

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 755 874**

51 Int. Cl.:

**B64C 25/14** (2006.01)

**B64C 25/26** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.06.2017** E 17178220 (4)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.10.2019** EP 3263450

54 Título: **Sistema de aterrizaje de una aeronave con un accionador de maniobra rotativo**

30 Prioridad:

**01.07.2016 FR 1656315**

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

**24.04.2020**

73 Titular/es:

**SAFRAN LANDING SYSTEMS (100.0%)  
7, rue Général Valérie André, Inovel Parc Sud  
78140 Vélizy-Villacoublay, FR**

72 Inventor/es:

**DUCOS, DOMINIQUE y  
HENRION, PHILIPPE**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

**ES 2 755 874 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

Sistema de aterrizaje de una aeronave con un accionador de maniobra rotativo

El invento se refiere a un sistema de aterrizaje de una aeronave con un accionador de maniobra rotativo.

### Antecedente tecnológico del invento

5 Se conocen ya sistemas de aterrizaje de una aeronave montados articulados sobre una estructura de la aeronave entre una posición desplegada y una posición retractada. En la posición desplegada, el sistema de aterrizaje está estabilizado generalmente por un puntal de apoyo que está enganchado al sistema de aterrizaje y a la estructura de la aeronave, y que incluye dos elementos articulados entre sí y mantenidos en posición alineada. Para permitir la elevación del sistema de aterrizaje, se provoca la desalineación de los elementos del puntal de apoyo con el fin de  
10 permitir el pivotado del sistema de aterrizaje hacia su posición retractada bajo la acción de un accionador de maniobra.

Se conocen ya del documento FR 2 946 319 A1 sistema de aterrizaje en los cuales el accionador de maniobra es un accionador rotativo que actúa sobre uno de los elementos del puntal de apoyo. El accionador de maniobra está fijado generalmente a la estructura de la aeronave y acciona uno de los elementos del puntal de apoyo, ya sea directamente, o ya sea por medio de un embielado. La estructura de la aeronave debe entonces estar dimensionada para absorber los esfuerzos y el par desarrollado por el accionador de maniobra durante la maniobra del sistema de aterrizaje.  
15

### Objeto del invento

El invento tiene por objeto proponer una instalación del sistema de aterrizaje que aligere la estructura de la aeronave durante la maniobra del sistema de aterrizaje.  
20

### Presentación del invento

Con vistas a la realización de este objetivo, se propone un sistema de aterrizaje de una aeronave que incluya las características de la reivindicación 1. El sistema de aterrizaje según el invento incluye una pata montada pivotante sobre una estructura de la aeronave según un eje de pivotado entre una alrededor de un eje de rotación del aterrizaje un puntal de apoyo de dos elementos articulados de los cuales uno está articulado sobre la pata, y el otro está articulado sobre la estructura de la aeronave, de tal manera que cuando la pata está en una posición desplegada, los dos elementos del puntal de apoyo están enclavados en una posición sensiblemente alineada, estando, además, el sistema de aterrizaje equipado con un accionador de maniobra rotativo que tiene un eje de salida que actúa sobre uno de los elementos del puntal de apoyo para provocar el pivotado de la pata entre las dos posiciones. Según el invento, el accionador de maniobra está montado pivotando sobre la estructura de la aeronave alrededor de un eje de rotación del eje de salida, teniendo el accionador de elevación un cárter unido a una biela de reacción con la pata para absorber el par desarrollado por el accionador de maniobra durante la maniobra del sistema de aterrizaje.  
25  
30

Gracias a la disposición del invento, el par desarrollado por el accionador de maniobra no es transmitido a la estructura de la aeronave, sino que es absorbido por el mismo sistema de aterrizaje.  
35

Según un modo particular de realización del invento, cuando el sistema de aterrizaje está en una posición desplegada, la biela de reacción está alineada con el eje de pivotado de la pata. De esta manera, en el caso de un movimiento de deformación del sistema de aterrizaje, por ejemplo, en el aterrizaje, la biela no puede ejercer sobre el cárter del accionador la maniobra de un momento que activaría un desenclavamiento del puntal de apoyo.

Según otro modo particular de realización del invento, el eje de salida del accionador de maniobra actúa sobre el elemento del puntal de apoyo por medio de un cerrojo con una rótula que enclava a los elementos del puntal de apoyo en una posición alineada mientras que el sistema de aterrizaje está en una posición desplegada.  
40

### Presentación de las figuras

El invento será mejor comprendido a la luz de la descripción que viene a continuación de unos modos particulares de realización del invento, haciendo referencia a las figuras de los dibujos anexos entre los cuales:  
45

-La figura 1 es una vista en perspectiva de un sistema de aterrizaje según un primer modo particular de realización del invento, representado en posición desplegada;

- La figura 2 es una vista parcial de lado del sistema de aterrizaje de la figura 1, representado en posición desplegada;

50 - La figura 3 es una vista parcial de lado del sistema de aterrizaje de la figura 1 representado en posición retractada;

- La figura 4 es una vista en perspectiva de un sistema de aterrizaje según un segundo modo particular de realización del invento, representado en posición desplegada;
  - La figura 5 es una vista de lado del sistema de aterrizaje de la figura 4, representado en posición desplegada,
  - La figura 6 es una vista de lado del sistema de aterrizaje de la figura 4 representado en posición retractada;
- 5 - La figura 7 es una vista parcial en perspectiva del cerrojo que equipa al puntal de apoyo del sistema de aterrizaje de la figura 4;
- La figura 8 es otra vista parcial en perspectiva del cerrojo que equipa al puntal de apoyo del sistema de aterrizaje de la figura 4.

**Descripción detallada de unos modos de realización particulares del invento**

10 Haciendo referencia a las figuras 1 a 3, y de acuerdo con un primer modo particular de realización del invento, el sistema de aterrizaje 1 incluye una pata 2 montada articulada sobre la estructura de una aeronave (no visible aquí) por medio de un pivote 201 según un eje de pivotado X1, aquí sensiblemente horizontal, para ser móvil entre una posición desplegada ilustrada en las figuras 1 y 2, y una posición retractada ilustrada en la figura 3. En lo que sigue, todas las articulaciones mencionadas tienen un eje de pivotado perpendicular al plano de la figura, de tal manera que los ejes de pivotado son todos paralelos entre sí.

15 El sistema de aterrizaje 1 incluye un puntal de apoyo 3, que incluye a su vez dos elementos de refuerzo 3a y 3b articulados entre sí a una rótula del eje de pivotado X2. El primer elemento de refuerzo 3a está articulado sobre la estructura de la aeronave por medio de un pivote 202 según un eje de pivotado X3 mientras que el segundo elemento de refuerzo 3b está articulado sobre la pata 2 según un eje de pivotado X4. En la posición desplegada, los dos elementos de refuerzo 3a, 3b y, por lo tanto, los ejes de pivotado X2, X3, X4 están sensiblemente alineados. Esta posición está definida por unos topes respectivamente 4a, 4b, de los elementos de refuerzo 3a, 3b y está confirmada por medio de un muelle de confirmación 5 enganchado a los dos elementos de refuerzo 3a, 3b para confirmar el contacto entre los topes 4a, 4b.

20 Un accionador de maniobra rotativo 10 está situado al nivel del eje de pivotado X3 de tal manera que su eje de salida sea giratorio según un eje de pivotado X3. El eje de salida (no visible aquí) está conectado directamente con el primer elemento de refuerzo 3a. El accionador de maniobra 10 incluye un cárter 12 que está montado en rotación libre según el eje X3. Una biela de reacción 13 está articulada según dos ejes de pivotado X5, X6 entre, por una parte, la pata 2 y, por otra parte, un brazo de manivela 14 solidario con el cárter 12.

25 De esta manera, durante la alimentación del accionador de maniobra rotativo 10, su eje de salida provoca la rotación del segundo elemento de refuerzo 3b alrededor del eje X3. La absorción del par de reacción está asegurada por la biela de reacción 13, pero sin que sea transmitido ningún par a la estructura de la aeronave.

30 Se observará que en la posición desplegada ilustrada en las figuras 1 y 2, la biela de reacción 13 está en línea con el eje de pivotado X1 de articulación de la pata 2, es decir, los ejes de pivotado X1, X5, X6 están alineados. Esta disposición evita, en caso de deformación o de un movimiento parásito de la pata 2, por ejemplo, durante el impacto del aterrizaje, que la biela de reacción 13 pudiera provocar una rotación del cárter 12 de naturaleza tal que desenclave intempestivamente el puntal de apoyo.

35 Para provocar la retracción de la pata, basta con hacer girar el eje de salida del accionador en el sentido que tiende a alejar los topes 4a, 4b uno de otro, en contra del muelle 5, rompiendo así el alineamiento del puntal de apoyo 3 y permitiendo el pivotado de la pata bajo la tracción ejercida por el primer elemento del puntal de apoyo 3a, accionado en rotación él mismo por el eje de salida del accionador de maniobra rotativo 10. El movimiento prosigue hasta la posición ilustrada en la figura 3. En esta figura, se constata que la biela de reacción 13 está en línea con el eje de pivotado X3, es decir, que los ejes de pivotado X3, X5, X6 están alineados, asegurando, de esta manera, una estabilización de la pata 2 en posición retractada. En esta posición, el brazo de manivela 14 y la biela de reacción 13 están alineados. La posición de alineamiento está definida preferentemente por los topes solidarios respectivamente de la biela de reacción 13 y del brazo de manivela 14 que se ponen en contacto uno de otro en la posición alineada, Esta posición está confirmada por un muelle de confirmación 15 enganchado entre la biela de reacción 13 y el brazo de manivela 14.

40 En el movimiento de la posición desplegada a la posición retractada, solo los ejes de pivotado X1 y X3 (que corresponden a los pivotes 201, 202 sobre la estructura de la aeronave) permanecen fijos. Los demás ejes se mueven, paralelamente a ellos mismos. El cárter 12 del accionador 10 y la pata 2 han girado alrededor de un cuarto de vuelta.

45 Según un segundo modo de realización ilustrado en las figuras 4 a 8, sobre las cuales los elementos comunes con el modo de realización anterior llevan referencias aumentadas en una centena, el eje de salida del accionador 110 no está conectado directamente con el primer elemento de refuerzo 103a sino a un cerrojo de rótula 120 asegurando un enclavamiento del puntal de apoyo 103 en posición alineada.

- 5 El cerrojo de rótula 120 incluye un primer elemento de enclavamiento 120a que está articulado sobre el primer elemento de refuerzo 103a según un eje de pivotado X7, y que está articulado con un segundo elemento de enclavamiento 120b según un eje de pivotado X8, articulado él mismo sobre un brazo de manivela 121 del segundo elemento de refuerzo 103b según un eje de pivotado X9. En la posición enclavada, que corresponde a la posición desplegada del sistema de aterrizaje, los ejes de pivotado X7, X8, X9 están sensiblemente alineados. Esta posición está definida por los topes internos no representados aquí, pero que juegan el mismo papel que los topes 4a, 4b. El mantenimiento de los elementos de enclavamiento 120a, 120b en la posición alineada supone el mantenimiento alineado de los elementos de refuerzo 103a, 103b.
- 10 Como antes, el cárter 112 del accionador de maniobra rotativo 110 incluye un brazo de manivela 114 unido a la pata 102 por una biela de reacción 113.
- 15 El eje de salida incluye un brazo de manivela 122 de control que está enganchado al primer elemento de enclavamiento 120a por una pequeña biela 123. Partiendo de la posición desplegada ilustrada en la figura 4, la alimentación del accionador de maniobra rotativo 110 lleva al eje de salida a tirar de la pequeña biela 123 a través del brazo de manivela 122. Esta tracción provoca la desalineación de los elementos de enclavamiento 120a, 120b lo que provoca la desalineación de los elementos de refuerzo 103a, 103b. El resto del movimiento hacia la posición retractada es entonces idéntico al del modo de realización precedente, si no es por que el eje de salida del accionador de elevación 110 no está directamente unido a uno de los elementos de refuerzo, sino que está unido a través de los elementos de enclavamiento 120a, 120b asegurando, por lo tanto, el accionador de maniobra rotativo 110 a la vez el desenclavamiento y la desalineación del puntal de apoyo, y la elevación de la pata.
- 20 De la misma manera que antes, el par de elevación desarrollado por el accionador de maniobra 110 es transmitido por la biela de reacción 113 a la pata 102, lo que aligera la estructura de la aeronave.

**REIVINDICACIONES**

- 5 1. Sistema de aterrizaje de una aeronave que tiene una pata (2; 102) provista de unos medios para pivotar sobre una estructura de una aeronave según un eje de pivotado (X1) entre una posición desplegada y una posición retractada, incluyendo el sistema de aterrizaje un puntal de apoyo de dos elementos (3a, 3b; 103a, 103b) de refuerzo articulados uno con otro de los cuales uno está articulado sobre la pata y el otro está provisto de unos medios de articulación sobre la estructura de la aeronave, de tal manera que cuando la pata está en posición desplegada, los dos elementos de refuerzo del puntal de apoyo están enclavados en una posición sensiblemente alineada, estando equipado el sistema de aterrizaje, además, con un accionador de maniobra rotativo (10; 110) que tiene un eje de salida que actúa sobre uno de los elementos de refuerzo del puntal de apoyo para provocar el pivotado de la pata entre las dos posiciones, estando provisto el accionador de maniobra con unos medios para pivotar sobre la estructura de la aeronave alrededor de un eje de rotación (X3) del eje de salida, caracterizado por que el accionador de maniobra incluye un cárter (12; 112) unido por una biela de reacción (13; 113) a la pata para absorber el par desarrollado por el accionador de maniobra durante una maniobra del sistema de aterrizaje.
- 10
- 15 2. Sistema de aterrizaje según la reivindicación 1, en el cual el eje de salida del accionador (10) de maniobra está unido directamente a uno de los elementos (3a, 3b) de refuerzo.
3. Sistema de aterrizaje según la reivindicación 1, en el cual el eje de salida del accionador (110) de maniobra está unido a los elementos (103a, 103b) de refuerzo a través de los elementos de enclavamiento (120a, 120b) de los elementos (103a, 103b) de refuerzo en posición alineada cuando el sistema de aterrizaje está en posición desplegada.
- 20 4. Sistema de aterrizaje según la reivindicación 1, en el cual el eje de rotación (X3) del eje de salida del accionador coincide con un eje de pivotado de los medios de articulación del puntal de apoyo (3) sobre la estructura de la aeronave.

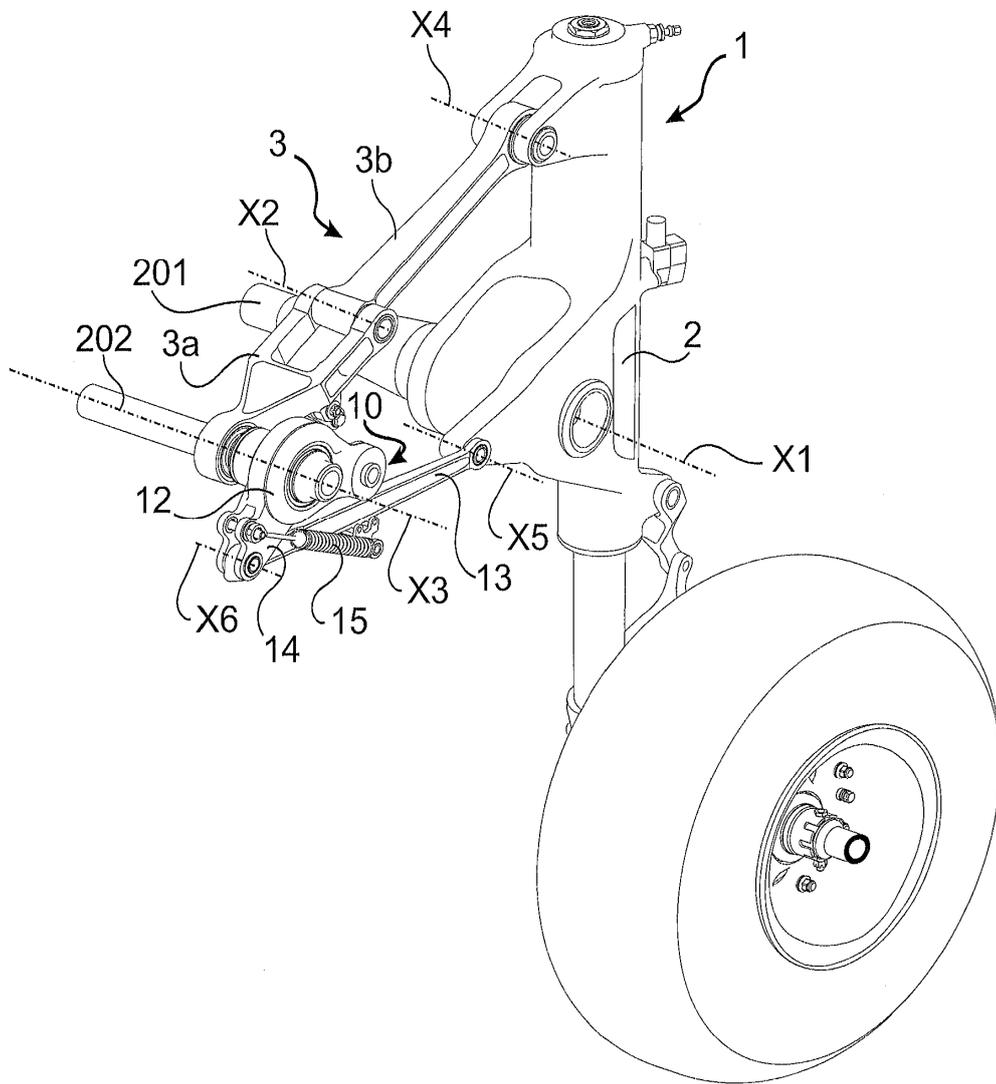


Fig. 1

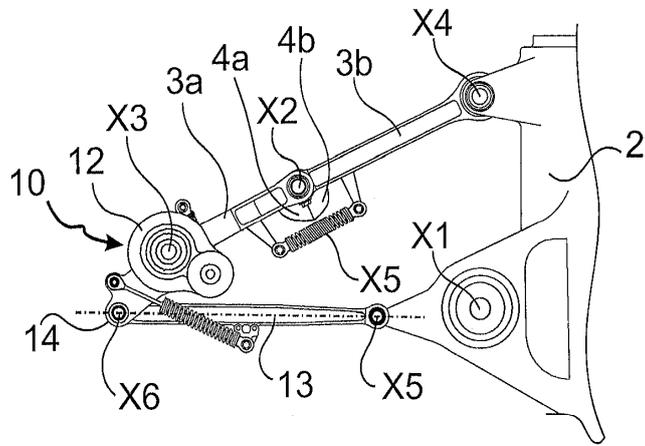


Fig. 2

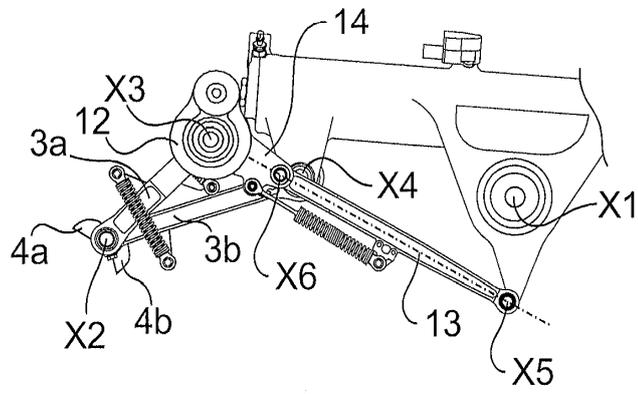


Fig. 3

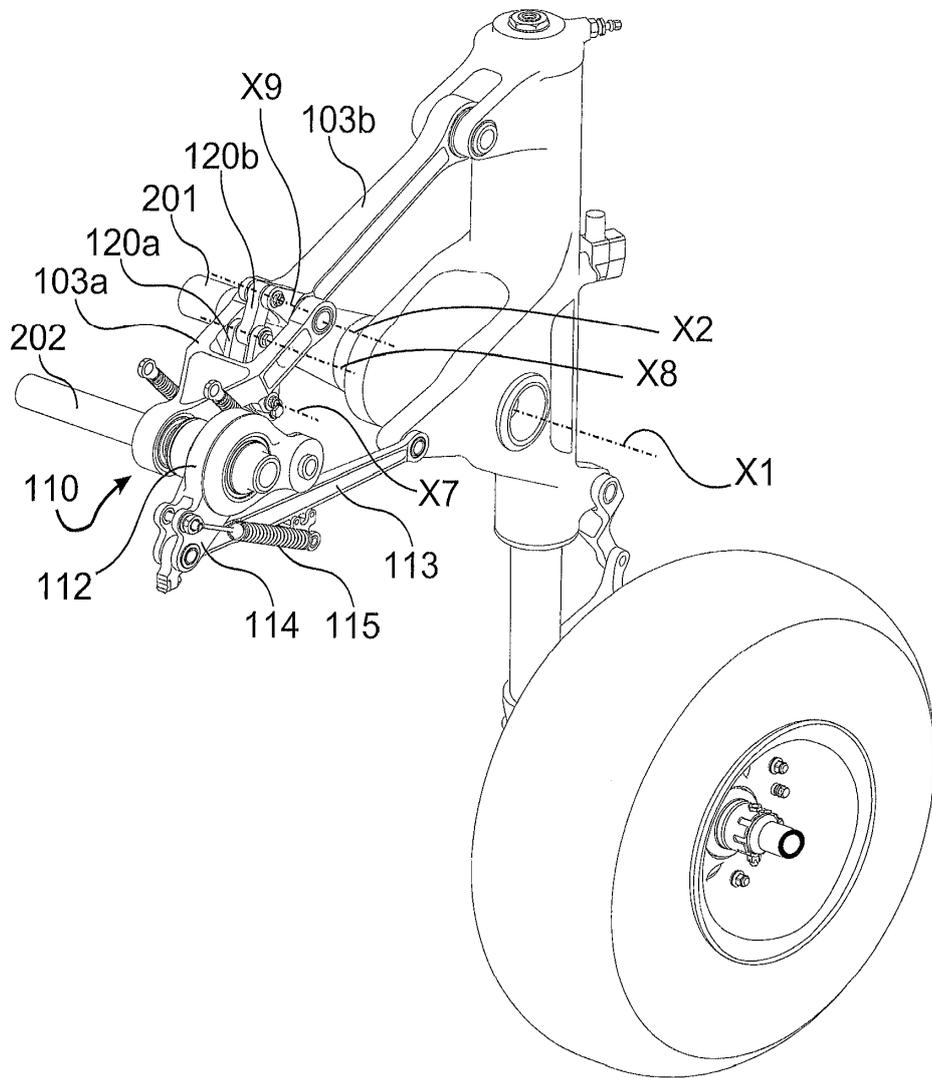


Fig. 4

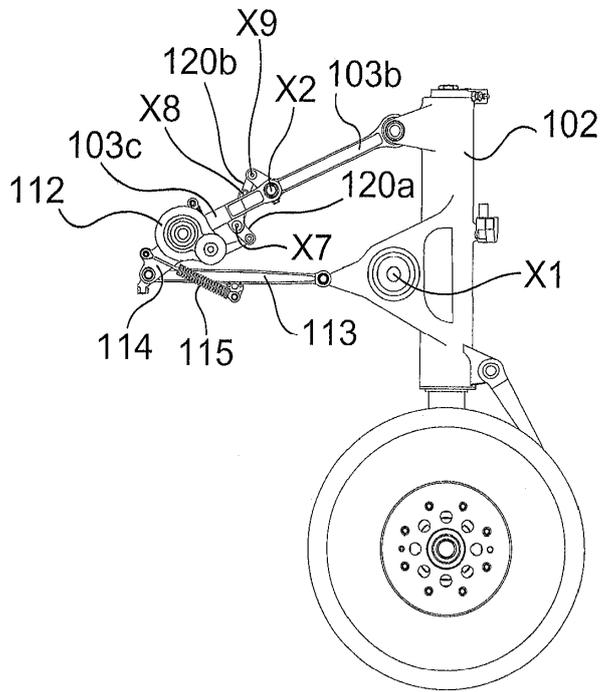


Fig. 5

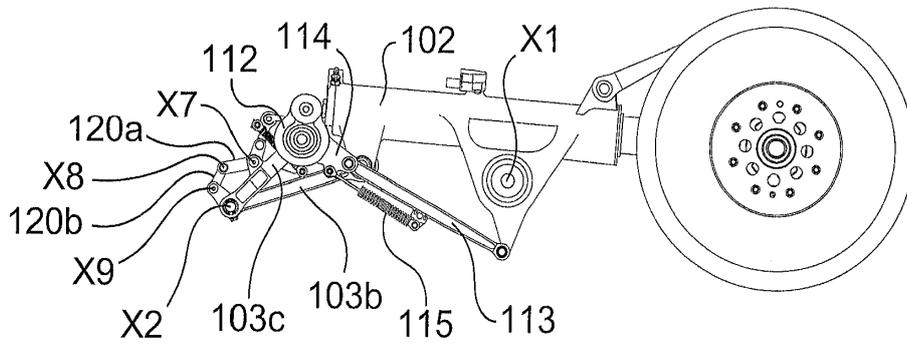


Fig. 6

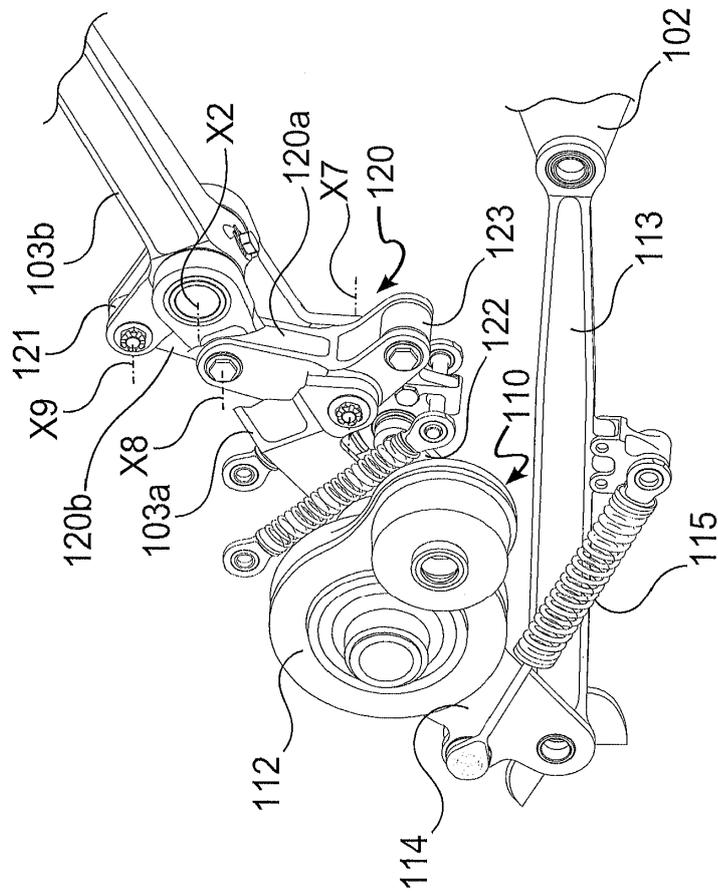


Fig. 7

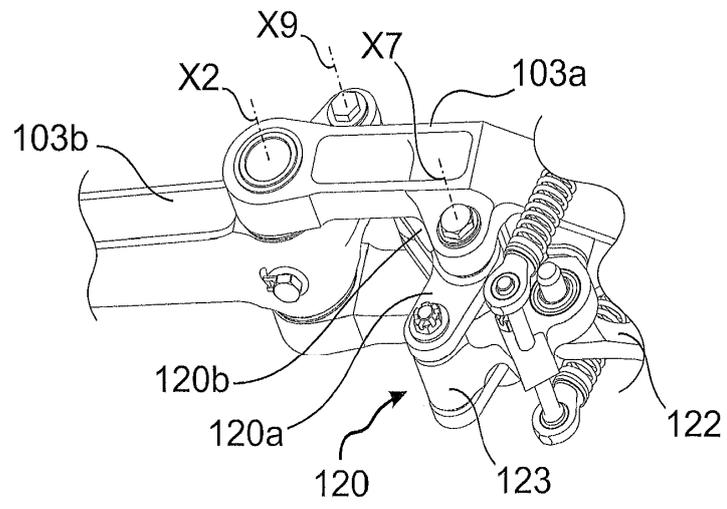


Fig. 8