

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 984 856**

51 Int. Cl.:

B64C 29/00 (2006.01)

B64C 11/50 (2006.01)

B64C 11/46 (2006.01)

B64C 11/30 (2006.01)

B64D 27/24 (2014.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **24.01.2022 PCT/US2022/070303**

87 Fecha y número de publicación internacional: **28.07.2022 WO22159975**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **24.01.2022 E 22703539 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.07.2024 EP 4281365**

54 Título: **Sistemas y métodos para controlar una aeronave eléctrica de despegue y aterrizaje vertical**

30 Prioridad:

25.01.2021 US 202117157580

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

31.10.2024

73 Titular/es:

ARCHER AVIATION, INC. (100.0%)

190 W. Tasman Drive

San Jose, California 95134, US

72 Inventor/es:

BOWER, GEOFFREY, C.;

XUE, NANSI;

CHEN, ALAN;

GOLDMAN, BENJAMIN y

DEPENBUSCH, NATHAN

74 Agente/Representante:

SÁEZ MAESO, Ana

ES 2 984 856 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Sistemas y métodos para controlar una aeronave eléctrica de despegue y aterrizaje vertical

Referencia cruzada a solicitudes relacionadas

5 Esta solicitud reivindica prioridad a y el beneficio de Solicitud de los Estados Unidos No. 17/157,580, presentada el 25 de enero de 2021.

Campo

La presente divulgación se relaciona en general con el control de aeronaves, y en particular, con control de aeronave eléctrica de despegue y aterrizaje vertical.

Antecedentes

10 Las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) son aeronaves que pueden despegar y aterrizar verticalmente y flotar, proporcionando la capacidad de portar a los viajeros directamente a su destino. Los helicópteros son aeronaves de VTOL que generan sustentación completamente a través de sus rotores. Algunas aeronaves de VTOL tienen alas y sistemas de propulsión que permiten que las alas proporcionen la sustentación requerida durante el vuelo hacia adelante. Algunas aeronaves de VTOL con alas usan sistemas de propulsión separados para empuje vertical para uso durante el despegue y aterrizaje y empuje hacia adelante para uso durante el vuelo en crucero. Otras aeronaves de VTOL con alas usan sistemas de propulsión inclinables que se inclinan entre las posiciones de empuje vertical y empuje hacia adelante. Las aeronaves de VTOL eléctricas usan unidades de propulsión eléctrica para proporcionar empuje para el vuelo vertical y vuelo hacia adelante. Muchas aeronaves de VTOL eléctricas incluyen unidades de propulsión eléctrica móviles en las cuales se puede cambiar el vector de empuje de la unidad de propulsión, tal como desde una dirección hacia arriba para sustentación vertical a una dirección hacia adelante para vuelo hacia adelante. Muchas aeronaves de VTOL eléctricas están sobreaccionadas ya que hay más grados de libertad de accionador que grados de libertad de movimiento. La asignación de control es el problema de distribuir el esfuerzo de control entre múltiples accionadores en un sistema sobreaccionado. Las aeronaves de VTOL eléctricas a menudo incluyen más unidades de propulsión y otros accionadores que las aeronaves tradicionales y las unidades de propulsión y otros accionadores afectan fuertemente a múltiples ejes de control. De este modo, las aeronaves de VTOL eléctricas pueden plantear un mayor problema de asignación de control que las aeronaves tradicionales.

30 El documento WO 2020/240567 A1 se relaciona con un sistema y método para controlar empuje y, más particularmente, con un sistema de control para un productor de empuje propulsado en un vehículo transportado por el aire que es totalmente propulsado eléctricamente. El documento US 2020/023957 A1 se relaciona con un sistema y método para controlar la radiación acústica, más específicamente con un sistema y método para controlar la radiación acústica generada y/o emitida por las hélices, ventiladores, y/o rotores de una aeronave. El documento 9,415,870 B1 se relaciona con métodos, aparatos, y sistemas para variar una velocidad de motores en un vehículo aéreo no tripulado (UAV) para reducir las características de sonido no deseadas (es decir, ruido) de un UAV. El documento WO 2019/232535 A1 se relaciona en general con un sistema y método para mitigación de ruido en el campo de aeronaves.

Resumen

40 La invención reivindicada está definida por las reivindicaciones independientes. Realizaciones específicas están definidas por las reivindicaciones dependientes.

45 De acuerdo con la invención actualmente reivindicada, un método de control de una aeronave eléctrica que comprende una pluralidad de accionadores que incluye una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica incluye: recibir comandos de fuerza y momento para la aeronave eléctrica; determinar comandos de control para la pluralidad de accionadores con base en los comandos de fuerza y momento deseados resolviendo un problema de optimización que comprende un término de minimización de ruido para minimizar el ruido generado por las unidades de propulsión eléctrica; y controlar la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados para cumplir con los comandos de fuerza y momento para la aeronave eléctrica.

50 En cualquiera de estas realizaciones, controlar la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados puede incluir operar al menos una primera unidad de propulsión eléctrica de una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica a una velocidad diferente que al menos una segunda unidad de propulsión eléctrica de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica para distribuir frecuencias de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica a través de una banda de frecuencia más amplia.

ES 2 984 856 T3

En cualquiera de estas realizaciones, las unidades de propulsión eléctrica más cercanas a un fuselaje de la aeronave pueden operarse a velocidades más bajas que las unidades de propulsión eléctrica más alejadas del fuselaje para reducir el ruido en el fuselaje.

5 En cualquiera de estas realizaciones, las unidades de propulsión eléctrica pueden operarse a diferentes velocidades durante el vuelo recto.

En cualquiera de estas realizaciones, al menos una porción de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica es inclinable, y controlar la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados incluye al menos uno de inclinar las unidades de propulsión eléctrica y ajustar una inclinación de la aeronave para minimizar el tiempo de vuelo en modo de canto.

10 En cualquiera de estas realizaciones, controlar la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados puede incluir establecer un paso de las palas de al menos una unidad de propulsión eléctrica para minimizar una velocidad de la al menos una unidad de propulsión eléctrica.

En cualquiera de estas realizaciones, la aeronave eléctrica puede ser una aeronave de despegue y aterrizaje vertical.

15 En cualquiera de estas realizaciones, la aeronave eléctrica puede estar tripulada.

En cualquiera de estas realizaciones, la aeronave eléctrica puede incluir múltiples unidades de propulsión eléctrica a cada lado de un fuselaje de la aeronave.

20 De acuerdo con la invención actualmente reivindicada, un sistema para controlar una aeronave eléctrica que incluye una pluralidad de accionadores que incluye una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica, incluye uno o más procesadores, memoria, y uno o más programas almacenados en la memoria para ejecución por el uno o más procesadores para hacer que el sistema realice el método de acuerdo con la reivindicación anexa 1.

25 De acuerdo con ejemplos no cubiertos por la invención actualmente reivindicada, un método de control de una aeronave eléctrica que incluye una pluralidad de accionadores que incluye una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica y una pluralidad de paquetes de baterías que alimentan la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica incluye: recibir comandos de fuerza y momento deseados para la aeronave eléctrica; monitorizar estados de energía de la pluralidad de paquetes de baterías, en donde al menos un primer paquete de baterías de la pluralidad de paquetes de baterías está aislado eléctricamente desde al menos un segundo paquete de baterías de la pluralidad de paquetes de baterías; determinar comandos de control para la pluralidad de accionadores con base en los comandos de fuerza y momento deseados resolviendo un problema de optimización que comprende un término de equilibrio de energía para equilibrar consumo de energía de las unidades de propulsión eléctrica de acuerdo con el estado de energía monitorizado de la pluralidad de paquetes de baterías; y controlar la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados para cumplir con los comandos de fuerza y momento deseados de la aeronave eléctrica.

35 En cualquiera de estos ejemplos, el primer paquete de baterías puede tener una energía restante menor que el segundo paquete de baterías, y una primera unidad de propulsión eléctrica alimentada por el primer paquete de baterías puede operar a una potencia menor que una segunda unidad de propulsión eléctrica alimentada por el segundo paquete de baterías.

40 En cualquiera de estos ejemplos, el primer paquete de baterías y el segundo paquete de baterías pueden tener la misma capacidad de energía.

En cualquiera de estos ejemplos, la primera unidad de propulsión eléctrica y la segunda unidad de propulsión eléctrica pueden tener la misma potencia nominal.

45 En cualquiera de estos ejemplos, el término de equilibrio de energía puede incluir un conjunto de estados operativos preferidos para la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica, y estados operativos preferidos para unidades de propulsión eléctrica alimentadas por paquetes de baterías que tienen menor energía restante pueden ser menores que los estados operativos preferidos para unidades de propulsión eléctrica alimentadas por paquetes de baterías que tienen mayor energía restante.

50 En cualquiera de estos ejemplos, el término de equilibrio de energía puede incluir un conjunto de penalizaciones por desviarse de los estados operativos preferidos y una penalización asociada con una unidad de propulsión eléctrica conectada a un paquete de baterías de menor energía puede ser mayor que una penalización asociada con una unidad de propulsión eléctrica conectada a un paquete de baterías de mayor energía.

En cualquiera de estos ejemplos, el problema de optimización puede incluir un término de minimización de ruido para minimizar el ruido generado por las unidades de propulsión eléctrica.

En cualquiera de estos ejemplos, la aeronave eléctrica puede ser una aeronave de despegue y aterrizaje vertical.

En cualquiera de estos ejemplos, la aeronave eléctrica puede estar tripulada.

5 En cualquiera de estos ejemplos, la aeronave eléctrica puede incluir múltiples unidades de propulsión eléctrica en cada lado de un fuselaje de la aeronave.

De acuerdo con diversos ejemplos, un sistema para controlar una aeronave eléctrica que incluye una pluralidad de accionadores que incluye una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica, incluye uno o más procesadores, memoria, y uno o más programas almacenados en la memoria para ejecución por el uno o más procesadores para: recibir comandos de fuerza y momento deseados para la aeronave eléctrica; monitorizar
10 estados de energía de la pluralidad de paquetes de baterías, en donde al menos un primer paquete de baterías de la pluralidad de paquetes de baterías está aislado eléctricamente desde al menos un segundo paquete de baterías de la pluralidad de paquetes de baterías; determinar comandos de control para la pluralidad de accionadores con base en los comandos de fuerza y momento deseados resolviendo un problema de optimización que comprende un término de equilibrio de energía para equilibrar el consumo de energía de las
15 unidades de propulsión eléctrica de acuerdo con el estado de energía monitorizado de la pluralidad de paquetes de baterías; y controlar la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados para cumplir con los comandos de fuerza y momento deseados de la aeronave eléctrica.

Breve descripción de los dibujos

20 La invención se describirá ahora, solamente a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos acompañantes, en los cuales:

La figura 1A muestra una aeronave de VTOL en una configuración de vuelo hacia adelante, de acuerdo con diversas realizaciones;

La figura 1B muestra una aeronave de VTOL en una configuración de despegue y aterrizaje, de acuerdo con diversas realizaciones;

25 Las figuras 2A y 2B ilustran una arquitectura de distribución de potencia para alimentar las unidades de propulsión eléctrica de una aeronave, de acuerdo con diversas realizaciones;

La figura 3 es un diagrama de bloques de un método para asignación de control para una aeronave eléctrica, de acuerdo con algunas realizaciones;

30 La figura 4 es un diagrama de bloques funcional de un sistema de control para controlar accionadores de una aeronave eléctrica, de acuerdo con diversas realizaciones;

La figura 5 es un diagrama de bloques funcional de un sistema para asignación de control que incluye optimización de múltiples etapas con partición de frecuencia, de acuerdo con diversas realizaciones; y realizaciones.

La figura 6 ilustra un ejemplo de un sistema informático 700, de acuerdo con diversas realizaciones.

35 Descripción detallada

Los sistemas y métodos para la asignación de control de aeronaves de VTOL eléctricas incluyen tener en cuenta la acústica de rotor y/o equilibrio de energía de paquete de baterías al distribuir el esfuerzo de control entre los accionadores de la aeronave. La asignación de control incluye resolver una función objetivo de optimización que incluye lograr comandos de fuerza y momento como un objetivo principal y modular la acústica
40 de rotor y/o equilibrar energía de paquete de baterías como objetivos secundarios.

De acuerdo con diversas realizaciones, una aeronave de VTOL eléctrica incluye una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica a cada lado del fuselaje de la aeronave. Las unidades de propulsión eléctrica incluyen hélices accionadas por rotores y el ruido acústico generado por la aeronave se puede disminuir operando los rotores a diferentes velocidades para distribuir las frecuencias combinadas a través de una banda de frecuencia
45 más grande, lo cual puede reducir la amplitud de cualquier frecuencia individual, dando como resultado menor ruido percibido. En algunas realizaciones, la acústica de rotor se puede modular minimizando la velocidad de punta de hélice mientras que todavía se proporciona el empuje requerido. Esto se puede hacer determinando la velocidad de rotor y paso de hélice que logra la velocidad de punta más baja para un empuje requerido. De acuerdo con la invención actualmente reivindicada, al menos una porción de las unidades de propulsión
50 eléctrica son inclinables y la acústica de rotor se modula utilizando vectorización de empuje y trayectorias de vuelo para minimizar el tiempo de vuelo en modo de canto. En algunas realizaciones, la acústica de rotor se puede modular equilibrando la distribución de empuje para minimizar la demanda excesiva en un cualquier rotor.

De acuerdo con diversas realizaciones, la aeronave de VTOL eléctrica incluye una pluralidad de paquetes de baterías que están eléctricamente aislados entre sí para proporcionar potencia a diferentes porciones de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica. En algunas realizaciones, la asignación de control incluye equilibrio de energía de paquete de baterías, que se puede lograr minimizando el uso de unidades de propulsión eléctrica que están conectadas a paquetes de baterías que tienen una carga menor en relación con otros paquetes de baterías. De acuerdo con diversas realizaciones, se puede lograr minimizar el uso de unidades de propulsión eléctrica conectadas a paquetes de baterías de carga más baja reduciendo los estados preferidos de las unidades de propulsión eléctrica en la función de objeto de optimización de asignación de control y/o aumentando la penalización por desviaciones desde los estados preferidos.

5

10

En la siguiente descripción de la divulgación y realizaciones, se hace referencia a los dibujos acompañantes en los cuales se muestran, a modo de ilustración, realizaciones específicas que se pueden practicar. Debe entenderse que se pueden practicar otras realizaciones y ejemplos, y se pueden hacer cambios, sin apartarse del alcance de la divulgación.

15

Además, también debe entenderse que las formas singulares "un", "uno, una", y "el, la" usadas en la siguiente descripción están previstas para incluir también las formas plurales, a menos que el contexto indique claramente otra cosa. También debe entenderse que el término "y/o", como se usa en este documento, se refiere a y abarca cualquiera y todas las combinaciones posibles de uno o más de los ítems enumerados asociados. Debe entenderse además que los términos "incluye", "que incluye", "comprende", y/o "que comprende", cuando se usan en este documento, especifican la presencia de características, enteros, etapas, operaciones, elementos, componentes, y/o unidades establecidos, pero no excluyen la presencia o adición de una u otras más características, enteros, etapas, operaciones, elementos, componentes, unidades, y/o grupos de los mismos.

20

Como se usa en este documento, el término "proprotor" se refiere a una hélice de paso variable que puede proporcionar empuje para sustentación vertical y propulsión hacia adelante variando el paso de la hélice.

25

Como se usa en este documento, el término "paquete de baterías" significa cualquier combinación de baterías conectadas eléctricamente (es decir, celdas de batería) y puede incluir una pluralidad de baterías dispuestas en serie, paralelo, o una combinación de serie y paralelo.

30

Las figuras 1A y 1B ilustran una aeronave de VTOL 100 en una configuración de crucero y una configuración de despegue y aterrizaje vertical, respectivamente, de acuerdo con diversas realizaciones. Realizaciones de ejemplo de una aeronave de VTOL de acuerdo con diversas realizaciones se discuten en Solicitud de Patente de los Estados Unidos No. 16/878,380, titulada "Vertical Take-Off and Landing Aircraft" y presentada el 19 de mayo de 2020.

35

La aeronave 100 incluye un fuselaje 102, alas 104 montadas en el fuselaje 102, y uno o más estabilizadores traseros 106 montados en la parte trasera del fuselaje 102. La aeronave 100 incluye una pluralidad de rotores 112 y una pluralidad de proprotos 114 (denominados colectivamente en este documento EPU). Las EPU (112, 114) generalmente incluyen un motor eléctrico que acciona una pluralidad de palas y un controlador de motor para controlar/alimentar el motor. En algunas realizaciones, el paso de las palas de una o más de las EPU se puede controlar en vuelo. En algunas realizaciones, una EPU puede incluir una pluralidad de motores parciales que pueden accionar de manera independiente y en conjunto el ventilador y pueden controlarse mediante una pluralidad de controladores de motor separados.

40

45

Los rotores 112 están montados en las alas 104 y están configurados para proporcionar sustentación para el despegue y aterrizaje vertical. Los proprotos 114 están montados en las alas 104 y son inclinables entre configuraciones de sustentación en las cuales proporcionan una porción de la sustentación requerida para el despegue y aterrizaje vertical y flotación, como se muestra en la figura 1B, y configuraciones de propulsión en las cuales proporcionan empuje hacia adelante a la aeronave 100 para vuelo horizontal, como se muestra en la figura 1A. Como se usa en este documento, una configuración de sustentación de proprotor se refiere a cualquier orientación de proprotor en la cual el empuje de proprotor está proporcionando principalmente sustentación a la aeronave y una configuración de propulsión de proprotor se refiere a cualquier orientación de proprotor en la cual el empuje de proprotor está proporcionando principalmente empuje hacia adelante a la aeronave.

50

55

De acuerdo con diversas realizaciones, los rotores 112 están configurados para proporcionar sustentación solamente, siendo toda la propulsión proporcionada por los proprotos. Por consiguiente, los rotores 112 pueden estar en posiciones fijas. Durante el despegue y aterrizaje, los proprotos 114 se inclinan para elevar configuraciones en las cuales su empuje se dirige hacia abajo para proporcionar sustentación adicional. En algunas realizaciones, los rotores 112 son inclinables para vectorización de empuje.

Para vuelo hacia adelante, los proprotos 114 se inclinan desde sus configuraciones de sustentación a sus configuraciones de propulsión. En otras palabras, la inclinación de los proprotos 114 se varía desde un rango de posiciones de inclinación en las cuales el empuje de proprotor se dirige hacia arriba para proporcionar

sustentación durante el despegue y aterrizaje vertical y durante flotación hasta un rango de posiciones de inclinación en las cuales el empuje de proprotor se dirige hacia adelante para proporcionar empuje hacia adelante a la aeronave 100. Los proprotos se inclinan alrededor de ejes 118 que son perpendiculares a la dirección de hacia adelante de la aeronave 100. Cuando la aeronave 100 está en pleno vuelo hacia adelante, la sustentación puede ser proporcionada completamente por las alas 104, y los rotores 112 pueden estar apagados. Las palas 120 de los rotores 112 pueden bloquearse en una posición de arrastre bajo para el vuelo en crucero de aeronave. En algunas realizaciones, cada uno de los rotores 112 tiene dos palas 120 que están bloqueadas para mantener la velocidad en posiciones de arrastre mínimo en las cuales una pala está directamente delante de la otra pala como se ilustra en la figura 1A. En algunas realizaciones, los rotores 112 tienen más de dos palas. En algunas realizaciones, los proprotos 114 incluyen más palas 116 que los rotores 112. Por ejemplo, como se ilustra en la figura 1A y 1B, los rotores 112 pueden incluir cada uno dos palas y los proprotos 114 pueden incluir cada uno cinco palas. De acuerdo con diversas realizaciones, los proprotos 114 pueden tener desde 2 a 5 palas.

De acuerdo con diversas realizaciones, la aeronave incluye solo un ala 104 a cada lado del fuselaje 102 (o un ala única que se extiende a través de toda la aeronave) y al menos una porción de los rotores 112 está ubicada hacia atrás de las alas 104 y al menos una porción de los proprotos 114 está ubicada hacia adelante de las alas 104. En algunas realizaciones, todos los rotores 112 están ubicados hacia atrás de las alas 104 y todos los proprotos están ubicados hacia adelante de las alas 104. De acuerdo con algunas realizaciones, todos los rotores 112 y proprotos 114 están montados en las alas-es decir, no están montados rotores ni proprotos en el fuselaje. De acuerdo con diversas realizaciones, todos los rotores 112 están todos ubicados hacia atrás de las alas 104 y los proprotos 114 están todos ubicados hacia adelante de las alas 104. De acuerdo con algunas realizaciones, todos los rotores 112 y proprotos 114 están posicionados hacia adentro de las puntas de ala 109.

De acuerdo con diversas realizaciones, los rotores 112 y los proprotos 114 están montados en las alas 104 mediante largueros 122. Los largueros 122 pueden montarse debajo de las alas 104, encima de las alas, y/o pueden integrarse en el perfil de ala. De acuerdo con diversas realizaciones, un rotor 112 y un proprotor 114 están montados en cada larguero 122. El rotor 112 puede montarse en un extremo trasero del larguero 122 y un proprotor 114 puede montarse en un extremo delantero del larguero 122. En algunas realizaciones, el rotor 112 está montado en una posición fija en el larguero 122. En algunas realizaciones, el proprotor 114 está montado en un extremo frontal del larguero 122 a través de una bisagra 124. El proprotor 114 puede montarse en el larguero 122 de tal manera que el proprotor 114 esté alineado con el cuerpo del larguero 122 cuando está en su configuración de propulsión, formando una extensión continua del extremo delantero del larguero 122 que minimiza el arrastre para el vuelo hacia adelante.

De acuerdo con diversas realizaciones, la aeronave 100 puede incluir múltiples alas en cada lado de la aeronave 100, solo un ala a cada lado de la aeronave 100, o una única ala que se extiende a través de la aeronave 100. De acuerdo con algunas realizaciones, al menos un ala 104 es un ala alta montada en un lado superior del fuselaje 102. De acuerdo con algunas realizaciones, las alas incluyen superficies de control 150, tales como flaps y/o alerones, que se posicionan a través de uno o más accionadores de superficie de control (no se muestran). De acuerdo con algunas realizaciones, las alas pueden tener puntas de ala curvadas 109 para reducir el arrastre durante el vuelo hacia adelante. De acuerdo con algunas realizaciones, los estabilizadores traseros 106 incluyen superficies de control 152, tales como uno o más timones, uno o más elevadores, y/o uno o más timón-elevadores combinados que se posicionan a través de uno o más accionadores de superficie de control (no se muestran). Las alas pueden tener cualquier diseño adecuado. En algunas realizaciones, las alas tienen un borde de ataque de ahusamiento 123, como se muestra por ejemplo, en la realización de la figura 1A. En algunas realizaciones, las alas tienen un borde de fuga de ahusamiento.

La figura 2A ilustra una arquitectura de distribución de potencia para alimentar las EPU's (112, 114) de la aeronave 100, de acuerdo con diversas realizaciones. Aunque las figuras 1A-2A ilustran 12 EPU's (numeradas 1-12 en la figura 2A) montadas en las alas 104 de aeronave de acuerdo con diversas realizaciones pueden tener cualquier número adecuado de EPU's, incluyendo cuatro, seis, ocho, diez, catorce, dieciocho, veinte, o más. Las EPU's están alimentadas por una pluralidad de paquetes de baterías 200. En la realización ilustrada en la figura 2A, hay seis paquetes de baterías 200-numerados del 1 hasta 6. Cada paquete de baterías 200 alimenta solo una porción de las EPU's. En la realización ilustrada, cada paquete de baterías 200 alimenta dos EPU's. Los agrupamientos de paquetes de baterías y EPU's de acuerdo con la realización ilustrada en la figura 2A se enumeran en la figura 2B. El paquete de baterías 1 alimenta EPU's 1 y 12, paquete de baterías 2 alimenta EPU's 2 y 11, y así sucesivamente. Cada paquete de baterías 200 está conectado a su porción respectiva de las EPU's a través de un bus de distribución de potencia dedicado-por ejemplo, buses 202, 204. Así, el bus de distribución de potencia 202 de un paquete de baterías 1 no está conectado eléctricamente al bus de distribución de potencia 204 del paquete de baterías 2.

Dado que el paquete de baterías 200 está aislado eléctricamente entre sí, una falla eléctrica en un paquete de baterías o su distribución de potencia no afecta la operación de las otras EPU's y paquetes de baterías. Solo se afectan las EPU's alimentadas por el paquete de baterías o distribución de potencia fallidas. De este modo, no hay un único punto de falla en la alimentación de la aeronave. Además, dado que los paquetes de baterías

y circuitería de distribución de potencia están aislados entre sí, no hay necesidad de diodos para evitar que la corriente fluya desde un paquete de baterías a otro. Esto puede dar como resultado significantes ahorros de peso y eficiencia aumentada en relación con los sistemas que tienen paquetes de baterías en paralelo.

5 De acuerdo con diversas realizaciones, las EPU's particulares que están alimentadas por un paquete de baterías dado pueden seleccionarse para reducir los efectos de desestabilización causados por una pérdida de potencia a las EPU's en caso de que falle el paquete de baterías. De acuerdo con diversas realizaciones, las EPU's que están dispuestas en lados opuestos de uno o más ejes de simetría de la colección de EPU's pueden ser alimentadas por el mismo paquete de baterías para reducir los momentos de balanceo, cabeceo, o guiñada que pueden ser causados por la pérdida de potencia a las EPU's accionadas por el paquete de
10 baterías. Por ejemplo, las EPU's en la misma posición relativa en cada lado del eje longitudinal 280 de la aeronave pueden ser accionadas por un primer paquete de baterías de tal manera que, si uno de los paquetes de baterías falla, se producirán momentos de balanceo mínimos debido que el empuje proporcionado por las EPU's restantes permanecerá uniforme alrededor del eje longitudinal. De manera similar, en algunas realizaciones, un conjunto de EPU's están dispuestos al menos parcialmente delante del borde de ataque de un par de alas y un conjunto de EPU's están dispuestas al menos parcialmente hacia atrás del borde de fuga del par de alas, y las EPU's en lados opuestos de las alas y lados opuestos del eje longitudinal 280 pueden ser alimentados por el mismo paquete de baterías de tal manera que se producirán momentos mínimos de balanceo y cabeceo en caso de que falle el paquete de baterías (como se muestra en la figura 2A).

20 De acuerdo con diversas realizaciones, cada paquete de baterías 200 alimenta al menos una porción de al menos un proprotor 114 y al menos una porción de al menos un rotor 112. En la realización de la figura 2A, los rotores y proprotos en posiciones opuestas son accionados por el mismo paquete de baterías 200. Así, el proprotor más externo 114 en el lado izquierdo del fuselaje 102 de la aeronave (EPU 1 en la figura 2A) está alimentado por el mismo paquete de baterías (paquete de baterías 1 en la figura 2A) como el rotor más externo 112 en el lado derecho del fuselaje 102 (EPU 12). De manera similar, el otro par de EPU's más externas (EPU 6 y EPU 7 en la figura 2A) se alimentan mediante el mismo paquete de baterías (paquete de baterías 6). No es necesario que los agrupamientos se limiten a EPU's en posiciones opuestas exactas. Por ejemplo, la EPU 1 puede agruparse con EPU 11 en lugar de EPU 12.

30 El número de EPU's alimentadas por un paquete de baterías dado puede ser mayor que dos. Por ejemplo, en algunas realizaciones, el número de EPU's por paquete de baterías puede ser tres, cuatro, cinco, seis, o cualquier otra porción adecuada del número total de EPU's. De acuerdo con diversas realizaciones, puede haber diferentes números de EPU's dentro de cada grupo. Por ejemplo, un grupo puede tener dos EPU's (dos EPU's accionadas por un paquete de baterías) mientras que otro grupo puede tener cuatro EPU's (cuatro EPU's accionadas por un paquete de baterías diferente). El número de paquetes de baterías puede ser tan pocos como dos. En diversas realizaciones, el número de paquetes de baterías es al menos tres, al menos cuatro, al
35 menos cinco, al menos seis, al menos siete, al menos ocho, o más.

La figura 3 es un diagrama de bloques de un método 300 para la asignación de control para una aeronave eléctrica, de acuerdo con algunas realizaciones. El método 300 se puede usar para la asignación de control para una aeronave eléctrica, tal como aeronave 100 de la figura 1A. El método 300 determina comandos para una pluralidad de accionadores para la aeronave. La pluralidad de accionadores puede incluir uno o más accionadores asociados con cada una de una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica de la aeronave y puede incluir uno o más accionadores de superficie de control de la aeronave. Como se discute además a continuación, el método 300 puede incluir asignación de control que aproveche el sobreaccionamiento de la aeronave para optimizar el ruido acústico de rotor y/o equilibrio de energía de paquete de baterías. De acuerdo con algunas realizaciones, el método 300 utiliza los grados de libertad extra disponibles debido al número y configuración de unidades de propulsión eléctrica para reducir el ruido acústico mientras que se cumplen las fuerzas y momentos deseados para la aeronave. De acuerdo con algunas realizaciones, la aeronave incluye una pluralidad de paquetes de baterías que alimentan de manera independiente unidades de propulsión eléctrica, y el método 300 utiliza los grados de libertad extra para equilibrar la energía de paquete de baterías.

50 En la etapa 302, se reciben comandos de fuerza y momento para la aeronave eléctrica, que pueden incluir recibir los comandos de fuerza y momento desde un módulo informático corriente arriba de la aeronave, tal como un sistema de control de vuelo, que puede generar comandos de fuerza y momento a partir de la entrada de piloto. Los comandos de fuerza y momento pueden ser las fuerzas y momentos deseados que van a ser aplicados a la aeronave a través de la acción de uno o más de los diversos accionadores de la aeronave.

55 Como se usa en este documento, un "accionador" es cualquier subsistema de la aeronave que proporciona un grado de libertad para controlar la aeronave. Por ejemplo, el rotor de cada EPU es un accionador, siendo su grado de libertad la velocidad de rotación de las palas. Una o más EPU's pueden incluir otros accionadores, tales como un sistema de inclinación de rotor que proporciona vectorización de empuje y/o un sistema de paso de palas de hélice para ajustar el paso de palas de hélice. De este modo, por ejemplo, la aeronave 100 de la figura 1A y 1B puede incluir hasta tres accionadores por proprotor 114 (velocidad de rotor, paso de pala, e inclinación de rotor) y hasta dos accionadores por rotor 112 (velocidad de rotor, paso de pala), que con la configuración de EPU ilustrada puede proporcionar hasta 30 accionadores para las EPU's (24 accionadores
60

para realizaciones en las cuales el paso de palas de rotor no es ajustable). Otros accionadores pueden incluir accionadores de superficie de control en las alas, tales como superficies de control 150 de la figura 1A, y/o cola de la aeronave, tal como superficies de control 152 de la figura 1A y 1B. En algunas realizaciones, hay 10 accionadores de superficie de control y el número total de accionadores disponibles para la asignación de control de acuerdo con el método 300 es 34.

En la etapa 304, los comandos de control para al menos una porción de los accionadores de la aeronave se determinan resolviendo un problema de optimización que incluye minimizar una función de coste que busca cumplir con los comandos de fuerza y momento de la etapa 302 así como lograr uno o más objetivos secundarios que pueden incluir reducir la acústica generada por las EPU de la aeronave y/o equilibrar el uso de energía de una pluralidad de paquetes de baterías que alimentan las unidades de propulsión eléctrica. Los comandos de control incluyen comandos de control para los accionadores de las EPU de la aeronave, que pueden incluir, por ejemplo, la velocidad de rotor, paso de palas de hélice, y/o inclinación de rotor (por ejemplo, para proptores).

De acuerdo con algunas realizaciones, el uno o más objetivos secundarios incluyen modular ruido generado por las unidades de propulsión eléctrica de la aeronave, como se indica mediante el bloque opcional 306 en la figura 3. De acuerdo con diversas realizaciones, se puede lograr ruido reducido reduciendo la velocidad de punta de hélices de una o más EPU. De acuerdo con algunas realizaciones, la velocidad de punta de una hélice de una EPU se puede reducir mientras que se proporciona el empuje requerido ajustando el paso de hélice. En algunas realizaciones, se puede lograr un ruido reducido distribuyendo cargas a través de las EPU para reducir los picos de carga en una cualquiera EPU.

En algunas realizaciones, se puede lograr ruido reducido operando las EPU a diferentes velocidades de tal manera que las frecuencias acústicas generadas por las EPU se extiendan a través de una banda de frecuencia más amplia, que se puede percibir por el oído humano como menos ruidosa. En algunas realizaciones, las EPU más cercanas al fuselaje se operan a velocidades más bajas que la EPU más alejada del fuselaje para reducir la cantidad de ruido generado más cerca del fuselaje y sus pasajeros. En algunas realizaciones, la dispersión de frecuencias se refleja a través de la línea central de aeronave de tal manera que las EPU en la misma posición en cada lado de la aeronave se operan a la misma velocidad para mantener un equilibrio de empuje, tal como durante vuelo recto. Por ejemplo, los dos proptores más internos 114 en cada lado de la aeronave 100 del ejemplo de la figura 1A pueden operar a la velocidad más baja de todos los proptores, mientras que los dos proptores más externos 114 en cada lado de la aeronave 100 pueden operar a la velocidad más alta de todos los proptores mientras que se mantiene un empuje equilibrado alrededor del eje de guiñada.

De acuerdo con la invención actualmente reivindicada, al menos una porción de las EPU son inclinables y la acústica de ruido de rotor se modula utilizando vectorización de empuje para minimizar tiempo de vuelo en modo de canto. La función de coste en la etapa 304 puede asignar un coste relativamente alto para operar una o más de las EPU inclinables en sus posiciones de empuje puramente verticales, de tal manera que cuando los comandos de fuerza y momentos lo permitan, la minimización de la función de coste tenderá a mover las EPU inclinables lejos de sus posiciones de empuje puramente verticales más rápidamente de lo estrictamente requerido para cumplir con los comandos de fuerza y momento. De acuerdo con algunas realizaciones, la vectorización de empuje usada para reducir el ruido acústico puede contrarrestarse mediante un ajuste de inclinación a través de accionamiento de superficie de control.

De acuerdo con algunas realizaciones, el uno o más objetivos secundarios incluyen equilibrar consumo de energía de las unidades de propulsión eléctrica con base en el estado de energía de una pluralidad de paquetes de baterías de la aeronave, como se indica por el bloque opcional 308 del método 300. En algunas realizaciones, la aeronave incluye una pluralidad de paquetes de baterías que alimentan de manera independiente diferentes EPU y pueden estar eléctricamente aislados entre sí. Los estados de energía de los paquetes de baterías pueden monitorizarse y las EPU controlarse de tal manera que las EPU alimentadas por paquetes de baterías de menor energía se puedan utilizar menos que las EPU alimentadas por paquetes de baterías de mayor energía a través de la asignación de control de la etapa 304. Por ejemplo, con respecto a la realización ilustrada en la figura 2A y 2B, el paquete de baterías 1 puede tener relativamente menos carga que el paquete de baterías 2 en algún punto durante el vuelo y, para equilibrar la energía de los paquetes de baterías, de acuerdo con diversas realizaciones, una o más de las EPU alimentadas por el paquete de baterías 1 pueden operarse en un estado de potencia relativamente más bajo y una o más EPU conectadas al paquete de batería 2 pueden operarse en un estado de potencia relativamente más alto para compensar al menos una porción del empuje perdido desde la una o más EPU conectadas al paquete de batería 1.

En algunas realizaciones, una carga relativamente menor puede en total menos carga, tal como donde los paquetes de baterías tienen la misma capacidad de energía y uno tiene menos carga restante que al otro. En algunas realizaciones, la carga relativamente menor puede ser relativa a la capacidad del paquete de batería respectivo. Por ejemplo, el paquete de baterías 2 de las figuras 2A y 2B puede ser una capacidad menor que el paquete de baterías 1 pero puede tener una carga relativa mayor que el paquete de batería 1 (por ejemplo, 90% para el paquete de batería 2 y 80% para el paquete de batería 1).

En algunas realizaciones, la una o más EPU's conectadas a un paquete de baterías de menor energía se operan a una potencia menor que la una o más EPU's conectadas al paquete de baterías de mayor energía. Por ejemplo, con referencia a la figura 2A y 2B, al menos una EPU conectada al paquete de baterías 1 y al menos una EPU conectada al paquete de baterías 2 pueden tener la misma potencia nominal y la EPU conectada al paquete de baterías 1 se puede operar a una potencia menor que la EPU conectada al paquete de batería 2. En algunas realizaciones, la una o más EPU's conectadas a un paquete de baterías de menor energía se operan a una potencia más baja en relación con una potencia nominal para el estado operativo de aeronave dado, que puede ser o puede no ser una potencia más baja que la una o más EPU's conectadas a un paquete de baterías de mayor energía, que se operan a una potencia mayor en relación con su potencia nominal dado el estado operativo de aeronave. Por ejemplo, una EPU conectada a un paquete de baterías de menor energía puede tener una potencia nominal mayor que una EPU conectada a un paquete de baterías de mayor energía, y la EPU conectada al paquete de baterías de menor energía se puede operar a una potencia relativamente menor que todavía es mayor que la potencia relativamente mayor de la EPU conectada al paquete de baterías de mayor energía.

En la etapa 310 al menos una porción de los accionadores de la aeronave se opera de acuerdo con los comandos de control determinados en la etapa 304 para cumplir con los comandos de fuerza y momento deseados de la aeronave eléctrica. Por ejemplo, los diversos accionadores asociados con la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica se operan de acuerdo con los comandos de control determinados. Dependiendo de los objetivos secundarios buscados en la optimización de la etapa 304, que pueden incluir modular ruido acústico de EPU, el equilibrio de energía de paquete de baterías, o ambos, la etapa 310 puede lograr no solo las fuerzas y momentos deseados en la aeronave sino también un ruido acústico relativamente menor y/o un grado de equilibrio de energía de los paquetes de baterías de la aeronave.

La figura 4 es un diagrama de bloques funcional de un sistema de control 400 para controlar accionadores de una aeronave de VTOL eléctrica, tal como aeronave 100, de acuerdo con diversas realizaciones. El sistema 400 incluye un módulo de asignación de control 402 que genera comandos de accionador 404 con base en diversas entradas 406. Como se discute además a continuación, el módulo de asignación de control 402 determina los comandos de accionador 404 minimizando una función objetivo que incluye uno o más objetivos primarios, tales como cumplir con las fuerzas y momentos de aeronave ordenados, y uno o más objetivos secundarios, que pueden incluir minimizar el ruido acústico y/u optimizar el uso de paquete de baterías. El sistema de control 400 puede implementarse mediante un controlador basado en microprocesador que ejecuta código de software almacenado en un medio de almacenamiento para implementar las funciones descritas en este documento. El sistema de control 400 también puede implementarse en hardware, o una combinación de hardware y software. El sistema de control 400 puede implementarse como parte de un sistema de control de vuelo de la aeronave. Debe entenderse que muchas de las funciones convencionales del sistema de control no se muestran en la figura 4 para facilidad de descripción.

Las entradas 406 al módulo de asignación de control 402 pueden incluir uno o más de: comandos de fuerza y momento 408, estados de accionador 410, límites de protección de envolvente 412, parámetro de programación 414, parámetros aerodinámicos 416, estados de batería 418, y parámetros de optimizador 420. Los comandos de fuerza y momento 408 incluyen hasta seis comandos de fuerza y momento, que pueden incluir comandos de fuerza x, y, y z y comandos de momento x, y, y z. Como se conoce en la técnica, los comandos de fuerza y momento pueden derivarse desde comandos de operador (o comandos de piloto automático, o comandos desde un controlador autónomo para aeronave sin piloto) y los estados de aeronave (por ejemplo, velocidad, aceleración, altitud, inclinación). Los comandos de fuerza y momento 408 son generados por un controlador corriente arriba (no se muestra) y proporcionados al módulo de asignación de control 402.

Los estados de accionador 410 incluyen límites de hardware de accionador, tales como límites de recorrido, límites de velocidad, límites de tiempo de respuesta, etc., y pueden incluir indicadores de estado de accionador que pueden indicar deterioros en el rendimiento de accionador que pueden limitar la capacidad de un accionador dado para satisfacer las comandos de accionador. Los estados de accionador 410 se pueden usar para determinar los límites (por ejemplo, valores mínimo/máximo) para comandos de accionador individuales. Los estados de batería 418 son la energía restante de los paquetes de baterías de la aeronave, que se puede monitorizar cuando la asignación de control incluye equilibrar los estados de energía de paquete de baterías, de acuerdo con diversas realizaciones.

Los límites de protección de envolvente 412 pueden incluir límites de comando que evitan la operación fuera de la envolvente de vuelo, que define los límites operativos para la aeronave, incluyendo los límites basados en velocidad y aceleración, como se conoce en la técnica.

El parámetro de programación 414 es un parámetro relacionado con velocidad que se usa para definir el problema de asignación. Los parámetros aerodinámicos 416 son parámetros derivados desde el modelado aerodinámico y acústico y pueden basarse en las matrices Jacobianas de accionador y estados de accionador. Los parámetros aerodinámicos 416 pueden ser funciones del parámetro de programación 414. Los parámetros de optimizador 420 son parámetros usados para definir el problema de optimización, como se discute además a continuación. Los parámetros de optimizador 420 pueden incluir pesos de eje que definen la priorización

relativa de ejes de fuerza y momento. Los parámetros de optimizador 420 también pueden incluir pesos de accionador individuales que definen la importancia relativa de diferentes accionadores en el problema de asignación de control. En algunas realizaciones, los parámetros de optimizador 420 son funciones del parámetro de programación 414.

5 El módulo de asignación de control 402 puede incluir un módulo de cálculo de límites 430, un módulo de interpolación de parámetros 432, y un módulo de optimización 434. El módulo de cálculo de límites 430 calcula los límites de comandos de accionador individuales con base en los estados de accionador 410 y límites de protección de envolvente 412. En operación normal, el límite mínimo de comando para un accionador dado incluye el máximo de: el límite mínimo basado en hardware y el límite mínimo de envolvente de vuelo; y el límite
 10 máximo de comando para un accionador dado incluye el mínimo de: el límite máximo basado en hardware y el límite máximo de envolvente de vuelo. En el caso de una falla de accionador, los límites de comando para el accionador fallido corresponden al modo de falla (por ejemplo, la posición de un accionador de superficie de control que no responde o 0 RPM para un rotor fallido).

15 El módulo de interpolación de parámetros 432 se puede configurar para determinar parámetros que varían con el parámetro de programación, que, como se anotó anteriormente, se basa en la velocidad de la aeronave. Se puede determinar el valor de un parámetro dado (por ejemplo, parámetro aerodinámico o parámetro optimizador) desde una tabla de búsqueda del parámetro basada en el parámetro de programación asociado con una velocidad actual de la aeronave, como sigue:

$$x_{\text{salida}} = F(x_{\text{tabla}}, v)$$

20 donde:

| | |
|---------------------|----------------------------|
| x_{salida} | salida de x en condición v |
| x_{tabla} | datos de búsqueda para X |
| v | parámetro de programación |

25 En algunas realizaciones, el módulo de interpolación de parámetros 432 puede determinar uno o más parámetros asociados con uno o más objetivos secundarios, tales como equilibrio de energía de paquete de baterías. Por ejemplo, un parámetro usado para el equilibrio de energía de paquete de baterías se puede determinar a partir de una tabla de búsqueda para el parámetro con base en los estados de batería 418 y el parámetro de programación, tal como sigue:

$$x_{\text{salida}} = F(x_{\text{tabla}}, v, E_{\text{bat.}})$$

donde:

| | |
|---------------------|---------------------------------|
| x_{salida} | salida de x en condición v |
| x_{tabla} | buscar datos para x |
| v | parámetro de programación |
| $E_{\text{bat.}}$ | Energía restante en una batería |

30 El módulo de optimización 434 ejecuta un algoritmo de optimización no lineal que minimiza la suma de un objetivo primario 440 y un objetivo secundario 442. El objetivo principal 440 busca cumplir con los comandos de fuerza y momento 408 y podrá priorizar los comandos por ejes en casos de saturación. El objetivo secundario 442 busca cumplir con otras metas operativas en casos donde el espacio de solución de fuerza y momento incluye una pluralidad de combinaciones de comandos de accionador. El objetivo secundario 442 puede incluir
 35 términos para modular la acústica de rotor y/o equilibrar uso de energía, como se discute además a continuación. Otras metas operativas que pueden incluirse en el objetivo secundario 442 pueden incluir priorizar accionadores particulares y minimizar las desviaciones desde uno o más estados de accionador preferidos.

El módulo de optimización 434 minimiza una función objetivo que incluye el objetivo primario 440 y objetivo secundario 442. A continuación es un ejemplo de una función objetivo:

$$\|W(Bu - FM_{\text{req}})\|_2^2 + \|\text{nulo}(B) \varepsilon (u - u_0)\|_2^2$$

(Expresión 1)

40

De acuerdo con diversas realizaciones, el módulo de optimización 434 encuentra un conjunto de comandos de accionador u que minimiza la función objetivo de la expresión 1, sujeto a:

$$\min \leq u \leq \max$$

5 En la expresión 1, la primera función, $\|W(Bu - FM_{req})\|_2^2$, corresponde al objetivo primario 440. W incluye pesos para priorizar ejes de fuerza y momento particulares y está determinado por el módulo de interpolación 432 con base en los parámetros de optimizador 420. B es la matriz Jacobiana de accionador, que está determinada por el módulo de interpolación 432 con base en los parámetros aerodinámicos. FM_{req} es los comandos de fuerza y momento.

10 La segunda función en la expresión 1, $\|nulo(B)\epsilon(u - u_0)\|_2^2$, corresponde al objetivo secundario 442 e incluye el espacio nulo de la matriz Jacobiana B . ϵ incluye pesos para la priorización relativa de accionadores y está determinado por el módulo de interpolación 432 con base en los parámetros de optimizador 420. u_0 incluye los estados operativos preferidos de accionador y está determinado por el módulo de interpolación 432 con base en los parámetros aerodinámicos 416.

15 La función objetivo secundaria en la expresión 1 es una l_2 norma que minimiza la desviación desde los estados operativos preferidos de accionador. Se pueden usar otras funciones de minimización, tales como una l_1 norma para minimizar el esfuerzo de control o una l_∞ norma para minimizar el comando máximo.

20 De acuerdo con diversas realizaciones, el equilibrio de energía para una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica alimentadas por paquetes de baterías aisladas eléctricamente se incluye en el objetivo secundario con base en ajuste de al menos uno de los pesos ϵ y los estados operativos preferidos de accionador u_0 con base en los estados de batería 418. Por ejemplo, un peso ϵ para un accionador asociado con un paquete de baterías de menor energía puede tener un valor más alto (una penalización mayor por desviarse de un estado preferido) que un peso ϵ para un accionador asociado con un paquete de baterías de mayor energía. Adicional o alternativamente, un estado operativo preferido u_0 para un accionador asociado con un paquete de baterías de menor energía puede tener un valor más bajo que un estado operativo preferido u_0 para un accionador asociado con un paquete de baterías de menor energía.

30 De acuerdo con diversas realizaciones, la modulación acústica de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica de la aeronave se incluye en el objetivo secundario aplicando los estados operativos preferidos u_0 que minimizan la acústica recibida en la cabina. Por ejemplo, a cualquier velocidad de aeronave dada, las velocidades operativas preferidas de rotores y/o propulsores se distribuyen a través de un rango de frecuencias de acuerdo con el método delineado en [00039], para reducir el ruido percibido por los pasajeros.

El módulo de optimización 434 encuentra el conjunto de comandos de accionador u que minimiza la función objetivo de la expresión 1, sujeto al requisito de que u está entre los límites de comando de accionador u_{\min} y u_{\max} como se determina por el módulo de cálculo de límites 430.

35 De acuerdo con diversas realizaciones, la función objetivo se puede resolver formulando la función objetivo como un problema cuadrático y usando un solucionador de programación cuadrática para resolver el problema cuadrático. Ejemplos de solucionadores de programación cuadrática adecuados incluyen solucionadores de punto interior, conjunto activo, gradiente conjugado, y Lagrangiano aumentado.

40 La figura 5 es un diagrama de bloques funcional de un sistema 500 para asignación de control que incluye optimización de múltiples etapas con partición de frecuencia, de acuerdo con diversas realizaciones. La asignación de control de sistema 500 incluye una primera etapa de asignación de control realizada con base en comandos de fuerza y momento de baja frecuencia y una segunda etapa de asignación de control realizada con base en comandos de fuerza y momento de alta frecuencia. El sistema 500 puede garantizar que no se generen comandos de alta frecuencia para accionadores lentos que no pueden responder a los comandos de alta frecuencia. Similar al sistema 400 de la figura 4, el sistema 500 puede proporcionar asignación de control que busca lograr uno o más objetivos secundarios, tales como ruido reducido y/o equilibrio de energía de paquete de baterías, con coste computacional más bajo en relación con la optimización de única etapa.

50 En el sistema 500, se proporcionan una pluralidad de entradas 502 a un filtro de comandos de fuerza y momento 508. La pluralidad de entradas 502 incluye comandos de fuerza y momento 504 y puede incluir parámetros de optimizador 506. El filtro 508 filtra los comandos de fuerza y momento de baja frecuencia 510 desde los comandos de fuerza y momento no filtrados 504. El filtro 508 puede filtrar comandos de fuerza y momentos de baja frecuencia con base en una frecuencia de corte y ganancia de filtro, que pueden ser parámetros predeterminados que pueden basarse en el parámetro de programación. La dinámica de accionador y/o consumo de potencia se pueden usar para determinar el comportamiento de filtro. Por ejemplo, se pueden usar tiempos de respuesta de accionador para determinar la frecuencia de corte de filtro apropiada de tal manera que se generen comandos de accionador de frecuencia relativamente baja para accionadores relativamente lentos-es decir, accionadores que tienen tiempos de respuesta relativamente largos. De acuerdo con diversas

realizaciones, el grupo de accionadores lentos puede incluir accionadores para controlar la inclinación de unas unidades de propulsión eléctrica y accionadores para controlar el paso de palas, mientras que el grupo de accionadores rápidos puede incluir motores de unidades de propulsión eléctrica para controlar la velocidad de palas, y uno o más accionadores de superficie de control. De acuerdo con diversas realizaciones, los estados de accionador, límites de protección de envolvente, y/o el parámetro de programación se pueden alimentar directamente a un módulo de asignación de accionamiento lento 512 para determinar los límites de comandos de accionador lento 514. De acuerdo con diversas realizaciones, los estados de accionador, límites de protección de envolvente, y/o el parámetro de programación pueden alimentarse directamente en un módulo de asignación de accionamiento rápido 518 para determinar los límites de los comandos de accionador rápido 524. Otras entradas, tales como parámetros aerodinámicos interpolados y/o estados de batería también pueden alimentarse directamente en los módulos 512 y 518 para conformar las funciones objetivo resueltas en los módulos respectivos.

Los comandos de fuerza y momento de baja frecuencia 510 se proporcionan a un módulo de asignación de accionamiento lento 512, que puede configurarse de manera similar al módulo de optimización 434 de la figura 4, que determina un conjunto de comandos de accionador minimizando una función objetivo, como se discutió anteriormente con respecto al módulo de asignación de control 402. Un conjunto de comandos de accionador lento 514 se emite desde el módulo de asignación de accionamiento lento 512 para controlar los accionadores lentos.

El módulo de asignación de accionamiento lento 512 también puede emitir un conjunto de comandos de accionador rápido 516, que pueden proporcionarse a un módulo de asignación de accionamiento rápido 518. El módulo de asignación de accionamiento rápido 518 también está provisto de un conjunto de comandos de fuerza y momento de alta frecuencia 520. Los comandos de fuerza y momento de alta frecuencia 520 pueden proporcionarse al módulo de asignación de accionamiento rápido 518 restando desde los comandos de fuerza y momento 504 las fuerzas y momentos 522 que el módulo de asignación de accionamiento lento 512 ha determinado que se logran a partir de los comandos de accionador lento 514 y comandos de accionador rápido 516 determinados por el módulo de asignación de accionamiento lento 512.

El módulo de asignación de accionamiento rápido 518 determina un conjunto de comandos de accionador minimizando una función objetivo, como se discutió anteriormente con respecto al módulo de asignación de control 402, y de manera similar al módulo de asignación de accionamiento lento 512. El módulo de asignación de accionamiento rápido 518 emite solo comandos de accionador rápido 524 para controlar los accionadores rápidos. De este modo, los accionadores lentos se controlan con base en los comandos de accionador lento 514 desde el módulo de asignación de accionamiento lento 512 y los accionadores rápidos se controlan con base en los comandos de accionador rápido 524 desde el módulo de asignación de accionamiento rápido 518.

De acuerdo con diversas realizaciones, cuando los comandos de fuerza y momento 504 son frecuencia mayor que la que los accionadores lentos por sí solos pueden manejar, el módulo de asignación de accionamiento lento 512 emitirá comandos de accionador lento 514 que pueden estar cerca a pero sin exceder los límites de hardware de los accionadores lentos. La porción no cumplida de los comandos de fuerza y momento 504 puede luego ser cumplida subsecuentemente por los accionadores rápidos a través del módulo de asignación de accionamiento rápido 518. Aunque la optimización de múltiples etapas con partición de frecuencia de sistema 500 puede ser computacionalmente más intensiva que una asignación de control de optimización de única etapa, permite la utilización simultánea de accionadores tanto lentos como rápidos.

La figura 6 ilustra un ejemplo de un sistema informático 600, de acuerdo con algunas realizaciones, que puede usarse para uno o más componentes del sistema 400 de la figura 1 y/o el sistema 500 de la figura 5, tal como módulo de asignación de control 402 del sistema 400, módulo de asignación de accionamiento lento 512 de sistema 500, y/o módulo de asignación de accionamiento rápido 518 del sistema 500. El sistema 600 puede ser cualquier tipo adecuado de sistema basado en procesador. El sistema 600 puede incluir, por ejemplo, uno o más de dispositivo de entrada 620, dispositivo de salida 630, uno o más procesadores 610, almacenamiento 640, y dispositivo de comunicación 660.

El dispositivo de entrada 620 puede ser cualquier dispositivo adecuado que permita la entrada de usuario, tal como entrada de usuario desde un piloto, tal como uno o más botones, palancas, y/o conmutadores, una o más pantallas táctiles, etc. El dispositivo de salida 630 puede ser o incluir cualquier dispositivo adecuado que proporcione salida, tal como una pantalla, pantalla táctil, dispositivo háptico, pantalla de realidad virtual/aumentada, o altavoz.

El almacenamiento 640 puede ser cualquier dispositivo adecuado que proporcione almacenamiento, tal como una memoria eléctrica, magnética, u óptica que incluya una RAM, caché, disco duro, disco de almacenamiento removable, u otro medio no transitorio legible por ordenador. El dispositivo de comunicación 660 puede incluir cualquier dispositivo adecuado o combinación de dispositivos capaces de transmitir y recibir señales desde uno u otros más sistemas o módulos informáticos. Los componentes del sistema informático 600 se pueden conectar de cualquier manera adecuada, tal como a través de un bus físico o de manera inalámbrica.

5 Los procesadores 610 pueden ser cualquier procesador adecuado o combinación de procesadores, incluyendo cualquiera de, o cualquier combinación de, una unidad de procesamiento central (CPU), unidad de procesamiento de gráficos (GPU), arreglo de puertas programables en campo (FPGA), y circuito integrado de aplicación específica (ASIC). El software 650, que puede almacenarse en el almacenamiento 640 y ejecutarse mediante uno o más procesadores 610, puede incluir, por ejemplo, la programación que incorpora la funcionalidad o porciones de la funcionalidad de la presente divulgación (por ejemplo, como se incorpora en los dispositivos como se describió anteriormente). Por ejemplo, el software 650 puede incluir uno o más programas para ejecución por uno o más procesadores 610 para realizar una o más de las etapas de los métodos descritos en este documento, tal como una o más etapas de método 300 de la figura 3.

10 El software 650 también puede almacenarse y/o transportarse dentro de cualquier medio de almacenamiento no transitorio legible por ordenador para uso por o en conexión con un sistema, aparato, o dispositivo de ejecución de instrucciones, tales como los descritos anteriormente, que puede recuperar instrucciones asociadas con el software desde el sistema, aparato, o dispositivo de ejecución de instrucciones y ejecutar las instrucciones. En el contexto de esta divulgación, un medio de almacenamiento legible por ordenador puede ser cualquier medio, tal como almacenamiento 640, que pueda contener o almacenar programación para uso por o en conexión con un sistema, aparato, o dispositivo de ejecución de instrucciones.

15 El software 650 también puede propagarse dentro de cualquier medio de transporte para uso por o en conexión con un sistema, aparato, o dispositivo de ejecución de instrucciones, tal como los descritos anteriormente, que puede recuperar instrucciones asociadas con el software desde el sistema, aparato, o dispositivo de ejecución de instrucciones y ejecutar las instrucciones. En el contexto de esta divulgación, un medio de transporte puede ser cualquier medio que pueda comunicar, propagar o transportar programación para uso por o en conexión con un sistema, aparato, o dispositivo de ejecución de instrucciones. El medio de transporte legible por ordenador puede incluir, pero no se limita a, un medio de propagación inalámbrico o cableado electrónico, magnético, óptico, electromagnético, o infrarrojo. El sistema 600 puede implementar cualquier sistema operativo adecuado y puede escribirse en cualquier lenguaje de programación adecuado.

20 La descripción anterior, con el propósito de explicación, se ha descrito con referencia a realizaciones específicas. Sin embargo, las discusiones ilustrativas anteriores no están previstas para ser exhaustivas ni limitar la invención a las formas precisas divulgadas, estando el alcance de protección definido por las reivindicaciones anexas. Son posibles muchas modificaciones y variaciones en vista de las enseñanzas anteriores. Las realizaciones fueron elegidas y descritas con el fin de explicar mejor los principios de las técnicas y sus aplicaciones prácticas. Otros expertos en la técnica de esa manera están habilitados para utilizar mejor las técnicas y diversas realizaciones con diversas modificaciones que sean adecuadas para el uso particular contemplado.

30 Aunque la divulgación y ejemplos se han descrito completamente con referencia a las figuras acompañantes, debe anotarse que diversos cambios y modificaciones serán evidentes para los expertos en la técnica.

35

REIVINDICACIONES

1. Un método de control de una aeronave eléctrica (100) que comprende una pluralidad de accionadores que incluye una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica (112, 114), comprendiendo el método:
 recibir (302) comandos de fuerza y momento deseados (408) para la aeronave eléctrica;
- 5 determinar (304) comandos de control para la pluralidad de accionadores con base en los comandos de fuerza y momento deseados resolviendo un problema de optimización que comprende un término de minimización de ruido para minimizar ruido generado por las unidades de propulsión eléctrica; y
 controlar (310) la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados para cumplir con los comandos de fuerza y momento para la aeronave eléctrica,
- 10 en donde al menos una porción de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica es inclinable, caracterizado porque
 controlar la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados comprende al menos uno de inclinar las unidades de propulsión eléctrica y ajustar una inclinación de la aeronave eléctrica para minimizar tiempo de vuelo en modo de canto.
- 15 2. El método de la reivindicación 1, en donde controlar la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados comprende operar al menos una primera unidad de propulsión eléctrica de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica a una velocidad diferente que al menos una segunda unidad de propulsión eléctrica de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica para distribuir frecuencias de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica a través de una banda de frecuencia más amplia.
- 20 3. El método de la reivindicación 2, en donde unidades de propulsión eléctrica más cercanas a un fuselaje (102) de la aeronave eléctrica se operan a velocidades más bajas que las unidades de propulsión eléctrica más alejadas del fuselaje para reducir ruido en el fuselaje.
4. El método de la reivindicación 2 o reivindicación 3, en donde unidades de propulsión eléctrica se operan a diferentes velocidades durante vuelo recto.
- 25 5. El método de una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde controlar la pluralidad de accionadores de acuerdo con los comandos de control determinados comprende establecer un paso de palas de al menos una unidad de propulsión eléctrica (116, 120) para minimizar una velocidad de la al menos una unidad de propulsión eléctrica.
- 30 6. El método de una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la aeronave eléctrica es una aeronave de despegue y aterrizaje vertical.
7. El método de una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la aeronave eléctrica está tripulada.
8. El método de una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la aeronave eléctrica comprende múltiples unidades de propulsión eléctrica en cada lado de un fuselaje de la aeronave eléctrica.
- 35 9. Un sistema para controlar una aeronave eléctrica que comprende una pluralidad de accionadores que incluye una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica, comprendiendo el sistema:
 uno o más procesadores (610),
 memoria (640), y
 uno o más programas (650) almacenados en la memoria para ejecución por el uno o más procesadores para hacer que el sistema realice el método de una cualquiera de las reivindicaciones precedentes.
- 40 10. Una aeronave eléctrica que comprende:
 una pluralidad de accionadores que incluye una pluralidad de unidades de propulsión eléctrica; y
 el sistema de la reivindicación 9 para controlar la aeronave eléctrica a través de la pluralidad de accionadores.
- 45 11. La aeronave eléctrica de la reivindicación 10, en donde al menos una porción de la pluralidad de unidades de propulsión eléctrica es inclinable.
12. La aeronave eléctrica de la reivindicación 10 u 11, en donde la aeronave eléctrica es una aeronave de despegue y aterrizaje vertical.

13. La aeronave eléctrica de una cualquiera de las reivindicaciones 10-12, en donde la aeronave eléctrica está tripulada.

14. La aeronave eléctrica de una cualquiera de las reivindicaciones 10-13, que comprende múltiples unidades de propulsión eléctrica en cada lado de un fuselaje (102) de la aeronave eléctrica.

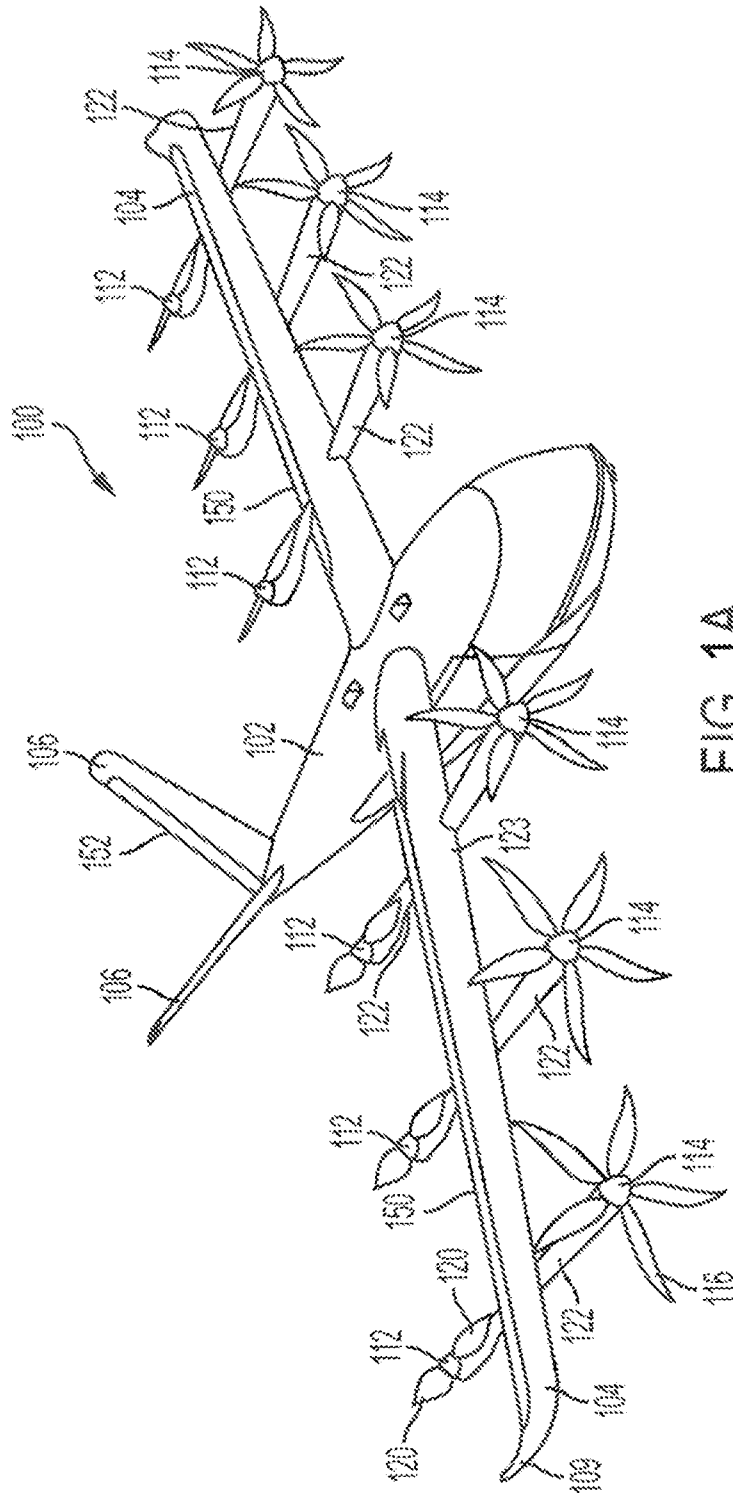


FIG. 1A

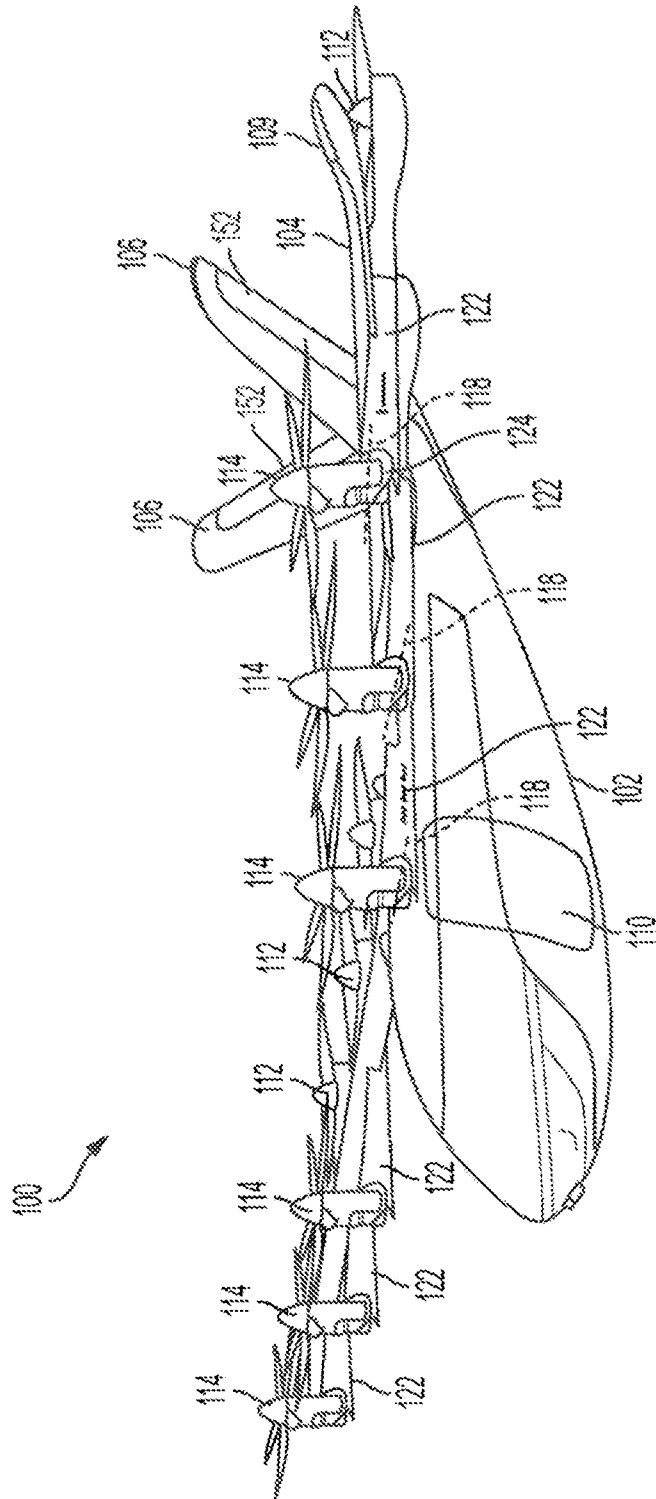


FIG. 1B

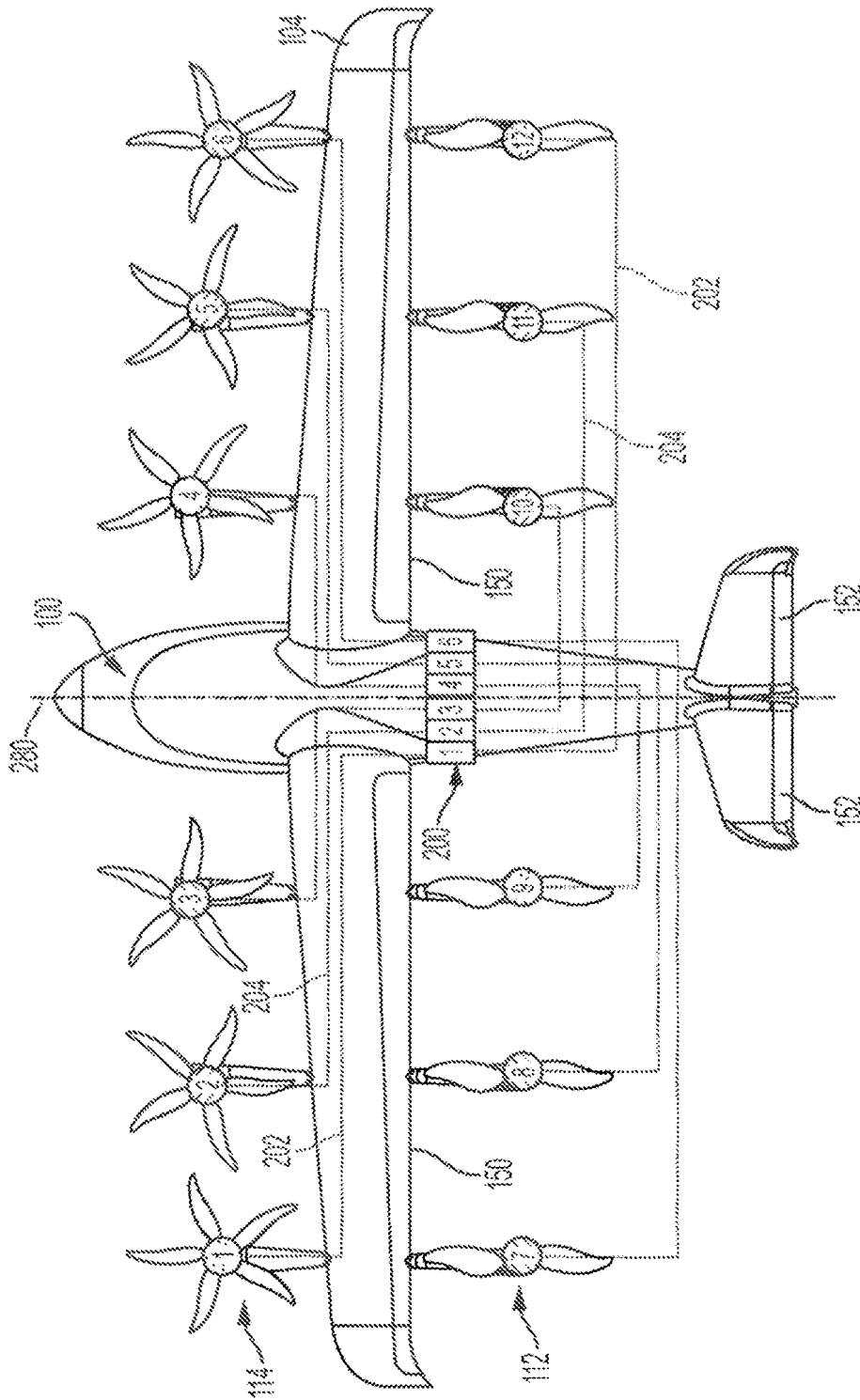


FIG. 2A

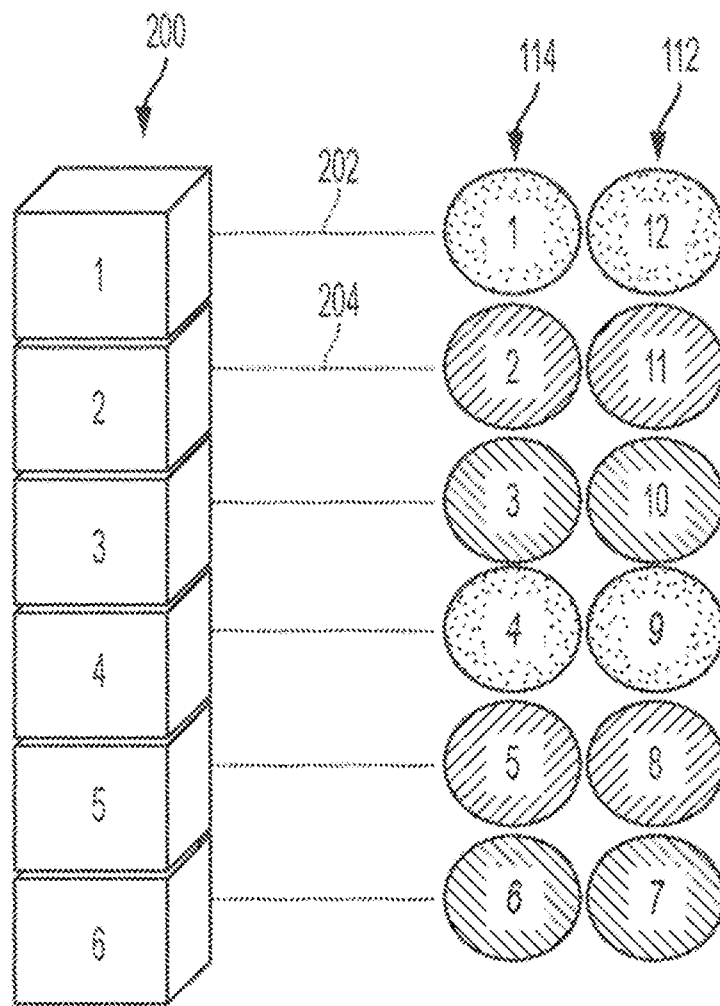


FIG. 2B

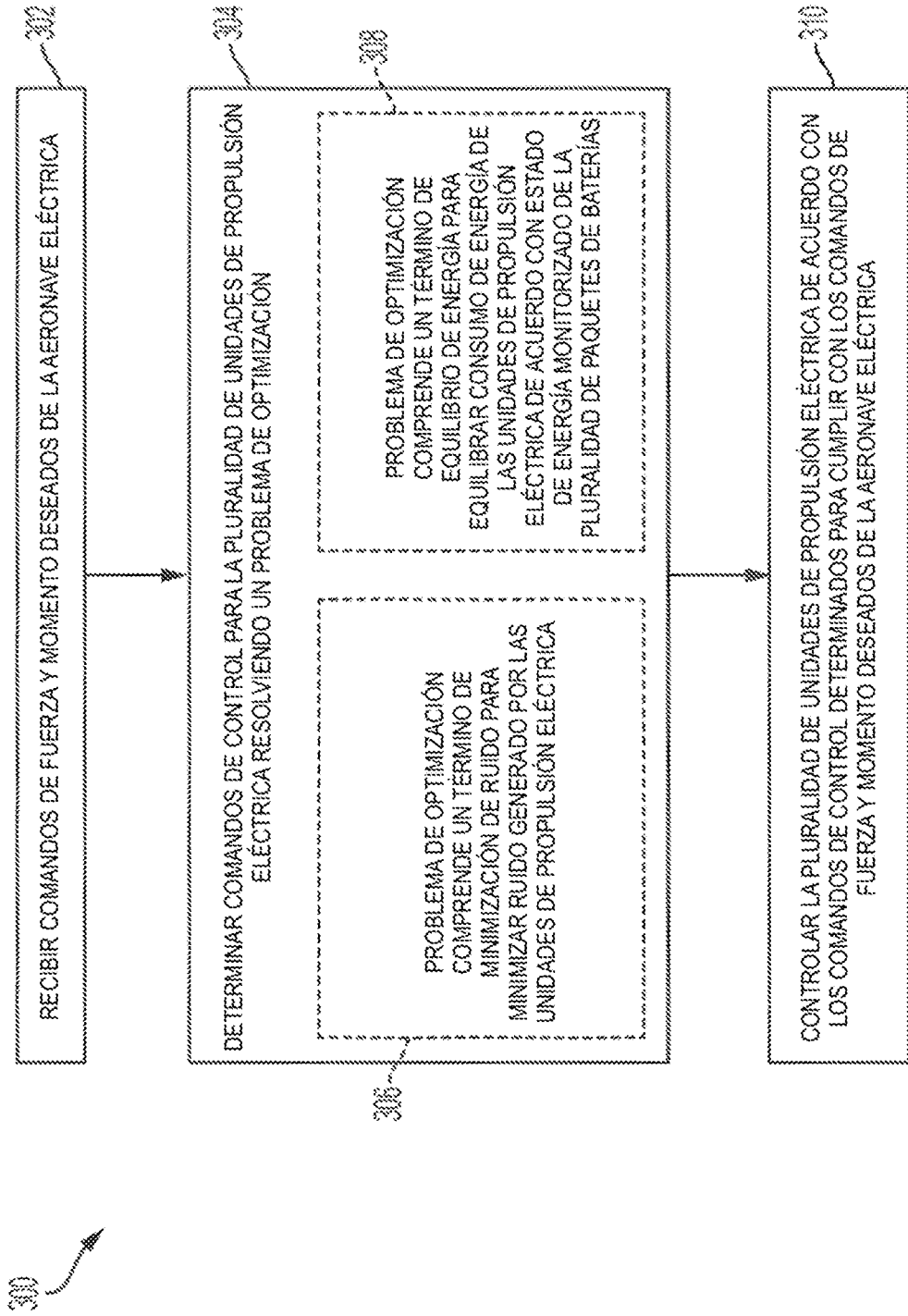


FIG. 3

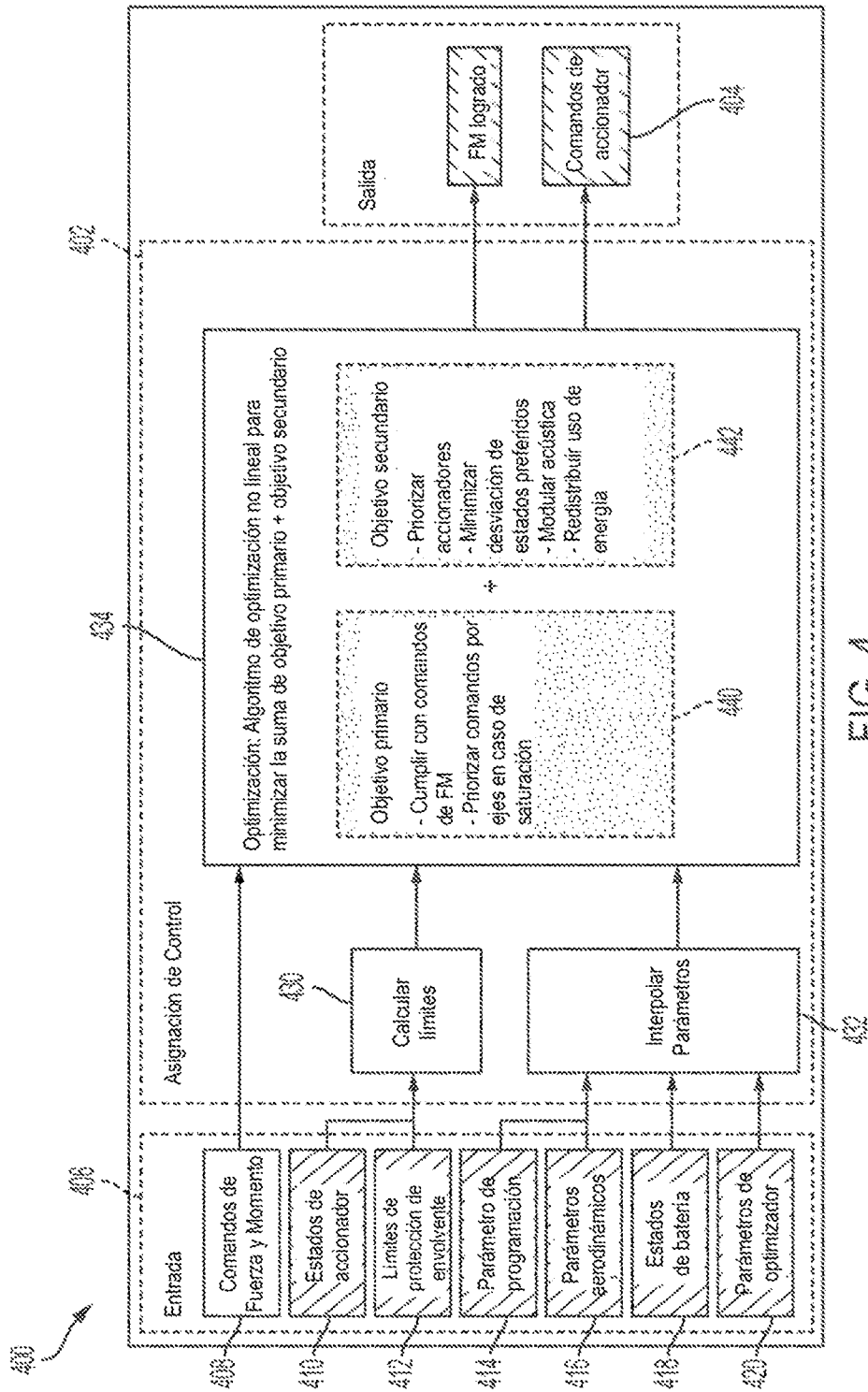


FIG. 4

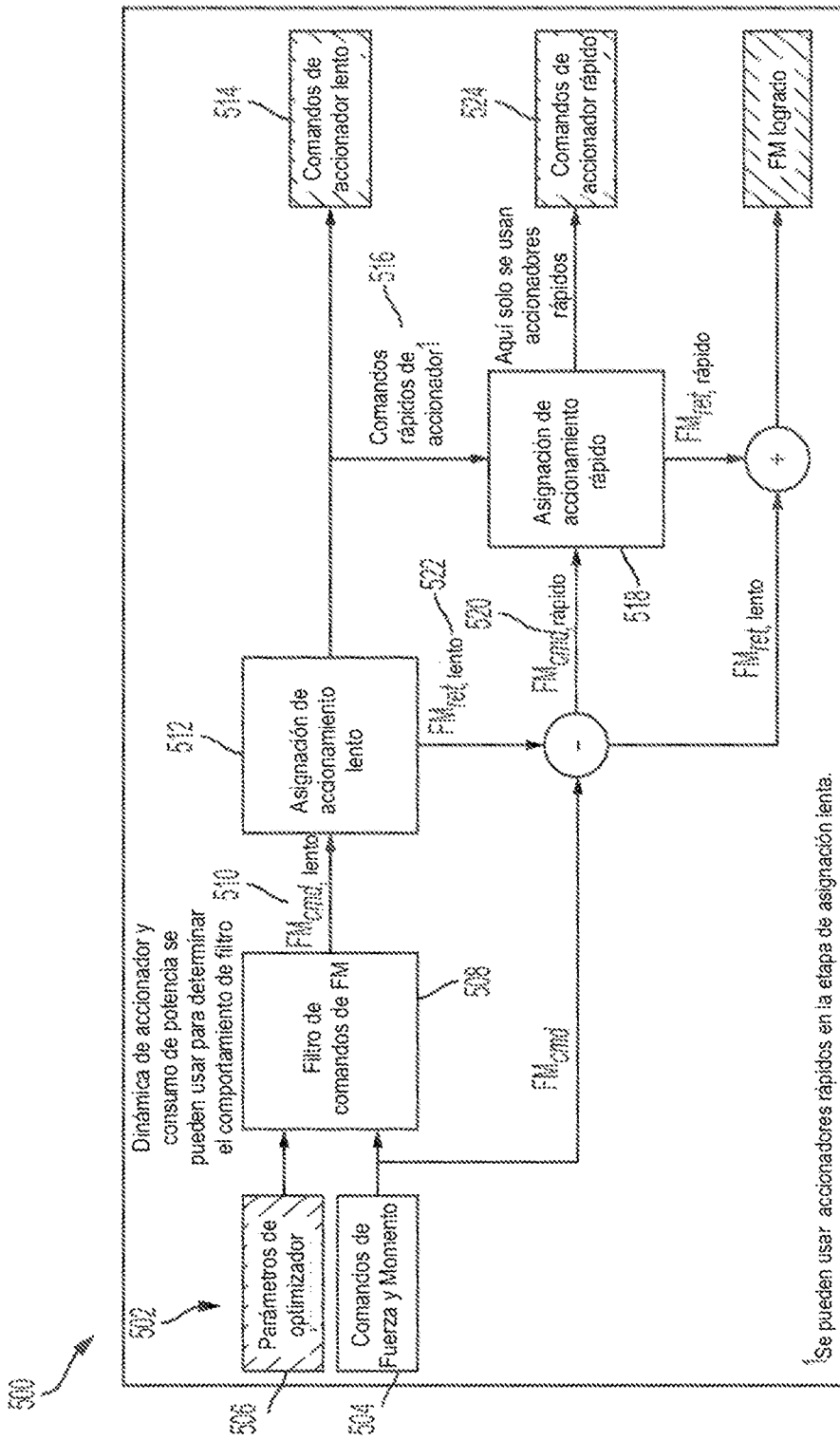


FIG. 5

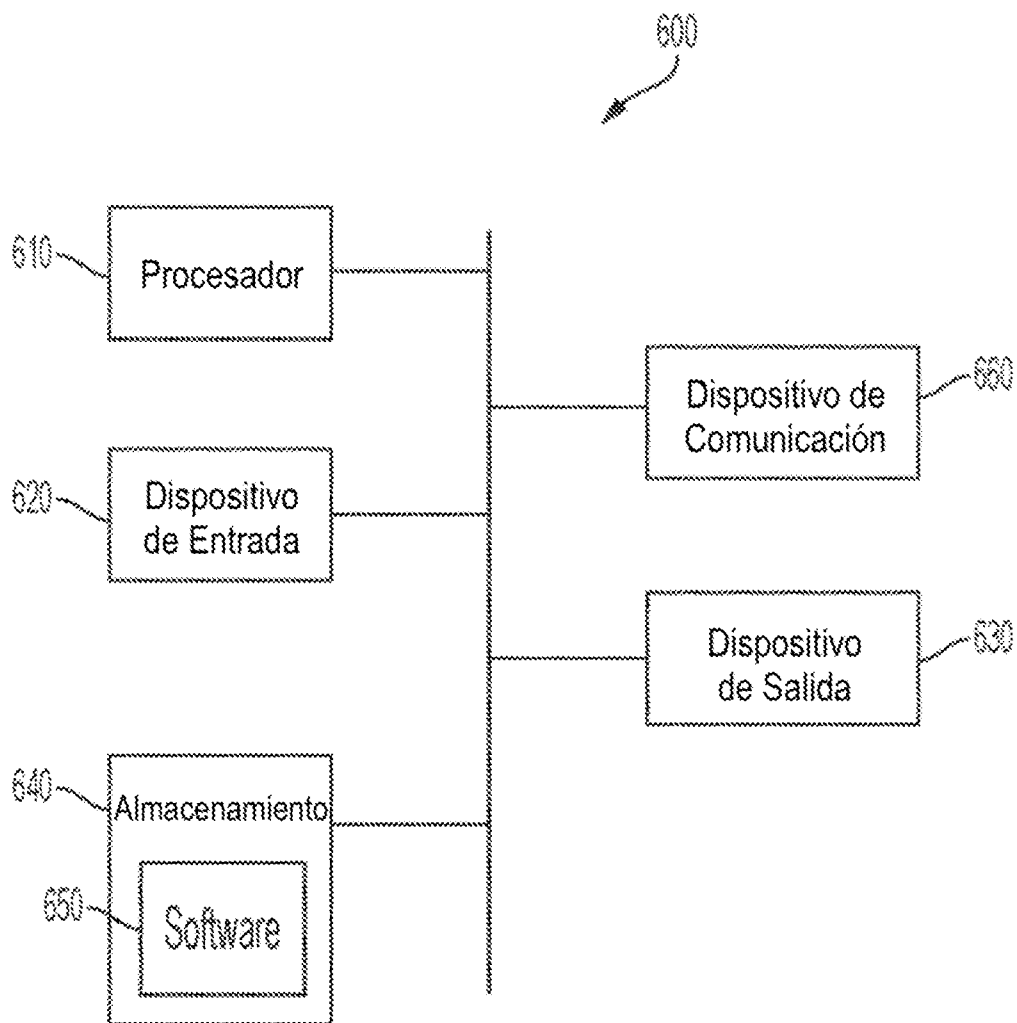


FIG. 6