

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局



(10) 国际公布号

WO 2024/060633 A1

(43) 国际公布日

2024 年 3 月 28 日 (28.03.2024)

(51) 国际专利分类号:

B64C 3/32 (2006.01)

B64D 27/24 (2006.01)

B64C 9/00 (2006.01)

B64C 9/18 (2006.01)

(21) 国际申请号:

PCT/CN2023/092472

(22) 国际申请日:

2023 年 5 月 6 日 (06.05.2023)

(25) 申请语言:

中文

(26) 公布语言:

中文

(30) 优先权:

202211162442.7 2022年9月22日 (22.09.2022) CN

(71) 申请人: 中国商用飞机有限责任公司 (COMMERCIAL AIRCRAFT CORPORATION OF CHINA, LTD.) [CN/CN]; 中国上海市浦东新区世博大道1919号, Shanghai 200126 (CN)。

(72) 发明人: 钱仲焱 (QIAN, Zhongyan); 中国上海市浦东新区世博大道1919号, Shanghai 200126 (CN)。

白俊强 (BAI, Junqiang); 中国陕西省西安市碑林区友谊西路127号, Shaanxi 710072 (CN)。邱亚松 (QIU, Yasong); 中国陕西省西安市碑林区友谊西路127号, Shaanxi 710072 (CN)。李豆豆 (LI, Doudou); 中国上海市浦东新区世博大道1919号, Shanghai 200126 (CN)。徐州 (XU, Zhou); 中国上海市浦东新区世博大道1919号, Shanghai 200126 (CN)。查振羽 (ZHA, Zhenyu); 中国上海市浦东新区世博大道1919号, Shanghai 200126 (CN)。

(74) 代理人: 上海专利商标事务所有限公司 (SHANGHAI PATENT & TRADEMARK LAW OFFICE, LLC); 中国上海市徐汇区桂平路435号, Shanghai 200233 (CN)。

(81) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CV, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI,

(54) Title: AIRCRAFT WING HAVING INTEGRATED DISTRIBUTED DUCTED FAN, AND ELECTRIC AIRCRAFT

(54) 发明名称: 集成有分布式涵道风扇的机翼和电动飞机

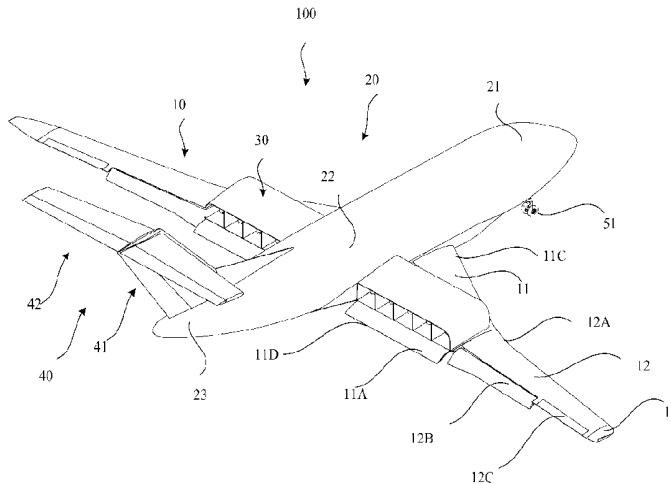


图 1

(57) Abstract: An aircraft wing (10) having an integrated distributed ducted fan, the aircraft wing (10) being attached to a fuselage (20) and being provided with a ducted fan power set (30), wherein the ducted fan power set (30) is provided on an inboard section (11) of the aircraft wing (10) and is arranged above the aircraft wing (10) so as to form an integral body with the aircraft wing (10), and wherein the inboard section (11) comprises an inboard flap (11a), the inboard flap (11a) being able to move between a first extended position and a first retracted position, and wherein, when in the first extended position, the inboard flap (11A) protrudes relative to the inboard section (11) and abuts against the trailing edge of the ducted fan power set (30), and when in the first retracted position, the inboard flap (11A) is retracted relative to the inboard section (11). The inboard flap (11A) is a movable component. In this way, when necessary, the inboard flap (11A) extends rearwards and deflects, and the jet of air outputted by the ducted fan, under the action of the Coanda effect, respectively produces a low-pressure area and a high-pressure area on the upper surface and the lower surface of the inboard flap (11A), achieving wing lift.

WO 2024/060633 A1

[见续页]

GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MU, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, CV, GI, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SC, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, ME, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布:
— 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

(57) 摘要: 一种集成有分布式涵道风扇的机翼(10), 该机翼(10)附连到机身(20)并且设有涵道风扇动力组(30), 其中, 涵道风扇动力组(30)设置在机翼(10)的内段翼(11)上, 并且布置在机翼(10)的上方以与机翼(10)成整体, 并且其中, 内段翼(11)包括内段翼襟翼(11A), 内段翼襟翼(11A)能够在第一伸出位置和第一缩回位置之间移动, 并且其中, 内段翼襟翼(11A)在位于第一伸出位置时相对于内段翼(11)伸出并紧靠涵道风扇动力组(30)的后缘布置, 并且内段翼襟翼(11A)在位于第一缩回位置时相对于内段翼(11)缩回。该内段翼襟翼(11A)是活动部件。这样, 在需要时, 内段翼襟翼(11A)向后伸出并偏转, 涵道风扇喷射出的气流在科恩达效应的作用下分别在内翼段襟翼(11A)的上表面和下表面产生低压区和高压区, 从而达到机翼增升效果。

集成有分布式涵道风扇的机翼和电动飞机

技术领域

本发明属于航空飞行器领域，具体涉及一种电动飞机。另外，本发明还
5 涉及一种安装在电动飞机中的集成有分布式涵道风扇的机翼。

背景技术

随着航空业的发展，飞机运行所产生的有害气体污染和油耗等环保问题
逐渐受到关注。当前，主流民用大型飞机通常采用下单翼、多发大涵道比涡
10 扇发动机、低平尾的飞机气动布局形式。发动机为了实现大推力、低油耗、
高推重比等目标，兼顾高可靠性等使用要求，将性能优化到了极致，导致其
组成结构非常复杂、工艺实现难度高。采用大涵道比涡扇发动机作为动力系
统的主流民用飞机的气动布局形式已基本趋于最优方案，其气动性能及效率
难有显著的提升空间，因此难以满足人们对其绿色环保、高效低耗的要求。

15 为了发展绿色航空，分布式电推进技术逐渐成为各国重点发展方向。分
布式涵道风扇电推进是分布式电推进的一种重要动力形式，正在被越来越
多的人关注。分布式涵道风扇能够提升等效涵道比，与机翼的深度耦合能够提
升爬升和巡航阶段的升阻比，多台动力实现安全冗余，可以利用动力差调整
飞行姿态等多种优势。

20 因此，迫切需要提供一种改进的集成有分布式涵道风扇的电动飞机，这
种电动飞机能够克服现有技术中存在的一个或多个缺点。

发明内容

本发明从飞机及其机翼的气动和结构部件的角度出发，提供了一种具有
25 或者集成有分布式涵道风扇的机翼以及包括这种机翼的电动飞机。

通过“分布式涵道风扇—机翼—机身”融合设计的先进气动布局形式，
利用涵道风扇的抽吸作用，能够减小飞机的飞行阻力，提高其升阻比，使其
能够发挥以电动机为核心的动力系统的可分割性、结构简单、操纵灵敏以及
能源利用效率高等优点。根据本发明的飞机可以采用诸如锂电池之类的动力

电池作为能源载体，可以实现民用飞机“低碳”排放甚至“零碳”排放，并且提高飞机的环保性和经济性。

根据本发明的一个方面，提出了一种集成有分布式涵道风扇的机翼，该机翼可以附连到机身并且设有涵道风扇动力组，其中，涵道风扇动力组可以
5 设置机翼的内段翼上，并且布置在机翼的上方以与机翼成整体，并且其中，内段翼包括内段翼襟翼，内段翼襟翼能够在第一伸出位置和第一缩回位置之间移动，并且其中，内段翼襟翼在位于第一伸出位置时相对于内段翼伸出并紧靠涵道风扇动力组的后缘布置，并且内段翼襟翼在位于第一缩回位置时相对于内段翼缩回并叠置在内段翼下方。

10 根据本发明的内段翼襟翼是活动部件。这样，在需要时，例如在起飞和降落时，内段翼襟翼可以向后伸出并偏转，涵道风扇喷射出的气流在科恩达效应的作用下沿内翼段襟翼的上表面流动，产生低压区，而偏转的内翼段襟翼的下翼面阻碍气体流动，在机翼下翼面形成高压区，两者相互结合起作用，从而达到机翼增升效果。而在缩回后，内段翼襟翼在叠置在内段翼下方，
15 可以减少气流阻力，以利于飞机的高速飞行。

根据本发明的上述方面，较佳地，内段翼可以包括设置在后缘的襟翼容纳部，襟翼容纳部具有凹入的下表面，并且内段翼襟翼具有凸起的上表面，内段翼襟翼在位于第一缩回位置时使凸起的上表面与襟翼容纳部的凹入的下表面配合。

20 这样，在不需要机翼增升效果时，例如完成起飞或降落后，内翼段襟翼可以收回到襟翼容纳部，从而与主翼组合成一个完整机翼。这样，使得该机翼具有合适的气动外形，以尽可能降低飞行或地面滑行时的阻力。

根据本发明的上述方面，较佳地，内段翼襟翼在第一伸出位置与第一缩回位置之间的移动可以遵循圆弧形的移动路径，并且凹入的下表面和凸起的上表面各自形成为配合时能互补的圆弧形轮廓。
25

通过这种设置，能够使得分布式电动涵道风扇推进系统与机翼主翼光滑连接，并且在内段翼襟翼的运动期间，在涵道风扇和机翼之间无间隔缝隙，从而能够更好地利用科恩达效应，进而获得期望的机翼增升效果。

根据本发明的上述方面，较佳地，内段翼襟翼可以为机翼上表面吹气襟

翼。通过这种设置，能大幅提高机翼的低速升力，从而降低起飞和降落时的速度，缩短滑跑距离，同时降低了对起降所需的跑道长度的要求。

根据本发明的上述方面，较佳地，在机身的每一侧上，内段翼襟翼在第一方向上的长度可以与涵道风扇动力组的长度相同。这样，使得机翼具有更加平滑的气动外形，从而在增大机翼升力的同时，尽可能减少阻力。

根据本发明的上述方面，较佳地，涵道风扇动力组可以包括至少两个涵道动力单元，较佳地包括 5 个涵道动力单元，其中，每个涵道动力单元可以包括涵道、可旋转地固定在涵道内的螺旋桨、以及驱动地连接到螺旋桨的电机。

10 通过这种布置，能够利用多个涵道动力单元实现安全冗余，并且可以利用涵道动力单元之间的动力差调整飞行姿态等。

根据本发明的上述方面，较佳地，涵道可以包括在第二方向上顺序布置的涵道进气段和涵道等直段，其中，涵道进气段可以包括矩形进气段和平滑连接到矩形进气段的多个单独的圆形进气段，并且涵道等直段可以设置在每个圆形进气段的下游。这样，可以方便进气，并且利用涵道风扇的抽吸作用，进一步减小飞机的飞行阻力，提高其升阻比。

根据本发明的上述方面，较佳地，涵道风扇动力组还可以包括设置在涵道等直段的静叶和与静叶固定连接的桨毂，电机的壳体固定到桨毂，而电机的驱动轴附连到螺旋桨。这种结构一方面可以借助静叶实现螺旋桨的固定和支承，并且借助叶片的外形优化气流的引导，另一方面，通过桨毂包围电机及各种辅助结构，可以进一步减少气动阻力。

根据本发明的上述方面，为了进一步有利于气流的引导并且方便涵道的排气，较佳地，涵道还可以包括在第二方向上布置在涵道等直段下游的涵道排气段，涵道排气段的后端设置有排气口，较佳地，排气口的形状为矩形、圆角矩形或圆形。

根据本发明的上述方面，较佳地，涵道风扇动力组可以与机翼平滑连接，并且在涵道风扇动力组与机翼之间无间隔缝隙。这样，通过“分布式涵道风扇—机翼—机身”融合设计的先进气动布局形式，使得在机翼上形成平滑的气动轮廓，进一步减少飞行阻力，进而提高其升阻比。

根据本发明的上述方面，较佳地，内段翼的内段翼前缘的第一后掠角可以在 $25^{\circ} - 35^{\circ}$ 的范围内，较佳地，第一后掠角为 30° ，而内段翼 11 的内段翼后缘 11D 的第二后掠角可以小于 5° ，较佳地，第二后掠角为 0° 。通过这种设置，能够在飞行时提供较大的升力，延缓流动分离，并且也能够避免较大的低头力矩

根据本发明的上述方面，为了进一步改善机翼的操控性能并优化其气动外形，较佳地，机翼还可以包括设置在内段翼外侧的外段翼，其中，外段翼的外段翼前缘的第三后掠角可以在 $15^{\circ} - 25^{\circ}$ 的范围内，较佳地，第三后掠角为 20° 。

根据本发明的上述方面，较佳地，外段翼可以包括外段翼襟翼，外段翼襟翼能够相对于外段翼在第二伸出位置和第二缩回位置之间移动，并且其中，在第二伸出位置中，外段翼襟翼延伸超出外段翼的后缘，而在第二缩回位置中，外段翼襟翼叠置在外段翼下方。

同样地，这种设置可以在起飞和降落时，实现机翼增升效果，并且在完成起飞或降落后，可以尽可能降低飞行或地面滑行时的阻力，从而灵活地适应起飞、降落、滑行和巡航时的不同要求。

根据本发明的上述方面，较佳地，为了进一步增加起降时机翼的增升效果，外段翼襟翼可以采用富勒襟翼的形式。

根据本发明的上述方面，较佳地，机翼还可以包括设置在外段翼外侧的翼尖小翼。这种布置能够用于减小翼尖涡流，减小诱导阻力，从而提升了飞机的能源经济性。

根据本发明的上述方面，较佳地，机翼还可以包括附连到外段翼的副翼，副翼在靠近翼尖小翼的位置处设置在外段翼的后缘。这样，当飞机需要滚转机动时，两侧副翼可以朝向相反的方向偏转。这样，借助两侧升力的不对称性来产生滚转力矩，从而控制飞机的滚转运动。

根据本发明的另一方面，还提出了一种电动飞机，该电动飞机可以包括根据以上面中的任一项所述的集成有分布式涵道风扇的机翼，该机翼可以布置在电动飞机的机身的中部。

根据本发明的上述方面，较佳地，电动飞机还可以包括尾翼，尾翼采用 T

型尾气动布局形式。这种布局形式能够有利地适应分布式涵道风扇布置在机翼上方的气动控制。

根据本发明的上述方面，较佳地，尾翼可以包括垂直尾翼和水平尾翼，垂直尾翼竖直设置在电动飞机的尾部处，并且沿着电动飞机的由第二方向和第三方向限定的竖直中心平面布置，水平尾翼设置在垂直尾翼的顶部处，并且5 在第三方向上的高度高于机翼。通过这种布置，能够减弱机翼下洗和涵道风扇喷流的影响，避免涵道风扇动力组的喷流对平尾产生干扰。

根据本发明的上述方面，为了更好地引导气流并且优化飞机的动力学外形，较佳地，垂直尾翼可以包括第一翼段和第二翼段，其中，第一翼段设置在第二翼段下方，并且第一翼段的前缘的后掠角可以大于第二翼段的前缘的后掠角。10

根据本发明的上述方面，较佳地，垂直尾翼包括可以方向舵，方向舵设置在垂直尾翼的后缘，并且较佳地，方向舵能够在第一方向上和与第一方向相反的方向上分别偏转 30° 。方向舵是产生偏航力矩的主要部件，其位于垂直尾翼的后缘，通过运动机构与垂直尾翼连接，可以向左或向右偏转，从而15 控制飞机的偏转运动。

根据本发明的上述方面，较佳地，水平尾翼可以包括升降舵，升降舵设置在水平尾翼的后缘，并且较佳地，升降舵能够在第三方向上和与第三方向相反的方向上分别偏转 30° 。升降舵是产生偏航力矩的主要部件，其位于垂直尾翼的后缘，通过运动机构与垂直尾翼连接，可以向上或向下偏转，从而20 控制飞机的俯仰运动。

根据本发明的上述方面，较佳地，电动飞机可以是滑跑起飞式飞机，并且包括前三点式起落架，前三点式起落架包括前起落架和主起落架，其中，主起落架设置在机翼的内段翼下方。

25 根据本发明的上述方面，较佳地，电动飞机还包括动力电池，动力电池靠近机身布置在机翼的内段翼内部和/或布置在机身内的下部。这种布置，能够有利地减小飞机的滚动转动惯量。

本发明采用“分布式涵道风扇—机翼—机身”融合设计的先进气动布局形式，能够增大飞机的升阻比和减小巡航阻力，提升了飞机的经济性。本发

明运用分布式涵道风扇电推进系统作为动力系统，不使用燃油发动机和化石燃料，能源利用效率高、无污染、噪音小、环保性好。

由此，通过本发明的集成有分布式涵道风扇的机翼和包括这种机翼的电动飞机能够满足使用要求，克服了现有技术的缺点并且实现了预定的目的。

5

附图说明

为了进一步清楚地描述根据本发明的集成有分布式涵道风扇的机翼和包括这种机翼的电动飞机，下面将结合附图和具体实施方式对本发明进行详细说明，在附图中：

10 图 1 是根据本发明的非限制性实施例的电动飞机的后视轴测示意图，该电动飞机集成有分布式涵道风扇的机翼；

图 2 是根据本发明的非限制性实施例的电动飞机的前视轴测示意图，该电动飞机集成有分布式涵道风扇的机翼；以及

15 图 3 是本发明根据本发明的非限制性实施例的涵道风扇动力单元的中心截面的剖视示意图。

上述附图仅仅是示意性的，未严格按照比例绘制。

图中的附图标记在附图和实施例中的列表：

100—电动飞机，包括：

20 10—机翼，包括：

11—内段翼，包括：

11A—内段翼襟翼；

11B—襟翼容纳部；

11C—内段翼前缘；

25 11D—内段翼后缘；

12—外段翼，包括：

12A—外段翼前缘；

12B—外段翼襟翼；

12C—副翼；

- 13—翼尖小翼；
- 20—机身，包括：
- 21—机头；
- 22—中机身；
- 5 23—后机身；
- 30—涵道风扇动力组，包括：
- 31—涵道；
- 311—涵道进气段，包括：
- 311A—矩形进气段；
- 10 311B—圆形进气段；
- 312—涵道等直段；
- 313—涵道排气段；
- 32—螺旋桨；
- 33—电机；
- 15 34—静叶；
- 35—桨毂；
- 36—涵道顶盖；
- 37—涵道附件；
- 40—尾翼，包括：
- 20 41—垂直尾翼，包括：
- 41A—第一翼段；
- 41B—第二翼段；
- 41C—方向舵；
- 42—水平尾翼，包括：
- 25 42A—升降舵；
- 50—前三点式起落架；
- 60—动力电池；
- A—第一方向；

B—第二方向；

C—第三方向。

具体实施方式

5 应当理解，除非明确地指出相反，否则本发明可以采用各种替代的取向和步骤顺序。还应当理解，附图中所示及说明书中描述的具体装置仅是本文公开和限定的发明构思的示例性实施例。因而，除非另有明确的声明，否则所公开的各种实施例涉及的具体取向、方向或其它物理特征不应被视为限制。

图 1 是根据本发明的非限制性实施例的电动飞机 100 的后视轴测示意图；
10 而图 2 是根据本发明的非限制性实施例的电动飞机 100 的前视轴测示意图，该电动飞机集成有分布式涵道风扇的机翼 10。

如图所示并且作为非限制性实施例，电动飞机 100 可以是滑跑起飞式电动飞机，并且主要可以包括机翼 10、机身 20、涵道风扇动力组 30、尾翼 40、前三点式起落架 50 和动力电池 60 等。

15 如本领域中已知的，机翼 10 可以固定到机身 20，并且机翼 10 是产生升力的主要部件，用于在飞机飞行过程中产生升力，是飞机能够飞行的根本保障。

机身 20 可以是传统的桶状机身。机身 20 主要是为电池、乘客或货物提供运载空间，并且将机翼（主翼）10、尾翼 40 和起落架 50 等各个部件固定
20 地连接在一起。在附图示出的实施例中，机身 20 可以大致包括机头 21、中机身 22 和后机身 23。

作为较佳实施例并且如图 1 和 2 中示出的，机头 21 可以采用一体化流线型仿生机头，使得能够减小气动阻力。中机身 22 可以为近似等直段的柱体形式。

25 根据本发明的实施例，机翼 10 可以连接到中机身 22，并且在中机身 22 下端两侧可以设有便于与机翼 10 连接的整流包结构。中机身 22 可以有较高的客舱高度，实现大部分场景下旅客不弯腰低头进入，拥有较大的舷窗，提供更好视野，具有较好的乘坐舒适性。后机身 23 可以安装有尾翼 40、辅助动力源（未示出）等结构。

根据本发明的实施例，机翼 10 为下单翼布局，并且可以包括内段翼 11、外段翼 12 以及翼尖小翼 13。作为示例，内段翼也可以称为内翼段，而外段翼也可以称为外翼段。

如本文所用的“内”和“外”是指相对于机身 20 的位置，例如内段翼 11 5 可以是机翼 10 的更靠近机身 20 的翼段。另外，如本文所用的“前”和“后”是指相对于机头 21 的位置，例如，前缘可以定位成更靠近机头 21 或朝向机头 21 延伸，而后缘可以定位成更远离机头 21 或远离机头 21 延伸。

通常，机翼 10 可以包括多个机翼支承构件，例如纵向支承构件和横向支承构件等，这些支承构件具有期望的强度和刚度。作为较佳实施例，机翼支承构件可以由诸如碳纤维预浸料之类的复合材料制成。例如，可以将碳纤维预浸料按照铺贴方向铺贴，并且，在常温固化后按照机翼支承构件最终形状 10 进行机械加工制成。另外，机翼 10 可以包括相应的蒙皮结构，蒙皮例如也可以由诸如碳纤维材料之类的复合材料制成，并且可以按照本领域已知的方式包覆固定到机翼支承构件。

15 虽然本文将机翼 10 分成了多个翼段来描述，但是应当理解，这仅是为了便于阐述本发明的原理，这些翼段仍然形成完整的机翼 10 的整体，以便承受相应的气动载荷，保证飞机的飞行安全。

根据本发明并且作为较佳实施例，机翼 10 是集成有分布式涵道风扇的机翼，例如机翼 10 可以设有涵道风扇动力组 30。较佳地，涵道风扇动力组 30 20 可以设置在机身 20 两侧的内段翼 11 上，即，设置在机翼 10 的靠近机身 20 的翼段上。例如，每个内段翼 11 的上方可以集成有一个涵道风扇动力组 30。涵道风扇动力组 30 可以布置在机翼 10 的上方以与机翼 10 成整体。例如，涵道风扇动力组 30 的壳体的下部固定地连接到机翼 10 的机翼支承构件，而涵道风扇动力组 30 的壳体的侧部和上部可以包覆有蒙皮，例如该蒙皮可以与机 25 翼 10 的其他位置的蒙皮相似。

另外，较佳地，各部分蒙皮之间的过渡是平滑的，使得涵道风扇动力组 30 布置成与机翼 10 之间的连接形成平滑连接，并且在涵道风扇动力组 30 与机翼 10 之间无间隔缝隙。通过“分布式涵道风扇—机翼—机身”融合设计的先进气动布局形式，能够利用涵道风扇的抽吸作用，进一步减小飞机的飞行

阻力，提高其升阻比。

较佳地，两侧的涵道风扇动力组 30 可以关于机身 20 对称地布置在两侧的机翼 10 上。

作为非限制性实施例，每个涵道风扇动力组 30 可以包括至少两个涵道动力单元，例如附图中示出的每个涵道风扇动力组 30 包括 5 个涵道动力单元，从而电动飞机 100 可以包括 10 个涵道动力单元。应当理解，附图中示出的涵道动力单元的数量和布置方式仅是示意性的，本领域技术人员可以设想其余的数量和布置方式。涵道风扇动力组 30 及涵道动力单元的具体结构将在下文参照附图进一步详细描述。

图 3 是本发明根据本发明的非限制性实施例的涵道风扇动力单元的中心截面的剖视示意图。

如图所示，内段翼 11 可以包括内段翼襟翼 11A。内段翼襟翼 11A 可以是活动部件，用于在电动飞机 100 起飞或降落时起到增升效果，并且内段翼襟翼 11A 可以是机翼上表面吹气襟翼的形式。作为示例，内段翼襟翼 11A 可以通过运动机构（附图中未详细示出，但是其作动器和连接机构的形式是本领域已知的）与机翼 10（即，主翼）的内段翼 11 的后部连接，使得内段翼襟翼 11A 能够在第一伸出位置和第一缩回位置之间移动。

例如，在电动飞机 100 起飞或降落时，内段翼襟翼 11A 可以相对于内段翼 11 处于第一伸出位置中，即，图 3 中示出的位置。此时，内段翼襟翼 11A 相对于内段翼 11 伸出（例如，图 3 中示出的向后下方伸出），使得内段翼襟翼 11A 的前缘紧接或者紧靠涵道风扇动力组 30 的后缘（或者，涵道排气口的后缘）布置。换言之，此时，在内段翼襟翼 11A 的前缘与涵道风扇动力组 30 的后缘之间不存在间隙。

这样，涵道风扇喷射出的气流在科恩达效应的作用下沿内段翼襟翼 11A 的上表面流动，产生低压区，而偏转的内段翼襟翼 11A 的下翼面阻碍气体流动，在内段翼襟翼 11A 的下翼面（下表面）形成高压区，两者综合作用，起到增升效果。

在电动飞机 100 完成起飞或降落后，内段翼襟翼 11A 可以相对于内段翼 11 处于第一缩回位置，例如通过运动机构相对于内段翼 11 缩回。此时，内段

翼襟翼 11A 可以叠置在内段翼 11 下方。

较佳地，在第一缩回位置中，内段翼襟翼 11A 与内段翼 11 可以共同形成平滑的流线型轮廓，即，内段翼襟翼 11A 与内段翼 11 形成完整的该机翼段的外形轮廓。

5 具体地并且作为较佳实施例，内段翼 11 可以包括设置在其后缘的襟翼容纳部 11B，襟翼容纳部 11B 可以具有凹入的下表面。相应地，内段翼襟翼 11A 可以具有凸起的上表面，并且该凸起的上表面的形状可以与襟翼容纳部 11B 的凹入的下表面配合，使得内段翼襟翼 11A 在位于第一缩回位置时能够完全缩回到襟翼容纳部 11B 中，并且与内段翼 11 形成完整的翼面轮廓。

10 在附图的实施例中，内段翼襟翼 11A 叠置在内段翼 11 下方可以是指内段翼襟翼 11A 完全接纳在襟翼容纳部 11B 中，即，内段翼襟翼 11A 的后缘与内段翼 11 的后缘大致对齐，并且此时，它们的后缘也与涵道风扇动力组 30 的后缘大致对齐。

作为较佳实施例，内段翼襟翼 11A 在第一伸出位置与第一缩回位置之间的移动可以遵循圆弧形的移动路径。例如，内段翼襟翼 11A 在伸出或缩回时的偏转的方式是绕其下部的某一虚拟圆心点做圆周运动。此时，凹入的下表面和凸起的上表面各自形成为配合时能互补的圆弧形轮廓，该圆弧形轮廓是标准圆形的一部分。

另外，在电动飞机起飞和降落时，内段翼襟翼 11A 偏转的角度可以不同。
20 作为非限制性实施例，在起飞构型中，内段翼襟翼 11A 的偏转角度例如可以为 16° ，而在降落构型中，内段翼襟翼 11A 的偏转角度可以为 32° 。

作为较佳实施例，在机身 20 的每一侧上，内段翼襟翼 11A 在第一方向 A 上的长度与涵道风扇动力组 30 的长度相同。

25 在本文中并且如图 2 中详细示出的，第一方向 A 可以是机翼 10 的纵向方向，即翼展方向；第二方向 B 可以是机头到机尾的方向，即，沿着涵道风扇的气流的方向，而第三方向 C 可以是与第一方向 A 和第二方向 B 正交的竖直向上的方向。

继续参照图 1 和图 2，内段翼 11 可以包括内段翼前缘 11C 和内段翼后缘 11D。在本发明的实施例中，内段翼前缘 11C 可以采用较大后掠角，以此保证

较大的根弦长。有利的是，较大的根弦长也可以提供足够的布置空间，以用于布置相应的电池等。

具体的，在该实施例中，内段翼 11 的内段翼前缘 11C 的第一后掠角可以在 $25^{\circ} - 35^{\circ}$ 的范围内，较佳地，第一后掠角为 30° ，而内段翼 11 的内段翼后缘 11D 的第二后掠角可以小于 5° ，较佳地，第二后掠角为 0° 。

另外，如上所述，机翼 10 还包括设置在内段翼 11 外侧的外段翼 12。外段翼 12 可以包括外段翼襟翼 12B。外段翼襟翼 12B 是在电动飞机 100 起飞或降落时起到增升效果的部件。例如，外段翼襟翼 12B 可以采用富勒襟翼的形式。

同样地，外段翼襟翼 12B 可以是活动部件，并且能够相对于外段翼 12 往复移动。例如，外段翼襟翼 12B 借助运动机构（附图中未详细示出，但是其作动器和连接机构的形式是本领域已知的）连接到外段翼 12，并且相对于外段翼 12 在第二伸出位置和第二缩回位置之间移动。

例如，在电动飞机 100 起飞或降落时，外段翼襟翼 12B 可以借助运动机构向后伸出并偏转到第二伸出位置中。此时，外段翼襟翼 12B 延伸超出外段翼 12 的后缘，以增加机翼 10 的升力。

在在电动飞机 100 完成起飞或降落后，外段翼襟翼 12B 可以借助运动机构返回到第二缩回位置中。此时，外段翼襟翼 12B 可以叠置在外段翼 12 下方或缩回到外段翼 12 内部的容纳空间中，以便与主翼组合形成完整的机翼部段，并具有期望的空气动力学轮廓。

如图 1 和 2 所示并且作为本发明的非限制性实施例，机翼 10 的外段翼 12 可以采用较小的后掠角，以便在飞行时提供较大的升力，延缓流动分离，也可以避免较大的低头力矩。具体的，在该实施例中，外段翼 12 的外段翼前缘 12A 的第三后掠角可以在 $15^{\circ} - 25^{\circ}$ 的范围内，较佳地，第三后掠角为 20° 。

另外，如图所示，机翼 10 还包括附连到外段翼 12 的副翼 12C。副翼 12C 可以在靠近翼尖小翼 13 的位置处设置在外段翼 12 的后缘。副翼 12C 是产生滚转力矩的主要部件，当电动飞机 100 需要滚转机动时，机身 20 两侧的副翼 12C 可以向相反的方向偏转，两侧升力的不对称可以产生滚转力矩。

这样，内段翼 11 的内段翼前缘 11C 的第一后掠角与外段翼 12 的外段翼

前缘 12A 的第三后掠角不同，从而在内段翼 11 和外段翼 12 的连接位置处形成拐点，使得分离的气流不影响涵道风扇动力组 30 和副翼 12C 的效率。

进一步较佳地，机翼 10 还可以包括设置在外段翼 12 外侧的翼尖小翼（或称翼梢小翼）13。例如，翼尖小翼 12 可以位于机翼 10 的最外侧，主要用于减小翼尖涡流动，减小诱导阻力。在该实施例中，翼尖小翼 12 可以采用融合式翼尖（或翼梢）小翼。

下面参照附图继续描述根据本发明的涵道风扇动力组 30 及涵道动力单元的具体结构。

如图 3 中更详细地示出的，每个涵道动力单元可以主要包括涵道 31、螺旋桨（也称动叶）32、电机 33、静叶 34、桨毂 35、涵道顶盖 36、涵道附件 37 以及附图中未详细示出的电子部件（例如电子调速器等控制部件）和布线等。

具体地，涵道 31 可以包括在第二方向 B 上顺序布置的涵道进气段 311、涵道等直段 312 和涵道排气段 313。

涵道进气段 311 可以包括矩形进气段 311A 和平滑连接到矩形进气段 311A 的多个单独的圆形进气段 311B（如图 2 中示出的）。例如，矩形进气段 311A 可以是 5 个涵道动力单元共用的长条矩形进气段，矩形进气段 311A 的进气道唇口或前缘可以与内段翼前缘 11C 形成附加吸力峰，达到增升和减阻的效果。矩形进气段 311A 在第二方向 B 上可以逐渐分化为 5 个圆形进气段 311B。每个涵道动力单元的涵道等直段 312 可以布置在圆形进气段 311B 下游。在涵道等直段 312 中可以布置有螺旋桨 32、电机 33、静叶 34（如图 3 中所示）和桨毂 35 等。

较佳地，涵道等直段 312 布置为光滑规整的涵道，例如具有圆形横截面的涵道。涵道等直段 312 可以支承多个静叶 34，多个静叶 34 又可以在其中心部支承桨毂 35。

电机 33 是电动飞机 100 的推进动力源。电机 33 可以位于桨毂 35 内部，并且电机 33 的驱动轴（或输出轴）可以紧固连接到螺旋桨 32。这样，在电机 33 通电后，电机 33 可以带动动叶或螺旋桨 32 旋转，从而产生电动飞机 100 需要的推力。

涵道排气段 313 可以布置在涵道等直段 312 下游。涵道排气段 313 对喷射气流有减速增压作用。其后端的排气口的形状可以为矩形、圆角矩形或圆形。在该实施例中，排气口的形状为矩形。另外，涵道顶盖 36 沿第二方向 B 可以为等直段，并且可以构成涵道风扇动力组 30 的壳体的上部。另外，如上
5 所述，涵道顶盖 36 的外部可以相应地设有蒙皮。

继续参照图 1 和图 2，电动飞机 100 的尾翼 40 可以采用 T 型尾气动布局形式。

作为非限制性实施例，尾翼 40 可以包括垂直尾翼 41 和水平尾翼 42。垂直尾翼 41 可以大致竖直地设置在电动飞机 100 的尾部处。垂直尾翼 41 是产生航向安定的主要翼面。
10

例如，垂直尾翼 41 可以布置成关于电动飞机 100 的由第二方向 B 和第三方向 C 限定的竖直中心平面对称，或者可以沿着该竖直中心平面布置。较佳地，垂直尾翼 41 可以包括第一翼段 41A 和第二翼段 41B。第一翼段 41A 和第二翼段 41B 可以整体形成或者可以借助固定装置固定地连接在一起。在附图示出的实施例中，第一翼段 41A 可以设置在第二翼段 41B 下方，并且第一翼段 41A 的前缘的后掠角可以大于第二翼段 41B 的前缘的后掠角。
15

另外，垂直尾翼 41 还可以包括方向舵 41C。方向舵 41C 是产生偏航力矩的主要部件。方向舵 41C 可以设置在垂直尾翼 41 的后缘。例如，方向舵 41C 可以通过运动机构与垂直尾翼 41 连接，并且可以向左或向右偏转。方向舵 41C 与垂直尾翼 41 的连接方式可以采用本领域已知的任何方式，因此本发明不再详细描述。较佳地，方向舵 41C 能够在第一方向 A 上和与第一方向 A 相反的方向上分别偏转 30° ，即，在 $\pm 30^\circ$ 的范围内左右偏转。
20

如图所示，尾翼 40 的水平尾翼 42 可以大致水平地设置在垂直尾翼 41 的顶部处，以便与垂直尾翼 41 一起形成大致 T 型的尾翼 40。水平尾翼 42 是产生纵向安定的主要翼面。另外，较佳地，水平尾翼 42 在第三方向 C 上的高度可以高于机翼 10，以减弱机翼下洗和涵道风扇喷流的影响。
25

如图所示，水平尾翼 42 可以包括升降舵 42A。升降舵 42A 可以设置在水平尾翼 42 的后缘。升降舵 42A 可以通过运动机构与水平尾翼 42 连接，并且可以向上或向下偏转。较佳地，升降舵 42A 能够在第三方向 C 上和与第三方向

向 C 相反的方向上分别偏转 30° ，即，在 $\pm 30^\circ$ 的范围内上下偏转。

继续参照图 1 和图 2，电动飞机 100 可以包括前三点式起落架 50。例如，前三点式起落架 50 可以包括前起落架 51 和主起落架 52。前起落架 51 可以设置在机头 21 下方，而主起落架 52 可以设置在机翼 10 的内段翼 11 下方。此时，在机身 20 的前部和中部可以相应地设有起落架舱（未示出）。5

前三点式起落架 50 和起落架舱的结构和布置形式是本领域已知的，并且根据本发明的电动飞机 100 可以采用任何合适的结构和布置形式，因此，为简洁起见，本文不再详细描述。

另外，电动飞机 100 还可以包括动力电池 60，动力电池 60 可以是诸如锂电池之类的本领域已知的各种类型的电池。较佳地，动力电池 60 可以靠近机身 20 布置在机翼 10 的内段翼 11 内部和/或布置在机身 20 内的下部，以减小电动飞机的滚动转动惯量，从而便于电动飞机 100 的操控。10

如本文所用的表示方位或取向的术语“上部”、“下部”以及用于表示顺序的用语“第一”、“第二”等仅仅是为了使本领域普通技术人员更好地理解以较佳实施例形式示出的本发明的构思，而非用于限制本发明。除非另有说明，否则所有顺序、方位或取向仅用于区分一个元件/部件/结构与另一个元件/部件/结构的目的，并且除非另有说明，否则不表示任何特定顺序、操作顺序、方向或取向。例如，在替代实施例中，“第一方向”可以是“第二方向”。15

综上所述，根据本发明的实施例的集成有分布式涵道风扇的机翼 10 和包括这种机翼 10 的电动飞机 100 克服了现有技术中的缺点，实现了预期的发明目的。20

虽然以上结合了较佳实施例对本发明的集成有分布式涵道风扇的机翼和包括这种机翼的电动飞机进行了说明，但是本技术领域的普通技术人员应当认识到，上述示例仅是用来说明的，而不能作为对本发明的限制。因此，可以在权利要求书的实质精神范围内对本发明进行各种修改和变型，这些修改和变型都将落在本发明的权利要求书所要求的范围之内。25

权利要求

1. 一种集成有分布式涵道风扇的机翼（10），所述机翼附连到机身（20）
5 并且设有涵道风扇动力组（30），

其中，所述涵道风扇动力组设置在所述机翼（10）的内段翼（11）上，
并且布置在所述机翼（10）的上方以与所述机翼（10）成整体，并且

- 其中，所述内段翼（11）包括内段翼襟翼（11A），所述内段翼襟翼能够在
第一伸出位置 and 第一缩回位置之间移动，并且其中，所述内段翼襟翼（11A）
10 在位于所述第一伸出位置时相对于所述内段翼（11）伸出并紧靠所述涵道风
扇动力组（30）的后缘布置，并且所述内段翼襟翼（11A）在位于所述第一缩
回位置时相对于所述内段翼（11）缩回并叠置在所述内段翼（11）下方。

2. 根据权利要求 1 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征
15 在于，所述内段翼（11）包括设置在后缘的襟翼容纳部（11B），所述襟翼容
纳部（11B）具有凹入的下表面，并且所述内段翼襟翼（11A）具有凸起的上
表面，所述内段翼襟翼（11A）在位于所述第一缩回位置时使所述凸起的上表
面与所述襟翼容纳部（11B）的所述凹入的下表面配合。

- 20 3. 根据权利要求 2 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征
在于，所述内段翼襟翼（11A）在所述第一伸出位置与所述第一缩回位置之
间的移动遵循圆弧形的移动路径，并且所述凹入的下表面和所述凸起的上表面
各自形成为配合时能互补的圆弧形轮廓。

- 25 4. 根据权利要求 1 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征
在于，所述内段翼襟翼（11A）为机翼上表面吹气襟翼。

5. 根据权利要求 4 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征
在于，在所述机身（20）的每一侧上，所述内段翼襟翼（11A）在第一方向（A）

上的长度与所述涵道风扇动力组（30）的长度相同。

6. 根据权利要求 1 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述涵道风扇动力组（30）包括至少两个涵道动力单元，其中，每个
5 涵道动力单元包括涵道（31）、可旋转地固定在所述涵道（31）内的螺旋桨（32）、以及驱动地连接到所述螺旋桨（32）的电机（33）。

7. 根据权利要求 6 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述涵道（31）包括在第二方向（B）上顺序布置的涵道进气段（311）
10 和涵道等直段（312），其中，所述涵道进气段（311）包括矩形进气段（311A）和平滑连接到所述矩形进气段（311A）的多个单独的圆形进气段（311B），并且所述涵道等直段（312）设置在每个圆形进气段（311B）的下游。

8. 根据权利要求 7 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述涵道风扇动力组（30）还包括设置在所述涵道等直段（312）的静
15 叶（34）和与所述静叶固定连接的桨毂（35），所述电机（33）的壳体固定到所述桨毂（35），而所述电机（33）的驱动轴附连到所述螺旋桨（32）。

9. 根据权利要求 8 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述涵道（31）还包括在所述第二方向（B）上布置在所述涵道等直段
20 （312）下游的涵道排气段（313），所述涵道排气段（313）的后端设置有排气口。

10. 根据权利要求 6 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述涵道风扇动力组（30）与所述机翼（10）平滑连接，并且在所述
25 涵道风扇动力组（30）与所述机翼（10）之间无间隔缝隙。

11. 根据权利要求 1-10 中任一项所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述内段翼（11）的内段翼前缘（11C）的第一后掠角

在 $25^{\circ} - 35^{\circ}$ 的范围内，而所述内段翼（11）的内段翼后缘（11D）的第二后掠角小于 5° 。

12. 根据权利要求 1-10 中任一项所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述机翼（10）还包括设置在所述内段翼（11）外侧的外段翼（12），其中，所述外段翼（12）的外段翼前缘（12A）的第三后掠角在 $15^{\circ} - 25^{\circ}$ 的范围内。

13. 根据权利要求 12 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述外段翼（12）包括外段翼襟翼（12B），所述外段翼襟翼能够相对于所述外段翼（12）在第二伸出位置和第二缩回位置之间移动，并且其中，在所述第二伸出位置中，所述外段翼襟翼（12B）延伸超出所述外段翼（12）的后缘，而在所述第二缩回位置中，所述外段翼襟翼（12B）叠置在所述外段翼（12）下方。

15

14. 根据权利要求 13 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述外段翼襟翼（12B）采用富勒襟翼的形式。

15. 根据权利要求 12 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述机翼（10）还包括设置在所述外段翼（12）外侧的翼尖小翼（13）。

20

16. 根据权利要求 15 所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），其特征在于，所述机翼（10）还包括附连到所述外段翼（12）的副翼（12C），所述副翼在靠近所述翼尖小翼（13）的位置处设置在所述外段翼（12）的后缘。

25

17. 一种电动飞机（100），所述电动飞机包括根据权利要求 1-16 中任一项所述的集成有分布式涵道风扇的机翼（10），所述机翼（10）布置在所述电动飞机（100）的所述机身（20）的中部。

18. 根据权利要求 17 所述的电动飞机 (100), 其特征在于, 所述电动飞机 (100) 还包括尾翼 (40), 所述尾翼采用 T 型尾气动布局形式。

19. 根据权利要求 18 所述的电动飞机 (100), 其特征在于, 所述尾翼 (40) 包括垂直尾翼 (41) 和水平尾翼 (42), 所述垂直尾翼 (41) 竖直设置在所述电动飞机 (100) 的尾部处, 并且沿着所述电动飞机 (100) 的由第二方向 (B) 和第三方向 (C) 限定的竖直中心平面布置, 所述水平尾翼 (42) 设置在所述垂直尾翼 (41) 的顶部处, 并且在所述第三方向 (C) 上的高度高于所述机翼 (10)。

10

20. 根据权利要求 19 所述的电动飞机 (100), 其特征在于, 所述垂直尾翼 (41) 包括第一翼段 (41A) 和第二翼段 (41B), 其中, 所述第一翼段 (41A) 设置在所述第二翼段 (41B) 下方, 并且所述第一翼段 (41A) 的前缘的后掠角大于所述第二翼段 (41B) 的前缘的后掠角。

15

21. 根据权利要求 19 所述的电动飞机 (100), 其特征在于, 所述垂直尾翼 (41) 包括方向舵 (41C), 所述方向舵设置在所述垂直尾翼 (41) 的后缘, 并且, 所述方向舵 (41C) 能够在第一方向 (A) 上和与所述第一方向 (A) 相反的方向上分别偏转 30° 。

20

22. 根据权利要求 19 所述的电动飞机 (100), 其特征在于, 所述水平尾翼 (42) 包括升降舵 (42A), 所述升降舵设置在所述水平尾翼 (42) 的后缘, 并且, 所述升降舵 (42A) 能够在所述第三方向 (C) 上和与所述第三方向 (C) 相反的方向上分别偏转 30° 。

25

23. 根据权利要求 17 所述的电动飞机 (100), 其特征在于, 所述电动飞机 (100) 是滑跑起飞式飞机, 并且包括前三点式起落架 (50), 所述前三点式起落架包括前起落架 (51) 和主起落架 (52), 其中, 所述主起落架 (52) 设置在所述机翼 (10) 的所述内段翼 (11) 下方。

24. 根据权利要求 17 所述的电动飞机 (100)，其特征在于，所述电动飞机还包括动力电池 (60)，所述动力电池靠近所述机身 (20) 布置在所述机翼 (10) 的所述内段翼 (11) 内部和/或布置在所述机身 (20) 内的下部。

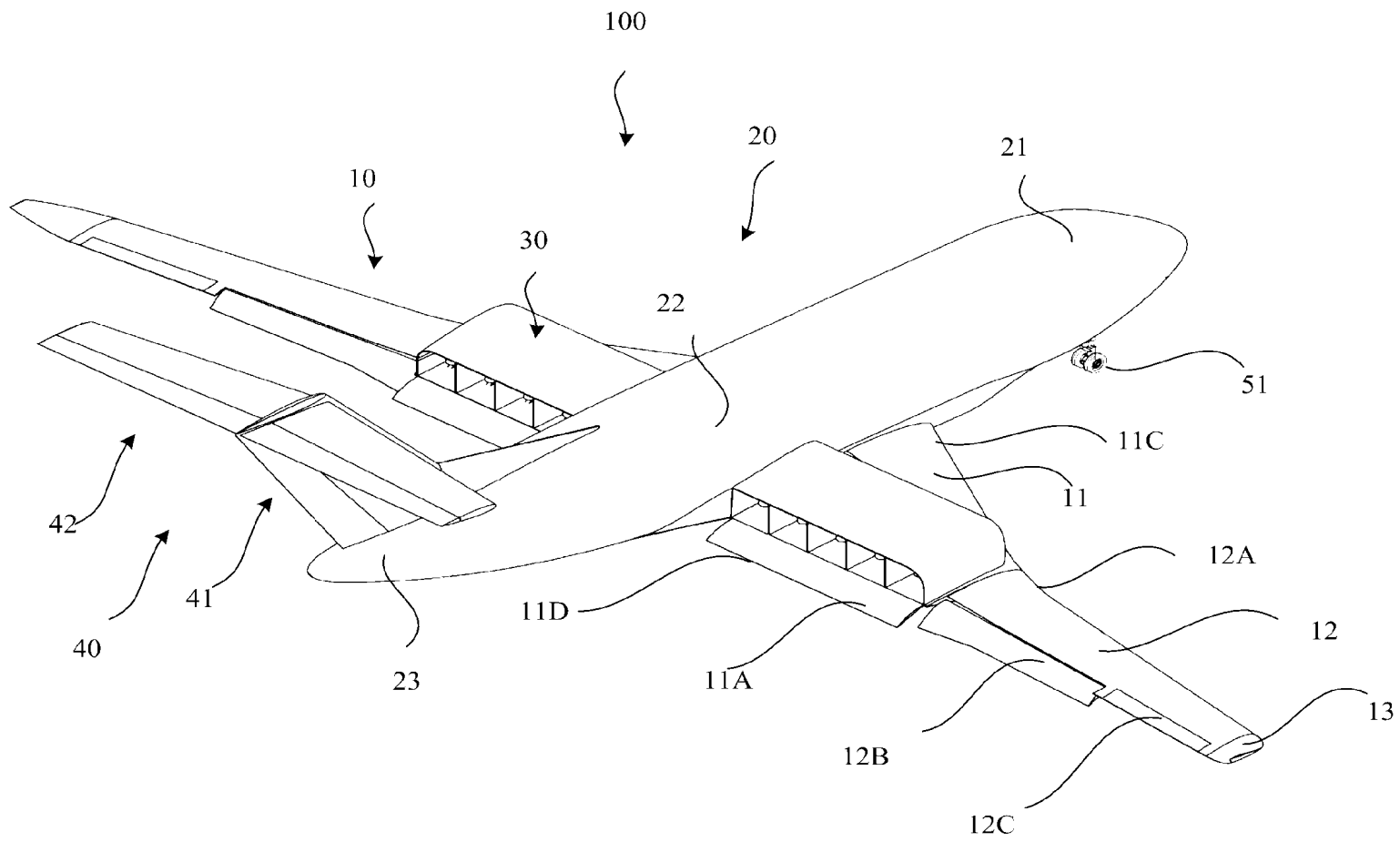


图 1

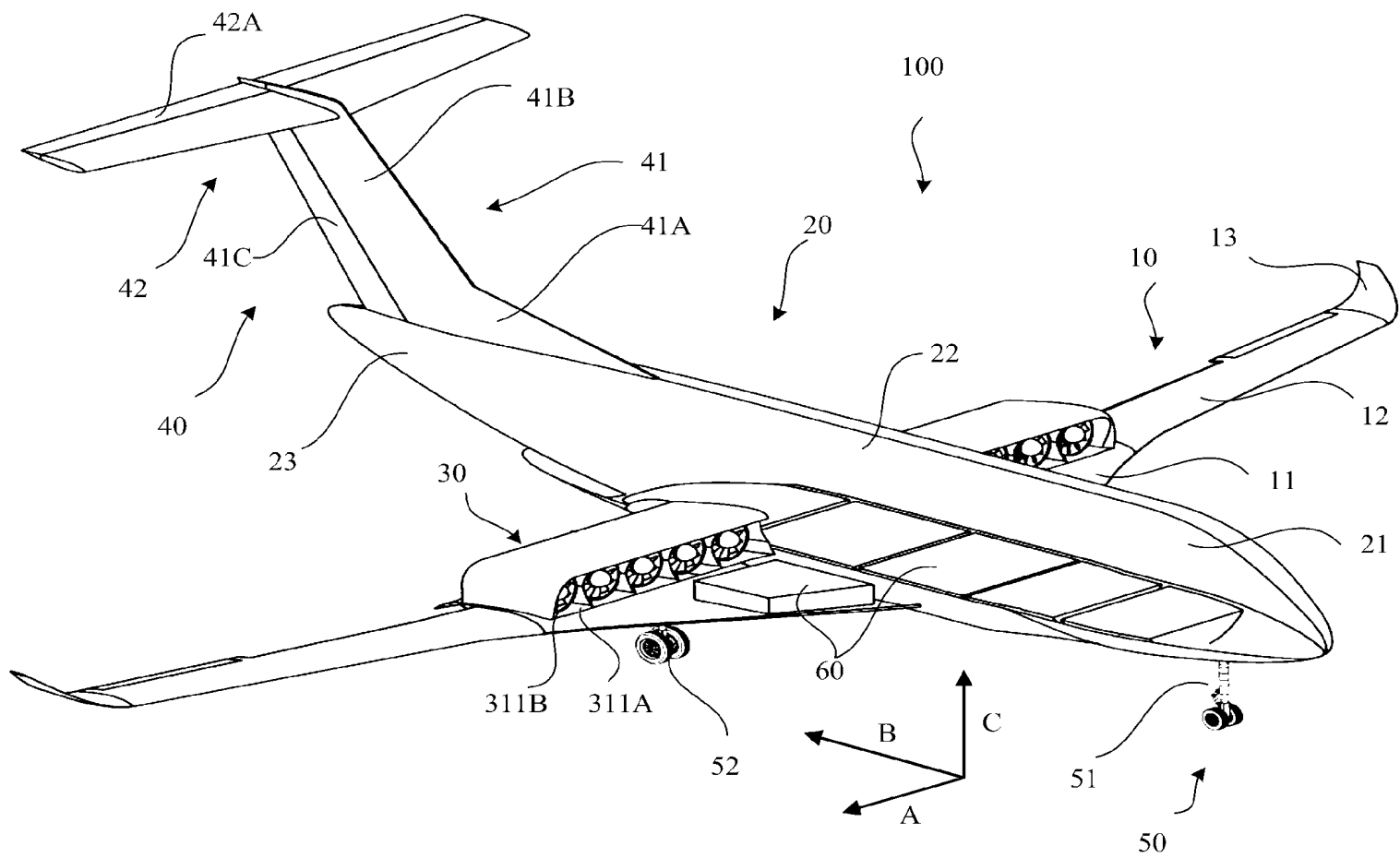


图 2

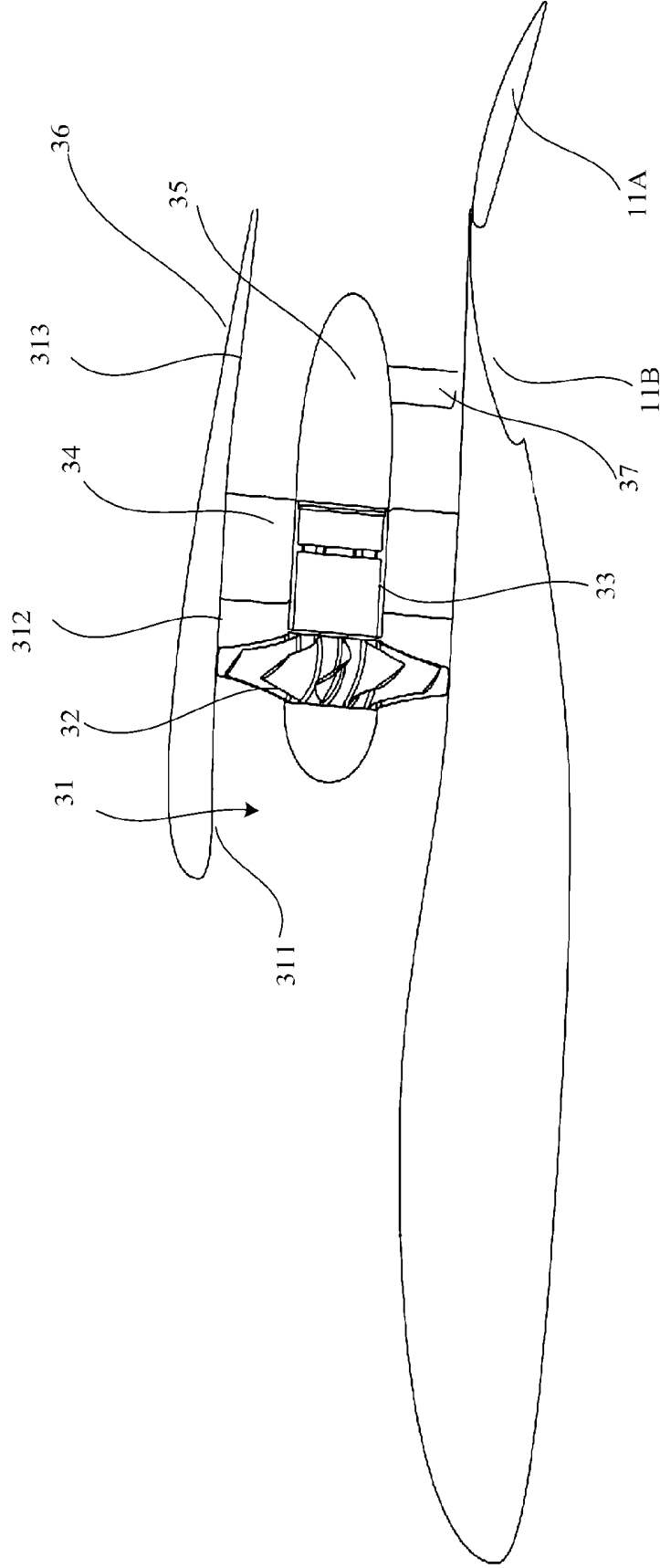


图 3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2023/092472

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C3/32(2006.01)i; B64C9/00(2006.01)i; B64D27/24(2006.01)i; B64C9/18(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC:B64C B64D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNTXT, ENTXT, ENTXTC, VEN, CNKI: T型尾, 电动, 飞机, 分布, 分布式, 风扇, 涵道, 襟翼, 伸, 缩, electric ducted fan?, distribut+, flap?, EDF?, ducted fan?.

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 115489716 A (COMMERCIAL AIRCRAFT CORP. OF CHINA, LTD.) 20 December 2022 (2022-12-20) claims 1-24	1-24
X	CN 205770120 U (LONG CHUAN) 07 December 2016 (2016-12-07) description, paragraphs [8]-[32], and figures 1-5	1-16
Y	CN 205770120 U (LONG CHUAN) 07 December 2016 (2016-12-07) description, paragraphs [8]-[32], and figures 1-5	17-24
Y	CN 208360507 U (BEIHANG UNIVERSITY) 11 January 2019 (2019-01-11) description, paragraphs [5]-[37], and figures 1-2	17-24
A	CN 109398679 A (BOEING CO.) 01 March 2019 (2019-03-01) entire document	1-24
A	CN 112722243 A (NORTHWESTERN POLYTECHNIC UNIVERSITY) 30 April 2021 (2021-04-30) entire document	1-24

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

“D” document cited by the applicant in the international application

“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date

“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

“&” document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

18 July 2023

Date of mailing of the international search report

05 August 2023

Name and mailing address of the ISA/CN

China National Intellectual Property Administration (ISA/
CN)
China No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao, Haidian District,
Beijing 100088

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2023/092472**C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT**

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 113291459 A (INSTITUTE OF HIGH-SPEED AERODYNAMICS OF CHINA AERODYNAMICS RESEARCH & DEVELOPMENT CENTER) 24 August 2021 (2021-08-24) entire document	1-24
A	US 10926868 B1 (CUBCRAFTERS GROUP LLC) 23 February 2021 (2021-02-23) entire document	1-24
A	WO 2022175071 A1 (LILIUM EAIRCRAFT GMBH) 25 August 2022 (2022-08-25) entire document	1-24
A	US 2017190436 A1 (ULLMAN DAVID G; HOMER VINCENT;) 06 July 2017 (2017-07-06) entire document	1-24

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/CN2023/092472

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
CN	115489716	A	20 December 2022	None			
CN	205770120	U	07 December 2016	None			
CN	208360507	U	11 January 2019	None			
CN	109398679	A	01 March 2019	CA	3007856	A1	18 February 2019
				CA	3007856	C	12 October 2021
				ES	2749909	T3	24 March 2020
				US	2019055005	A1	21 February 2019
				US	10611462	B2	07 April 2020
				EP	3444183	A1	20 February 2019
				EP	3444183	B1	10 July 2019
				CN	109398679	B	28 February 2023
CN	112722243	A	30 April 2021	CN	112722243	B	11 November 2022
CN	113291459	A	24 August 2021	CN	113291459	B	30 November 2021
US	10926868	B1	23 February 2021	None			
WO	2022175071	A1	25 August 2022	EP	3998194	A1	18 May 2022
				US	2022266979	A1	25 August 2022
				CN	114954899	A	30 August 2022
US	2017190436	A1	06 July 2017	US	10099793	B2	16 October 2018

国际检索报告		国际申请号 PCT/CN2023/092472
A. 主题的分类 B64C3/32(2006.01)i; B64C9/00(2006.01)i; B64D27/24(2006.01)i; B64C9/18(2006.01)i 按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和IPC两种分类		
B. 检索领域 检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号) IPC:B64C B64D 包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献 在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称, 和使用的检索词(如使用)) CNTXT, ENTXT, ENTXTC, VEN, CNKI:T型尾, 电动, 飞机, 分布, 分布式, 风扇, 涵道, 襟翼, 伸, 缩, electric ducted fan?, distribut+, flap?, EDF?, ducted fan?.		
C. 相关文件		
类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求
PX	CN 115489716 A (中国商用飞机有限责任公司) 2022年12月20日 (2022 - 12 - 20) 权利要求1-24	1-24
X	CN 205770120 U (龙川) 2016年12月7日 (2016 - 12 - 07) 说明书第[8]-[32]段, 图1-5	1-16
Y	CN 205770120 U (龙川) 2016年12月7日 (2016 - 12 - 07) 说明书第[8]-[32]段, 图1-5	17-24
Y	CN 208360507 U (北京航空航天大学) 2019年1月11日 (2019 - 01 - 11) 说明书第[5]-[37]段, 图1-2	17-24
A	CN 109398679 A (波音公司) 2019年3月1日 (2019 - 03 - 01) 全文	1-24
A	CN 112722243 A (西北工业大学) 2021年4月30日 (2021 - 04 - 30) 全文	1-24
A	CN 113291459 A (中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所) 2021年8月24日 (2021 - 08 - 24) 全文	1-24
☒ 其余文件在C栏的续页中列出。 ☒ 见同族专利附件。		
* 引用文件的具体类型: “A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 “D” 申请人在国际申请中引证的文件 “E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 “L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件(如具体说明的) “O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 “P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件 “T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 “X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 “Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 “&” 同族专利的文件		
国际检索实际完成的日期 2023年7月18日		国际检索报告邮寄日期 2023年8月5日
ISA/CN的名称和邮寄地址 中国国家知识产权局 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088		授权官员 程新德 电话号码 (+86) 027-59182248

G. 相关文件		
类 型*	引用文件，必要时，指明相关段落	相关的权利要求
A	US 10926868 B1 (CUBCRAFTERS GROUP LLC) 2021年2月23日 (2021 - 02 - 23) 全文	1-24
A	WO 2022175071 A1 (LILIUM EAIRCRAFT GMBH) 2022年8月25日 (2022 - 08 - 25) 全文	1-24
A	US 2017190436 A1 (ULLMAN DAVID G;HOMER VINCENT;) 2017年7月6日 (2017 - 07 - 06) 全文	1-24

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利			公布日 (年/月/日)
CN	115489716	A	2022年12月20日	无			
CN	205770120	U	2016年12月7日	无			
CN	208360507	U	2019年1月11日	无			
CN	109398679	A	2019年3月1日	CA	3007856	A1	2019年2月18日
				CA	3007856	C	2021年10月12日
				ES	2749909	T3	2020年3月24日
				US	2019055005	A1	2019年2月21日
				US	10611462	B2	2020年4月7日
				EP	3444183	A1	2019年2月20日
				EP	3444183	B1	2019年7月10日
				CN	109398679	B	2023年2月28日
CN	112722243	A	2021年4月30日	CN	112722243	B	2022年11月11日
CN	113291459	A	2021年8月24日	CN	113291459	B	2021年11月30日
US	10926868	B1	2021年2月23日	无			
WO	2022175071	A1	2022年8月25日	EP	3998194	A1	2022年5月18日
				US	2022266979	A1	2022年8月25日
				CN	114954899	A	2022年8月30日
US	2017190436	A1	2017年7月6日	US	10099793	B2	2018年10月16日