



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 364 237**

51 Int. Cl.:
G05D 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **01122189 .2**

96 Fecha de presentación : **17.09.2001**

97 Número de publicación de la solicitud: **1191415**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **27.03.2002**

54 Título: **Sistema de control de vuelo.**

30 Prioridad: **18.09.2000 DE 100 46 007**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
29.08.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
29.08.2011

73 Titular/es: **EADS DEUTSCHLAND GmbH**
81663 München, DE

72 Inventor/es: **Westphal, Peter**

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

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

Sistema de control de vuelo.

5 La invención concierne a un sistema de control de vuelo según el preámbulo de la reivindicación 1.

Los aviones con modernos sistemas de control de vuelo se cuentan entre las prestaciones técnicas pioneras de nuestro tiempo. Pocas tecnologías albergan tal complejidad y perfección para la conversión de conocimientos de ingeniería en la materialización de nuevos sistemas.

10 Por el documento US 5,983,161 y el artículo de HUNGENAHALLY S. K.: "Virtual cockpit: fuzzy neural networks in visual perception", 1995 IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE IN NEURAL NETWORKS PROCEEDINGS, PERTH, WA, AUSTRALIA, vol. 1, 27.11.1995, páginas 27-31 XP002317802, Nueva York, USA, se conocen sistemas de control que le dan recomendaciones de actuación al piloto de un avión.

15 Sin embargo, a pesar de toda la perfección, se producen una y otra vez caídas de aviones. Después de un análisis total del avión se detectan entonces las causas del accidente de aviación producido y se sacan consecuencias de las caídas para poder excluir estas causas mediante procedimientos modificados y variaciones de sistemas para vuelos futuros. Estos resultados han hecho ciertamente más seguro el tráfico aéreo, pero se seguirán produciendo así también nuevos accidentes debido a nuevas causas y a causa de accidente no eliminadas. Las consecuencias de las causas son ya parcialmente conocidas, pero se pueden presentar de nuevo, puesto que no es posible con las técnicas convencionales reaccionar de nuevo correctamente a la combinación de causas de accidente.

20 Esto significa que se pueden repetir sucesos de accidente, ya que el conocimiento obtenido sobre accidentes no se ha implementado suficientemente en los aviones.

Por otro lado, se originan nuevos accidentes debido a nuevas combinaciones de causas imprevistas. Éstas son combinaciones que solo grosso modo pueden ser estimadas de antemano por especialistas, ya que se poseen solamente ideas aproximadas del comportamiento de los sistemas.

30 Asimismo, el comportamiento de los sistemas puede no haber sido incorporado con amplitud suficiente en los análisis, ya que un evento no ha sido considerado como posible hasta que el accidente de aviación debido a que no se han analizado previamente las conexiones transversales de funciones erróneas de los sistemas y del comportamiento de mando humano. Este comportamiento de los sistemas no se ha implementado al menos en un sistema de protección o de aviso y en el mejor de los casos existen informes sobre las repercusiones de las funciones erróneas.

35 En sistemas de control de vuelo conocidos asistidos por ordenador se efectúa un dictamen de las consecuencias de combinaciones de parámetros de vuelo y de sistema obtenidos por medio de una implementación de análisis de seguridad existentes, pero éstos no están integrados activamente en el algoritmo de los sistemas del control de vuelo.

40 Con estos sistemas de control de vuelo es frecuente que el piloto no sea consciente en el momento crítico de la peligrosidad de una situación de vuelo. Y cuando se le avisa al piloto, no se tiene entonces la seguridad de que éste reconozca y ejecute a su debido tiempo la acción que esté adaptada a la situación y que evite el accidente.

45 Cuando se le avisa al piloto en el momento decisivo, éste recibe entonces un torrente de informaciones – importantes y no importantes –, del cual tiene que sacar las consecuencias correctas en una situación de estrés bajo máxima presión de tiempo, a veces con consecuencias fatales.

50 El problema de la invención consiste en crear un sistema de control de vuelo que se instale en la cabina de pilotaje, reconozca automáticamente estados de vuelo críticos para la seguridad y le transmita al piloto a su debido tiempo indicaciones de asesoramiento para corregir estos estados de vuelo.

55 Este problema se resuelve según la invención con las características de la reivindicación 1. En las reivindicaciones subordinadas se indican perfeccionamiento de la invención.

La idea básica de la solución según la invención consiste en implementar adicionalmente en el avión un ordenador que funciona simultáneamente en paralelo con la regulación de vuelo y que, como observador atento, vigila los parámetros de vuelo y de sistemas. En contraste con el registrador de choque, una evaluación de los datos captados se efectúa por expertos en tierra no solo semanas después de un accidente de aviación, sino que, durante el vuelo, se realizan automática y continuamente estimaciones de riesgos con el ordenador y se emiten recomendaciones de actuación para el piloto.

60 Con la solución según la invención todo el conocimiento de los expertos está disponible en tiempo real para el piloto y, por tanto, este conocimiento puede ser el fundamento de decisiones para las importantísimas medidas de prevención de accidentes. El sistema tiene que estar entonces en condiciones de implementar el conocimiento de los ex-

pertos. Y ello exactamente en la forma en que está disponible el conocimiento de los expertos para poder dictaminar sobre tales procesos.

De manera ventajosa, el sistema de control de vuelo según la invención utiliza una lógica difusa (fuzzy logic) que se basa en reglas lingüísticas. Los sistemas difusos son muy tolerantes frente a errores y definiciones de rango y, por este motivo, son más adecuados que el empleo de valores umbral precisos, cuando se trata de obtener una visión general de potenciales estados de sistemas buenos y malos. Los valores umbral precisos fallan al mínimo rebasamiento indefinido de sus rangos de definición.

En particular, precisamente con la lógica difusa se pueden vincular los diferentes parámetros de vuelo y de sistemas. Asimismo, se atenúa con ella la problemática de los valores umbral de aviso existente en sistemas de control de vuelo conocidos, pero sin que entonces se pierda la precisión necesaria. La ventaja últimamente citada se consigue según la invención por medio de una ocupación doble de las reglas en forma convencional y en lógica difusa.

El sistema de control de vuelo según la invención tiene una estructura abierta con la que se pueden implementar nuevos conocimientos sobre accidentes de aviación o nuevas experiencias de sistemas con poco gasto y en forma clara.

Ayudándose del dibujo se explican seguidamente con más detalle ejemplos de realización de la invención.

La figura 1 muestra el principio del sistema de control de vuelo y

La figura 2 muestra la pantalla de visualización del sistema de control de vuelo y

La figura 3 muestra un ejemplo para la generación de un aviso de alto nivel en el sistema de control de vuelo.

El sistema de control de vuelo 1 mostrado en la figura 1 está configurado como un sistema de aviso de cabina de pilotaje que, mediante la evaluación de datos de entrada u_1 a u_n empleando una lógica difusa 2, reconoce potenciales combinaciones de riesgos, asigna prioridades a las informaciones de riesgo reconocidas y le proporciona al piloto, críticamente en tiempo, las más importantes informaciones de prevención de accidentes en forma de una instrucción de actuación 3.

El sistema de control de vuelo según la invención consiste en un ordenador que funciona simultáneamente en paralelo con la regulación de vuelo y que, como observador atento, vigila parámetros de vuelo y de sistemas.

Se basa, por un lado, en conocimientos altamente complejos de complicados análisis de simulación realizados en componentes individuales de aviones, así como de análisis de árbol de defectos. La implementación de este conocimiento se puede realizar de manera barata y favorable en tiempo por medio de la lógica difusa empleada en el sistema de control de vuelo.

Por otro lado, el sistema de control de vuelo se basa en un conocimiento extraordinariamente trivial, tal como, por ejemplo, el hecho de que los valores de velocidad negativos en un avión no pueden ser datos de sensor convenientes. Tal conocimiento no está implementado como una función de protección lógica en sistemas de control de vuelo conocidos, aun cuando se constata en ellos una y otra vez la toma en consideración de tales valores no lógicos en accidentes de avión - por ejemplo, en los accidentes A320 de Varsovia, Lauda Air, X-31 y Birgen Air.

El sistema de control de vuelos según la invención saca conclusiones sobre combinaciones de fallos y medidas de prevención adecuadas a partir de tales datos en sí y de por sí carentes de sentido y además, basándose en ellos, puede tomar decisiones para la conmutación de modos de vuelo.

A continuación, se indican cuatro posibles ejemplos escogidos para el conocimiento analizado a implementar sobre estados de vuelo críticos para la seguridad con indicación de la naturaleza de la fuente de información y la clase de riesgo asociada.

- Evento E1: Cuando la velocidad está entre Mach 0,7 y Mach 0,9 y el ángulo de ataque es superior a 20 grados, y la altura es inferior a 10.000 pies, hay que aumentar entonces la altura de vuelo, ya que, en caso contrario, se presenta una pérdida de estabilidad. Fuente de información: Conocimiento de limitaciones de vuelo. Clase de riesgo 1.

- Evento E2: Ángulos de ataque superiores a 35 grados o masivas variaciones bruscas del ángulo de ataque conducen a la pérdida del avión. La base de las valoraciones son estudios mecánicos de vuelo referentes a la estabilidad. Fuente de información: Conocimiento del sistema del control de vuelo. Clase de riesgo 2.

- Evento E3: Se sabe por los análisis del accidente del X-31 que un tubo Pitot congelado conduce a graves medidas erróneas de datos de velocidad del sistema de control de vuelo que pueden llevar a consecuencia de ellas, en aviones de alta potencia, a una desviación (pérdida de control). Se presentan entonces condiciones carentes de sentido

para los valores de presión Pitot: por ejemplo, ps mayor que pt. Fuente de información: Conocimiento derivado del sistema de datos del aire. Clase de riesgo 1.

- 5 - Evento E4: El tren de aterrizaje tiene que recogerse a velocidades superiores a 300 nudos. Fuente de información: Conocimiento sobre sistemas del tren de aterrizaje. Clase de riesgo 2.

10 Este conocimiento tan diferente es seguido y vinculado según la invención, con integración total, por medio de la lógica difusa. Empleando la lógica difusa no es necesaria la definición y modelación matemáticas exactas de tales procesos, sino que tales bases de conocimientos pueden asumirse directamente en la forma lingüística, pero sin que se pierda entonces la precisión y significado necesarios de la vigilancia de estas manifestaciones. Esto constituye una característica ventajosa de la solución según la invención, puesto que existen ejemplos suficientes de sistemas técnicos complejos en los que no es posible una modelación exacta.

15 Mediante el empleo de reglas individuales que incluyen una información de seguridad cerrada con ocupación de consecuencias individuales para todos los avisos potenciales, se garantiza la capacidad de combinación y la flexible implementación de conocimientos de la base de reglas. Por tanto, la claridad y verificabilidad de la estructura del conocimiento resulta comprobable regla a regla.

20 Si se obtiene un nuevo conocimiento, por ejemplo a partir de un ensayo de vuelo que eventualmente no parece en absoluto conforme con los datos de entrada y salida actuales del sistema del control de vuelo, se puede implementar entonces este conocimiento con una única frase nueva en forma lingüística, con agregación de las entradas y salidas ahora necesarias. Esto deja completamente intacta la estructura de regulación previamente existente y el sistema de control de vuelo se ha enriquecido únicamente con una experiencia que se incorpora automáticamente en la base de conocimientos existente y que, a pesar de todo, se tiene en cuenta en todas las conexiones transversales. Únicamente cuando se activa la regla con su combinación de parámetros especial, esta regla es también activa y su aportación definida en la experiencia de la misma contribuye a la imagen total del proceso de dictamen sobre el avión.

30 Al elegir las magnitudes de entrada se tienen en cuenta las consideraciones siguientes:

- ¿En base a qué datos se obtiene la máxima visión general posible sobre todo el avión?;
- ¿Cómo se representan con la máxima exactitud el estado actual del avión y el estado actual de los sistemas?
- ¿Cómo se obtiene una visión general de estado no filtrada y no falseada sobre funciones erróneas?

35 Hay que considerar si se pueden emplear sistemas de vigilancia ópticos, por ejemplo para las posiciones reales de los alerones o para la posición de vuelo existente real o la aproximación al suelo. Sin embargo, dado que tales sistemas están todavía en estadio de desarrollo y su implementación tropieza actualmente también con límites del hardware de los ordenadores, no se han tenido en cuenta hasta ahora en la solución según la invención; no obstante, pueden integrarse fundamentalmente en el futuro en el campo de magnitudes de entrada elegido.

40 Las magnitudes de entrada elegidas representan todas las señales/datos de vuelo electrónicos disponibles con los que cuenta un avión. Se trata aquí de datos de subsistemas de:

- Datos del sistema de control de vuelo de los FCCs
- 45 - Sensores del sistema de datos del aire
- Datos del sistema de aviso de la aviónica
- Tren de aterrizaje
- Sistemas de conservación de la vida
- Interfaz de la cabina de pilotaje
- 50 - Sistema de armas
- Instrumentación de ensayos de vuelo
- Registrador de choque
- Hidráulica
- Sistemas de carburante (combustible)
- 55 - Accionamientos (EJ200)
- Sensores de estructura (cargas)

60 Para una utilización conforme a la invención de las bases de conocimientos anteriormente citadas en los eventos E1 a E4 se emplean, por ejemplo, en el sistema de control de vuelo los datos de vuelo brutos siguientes:

- 1. ps Presión estática de los transductores de datos del aire (hPa)
- 2. pt Presión total de los transductores de datos del aire (hPa)
- 3. qc Presión diferencial de los transductores de datos del aire (hPa)
- 4. Altitud Altura de la medición de altura del ordenador de datos del aire (pies)
- 65 5. KDAS Velocidad de vuelo calibrada de los ordenadores de datos del aire (nudos)
- 6. Mach Velocidad de vuelo de las mediciones FCC (número Mach)

- 7. AOA Angulo de ataque del avión de las mediciones FCC (grados)
- 8. LG Parámetros del tren de aterrizaje (0,1) retracción/extracción

5 Mediante el empleo de datos diferentes para un único sistema de control y aviso se inaugura un alto grado de flexibilidad y potencial de análisis.

10 Cuando se aplica la lógica difusa, cada regla del sistema de control de vuelo según la invención utiliza solamente los respectivos datos necesarios específicamente para la regla, sin entrar en conflicto con datos no necesarios. Esto simplifica la estructura del sistema de control de vuelo sin que se necesiten para ello de manera costosa unas definiciones de entrada detalladas en el código del ordenador.

15 El flujo de señales de los datos de entrada es evaluado por la lógica difusa regla a regla, independientemente de si éstos son ahora correctos o erróneos. La base de reglas del sistema de control de vuelo se divide frase a frase en experiencias individuales que conservan experiencias de sistemas individuales y sus consecuencias de actuación en cualquier orden de sucesión. Estas reglas representan los conocimientos de los ingenieros de sistemas. Es posible así que una regla necesite solamente una de las señales de entrada o que otra regla necesite varias de las señales para poder sacar conclusiones correctas mediante comparaciones transversales.

20 La difusificación de zonas de vuelo representa un proceso que se puede realizar de manera sencilla sobre una base gráfica y que, después de efectuada la difusificación, se transforma automáticamente por medio del sistema de interferencia difuso en un código de ordenador para el sistema de control de vuelo.

25 Esta transformación se efectúa mediante la presentación de las experiencias en reglas IF – THEN (SI – ENTONCES). Se tienen que definir aquí las condiciones IF con una comunidad de funciones relativas a la respectiva señal de entrada. Mediante combinaciones AND (Y) y OR (O) se pueden unir también en una regla varios parámetros, dado que en la mayoría de los casos una manifestación afecta a una instrucción de actuación solamente cuando se cumplan simultáneamente varias condiciones combinadas. En la parte THEN de las reglas está incluida la consecuencia asociada a la regla.

30 La consecuencia incluye la prioridad correspondiente de la actuación elegida para variar parámetros de vuelo o estados actuales de los sistemas, la determinación de la propia actuación y el riesgo de la combinación de parámetros de sistema y de vuelo.

35 A continuación, se lista un ejemplo de un juego de datos de la base de reglas según la invención que consta de 26 reglas con las notificaciones de aviso, las definiciones de zonas de vuelo y las determinaciones de riesgo totales:

1. If (mach is min) or (alt is altin) or (kdas is kin) or (aoa is aoain) or (landgear is lgin) or (qc is qcin) or (ps is psin) or (pt is ptin) then (risk is low)(aoawarn is low)(overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is low)(lgretractwarn is low)(altwarn is low) (1)
2. If (mach is mst) or (kdas is kst) then (risk is med)(aoawarn is low)(overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is med)(revmodewarn is low)(lgretractwarn is low)(altwarn is low) (1)
- 3.If (mach is mstm) or (kdas is kstm) then (risk is high)(aoawarn is low)(overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is high)(revmodewarn is low)(lgretractwarn is low)(altwarn is low) (1)
- 4.If (mach is mspo) or (kdas is kspo) then (risk is med)(aoawarn is low)(overspeedwarn is med)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is low)(lgretractwarn is low)(altwarn is low) (1)
- 5.If (mach is mspom) or (kdas is kspom) then (risk is high)(aoawarn is low)(overspeedwarn is high)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is low)(lgretractwarn is low)(altwarn is low) (1)
- 6.If (mach is maoal) and (aoa is aoarl) then (risk is med)(aoawarn is med)(overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is low)(lgretractwarni is low)(altwarn is low) (1)
- 7.If (mach is maoa2) and (aoa is aoar2) then (risk is med)(aoawarn is med)(overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is low)(lgretractwarnn is low)(altwarn is low) (1)
- 8.If (mach is maoa3) and (aoa is aoar3) then (risk is med)(aoawarn is med)(overspeedwarn is low)(lowspeedwam is low)(revmodewarn is low)(lgrelractwarn is low) (altwarn is low) (1)

9. If (aoa is aoar4) then (risk is med)(aoawarn is med)
(overspeedwarn is low)(lovspeedwarn is low)(revmodewarn is
low)(lgretractwarn is low)(altwarn is low) (1)
10. If (aoa is aoaepm) then (risk is high)(aoawarn is high)
(overspeedwarn is low)(lovspeedwarn is low)(revmodewarn is
low)(lgretractwarn is low)(altwarn is low) (1)
11. If (aoa is aoaenm) then (risk is high)(aoawarn is high)
(overspeedwarn is low)(lovspeedwarn is low)(revmodewarn is
low)(lgretractwarn is low)(altwarn is low)(1)
12. If (mach is mlgs) and (alt is altlg) and (kdas is klg) and
(landgear is lgout) then (risk is med)(aoawarn is low)
(overspeedwarn is low)(lovspeedwarn is low)(revmodewarn is
low)(lgretractwarn is med)(altwarn is low) (1)
- 13.If (mach is mlgsm) and (alt is altlgm) and (kdas is klgm)
and (landgear is lgout) then (risk is high)(aoawarn is low)
(overspeedwam is low)(lovspeedwarn is low)(revmodewarn is
low)(lgretractwarn is high)(altwarn is low) (1)
- 14.If (qc is qcneg) then (risk is med)(aoawarn is low)
(overspeedwarn is low)(lovspeedwarn is low)(revmodewarn is
med)(lgretractwarn is low)(altwarn is low)(1)
- 15.If (qc is qcnegm) then (risk is high)(aoawarn is low)
(overspeedwarn is low)(lovspeedwarn is low)(revmodewarn is
high)(lgretractwarn is low)(altwarn is low) (1)
- 16.If (alt is altptlow) and (ps is pslow) then (risk is high)
(aoawarn is low)(overspeedwarn is low)(lovspeedwarn is low)
(revmodewarn is high)(lgretractwam is low)(altwarn is low)(1)

17.If (alt is altpshigh) and (ps is pshigh) then (risk is high)
 (aoawarn is low)(overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is low)
 (revmodewarn is high)(lgretractwarn is low)(altwarn is low)(1)

18.If (mach is mlow) and (alt is altptlow) and (pt is pthigh)
 then (risk is high)(aoawarn is low)(overspeedwarn is low)
 (lowspeedwarn is low)(revmodewarn is high)(lgretractwarn is
 low)(altwarn is low)(1)

19.If (mach is mhigh) and (alt is altptlow) and (pt is ptlow)
 then (risk is high)(aoawarn is low)(overspeedwarn is low)
 (lowspeedwarn is low)(revmodewarn is high)(lgretractwarn is
 low)(altwarn is low)(1)

20.If(alt is altlow) then (risk is med)(aoawarn is low)
 (overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is
 low)(lgretractwarn is low)(altwarn is med)(1)

21.If(alt is altlowmax) then (risk is high)(aoawarn is low)
 (overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is
 low)(lgretractwarn is low)(altwarn is high)(1)

22. If(alt is althigh) then (risk is med)(aoawarn is low)
 (overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is
 low)(lgretractwarn is low)(altwarn is med)(1)

23. If(alt is althighmax) then (risk is high)(aoawarn is
 low)(overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is
 low)(lgretractwarn is low)(altwarn is high)(1)

24. If(mach is msr2) and (alt is altsr2) and (aoa is aoasr2)
 then (risk is med)(aoawarn is med)(overspeedwarn is low)
 (lowspeedwarn is low)(revmodewarn is low)(lgretractwarn is
 low)(altwarn is med)(1)

25. If(mach is mlos) and (alt is altlos) and (kdas is klos) and
(aoa is aoalos) then (risk is med)(aoawarn is med)
(overspeedwarn is low)(lowspeedwarn is low)(revmodewarn is low)
(lgretractwarn is low)(altwarn is med) (1)

26.If (mach is mads) and (alt is altads) then (risk is high)
(aoawarn is low)(overspeedwarn is high)(lowspeedwarn is low)
(revmodewarn is med)(lgretractwarn is low)(altwarn is med) (1)

5 La figura 2 muestra la pantalla 4 del sistema de control de vuelo. La pantalla 4 está configurada como una pantalla multifunción de cabeza baja (Multi Function Down Head Display - MHHD). La magnitud de salida fundamental del sistema de control de vuelo indicada en la pantalla es el nivel de riesgo total 5, que se sigue también en línea durante el vuelo.

10 Dado que la manifestación sobre el riesgo total no representa ella sola una protección suficiente contra accidentes, el riesgo total está constituido por todos los potenciales de peligro de las distintas reglas. Los riesgos individuales concernientes a la situación de vuelo actual activan unos pilotos de aviso 6 asociados a ellos y, en combinación con el nivel de riesgo total, activan unas instrucciones de aviso y actuación correspondientes 3, indicándose éstas últimas adicionalmente en una pantalla de cabeza alta (Head Up Display) – no tomada en cuenta en la figura 2 – de la cabina de pilotaje. En una envolvente de vuelo 7 visualizada sobre la pantalla se indica la posición del avión.

15 Para el ejemplo de la base de conocimientos arriba indicada con los eventos E1-E4 se han implementado las funciones siguientes de las magnitudes de salida

20 - Nivel de riesgo total – Magnitud variable de una barra roja
- Pilotos de aviso – Pilotos de aviso rojos ascendentes hasta el pleno valor, que permanecen fijos en rojo al sobrepasarse el valor umbral.

La distribución interna de los pilotos de aviso está realizada aquí como sigue:

25 1. Aviso de altitud
2. Aviso AOA
3. Aviso de pérdida de sustentación
4. Aviso de sobrevelocidad
5. Aviso de MODO REVERSIONARIO
30 6. Aviso de tren de aterrizaje

35 Cada activación de piloto de control incluye el conocimiento de la magnitud individual del potencial de riesgo del aviso específico para el estado momentáneo del vuelo y del sistema. Por tanto, el tamaño de las barras de aviso rojas puede adaptarse en tiempo real sin escalones al riesgo y a la prioridad de actuación. Esta función para riesgos en el intervalo de $0 \leq 1$ es conveniente para el reconocimiento a su debido tiempo de la aproximación a un estado crítico. El valor numérico se tiene en cuenta como fundamento de dictamen de la instrucción de actuación PRINCIPAL (TOP) automática. Con el sistema difuso empleado no se le escatima tampoco al piloto el contenido de información de varios avisos simultáneos. En caso de necesidad, el piloto recibe una indicación precisa de los distintos avisos y su potencial de riesgo en forma de barras rojas ascendentes y descendentes. No obstante, esta función es opcional para no inundar al piloto con informaciones.

40 A partir de un valor de riesgo definido (riesgo ≥ 1) de un aviso individual, el piloto de aviso individual permanece fijado constantemente en rojo en tanto no se caiga por debajo del valor de riesgo. Por el contrario, la instrucción de actuación PRINCIPAL se basa en las ponderaciones continuas relativas de las prioridades de los distintos pilotos de aviso y asume la selección e indicación automáticas de la más importante instrucción de actuación singular.

45 A continuación, se describe con más detalle el esquema de desarrollo para la confección de los avisos y para la selección de las instrucciones de actuación de alto nivel. Se ingresan los datos de entrada y se les emplea como entrada para los conjuntos difusos de las variables de entrada. Las reglas reaccionan solamente a una constelación de parámetros individualmente pertinente. El grado de cumplimiento μ_i representa la medida de la pertinencia de la parte condicional de la regla. Cada uno de los conocimientos de reglas individuales tiene potencialmente acceso a

todos los avisos disponibles. Los avisos por regla $W_{ij} = \mu_i \cdot c_{ij}$ y el riesgo por regla $Riesgo_i = \sum_{j=1,2,\dots,n} W_{ij}$ de-

penden directamente del grado de cumplimiento μ_i y de la constante c_{ij} . En las constantes se reflejan el potencial de peligro de la pertinencia de la combinación de parámetros y la prioridad de los distintos avisos de la regla individual. La regla describe el estado crítico y los avisos/instrucciones de actuación representan la solución del problema. No obstante, la combinación real de parámetros de datos de vuelo es considerada también al mismo tiempo por otras reglas y su base de conocimientos. Estos portadores de conocimientos dictaminan sobre el estado de vuelo atendiendo a sus criterios individuales con sus consecuencias de actuación individuales. En general, se diferencian los grados de cumplimiento de las diferentes reglas para un mismo estado de vuelo.

La imagen total de rango superior sobre el estado del avión se obtiene a partir del dictamen integrado de todas las consecuencias individuales. Un aviso individual A incluye el conocimiento completo de todas las reglas sobre la pertinencia del aviso A. Se obtiene entonces continuamente y sin escalones una medida actual de la pertinencia del aviso A.

Para $Aviso_j = \sum_{i=1,2,\dots,n} W_{ij}$ con $j = A$ e $i =$ número de reglas, esto significa una suma de todas las porciones de aviso referidas a la regla para el aviso A. Las porciones de aviso $W_{ij} = \mu_i \cdot c_{ij}$ varían sin escalones. Una regla 2 recibe, por ejemplo para la actual combinación de parámetros de datos de vuelo, una porción de aviso de 0,3 para el aviso A, ya que esta regla se ha cumplido solamente hasta un 30% $= \mu_i$ ($i = 2$) ($W_{ij} = \mu_i \cdot c_{ij} = 30\% \cdot 1 = 0,3$) e incluso con un cumplimiento del 100% solo se puede lograr como máximo el valor de $1 = c_{ij}$ para el aviso. Por el contrario, la regla 3 puede recibir un valor de aviso máximo $10 = c_{ij}$, correspondiente al análisis de riesgo, con ($i = 3$) para el aviso A. Con un cumplimiento del 100% $= \mu_i$ de esta regla, esto significa que, para la combinación de parámetros de datos de vuelo que cumple completamente la regla 3, se genera el valor de aviso 10 para el aviso A.

Mediante la integración de todos los avisos individuales

$$Aviso_j = \sum_{i=1,2,\dots,n} W_{ij}$$

se obtiene ahora el valor de aviso total de la regla 2 y la regla 3, que corresponde a $10+0,3 = 10,3$ para el aviso A.

Sin embargo, si el aviso A representa también el más importante aviso de la pantalla de cabeza alta para el estado de vuelo actual, esto se puede constatar únicamente por comparación con todos los demás avisos B, C ... N obtenidos análogamente al aviso A.

La obtención del aviso principal $HUDAviso = \max_{j=A,B,\dots,N} (Aviso_j)$ se efectúa mediante una comparación transversal de todos los valores individuales sumados. Además, se tiene que sobrepasar también un valor de riesgo total absoluto

$$Riesgo_{total} = \sum_{i=1,2,\dots,n} Riesgo_i = \sum_{j=A,B,\dots,N} Aviso_j$$

a fin de asegurar que solamente se fijen avisos a partir de una peligrosidad mínima definida. Este valor de riesgo total tiene que impedir avisos erróneos, pero ha de identificar también la función de avisos individuales sumados por debajo del umbral de riesgo para un estado eventualmente crítico.

Las constantes c_{ij} de los campos de aviso $W_{ij} = \mu_i \cdot c_{ij}$ están asociadas a las potenciales de riesgo individuales de la combinación de parámetros. Las constantes de campo de aviso que se pueden conseguir como máximo por medio de ($\mu_i = 1$) representan el índice de riesgo aleatorio asociado como máximo a la situación. El índice de riesgo aleatorio asociado a una regla individual se asocia simultáneamente también al valor del aviso individual de esta regla.

Sin embargo, el proceso completo se representa en un plano de rango superior para el usuario o programador de esta lógica de aviso durante el servicio diario. En frases lingüísticas se tiene que introducir una descripción de una combinación de parámetros crítica y se tiene que determinar también la consecuencia de la actuación. Las constantes se deducen de los análisis de seguridad actuales. Por tanto, la nueva información individual se integra en el controlador del sistema de vuelo y se incorpora automáticamente en la base de conocimientos existente.

Para la determinación de acumulaciones de riesgos se aplica el método de suma Sugeno de las consecuencias de regulación de las reglas individuales. Cada regla puede recibir avisos y riesgos desde 0, sin escalones, hasta el valor máximo ($1 \rightarrow$ MEDIO $+ 10 \rightarrow$ ALTO) $= 11$ como consecuencia de los mismos. Cada salida de regla para una instrucción de actuación específica se suma a la prioridad total de la instrucción de actuación específica.

Como alternativa, se puede utilizar también para esto el método del centro de gravedad. Esto representa una normalización de los valores de consecuencia contados y sumados, pero no puede ejecutar la función de sumas de riesgo necesarias. Sin embargo, este método es adecuado también para la fijación de la prioridad.

El ejemplo mostrado en la figura 3 para la generación de un aviso de alto nivel muestra el modo en que se obtiene por medio del mecanismo difuso SUGENO, a partir de riesgos individuales establecidos, el nivel de riesgo total 5 y la instrucción de actuación 3 - "MODO REV" -. Los datos empleados en este caso son los parámetros de datos de vuelo Mach, altitud y ángulo de ataque.

REIVINDICACIONES

1. Sistema de control de vuelo asistido por ordenador para instalación en la cabina de pilotaje de un avión, que evalúa continua y automáticamente los datos de parámetros de vuelo obtenidos a bordo y comprende una pantalla para
5 indicar informaciones para el piloto obtenidas a partir de la evaluación, en donde el sistema de control de vuelo comprende un ordenador que se implementa en el avión y que funciona simultáneamente en paralelo con la regulación de vuelo del avión, en donde el ordenador, empleando una lógica difusa (2) y recurriendo a bases de conocimientos implementadas en el sistema de control de vuelo (1), realiza continuamente valoraciones de riesgos con respecto a parámetros de
10 vuelo y de sistemas actuales, y en donde los resultados de estas valoraciones de riesgos se presentan sobre la pantalla (4), **caracterizado** porque el sistema de control de vuelo determina riesgos individuales relevantes para el estado de vuelo y, a partir de éstos, establece un riesgo total (5) que se visualiza continuamente como barras luminiscentes sobre la pantalla (4), deter-
15 minándose el riesgo total (5) según el método de suma Sugeno.
2. Sistema de control de vuelo según la reivindicación 1, **caracterizado** porque el sistema de control de vuelo genera automáticamente para el riesgo total determinado (5), en caso de peligro, una instrucción de actuación (3) para el
20 piloto, cuya ejecución puede poner fin el estado de vuelo peligroso.
3. Sistema de control de vuelo según la reivindicación 2, **caracterizado** porque la instrucción de actuación (3) se presenta adicionalmente sobre una pantalla de cabeza alta.

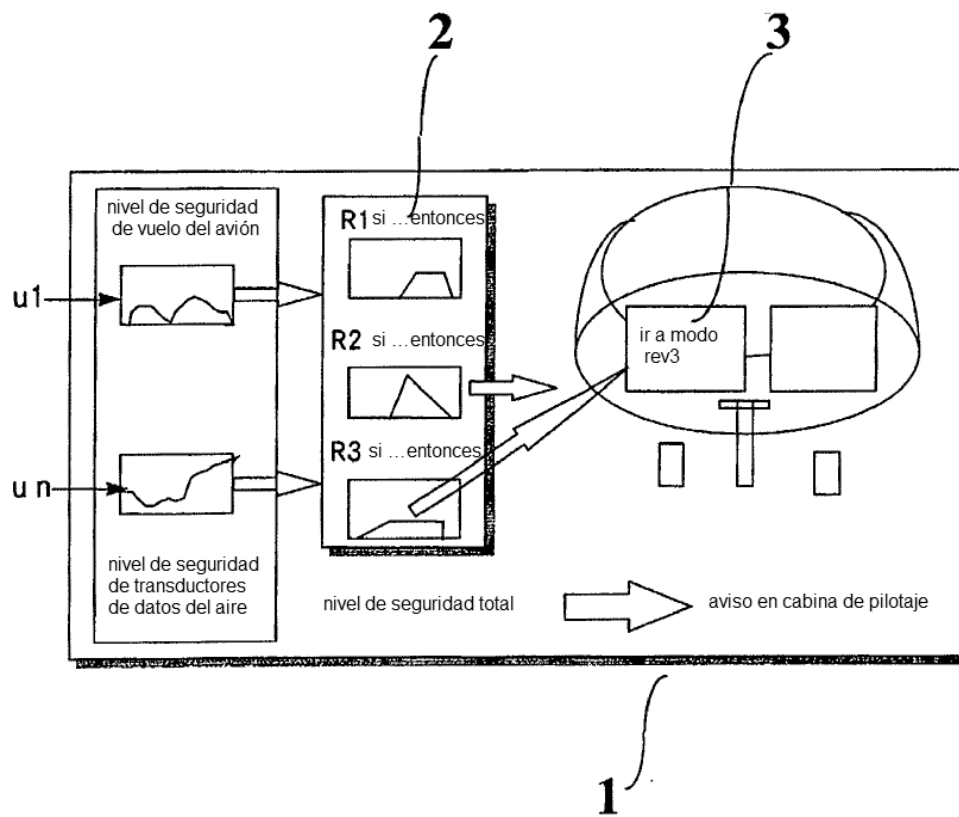
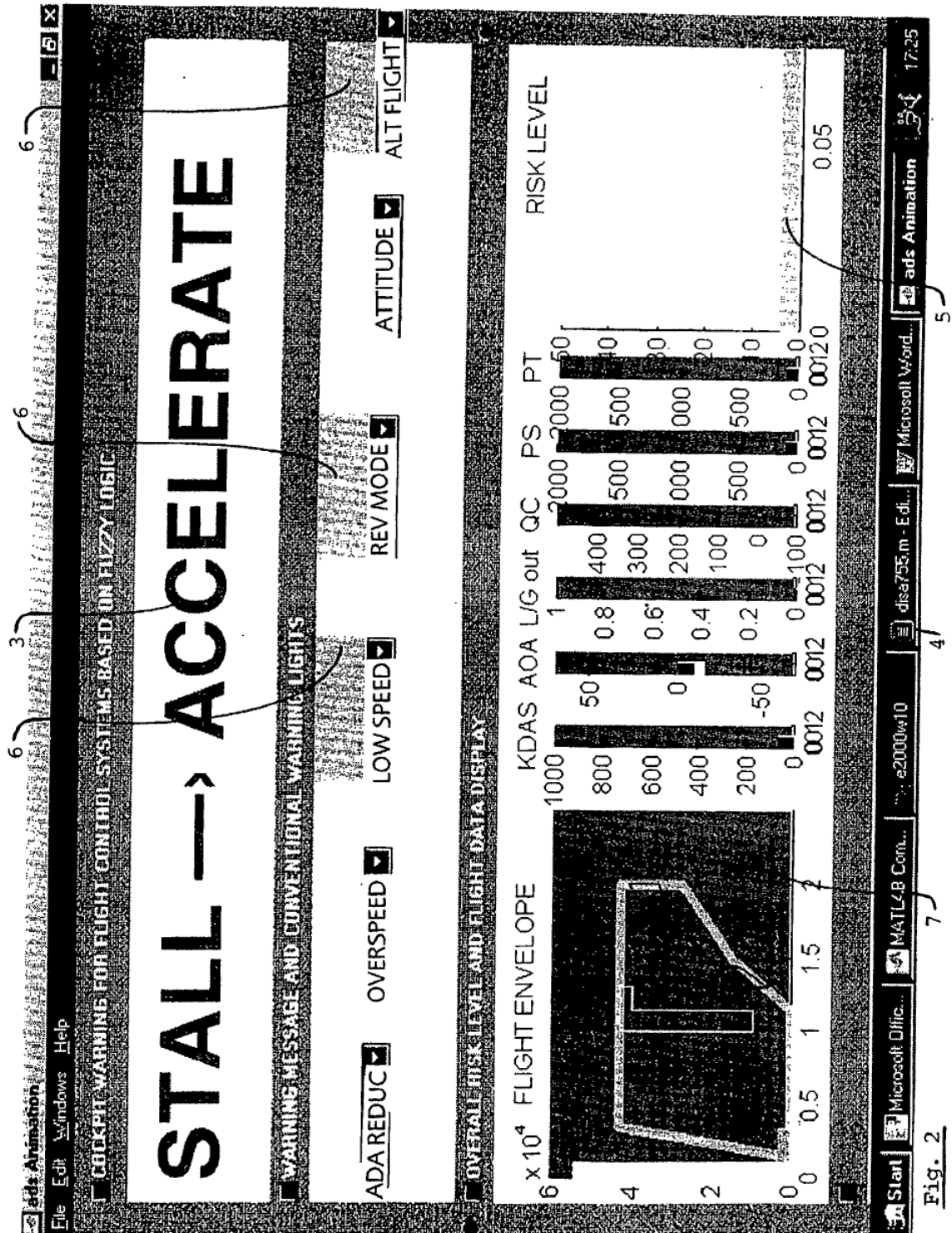


Fig. 1



Antecedente (campo difuso)				Grado de cumplimiento μ		Consecuencia (mecanismo difuso SUGENO)			
Parámetros de datos de vuelo	Mach=	Altitud=	Ángulo de ataque=			REDUCIR VELOCIDAD	MODO REV	REDUCIR AOA	RIESGO f(ÍNDICE DE RIESGO ALEATORIO)
Tiempo = tx1	0.1	0 pies	-400°						
Entrada del controlador difuso	MACH	ALTITUD	AQA			BAJO = 0 MED = 1 ALTO = 10	BAJO = 0 MED = 1 ALTO = 10	BAJO = 0 MED = 1 ALTO = 10	BAJO = 0 MED = 1 ALTO = 10
REGLA 1: SI ... ENTONCES				$\mu_1 = 1.0$		0 1 10			
REGLA 2: SI ... Y ... Y ... ENTONCES				$\mu_2 = 0.1$					

Fig. 3a

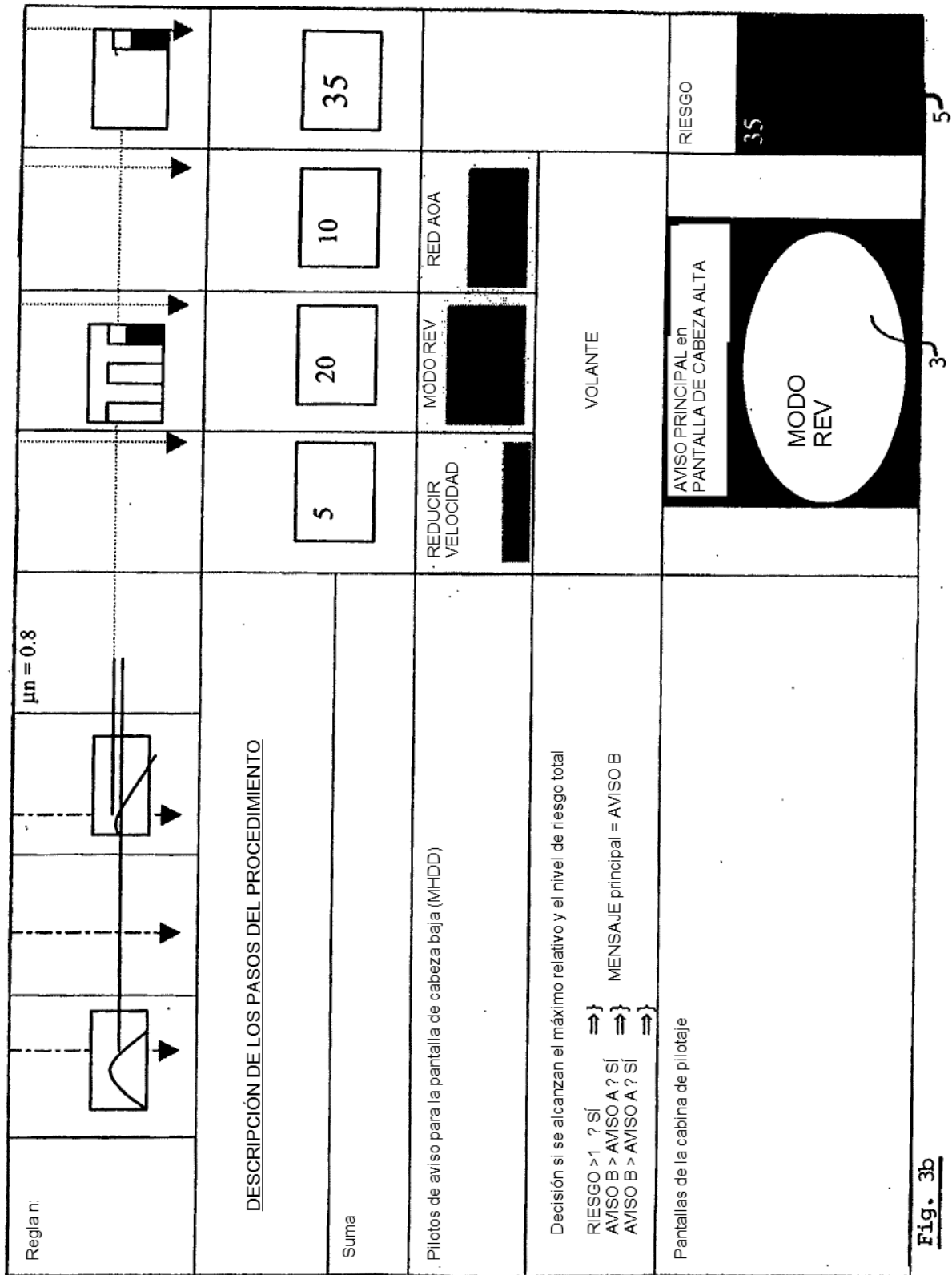


Fig. 3b