

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 649 474**

51 Int. Cl.:

G05D 1/10 (2006.01)

G05D 1/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.01.2014** **E 14152637 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.08.2017** **EP 2772817**

54 Título: **Control de vuelo en formación**

30 Prioridad:

28.01.2013 US 201313752119

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

12.01.2018

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**WHITEHEAD, BRIAN T.;
BIENIAWSKI, STEFAN R.;
HALAAS, DAVID y
LAVRETSKY, EUGENE**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 649 474 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

Control de vuelo en formación

Campo

5 Esta divulgación se relaciona con un control de vuelo de aeronave, y más particularmente con el control de las características de vuelo en formación de múltiples aeronaves.

Antecedentes

10 El vuelo en formación se puede describir como un arreglo de dos o más vehículos aéreos o aeronaves que vuelan juntas en un grupo, usualmente en un patrón predeterminado. Los beneficios del vuelo en formación pueden incluir, pero no están limitados a, ventajas de desempeño que incluyen la eficiencia aerodinámica como resultado de la reducción en el arrastre inducido y el consumo de combustible, así como también el incremento, la carga útil y la capacidad de alcance.

15 Los sistemas de control de vuelo existen para controlar y mantener múltiples aeronaves en una formación designada durante el vuelo. Algunos de los sistemas de control de vuelo se configuran para posibilitar el intercambio de datos de vuelo entre la aeronave que está volando en formación de tal manera que las características de vuelo de cada aeronave se puedan controlar de acuerdo con las características de vuelo de otra aeronave en la formación. En general, una aeronave en la formación se designa como una aeronave líder siendo las aeronaves restantes designadas como aeronave trasera o de flanco. De acuerdo con algunos sistemas de control de vuelo en formación, las características de vuelo de la aeronave trasera se controlan con base en las características de vuelo de la aeronave líder. Algunos de los sistemas de control de vuelo en formación se diseñan para controlar el vuelo de la aeronave trasera con relación a la aeronave líder, tal como los eventos de reabastecimiento de combustible en el aire.

20

25 La formación de los vórtices de estela o punta de ala que siguen detrás de una aeronave durante el vuelo es bien conocido y documentado. En general, cuando las alas están generando aire de sustentación, desde debajo el ala es arrastrada alrededor de las puntas de las alas hacia la región por encima de las alas debido a la presión inferior por encima del ala, lo que origina un vórtice respectivo para seguir desde cada punta de ala. Los vórtices de punta de ala originan patrones de aire vorticiales detrás de la aeronave, que puede afectar el vuelo, y ser peligrosos, para, otras aeronaves y objetos ubicados dentro de la turbulencia de la estela. Por ejemplo, los vórtices de punta de ala generados por una aeronave líder pueden afectar negativamente el vuelo de la aeronave trasera, así como también afectar o dañar la carga que está siendo lanzada por la aeronave trasera. Los vórtices de punta de ala se mueven bajo la influencia de los vientos entre la aeronave líder y la trasera. Los sistemas de vuelo de formación en proximidad cercana, sin embargo, no cuentan para efectos de los vientos sobre los vórtices de punta de ala porque la aeronave trasera esta típicamente lo suficientemente cerca de la aeronave líder que los vientos no han desplazado los vórtices de punta de ala.

30

35 Durante el vuelo de formación, algunos sistemas de control de vuelo conocidos están equipados para estimar la posición de los vórtices de punta de ala que siguen una aeronave líder, y el control de las características de vuelo de la aeronave trasera para evitar los vórtices. La posición de un vórtice de punta de ala con relación a una aeronave trasera se estima con base en las características de vuelo de la aeronave líder y una estimado del viento generado por la aeronave trasera.

40 Además, los sistemas anteriores diseñados para controlar el vuelo de un objeto con relación a otro objeto típicamente implementaban una aproximación que busca un pico gradiente para mover los objetos con relación a otro para maximizar o minimizar una métrica deseada. Básicamente, La aproximación de búsqueda de pico de gradiente utiliza una señal de despegue para determinar un cambio en la posición relativa para mejorar la métrica. El cambio se efectúa, El resultado se analiza, y la posición se actualiza adicionalmente una vez de nuevo utilizando una señal de despegue para mejorar continuamente la métrica.

45 Aunque los sistemas de control de vuelo en formación convencionales pueden intentar estimar la posición de un vórtice de punta de ala y controlar la posición de una aeronave trasera con relación al vórtice, la estimación imprecisa de la posición de vórtice conduce a la ubicación imprecisa de la aeronave trasera. Además, los sistemas de control de vuelo en formación previa no hacen un seguimiento preciso a los comandos de posición dados a la aeronave trasera porque tales sistemas fallan en contar adecuadamente los efectos aerodinámicos inducidos por el vórtice que actúa sobre la aeronave trasera. Adicionalmente, los sistemas de control de vuelo en formación previos no están configurados para evitar un movimiento no comandado de la aeronave trasera hacia un vórtice de punta de ala debido a las afectaciones del patrón aéreo inducido por el vórtice y los comandos de posición. Más aún, aunque las aproximaciones de gradiente de incremento a buscar el pico pueden eventualmente ubicar los objetos cerca a la posición relativa deseada, tal aproximación es lenta, consume tiempo y es menos receptiva.

50

El documento US 8219264 B1 divulga un sistema de ubicación de vuelo en formación cercana que utiliza solo las mediciones de datos del aire sin un enlace de datos. Dos o más sensores de datos aéreos lateral o verticalmente separados sobre una aeronave seguidora miden la presión del impacto, el ángulo de ataque y el ángulo de rebasamiento, que son convertidos a componentes de velocidad horizontal, vertical y lateral. Al comparar estas mediciones de componente de velocidad, que utilizan una distancia entre los sensores sobre la aeronave seguidora y el espacio de ala de la aeronave líder, se puede determinar la distancia del seguidor a la aeronave líder.

Resumen

La materia objeto de la presente solicitud se ha desarrollado en respuesta al presente estado de la técnica, y en particular, en respuesta a los problemas y necesidades de los sistemas de control de vuelo en formación convencional que no han sido completamente resueltos todavía por los sistemas actualmente disponibles. Por ejemplo, aunque los sistemas de control de vuelo en formación convencionales pueden intentar estimar la posición del vórtice de punta de ala y controlar la posición de una aeronave trasera con relación al vórtice, la estimación imprecisa de la posición del vórtice conduce a una ubicación imprecisa de la aeronave trasera. Además, los sistemas de control de vuelo en formación previa fallan en seguir de manera precisa los comandos de posición dados por la aeronave trasera porque tales sistemas fallan en encontrar adecuadamente los efectos aerodinámicos inducidos por el vórtice que actúan sobre la aeronave trasera. Adicionalmente, los sistemas de control de vuelo en formación previos no están configurados para evitar un movimiento no comandado de la aeronave trasera hacia el vórtice de punta de ala debido a las afectaciones del patrón de aire inducido por el vórtice y a los comandos de posición. Más aun, aunque las aproximaciones de gradiente de incremento para buscar el pico pueden eventualmente ubicar los objetos cerca a la posición relativa deseada, tal aproximación es lenta, consume tiempo, y es menos receptiva.

En general, la materia objeto de la presente solicitud se ha desarrollado para suministrar un sistema de control de vuelo en formación que utiliza un beneficio aerodinámico de los vórtices de punta de ala para lograr los beneficios operacionales, tal como la economía y el rango de combustible mejorado, mientras que solucionan al menos algunos de los inconvenientes discutidos anteriormente de los sistemas de control de la técnica anterior. En contraste con los sistemas de control de vuelo en formación en proximidad cercana, tal como aquellos utilizados para los eventos de reabastecimiento de combustible en el aire, el sistema de control de vuelo en formación de la presente divulgación controla el vuelo de una aeronave trasera a una distancia suficiente alejada de la aeronave líder tal que el vórtice de la punta del ala de la aeronave trasera se afecta por los vientos, que pueden afectar el vuelo de la aeronave trasera. En una implementación, el sistema de control de vuelo en formación de la presente solicitud suministra una estimación precisa de la posición de un vórtice al reducir el impacto del vórtice sobre la estimación del ala en la aeronave trasera, y los errores de medición asociados con el sesgo del sensor. De acuerdo con esto, el sistema de control de vuelo en formación puede suministrar una estimación precisa de la posición de la aeronave trasera con relación al vórtice, y una determinación de la posición deseada de la aeronave trasera con relación al vórtice para utilizar (por ejemplo, maximizar) el beneficio operacional del vórtice. En una implementación, el sistema de control de vuelo en formación de la presente solicitud suministra un seguimiento robusto y preciso de los comandos de posición para asegurar la ubicación precisa de la aeronave trasera en una posición deseada con relación al vórtice. Adicionalmente, en una implementación, el sistema de control de vuelo en formación descrito aquí se configura para evitar los cruces de vórtice no ordenados sensibles al lograr y mantener de manera robusta una aeronave trasera en una posición de comando con relación a un vórtice. Más aún, en una realización, la aproximación que busca el pico incrementa la sensibilidad de cierre en una posición relativa deseada en virtud del proceso de recursión Kalman con base en la función métrica de desempeño individual.

De acuerdo con una realización, un aparato para controlar el vuelo en formación de una aeronave trasera con relación a un vórtice generado por una aeronave líder incluye un módulo de posición, un módulo de posición deseado, y un módulo de control. El módulo de posición se configura para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en un estimado de las condiciones del viento. El estimado de las condiciones del viento se basa en al menos una medición de datos del aire obtenida por la aeronave líder. El módulo de posición deseado se configura para determinar una posición deseada de la aeronave trasera con relación al vórtice para suministrar los beneficios aerodinámicos deseados inducidos por el vórtice con base en la posición del vórtice. Finalmente, el módulo de control se configura para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en la posición deseada de la aeronave trasera. En ciertas implementaciones, el módulo de control controla el vuelo de la aeronave trasera hacia la posición deseada de la aeronave trasera y mantiene la aeronave trasera en la posición deseada de la aeronave trasera.

En algunas implementaciones, al menos se obtiene una medición de los datos del aire por la aeronave líder que incluye mediciones tomadas de una pluralidad del ángulo de ataque y de los sensores del aspa de rebasamiento sobre la aeronave líder. De acuerdo con aun otras implementaciones, la estimación de las condiciones del viento se base en al menos uno de un ángulo de rebasamiento estimado y un ángulo estimado de ataque de la aeronave trasera (que en algunos casos puede ser un ángulo de ataque medido). El ángulo de rebasamiento estimado se puede basar en al menos uno de una posición de un alerón de la aeronave trasera, una posición de un timón superior de la aeronave trasera, una posición de un timón inferior de la aeronave trasera, una aceleración lateral de la aeronave trasera, una velocidad de balanceo de la aeronave trasera, y la proporción de cabeceo de la aeronave trasera.

De acuerdo con una segunda realización, un aparato para controlar el vuelo en formación de una aeronave trasera con relación a un vórtice generado por una aeronave líder incluye un módulo de posición que se configura para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en un vector de estado estimador que comprende una posición relativa entre el vórtice y la aeronave trasera. Como en la realización previa, el aparato también incluye un módulo de posición deseado que se configura para determinar la posición deseada de la aeronave trasera con relación al vórtice para suministrar los beneficios aerodinámicos inducidos por el vórtice con base en la posición del vórtice. El aparato también incluye un módulo de control que se configura para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en la posición deseada de la aeronave trasera. La posición del vórtice puede incluir un componente de posición lateral y un componente de posición vertical. En ciertas implementaciones, el módulo de control controla el vuelo de la aeronave trasera hacia la posición deseada de la aeronave trasera y mantiene la aeronave trasera en la posición deseada de la aeronave trasera.

En algunas implementaciones de la segunda realización, la posición relativa entre el vórtice y la aeronave trasera incluye una posición lateral relativa del vórtice con respecto a la aeronave trasera y una posición vertical relativa del vórtice con respecto a la aeronave trasera. El vector de estado estimador puede incluir una velocidad de la aeronave líder en una dirección lateral y una velocidad de la aeronave líder en una dirección vertical. Adicionalmente, o alternativamente, el vector de estado estimador puede incluir un componente de ráfaga de viento sobre el vórtice en una dirección lateral y un componente de ráfaga de viento sobre el vórtice en una dirección vertical. Adicional, o alternativamente, el vector de estado estimador puede incluir una constante de demora y una fortaleza del vórtice.

De acuerdo con ciertas implementaciones de la segunda realización, el módulo de posición se configura para determinar la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera basada en un vector de medición que comprende una pluralidad de mediciones detectadas. La pluralidad de mediciones detectadas puede incluir una posición longitudinal de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera, una posición lateral demorada en el tiempo de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera, una posición vertical demorada en el tiempo de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera, un componente de ráfaga de viento que actúa sobre la aeronave trasera en la dirección lateral, un componente de ráfaga de viento que actúa sobre la aeronave trasera en la dirección vertical. En algunas implementaciones, el módulo de posición determina la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera al actualizar recursivamente el vector de estado del estimador individualmente para cada una de la pluralidad de mediciones detectadas utilizando la técnica de recursión de filtro Kalman. Adicional o alternativamente, en ciertas implementaciones, el módulo de posición determina la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en el componente inducido por vórtice estimado de las fuerzas totales de los ejes del cuerpo que actúan sobre la aeronave trasera y un componente estimado inducido por el vórtice de un movimiento de los ejes del cuerpo que actúa sobre sobre la aeronave trasera.

En algunas implementaciones de la segunda realización, el módulo de posición se configura para actualizar el vector de estado estimador con base en una comparación entre la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera determinada por el módulo de posición y al menos una medición real de la posición relativa de la aeronave trasera con respecto al vórtice. La al menos una medición real se obtiene de las señales de salida de una pluralidad del ángulo de las paletas de ataque aseguradas a la aeronave trasera.

De acuerdo con ciertas implementaciones de la segunda realización, el módulo de control se configura para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en una arquitectura derivada integral proporcional. En aun algunas implementaciones de la segunda realización, el módulo del control se configura para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en un valor de retroalimentación del coeficiente de traza. En ciertas implementaciones de la segunda realización, el módulo de control se configura para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en al menos uno de un valor de retroalimentación de balanceo, un valor de retroalimentación de timón, y un valor de retroalimentación de rebasamiento.

En la tercera realización, el aparato para controlar el vuelo en formación de la aeronave trasera con relación a un vórtice generado por la aeronave líder incluye un módulo de posición que se configura para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera, y un módulo de posición deseado que se configura para determinar una posición deseada de la aeronave trasera con relación al vórtice para suministrar los beneficios aerodinámicos inducidos por el vórtice deseado con base en la posición del vórtice. El aparato también incluye un módulo de control configurado para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en la posición deseada de la aeronave trasera al generar al menos un comando. Adicionalmente, el aparato incluye un módulo limitador que se configura para monitorizar el al menos un comando generado por el módulo de control y modificar el al menos un comando en al menos un comando modificado para evitar los cruces no intencionados de la aeronave trasera hacia el vórtice. En ciertas implementaciones, el módulo de control controla el vuelo de la aeronave trasera hacia la posición deseada de la aeronave trasera y mantiene la aeronave trasera en la posición deseada de la aeronave trasera.

De acuerdo con algunas implementaciones de la tercera realización, el módulo limitador modifica el al menos un comando en el al menos un comando modificado al limitar uno de una posición de traza de la aeronave trasera y una velocidad de la aeronave trasera en la dirección de traza. El módulo limitador puede modificar el al menos un comando hacia el al menos un comando modificado cuando un parámetro que está siendo limitado cumple un umbral. El módulo

limitador puede limitar una velocidad de la aeronave trasera en una dirección de traza como una función de una posición de la aeronave trasera con relación a un núcleo del vórtice en la dirección de traza. Como la posición de la aeronave trasera con relación al núcleo del vórtice en la dirección de traza disminuye, se puede reducir la velocidad permitida de la aeronave trasera en la dirección de traza.

5 En algunas implementaciones de la tercera realización, el módulo limitador modifica el al menos un comando por vía de un filtro de paso bajo con una saturación de coeficiente de un lado. En las mismas o alternativas implementaciones, el módulo limitador modifica el al menos un comando cuando la aeronave trasera se mueve hacia el vórtice y no modifica el al menos un comando cuando la aeronave trasera se está moviendo alejándose del vórtice. Adicionalmente, en la misma o alternativas implementaciones, el módulo limitador modifica el al menos un comando cuando se cumple un umbral, y para la modificación de el al menos un comando después de que cesa el umbral a ser cumplido. El módulo limitador se configura para controlar el coeficiente en el cual el al menos un comando modificado regresa a él al menos un comando después de que cesa el umbral a ser cumplido por vía de un filtro de paso bajo de un lado.

15 De acuerdo con una cuarta realización, un aparato para controlar el vuelo en formación de una aeronave trasera con relación a un vórtice generado por una aeronave líder incluye un módulo de posición que se configura para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera. El aparato también incluye un módulo de búsqueda de pico que se configura para determinar una posición deseada de la aeronave trasera para suministrar los beneficios aerodinámicos inducidos por el vórtice deseado con base en la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera y una función de mapeo de una métrica de desempeño individual. Adicionalmente, el aparato incluye un módulo de control que se configura para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en la posición deseada de la aeronave trasera. En ciertas implementaciones, el módulo de control controla el vuelo de la aeronave trasera hacia la posición deseada de la aeronave trasera y mantiene la aeronave trasera en la posición deseada de la aeronave trasera.

25 En algunas implementaciones de la cuarta realización, la métrica de desempeño individual es una función de la posición de la aeronave trasera con relación al vórtice. De acuerdo con ciertas implementaciones de la cuarta realización, el módulo que busca el pico estima una forma de un modelo cuadrático patronado con una región definida por un patrón de búsqueda que comprende una pluralidad de valores estimados de un elemento de un vector de estado estimador. Cada valor estimado se asocia con una evaluación separada de la función de mapeo de cada una de una pluralidad de diferentes valores variables. La parte inferior de la forma estimada del modelo cuadrático define un valor mínimo o máximo del elemento del vector de estado estimador. La posición deseada de la aeronave trasera se basa en el valor mínimo o el valor máximo del elemento que depende de si la parte inferior está asociada con un valor mínimo o un valor máximo. De acuerdo con esto, cuando se utiliza por debajo, un valor mínimo puede ser reemplazado con un valor máximo dependiendo de la métrica que está siendo analizada. La forma estimada del modelo cuadrático puede ser una primera forma estimada, el patrón de búsqueda puede ser un primer patrón de búsqueda, y el valor mínimo del elemento puede ser un primer valor mínimo del elemento. El módulo de búsqueda pico puede estimar una segunda forma del modelo cuadrático patronado con una región definida por un segundo patrón de búsqueda ubicado localmente alrededor del valor mínimo del elemento. La segunda forma del modelo cuadrático puede ser más pequeña que la primera forma del modelo cuadrático y el segundo patrón de búsqueda puede ser más pequeño que el primer patrón de búsqueda. Una parte inferior de la segunda forma estimada del modelo cuadrático puede definir un segundo valor mínimo del elemento y la posición deseada de la aeronave trasera puede ser revisada de acuerdo con el segundo valor mínimo del elemento.

45 En algunas implementaciones de la cuarta realización, el módulo de búsqueda pico evalúa la función de mapeo de acuerdo a un esquema de recursión para cada elemento de un vector de estado estimador. Para cada elemento del estado estimador, el módulo de búsqueda pico determina un valor estimado del elemento, un error de posición óptima estimada, y un factor de incertidumbre que representa una predicción de qué tan cercano el valor estimado del elemento está a un valor real del elemento. El módulo de búsqueda pico determina la posición deseada de la aeronave trasera con base en el vector de estado estimado y el error de posición óptimo estimado. El módulo de búsqueda pico puede determinar el valor estimado del elemento al generar un patrón de búsqueda que comprende una pluralidad de los valores estimados del elemento. El módulo de búsqueda pico se puede configurar para escalar el tamaño del patrón de búsqueda con base en el factor de incertidumbre.

50 En aun una quinta realización, el aparato para controlar el vuelo de formación de una aeronave trasera con relación a un vórtice generado por una aeronave líder incluye un módulo de posición, un módulo de búsqueda pico, un módulo limitador, y un módulo de control. El módulo de posición se configura para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en un estimado de las condiciones del viento en la aeronave líder y un vector de estado estimador que comprende una posición relativa entre el vórtice y la aeronave trasera. El módulo de búsqueda pico se configura para determinar una posición deseada de la aeronave trasera para suministrar los beneficios aerodinámicos inducidos por vórtice deseado con base en la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera y una función de mapeo de una métrica de desempeño individual. El módulo limitador se configura para monitorizar los estados del sistema y la posición deseada de la aeronave trasera y modificar la posición deseada de la aeronave trasera hacia una posición deseada modificada de la aeronave trasera para evitar los cruces no pretendidos de la aeronave trasera hacia el vórtice. Finalmente, el módulo de control se configura para controlar el

vuelo de la aeronave trasera con base en uno de la posición deseada de la aeronave trasera y la posición deseada modificada de la aeronave trasera. En ciertas implementaciones, el módulo de control controla el vuelo de la aeronave trasera hacia una de las posiciones deseadas y deseadas modificadas de la aeronave trasera y mantiene la aeronave trasera en una de las posiciones deseadas y deseadas modificadas de la aeronave trasera.

- 5 En ciertas realizaciones, los módulos del aparato descritos aquí pueden incluir cada uno al menos un hardware lógico y código ejecutable, el código ejecutable está almacenado en uno o más dispositivos de memoria. El código ejecutable se puede reemplazar con un procesador de ordenador y un medio de almacenamiento leíble por ordenador que almacena el código ejecutable ejecutado por el procesador.

10 La invención puede involucrar un aparato para controlar un vuelo en formación de una aeronave trasera con relación a un vórtice generado por la aeronave líder, que puede incluir un módulo de posición configurado para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en un estimado de las condiciones del viento, el estimado de las condiciones del viento se basa en al menos una medición de los datos del aire obtenido por la aeronave líder; un módulo de posición deseado configurado para determinar una posición deseada de la aeronave trasera con relación al vórtice para suministrar los beneficios deseados de la aerodinámica inducida por el vórtice con base en la posición del vórtice; y un módulo de control configurado para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en la posición deseada de la aeronave trasera. Al menos una de la medición de datos de aire obtenida por la aeronave trasera puede incluir mediciones tomadas de una pluralidad del ángulo de ataque y los sensores de la paleta de rebasamiento sobre la aeronave líder. El estimado y las condiciones del viento se puede basar en al menos uno de un ángulo de rebasamiento estimado y un ángulo estimado de ataque de la aeronave trasera. El ángulo de rebasamiento estimado se puede basar en al menos uno de una posición de un alerón de la aeronave trasera, una posición de un timón superior de la aeronave trasera, una posición de un timón inferior de la aeronave trasera, una aceleración lateral de la aeronave trasera, un coeficiente de balanceo de la aeronave trasera, y una proporción de cabeceo de la aeronave trasera.

25 La invención puede involucrar un aparato para controlar un vuelo en formación de una aeronave trasera con relación a un vórtice generado por una aeronave líder que puede incluir un módulo de posición configurado para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en el vector de estado estimador que comprende una posición relativa entre el vórtice y la aeronave trasera; un módulo de posición deseado configurado para determinar una posición deseada de la aeronave trasera con relación al vórtice para suministrar los beneficios deseados aerodinámicos inducidos por el vórtice con base en la posición del vórtice; y un módulo de control configurado para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en la posición deseada de la aeronave trasera. La posición relativa entre el vórtice y la aeronave trasera puede incluir una posición lateral relativa del vórtice con respecto a la aeronave trasera y una posición vertical relativa del vórtice con respecto a la aeronave trasera. El vector de estado estimador puede incluir una velocidad de la aeronave líder en una dirección lateral y una velocidad de la aeronave líder en una dirección vertical. El vector de estado estimador puede incluir un componente de ráfaga de viento sobre el vórtice en una dirección lateral y un componente de ráfaga de viento sobre el vórtice en una dirección vertical. El vector de estado estimador puede incluir una constante de demora y la fortaleza del vórtice. El módulo de posición se puede configurar para determinar la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en el vector de medición que comprende una pluralidad de mediciones detectadas. La pluralidad de mediciones detectadas puede incluir una posición longitudinal de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera, una posición lateral demorada en el tiempo de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera, una posición vertical demorada en el tiempo de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera, un componente de ráfaga de viento que actúa sobre la aeronave trasera en una dirección lateral, un componente de ráfaga de viento que actúa sobre la aeronave trasera en una dirección vertical. El módulo de posición puede determinar la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera al actualizar recursivamente el vector de estado estimador individualmente para cada uno de una pluralidad de mediciones detectadas utilizando la técnica de recursión de filtro Kalman. El módulo de posición puede determinar la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en un componente inducido por el vórtice estimado de las fuerzas totales de los ejes del cuerpo que actúan sobre la aeronave trasera y un componente inducido de vórtice estimado de un momento total de los ejes del cuerpo que actúa sobre la aeronave trasera. El módulo de posición se puede configurar para actualizar el vector de estado estimador con base en una comparación entre la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera determinada por el módulo de posición y al menos una medición real de la posición relativa de la aeronave trasera con respecto al vórtice. La al menos una medición real se puede obtener de las señales de salida de una pluralidad del ángulo de las paletas de ataque aseguradas a la aeronave trasera. El módulo de control se puede configurar para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en una arquitectura derivada integral proporcional. El módulo de control se puede configurar para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en el valor de retroalimentación del coeficiente de traza. El módulo de control se puede configurar para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en al menos uno del valor de retroalimentación de balanceo, un valor de retroalimentación del timón, y un valor de retroalimentación del rebasamiento. La posición del vórtice puede incluir un componente de posición lateral y un componente de posición vertical.

60 La invención puede involucrar un aparato para controlar el vuelo en formación de una aeronave trasera con relación a un vórtice generado por una aeronave líder y puede incluir un módulo de posición configurado para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera; un módulo de posición deseado configurado para determinar

una posición deseada de la aeronave trasera con relación al vórtice para suministrar los beneficios deseados aerodinámicos inducidos por el vórtice con base en la posición del vórtice; un módulo de control configurado para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en la posición deseada de la aeronave trasera al generar al menos un comando; un módulo limitador configurado para monitorizar el al menos un comando generado por el módulo de control y modificar el al menos un comando en al menos un comando modificado para evitar los cruces no pretendidos de la aeronave trasera hacia el vórtice. El módulo limitador puede modificar el al menos un comando en el al menos un comando modificado al limitar uno de una posición de traza de la aeronave trasera y la velocidad de la aeronave trasera en una dirección de traza. El módulo limitador puede modificar el al menos un comando en al menos un comando modificado cuando un parámetro que está siendo limitado cumple con un umbral. El módulo limitador puede limitar una velocidad de la aeronave trasera en una dirección de traza como una función de una posición de la aeronave trasera con relación a un núcleo del vórtice de la dirección de traza. Como la posición de la aeronave trasera con relación al núcleo del vórtice en la dirección de traza disminuye, una velocidad permitida en la aeronave trasera en la dirección de traza se puede reducir. El módulo limitador puede modificar el al menos un comando por vía de un filtro de paso bajo con una saturación de régimen de un lado. El módulo limitador puede modificar el al menos un comando cuando la aeronave trasera se mueve hacia el vórtice, y no modificar el al menos un comando cuando la aeronave trasera se mueve alejándose del vórtice. El módulo limitador puede modificar el al menos un comando cuando se cumple un umbral, y parar de modificar el al menos un comando después de que el umbral cesa de cumplido, en donde el módulo limitador se configura para controlar un coeficiente en el cual el al menos un comando modificado regresa al, al menos un comando después de que el umbral cesa de ser cumplido por vía de un filtro de paso bajo de un lado.

La invención puede involucrar un aparato para controlar un vuelo de formación de una aeronave trasera con relación a un vórtice generado por una aeronave líder, que puede incluir un módulo de posición configurado para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera; un módulo de búsqueda pico configurado para determinar una posición deseada de la aeronave trasera para suministrar los beneficios deseados de la aerodinámica inducida por el vórtice con base en la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera y una función de mapeo de una métrica de desempeño individual; y un módulo de control configurado para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en la posición deseada de la aeronave trasera. La métrica de desempeño individual puede ser una función de la posición de la aeronave trasera con relación al vórtice. El módulo que busca el pico puede estimar una forma del modelo cuadrático patronado con una región definida por un patrón de búsqueda que comprende una pluralidad de valores estimados de un elemento de un vector de estado estimador, cada valor estimado está asociado con una evaluación separada de la función de mapeo para cada una de una pluralidad de diferentes valores variables. Una parte inferior de la forma del modelo cuadrático puede definir uno de un valor mínimo y máximo del elemento del vector de estado estimador, y en donde la posición deseada de la aeronave trasera se basa en el valor mínimo y máximo del elemento. La forma del modelo cuadrático puede ser una primera forma, el patrón de búsqueda es un primer patrón de búsqueda, y el uno del valor mínimo y el máximo del elemento es un primer valor mínimo y primer valor máximo del elemento, respectivamente, en donde el módulo de búsqueda pico estima una segunda forma del modelo cuadrático patronado dentro de una región definida por un segundo patrón de búsqueda ubicado localmente alrededor de uno del valor mínimo y máximo del elemento, la segunda forma del modelo cuadrático es más pequeña que la primera forma del modelo cuadrático y el segundo patrón de búsqueda es más pequeño que el primer patrón de búsqueda, y en donde la parte inferior de la segunda forma de modelo cuadrático define uno de un segundo valor mínimo y máximo del elemento, y en donde la posición deseada de la aeronave trasera es revisada de acuerdo con uno del segundo valor mínimo y máximo del elemento. El módulo de búsqueda pico puede evaluar la función de mapeo de acuerdo al esquema de recursión para cada elemento de un vector de estado estimado, en donde para cada elemento del estado estimador, el módulo de búsqueda pico determina un valor estimado del elemento, el error de posición óptima estimado, y un factor de incertidumbre que representa una predicción de que tan cercano el valor estimado del elemento está a un valor real del elemento, y en donde el módulo de búsqueda pico determina la posición deseada de la aeronave trasera con base en el vector de estado estimado y el error de posición óptima estimado. El módulo de búsqueda pico puede determinar el valor estimado del elemento al generar un patrón de búsqueda que comprende una pluralidad de valores estimados del elemento, y en donde el módulo de búsqueda pico se configura para escalar un tamaño del patrón de búsqueda con base en el factor de incertidumbre.

La invención puede involucrar un aparato para controlar un vuelo en formación de una aeronave trasera con relación a un vórtice generado por una aeronave líder, que puede incluir un módulo de posición configurado para determinar una posición del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en un estimado de las condiciones del viento en la aeronave líder y un vector de estado estimado que comprende una posición relativa entre el vórtice y la aeronave trasera; un módulo de búsqueda pico configurado para determinar una posición deseada de la aeronave trasera para suministrar los beneficios deseados de la aerodinámica inducida por el vórtice con base en la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera y una función de mapeo de una métrica de desempeño individual; un módulo limitador configurado para monitorizar la posición deseada de la aeronave trasera y modificar la posición deseada de la aeronave trasera en una posición deseada modificada de la aeronave trasera para evitar los cruces no pretendidos de la aeronave trasera hacia el vórtice; y un módulo de control configurado para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en uno de la posición deseada de la aeronave trasera y la posición deseada modificada de la aeronave trasera.

Los rasgos, estructuras, ventajas y/o características descritas de la materia objeto de la presente divulgación se pueden combinar en cualquier manera adecuada en una o más realizaciones y/o implementaciones. En la siguiente descripción, se suministran numerosos detalles específicos para impartir un entendimiento completo de las realizaciones de la materia objeto de la presente divulgación. Un experto en la técnica relevante reconocerá que la materia objeto de la presente divulgación se puede practicar sin una o más características, detalles, componentes, materiales y/o métodos específicos de una realización o implementación particular. En otros casos, las características y ventajas adicionales se pueden reconocer en ciertas realizaciones y/o implementaciones que no pueden estar presentes en todas las realizaciones o implementaciones. Adicionalmente, en algunos casos, las estructuras, materiales u operaciones bien conocidas no se muestran o describen en detalle para evitar oscurecer aspectos de la materia objeto de la presente divulgación. Las características y ventajas de la materia objeto de la presente divulgación se harán más completamente evidentes de la siguiente descripción y reivindicaciones finales, o se pueden aprender mediante la práctica de la materia objeto como se establece a continuación.

Breve descripción de los dibujos

Con el fin de que las ventajas de la materia objeto puedan ser más fácilmente entendidas, una descripción más particular de la materia objeto brevemente descrita anteriormente será efectuada mediante referencia a las realizaciones específicas que se ilustran en los dibujos finales. El entendimiento de estos dibujos describe solamente realizaciones típicas de la materia objeto y no son por lo tanto consideradas como limitantes de su alcance, la materia objeto se describirá y explicará con especificidad adicional y detalle a través del uso de los dibujos, en los cuales:

La figura 1 es una vista frontal de la aeronave trasera que vuela en formación con una aeronave líder con relación a un vórtice producido por la aeronave líder de acuerdo con una realización;

La Figura 2A es una vista de planta superior de la aeronave trasera que vuela en formación con una aeronave líder con relación a un vórtice producido por la aeronave líder de acuerdo con una realización;

La figura 2B es una vista frontal de una aeronave trasera que vuela en formación con una aeronave líder con relación a un vórtice producido por la aeronave líder de acuerdo con una realización;

La Figura 3 es un diagrama de bloque esquemático de un controlador de vuelo configurado para controlar el vuelo en formación de acuerdo con una realización;

La Figura 4 es un diagrama de bloque esquemático de un módulo de posición del controlador de vuelo configurado para determinar una posición del vórtice y la posición de la aeronave deseada de acuerdo con una realización;

La figura 5 es un diagrama de bloque esquemático de un módulo de control de aeronave del controlador de vuelo configurado para determinar la demanda de balanceo y la demanda de altitud de acuerdo con una realización;

La Figura 6 es un diagrama de bloque esquemático de un sistema de control de vuelo de acuerdo con una realización que utiliza el aporte del piloto;

La Figura 7 es un diagrama de bloque esquemático de un sistema de control de vuelo de acuerdo con otra realización con un controlador de búsqueda de pico; y

La Figura 8 es un diagrama de bloque esquemático de un sistema de control de vuelo de acuerdo con otra realización que detalla el módulo de búsqueda pico del sistema.

Descripción detallada

En referencia en toda esta especificación a "una realización", "una realización", o un lenguaje similar significa que un rasgo, estructura, o característica, particular descrita en relación con la realización se incluye en al menos una realización de la presente divulgación. Las apariencias de las frases "en una realización", "en una realización", y lenguaje similar en toda la especificación pueden, pero no necesariamente, se refieren todas a la misma realización. De manera similar, el uso del término "implementación" significa una implementación que tiene un rasgo, estructura, o característica particular descrita en relación con una o más realizaciones de la presente divulgación, sin embargo, en ausencia de una correlación expresa para indicar otra cosa, una implementación se puede asociar con una o más realizaciones.

Con referencia a las figuras 1 y 2, descritas aquí en una realización de un sistema de control de vuelo en formación que utiliza el beneficio aerodinámico de un vórtice 30 de punta de ala generado por la aeronave 10 líder para lograr los beneficios operacionales para una aeronave 20 trasera. Generalmente, el vórtice 30 de la punta de ala, o estela también se utiliza aquí, es un patrón circular de aire rotatorio que sigue una punta de ala en la medida en que el ala 35 genera sustentación. A este respecto, como se muestra en la figura 1, la aeronave 10 líder puede incluir una primera

ala 35a ubicada en un primer lado 37a de un fuselaje 37 de la aeronave 10 líder para generar un primer vórtice 30a, y una segunda ala 35b ubicada en un segundo lado 37b del fuselaje 37 de la aeronave 10 líder para generar un segundo vórtice 30b, colectivamente divulgado aquí como vórtices. Como tal, como se divulgó aquí, cualquier referencia a la descripción detallada a un vórtice 30 aplica igualmente al primer vórtice 30a y/o al segundo vórtice 30b.

- 5 Ya que el movimiento de remolino de un vórtice tiene un patrón generalmente circular, las porciones 40 dirigidas hacia arriba del aire del vórtice suministran fuerzas de arrastre hacia arriba. Más aun, el vórtice 30 de la punta de ala se arremolina desde la punta de ala de tal manera que la porción 40 dirigida hacia arriba del vórtice 30 emitido desde la aeronave 10 líder se ubica en el lado exterior del vórtice o en un lado del vórtice más alejado del fuselaje 37 de la aeronave 10 líder.
- 10 Debido a la ubicación de la porción 40 dirigida hacia arriba del vórtice 30, la aeronave 20 trasera puede aproximarse al vórtice desde la posición trasera por fuera del vórtice, y estar ubicada al menos parcialmente dentro de la porción 40 dirigida hacia arriba del vórtice. En tal posición, las fuerzas hacia arriba generadas por la porción 40 dirigida hacia arriba impactan la aeronave 20 trasera para al menos parcialmente boyar o sustentar la aeronave trasera. De esta manera, con la aeronave 20 trasera en una posición deseada, el vórtice 30 suministra un beneficio aerodinámico a la aeronave 20 trasera en la forma de beneficios operacionales, tal como la economía del combustible incrementada y el alcance de vuelo. Sin embargo, si la aeronave 20 trasera está ubicada de manera inadecuada con relación a la ubicación del vórtice 30, el vórtice 30 puede tener un efecto negativo sobre las aerodinámicas y las características operacionales de la aeronave trasera. Adicionalmente, un vórtice 30 puede impartir fuerzas (por ejemplo, fuerza lateral) y momentos (por ejemplo, momento de cabeceo) sobre la aeronave 20 trasera que varíe en resistencia con base en la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30, que se debe superar para mantener la aeronave trasera en la posición deseada con relación al vórtice 30. De acuerdo con esto, predecir de manera precisa la ubicación del vórtice 30 y la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30, controlar establemente la aeronave 20 trasera en una posición deseada con relación al vórtice 30 para lograr los beneficios aerodinámicos del vórtice 30, evitando las consecuencias aerodinámicas negativas causadas por el movimiento no pretendido de la aeronave trasera hacia el vórtice 30, y otra funcionalidad puede ser deseable.
- 25

Se describe aquí un sistema de control de vuelo que logra una o más de las funciones deseables mencionadas anteriormente asociadas con utilizar un vórtice 30 para los beneficios aerodinámicos y operacionales durante el vuelo. Con referencia a la figura 3, de acuerdo con una realización, el sistema de control de vuelo incluye un controlador 100 configurado para controlar el vuelo de la aeronave 20 trasera para lograr las funciones deseadas con relación a la utilización de vórtice. En general, el controlador 100 recibe múltiples aportes, procesos de aportes, y genera múltiples salidas. Los múltiples aportes pueden incluir mediciones de datos de los sensores, estimaciones de condiciones operativas de los sensores visuales, y varios aportes de usuario. En una implementación, los aportes incluyen datos 154 de la aeronave líder, datos 156 de la aeronave trasera, y datos 158 de aportes. Los datos 154 de la aeronave líder (por ejemplo, los datos que se puedan utilizar para estimar las condiciones del viento) se pueden transmitir desde la aeronave 10 líder y recibir por la aeronave 20 trasera por vía de enlaces 12 de datos, que pueden ser cualquiera de varios tipos de enlaces de datos conocidos en la técnica. Los aportes se procesan por el controlador 100 utilizando varios algoritmos, datos almacenados, y otros aportes para actualizar los datos almacenados y/o generar valores de salida. En una implementación, el controlador 100 saca el o los comandos 150 del vuelo de la aeronave trasera, que pueden ser un comando de balanceo y/o un comando de altitud. Los valores de salida generados y/o los comandos 150 se utilizan por otros componentes o módulos del controlador y/o uno o más elementos de la aeronave 20 trasera para controlar el vuelo de la aeronave trasera para lograr los resultados deseados.

30

35

40

El controlador 100 incluye varios módulos y almacena información para controlar la operación de la aeronave 20 trasera. Por ejemplo, como se muestra en la figura 3, el controlador 100 incluye un módulo 110 de posición, un módulo 120 de control de aeronave, un módulo 130 de búsqueda pico, y un módulo 140 de comando. En General, los módulos 110, 120, 130 y 140 cooperan para generar una solución de navegación (que incluyen al menos un comando 150 de vuelo de la aeronave trasera (por ejemplo, los comandos de balanceo y altitud) con relación a la aeronave 10 líder con base a uno o más de los datos 154, 156, 158. Aunque el controlador 100 se muestra como una unidad simple todos los módulos 110, 120, 130, 140, en algunas realizaciones, el controlador 100 puede incluir varias unidades en comunicación la una con la otra, con cada unidad incluyendo uno o más de los módulos. Además, las unidades de un controlador multiunidad no requieren estar físicamente próximas la una a la otra, y de hecho pueden estar remotas la una de la otra, pero permanecer en comunicación la una con la otra según sea necesario para efectuar la funcionalidad de los módulos

45

50

En una realización, el controlador 100 se ubica a bordo de la aeronave 20 trasera. Sin embargo, en algunas realizaciones, el controlador 100, o una o más unidades o módulos del controlador, se pueden ubicar remotas de la aeronave 20 trasera. Por ejemplo, una o más unidades o módulos del controlador 100 se pueden ubicar a bordo de la aeronave 20 líder o en una estación de control de tierra. Cuando se ubican remotamente de la aeronave 20 trasera, el controlador 100, o las unidades localizadas remotamente o los módulos del controlador, pueden estar en comunicación con la aeronave líder por vía de varios protocolos de comunicación, tales como IR, inalámbrico, radio y similares.

55

En referencia a las Figuras 3 y 4, el módulo 110 de posición del controlador 100 se configura de manera general para determinar una posición del vórtice 30, una posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30, y una posición deseada de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30. Las posiciones determinadas por el módulo 110 de posición se basan directamente o indirectamente en los datos 154 de la aeronave líder, los datos 156 de la aeronave trasera, y un estimado de las condiciones del viento. De acuerdo con los sistemas de la técnica anterior, los estimados de las condiciones del viento se calcularon de acuerdo con las mediciones de datos del aire proveniente de la aeronave trasera. Sin embargo, los vórtices 30 inducidos por la aeronave 10 líder tienden a contaminar las mediciones de los datos del aire provenientes de la aeronave 20 trasera. Los sistemas de vuelo en formación de la técnica anterior no fueron diseñados para la operación de la aeronave trasera dentro de los vórtices. De acuerdo con esto, los sistemas de la técnica anterior no compensan la contaminación de datos del aire asociada con la operación dentro de los vórtices, y así no suministran estimaciones precisas del viento, lo que conduce a estimaciones imprecisas de la posición de los vórtices 30 y de la posición de la aeronave trasera con relación a un vórtice.

Para contar con el efecto de contaminación de los vórtices 30 sobre las mediciones de datos del aire obtenidas por la aeronave 20 trasera, el módulo 110 de posición incluye un módulo 200 de estimación de viento y que utiliza las mediciones de datos del aire obtenidas por la aeronave 10 líder. En general, el módulo 200 de estimación del viento estima el movimiento de la aeronave trasera con relación al aire, y sustrae este estimado del movimiento de la aeronave con relación a la tierra (que se puede obtener de un sistema de navegación a bordo). Porque la masa de aire próxima a la aeronave 10 líderes está relativamente poco afectada por los efectos inducidos por la turbulencia de los vórtices 30, las mediciones de los datos del aire obtenidos por la aeronave 10 líder suministran una estimación más precisa de las condiciones del viento, y así una estimación más precisa de la posición de los vórtices 30 y la aeronave trasera con relación a los vórtices.

Además de las mediciones de los datos del aire provenientes de la aeronave 10 líder, el módulo 200 de estimación del viento estima las condiciones del viento con base en el ángulo $\hat{\beta}$ de rebasamiento estimado de la aeronave 20 trasera. El rebasamiento de la aeronave puede conducir a una sobre estimación de la magnitud de los vientos cruzados sobre el vórtice 30 y la aeronave 20 trasera. De acuerdo con esto, el rebasamiento debe ser un factor en la estimación de las condiciones del viento para mejorar la estimación de los vientos. El rebasamiento de la aeronave puede ser definido en términos de un ángulo $\hat{\beta}$ de rebasamiento estimado, que se puede calcular de acuerdo con cualquiera de las varias técnicas y métodos según se desee. De acuerdo con una realización que emplea una técnica, el ángulo $\hat{\beta}$ de rebasamiento de la aeronave 20 trasera se puede estimar con base en las siguientes ecuaciones:

$$C_y = W a_y / (q S_{ref}) \quad (1)$$

$$\hat{\beta} = (C_y - C_{y_p} p - C_{y_r} r - C_{y_{\delta\alpha}} \delta\alpha - C_{y_{\delta ru}} \delta ru - C_{y_{\delta rl}} \delta rl) / C_{y_\beta} \quad (2)$$

donde C_y es la distribución de la fuerza lateral aerodinámica total que actúa sobre la aeronave 20 trasera, W es el peso bruto de la aeronave trasera, a_y es la aceleración lateral de la aeronave trasera, q es la presión dinámica, S es el área de referencia del ala de la aeronave trasera, C_{y_p} es la distribución de fuerza lateral asociada con la velocidad y balanceo p de la aeronave trasera, C_{y_r} es la contribución de la fuerza lateral asociada con la proporción de cabeceo r de la aeronave trasera, $C_{y_{\delta\alpha}}$ es la contribución de la fuerza lateral asociada con la posición $\delta\alpha$ del alerón de la aeronave trasera, $C_{y_{\delta ru}}$ es la contribución de la fuerza lateral asociada con la posición del timón superior δru de la aeronave trasera, $C_{y_{\delta rl}}$ es la contribución de la fuerza lateral asociada con la posición del timón inferior δrl de la aeronave trasera, C_{y_β} es la contribución de la fuerza lateral asociada con el ángulo β del rebasamiento estimado de la aeronave trasera. En algunas implementaciones, las contribuciones de la fuerza lateral de la Ecuación 2 se pueden obtener de las tablas de consulta almacenadas en el controlador 100 u otros dispositivos de almacenamiento.

En una ejecución, el módulo 200 de estimación de viento estima las condiciones de viento con base en una relación entre la velocidad de la aeronave 20 trasera con relación a la masa de aire en el marco del cuerpo, la velocidad inercial de la aeronave trasera, y la velocidad de la masa de aire. Por ejemplo, el vector de velocidad del viento \vec{V}_W^{NED} se puede determinar a partir de lo siguiente

$$\vec{V}_A^B = C_{NED}^B \left\{ C_N^{NED} \vec{V}^N - \vec{V}_W^{NED} \right\} \quad (3)$$

donde \vec{V}_A^B es el vector de la velocidad del aire real en el marco del cuerpo (B), C_{NED}^B es una matriz coseno de la dirección desde el marco inferior Noreste (NED) al marco del cuerpo, C_N^{NED} es una matriz del coseno de la dirección del marco (N) de navegación al NED local, y \vec{V}^N es la velocidad de la aeronave trasera con relación a la tierra en las coordenadas de navegación. El ángulo de rebasamiento estimado $\hat{\beta}$ y el ángulo de ataque α están contenidos en el vector de velocidad de aire real \vec{V}_A^B de acuerdo con la siguiente relación.

$$\vec{V}_A^B = V_A \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \hat{\beta} \\ \text{Sen } \hat{\beta} \\ \text{Sen } \alpha \cos \hat{\beta} \end{bmatrix} \quad (4)$$

donde V_A es la velocidad del aire real. Para una precisión adicional, en algunas realizaciones, el ángulo medido de ataque α , que se puede basar en salidas imprecisas de las paletas de medición sobre la aeronave 20 trasera, se puede reemplazar con un ángulo estimado de $\hat{\alpha}$, que se puede calcular de acuerdo con cualquiera de varias técnicas y métodos según se desee.

Las condiciones de viento estimadas (por ejemplo, el vector de velocidad del viento \vec{V}_W^{NED}) se utilizan por el módulo 210 de posición del vórtice para determinar la posición del vórtice 30. Además, al conocer la posición de la aeronave trasera, la posición de la aeronave trasera con relación a la posición del vórtice se puede determinar. En general, las condiciones de viento estimadas ayudan a diagnosticar la dirección y la magnitud del cambio del vórtice 30 dentro de la masa de aire causada por los vientos cruzados. El módulo 210 de posición de vórtices genera una posición 212 de vórtice que se utiliza por un módulo 220 de posición de aeronave deseada del módulo 110 de posición para determinar la posición de aeronave deseada de la aeronave 20 trasera.

El módulo 220 de posición de aeronave deseada se configura para determinar una posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30 que logrará una aerodinámica deseada y beneficio operacional de la corriente aérea ascendente 40 generada por el vórtice 30. El módulo 220 de posición de la aeronave deseada genera una posición 222 de aeronave deseada que representa la posición deseada determinada por el módulo de posición de la aeronave deseada. La posición 222 de aeronave deseada se utiliza por el módulo 120 de control de la aeronave para determinar las demandas de posición, o los comandos de posición, que se utilizan para generar un esquema de control de vuelo (por ejemplo, los comandos de vuelo) por el módulo 140 de comando para ubicar la aeronave 20 trasera en la posición deseada. La posición de la aeronave deseada se puede determinar por el módulo 220 de posición de la aeronave deseada con base en la posición 212 del vórtice y el modelo de propagación de estela que incorpora las características físicas conocidas de los vórtices. Alternativamente, o cooperativamente, en algunas realizaciones, el módulo 220 de posición de la aeronave deseada genera la posición 222 de aeronave deseada con base en la posición 212 del vórtice y el aporte de un piloto que controla el vuelo de la aeronave 20 trasera, Por ejemplo, el piloto puede ser alertado de la posición 212 del vórtice y manualmente ingresar la posición 222, de la aeronave deseada en la forma de comandos de posición o coordenadas. El módulo 220 de posición de la aeronave deseada también se puede incorporar en el módulo 130 de búsqueda de pico, que determina una posición 222 de la aeronave deseada y genera los comandos de posición con base al menos parcialmente en la posición de la aeronave deseada y el algoritmo de búsqueda de pico como se explicará con más detalles adelante.

En algunas realizaciones alternativas, el módulo 110 de posición determina la posición 212 del vórtice 30, que facilita una estimación de la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice o viceversa. El esquema de estimación se basa en las mediciones de condiciones operativas que no están directamente influenciadas por la posición de la estela con relación a la aeronave 20 trasera. En una implementación, la posición del vórtice 30 (es decir, $p_w(t)$) es aproximada de acuerdo a la siguiente relación.

$$p_w(t) = \begin{bmatrix} p_{w,l}(t) \\ p_{w,c}(t) \\ p_{w,v}(t) \end{bmatrix} \approx p_l(t - \tau) + \int_{-\tau}^0 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \frac{\Gamma}{2\pi b_0} + y_{p,w}(t) ds \quad (5)$$

donde $p_{w,l}(t)$, $p_{w,c}(t)$, y $p_{w,v}(t)$ son la traza longitudinal y las coordenadas verticales de vórtices, p_l es la posición de la aeronave líder, τ es la cantidad de tiempo que la aeronave 20 trasera está detrás de la aeronave 10 líder, Γ es la resistencia del vórtice 30, b_0 es el espacio característico, y $y_{g,w}(t)$ representa el modelo de ráfaga de viento asociado con las dinámicas de propagación de la estela. De acuerdo con esto, en algunas realizaciones, la ecuación 5 se puede utilizar para determinar la posición 212 del vórtice y la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30. En referencia a la Ecuación 5, se debe notar que el vector de posición del vórtice $p_w(t)$ incluye una coordenada vertical, que cuenta para un descenso vertical del vórtice y facilita la ubicación vertical adecuada y la actitud que sigue la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30. Los controles de vuelo de formación convencional no cuentan para el descenso del vórtice y están relacionados solo con la ubicación de la traza al asumir una posición de coalitividad con relación a la aeronave 10 líder y el vórtice 30. En algunas realizaciones, el mismo conjunto de mediciones asociado con la Ecuación 5 se puede utilizar para lograr un estimado más suave, y quizás más preciso de la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30 si se desea como se describirá ahora. Adicionalmente, en aun algunas realizaciones, las mediciones adicionales se pueden utilizar para mejorar adicionalmente la precisión de la estimación de la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30 como se describirá con más detalle adelante.

Al asumir los valores constantes de τ , Γ , y b_0 , y tomando una derivada basada en el tiempo, la Ecuación 3 se puede reducir a

$$\dot{p}_w(t) \approx v_l(t - \tau) + \tau \dot{y}_{g,w}(t) \quad (6)$$

donde v_l es la velocidad de la aeronave 10 líder. La Ecuación 6, la ubicación relativa del vórtice 30 con respecto a la aeronave 20 trasera (es decir, $p_{rel}(t)$) se puede determinar con base en la siguiente definición de la ubicación relativa y tomar una derivada de tiempo de la ubicación relativa como sigue.

$$p_{rel}(t) = p_w(t) - p_t(t) \quad (7)$$

$$\dot{p}_{rel}(t) = \dot{p}_w(t) - \dot{p}_t(t) \quad (8)$$

$$\dot{p}_{rel}(t) = v_l(t - \tau) + \tau \dot{y}_{g,w}(t) - v_t(t) \quad (9)$$

donde v_t es la velocidad de la aeronave 20 trasera. Cada una de las variables de la Ecuación 9 pueden ser directamente medidas en algunas implementaciones. En aun otras implementaciones, se estiman una o más variables de la Ecuación 9.

Asumiendo la disponibilidad de las mediciones física o virtual precisa para la posición relativa de la aeronave 20 trasera con respecto a la aeronave 10 líder, los componentes verticales y de traza de la velocidad inercial de la aeronave 20 trasera y los componentes verticales de traza del viento (que se pueden obtener del módulo 200 de estimación de viento), y la velocidad de aire total o la velocidad de la aeronave trasera (que se puede asumir como aproximadamente igual a la velocidad del aire de la aeronave líder), un vector x^{\wedge} del estado estimador se puede representar mediante

$$\hat{x} = \begin{bmatrix} v_{l,xtrk}(t-\tau) \\ v_{l,alt}(t-\tau) \\ p_{rel,xtrk}(t) \\ p_{rel,alt}(t) \\ \tau(t) \\ \Gamma(t) \\ y_{g,xtrk}(t) \\ y_{g,alt}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_l(t-\tau) \\ p_{rel} \\ \tau \\ \Gamma \\ y_g \end{bmatrix} \quad (10)$$

donde $v_{l,xtrk}$ es igual a la velocidad de la aeronave 10 líder en la dirección de la traza o lateral, $v_{l,alt}$, es igual a la velocidad de la aeronave 10 líder en la dirección vertical, $p_{rel,xtrk}$ es la traza relativa o la posición lateral del vórtice 30 con respecto a la aeronave 20 trasera, $p_{rel,alt}$ es la posición vertical relativa del vórtice con respecto a la aeronave trasera, $\tau(t)$ es la constante de demora con respecto al tiempo, $\Gamma(t)$ es la resistencia del vórtice con respecto al tiempo, $y_{g,xtrk}(t)$ es el componente de ráfaga de viento sobre el vórtice en la dirección de traza lateral, y $y_{g,alt}(t)$ es el componente de ráfaga de viento en el vórtice en la dirección vertical. El vector x de estado estimador representado por la Ecuación 10 maneja la precisión y la robustez del módulo 210 de posición del vórtice para determinar la posición del vórtice 30. En algunas implementaciones, el vector \hat{x} de estado estimador incluye menos o más de ocho componentes. En una implementación, el vector de estado estimador \hat{x} incluye solo la velocidad $v_{l,xtrk}$, de traza, la velocidad vertical $v_{l,alt}$, la posición de traza relativa $p_{rel,xtrk}$, y la posición $p_{rel,alt}$. de vertical relativa. En otras implementaciones, el vector \hat{x} de estado estimador incluye solo la velocidad de traza $v_{l,xtrk}$, la velocidad vertical $v_{l,alt}$, la posición de traza relativa $p_{rel,xtrk}$, la posición $p_{rel,alt}$, vertical relativa, el componente $y_{g,xtrk}(t)$ de ráfaga de viento de traza, y el componente de ráfaga de viento vertical $y_{g,alt}(t)$. En aún ciertas implementaciones, el vector de estado de estimador incluye solo la posición $p_{rel,xtrk}$ de traza relativa y la posición $p_{rel,alt}$ vertical relativa.

El vector \hat{x} de estado de estimador de la Ecuación 10 se puede asociar con las dinámicas lineales de las ecuaciones de medición no lineales para producir una matriz Jacobiana útil para determinar la posición del vórtice 30. Las dinámicas lineales se pueden representar mediante

$$\dot{\hat{x}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ -v_t(t) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + w(t) \quad (11)$$

20 y la ecuación de medición no lineal o vector se puede representar mediante

$$y = \begin{bmatrix} p_{l,long}(t) \\ p_{l,xtrk}(t-\tau) \\ p_{l,alt}(t-\tau) \\ y_{g,xtrk}(t) \\ y_{g,alt}(t) \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} V_{air}\tau \\ p_{rel,xtrk}(t) - \tau y_{g,xtrk} \\ p_{rel,alt}(t-\tau) - \tau \frac{\Gamma}{2\pi b_0} - \tau y_{g,alt} \\ y_{g,xtrk}(t) \\ y_{g,alt}(t) \end{bmatrix} \quad (12)$$

lo cual cuando se combina con las ecuaciones 10 y 11 produce la matriz Jacobiana Hx representada como sigue

$$Hx = \frac{\partial y}{\partial x} x = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & V_{air} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -\tau & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -\frac{\Gamma}{2\pi b_0} & -\frac{\tau}{2\pi b_0} & 0 & -\tau \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{l,xtrk}(t-\tau) \\ v_{l,alt}(t-\tau) \\ p_{rel,xtrk}(t) \\ p_{rel,alt}(t) \\ \tau(t) \\ \Gamma(t) \\ y_{g,xtrk}(t) \\ y_{g,alt}(t) \end{bmatrix} \quad (13)$$

5 que se puede convertir en una representación de tiempo discreta. El vector de medición de la Ecuación 12 se obtiene al modificar los datos de medición bruto recibidos de los sensores asociados en las aeronaves líder y/o trasera. Por ejemplo, los datos de medición brutos se pueden transformar en un marco de coordenadas deseado, y las mediciones de la posición líder pueden conducir a una constante de demora τ . El vector de medición de la ecuación 12 de las realizaciones ilustradas incluyen cinco mediciones detectadas con respecto al tiempo (por ejemplo, la posición longitudinal de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera $p_{l,long}(t)$, la posición lateral de tiempo demorado o traza de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera $p_{l,xtrk}(t-\tau)$, y la posición vertical demorada en el tiempo de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera $p_{l,alt}(t-\tau)$, el componente de ráfaga de viento que actúa sobre la aeronave trasera en la dirección lateral $y_{g,xtrk}(t)$, y el componente de ráfaga de viento que actúa sobre la aeronave trasera en la dirección $y_{g,alt}(t)$ vertical pero también puede incluir más de cinco mediciones detectadas, como se explicará con más detalle adelante. Las cinco mediciones del vector de medición de la ecuación 12 y no son las mediciones directas de los efectos del vórtice sobre la aeronave 20 trasera (por ejemplo, las cinco mediciones están asociadas con características que se comportan independientemente de los efectos del vórtice). Una vez que el vector de medición de la Ecuación 12 se puebla mediante los datos de medición modificados apropiadamente, el vector x^{\wedge} de estado estimador representado mediante la Ecuación 10 se mantiene y se actualiza mediante el módulo de posición del vórtice a través de la aplicación de una matriz de covarianza del error y que toma recursiones de filtro Kalman con tiempo discreto al propagar recursivamente las ecuaciones 14 y 15 de adelante y actualizando las ecuaciones 16 y 17 de adelante.

$$\hat{x}_k^- = f(\hat{x}_{k-1}) \quad (14)$$

$$\Sigma_{\tilde{x}_k}^- = F \Sigma_{\tilde{x}_{k-1}} F^T + \Sigma_w \quad (15)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + \Sigma_x H^T (H \Sigma_x H^T + \Sigma_v)^{-1} (y_k - h(\hat{x}_k^-)) \quad (16)$$

$$\Sigma_{\tilde{x}_k} = \Sigma_{\tilde{x}_k}^- - \Sigma_{\tilde{x}_k}^- H^T (H \Sigma_{\tilde{x}_k}^- H^T + \Sigma_v)^{-1} H \Sigma_{\tilde{x}_k}^- \quad (17).$$

- 5 En algunas implementaciones, las ecuaciones 16 y 17 se actualizan en cada paso de tiempo para una de las cinco mediciones del vector de medición de la ecuación 12. En otras palabras, las ecuaciones 16 y 17 se pueden actualizar una medición a la vez, opuesto a ser actualizadas en volumen con todas las cinco mediciones. Actualizando las Ecuaciones 16 y 17 sobre una base por medición suministra flexibilidad para seleccionar qué mediciones son consideradas primero y, y cuántas mediciones están incluidas en el vector de medición de la ecuación 12.
- 10 Adicionalmente, actualizar las ecuaciones 16 y 17 con base en la aproximación por medición permite subconjuntos seleccionables de cinco mediciones a ser considerados en una etapa de tiempo dada, y el resto de las mediciones en subsecuentes etapas de tiempo.

De manera ventajosa, el esquema de determinación de la posición del vórtice anteriormente descrito no requiere mediciones detectadas de los efectos del vórtice sobre la aeronave 20 trasera. De acuerdo con esto, un comportamiento dinámico nominal esperado de la aeronave 10, 20 líder y trasera, se puede utilizar para estimar la posición del vórtice 30 al utilizar el vector de medición de cinco componentes de la Ecuación 12. Sin embargo, ya que el vector de medición de la Ecuación 12 no incluye los datos de medición de los efectos del vórtice sobre la aeronave 20 trasera, el esquema de determinación de la posición del vórtice no cuenta para los sesgos de medición (por ejemplo, los sesgos de medición del viento) o los sesgos de modelamiento (por ejemplo, el cálculo inicial impreciso de la fortaleza Γ del vórtice) asociada con los efectos del vórtice que pueden contribuir a una posición del vórtice estimada con un nivel inferior de precisión. De acuerdo con esto, en algunas realizaciones, el esquema de determinación de la posición del vórtice anteriormente descrito se puede suplementar con modelamiento y mediciones adicionales para tener en cuenta los efectos de las dinámicas del vórtice que actúan sobre la aeronave 20 trasera. Esencialmente, el modelamiento y las mediciones adicionales ayudan a estimar la posición del vórtice 30 o la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice al "sentir" las fuerzas y los momentos aerodinámicos debido al vórtice.

En una realización, el esquema de determinación de posición del vórtice anteriormente descrito se suplementa con modelamiento adicional para tener en cuenta los efectos de la dinámica del vórtice que actúa sobre la aeronave 20 trasera. Más específicamente, el módulo 210 de posición del vórtice modela las fuerzas y los momentos de incremento

del vórtice que actúa sobre la aeronave 20 trasera como una función de la posición relativa. La aceleración \dot{v}_B^B translacional y la aceleración ω^B angular de la aeronave 20 trasera se puede determinar de

$$\dot{v}_B^B = \frac{F_{Total}^B}{m} + g^B - \omega^B \times v_B^B \quad (18)$$

$$\dot{\omega}^B = J^{-1} [M_{Total} - [\omega^B \times] J \omega^B] \quad (19)$$

Donde F_{Total}^B son las fuerzas de los ejes del cuerpo totales que actúan sobre la aeronave 20 trasera, m es la masa de la aeronave trasera, g^B es la fuerza gravitacional que actúa sobre el cuerpo de la aeronave trasera, ω^B es la velocidad angular de la aeronave trasera,

v_B^B es la velocidad de la aeronave trasera, J es la matriz de inercia del eje del cuerpo, y M_{total} es el momento total de los ejes del cuerpo que actúan sobre la aeronave trasera. Las fuerzas F_{Total}^B totales de los ejes del cuerpo y el momento M_{total} se pueden reducir a los componentes nominal e inducidos por vórtice, de tal manera que las fuerzas de los ejes del cuerpo debido a la estela

F_{estela}^B Y al momento de los ejes del cuerpo debido a la estela M_{estela} se pueda representar mediante

$$F_{estela}^B = \underbrace{m (\dot{v}_B^B - g^B + \omega^B \times v_B^B)}_{F_{Total}^B} - F_{nom}^B \quad (20)$$

$$M_{estela} = \underbrace{J\dot{\omega}^B + [\omega^B \times]J\omega^B}_{M_{Total}} - M_{nom} \quad (21)$$

Las fuerzas totales de los ejes del cuerpo F_{Total}^B y el momento M_{total} se puede componer con base en las mediciones tomadas por la unidad de medición inercial sobre la aeronave 20 trasera y las propiedades conocidas de la masa de la aeronave trasera. Las fuerzas nominales y el momento F_{nom}^B , M_{nom} se determinan con base en el modelo de la aeronave 20 trasera que incluye las aerodinámicas y los factores dependientes sobre las deflexiones de la superficie y la salida del motor. Las Ecuaciones 20 y 21 se pueden incorporar en una medición sintética y en fuerzas de incremento y momentos como sigue.

$$y_{FM_i} = h_{FM_i}(x) = \left[FM_i(p_{rel,c}, p_{rel,v}, \Gamma) \right] \quad (22)$$

$$\Rightarrow H_{FM_i} = \frac{\partial h_{FM_i}}{\partial x} = \left[0 \quad 0 \quad \frac{\partial FM_i}{\partial p_{rel,c}} \quad \frac{\partial FM_i}{\partial p_{rel,v}} \quad 0 \quad \frac{\partial FM_i}{\partial \Gamma} \quad 0 \quad 0 \right] \quad (23)$$

la cual expresa cada una las seis fuerzas/momentos de incremento como una función de la posición relativa de la aeronave 20 trasera con respecto al vórtice 30, e incluyen señales que se pueden utilizar como aportes adicionales al filtro Kalman.

En algunas realizaciones, con el vector de estado de estimación de la Ecuación 10 que permanece igual, las Ecuaciones 22 y 23 se pueden utilizar para extender el vector de medición de la ecuación 12 a la matriz Hx Jacobiana y entre la ecuación 13 con mediciones adicionales sin afectar la estimación del esquema de recursión asociado con

las Ecuaciones 14-17. En otras palabras, en tales realizaciones, el esquema de recursión de estimación simplemente utiliza el vector de medición más largo y la matriz Hx jacobiana más larga. Porque la posición 212 del vórtice estimado permanece solamente afuera, la inclusión de las mediciones adicionales o aportes, que suministran información adicional, en el vector de medición de la ecuación 12 y la matriz Hx jacobiana de la Ecuación 13 mejora la precisión de la posición 212 del vórtice estimado y la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30.

En otra realización, el esquema de determinación de la posición del vórtice anteriormente descrito se suplementa con un modelo adicional implementado por el módulo 210 de posición de vórtice que utiliza mediciones reales adicionales para estimar el impacto esperado del vórtice en las mediciones de la Ecuación 12, y refina la posición estimada de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30 con base en el impacto esperado estimado. En general, el modelo se configura para comparar la posición estimada de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30 obtenida utilizando el vector de estado de la ecuación 10 con las mediciones reales adicionales de la posición relativa de la aeronave trasera con respecto al vórtice, y corregir el vector de estado con base en la comparación. En una implementación, las mediciones reales incluyen los ángulos aerodinámicos de ataque y el rebasamiento basado en la salida de varias aspas con ángulo de ataque aseguradas a la aeronave 20 trasera en varias ubicaciones. El módulo 210 de posición de vórtice utiliza la salida de seis paletas con ángulo de ataque ubicadas cerca a la nariz de la aeronave 20 trasera. En otra implementación, el módulo 210 de posición de vórtice utiliza la salida de cuatro paletas con ángulo de ataque ubicadas en las puntas de las alas y la cola, respectivamente. La salida medida de cada paleta se puede modelar como

$$\alpha_{meas,i} = T_i(\alpha_{nom,i} + \delta\alpha_{estela,i}) \quad (24)$$

$$\alpha_{nom,i} = \alpha_{nom,i}(U_{libre}, V_{libre}, W_{libre}) \quad (25)$$

$$\begin{aligned} \delta\alpha_{estela,i} &= f(U_{libre}, V_{libre}, W_{libre}, U_{estela}, V_{estela}, W_{estela}) \\ &= f(U_{libre}, V_{libre}, W_{libre}, \hat{p}_{rel,c}, \hat{p}_{rel,v}, pos_{x,i}, pos_{y,i}, pos_{z,i}, \phi, \theta, \psi) \end{aligned} \quad (26)$$

donde $\alpha_{nom,i}$ es el valor nominal (fuera de estela) para la paleta i , $\delta\alpha_{estela,i}$ es el incremento inducido por la estela calculado con base en la posición estimada de la paleta con respecto a la estela y un modelo de vórtice analítico T_i se tabula en el mapeo específico de la paleta que cuenta para el fuselaje y los efectos del número Mach $pos_{x,i}$, $pos_{y,i}$ y $pos_{z,i}$ son las posiciones de cada paleta i en la aeronave trasera, ϕ , θ , ψ son los componentes de disposición de la aeronave trasera, y $\hat{p}_{rel,c}$, $\hat{p}_{rel,v}$ son los estimados corrientes de la posición de la aeronave 20 trasera con respecto a la estela.

Los sesgos del sensor o la medición se pueden incorporar en el filtro Kalman y ser incluidos como un estado adicional en el vector x^{\wedge} de estado estimador de la Ecuación 10, que se extiende efectivamente al vector de estado estimador.

El módulo 120 de control de aeronave incluye, un módulo 230 de control lateral configurado para determinar una demanda 232 de traza y un módulo 240 de control vertical configurado para determinar la demanda 242 de altitud. La demanda 232 de traza se asocia con un componente de posición lateral (por ejemplo, horizontal) de la posición 222 de la aeronave deseada con relación al vórtice 30 y la demanda 242 de altitud se asocia con un componente de posición vertical del valor de posición de la aeronave deseada con relación al vórtice. Una vez que se determina la demanda 232 de traza, el módulo 140 de comando genera un comando (por ejemplo, uno o más de un comando de balanceo, comando de timón, y comando de rebasamiento) para lograr la demanda de traza. La aeronave 20 trasera puede balancearse de acuerdo al comando de balanceo (o ajustar la posición del timón y/o los elementos de control de rebasamiento de acuerdo con los componentes de timón y rebasamiento, respectivamente, según sea el caso) de tal manera que se pueda lograr la posición 222 de la aeronave deseada. De manera similar, una vez que se determina la demanda 242 de altitud, el módulo 140 de comando genera un comando de altitud o logra la demanda de altitud. La aeronave 20 trasera puede entonces ajustar su posición vertical de acuerdo con el comando de altitud de tal manera que se pueda lograr la posición 222 deseada de la aeronave.

El módulo 230 de control lateral determina la demanda 232 de traza con base en el componente lateral de la posición 222 deseada de la aeronave. Básicamente, la demanda 232 de traza se puede asociar con un cambio deseado en el

5 balanceo (o posición de timón y/o rebasamiento) para efectuar un cambio en la posición lateral de la aeronave 20 trasera para lograr el componente lateral asociado con la posición 222 deseada de la aeronave. Los sistemas de control de vuelo de formación convencional se configuran para ubicar la aeronave trasera alojada del vórtice, y como tal, no cuentan para efectos aerodinámicos del vórtice en la posición de la aeronave trasera. Confiando solamente en tales aproximaciones convencionales para determinar la demanda 232 de traza probablemente se pueda conducir a una imprecisión y a resultados ineficientes. Estos inconvenientes pueden contar fuertemente para los efectos del vórtice 30 en la posición de la aeronave 20 trasera.

10 El módulo 230 de control lateral cuenta para la posibilidad de dinámicas de seguimiento inestables al incluir la interconexión de retroalimentación, entre el módulo 120 de control de aeronave o el controlador 340 de aeronave y el piloto automático de bucle interior de la aeronave 330 trasera (por ejemplo, ver figura 6). El sistema dinámico de la aeronave trasera se puede representar genéricamente mediante el siguiente modelo lineal:

$$\dot{x}_a = A_a x_a + \underbrace{\begin{bmatrix} B_{1,a} & B_{2,a} \end{bmatrix}}_{B_a} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$\begin{bmatrix} y_a \\ \dot{y}_a \\ \phi_a \\ p_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{1,a} \\ C_{2,a} \\ C_{3,a} \\ C_{4,a} \end{bmatrix} x_a \quad (28).$$

15 El controlador de piloto automático de bucle interior de la aeronave 330 trasera se puede representar genéricamente mediante lo siguiente

$$\dot{x}_c = A_c x_c + \underbrace{\begin{bmatrix} B_{1,c} & B_{2,c} & B_{3,c} \end{bmatrix}}_{B_c} \begin{bmatrix} \phi_c \\ \phi_a \\ p_a \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} C_{1,c} \\ C_{1,c} \end{bmatrix}}_{C_c} x_c + \begin{bmatrix} D_{1,c} & D_{2,c} & D_{3,c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_c \\ \phi_a \\ p_a \end{bmatrix} \quad (30).$$

20 De acuerdo con esto, con base en las ecuaciones 27-30, la interconexión de retroalimentación entre el módulo 120 de control de aeronave (por ejemplo, el controlador 340 de aeronaves) y el controlador del piloto automático de bucle interior de la aeronave 330 trasera produce los modelos dinámicos de bucle cerrado actualizados.

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \dot{x}_a \\ \dot{x}_c \end{bmatrix}}_{\dot{x}_p} = \underbrace{\begin{bmatrix} A_a + B_a [D_{2,c} & D_{3,c}] \begin{bmatrix} C_{3,a} \\ C_{4,a} \end{bmatrix} & B_a C_c \\ [B_{2,c} & B_{3,c}] \begin{bmatrix} C_{3,a} \\ C_{4,a} \end{bmatrix} & A_c \end{bmatrix}}_{A_p} \underbrace{\begin{bmatrix} x_a \\ x_c \end{bmatrix}}_{x_p} + \underbrace{\begin{bmatrix} B_a D_{1,c} \\ B_{1,c} \end{bmatrix}}_{B_p} \phi_c \quad (31)$$

$$\begin{bmatrix} y_a \\ \dot{y}_a \\ \phi_a \\ p_a \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} C_{1,a} & 0 \\ C_{2,a} & 0 \\ C_{3,a} & 0 \\ C_{4,a} & 0 \end{bmatrix}}_{C_p} \begin{bmatrix} x_a \\ x_c \end{bmatrix} \quad (32)$$

que pueden ser adicionalmente reducidos con base en la presunción de que las dinámicas de bucle cerrado de la aeronave 20 trasera son estables en ausencia de formación de los efectos de vuelo.

- 5 Con base en modelos simples de efecto de vuelo en formación (por ejemplo, el momento de balanceo y la fuerza lateral) como una función de la posición de traza y como se discutió anteriormente, las ecuaciones 31 y 32 producen

$$\dot{x}_w = \begin{bmatrix} \dot{x}_p \\ \dot{x}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_p + C_{acc}^\dagger D_d C_{1,a} + B_p K_\phi C_{3,a} & C_{acc}^\dagger M C_d \\ 0 & A_d \end{bmatrix} x_w + \begin{bmatrix} B_p \\ 0 \end{bmatrix} v \quad (33)$$

$$y_w = \begin{bmatrix} y_a \\ \dot{y}_a \\ \phi_a \\ p_a \end{bmatrix} = C_p x_p \quad (34)$$

- 10 Las Ecuaciones 33 y 34 se pueden aun refinar más al incorporar una relación entre el error de traza es error e_{trk} y la diferencia entre y_{cmd} y y_a .

Con base en las ecuaciones 33 y 34, en la demanda 232 de traza se determina del siguiente controlador dinámico.

$$\dot{x}_{OL} = [0] x_{OL} + \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{cmd} \\ y \\ \dot{y} \\ \phi \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$\phi_c = \underbrace{K_{e_{int}}}_{C_{OL}} x_{OL} + \underbrace{\begin{bmatrix} K_{y_{cmd}} & K_y & K_{\dot{y}} & K_{\phi} \end{bmatrix}}_{D_{OL}} \begin{bmatrix} y_{cmd} \\ y \\ \dot{y} \\ \phi \end{bmatrix} \quad (36)$$

5 donde la ecuación 35 suministra control integral, \dot{y} es un valor de retroalimentación de coeficiente de traza, y ϕ es un valor de retroalimentación de balanceo, que se puede reemplazar o suplementar con un valor de retroalimentación de la posición de timón y/o el valor de retroalimentación de rebasamiento dependiendo de si el comando de traza se asocia con un comando de timón y/o rebasamiento en lugar de o además de un comando de balanceo. La ley de control empleada por el módulo 230 de control lateral y el controlador 340 de la aeronave para determinar la demanda 232 de traza se basa en las ecuaciones 35 y 36, que tienen una arquitectura derivada integral proporcional. La retroalimentación del coeficiente de traza estimado se utiliza en las ecuaciones 35 y 36, el cual puede eliminar el error de cabeceo. Eliminando el Error de cabeceo de las ecuaciones 35 y 36 se eliminan las imprecisiones asociadas con asumir la coordinación de cambio de deslizamientos de rebasamiento cero en la presencia de efectos de vuelo en formación. Adicionalmente, se utiliza la retroalimentación del error de seguimiento integral que facilita el seguimiento preciso y robusto de la posición de la aeronave 20 trasera en presencia de los efectos del vuelo en formación.

15 El módulo 240 de control vertical determina la demanda 242 de altitud con base en el componente vertical (por ejemplo, altitud) de la posición 222 de la aeronave deseada, que se basa en el componente vertical del vector de posición de vórtice de la ecuación 5. Básicamente, la demanda 242 de altitud se asocia con un cambio deseado en la altitud (por ejemplo, desfase vertical) de la ubicación de la aeronave 20 trasera en la altitud asociada con la posición 222 de la aeronave deseada. Además del componente vertical del vector de posición del vórtice de la ecuación 5, en algunas implementaciones, el desfase vertical se determina con base en varias condiciones determinadas por la aeronave 10 líder y transmitidas a la aeronave 20 trasera tal como la fortaleza de la estela y los estimados de viento inerciales o las condiciones del viento, y varias condiciones determinadas por la aeronave trasera, tal como la altitud y el coeficiente de altitud del cambio de la aeronave trasera.

25 En referencia a la Figura 5, el módulo 120 de control de la aeronave también incluye un módulo 250 limitador configurado para generar el o los comandos 252 modificados con base en los datos 158 de entrada. El o los comandos 252 modificados incluyen uno o más de un comando de posición modificada (por ejemplo, modificar los datos de posición deseada del módulo 110 de posición de la aeronave o el módulo 130 de búsqueda pico) y un comando de vuelo modificado (por ejemplo, modificar los comandos 150 de vuelo del módulo 140 de comando). A pesar de las mejoras en la traza y el seguimiento de la posición vertical y el control suministrados por el módulo 110 de posición, el módulo 230 de control lateral, y el módulo 240 de control vertical, varias afectaciones (por ejemplo, variación del viento (ráfagas) y movimiento de la aeronave líder) pueden afectar negativamente la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30. Por ejemplo, tales afectaciones pueden originar cruces no intencionales hacia y/o a través del vórtice 30 cuando la trayectoria de la aeronave 20 trasera encuentra regiones donde el controlador definido por las Ecuaciones 35 y 36 se descompone o es incapaz de compensar tales afectaciones.

35 De acuerdo en esto, en términos generales, el módulo 250 limitador se configura para modificar el controlador definido por las Ecuaciones 35 y 36 con el fin de suministrar protección contra los cruces de vórtices inducidos por afectación. Esencialmente, el módulo 250 limitador es operable para limitar la extensión de la excursión de la aeronave 20 trasera de un punto predefinido. El módulo 250 limitador limita la excursión física de la aeronave 20 trasera desde un punto predefinido, para evitar los cruces de vórtice inducidos por afectaciones al modificar la posición 212 del vórtice determinada por el módulo 210 de posición de vórtice y/o agregar un comando de vuelo adicional (por ejemplo, el comando de balanceo, timón, y/o rebasamiento), o modificando el comando 150 de la aeronave trasera. Adicionalmente, en algunas implementaciones, el módulo 250 limitador incluye lógica aumentada que limita modifica a su vez el comando de la aeronave 20 trasera para restringir temporalmente ciertos movimientos de la aeronave trasera hacia el vórtice 30 (por ejemplo, para evitar los cruces de vórtice inducidos por alteraciones) durante una operación de giro.

45 El módulo 250 limitador incluye un controlador que implementa un algoritmo que opera para limitar la excursión física de la aeronave 20 trasera cuando es necesario para evitar cruces de vórtice no pretendidos. El algoritmo implementado por el controlador del módulo 250 limitador se basa en la siguiente señal u_p de control modificada y el comando y_{cmd} de seguimiento modificado.

$$u_p = u_{trk} + k_u \gamma(x_p) u_{sl} \quad (37)$$

$$y_{cmd} = (r - \eta_{trk}) (1 - \gamma(x_p)) + \gamma(x_p) u_{sl} + \eta_{trk} \quad (38)$$

donde u_{trk} es la señal de comando de traza original o no modificada, k_u es una ganancia escalar, η_{trk} es el punto de referencia de salida de la traza de una región compacta especificada desde la cual la señal u_{trk} del comando de traza original se evita que salga, y $\gamma(x_p)$ es la función de modulación definida como

$$\gamma(x_p) = \max \left(0, \min \left(1, 1 + \frac{\max \left(\frac{x_p - \eta}{x_{max}} \right) - 1}{\delta_{SL}} \right) \right) \quad (39)$$

donde el "limite duro" o "umbral duro" de un rango permisible del estado a ser limitado x_p se parametriza median una magnitud de x_{max} y un sesgo η , δ_{SL} es un porcentaje del rango permisible a ser utilizado como una región de transición, que define un "limite suave" o un "umbral suave" del rango permitido.

De acuerdo con algunas realizaciones, el comando y_{cmd} de seguimiento modificado definido por la ecuación 38 se puede filtrar mediante un filtro de paso bajo mediante una saturación de coeficiente de un lado antes de ser utilizada para generar el o los comandos 252 modificados. Al volver al filtro de paso bajo, las características de rebasamiento de un sistema de bucle cerrado implementado por los módulos del controlador 100 se pueden modificar. La saturación de coeficiente de la señal filtrada limita el coeficiente de comando hacia el vórtice 30, mientras que no se limita el coeficiente de comando alejado del vórtice.

De acuerdo con aun otras realizaciones, la función de modulación $\gamma(x_p)$ se puede modificar de tal manera que la acción límite del módulo 250 limitador se efectúa solamente en la medida en que la aeronave 20 trasera se aproxima al vórtice 30. En otras palabras, en tales realizaciones con un límite de un lado el módulo 250 limitador no ejecuta el algoritmo de limitación si la aeronave 20 trasera se está moviendo alejándose del vórtice 30.

En algunas realizaciones, la función $\gamma(x_p)$ de modulación se puede filtrar al pasar el valor calculado de la ecuación 39 a través de un filtro de paso bajo de un lado (por ejemplo, de acuerdo con la relación $\gamma_{k+1} = \max(\gamma_{BL}, (1 - T_{ST})\gamma_k)$). Tal filtro de un lado de la función de modulación aplica la acción de limitación del módulo 250 limitador tan pronto como cualquiera de los límites suaves se cumplen, pero demora el regreso al comando y_{cmd} de seguimiento modificado a su valor nominal o no modificado. En general, en el caso de limitar un comando de traza, cuando el comando de traza demanda movimiento de la aeronave 20 trasera hacia una posición de inestabilidad con respecto al vórtice 30, y la acción limitante del módulo 250 limitador modifica el comando de traza para moverse alejándose del vórtice, el debilitamiento lento de la función de modulación por vía del filtro de bajo paso de un lado restringe el comando de traza de cambiar de regresar rápidamente a la región de inestabilidad. De esta manera, tal filtración de paso bajo de un lado de la función de modulación puede incrementar el tiempo en que la aeronave 20 trasera se ubica en las regiones de estabilidad, que conduce a un control de bucle cerrado más estable.

De acuerdo con una realización, el estado o comando x_p monitorizado para limitar el comando de posición de traza y_{trk} , que se puede representar como una función de la posición r de traza como sigue.

$$\lim_{t \rightarrow \infty} y_{trk} = r \quad (40)$$

donde se asume que el seguimiento asintótico para los valores constantes para la posición r de traza es lográble (por ejemplo, el sistema de control implementado por el controlador 100 es estable). Además, con base en la anterior presunción, las dinámicas de bucle cerradas nominales se pueden representar como

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \dot{x}_p \\ \dot{x}_c \end{bmatrix}}_x = \underbrace{\begin{bmatrix} A_p + B_p D_{c,2} C_p & B_p C_c \\ B_{c,2} C_p & A_c \end{bmatrix}}_A x + \underbrace{\begin{bmatrix} B_p D_{c,1} \\ B_{c,1} \end{bmatrix}}_B [y_{cmd}] + \underbrace{\begin{bmatrix} B_p \\ 0 \end{bmatrix}}_{B_2} k_u \gamma(x_p) u_{sl} \quad (41)$$

$$\dot{x} = Ax + By_{cmd} \quad (42)$$

donde la matriz A de dinámicas es Hurwitz, de tal manera que las matrices P y Q definitivas positivas satisfacen lo siguiente

$$5 \quad PA + A^T P = -Q \quad (43).$$

Para una ganancia k_u , escalar no cero, una función Lyapunov de estabilidad de entrada a estado (ISS) se puede definir como

$$V(x) = x^T P x \quad (44)$$

10 de tal manera que el coeficiente de tiempo correspondiente del cambio de la función V Lyapunov ISS se puede representar como

$$\dot{V} = \dot{x}^T P x + x^T P \dot{x} \quad (45)$$

$$= u_{sl}^T \gamma(x_p) k_u B_2^T P x + y_{cmd}^T B^T P x + x^T A^T P x + x^T P A x + x^T P B y_{cmd} + x^T P B_2 k_u u_{sl} \quad (46)$$

$$= -x^T Q x + 2x^T P B ((r - \eta_{trk})(1 - \gamma(x_p)) + \eta_{trk}) + \underbrace{2x^T P \gamma(x_p) (B + B_2 k_u)}_{B_{sl}} u_{sl} \quad (47).$$

Al establecer la señal u_{sl} igual a $-KB^T P x$, la Ecuación 47 se vuelve

$$\dot{V} = -x^T Q x - 2\gamma(x_p) x^T P B_{sl} K B_{sl}^T P x + 2x^T P B ((r - \eta_{trk})(1 - \gamma(x_p)) + \eta_{trk}) \quad (48)$$

$$\leq -x^T Q x + 2x^T P B ((r - \eta_{trk})(1 - \gamma(x_p)) + \eta_{trk}) \quad (49).$$

15 El modulador 250 limitador ejecuta las dinámicas de función definidas por las Ecuaciones 48 y 49 para suministrar el o los comandos 252 modificados.

Como se definió en las Ecuaciones 48 y 49, el o los comandos 252 modificados se limitan de acuerdo con el estado o comando x_p seleccionado para limitación. Como se discutió anteriormente, o en una implementación, el estado x_p

seleccionado para limitación es la posición y_{trk} . De traza. En general, el algoritmo limitador incorporado en las dinámicas de función evita la posición de traza de tener demasiado cerca el núcleo de vórtice (por ejemplo una región de inestabilidad), que podría resultar en un cruce de vórtice no ordenado. Adicionalmente, en algunas ejecuciones, el estado x_p seleccionado para limitación es el coeficiente de traza y_{trk} (por ejemplo, la velocidad de la aeronave trasera en la dirección de traza). Limitar el coeficiente de traza y_{trk} puede evitar que la posición de traza se mueva rápidamente a través de los límites suave y duro de la unción de modulación. Como la aeronave 20 trasera cerca de un núcleo del vórtice, el coeficiente de traza típicamente incurre en oscilaciones de magnitud creciente. Al limitar el coeficiente de traza, el comando y_{cmd} de posición de traza se puede modificar para mover la aeronave 20 trasera alejándola de la región de inestabilidad. Adicionalmente, los límites aplicados al coeficiente de traza se pueden ajustar como una función de la posición de traza, de tal manera que la aeronave 20 trasera se ubica más cercana al núcleo del vórtice, el coeficiente de traza permitido (por ejemplo, el coeficiente de traza máximo) se reduce.

De acuerdo con algunas realizaciones, cuando se limita la posición de traza el módulo 250 imitador produce comandos 252 modificados que son iguales a el o los comandos 150 de vuelo de la aeronave trasera hasta que la posición de traza excede el limite suave predeterminado. Una vez que la posición de traza excede el limite suave predeterminado, la función $\gamma(x_p)$ de modulación comienza a afectar el o los comandos 252 modificados de tal manera que el o los comandos modificados son diferentes que el comando de vuelo de la aeronave para efectivamente “empujar” la aeronave 20 trasera alejándola del vórtice 30 para satisfacer el limite suave.

En referencia a la Figura 6, el Sistema 300 de control configurado para ejecutar la funcionalidad de la posición y los módulos 110, 120, de control de la aeronave se muestran esquemáticamente. El sistema 300 de control incluye un estimador 310 de posición, y un controlador 340 de la aeronave, y un limitador 360. El estimador 310 de posición puede incluir el módulo 110 de posición, el controlador 340 de la aeronave puede incluir el módulo 120 de control de la aeronave, y el limitador 360 puede incluir el módulo 250 limitador. Con base en los parámetros operativos asumidos o determinados de las aeronaves 320, 330 líder y trasera, el estimador 310 de posición determina una posición estimada del vórtice y una posición estimada de la aeronave trasera con relación al vórtice. Los estimados de posición se reciben por el controlador 340 de la aeronave, que genera el o los comandos de vuelo, que pueden incluir un comando de balanceo y/o un comando de altitud, para la aeronave 330 trasera basada al menos parcialmente en los estimados de posición. El controlador 340 de la aeronave también puede utilizar comandos de posición recibidos desde la entrada 350 del piloto, la retroalimentación de la aeronave 320 líder y la retroalimentación de la aeronave 330 traseras en su determinación de él o los comandos de vuelo.

El limitador 360 recibe datos de la aeronave 320 líder, el o los estimados de posición del estimador 310 de posición, y el o los comandos de posición del aporte 350 del piloto, y modifica o reemplaza, el o los comandos de posición con el o los comandos de posición modificadas o modifica, o reemplaza el o los comandos de vuelo con el o los comandos de vuelo modificados, para evitar un cruce de vórtices inadvertido. De acuerdo con esto, el o los comandos de posición modificados y el o los comandos de vuelo modificados generados por el limitador 360 pueden ser ajustes o reemplazos de él o los comandos de posición generados por el aporte 350 del piloto y el o los comandos de vuelo generados por el controlador 340 de la aeronave, respectivamente.

El controlador 100 de la aeronave también puede incluir un módulo 130 que busca el pico en algunas realizaciones. En general, el módulo 130 que busca el pico suministra control de búsqueda de pico para mover eficientemente la aeronave trasera a un estado de vuelo óptimo (por ejemplo, la posición 222 deseada de la aeronave) que minimiza el arrastre inducido. El control de búsqueda de pico del módulo 130 de búsqueda de pico se basa en el uso de un filtro Kalman extendido para estimar varios parámetros asociados con una función métrica de desempeño medida. El control de búsqueda de picos se basa en las siguientes definiciones y deducciones. Un vector δ_{vp} de distancia se puede definir como la diferencia entre el vector de posición del vórtices 30 (por ejemplo x_v) y el vector de posición de la aeronave 20 trasera (por ejemplo, x_p) (ver, por ejemplo, Figuras 2A y 2B.) Correspondientemente, asumir el comportamiento de la métrica de desempeño se puede localmente modelar, en algunas realizaciones, una función de mapeo de una métrica $f_m(\delta_{vp})$, de desempeño, con la métrica de desempeño siendo una función de la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtices 30, se puede presentar de manera general mediante

$$f_{m,0}(\delta_{vp}) = \delta_{vp}^T Q_2 \delta_{vp} + Q_1 \delta_{vp} + Q_0 \quad (50)$$

donde Q_0 , Q_1 , y Q_2 son matrices desconocidas de dimensiones apropiadas. La métrica de desempeño puede ser cualquiera de varias métricas, tal como un ángulo de inclinación de reglaje, deflexión del alerón, comando del regulador, y similares. La ecuación 50 se puede utilizar para determinar δ_{vp}^* , que es el vector de distancia optima definido como la diferencia entre el vector de posición del vórtice 30 (por ejemplo, x_v) y el vector de posición deseada de la aeronave 20 trasera (por ejemplo, x_{opt}) (ver, por ejemplo, Figuras 2A y 2B), que se pueden representar como sigue

$$\delta_{vp}^* = -\frac{1}{2}Q_2^{-1}Q_1^T \quad (51).$$

Un error de posición es e_{vp} se puede definir como la diferencia entre δ_{vp} y δ_{vp}^* (ver, por ejemplo, Figura 1). Además, la métrica de desempeño de la Ecuación 50 se puede expresar como una función de e_{vp} como sigue

$$f_m(e_{vp}) = \left(e_{vp} - \frac{1}{2}Q_2^{-1}Q_1^T \right)^T Q_2 \left(e_{vp} - \frac{1}{2}Q_2^{-1}Q_1^T \right) + Q_1 \left(e_{vp} - \frac{1}{2}Q_2^{-1}Q_1^T \right) + Q_0 + q(e_{vp} + \delta_{vp}^*) \quad (52)$$

5 que se puede reducir a la función métrica modificada

$$e_{vp}^T M_2 e_{vp} + M_0 + m(e_{vp}) \quad (53)$$

donde M_2 es igual a Q_2 y el termino lineal $m(e_{vp})$ se reduce a cero en las coordenadas del nuevo sistema de coordenadas inercial.

Considerando la posición de la aeronave 20 trasera con relación al vórtice 30 y la posición 222 de la aeronave deseada

10 como cantidades estimadas con errores asociados, la posición estimada de la aeronave con relación al vórtice $\hat{\delta}_{vp}$ y

la posición 222 de la aeronave deseada estimada (por ejemplo, δ_{vp}^*) son iguala a

$$\hat{\delta}_{vp} = \delta_{vp} + \tilde{\delta}_{vp} \quad (54)$$

$$\hat{\delta}_{vp}^* = \delta_{vp}^* + \tilde{\delta}_{vp}^* \quad (55)$$

15 donde $\tilde{\delta}_{vp}$ es el error de posición relativo. Discrepancia de posición óptima estimada.

$$\hat{e}_{vp} = \hat{\delta}_{vp} - \hat{\delta}_{vp}^* \quad (56)$$

Se puede reducir a

$$e_{vp} + \tilde{e}_{vp} \quad (57)$$

20 al utilizar las Ecuaciones 54 y 55, así como también la definición del error es e_{vp} de posición como se definió anteriormente, donde \tilde{e}_{vp} es el error de posición óptimo. La función métrica modificada representada por la Ecuación 53 se puede entonces expresar en términos de la discrepancia \hat{e}_{vp} de la de la posición óptima estimada y el error e_{vp} de posición optima como

$$\hat{e}_{vp}^T M_2 \hat{e}_{vp} - 2\hat{e}_{vp}^T M_2 \tilde{e}_{vp} + \tilde{e}_{vp}^T M_2 \tilde{e}_{vp} + M_0 + m(\hat{e}_{vp} - \tilde{e}_{vp}) \quad (58)$$

5 El Sistema de control que gobierna la operación de la aeronave 20 trasera es controlado por el módulo 130 de búsqueda pico para lograr el control de búsqueda pico deseado de la aeronave en la posición 222 deseada de la aeronave. Las dinámicas del Sistema de control del módulo 130 de búsqueda pico sacan un comando o comandos de posición, y el controlador 100 emite el o los comandos de vuelo para mover la aeronave 20 trasera a la salida de el o los comandos de posición de tal manera que la discrepancia \hat{e}_{vp} de posición óptima estimada se reduce a cero.

10 El error e_{vp} de posición se reduce en virtud del algoritmo de estimación ejecutado por el módulo 130 de búsqueda pico. El algoritmo de estimación se basa en la función métrica modificada representada por la Ecuación 53 anterior como se reparametrizó adicionalmente al establecer M_2 de las Ecuaciones 53 y 58 como sigue

$$M_2 = N^T N \quad (59)$$

$$N = \begin{bmatrix} n_{11} & n_{12} \\ 0 & n_{22} \end{bmatrix} \quad (60)$$

Con base en las Ecuaciones 59 y 60, el vector \hat{x} de estado de estimación se puede poblar con las cantidades desconocidas que se pueden definir como sigue

$$\hat{x} = \left[\hat{n}_{11} \quad \hat{n}_{12} \quad \hat{n}_{22} \quad \hat{M}_0 \quad \hat{e}_{vp}(1) \quad \hat{e}_{vp}(2) \right]^T \quad (61)$$

$$\equiv \left[\hat{x}_1 \quad \hat{x}_2 \quad \hat{x}_3 \quad \hat{x}_4 \quad \hat{x}_5 \quad \hat{x}_6 \right]^T \quad (62)$$

15 En ciertas implementaciones, el vector \hat{x} de estado de estimación se asume como constante cuando se determina el estimador de estado de dinámica del módulo 130 de búsqueda de pico como se describe con más detalle adelante. Otro vector y que contiene cantidades asumidas conocidas o medidas se puede definir como sigue.

$$y = \left[\hat{e}_{vp}(1) \quad \hat{e}_{vp}(2) \right]^T \quad (63)$$

$$\equiv \left[y_1 \quad y_2 \right]^T \quad (64).$$

20 Con Base en las Ecuaciones 61 y 63, una matriz $H(x,y)$ Jacobiana de la función métrica representada por la ecuación 53 con respecto a los vectores \hat{x} y y de estado se pueden computar como sigue.

$$H(x, y) = \frac{\partial f_m}{\partial x} = \begin{bmatrix} 2(x_5 - y_1)(n_{11}(x_5 - y_1) + n_{12}(x_6 - y_2)) \\ 2(x_6 - y_2)(n_{11}(x_5 - y_1) + n_{12}(x_6 - y_2)) \\ 2n_{22}(x_6 - y_2)^2 \\ 1 \\ 2n_{11}(n_{11}(x_5 - y_1) + n_{12}(x_6 - y_2)) - \frac{\partial m}{\partial x_5} \\ 2(n_{12}^2(x_6 - y_2) + n_{22}^2(x_6 - y_2) + n_{11}n_{12}x_5 - n_{11}n_{12}y_1) - \frac{\partial m}{\partial x_6} \end{bmatrix}^T \quad (65).$$

De acuerdo con la Ecuación 65, el estimador de estado dinámico del módulo 130 de búsqueda de pico para suministrar control de la búsqueda de pico puede construir como sigue

$$\dot{\hat{x}} = K(f_m - \hat{f}_m(x, y)) \quad (66)$$

$$\hat{f}_m(x, y) = f_{m,0}(x, y) \quad (67)$$

$$K = PH_0^T (H_0PH_0^T + R)^{-1} \quad (68)$$

$$H_0 = \frac{\partial f_{m,0}}{\partial x} \quad (69).$$

De la Ecuación 66-69, dos estimados de estado final

$$\hat{e}_{vp} = [\hat{e}_{vp}(1), \hat{e}_{vp}(2)]^T$$

se pueden extraer, lo que permite

$$v = -\hat{e}_{vp}$$

que la señal v de control auxiliar sea definida como , lo cual produce la siguiente relación

$$e_{vp} \rightarrow -\tilde{e}_{vp} + \hat{e}_{vp} \quad (70).$$

Con base en la Ecuación 70, el mejor desempeño de la búsqueda de pico (por ejemplo, un valor inferior de f_m) es logrado probablemente cuando el error es e_{vp} de posición real que es más pequeño que $-\tilde{e}_{vp}$.

El módulo 130 de búsqueda de pico implementa el estimador de estado dinámico de las Ecuaciones 66-69 en tiempo discreto. La aproximación de tiempo discreto facilita la reformulación de la señal de despegue, que es típicamente requerida para los esquemas de búsqueda de pico, a una secuencia para pulsos de onda cuadrada de baja frecuencia. Tal reformulación a la señal de despegue le permite a la aeronave 20 trasera venir a un estado de reglaje antes de muestrear la función métrica, lo que obvia la necesidad de contar con las dinámicas y corrientes momentáneas, y reduce significativamente el número de cambios en la señal de despegue. Esencialmente, el módulo 130 de búsqueda de pico modifica los comandos de traza y altitud con base en el estimado corriente de la ubicación óptima (por ejemplo, la posición 222 deseada de la aeronave) como se determinó por el módulo 220 de posición deseada de aeronave en

combinación con un patrón de búsqueda que es proporcional a la incertidumbre del estimado. El patrón de búsqueda puede ser cualquiera de varios tipos, tamaños y configuraciones de los patrones de búsqueda. En algunas implementaciones, el patrón de búsqueda incluye una pluralidad de puntos de datos (por ejemplo, nueve puntos de datos en una implementación) aproximadamente una región.

5 Para cada punto de dato, la métrica de desempeño, que puede ser un elemento del vector de estado estimador (por ejemplo, Ecuación 10), se evalúa utilizando el estimador de estado dinámico descrito anteriormente para un valor variable diferente (por ejemplo, error e_{vp} de posición real) para obtener un conjunto de datos que suministre una estimación más precisa de la métrica del desempeño y una posición 222 deseada más precisa de la aeronave. Por ejemplo, la función representada en la ecuación 53 es corrida para una métrica de desempeño escogida en cada punto de dato del patrón de búsqueda, y se utiliza la técnica de filtro Kalman para filtrar el valor de la Ecuación 53 calculada. Para estimar la forma del modelo cuadrático patronado alrededor de una región definida por el patrón de búsqueda. La forma estimada del modelo cuadrático es esencialmente "similar a tazón", de tal manera que este tiene un valor mínimo en el fondo del tazón. El tamaño o la región del patrón de búsqueda se selecciona de tal manera que al menos los puntos de datos del patrón de búsqueda se ubican alrededor del modelo cuadrático para ayudar a definir la forma del modelo cuadrático, y asegurar que la parte inferior del "tazón" del modelo cuadrático este dentro de la región definida por el patrón de búsqueda. Después de una primera iteración de definición de la forma del modelo cuadrático utilizando el patrón de búsqueda con una primera región, se determina el fondo del "tazón" del modelo cuadrático de la ecuación 53. El vector de estado estimador se actualiza con el valor de la métrica de desempeño asociada con el fondo del tazón, y la nueva posición de la aeronave deseada se determina con base con el vector de estado estimador actualizado. Entonces, una segunda iteración de la definición de la forma del modelo cuadrático se efectúa utilizando el mismo (o uno diferente) patrón de búsqueda, pero con una segunda región más pequeña como ubicada localmente alrededor de la parte inferior del tazón. Ya que la segunda región es más pequeña, y está ubicada alrededor de la parte inferior del primer "tazón", el segundo "tazón" es más pequeño, y una representación más precisa y exacta del modelo cuadrático. De acuerdo con esto, el fondo del segundo "tazón" suministra un valor más preciso y refinado del vector de estado estimador.

El proceso iterativo anterior se repite para actualizar continuamente la forma del modelo cuadrático, y derivar unos valores más precisos y refinados para el vector de estado estimador de las formas actualizadas. Ya que esta metodología de búsqueda pico estima el valor óptimo para el vector de estado estimador para cada iteración, opuesto a moverse iterativamente a lo largo del borde del mismo "tazón" en una dirección seleccionada hasta que se encuentra un valor óptimo como el de la técnica anterior, el valor óptimo se estima más rápido que con las metodologías de búsqueda pico de la técnica anterior, que conduce a un control de búsqueda pico más sensible. Para mejorar adicionalmente la precisión y la sensibilidad, se pueden utilizar múltiples patrones de búsqueda y/o patrones de búsqueda multidimensionales (por ejemplo, patrones de búsqueda 3-D, patrones 4-D, etc.) para cada proceso iterativo.

Con referencia a la Figura 7, el sistema 400 de control configurado para ejecutar la funcionalidad del módulo 130 de búsqueda pico se muestra esquemáticamente. El sistema 400 de control incluye un estimador 410 de posición y un controlador 440 de aeronave. El estimador 410 de posición puede incluir el módulo 110 de posición y el controlador 340 de aeronave puede incluir el módulo 120 de control de aeronave. De manera similar al estimador 310 de posición, el estimador 410 de posición determina una posición estimada del vórtice y una posición estimada de la aeronave trasera en relación al vórtice. Los estimados de posición se reciben por el controlador 440 de la aeronave, que genera un comando de balanceo y/o un comando de altitud para la aeronave 430 trasera con base en al menos parcialmente los estimados de posición. El controlador 440 de aeronave de la aeronave también puede utilizar retroalimentación de la aeronave 420 líder y retroalimentación de la aeronave 430 trasera en su determinación del o los comandos de vuelo.

Adicionalmente, el sistema 400 de control incluye un controlador 460 de búsqueda pico que incluye un módulo 120 de búsqueda pico. El controlador 460 de búsqueda pico recibe el o los estimados de posición del estimador de posición, y genera el o los comandos de posición (por ejemplo, la posición deseada de la aeronave 20 trasera) con base en el o los estimados de posición. El o los comandos de posición son entonces recibidos por el controlador 440 de la aeronave, que emite el o los comandos de vuelo a la aeronave 20 trasera con base en al menos parcialmente el o los comandos de posición. Básicamente, entonces, el controlador 460 de búsqueda pico establece una posición deseada de la aeronave con base en los parámetros asociados con el valor métrico de desempeño mínimo.

El sistema 400 de control también incluye un limitador 470 similar al limitador 360 del sistema 300 de control. El limitador 470 recibe datos de la aeronave 420 líder, el o los estimados de posición del estimador 410 de posición, y el o los comandos de posición del controlador 460 de búsqueda pico, y modifica o reemplaza el o los comandos de posición con el o los comandos de posición modificados o modifica, o reemplaza, el o los comandos de vuelo con el o los comandos de vuelo modificados, para evitar el cruce inadvertido del vórtice. De acuerdo con esto, el o los comandos de posición modificados y el o los comandos de vuelo modificados generados por el limitador 470 pueden ser ajustes o reemplazos de él o los comandos de posición generados por el control 460 de búsqueda pico y el o los comandos de vuelo generados por el controlador 440 de aeronave, respectivamente.

De acuerdo con una realización, el sistema de control del módulo 505 de búsqueda pico se muestra esquemáticamente en la figura 8 como parte de un sistema 500 de control para la aeronave 20 trasera. En general, el sistema 500 de

control incluye un controlador 510 de seguimiento de posición, el cual puede formar parte y ser operable mediante el módulo 120 de control de aeronave del controlador 100. Como se discutió anteriormente, el controlador 510 de seguimiento de posición se configura para suministrar los comandos de vuelo (por ejemplo, los comandos de balanceo y de altitud) a la aeronave 520 trasera para lograr una posición de aeronave deseada con relación a un vórtice de una manera deseada. El controlador 510 de seguimiento de posición determina los comandos de balanceo y altitud con base en al menos parcialmente la posición estimada de la aeronave deseada con relación al vórtice $\hat{\delta}_{vp}^*$, según se determinó mediante un estimador 515 de posición relativa, que puede formar parte del módulo 210 de posición de vórtices del controlador 100. El controlador 510 de seguimiento de posición también determina los comandos de balanceo y altitud basados al menos parcialmente en la posición $\hat{\delta}_{vp}^*$ estimada deseada de la aeronave, que se puede determinar mediante el módulo 220 de posición deseada de aeronave, recibida como aporte de un piloto de la aeronave 20 trasera, y/o recibida del módulo 130 de búsqueda pico. En general, el módulo 505 de búsqueda pico es operable para generar la posición $\hat{\delta}_{vp}^*$ deseada estimada de la aeronave o modificar la posición $\hat{\delta}_{vp}^*$ deseada estimada de la aeronave recibida del aporte del piloto con base en al menos parcialmente las métricas de desempeño detectadas asociadas con la operación de la aeronave trasera, antes de ser recibidas por el controlador 510 de seguimiento de posición y utilizadas para determinar los comandos 150 de vuelo de la aeronave trasera (por ejemplo, los comandos de balanceo y altitud).

El sistema 500 de control incluye un módulo 530 de selección métrica que selecciona la métrica de desempeño sobre la cual el módulo 505 de búsqueda pico determina el ajuste de la posición $\hat{\delta}_{vp}^*$ deseada estimada de la aeronave. Esencialmente el módulo 505 de búsqueda pico se configura para eliminar o reducir los errores probablemente asociado con el estimado de la posición $\hat{\delta}_{vp}^*$ deseada de la aeronave, y el estimado de la posición de la aeronave con relación al vórtice δ_{vp} . de esta manera el control de búsqueda pico del módulo 505 de búsqueda pico no es susceptible a los errores asociados con el modelamiento de la posición estimada de la aeronave con relación al vórtice de la posición deseada de la aeronave. El sistema 500 de control incluye además un filtro 540 Kalman extendido. Para cada elemento del vector de estado el filtro 540 produce un estimado del valor del elemento por vía del esquema de recursión de filtro Kalman extendido como se discutió anteriormente, y un factor de incertidumbre $\sum \hat{\epsilon}_{vp}$ que representa una predicción de que tan cercano está el estimado al valor real. En general, el filtro 540 de Kalman extendido recibe más información útil, la calidad de los estimados se incrementa, y el factor de incertidumbre disminuye (por ejemplo, la confianza en la precisión del estimado se incrementa). Además, el filtro 540 de Kalman extendido también calcula el error \hat{e} de posición óptima estimada asociado con la Ecuación 73 anterior.

El módulo 505 de búsqueda pico incluye además un bloque a escala o el módulo 560 que escala el tamaño del área o región del patrón de búsqueda seleccionado de una consulta 550 del patrón de búsqueda. Un patrón de búsqueda 2-D simple (o de mayor dimensión), o múltiples patrones de búsqueda, se pueden seleccionar del patrón de la consulta 550 de patrón de búsqueda. El bloque 560 de escala al patrón de búsqueda seleccionado con base en el factor de incertidumbre $\sum \hat{\epsilon}_{vp}$. Más específicamente, en algunas implementaciones, el bloque 560 de escala, escala el patrón de búsqueda seleccionado por un factor de incertidumbre $\sum \hat{\epsilon}_{vp}$. De acuerdo con esto, en la medida en que el factor de incertidumbre se incrementa, el tamaño del área o región del patrón de búsqueda correspondiente se incrementa y la aeronave 20 trasera gasta menos tiempo cerca a la posición óptima con relación al vórtice. En contraste, medida en que el estimador gana más confianza en el estimado y el factor de incertidumbre disminuye, el tamaño del patrón de búsqueda disminuye y la aeronave 20 trasera gasta más tiempo cerca a la ubicación óptima.

Con base en el valor del fondo del tazón obtenido de la aplicación del patrón de búsqueda escalado, el módulo 505 de búsqueda pico calcula un error de posición óptimo estimado refinado. El sistema 500 de control entonces suma el error \hat{e} de posición óptima estimada con el error de posición óptimo estimado refinado para crear un valor δ_{os} de desfase de posición. El valor de desfase de posición es filtrado por un filtro 570 para suavizar el valor δ_{os} de desfase de posición antes de ser sumado con la posición $\hat{\delta}_{vp}^*$ deseada estimada de la aeronave. De acuerdo con esto, el módulo 130 de búsqueda pico se configura para determinar un valor δ_{os} de desfase de la posición que ajusta o

modifica la posición δ_{vp}^* deseada estimada de la aeronave con base en la "sensación" donde la aeronave 20 trasera está con relación al vórtice 30.

5 Aunque el control de búsqueda pico descrito anteriormente se asocia con controlar la posición de la aeronave trasera con respecto al vórtice, se reconoce que el proceso iterativo de control de búsqueda pico para determinar un valor de métrica de desempeño óptima se puede aplicar a otras aplicaciones donde la métrica del desempeño no es una función de la posición del vórtice. Por ejemplo, la métrica de desempeño se puede asociar con la posición de las superficies de la aleta de un sistema de aleta de flexión bajo de una aeronave durante la operación crucero con piloto automático.

10 Como lo apreciará una persona experta en la técnica, los aspectos de la presente solicitud se pueden realizar como un sistema, un método, y/o un producto de programa de ordenador. De acuerdo con esto, los aspectos de la presente aplicación pueden tomar la forma de una realización completamente de hardware, una realización completamente de software (que incluye firmware, software residente, microcódigo, etc.) o una realización que combina aspectos de software y hardware que pueden todos generalmente ser denominados aquí como un "circuito", "módulo" o "sistema". Adicionalmente, los aspectos de la presente solicitud pueden tomar la forma de un producto de programa de ordenador que tiene una realización en uno o más medio o medios leíbles por ordenador que tienen un código de programa contenido en este.

20 Muchas de las unidades funcionales descritas en esta especificación se han etiquetado como módulos, con el fin de enfatizar más particularmente su independencia de implementación. Por ejemplo, un módulo se puede implementar como un circuito de hardware que comprende unos circuitos VLSI de costumbre o unos arreglos de compuertas, semiconductores separados de la cubierta tales como los chips lógicos, transistores, u otros componentes discretos. Un módulo también se puede implementar en dispositivos de hardware programables tales como los arreglos de compuertas programables de campo, lógica de arreglo programable, los dispositivos lógicos programables o similares.

25 Los módulos también se pueden implementar en software para su ejecución mediante varios tipos de procesadores. Un módulo identificado de código de programa puede, por ejemplo, comprender uno o más bloques físicos o lógicos de instrucciones de ordenador el cual puede, por ejemplo, ser organizado como un objeto, procedimiento o función. Sin embargo, los ejecutables de un módulo identificado no requieren ser físicamente ubicados juntos, pero pueden comprender instrucciones disparar instrucciones almacenadas en diferentes ubicaciones las cuales, cuando se unen lógicamente juntas, comprenden el módulo y logran el propósito establecido por el módulo.

30 De hecho, un módulo de código de programa puede ser una instrucción simple, o muchas instrucciones, y puede aún ser distribuido en varios diferentes segmentos de código, entre diferentes programas, y a través de varios dispositivos de memoria. De manera similar, los datos operacionales se pueden identificar e ilustrar allí dentro de los módulos, y pueden tener una realización en cualquier forma adecuada y organizada dentro de cualquier tipo adecuado de estructura de datos. Los datos operacionales se pueden recolectar como un conjunto de datos, único, o se pueden distribuir en diferentes ubicaciones que incluyen diferentes dispositivos de almacenamiento, y pueden existir, al menos parcialmente, simplemente como señales electrónicas o un sistema o una red. Cuando el módulo o las porciones del módulo se implementan en un software, el código del programa puede almacenarse y/o propagarse en uno o más medio o medios leíbles por ordenador.

40 El medio leíble por ordenador puede ser un medio de almacenamiento leíble por ordenador tangible que almacena el código de programa. El medio de almacenamiento leíble por ordenador puede ser, por ejemplo, pero no está limitado a, un sistema, aparato o dispositivo electrónico, magnético, óptico, electromagnético, infrarrojo, holográfico, micromecánico o semiconductor, o cualquier combinación adecuada de los anteriores.

45 Ejemplos más específicos del medio de almacenamiento leíbles por ordenador pueden incluir, pero no están limitados a, un disquete portátil de ordenador, un disco duro, una memoria de acceso aleatorio (RAM), una memoria de solo lectura (ROM), una memoria de solo lectura programable borrable (EPROM o memoria flash), una memoria de solo lectura de disco compacto portátil (CD-ROM), un disco versátil digital (DVD), un dispositivo de almacenamiento óptico, un dispositivo de almacenamiento magnético, un medio de almacenamiento holográfico, un dispositivo de almacenamiento micromecánico, o cualquier combinación adecuada de los anteriores. En el contexto de este documento, el medio de almacenamiento leíble por ordenador puede ser cualquier medio tangible que pueda contener y/o almacenar código de programa para uso por y/o en relación con un sistema de ejecución de instrucciones, aparato, o dispositivo.

50 El medio leíble por ordenador también puede ser un medio de señal leíble por ordenador. Un medio de señal leíble por ordenador puede incluir una señal de datos propagada con un código de programa con realizaciones en este, por ejemplo, en banda base o como parte de una onda portadora. Tal señal propagada puede tomar cualquiera de una variedad de formas, que incluyen, pero no están limitadas a, eléctrica, electromagnética, magnético, óptica o cualquier combinación adecuada de estas. Un medio de señal leíble por ordenador puede ser cualquier medio leíble por ordenador que no sea un medio de almacenamiento leíble por ordenador y que se pueda comunicar, propagar, o

transportar códigos de programa para uso o mediante o en relación con un sistema de ejecución de instrucción, aparato o dispositivo. El código de programa realizado en un medio de señal leíble por ordenador se puede transmitir utilizando cualquier medio apropiado, que incluye, pero no está limitado a, línea alamburada, fibra óptica, radiofrecuencia (RF) o similar, o cualquier combinación adecuada de los anteriores.

- 5 En una realización, el medio leíble por ordenador puede comprender una combinación de uno o más medios de almacenamiento leíbles por ordenador y uno o más medios de señal leíbles por ordenador. Por ejemplo, el código de programa puede ser tanto propagado como una señal electromagnética a través de un cable de fibra óptica para ejecución mediante un procesador y almacenado en un dispositivo de almacenamiento RAM para ejecución mediante el procesador.
- 10 El código de programa para llevar a cabo las operaciones para aspectos de la presente invención puede ser escrito en una combinación de uno o más lenguajes de programación, que incluyen un lenguaje de programación orientado por objeto tal como Java, Smalltalk, C++, PHP o similares y lenguajes de programación de procedimiento convencional, tales como un lenguaje de programación "C" o lenguajes de programación similares. El código del programa puede ejecutarse completamente sobre el ordenador del usuario, parcialmente sobre el ordenador del usuario, como un paquete de software autónomo, parcialmente sobre el ordenador del usuario o parcialmente en un ordenador remoto o completamente en el ordenador remoto o servidor. En el último escenario, el ordenador remoto puede ser conectado a un ordenador de usuario a través de cualquier tipo de red, que incluye la red de área local (LAN) o una red de área amplia (WAN), o la conexión se puede hacer a un ordenador externo (por ejemplo, a través de Internet utilizando el proveedor de servicios de Internet).
- 15
- 20 El producto del programa de ordenador se puede compartir, simultáneamente sirviendo a múltiples clientes en una forma flexible, automatizada. El programa de ordenador puede ser estandarizado, requiriendo poca adecuación y ser escalable, suministrando capacidad de demanda en un modelo de pague en la medida que vaya.

El producto de programa de ordenador se puede almacenar en un sistema de archivo compartido accesible desde uno o más servidores. El producto de programa de ordenador se puede ejecutar por vía de transacciones que contienen datos y solicitudes de procesamiento de servidor que usan las unidades de la Unidad de Procesador Central (CPU) en el servidor al que se accede. Las unidades CPU pueden ser unidades de tiempo tal como minutos, segundos, horas en el procesador central del servidor. Adicionalmente, el servidor al que se accedió puede hacer solicitudes de otros servidores que requieran las unidades CPU. Las unidades CPU son un ejemplo que representan solo una medición de uso. Otras mediciones de uso incluyen, pero no están limitadas a ancho de banda de red, uso de memoria, uso de almacenamiento, transferencia de paquetes, transacciones completas, etc.

25

30

Aspectos de las realizaciones pudieron ser descritos anteriormente con referencia a los diagramas de flujo esquemáticos y/o los diagramas de bloque esquemáticos de los métodos, aparatos, sistemas y productos de programa de ordenador de acuerdo con las realizaciones de la invención. Se entenderá que cada bloque de los diagramas de flujo esquemático y/o los diagramas de bloque esquemático, y combinaciones de bloques en diagramas de flujo esquemático y/o diagramas de bloque esquemático, se pueden implementar mediante código de programa. El código de programa se puede suministrar a un procesador de un ordenador de propósito general, ordenador de propósito especial, secuenciador, u otros aparatos de procesamiento de datos programables para producir una máquina, de tal manera que las instrucciones, que se ejecutan por vía de procesador del ordenador u otros aparatos de procesamiento de datos programables, crean medios para implementar las funciones/actos especificados en el bloque o los bloques de diagramas de flujo y/o diagramas de bloque esquemático.

35

40

El código de programa también se puede almacenar en un medio leíble por ordenador que puede dirigir un ordenador, otro aparato de procesamiento de datos programable, u otros dispositivos para funcionar de una manera particular, de tal manera que las instrucciones almacenadas en el medio leíble por ordenador producen un artículo de manufactura que incluye instrucciones que implementan la función/acto especificado en el bloque o bloques de los diagramas de flujo esquemático y/o los diagramas de bloque esquemático.

45

El código de programa también se puede cargar en un ordenador, otros aparatos de procesamiento de datos programables, u otros dispositivos para originar una serie de etapas operacionales a ser efectuadas en el ordenador, otros aparatos programables, u otros dispositivos para producir un proceso implementado por ordenador de tal manera que el código de programa que se ejecutó en el ordenador u otros aparatos programables suministren procesos para implementar los funciones/actos especificados en el bloque o bloques de diagrama de flujo y/o el diagrama de bloques.

50

Los diagramas de flujo esquemático y/o los diagramas de bloque esquemático en las figuras ilustran la arquitectura, funcionalidad, y operación de posibles implementaciones de aparatos, sistemas, métodos y productos de programa de ordenador de acuerdo con varias realizaciones de la presente invención. A este respecto, cada bloque en los diagramas de flujo esquemático y/o los diagramas de bloque esquemático pueden representar un módulo, segmento, o porción de código que comprende una o más instrucciones ejecutables del código de programa para implementar el o las funciones lógicas especificadas.

55

5 Se debe notar también que, en algunas realizaciones alternativas, las funciones anotadas en el bloque pueden ocurrir fuera del orden anotado en las figuras. Por ejemplo, dos bloques mostrados en sucesión pueden, de hecho, ser ejecutados sustancialmente de manera concurrente, o los bloques pueden algunas veces ser ejecutados en orden inverso, dependiendo de la funcionalidad involucrada. Otras etapas y métodos se pueden concebir que sean equivalentes en función, lógica, o efecto a uno o más bloques, o porciones de los mismos, de las figuras ilustradas.

10 Aunque se pueden emplear varios tipos de flecha y tipos de línea en los diagramas de flujo y/o de bloque, se entiende que ellos no limitan el alcance de las realizaciones correspondientes. De hecho, algunas flechas u otros conectores se pueden utilizar para indicar solo el flujo lógico de la realización descrita. Por ejemplo, una flecha puede indicar un periodo de espera o monitorización de duración no específica entre las etapas enumeradas de la realización descrita. También se debe notar que cada bloque de los diagramas de bloque y/o diagramas de flujo, y combinaciones de bloques en los diagramas de bloque y/o diagramas de flujo, se pueden implementar mediante sistemas basados en hardware de propósito especial que efectúan las funciones especificada o actos, o combinaciones de hardware de propósito especial y código de programa.

REIVINDICACIONES

1. Un aparato para controlar un vuelo en formación de una aeronave (20) trasera con relación a un vórtice (30) generado por una aeronave (10) líder, que comprende:
 - 5 un módulo de posición (110) configurado para determinar una posición (212) del vórtice con relación a la aeronave trasera con base en un vector de estado estimador que comprende una posición relativa entre el vórtice y la aeronave trasera, en donde el módulo de posición está, además, configurado para actualizar el vector de estado estimador en una comparación entre la posición del vórtice con relación a la aeronave trasera determinada por el módulo de posición y al menos una medición real de la posición relativa de la aeronave trasera con respecto al vórtice;
 - 10 un módulo (220) de posición deseada configurado para determinar una posición deseada (222) de la aeronave trasera con relación al vórtice para suministrar los beneficios aerodinámicos deseados inducidos por el vórtice con base en la posición del vórtice; y el módulo de control (120) configurado para controlar el vuelo de la aeronave trasera con base en la posición deseada de la aeronave trasera.
2. El aparato de la reivindicación 1, en donde la posición relativa entre el vórtice (30) y la aeronave (20) trasera comprende una posición lateral relativa del vórtice con respecto a la aeronave trasera y una posición vertical relativa del vórtice con respecto a la aeronave trasera.
3. El aparato de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde el vector de estado estimador comprende una velocidad de la aeronave (10) líder en una dirección lateral y una velocidad de la aeronave líder en una dirección vertical.
4. El aparato de la reivindicación 2, en donde el vector de estado estimador comprende un componente de ráfaga de viento sobre el vórtice (30) en una dirección lateral y un componente de ráfaga de viento en el vórtice en una dirección vertical.
5. El aparato de la reivindicación 4, en donde el vector de estado estimador comprende una constante de demora y una fortaleza del vórtice (30).
6. El aparato de la reivindicación 1, reivindicación 2, reivindicación 3, en donde el módulo de posición (110) se configura para determinar la posición (212) del vórtice (30) con relación a la aeronave (20) trasera con base en el vector de medición que comprende una pluralidad de mediciones detectadas.
7. El aparato de la reivindicación 6, en donde la pluralidad de mediciones detectadas comprenden una posición longitudinal de la aeronave (10) líder con relación a la aeronave (20) trasera, una posición lateral demorada en el tiempo de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera, una posición vertical demorada en el tiempo de la aeronave líder con relación a la aeronave trasera, un componente de ráfaga de viento que actúa sobre la aeronave trasera en una dirección lateral, y un componente de ráfaga de viento que actúa sobre la aeronave trasera en una dirección vertical.
8. El aparato de la reivindicación 6, en donde el módulo de posición (110) determina la posición (212) del vórtice (30) con relación a la aeronave (20) trasera al actualizar recursivamente el vector de estado estimador individualmente para cada pluralidad de mediciones detectadas usando una técnica de recursión de filtro Kalman.
9. El aparato de la reivindicación 1, reivindicación 2, reivindicación 3, o reivindicación 6, en donde el módulo de posición (110) determina la posición (212) del vórtice (30) con relación a la aeronave (20) trasera con base en el componente estimado inducido por el vórtice de las fuerzas totales de los ejes del cuerpo que actúan sobre la aeronave trasera y un componente estimado inducido por el vórtice de un momento total de los ejes del cuerpo que actúan sobre la aeronave trasera.
10. El aparato de la reivindicación 1, reivindicación 2, reivindicación 3, reivindicación 6 o reivindicación 9, en donde el módulo (120) de control se configura para controlar el vuelo de la aeronave (20) trasera con base en una arquitectura derivada, integral, proporcional.
11. El aparato de la reivindicación 1, reivindicación 2, reivindicación 3, reivindicación 6, reivindicación 9 o reivindicación 10,
 - 45 en donde el módulo de control (120) se configura para controlar el vuelo de la aeronave (20) trasera con base en un valor de retroalimentación del coeficiente de traza.

12. El aparato de la reivindicación 1, reivindicación 2, reivindicación 3, reivindicación 6, reivindicación 9, reivindicación 10, o reivindicación 11, en donde el módulo de control (120) se configura para controlar el vuelo de la aeronave (20) trasera con base en al menos un valor de retroalimentación de balanceo, valor de retroalimentación de timón, y un valor de retroalimentación de rebasamiento.
- 5 13. El aparato de la reivindicación 1, reivindicación 2, reivindicación 3, reivindicación 6, reivindicación 9, reivindicación 10, reivindicación 11 o reivindicación 12, en donde la posición (212) del vórtice (30) comprende un componente de posición lateral y un componente de posición vertical.

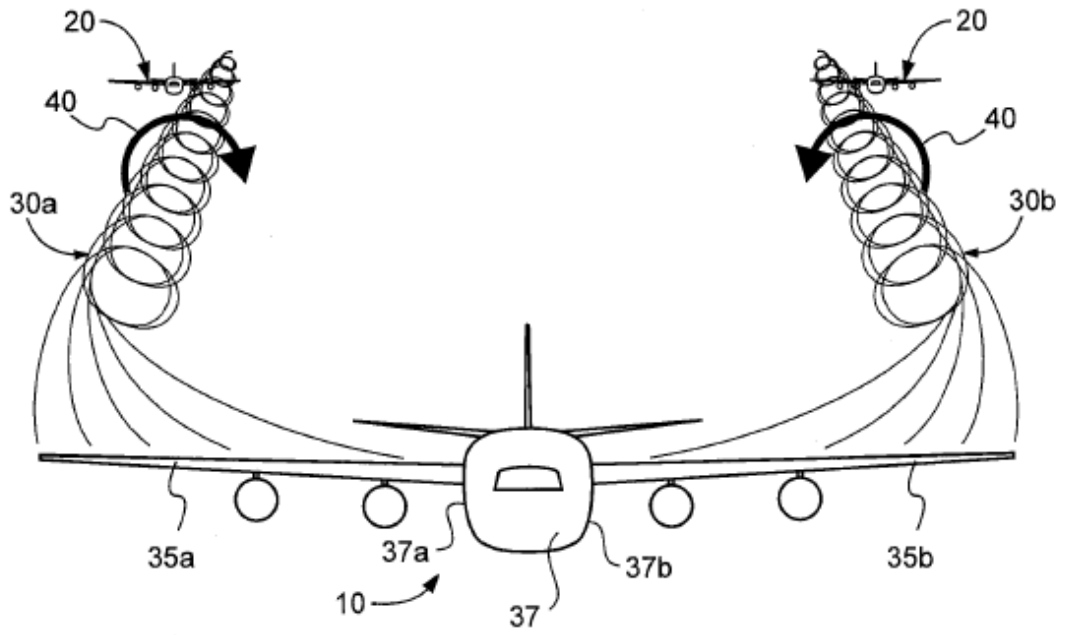


Fig. 1

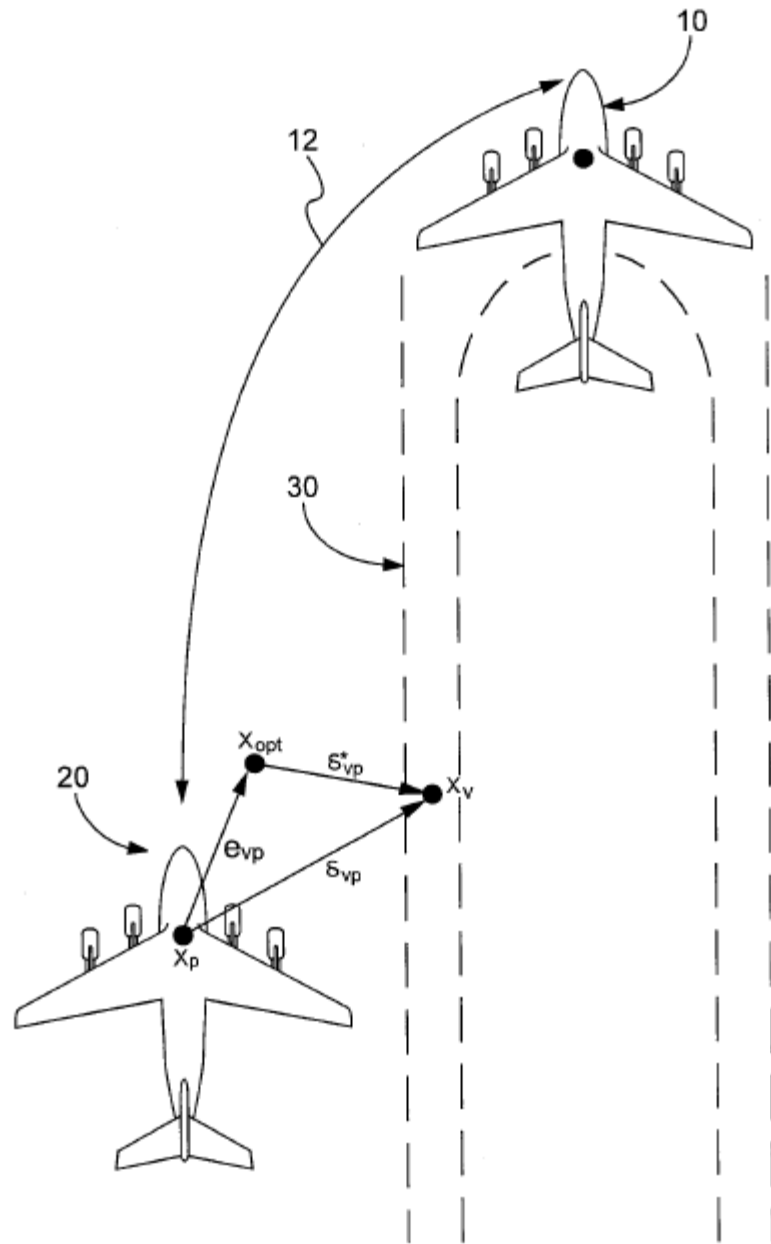


Fig. 2A

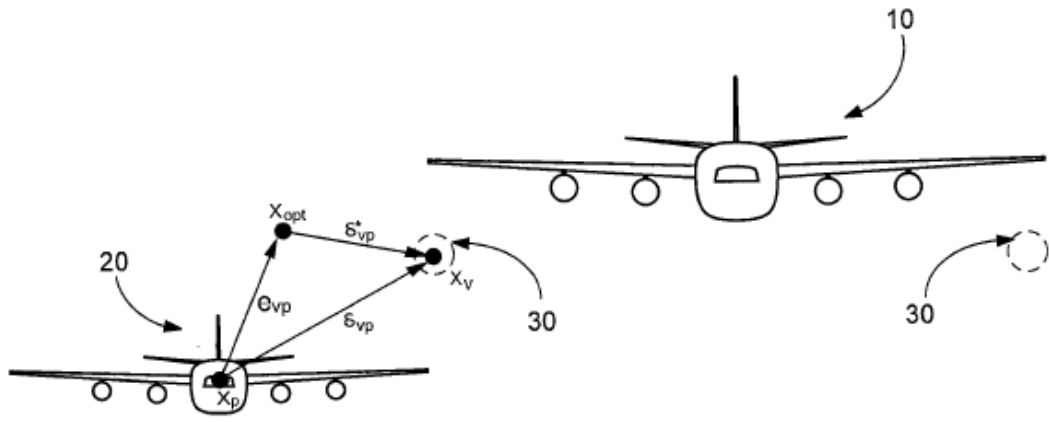


Fig. 2B

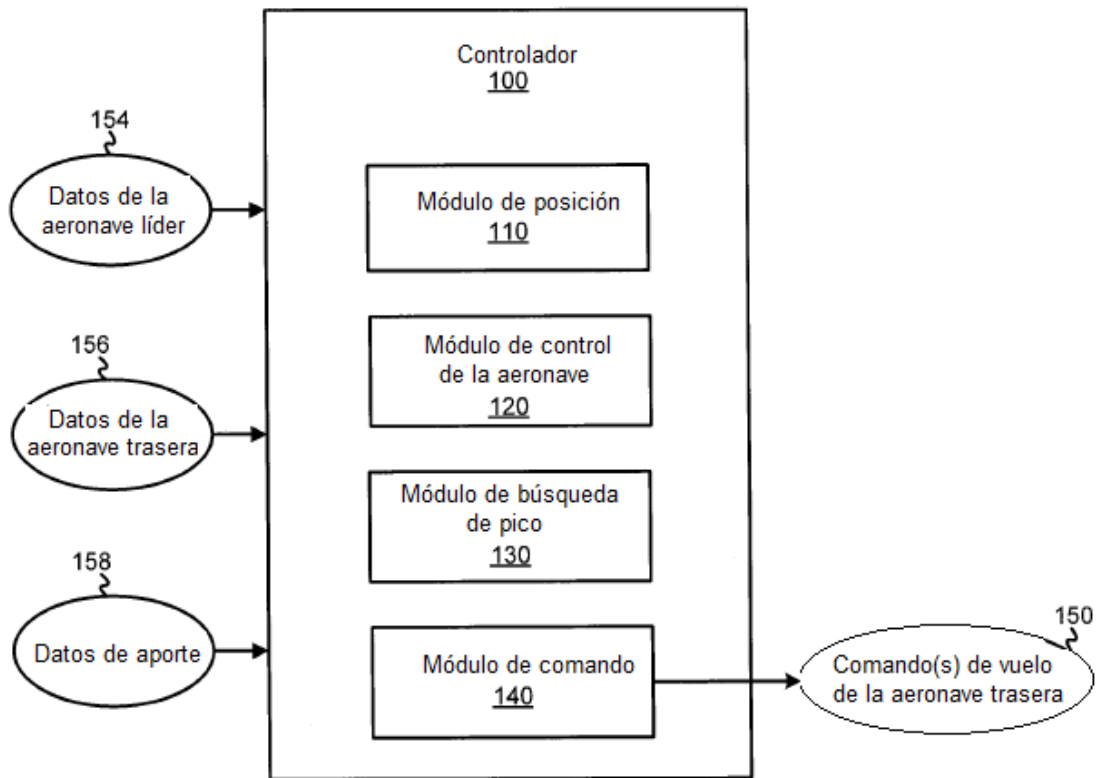


FIG. 3

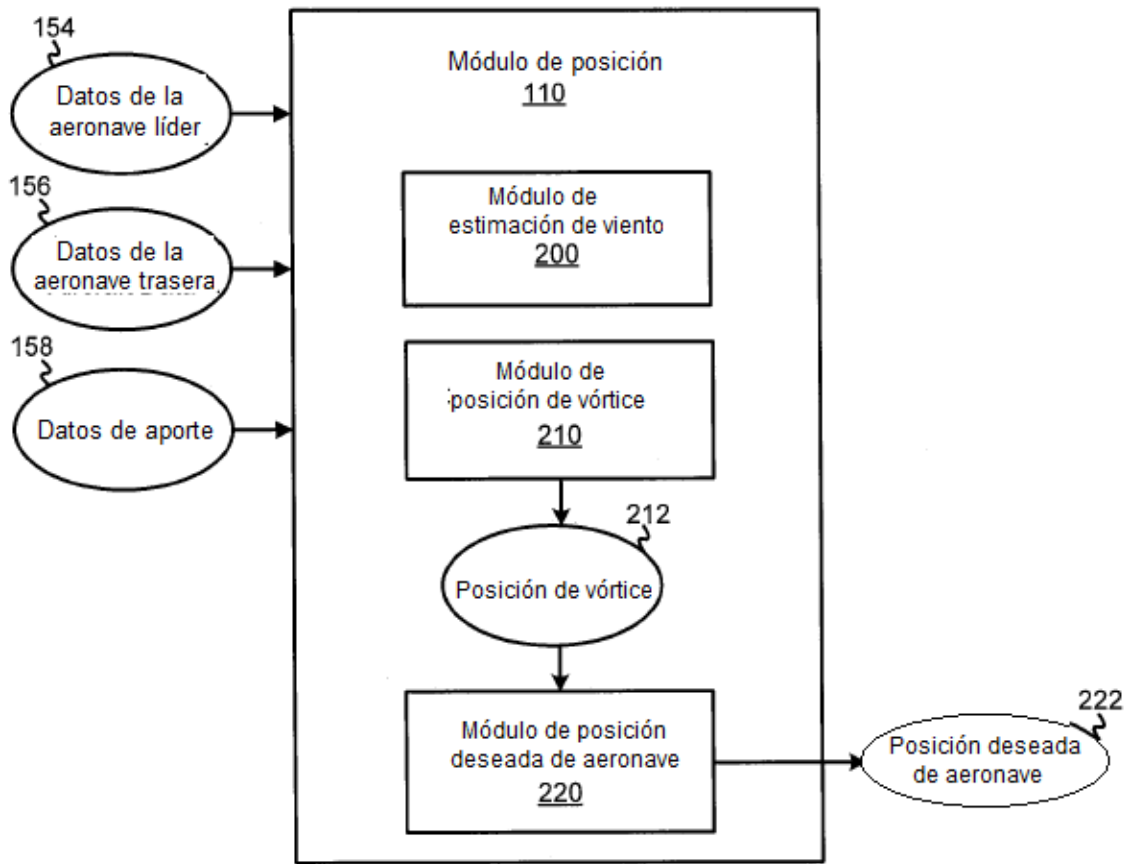


FIG. 4

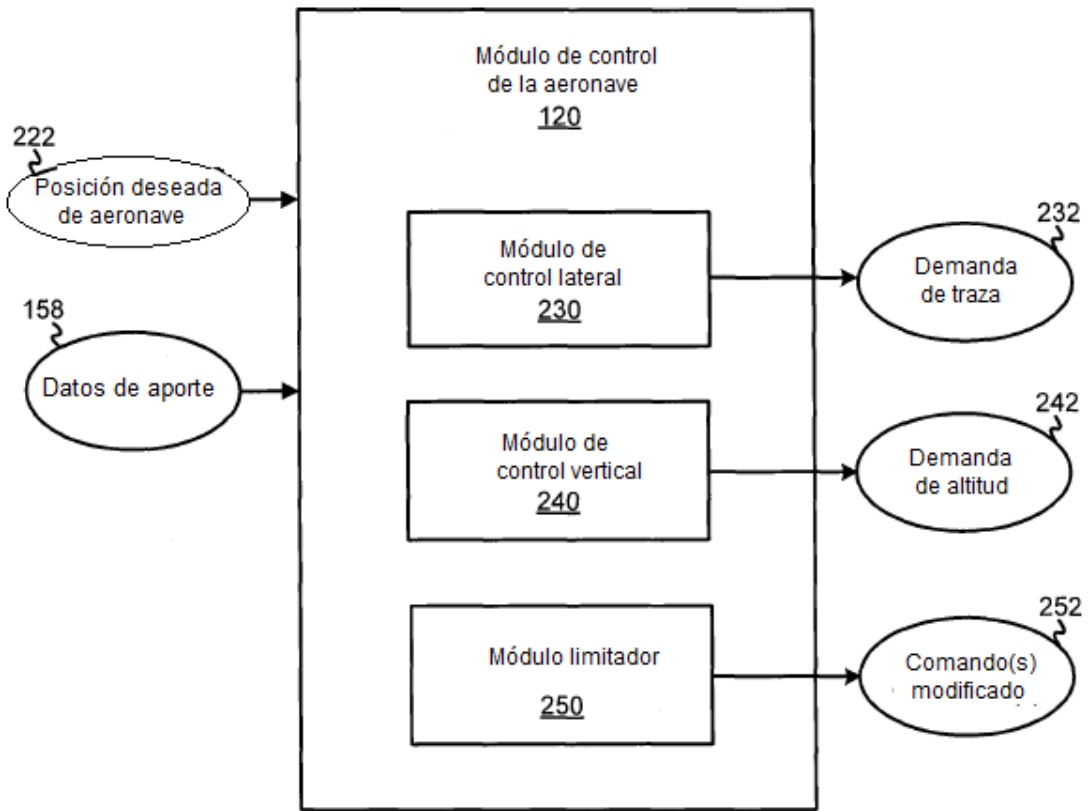


FIG. 5

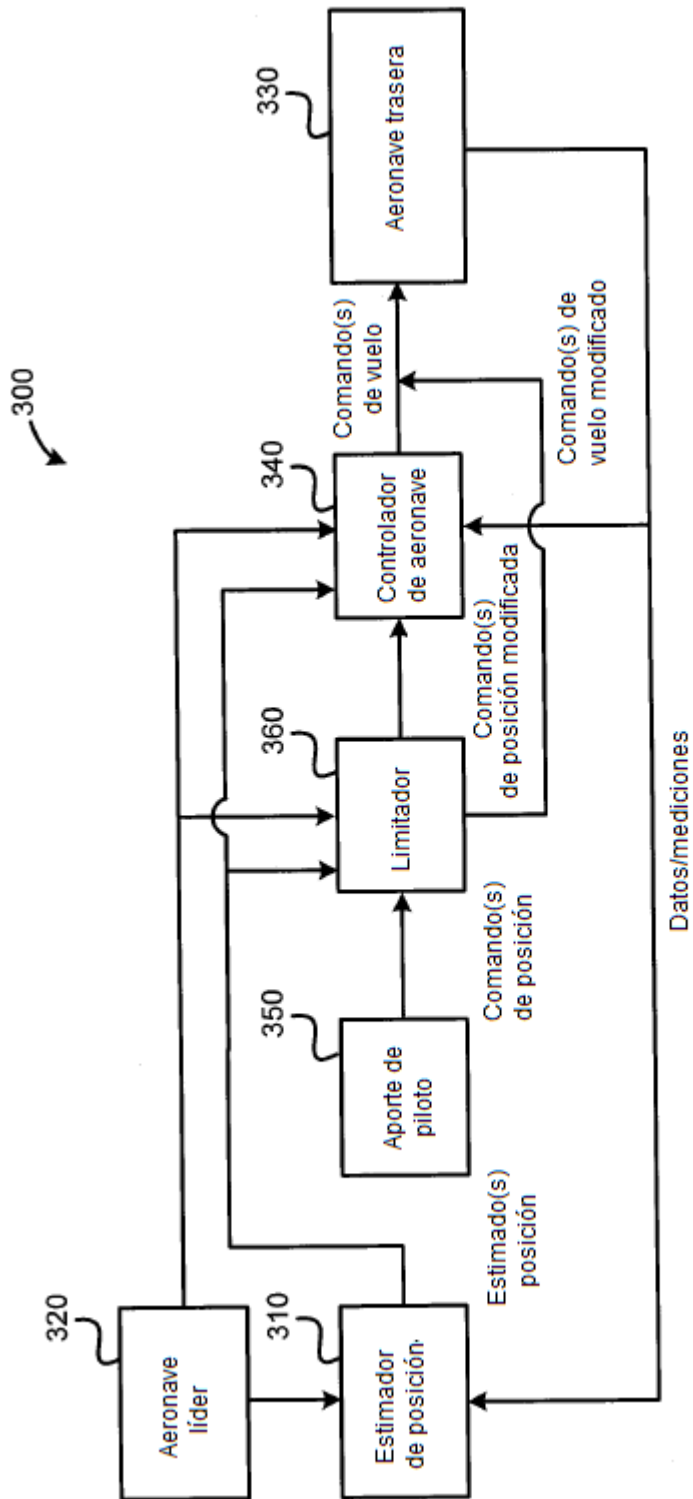


Fig. 6

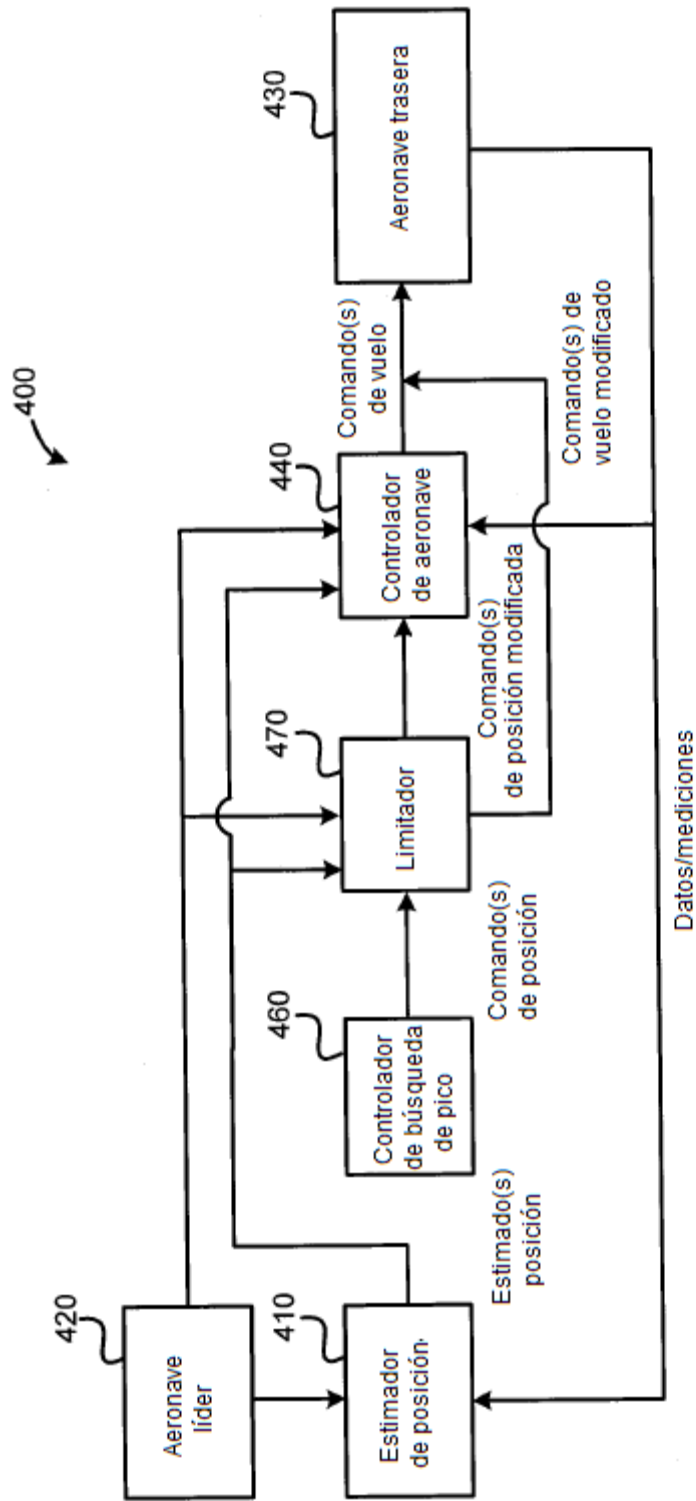


Fig. 7

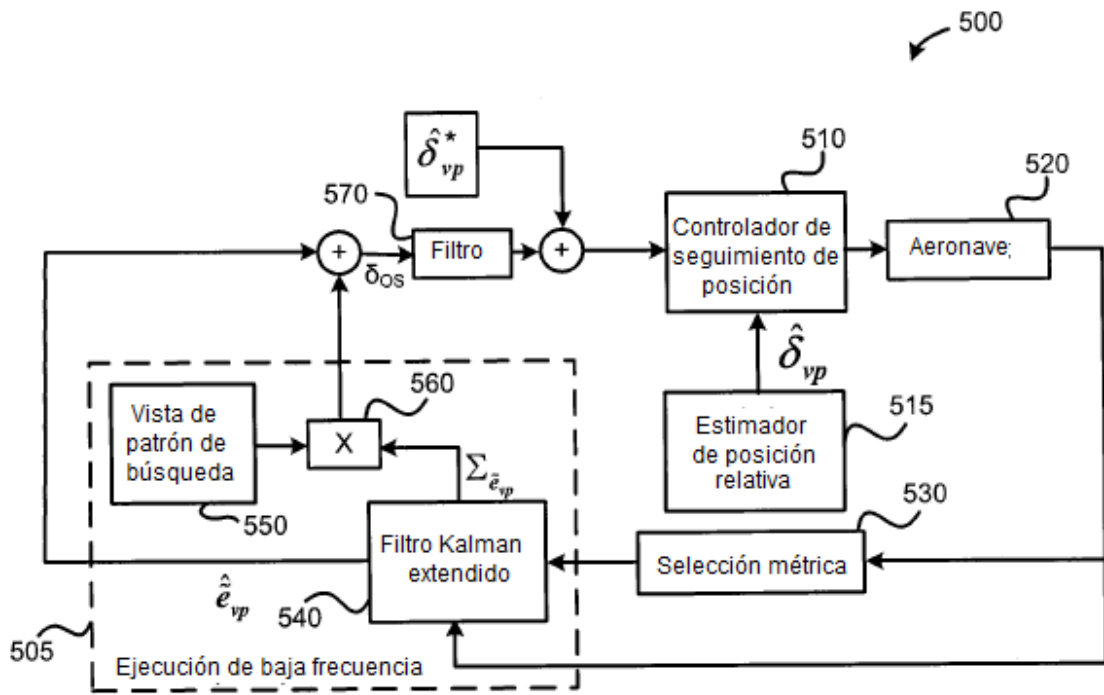


Fig. 8