

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 769 642**

51 Int. Cl.:

**B64D 47/04** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.09.2015 E 15184617 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.10.2019 EP 3141485**

54 Título: **Unidad de iluminación exterior dinámica de aeronave y método para operar una unidad de iluminación exterior dinámica de aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**26.06.2020**

73 Titular/es:

**GOODRICH LIGHTING SYSTEMS GMBH (100.0%)  
Bertramstrasse 8  
59557 Lippstadt , DE**

72 Inventor/es:

**HESSLING-VON HEIMENDAHL, ANDRE**

74 Agente/Representante:

**UNGRÍA LÓPEZ, Javier**

**ES 2 769 642 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**

Unidad de iluminación exterior dinámica de aeronave y método para operar una unidad de iluminación exterior dinámica de aeronave

5 La presente invención se encuentra en el campo de la iluminación exterior de aeronaves. En particular, la presente invención se refiere a faros de aeronaves, es decir, tales luces que ayudan a los pilotos del avión a ver el entorno frente a ellos, cuando operan la aeronave. Los ejemplos de faros de aviones son las luces de aterrizaje, luces de despegue, luces de rodaje y luces de desvío de pista.

10 Los aviones comerciales grandes tienen muchas luces exteriores diferentes. Un grupo ilustrativo de luces exteriores de aviones son las luces de visibilidad pasiva, como luces de navegación y luces anticolidión. Otro ejemplo de las luces exteriores de aviones son los faros que permiten a los pilotos ver el área frente a ellos, cuando están sentados en la cabina. Los aviones comerciales grandes tienen una variedad de faros diferentes, como una o más luces de rodaje, una o más luces de despegue, una o más luces de aterrizaje y una o más luces de desvío de pista. Se supone que estos faros iluminan la parte del entorno de la aeronave donde la atención del piloto es más necesaria durante el escenario operativo dado. En particular con respecto a iluminar el objetivo de aterrizaje, es decir, la pista del aeropuerto, y al iluminar la dirección del vuelo durante las primeras fases en el aire después del despegue, las unidades de iluminación exteriores de aeronaves de la técnica anterior aún no son satisfactorias.

20 El documento WO 2009/022165 A2 describe unidades de iluminación de aeronaves, en particular unidades de iluminación de aeronaves usadas al aterrizar y rodar una aeronave, que comprenden una primera fuente de luz con un eje de haz principal en una primera dirección y una segunda fuente de luz con un eje de haz principal en una segunda dirección, la segunda dirección es diferente de la primera dirección. Las fuentes de luz primera y segunda están dispuestas de manera que puedan combinarse para crear un haz de luz neto en una pluralidad de direcciones diferentes mediante la variación de la potencia suministrada a las fuentes de luz.

25 El documento US 2015/0146442 A1 describe un sistema de iluminación óptica para una aeronave que incluye una unidad óptica que puede configurarse de acuerdo con las fases de vuelo o rodaje de la aeronave para emitir un haz de luz con las características de propagación y puntería que dependen de dichas fases de vuelo o de rodaje. En primer lugar, un dispositivo de detección mide la inclinación del avión con respecto a la horizontal absoluta. Esta medición se realiza mediante el uso de un acelerómetro y un girómetro.

30 Por consiguiente, sería beneficioso proporcionar unidades de iluminación exterior de la aeronave que permitan una iluminación mejorada de la porción relevante del entorno de la aeronave.

35 La invención proporciona una unidad de iluminación exterior dinámica de aeronave de conformidad con la reivindicación 1 y un método para operar una unidad de luz dinámica exterior de aeronave de conformidad con la reivindicación 12. Otras realizaciones ilustrativas de la invención se dan en las reivindicaciones dependientes.

40 Las realizaciones ilustrativas de la invención permiten una adaptación de la distribución de intensidad de luz de salida con respecto a una estimación de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave, a la vez que son de baja complejidad. Durante las situaciones de inicio y aterrizaje, la aceleración de la aeronave proporciona una buena indicación de dónde está volando la aeronave. Esta dirección de vuelo con respecto al entorno estacionario, también denominada dirección de rumbo real en el presente documento, a su vez corresponde a la parte del entorno en la que el piloto está más interesado regularmente. Por ejemplo, durante la aproximación a la pista en una situación de aterrizaje, el piloto está más interesado en verificar la dirección hacia el objetivo de aterrizaje en busca de posibles obstáculos. Esta dirección de vuelo se puede estimar bien a través de la aceleración de la aeronave. Al mismo tiempo, la aceleración de la aeronave se puede determinar con una complejidad relativamente baja. Los sensores de aceleración son componentes que pueden determinar las instancias de aceleración en el marco de referencia de la aeronave con baja complejidad, bajos requisitos de espacio y bajo peso adicional. Además, las mediciones de aceleración pueden indicar tanto la aceleración inducida por la aeronave, como la causada por los motores y/o la actuación de las aletas de control de la aeronave, así como la aceleración inducida por el ambiente, tal como por los vientos cruzados.

55 La unidad de iluminación exterior de la aeronave es dinámica porque es capaz de emitir una variedad de diferentes distribuciones de intensidad de luz de salida. En particular, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave puede dirigir la salida de luz en diferentes direcciones. Las propiedades dinámicas se logran a nivel eléctrico al operar diferentes subconjuntos de la pluralidad de LED en diferentes modos de funcionamiento. De esta forma, se pueden lograr diferentes distribuciones de intensidad de luz de salida sin alterar mecánicamente la posición de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave o sus componentes. Sin embargo, se señala que también es posible una combinación de una alteración mecánica de la posición y un control eléctrico de diferentes subconjuntos de la pluralidad de LED.

60 Es posible que cada uno de la pluralidad de LED del grupo de LED sea controlable individualmente, es decir, que cada una de la pluralidad de LED pueda activarse/desactivarse individualmente. Sin embargo, también es posible

que los subgrupos de la pluralidad de LED sean controlables juntos. En otras palabras, es posible que existan diferentes subgrupos de LED que se pueden encender/apagar conjuntamente. Los subgrupos controlados conjuntamente de la pluralidad de LED y los LED controlados individualmente también se pueden combinar para alcanzar una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave que sea suficientemente adaptable a un intervalo particular de escenarios operativos y que todavía tenga una baja complejidad de conmutación.

La expresión aceleración de la aeronave se refiere a un cambio de velocidad de la aeronave. Corresponde a una fuerza externa ejercida sobre la aeronave y/o un cambio de velocidad causado por la operación de la aeronave. El término aceleración incluye tanto aceleraciones positivas, es decir, aumentos en la velocidad, como aceleraciones negativas, es decir, disminuciones en la velocidad, también denominadas desaceleraciones en el presente documento. El término aceleración de la aeronave puede referirse a la aceleración de la aeronave en una dimensión particular, tal como la dimensión longitudinal, transversal o vertical en el marco de referencia de la aeronave, o cualquier combinación de dimensiones.

La aceleración de la aeronave también puede representarse de cualquier otra manera adecuada. No se requiere que la aceleración de la aeronave sea una representación completa de todas las fuerzas que aceleran la aeronave. Puede describir un subconjunto de todas las fuerzas y/o dimensiones. El término aceleración se refiere a la aceleración con respecto al marco de referencia de la aeronave.

El sistema óptico está asociado con el grupo de LED. En otras palabras, el sistema óptico está dispuesto con respecto al grupo de LED de tal manera que al menos una parte sustancial de la luz emitida por el grupo de LED se emita hacia el sistema óptico y sea efectuada por el sistema óptico. El sistema óptico comprende al menos un elemento óptico. Los elementos ópticos pueden ser reflectores y/o lentes. El sistema óptico puede comprender uno o más reflectores o una o más lentes o una combinación de uno o más reflectores y una o más lentes.

La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave puede comprender una unidad de control que esté configurada para controlar cada LED del grupo de LED o subgrupos del grupo de LED de forma independiente. Se puede proporcionar una unidad de control que pueda poner cada LED del grupo de LED en un estado encendido individualmente. En una realización particular, se puede proporcionar una unidad de control que controle un interruptor de encendido/apagado individual para cada LED del grupo de LED. También es posible que la unidad de control controle un estado de atenuación de cada LED del grupo de LED individualmente. Cada uno de los LED está configurado para emitir luz en funcionamiento. En consecuencia, cuando se enciende, cada uno de los LED emite luz.

La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave está configurada para funcionar en una pluralidad de modos de funcionamiento. Para cada modo de funcionamiento, un subconjunto de la pluralidad de LED está predefinido. En otras palabras, para cada modo de funcionamiento, existe una correlación fija entre el modo de funcionamiento particular y un subconjunto particular de la pluralidad de LED. El subconjunto predefinido de LED, que se enciende para un modo de funcionamiento particular, se conoce como el subconjunto respectivo para ese modo de funcionamiento particular. Un modo de funcionamiento particular corresponde a un subconjunto particular de la pluralidad de LED a encender. El subconjunto comprende al menos un LED del grupo de LED, pero no todos los LED del grupo de LED. En otras palabras, el término subconjunto se refiere a una selección particular de la pluralidad de LED. En consecuencia, en cualquier modo de funcionamiento dado, al menos un LED está encendido y al menos un LED no está encendido. También es posible que dos o más de la pluralidad de LED estén encendidos en cada modo de funcionamiento y/o que dos o más de la pluralidad de LED no estén encendidos en cada modo de funcionamiento.

Según una realización adicional, menos del 60 %, en particular menos del 50 %, más en particular menos del 40 %, de la pluralidad de LED se encienden en cada uno de los múltiples modos de funcionamiento. En otras palabras, el subconjunto respectivo de LED que se enciende puede comprender menos del 60 %, en particular menos del 50 %, más en particular menos del 40 %, de la pluralidad de LED para cada uno de la pluralidad de modos de funcionamiento. De esta manera, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave puede proporcionar diferentes distribuciones de intensidad de luz de salida, como se discutió anteriormente, mientras mantiene el consumo de energía máximo por debajo de un nivel predefinido que corresponde al número máximo de LED que se pueden encender en un momento dado. De esta manera, el diseño del cableado de alimentación a la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave solamente debe ser capaz de soportar dicho consumo máximo de energía. Además, de esta manera, la carga máxima que la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave puede presentar en la red eléctrica de la aeronave está significativamente por debajo de la carga que todos los LED crearían al encenderse al mismo tiempo. Además, al tener menos del 60 %, en particular menos del 50 %, más en particular menos del 40 %, de la pluralidad de LED encendidos en cada uno de los múltiples modos de funcionamiento, la disipación de calor global puede mantenerse por debajo de un nivel de umbral, que a su vez permite mantener la temperatura de funcionamiento de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave por debajo de un nivel de umbral y, por lo tanto, limitar el estrés térmico en los componentes electrónicos.

Según una realización adicional, la pluralidad de LED del grupo de LED está dispuesta en una de una matriz de LED bidimensional y una fila de LED lineal. La expresión matriz de LED bidimensional debe entenderse de tal manera

que la pluralidad de LED no esté dispuesta en una configuración de tipo fila o línea, sino que la pluralidad de LED esté separada entre sí en dos dimensiones. Dentro de la matriz de LED bidimensional, la pluralidad de LED puede estar dispuesta en un patrón regular o de manera irregular. La matriz de LED bidimensional puede ser una matriz de LED bidimensional, en donde la pluralidad de LED está dispuesta en un área rectangular de manera uniforme. Tal disposición permite una gran flexibilidad para crear muchos modos de funcionamiento útiles. También es posible que la pluralidad de LED esté dispuesta en una fila lineal de LED. Tal disposición permite una pluralidad de modos de funcionamiento cuyas distribuciones de intensidad de luz de salida difieren sustancialmente en una sola dimensión. Esto puede ser suficiente para una variedad de aplicaciones.

Según la invención, la selección del modo de funcionamiento depende de la aceleración de la aeronave durante un intervalo de consideración de aceleración. De esta manera, se tienen en cuenta varios valores de aceleración momentánea durante un intervalo de tiempo extendido para llevar a cabo la selección del modo de funcionamiento. De esta manera, el modo de funcionamiento no depende de una sola medición de aceleración, sino de múltiples mediciones de aceleración durante un intervalo de tiempo determinado. De esta manera, la selección del modo de funcionamiento contiene un mayor grado de información con respecto a la verdadera dirección de rumbo de la aeronave.

Según una realización adicional, el intervalo de consideración de aceleración está entre 5 s y 1 min, en particular entre 10 s y 40 s. Se ha hallado que la duración establecida del intervalo de consideración de aceleración proporciona una compensación optimizada entre contener información suficiente sobre la situación de vuelo a largo plazo y dar a los desarrollos de aceleración momentánea el peso suficiente para adaptar la distribución de intensidad de luz de salida en consecuencia. Se señala que esta característica excluye las mediciones de aceleración para seleccionar el modo de funcionamiento apropiado que sea más antiguo que la duración del intervalo de consideración de aceleración. Se pueden medir y considerar múltiples valores de aceleración durante el intervalo de consideración de aceleración. Por ejemplo, la velocidad de muestreo para las mediciones de la aceleración de la aeronave puede estar entre una vez y cien veces por segundo.

Según una realización adicional, el intervalo de consideración de aceleración es un intervalo de tiempo renovable. En otras palabras, el intervalo de consideración de aceleración puede, para cualquier punto dado en el tiempo durante la operación de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave, tener en cuenta la aceleración de la aeronave durante el pasado inmediato, donde los valores se tienen en cuenta en el intervalo de consideración de aceleración inmediatamente pasado. Por ejemplo, si el intervalo de consideración de la aceleración es de 1 minuto, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave está configurada para tener en cuenta la aceleración de la aeronave durante el minuto transcurrido en cualquier momento dado. De esta manera, se garantiza que la información menos relevante que ha pasado más allá del intervalo de consideración de aceleración sea reemplazada por información actual para la selección del modo de funcionamiento.

Según la invención, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave está configurada para determinar una dirección de aceleración neta a partir de la aceleración de la aeronave durante el intervalo de consideración de aceleración, en donde la selección del modo de funcionamiento depende de la dirección de aceleración neta. De esta manera, se puede lograr una buena compensación entre tener en cuenta un conjunto extendido de valores de aceleración y una baja complejidad en la selección de un modo de funcionamiento apropiado. En particular, al determinar la dirección de aceleración neta a partir de la aceleración de la aeronave durante el intervalo de consideración de aceleración, una serie temporal de valores de aceleración durante el intervalo de consideración de aceleración puede condensarse en un parámetro significativo. Este parámetro significativo puede formar la base para la selección del modo de funcionamiento apropiado, dando lugar a una correspondencia directa, rápida y confiable entre las direcciones de aceleración neta y los modos de funcionamiento. La expresión dirección de aceleración neta se refiere a un valor compuesto que se deriva de una serie temporal de valores de aceleración individuales. La dirección de aceleración neta se deriva de la serie temporal de valores de aceleración mediante una función predeterminada o mediante uno de un conjunto de funciones predeterminadas y proporciona una indicación de la combinación de todas las aceleraciones dentro del intervalo de consideración de aceleración. La dirección de aceleración neta puede ser un único parámetro, que denota, por ejemplo, una dirección particular en el espacio, cuyo parámetro puede representarse mediante un único valor, que codifica dicha dirección, o mediante un conjunto de componentes, tal como un vector tridimensional. Se señala que, para determinar la dirección de aceleración neta, es posible que se ponderen los componentes de aceleración en una o más dimensiones seleccionadas, en comparación con otras dimensiones. Una estimación de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave puede ser una dirección inversa a la dirección de aceleración neta. Esto se hará más evidente a partir de la descripción de las realizaciones ilustrativas. Si bien es posible que la dirección de aceleración neta sea un valor promedio de las mediciones de aceleración, la determinación de la dirección de aceleración neta también puede realizarse de acuerdo con otras funciones.

Según una realización adicional, cada uno de la pluralidad de modos de funcionamiento tiene una dirección principal de emisión de luz y la pluralidad de modos de funcionamiento difiere con respecto a sus direcciones principales de emisión de luz, donde la selección de un modo de funcionamiento particular es tal que la dirección principal de emisión de luz del modo de funcionamiento particular corresponda a la dirección de aceleración neta. En otras palabras, en función de la dirección de aceleración neta, que es una indicación de la dirección en la que se ha

5 acelerado la aeronave durante el intervalo de consideración de aceleración, se selecciona una dirección de emisión de luz principal correspondiente de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave a través del modo de funcionamiento apropiado. En este contexto, se señala que la dirección de emisión de luz principal correspondiente a la dirección de aceleración neta no requiere una alineación perfecta de la dirección de emisión de luz principal y la aceleración neta. Debido a una granularidad limitada de los modos de funcionamiento, es posible que la dirección de emisión de luz principal seleccionada sea la dirección de emisión de luz principal disponible más cercana a la dirección de aceleración neta. Además, la correspondencia entre la dirección de aceleración neta y la dirección principal de emisión de luz no requiere necesariamente que esas dos direcciones estén orientadas de la misma manera. Si bien dicha orientación de la misma manera está generalmente presente para la fase de inicio, donde tanto la aceleración como la emisión de luz están en una dirección hacia adelante, la dirección de aceleración neta y la dirección de emisión de luz principal del modo de funcionamiento seleccionado pueden tener directividad opuesta en la instancia de aterrizaje, donde la aceleración neta puede dirigirse hacia la parte posterior de la ruta de vuelo, mientras que la dirección principal de emisión de luz del modo de funcionamiento seleccionado puede ser hacia el frente. En otras palabras, la unidad de luz exterior dinámica de la aeronave puede configurarse para determinar una estimación de la dirección de rumbo real en función de la dirección de aceleración neta, con la estimación alineada o contraalineada con la dirección de aceleración neta, dependiendo de la instancia de vuelo. Esta estimación se puede utilizar para seleccionar un modo de funcionamiento con una dirección de emisión de luz principal máximamente alineada. Al seleccionar una dirección de emisión de luz principal que corresponda a la dirección de aceleración neta de la manera descrita anteriormente, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave puede proporcionar la región de mayor iluminación a lo largo de la trayectoria de vuelo estimada de la aeronave, como lo indica la dirección de aceleración neta, lo que lleva a una iluminación optimizada de la parte más relevante del entorno del avión para el piloto.

25 Según una realización adicional, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave está configurada para determinar la dirección de aceleración neta en función de al menos uno de un promedio de la aceleración de la aeronave durante el intervalo de consideración de aceleración, un promedio ponderado del aceleración de la aeronave sobre el intervalo de consideración de aceleración, y un análisis de histograma de la aceleración de la aeronave sobre el intervalo de consideración de aceleración. En otras palabras, cuando está presente un conjunto de valores de aceleración, según lo determinado/medido/recibido durante el intervalo de consideración de aceleración, la dirección de aceleración neta puede estar determinada por varias funciones, incluida una función promedio, una función promedio ponderada o un valor de determinación en función de un análisis de histograma. La dirección de aceleración neta también puede determinarse a partir de una combinación de estas funciones, potencialmente en combinación con otras funciones adecuadas. A través de la ponderación de los valores/componentes individuales en la determinación por promedio ponderado, se puede enfatizar la aceleración en diferentes puntos en el tiempo durante el intervalo de consideración de aceleración y/o la aceleración en ciertas dimensiones. Además, con un análisis de histograma, se pueden ignorar los valores atípicos en los datos de aceleración.

40 Según una realización adicional, la aceleración de la aeronave es una aceleración tridimensional de la aeronave. En particular, las tres dimensiones de la aceleración de la aeronave pueden ser la dirección longitudinal de la aeronave (es decir, la dirección hacia adelante/atrás de la aeronave), la dirección transversal de la aeronave (es decir, la dirección a la izquierda/derecha de la aeronave), y la dirección vertical de la aeronave (es decir, la dirección hacia arriba/abajo de la aeronave). En otras palabras, la aceleración de la aeronave puede ser una aceleración tridimensional de la aeronave en un sistema de coordenadas cartesianas en el marco de referencia de la aeronave. Análogamente, la dirección de aceleración neta puede ser una dirección de aceleración neta tridimensional de la aeronave.

50 Según una realización adicional, la aceleración de la aeronave es una aceleración compensada por la gravedad de la aeronave. En otras palabras, la aceleración de la aeronave es un parámetro que refleja varias fuerzas que actúan sobre la aeronave, con la excepción de la gravedad. La aceleración de la aeronave puede ser la aceleración total de la aeronave menos la aceleración ejercida sobre la aeronave por gravedad. De esta manera, la aceleración en el marco de la aeronave como referencia es una mejor indicación de la aceleración con respecto al entorno, lo que lleva a una correspondencia más optimizada entre la dirección de la iluminación y el rumbo real de la aeronave.

55 Según una realización adicional, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave comprende una entrada de señal de aceleración, configurada para recibir datos de aceleración con respecto a la aceleración de la aeronave desde una fuente externa. La fuente externa puede ser uno o más sensores de aceleración externos, que miden la aceleración de la aeronave en una o más direcciones, o un ordenador de a bordo que tiene datos de aceleración de la aeronave como datos fácilmente disponibles. De esta manera, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave se puede proporcionar de una manera muy compacta, basándose en los datos de aceleración reunidos en otras partes de la aeronave.

65 Según una realización adicional, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave comprende al menos un sensor de aceleración, configurado para medir la aceleración de la aeronave. En otras palabras, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave puede comprender uno o más sensores de aceleración para determinar la aceleración de la aeronave en una o más dimensiones. De esta manera, la unidad de iluminación exterior

dinámica de la aeronave puede incorporarse como un componente independiente que puede adaptar la distribución de intensidad de luz de salida al seleccionar un modo de funcionamiento apropiado sin depender de datos de fuentes externas. Se señala que la generación de los datos de aceleración dentro de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave se puede combinar con la recepción de datos de aceleración desde una fuente externa, donde las dos fuentes se utilizan para proporcionar porciones complementarias de los datos de aceleración o para verificar los datos de aceleración para precisión y/o la integridad.

Según otra realización, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave está configurada para aumentar un ángulo de apertura de la distribución de intensidad de luz de salida para una aceleración negativa en una dirección longitudinal de la aeronave. De esta manera, cuando la aeronave se desacelera, como es común en una instancia de aterrizaje, la salida de luz de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave se ensancha, lo que refleja una disminución de la importancia de un pico de salida puntiagudo de largo alcance para una instancia de velocidad reducida y teniendo en cuenta la creciente importancia de la conciencia de un entorno más amplio al acercarse al suelo. Dicha funcionalidad se puede incorporar en particular en una unidad de luz de aterrizaje.

Según otra realización, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave está configurada para disminuir un ángulo de apertura de la distribución de intensidad de luz de salida para una aceleración positiva en una dirección longitudinal de la aeronave. De esta manera, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave tiene en cuenta la importancia creciente de un sector más pequeño en una dirección más concentrada para un aumento en la velocidad de la aeronave. Esta funcionalidad hace que sea más fácil para el piloto concentrarse y ser consciente de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave, sin distraerse tanto por el entorno alrededor de esta verdadera dirección de rumbo, a medida que aumenta la velocidad de la aeronave. Dicha funcionalidad en particular puede realizarse en una luz de despegue.

Según una realización adicional, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave puede ser una unidad de luz de aterrizaje o una unidad de luz de despegue o una unidad de luz de rodaje o una unidad de luz de desvío de pista. También es posible que la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave sea una unidad de luz que combine las funcionalidades de dos o más de estas unidades de iluminación ilustrativas. En particular, la unidad de iluminación exterior dinámica de aeronave puede comprender cualquier subconjunto y también todas las funcionalidades de las cuatro unidades de iluminación mencionadas. Por ejemplo, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave puede ser una unidad de luz combinada de aterrizaje, rodaje y desvío de pista. En otro ejemplo, la unidad de luz dinámica exterior de la aeronave puede ser una unidad de luz combinada de aterrizaje y despegue. En el contexto del presente documento, cuando se hace referencia a una unidad de luz como una unidad de luz de aterrizaje o una unidad de luz de despegue o una unidad de luz de rodaje o una unidad de luz de desvío de pista, esto no excluye que la unidad de luz tenga funcionalidades adicionales de estas. Más bien, significa que la única funcionalidad indicada por el nombre está presente y que otras funcionalidades pueden o no estar presentes.

Según una realización adicional, la distribución de intensidad de luz de salida de cada uno de la pluralidad de modos de funcionamiento tiene un ángulo de apertura de menos de 15°, en particular de entre 5° y 10°, alrededor de la distribución de emisión de luz principal respectiva. Se ha hallado que tales ángulos de apertura son una buena compensación entre proporcionar una distribución de intensidad de luz de salida dirigida a niveles de consumo de energía aceptables, mientras que proporcionan suficiente amplitud de la distribución de intensidad de luz de salida para el caso en que la estimación de la dirección de rumbo real y la verdadera dirección de rumbo de la aeronave no coincidan exactamente. Además, dichos valores de ángulo de apertura permiten una buena visibilidad de áreas de interés extendidas.

Según una realización adicional, las distribuciones de intensidad de luz de salida de todos los modos de funcionamiento tienen un ángulo de apertura horizontal combinado de entre 30° y 60°, en particular de entre 35° y 45°, y/o un ángulo de apertura vertical combinado de entre 10° y 30°, en particular de entre 15° y 25°. Las expresiones ángulo de apertura horizontal y ángulo de apertura vertical se refieren a la orientación de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave cuando se monta en la aeronave. En particular, el ángulo de apertura horizontal es el ángulo de apertura de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave en un plano de sección transversal horizontal, y el ángulo de apertura vertical es el ángulo de apertura de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave en un plano de sección transversal vertical a través de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave. Se señala que los valores límite, como se indicó anteriormente para los ángulos de apertura individuales y combinados, no requieren que la intensidad de la luz caiga a cero en estos ángulos. Por el contrario, los valores límite pueden definirse como ángulos donde la distribución de la intensidad de la luz de salida ha caído por debajo del 10 % de la intensidad máxima de ese modo de funcionamiento.

Según una realización adicional, la cantidad de LED de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave es al menos 20, en particular al menos 30, más en particular al menos 40. Con una cantidad tan alta de LED, se puede implementar una gran cantidad de modos de funcionamiento. Los LED de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave pueden estar dispuestos en un grupo de LED, que están asociados con un sistema óptico, o en una pluralidad de grupos de LED, que están asociados con una pluralidad de sistemas ópticos. La cantidad de LED de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave puede ser inferior a 70, en particular inferior a 60.

Según una realización adicional, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave tiene exactamente un sistema óptico, con toda la pluralidad de LED asociada con el exactamente un sistema óptico y con la salida de luz por la pluralidad de LED afectada de manera diferente por el exactamente un sistema óptico debido a su ubicación diferente con respecto a este. De esta manera, se puede lograr una alta integración y bajos requisitos generales de espacio para la unidad de luz. Todos los LED están asociados con el exactamente un sistema óptico, es decir, solo hay un sistema óptico que da forma a la distribución de intensidad de luz de salida. Al tener diferentes posiciones, cada uno de los LED se ve afectado de manera diferente por el sistema óptico y, por lo tanto, contribuye a la intensidad de la luz de salida de una manera diferente. Al operar los subconjuntos respectivos de los LED, se pueden lograr las diferentes distribuciones de intensidad de luz de salida de los diferentes modos de funcionamiento.

Según una realización alternativa, el grupo de LED comprende al menos dos subgrupos de LED y el sistema óptico comprende al menos dos subsistemas ópticos, donde cada subgrupo de LED forma un conjunto óptico con un subsistema óptico respectivo y cada conjunto óptico es ópticamente independiente de los otros conjuntos ópticos. De esta manera, se proporcionan conjuntos ópticos que pueden diseñarse independientemente uno del otro. Cada conjunto óptico puede optimizarse para una contribución particular a la distribución de intensidad de luz de salida. De esta manera, las distribuciones de intensidad de luz de salida pueden ser el resultado de la operación combinada de diferentes conjuntos ópticos, lo que puede conducir a una iluminación más optimizada del entorno de la aeronave a través de los diferentes modos de funcionamiento. Este enfoque puede conducir a más grados de libertad en el diseño de la unidad de luz para una aplicación particular. Es posible que los subgrupos de LED consistan en un LED. Sin embargo, también es posible que haya múltiples conjuntos ópticos, como se describió anteriormente, y que cada uno o algunos de los múltiples conjuntos ópticos tengan varios LED contenidos en estos. De esta manera, se puede lograr una compensación optimizada entre la salida de luz de alta precisión y los requisitos de poco espacio.

Las realizaciones ilustrativas de la invención incluyen además una aeronave, que comprende al menos una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, montada de forma exterior a la aeronave. El montaje exterior puede estar en una posición que pertenezca a la porción externa de la aeronave en todas las instancias operativas, como un montaje en el fuselaje de la aeronave o en las alas, pero también puede estar en una posición externa solo en ciertas instancias operativas, como durante el aterrizaje, el rodaje y/o el despegue, como una posición de montaje en un tren de rodaje de la aeronave. La aeronave puede ser un avión, en particular un gran avión comercial de pasajeros y/o de carga. Las modificaciones, características adicionales y efectos descritos anteriormente con respecto a la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave, se aplican igualmente a la aeronave que tiene tal unidad de luz dinámica exterior de la aeronave.

La invención incluye, además, un método para operar una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave, que comprende un grupo de LED que comprende una pluralidad de LED, y un sistema óptico que comprende al menos un elemento óptico, donde el sistema óptico está asociado con el grupo de LED para conformar una distribución de intensidad de luz de salida a partir de la luz emitida por el grupo de LED, en donde el método comprende las etapas de determinar una aceleración de la aeronave en el marco de referencia de la aeronave, al seleccionar uno de una pluralidad de modos de funcionamiento dependiendo de la aceleración de la aeronave, donde la pluralidad de modos de funcionamiento difiere con respecto a sus respectivas distribuciones de intensidad de luz de salida emitidas por la unidad de luz dinámica exterior de la aeronave, y activar un subconjunto respectivo de la pluralidad de LED que depende de dicho modo seleccionado de la pluralidad de modos de funcionamiento. Las modificaciones, características adicionales y efectos descritos anteriormente con respecto a la unidad de luz dinámica exterior de la aeronave se aplican igualmente al método para operar una unidad de luz dinámica exterior de la aeronave y a la unidad de luz dinámica exterior de la aeronave del método para operarla. En particular, las etapas del método análogas a las características del aparato descritas anteriormente se describen explícitamente a continuación. La etapa de determinar la aceleración de la aeronave comprende al menos uno de medir la aceleración de la aeronave y recibir datos de aceleración desde una fuente externa, tal como desde un ordenador de a bordo o un sensor de aceleración externo a la unidad de luz dinámica exterior de la aeronave.

Según la invención, el método comprende, además, la etapa de determinar una dirección de aceleración neta de la aeronave partir de la aceleración de la aeronave durante un intervalo de consideración de aceleración, en donde dicho un modo de la pluralidad de modos de funcionamiento se selecciona dependiendo de la dirección de aceleración neta.

Se describen realizaciones ilustrativas adicionales de la invención con respecto a los dibujos adjuntos, en donde:

la Figura 1 muestra una aeronave equipada con una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave de acuerdo con realizaciones ilustrativas de la invención, en una vista superior durante una operación de despegue;

la Figura 2 muestra la aeronave de la Figura 1 en una vista superior durante una operación de aterrizaje;

la Figura 3 muestra la aeronave de la Figura 1 durante la operación de aterrizaje de la Figura 2 y durante la operación de despegue de la Figura 1 en una vista lateral;

la Figura 4 muestra una ilustración esquemática de una unidad de luz dinámica exterior de la aeronave de acuerdo

con las realizaciones ilustrativas de la invención;

la Figura 5 muestra una ilustración esquemática de otra unidad de luz dinámica exterior de la aeronave de acuerdo con las realizaciones ilustrativas de la invención; y

la Figura 6 muestra una ilustración esquemática de una combinación de un grupo de LED y un sistema óptico, que se puede usar en una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave de acuerdo con las realizaciones ilustrativas de la invención.

La Figura 1a muestra una aeronave 100, que es un avión de pasajeros comercial en la realización ilustrativa de la Figura 1. La aeronave 100 está equipada con una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 según una realización ilustrativa de la invención. La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 de las Figuras 1 a 3 es una unidad combinada de luces de despegue y aterrizaje. Se señala que se pueden proporcionar unidades de iluminación separadas como una unidad de luz de despegue y una unidad de luz de aterrizaje. En la Figura 1, la aeronave 100 se muestra durante una operación de despegue desde una pista 108. La ruta de rodaje a lo largo de la pista 108 y la ruta de vuelo después del despegue se ilustran mediante una línea discontinua 102, en lo sucesivo denominada ruta de vuelo 102. La operación de despegue tiene lugar en una instancia con vientos cruzados bastante pesados 106, ilustrados por tres flechas.

Durante la operación de despegue, la aeronave experimenta varias aceleraciones, y algunas de estas aceleraciones en puntos seleccionados a lo largo de la trayectoria de vuelo se ilustran con las flechas 104. Se entiende que, durante una operación de despegue, se ejercen varios tipos de aceleraciones sobre la aeronave en prácticamente cualquier punto en el tiempo, con las flechas como muestras ilustrativas. La aeronave 100 experimenta aceleración, por un lado, como consecuencia de su propio comportamiento, tal como debido al funcionamiento de los motores y/o al funcionamiento de las diversas aletas de control del avión. Por otro lado, las aceleraciones del avión 100 también son causadas por influencias externas, como el viento cruzado 106 y la gravedad ejercida sobre el avión 100. Como se explicará a continuación, la gravedad no se tiene en cuenta/se compensa y, por lo tanto, no está sujeta a la siguiente descripción.

Como se estableció anteriormente, la aeronave 100 está equipada con una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 según realizaciones ilustrativas de la invención. La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 está montada en un tren de rodaje delantero del avión 100. Dado que la aeronave 100 se muestra en una vista superior y el tren de rodaje delantero está dispuesto en un lado inferior del avión 100, la posición de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 se marca con solo una cruz en la Figura 1a.

La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 tiene una pluralidad de modos de funcionamiento que difieren con respecto a sus distribuciones de intensidad de luz de salida, en particular con respecto a sus direcciones principales de emisión de luz, dependiendo de la aceleración de la aeronave 100. El funcionamiento de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 y la selección del modo de funcionamiento que se utilizará se describe con respecto a las Figuras 1a y 1b. En la realización ejemplar de la Figura 1, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 tiene un sensor de aceleración que detecta la aceleración de la aeronave 100 con respecto al marco de referencia de la aeronave. El marco de referencia de la aeronave se indica con el sistema de coordenadas x/y mostrado en la Figura 1a, donde la dirección x es una dirección longitudinal de la aeronave 100 y la dirección y es una dirección transversal de la aeronave 100.

En la realización ilustrativa de la Figura 1a, el sensor de aceleración detecta la aceleración de la aeronave con una tasa de 10 Hz. En otras palabras, el sensor de aceleración toma 10 mediciones de aceleración por segundo. Para la selección del modo de funcionamiento apropiado, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave tiene en cuenta los valores de aceleración medidos de los 10 segundos transcurridos, y estos 10 segundos transcurridos se refieren como el intervalo de consideración de aceleración. Dado que el intervalo de consideración de la aceleración es de 10 segundos y la tasa de muestreo del sensor de aceleración es de 10 Hz, la unidad de iluminación exterior dinámica exterior de la aeronave 2 tiene en cuenta los 100 valores de aceleración más recientes, según lo determine el sensor de aceleración. Cuando la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave tiene en cuenta los 100 valores de aceleración pasados y con este conjunto de 100 valores cambiando con el tiempo, el intervalo de consideración de aceleración se considera un intervalo de tiempo renovable. Este intervalo de tiempo renovable también puede verse como una ventana deslizante a través de la totalidad de los valores de aceleración generados durante el vuelo.

En la realización ilustrativa de la Figura 1, los valores de aceleración se determinan en el sistema de coordenadas x/y y se representan como valores angulares con respecto al eje x. En cualquier momento, los 100 valores de aceleración más recientes se analizan de acuerdo con un análisis de histograma. En el momento ilustrativo de la Figura 1a, los 100 valores de aceleración medidos más recientes se dividen en intervalos de un ancho respectivo de 2°. La Figura 1b muestra las ocurrencias de los valores de aceleración en los respectivos intervalos sobre los 100 valores de aceleración medidos pasados. El intervalo a aproximadamente 13° tiene la mayor cantidad de ocurrencias en los 100 valores de aceleración pasados. En función de este análisis, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 determina la dirección de 13° con respecto al eje x para que sea la dirección de



aceleración neta de la aeronave 100. La dirección de aceleración neta se indica con el número de referencia 110 en la Figura 1a. Se muestra en la Figura 1a como compuesto por un componente x y un componente y. De esta manera, la dirección de aceleración neta 110 es una dirección calculada que resulta de los valores de aceleración medidos de la aeronave 100 durante el intervalo de consideración de la aceleración.

5 Se señala que, dado que la aceleración se mide en el marco de referencia de la aeronave, la dirección de aceleración neta refleja tanto la aceleración generada por la aeronave, que es principalmente la aceleración positiva debida a los motores en la operación de despegue, así como la influencia externa del viento cruzado 106. La aceleración del motor está principalmente en la dirección x, mientras que la aceleración inducida por el viento cruzado está principalmente en la dirección y.

10 Se señala, además, que pueden usarse otras formas para determinar la dirección de aceleración neta, tales como formar un promedio de los valores de aceleración medidos o formar un promedio ponderado de los valores de aceleración o cualquier otra forma adecuada de relacionar los valores de aceleración medidos dentro del intervalo de consideración de aceleración entre sí.

15 La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 está configurada para usar la dirección de aceleración neta 110 como base para una estimación de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave 100. Para la operación de despegue, representada en la Figura 1a, la estimación de la dirección de rumbo real corresponde a la dirección de aceleración neta 110 y se indica con el número de referencia 112. Se ha encontrado que la estimación 112 de la dirección de rumbo real, basada en la determinación de la dirección de aceleración neta 110, es una buena estimación de la dirección de rumbo real verdadero del avión 100, porque la dirección de aceleración neta 110 refleja tanto la aceleración debido a los motores y la influencia del viento cruzado, lo que conduce a una rotación de la dirección longitudinal de la aeronave 100 con respecto a la verdadera dirección de rumbo debido a la reacción del piloto al viento cruzado.

20 La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 utiliza la estimación 112 de la dirección de rumbo real para seleccionar un modo de funcionamiento con una dirección de emisión de luz principal que esté sustancialmente alineada con la estimación 112 de la dirección de rumbo verdadera de la aeronave. En la realización ilustrativa de la Figura 1a en el punto temporal representado, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 selecciona un modo de funcionamiento que tiene la dirección principal de emisión de luz 50 y que tiene un ángulo de apertura 52 alrededor de la dirección principal de emisión de luz 50. De esta manera, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 ilumina un sector alrededor de la dirección principal de emisión de luz 50, que corresponde a la dirección de aceleración neta 110. Como resultado de esto, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 proporciona una iluminación que proporciona un sector de iluminación que coincide con una buena aproximación de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave 100, que es una dirección en la que el piloto está muy interesado.

30 La Figura 2 representa la aeronave 100 de la Figura 1a en una situación de aterrizaje. La aeronave 100 se representa durante una aproximación a la pista 108. Nuevamente, el número de referencia 102 ilustra la trayectoria de vuelo de la aeronave 100, el número de referencia 104 representa ejemplos de aceleraciones de la aeronave 100, y las flechas 106 representan el viento cruzado presente durante la aproximación. Debido al viento cruzado, la dirección longitudinal de la aeronave 100 se gira nuevamente con respecto a la verdadera dirección de rumbo de la aeronave hacia la pista 108. Como en la Figura 1, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2, como se muestra en la Figura 2 para la fase de aterrizaje del vuelo, determina una dirección de aceleración neta 110 en función de los valores de aceleración medidos durante los últimos 10 segundos del vuelo.

40 La determinación de la estimación 112 del rumbo verdadero de la aeronave se lleva a cabo según un principio ajustado para la situación de aproximación, en comparación con la situación de despegue de la Figura 1a. En particular, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 determina que la estimación 112 de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave es la inversa, en comparación con la dirección de aceleración neta 110. Esto se debe a que la aeronave 100 generalmente se desacelera en la situación de aterrizaje, pero la dirección de interés para el piloto todavía está por delante del avión 100. Además de esta inversión, la dirección de aceleración neta 110 todavía proporciona una buena estimación de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave 100.

55 De nuevo, como se describe con respecto a la Figura 1, la estimación 112 se usa para seleccionar ese modo de funcionamiento de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 que coincide más con la estimación 112. En la realización ilustrativa de la Figura 2, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 selecciona un modo de funcionamiento con la dirección principal de emisión de luz 60 y un ángulo de apertura 62 alrededor de la dirección principal de emisión de luz 60. La dirección principal de emisión de luz 60 corresponde a la dirección de aceleración neta 110, y la inversión de la dirección se considera un caso particular de correspondencia entre las dos direcciones.

65 La Figura 3 muestra la aeronave 100 de las Figuras 1 y 2 en una situación de aterrizaje, que se representa en el lado derecho de la Figura 3, y en una situación de despegue, que se representa en el lado izquierdo de la Figura 3,

en una vista lateral. La Figura 3 ilustra el principio de seleccionar un modo de funcionamiento apropiado en función de determinar la dirección de aceleración neta con respecto a la dirección longitudinal y la dirección vertical en el marco de referencia de la aeronave. Si bien los componentes longitudinales y transversales de la aceleración se representaron y describieron con respecto a las Figuras 1 y 2, los componentes longitudinales y verticales de la aceleración se representan en la Figura 3 y se describirán más adelante. Cuando se combinan los dos enfoques, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 puede llevar a cabo un análisis tridimensional de la aceleración del avión 100 y puede seleccionar un modo de funcionamiento que sea apropiado/deseado para el comportamiento tridimensional de la aeronave 100. Sin embargo, se señala que la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 también se puede configurar para adaptar el modo de funcionamiento a la aceleración en una o dos de esas tres dimensiones solamente, mientras se utilizan características de emisión de luz de salida predeterminadas en la o las otras dimensiones.

Durante la operación de aterrizaje, que se representa en el lado derecho de la Figura 3, la aeronave 100 generalmente se acelera de manera negativa en una dirección longitudinal de la aeronave, es decir, se desacelera con respecto a su dirección de extensión longitudinal y generalmente se acelera en una dirección ascendente en el marco de referencia de la aeronave. Este segundo componente de la aceleración puede parecer incoherente a primera vista, porque la trayectoria de vuelo es hacia abajo. Sin embargo, dado que la trayectoria de vuelo comúnmente tiene un ángulo de planeo sustancialmente fijo con respecto al suelo durante la aproximación y a medida que disminuye la velocidad en la dirección longitudinal, la velocidad hacia abajo también disminuye para mantener constante el ángulo de planeo. Por lo tanto, la aeronave 100 experimenta una aceleración hacia arriba. En base a estos dos componentes de la aceleración, medidos por el sensor de aceleración de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 a lo largo del tiempo, se determina la dirección de aceleración neta 110 hacia atrás y hacia arriba en el marco de referencia de la aeronave. Como se señaló anteriormente, la dirección de aceleración neta 110 puede determinarse de varias maneras diferentes.

Como en los ejemplos de las Figuras 1 y 2, la dirección de aceleración neta 110 se usa para determinar una estimación 112 de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave 100. Para la instancia de aterrizaje de la Figura 3, la estimación 112 de la verdadera dirección de rumbo es opuesta a la dirección de aceleración neta 110. En función de la estimación 112 de la verdadera dirección de rumbo, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 está configurada para seleccionar un modo de funcionamiento cuya dirección principal de emisión de luz sea una buena aproximación de la estimación 112 de la verdadera dirección de rumbo. En particular, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 puede seleccionar ese modo de funcionamiento de la pluralidad de modos de funcionamiento cuya dirección de emisión de luz principal sea la más cercana a la estimación 112 de la verdadera dirección de rumbo. El ángulo de apertura 72 del modo de funcionamiento seleccionado se representa en la Figura 3.

En el lado izquierdo de la Figura 3, la operación de despegue de la aeronave 100, como se representa en la Figura 1 en una vista superior, se muestra en una vista lateral. Como en el lado derecho de la Figura 3, se proporciona el lado izquierdo de la Figura 3 para mostrar y describir la selección de un modo de funcionamiento apropiado de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 en función de la aceleración del avión 100 en las dimensiones longitudinal y vertical de la aeronave 100. Durante la operación de despegue, la aeronave 100 generalmente se acelera hacia adelante y hacia arriba en el marco de referencia del entorno. En el marco de referencia de la aeronave, la aeronave 100 generalmente se acelera de manera positiva en la dirección longitudinal de la aeronave 100 y se acelera en una dirección hacia abajo de la aeronave. Esto se debe a que el ángulo de ataque de la aeronave 100 se desvía comúnmente hacia la parte superior de la dirección de rumbo real de la aeronave, es decir, porque el ángulo de ataque de la aeronave 100 comúnmente tiene un ángulo mayor con respecto al suelo que el rumbo real de la aeronave. Sin embargo, la dirección de aceleración neta 110 todavía proporciona una buena estimación de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave 100. Nuevamente, se señala que la dirección de aceleración neta 100 se puede determinar de varias maneras diferentes a partir de valores de aceleración pasados, como se describió anteriormente con respecto a la Figura 1.

En la situación de despegue de la realización ilustrativa de la Figura 3, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 está configurada para determinar la estimación 112 de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave 100 como la dirección de aceleración neta determinada 110. Además, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 está configurada para seleccionar un modo de funcionamiento cuya dirección principal de emisión de luz esté alineada tanto como sea posible con la estimación 112 de la verdadera dirección de rumbo de la aeronave 100. De esta manera, la dirección principal de emisión de luz corresponde a la dirección de aceleración neta 110 determinada. La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 selecciona un modo de funcionamiento con un ángulo de apertura 82 alrededor de la dirección principal de emisión de luz.

Se señala que el sensor de aceleración de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 de la Figura 3 determina los valores de aceleración compensados por gravedad. Eso significa que el sensor de aceleración determina la aceleración experimentada por la aeronave 100, con la excepción de la aceleración causada por la gravedad. En otras palabras, los valores de aceleración medidos describen el comportamiento de la aeronave 100 en un entorno hipotético sin gravedad. La compensación por gravedad en los sensores de aceleración es conocida en sí para el experto en la técnica.

Se señala que el ángulo de apertura 72, como se muestra en el lado derecho de la Figura 3 para la situación de aterrizaje, es más ancho que el ángulo de apertura 82, como se muestra en el lado izquierdo de la Figura 3 para la situación de despegue. Esto se debe a que la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 está configurada para seleccionar un modo de funcionamiento con un ángulo de apertura más amplio, cuando la dirección de aceleración neta tiene un componente negativo a lo largo de la dirección longitudinal de la aeronave 100, y para seleccionar un modo de funcionamiento con un ángulo de apertura más estrecho, cuando la dirección de aceleración neta tiene un componente positivo a lo largo de la dirección longitudinal de la aeronave 100. De esta manera, se logra una iluminación más amplia del entorno en una situación de aterrizaje, en comparación con una situación de despegue. En particular, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 puede estar configurada para ampliar continuamente el ángulo de apertura para una aceleración negativa persistente a lo largo de la extensión longitudinal de la aeronave 100 y/o para estrechar continuamente el ángulo de apertura para una aceleración positiva persistente a lo largo de la extensión longitudinal de la aeronave 100.

Se enfatiza nuevamente que la combinación de las instancias de las Figuras 1 a 3, en particular la combinación de los componentes de aceleración como se describe en las Figuras 1 y 3 para la operación de despegue y en las Figuras 2 y 3 para la operación de aterrizaje, conduce a una selección de modos de funcionamiento apropiados teniendo en cuenta la aceleración tridimensional completa de la aeronave. Se señala además que, si bien la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 puede ser una unidad de iluminación combinada de despegue y aterrizaje, como se muestra en las Figuras 1 a 3, también es posible que una unidad de iluminación de aterrizaje y una unidad de iluminación de despegue se proporcionen por separado, donde las dos unidades de iluminación implementan por separado la funcionalidad, descrita con respecto a las Figuras 1 a 3. Además, si bien se ha descrito con respecto a las Figuras 1 a 3 que la dirección de aceleración neta 110 está determinada por la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 a partir de una pluralidad de valores de aceleración, también es posible que se use un único valor de aceleración momentánea para determinar la dirección de aceleración neta.

La Figura 4a muestra una ilustración esquemática de una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 según una realización ilustrativa de la invención. La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 comprende una carcasa 10, cuyo espacio interior está separado en dos partes por una placa de montaje 12. Unido a la placa de montaje 12, se proporciona un grupo de LED 4. El grupo de LED 4 comprende una matriz bidimensional de LED, de la cual se muestra una fila en la ilustración esquemática de la Figura 4a. La fila representada consta de ocho LED individuales dispuestos en una configuración lineal en la realización ilustrativa. La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 comprende, además, un sistema óptico 6. En la realización ilustrativa de la Figura 4a, el sistema óptico 6 consiste en una lente 8. En funcionamiento, los LED del grupo de LED 4 emiten luz hacia la lente 8 del sistema óptico 6.

En el otro lado de la placa de montaje 12, se proporciona una unidad de control 14. La unidad de control 14 está acoplada a una entrada de energía 16 y a una entrada de señal de aceleración 18. De esta manera, la unidad de control 14 recibe energía de una fuente de energía externa, como la red de energía de la aeronave, a través de la entrada de energía 16. Además, recibe datos de aceleración a través de la entrada de señal de aceleración 18, los datos de aceleración indican la aceleración de la aeronave. Los datos de aceleración se proporcionan a la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 por un ordenador de a bordo de la aeronave o por uno o más sensores de aceleración, externos a la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2, en la realización ilustrativa de la Figura 4a.

La unidad de control 14 se acopla adicionalmente al grupo de LED 4 y controla cada uno de los LED del grupo de LED 4 individualmente. En particular, la unidad de control 14 está configurada para encender selectivamente cada uno de los LED del grupo de LED 4, dependiendo del modo de funcionamiento que la unidad de control 14 determine apropiado para los datos de aceleración recibidos. La unidad de control 14 determina el modo de funcionamiento apropiado en función de la dirección de aceleración neta, como se deduce de la información obtenida de una serie temporal de datos de aceleración, recibidos en la entrada de señal de aceleración 18. Se han descrito anteriormente detalles con respecto a la configuración de un modo de funcionamiento apropiado. La unidad de control 14 puede tener circuitos de *hardware* para determinar un modo de funcionamiento y controlar los LED a partir de los datos de aceleración. También es posible que la unidad de control 14 tenga un microprocesador que ejecute un programa de *software*. También es posible una combinación de *hardware* y *software*.

En la Figura 4a, se muestra un primer modo de funcionamiento ilustrativo de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2. En el primer modo de funcionamiento ilustrativo, los dos LED centrales de la porción mostrada del grupo de LED 4 están encendidos, es decir, los dos LED centrales emiten luz en el primer modo de funcionamiento ilustrativo. Como puede verse a partir de los tres haces de luz ilustrativos representados, la lente 8 colima sustancialmente la luz emitida por los LED y emite dicha luz en una primera dirección principal de emisión de luz 40. En la Figura 4b, se muestra un segundo modo de funcionamiento ilustrativo de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 de la Figura 4a. En particular, en el segundo modo de funcionamiento ilustrativo, los dos LED superiores de la parte mostrada del grupo de LED 4 están encendidos. La luz emitida por los dos LED superiores del grupo de LED 4 se transforma en una distribución de intensidad de luz de salida del segundo modo de funcionamiento ilustrativo por la lente 8. Como se puede ver en los tres haces de luz ilustrativos representados, la

luz de los dos LED superiores del grupo de LED 4 da como resultado una distribución de intensidad de luz de salida que tiene un cierto ángulo hacia la parte inferior en el plano de dibujo de la Figura 4b. La dirección principal de emisión de luz 42 de la distribución de intensidad de luz de salida del segundo modo de funcionamiento ilustrativo tiene un ángulo ligero hacia la parte inferior en el plano de dibujo de la Figura 4b.

5 A partir de la comparación de la Figura 4a y la Figura 4b, se puede ver que cada uno de los LED del grupo de LED 4 tiene un aporte diferente a la distribución de intensidad de luz de salida global de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2. Es evidente que se puede lograr una amplia variedad de distribuciones de intensidad de luz de salida al operar diferentes subconjuntos de los LED del grupo de LED 4. En consecuencia, se pueden lograr  
10 diversos modos de funcionamiento diferentes de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 con diferentes distribuciones de intensidad de luz de salida al operar diferentes subconjuntos de LED.

15 La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 ilustrativa de la Figura 4 está configurada para tener una pluralidad de modos de funcionamiento, donde los modos de funcionamiento difieren con respecto a sus distribuciones de intensidad de luz de salida. La selección del modo de funcionamiento se lleva a cabo en función de la aceleración de la aeronave, como se indica a través de los datos de aceleración, recibidos a través de la entrada de señal de ángulo de aceleración 18.

20 La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 ilustrativa se puede disponer en el tren de rodaje del avión o en un ala del avión o en cualquier otra estructura adecuada. Puede tener una cubierta de lente que proteja su cara de las influencias ambientales.

25 La Figura 5 muestra una ilustración esquemática de una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 según otra realización ilustrativa de la invención. La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 es muy similar a la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 de la Figura 4 y se muestra en el mismo modo de funcionamiento, como se muestra en la Figura 4a. La unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 de la Figura 5 difiere de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 de la Figura 4 en que no tiene una entrada de señal de aceleración 18. Sin embargo, la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 de la Figura 5 tiene un sensor de aceleración 20, dispuesto en la carcasa 10. El sensor de aceleración  
30 20 detecta la aceleración de la aeronave en tres dimensiones en el marco de referencia de la aeronave. El sensor de aceleración 20 está acoplado a la unidad de control 14 y proporciona valores medidos de aceleración a la unidad de control 14. El funcionamiento de la unidad de control 14 es igual al funcionamiento de la unidad de control 14 de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2 de la Figura 4. Determina un modo de funcionamiento apropiado en función de los datos de aceleración y controla el grupo de LED 4 de manera acorde

35 La Figura 6 muestra una ilustración esquemática de una combinación alternativa de un sistema óptico 6 y un grupo de LED 4. Esta combinación alternativa también es capaz de lograr diferentes distribuciones de intensidad de luz de salida para diferentes modos de funcionamiento y, por lo tanto, también puede usarse en unidades de iluminación exterior dinámica de la aeronave según realizaciones ilustrativas de la invención.

40 En la Figura 6, el sistema óptico consiste en un reflector 9, que es un reflector parabólico colimador en la realización ilustrativa de la Figura 6. El LED central del grupo de LED 4 está dispuesto en el punto focal del reflector 9, lo que conduce a una distribución de intensidad de luz de salida colimada en una dirección 44 en un primer modo de funcionamiento ilustrativo (Figura 6a), en donde el LED central está encendido. Los LED superior e inferior del grupo de LED 4 están dispuestos a una distancia del punto focal del reflector 9, de modo que la activación del LED superior o del LED inferior del grupo de LED 4 de como resultado una distribución de intensidad de luz de salida  
45 ilustrativa que está en ángulo hacia la parte inferior (en una dirección 46 en la Figura 6b) o en ángulo hacia la parte superior (en una dirección 48 en la Figura 6c) y tiene un ángulo de apertura algo más ancho, pero aún estrecho.

50 Una vez más, se puede ver que la conmutación selectiva de diferentes LED del grupo de LED 4 conduce a diferentes aportes a la distribución de intensidad de luz de salida global de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2. Nuevamente es evidente que se puede lograr una amplia variedad de modos de funcionamiento, que tengan diferentes distribuciones de intensidad de luz de salida, mediante la conmutación de diferentes subconjuntos de LED.

55 Se señala que el sistema óptico 6 puede comprender múltiples elementos, que el sistema óptico 6 puede comprender una combinación de una o más lentes y/o uno o más reflectores, y que las lentes y reflectores pueden ser lentes no colimadoras y reflectores no colimadores, dependiendo de las distribuciones de intensidad de luz de salida que se deben lograr en los diferentes modos de funcionamiento. Se señala, además, que se puede lograr una mayor cantidad de modos de funcionamiento con una mayor cantidad de LED, en particular con disposiciones bidimensionales de LED que tengan una gran cantidad de LED. Los principios ilustrados en las Figuras 4 a 6 pueden extenderse a disposiciones LED más complejas dentro de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave 2.

65 Se señala, además, que el grupo de LED puede comprender dos o más subgrupos de LED, donde cada subgrupo de LED tiene su propio sistema óptico asociado con este. Por ejemplo, la unidad de iluminación exterior dinámica de

la aeronave 2 puede tener múltiples conjuntos ópticos, cada conjunto óptico consiste en una lente 8 y LED 4, como se muestra en la Figura 4, o en un reflector 9 y LED 4, como se muestra en la Figura 6. También es posible que cada LED del grupo de LED tenga su propio sistema óptico asociado.

- 5 Si bien la invención se ha descrito con referencia a realizaciones ilustrativas, los expertos en la técnica comprenderán que pueden realizarse diversos cambios y que los elementos de estas pueden sustituirse por equivalentes sin apartarse del alcance de la invención. Además, pueden realizarse muchas modificaciones para adaptar una situación o material particular a las enseñanzas de la invención sin apartarse del alcance esencial de esta. Por lo tanto, se pretende que la invención no se limite a las realizaciones particulares descritas, sino que la
- 10 invención incluya todas las realizaciones que entren dentro del alcance de las reivindicaciones adjuntas.

**REIVINDICACIONES**

1. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2), configurada para montarse en una aeronave (100) para iluminar el entorno de una aeronave, comprendiendo la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave: un grupo de LED (4), que comprende una pluralidad de LED, y un sistema óptico (6), que comprende al menos un elemento óptico (8, 9), estando asociado el sistema óptico (6) con el grupo de LED (4) para conformar una distribución de intensidad de luz de salida de la luz emitida por el grupo de LED (4), en donde el grupo de LED (4) y el sistema óptico (6) son estacionarios dentro de la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2), teniendo cada LED del grupo de LED (4) una posición establecida con respecto al sistema óptico (6) y en donde la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) está configurada para funcionar en una pluralidad de modos de funcionamiento, con un subconjunto respectivo de la pluralidad de LED encendidos en cada uno de la pluralidad de modos de funcionamiento y con una distribución de intensidad de luz de salida diferente emitida por la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) en cada uno de la pluralidad de modos de funcionamiento, caracterizado por que una selección del modo de funcionamiento depende de una aceleración de la aeronave en el marco de referencia de la aeronave, en donde la selección del modo de funcionamiento depende de la aceleración de la aeronave (100) durante un intervalo de consideración de la aceleración, y en donde la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave está configurada para determinar una dirección de aceleración neta (110) a partir de la aceleración de la aeronave (100) durante el intervalo de consideración de aceleración, en donde la selección del modo de funcionamiento depende de la dirección de aceleración neta.
2. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según la reivindicación 1, en donde el intervalo de consideración de la aceleración está entre 5 s y 1 min, en particular entre 10 s y 40 s.
3. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según la reivindicación 1 o 2, en donde el intervalo de consideración de la aceleración es un intervalo de tiempo renovable.
4. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde cada uno de la pluralidad de modos de funcionamiento tiene una dirección principal de emisión de luz (50, 60) y en donde la pluralidad de modos de funcionamiento difieren con respecto a sus direcciones principales de emisión de luz, donde la selección de un modo de funcionamiento particular es tal que la dirección principal de emisión de luz del modo de funcionamiento particular corresponde a la dirección de aceleración neta (110).
5. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, configurada para determinar la dirección de aceleración neta (110) en base a al menos uno de un promedio de la aceleración de la aeronave (100) durante el intervalo de consideración de la aceleración, un promedio ponderado de la aceleración de la aeronave durante el intervalo de consideración de la aceleración, y un análisis de histograma de la aceleración de la aeronave durante el intervalo de consideración de la aceleración.
6. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la aceleración de la aeronave (100) es una aceleración tridimensional de la aeronave.
7. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la aceleración de la aeronave (100) es una aceleración de la aeronave compensada por gravedad.
8. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que comprende, además, al menos uno de: una entrada de señal de aceleración (18), configurada para recibir datos de aceleración con respecto a la aceleración de la aeronave (100) desde una fuente externa, tal como desde al menos un sensor de aceleración externo o desde un ordenador de a bordo, y al menos un sensor de aceleración (20), configurado para medir la aceleración de la aeronave.
9. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave está configurada para aumentar un ángulo de apertura (72, 82) de la distribución de intensidad de luz de salida para una aceleración negativa en una dirección longitudinal de la aeronave (100), y/o en donde la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave está configurada para disminuir un ángulo de apertura (72, 82) de la distribución de intensidad de luz de salida para una aceleración positiva en una dirección longitudinal de la aeronave (100).
10. Unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave es una de una unidad de luz de aterrizaje, una unidad de luz de despegue, una unidad de luz de rodaje y una unidad de luz de desvío de pista.

11. Aeronave (100), tal como un avión, que comprende al menos una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, montada de forma externa a la aeronave.

- 5 12. Método de operación de una unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2) de una aeronave (100), que comprende un grupo de LED (4), que comprende una pluralidad de LED, y un sistema óptico (6), que comprende al menos un elemento óptico (8, 9), estando asociado el sistema óptico (6) con el grupo de LED (4) para conformar una distribución de intensidad de luz de salida de la luz emitida por el grupo de LED, en donde el método comprende las etapas de:
- 10 determinar una aceleración de la aeronave (100) en el marco de referencia de la aeronave y determinar una dirección de aceleración neta (110) a partir de la aceleración de la aeronave (100) durante un intervalo de consideración de la aceleración,
- 15 seleccionar uno de una pluralidad de modos de funcionamiento que dependen de la dirección de aceleración neta (110), donde la pluralidad de modos de funcionamiento difiere con respecto a sus respectivas distribuciones de intensidad de luz de salida emitida por la unidad de iluminación exterior dinámica de la aeronave (2), y encender un subconjunto respectivo de la pluralidad de LED que depende de dicho modo seleccionado de la pluralidad de modos de funcionamiento.

Fig. 1A

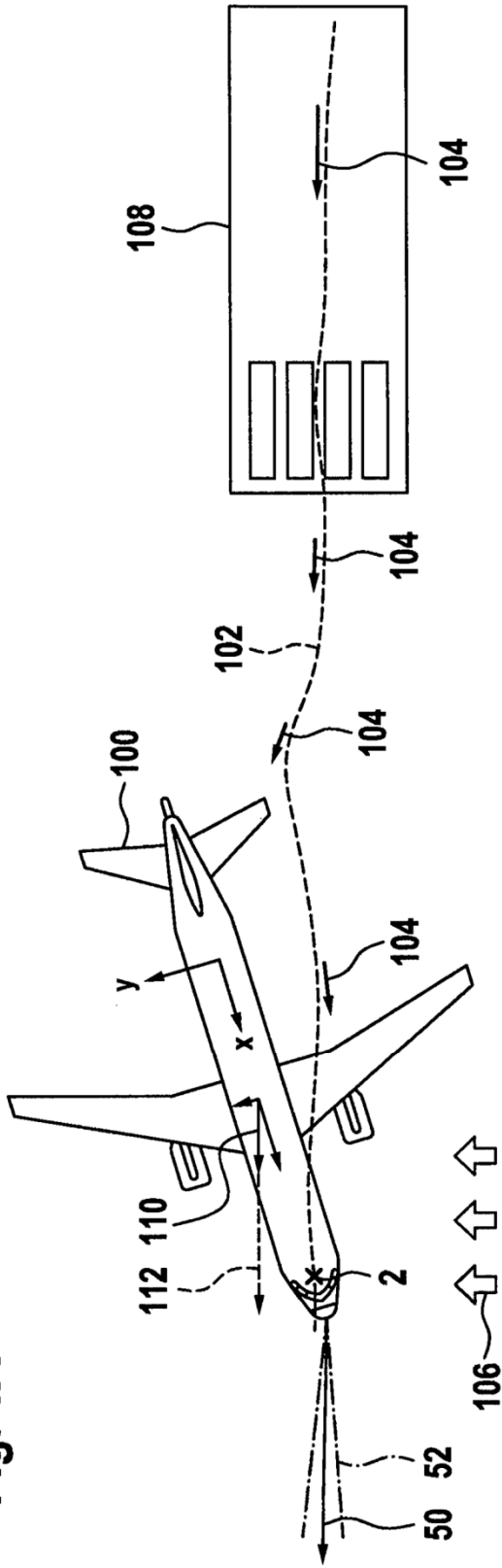


Fig. 1B

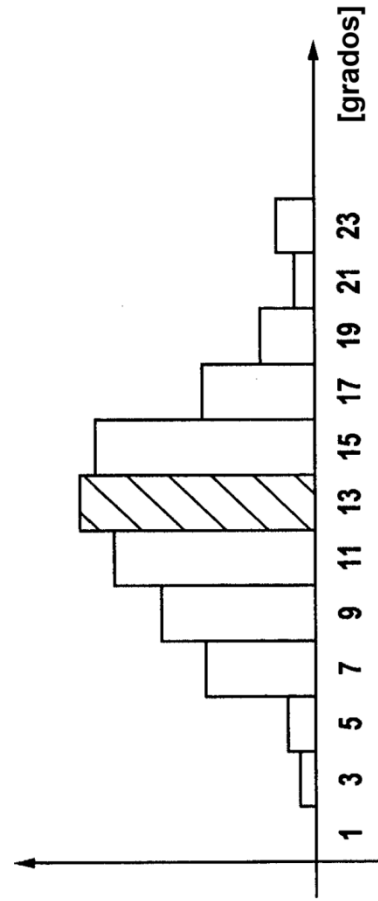




Fig. 2

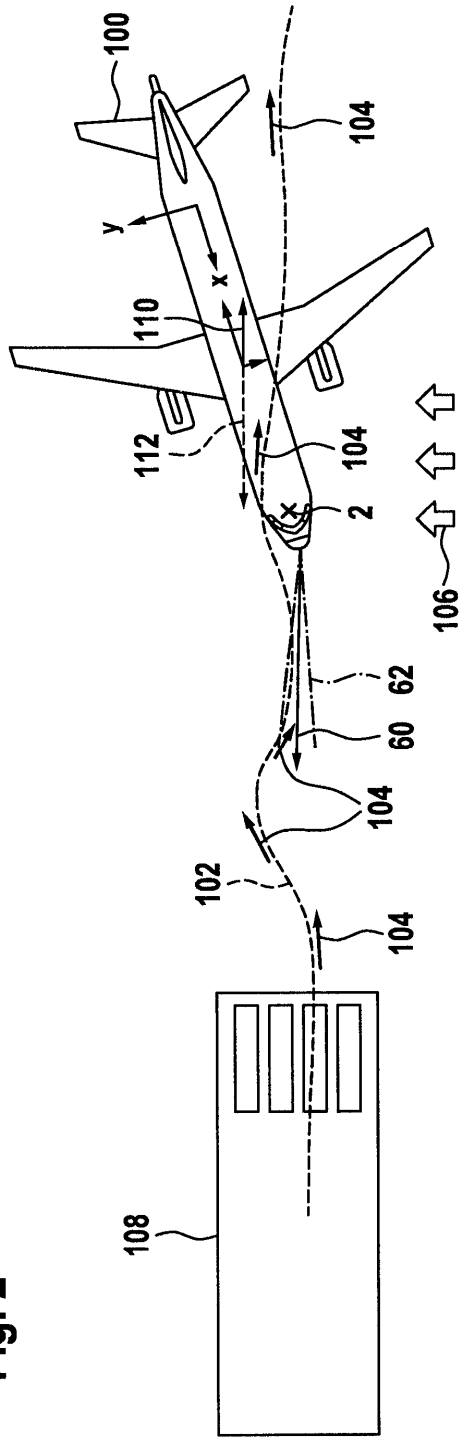
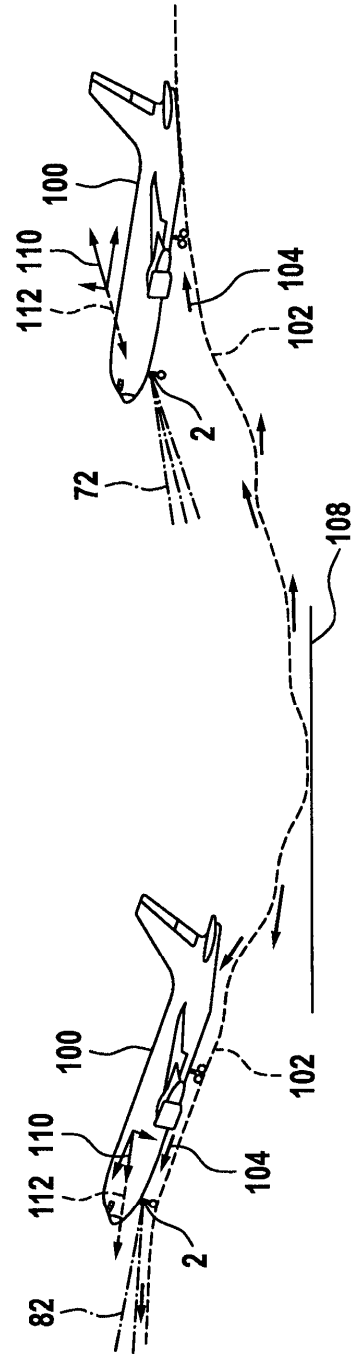
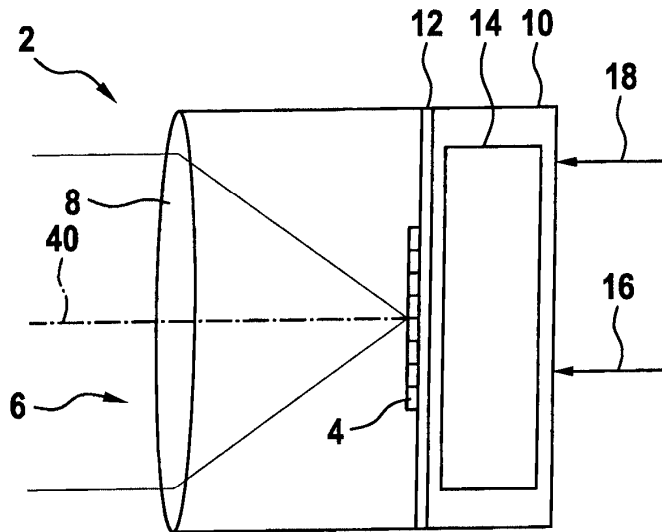


Fig. 3



**Fig. 4A**



**Fig. 4B**

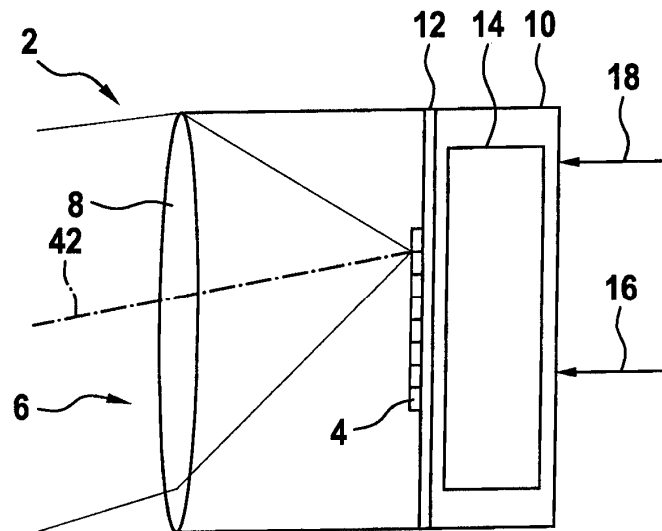


Fig. 5

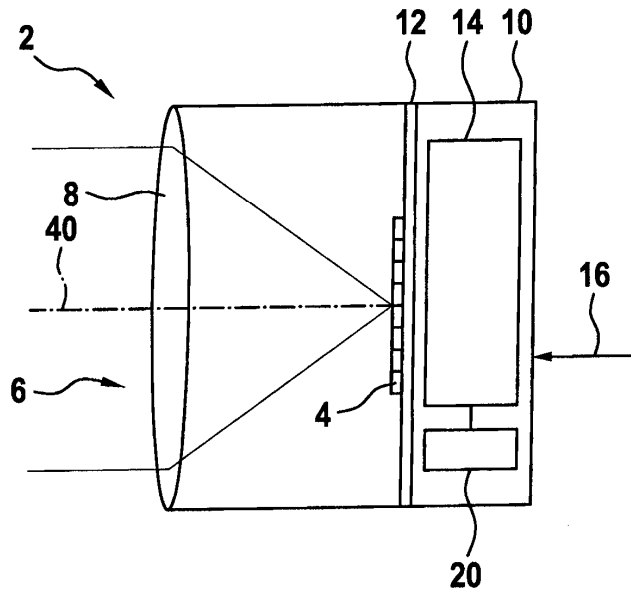
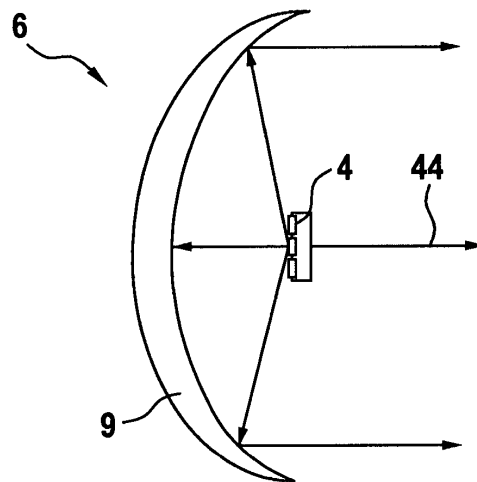
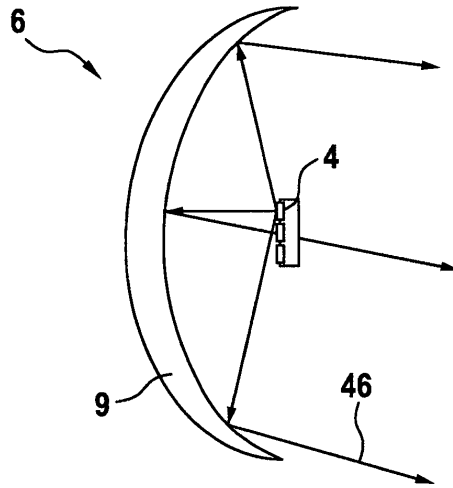


Fig. 6A



**Fig. 6B**



**Fig. 6C**

