

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 673 327**

51 Int. Cl.:

B64C 11/00 (2006.01)

B64C 11/48 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **18.11.2010** **PCT/US2010/057275**

87 Fecha y número de publicación internacional: **14.07.2011** **WO11084246**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.11.2010** **E 10782158 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **14.03.2018** **EP 2516262**

54 Título: **Optimización de la posición de la hélice de un ventilador abierto corriente abajo**

30 Prioridad:

21.12.2009 US 643554

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

21.06.2018

73 Titular/es:

THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US

72 Inventor/es:

MOORE, MATTHEW D.;
BOREN, KELLY L. y
LANGTRY, ROBIN B.

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 673 327 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

Optimización de la posición de la hélice de un ventilador abierto corriente abajo

Información de antecedente

Campo

- 5 La presente divulgación se refiere en general a sistemas de propulsión, tales como sistemas de propulsión de aeronaves y, en particular, a un método y aparato para un sistema de propulsión de una aeronave. Todavía más particularmente, la presente divulgación se refiere a un método y a un aparato para optimizar la posición de una hélice corriente abajo de un motor de ventilador contrarrotativo abierto.

Antecedentes:

- 10 Los sistemas actuales de hélice de ventilador contrarrotativo abierto (CROF) para motores de aeronave CROF requieren cierto grado de "recorte" de las palas de la hélice corriente abajo para reducir el ruido comunitario del despegue debido a la contracción natural del tubo de corriente más allá de la hélice corriente arriba. Los límites actuales legales del ruido y las regulaciones locales de ruido de aeropuertos locales pueden requerir recortar las palas en una cantidad suficiente para reducir el diámetro de la hélice corriente abajo en un veinte por ciento o más para
15 cumplir con los requisitos de ruido.

- El recorte, sin embargo, disminuye el espacio efectivo y, por lo tanto, se eleva para un cabeceo determinado de la hélice corriente abajo, y requiere un aumento en el cabeceo para recuperar el empuje perdido para cumplir con los requisitos de empuje de despegue. En algunos casos, no es posible cumplir con el empuje no recortado. Sin embargo, el cabeceo incrementado puede dar como resultado un mayor arrastre y una degradación del rendimiento fuera de
20 diseño (despegue, ascenso, descenso y retroceso fuera de diseño) que también puede aumentar el ruido propio relacionado con la estela de la hélice recortada.

- Los niveles de ruido inaceptables encontrados durante el despegue por una aeronave que tiene uno o más motores CROF son impulsados por la interacción de la estela y el ruido de la Interacción de Vórtice de Pala (BVI). El ruido de la BVI es causado por el hecho de que los vórtices de punta creados por la hélice corriente arriba tienden a decaer en
25 dirección radial hacia la hélice corriente abajo cuando el tubo de corriente se contrae (los ángulos de contracción son una función del número Mach de vuelo de y del ángulo de la aeronave) en tal forma en que los vórtices son "cortados" (interactuados con) por la hélice corriente abajo en la región generalmente más altamente cargada de las palas de la hélice corriente abajo. A medida que la hélice corriente abajo corta estos vórtices, aumentan los niveles de pala de pasaje de hoja inherentes y se crean nuevos tonos de interacción. Además, la tensión de la pala inestable se ve
30 agravada, lo que puede provocar la necesidad de un refuerzo de la hélice y un refuerzo/tratamiento adicional de la vibración del motor que da como resultado un aumento de peso y costo. A menudo, se preferiría una superficie aerodinámica de hélice más gruesa que el que se requiere para un rendimiento óptimo para reforzar la resistencia, lo que aumenta el arrastre de la onda que degrada el rendimiento de la hélice y crea ruido.

- El documento WO 2008/096124 describe un método para operar un motor de hélice contrarrotativa que
35 preferiblemente comprende un frente de 12 palas y una hélice trasera de 9 palas. El motor funciona durante al menos una fase de despegue, una fase de crucero y una fase de aproximación; durante la fase de crucero, el motor funciona con una velocidad de punta de hélice generalmente constante. El motor puede funcionar de manera tal que la velocidad de punta de una o ambas hélices, durante al menos una de despegue, ascenso o aproximación, al menos 10% mayor que la velocidad de la punta de crucero. Con un espaciado específico entre la hélice delantera y trasera, el
40 aumento de la velocidad de la punta reduce el ruido general generado por las hélices. La hélice trasera puede diseñarse con un diámetro menor que la hélice delantera.

El documento US 2,979,288 describe una disposición de hélice de aeronave conocida y medios para alargarla.

El documento DE 1506623 describe una disposición para pequeños cambios en el diámetro de las hélices.

El documento US 2004/0144892 describe palas de elevación retráctiles para aeronaves.

- 45 La penalización de ruido relativa a una hélice corriente abajo que está "recortada" puede ser de hasta 6EPN (Ruido percibido efectivo) dB (acumulativo a las tres reglas actuales de punto de medición de certificación). Aunque las puntas de las palas de la hélice corriente abajo no siempre se "cortan" literalmente (es decir, se cortan), los expertos en la técnica se refieren generalmente a una hélice corriente abajo que tiene un diámetro más corto que la hélice corriente arriba como "recortada".

5 Reducir el diámetro de la hélice corriente abajo de un sistema de hélice CROF de un motor de aeronave CROF mantiene los mismos principios aerodinámicos que la reducción del alcance efectivo del ala del avión, y da como resultado una reducción directa de la eficiencia aerodinámica, que para un motor CROF pueda ser tanto como el cinco por ciento de SFC (Consumo Específico de Combustible) de crucero. La penalización de Combustible de bloque típico a nivel de avión, que abarca las penalizaciones variables de los segmentos de misión generales (despegue, ascenso, crucero, descenso) es típicamente ligeramente (1-2 por ciento) peor que la penalización SFC indicada. Desafortunadamente, esta penalización por consumo de combustible generalmente se acepta para toda una misión, aunque la parte sensible al ruido del segmento de despegue solo puede durar varios minutos.

10 Además, el ciclo de vida de un avión puede durar entre 20 y 30 años y, durante esta vida, las normas de certificación de ruido legal, así como las reglamentaciones aeroportuarias locales, generalmente aumentan en rigor. Para evitar modificaciones costosas al inicio de los ciclos de vida del producto del motor y del avión, estos factores pueden generar una mayor agresividad en los compromisos de rendimiento del motor para garantizar que el diseño actual del vehículo pueda cumplir con los posibles requisitos futuros de ruido en el momento de la entrega al cliente.

15 Un enfoque propuesto para resolver el problema de ruido CROF es alterar drásticamente la disposición y configuración general de la aeronave para proteger/contener el ruido producido por el sistema de la hélice. Sin embargo, para una clase equivalente de requisitos de rango de carga útil, sin embargo, este tipo de solución generalmente implica penalizaciones inaceptables, incluido aumento de TAROC (costos operativos totales relacionados con el avión) debido al aumento de la masa del avión (OEW) por carga útil unitaria, arrastre degradado debido al aumento de área mojada y recorte del centro de gravedad y una penalización adicional del consumo de combustible específico del motor relacionada con la forma en que se instala el motor en presencia del fuselaje, el ala y las superficies de control. Además, estas opciones alternativas a menudo resultan en una proximidad inaceptable de motor a motor para evitar el fratricidio, capacidad de carga del avión y una ubicación del motor que se vuelve inaccesible para mantenimiento y servicio.

25 Por lo tanto, sería ventajoso tener un método y un aparato que tenga en cuenta uno o más de los problemas discutidos anteriormente, así como posiblemente otros problemas.

Resumen

30 La presente invención proporciona un método de acuerdo con la reivindicación 1 y un aparato de acuerdo con la reivindicación 5, en el que las realizaciones preferidas se definen en las reivindicaciones dependientes. Las características, funciones y ventajas se pueden lograr independientemente en diversas realizaciones de la presente divulgación o se pueden combinar en otras formas de realización adicionales en las que se pueden ver detalles adicionales con referencia a la siguiente descripción y dibujos.

Breve descripción de los dibujos

35 Los nuevos rasgos considerados característicos de las formas de realización ventajosas se exponen en las reivindicaciones adjuntas. Sin embargo, las realizaciones ventajosas, así como un modo de uso preferido, y otros objetivos y ventajas de las mismas, se entenderán mejor por referencia a la siguiente descripción detallada de una realización ventajosa de la presente divulgación cuando se lee junto con los dibujos adjuntos, en los que:

La Figura 1 es una ilustración de un método de fabricación y servicio de aeronaves de acuerdo con una realización ventajosa;

La Figura 2 es una ilustración de una aeronave en la que puede implementarse una realización ventajosa;

40 La Figura 3 es una ilustración de un diagrama de bloques de un motor para una aeronave de acuerdo con una realización ventajosa;

La Figura 4 es una ilustración de una vista superior de una aeronave en la que puede implementarse una realización ventajosa;

La Figura 5 es una ilustración de una vista lateral de un motor de la aeronave ilustrada en la Figura 4;

45 Las Figuras 6A y 6B son ilustraciones que representan esquemáticamente las posiciones relativas de hélices y palas de hélice corriente arriba y corriente abajo, respectivamente, de un sistema de hélice de ventilador contrarrotativo abierto de una aeronave sin recortar las palas de hélice corriente abajo para ayudar a explicar realizaciones ventajosas;

Las figuras 6C y 6D son ilustraciones que representan esquemáticamente las posiciones relativas de hélices y palas de hélice corriente arriba y corriente abajo, respectivamente, de un sistema de hélice de ventilador contrarrotativo

abierto de una aeronave con recorte de las palas de hélice corriente abajo para ayudar a explicar realizaciones ventajosas;

La Figura 7 es una ilustración de una vista en perspectiva lateral de un sistema de hélice del motor de ventilador contrarrotativo abierto ilustrado en la FIG. 5 de acuerdo con una realización ventajosa;

- 5 La Figura 8 es una ilustración de una vista en perspectiva lateral del sistema de hélice ilustrado en la Figura 7 con una pala de hélice corriente abajo eliminada para ilustrar las características del sistema de hélice de acuerdo con una realización ventajosa;

La Figura 9 es una ilustración del interior de la carcasa de la hélice corriente abajo del sistema de hélice ilustrado en la Figura 7 para mostrar un sistema accionador de pala de acuerdo con una realización ventajosa;

- 10 La Figura 10 es una ilustración de una vista lateral de un accionador de pala del sistema accionador de pala ilustrado en la Figura 9;

La Figura 11 es una ilustración de una vista lateral del accionador de pala ilustrado en la Figura 10 con un miembro móvil del accionador de pala en una posición extendida de acuerdo con una realización ventajosa;

- 15 La Figura 12 es una ilustración de un gráfico que muestra un programa de retracción ejemplar para las palas de hélice corriente abajo de un motor de ventilador contrarrotativo abierto de acuerdo con una realización ventajosa;

La Figura 13 es una ilustración de un gráfico que representa una relación ejemplar del porcentaje de reducción de recorte/diámetro de la hélice corriente abajo de un motor de ventilador contrarrotativo abierto y la pérdida de eficiencia porcentual y la relación de ruido Delta dB;

- 20 La Figura 14 es una ilustración de una vista en perspectiva de la carcasa de la hélice corriente abajo del motor de ventilador contrarrotativo abierto ilustrado en la Figura 7 con una placa de cubierta de carcasa retirada para mostrar las características de un sistema de ecualizador de pala de acuerdo con una realización ventajosa;

La Figura 15 es una ilustración de una vista en perspectiva de la carcasa de la hélice corriente abajo ilustrada en la Figura 14 con una placa de cubierta de carcasa unida a la carcasa de acuerdo con una realización ventajosa;

- 25 La Figura 16 es una ilustración de una vista en perspectiva de la carcasa de la hélice corriente abajo ilustrada en la Figura 15 con las palas de hélice corriente abajo en una primera longitud retraída de acuerdo con una realización ventajosa;

La Figura 17 es una ilustración que representa esquemáticamente el funcionamiento del sistema de ecualizador de pala ilustrado en las Figuras 14-16 de acuerdo con una realización ventajosa;

- 30 La Figura 18 es una ilustración de un diagrama de flujo que representa un proceso para controlar una hélice en un motor de aeronave de una aeronave de acuerdo con una realización ventajosa; y

La Figura 19 es una ilustración de un diagrama de flujo que representa un proceso para controlar una hélice en un motor de aeronave de una aeronave de acuerdo con una realización ventajosa.

Descripción detallada

- 35 Refiriéndose más particularmente a los dibujos, las realizaciones de la divulgación se pueden describir en el contexto del método 100 de fabricación y servicio de aeronaves como se muestra en la Figura 1 y la aeronave 200 como se muestra en la Figura 2. Pasando primero a la Figura 1, se representa una ilustración de un método de fabricación y servicio de aeronaves de acuerdo con una realización ventajosa. Durante la preproducción, el método 100 de fabricación y servicio de aeronaves puede incluir la especificación y el diseño 102 de la aeronave 200 en la Figura 2 y adquisición de material 104.

- 40 Durante la producción, la fabricación 106 del componente y del subconjunto la integración del sistema 108 de la aeronave 200 en la Figura 2 tiene lugar. A continuación, la aeronave 200 en la Figura 2 puede pasar por la prueba de certificación y la entrega 110 para ser colocado en el servicio 112. Mientras está en servicio por un cliente, la aeronave 200 en la Figura 2 está programada para mantenimiento de rutina y servicio 114, que puede incluir modificación, reconfiguración, reacondicionamiento y otro mantenimiento o servicio.

- 45 Cada uno de los procesos de fabricación de aeronaves y el método de servicio 100 puede ser realizado o llevado a cabo por un integrador de sistema, un tercero y/o un operador. En estos ejemplos, el operador puede ser un cliente.

Para los propósitos de esta descripción, un integrador de sistema puede incluir, sin limitación, cualquier cantidad de fabricantes de aeronaves y subcontratistas de sistemas principales; un tercero puede incluir, sin limitación, cualquier cantidad de vendedores, subcontratistas y proveedores; y un operador puede ser una aerolínea, una empresa de leasing, una entidad militar, una organización de servicio, etc.

5 Con referencia ahora a la Figura 2, se representa una ilustración de una aeronave en la que puede implementarse una realización ventajosa. En este ejemplo, la aeronave 200 es producida por el método 100 de fabricación y servicio de aeronaves en la Figura 1 y puede incluir el fuselaje 202 con una pluralidad de sistemas 204 y el interior 206. Los ejemplos de sistemas 204 incluyen uno o más del sistema de propulsión 208, el sistema eléctrico 210, el sistema hidráulico 212 y el sistema ambiental 214. Se puede incluir cualquier cantidad de otros sistemas. Aunque se muestra un ejemplo aeroespacial, se pueden aplicar diferentes formas de realización ventajosas a otras industrias, tales como la industria del automóvil.

15 El aparato y los métodos incorporados aquí se pueden emplear durante al menos una de las etapas de fabricación de aeronaves y el método de servicio 100 en la Figura 1. Tal como se usa en el presente documento, la frase "al menos uno de", cuando se utiliza con una lista de artículos, significa que se pueden usar diferentes combinaciones de uno o más de los artículos enumerados y que solo se necesita uno de cada elemento de la lista. Por ejemplo, "al menos uno del artículo A, artículo B y artículo C" puede incluir, por ejemplo, sin limitación, el artículo A o el artículo B. Este ejemplo también puede incluir el artículo A, el artículo B y el artículo C o artículo B y artículo C.

20 Como un ejemplo ilustrativo, los componentes o subconjuntos producidos en la fabricación de componentes y subconjuntos 106 en la Figura 1 puede fabricarse o elaborarse de manera similar a los componentes o subconjuntos producidos mientras la aeronave 200 está en servicio 112 en la Figura 1. Como otro ejemplo más, pueden utilizarse varias realizaciones de aparatos, realizaciones de métodos o una combinación de los mismos durante las etapas de producción, tales como la fabricación de componentes y subconjuntos 106 y la integración de sistemas 108 en la Figura 1.

25 Pasando ahora a la Figura 3, se describe una ilustración de un diagrama de bloques de un motor para una aeronave de acuerdo con una realización ventajosa. El motor generalmente se designa con el número de referencia 300, y es un motor de ventilador contrarrotativo abierto (CROF). El motor 300 CROF puede implementarse en el sistema de propulsión 208 ilustrado en la Figura 2. El motor CROF 300 tiene un sistema 302 de propulsión CROF que puede incluir una hélice 304 corriente arriba y una hélice 306 corriente abajo.

30 La hélice 304 corriente arriba tiene una pluralidad de palas 312 de hélice corriente arriba, y la hélice 306 corriente abajo tiene una pluralidad de palas 314 de hélice corriente abajo. En la realización ventajosa ilustrada en la Figura 3, la hélice 304 corriente arriba y la hélice 306 corriente abajo tienen cada una seis palas de hélice. Sin embargo, debe entenderse que esto es de ejemplo solamente porque las hélices pueden tener cualquier número deseado de palas de hélice y no está destinado a limitar las realizaciones ventajosas a hélices que tengan cualquier número particular de palas de hélice.

35 Las palas 312 de hélice corriente arriba pueden tener una longitud fija, es decir, una envergadura de pala fija, para proporcionar una hélice 304 corriente arriba que tiene un diámetro fijo. Por ejemplo y sin limitación, las palas 312 de hélice corriente arriba pueden tener una longitud fija para formar una hélice 304 corriente arriba que tiene un diámetro fijo de aproximadamente 12 pies (144 pulgadas) a aproximadamente 14 pies (168 pulgadas). Sin embargo, las palas 314 de hélice corriente abajo tienen una envergadura de longitud/pala variable para formar una hélice corriente abajo que tiene un diámetro variable. En particular, las palas 314 de hélice corriente abajo pueden variar en longitud desde una primera longitud 314A retraída a una segunda longitud 314B extendida. Cuando las palas de hélice corriente abajo están en la primera longitud retraída 314A, la hélice corriente abajo puede, por ejemplo y sin limitación, tener un diámetro que es de aproximadamente cinco por ciento a aproximadamente veinte por ciento menor que el diámetro fijo de la hélice 304 corriente arriba; y cuando las palas de la hélice corriente abajo están en la segunda longitud 314B extendida, la hélice 306 corriente abajo puede tener un diámetro que es sustancialmente igual al diámetro fijo de la pala 304 corriente arriba.

40 La hélice 306 corriente abajo también tiene un sistema de accionador de pala 320 para controlar la longitud de las palas 314 de hélice corriente abajo. El sistema 320 de accionador de pala puede tener una pluralidad de accionadores 322 de pala, cada uno de los cuales controla la longitud de una de las palas 314 de hélice corriente abajo. En la realización ventajosa descrita en este documento, los accionadores 322 de pala son accionadores hidráulicos que controlan la longitud de una de las palas 314 de hélice corriente abajo desde entre la primera longitud 314A retraída y la segunda longitud 314B extendida; sin embargo, debe entenderse que esto está destinado a ser solo ejemplo ya que el sistema 320 accionador de pala puede tomar otras formas y los accionadores 322 de pala pueden energizarse de diferentes maneras.

55 De acuerdo con una realización ventajosa, los accionadores 322 de pala pueden ser energizados por fluido hidráulico presurizado desde un depósito 323 común para ayudar a asegurar que los accionadores de pala operan al unísono

de manera que la pluralidad de palas de hélice corriente abajo se muevan al unísono y siempre sean de la misma longitud para evitar el desequilibrio rotativo.

El funcionamiento del sistema accionador 320 puede controlarse mediante un Sistema de Gestión de Vuelo (FMS) 325 de la aeronave como se muestra en la Figura 3.

5 Con el fin de garantizar adicionalmente que las palas de la hélice corriente abajo se muevan al unísono y siempre tengan la misma longitud, el sistema 320 de accionador de pala puede incluir un sistema 330 de ecualizador de pala. El sistema 330 ecualización de pala es un mecanismo de arrastre, no un mecanismo de accionamiento, y funciona como un sistema de redundancia para evitar el desequilibrio de la pala. El sistema 330 de ecualizador de pala puede tener una primera placa 332, que puede incorporarse en una carcasa para la hélice corriente abajo, y una segunda
10 placa 334, que puede ser una cubierta para la carcasa de hélice corriente abajo y que está fijada rígidamente a la primera placa. La primera placa 332 puede tener una pluralidad de ranuras radiales 336 en la misma y la segunda placa 334 puede tener una pluralidad de ranuras 338 curvadas en espiral en la misma. Un pasador 340 puede estar unido a un miembro móvil 324 de cada accionador 322 de pala, que puede ser introducido y retirado por fluido hidráulico desde el depósito 323, y se extiende a través de ranuras 336 y 338 alineadas respectivas en las placas 332 y 334 primera y segunda. Las ranuras 336 y 338 alineadas en las placas 332 y 334 primera y segunda para asegurar
15 que los pasadores 340 de cada accionador de pala estén siempre en la misma posición en sus ranuras respectivas y, por lo tanto, que los miembros móviles 324 se muevan siempre al unísono, y que las palas 314 de hélice corriente abajo unidas a los miembros móviles 324 se muevan siempre al unísono y siempre serán de la misma longitud.

20 El sistema 320 accionador de pala puede incluir un sistema de control de cabeceo 350 para ajustar el cabeceo de las palas 314 de hélice corriente abajo, y la hélice 304 corriente arriba también puede incluir un sistema de control de cabeceo 355 para ajustar el cabeceo de las palas 312 de hélice corriente arriba. El cabeceo de las palas de la hélice de las hélices 304 y 306 corriente arriba y corriente abajo puede controlarse mediante FMS 325.

Pasando ahora a la Figura 4, se representa una ilustración de una vista superior de una aeronave en la que se puede implementar una realización ventajosa. La aeronave 400 puede implementarse como una aeronave 200 en la Figura
25 2. En este ejemplo ilustrativo, la aeronave 400 tiene alas 402 y 404 unidas al fuselaje 406. La aeronave 400 también puede incluir el motor 408, el motor de ala 410, el estabilizador horizontal 412 y el estabilizador vertical 414. Los motores 408 y 410 son motores de ventilador contrarrotativo abierto (CROF). Además, se debe entender que las realizaciones ventajosas se pueden utilizar en diferentes tipos de aeronaves, se pueden utilizar en motores montados en diferentes ubicaciones en la aeronave y se pueden utilizar en aeronaves que tengan más motores.

30 Pasando ahora a la Figura 5, se muestra una ilustración de una vista lateral de un motor de la aeronave ilustrada en la Figura 4. En particular, la Figura 5 ilustra el motor 410 montado en el ala representado en la Figura 4 en mayor detalle. El motor 410 es un motor de aeronave CROF y tiene un sistema 500 de hélice CROF que tiene dos hélices 510 y 512 contrarrotativas. La hélice 510 se denomina usualmente aquí como hélice 510 corriente arriba, y la hélice 512 se denomina usualmente aquí hélice 512 "corriente abajo". La hélice 510 corriente arriba tiene una pluralidad de
35 palas 514 de hélice corriente arriba, y la hélice 512 corriente abajo tiene una pluralidad de palas 516 de hélice corriente abajo. En la realización ventajosa descrita en este documento, cada hélice 510 y 512 puede tener seis palas de hélice espaciadas equitativamente a su alrededor, aunque debe entenderse que esto está destinado a ser de ejemplo solamente dado que las hélices pueden tener cualquier cantidad deseada de palas de hélice.

40 Las palas 516 de hélice de la hélice 512 corriente abajo del sistema 500 de hélice CROF pueden requerir "recortes" durante el despegue y ascenso de la aeronave para reducir el ruido de la comunidad (el término "despegue y ascenso" como se usa aquí se refiere al período desde que una aeronave comienza a moverse) por una pista hasta que el avión alcance una velocidad y altitud de crucero típicas, por ejemplo, Mach 0.8 y 35.000 pies).

45 Las Figuras 6A y 6B son ilustraciones que representan esquemáticamente las posiciones relativas de hélices y palas de hélice corriente arriba y corriente abajo, respectivamente, de un sistema de hélice de ventilador contrarrotativo abierto de una aeronave sin recortar las palas de hélice corriente abajo; y las Figuras 6C y 6D son ilustraciones que representan esquemáticamente las posiciones relativas de hélices y palas de hélice corriente arriba y corriente abajo, respectivamente, de un sistema de hélice de ventilador contrarrotativo abierto de una aeronave con recorte de las palas de hélice corriente abajo para ayudar a explicar realizaciones ventajosas.

50 Cuando una aeronave se desplaza a una velocidad relativamente lenta, por ejemplo, durante una operación de despegue y ascenso, si las palas 514 de hélice corriente arriba y las palas 516 de hélice corriente abajo tienen la misma longitud, como se muestra en la Figura 6B, de modo que la hélice 510 corriente arriba y la hélice 512 corriente abajo tengan el mismo diámetro, como se muestra en la Figura 6A, el ruido excesivo comunitario puede ser causado por la interacción de la estela y el ruido de la interacción del vórtice de pala (BVI). El ruido de BVI es causado por el hecho de que los vórtices de punta creados por la hélice corriente arriba tienden a decaer en dirección radial hacia la
55 hélice corriente abajo cuando el tubo de corriente se contrae (los ángulos de contracción son función del número Mach del vuelo y del ángulo de vuelo) de tal manera que la trayectoria del vórtice, ilustrado por la línea discontinua 610 en las Figuras 6B y 6D están "cortados" (es decir, interactuados con) por las palas 516 de hélice corriente abajo como se

ilustra esquemáticamente en 612 en la Figura 6B, típicamente en la región más altamente cargada de las palas de la hélice. A medida que la hélice corriente abajo corta estos vórtices, aumentan los niveles de tono de pasaje de pala inherentes y se crean nuevos tonos de interacción.

5 Como se muestra en las Figuras 6C y 6D, para reducir el ruido comunitario durante el despegue, por lo tanto, las palas 516 de hélice corriente abajo pueden "recortarse" de modo que el diámetro de la hélice 512 corriente abajo sea menor que el diámetro de la hélice 510 corriente arriba en una cantidad suficiente tal que las palas 516 de la hélice corriente abajo no se extienden dentro de la trayectoria 610 de vórtice como se muestra en la Figura 6D.

10 Por otro lado, como también se muestra en la Figura 6B, durante la velocidad de crucero normal, por ejemplo, a Mach 0.8, la contracción del tubo de flujo está casi ausente como se muestra en la línea continua 620. Por consiguiente, las palas de hélice corriente abajo ya no se extenderán hacia la trayectoria de vórtice y la hélice 512 corriente abajo puede tener sustancialmente el mismo diámetro que la hélice 510 corriente arriba sin causar un ruido comunitario inaceptable mientras proporciona el máximo rendimiento.

15 Aunque una reducción en el diámetro de la hélice corriente abajo en relación con el diámetro de la hélice corriente arriba permite una reducción en el ruido comunitario durante una operación de despegue y ascenso, esta reducción de diámetro también puede resultar en una reducción de la eficiencia aerodinámica de la hélice, y así la eficiencia propulsora, y un mayor consumo de combustible para la aeronave. Desafortunadamente, esta penalización de consumo de combustible generalmente se acepta para una misión de vuelo completa, aunque la parte más sensible al ruido de la operación de despegue y ascenso puede solo durar varios minutos.

20 De acuerdo con una realización ventajosa, se proporciona un aparato y método para controlar una hélice que optimiza la posición de la hélice corriente abajo de un sistema de hélice de ventilador contrarrotativa abierto durante todas las condiciones de vuelo. De acuerdo con una realización ventajosa, un motor CROF para una aeronave tiene un sistema de hélice CROF en el que la longitud de las palas de la hélice de la hélice corriente abajo se establece en una primera longitud retraída de modo que el diámetro de la hélice corriente abajo es menor que el diámetro de la hélice corriente arriba durante una operación de despegue y ascenso para reducir el ruido de la comunitario, y se extienden gradualmente hasta una segunda longitud extendida a medida que aumenta la velocidad de la aeronave durante la operación de despegue y ascenso, hasta el diámetro de la hélice corriente abajo sea sustancialmente igual al diámetro de la hélice corriente arriba a una velocidad de crucero para la aeronave. Al controlar el diámetro de la hélice corriente abajo de esta manera, se logra una reducción efectiva del ruido durante la operación de despegue y ascenso, y la eficiencia del vuelo de la aeronave se mantiene a la velocidad de crucero.

30 Pasando ahora a la Figura 7, una ilustración de una vista en perspectiva lateral del sistema de hélice del motor de ventilador contrarrotativo abierto ilustrado en la Figura 5 se representa de acuerdo con una realización ventajosa. Como se muestra en la Figura 7, el sistema 500 de hélice CROF puede tener una carcasa 702 de hélice corriente arriba desde la que se extienden las palas 514 de hélice corriente arriba de la hélice 510 corriente arriba, y una carcasa 704 de hélice corriente abajo desde la que se extienden palas 516 de hélice corriente abajo de la hélice 512 corriente abajo. Como saben los expertos en la técnica, la carcasa 702 de hélice corriente arriba y la carcasa 704 de hélice corriente abajo son giratorias en direcciones opuestas para girar las hélices 512 y 512 corriente arriba y corriente abajo en direcciones opuestas durante el funcionamiento del sistema 500 de hélice CROF.

40 Como se indicó anteriormente, las palas 514 de hélice de la hélice 510 corriente arriba pueden tener una longitud fija tal que la hélice 510 corriente arriba tenga un diámetro fijo, por ejemplo y sin limitación, de 12 a 14 pies. Sin embargo, las palas 516 de hélice de la hélice 512 corriente abajo pueden tener una longitud variable tal que el diámetro de la hélice 512 corriente abajo puede tener un diámetro variable.

45 De acuerdo con una realización ventajosa, las palas 516 de hélice de la hélice 512 corriente abajo están "recortadas" para tener una primera longitud retraída durante una operación de despegue y ascenso de una aeronave de manera que el diámetro de la hélice 512 corriente abajo es menor que el diámetro de la hélice 510 la hélice corriente arriba durante al menos una parte de la operación de despegue y ascenso; y aumentan gradualmente en longitud a medida que aumenta la velocidad de la aeronave hasta que las paletas de la hélice de la hélice corriente abajo están en una segunda longitud extendida que es sustancialmente igual a la longitud fija de las palas de la hélice de la hélice corriente arriba de modo que el diámetro de la hélice corriente abajo es sustancialmente igual al diámetro fijo de la hélice corriente arriba a la velocidad de crucero.

50 Pasando ahora a la Figura 8, una ilustración de una vista en perspectiva lateral del sistema de hélice CROF ilustrado en la Figura 7 se representa con una pala de hélice de la hélice corriente abajo eliminada para ilustrar características del sistema de hélice de acuerdo con una realización ventajosa. En particular, como se muestra en la Figura 8, cada pala 516 de hélice corriente abajo se extiende a través de una ranura 810 en una placa 812 de forma generalmente circular en la pared lateral de la carcasa 704 de hélice corriente abajo. Como se explicará más adelante, cada placa 812 de forma circular está incorporada en un sistema de control de cabeceo de un sistema de accionador de pala de hélice corriente abajo, y es rotativa para, a su vez, girar las palas 516 de hélice de la hélice 512 corriente abajo para proporcionar control de cabeceo. Las palas 514 de hélice corriente arriba también pueden incluir un mecanismo 820

de control de cabeceo, que puede ser de tipo convencional, para proporcionar control de cabeceo de las palas 514 de hélice de la hélice 510 de corriente arriba.

Con referencia ahora a las Figuras 9-11, la Figura 9 es una ilustración que representa el interior de la carcasa de la hélice corriente abajo del sistema de hélice ilustrado en la Figura 7 para mostrar un sistema de accionador de pala de acuerdo con una realización ventajosa, y las Figuras 10 y 11 son ilustraciones que representan vistas laterales de un accionador de pala del sistema accionador de pala ilustrado en la Figura 9.

Como se muestra en la Figura 9, la carcasa 704 de hélice corriente abajo de la hélice 512 corriente abajo puede tener un sistema 910 de accionador de palas de hélice corriente abajo para controlar la longitud de palas 516 de hélice corriente abajo para controlar el diámetro de la hélice 512 corriente abajo. Más particularmente, el sistema 910 accionador de palas de hélice corriente abajo puede tener una pluralidad de accionadores 912 de pala (ilustrados esquemáticamente en la figura 9), cada accionador 912 de pala para controlar/ajustar la longitud de una diferente de las palas 516 de hélice corriente abajo.

Como se muestra en las Figuras 10 y 11, cada accionador 912 de pala puede tener un miembro 914 movable, por ejemplo, un pistón, que está unido a una pala 516 de hélice corriente abajo. Cada miembro 914 movable es movable dentro del cilindro 916 entre una primera posición retraída y una segunda posición extendida. La Figura 10 representa un miembro 914 movable en la primera posición retraída en el cilindro 916, y la Figura 11 representa un miembro 914 movable en la segunda posición extendida en el cilindro 916.

Cuando cada miembro 914 movable está en la primera posición retraída como se ilustra en la Figura 10, cada pala 516 de hélice corriente abajo está en la primera longitud retraída que es menor que la longitud de la longitud fija de las palas de hélice corriente arriba de manera que el diámetro de la hélice 512 corriente abajo es menor que el diámetro de la hélice 510 corriente arriba. Por otro lado, cuando el miembro 914 movable está en la segunda posición extendida como se ilustra en la Figura 11, las palas 516 de hélice corriente abajo están en la segunda longitud extendida que es sustancialmente la misma que la longitud de las palas 514 de hélice corriente arriba de manera que el diámetro de la hélice 512 corriente abajo es sustancialmente el mismo que el diámetro de la hélice 510 corriente arriba.

De acuerdo con una realización ventajosa, el miembro 914 movable de cada accionador 912 de pala es accionado entre la primera posición retraída y la segunda posición extendida por presión hidráulica. En particular, el fluido hidráulico puede alimentarse y retirarse de las cámaras 1030 y 1032 a través de los tubos 1040 y 1042, respectivamente, en los accionadores 912 de pala, como se ilustra en las Figuras 10 y 11. Los tubos 1040 y 1042 están conectados a un depósito de fluido hidráulico común ilustrado esquemáticamente en 1050 en las Figuras 10 y 11. El depósito 1050 de fluido hidráulico, a su vez, puede suministrarse desde el sistema hidráulico de la aeronave ilustrado en 212 en la Figura 2, o de otra fuente de fluido hidráulico. Las cámaras 1030 y 1032 se mantienen en una condición hermética a los fluidos mediante "O-rings" 1035 y 1036.

De acuerdo con una realización ventajosa, el fluido hidráulico del depósito 1050 a presión puede alimentarse a la cámara 1030 de cada accionador 912 de pala a través del tubo 1040 para llenar la cámara 1030 para mover el miembro 914 movable a la segunda posición extendida mostrada en la Figura 11 para, a su vez, mover la pala 516 de hélice corriente abajo unida al miembro 914 movable en la segunda longitud extendida. De manera similar, el fluido hidráulico del depósito 1050 puede alimentarse a la cámara 1032 de cada accionador 912 de pala a través del tubo 1042 para llenar la cámara 1032 para mover el miembro 914 movable a la primera posición retraída para, a su vez, mover la pala 516 de hélice corriente abajo a la primera longitud retraída. De acuerdo con una realización ventajosa, cuando se alimenta fluido hidráulico a una de las cámaras 1030 o 1032, el fluido hidráulico se retira concurrentemente de la otra cámara para extender y retraer suavemente el miembro 914 movable según sea necesario.

Como se explicará a continuación, los miembros 914 movibles pueden colocarse en la primera posición retraída antes del despegue de una aeronave, por ejemplo, después de que la aeronave haya aterrizado después de un vuelo anterior. Como se explicará también más adelante, después del despegue inicial de la aeronave, el fluido hidráulico se alimenta gradualmente a la cámara 1030 y se purga gradualmente desde la cámara 1032 y se devuelve al depósito 1050 haciendo que el miembro 914 movable se mueva gradualmente hacia arriba en el cilindro 916 hasta que el miembro movable alcanza la segunda posición extendida ilustrada en la Figura 11.

En particular, a medida que aumenta la velocidad de la aeronave durante el despegue y el ascenso, y se describe el tubo de trayectoria/corriente de pala-vórtice con referencia a las Figuras 6A-6D se expande, la presión hidráulica en la cámara 1030 se incrementa gradualmente y la presión hidráulica en la cámara 1032 se purga gradualmente haciendo que el miembro 914 movable se mueva hacia fuera en el cilindro 916, haciendo que la pala de hélice 516 aumente gradualmente de longitud. La presión hidráulica continúa incrementándose en la cámara 1030 hasta que el miembro 914 movable está en la segunda posición extendida y la pala de la hélice llevada de ese modo está en la segunda longitud extendida.

Las Figuras 10 y 11 también ilustran un tubo 1060 que está conectado al accionador 912 de pala. Como se explicará más adelante, el tubo 1060 lleva un sistema de articulación (no mostrado) para el engranaje giratorio 1062 para, a su vez, girar el miembro 914 movable y la pala 516 de hélice unida al mismo para proporcionar control de cabeceo. Además, las líneas hidráulicas 1040 y 1042 incluyen preferiblemente una válvula de suministro hidráulico, indicada esquemáticamente en 1070 para controlar la dirección de la presión de suministro a las cámaras 1030 y 1032 y, en caso de una situación de emergencia, para permitir la liberación rápida de toda la presión hidráulica, por ejemplo, desde el servicio de tierra o desde una unidad de energía auxiliar.

Con referencia ahora a la Figura 12, se representa una ilustración de un gráfico que muestra un programa de retracción de ejemplo para las palas de hélice corriente abajo de un motor CROF de acuerdo con una realización ventajosa. El gráfico generalmente se designa con el número de referencia 1200 y la curva 1210 representa un programa de retracción de ejemplo en función del número Mach de vuelo de avance.

Como se muestra en la Figura 12, a una velocidad de avance de cero, las palas de la hélice corriente abajo están recortadas de tal manera que el diámetro de la hélice corriente abajo es típicamente entre 15 y 25 por ciento menor que el de la hélice corriente arriba. A medida que el número Mach de vuelo de avance de la aeronave aumenta durante el despegue y el ascenso, las palas de la hélice corriente abajo se extienden (alargan) gradualmente hasta que alcanzan una segunda longitud extendida a una velocidad de aeronave de aproximadamente Mach 0.6. En este momento, las palas de la hélice corriente abajo y las palas de la hélice corriente arriba tienen sustancialmente la misma longitud y los diámetros de la hélice corriente arriba y la hélice corriente abajo también son más o menos los mismos.

El área sombreada 1220 en la Figura 12, en cualquier lado de la curva 1210, representa una banda de tolerancia operativa para permitir una desviación de programa aceptable debido, pero no exclusivamente, al ángulo de ataque, en base a la lógica dirigida por el FMS de la aeronave.

Debe entenderse que la curva 1210 ilustrada en la Figura 12 está destinada a ser solo de ejemplo de un programa de retracción ya que también pueden seguirse otros programas de retracción. Sin embargo, puede ser deseable seleccionar un programa de retracción que maximice la eficiencia de la aeronave. A este respecto, la Figura 13 es una ilustración de un gráfico que representa el efecto del recorte sobre la eficiencia y el ruido de la aeronave.

En particular, la Figura 13 es una ilustración de un gráfico que muestra una relación de ejemplo del porcentaje de reducción de recorte/diámetro de la hélice corriente abajo de un motor de ventilador contrarrotativo abierto y la pérdida de eficiencia porcentual y la relación de ruido Delta dB. El gráfico generalmente se designa con el número de referencia 1300, y al comienzo de una operación de despegue y ascenso, donde las palas de la hélice corriente abajo están recortadas de tal manera que el diámetro de la hélice corriente abajo es entre diez y veinte por ciento menor que el diámetro de la hélice corriente arriba, la reducción del ruido delta, mostrada por la curva 1320, es mayor que el diez por ciento y la pérdida de eficiencia, indicada por la curva 1330, es aproximadamente del cinco por ciento. Sin embargo, como la cantidad de recorte de las palas de la hélice corriente abajo se reduce gradualmente, sin embargo, la pérdida de eficiencia y la reducción del ruido Delta disminuyen gradualmente hasta que, a la velocidad de crucero, tanto la pérdida de eficiencia como la reducción de ruido están en cero. Como se indica en la Figura 13, las áreas sombreadas a ambos lados de las curvas 1320 y 1330 representan una banda de tolerancia con respecto a la tendencia nominal.

Como se puede ver claramente en la Figura 13, al aumentar gradualmente la longitud de las palas de la hélice corriente abajo (es decir, la envergadura o diámetro de la hélice corriente abajo), la eficiencia operativa de la aeronave también aumenta gradualmente durante el segmento, dando como resultado una reducción en el combustible requerido para la misión.

A medida que las palas de la hélice corriente abajo se extienden gradualmente en longitud durante el despegue y el ascenso de una aeronave, es deseable que todas las palas se muevan al unísono para que la longitud de todas las palas de la hélice corriente abajo sea la misma en todo momento para evitar problemas de desequilibrio. Como se describió anteriormente, el movimiento de cada pala de hélice corriente abajo puede controlarse mediante un accionador hidráulico, con cada accionador hidráulico conectado a un depósito común para ayudar a garantizar que las palas de la hélice corriente abajo se muevan al unísono. Sin embargo, de acuerdo con una realización ventajosa, puede proporcionarse un sistema ecualizador de pala para garantizar además que las palas de hélice corriente abajo se muevan al unísono y siempre tengan la misma longitud en caso de deslizamiento hidráulico o fallo hidráulico en cualquier parte del sistema o dentro de un accionador de pala individual. Además, la característica beneficiosa de esta realización ventajosa se refiere a escenarios de salida del motor. En el caso de que alguno de los motores del avión pierda potencia, el diámetro de la hélice corriente abajo de los otros motores debería aumentarse inmediatamente para proporcionar un aumento incremental del empuje. Operacionalmente, esto se iniciará cuando el piloto active el botón "toga" (despegue y avance); o automáticamente si los ordenadores de vuelo del avión están equipados con capacidades de detección de falla del motor. En este caso, se espera que el fluido hidráulico se drene muy rápido, lo que hace que el sistema ecualizador de la pala sea muy importante.

Con referencia ahora a las Figuras 14-16, se ilustra una ilustración de un sistema de ecualización de palas para asegurar un movimiento uniforme de las palas de hélice corriente abajo de acuerdo con una realización ventajosa. En

particular, la Figura 14 es una ilustración de una vista en perspectiva de la carcasa de la hélice corriente abajo del motor de ventilador contrarrotativo abierto ilustrado en la Figura 7 con una placa de cubierta de carcasa retirada para mostrar las características de un sistema ecualizador de pala de acuerdo con una realización ventajosa. Como se muestra, la carcasa 704 de la hélice corriente abajo incluye una pluralidad de ranuras radiales 1410 en la pared exterior 1420 de la misma (la pared exterior 1420 también se denomina a veces aquí como una primera placa del sistema de ecualización de la pala). Un pasador 1430 de guía que está unido al miembro 914 móvil de cada accionador 912 de pala, y que se mueve con el miembro 914 móvil, se extiende a través de una de las ranuras radiales 1410 asociadas. La Figura 14 ilustra la posición de los pasadores 1430 cuando las palas 516 de hélice corriente abajo están en la segunda longitud extendida.

La Figura 15 es una ilustración de una vista en perspectiva de la carcasa de la hélice corriente abajo ilustrada en la Figura 14 con una placa de cubierta de carcasa unida a la carcasa de acuerdo con una realización ventajosa. En particular, la placa 1510 de cubierta (a veces denominada aquí como una segunda placa del sistema ecualizador de palas) incluye una pluralidad de ranuras 1520 curvadas en espiral situadas por encima de las ranuras 1410 radiales en la pared exterior de la carcasa de manera que los pasadores 1430 también se extienden a través de las ranuras 1520 curvadas en espiral de la placa 1510 de cubierta. En particular, cuando los accionadores 912 de pala se mueven para extender la longitud de las palas 516 de hélice corriente abajo desde la primera longitud retraída a la segunda longitud extendida, los pasadores 1430 se mueven a lo largo de ranuras 1520 curvadas en espiral en la placa 1510 de cubierta así como a lo largo de las ranuras 1410 radiales en la pared 1420 de la carcasa. La Figura 15 ilustra las posiciones de los pasadores 1430 cuando las palas 516 de hélice están en la segunda longitud extendida, y la Figura 16 es una ilustración de una vista en perspectiva de la carcasa de la hélice corriente abajo ilustrada en la Figura 15 con las palas de hélice corriente abajo en una primera longitud retraída de acuerdo con una realización ventajosa.

La Figura 17 es una ilustración de un diagrama que representa esquemáticamente el funcionamiento del sistema de ecualización de palas ilustrado en las Figuras 14-16 de acuerdo con una realización ventajosa. Para cualquier rotación de la placa 1510 de cubierta, solo habrá una ubicación en la que pueda estar contenido el pasador 1430 en cada ranura curvada en espiral. De acuerdo con ello, las palas 516 de hélice corriente abajo siempre estarán a la misma longitud, y cualquier deformación hidráulica o fallo de un accionador de pala individual se elimina siempre que las dos placas 1420 y 1510 estén intactas y bloqueadas una con respecto a la otra.

Un motor CROF puede tener un sistema de control de cabeceo para controlar el ángulo de cabeceo de las palas de la hélice corriente arriba y corriente abajo. De acuerdo con una realización ventajosa, el sistema 910 accionador de palas de hélice corriente abajo puede incluir un sistema de control de cabeceo para ajustar el cabeceo de las palas de hélice corriente abajo. En particular, como se describe con referencia a la Figura 8, cada pala 516 de hélice corriente abajo se extiende a través de una ranura 810 en una placa 812 de forma generalmente circular en la pared lateral 814 de la carcasa 704 de hélice corriente abajo. Cada placa de forma circular está asociada con un accionador 912 de pala del sistema 910 accionador de pala, y puede girarse por su respectivo accionador 910 de pala para, a su vez; girar la pala 516 de la hélice corriente abajo unida al accionador de la pala para proporcionar control de cabeceo. Específicamente, el miembro 914 móvil de cada accionador 912 de pala puede hacerse girar mediante el engranaje giratorio 1062 ilustrado en las Figuras 10 y 11 a través del sistema de articulación que se extiende a través del tubo 1060 unido a cada accionador 912 de pala para controlar con precisión el cabeceo de las palas.

Pasando ahora a la Figura 18, se ilustra una ilustración de un diagrama de flujo de un proceso para controlar una hélice en un motor de aeronave de una aeronave de acuerdo con una realización ventajosa. El proceso generalmente se designa con el número de referencia 1800, y puede implementarse en un motor CROF tal como el motor 300 CROF ilustrado en la Figura 3 o motor 408 o 410 CROF ilustrado en la Figura 4, aunque debe entenderse que no se pretende limitar las realizaciones ventajosas a un motor CROF ya que se pueden usar formas de realización ventajosas con otros motores que incluyen motores de hélice únicos. Cuando se implementa en un motor CROF, las operaciones del proceso pueden ser con respecto a una hélice corriente abajo del motor CROF.

El proceso puede comenzar estableciendo que el diámetro de una hélice del motor CROF esté en un primer diámetro durante al menos una parte de una primera condición de vuelo de la aeronave (operación 1810). De acuerdo con realizaciones ventajosas, la primera condición de vuelo puede ser, por ejemplo y sin limitación, una condición de vuelo de despegue, una condición de vuelo de ascenso, una condición de vuelo de crucero, una condición de vuelo de descenso, una condición de vuelo de altitud o una condición de vuelo de velocidad de avance. El diámetro de la hélice se establece a continuación en un segundo diámetro, diferente del primer diámetro, durante al menos una parte de una segunda condición de vuelo de la aeronave (operación 1820). De acuerdo con realizaciones ventajosas, la segunda condición de vuelo puede ser, por ejemplo y sin limitación, una condición de vuelo de despegue, una condición de vuelo de ascenso, una condición de vuelo de crucero, una condición de vuelo de descenso, una condición de vuelo de altitud o una condición de vuelo de velocidad de avance.

La Figura 19 es una ilustración de un diagrama de flujo de un proceso para controlar una hélice en un motor de una aeronave de una aeronave de acuerdo con una realización ventajosa. El proceso generalmente se designa con el número de referencia 1900, y puede implementarse en un motor CROF tal como el motor 300 CROF ilustrado en la Figura 3, o uno de los motores 408 o 410 CROF ilustrados en la Figura 4, aunque debe entenderse que no se pretende

limitar las realizaciones ventajosas a un motor CROF ya que se pueden usar formas de realización ventajosas con otros motores que incluyen motores de hélice únicos. Cuando se implementa en un motor CROF, las operaciones del proceso pueden ser con respecto a una hélice corriente abajo del motor CROF.

5 El proceso puede comenzar operando un sistema de accionador de pala para establecer palas de hélice de una hélice en una primera longitud retraída antes de una operación de despegue y ascenso de una aeronave (operación 1910). En una realización ventajosa, por ejemplo, la operación puede realizarse al aterrizar la aeronave al final de un vuelo anterior. Después de que las palas de la hélice se han ajustado en la primera longitud retraída, se detiene el funcionamiento del sistema accionador de la pala (operación 1920), de modo que, al comienzo de una operación de despegue y ascenso de la aeronave, las palas de la hélice estarán en la primera longitud retraída.

10 Después del comienzo de una operación de despegue y ascenso de la aeronave, se inicia la operación del sistema accionador de la pala para comenzar a aumentar la longitud de las palas de la hélice en asociación con la operación de despegue y ascenso (operación 1930). Esta operación puede iniciarse, por ejemplo, cuando la aeronave alcanza una velocidad de despegue típica, por ejemplo y sin limitación, una velocidad de Mach 0.3. También en este momento, se puede iniciar el funcionamiento de un sistema de ecualización que garantiza que las palas se alarguen
15 uniformemente y tengan siempre la misma longitud (operación 1940).

El funcionamiento del sistema de accionador de pala se continúa durante al menos una parte de la operación de despegue y ascenso para continuar aumentando la longitud de las palas de la hélice (operación 1950). De acuerdo con una realización ventajosa, las palas de la hélice pueden alargarse en función de un aumento en la velocidad de la aeronave durante la operación de despegue y ascenso.

20 Cuando la longitud de las palas de la hélice está en una segunda longitud extendida, el funcionamiento del sistema accionador de la pala se detiene (operación 1960). En un motor CROF, por ejemplo, la segunda longitud extendida puede ser una longitud a la cual las palas de la hélice corriente abajo tienen sustancialmente la misma longitud que las palas de la hélice corriente arriba. La segunda longitud extendida puede alcanzarse, por ejemplo, cuando la velocidad de la aeronave alcanza una velocidad de crucero o cerca de ella, por ejemplo, Mach 0.8.

25 Un sistema de control de cabeceo, que puede estar incorporado en el sistema accionador de pala, puede operarse para controlar el cabeceo de las palas de la hélice, si se desea (operación 1970), y la operación finaliza.

La descripción de las diferentes realizaciones ventajosas se ha presentado con fines de ilustración y descripción, y no pretende ser exhaustiva o limitada a las realizaciones en la forma divulgada. Muchas modificaciones y variaciones serán evidentes para los expertos en la materia.

30 Además, diferentes formas de realización ventajosas pueden proporcionar diferentes ventajas en comparación con otras realizaciones ventajosas. La realización o las realizaciones seleccionadas se eligen y describen con el fin de explicar mejor los principios de las realizaciones, la aplicación práctica, y para permitir que otros expertos en la materia comprendan la divulgación de diversas realizaciones con diversas modificaciones que se adecuen al uso particular contemplado.

REIVINDICACIONES

1. Un método para controlar las hélices de los motores de ventilador contrarrotativo abierto (CROF) de una aeronave, que comprende:
- 5 para cada motor
- ajustar un diámetro de una hélice (306) corriente abajo para que esté en un primer diámetro durante al menos una porción de una primera condición de vuelo de la aeronave; y
- establecer el diámetro de la hélice (306) corriente abajo en un segundo diámetro, diferente del primer diámetro, durante al menos una parte de una segunda condición de vuelo de la aeronave; en el que
- 10 en el caso de que cualquiera de los motores de la aeronave pierda potencia, el diámetro de la hélice corriente abajo de los otros motores se incrementa inmediatamente.
2. El método de la reivindicación 1, en el que la primera condición de vuelo comprende una condición de vuelo de despegue y ascenso.
3. El método de las reivindicaciones 1 y 2, en el que la segunda condición de vuelo comprende una condición de vuelo de crucero.
- 15 4. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en el que establecer el diámetro de la hélice (306) corriente abajo para que esté en el primer diámetro retraído comprende:
- establecer el diámetro de la hélice (306) corriente abajo en el primer diámetro antes de la condición de despegue y ascenso del vuelo.
- 20 5. Un aparato, que comprende:
- motores (300) de ventilador contrarrotativo abierto (CROF) teniendo cada uno una pluralidad de hélices; y teniendo cada uno un accionador (322) para establecer un diámetro de una hélice corriente abajo de la pluralidad de hélices en un primer diámetro durante al menos una porción de una primera condición de vuelo de una aeronave, y para establecer el diámetro de la hélice corriente abajo en un segundo diámetro, diferente del primer diámetro, durante al menos una parte de una segunda condición de vuelo de la aeronave; y en el caso de que alguno de los motores de la aeronave pierda potencia, aumentar inmediatamente el diámetro de la hélice corriente abajo de los otros motores.
- 25 6. El aparato de la reivindicación 5, donde la primera condición de vuelo comprende una condición de vuelo de despegue y ascenso, y en el que el primer diámetro comprende un primer diámetro retraído que es menor que un diámetro de una hélice (314) corriente arriba del motor (300) CROF.
- 30 7. El aparato de cualquiera de las reivindicaciones 5-6, en el que el accionador (332) ajusta el diámetro de la hélice (306) corriente abajo para que esté en el segundo diámetro, diferente del primer diámetro, durante al menos una porción de la segunda condición de vuelo de la aeronave, comprende:
- el accionador (332) aumenta el diámetro de la hélice (306) corriente abajo durante al menos una parte de la condición de vuelo de despegue y ascenso.
- 35 8. El aparato de cualquiera de las reivindicaciones 5-7 que comprende, además:
- un ecualizador (330) de pala para asegurar que la longitud de cada pala de hélice de la pluralidad de palas de hélice aumente en longitud al unísono y que cada pala de hélice de la pluralidad de palas de hélice siempre tenga sustancialmente la misma longitud
- donde el ecualizador de la pala comprende:
- 40 una primera placa (332) que tiene una primera pluralidad de ranuras (336);
- una segunda placa (334) que tiene una segunda pluralidad de ranuras (338) alineadas con la primera pluralidad de ranuras para formar una pluralidad de ranuras alineadas; y

un pasador (340) conectado a cada accionador de pala (332) y que se extiende a través de una respectiva de la pluralidad de ranuras alineadas.

9. El aparato de cualquiera de las reivindicaciones 5-8 que comprende adicionalmente:

5 un sistema (350) de control de cabeceo para controlar un cabeceo de cada pala de hélice de la pluralidad de palas de hélice.

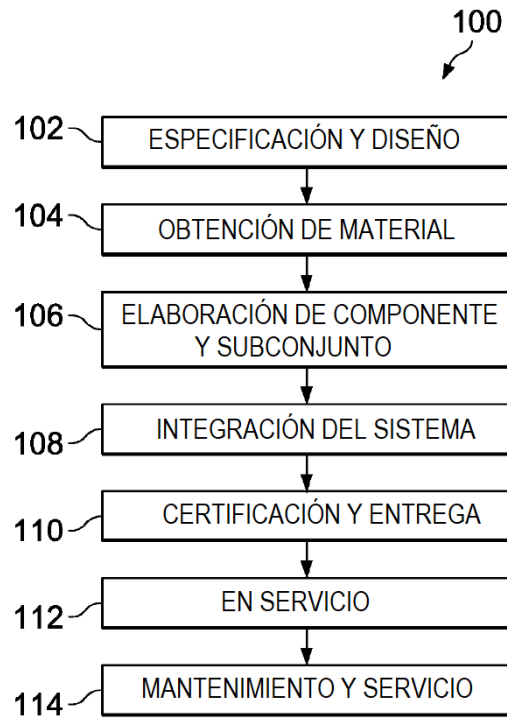


FIG. 1

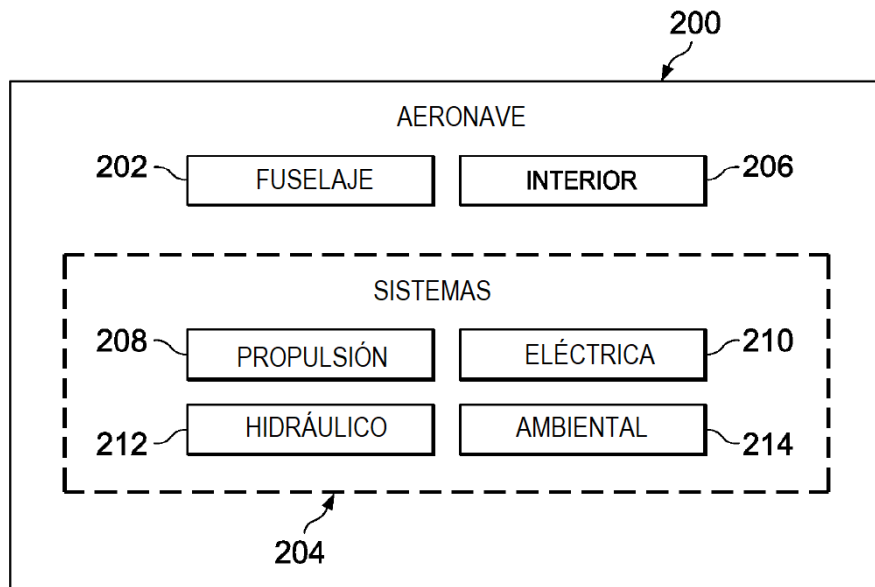
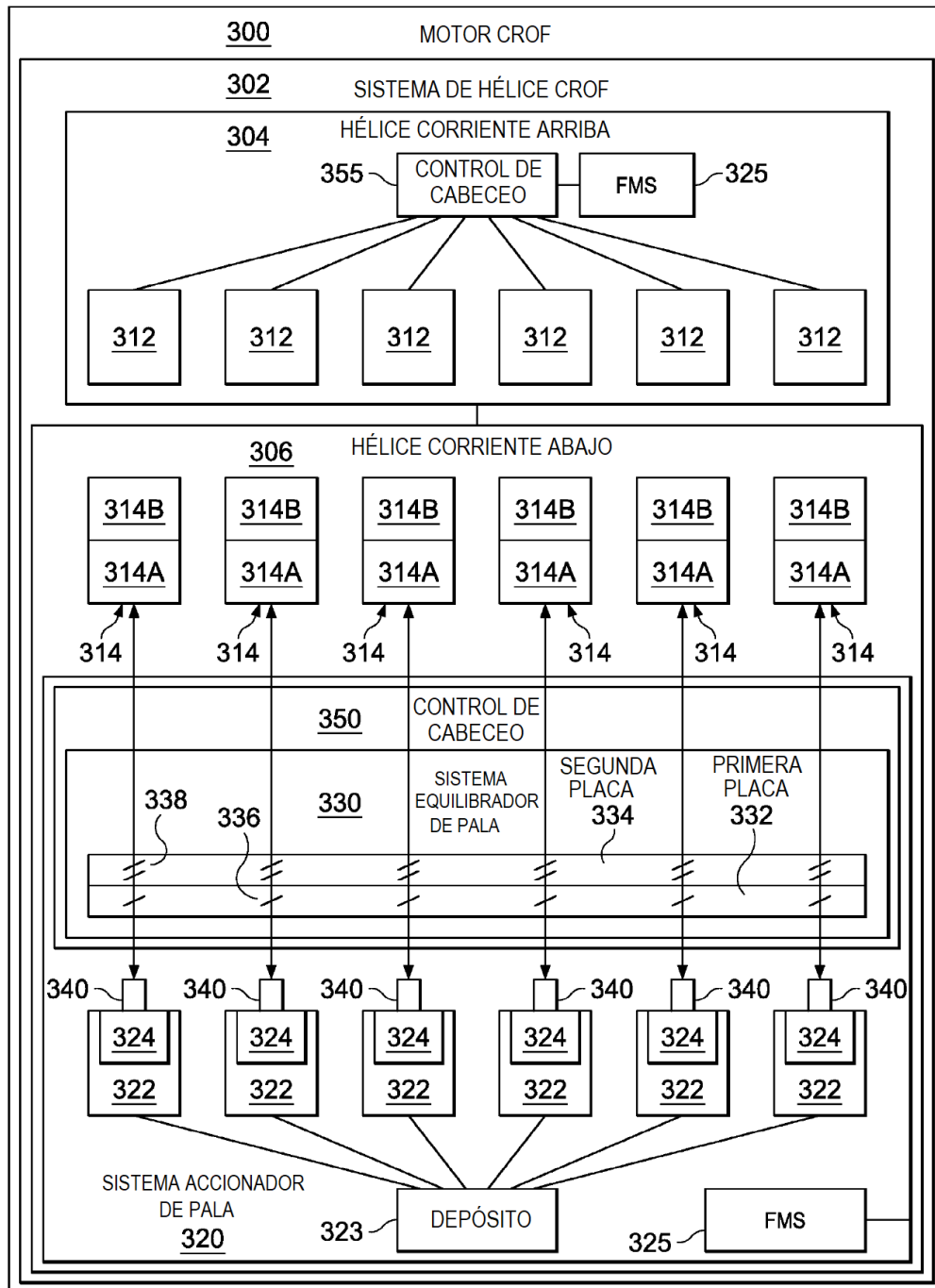
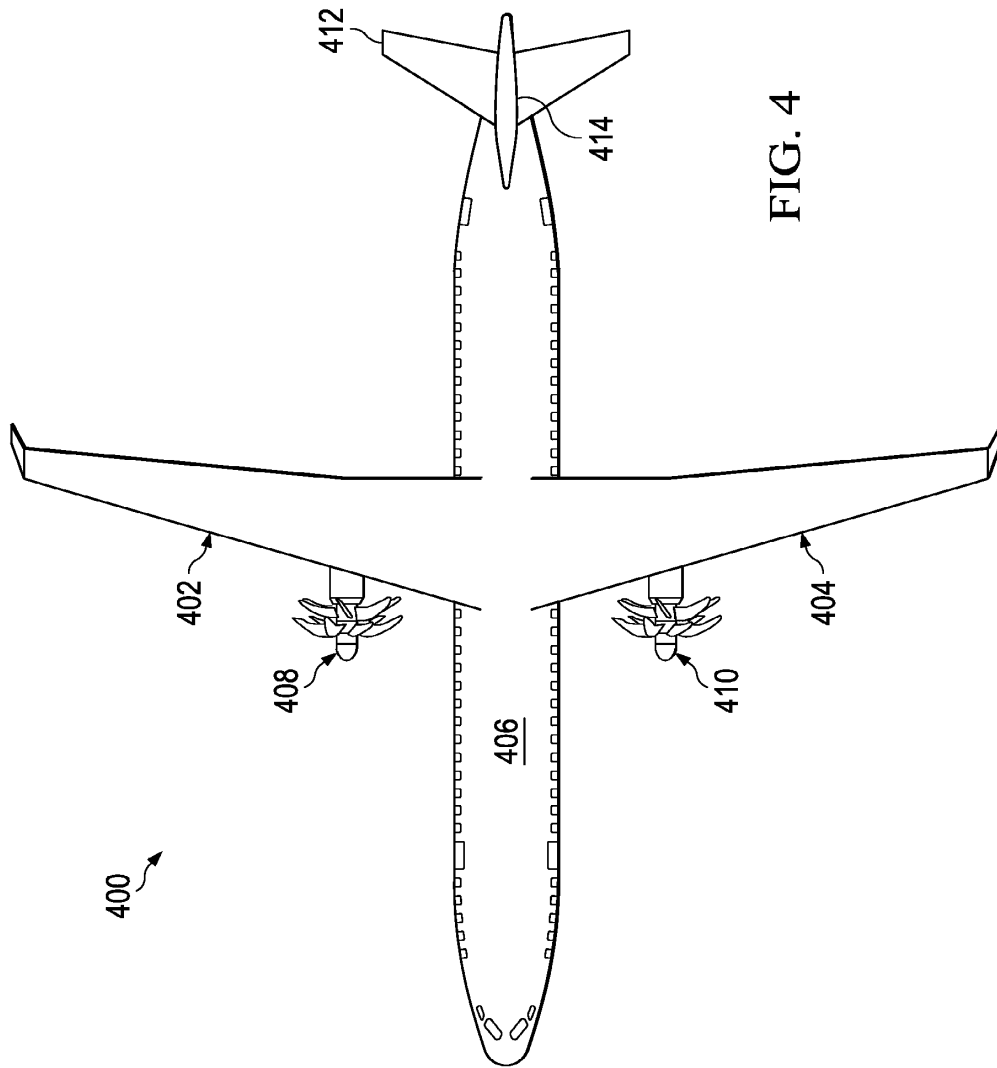


FIG. 2

FIG. 3





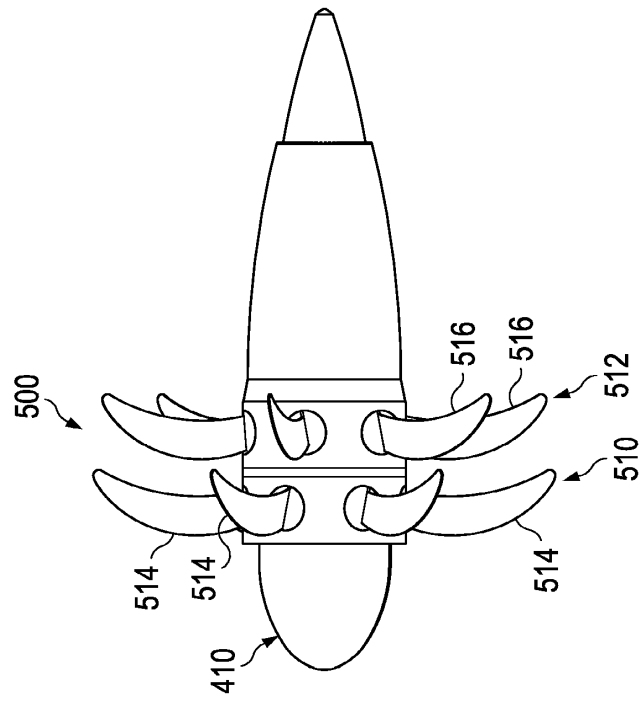


FIG. 5

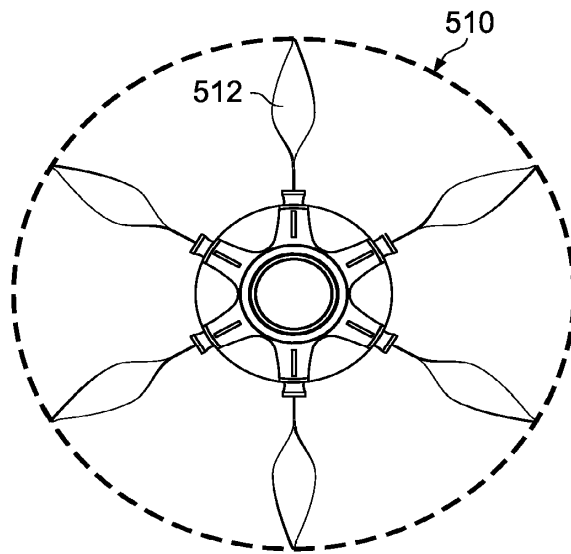


FIG. 6A

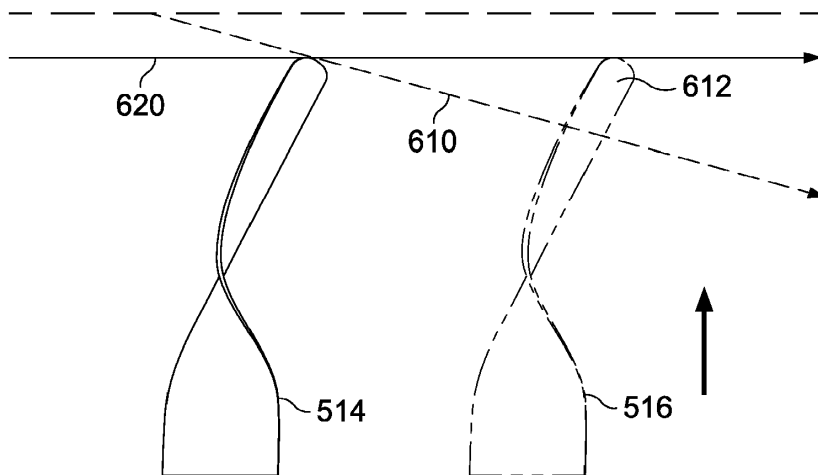


FIG. 6B

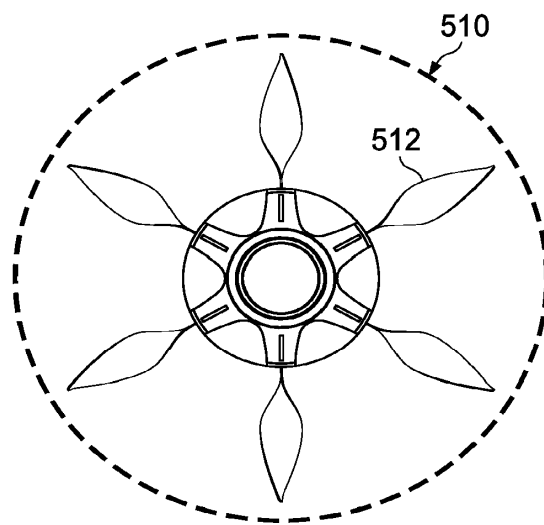


FIG. 6C

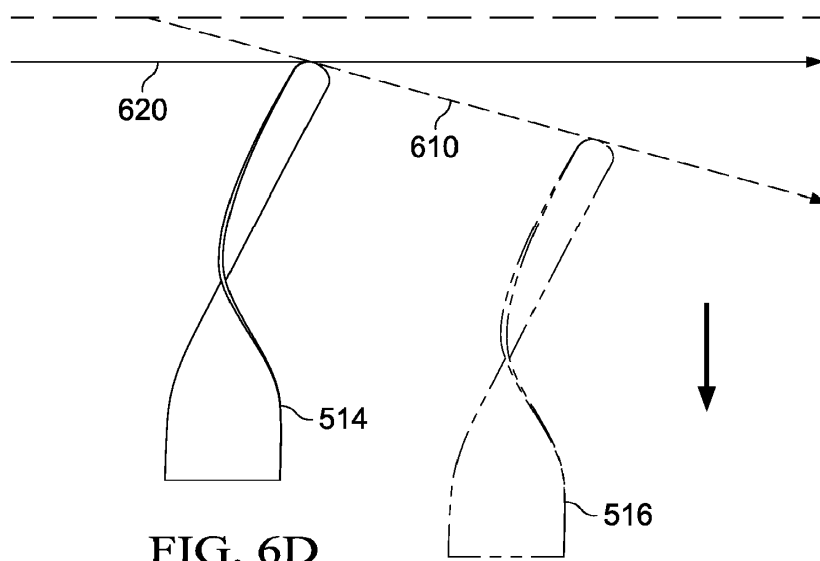
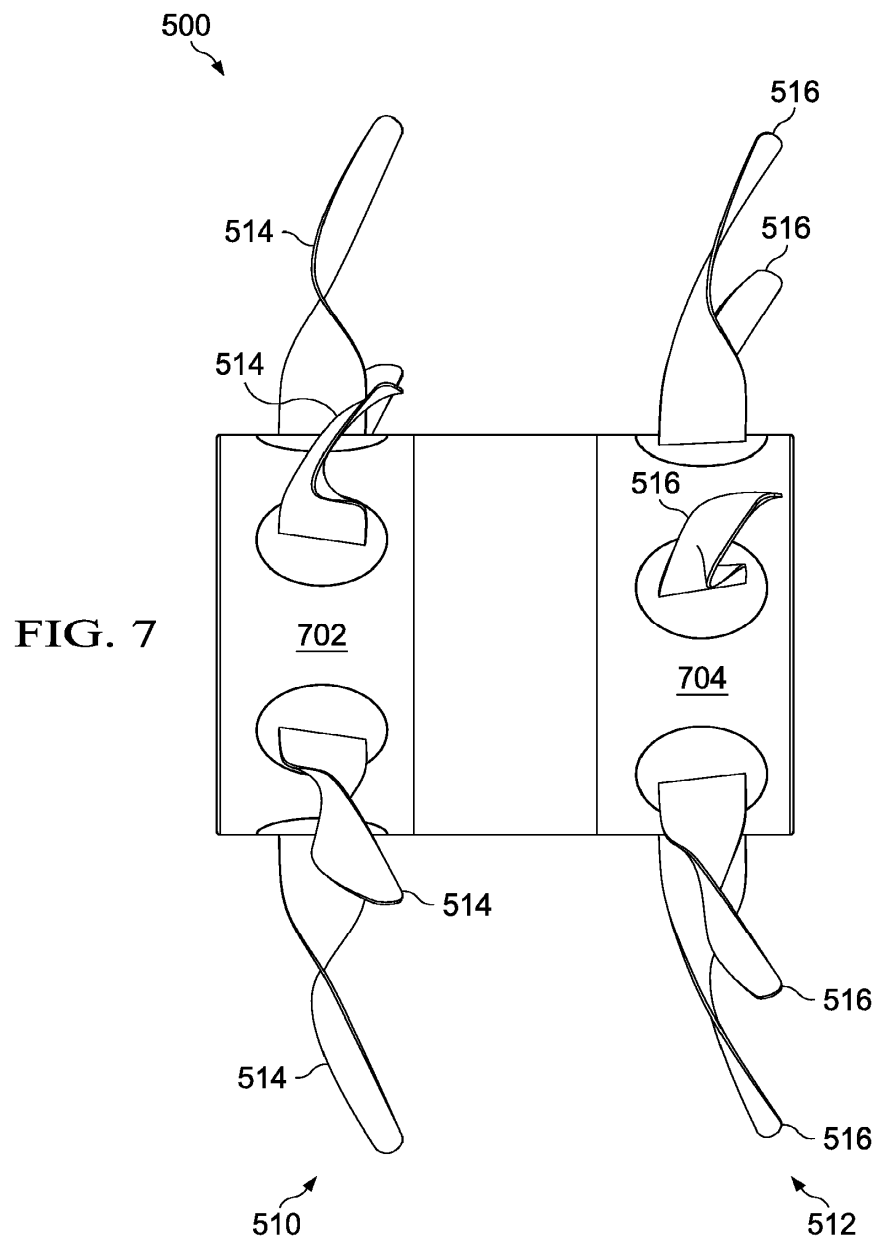
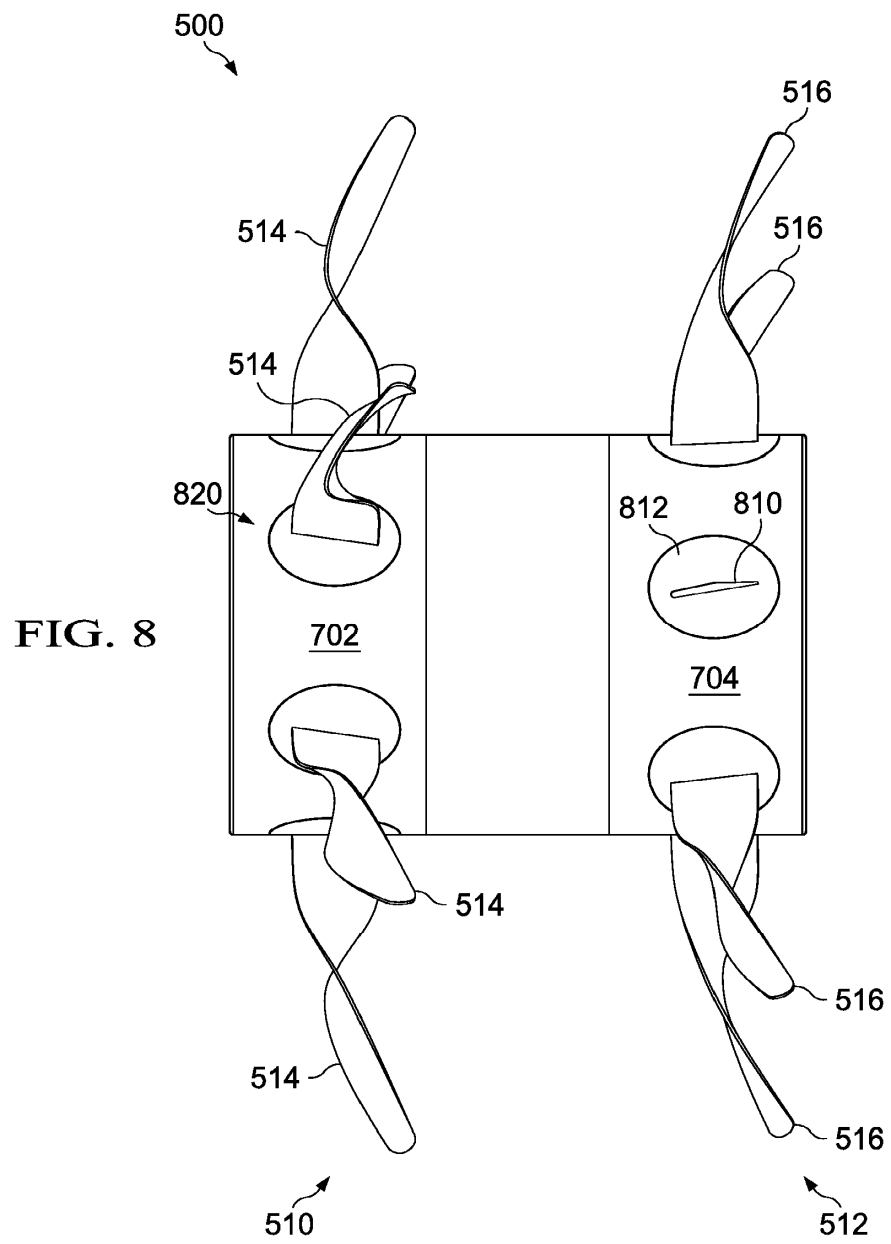


FIG. 6D





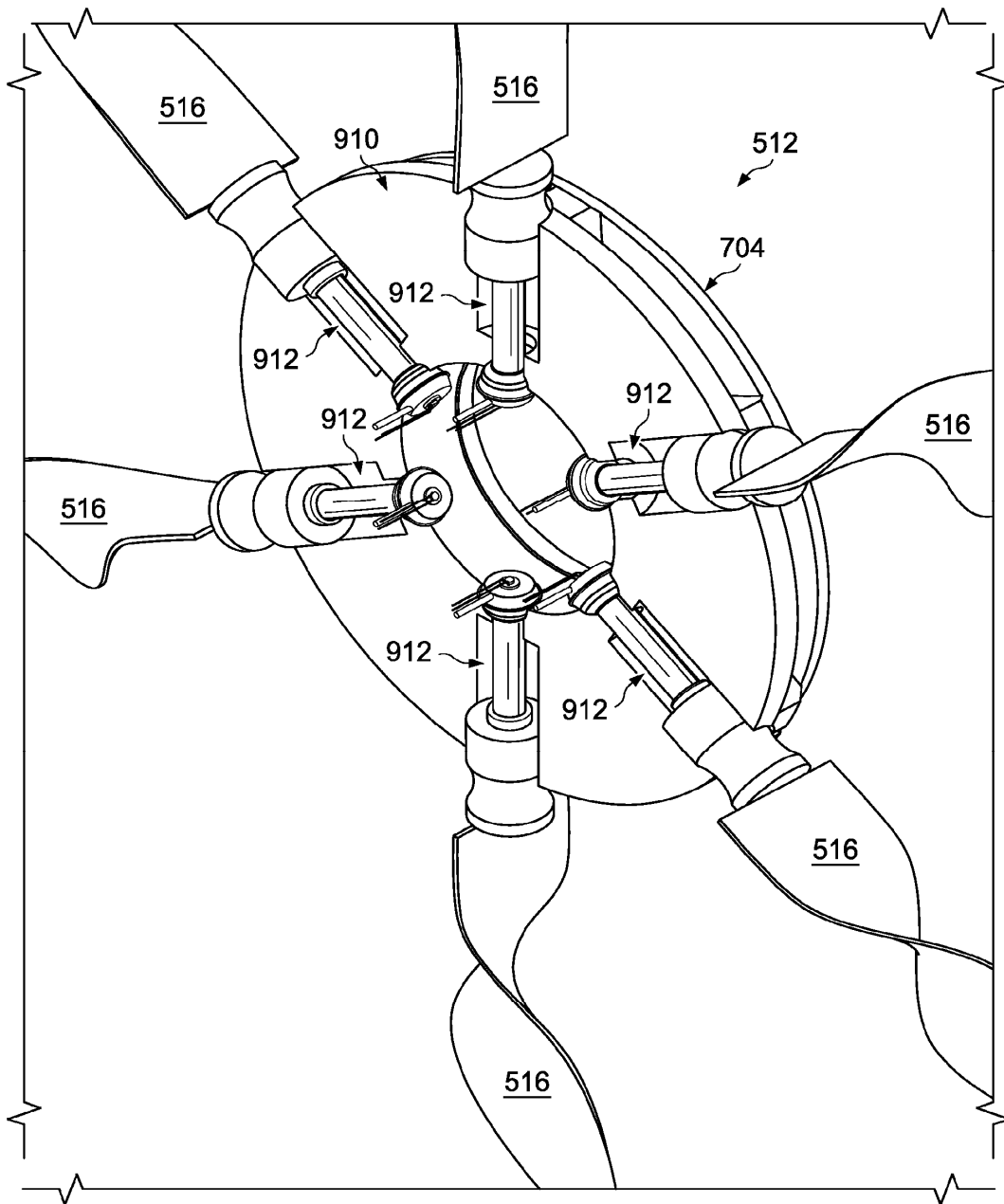


FIG. 9

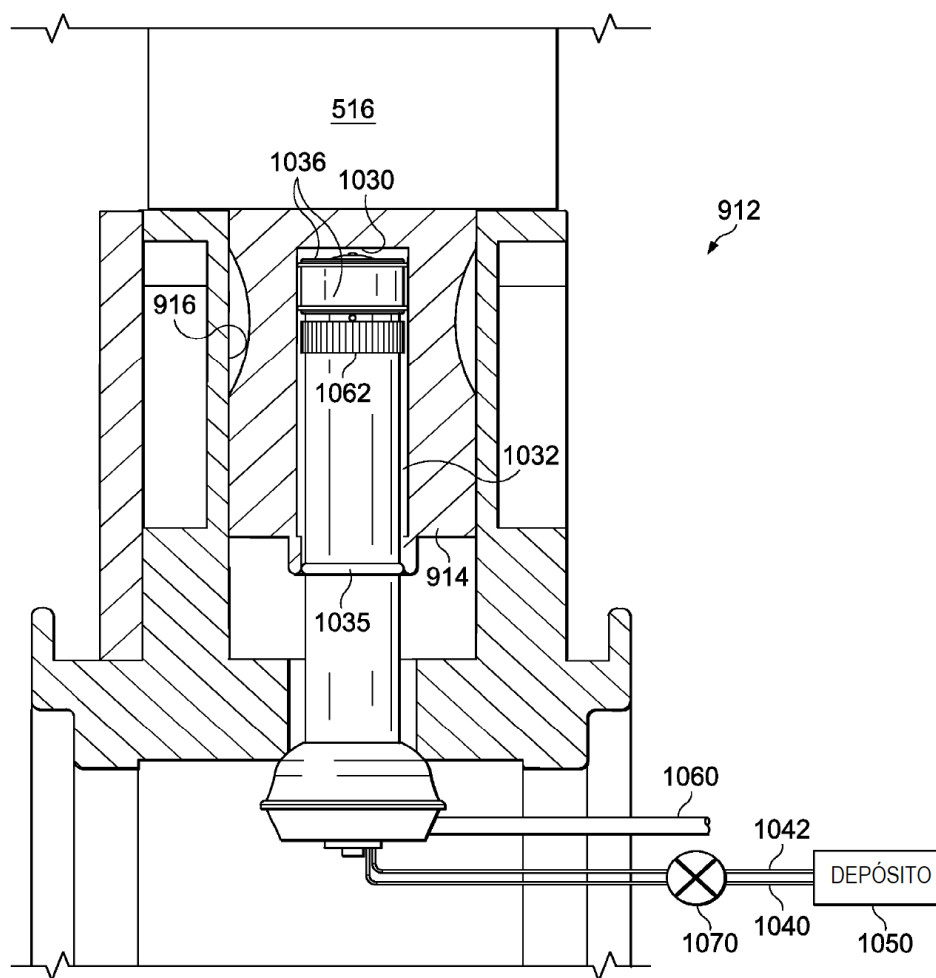


FIG. 10

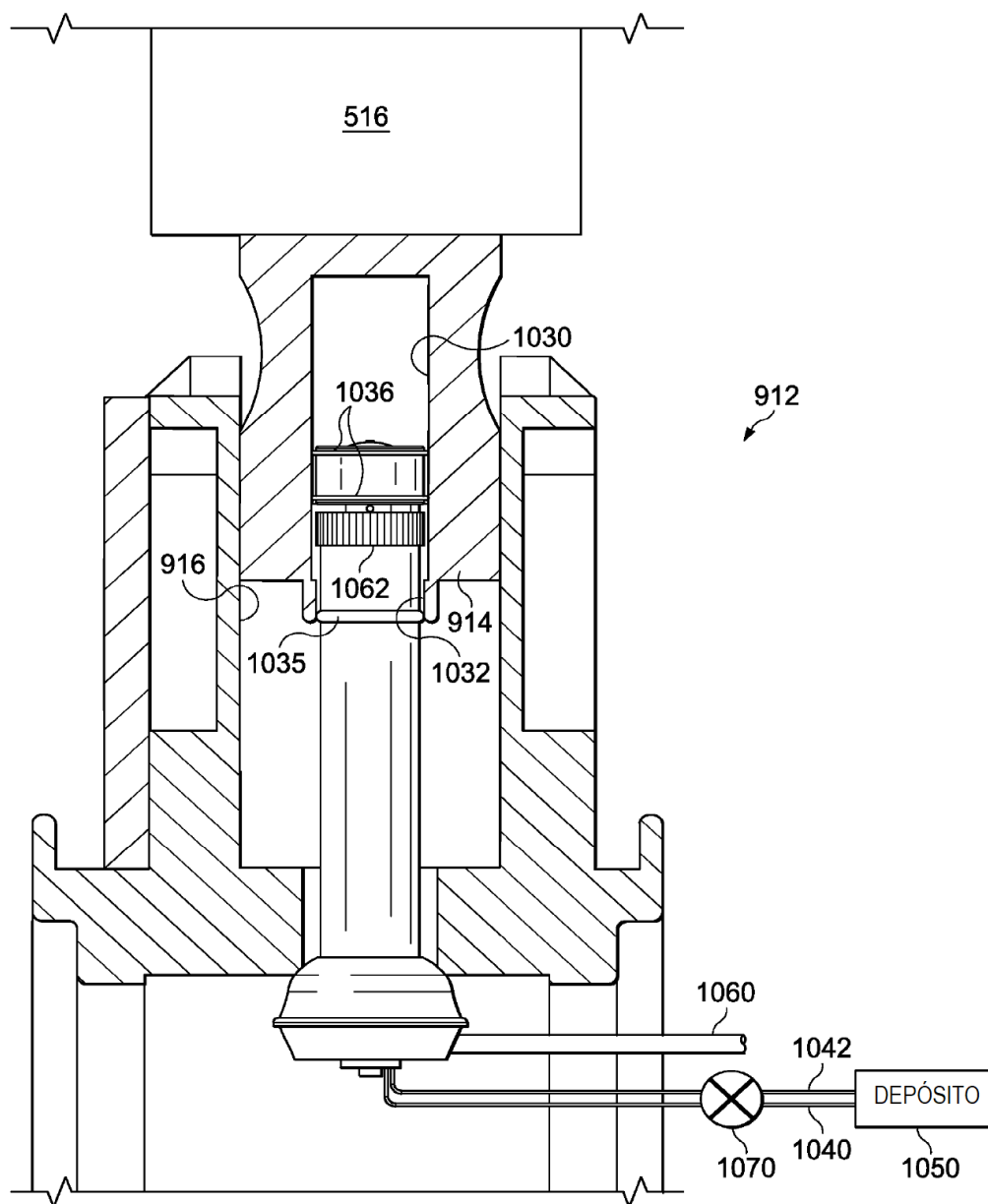


FIG. 11

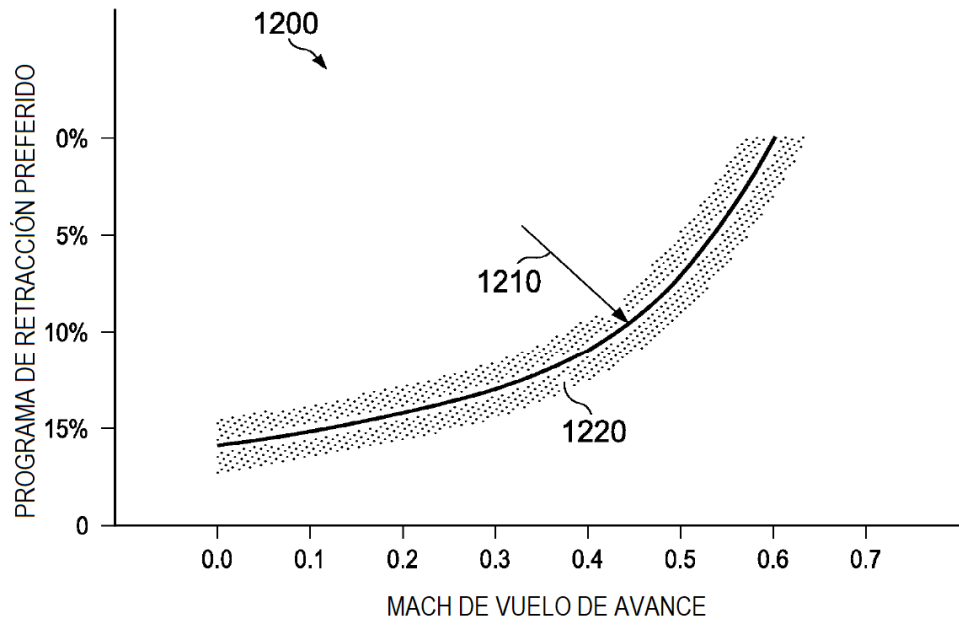
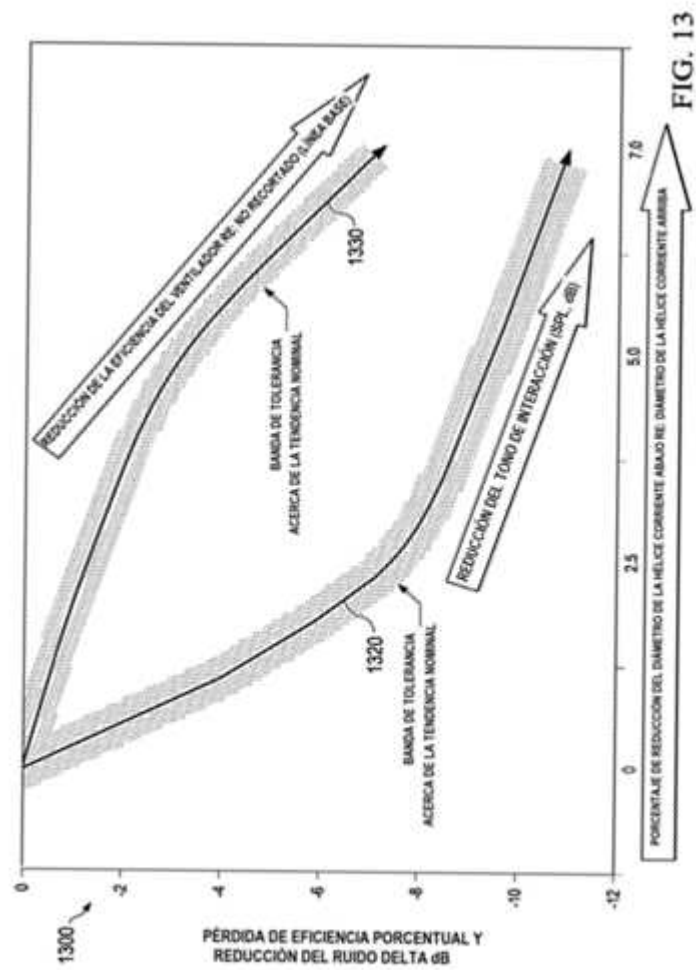


FIG. 12



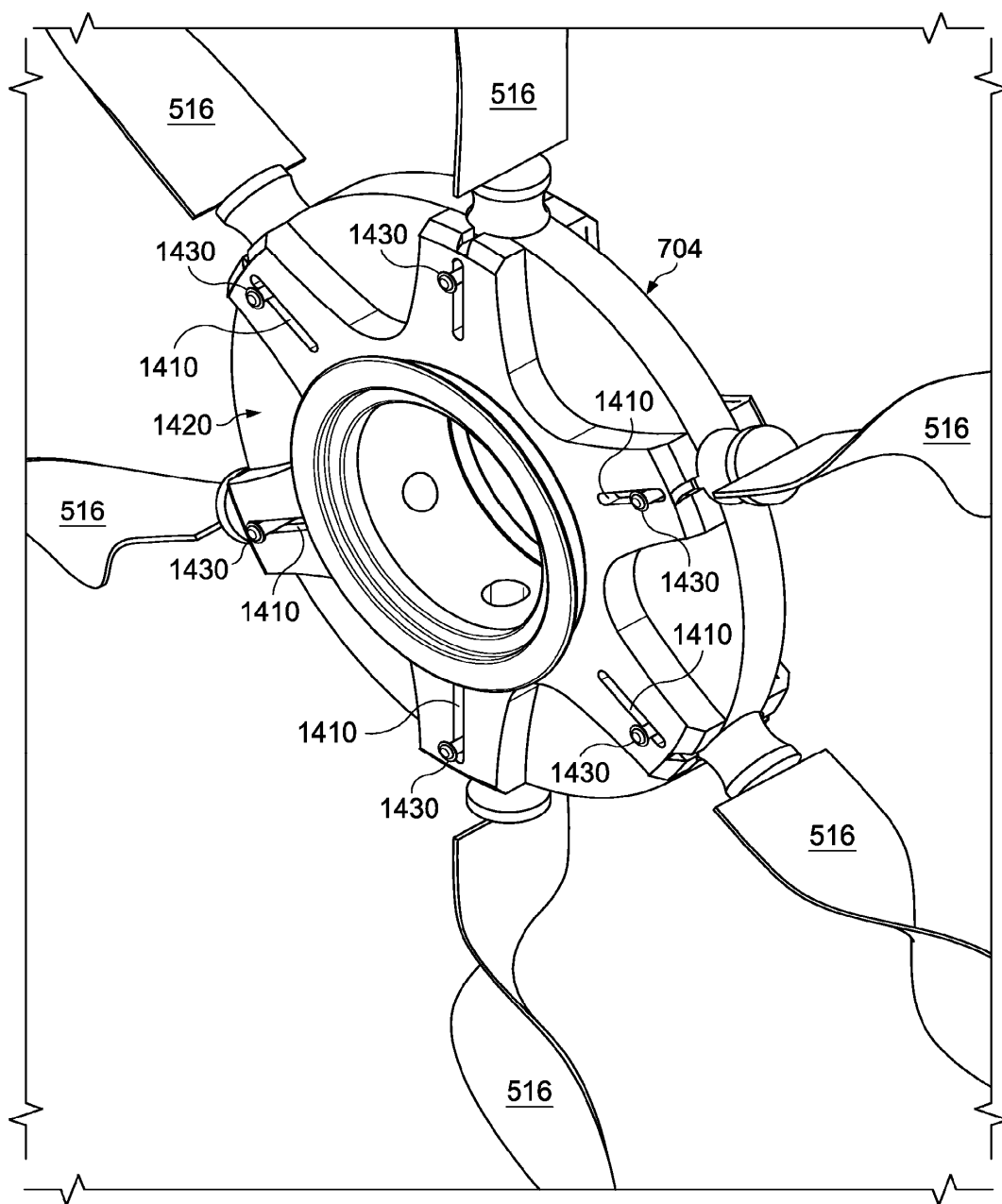


FIG. 14

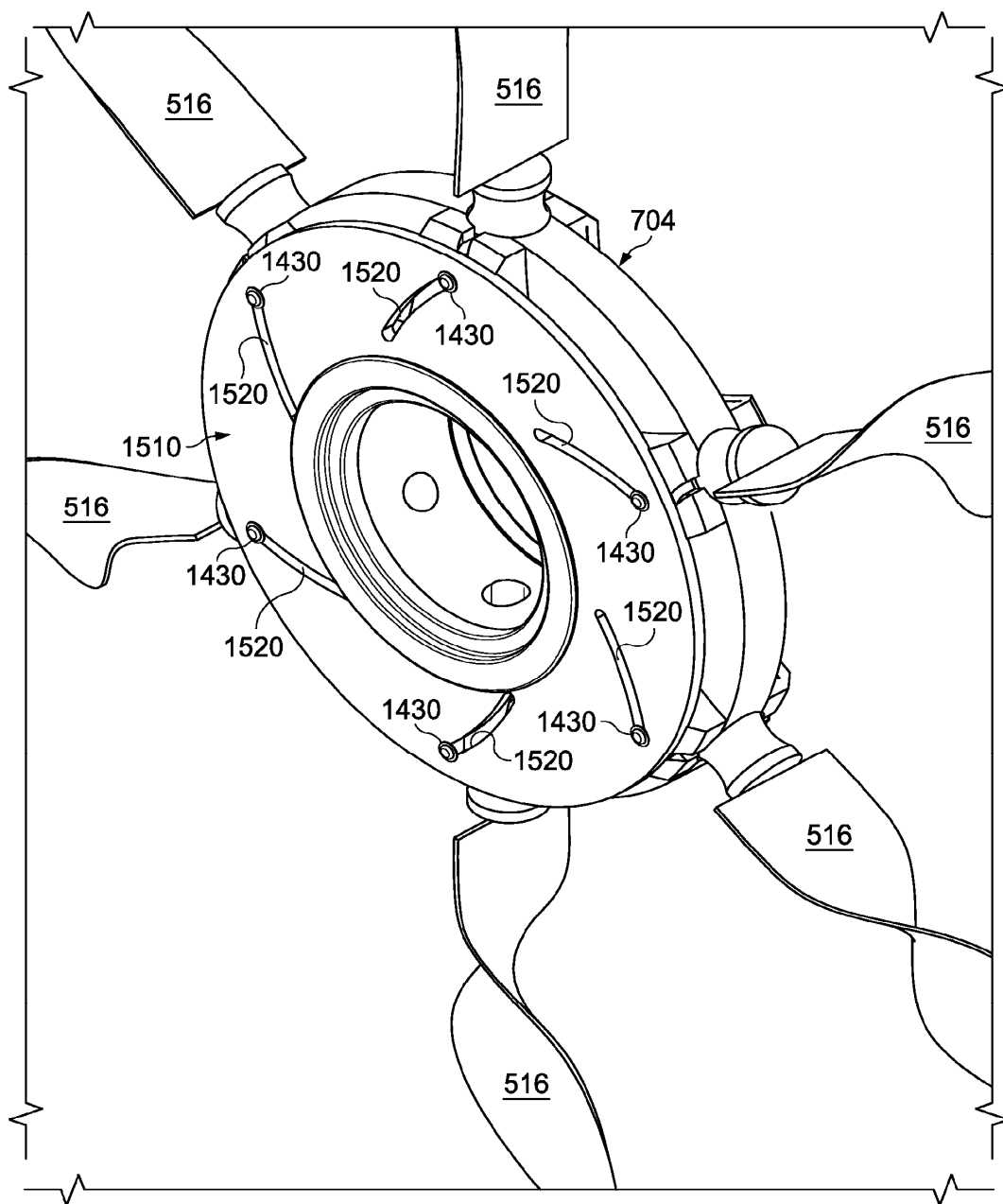


FIG. 15

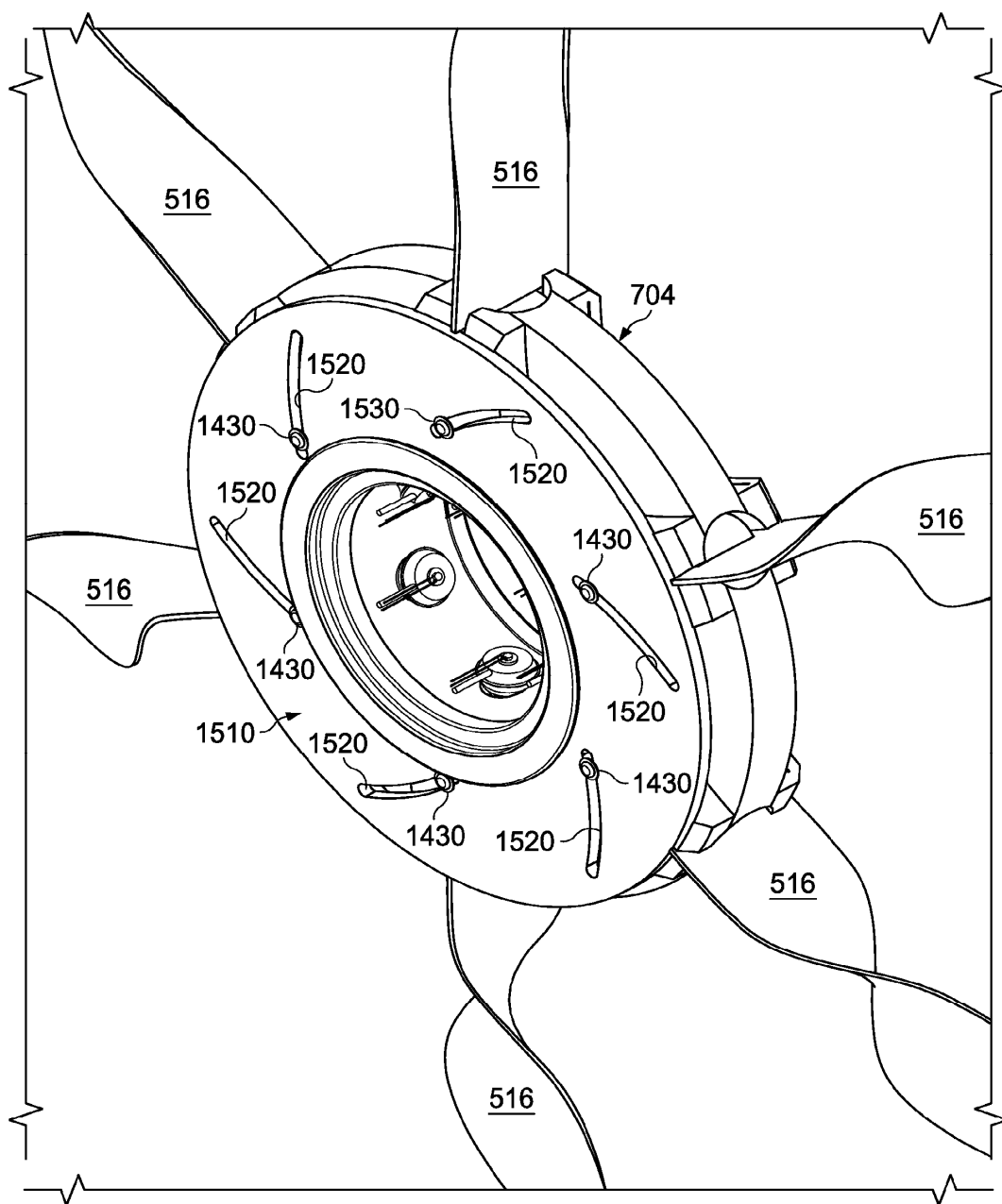


FIG. 16

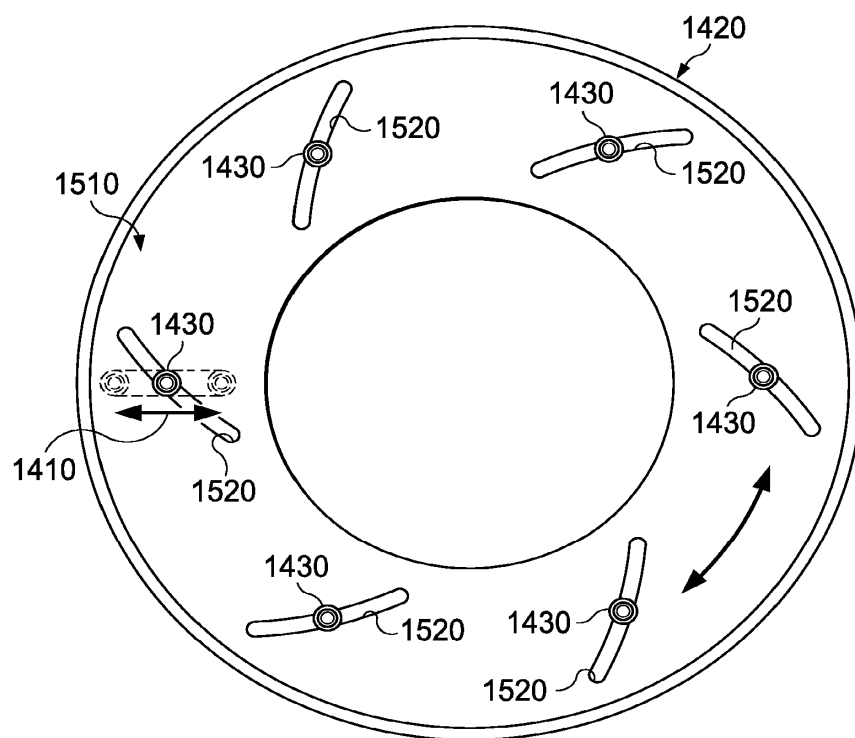


FIG. 17

