

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 798 140**

51 Int. Cl.:

B64D 27/24 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.10.2018 E 18202159 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.04.2020 EP 3473547**

54 Título: **Gestión integrada del calor para propulsión híbrida**

30 Prioridad:

23.10.2017 US 201762575599 P
04.04.2018 US 201815945003

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
09.12.2020

73 Titular/es:

PRATT & WHITNEY CANADA CORP. (100.0%)
1000 Marie-Victorin (01BE5)
Longueuil, Québec J4G 1A1, CA

72 Inventor/es:

THOMASSIN, JEAN y
DUSSAULT, SERGE

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 798 140 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

Gestión integrada del calor para propulsión híbrida

5 CAMPO TÉCNICO

La solicitud se refiere en general a aviones eléctricos híbridos y, más particularmente, a un sistema de gestión de calor para plantas de potencia de dichos aviones.

10 ANTECEDENTES

El enfriamiento de las plantas de potencia de propulsión de aviones eléctricos híbridos ha demostrado ser un desafío. Típicamente, se proporcionan sistemas de enfriamiento individuales para cada componente generador de calor de la planta de potencia, lo que resulta en un peso extra y complejidad de integración.

15 Por lo tanto, existe la necesidad de un nuevo sistema de gestión del calor adecuado para aviones eléctricos híbridos.

El documento EP3228544 describe un sistema de propulsión híbrido-eléctrico que incluye un motor de turbina de gas, una máquina eléctrica, un conjunto de propulsión y un recuperador conectado al motor de turbina de gas. El documento US2016/0167796 describe elementos de propulsión auxiliares que comprenden un motor eléctrico, un motor de combustión interna y medios de enfriamiento situados debajo del fuselaje de una aeronave. El documento US4474001 describe un sistema de enfriamiento convencional de un motor de turbina de gas, que comprende un intercambiador de calor utilizado para enfriar solo el generador que proporciona energía eléctrica a la aeronave. Ninguna planta de potencia híbrida está presente en este documento.

25 RESUMEN

Según un aspecto general de la presente invención, se proporciona una planta de potencia para un avión eléctrico híbrido, la planta de potencia comprende: al menos un propulsor eléctrico que tiene una góndola que aloja un ventilador para generar empuje para el avión; un generador para suministrar energía a al menos un propulsor eléctrico; al menos un motor de combustión conectado operativamente al generador; un intercambiador de calor conectado en relación de intercambio de calor tanto con el generador como con al menos un motor de combustión, estando provisto el intercambiador de calor en una pared exterior del conducto de la góndola del al menos un propulsor eléctrico.

35 Según otro aspecto general de la presente invención, se proporciona un avión que comprende: un propulsor eléctrico que tiene una góndola que aloja un ventilador accionado por un motor eléctrico; una fuente de energía para suministrar energía al propulsor eléctrico, la fuente de energía incluye un conjunto de baterías y un generador; un motor de combustión conectado operativamente al generador; y un sistema de enfriamiento común para el conjunto de baterías, el generador y el motor de combustión, el sistema de enfriamiento común que comprende un intercambiador de calor integrado a la góndola del propulsor eléctrico aguas abajo del ventilador.

Según otro aspecto general de la presente invención, se proporciona un procedimiento para gestionar el calor generado por una planta de potencia de una aeronave que tiene propulsores eléctricos alimentados al menos en parte por un generador conectado operativamente a un motor de combustión, el procedimiento comprende: retirar calor del generador y el motor de combustión y disipar el calor en el aire ambiente fuera de la aeronave a través de un intercambiador de calor conectado operativamente tanto al generador como al motor de combustión.

DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

50 Ahora se hace referencia a las figuras adjuntas en las que:

La figura 1 es una vista isométrica esquemática de un avión eléctrico híbrido que tiene un par de propulsores eléctricos montados en lados opuestos del fuselaje del avión;

55 La figura 2 es una vista esquemática de una planta de potencia para suministrar energía a los propulsores eléctricos de la aeronave; y

La figura 3 es una vista esquemática en sección transversal de uno de los propulsores eléctricos de la aeronave e ilustra un ejemplo de una integración de un sistema de gestión de calor en la góndola del propulsor.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

60 Con referencia a la Figura 1, se muestra un ejemplo de un avión eléctrico híbrido 10 que incluye un par de propulsores eléctricos 14 montados en lados opuestos del fuselaje del avión 11 para generar empuje para el avión 10. Como se muestra en la Fig. 3, cada propulsor eléctrico 14 puede proporcionarse en forma de un ventilador con conducto que incluye una góndola 20 que aloja un ventilador 22 accionado en rotación por un motor eléctrico 13 montado dentro de

un cuerpo central 21 aguas abajo del ventilador 22. Un paso de aire anular 24 se define entre una superficie radialmente interna de la góndola 20 y una superficie radialmente externa del cuerpo central 21 para canalizar el aire externo extraído por el ventilador 22. Como se muestra en la Fig. 3, el paso de aire 24 puede tener un perfil de sección transversal convergente o forma de boquilla para acelerar aún más la corriente de aire extraída por el ventilador 22 para generar un mayor empuje para el avión 10.

Como se muestra en la Fig. 2, se pueden usar varias fuentes de energía para suministrar energía eléctrica a los propulsores eléctricos 14. Por ejemplo, la fuente de energía puede comprender un conjunto de baterías 12 u otro conjunto de almacenamiento de energía y/o un generador eléctrico 16 adecuados.

La generación eléctrica puede ser proporcionada por un motor de combustión que acciona el generador 16. El motor de combustión puede adoptar diversas formas, como un motor de turbina de gas convencional, un motor de combustión interna (MCI) que tiene una cámara de combustión de volumen variable (por ejemplo, un motor de pistón o un motor Wankel), o un motor compuesto (por ejemplo, un MCI integrado a un motor de turbina de gas). Según una realización, la generación eléctrica es proporcionada al menos en parte por un motor de turbina de gas convencional 17 que acciona un generador 16, que, a su vez, suministra energía eléctrica a los motores eléctricos 13 de los propulsores 14. Según otra realización, el generador 16 podría ser accionado únicamente por un motor de combustión interna (MCI) 19, tal como un motor de pistón o un motor Wankel, que tiene una cámara de combustión de volumen variable. Según otra variante, puede proporcionarse un motor compuesto que comprende un motor de turbina de gas y un MCI para accionar el generador 16. También se entiende que el generador 16 podría estar conectado operativamente tanto a un motor de turbina de gas como a un MCI. Se contemplan varias combinaciones de motores de combustible.

En funcionamiento, los diversos elementos de la planta de potencia, incluidas las baterías 12, el generador 16, el motor de turbina de gas 17, el MCI 19 y/o el motor compuesto necesitan ser enfriados. Mientras que los motores de turbina de gas convencionales generalmente se enfrían con un pequeño % de la cantidad de aire del motor principal, las baterías 12, el generador 16 y los MCI generalmente se enfrían mediante sistemas de enfriamiento separados a base de líquido. Tales sistemas comprenden típicamente un intercambiador de calor que define un circuito de refrigerante a través del cual circula un refrigerante (por ejemplo, un líquido o gas) para eliminar el calor de las partes a enfriar.

En este documento se propone combinar todos los sistemas de enfriamiento en uno e integrar el sistema de enfriamiento combinado en la envoltura externa de la aeronave, que está expuesta al aire ambiente. Por ejemplo, en el caso de los aviones de alas fijas ejemplificados equipados con propulsores eléctricos 14, los intercambiadores de calor 18 podrían integrarse a la góndola propulsora 20 para disipar efectivamente el calor recogido por el líquido refrigerante de las baterías 12, el generador 16 y el MCI 19. Más particularmente, en el caso de un ventilador con conducto que tiene un ventilador 22 montado en una góndola 20 que incluye una pared exterior del conducto que circunscribe un paso de aire 24 como se muestra en la Fig. 3, un intercambiador de calor 18 podría integrarse a la pared exterior del conducto de la góndola 20 aguas abajo del ventilador 22 para disipar el calor combinado del MCI, las baterías 12 y/o el generador eléctrico 16 en la corriente de aire que fluye a través del paso de aire 24, aumentando así la energía del aire propulsado por el ventilador 22 y, por lo tanto, mejorando el rendimiento de los propulsores 14. Esto puede lograrse, por ejemplo, integrando un intercambiador de calor anular líquido-aire en la pared exterior del conducto del paso de aire 24. En funcionamiento, el líquido refrigerante es circulado para recoger el calor de las baterías 12, el generador 16 y el MCI 19 y luego se dirige a través del intercambiador de calor 18 donde el calor del líquido refrigerante se transfiere al aire ambiente que fluye sobre la góndola 20 y al aire que fluye a través del paso de aire 24 de los propulsores con conductos 14 para generar empuje para la aeronave 10.

Como se muestra esquemáticamente en la Fig. 3, un intercambiador de calor adicional 26 podría integrarse en una porción de labio frontal de la góndola propulsora 20 aguas arriba del ventilador 22 para realizar una función de descongelación del labio. De hecho, una parte del calor extraído de las baterías 12, el generador 16 y/o el MCI por el líquido refrigerante podría reutilizarse para descongelar el labio de entrada de la góndola 26 sin ningún impacto en el consumo de específico de combustible (CEC) del motor. Esto sería una mejora con respecto al sistema de descongelación tradicional que utiliza sangrado del motor o extracción de energía con un aumento del CEC.

Además, los gases de escape del MCI 19, del motor de turbina de gas 17 y/o del motor compuesto de la planta de potencia de la aeronave podrían descargarse en el paso de aire 24 de la góndola propulsora 20 aguas abajo del intercambiador de calor 18 para energizar aún más el aire descargado de los propulsores eléctricos 14 (es decir, la corriente de flujo de aire del ventilador según el ejemplo ilustrado). Los efectos (i) del calentamiento de la góndola, aguas arriba del ventilador, (ii) de los gases de escape del motor conducidos aguas abajo del enfriamiento integrado de la góndola, y (iii) del enfriamiento integrado de la superficie dentro de la góndola, aguas abajo del ventilador, se podrían usar en combinación o individualmente como forma de optimizar la integración de un motor refrigerado por líquido en aviones eléctricos híbridos.

La descripción anterior pretende ser solo ilustrativa, y un experto en la técnica reconocerá que se pueden realizar cambios en las realizaciones descritas sin apartarse del alcance de la invención descrita. Por ejemplo, solo el calor extraído del motor refrigerado por líquido podría disiparse a través de la góndola propulsora. Alternativamente, cuando el generador es accionado por un motor de turbina de gas convencional, solo el calor generado por el generador y/o

5 las baterías podría disiparse mediante intercambiadores de calor integrados en la góndola de los propulsores. También se entiende que no necesariamente todo el calor generado por las baterías, el generador y el MCI se disipa a través de las góndolas propulsoras. De hecho, se podrían proporcionar intercambiadores de calor adicionales en el fuselaje de la aeronave si la cantidad de calor que se disipa es demasiado importante. Por último, se entiende que el avión podría comprender cualquier número de propulsores eléctricos. Las modificaciones que entran dentro del alcance de la presente invención serán evidentes para los expertos en la técnica, a la luz de una revisión de esta descripción, y se pretende que tales modificaciones entren dentro de las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Una planta de potencia para un avión eléctrico híbrido (10), comprendiendo la planta de potencia:
 - 5 al menos un propulsor eléctrico (14) que tiene una góndola (20) que aloja un ventilador (22) para generar empuje para el avión (10);
 - un generador (16) para suministrar energía a al menos un propulsor eléctrico (14);
 - al menos un motor de combustión (17, 19) conectado operativamente al generador (16); y
 - 10 un intercambiador de calor (18) conectado en relación de intercambio de calor tanto con el generador (16) como con al menos un motor de combustión (17, 19), estando provisto el intercambiador de calor (18) en una pared exterior del conducto de la góndola (20) de al menos un propulsor eléctrico (14).
2. La planta de potencia definida en la reivindicación 1, donde al menos un motor de combustión (17, 19) comprende un motor de combustión interna (19) que tiene una cámara de combustión de volumen variable, el motor de combustión interna (19) está refrigerado por líquido, y el intercambiador de calor (18) es un intercambiador de calor de aire líquido.
3. La planta de potencia definida en la reivindicación 1 o 2, que comprende además un conjunto de baterías (12) para suministrar energía a al menos un propulsor eléctrico (14), estando el intercambiador de calor (18) conectado en relación de intercambio de calor con el conjunto de baterías (12) para disipar el calor combinado del conjunto de baterías (12), del al menos un motor de combustión (17, 19) y del generador (16).
4. La planta de potencia definida en la reivindicación 3, donde al menos un motor de combustión (17, 19) comprende un motor de turbina de gas (17) y un motor de combustión interna (19), y el intercambiador de calor (18) está expuesto al aire ambiente y está en relación de intercambio de calor con el motor de combustión interna (19) para disipar el calor combinado del generador (16), del conjunto de baterías (12) y del motor de combustión interna (19) al aire ambiente.
5. La planta de potencia definida en cualquier reivindicación anterior, donde el calor disipado por el intercambiador de calor (18) se dirige a un labio de entrada (26) de la góndola (20) de al menos un propulsor eléctrico (14) para realizar una función de descongelación.
6. La planta de potencia definida en cualquier reivindicación anterior, donde la góndola (20) define un paso de aire (24) para canalizar el aire ambiente extraído por el ventilador (22), y el intercambiador de calor (18) está dispuesto en un límite de flujo externo del paso de aire (24) para disipar el calor combinado del generador (16) y de al menos un motor de combustión (17, 19) en una corriente de aire aspirada por el ventilador (22) para generar empuje para el avión (10).
7. La planta de potencia definida en cualquier reivindicación anterior, donde al menos un motor de combustión (17, 19) comprende un motor de turbina de gas (17) y un motor de combustión interna (19), y el motor de turbina de gas (17) tiene una sección de gas de escape de la turbina en comunicación de flujo con el paso de aire (24) de la góndola (20) aguas abajo del intercambiador de calor (18).
8. Una aeronave que comprende una planta de potencia según se define en cualquier reivindicación anterior.
9. Un procedimiento para gestionar el calor generado por una planta de potencia de una aeronave (10) que tiene propulsores eléctricos (14) alimentados al menos en parte por un generador (16) conectado operativamente a un motor de combustión (17, 19), comprendiendo el procedimiento:
 - 50 retirar calor del generador (16) y del motor de combustión (17, 19); y
 - disipar el calor en el aire ambiente fuera del avión (10) a través de un intercambiador de calor (18) conectado operativamente tanto al generador (16) como al motor de combustión (17, 19).
10. El procedimiento de la reivindicación 9, donde extraer calor comprende hacer circular un refrigerante en relación de intercambio de calor con el motor de combustión (17, 19) y el generador (16), y disipar el calor comprende hacer circular el refrigerante a través del intercambiador de calor (18).
11. El procedimiento de la reivindicación 10, que comprende transferir calor desde el refrigerante a un flujo de aire propulsado por los propulsores eléctricos (14) para generar empuje para el avión (10).
12. El procedimiento de la reivindicación 10 u 11, que comprende además usar calor transportado por el refrigerante para descongelar un labio de entrada (26) de la góndola (20) de los propulsores eléctricos (14).
13. El procedimiento de las reivindicaciones 10, 11 o 12, donde la planta de potencia comprende además un conjunto de baterías (12), y el procedimiento comprende además usar el refrigerante para eliminar el calor del

conjunto de baterías (12), del generador (16) y del motor de combustión (17, 19) y el calor combinado extraído del conjunto de baterías (12), del generador (16) y del motor de combustión (17, 19) se disipa en el aire ambiente por el intercambiador de calor (18).

5 14. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 9 a 13, donde el intercambiador de calor (18) está montado en una pared exterior del conducto de una góndola (20) de los propulsores eléctricos (14), y el motor de combustión (17, 19) es un motor de combustión interna refrigerado por líquido (19).

10 15. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 9 a 14, que comprende además dirigir los gases de escape desde el motor de combustión (17, 19) hacia un flujo de aire aguas abajo del intercambiador de calor (18).

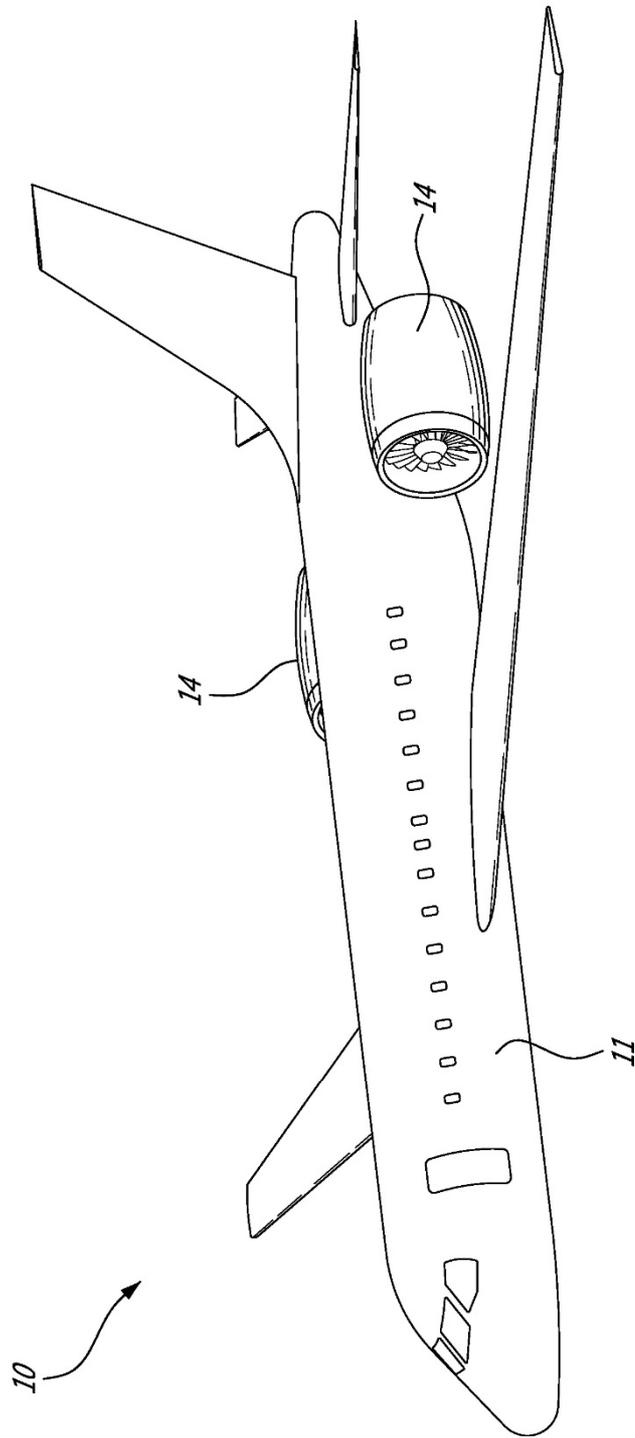
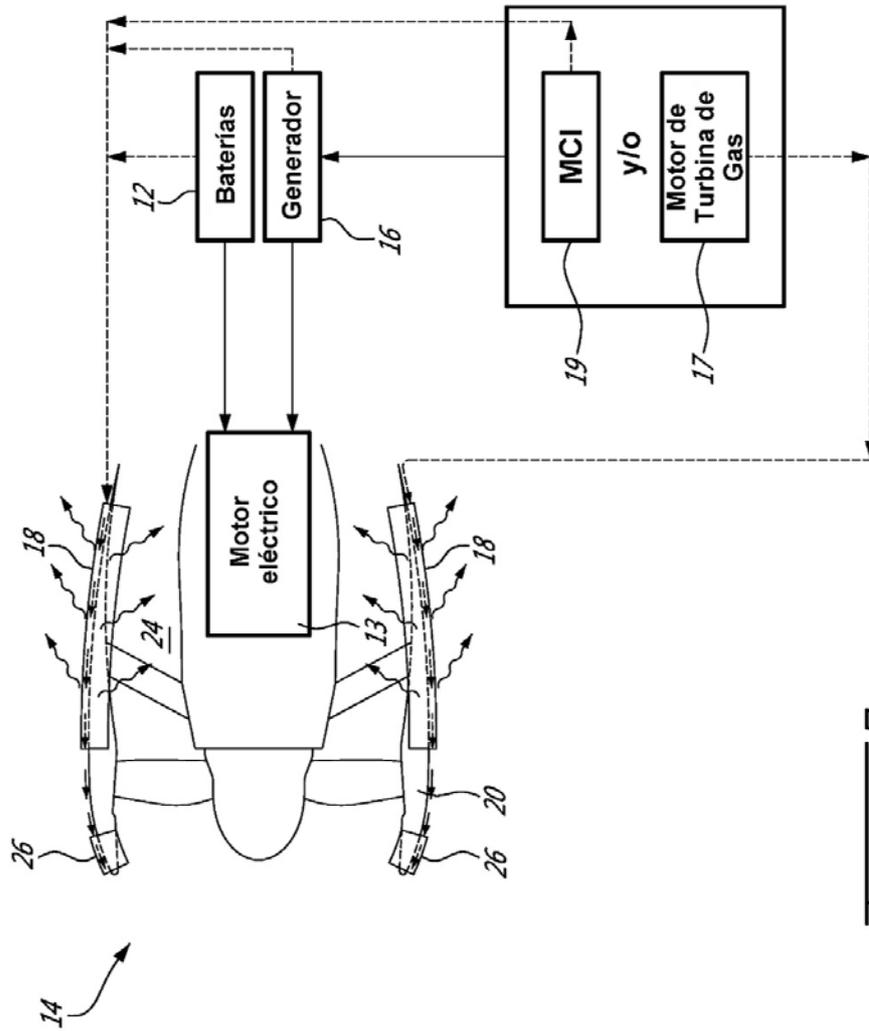


FIG. 1



F I G - 2

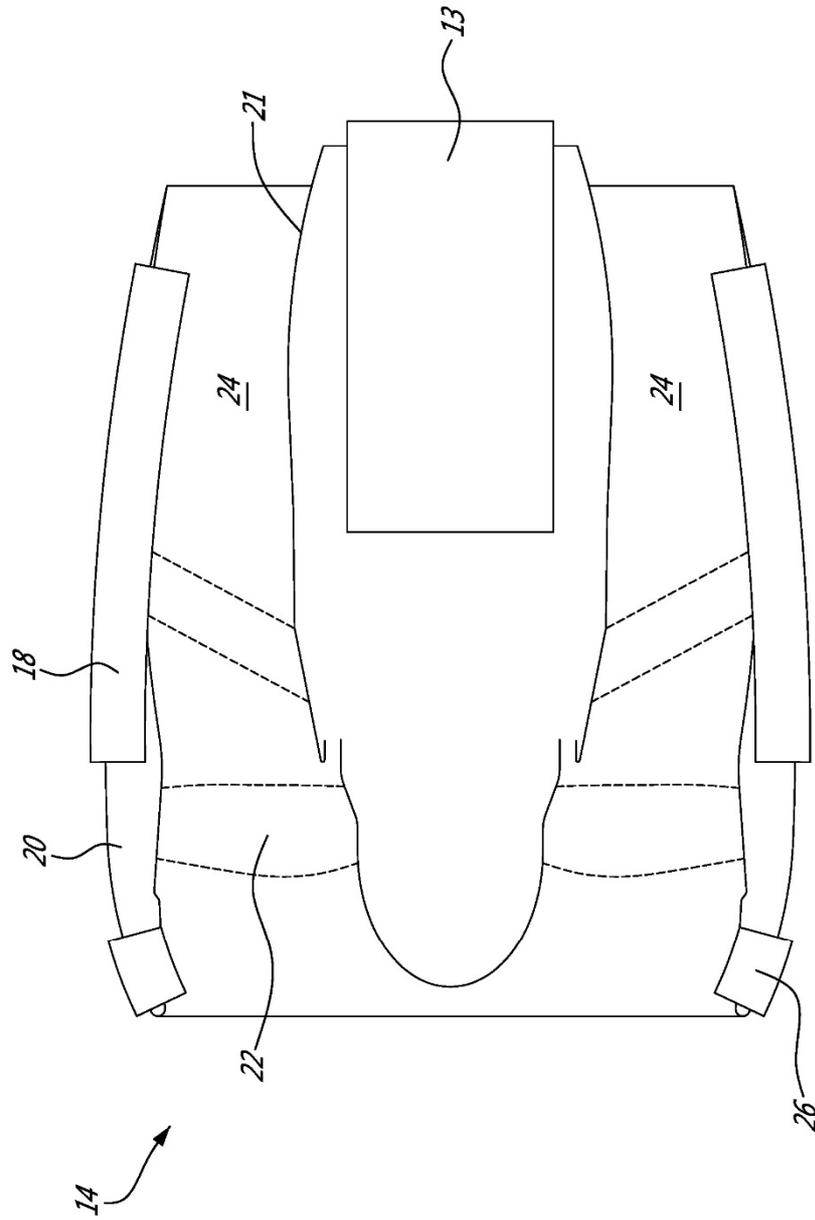


FIG. 3