

20.1.78

19 ES	21 NUMERO	20 AI
	21	
22	FECHA DE PRESENTACION	
	20.1.78	



Concedido el Registro de acuerdo con los datos que figuran en la presente descripción y según el contenido de la Memoria adjunta.

PATENTE DE INVENCION

30 PRIORIDADES:		
31 NUMERO	32 FECHA	33 PAIS
47 FECHA DE PUBLICIDAD	51 CLASIFICACION INTERNACIONAL	62 PATENTE DE LA QUE ES DIVISIONARIA
	F41G	
54 TITULO DE LA INVENCION		
HN SISTEMA DE ARMAS ANTIAEREAS		
71 SOLICITANTE (ES)		
ARES, INC.		
DOMICILIO DEL SOLICITANTE		
P.P. Box 159 Erie Industrial Park, Port Clinton, Ohio 43452 Estados Unidos.		
72 INVENTOR (ES)		
Pierre M. Sprey, estadounidense		
73 TITULAR (ES)		
74 REPRESENTANTE		
D. BERNARDO UNGRIA GOIBURU		

EXTRACTO DE LA DESCRIPCION

Un aparato de control de tiro para un sistema de armas antiaéreas incluye un dispositivo manual para introducir en un ordenador de control de tiro, tanto los ángulos de balance como los factores de carga (g) previstos de una aeronave en movimiento que se toma como blanco. En respuesta a otras señales recibidas a partir de dispositivos convencionales de reglaje en alcance y de seguimiento de blanco, el ordenador calcula en primer lugar las posiciones futuras proyectadas linealmente de la aeronave que se toma como blanco. Las correcciones, que pueden ser curvilineales, que se efectúan en estas posiciones proyectadas, se calculan a continuación a partir de las estimaciones aplicadas del ángulo de balance y del factor de carga de la aeronave. El jefe de control de tiro acciona selectivamente los controles manuales para que el ordenador de control de tiro combine esta corrección con las posiciones futuras calculadas linealmente, obteniendo así una proyección sustancialmente más precisa de las posiciones de interceptación entre la aeronave y el proyectil del cañón. Las señales de control que corresponden a estas nuevas posiciones de interceptación, se transmiten a partir del ordenador a un dispositivo de puntería de cañón convencional para que el cañón sea apuntado hacia las posiciones de interceptación. Se incluye un ejemplo ilustrativo que describe la adición de las correcciones de maniobra a un sistema de control de tiro pre-existente.

DESCRIPCION GENERAL DEL INVENTO

El presente invento se refiere de manera general a sistemas de control de tiro de cañones antiaéreos, y más particularmente a un aparato para prever la trayectoria de vuelo de aeronaves que realizan maniobras y que se toman como blanco.

Unos sistemas de armas antiaéreas típicas incluyen dispositivos de alcance en distancia y de seguimiento para captar la aeronave que se toma como blanco y supervisar su movimiento, un sistema de control de tiro y un dispositivo de desplazamiento o de puntería de cañón para dirigir uno o varios cañones a lo largo de la trayectoria proyectada de intersección de la aeronave que se toma como blanco en respuesta a las señales procedentes del sistema de control de tiro. Generalmente, en un sistema de control de tiro se incluye un ordenador para calcular de manera continua, basándose en unas entradas procedentes del dispositivo de alcance en distancia y de seguimiento y también a partir de otra información aplicada a su entrada, por ejemplo, las características balísticas de los proyectiles del cañón, una secuencia de posiciones proyectadas de intersección de los proyectiles del cañón con la aeronave. En sistemas de control de tiro más sofisticados, varios factores de corrección, por ejemplo la velocidad del viento o la variación del trayecto balístico del proyectil con el ángulo de elevación, pueden aplicarse al ordenador y pueden ser utilizados por éste en el cálculo de estas posiciones de interceptación proyectadas.

Sin embargo, los proyectiles convencionales de los cañones antiaéreos del tipo balístico tienen tiempos determinados de vuelo desde el cañón hasta el blanco, durante los cuales no reciben instrucciones de guiado desde la tierra. Para que sea posible alcanzar un blanco en el momento, es preciso que el ordenador de control de tiro realice unas suposiciones respecto al comportamiento de la aeronave que sirve de blanco durante el tiempo de vuelo no guiado del proyectil.

La mayoría de los sistemas de control de tiro ya exis

tentes, de los cuales un ejemplo se describe en la patente de los Estados Unidos, número 3.845.276 a nombre de Kendy y socios, funciona basándose en la suposición que consiste en que el trayecto de vuelo de la aeronave blanco, durante el tiempo de vuelo del proyectil, será una extrapolación lineal a velocidad constante de su velocidad y de rumbo en el momento del disparo, calculada por el ordenador basándose en la información recibida a partir de los dispositivos de alcance en dirección y seguimiento justo antes del disparo.

Estos sistemas que proporcionan extrapolaciones en línea recta han demostrado ser más precisos que los demás sistemas disponibles hasta la fecha que habían intentado realizar una extrapolación o adaptar una trayectoria de vuelo curvilínea proyectada a las posiciones medidas, simplemente porque los errores de medición de posición tienden a influir en un trayecto de vuelo curvo proyectado en mayor grado que en un trayecto de vuelo en línea recta proyectado. Sin embargo, las extrapolaciones en línea recta a velocidad constante no pueden predecir con precisión la trayectoria de vuelo de aeronaves en movimiento que se toman como blanco y generalmente se obtienen porcentajes reducidos de impactos destructivos contra esta aeronave.

Este es el motivo por el cual, en combates típicos, la aeronave atacante realiza una operación de maniobra para alcanzar una posición adecuada para atacar los blancos situados en tierra y evadir a continuación el fuego de la artillería antiaérea. Por tanto, cuando se realizan tiros contra esta aeronave, la suposición de un trayecto de vuelo lineal a velocidad constante de la aeronave introduce una gran imprecisión en el sistema de control de tiro. En efecto, mientras el

ordenador dirige el cañón para disparar a lo largo de una extrapolación en línea recta de la trayectoria de ataque de la aeronave, en realidad una aeronave que realiza maniobras se desvía mucho de esta extrapolación, ya que la distancia entre la posición real de la aeronave que efectúa maniobra y la posición calculada por el ordenador - error en alcanzar el blanco - aumenta conforme aumenta el tiempo de vuelo de proyectil. Los sistemas de control de tiro corrientes no pueden adaptarse a una maniobra realizada por la aeronave que sirve de blanco, ya que utilizan solamente la historia reciente de la posición y de la velocidad observadas de la aeronave, como base de predicción de la futura trayectoria de vuelo y para calcular las soluciones de control de tiro.

De acuerdo con el presente invento, un aparato de control de tiro antiaéreo en un sistema de armas antiaéreas que incluye por lo menos un cañón que dispara proyectiles, un dispositivo de seguimiento y de alcance en distancia de la aeronave que se toma como blanco que suministra señales eléctricas que corresponden a la posición y a la distancia de la aeronave que sirve de blanco y un dispositivo de puntería de cañón que responde a la señal para apuntar el cañón, incluye un dispositivo de introducción del factor de carga para que sea posible generar manualmente y de manera selectiva, señales eléctricas que corresponden a los factores estimados de carga de maniobra de la aeronave que se toma como blanco y un dispositivo de introducción de un ángulo de balance para que sea posible generar manualmente y de manera selectiva señales eléctricas que corresponden a los ángulos de balance estimados de la aeronave, tomada como blanco. Además, este aparato incluye un dispositivo ordenador de control de tiro conectado para re

cibir las señales eléctricas que corresponden a la posición y a la distancia de la aeronave que sirve de blanco y a las señales eléctricas que corresponden a los factores de carga y ángulos de balance estimados de la aeronave en movimiento que
5 sirve de blanco. En respuesta a las señales eléctricas, el ordenador de control de tiro calcula una progresión de los puntos de interceptación entre la aeronave blanco y los proyectiles del cañón y suministra señales eléctricas de control que corresponden a estos puntos al dispositivo de puntería del ca
10 ñón.

Más particularmente, el ordenador de control de tiro incluye un dispositivo de corrección de maniobra, que responde al dispositivo de seguimiento y de alcance en distancia y a las señales eléctricas que corresponden a los factores de
15 carga y a los ángulos de balance estimados de la aeronave que sirve de blanco, para calcular una corrección de la progresión prevista de la futura posición de la aeronave, un dispositivo de conmutación manual que funciona en cooperación con el dispositivo de introducción del factor de balance y del ángulo
20 de balance para activar selectivamente el dispositivo de corrección de maniobra, y un dispositivo de iteración, que actúa en cooperación con el dispositivo de conmutación, el dispositivo de extrapolación lineal y el dispositivo de corrección de maniobra, para calcular una progresión de las posiciones corregidas de interceptación entre aeronave y proyectil y
25 para suministrar señales eléctricas de control que corresponden a éstas al dispositivo de puntería del cañón.

El presente invento constituye una mejora muy importante en la proyección de trayectoria de vuelo de las aeronaves utilizando una información relacionada con la futura tra
30

vectoria de vuelo de una aeronave que sirve de blanco, más completa que los sistemas de control de tiro de la técnica anterior. Esta información adicional incluye el ángulo de balance de la aeronave y el factor de carga de la aeronave (llamado a menudo "g" de la aeronave). El ángulo de balance se observa visualmente, se estima y se aplica al ordenador de control de tiro por un dispositivo manual. De manera similar, el factor de carga de la aeronave se observa visualmente, se estima y se introduce en el ordenador de control de tiro por un dispositivo manual. Estos factores aplicados al ordenador permiten obtener una indicación del inicio de una maniobra de la aeronave mucho más rápidamente de lo que era posible hasta la fecha utilizando solamente una historia de la trayectoria del vuelo de la aeronave.

15 Otras ventajas y características del invento aparecerán claramente en la siguiente descripción, tomada conjuntamente con los dibujos que la acompañan, y en los cuales:

 la figura 1 es una vista general del aparato según el invento;

20 la figura 2 es una vista en perspectiva de un pupitre de mando que representa los medios manuales que permiten aplicar al ordenador las magnitudes estimadas de las maniobras de la aeronave;

25 la figura 3 es un diagrama de las maniobras típicas de lanzamiento de proyectiles realizadas por una aeronave atacante;

 la figura 4 representa de forma esquemática varias maniobras particulares realizadas por una aeronave atacante;

30 la figura 5 es una representación gráfica del error en alcanzar el blanco en función del tiempo en el caso de un

cañón que dispara un proyectil contra una aeronave que realiza maniobras;

5 la figura 6 es un diagrama en bloque del control automático de tiro y del dispositivo manual de introducción de datos;

la figura 7 es una ilustración geométrica de una corrección de maniobra de aeronave (hoja 2); y

10 la figura 8 es un diagrama en bloques de un sistema de control de tiro de la técnica anterior que representa la incorporación del aparato según el invento.

Haciendo ahora referencia a los dibujos, la figura 1 representa esquemáticamente las partes principales de un sistema de arma antiaérea 10 de acuerdo con el invento. Una parte de seguimiento y alcance en distancia 12 del sistema de arma 10 incluye un anteojo de puntería 14 accionado manualmen-
15 te y un telémetro 16 orientado manualmente. El telémetro 16 puede utilizar un laser y está adaptado para medir la distancia hasta una aeronave 18 que sirve de blanco, muchas veces por segundo. Tanto el anteojo de puntería 14 como el telémetro 16 suministran señales de salida eléctricas que correspon-
20 den respectivamente a la posición y a la distancia de la aeronave que sirve de blanco. Un cañón o varios cañones 20 del sistema de arma antiaérea incluye unos dispositivos convencio-
25 nales de puntería acimutal y en elevación 22 y 24, respectivamente, corresponden ambos a la señal de salida de control de tiro (comose describe más adelante) para apuntar el cañón hacia la aeronave 18 que sirve de blanco. Una fuente de suministro de energía común suministra la energía necesaria a todos los elementos del sistema 10.

30 Con el objeto de obtener una información suplemen-

taria relacionada con la aeronave de blanco necesaria para asegurar una importante probabilidad de impacto destructivo, un pupitre de jefe de cañón 28, que se representa en la figura 2, y que se describirá más detalladamente en lo que sigue, contiene un dispositivo de introducción de factor de carga 30 para permitir la generación selectiva manual de señales eléctricas que corresponden a los factores de carga de maniobra estimados de la aeronave que sirve de blanco, así como un dispositivo de interrupción de ángulo de balance 32 para permitir la generación manual selectiva de señales eléctricas que corresponden a los ángulos de balance estimados de la aeronave que sirve de blanco.

El factor de carga, o factor "g" de una aeronave es la fuerza total ejercida en ésta y es la suma vectorial de la fuerza de la gravedad y de la fuerza centrífuga debida a la maniobra. La magnitud del factor de carga, corresponde como se describe más adelante, a un grado de curvatura que define una trayectoria de vuelo de la aeronave que sirve de blanco a una velocidad dada. El ángulo de balance de una aeronave es el ángulo entre las alas de la aeronave y una línea horizontal que pasa transversalmente a través del fuselaje de la aeronave.

El pupitre 28, que puede ser fijo o portátil, está conectado por un cable 34 al dispositivo ordenador de tiro 36. Dicho dispositivo 36 está conectado además de modo que pueda recibir las señales eléctricas que corresponden a la posición y a la distancia de la aeronave que sirve de blanco y que provienen del elemento de seguimiento y alcance en distancia 12. Basándose en las señales así recibidas, el dispositivo ordenador 36 calcula una serie o una progresión de puntos o posiciones de interceptación entre la aeronave que sirve de blanco y

los proyectiles del cañón, y suministra señales eléctricas de control que corresponden a estas posiciones, al dispositivo de puntería de cañón 22 y 24 para apuntar el cañón 20.

5 Haciendo ahora referencia a la figura 2, se ve que el dispositivo de interrupción del factor de carga 30 incluye un botón giratorio de control de factor de carga 38, identificado por "G" que está conectado, por ejemplo, a un potenciómetro convencional de una sola vuelta o a un conmutador de posiciones múltiples, no representado. Esto permite la generación
10 de la transmisión al ordenador de control de tiro 36 de una señal eléctrica que corresponde a la posición elegida del botón de control de "G" 38 con relación a una escala calibrada 40 situada en la parte frontal 42 del pupitre, cuando se acciona un conmutador manual de entrada 44.

15 El conmutador de entrada 44 es preferentemente un conmutador multipolar conectado en serie eléctrica con el potenciómetro o el conmutador asociado con el botón de control de "G" 38 y, cuando es accionado manualmente, cierra un circuito del dispositivo ordenador de control de tiro 36. Ya que la
20 gama prevista de factores de carga de aeronaves está incluida entre un valor mínimo de 0 y un valor máximo de 9, la escala de "G" 40 está calibrada de manera correspondiente.

De manera similar, el dispositivo de interrupción de ángulo de balance 32 incluye un botón de control giratorio 46,
25 identificado por "balance". El botón de control de balance 46 está igualmente conectado de manera preferida, con un potenciómetro de una sola vuelta de tipo convencional o con un conmutador de posiciones múltiples, no representado, de tal manera que para cada posición elegida del botón de control 46, con
30 relación a una escala calibrada asociada 48 situada en la super-

ficie 42 del pupitre, una señal eléctrica correspondiente sea igualmente transmitida al ordenador de control de tiro 36 cuando se acciona el conmutador manual 44. Con el objeto de mantener la separación entre las señales eléctricas que corresponden al factor de carga y al ángulo de balance de la aeronave, el conmutador 42 tiene un polo para interconectar el ordenador de control de tiro 36 con el potenciómetro con el botón de control de factor de carga 38, y otro polo para interconectar el ordenador de control de tiro con el potenciómetro asociado con el botón de control de ángulo de balance 46.

La gama prevista de ángulo de balance que se produce durante el curso de una maniobra de ataque de una aeronave está incluida entre -90° y $+90^{\circ}$, y la escala 48 está calibrada de manera correspondiente. La dirección futura estimada del movimiento de balance de la aeronave está indicada por el signo + o el signo - del ángulo de balance de la aeronave.

Finalmente, un interruptor de energía 50 está situado en el pupitre 28 para desconectar el dispositivo de introducción de factor de carga 30 y el dispositivo de introducción de ángulo de balance 32, cuando no se utiliza el pupitre.

Mediante la utilización del pupitre de jefe de cañón 28, la información de maniobra de la aeronave se introduce selectivamente en el ordenador de control de tiro 36 en el momento en que inicia la maniobra de la aeronave y a continuación se sigue introduciendo de manera continua. Como se ha indicado más arriba, esta información relacionada con la maniobra, se presenta bajo la forma de estimaciones del factor de carga y del ángulo de balance que se introducen en el ordenador de control de tiro 36 por el dispositivo 30 y 32, respectivamente, durante cada fase de ataque de la aeronave, como se describirá

más adelante.

La base de obtención de estas estimaciones de factor de carga y de factor de balance está constituida por la observación visual de las maniobras de la aeronave por un operario, así como por el conocimiento previo que tiene el operario, de las tácticas de ataque de la aeronave que constituye el blanco. Además, durante un combate, puede utilizarse la observación de los fallos de proyectiles trazadores para mejorar las estimaciones del factor de carga y del ángulo de balance.

La experiencia anterior ha indicado que existe una gama relativamente estrecha de factores de carga y de ángulos de balance factibles durante cada una de las varias fases perfectamente definidas de un ataque efectuado por una aeronave. A título ilustrativo, un ataque de bombardeo en picado por un caza bombardero de propulsión a chorro típico, como se ilustra en la figura 3, puede ser descrito en tres fases designadas por I, II y III. Esta secuencia de ataque particular está de acuerdo con el manual de adiestramiento de Fuerza Aerea AFM 55-4 (no clasificado) que se refiere al caza F-4 y también al manual de adiestramiento de Fuerza Aerea, AFM 55-77, (no clasificado) que corresponde al avión de ataque A-7.

La fase I, tal y como se ilustra, representa un balance efectuado por la aeronave que sirve de blanco 18, la cual está volando a una velocidad de crucero de aproximadamente 155 a 230 metros por segundo (300 a 450 nudos) y a una altitud incluida entre aproximadamente 1.219 m a 3.658 m (4.000 a 12.000 pies), justo cuando la aeronave llega frente al blanco 54 situado en el suelo. En el balance de la fase I se utiliza una inclinación natural de 1 a 2 G para un giro de 60 a 120 grados. (ángulo A, figura 3), para pasar desde una trayectoria

de vuelo inicial 56 ó 58 hasta una trayectoria de vuelo en picado 60. La aeronave 18 efectúa simultáneamente un picado para conseguir un ángulo de picado de aproximadamente 30 a 45° (línea 60, fase II).

5 En la trayectoria de vuelo en picado 60 de la fase II se supone que el avión 18 mantiene una posición de balance nula para ajustar el ángulo de picado y estabilizar el blanco 58 en la línea de mira de bombardeo del avión antes de largar la bomba en el punto 62.

10 Después de largar la bomba en el punto 62, y durante la fase III del ataque, el avión 18 realiza un ascenso de 3 a 5 g a partir de la trayectoria de picado, en una posición de balance casi nulo, hasta que el morro del avión esté en un plano horizontal 64. A continuación, el avión 18 se escapa bien
15 en una trayectoria de vuelo horizontal 66, o continúa subiendo para establecer una trayectoria de elevación 68. Después de subir hasta el plano horizontal 64, el avión realiza típicamente maniobras de evasión, tales como cambios de dirección, o desplazamientos sinuosos, a factores de carga de 2 a 3 G. Los
20 factores de carga de maniobra que se obtienen en la trayectoria de escape son generalmente inferiores a los que se producen durante la ascensión inicial hasta el plano de control 64 para evitar una pérdida de velocidad excesiva durante el ascenso.

25 Todas las maniobras realizadas por un avión atacante están generalmente coordinadas de tal manera que un vector de fuerza ascensional 70 (figura 4) sea siempre perpendicular a un plano 72 definido por las alas del avión 18. En estas condiciones, el ángulo de inclinación o de balance proporciona
30 una indicación directa de la dirección futura inmediata de vue

lo del avión. La figura 4a representa el avión 18 que realiza un vuelo horizontal, con un ángulo de balance B y con un vector ascensional 70 orientado en la dirección de un radio de curvatura B de una trayectoria de vuelo circular 74 . Sin embargo, es raro que un avión atacante efectúe un giro en un plano horizontal. Más corrientemente, un avión atacante subirá o bajará mientras realiza un balance. Esto se produce generalmente en la fase I del ataque, como se representa en la figura 4b en la cual R' es el radio de la trayectoria de vuelo curva resultante 76 . Una subida con las alas a la misma altura, que se representa en la figura 4c se realiza típicamente al final de la fase de ataque II, estando situada en un plano vertical la curvatura R'' de la trayectoria 78 de vuelo del avión.

La posibilidad de introducir en el ordenador el factor de carga y los ángulos de balance del avión en el comienzo de una maniobra efectuada por un avión atacante, es particularmente ventajosa porque, como es bien conocido, el avión experimenta un retraso aerodinámico determinado entre el momento en que cambia de asiento y el comienzo de un cambio real de la trayectoria de vuelo. Por tanto, la introducción de las maniobras en el ordenador, en el momento en que se observa un cambio de asiento del avión, facilita al ordenador una información relacionada con la probable trayectoria de vuelo futura del avión antes de que el avión cambie nuevamente su dirección de vuelo. Debido a que la introducción de esta información relacionada con las maniobras del avión se produce antes de que el avión cambie realmente de dirección, el ordenador de control de tiro 36 puede ser adaptado para compensar la respuesta humana durante la manipulación de los controles ma-

muales de entrada.

El funcionamiento típico del pupitre de control 28 en asociación con el ordenador de control de tiro 35, es el siguiente: Un artillero apunta manualmente el anteojo de pun-
5 tería 14 hacia el avión 18 que constituye el blanco tan pronto como lo ha visto y continúa siguiendo el avión durante el combate. Cuando ha captado el avión 18 y empieza a seguirle, el artillero activa el telémetro 16 para medir la distancia a la cual se encuentra el avión. Simultáneamente con estas
10 operaciones de seguimiento y de telemetría, un segundo artillero o jefe de cañón observa la maniobra del avión 18 que sirve de blanco. Cuando detecta un cambio en el ángulo de balance del avión, por ejemplo, el jefe de cañón hace girar el botón de entrada de ángulo de balance 46 del pupitre hasta
15 la posición de escala adecuada que corresponde al nivel de balance del blanco que ha sido observado.

En variante, el jefe de cañón puede preajustar los botones de entrada de factor de carga y/o de ángulo de balance 34, 46 en los niveles previstos, característicos de la fase de ataque siguiente. Por ejemplo, antes del balance inicial (fase I, figura 3) el jefe de cañón puede ajustar el botón de entrada de factor de carga 38 aproximadamente en 1,5 G, ya que la experiencia permite prever que el factor de carga sea aproximadamente de 1 a 2 G. En variante, después de
20 que la fase de balance ha terminado, el jefe de cañón puede ajustar el botón 38 en 4 G aproximadamente, anticipándose al factor de carga de subida de la fase III que estará incluida entre 3 y 4 G.

El ajuste de los botones de entrada de factor de
30 carga y de ángulo de balance 38 y 46 no inicia por si mismo

ninguna entrada de maniobra en el ordenador de control de tiro
36. El inicio de una maniobra, definiendo como desviación ob-
servada con relación a una trayectoria de vuelo recta, se se-
ñala al ordenador 36 solamente cuando el jefe de cañón acciona
5 el conmutador de entrada manual 44. El final de una maniobra,
es decir el momento en que el avión que sirve de blanco reanu-
da una trayectoria de vuelo recto, se señala cuando el jefe de
cañón libera el interruptor de entrada 44. Durante una manio-
bra del avión que sirve de blanco, los valores observados esti-
10 mados de ángulo de balance y de factor de carga pueden ser
ajustados, situando adecuadamente los botones 38 y 46 del pupi-
tre de modo que se adapten a los cambios observados en la ma-
niobra, con el fin de corregir las estimaciones ajustadas ante-
riormente, o basándose en la observación de las trayectorias
15 de los proyectiles trazadores.

Una corrección precisa de la extrapolación lineal a
velocidad constante del tipo convencional de la trayectoria de
vuelo del avión que sirve de blanco durante el tiempo de vuelo
de un proyectil es esencial particularmente a gran distancia,
20 si se desea obtener una elevada probabilidad de impacto destruc-
tivo.

Para ilustrar la inadecuación de las extrapolaciones
de las trayectorias de vuelo lineales a velocidad constante pa-
ra predecir los tiempos de interceptación entre aeronave y pro-
25 yectiles de cañón, la figura 5 representa gráficamente la dis-
tancia de error de blanco calculada en función del tiempo de
vuelo del proyectil para una gama típica de maniobras de la fa-
se I y de la fase II, cuando se utiliza solamente una extrapo-
lación de este tipo. El error de alcance del blanco, tal y co-
30 mo se utiliza aquí, está definido por la distancia entre la po-

sición real del avión que realiza una maniobra y la posición que ocuparía el avión en caso de continuar su vuelo en línea recta, y a velocidad constante; es el error de alcance con el cual un proyectil disparado falla en alcanzar un avión que efectúa una maniobra cuando se utiliza solamente, para calcular las trayectorias de vuelo proyectadas, una extrapolación a velocidad constante en línea recta sin compensación de las maniobras.

Por consiguiente, en la curva A puede verse que para una maniobra de "G" relativamente importante, en la cual el avión que sirve de blanco se desplaza aproximadamente a 240 m/segundo (466 nudos) y está empezando una maniobra de balance de 80° con una carga de 5,7 G cuando se dispara el proyectil (curva A, figura 5) el error de alcance es aproximadamente de 250 m, suponiendo un tiempo de vuelo típico del proyectil de aproximadamente 3 segundos (que corresponde a una gama de blanco de aproximadamente 1.500-2.000 metros) y una curva B, que representa solamente una maniobra con "G" moderado, en la cual el avión que sirve de blanco, que se desplaza aproximadamente a 240 m/segundo, efectúa una maniobra de 2 G con un ángulo de balance de 60° , se ve que el error de alcance es de aproximadamente 78 metros para un tiempo de vuelo de 3 segundos del proyectil. La región sombreada entre las curvas A y B, que representa, para varias duraciones de vuelo del proyectil, la gama aproximada de errores de alcance previstos que corresponde a las maniobras de ataque de la fase I y de la fase III utilizando solamente una extrapolación de trayectoria del blanco en línea recta y a velocidad constante, indica claramente que este tipo de extrapolación es totalmente insatisfactorio para predecir los puntos de in

terceptación entre el avión y el proyectil del cañón.

Haciendo referencia a la figura 6, el ordenador de control de tiro 36 recibe continuamente los datos del avión que sirve de blanco a partir de los dispositivos de seguimiento y alcance en distancia 12, bajo la forma de la distancia, R , del ángulo acimutal λ , y del ángulo de elevación ξ , indicándose los ángulos en coordenadas polares. Estos puntos de información son transformados en primer lugar por el ordenador de control de tiro 36 en coordenadas rectilíneas X , Y y Z por un convertidor de coordenada convencional 84, que se describe por ejemplo en la patente de los Estados Unidos, número 3.766.826 a nombre de H. M. A. Salomonsson.

A continuación, la información X , Y y Z procedente del convertidor de coordenadas 84 se filtra o se promedia, para obtener las coordenadas X_s , Y_s , y Z_s que se utilizan para obtener las velocidades componentes del avión de blanco x_s^V , y_s^V y z_s^V . Esto es realizado por el filtro de ejes X , Y y Z y los generadores de velocidad 86, 88 y 90, respectivamente. El filtrado puede consistir en un simple promediado de varias de las últimas coordenadas de posición. El generador de velocidades, que puede incluir un integrador, puede ser un tipo convencional, tal como el que se describe en la patente a nombre de Salomonsson mencionada más arriba.

Las ecuaciones utilizadas en el filtro y en los generadores de velocidad 86, 88 y 90 son las siguientes:

$$X_s(i) = X_p(i) + a[X(i) - X_p(i)] \quad (1)$$

$$x_s^V(i) = x_s^V(i-1) + \frac{b}{\Delta} [X(i) - X_p(i)] \quad (2)$$

$$X_p(i) = X_s(i) + x_s^V(i) \quad (3)$$

en las cuales i = actualización de dato de rango i

Δ = intervalo de muestreo

a, b = constantes de filtrado

X_s, V_x = posición y velocidad filtradas en la dirección x, y

5 $X_p(i)$ = posición X recomendada (1 intervalo por delante).

Se utilizan ecuaciones análogas para los componentes Y y Z. Los datos de velocidad y posición procedentes del filtro y de los generadores de velocidad 86, 88 y 90 se aplican a un dispositivo de extrapolación lineal 92 que calcula una posición futura del avión en las coordenadas X, Y y Z, utilizando multiplicadores de ejes separados X, Y y Z, 94, 96 y 98 y sumadores 100, 102 y 104 para cada coordenada, de acuerdo con la ecuación:

15
$$X_1 \left(i + \frac{t}{\Delta} \right) = X_s(i) + t V_x(i) \quad (4)$$

En la cual:

X_1 = posición de blanco extrapolada linealmente en la coordenada X, y

20 t = número de segundos de trayectoria futura que ha de ser extrapolada.

Unas ecuaciones similares se utilizan para Y_1 y Z.

Los contactos separados 106, 108 y 110 de conmutador bipolar de los ejes X, Y y Z y los contactos normalmente abiertos 112, 114 y 116 del conmutador manual 44, sirven para derivar o desconectar un dispositivo de corrección de maniobra 118 cuando el interruptor no está accionado, de tal manera que se calcule solamente una extrapolación de trayectoria lineal a velocidad constante (la figura 6 representa el conmutador 44 no accionado). Cuando el conmutador 44 está accionado, el dispositivo de corrección 118 está conectado en serie, a través de los

25

30

contactos 106 - 116 con el dispositivo de extrapolación 92 y un dispositivo de iteración 120 para calcular una solución de control de tiro corregida, es decir una progresión corregida de posiciones de interceptación entre avión y proyectiles del cañón extrapolada o prevista en el futuro, basándose en la adición y en la corrección de maniobra a la aproximación de trayectoria lineal a velocidad constante.

Cuando el conmutador 44 no está accionado, dejando así el dispositivo de corrección 118 fuera del sistema, el dispositivo de iteración 120 calcula una solución de control de tiro basada solamente en la extrapolación lineal a velocidad constante de la trayectoria de vuelo del avión dada por X_1 , Y_1 y Z_1 , y que es suficiente si el avión 18 que constituye el blanco no está efectuando maniobras. Esta solución de control de tiro no corregida en función de las maniobras, se calcula mediante iteración del valor de t , periodo de tiempo en el cual se efectúa la extrapolación de la trayectoria del avión que constituye el blanco, hasta que el tiempo de vuelo del proyectil, t_f hasta la posición futura del avión (en el tiempo t) sea igual a t . En estas condiciones, se efectúa la iteración de t hasta que se satisfaga la siguiente ecuación generalizada:

$$t_f \left(X_1 \left(1 + \frac{t}{\Delta} \right), Y_1 \left(1 + \frac{t}{\Delta} \right), Z_1 \left(1 + \frac{t}{\Delta} \right) \right) = t \quad (5)$$

La función t_f , que puede ser diferente para varios tipos de cañones y proyectiles, se determina y se almacena en un registro de almacenamiento de características balísticas 122 de tal manera que sea accesible al dispositivo de iteración 120.

El valor de t que soluciona la ecuación 5 (mencionada más arriba) está indicado por t^* , siendo las coordenadas de las posiciones previstas del proyectil del avión iguales a:

$$X_1 \left(i + \frac{t^*}{\Delta} \right), Y_1 \left(i + \frac{t^*}{\Delta} \right), Z_1 \left(i + \frac{t^*}{\Delta} \right) \quad (6)$$

Finalmente, un segundo convertidor de coordenadas
124 transforma de nuevo estas coordenadas rectilineales (ecuación 6) en coordenadas polares r_1, χ_1, ξ_1 que se aplican al cañón 20. Las señales generadas por el ordenador 36 y que corresponden a estas coordenadas polares, representan los mandos de ángulo de corrección complementaria de situación y de ángulo de puntería adelantada que se aplican a los dispositivos de puntería 22 y 24 para desplazar el cañón 20 de modo que los proyectiles disparados intercepten el avión que constituye el blanco.

Las correcciones balísticas para tener en cuenta la velocidad del viento, la temperatura ambiente, etc, pueden efectuarse almacenando, en el registro 122, grupos de diferentes funciones t_f , correspondiendo cada función t_f a una condición diferente de viento, temperatura, etc.

Por tanto, cuando se efectúa un seguimiento, o cuando se dispara hacia un avión que constituye un blanco y que no está efectuando maniobras, (estando abierto el conmutador 44 y sin que se apliquen entradas a partir del pupitre 28) el sistema de armas 10 funciona de una manera generalmente convencional.

Sin embargo, cuando se efectúa un seguimiento o cuando se dispara contra un avión que sirve de blanco y que está efectuando maniobras, el operario acciona el conmutador de pupitre 44 para activar el dispositivo de corrección de maniobra 118, aplicándole una señal de factor de carga estimado que corresponde a un reglaje seleccionado del botón de control manual 38 (graduado en valores de G) y una señal de ángulo de balance estimado que corresponde al reglaje seleccionado del botón de

control 46 (graduado en ϕ grados). Esto da lugar a la aplicación de una corrección de maniobra que puede ser curvilínea, a la extrapolación en línea recta y velocidad constante de la trayectoria del avión que sirve de blanco de modo que se obtenga una solución de control de tiro más precisa.

Con esta finalidad, el dispositivo de corrección de maniobra 118 incluye un procesador 126 que calcula la magnitud de la corrección de maniobra perpendicularmente al vector de velocidad del avión. La figura 7 ilustra una corrección de maniobra en un sistema de coordenadas X, Y, Z, siendo (A) i la posición del avión que sirve de blanco en el comienzo de la maniobra; siendo $A(i + \frac{t}{\Delta})$ la posición del avión que sirve de blanco en un tiempo ulterior, t, si no se ha realizado ninguna maniobra, y siendo B $(i + \frac{t}{\Delta})$ la posición del avión que sirve de blanco si se realiza la maniobra. Una línea que conecta las posiciones A(i) y $A(i + \frac{t}{\Delta})$ representa el vector de velocidad inicial del avión, mientras que la magnitud de la corrección de maniobra está indicada por una flecha doble 130.

Puede considerarse que la base de los cálculos del procesador 126, a título de ejemplo, y tal y como se representa, puede ser una trayectoria supuesta de vuelo circular de avión que tiene un radio R, perpendicular al vector de velocidad del avión (línea 128) en un plano de maniobra 132 (figura 7). La representación matemática del vector de corrección de maniobra, $C(t, \phi, n)$, viene dada por:

$$C(t, \phi, n) = \frac{2V_s^2}{n_m g} \text{Sen}^2 \left(\frac{gn_m t}{2V_s} \right) \quad (7)$$

En la cual:

$$V_s = \sqrt{V_{xs}^2 + V_{ys}^2 + V_{zs}^2}$$

$$n_m = \sqrt{n^2 \sin^2 \phi + (n \cos \phi - 1)^2}$$

El plano 132 de la maniobra gira alrededor del vector de vuelo del avión 128, y el ángulo, \mathcal{L} , que este plano forma con el eje vertical Z, viene dado por:

5
$$\mathcal{L} = \tan^{-1} \left[\frac{n \cos \phi - 1}{n \sin \phi} \right] \quad (8)$$

El vector de corrección de maniobra $C(t, \phi, n)$ se resuelve a continuación por el procesador 126 en coordenadas rectangulares.

$$C_x(t, \phi, n), C_y(t, \phi, n) \text{ y } C_z(t, \phi, n)$$

10 Los sumadores de coordenadas X, Y y Z, 134, 136 y 138, (figura 6) combinan (cuando el conmutador 44 está cerrado) estos componentes de corrección de maniobra con la posición de blanco extrapolada linealmente X, Y, Z, procedente de los sumadores 100, 102 y 104, de acuerdo con la siguiente ecuación:

15
$$X_m(i + \frac{t}{\Delta}) = X_1(i + \frac{t}{\Delta}) + C_x(t, \phi, n) \quad (9)$$

en la cual X_m es la extrapolación corregida en función de las maniobras de la posición del blanco en las coordenadas X y $C_x(t, \phi, n)$ representa la componente X de la desviación respecto al movimiento lineal.

Unas ecuaciones similares se aplican a Y_m y Z_m .

Esta posición curvilínea corregida del avión que sirve de blanco se transmite a continuación al dispositivo de iteración 120 para la determinación de la solución por medio de la ecuación funcional:

25
$$t_f \left[X_m(i + \frac{t}{\Delta}), Y_m(i + \frac{t}{\Delta}), Z_m(i + \frac{t}{\Delta}) \right] = t \quad (10)$$

Por medio de la iteración, como se ha descrito más arriba con relación a la ecuación (5), las coordenadas de las posiciones previstas de interceptación entre avión y proyectil, modificadas en función de las entradas de maniobras, se

30

transforman de la siguiente manera:

$$X_m(i + \frac{t^*}{\Delta}), Y_m(i + \frac{t^*}{\Delta}), Z_m(i + \frac{t^*}{\Delta}) \quad (11)$$

Estas coordenadas procedentes de la ecuación (11) son transformadas a continuación por el convertidor de coordenadas 124 en coordenadas polares equivalentes r_c, λ_c, ξ_c , representando λ_c y ξ_c el ángulo de corrección complementaria de situación y el ángulo acimutal finales necesarios para los proyectiles disparados por el cañón 20 de modo que pueda alcanzar el avión que sirve de blanco 18 que está efectuando maniobras.

Se insistirá sobre el hecho de que el dispositivo de control de tiro 36 calcula una serie de dichas posiciones o puntos de interceptación de manera sustancialmente continua mientras se efectúa el seguimiento del avión que efectúa maniobras. El cañón 20 es igualmente desplazado de manera continua por los dispositivos de puntería 22, 24 de modo que se adelanta al avión en una cantidad calculada para que en cualquier momento se inicie el tiro cuando existe una elevada probabilidad de impacto decisivo.

Antes de estudiar una variación de este modo de realización que está particularmente bien adaptada para su incorporación en sistemas de control de tiro ya existentes, se observará que estos sistemas ya existentes pueden variar por el tipo de ordenador y de algoritmos empleados para calcular las posiciones de interceptación entre el avión que sirve de blanco y los proyectiles. Por tanto, en los varios sistemas ya existentes, es posible que sea preciso introducir la corrección de maniobra (ecuación 7) en un punto diferente del aparato y en una base diferente de la secuencia de procesado de los datos. El punto y la fase adecuados para la introducción

de la corrección de maniobra, son impuestos por la configuración de los sistemas ya existentes y pueden ser fácilmente determinados por un experto en la técnica de ordenadores de control de tiro.

5 A título ilustrativo, y sin que esto constituya ningún intento de limitación, y haciendo referencia a la figura 8, la patente de los Estados Unidos, número 3.766.826 a nombre de H.M.A Salomansson, describe un sistema de control de tiro 140 que calcula X_m , Y_m y Z_m , en coordenadas rectilíneas.

10 Describiéndolo de manera resumida y utilizando los símbolos y la terminología de la patente mencionada más arriba, el sistema Salomansson 140 se adapta al movimiento lineal de un avión que constituye el blanco, calculando un grupo de señales de corrección de fallo en dar en el blanco X_t , Y_t y Z_t que se añaden a otras señales de control X_m , Y_m y Z_m por medio de unos sumadores de ejes de coordenadas X, Y y Z, 142, 144 y 146 cuando los contactos 148, 150 y 152 del conmutador están cerrados. Las señales resultantes X_k , Y_k , Z_k controlan realmente el desplazamiento de uno o varios cañones asociados (no representados). El sistema Salomansson (o similar) 140 puede ser
20 modificado para obtener correcciones de maniobra mediante la adición de un procesador de corrección de maniobras 126a (similar al procesador 126 descrito más arriba), y del pupitre 28. Esto puede realizarse conectando la salida de velocidad V_x ,
25 V_y , V_z de los circuitos de memoria de eje de coordenadas X, Y y Z, 154, 156 y 158, respectivamente, del sistema Salomansson, con el procesador 126a, a través de líneas eléctricas de ejes X, Y y Z 160, 162 y 164 (figura 8) y conectando el procesador 126a con los sumadores del sistema Salomansson 142, 144 y 146,
30 a través de las líneas eléctricas de ejes X, Y y Z 166, 168 y

170 a través de los contactos 105, 108 y 110 respectivamente del conmutador

5 El procesador 126a recibe las señales de balance y las señales G procedentes de los botones de control 38 y 46 situados en el pupitre 28 cuando el conmutador 44 está cerrado para que sea posible calcular una corrección de maniobra C_x , C_y , C_z , tal y como se ha descrito más arriba. A continuación los sumadores 142, 144 y 146 combinan las señales de control X_m , Y_m , Z_m tanto con las señales de corrección de fallo a dar en el blanco X_t , Y_t y Z_t como las señales de corrección de maniobra C_x , C_y , C_z para obtener nuevas señales X_k' , Y_k' , Z_k' con el objeto de apuntar el cañón.

10 Otros sistemas de control de tiro ya existentes pueden ser modificados de manera similar o análoga.

15 Aunque se haya descrito en lo que antecede una disposición particular de aparato de control de tiro para ilustrar la manera con la cual el invento puede ser utilizado ventajosamente, se observará que el invento no se limita a este modo de realización. Por consiguiente, cualquier modificación, variación o disposición equivalente que puedan ser ideadas por los expertos en la materia, se considerarán como incluidas en el alcance del invento tal como viene definido por las reivindicaciones adjuntas.

20 En resumen, la patente de invención que se solicita, deberá recaer en las siguientes:

25 REIVINDICACIONES

30 1.- Un sistema de armas antiaéreas para disparar a

5

10

15

20

25

30

un avión 18, teniendo el sistema de armas antiaéreas un cañón que dispara proyectiles 20, un dispositivo de puntería 22, 24 para apuntar el cañón, y un sistema de control de disparo que incluye un dispositivo de seguimiento 12 para seguir la posición del avión objeto del blanco, y una computadora 36 que responde el dispositivo de seguimiento para calcular los puntos de intercepción previsto de los proyectiles con el avión objeto del blanco y por consiguiente controlar el dispositivo de puntería de forma que lleve el avión para así alcanzarle en la futura posición esperada, estando, dicho sistema de control de disparo, caracterizado porque:

el dispositivo de control de disparo incluye un dispositivo 28 operado manualmente para iniciar las señales de entrada a la computadora con relación a una o más indicaciones iniciales observadas visualmente de las maniobras antiicipadas del avión objeto del blanco; y

el computador 36 incluye un dispositivo 118 que responde a dichas señales de entrada para integrar la información anticipada de las maniobras del avión, según se indica por dichas señales, dentro del cálculo de dichos puntos de intercepción previstos.

2.- El sistema de armas antiaéreas según la reivindicación 1, caracterizado además porque el dispositivo 28 operado manualmente para iniciar las señales de entrada a la computadora en relación con una o más indicaciones iniciales observadas visualmente de las maniobras anticipadas del avión objeto del blanco incluye un dispositivo 30 para iniciar unas



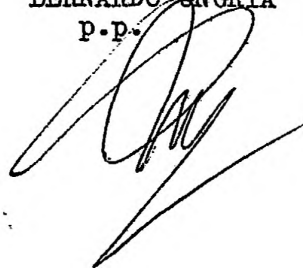
señales de entrada que incluyen información relativa al cabeceo observado visualmente del avión objeto del blanco.

5. 3.- El sistema de armas antiaéreas según cualquier
ra de las anteriores reivindicaciones 1 ó 2, caracterizado
además porque el dispositivo 28 operado manualmente para
iniciar las señales de entrada a la computadora con rela-
ción a una o más indicaciones iniciales observadas visual-
mente de las maniobras anticipadas del avión, incluye un
10 dispositivo 30, 32 para preseleccionar la maniobra antici-
pada del avión objeto del blanco, y un dispositivo 44 para
retener o dirigir dicha computadora con dicha señal de in-
formación de entrada.

15 4.- Se reivindica por último como objeto sobre el
que ha de recaer la patente de invención que se solicita:
UN SISTEMA DE ARMAS ANTIAEREAS.

20 Todo conforme queda descrito y reivindicado en la
presente memoria descriptiva que consta de veintiocho pági-
nas mecanografiadas y dibujos adjuntos.

Madrid, 20 enero 1978
BERNARDO HUNGRIA
p.p.

25 

30

