



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 316 089**

51 Int. Cl.:
G08G 5/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **06775793 .0**

96 Fecha de presentación : **03.08.2006**

97 Número de publicación de la solicitud: **1913569**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **23.04.2008**

54 Título: **Procedimiento para el guiado de vuelo de varios aviones que vuelan en formación.**

30 Prioridad: **09.08.2005 DE 10 2005 038 017**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
01.04.2009

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
01.04.2009

73 Titular/es: **EADS Deutschland GmbH**
Willy-Messerschmitt-Strasse
85521 Ottobrunn, DE

72 Inventor/es: **Soijer, Marco, Willem;**
Zoberbier, Manfred y
Goerke, Roland

74 Agente: **Lehmann Novo, María Isabel**

ES 2 316 089 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).

ES 2 316 089 T3

DESCRIPCIÓN

Procedimiento para el guiado de vuelo de varios aviones que vuelan en formación.

5 La invención se refiere a un procedimiento para el guiado de vuelo de varios aviones que vuelan en formación conforme al preámbulo de la reivindicación 1.

10 El guiado de vuelo en el vuelo en formación, tal como se conoce por ejemplo a partir de los documentos US 2005/0165516 A1 y US 6.587.757 B2, se ocupa de un vuelo coordinado de varios aviones. Un guiado automático de vuelo en vuelo en formación debe proporcionar al sistema de control de vuelo de un avión seguidor señales de referencia, para mantener el avión seguidor en una posición relativa respecto al líder. Las señales de referencia deben clasificar perturbaciones exteriores tales como ráfagas de viento o errores de dirección previos y deben compensar las dinámicas diferentes de la trayectoria del avión seguidor en particular en lo referente a un radio de curvatura mayor o menor. El problema de un vuelo en formación cercano de aviones automatizado se refiere a la determinación de la trayectoria de un avión seguidor así como a su posición relativa con respecto a un líder. La determinación de la trayectoria de un avión comprende para ello habitualmente dos pasos, a saber la reconstrucción de la trayectoria del líder y la determinación de la trayectoria del avión seguidor como derivación de la trayectoria del líder teniendo en cuenta una distancia longitudinal, lateral y vertical prefijada entre el líder y el avión seguidor.

20 En un vuelo en formación cercano, la distancia entre líder y avión seguidor tiene típicamente un valor de tres veces la envergadura o menor. De ello se sigue que los movimientos dinámicos de vuelo del avión seguidor, en particular la velocidad y la aceleración, son aproximadamente iguales a los del líder.

25 En un vuelo en formación táctico, la distancia lateral entre líder y avión seguidor tiene típicamente un valor de hasta 300 m. La distancia longitudinal, en unidades de tiempo o respectivamente de longitud, tiene típicamente un valor entre 10 s o respectivamente 0,3 NM (1 NM = 1 milla náutica) y 1 min o respectivamente 3 NM. Son posibles sin embargo también distancias de hasta 100 NM. Con ello, en un vuelo en formación abierto la dinámica de vuelo del avión seguidor no puede considerarse como idéntica a la del líder. La mayor distancia lateral requiere en caso de vuelo en viraje una variación de velocidad para compensar la longitud aumentada o reducida de la trayectoria.

30 En general, en el guiado automático de vuelo se diferencia entre un modo sincronizado y un modo de túnel. En el modo sincronizado, las variaciones de velocidad y altura del líder son llevadas a cabo inmediatamente de forma correspondiente por el avión seguidor. En el modo de túnel, las variaciones de velocidad y altura del líder son llevadas a cabo por el avión seguidor cuando el avión seguidor alcanza exactamente la posición (teniendo en cuenta la distancia lateral) en la que el líder introdujo la variación.

35 A partir del documento US 4.674.710 se conoce el producto SKE (del inglés "Station Keeping Equipment", sistema de mantenimiento de posición) para un vuelo en formación abierto automático. Se basa en el intercambio mutuo de datos por radio entre los aviones dentro de la formación de vuelo. Se emplean antenas direccionales para la determinación de la disposición de los aviones dentro de la formación con respecto a un avión seguidor. El sistema fue desarrollado para obtener una formación de aviones durante un vuelo recto o respectivamente durante un vuelo en viraje. El procedimiento que está en la base del sistema es en cualquier caso poco apropiado para el empleo en maniobras de vuelo altamente dinámicas. El procedimiento conforme al documento US 4.674.710 precisa para garantizar la formación en caso de vuelo en viraje una velocidad de balanceo fija, un ángulo de inclinación lateral fijo así como un radio de curvatura fijo.

40 A partir del documento US 6.405.124 B1 es conocido un procedimiento para el guiado de vuelo conforme al preámbulo de la reivindicación 1. Aquí, para una trayectoria prefijada se genera una trayectoria deseada con una distancia deseada, sobre la cual el avión seguidor sigue al líder. El avión seguidor lleva asociado aquí un avión virtual, que es guiado paralelamente al avión seguidor sobre la trayectoria real con la distancia deseada. La desviación del avión virtual respecto a la trayectoria real se emplea como magnitud de regulación, para regular el avión real hacia la trayectoria deseada.

55 Constituye la tarea de la invención proporcionar un procedimiento del tipo en cuestión, con el que se pueda mantener la formación de aviones también para maniobras de vuelo altamente dinámicas.

Esta tarea se resuelve con el procedimiento conforme a la reivindicación 1. Realizaciones ventajosas de la invención son el objeto de reivindicaciones subordinadas. Conforme a la invención, en cada posición instantánea P'_{akt} del avión seguidor se calcula una trayectoria deseada, paralela a la trayectoria del líder, del avión seguidor, cuya trayectoria deseada discurre a través de la posición real instantánea P'_{akt} y a través de un punto de referencia P'_{RP} , en que el punto de referencia P'_{RP} es, teniendo en cuenta las distancias lateral y vertical reales y_{ist} y z_{ist} entre la trayectoria del líder y la del avión seguidor, la proyección de un punto P_{RP} separado por la distancia longitudinal deseada x_{Soll} entre líder y avión seguidor sobre la trayectoria del líder, en que el cálculo de la trayectoria (2) del avión seguidor se produce, teniendo en cuenta la distancia lateral real y_{ist} respecto a la trayectoria (1) del líder, por determinación de puntos de apoyo P' sobre la trayectoria (2) del avión seguidor, los cuales tienen las mismas coordenadas temporales que los puntos de apoyo correspondientes sobre la trayectoria (1) del líder, y en que la determinación de señales de corrección comprende los siguientes pasos:

ES 2 316 089 T3

- Medición de la distancia longitudinal real x_{ist} , de la distancia lateral real y_{ist} y de la distancia vertical real z_{ist} entre la trayectoria del líder y la del avión seguidor en la posición instantánea P'_{akt} del avión seguidor
- 5 - Cálculo de la desviación longitudinal Δx , la desviación vertical Δz y la desviación lateral Δy de la posición real instantánea P'_{akt} y de la posición deseada P'_{Soll} del avión seguidor a partir de los respectivos valores deseados x_{Soll} , z_{Soll} , y_{Soll} y de los valores reales medidos x_{ist} , z_{ist} , y_{ist}
- Cálculo de la velocidad deseada y la aceleración deseada del avión seguidor en el punto P'_{RP}
- 10 - Cálculo de la curvatura deseada, de la velocidad de ascenso deseada y del ángulo de curvatura deseado Ψ de la trayectoria del avión seguidor en la posición instantánea P'_{akt} del avión seguidor.

En una realización ventajosa del procedimiento se determinan sobre la trayectoria del líder un número de puntos de apoyo P, para los cuales se conocen las coordenadas espaciales y una coordenada temporal con relación a una base de tiempo unitaria para la formación.

Convenientemente, se determina la desviación vertical Δz entre la trayectoria del avión seguidor y la posición deseada.

20 El ángulo de rumbo Ψ del avión seguidor se determina en particular como ángulo entre la dirección de la trayectoria del avión seguidor en su posición instantánea P'_{akt} y el norte geográfico.

El punto de referencia P_{RP} sobre la trayectoria del líder y el punto de referencia P'_{RP} sobre la trayectoria del avión seguidor tienen ventajosamente la misma coordenada temporal.

25 El cálculo de la trayectoria del avión seguidor se produce ventajosamente, teniendo en cuenta la distancia lateral real y_{ist} respecto a la trayectoria del líder, por determinación de puntos de apoyo P' sobre la trayectoria del avión seguidor, los cuales tienen las mismas coordenadas temporales que los correspondientes puntos de apoyo sobre la trayectoria del líder.

30 Conforme a la invención, un avión seguidor puede ser guiado a lo largo de una trayectoria calculada, en que el guiado para los tres ejes espaciales se produce respectivamente de forma separada e independiente entre sí. Para cada eje espacial, el guiado de vuelo puede producirse automáticamente a través de un sistema de piloto automático o de mando automático de gases. Conforme a la invención, de cara al guiado de vuelo se determinan para los distintos ejes espaciales los siguientes parámetros para la generación de señales de corrección correspondientes:

35 para el eje espacial longitudinal: la desviación longitudinal Δx (diferencia entre el punto de referencia P'_{RP} y la posición actual P'_{akt} sobre la trayectoria del avión seguidor), la velocidad deseada y la aceleración deseada;

40 para el eje espacial lateral: la desviación lateral Δy (diferencia entre la desviación real lateral y_{ist} y la desviación deseada y_{Soll}), la curvatura de la trayectoria del avión seguidor, el ángulo de rumbo;

45 para el eje espacial vertical: la desviación vertical Δz (en el modo de túnel: diferencia entre la altura actual del avión seguidor y la suma de la desviación prefijada z_{Soll} y la altura del punto de apoyo, que corresponde a la proyección de la posición actual del avión seguidor sobre la trayectoria del líder; en el modo sincronizado: diferencia entre la altura actual del avión seguidor y la altura actual del líder más la desviación prefijada z_{Soll}) y la velocidad de ascenso deseada.

50 El procedimiento conforme a la invención para el guiado de vuelo depende de la coordenada temporal de las respectivas posiciones del líder y del avión seguidor. Conforme al procedimiento, se desacoplan entre sí los distintos ejes de regulación en lo relativo a la distancia longitudinal, la distancia vertical y la distancia lateral entre líder y avión seguidor así como las desviaciones respectivas ahí contenidas. Un seguimiento de la posición del avión seguidor con respecto a un eje de regulación es con ello posible independientemente de los otros ejes de regulación. Este desacoplamiento se alcanza mediante la introducción del punto de referencia P'_{RP} sobre la trayectoria del avión seguidor. Con el punto de referencia P'_{RP} se ligan entre sí la distancia longitudinal deseada x_{Soll} y la distancia lateral real y_{ist} así como la distancia vertical real z_{ist} . Convenientemente, la trayectoria deseada del avión seguidor es calculada continuamente para cada posición actual P'_{akt} del avión seguidor.

55 Con el procedimiento conforme a la invención es posible calcular la trayectoria del avión seguidor mediante coordenadas espaciales dependientes del tiempo (*time-tagged*), en que estas coordenadas espaciales resultan de mediciones, dependientes del tiempo, de la posición espacial del líder sobre su trayectoria. La posición de un avión se entiende con ello en lo que sigue como magnitud cuatridimensional, que se compone de una coordenada temporal y tres coordenadas espaciales.

65 Estas informaciones pueden ser determinadas por el líder idealmente mediante el sistema de navegación de a bordo. La transmisión de la posición dependiente del tiempo del líder a los aviones seguidores dentro de la formación se produce ventajosamente por radio.

ES 2 316 089 T3

El procedimiento conforme a la invención puede emplearse por supuesto igualmente cuando el líder de una formación es un avión seguidor de una formación superior.

5 La invención así como otras realizaciones ventajosas se explican más detalladamente con ayuda de dibujos. Muestran:

la figura 1 en representación esquemática plana una trayectoria de un líder con puntos de apoyo P así como una trayectoria estimada de un avión seguidor con puntos de apoyo P' calculados,

10 la figura 2 una representación esquemática para el cálculo del punto de apoyo P'_{RP} sobre la trayectoria del avión seguidor en caso de curva de vuelo cóncava y convexa,

la figura 3 una representación esquemática para el cálculo de la velocidad deseada y la aceleración deseada,

15 la figura 4 una representación esquemática para el cálculo del radio de curvatura de una trayectoria,

la figura 5 una representación tridimensional esquemática de una situación en el vuelo en formación para ilustrar las desviaciones de la trayectoria del avión seguidor respecto a los valores prefijados.

20 La figura 1 muestra en representación plana una trayectoria 1 de un líder MF con puntos de apoyo P. Además, la figura 1 muestra la trayectoria estimada 2 de un avión seguidor FF con puntos de apoyo P', los cuales han sido calculados mediante los puntos de apoyo P sobre la trayectoria 1 del líder.

25 Con la referencia x_{Soll} se designa la distancia longitudinal relativa prefijada entre el líder MF y el avión seguidor FF. La distancia lateral real entre el líder MF y el avión seguidor FF se designa con y_{ist} . La distancia vertical prefijada no está representada. La distancia longitudinal deseada x_{Soll} se fija convenientemente antes de la agrupación de los aviones en una formación, por ejemplo por los pilotos. Lo correspondiente es válido para una distancia vertical y lateral deseada prefijada. Las distancias pueden indicarse aquí bien en unidades de tiempo o en unidades de separación.

30 Para la determinación de un punto de apoyo P'_{RP} para el punto de referencia sobre la trayectoria del líder se determina la distancia longitudinal x_{Soll} a partir de la posición actual P_{ist} del líder a lo largo de la trayectoria 1. La determinación de la distancia x_{Soll} se produce o bien respecto al tiempo o bien respecto a la longitud según procedimientos matemáticos conocidos, por ejemplo integración sobre el recorrido o sobre el segmento temporal.

35 Si el punto de referencia P'_{RP} así calculado está situado entre dos puntos de apoyo P_x y P_y contiguos, el punto de apoyo perteneciente al punto de referencia P'_{RP} es calculado mediante interpolación. Teniendo en cuenta las distancias lateral y vertical reales y_{ist} y z_{ist} se calcula entonces un punto de apoyo P'_{RP}, que conforme a la definición está situado sobre la trayectoria 2 estimada del avión seguidor que es paralela a la trayectoria 1 del líder.

40 La figura 2 muestra en detalle cómo se determina la trayectoria para el avión seguidor y con ello el punto de apoyo P'_{RP}. Sobre la trayectoria 1 del líder se consideran un punto de apoyo P_{k-1}, directamente anterior en el tiempo a cada punto de apoyo P_k, y un punto de apoyo P_{k+1}, directamente posterior en el tiempo. Teniendo en cuenta la distancia lateral real y_{ist} se calculan puntos de apoyo Q₁ y Q₂ sobre la trayectoria 2 del avión seguidor.

45 Para una curva de vuelo cóncava (figura 2a), una recta a través de los puntos de apoyo Q₁ y P_k está situada perpendicularmente a una recta a través de los puntos de apoyo P_{k-1} y P_k. Al mismo tiempo, una recta a través de los puntos de apoyo Q₂ y P_k está situada perpendicularmente a una recta a través de los puntos de apoyo P_k y P_{k+1}. Para una curva de vuelo convexa (figura 2b), de forma correspondiente una recta a través de los puntos de apoyo Q₁ y P_k está situada perpendicularmente a una recta a través de los puntos de apoyo P_k y P_{k+1}, así como una recta a través de los puntos de apoyo Q₂ y P_k está situada perpendicularmente a una recta a través de los puntos de apoyo P_k y P_{k-1}.
50 El punto de apoyo P'_k sobre la trayectoria 2 del avión seguidor es con ello el centro de gravedad de la línea de unión entre los puntos de apoyo Q₁ y Q₂.

55 Correspondientemente es posible calcular a partir de puntos de apoyo P conocidos sobre la trayectoria 1 del líder otros puntos de apoyo P' sobre la trayectoria 2 del avión seguidor. El punto de referencia P'_{RP} sobre la trayectoria del avión seguidor resulta de una interpolación entre los puntos de apoyo P'_x y P'_y contiguos sobre la trayectoria del avión seguidor, que han sido calculados con el procedimiento anteriormente descrito a partir de los puntos de apoyo P_x y P_y directamente antes y después del punto de referencia P'_{RP} sobre la trayectoria del líder.

60 La desviación longitudinal Δx (figura 1) se calcula por integración entre la posición actual P'_{akt} del avión seguidor y el punto de apoyo P'_{RP}, en que la integración se produce o bien con respecto al tiempo o bien respecto a la longitud.

65 La integración se produce típicamente respecto al tiempo cuando como distancia longitudinal x_{Soll} está prefijado un tiempo. La integración se produce en otro caso con respecto a la distancia, cuando como distancia longitudinal x_{Soll} está prefijada una longitud. Si la integración se produce con respecto a la longitud, se integran convenientemente los segmentos lineales entre puntos de apoyo contiguos.

Una representación esquemática para el cálculo de la velocidad deseada y de la aceleración deseada de un avión seguidor es mostrada por la figura 3.

ES 2 316 089 T3

La figura 3 muestra la trayectoria 2 de un avión seguidor con varios puntos de apoyo P' , por ejemplo P'_1 , P'_2 y P'_3 , así como la posición actual P'_{akt} del avión seguidor. Se calcula entonces la velocidad $V(P'_1 P'_2)$ para aquel segmento de longitud que está más próximo a la posición actual P'_{akt} . A continuación se calcula la velocidad $V(P'_2 P'_3)$ para el segmento de longitud siguiente en el tiempo:

$$V(P'_1 P'_2) = \frac{x(P'_2) - x(P'_1)}{t(P'_2) - t(P'_1)}$$

$$V(P'_2 P'_3) = \frac{x(P'_3) - x(P'_2)}{t(P'_3) - t(P'_2)}$$

donde x designa la coordenada espacial del respectivo punto de apoyo P' y t designa la coordenada temporal del respectivo punto de apoyo P' .

La aceleración deseada en la posición P'_{akt} se calcula según ello como sigue:

$$a(P'_{akt}) = \frac{V(P'_2 P'_3) - V(P'_1 P'_2)}{t(P'_2) - t(P'_1)}$$

La velocidad deseada en la posición P'_{akt} se calcula con ello según:

$$V(P'_{akt}) = V(P'_2 P'_3) - a(P'_{akt}) [t(P'_2) - t(P'_{akt})]$$

Una representación esquemática para el cálculo del radio de curvatura de una trayectoria es mostrada por la figura 4. Para el cálculo del radio de curvatura R de la trayectoria 2 del avión seguidor se emplean tres puntos de apoyo P'_1 , P'_2 y P'_3 y los segmentos A_1 y A_2 que resultan de ello. A_1 designa aquí el segmento entre P'_1 y P'_2 , que es el más próximo a la posición actual P'_{akt} del avión seguidor. A_2 designa el segmento directamente posterior en el tiempo entre P'_2 y P'_3 . P'_2 es aquí el punto de apoyo directamente siguiente en el tiempo a la posición actual P'_{akt} .

El radio de curvatura R es el radio de la circunferencia con centro M sobre la cual están situados tanto P'_1 como P'_2 y P'_3 . Las respectivas bisectrices de los segmentos A_1 y A_2 se cortan en el punto M . El segmento entre M y P'_2 puede designarse entonces como radio R de curvatura. La curvatura de la curva de la trayectoria se calcula conforme a la definición por $1/R$, en que para curvas hacia la derecha se añade un signo positivo y para curvas hacia la izquierda un signo negativo.

El ángulo de rumbo Ψ se calcula a partir del ángulo en la posición actual P'_{akt} del avión seguidor entre la perpendicular R_1 respecto a la unión MP entre el punto M y la posición actual P'_{akt} y el norte geográfico N .

La figura 5 muestra una representación esquemática tridimensional de una situación en vuelo en formación. A partir de la representación resulta respecto a las distintas direcciones espaciales la desviación de la trayectoria del avión seguidor respecto a los valores deseados prefijados.

La representación muestra un líder MF sobre su trayectoria 1 y un avión seguidor sobre la trayectoria 2 así como los puntos de referencia P_{RP} y P'_{RP} sobre las respectivas trayectorias 1, 2.

Sobre la trayectoria 2 se encuentra el avión seguidor FF sobre la posición actual P'_{akt} . La posición deseada está designada con P'_{Soll} . A partir de la representación resultan los respectivos valores deseados y_{Soll} , x_{Soll} , z_{Soll} así como los valores reales y_{ist} , x_{ist} , z_{ist} con respecto a las respectivas direcciones espaciales y las desviaciones Δx , Δy , Δz ligadas a ellos.

Para la compensación de la desviación vertical es necesario el cálculo de una velocidad de ascenso. Para ello se calcula la velocidad de ascenso del líder. Para el cálculo de la velocidad de ascenso, primeramente se proyecta la posición actual P'_{akt} del avión seguidor sobre el punto P_{akt_proj} sobre la trayectoria 1 del líder. A partir de dos puntos de apoyo inmediatamente contiguos al punto anterior (no representados), en que uno de ellos tiene una coordenada temporal anterior y el otro una coordenada temporal posterior a la del punto de apoyo proyectado P_{akt_proj} , se calcula la velocidad de ascenso. Convenientemente pueden incluirse en el cálculo otros puntos de apoyo sobre la trayectoria 1, por ejemplo mediante métodos conocidos de filtrado o interpolación.

REIVINDICACIONES

5 1. Procedimiento para el guiado de vuelo de varios aviones que vuelan en formación entre sí, en que se generan
 10 señales de corrección para un sistema de piloto automático o una indicación de mando, para permitir que uno o
 varios aviones seguidores dentro de una formación sigan a un líder de la formación en una posición relativa prefijable,
caracterizado porque en cada posición instantánea P'_{akt} del avión seguidor se calcula una trayectoria (2), paralela a
 la trayectoria (1) del líder, del avión seguidor, cuya trayectoria (2) discurre a través de la posición real instantánea
 P'_{akt} y a través de un punto de referencia P'_{RP} , en que el punto de referencia P'_{RP} es, teniendo en cuenta las distancias
 lateral y vertical reales y_{ist} y z_{ist} entre la trayectoria (1) del líder y la del avión seguidor, la proyección de un punto P_{RP}
 separado por la distancia longitudinal deseada x_{Soll} entre líder y avión seguidor sobre la trayectoria (1) del líder, en que
 el cálculo de la trayectoria (2) del avión seguidor se produce, teniendo en cuenta la distancia lateral real y_{ist} respecto
 a la trayectoria (1) del líder, por determinación de puntos de apoyo P' sobre la trayectoria (2) del avión seguidor, los
 cuales tienen las mismas coordenadas temporales que los puntos de apoyo correspondientes sobre la trayectoria (1)
 del líder, y en que la determinación de señales de corrección comprende los siguientes pasos:

- Medición de la distancia longitudinal real x_{ist} , de la distancia lateral real y_{ist} y de la distancia vertical real z_{ist} entre la trayectoria del líder y la del avión seguidor en la posición instantánea P'_{akt} del avión seguidor
- Cálculo de la desviación longitudinal Δx , la desviación vertical Δz y la desviación lateral Δy de la posición real instantánea P'_{akt} y de la posición deseada P'_{Soll} del avión seguidor a partir de los respectivos valores deseados x_{Soll} , z_{Soll} , y_{Soll} y de los valores reales medidos x_{ist} , z_{ist} , y_{ist}
- Cálculo de la velocidad deseada y la aceleración deseada del avión seguidor en el punto P'_{RP}
- Cálculo de la curvatura deseada, de la velocidad de ascenso deseada y del ángulo de curvatura deseado Ψ de la trayectoria (2) del avión seguidor en la posición instantánea P'_{akt} del avión seguidor.

2. Procedimiento según la reivindicación 1, en que sobre la trayectoria (1) del líder se determinan un número de
 puntos de apoyo P , para los cuales se conocen las coordenadas espaciales y una coordenada temporal con relación a
 una base de tiempo unitaria para la formación.

3. Procedimiento según una de las reivindicaciones precedentes, en que el ángulo de rumbo Ψ del avión seguidor
 se determina en particular como ángulo entre la dirección de la trayectoria (2) del avión seguidor en su posición
 instantánea P'_{akt} y el norte geográfico.

4. Procedimiento conforme a la reivindicación 1, en que el punto de referencia P_{RP} y el punto de referencia P'_{RP}
 tienen la misma coordenada temporal.

5. Procedimiento según una de las reivindicaciones 2-4, en que los puntos de apoyo P dependientes del tiempo
 sobre la trayectoria del líder son equidistantes entre sí.

6. Procedimiento según una de las reivindicaciones precedentes, en que la determinación de la desviación longitudi-
 nal Δx en unidades de longitud se produce como suma de segmentos de longitud individuales entre puntos de apoyo
 contiguos entre el punto de apoyo del punto de referencia P'_{RP} y la posición actual P'_{akt} del avión seguidor.

7. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 hasta 6, en que la determinación de la desviación longitudinal
 Δx en unidades de tiempo se produce como diferencia de la coordenada temporal del punto de apoyo del punto de
 referencia P'_{RP} y de la posición actual P'_{akt} del avión seguidor.

8. Procedimiento según una de las reivindicaciones precedentes, en que la trayectoria del líder se calcula como
 trayectoria de un avión seguidor de un líder de una formación superior.

9. Procedimiento según una de las reivindicaciones precedentes, en que el líder transmite por radio la posición
 espacial actual o la coordenada temporal actual al o a los aviones seguidores.

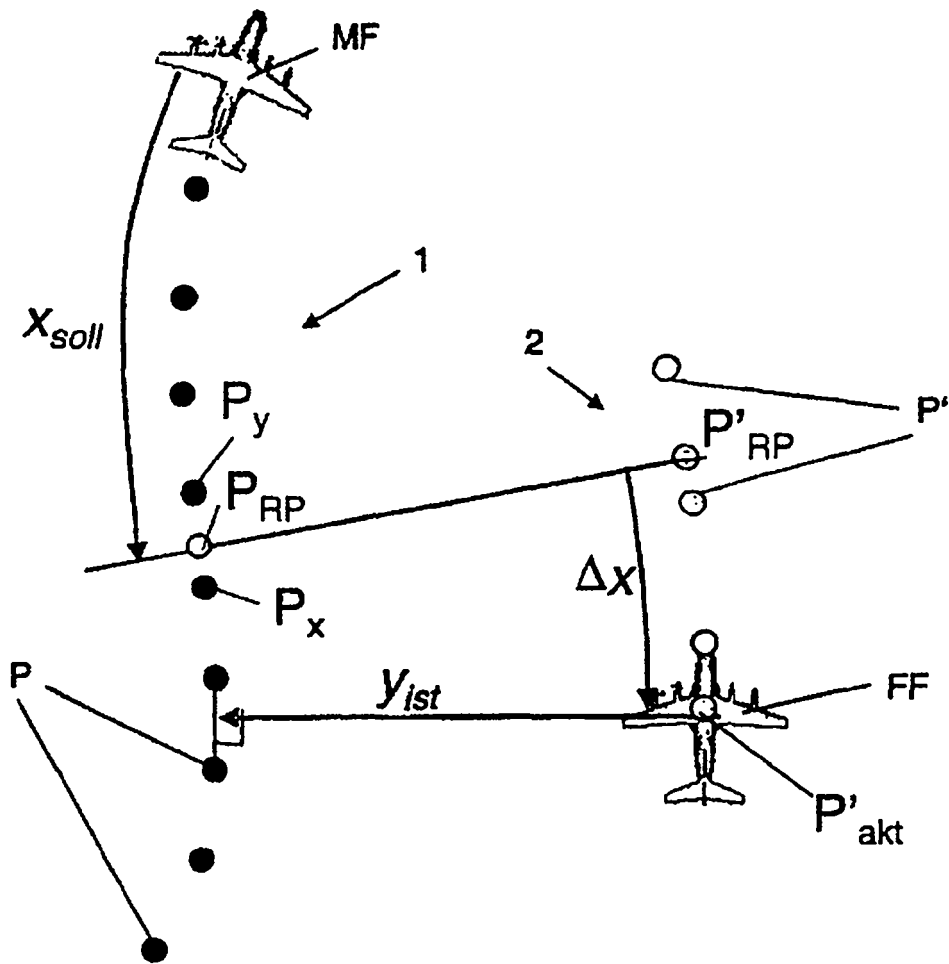


Fig. 1

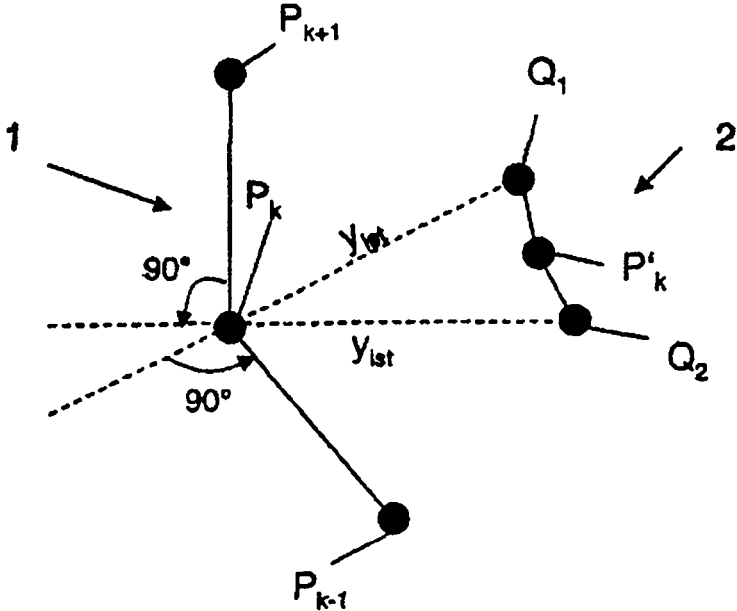


Fig. 2a

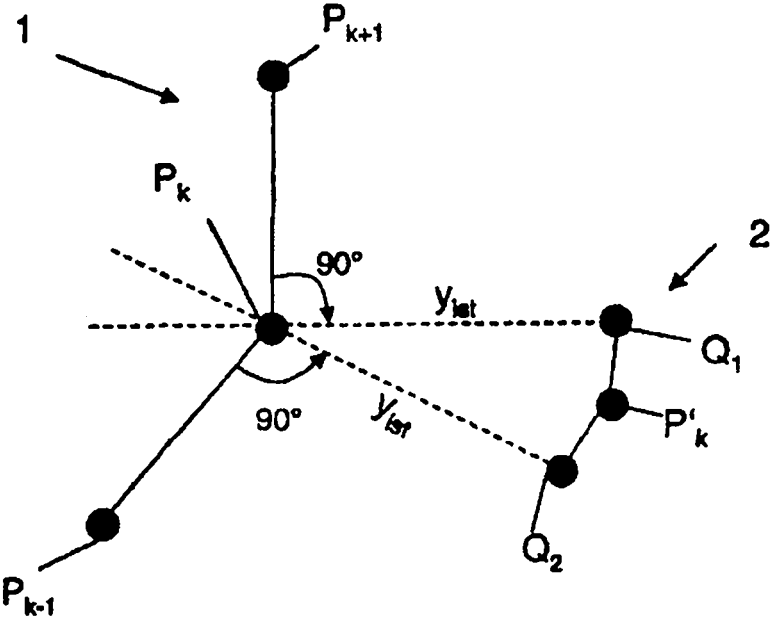


Fig. 2b

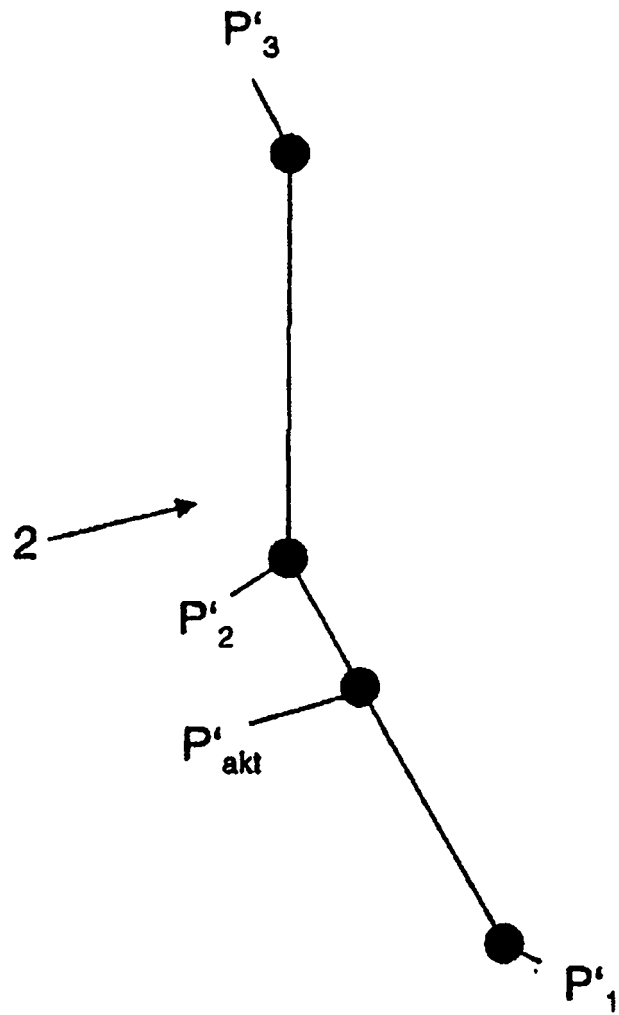


Fig. 3

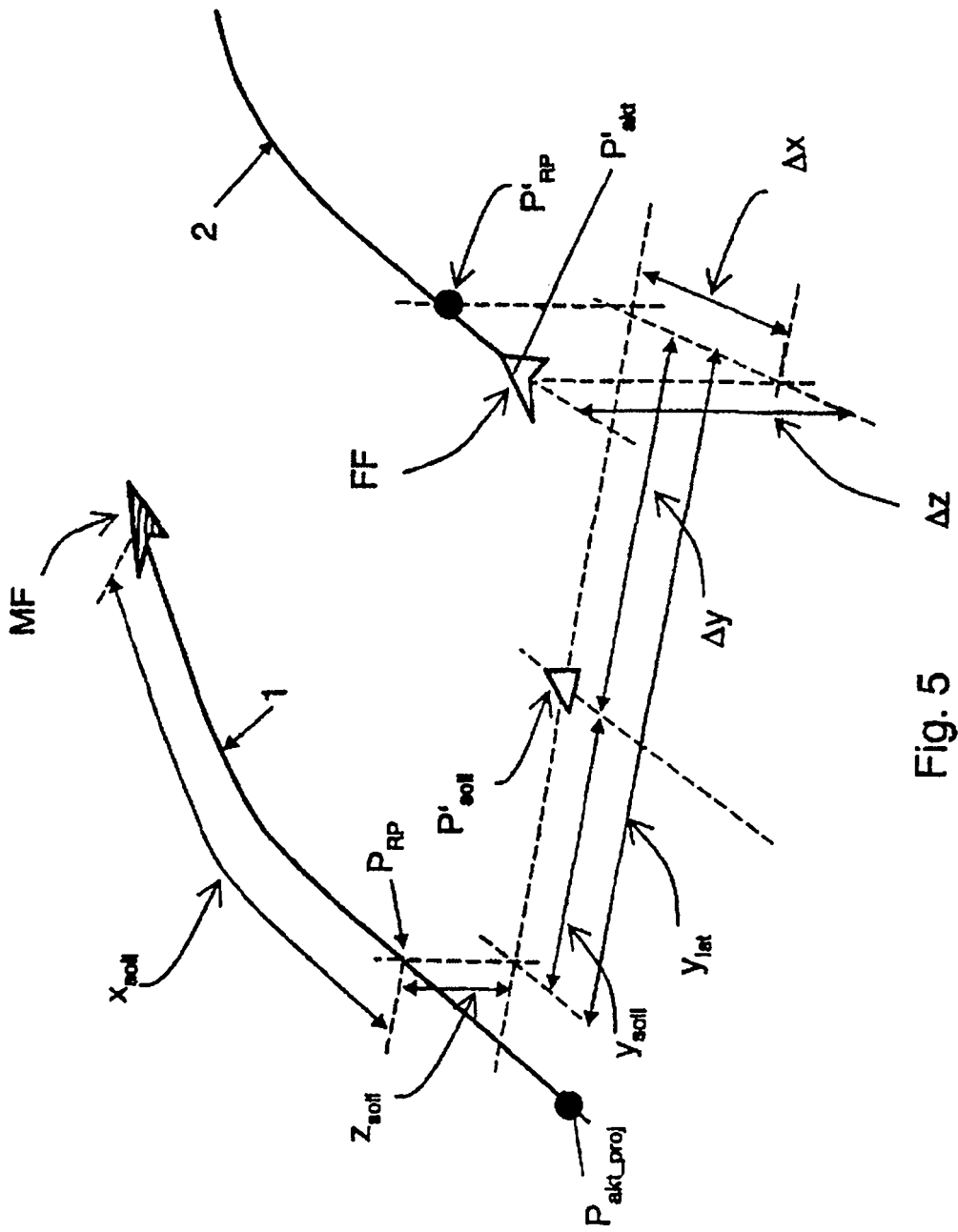


Fig. 5