-4分钟的高出连续输出的20％提升)；

[0614] ●所述设计在无更大的机翼或发动机的情况下实现更短的平衡场。“平衡场”计算起飞期间发动机失效之后所需的最大跑道，并且平衡在跑道上停止或依靠剩余发动机继续起飞直到达到越障高(FAA标准为35或50ft)所需的距离。平衡场(并且因此所需的跑道)由依靠剩余发动机爬升的速率主导；作为创新系统的一部分，失效之后的爬升距离通过在部分或完全失效的情况下使尚存推进器提升到高达200％来显著减小，并且停止距离通过使推力快速下降到零或为负(反向推力)来减小。失效的检测和用于补偿的推力提升由本发明动力系统优化和控制系统(POCS)自动地管理。常规飞机中的类似推力过度提升系统被限制到<10％的提升，而停止距离受减速时间和尚存发动机上的推力残余阻碍；

[0615] ■在推进器部分或完全失效(例如，由于鸟撞击或一个或多个推进器电机在飞行中的损失)的情况下，POCS提升到尚存推进器的功率以补偿持续有限的时段，从而使得能够延长供飞行员采取校正动作的反应时间窗口，并且安全下降到附近的机场或着陆区；

[0616] ■不像常规飞机发动机的有限提升能力，电推进电机可提升达到连续功率的200％、持续有限的时间段，所述时间段通常由系统的热极限确定；并且

[0617] ■与电动机联接的变距推进器使得能够非常快速地将推力减小到零，从而转换成与考虑到减速时间和推力残余效应的飞机燃气涡轮机相比更短的停止距离。

[0618] 如本文所提及，本发明飞机和设计过程旨在跨机架、动力系统和推进系统提供前向兼容性。这通过并入若干基本原则或设计指南来实现：

[0619] ●飞机被设计来适应机架的生命内的未来EV技术的升级，包括通过升级实现的改进的飞行性能。考虑到EV技术的快速发展，此特征确保随着技术(例如，蓄电池、超级电容器、电动机、内燃机、燃料电池等)的改进，飞机随时间的推移保持竞争力。此外，一旦能量存储技术提高到不再需要增程发电机的程度，那么此特征使得飞机能够顺利地从混合电动转变成全电动。针对步进变化的性能改进升级混合电动动力系统的部件的能力对于本发明混合电动飞机是独特的，并且与具有主要整体式发动机的常规飞机形成对比；

[0620] ●为了确保前向兼容性，本发明混合电动飞机在多个点被设计(其中动力系统针对所指出的速度和分3级的航程要求(A)、(B)和(C)来设定大小)，但是基于飞机发布时可用并且预测在其目标生命内可用的技术(包括一些设计从混合电动到全电动的潜在转变)。这导致对机载动力系统的预测，并且进而随时间推移确定性能特性，诸如速度、电动和混合航

程以及操作成本(随着技术的进步,对电动航程的期望增长并且操作成本降低)。

[0621] ●飞机针对多个离散动力系统被设计,从而反映出目标设计内的改进EV技术的预测升级。例如,这些可包括从300变化到1,200Wh/kg的能量存储密度、从4.5到10kW/kg的电机功率密度、以及从1到5kW/kg的内燃机功率密度。通过针对渐进地改进的EV技术调整分3级的航程和速度要求,针对每个离散动力系统重复飞机设计周期;

[0622] ●在下表所示的实例中,每行表示基于在将来某一时间点可用的EV技术的离散动力系统。对于每个离散动力系统,速度和航程设计要求(A)、(B)和(C)可通过使目标函数(例如,(DOC+I+COT))最小化来确定。这些单独要求限定设计点的寿命包络,所述设计点包括飞机必须被设计用于在其目标寿命内获得的速度、航程、高度;

[0623]

			航程:	*A*	*B*	*B*	*C*	*C*
存储密度(Wh/kg)	**电机密度(kW/kg)**	**ICE 密度(kW/kg)**	**ICE 效率(BSFC)**	**电动(英里)**	**混合(英里)**	**最小速度(mph)**	**航程(英里)**	**最小速度(mph)**
350	**5**	**1.1**	**0.35**	**80**	**400**	**220**	**700**	**205**
600	**7**	**1.4**	**0.33**	**140**	**500**	**250**	**750**	**220**
1000	**8**	**1.4**	**0.33**	**235**	**550**	**270**	**850**	**225**

[0624] ●机架和推进器被设计来随着能量存储技术的改进,跨这个寿命飞行包络有效地操作,这通常会随时间推移转换成更快且更高的飞行(如图17所示);并且

[0625] ●本文描述的设计过程的一个结果是认识到前向兼容性通常将可再充电能量存储单元的重量限制到飞机重量的12-20%,使得随着EV技术的改进,有效载荷容量大致一致。较高的重量分数将导致在最初几年比具有类似有效载荷的飞机更大且更重的飞机,其中有效载荷随时间推移而增加;而考虑到增程发电机的高得多的使用率,较低的分数导致次最优效率。

[0626] 如所描述的,在一些实施方案中,本发明混合电动飞机被设计来与模块化混合电动动力系统整合,所述动力系统包括用以通过相对简单地更换兼容模块(诸如,可再充电存储单元、增程发电机和电动机)来确保动力系统可适应一系列EV技术的特征。这可通过将机架设计成具有容纳一系列当前和预测模块的隔舱以及用于模块更换的接入口来实现。兼容模块是被设计用于与动力系统平台一起操作并且由飞机的设计来支持的模块。这些可包括标准和扩展的能量存储单元、高和低功率增程发电机以及替代的能量存储技术。这类特征可包括:

[0627] ●被设计来容纳标准或扩展的可再充电能量存储单元的多个隔舱,不是所有隔舱可在任何特定飞行中使用,并且其中一些可以是多用途空间(例如,发电机、存储单元、燃料箱或货物)。每个隔舱提供结构、配线和接入口,以实现存储单元的快速安装或移除。这些可包括以下各项(其中一些在图5中示出)的组合:

[0628] ●在机翼内部;标准和扩展;

[0629] ●在机翼外部，在空气动力吊舱中；

[0630] ●在中部机身中，定位在主客舱下方；以及

[0631] ●在后部机身中，除了或替代发电机或货物；

[0632] ●模块化能量存储隔舱可直接整合到主飞机结构中，例如机翼梁箱中，使得模块用于能量存储装置容纳和主载荷路径的双重目的。模块内的能量存储单元的存在可进一步增强主结构的强度，以获得提高的结构效率和减轻的重量；

[0633] ●能量存储单元或需要冷却的其他系统可利用飞机蒙皮来排热。这种冷却可通过被动接触发生，或者可通过冷却剂在热源与同蒙皮接触的排热线圈之间循环来增强；

[0634] ●增程发电机可整合在模块化隔舱中，所述隔舱被设计来适应发电机替代物、发电机的升级和移除，以及代替或除了发电机之外使用隔舱来收容能量存储单元。这可通过设定隔舱的大小、提供接入口、结构支撑和支持基础设施(例如，燃料管线、冷却、配线等)来实现。发电机隔舱可定位在以下若干位置中的一个或多个位置中：

[0635] ●主客舱后部的机身隔舱；

[0636] ●安装在机翼处的舱；或者

[0637] ●非结构化整流罩；并且

[0638] ●推进器被设计用于升级到更高效率、或更高功率的电机，这可包括新的风扇。不像常规发动机，这通过极少的(再)设计来实现。

[0639] 应注意，具有针对不同市场定制的性能的飞机变型容易通过混合电动动力系统的模块性来实现。推力产生(通过电推进器)和发电(通过混合电动动力系统)的分离使得能够通过针对在某些情况下与推进器变化联系的应用来定制动力系统模块来开发具有广泛变化性能的飞机变型。这使得能够基于对动力系统模块和推进器的选择来开发具有广泛变化的性能、速度、航程和操作成本的飞机。考虑到所产生的对飞机处置和最大重量的有限影响，所需的(再)设计和认证是适度的。这与其中变型需要大量的设计和认证返工的常规飞机形成对比。在一些实施方案中，飞机变型的开发可通过以下过程发生：

[0640] ●可通过借助于压缩飞机设计过程修改基准飞机来开发混合电动飞机变型，所述过程聚焦在接入口、内部布局、增压、驾驶舱和性能上。在这种情况下，可使用以下步骤/阶段来设计变型：

[0641] ○限定内部配置和有效载荷要求；

[0642] ○限定驾驶舱配置，例如具有用于将来无人操作的措施的有人系统。可支持以下类型的飞机控制：

[0643] ○完全驾驶；

[0644] ○具有远程后备的驾驶-由飞机上的一个或多个飞行员进行主控制，并且被配备用于由远程飞行员进行辅助控制；

[0645] ○远程驾驶-被配备用于在有或没有机载协助的情况下由远程飞行员进行主控制；或者

[0646] ○完全自主-被配备用于在无需人工控制的情况下进行主要飞行，并且可被配备用于由远程或机载飞行员进行辅助控制；并且

[0647] ●指定目标市场航程和操作条件的性能要求(诸如，本文所描述的分3级的(A)、(B)和(C)航程/设计要求)，包括与技术水平的差异；并且使用对基准飞机的空气动力学和

推进的任务分析来优化动力系统以满足这些要求。

[0648] 以下代表可使用所描述的方法设计并实现的飞机变型的实施例：

[0649] 实施例1：商务变型

[0650] ○客舱，其针对经济舱座位、符合商务运载公司标准的乘客行李分派来配置。在客舱内部和货舱中的行李空间；

[0651] ○控制系统，其针对最少单个飞行员来配置，具有远程飞行员作为后备，具有用于第二飞行员(如果需要的话)或实习生的选项；

[0652] ○航程上限是乘客因更多的时间和成本效率而将切换到商务喷气机旅行的点。偶尔的增航操作；

[0653] ○市场部门，其对(DOC+I)高度敏感、对COT较不敏感；因此与同较慢的设计速度对准的较低成本的增程发电机(例如，TDI)匹配。到较低高度的增压，除了用于在非常短的航段(<200英里)上使用的变型；以及

[0654] ○图17所示的采样速度、航程和所得到的动力系统配置表示这类飞机。

[0655] 实施例2：商务变型

[0656] ○客舱，其针对商务舱座位、高于商务运载公司标准的行李分派来配置。在客舱内部和货舱中的行李空间；

[0657] ○控制系统，其针对最少单个飞行员来配置，具有远程飞行员作为后备，具有用于第二飞行员(如果需要的话)或实习生的选项；

[0658] ○较不可预测的路线，更频繁地使用增程；

[0659] ○对COT高度敏感、对(DOC+I)较不敏感；变型可与同用于增程巡航的更高设计速度和高度对准的更高功率增程发电机(例如，飞机燃气涡轮机)匹配；到中间高度的增压；以及

[0660] 实施例3：货物变型

[0661] ○无增压，或客舱陈设；

[0662] ○控制系统，其被配置用于飞行员任选飞行，在无人航段上由远程飞行员控制；

[0663] ○速度和航程，其被指定来瞄准地面运输与商业飞机之间的合适位置，通常为200-700英里、中间速度；

[0664] ○市场部门，其对(DOC+I)高度敏感、对COT较不敏感；因此与同较慢的设计速度对准的较低成本的增程发电机(例如，TDI)匹配，除非是较长程要求所需要的。

[0665] 如本文所描述的，本发明飞机被设计用于通过被建造用于柔性降级的动力系统来获得超过严格航空要求(FAA和EASA)的安全和容错。这包括容忍电源(能量存储单元、发电机)、电机(推进、发电机)、转换器(逆变器、整流器、DC-DC转换器)、配电装置(总线、配线)、控件(传感器、通信装置)的失效以及在对系统造成中度或严重影响的情况下的安全性的能力。

[0666] 本发明飞机和动力系统操作被设计用于在区域性航程内获得最优效率；这部分地归因于由FPOP实现的飞行路径优化过程和用于获得最优效率的动力系统的操作，并且还可包括通过再生制动进行的能量回收，以及通过用于减阻的所存储能量定位进行的重心调整。这些方面在以下得到进一步描述：

[0667] ●混合电动飞机独有的飞行路径优化能力，包括在低高度处进行的高效飞行以及

所存储能量第一利用，提高了飞行效率。优化通过本文所描述的飞行路径优化平台(FPOP)来实现。这与常规飞行路径优化形成对比，在常规飞行路径优化中，效率与高度强烈相关，并且除了尽可能高地飞行之外，几乎没有机会进行飞行路径修改；

[0668] ●在优化飞行路径内，动力系统被操作用于获得最优效率，如本文所描述；

[0669] ●动力系统被设计用于通过推进器的再生制动进行能量回收，如本文所描述。常规飞机无法从阻力产生装置(诸如，扰流器)回收能量；并且

[0670] ●机身中的所存储能量单元可用于调整飞机重心(CG)以简化载荷，并且减少巡航模式下的阻力。飞机有效载荷重量应被分布成使得CG在已建立包络内靠近升力中心，并且在所述包络内，通过向后部移动CG来减小飞机阻力。能够相对快速地调整CG位置允许通过加速装载过程并减小阻力来获得操作者效率增益；

[0671] ○利用所存储能量单元进行的CG移动可通过沿着机身提供一系列隔舱并且选择性地仅利用前部和后部位置来实现。另一种实现方式具有安装在轨道上的能量存储单元，所述轨道允许在由飞行员或飞行控制系统命令时向前部和后部平移；

[0672] ○常规飞机可具有通过选择性地利用燃料系统中的不同箱来移动CG的一些能力，但是一旦燃料在飞行中被燃烧掉，那么益处将减少并且通常丢失。

[0673] 下表包括根据本文所描述的原理和过程设计的混合电动飞机的实例的某些参数。图16的4个视图示出使用本发明HEV飞机设计过程设计的概念性40人/座区域性混合电动飞机。总大小和重量类似于常规ATR-42-500(48座，双发涡轮螺旋桨发动机)。考虑到能量要求，飞机的设计是基于范围从600Wh/kg到900Wh/kg的蓄电池能量密度。这些能够实现170-280nm的电动航程，425-500+nm的混合航程，最小巡航速度为380KTAS，并且巡航高度在18,000与25,000ft之间。

[0674] 应注意，图16所示的飞机以对于满足所陈述一般要求的飞机可能的一种配置来描绘。在此实例中，使用三个整合的电涵道风扇推进器来提供推力，并且在机身后部上的位置通过边界层吸入和尾流动量亏损恢复来减少阻力。在垂直尾翼底部处的吊舱收容燃气涡轮发电机；当发电机不运行时，入口和排气被流线型化以减小阻力。亚临界巡航马赫值允许使用轻重量的直翼，并且推进器在尾翼上的定位允许短的、更轻的起落架。降噪可通过无音涵道风扇来实现，所述涵道风扇由于安装在机身上方并且在尾翼之间、从而阻挡大部分风扇音调噪声而具有另外降低。所设计飞机的重量、大小和性能如下，包括未来更高能量密度的蓄电池所实现的改进。

[0675]

大小			推进和动力系统		
机翼跨度	75.15	ft	动力系统类型	混合电动	
机翼面积	520	ft^2	推进电机	3x1600	SHP
总长度	62	ft	功率载荷	7.92	lb/hp
总高度	20	ft	涵道风扇	变距风扇	
客舱长度	34.8	Ft	风扇叶片	16	

[0676]

客舱高度	74	In	增程发电机	2400	SHP
客舱宽度	98	In	发电机	1800	kW 连续
乘客座位数	40		最大巡航燃料燃烧	1080	pph
飞行员	2				

重量			所存储能量		
最大起飞重量	38000	lb	蓄电池质量、电池重量	2500	Kg
最大有用载荷	11500	lb	蓄电池质量、包重量	3000	Kg
最大燃料容量	2500	lb	总所存储能量，新的	2250	kWh
机翼载荷	73	PSF	总所存储能量，1000 个周期	1912.5	kWh

起落			巡航性能			
起飞地滚	1100	ft	所存储能量密度	600	900	Wh/kg
越过 50'障碍	1500	ft	能量容量	1500	2250	kWh
			标准巡航	335	355	KTAS
最大爬升速率，SL	2400	fpm	最大巡航	380	380	KTAS
			长程巡航	320	340	KTAS
失速速度，收起(Clean)	120	KIAS	混合航程	425	500+	Nm
失速速度，全襟翼	65	KIAS	电动航程	170	280	Nm
超过 50 ft 的着陆距离	1300	ft				
襟翼系统	有效高升力					

[0677] 所述表指示混合电动设计的若干独特方面。燃料燃烧和燃料容量小于常规等效物的一半。巡航性能针对两个级别的所存储能量:600Wh/kg和900Wh/kg给出;这种水平的改进将是在取决于能量存储技术的进步的4-8年飞机操作寿命内所预期的。最后,最大巡航速度远高于预期,其中推进电机在高空保持全功率。

[0678] 如所提及的,图17是示出某种飞机和推进器配置的随飞行高度和所需功率变化的

效率的图。曲线示出受能量(而非功率)限制的飞机将如何能够随着能量限制的增加而以持续更高的速度和高度巡航。包络从初始能量存储密度为大约350Wh/kg时的大约200KTAS的初始巡航速度延伸,随着存储密度提高到900Wh/kg而增加到超过260KTAS,这是考虑到当前能量存储技术改进速率预期在大约10年内发生的2.6倍变化。作为本创新的一部分,应认识到:如果从设计过程的开始包括更高的速度和高度作为设计点(而不是限制于初始性能,如将利用常规推进完成的),那么此性能改进将仅是操作者可获得的。

[0679] 图18是示出可用作实现本发明区域性空中运输系统的实施方案的一部分的若干区域性地区和相关联的机场或着陆区的图。如图所示,每个区域性地区(例如,"太平洋西北部","太平洋西南部"等)可包括多个着陆带和/或形式化机场(如区域内的点所指示的)。应注意,每个区域性地区可包括用于本发明飞机的数十到数百个潜在机场或起飞/着陆点,并且可包括区域性枢纽或其他形式的集中式位置。区域性空中交通系统的控制方面可位于若干数据中心或调度/飞行监测设施中的一个处。这类设施可单独地和/或共同地操作以调度多个机场处的飞行,生成飞行计划/路径以及用于一个或多个飞机的对应指令,将这类指令传达到一个或多个飞机,并且监测一个或多个飞机的飞及其飞行数据。

[0680] 本发明混合电动空中运输系统与替代区域性旅行模式(诸如,高速公路、铁路或高速铁路或常规空运)相比提供显著较短的门对门旅行时间和更低的每英里总成本。这通过使用无音航程优化混合电动飞机便利地、高频地"近距离"飞行到社区和人口中心附近的大数量区域性机场来实现系统的另外有益特征包括:

[0681] ●机场现场电能产生和存储装置的可用性。许多机场可配备有现场电能产生和存储设施以最小化电力成本。现场发电(例如,太阳能、风能等)可用于给飞机蓄电池再充电并为机场供电,从而将多余的电力递送到现场存储装置或电网。现场电存储装置将使得能够最优地从电网购买电力(例如,以非峰值速率)并且在现场存储所产生的电力以供随后使用。退回的飞机蓄电池可用于现场存储直到处置之前的后期;以及

[0682] ●在机场处从起点到目的地的各种有成本效益的最后一英里地面旅行选项。区域性机场可向乘客提供与当今在非枢纽机场处所提供相比更多种地面旅行选项。目前出现的若干强有力趋势将鼓励这一点:电动和自动交通工具(例如,Tesla、Google、Uber、Apple)、共乘(例如Lyft、Uber、Sidecar、RelayRides)、部分汽车租赁(ZipCar、Hertz-on-demand)。当今的一些地区性机场已连接到当地公共交通;在未来5-10年内,电动和自主航天飞机将使得更大部分的机场能够提供到公共交通的廉价连接。这将通过由以上趋势实现的多种个人汽车和出租车替代物来补充,例如自主汽车搭便车、部分租赁和各种形式的共乘。

[0683] 根据本发明的一个实施方案,用于实现本发明飞机、运输系统和飞机控制系统或运输系统控制系统的系统、设备、方法、元件、过程、功能和/或操作可完全地或部分地以由诸如中央处理单元(CPU)或微处理器的一个或多个编程计算机处理器执行的一组指令的形式来实现。这类处理器可并入由系统的其他部件操作或者与系统的其他部件通信的设备、服务器、客户端或其他计算或数据处理装置中。作为实例,图19是示出可存在于被配置来实现根据本发明的实施方案的方法、过程、功能或操作的计算机装置或系统1900中的元件或部件的图。图19中所示的子系统通过系统总线1902互连(也可以像图4和图5中所示的一个或多个子系统)。另外的子系统包括打印机1904、键盘1906、固定盘1908和联接到显示适配器1912的监测器1910。联接到I/O控制器1914的外围装置以及输入/输出(I/O)装置可通过

本领域中已知的任何数量的装置(例如,串行端口1916)连接到计算机系统。例如,串行端口1916或外部接口1918可用于将计算机装置1900连接到包括诸如互联网的广域网、鼠标输入装置和/或扫描仪的其他装置和/或系统。通过系统总线1902进行的互连允许一个或多个处理器1920与每个子系统通信,并且控制可存储在系统存储器1922和/或固定盘1908中的指令的执行,以及子系统之间的信息交换。系统存储器1922和/或固定盘1908可体现为有形计算机可读介质。

[0684] 应注意,以下变量、参数和单元被理解为用于描述本发明区域性空中交通系统的实施方案。

[0685]

变量	单元		定义
	存储	燃料	
可用能量	kWh	kg	飞机上的可用所存储电能和燃料
可用能量	kWh	kg	可用能量减去储备能量
所需能量	kWh	kg	按限定飞行路径飞行所需的能量
抵达能量	kWh	kg	预测在目的地着陆后的可用能量
安全储备	kWh	kg	在抵达时应保留以提供安全和合法储备的能量
应急储备	kWh	kg	将飞行不确定性考虑在内的另外储备
储备能量	kWh	kg	安全储备和应急储备的总和
空速	m/s		指示空速
飞机 CG	m		来自参考基准的纵向重心位置
飞机速度	m/s		惯性速度
飞机重量	kg		飞机的总重量
周围压力	帕斯卡		大气压
周围温度	摄氏度		大气温度
APU 发电机功率	kW		来自所有发电源的瞬时功率输出
蓄电池功率	kW		来自所有蓄电池源的瞬时功率输出
警示指数	整数		表查找潜在飞行危险(例如:湍流)的指数
约束类型	整数		高度约束,选项是:固定、最小、最大
显示模式			校准、飞行准备、飞行中控制、诊断
涵道出口面积	%		可调整涵道出口面积减少百分比:100%最小,0%最大

[0686]

飞行持续时间	s	从起飞滑跑开始到着陆滑跑结束的时间
飞行模式		最优、高速、经济，
燃料流率	升/秒	发电机的燃料消耗率
危险		飞行途中的潜在危险，例如结冰、湍流、降水
KCAS	nm/小时	海里每小时校正空速：向飞行员读出的校正后空速
KTAS	nm/小时	海里每小时真空速：惯性速度，等于无风地面速度
电机功率	kW	在电驱动电机的轴处递送到推进器的功率
电机再生 RPM	RPM	电机处于再生模式时的转速
电机再生扭矩	Nm	由推进器递送到电驱动电机的轴的扭矩
电机 RPM	RPM	电机转速
电机扭矩	Nm	在电驱动电机的轴处递送到推进器的扭矩
海里或 Nm	1,852 米	
测速发电机开关	整数	来自飞行员直接控制的发电机状态请求：开或关
测速发电机功率	kW	如由飞行员控制请求的发电机功率递送
飞行员功率	%	通过飞行员移动功率杆实现的推进器功率输出
飞行员再生制动	%	利用制动踏板(地面操作)的飞行员命令的再生制动
飞行员逆功率	%	飞行员命令的反推力(地面操作)
螺旋桨叶片桨距角	度	螺旋桨叶片角，自动调整
节段类型	整数	飞行节段类型：起飞、爬升、巡航等。
不确定性因素	%	飞行员对飞行计划和条件(例如，天气预报)的信心
天气指数	整数	查找表天气条件的指数

[0687]

飞行轨迹	纬度	经度	高度	最小高度	最大高度	约束类型
航路点 1-N	度	度	m	m	m	整数
飞行路径	纬度	经度	高度	速度	节段类型	
航路点 1-N	度	度	m	m/s	整数	
空中路径	距离	高度	速度	节段类型		

[0688]

航路点 1-N	m	m	m/s	整数			
能量计划	可用所存储能量	可用燃料	功率比(存储/发电)	发电机功率			
航路点 1-N	%满	kW%满	kW%	kW			
天气指数	纬度	经度	高度	方向	速度	温度	
航路点 1-N	度	度	m	度	m/s	摄氏度	
警示指数	纬度	经度	最小高度	最大高度	危险		
航路点 1-N	度	度	m	m	整数		
飞机状态	可用能量	安全储备	应急储备	重量	飞机 CG	飞行模式	不确定性因素
当前	kW、kg	kW、kg	kW、kg	kg	飞机 CG	整数	%

[0689] 应理解，如上文所描述的本发明可使用计算机软件以模块化方式或整合方式实现为控制逻辑的形式。基于本公开和本文所提供的教义，本领域一般技术人员将知晓并了解使用硬件以及硬件与软件的组合来实现本发明的其他方式和/或方法。

[0690] 本申请中所描述的软件部件、过程或功能中的任一个可实现为将由处理器使用任何合适的计算机语言(例如像Java、JavaScript、C++或Perl)、使用例如常规的或面向对象的技术来执行的软件代码。所述软件代码可作为一系列指令或命令存储在计算机可读介质上，诸如随机存取存储器(RAM)、只读存储器(ROM)、磁性介质(诸如硬盘驱动器或软盘)或光学介质(诸如CD-ROM)。任何这类计算机可读介质可驻留在单个计算设备之上或之内，并且可存在于系统或网络内的不同计算设备之上或之内。

[0691] 本文所引用的所有参考文献(包括出版物、专利申请和专利)据此以引用方式并入，其程度等同于每个参考文献单独地且具体地被表示为以引用方式并入本文并且/或者以其全文在本文得以陈述。

[0692] 在说明书和以下权利要求书中术语“一个(a，an)”和“所述”以及类似提及的使用应解释为涵盖单数和复数两者，除非在本文另外地指示或明显地与上下文矛盾。除非另外指出，否则说明书和所附权利要求书中的术语“具有”、“包括”、“含有”和类似提及应被解释为开放式术语(例如，意思是“包括但不限于”)。除非本文另外指示，否则本文中对值范围的列举仅仅意图用作单独地表示包含性地落入所述范围的各单独值的速记方法，并且犹如本文单独叙述地那样将各单独值并入本说明书中。可按任何适合的顺序来执行本文所述的全部方法，除非本文另外指明或上下文明显矛盾。本文所提供的任何以及所有实例或示例性语言(例如，“诸如”)的使用仅意图更好地说明本发明的实施方案，并且除非另外要求，否则不会对本发明的范围施加限制。说明书中的语言不应解释为表明任何未要求保护的要素对本发明的每个实施方案必不可少。

[0693] 在附图中或上文描述的部件的不同布置以及未示出或描述的部件和步骤是可能的。类似地，一些特征和子组合是有用的，并且可在不参考其他特征和子组合的情况下使用。已出于说明性而非限制性目的描述了本发明的实施方案，并且替代实施方案对于本专利的读者将变得显而易见。因此，本发明不限于上述实施方案或附图中描绘的实施方案，并且在不脱离以下权利要求书的范围的情况下，可做出各种实施方案和修改。

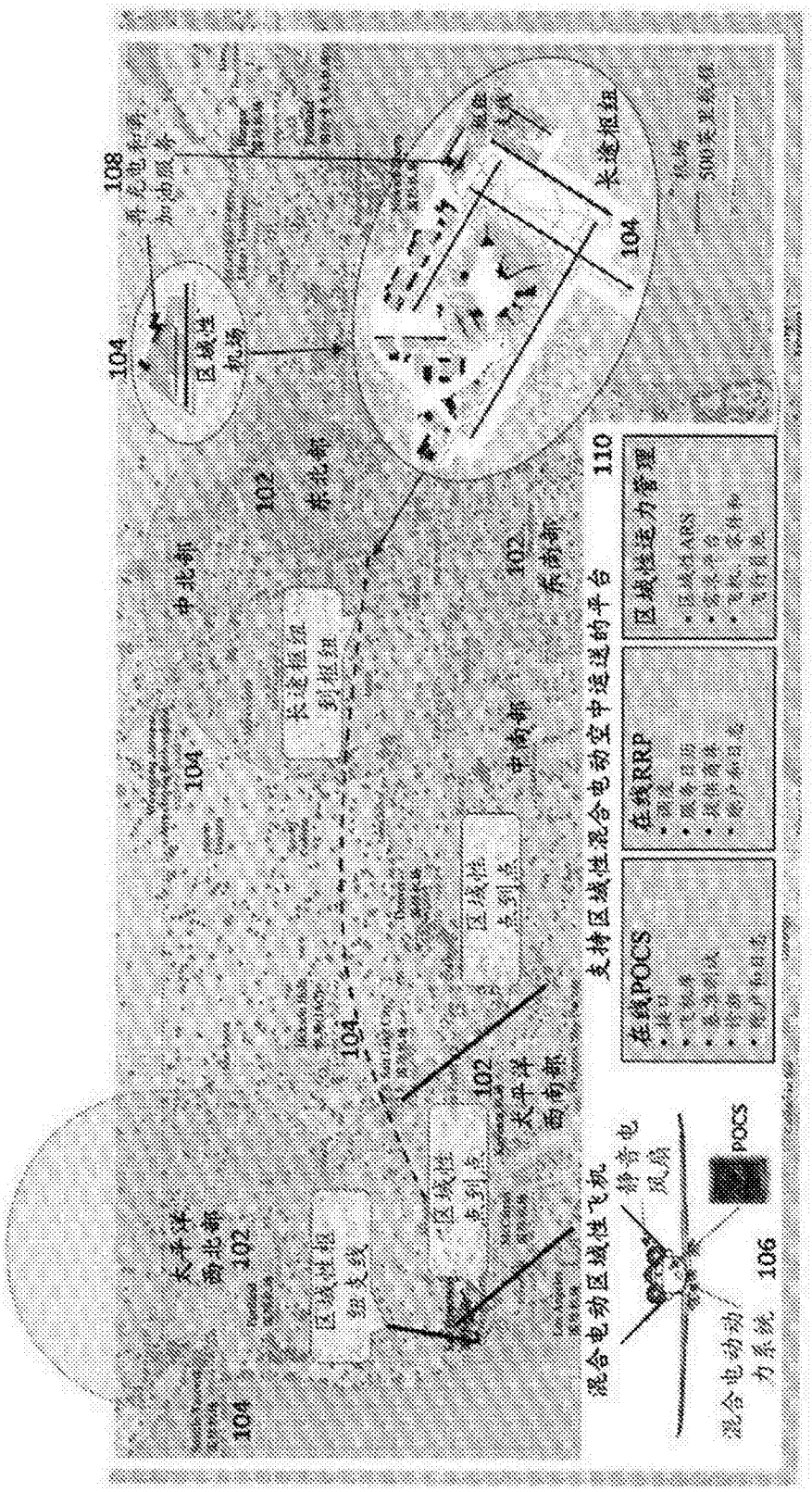

100
支持区域性混合电动空中运送的平台
110
在线POCS
在线RRP
区域运营管理
混合电动区域性飞机
静音电风扇
POCS
混合电动动力系统
106
区域性枢纽
到大线
区域性枢纽
到枢纽
区域性枢纽
到枢纽
长途枢纽
长途枢纽
区域性枢纽
区域性枢纽
104
102
太平洋
西北部
中北部
东南部
西南部
500英里范围

图1

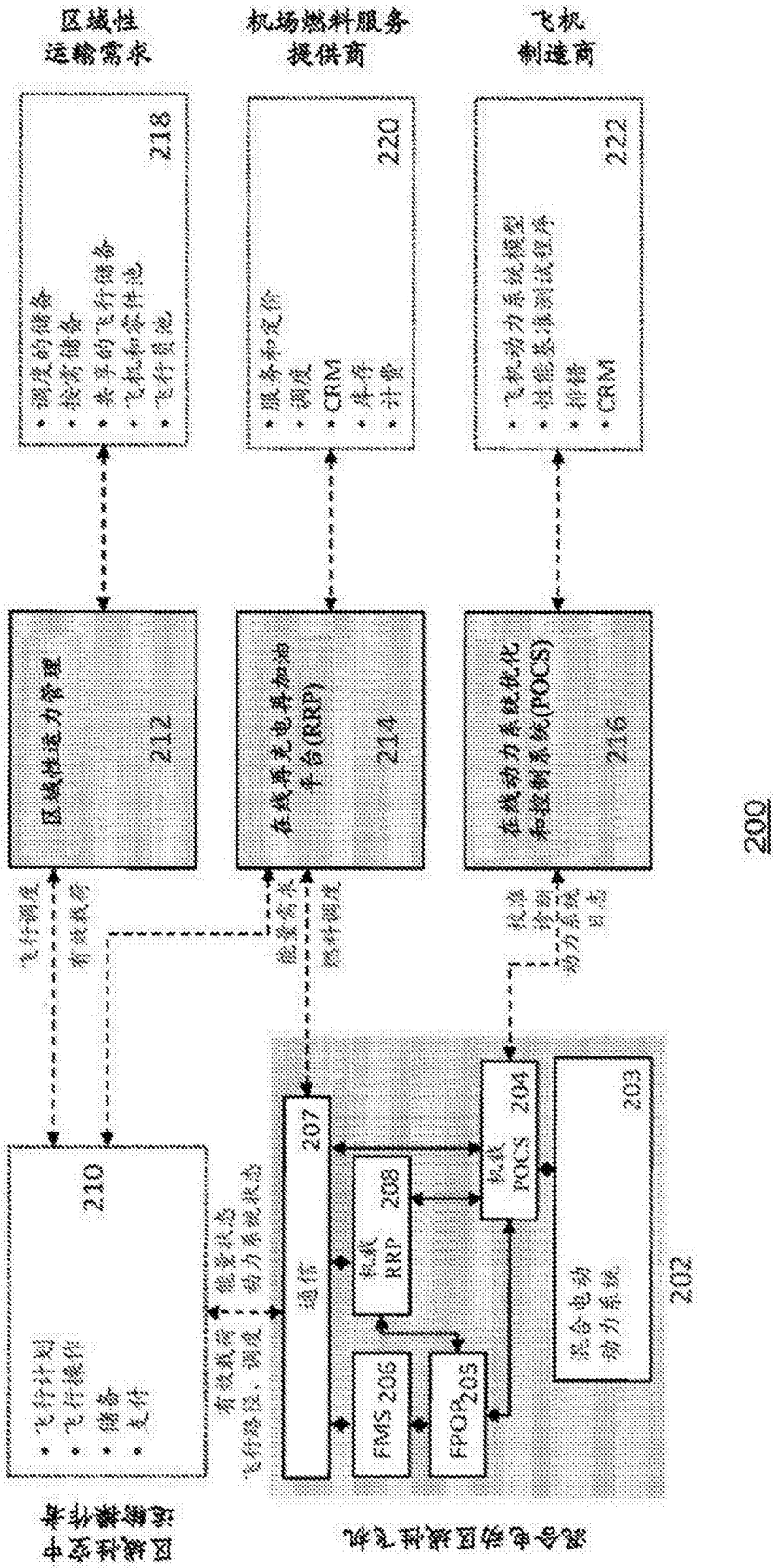

区域性
运输需求
机场燃料服务
提供商
飞机
制造商
218
220
222
区域性运力管理
212
在线再充电再加油
平台(RRP)
214
在线动力系统优化
和控制系统(POCS)
216
200
210
207
通信
RRP 208
POCS 204
FMS 206
FPOP 205
203
混合电动
动力系统
202
区域性空中
运输操作者
混合电动区域性飞机

图2

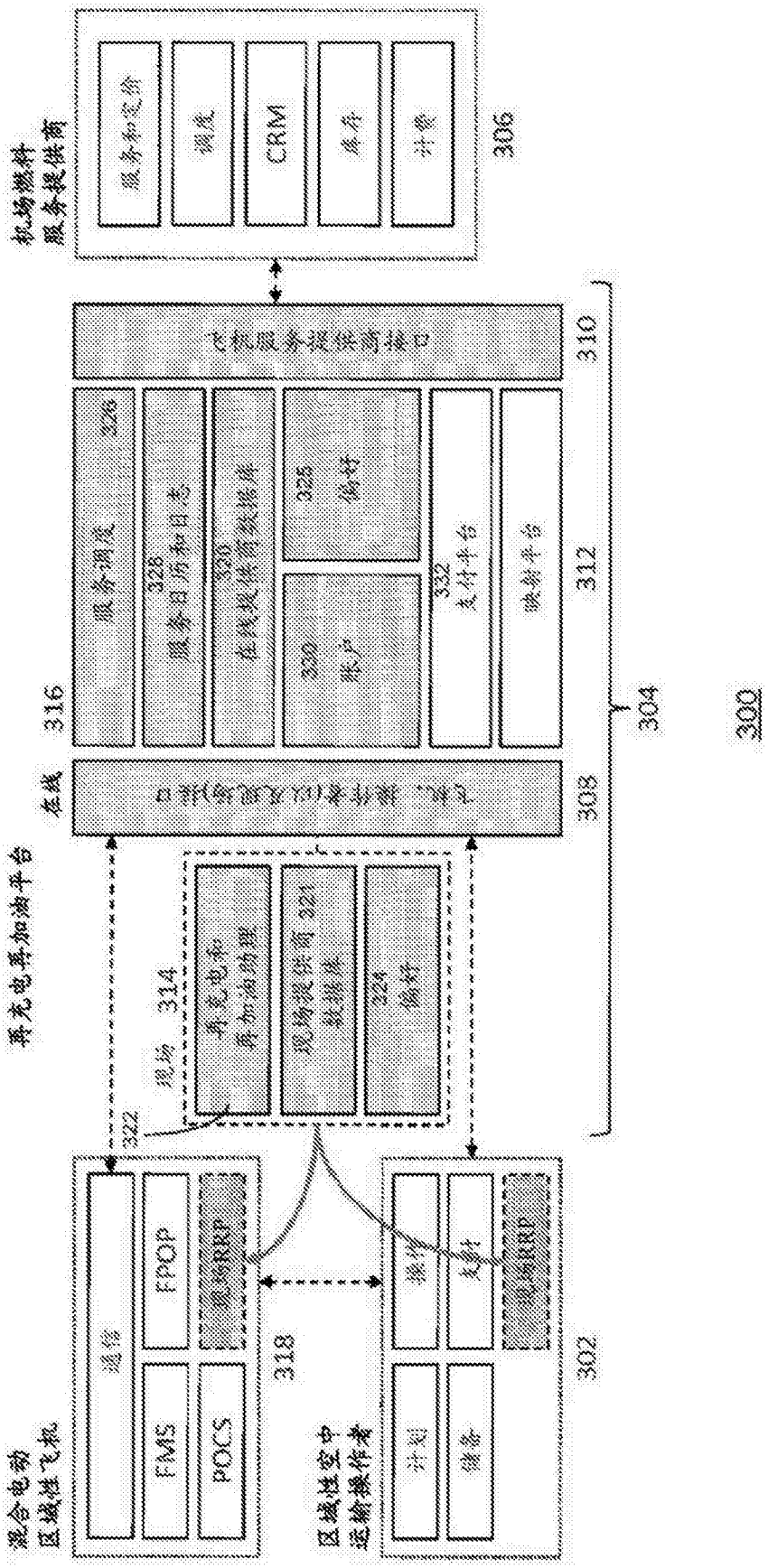

机场燃料
服务提供商
服务和定价
调度
CRM
库存
计费
306
飞机服务提供商接口
310
服务调度
326
服务日历和日志
328
在线规则数据库
330
库存
328
账户
330
支付平台
332
映射平台
312
316
在线
飞机、操作者以及调度接口
308
304
300
再充电再加油平台
现场
314
再充电和
再加油处理
现场设备项
数据库
321
库存
324
322
通信
FMS
FPOP
POCS
318
302
混合电动
区域性飞机
区域性空中
运输操作者

图3

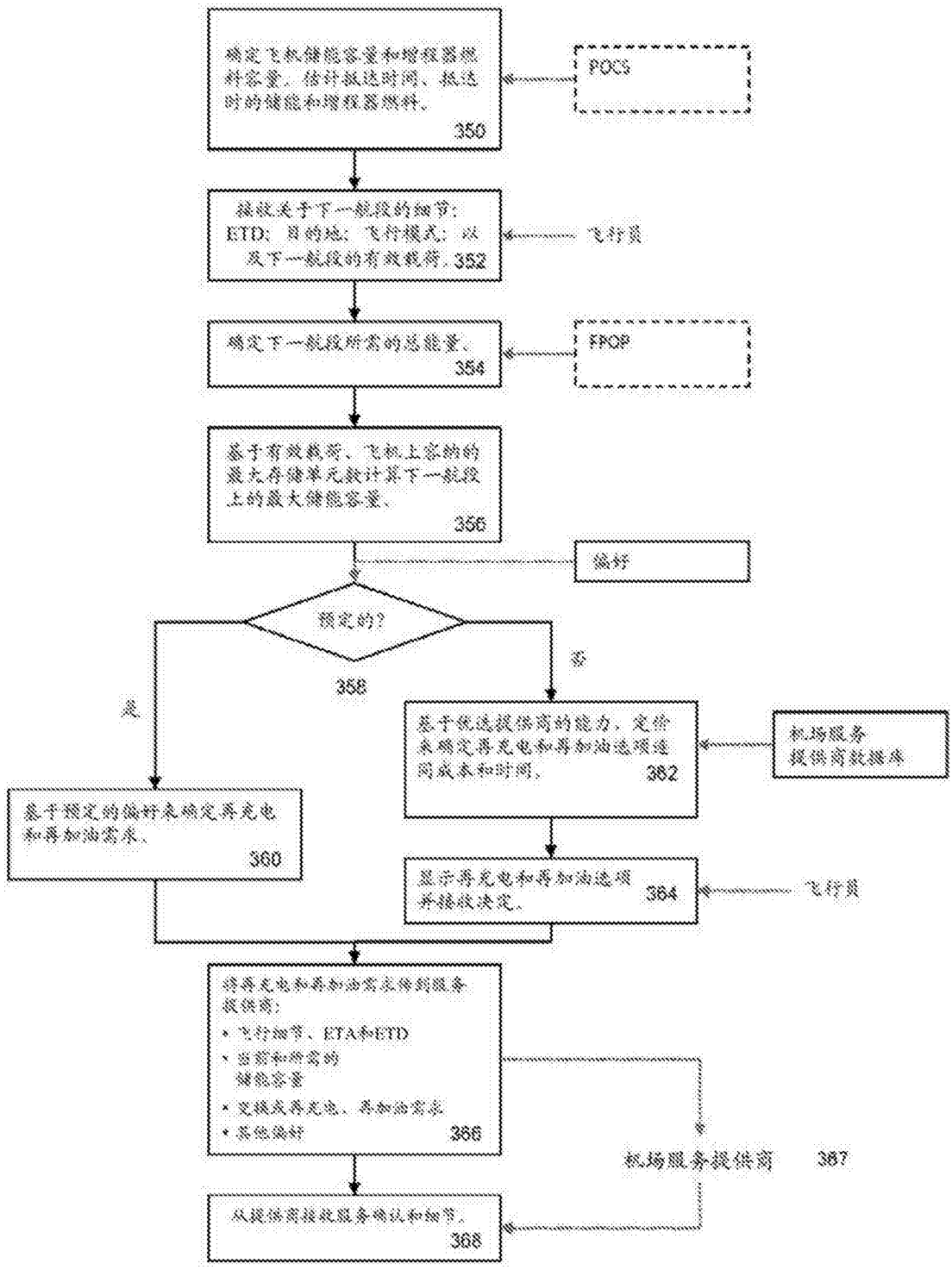

确定飞机储能容量和增程器燃料容量、估计航迹时间、航迹时的储能和增程器燃料、
350
POCS
接收关于下一航段的细节：ETD、目的地、飞行模式、以及下一航段的有效载荷、352
飞行员
确定下一航段所需的总能量、
354
FPOP
基于有效载荷、飞机上容纳的最大存储单元数计算下一航段上的最大储能容量、
356
偏好
预定的?
358
否
是
基于候选提供商的能力、定价来确定再充电和再加油选项成本和时间、
382
机场服务提供商数据库
基于预定的偏好来确定再充电和再加油需求、
360
显示再充电和再加油选项并接收决定、
384
飞行员
将再充电和再加油需求传到服务提供商：
• 飞行细节、ETA和ETD
• 当前和所需的储能容量
• 要提供再充电、再加油需求
• 其他偏好
386
机场服务提供商
387
从提供商接收服务确认和细节、
388

图3 (a)

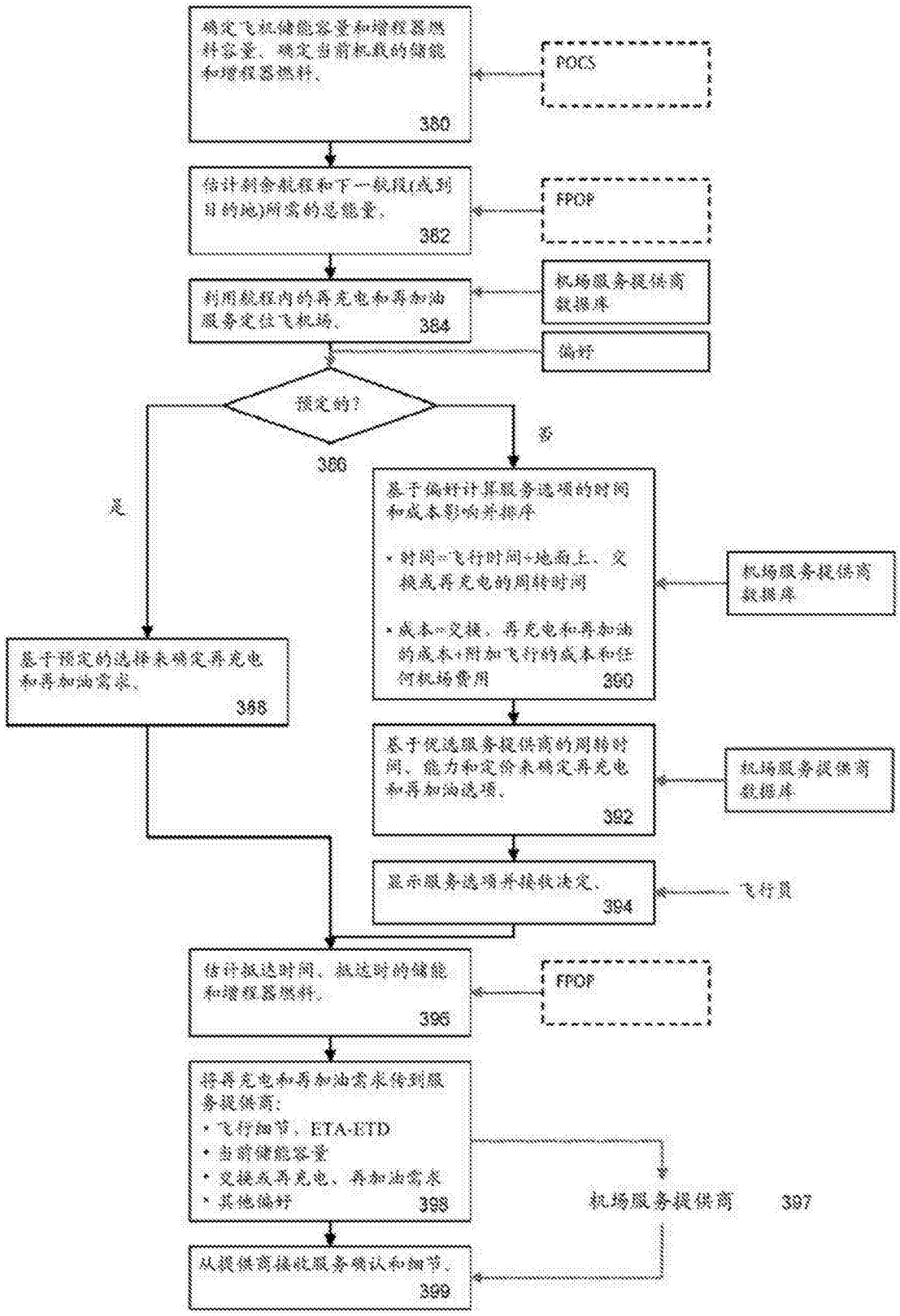

确定飞机储能容量和增程器燃料容量、确定当前机载的储能和增程器燃料、
380
POCS
估计剩余航程和下一航段(或到目的地)所需的总能量、
382
FPOP
利用航程内的再充电和再加油服务定位飞机场、
384
机场服务提供商数据库
偏好
预定的?
386
是
否
基于预定的选择来确定再充电和再加油需求、
388
基于偏好计算服务选项的时间和成本影响并排序
• 时间=飞行时间+地面上、交接或再充电的周转时间
• 成本=交接、再充电和再加油的成本+附加飞行的成本和任何机场费用
390
机场服务提供商数据库
基于优选服务提供商的周转时间、能力和定价来确定再充电和再加油选项、
392
机场服务提供商数据库
显示服务选项并接收决定、
394
飞行员
估计抵达时间、抵达时的储能和增程器燃料、
396
FPOP
将再充电和再加油需求传到服务提供商:
• 飞行细节、ETA-ETD
• 当前储能容量
• 交接或再充电、再加油需求
• 其他偏好
398
机场服务提供商
397
从提供商接收服务确认和细节、
399

图3 (b)

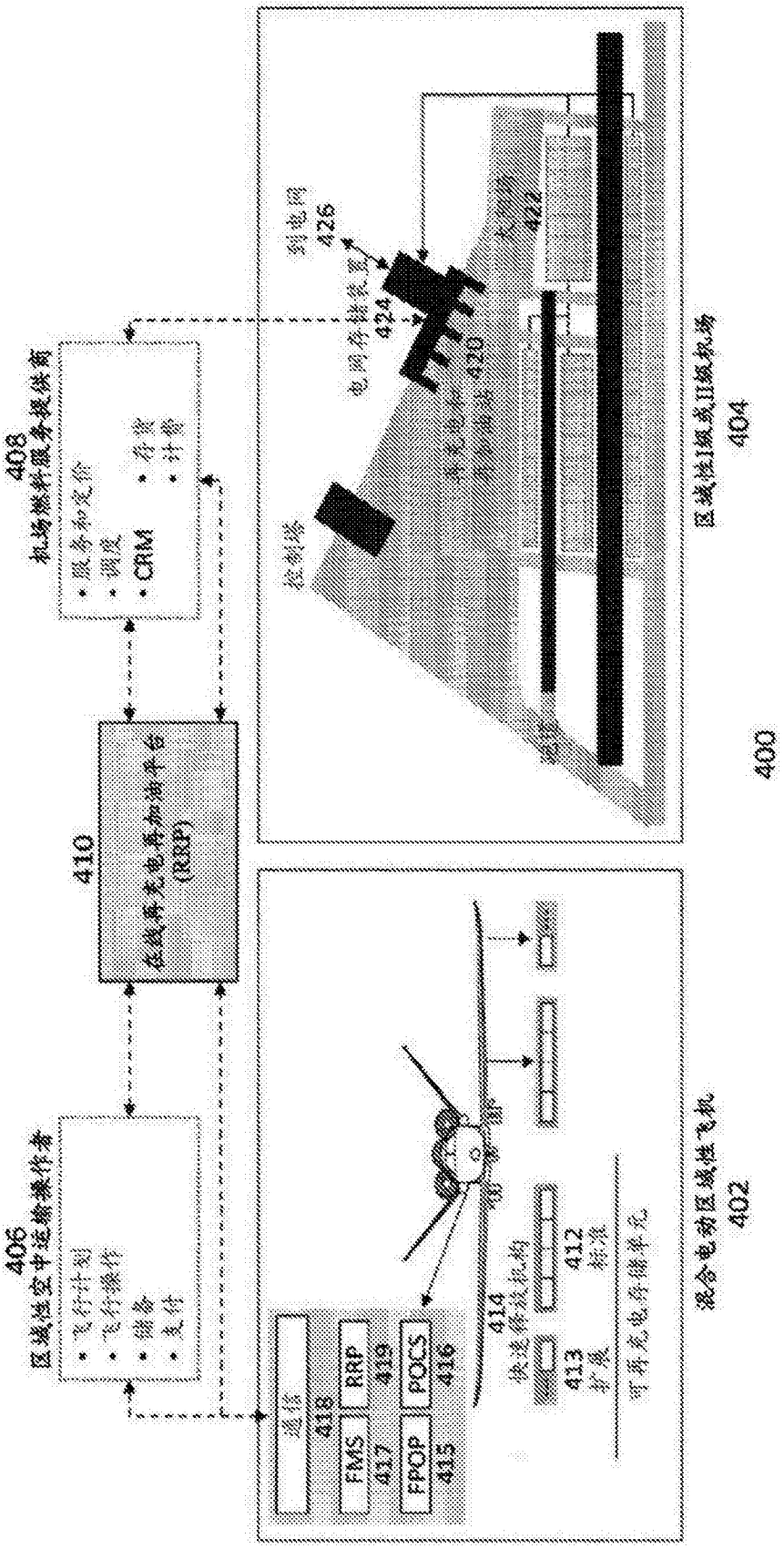

400
混合电动区域性飞机
402
区域性空中运输操作者
406
• 飞行计划
• 飞行操作
• 储备
• 支付
机场燃料服务提供商
408
• 服务和定价
• 调度
• CRM
• 存货
• 计费
在线再充电再加油平台
(RRP)
410
区域性I级或II级机场
404
电网
426
电网存储装置
424
控制塔
通信
418
FMS
417
RRP
419
FPOP
415
POCS
416
快速停放机构
414
扩展
413
标准
412
可再充电存储单元

图4

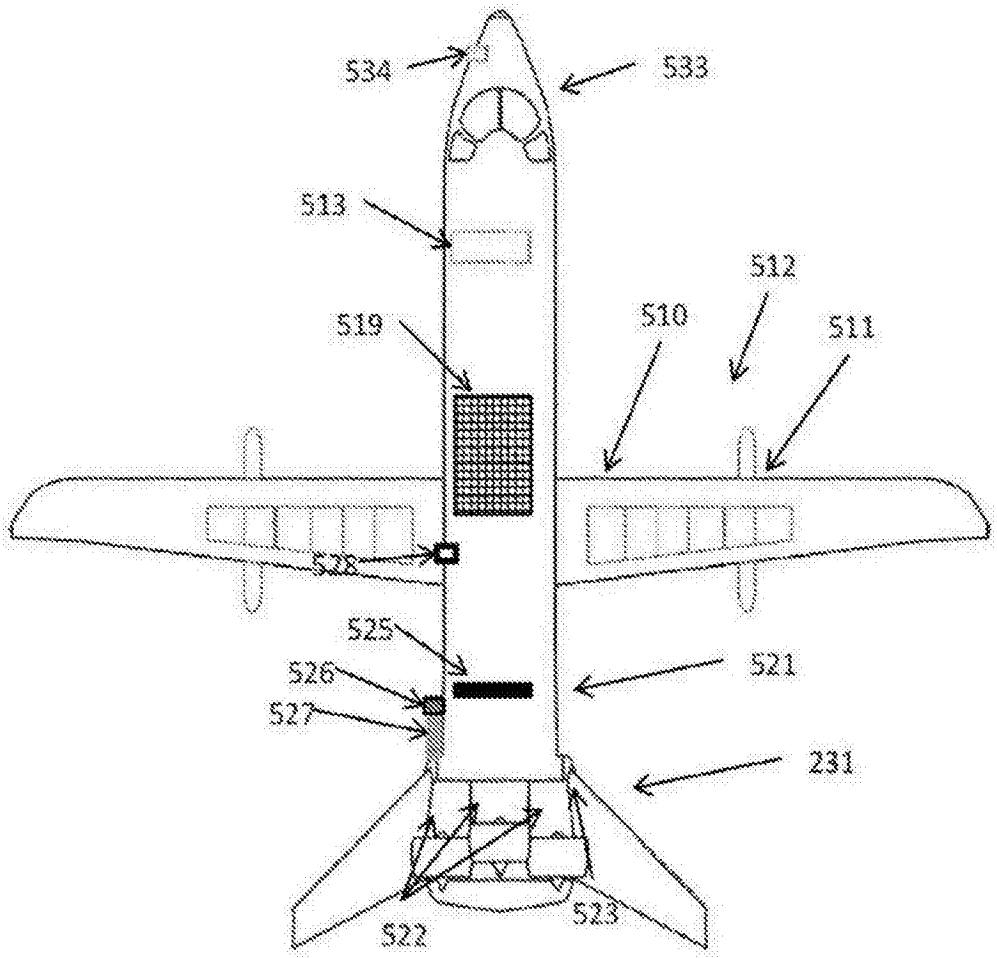


图5

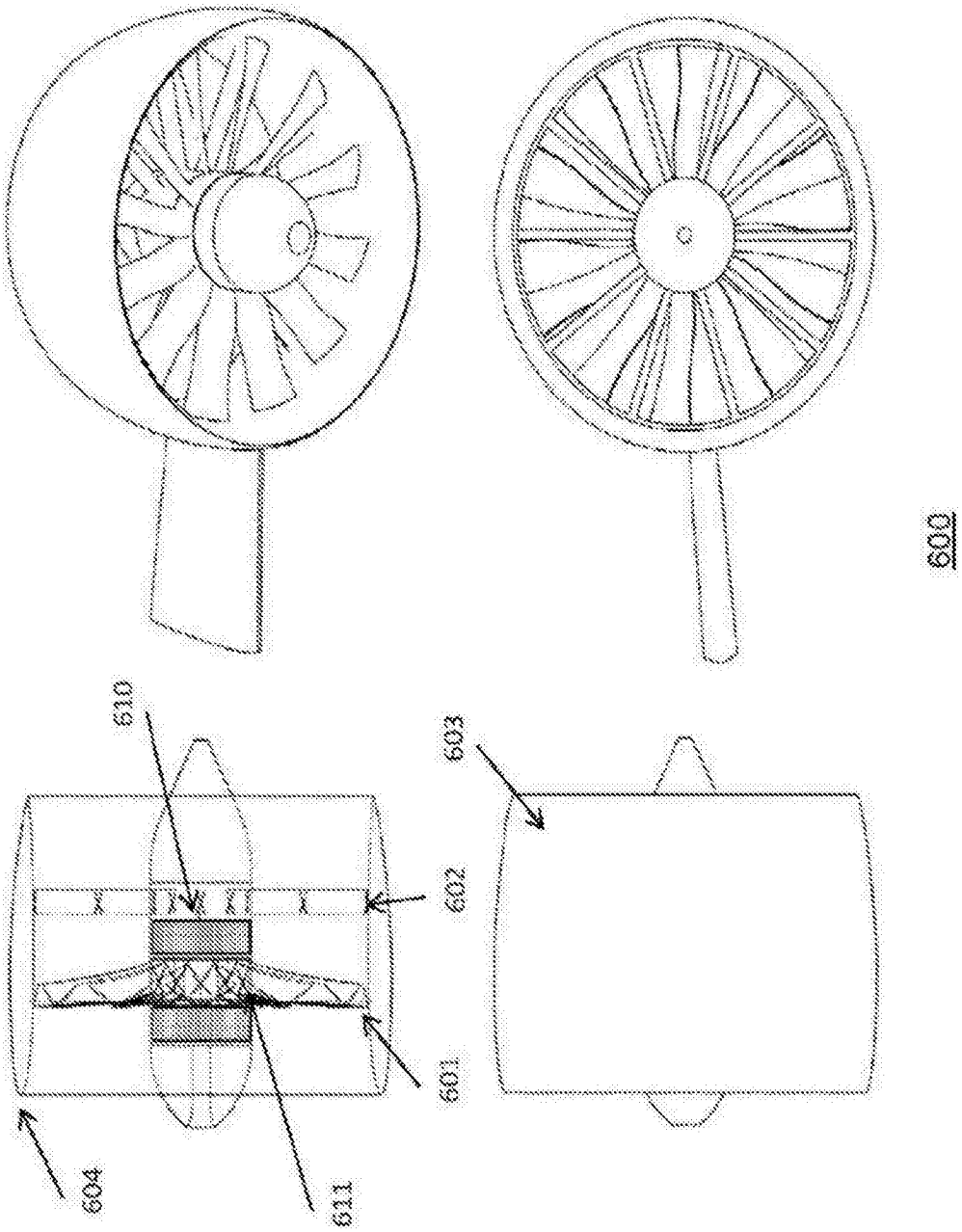


图6

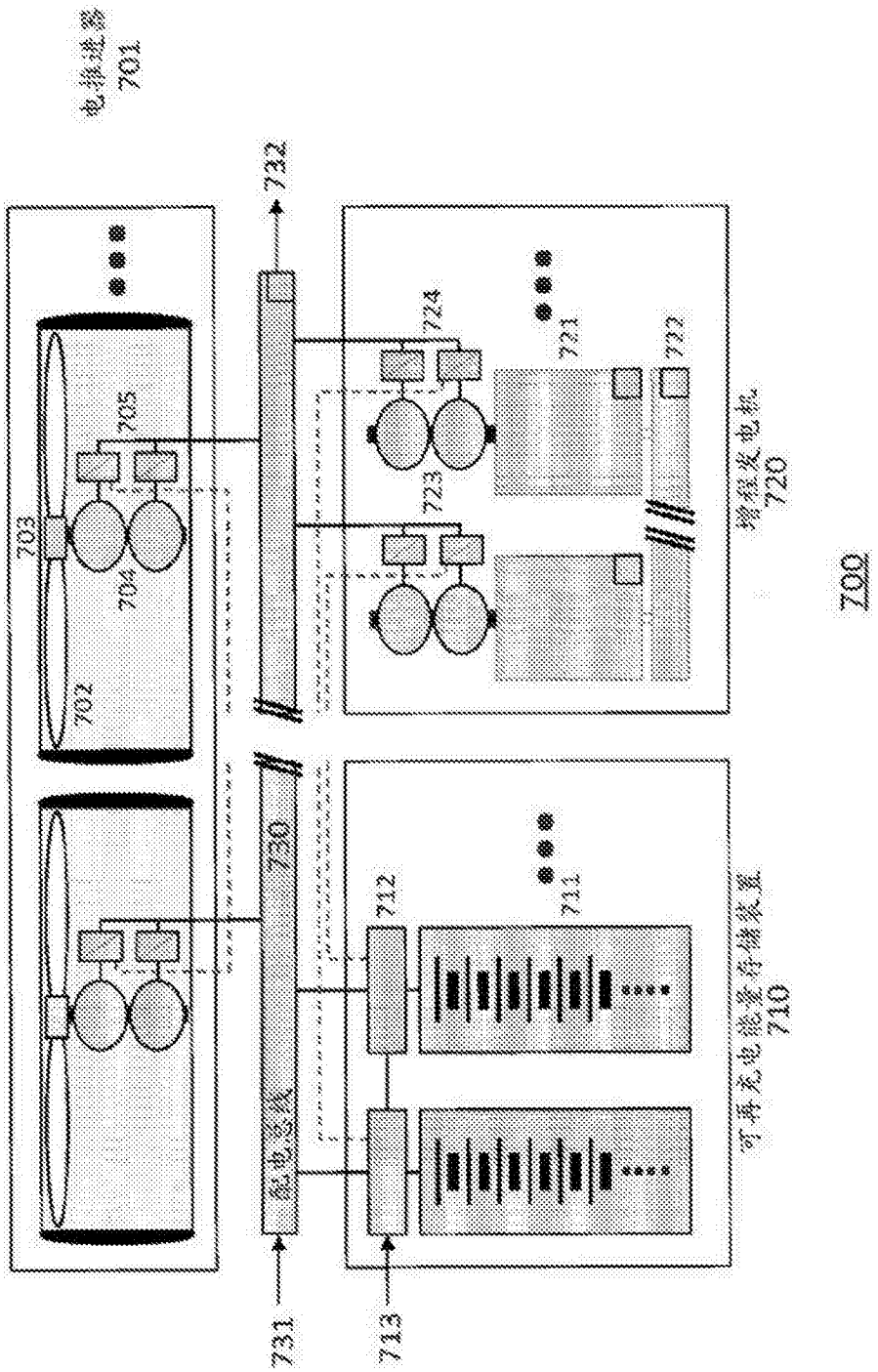

电推进器
701
732
724
721
722
723
735
703
704
702
增程发电机
720
700
730
712
711
可再充电能量存储装置
710
起电总线
731
713

图7

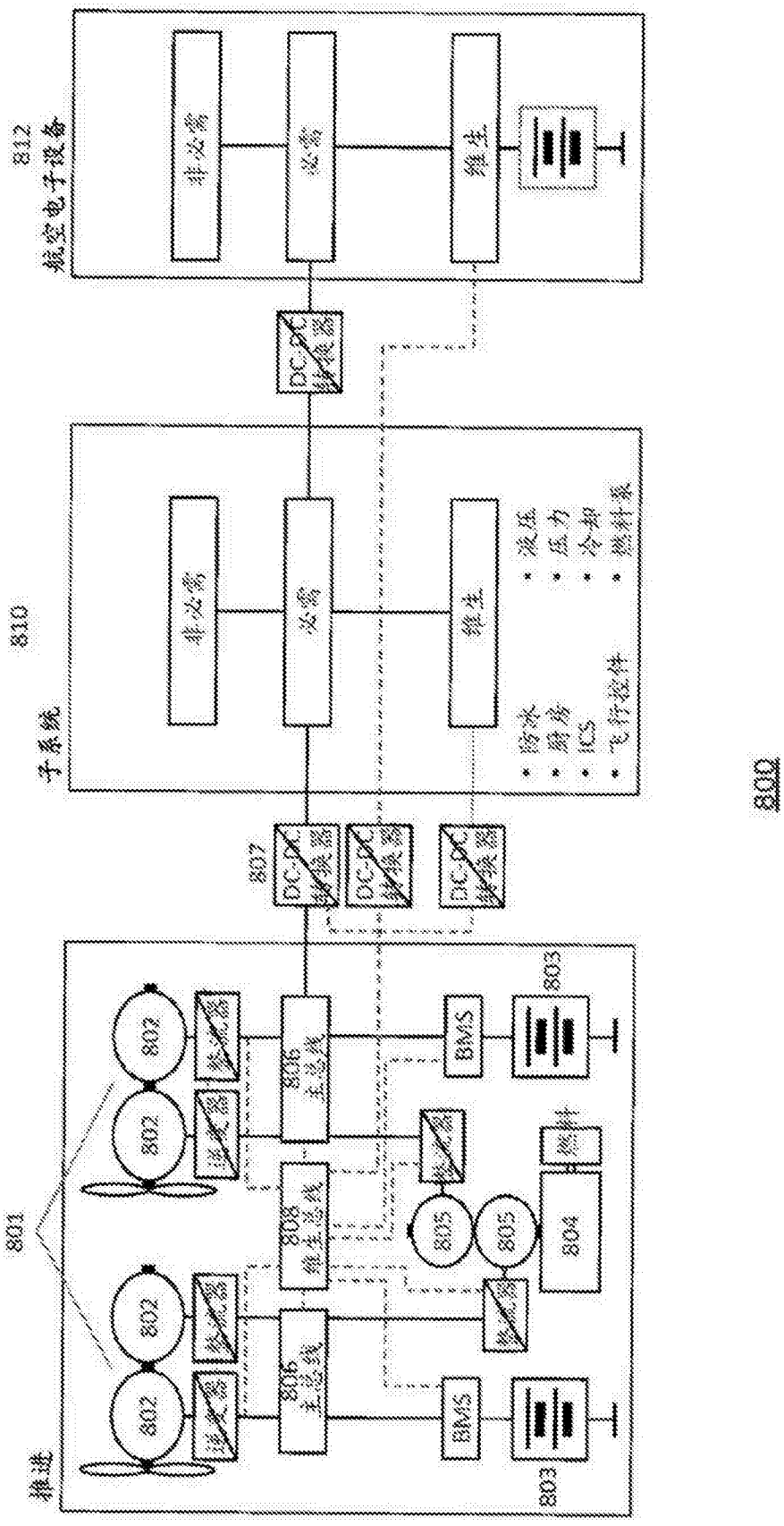
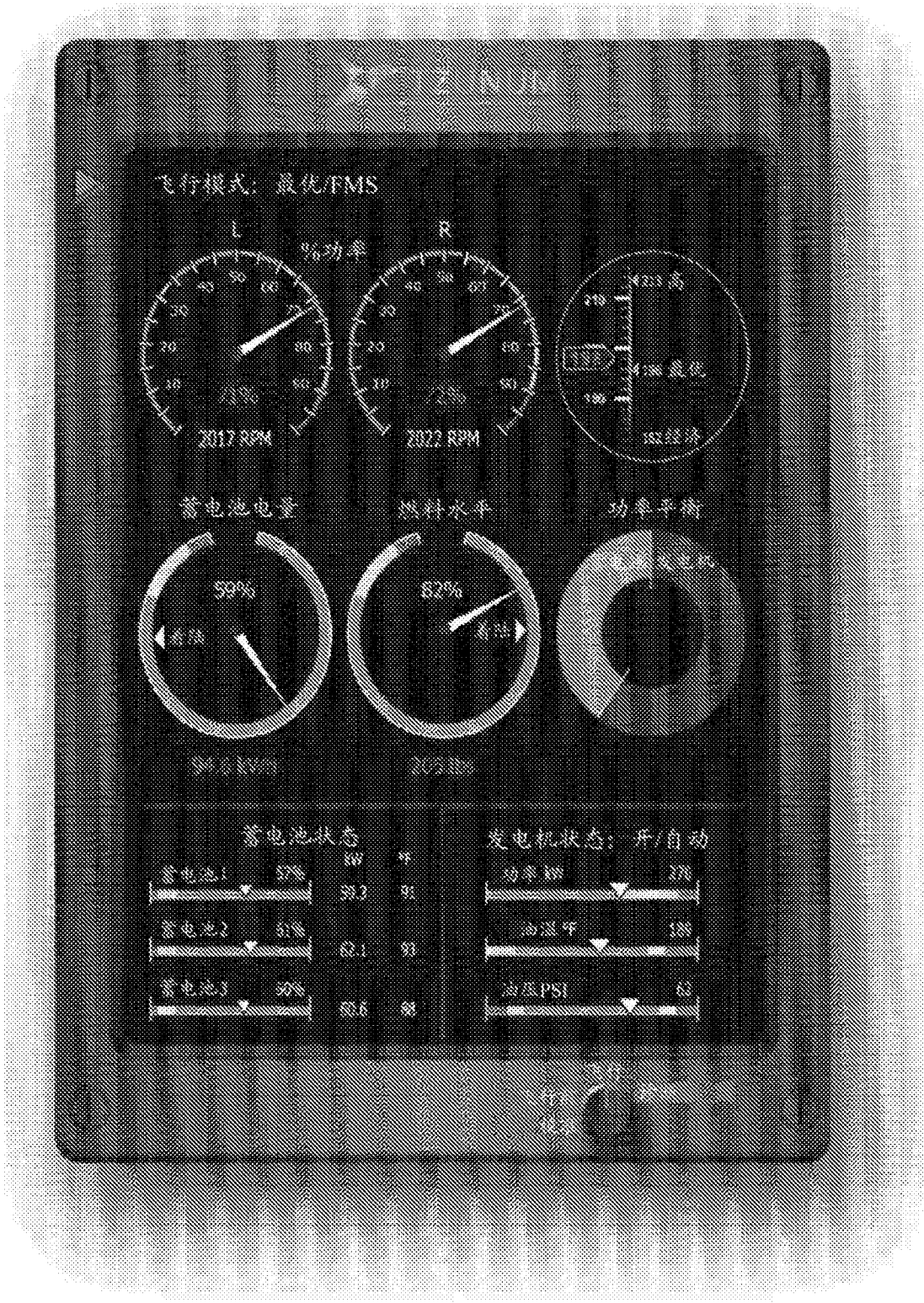

812
航空电子设备
非必需
必需
维生
DC-DC
转换器
810
子系统
非必需
必需
维生
液压
压力
冷却
燃料系
防冰
舱房
ICS
飞行控件
800
807
DC-DC
转换器
DC-DC
转换器
DC-DC
转换器
801
推进
802
802
802
802
转换器
转换器
转换器
转换器
806
主总线
808
主总线
BMS
BMS
803
803
805
805
804
燃料

图8


飞行模式：最优/FMS
L
R
%功率
2017 RPM
2022 RPM
最优
经济
蓄电池电量
燃料水平
功率平衡
50%
82%
蓄电池状态
发电机状态：开/自动
蓄电池1
蓄电池2
蓄电池3
油压PSI

900

图9

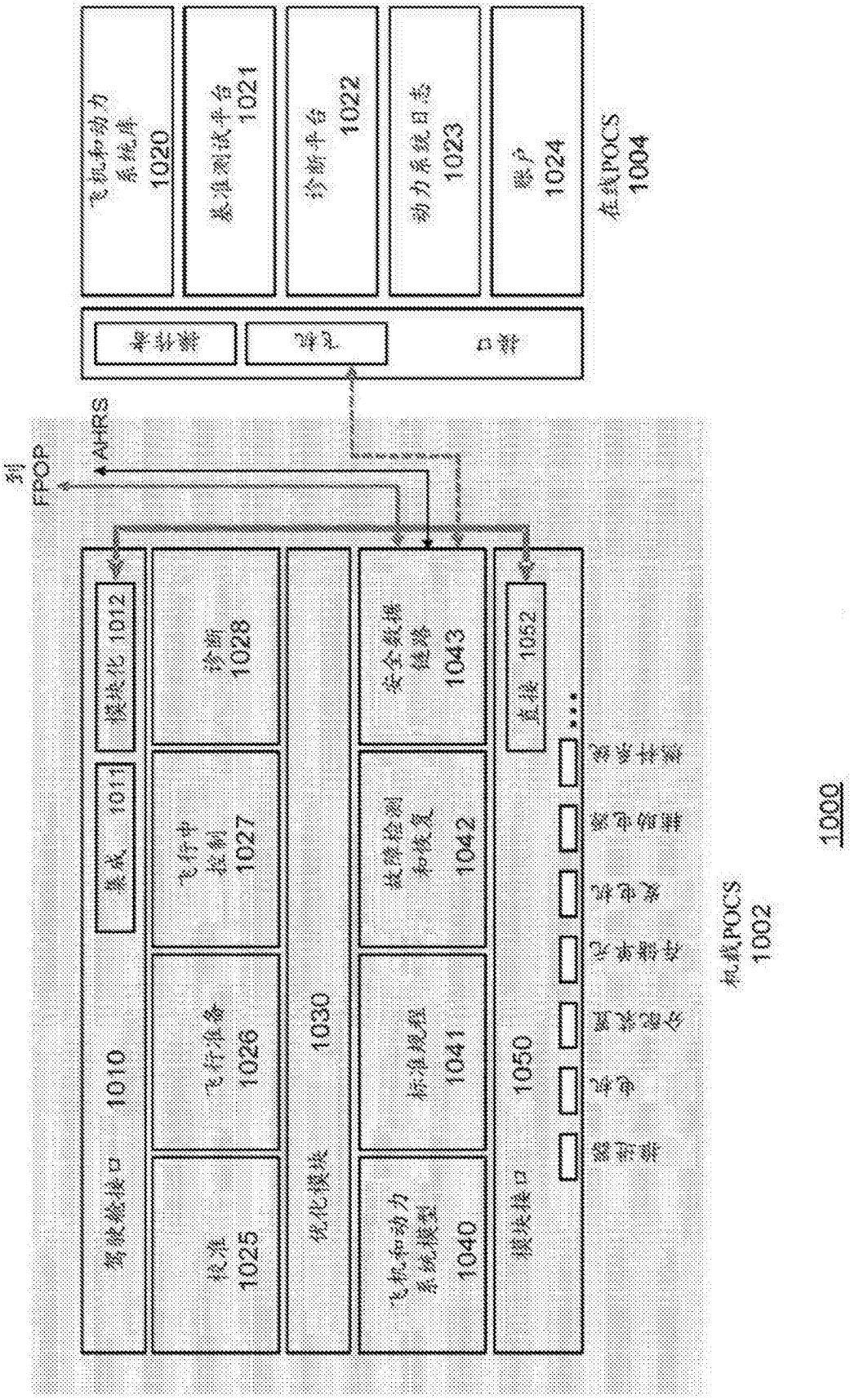

飞机和动力系统库 1020
基准测试平台 1021
诊断平台 1022
动力系统日志 1023
账户 1024
在线POCS 1004
接口
飞控
操作者
到 FPOP
AHRS
驾驶舱接口 1010
集成 1011
模块化 1012
飞行准备 1026
飞行中控制 1027
诊断 1028
优化模块 1030
飞机和动力系统模型 1040
标准规程 1041
故障检测和恢复 1042
安全数据链路 1043
模块接口 1050
直接 1052
基准 1025
机载POCS 1002
1000

图10

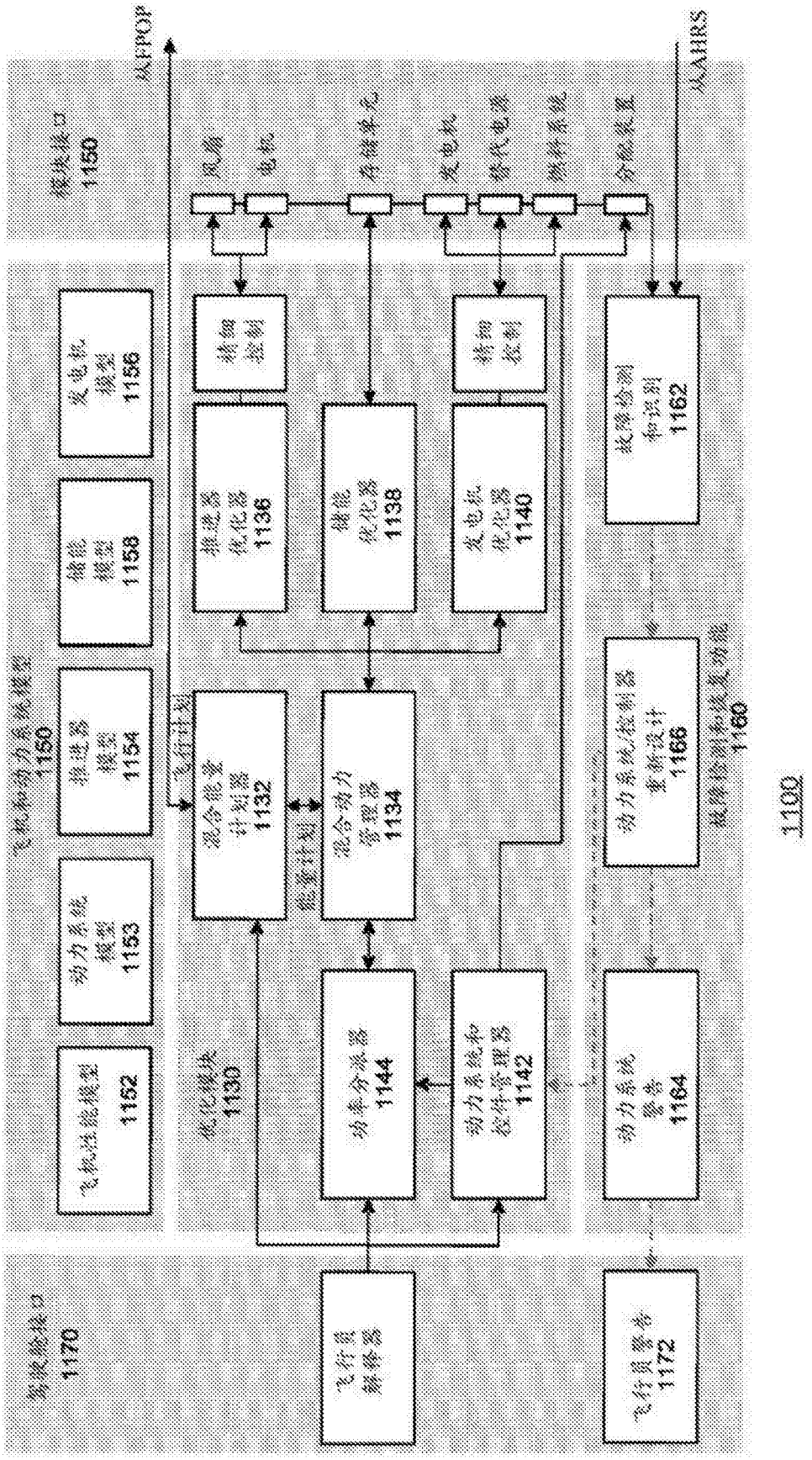

从FPOP
从AHRS
接口 1150
风扇
电机
存储单元
发电机
燃气涡轮
燃料系统
分配装置
飞机和动力系统模型 1150
发电机模型 1156
储能模型 1158
推进器模型 1154
动力系统模型 1153
飞机性能模型 1152
精细控制
精细控制
推进器优化器 1136
储能优化器 1138
发电机优化器 1140
故障检测和识别 1162
飞行计划
混合能量计划器 1132
混合动力管理器 1134
能量计划
优化模块 1130
功率分派器 1144
动力系统和部件管理器 1142
动力系统/控制器重新设计 1166
故障检测和调度功能 1160
动力系统警告 1164
1100
客舱接口 1170
飞行员输入器
飞行员警告 1172

图11

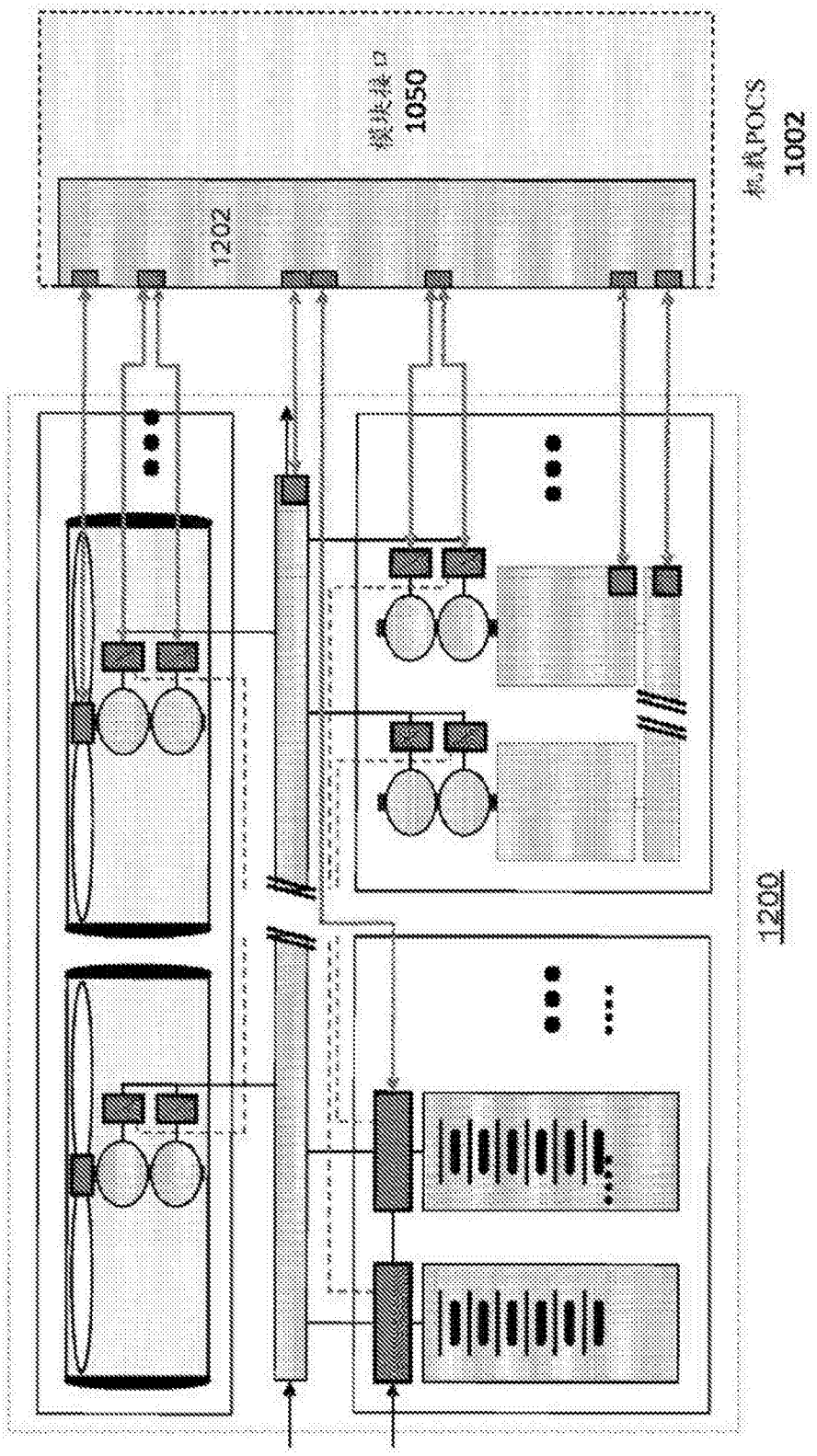


图12

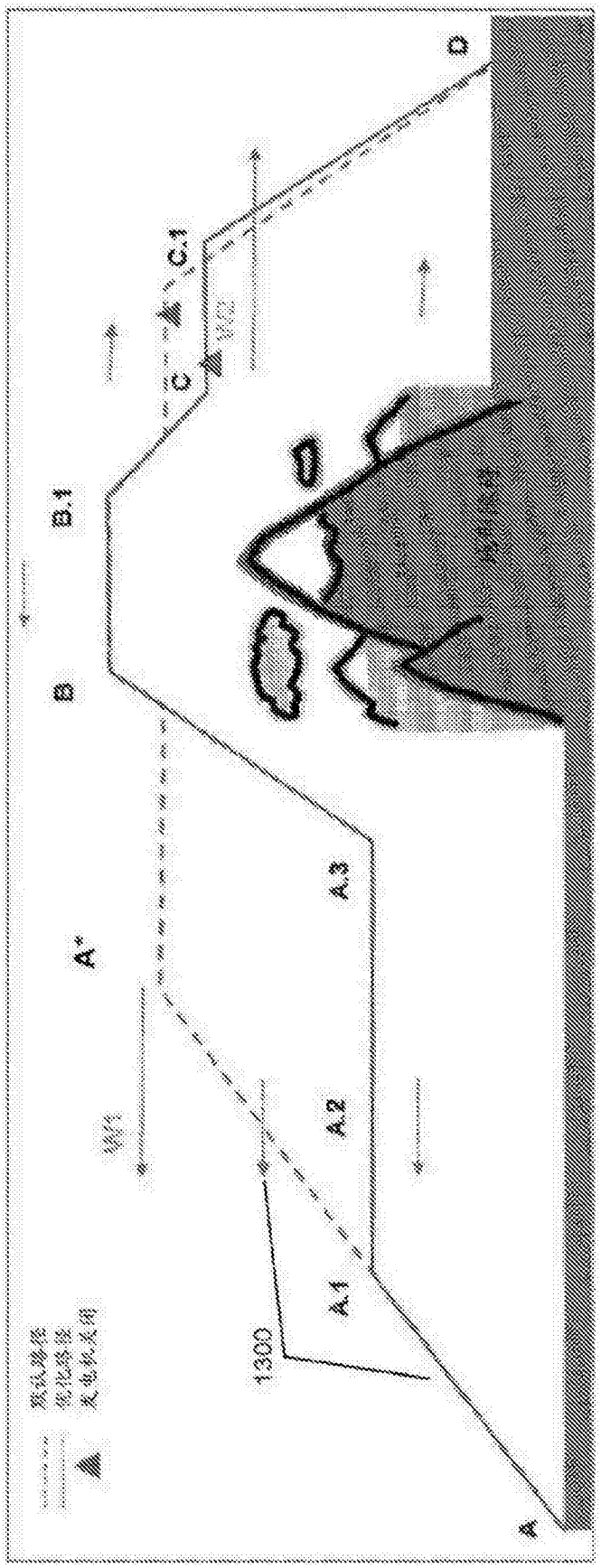


图13

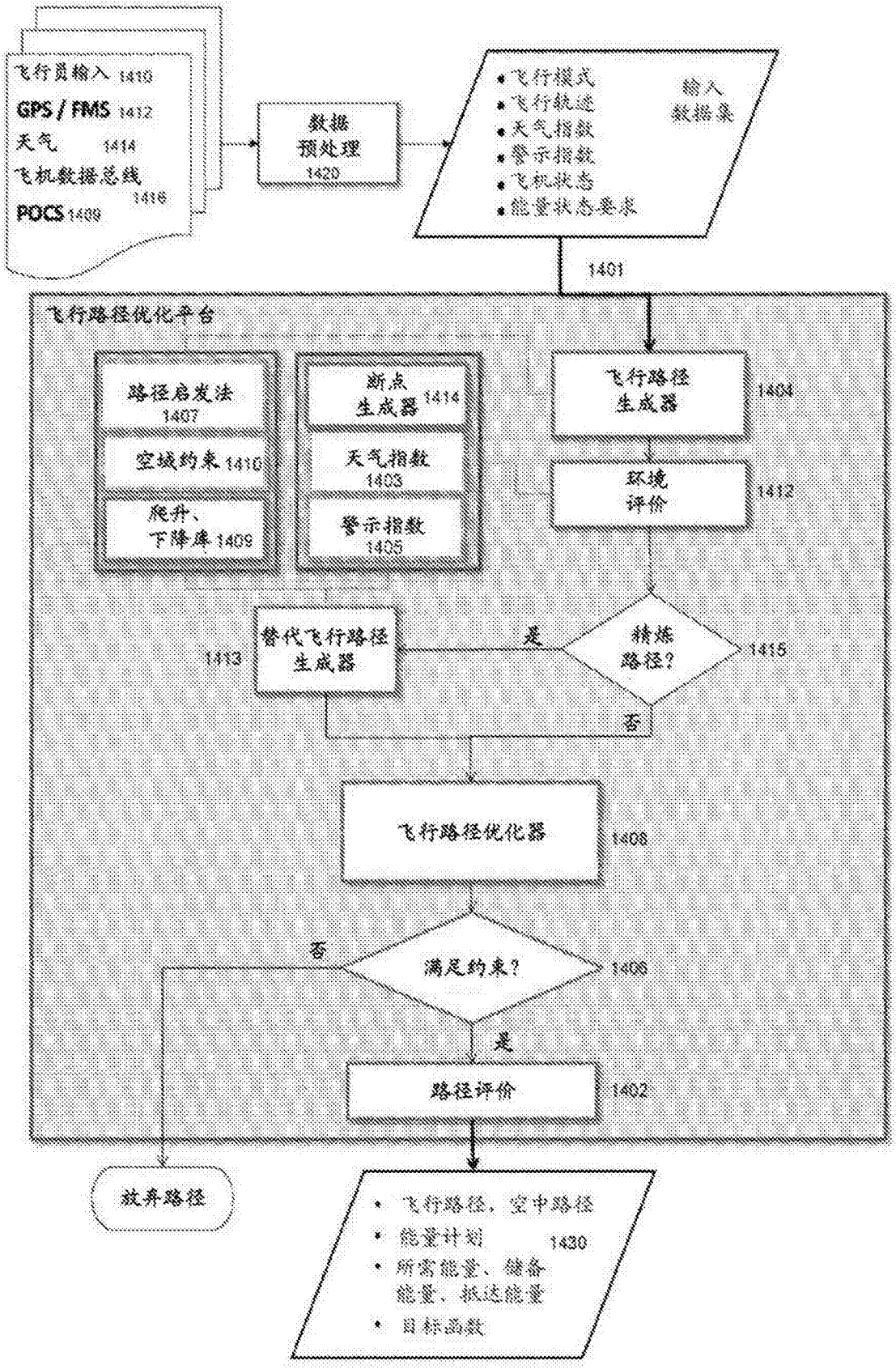

飞行员输入 1410
GPS / FMS 1412
天气 1414
飞机数据总线 1416
POCS 1409
数据预处理 1420
• 飞行模式
• 飞行轨迹
• 天气指数
• 警示指数
• 飞机状态
• 能量状态要求
输入数据集
1401
飞行路径优化平台
路径启发法 1407
空域约束 1410
爬升、下降率 1409
断点生成器 1414
天气指数 1403
警示指数 1405
飞行路径生成器 1404
环境评价 1412
替代飞行路径生成器 1413
是
精炼路径? 1415
否
飞行路径优化器 1408
否
满足约束? 1406
是
路径评价 1402
放弃路径
• 飞行路径，空中路径
• 能量计划 1430
• 所需能量、储备能量、抵达能量
• 目标函数

图14

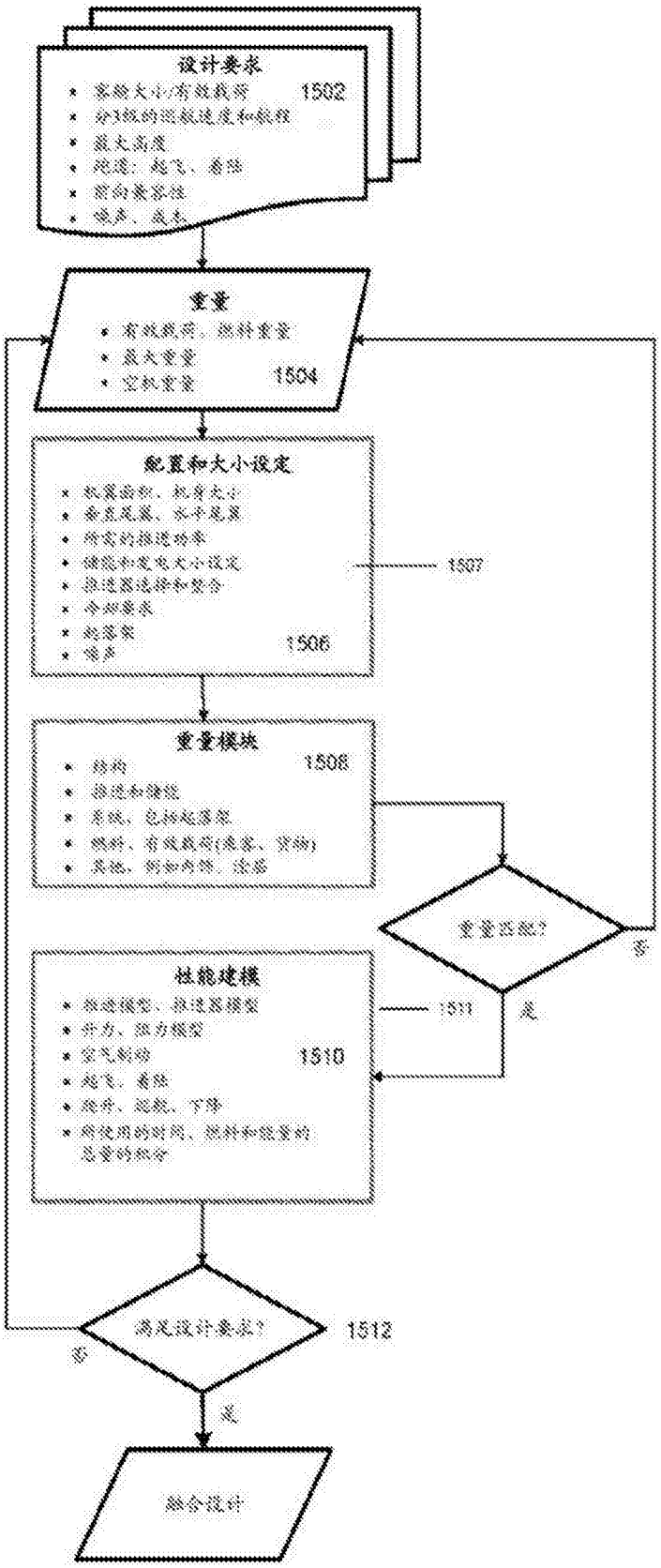

设计要求
1502
重量
1504
配置和大小设定
1507
1506
重量模块
1508
重量匹配?
否
是
性能建模
1511
1510
满足设计要求?
1512
否
是
组合设计

图15

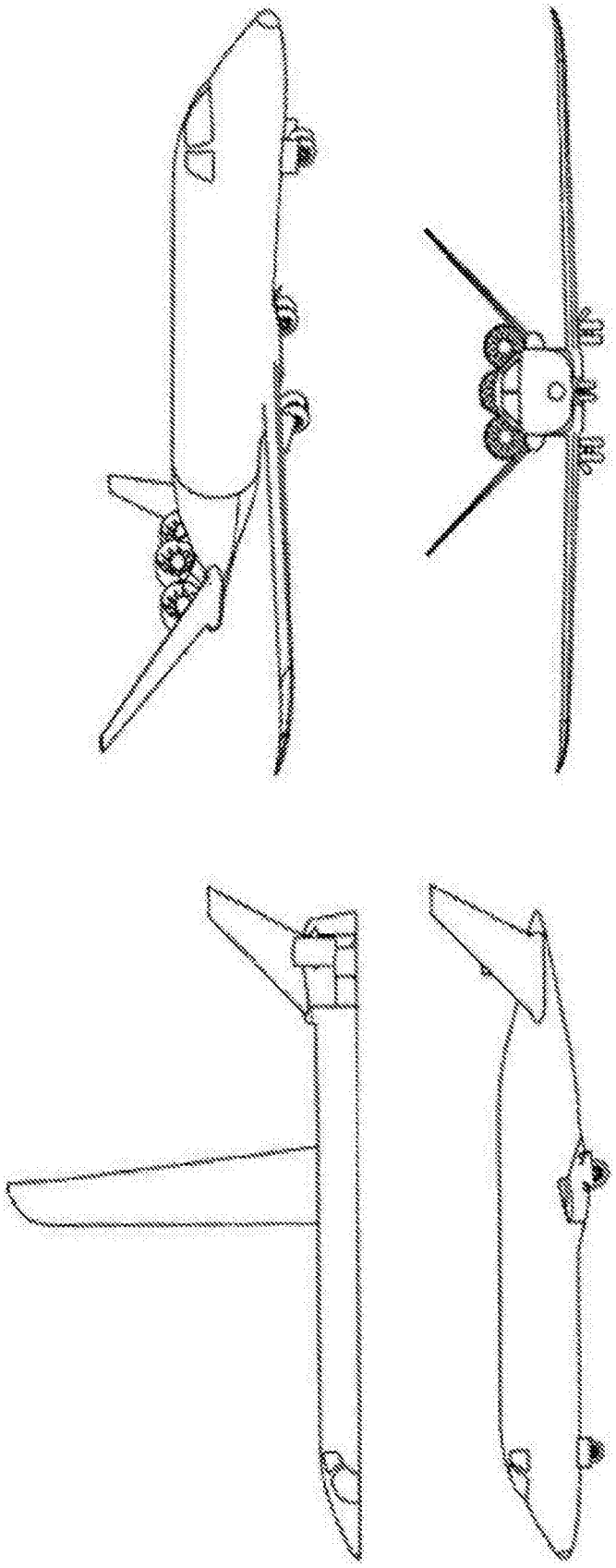


图16

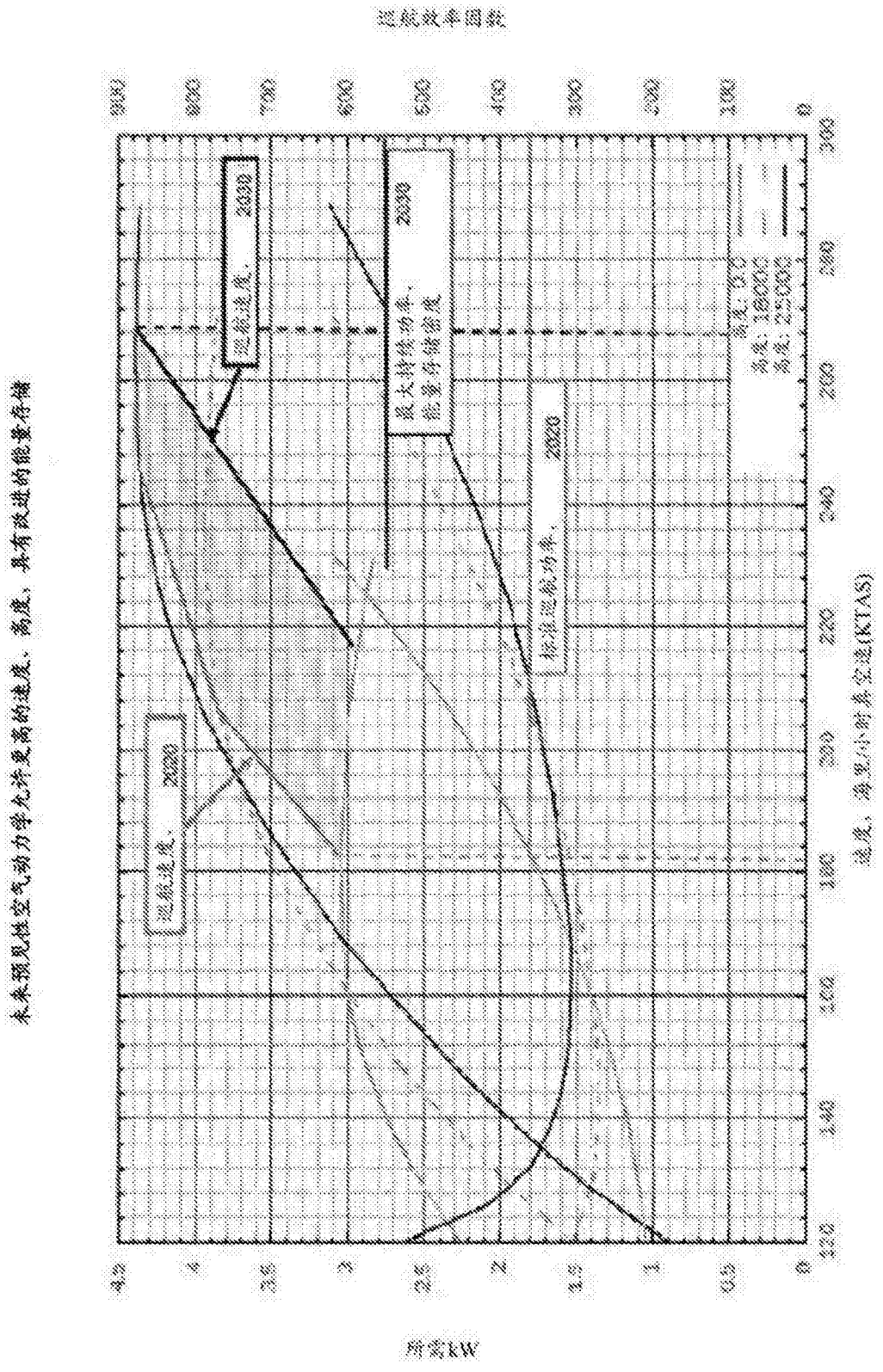

巡航效率因数
未来预见性空气动力学允许更高的速度、高度，具有改进的能量存储
巡航速度，2020
最大持续功率，能量存储装置
2020
巡航速度，2020
标准最大功率，2020
海拔：0英尺
海拔：10000英尺
海拔：25000英尺
速度，海里/小时真空速(KTAS)
所需kW

图17

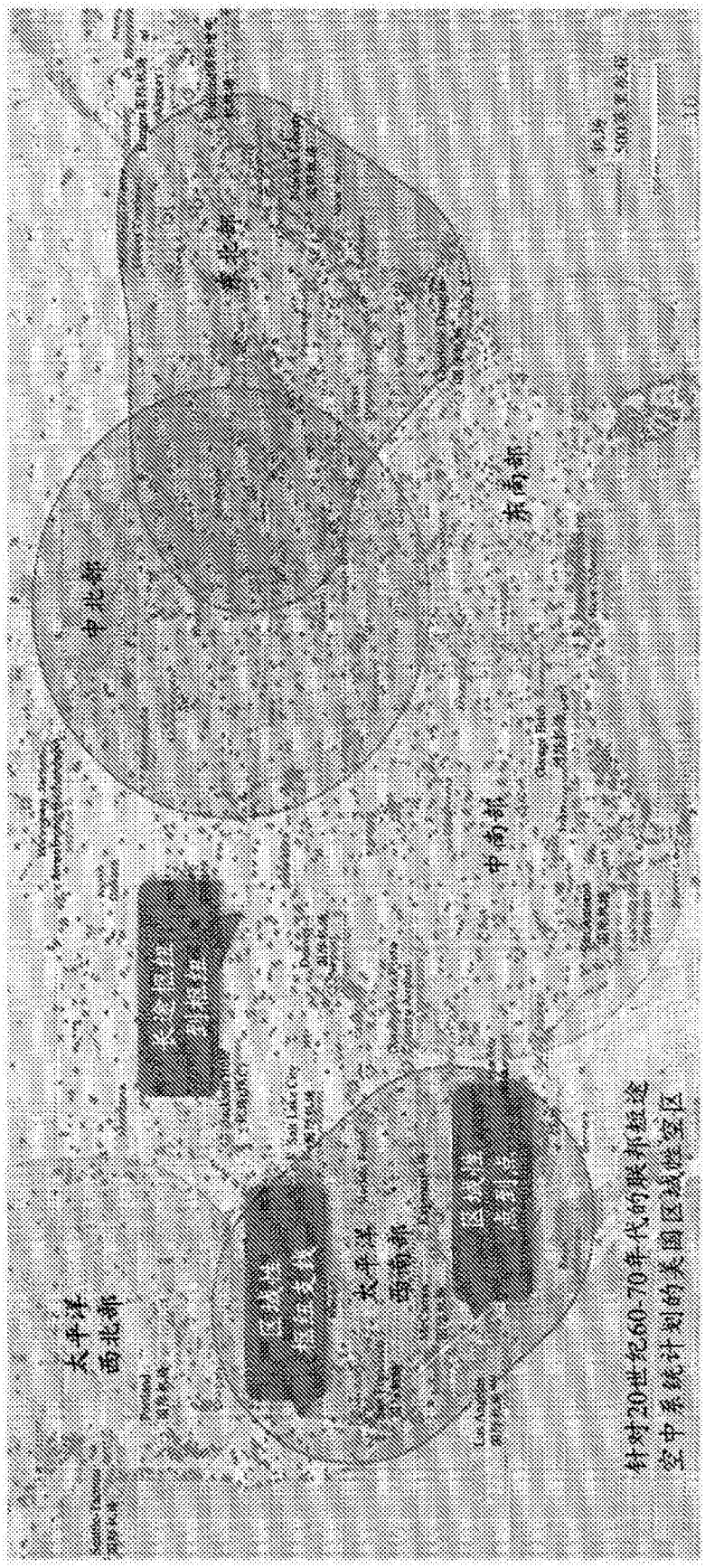

针对20世纪60-70年代的联邦超级
空中系统计划的美国区域性空区
太平洋
西北部
中北部
东北部
太平洋
西南部
中南部
东南部

图18

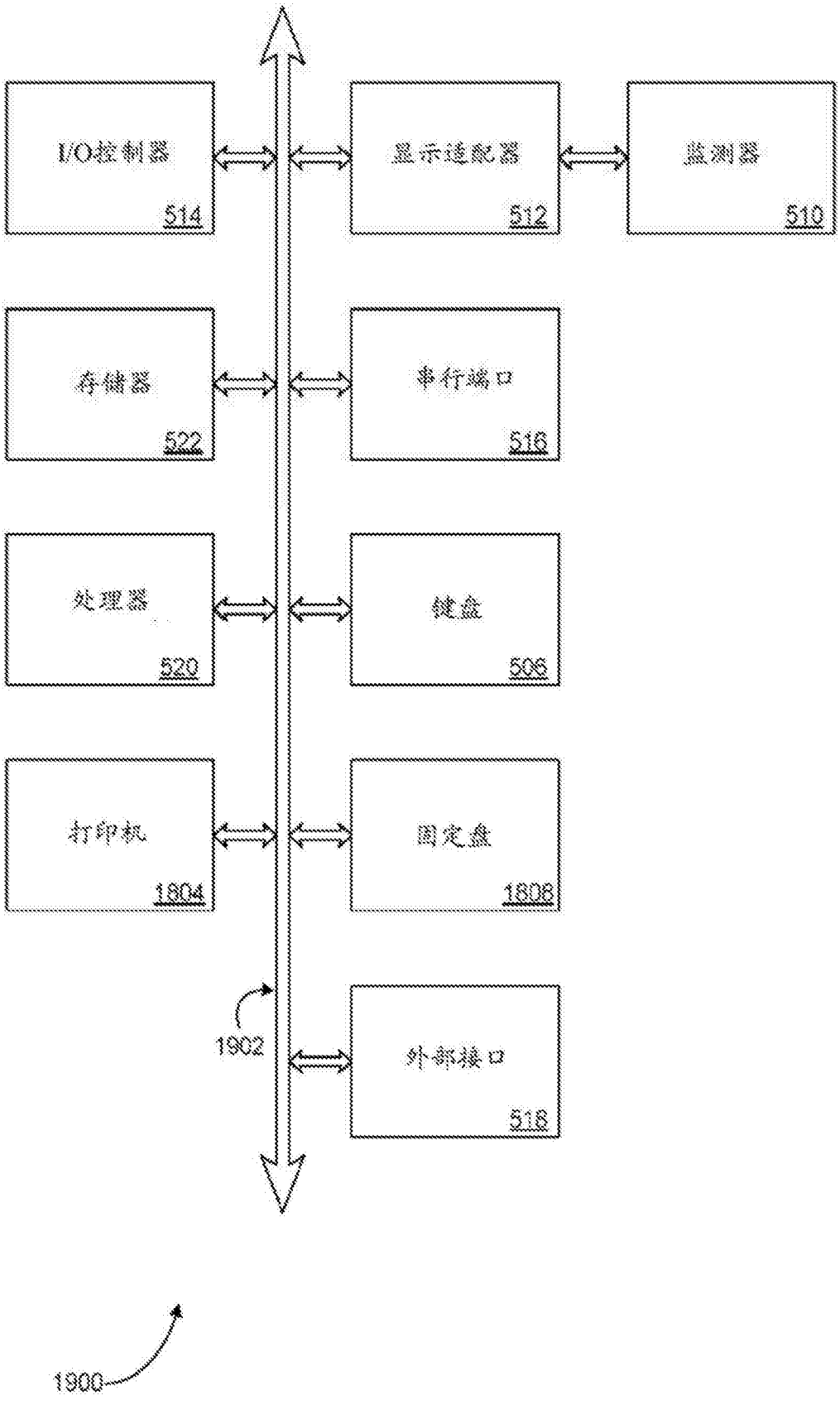

I/O控制器
514
显示适配器
512
监测器
510
存储器
522
串行端口
516
处理器
520
键盘
506
打印机
1804
固定盘
1806
1902
外部接口
518
1900

图19