

(12) NACH DEM VERTRAG ÜBER DIE INTERNATIONALE ZUSAMMENARBEIT AUF DEM GEBIET DES PATENTWESENS (PCT) VERÖFFENTLICHTE INTERNATIONALE ANMELDUNG

(19) Weltorganisation für geistiges Eigentum
Internationales Büro



(43) Internationales Veröffentlichungsdatum
26. Oktober 2006 (26.10.2006)

PCT

(10) Internationale Veröffentlichungsnummer
WO 2006/111360 A1

(51) Internationale Patentklassifikation:

G01M 5/00 (2006.01) G01L 1/22 (2006.01)
G01L 5/00 (2006.01) G01N 3/36 (2006.01)

GMBH [DE/DE]; Im Tiefen See 45, 64293 Darmstadt (DE).

(21) Internationales Aktenzeichen: PCT/EP2006/003569

(72) Erfinder; und

(22) Internationales Anmeldedatum:

19. April 2006 (19.04.2006)

(75) Erfinder/Anmelder (nur für US): **MATTES, Johannes** [DE/DE]; Max-Von-Seibert-Str. 19, 68259 Mannheim (DE).

(25) Einreichungssprache:

Deutsch

(74) **Anwalt: BEHRENS, Helmut**; Gross-Gerauer Weg 55, 64295 Darmstadt (DE).

(26) Veröffentlichungssprache:

Deutsch

(30) Angaben zur Priorität:

10 2005 018 0123.6 20. April 2005 (20.04.2005) DE

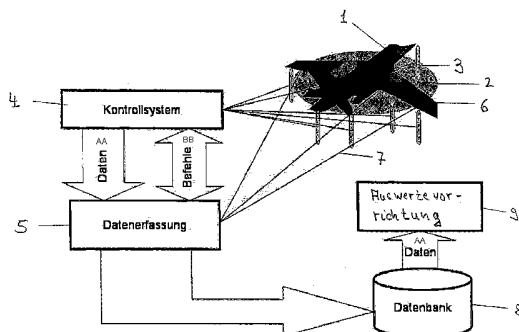
(81) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für jede verfügbare nationale Schutzrechtsart): AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NG, NI,

(71) Anmelder (für alle Bestimmungsstaaten mit Ausnahme von US): **HOTTINGER BALDWIN MESSTECHNIK**

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]

(54) Title: METHOD FOR EVALUATING MEASURED VALUES FOR IDENTIFYING A MATERIAL FATIGUE

(54) Bezeichnung: VERFAHREN ZUR BEWERTUNG VON MESSWERTEN ZUR ERKENNUNG EINER MATERIALERMÜDUNG



4...CHECKING SYSTEM
AA...DATA
BB...COMMANDS
5...DATA ACQUISITION
8...DATABASE
9...EVALUATION DEVICE

(57) Abstract: The invention relates to a method for evaluating measured values for identifying defects due to material fatigue on aircraft parts during which extension sensors (6) are placed at critical locations of an aircraft (1) or on parts thereof. The measured values of these sensors are, at different loading states, recorded, amplified and stored by a number of measuring circuits, and based on these measured values, an evaluation device (9) derives, signals or indicates a material fatigue by comparing actual measured values with previous measured values. The evaluation method is characterized in that the critical aircraft parts (1) are subjected to a multitude of predetermined loading states by a multitude of loading elements (3), and that the extension caused thereby is detected by a multitude of measuring circuits, and the evaluation device (9) forms, for at least each loading state and each measuring circuit, an associated reference value and a permissible limit value range, which is subsequently associated with the actual measured values so that the exceeding of the limit value range depicts an appearance of material fatigue.

(57) Zusammenfassung: Die Erfindung betrifft ein Verfahren zur Bewertung von Messwerten zur Erkennung von Fehlerzuständen durch Materialermüdung an Flugzeugteilen, bei dem an den kritischen Stellen eines Flugzeugs (1) oder deren Teilen Dehnungsaufnehmer (6) angebracht sind, dessen Messwerte bei verschiedenen Belastungszuständen durch mehrere Messschaltungen erfasst, verstärkt und gespeichert werden und aus denen eine Auswertevorrichtung (9) durch Vergleich

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]

WO 2006/111360 A1



NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

(84) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für jede verfügbare regionale Schutzrechtsart): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasisches (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europäisches (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Veröffentlicht:

- mit internationalem Recherchenbericht
- vor Ablauf der für Änderungen der Ansprüche geltenden Frist; Veröffentlichung wird wiederholt, falls Änderungen eintreffen

Zur Erklärung der Zweibuchstaben-Codes und der anderen Abkürzungen wird auf die Erklärungen ("Guidance Notes on Codes and Abbreviations") am Anfang jeder regulären Ausgabe der PCT-Gazette verwiesen.

von aktuellen Messwerten mit vorherigen Messwerten eine Materialermüdung ableitet, signalisiert oder anzeigt. Dabei ist das Bewertungsverfahren dadurch gekennzeichnet, dass von einer Vielzahl von Belastungselementen (3) die kritischen Flugzeugteile (1) mit einer Vielzahl vorgegebener Belastungszustände beaufschlagt werden und dass die dadurch verursachte Dehnungswirkung durch eine Vielzahl von Messschaltungen erfasst wird und die Auswertevorrichtung (9) für wenigstens jeden Belastungszustand und jede Messschaltung einen zugeordneten Referenzwert und einen zulässigen Grenzwertbereich bildet, der nachfolgend mit den aktuellen Messwerten so verknüpft wird, dass die Überschreitung des Grenzwertbereich eine Materialermüdungserscheinung darstellt.

Verfahren zur Bewertung von Messwerten zur Erkennung einer Materialermüdung

Die Erfindung betrifft ein Verfahren zur Bewertung von Messwerten zur Erkennung von Fehlerzuständen durch Materialermüdung an Flugzeugteilen nach dem Oberbegriff des Patentanspruchs 1.

Die meisten tragenden Konstruktionselemente und Baugruppen an Fahrzeugen, Kränen, Flugzeugen und dergleichen werden nicht nur statisch belastet, sondern unterliegen häufig auch dynamischen Beanspruchungen. Dabei können Schäden an den Konstruktionselementen oder Baugruppen nicht nur bei Überschreitung einer statischen Grenzbelastung eintreten, sondern auch durch eine Vielzahl geringer dynamischer Beanspruchungen entstehen, die zu Gefügeveränderungen in den Materialien führen, wodurch es zu Schäden durch Materialermüdung kommen kann. Insbesondere im Flugzeugbau entstehen durch die zyklischen Belastungen in den verschiedenen Flugphasen häufig dynamische Beanspruchungen, die langfristig eine derartige Materialermüdung bewirken. Deshalb werden Flugzeuge routinemäßig nach vorgesehenen Flugstunden durch Ultraschalluntersuchungen oder Röntgenstrahlung auf Materialermüdungsschäden untersucht. Derartige Untersuchungen sind sehr zeitaufwändig und teuer und sollten deshalb nur dann erfolgen, wenn erwartungsgemäß erst mit solchen Schäden gerechnet werden kann.

Deshalb wird bereits während der Entwicklungs- und Konstruktionsphase durch Dauerbelastungstests versucht, die kritischen Stellen an Flugzeugteilen festzustellen, die zu derartigen Ma-

aterialermüdungserscheinungen führen können. Durch derartige Dauerbelastungstests ist es deshalb auch möglich, für jedes individuelle Flugzeug oder dessen Teile eine Flugstundenzahl festzulegen, nach der dann bestimmte Materialermüdungsuntersuchungen durchgeführt werden sollen oder insgesamt eine Maximalflugstundenzahl eines Flugzeugs zu bestimmen, nach der ein Weiterbetrieb wegen Materialermüdungserscheinungen sicherheitsmäßig nicht mehr verantwortbar ist.

Zu derartigen Dauerbelastungstests sind wiederum sehr aufwändige Prüfsysteme notwendig, durch die teilweise die gesamte Lebensdauer eines Flugzeugs simuliert, erfasst und ausgewertet werden muss. Dazu werden teilweise am gesamten Flugzeug oder an dessen kritischen Teilen wie z. B. Rumpf oder Tragflächen bis zu 7.000 Dehnungsmessstreifen appliziert. Dabei wird jeder einzelne Dehnungsmessstreifen meist als Viertelbrücke mit weiteren Ergänzungswiderständen zu einer Wheatstoneschen Messbrücke ergänzt und mit einer drei- bis sechsadrigen Messleitung mit einem Verstärkerkanal einer Verstärkervorrichtung verbunden. Durch eine derartige bis zu 7.000-kanalige Verstärkervorrichtung werden die einzelnen Messsignale verstärkt, digitalisiert und in einer nachfolgenden Speicher- und Rechenschaltung gespeichert und als Messwerte angezeigt oder signalisiert. Bei einem Dauerbelastungstest wird nun das zu untersuchende Flugzeug oder dessen Einzelteile mit einer meist hydraulischen Belastungseinrichtung mit einer wechselnden Belastung beaufschlagt, die dem Flugbetrieb nachgebildet ist. Dabei werden dann sowohl die eingeleiteten Kräfte als auch die dadurch verursachten Dehnungen an den Flugzeugteilen in zeitlichen Abfolgen ermittelt und zur Auswertung gespeichert. Aus dem entsprechenden Dehnungsverlauf an den kritischen Flugzeugteilen nach einer Vielzahl wechselnder Belastungen können dann Materialermüdungserscheinungen festgestellt werden.

Bei einem vergleichsweise überschaubaren Belastungstest von z. B. 1.000 verschiedenen Lastfällen bei nur 2.000 Meßkanälen bzw. Dehnungsmesspunkten sind dann mindestens 2 Mio. Datensätze auszuwerten, die bei einer manuellen Beurteilung einen hohen personellen und zeitlichen Einsatz erfordern, um daraus eine Bewertung zur Erkennung von Materialermüdungserscheinungen abzuleiten.

Eine derartige Vorrichtung zur Überwachung der strukturellen Ermüdung von Flugzeugen und deren Teilen ist aus der EP 1 018 641 B1 bekannt. Dazu werden mit Hilfe der im Flugzeug vorhandenen Instrumente die Größe und deren Anzahl an Turbulenzer eignissen, die Größe und deren Anzahl der durch Flugmanöver anfallenden G-Belastungen, die Anzahl von im Flugzeug aufgetretenen Druckbeaufschlagungszyklen, die Anzahl der Abflug- und Landezyklen sowie die Anzahl der Flügelklappenzyklen erfasst und gespeichert. Diese Daten können zur Beurteilung von Ermüdungserscheinungen vom Flugzeug- oder Wartungspersonal ausgelesen werden. Aus der Anzahl und der gestaffelten Größenangaben kann aber aufgrund manueller Bewertung lediglich eine präventive Untersuchung auf Materialermüdungsschäden eingeleitet werden, aus der dann erst ein Fehlerzustand erkennbar ist.

Aus der EP 0 110 865 A2 ist eine Messvorrichtung zur Überwachung des Schädigungsgrades durch Materialermüdung auch an Flugzeugen bekannt. Dazu sind an den kritischen Stellen der zu überwachenden Flugzeuge und dgl. mehrere Aufnehmer angeordnet, die die Materialbelastung erfassen und diese Signale jeweils über einen separaten Verstärkerkanal einer Abtast- und Halteschaltung und einer gemeinsamen Multiplexer-Schaltung zuführen. Am Ausgang der Multiplexer-Schaltung ist ein Analog-Digital-Wandler angeschlossen, der die Signale einem Vergleicher zuführt und durch den die Signale mit in einem Pufferspeicher abgelegten Extremwerten vergleicht. Mittels einem Zähler oder einem summierenden Speicher einer Auswerteschal-

tung wird insbesondere aus den Extremwerten der Signale ein kumulatives Belastungssignal gebildet, gespeichert und daraus ein Schädigungsgrad berechnet. Dieser ermittelte Schädigungsgrad wird dann fortlaufend mit einem vorgegebenen zulässigen Schädigungsgrad verglichen und bei Überschreitung dieses signalisiert oder angezeigt. Dieses Verfahren ist allerdings nur zur Überwachung des Schädigungsgrades eines in Betrieb befindlichen Flugzeuges geeignet, bei dem zuvor ein vorgegebbarer zulässiger Schädigungsgrad ermittelt worden sein muss, der nur durch aufwändige Dauerbelastungstest an vergleichbaren Flugzeugteilen ermittelbar ist. Dazu werden aufgrund eines derartigen Dauerbelastungstests zwar manuell ein Wöhler-Schaubild mit Schadenslinien erstellt, aus denen entsprechende Grenzlastspielzahlen in Abhängigkeit der Beanspruchungshöhe erkennbar sind und die zur Festlegung des zulässigen Schädigungsgrades dienen.

Der Erfindung liegt deshalb die Aufgabe zugrunde ein Verfahren bereitzustellen, durch das schnell und sehr genau Fehlerzustände in Dauerbelastungstests erkannt werden, die im Betriebszustand zu Schäden durch Materialermüdung an Flugzeugteilen und dergleichen führen können.

Diese Aufgabe wird durch die in Patentanspruch 1 angegebene Erfindung gelöst. Weiterbildungen und vorteilhafte Ausführungsbeispiele sind in den Unteransprüchen angegeben.

Die Erfindung hat den Vorteil, dass die Bewertung von Messwerten zur Erkennung von Fehlerzuständen durch Materialermüdung an Flugzeugen oder deren Teilen selbsttätig durch eine elektronische Auswertevorrichtung erfolgt. Dabei beginnt die Auswertung bereits mit der Durchführung von vorgegebenen Lastzuständen, mit denen die kritischen Flugzeugteile belastet werden und die an den Flugzeugteilen Dehnungserscheinungen hervorrufen, die vorteilhafterweise mit einer Vielzahl von Mess-

stellen erfasst werden. Von Vorteil ist dabei insbesondere die Zeitdauer nach der bereits die Fehlerzustände einer Ermüdungserscheinung erkannt werden können, die bereits nach Abschluss der ersten Wiederholung eines bestimmten Belastungszustandes durch Vergleich der Einzelmesswerte möglich ist.

Die Erfindung hat weiterhin den Vorteil, dass die Fehler durch Ermüdungserscheinungen direkt durch eine Dehnungsmessung an den kritischen Flugzeugteilen feststellbar sind, ohne dass weitere Messungen zur Analyse der Materialstruktur z. B. durch Ultraschall oder Röntgenstrahlung notwendig sind oder Wöhler-schaubilder erstellt werden müssen. Anhand der zeitgleichen Messungen der Dehnung und deren Auswertung kann die notwendige Prüfdauer auf ein Minimum reduziert werden, wodurch sich vorteilhafterweise der Aufwand bei Langzeittests erheblich verringern lässt. Darüber hinaus hat die Erfindung noch den Vorteil, dass Fehlerzustände durch Ermüdungserscheinungen bereits so frühzeitig durch Überschreitung von vorgebbaren Grenzwerten, Linearabweichungen oder Trendverläufen vor einem tatsächlichen Schadenseintritt erfolgen können und sogleich durch kostengünstige Konstruktionsänderungen verhinderbar sind und gleichfalls bei Fortsetzung des Testverlaufs neu bewertet werden können.

Durch die zeitgleiche Auswertung der Belastungszustände hinsichtlich seiner Auswirkungen auf festgestellte Ermüdungserscheinungen können vorteilhafterweise auch sehr genau notwendige Flugzeuginspektionsintervalle oder eine maximal zulässige Haltbarkeitsdauer festgelegt werden, die aufgrund der ausgewerteten Belastungszustände längere Untersuchungsintervalle zulässt als dies beim Zugrundelegen von Erfahrungswerten unter Berücksichtigung notwendiger Sicherheitsaspekte im Flugverkehr möglich ist.

Bei einer besonderen Ausführungsart des Auswerteverfahrens ist vorgesehen, die Auswertung zunächst auf den Einzelmesswertvergleich zu stützen und mit zunehmender Prüfdauer sowohl statistische Auswertungen, Trendbetrachtungen und zusätzlich Linearitätsauswirkungen heranzuziehen, durch die Auswertegenauigkeit kontinuierlich erhöhbar ist, um bereits vor einem Schadenseintritt eine eindeutige und sichere Fehlererkennung von Ermüdungserscheinungen zu ermöglichen, ohne dass der Prüfaufbau geändert oder der Prüfablauf unterbrochen werden müsste. Eine derartige Bewertung von Messwerten zur Erkennung von Fehlerzuständen durch Ermüdungserscheinungen ist nicht nur zur Begutachtung von Neukonstruktionsteilen geeignet, sondern auch zur Abschätzung einer Restlebensdauer von gebrauchten Flugzeugen oder deren Teilen. Dabei ist bei einer weiteren besonderen Ausführungsart des Auswerteverfahrens vorteilhaft, dass besonders kleine Dehnungsmesswerte zur Bewertung unberücksichtigt bleiben, wenn dessen Messfehler mindestens gleich oder größer ist als die Grenzwertbereiche zur Erkennung der Ermüdungserscheinungen, wodurch erst eine sichere und genaue Fehlererkennung ermöglicht wird.

Die Erfindung wird anhand eines Ausführungsbeispiels, das in der Zeichnung dargestellt ist, näher erläutert. Es zeigen:

- Fig. 1: eine schematische Messanordnung zur Erkennung von Fehlerzuständen durch Materialermüdung an Flugzeugen oder deren Teilen;
- Fig. 2: einen Signalflussplan zur Auswertung von Einzelmesswerten durch Vergleich mit einem vorherigen Referenzmesswert;
- Fig. 3: einen Signalflussplan zur Auswertung von Einzelmesswerten durch Vergleich mit einem statistisch ermittelten mittleren Referenzgrundwert;
- Fig. 4: einen Signalflussplan zur Auswertung von Abweichungen der Linearitätskoeffizienten;

- Fig. 5: einen Signalflussplan zur Bewertung der aktuellen Standardabweichung durch Vergleich mit einer Referenzstandardabweichung, und
- Fig. 6: einen Signalflussplan zur Bewertung des Trends eines Messwertverlaufs.

In Fig. 1 der Zeichnung ist eine Messanordnung zur Erkennung von Fehlerzuständen durch Materialermüdung an Flugzeugen oder deren Teilen schematisch dargestellt. Dazu ist das ganze zu untersuchende Flugzeug 1 oder Teile davon auf einer Prüfstands Vorrichtung 2 angeordnet. Das Flugzeug 1 stützt sich dabei auf eine repräsentative Anzahl von Belastungselementen 3 ab, die vorzugsweise als Hydraulikzylinder ausgebildet sind. Dabei sind die Hydraulikzylinder so angeordnet, dass sie die Belastung eines Flugzeugs 1 im Betriebszustand möglichst wirklichkeitsgetreu simulieren können. Dazu sind üblicherweise bei dem dargestellten Kampfflugzeug etwa 120 Hydraulikzylinder 3 vorgesehen, durch die etwa 1.000 verschiedene Belastungszustände angesteuert werden können. Zur Steuerung dieser Belastungszustände ist ein elektronisches Kontrollsystem 4 vorgesehen, das durch eine programmgesteuerte Regelhydraulik die 1.000 verschiedenen Belastungszustände in einer vorgegebenen Reihenfolge über einen längeren Zeitraum von teilweise bis zu einem Jahr ansteuert, wodurch etwa die Flugbelastung eines Kampfflugzeugs während seiner gesamten Lebensdauer von etwa 2.000 Flugstunden nachgebildet werden kann.

In den Hydraulikzylindern 3 sind zusätzlich noch Kraftaufnehmer vorgesehen, mit denen die eingeleiteten Belastungswerte einzeln erfasst und entsprechend einer Sollvorgabe geregelt einleitbar sind. Dazu werden entsprechende Steuerungsbefehle von einer Datenerfassungsvorrichtung 5 dem Kontrollsystem 4 übermittelt und entsprechend die Hydraulikzylinder 3 betätigt. Die in den Hydraulikzylindern 3 angeordneten Kraftaufnehmer sind elektrisch mit dem Kontrollsystem 4 verbunden, so dass

für jeden Belastungszustand die eingeleitete Kraft jedes Hydraulikzylinders 3 als Belastungswert zur Verfügung steht und diese Daten durch die Datenerfassungsvorrichtung 5 abgefragt werden können.

Des Weiteren sind an den vorzugsweise kritischen Flugzeugteilen Dehnungsmessstreifen 6 als Dehnungsaufnehmer appliziert, mit denen die Oberflächendehnung bei einem vorgegebenen Belastungszustand erfasst wird. Dazu werden teilweise an einem Flugzeug bzw. an einem Flugzeugteil bis zu 7.000 Dehnungsmessstreifen 6 appliziert, die mit einer drei- bis sechsadrigen Messleitung 7 mit der Datenerfassungsvorrichtung 5 verbunden sind. Die Datenerfassungsvorrichtung 5 enthält vorzugsweise noch die Ergänzungswiderstände, die mit den Dehnungsmessstreifen 6 eine Wheatstonesche Messbrückenschaltung bilden. Jede Messbrückenschaltung ist in der Datenerfassungsvorrichtung 5 mit einem separaten Verstärkerkanal verbunden, der die erfassten Dehnungsmesssignale verstärkt und in einem nachfolgenden Analog-Digital-Wandler digitalisiert und insgesamt einen Messkanal bzw. eine separate Messschaltung bildet. Bei einem herkömmlichen Prüfzyklus von etwa 1.000 verschiedenen Belastungszuständen bei vorzugsweise 2.000 Messschaltungen werden somit mindestens 2 Mio. Messdatensätze gebildet, die zur Fehlerbeurteilung ausgewertet werden müssen. Deshalb werden die in zeitlicher Abfolge erfassten Datensätze der Messsignale in einer elektronischen Datenbank 8, die als Server oder PC (personal computer) ausgebildet ist, gespeichert.

Zur Analyse und Bewertung der Messwerte ist die Datenbank 8 mit einer programmgesteuerten elektronischen Auswertevorrichtung 9 verbunden, die die erfassten Messdatensätze bzw. Messwerte weitgehend zeitgleich und durch Verknüpfung mit vorherigen Messdatensätzen rechnerisch bewertet, um daraus entstandene Fehlerzustände oder zukünftige Fehlerzustände durch Materialermüdung an kritischen Flugzeugteilen zu erkennen.

Dazu wird beim Beginn eines Prüfverfahrens durch die Kontrollvorrichtung 4 mittels der Hydraulikzylinder 3 ein vorherbestimmter programmgesteuerter Belastungszustand angefahren, durch den eine vorgegebene Belastung in das Flugzeug 1 oder deren Teile eingeleitet wird, die einem bestimmten Flugzustand entsprechen sollen. Dabei werden die einzelnen Hydraulikzylinder 3 in der Regel mit unterschiedlichen Belastungen angesteuert, da die Flugzeugteile im Flugbetrieb auch verschiedenen Belastungszuständen ausgesetzt sind. Die bei diesem ersten Belastungszustand entstehenden Dehnungen an den kritischen Flugzeugteilen werden durch die einzelnen Dehnungsmessstreifen 6 zeitgleich oder synchronisiert in der Vielzahl der Messkanäle als erste Messwertzeile eines bestimmten Belastungszustands erfasst und in der Datenbank 8 gespeichert.

Der Beginn einer Bewertung der Messwerte X_M durch Einzelvergleich ist in Fig. 2 der Zeichnung dargestellt. Beim Beginnsschritt 11 startet das Bewertungsverfahren durch Auslesen der Messwerte bzw. Messdatensätze aus der Datenbank 8 und bildet nach der Referenzmessung im Programmschritt 12 die Auswertevorrichtung 9 daraus im Rechenschritt 13 erste Referenzwerte X_R eines jeweils zugeordneten Messkanals, der einem örtlich identifizierbaren Dehnungsmessbereich zugeordnet ist und damit die Dehnung an einem kritischen Flugzeugbereich in folge der Belastung erfasst. Gleichzeitig wird in der Auswertevorrichtung 9 aus der Referenzmessung für den aktuellen Belastungszustand durch den Rechenschritt 13 ein Grenzwertbereich $n_{GW\%}$ definiert, dessen Abweichung noch keinem Fehlerzustand infolge einer Ermüdungserscheinung darstellen soll. Ein derartiger Grenzwertbereich $n_{GW\%}$ kann je nach Prüfobjekt vom jeweiligen Prüfpersonal als relative Größe von z. B. $n_{GW\%} = \pm 3\%$ vorgegeben werden. Daraus errechnet die Auswertevorrichtung im Rechenschritt 13 z. B. bei einem Messwert X_M von 30 mV/V einen absoluten Grenzwertbereich von $\pm 0,9$ mV/V.

Auf diese Weise werden zeitlich nacheinander eine vorgegebene Anzahl von vorgegebenen Belastungszuständen angesteuert und die jeweiligen zugehörigen Messwerte X_{Mi} in der Datenbank 8 abgespeichert und in der Auswertevorrichtung 9 als erste Referenzmesswerte X_R im Programmschritt 12 bewertet und zwar so lange, bis sich einzelne vorgegebene Belastungszustände wiederholen. Hat die Auswertevorrichtung 9 im Programmschritt 12 festgestellt, dass sich ein Belastungszustand wiederholt, und für den entsprechenden aktuellen Lastfall ein Referenzwert X_R vorhanden ist, so vergleicht sie die neuen aktuellen Messwerte X_M jedes Messkanals im Bewertungsschritt 14 mit den Referenzwerten X_R des gleichen vorherigen Belastungszustands. Überschreitet ein neuer aktueller Einzelmesswert X_M den definierten Referenzgrenzbereich so wird dies für den jeweiligen Messkanal durch Setzen eines Merkers im Programmschritt 15 signalisiert oder durch einen Rückschritt 16 an anderer Stelle angezeigt. Da bei Dauerbelastungstests eine Vielzahl von gleichen Belastungszuständen sich immer wiederholen, kann beispielsweise bei der dauerhaften Überschreitung eines Grenzbereichs nach einer bestimmten Wiederholungszahl des jeweiligen Belastungszustandes auf einen Fehlerzustand durch Ermüdungserscheinung des betreffenden Applikationsbereichs geschlossen werden. Deshalb erfolgt die Anzeige zur Überschreitung des Referenzgrenzbereichs bei Vergleich der Einzelmesswerte X_M nicht nur der Wert der Grenzwertüberschreitung, sondern vorzugsweise auch die Anzahl der durchgeführten gleichartigen Belastungszustände, für die die Grenzbereichsüberschreitung festgestellt wurde.

Zur Verbesserung der Genauigkeit bei der Festlegung des Referenzwertes X_R ermittelt die Auswertevorrichtung 9 bei einer weiteren besonderen Ausbildung des Verfahrens eine Bewertung nach dem sogenannten Grundlinienvergleich aufgrund einer statistischen Anzahl N vorheriger Messungen, das in Fig. 3 der

Zeichnung dargestellt ist. Dazu wird der Auswertevorrichtung 9 vor einem Beginnschritt 17 eine statistische Anzahl N an Messwiederholungen im Wiederholungsschritt 18 eines oder mehrerer Belastungszustände vorgegeben, die dann zur Berechnung eines Referenzwertes \bar{X}_R vorgesehen sind. Während des Auswertevorgangs werden deshalb alle Messwerte X_M zur Berechnung der Referenzgrundlinie eines bestimmten Lastzustands im Rechenschritt 19 so lange aufsummiert, bis die Anzahl N der Messwiederholungen von beispielsweise $N=10$ erreicht ist. Daraus bildet dann die Auswertevorrichtung 9 in dem Rechenschritt 19 durch Mittelwertbildung der Einzelmesswerte X_M einen mittleren Referenzwert \bar{X}_R bzw. eine Referenzgrundlinie. Hierzu wird nachfolgend mit Hilfe eines vorgegebenen Grenzwertbereichs $n_{GW\%}$ von z. B. $\pm 3\%$ in einem weiteren Rechenschritt 20 noch ein absoluter Grenzwertbereich gebildet, in dessen Messwertebereich noch keine Ermüdungserscheinungen feststellbar sein sollen.

Nach Durchführung einer weiteren Messwertwiederholung im Anschluss an die Bildung der Referenzgrundlinie bei z. B. der elften Messwertwiederholung eines bestimmten Belastungszustandes vergleicht die Auswertevorrichtung 9 im Bewertungsschritt 21 den jeweiligen aktuellen Messwert X_{M11} eines bestimmten Messkanals mit dem für diesen errechneten mittleren Referenzwertes \bar{X}_R . Überschreitet dieser elfte Messwert X_{M11} eines bestimmten Belastungszustandes den festgelegten Grenzwertebereich des mittleren Referenzwertes \bar{X}_R im Bewertungsschritt 21, so wird dies durch die Auswertevorrichtung 9 im Merkerschritt 22 als Feststellung eines Ermüdungszustandes des betreffenden Messkanals bewertet und nach dem Rückschritt 23 an anderer Stelle signalisiert oder angezeigt. Durch einen derartigen Verfahrensablauf wird eine wesentliche Genauigkeitsverbesserung des Referenzwertes \bar{X}_R erreicht, der insbesondere beim Beginn einer Messreihe durch Bildung des Referenzwertes X_R aus einem Einzelmesswert X_M noch einer erheblichen Schwankungsbrei-

te unterliegen würde. Deshalb wird durch die Bildung eines Referenzmittelwertes X_R die Bewertungsgenauigkeit erheblich verbessert.

Durch eine weitere Auswertung der Messergebnisse kann ein Fehlerzustand durch Ermüdungserscheinung auch mit Hilfe der Bewertung durch Linearitätskoeffizienten ermittelt werden, das im Signalflussdiagramm in Fig. 4 der Zeichnung dargestellt ist. Dem Bewertungsschema liegt die Erkenntnis zugrunde, dass die in einem bestimmten Flugzeugbereich 1 eingeleitete Belastung durch einen bestimmten Hydraulikzylinder 3 mit den in diesem Bereich erfassten Dehnungen so lange linear sein muss, solange noch keine Schädigung durch Materialermüdung eingetreten ist. Dazu wird die durch jeden Hydraulikzylinder 3 eingeleitete Kraft Y_i nach Beginnschritt 24 vorzugsweise fortlaufend für unterschiedliche Belastungszustände als Referenzkanal im Speicherschritt 25 erfasst und in der Datenbank 8 abgespeichert. Gleichzeitig wird zu diesem Referenzkanal auch der zugehörige Dehnungsmesswert X_i eines bestimmten Messkanals bzw. Messschaltung gespeichert, der im Bereich eines kritischen Flugzeugteils angeordnet ist, der durch den jeweiligen Hydraulikzylinder 3 belastet wird. Durch die Auswertevorrichtungen 9 können diese Werte ins Verhältnis gesetzt werden und ergeben so einen Linearitätsfaktor, der innerhalb gewisser vorgegebener Grenzwerte n_{GW} gleichbleibend sein muss, solange noch keine Ermüdung an den überwachten Flugzeugteilen eingetreten ist.

Zur Erhöhung der Bewertungsgenauigkeit werden die Linearitätskoeffizienten K_i allerdings auf eine statistische Mittelwertbildung bezogen, wie sie im Rechenschritt 26 dargestellt ist, in dem z. B. aus den ersten $N=10$ nacheinander durchgeführten Belastungswerten Y_i und den zugeordneten 10 Dehnungsmessungen X_i durch die Auswertevorrichtung 9 ein Belastungsmittelwert \bar{Y} und Dehnungsmittelwert \bar{X} errechnet wird. Diese Linearitätsko-

effizienten K_L werden im Rechenschritt 26 nach folgender Formel:

$$K_L = \frac{\sum_{i=1+k}^N (x_i - \bar{x}) \times (y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum_{i=1+k}^N (x_i - \bar{x})^2 \times \sum_{i=1+l}^N (y_i - \bar{y})^2}}$$

ins Verhältnis gesetzt und ergeben bei ermüdungsfreien Flugzeugteilen den Linearitätskoeffizienten $K_L=1$. Erst bei einer bestimmten Grenzwertabweichung $n_{GW\%}$ einer derartigen idealen Korrelation von $K_L=1$ ist das Vorliegen einer Ermüdungserscheinung an den entsprechenden Flugzeugteilen feststellbar. Dazu wird in der Auswertevorrichtung 9 noch ein vorgegebener Grenzwertbereich $n_{GW\%}$ von z. B. $n_{GW} = \pm 3\%$ berechnet, der den Korrelationsbereich um 1 angibt, wo noch keine Ermüdungserscheinungen eingetreten sind. Wird nun in einer weiteren Messung eine bestimmte Abweichung von diesen Mittelwerten \bar{X} , \bar{Y} festgestellt, die einen Korrelationsbereich ergeben, der außerhalb dieser Grenzwerte n_{GW} liegt, so wird im Bewertungsschritt 27 eine Nichtlinearität festgestellt und für dieses aktuelle Messwertepaar X_i , Y_i und die zugehörigen Messstellen in einem Merkerschritt 28 ein sogenannter Merker gesetzt, der durch einen Rückschritt 29 an anderer Stelle anzeigbar oder signalisierbar ist.

Bei einem derartigen Prüfvorgang an Flugzeugteilen 1 kann ein Fehlerzustand durch Ermüdungserscheinungen in einer weiteren Verfahrensausbildung auch durch eine Veränderung der Standardabweichung festgestellt werden, so wie diese im Flussdiagramm nach Fig. 5 der Zeichnung dargestellt ist. Dazu werden durch die Auswertevorrichtung 9 nach einer vorgegebenen Anzahl N von z. B. $N=10$ Dehnungsmesswerten X_i die aufgrund von 10 wiederholten Belastungszuständen eines jeden Messkanals ermittelt wur-

den, nach einem bekannten statistischen Rechenverfahren im Rechenschritt 32 daraus eine Standardabweichung σ als Referenzstandardabweichung errechnet. Durch Vorgabe eines zulässigen Referenzstandardabweichungsbereichs n_{GW} werden in der Auswertevorrichtung 9 in einem weiteren Rechenschritt 33 aus der errechneten Referenzstandardabweichung σ_R zwei Grenzwerte n_{GW} von z. B. $n_{GW\%} = \pm 3\%$ gebildet, für die kein Fehlerzustand durch Materialermüdung festgestellt werden soll.

Gleichfalls wird durch die Auswertevorrichtung 9 nach jedem weiteren erfolgten Messvorgang wiederum für eine bestimmte Anzahl vorheriger Belastungszustände jeweils eine aktuelle Standardabweichung σ nach dem gleichen statistischen Rechenverfahren im Rechenschritt 33 ermittelt und mit der Referenzstandardabweichung σ_R im Bewertungsschritt 34 verglichen. Überschreitet die aktuelle Standardabweichung σ die errechneten Grenzwerte $\sigma_{GW} = \pm \sigma_R \times n_{GW}$ für die Referenzstandardabweichung σ_R , so erfolgt durch die Auswertevorrichtung 9 im Merkerschritt 35 das Setzen eines Merkers, der in einem weiteren Rückschritt 36 eine entsprechende Signalisierung oder eine Anzeige in einer Anzeigevorrichtung bewirkt, die einen Fehlerzustand durch Materialermüdung an einem bestimmten Messkanal nach einer ermittelten Anzahl von Belastungszuständen angibt.

Zur weiteren Auswertung der Dehnungsmessergebnisse kann dabei bereits während des Prüfablaufs eine Bewertung eines Trends zu Ermüdungserscheinungen bei bestimmten Messkanälen festgestellt werden, die im Flussdiagramm in Fig. 6 der Zeichnung dargestellt sind. Danach wird zunächst nach dem Beginnschritt 37 aus vorzugsweise mindestens $N=10$ wiederholten Messungen nach einem Wiederholungsschritt 38 eines bestimmten Belastungszustandes eines Messkanals ein Referenzmittelwert \bar{X}_R und daraus eine statistische Referenzstandardabweichung σ_R in der Auswertevorrichtung 9 nach Rechenschritt 39 errechnet. Für diese Referenzstandardabweichung σ_R wird durch die Auswertevorrichtung

9 mit Hilfe eines vorgegebenen Vielfachen n der Standardabweichung σ_R in einem weiteren Rechenschritt 40 ein Standardabweichungsbereich von beispielsweise $n \cdot \sigma_R$ ein Standardabweichungsgrenzbereich ermittelt. Aus den nachfolgenden weiteren Messwerten X_i wird dann im Rechenschritt 40 ein gleitender Mittelwert \bar{X} durch die Auswertevorrichtung 9 errechnet, der sich beispielsweise jeweils aus den letzten 10 Messwerten X_i ergibt. Dieser gleitende Mittelwert \bar{X} wird dann bei allen weiteren Wiederholungsmessungen fortlaufend mit dem Standardabweichungsbereich im Bewertungsschritt 41 verglichen. Dabei ist bereits aus dem Verlauf dieses ermittelten gleitenden Mittelwertes \bar{X} in Bezug auf die Ermüdungserscheinungen ein klarer Trend ableitbar. Sobald allerdings der gleitende Mittelwert \bar{X} den vorgegebenen Standardabweichungsbereich überschreitet bzw. verlässt, so ist dies ein klares Anzeichen, dass in dem betreffenden Messkanal bzw. den erfassten kritischen Flugzeugbereich 1 eine Ermüdungserscheinung auftritt, die im weiteren Verlauf zu einem Schaden führen kann. Bei Überschreitung des errechneten Grenzbereichs durch den gleitenden Mittelwert \bar{X} wird deshalb in einem weiteren Merkerschritt 41 die Grenzwertüberschreitung markiert und in einem Rückschritt 43 einer Signalisierungs- oder Anzeigevorrichtung übermittelt. So kann bereits während des Prüfablaufs ein möglicher Ermüdungsschaden weitgehend vermieden oder sogleich konstruktive Maßnahmen vorgesehen werden, durch die ein Ermüdungsschaden verhindert wird. Im übrigen kann durch eine derartige Ermüdungserkennung bereits während des Prüfablaufs eine kostenintensive Langzeitprüfung abgekürzt werden, die ansonsten bis zu einem Jahr weitergeführt worden wäre.

Insbesondere durch eine Verknüpfung der vorstehenden Trendermittlung mit der Linearitätsabweichung kann bei derart komplexen Konstruktionsteilen wie im Flugzeugbereich sogleich eine Unterscheidung von statischen Überlastungen zu Ermüdungser-

scheinungen oder anderen Fehlerquellen sicher festgestellt werden.

Bei einer besonderen Ausgestaltung eines Bewertungsverfahrens wird die Erkennung von Fehlerzuständen durch Materialermüdung insbesondere dadurch verbessert, dass vorgegebene Messwertabweichungen insbesondere bei kleinen Dehnungsmesswerten insoweit nicht berücksichtigt werden, soweit sie unterhalb der Messwertgenauigkeit liegen. Ein wesentlicher Vorteil der Erfindung liegt darin, dass bei derartigen Vielstellenmessungen von meist mehreren tausend Messstellen bzw. Messkanälen die vorgegebenen zulässigen Grenzbereiche zumeist nur global durch einen relativen Grenzwert vorgebar sind, woraus die Auswertvorrichtung 9 für jeden Referenzmesswert und -messkanal einen absoluten Grenzwert bzw. Grenzwertbereich errechnet und die jeweiligen aktuellen Messwerte während des Prüfablaufs zeitgleich mit diesen vergleicht. Da durch die Vielzahl der Belastungszustände an den Messstellen teilweise nur sehr kleine Messwerte erfasst werden können, deren Messungenauigkeit aber zu höheren Abweichungen führen kann als die zulässige Grenzwertabweichung, kommt es normalerweise zu einer Fülle von Grenzwertüberschreitungen, die aber im Grunde noch keinen Fehlerzustand i. S. d. Materialermüdung darstellen. Deshalb wird für jeden Messkanal aufgrund einer bekannten Messungenauigkeit eine absolute Messsignalabweichung von beispielsweise $\pm 0,5$ mV/V vorgesehen, die jeweils mit der relativen Grenzwertabweichung $n_{GW\%}$ von $\pm 3\%$ und der daraus errechneten absoluten Grenzwertabweichung von z. B. $\pm 0,9$ mV/V verglichen wird. Dabei werden dann aber nur diejenigen Abweichungen zur Fehlererkennung berücksichtigt, deren Grenzwertbereich absolut größer ist als die zulässige Messungenauigkeitsabweichung. Dies führt insbesondere zu einer klareren Bewertung durch die höheren Messwerte, die gerade zur Feststellung der Materialermüdung entscheidend sind.

Eine besonders vorteilhafte Ausgestaltung des Bewertungsverfahrens liegt in der schnellen Bewertung der vielen tausendfachen Messwerte, die bei den vielfältigen Belastungszuständen sogleich nach der ersten Wiederholung eines bestimmten Lastzustands durch Einzelvergleich mit den als Referenzwert vorhandenen Erstmesswert beginnt. Wobei gleichzeitig mit weiteren Wiederholungen von Belastungszuständen durch die Auswertevorrichtung 9 die Berechnung von Mittelwerten gestartet wird, die eine statistische Bewertung und eine Trenderkennung ermöglicht, so dass durch die Verknüpfung aller Bewertungsverfahren durch die kontinuierliche Messwertvergrößerung eine um das Vielfache ansteigende Bewertungsgenauigkeit zur Erkennung von Fehlerzuständen durch Materialermüdung eintritt. Dadurch ist bei einer minimalen Prüfungsdauer eine sehr genaue Fehlererkennung durch Materialermüdung möglich. Insbesondere ist es nur mit einem derartigen Verfahren möglich, in vertretbarer Zeit eine derartige Vielzahl von Messstellen und Messwerten auf Materialermüdungserscheinungen auszuwerten und daraus eine sichere Prognose zu den notwendigen Überprüfungsintervallen oder zur voraussichtlichen Gesamtlebensdauer von gleichartigen Flugzeugen oder deren Teilen anzugeben, die insbesondere die notwendigen Sicherheitsbelange der Luftfahrt berücksichtigen.

Ein derartiges Bewertungsverfahren kann auch für Materialprüfungen auf Materialermüdung bei Konstruktionen außerhalb der Luft- und Raumfahrt angewendet werden, wobei sich die Vielfalt und die Komplexität der Bauteile im Grunde erst aus den widerstreitenden Zielen der Luft- und Raumfahrt ergibt, nach der die Teile ein minimales Gewicht aufweisen sollen und aus Sicherheitsgründen allen möglichen Betriebszuständen für eine vorgesehene Betriebsdauer standhalten müssen. Erst die Vielfalt dieser widerstreitenden Zielsetzung erfordert eine derart komplexe Prüf- und Auswerteanordnung, um Materialermüdungserscheinungen an Flugzeugen oder deren Teilen sicher erkennen zu können.

Verfahren zur Bewertung von Messwerten zur Erkennung einer Materialermüdung

Patentansprüche

1. Verfahren zur Bewertung von Messwerten zur Erkennung von Fehlerzuständen durch Materialermüdung an Flugzeugteilen, bei dem an den kritischen Stellen eines Flugzeugs (1) oder deren Teilen Dehnungsaufnehmer (6) angebracht sind, dessen Messwerte bei verschiedenen Belastungszuständen durch mehrere Messschaltungen erfasst, verstärkt und gespeichert werden und aus denen eine Auswertevorrichtung (9) durch Vergleich von aktuellen Messwerten mit vorherigen Messwerten eine Materialermüdung ableitet, signalisiert oder anzeigt, dadurch gekennzeichnet, dass von einer Vielzahl von Belastungselementen (3) die kritischen Flugzeugteile (1) mit einer Vielzahl vorgegebener Belastungszustände beaufschlagt werden und dass die dadurch verursachte Dehnungswirkung durch eine Vielzahl von Messschaltungen erfasst wird und die Auswertevorrichtung (9) für wenigstens jeden Belastungszustand und jede Messschaltung einen zugeordneten Referenzwert und einen zulässigen Grenzwertbereich bildet, der nachfolgend mit den aktuellen Messwerten so verknüpft wird, dass die Überschreitung des Grenzwertbereich eine Materialermüdungserscheinung darstellt.
2. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass zur Krafteinleitung bei der Durchführung der verschiedenen Belastungszustände mindestens 10 Belastungselemente (3) an den zu prüfenden Flugzeugteilen vorgesehen sind und dass zur Erfassung der verursachten Dehnungswirkung an den kritischen Flugzeugteilen mindestens 100 Dehnungsaufnehmer (6) appliziert und mit

mindestens 100 Messschaltungen verbunden sind, wobei die Belastungselemente (3) von einem Kontrollsystem (4) angesteuert und die Messwerte zyklisch von einer Datenerfassungsvorrichtung (5) erfasst, verstärkt und digitalisiert und von einer angeschlossenen Auswertevorrichtung (9) zur Erkennung von Materialermüdungserscheinungen bereits bei Durchführung des Prüfvorgangs ausgewertet werden.

3. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass die erfassten Dehnungsmesswerte aus den Dehnungsaufnehmern (6) und die erfassten Belastungsmesswerte aus den Belastungselementen (3) in einer Datenbank (8) zwischengespeichert und zur Bewertung von der Auswertevorrichtung (9) ausgelesen und miteinander programmgesteuert verknüpft werden.
4. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass nach den erfassten Dehnungsmesswerten (X_M) für jeden Belastungszustand aus den ersten vorliegenden aktuellen Messwerten für jede Messschaltung diese als Referenzmesswerte (X_R) bewertet werden und daraus durch Vorgabe einer zulässigen Abweichung ($n_{GW\%}$) ein für jeden Referenzwert (X_R) absoluter Grenzwertbereich berechnet wird.
5. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, dass aus den aktuellen Dehnungsmesswerten (X_M) nach jeder Wiederholung eines bestimmten Belastungszustands diese mit den zugehörigen Referenzmesswerten (X_R) verglichen werden und bei Überschreitung des jeweils dafür ermittelten Grenzwertbereichs dies für die betreffende Messschaltung als Materialermüdungserscheinung bewertet wird.

6. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass bei der Wiederholung bestimmter Belastungszustände die zugehörigen Dehnungsmesswerte (X_M) während einer vorgegebenen Wiederholungsanzahl N aufsummiert werden und daraus ein Mittelwert (\bar{X}) gebildet wird, der für weitere aktuelle Dehnungsmesswerte (X_M) einen mittleren Referenzgrundlinienwert \bar{X}_R darstellt und daraus durch Vorgabe einer zulässigen Abweichung (n_{GW}) für jeden Referenzgrundwert (X_R) ein absoluter Grenzwertbereich berechnet wird.
7. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, dass der aktuelle Dehnungsmesswert (X_M), der nach der Wiederholung von N Belastungszuständen die für die Bildung des mittleren Referenzgrundwertes \bar{X}_R vorgesehen sind, erfasst wird, und durch die Auswertevorrichtung (9) mit dem mittleren Referenzgrundwert \bar{X}_R verglichen und bei Überschreitung des ermittelten Grenzwertbereichs dies für die betreffende Messschaltung als Materialermüdungserscheinung bewertet wird.
8. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, dass die Auswertevorrichtung (9) nach dem Erfassen von wenigstens zwei verschiedenen Belastungswerten (y_i) eines bestimmten Belastungselements (3) und den dadurch verursachten zugeordneten Dehnungsmesswerten (X_i) daraus Linearitätskoeffizienten (K_L) bildet und bei einer Abweichung die einen vorgegebenen Grenzbereich überschreitet, dies als Materialermüdungserscheinung bewertet.
9. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, dass aus den Dehnungsmesswerten (X_i) einer vorgegebenen Anzahl N an Wieder-

holungsmesswerten eines bestimmten Belastungszustandes in der Auswertevorrichtung (9) daraus eine Referenzstandardabweichung (σ_R) berechnet und daraus durch Vorgabe einer zulässigen Abweichung ($n_{GW\%}$) für jede Referenzstandardabweichung (σ_R) ein zugehöriger Grenzwertbereich berechnet wird.

10. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach Anspruch 9, dadurch gekennzeichnet, dass in der Auswertevorrichtung (9) nach Wiederholung eines bestimmten Belastungszustandes, der mindestens auf die Anzahl N der für die Bildung der Referenzstandardabweichung folgt, mit Hilfe des aktuellen Dehnungsmesswertes (X_i) eine aktuelle Standardabweichung (σ) errechnet, die mit der Referenzstandardabweichung (σ_R) verglichen wird und bei Überschreitung des zugehörigen Grenzwertbereichs als Materialermüdungserscheinung bewertet wird.
11. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, dass aus den Dehnungsmesswerten (X_i) einer vorgegebenen Anzahl N von Wiederholungsmesswerten eines bestimmten Belastungszustandes in der Auswertevorrichtung (9) daraus die Referenzstandardabweichung (σ_R) berechnet wird und mit Hilfe eines vorgegebenen Vielfaches n der Referenzstandardabweichung (σ_R) ein Grenzwertbereich zur Standardabweichung bildet.
12. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach Anspruch 11, dadurch gekennzeichnet, dass nachdem aus den N zurückliegenden Wiederholungsmesswerten (X_i) fortlaufend ein gleitender Mittelwert (\bar{X}) und daraus eine aktuelle Standardabweichung (σ) errechnet wird, die im folgenden einen Trend darstellt, der bei Überschreitung des Grenzwertbereichs als Materialermüdungserscheinung bewertet wird.

13. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass für jeden erfassten Messwert (X_i) eine absolute Messungenauigkeitsabweichung berechnet und diese mit dem jeweiligen absoluten Grenzwertbereich verglichen wird, wobei der erfasste Messwert (X_i) nur dann zur Bewertung herangezogen wird, wenn der Grenzwertbereich größer als die Messungenauigkeitsabweichung ist.
14. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, dass sogleich nach Beginn des Prüfverfahrens zunächst eine Bewertung nach dem Einzelmesswertevergleich (Patentanspruch 4, 5) und bei entsprechender Anzahl N an Wiederholungsmessungen bestimmter Belastungszustände ein Grundlinienvergleich (Patentansprüche 6, 7), eine Linearitätsbewertung (Patentanspruch 8), sowie eine Bildung der Referenzwerte nach der Standardabweichung (σ) (Patentansprüche 9, 10) und eine Trendbewertung (Patentanspruch 11, 12) erfolgt.
15. Verfahren zur Bewertung von Messwerten nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, dass entsprechend bestimmter Aufgabenstellungen durch die Auswertevorrichtung (9) mindestens zwei verschiedene Bewertungsverfahren so miteinander kombiniert werden, dass die Bewertung möglichst zeitgleich mit der aktuellen Messwarterfassung erfolgt, die Bewertung hinreichend genau ist und die notwendigen Sicherheitsanforderungen in der Luftfahrt erfüllt.

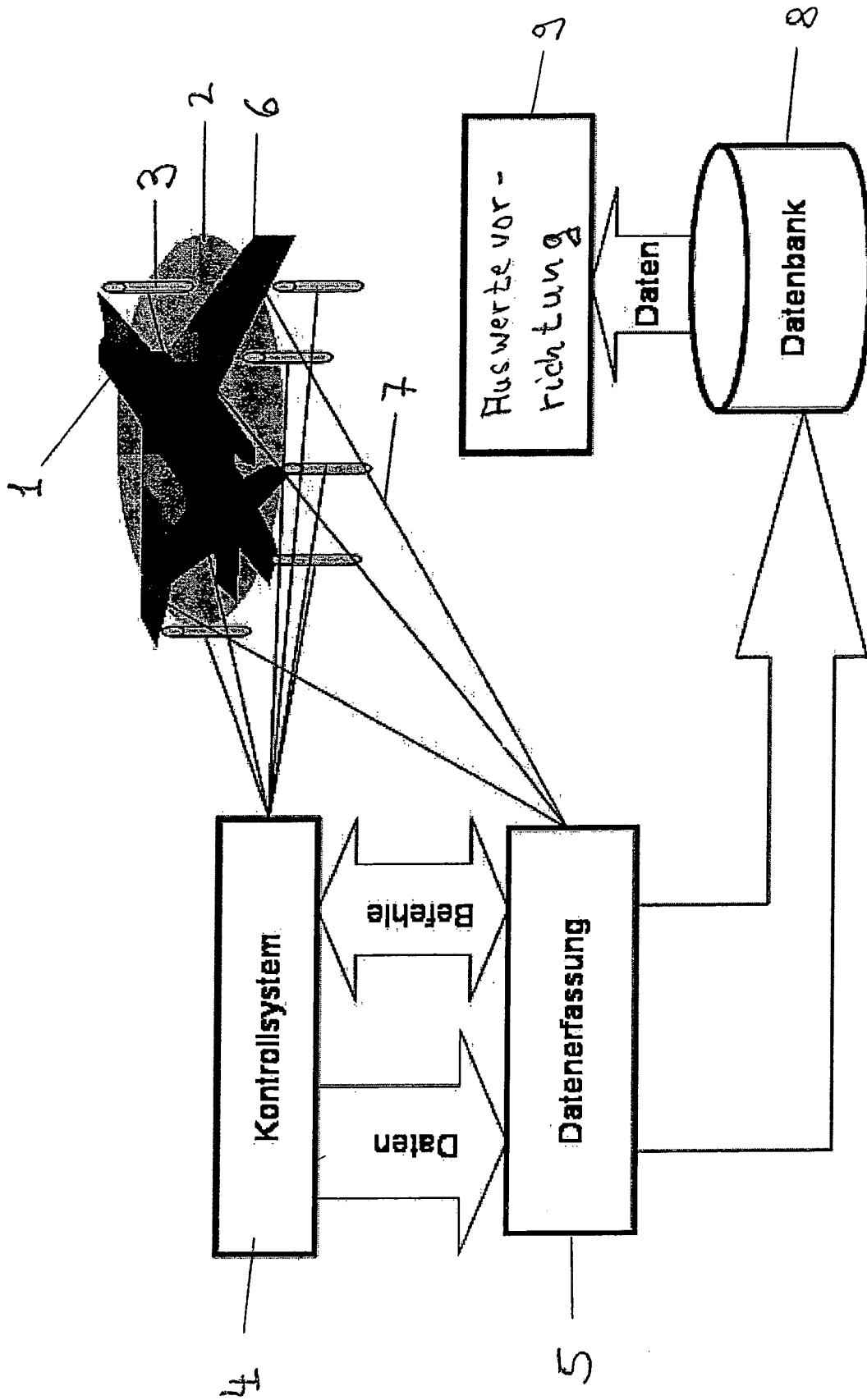


FIG.1

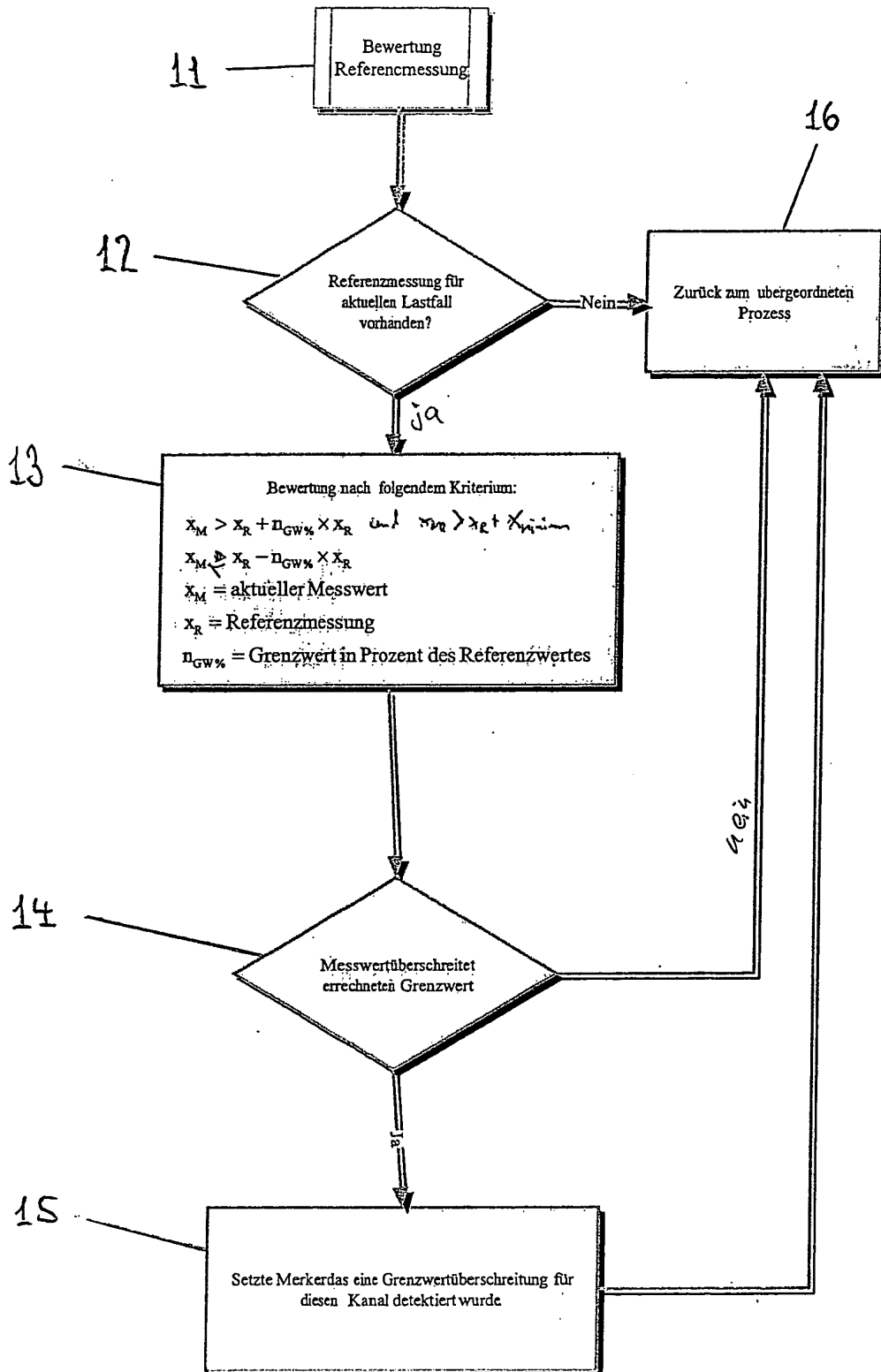


FIG..2

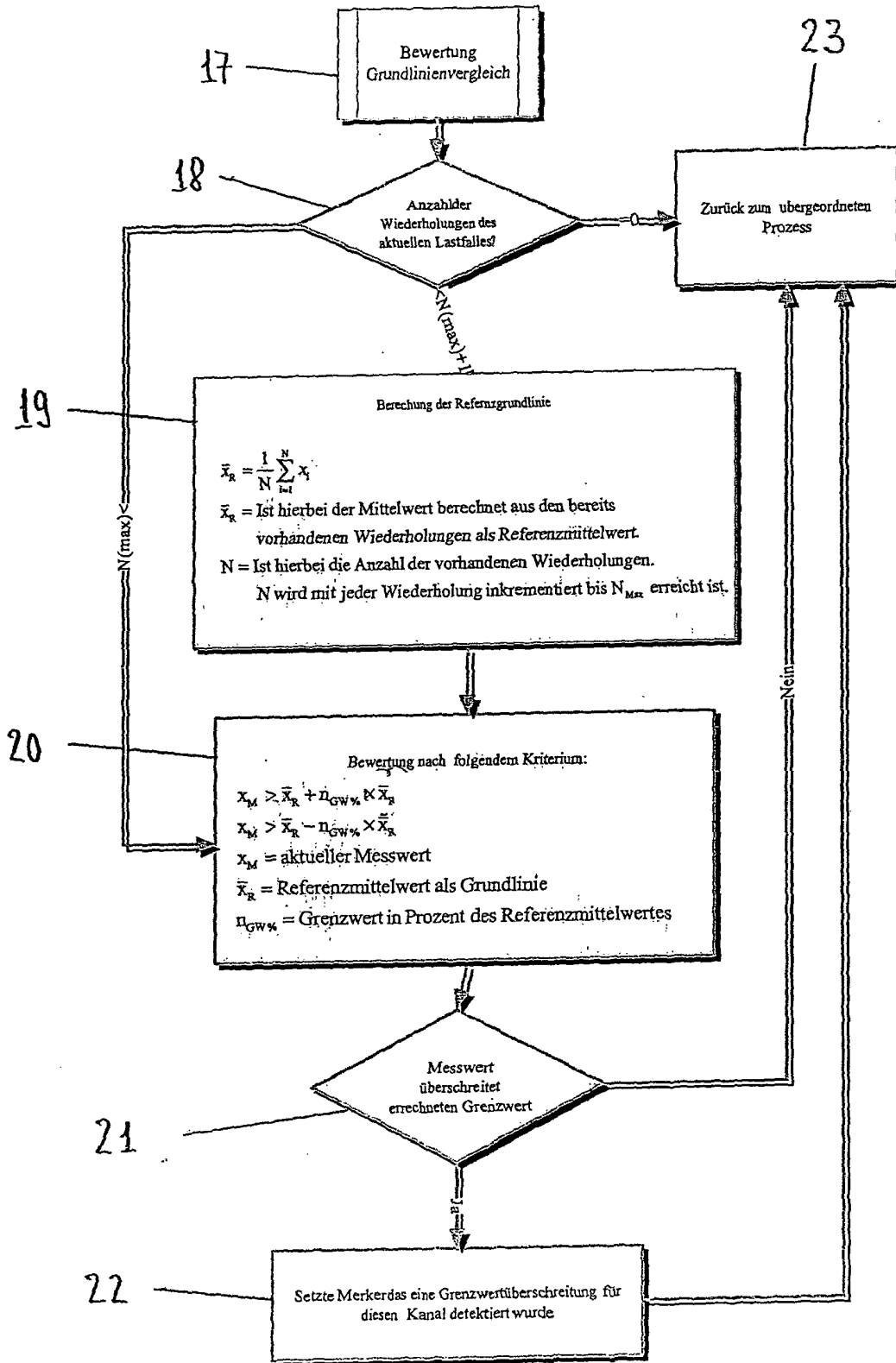


FIG..3

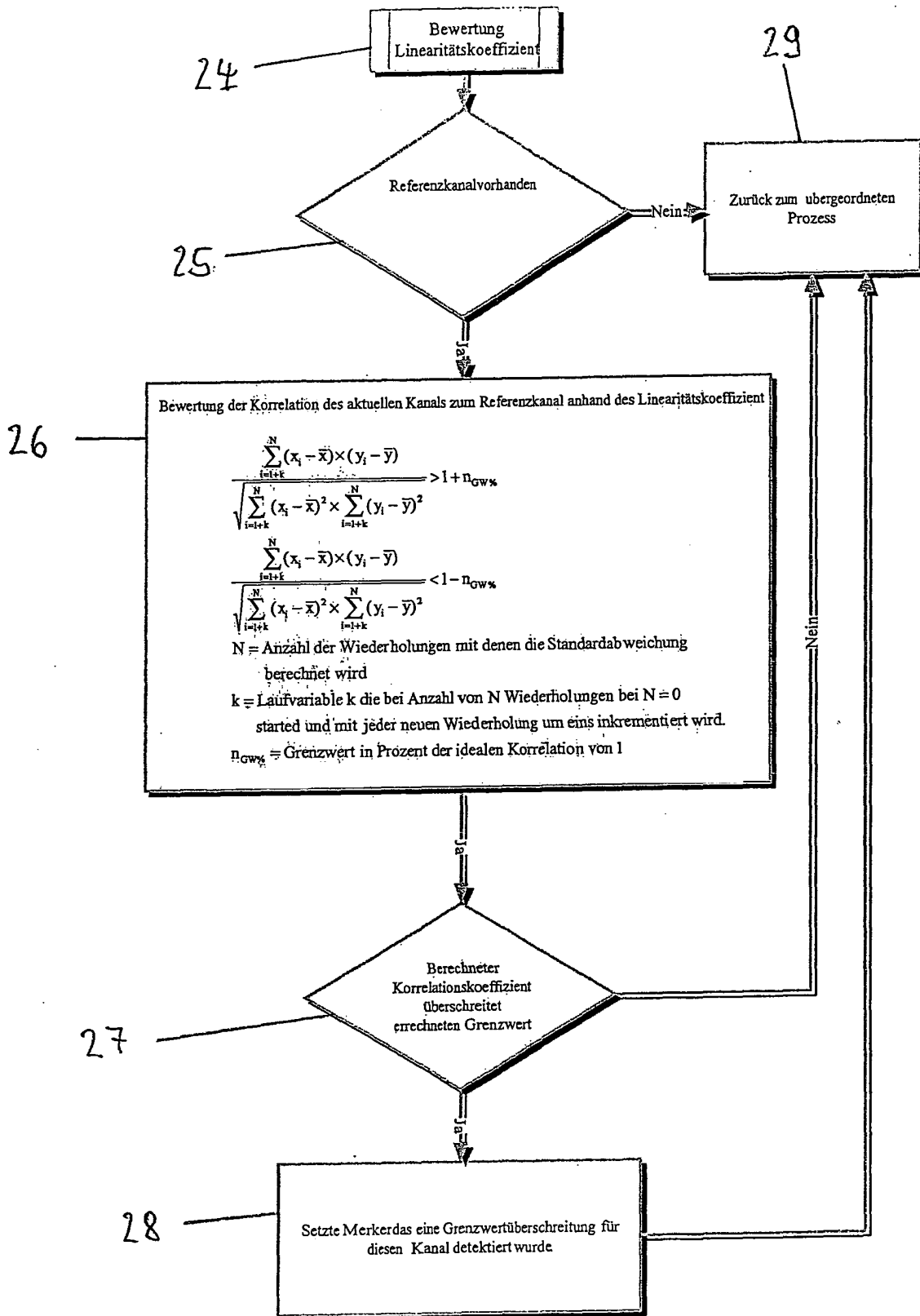


FIG..4

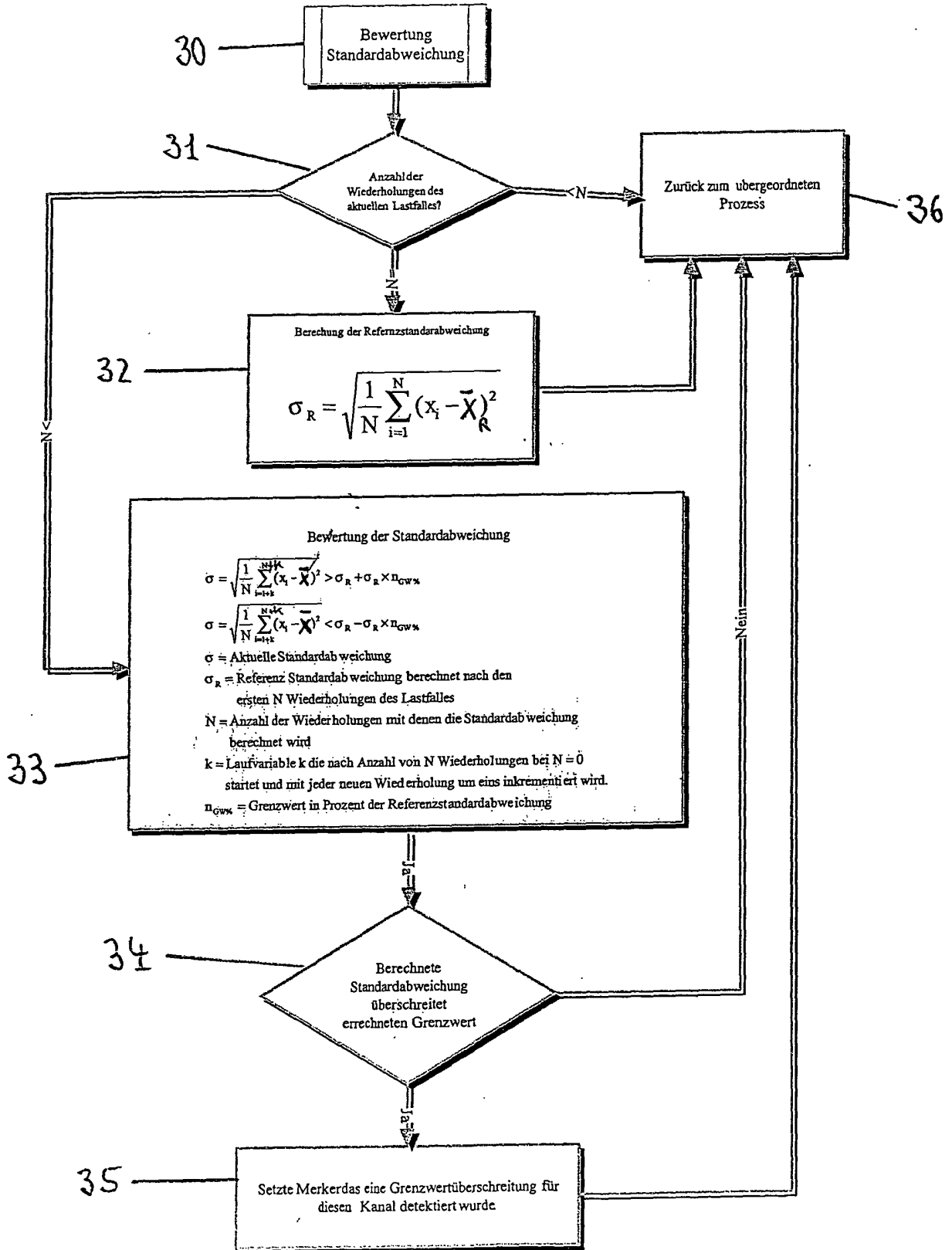


FIG..5

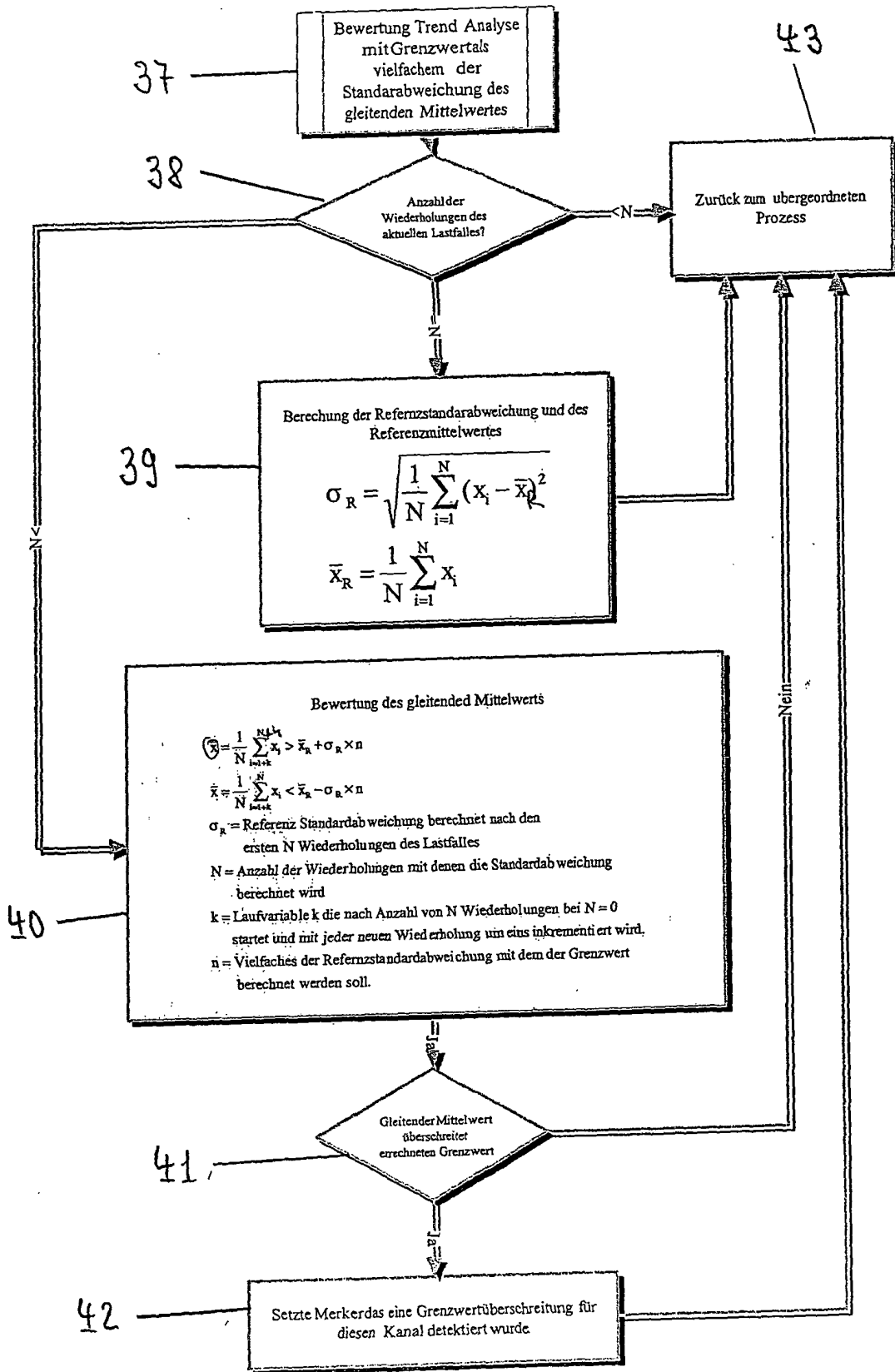


FIG..6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2006/003569

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. G01M5/00 G01L5/00 G01L1/22 G01N3/36

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
G01L G01M G01N G07C G06F

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data, PAJ

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 4 336 595 A (ADAMS ET AL) 22 June 1982 (1982-06-22) column 5, lines 54-63 column 6, lines 10-15 figures	1-3, 15
X	US 4 215 412 A (BERNIER, JOSEPH L ET AL) 29 July 1980 (1980-07-29) abstract column 5, line 45	1-3, 8, 15
A	US 6 480 792 B1 (PRENDERGAST TERENCE) 12 November 2002 (2002-11-12) abstract figures	1-3, 15
	----- -/--	

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

- *A* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- *E* earlier document but published on or after the international filing date
- *L* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- *O* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- *P* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- *T* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- *X* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- *Y* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
- * & * document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

2 August 2006

Date of mailing of the international search report

25/08/2006

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Cilissen, M

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2006/003569

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	EP 1 018 641 A (HONEYWELL INC) 12 July 2000 (2000-07-12) cited in the application the whole document -----	1-15
A	EP 0 110 865 A (VOEST-ALPINE AKTIENGESELLSCHAFT) 13 June 1984 (1984-06-13) cited in the application the whole document -----	1-15

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2006/003569

Patent document cited in search report	Publication date	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 4336595	A	22-06-1982	NONE	
US 4215412	A	29-07-1980	NONE	
US 6480792	B1	12-11-2002	AU 6355499 A EP 1123536 A1 WO 0025272 A1 JP 2002528731 T	15-05-2000 16-08-2001 04-05-2000 03-09-2002
EP 1018641	A	12-07-2000	DE 69901019 D1 DE 69901019 T2 US 6289289 B1	18-04-2002 02-10-2002 11-09-2001
EP 0110865	A	13-06-1984	AT 387464 B AT 397682 A	25-01-1989 15-06-1988

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Internationales Aktenzeichen

PCT/EP2006/003569

C. (Fortsetzung) ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN

Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
A	EP 1 018 641 A (HONEYWELL INC) 12. Juli 2000 (2000-07-12) in der Anmeldung erwähnt das ganze Dokument -----	1-15
A	EP 0 110 865 A (VOEST-ALPINE AKTIENGESELLSCHAFT) 13. Juni 1984 (1984-06-13) in der Anmeldung erwähnt das ganze Dokument -----	1-15

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Angaben zu Veröffentlichungen, die zur selben Patentfamilie gehören

Internationales Aktenzeichen

PCT/EP2006/003569

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
US 4336595	A	22-06-1982	KEINE
US 4215412	A	29-07-1980	KEINE
US 6480792	B1	12-11-2002	AU 6355499 A 15-05-2000 EP 1123536 A1 16-08-2001 WO 0025272 A1 04-05-2000 JP 2002528731 T 03-09-2002
EP 1018641	A	12-07-2000	DE 69901019 D1 18-04-2002 DE 69901019 T2 02-10-2002 US 6289289 B1 11-09-2001
EP 0110865	A	13-06-1984	AT 387464 B 25-01-1989 AT 397682 A 15-06-1988