



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 273 070**

51 Int. Cl.:
B64D 37/14 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Número de solicitud europea: **03789476 .3**

86 Fecha de presentación : **24.11.2003**

87 Número de publicación de la solicitud: **1620313**

87 Fecha de publicación de la solicitud: **01.02.2006**

54 Título: **Procedimiento para la carga de carburante de una aeronave en tierra.**

30 Prioridad: **02.05.2003 FR 03 05407**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
01.05.2007

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
01.05.2007

73 Titular/es: **Airbus**
1, Rond-Point Maurice Bellonte
31707 Blagnac, FR

72 Inventor/es: **Haghayeghi, Ali**

74 Agente: **Espiell Volart, Eduardo María**

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

Procedimiento para la carga de carburante de una aeronave en tierra.

La presente invención se refiere a un procedimiento para la carga de carburante de una aeronave en tierra.

Es sabido que el llenado en tierra de los depósitos de una aeronave de gran tonelaje es gestionado automáticamente por un ordenador que calcula, en función de la cantidad de carburante necesario para que dicha aeronave cumpla su misión, las diferentes masas de carburante a verter en los diferentes depósitos para que, en cada instante del llenado, el centro de gravedad de dicha aeronave se mantenga dentro de un margen autorizado de posiciones a lo largo del eje longitudinal de dicha aeronave.

Así, se obtiene en continuo un buen centrado de dicha aeronave, lo que le asegura una estabilidad satisfactoria y le permite, tras el llenado, ser suficientemente controlable.

Es sabido, por otra parte, que una aeronave civil moderna comporta al menos un depósito de carburante dispuesto en la cola y que, en el caso de una aeronave de gran tonelaje, la capacidad de este depósito de cola es importante. Además, si esta aeronave es del tipo de gran tonelaje, la distancia que separa este depósito de cola del centro de la aeronave es grande. Pero ocurre que esta distancia constituye el brazo de palanca con el cual la masa de carburante contenida en el depósito de cola ejerce un momento de fuerza sobre dicha aeronave. Este momento puede entonces ser muy importante y ejercer una fuerte acción de desestabilización de la aeronave. El llenado del depósito de cola con carburante es por lo tanto crítico para la estabilidad de la aeronave.

La presente invención tiene por objeto remediar este inconveniente. Se refiere a un procedimiento de carga de carburante de una aeronave en tierra asegurando la estabilidad y el centrado de dicha aeronave sin riesgo de desestabilización con ocasión del llenado del depósito de cola y que permite incluso comunicar a dicha aeronave una capacidad de pilotaje óptima en ocasión de la fase de despegue y del inicio del vuelo.

Con este fin, según la invención, el procedimiento para la carga de carburante de una aeronave en tierra, comportando dicha aeronave unos depósitos de carburante repartidos en las alas y el fuselaje y al menos un depósito de carburante dispuesto en la cola, permitiendo a dicho procedimiento mantener en cada instante de la carga el centro de gravedad de dicha aeronave en un margen autorizado de posiciones a lo largo del eje longitudinal de dicha aeronave y teniendo en cuenta:

- la masa de la carga M_c , sin carburante, llevada por la aeronave;
- la posición XC , en el interior de dicho margen autorizado, del centro de gravedad de dicha aeronave en tierra, cuando solo dicha masa de mercancía MC es cargada y repartida en la aeronave; y
- la masa de carburante PFQ necesaria para el cumplimiento de la misión que dicha aeronave debe llenar con dicha masa de mercancía MC ,

es notable porque:

- se determina, en el interior de dicho margen autorizado, una posición óptima CG_t a alcanzar para dicho centro de gravedad, cuando dicha carga de mercancía MC y dicha masa de carburante PFQ necesaria para la misión son cargadas a bordo de dicha aeronave;
- se determina la relación (R) que une la variación de posición del centro de gravedad de la aeronave a la variación de masa de carburante en el interior de dicho depósito de cola;
- se vierten en dichos depósitos las masas de carburante, cuya suma constituye una masa de carga provisional MP , que es inferior a dicha masa de carburante PFQ necesaria para la misión y que, añadida a dicha masa de mercancía MC , hace pasar el centro de gravedad de la aeronave de dicha posición XC que corresponde a esta última a una posición provisional XP , tal como la aportación en dicho depósito de cola de una masa de carburante igual a la diferencia Δ entre la masa de carburante PFQ necesaria para la misión y dicha masa de carga provisional MP haga pasar, según dicha relación (R), dicho centro de gravedad de la aeronave de la posición provisional XP a la posición óptima CG_t ; y
- se vierte en dicho depósito de cola una masa de carburante igual a dicha diferencia Δ .

Así, según la invención, utilizando de modo ventajoso el fuerte brazo de palanca que ofrece el depósito de cola, se ajusta la posición del centro de gravedad a una posición óptima que asegure la mejor estabilidad de la aeronave en tierra, en el despegue y en el inicio del vuelo. Por otra parte, ya que los depósitos de una aeronave están en comunicación los unos con los otros por unas conexiones regulables, esta posición óptima puede ser conservada en crucero, por transvase de carburante entre dichos depósitos. La capacidad de pilotaje de la aeronave es pues óptima en tierra, durante el despegue y en vuelo. Además, la resistencia y el consumo de carburante son mínimos. Por otra parte, los momentos ejercidos por las cargas aerodinámicas soportadas por algunas partes de la aeronave en vuelo, por ejemplo las alas, son reducidos, de modo que sea posible aligerar dichas partes y, luego, disminuir la masa global de la aeronave.

La masa de carga provisional MP puede resultar únicamente de masas de carburante vertidas únicamente en los depósitos de las alas y del fuselaje. Sin embargo, puede igualmente comportar una masa de carburante vertida en dicho depósito de cola, anterior al vertido en éste de la masa de carburante igual a dicha diferencia Δ . Por otra parte, al menos algunas de dichas masas de carburante pueden no ser vertidas de una sola vez, sino por el contrario por fracciones sucesivas, en particular para matizar mejor la variación de posición del centro de gravedad en dicho margen autorizado.

Para poder empezar la carga de carburante antes de conocer con exactitud y definitivamente la masa de mercancía y la posición correspondiente del centro de

gravedad, puede ponerse en práctica el procedimiento con unos valores MC y XC que son, en realidad, unos valores por defecto de la masa de la mercancía y definitiva MC* y de la posición real y definitiva XC* del centro de gravedad. En este caso, tras cargar los depósitos con la masa de carburante PFQ necesaria para el cumplimiento de la misión y obtención de la posición óptima CGt para el centro de gravedad a partir de dichos valores por defecto MC y XC, se redistribuye por transvase la masa de carburante PFQ entre dichos depósitos, con transvase parcial de dicho depósito de cola a otros depósitos, para tener en cuenta dichos valores reales MC* y XC* manteniendo al mismo tiempo el centro de gravedad en dicha posición óptima CGt.

Por otra parte, puede ocurrir, por ejemplo tras una modificación de última hora del plan de vuelo o de las condiciones meteorológicas a lo largo del trayecto de la misión, que, tras la carga de dichos depósitos con la masa de carburante PFQ necesaria para cumplir la misión y alcanzar la posición óptima CGt para el centro de gravedad, deba aumentarse dicha masa de carburante PFQ con una masa adicional dPFQ. En este caso, se reparte dicha masa adicional dPFQ en dichos depósitos manteniendo el centro de gravedad en dicha posición óptima CGt. Dicho reparto de la masa adicional de carburante dPFQ puede efectuarse, según los casos, ya sea únicamente en dichos depósitos de las alas y del fuselaje o bien en estos últimos y en dicho depósito de cola.

Las figuras del dibujo adjunto harán comprender como puede realizarse la invención. En estas figuras, referencias idénticas designan elementos semejantes.

La figura 1 es una vista en alzado de un avión de gran tonelaje que descansa en tierra.

La figura 2 es una vista por encima del avión de gran tonelaje de la figura 1, en la cual el contorno de dicho avión está representado en trazos discontinuos, mientras que los depósitos de éste son representados en trazos continuos.

La figura 3 es una vista en planta parcial ampliada del avión de las figuras 1 y 2 que ilustran el margen autorizado de posiciones para el centro de gravedad de dicho avión.

La figura 4 es un diagrama que ilustra el procedimiento de carga de carburante del avión de las figuras 1 a 3, según la presente invención.

Las figuras 5 y 6 ilustran la acción producida, en el diagrama de la figura 4, por el vertido de masas de carburante en los depósitos de dicho avión.

Las figuras 7 y 8 ilustran, en el diagrama de la figura 4, dos variantes de carga de dichos depósitos de carburante.

El avión de gran tonelaje 1, representado esquemáticamente en las figuras 1 a 3, comporta un fuselaje 2 de eje longitudinal L-L y dos alas 3 y 4 simétricas en relación con dicho fuselaje. Cada ala 3 ó 4 lleva un motor interno 5 ó 6 y un motor externo 7 u 8. El fuselaje 2 comporta además un empenaje trasero que comporta dos planos 9 y 10, simétricos en relación con dicho fuselaje 2.

Como se muestra en la figura 2, el avión 1 comporta una pluralidad de depósitos de carburante, a saber:

- un depósito central 11, previsto en el fuselaje 2 en la parte delantera entre las dos alas 3 y 4;

- dos depósitos 12 y 13 de alimentación de los motores internos 5 y 6;
- dos depósitos internos 14 y 15;
- dos depósitos intermedios 16 y 17;
- dos depósitos externos 18 y 19; y
- dos depósitos de eventualidad 20 y 21,

estando dichos depósitos 12, 13; 14, 15; 16, 17; 18, 19 y 20, 21 dispuestos respectivamente en las alas 3 y 4, simétricamente de dos en dos, la una en relación con la otra, así como:

- un depósito de cola 22, dispuesto simétricamente en los planos 9 y 10 y en la parte de cola del fuselaje 2; y
- dos depósitos de eventualidad 23 y 24, simétricos, en comunicación con el depósito de cola 22.

De modo conocido, el constructor del avión 1 define un margen autorizado 25 para la posición del centro de gravedad del avión a lo largo del eje longitudinal (ver la figura 3). En el ejemplo de realización representado, el margen autorizado 25 corresponde a la cuerda 26 de las alas 3 y 4 al nivel de los motores internos 5 y 6, proyectada en el eje longitudinal L-L y llamada cuerda de referencia. Como puede verse, en vacío (sin carburante, sin pasajeros, sin flete, ...) el centro de gravedad del avión se encuentra en la posición Xo.

Como se muestra en la figura 4, este margen autorizado 25 corresponde a una envoltura de carga 27, proporcionada por el constructor del avión y trazada en una referencia cuyo eje de las abscisas lleva los momentos C ejercidos por las cargas alrededor de la posición Xo (para la cual el avión en vacío presenta la masa Mo) y cuyo eje de ordenadas lleva las masas M. En superposición sobre esta envoltura 27 están unas rectas 28, cada una de las cuales corresponde a una posición Xi del centro de gravedad en el margen autorizado 25. De modo conocido, cada posición Xi está definida por un porcentaje de la cuerda de referencia. En la figura 4, las rectas 28 representan, de izquierda a derecha, las posiciones Xi correspondientes a unas fracciones cada vez más grandes de la cuerda de referencia 26. Estas rectas 28 divergen con el aumento de las masas, ya que cuanto mayor sea la masa total del avión, menor efecto tendrá un aumento de masa determinado en la posición del centro de gravedad.

En el diagrama de la figura 4, el origen de los momentos C corresponde a la posición Xo en vacío, los valores negativos (-) en el eje de los momentos que corresponden a los desplazamientos del centro de gravedad hacia la parte delantera del avión 1 y los valores positivos (+) de dicho eje de los momentos que corresponden a los desplazamientos del centro de gravedad hacia la parte trasera del avión 1. Como muestra la figura 5, un aumento de carga dM en la parte trasera del origen definido por la posición Xo provoca un aumento del momento dC, que hace pasar el centro de gravedad de la posición Xi1 a una posición que se encuentra más atrás Xi2. El aumento del momento dC es lineal en función del aumento de carga dM, ya que sólo depende de la distancia (brazo de palanca) de este aumento de carga en relación con el origen definido por Xo. En el sistema de eje C, M, la variación

de dC en función de dM está por lo tanto representada por una característica lineal 29, cuya pendiente positiva a es característica del emplazamiento trasero del aumento de carga dM. Naturalmente, esta característica lineal 29 es igualmente representativa de la variación de posición del centro de gravedad dXi = Xi2 - Xi1 en función de la variación de masa dM.

Asimismo, como muestra la figura 6, un aumento de carga dM en la parte delantera del origen definido por la posición Xo provoca un aumento del momento dC, que hace pasar el centro de gravedad de la posición Xi3 a una posición más hacia adelante Xi4. Dependiendo igualmente sólo de la distancia del aumento de carga en relación con dicho origen, la variación de dC en función de dM puede pues estar representada por una característica lineal 30, cuya pendiente negativa b es característica del emplazamiento delantero del aumento de carga dM. La característica lineal 30 es igualmente representativa de la variación de la posición del centro de gravedad dXi = Xi4 - Xi3 en función de la variación de masa dM.

En el diagrama de la figura 4, se ha representado que, tras la carga de la masa de mercancía MC (pasajeros, flete, etc.) pero antes de la carga de carburante, la posición del centro de gravedad del avión 1 se encuentra en la posición Xi = XC, más atrás que la posición Xo. Además se ha representado la masa de carburante PFQ necesaria para el cumplimiento de la misión que la aeronave 1 debe cumplir con la masa de mercancía MC.

Teniendo en cuenta por cálculo las características del avión, la masa en vacío Mo, la masa de mercancía MC, la masa de carburante PFQ, se determina, dentro de la gama autorizada 25, la posición óptima (en lo referente al centrado del avión 1) que debe ocupar el centro de gravedad de dicho avión tras la carga de la masa de mercancía MC y de la masa de carburante PFQ. Esta posición óptima lleva la referencia CGt en la figura 4. Así, tras dicha carga, el avión 1 debe encontrarse en el estado representado por el punto T de la recta 28 correspondiente a la posición CGt, para la cual la masa del avión 1 es igual a la suma Mo + MC + PFQ.

Por otra parte, se determina la relación (R) del tipo $dXi = k \cdot dM$, que une la variación de posición dXi del centro de gravedad de la aeronave 1 a la variación de masa de carburante dM en el interior del depósito de cola 22. En esta relación (R), la letra k designa una constante representativa de la distancia entre la posición Xo y dicho depósito de cola 22. La representación gráfica de esta relación (R) en el diagrama de la figura 4, es una recta similar a la característica lineal 29 de la figura 5. En la figura 4, se ha representado la característica correspondiente 31 que pasa por el punto T definido más arriba.

Según la presente invención, se vierten en dichos depósitos 11 a 19 y eventualmente 22, las masas de carburante, cuya suma constituye una masa de carga provisional MP, que es inferior a la masa de carburante PFQ necesaria para el cumplimiento de la misión y que, sumada a la masa de la carga MC, hace pasar el centro de gravedad de la aeronave 1 de la posición XC a una posición provisional XP. Se elige esta masa de carga provisional MP para que corresponda a la intersección entre la recta 28 relativa a la posición XP (no representada) del centro de gravedad y la característica lineal 31.

Naturalmente, durante esta operación de carga, las masas de carburante similares son vertidas en unos depósitos simétricos. Cada masa de carburante añadida al depósito central 11 (y eventualmente al depósito de cola 22) y las masas de carburante añadidas simétricamente en los pares de depósitos simétricos están asociadas, en el diagrama de la figura 4, con unas características lineales 32, 33, 34,... respectivamente similares a las características lineales 29 ó 30 en función de la posición de los depósitos correspondientes, en relación con Xo. Estas características forman una línea quebrada que une Xc (para la masa Mo + MC) a XP (para la masa Mo + MC + MP).

Tras cargar la masa provisional MP y alcanzar la posición provisional XP para el centro de gravedad, se vierte en el depósito de cola 22 una masa de carburante igual a la diferencia $\Delta = PFQ - MP$. Resulta de ello que, simultáneamente, la masa total del avión 1 pasa de Mo + MC + MP a Mo + MC + PFQ y que el centro de gravedad de este último pasa de la posición XP a la posición CGt, desplazándose en la característica 31.

Como, gracias a la invención, se asegura la posición del centro de gravedad en la posición óptima CGt, es posible reducir la envoltura 27, por ejemplo en el lado delantero para masas elevadas, lo que está representado por la línea 35 que corta el ángulo superior izquierdo de dicha envoltura 27. Esta reducción de la envoltura 27 corresponde de hecho a la supresión de condiciones particulares de vuelo, que ponen a prueba algunas partes del avión 1. Éstas pueden entonces, gracias a la invención, ser aligeradas, lo que reduce la masa total del avión.

En la figura 7, se ha ilustrado el caso en que la masa MC y la posición XC utilizadas en el diagrama de la figura 4 son unos valores por defecto de la masa de la mercancía real MC* y de la posición real MC*. En esta situación, el punto T de la recta 28 que corresponde a la posición CGt no es correcto y debe ser sustituido por el punto T* de la misma recta 28 correspondiente a la carga Mo + MC* + PFQ. Se observa que si MC* y XC*, se hubieran conocido con exactitud, se habría utilizado la característica 36 del depósito de cola 22 que pasa por el punto T* y no la característica 31 que pasa por el punto T. En particular debido al desplazamiento del centro de gravedad hacia los valores crecientes (de XC a XC*), el nuevo valor XP* de la característica 36 (que desempeña el papel del valor XP de la característica 31) está a su vez desplazado consecuentemente, de modo que resulta que la masa de carburante MP debe ser redistribuida por transvase entre los depósitos 11 a 19 y que la masa Δ en el depósito de cola debe ser parcialmente transvasada a otros depósitos, para mantener en T* el centro de gravedad en la posición CGt.

En la figura 8, se ha ilustrado el caso en que, después de la carga de las depósitos 11 a 19 y 22 a la masa de carburante PFQ y obtención de la posición óptima CGt (como se observa en la figura 4), debe aumentarse la masa PFQ de una masa adicional dPFQ. En este caso, el punto T debe pasar en T' de la recta 28 correspondiente a la posición CGt. Esto puede hacerse por reparto, ya sea únicamente en los depósitos 11 a 19, como se ilustra por la línea quebrada 37, o bien en los depósitos 11 a 19 y 22, como se ilustra por la línea quebrada 38. En este último caso, se utiliza la característica 39 del depósito de cola 22 que pasa por el punto T'.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento para la carga de carburante de una aeronave (1) en tierra, comportando dicha aeronave unos depósitos de carburante (11 a 19) repartidos en las alas (3,4) y el fuselaje (2) y al menos un depósito de carburante (22) dispuesto en la cola, permitiendo dicho procedimiento mantener en cada instante de la carga el centro de gravedad de dicha aeronave dentro de un margen autorizado (25) de posiciones a lo largo del eje longitudinal (L-L) de dicha aeronave y teniendo en cuenta:

- la masa de la mercancía MC, sin carburante, que lleva la aeronave;
- la posición XC, en el interior de dicho margen autorizado (25), del centro de gravedad de dicha aeronave en tierra, cuando sólo dicha masa de mercancía MC es cargada y repartida en la aeronave; y
- la masa de carburante PFQ necesaria para el cumplimiento de la misión que dicha aeronave debe cumplir con dicha masa de mercancía MC,

caracterizado porque:

- se determina, en el interior de dicho margen autorizado (25), una posición óptima CGt a alcanzar para dicho centro de gravedad, cuando dicha carga de mercancía MC y dicha masa de carburante PFQ necesaria para la misión son cargadas a bordo de dicha aeronave;
- se determina la relación (R) que une la variación de posición del centro de gravedad de la aeronave a la variación de masa de carburante en el interior de dicho depósito de cola (22);
- se vierten en dichos depósitos las masas de carburante, cuya suma constituye una masa de carga provisional MP, que es inferior a dicha masa de carburante PFQ necesaria para la misión y que, añadida a dicha masa de mercancía MC, hace pasar el centro de gravedad de la aeronave de dicha posición XC que corresponde a esta última a una posición provisional XP, tal como la aportación en dicho depósito de cola de una masa de carburante igual a la diferencia Δ entre la masa de carburante PFQ necesaria para la misión y la masa de carga provisional MP haga pasar, según dicha relación (R), dicho centro de gravedad de la aeronave de la posición provisional XP a la posición óptima CGt; y

- se vierte en dicho depósito de cola (22) una masa de carburante igual a dicha diferencia Δ .

2. Procedimiento según la reivindicación 1, **caracterizado** porque dicha masa de carga provisional MP resulta de masas de carburante vertidas únicamente en dichos depósitos (11 a 19) de las alas y del fuselaje.

3. Procedimiento según la reivindicación 1, **caracterizado** porque dicha masa de carga provisional MP resulta de masas de carburante vertidas en dichos depósitos (11 a 19) de las alas y del fuselaje, así como en dicho depósito de cola (22).

4. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 a 3,

caracterizado porque al menos algunas de dichas masas de carburante son vertidas por fracciones sucesivas en los depósitos correspondientes.

5. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 a 4,

caracterizado porque dicha masa de mercancía MC y la posición XC del centro de gravedad utilizados son valores por defecto de la masa de mercancía real MC* y de la posición real XC* del centro de gravedad y porque, tras cargar los depósitos con la masa de carburante PFQ necesaria para el cumplimiento de la misión y obtener la posición óptima CGt para el centro de gravedad a partir de dichos valores por defecto MC y XC, se redistribuye por transvase la masa de carburante PFQ entre dichos depósitos, con transvase parcial de dicho depósito de cola a otros depósitos, para tener en cuenta dichos valores reales MC* y XC* manteniendo al mismo tiempo el centro de gravedad en dicha posición óptima CGt.

6. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 a 5,

caracterizado porque en el caso en que, tras la carga de dichos depósitos con la masa de carburante PFQ necesaria para cumplir la misión y alcanzar la posición óptima CGt para el centro de gravedad, debe aumentarse dicha masa de carburante PFQ con una masa adicional dPFQ, se reparte dicha masa adicional dPFQ en dichos depósitos manteniendo al mismo tiempo el centro de gravedad en dicha posición óptima CGt.

7. Procedimiento según la reivindicación 6, **caracterizado** porque dicha masa adicional dPFQ es repartida únicamente entre dichos depósitos (11 a 19) de las alas y del fuselaje.

8. Procedimiento según la reivindicación 6, **caracterizado** porque dicha masa adicional dPFQ es repartida entre dichos depósitos (11 a 19) de las alas y del fuselaje, así como en dicho depósito de cola (22).

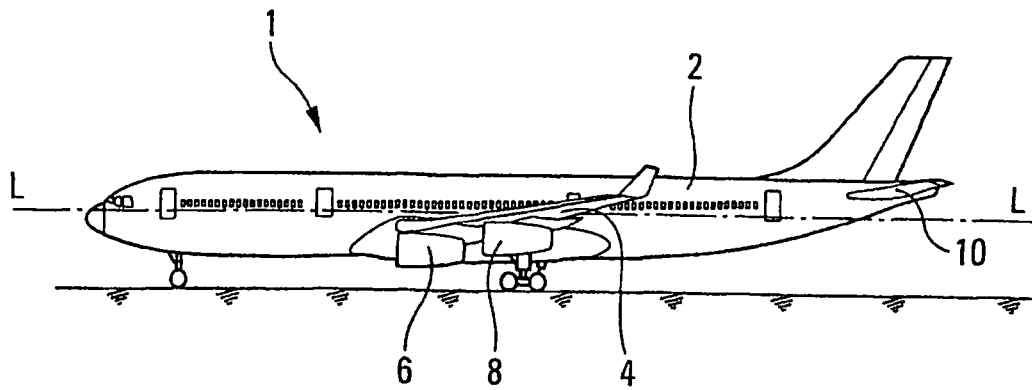


Fig. 1

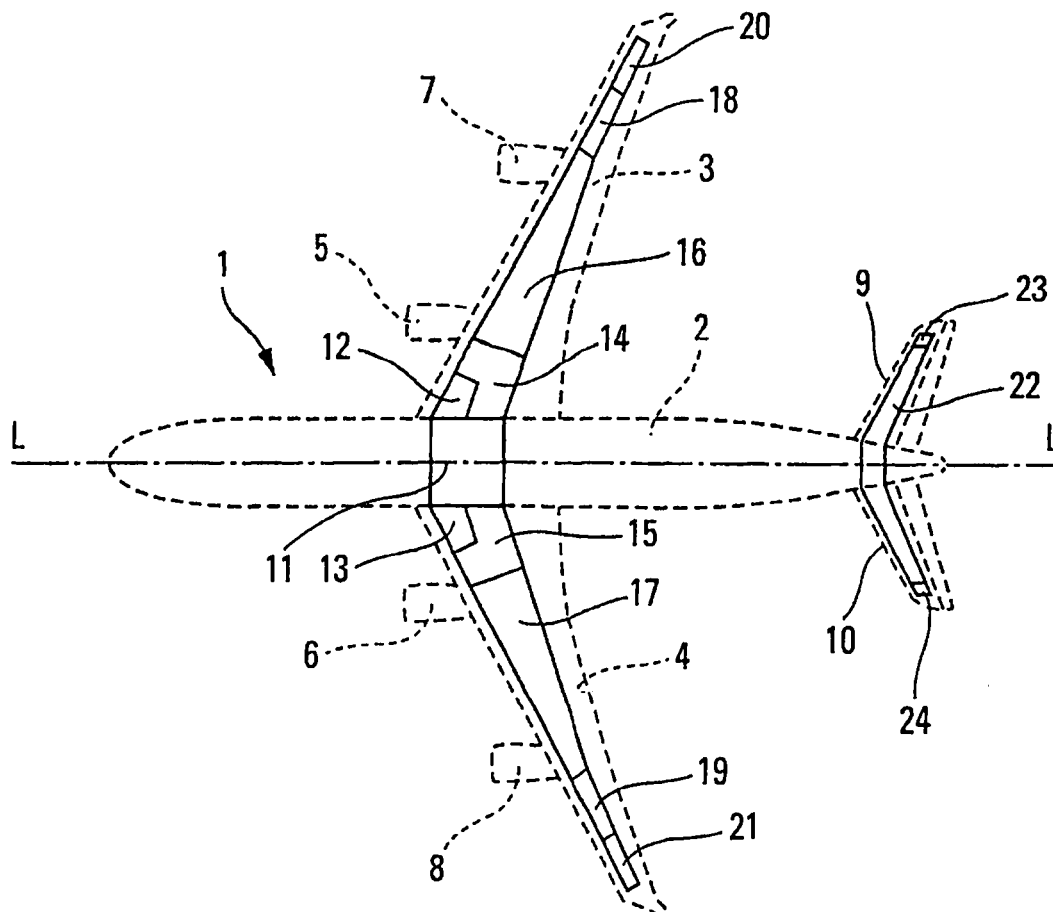


Fig. 2

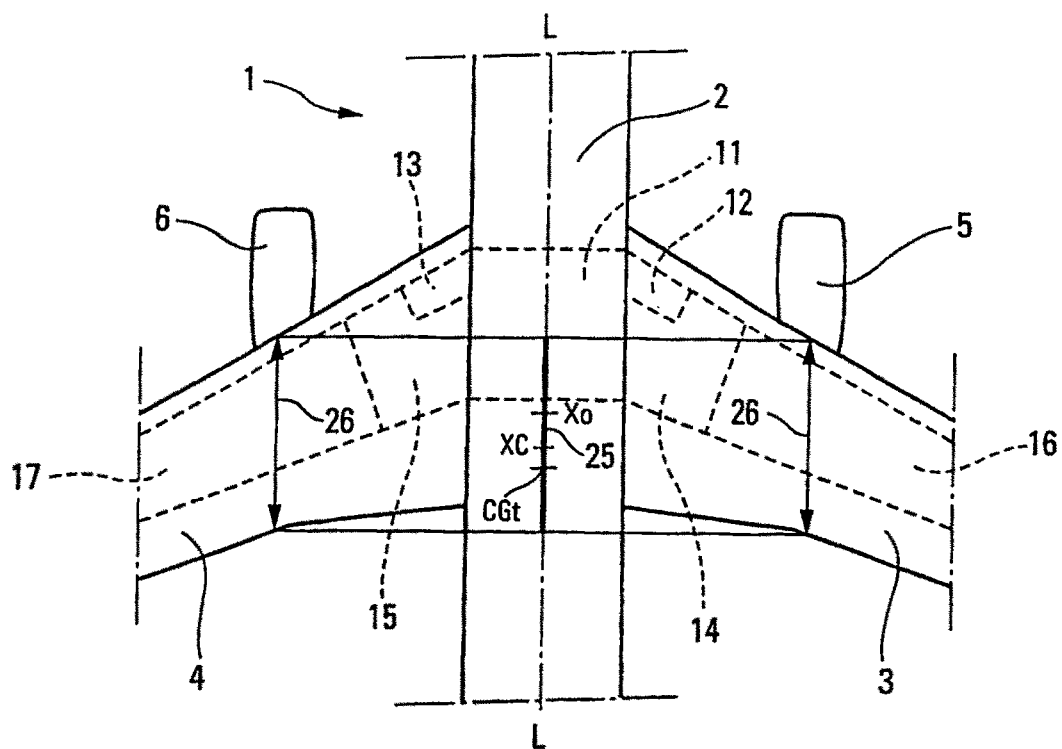


Fig. 3

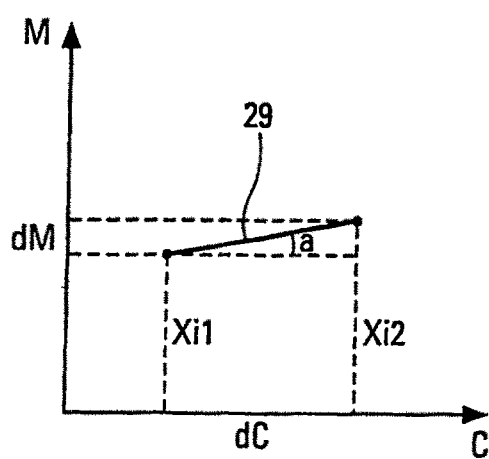


Fig. 5

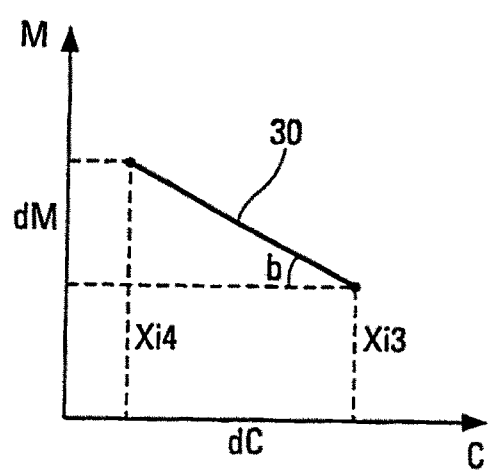


Fig. 6

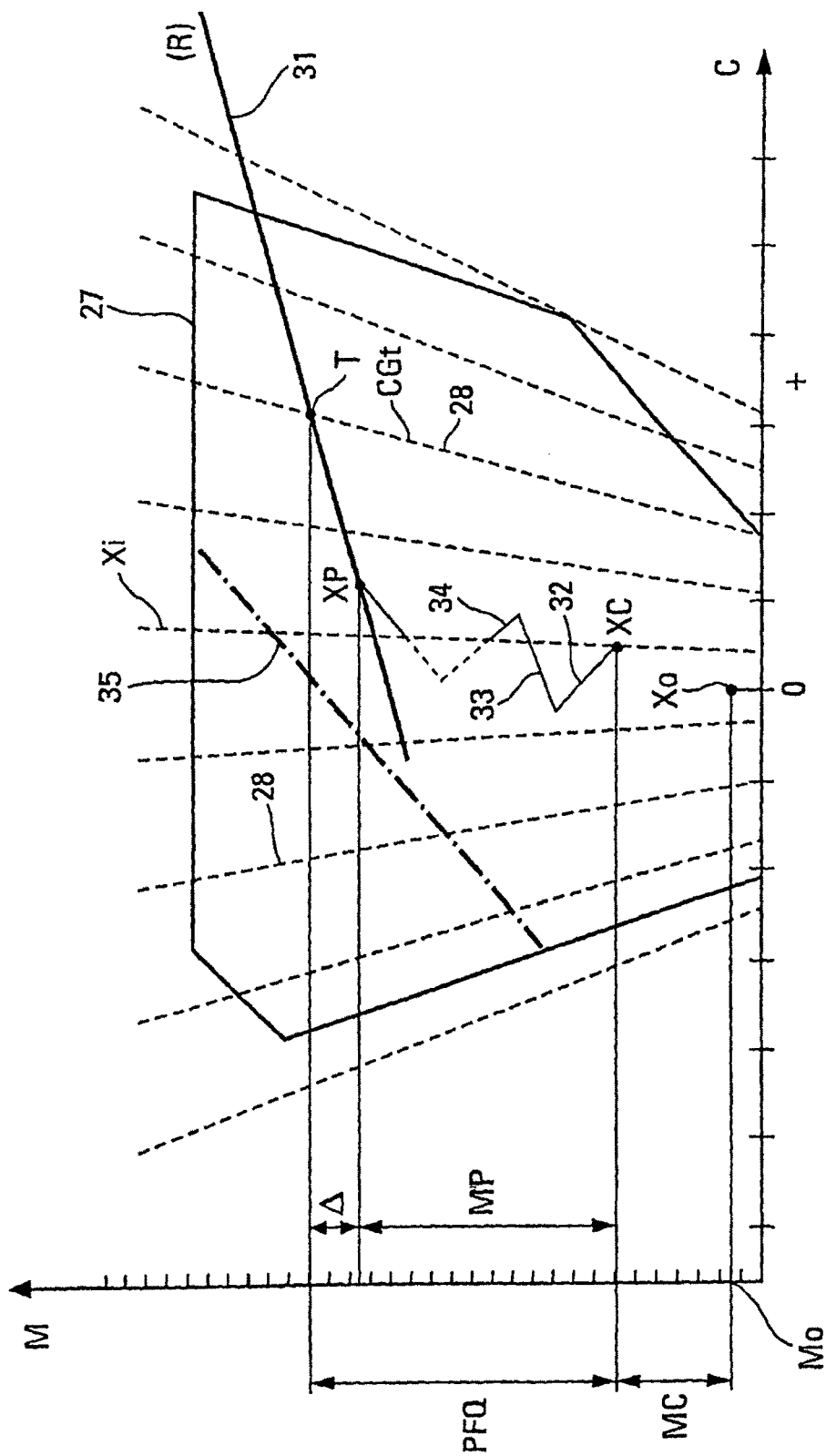


Fig. 4

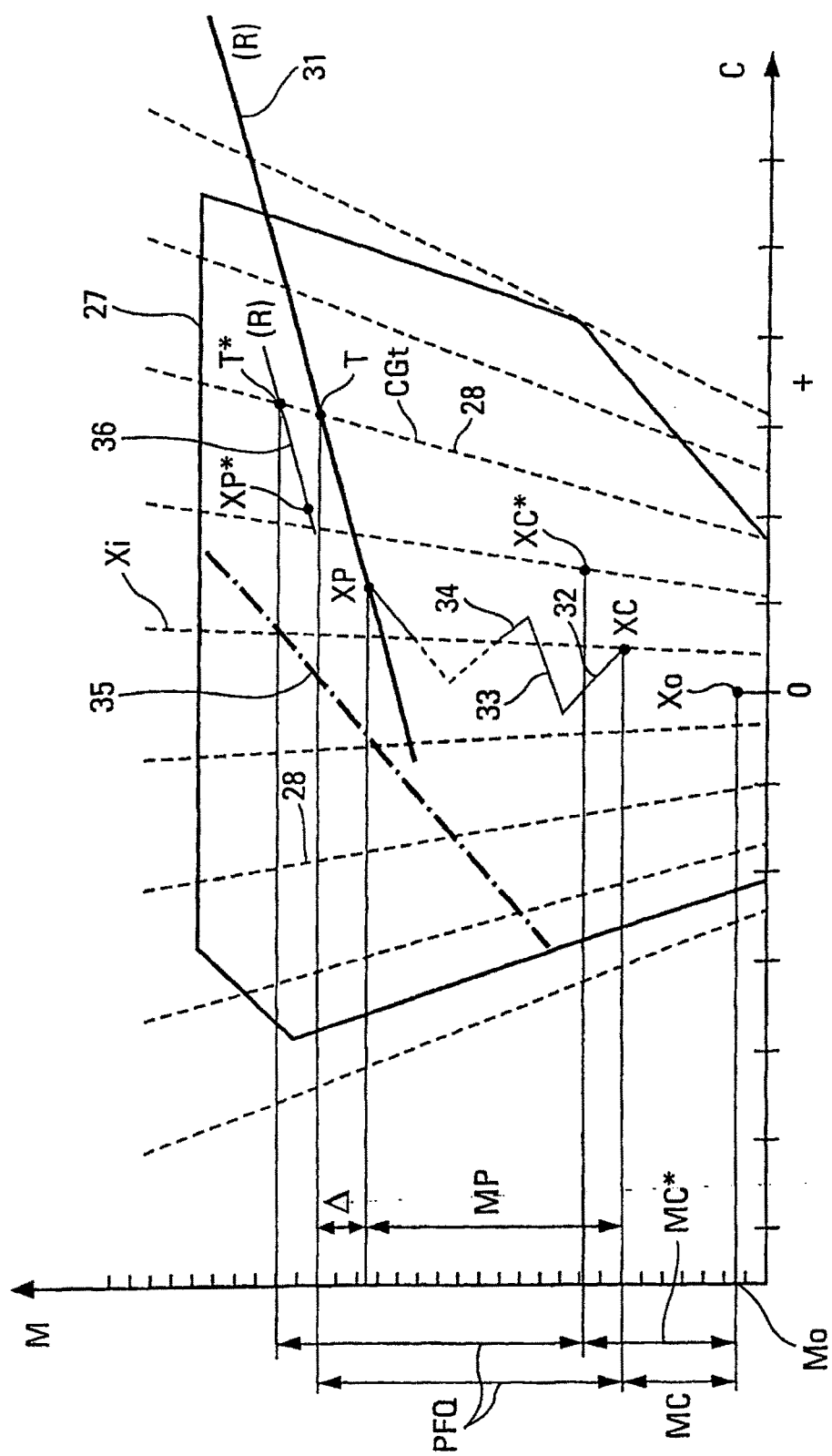


Fig. 7

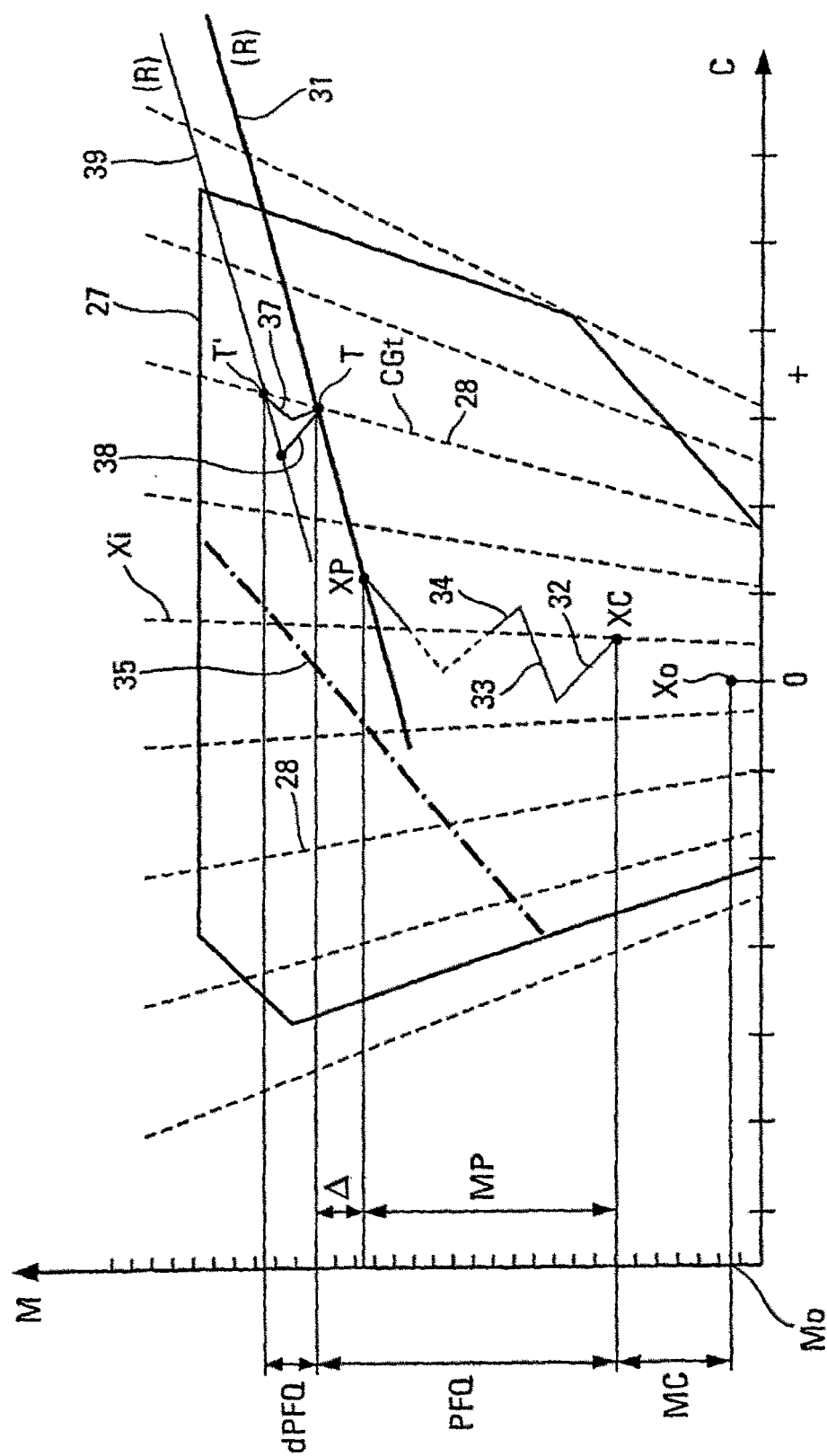


Fig. 8