



SCHWEIZERISCHE EIDGENOSSENSCHAFT
EIDGENÖSSISCHES INSTITUT FÜR GEISTIGES EIGENTUM

(11) **CH** **717 077 A1**

(51) Int. Cl.: **B64C 27/12** (2006.01)
B60L 50/61 (2019.01)

Patentanmeldung für die Schweiz und Liechtenstein

Schweizerisch-lichtensteinischer Patentschutzvertrag vom 22. Dezember 1978

(12) **PATENTANMELDUNG**

(21) Anmeldenummer: 00103/20

(71) Anmelder:
kopter group ag, Flugplatzareal 10
8753 Mollis (CH)

(22) Anmeldedatum: 29.01.2020

(72) Erfinder:
Andreas Wilfried Dummel, 85662 Hohenbrunn (DE)
Johann Werner Hettenkofer, 85521 Ottobrunn (DE)
Detlev Matthias Even, Kailua HI 96734 (US)

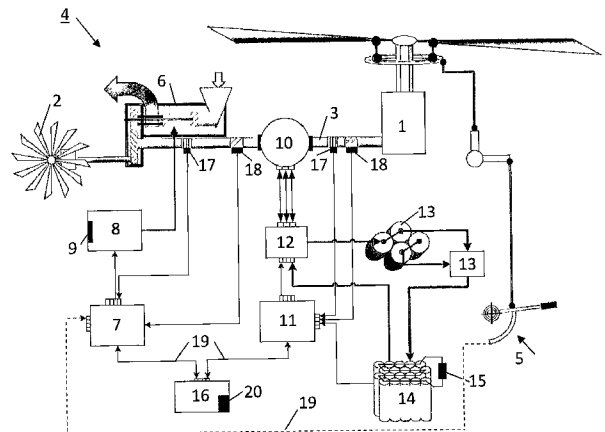
(43) Anmeldung veröffentlicht: 30.07.2021

(74) Vertreter:
Keller Schneider Patent- und Markenanwälte AG (Zürich),
Beethovenstrasse 49 Postfach
8027 Zürich (CH)

(54) **Hybridantriebssystem eines Helikopters.**

(57) Die Erfindung betrifft ein Hybridantriebssystem (4) mit Steuerungen und einer Antriebswelle (3) eines Helikopters mit einem Hauptrotor (1), welches eine von einem Piloten vorgegebene Fluglage stabil halten kann. Dieses umfasst eine Pilotensteuerung (5), einen Verbrennungsmotor (VM) (6) und einen Elektromotor (EM) (10), die beide direkt an der Antriebswelle (3) angreifen. Der VM (6) ist mit einer VM-Steuerung (7) verbunden, um die nötige Antriebskraft an der Antriebswelle (3) bereitzustellen. Zudem ist der EM (10) über einen Stromrichter (12) mit einer Batterie (14) verbunden, sodass der EM (10) durch die Ladung der Batterie (14) betrieben oder die Batterie (14) durch die mechanische Leistung am EM (10) geladen werden kann. Eine mit dem Stromrichter (12) verbundene EM-Steuerung (11) kann den Stromrichter (12) entsprechend regeln. Erfindungsgemäss sind an der Antriebswelle (3) ein Drehmomentsensor (17) und ein Drehzahlmesser (18) angeordnet, welche im Betrieb Daten an die VM-Steuerung (7) und die EM-Steuerung (11) übermitteln. Die VM-Steuerung (7) mit dem VM (6) ist jederzeit autark in der Lage, die erforderliche Drehzahl an der Antriebswelle (3) zu erreichen, um eine von der Pilotensteuerung (5) vorgegebene Fluglage stabil zu halten. Die EM-Steuerung (11) kann die Antriebswelle (3) mittels EM (10) zusätzlich antreiben oder bremsen, wodurch die VM-Steuerung (7) automatisch die Leistung am VM (6) an die neue resultierende Leistungsanforderung an der Antriebswelle (3) anpasst. In der EM-Steuerung (11) ist eine Direktive gespeichert, sie solle stets eine derartige Antriebs- oder Bremskraft auf die Antriebswelle (3) ausüben, welche eine

optimale Drehzahl an der Antriebswelle (3) hält, um dadurch die optimale Motorenleistung des VMs (6) zu erreichen. Der Wert dieser optimalen Drehzahl in dazu von der EM-Steuerung (11) abrufbar.



Beschreibung

Technisches Gebiet

[0001] Die Erfindung betrifft ein Hybridantriebssystem mit Steuerungen und einer Antriebswelle eines Helikopters mit einem Hauptrotor mit einem Getriebe und einem Heckrotor, welches eine von einem Piloten vorgegebene Fluglage stabil halten kann. Es umfasst eine Pilotensteuerung, einen Verbrennungsmotor (VM) und einen Elektromotor (EM), die beide direkt an der Antriebswelle angreifen. Der VM ist mit einem Treibstofftank und einer VM-Steuerung verbunden, welche die Treibstoffzufuhr aus dem Treibstofftank zum VM regeln kann, um die nötige Antriebskraft an der Antriebswelle bereitzustellen. Zudem ist der EM über einen Stromrichter und eine Ladeeinheit mit einer Batterie verbunden, sodass der EM durch die Ladung der Batterie betrieben oder die Batterie durch die mechanische Leistung am EM geladen werden kann, wodurch die Antriebswelle jeweils entweder angetrieben oder gebremst würde. Eine mit dem Stromrichter verbundene EM-Steuerung kann den Stromrichter regeln, um eine erforderliche Antriebs- oder Bremskraft an der Antriebswelle bereitzustellen. Die Erfindung betrifft zudem ein Verfahren zum Betreiben eines solchen Hybridantriebssystems.

Stand der Technik

[0002] Wie in der Fahrzeugindustrie ist auch bei Helikoptern der Antrieb mit zusätzlichem Elektromotor, insbesondere mit Hybridantrieb, bekannt.

[0003] Ein ähnliches System wie oben beschrieben ist aus der US 2017/0225573 A1 bekannt. Es umfasst einen Verbrennungsmotor und einen Elektromotor, der zwischen dem Verbrennungsmotor und dem Getriebe des Hauptrotors angeordnet ist. Dasselbe ist bei der US 2018/0354635 A1 der Fall. Diese beschreibt auch ein Verfahren, welches mit verschiedenen Computersystemen die Aufteilung zwischen dem Verbrennungsmotor und dem Elektromotor regelt.

Darstellung der Erfindung

[0004] Es ist die Aufgabe der vorliegenden Erfindung, eine Vorrichtung zu beschreiben, mit der ein möglichst sicherer Betrieb des Helikopters gewährleistet werden kann. Es ist eine weitere Aufgabe der Erfindung, ein Verfahren anzugeben, gemäss dem der sichere Betrieb durchgeführt werden kann.

[0005] Die Aufgaben werden gelöst durch die Merkmale der unabhängigen Patentansprüche. Weitere vorteilhafte Ausführungen sind in den jeweiligen Unteransprüchen angegeben.

[0006] Erfindungsgemäss sind bei einem eingangs erwähnten Hybridantriebssystem an der Antriebswelle je mindestens ein Drehmomentsensor und ein Drehzahlmesser angeordnet, sodass die VM-Steuerung und die EM-Steuerung im Betrieb Daten von mindestens je einem Drehmomentsensor und von einem Drehzahlmesser erhalten können. Zudem ist vorzugsweise eine direkte Verbindung zwischen Pilotensteuerung, der VM-Steuerung und der EM-Steuerung eingerichtet. Diese wird lediglich gebraucht, um den VM zu starten und herunter zu fahren. Eine indirekte Verbindung existiert stets über die Fluglage des Helikopters, insbesondere über das Verhalten der Antriebswelle, wodurch sich die Leistungsanforderung im Normalbetrieb ausrichtet.

[0007] Die EM-Steuerung ist derart eingerichtet, dass sie die Antriebswelle mittels EM zusätzlich antreiben oder bremsen kann, wodurch die VM-Steuerung automatisch die Leistung am VM an die neue resultierende Leistungsanforderung an der Antriebswelle anpassen kann, und dies im Betrieb auch tut.

[0008] Wichtig ist, dass die VM-Steuerung mit dem VM jederzeit autark in der Lage ist, die erforderliche Drehzahl an der Antriebswelle zu erreichen, um eine von der Pilotensteuerung vorgegebene Fluglage stabil zu halten. Dies bedeutet, dass jeder Helikopter mit seinem VM derart mit einem EM und einer EM-Steuerung ausgerüstet werden kann, ohne dass in das bestehende System der VM-Steuerung eingegriffen werden muss. Dies hat zur Folge, dass im Fall eines Systemfehlers, wenn der EM oder die EM-Steuerung ausfallen, der Helikopter normal nur mit dem VM geflogen werden kann.

[0009] Im erfindungsgemässen Hybridsystem muss zudem die optimale Drehzahl für das Rotor-System eingehalten werden, wobei die erforderliche Leistungsabgabe, bei welcher der VM den höchsten Wirkungsgrad erreicht, gespeichert und für die EM-Steuerung abrufbar ist. Zudem ist eine erste Direktive gespeichert, welche im normalen Flug der EM-Steuerung vorgibt, eine jeweils derartige Antriebs- oder Bremskraft auf die Antriebswelle auszuüben, welche die bekannte, optimale Drehzahl an der Antriebswelle erreicht. Dadurch wird gewährleistet, dass die optimale Motorenleistung des VMs stets erreicht wird.

[0010] Der EM ist vorzugsweise zwischen dem VM und dem Getriebe des Hauptrotors angeordnet. Dies führt zu einer höheren Drehzahl und somit zu einem höheren Drehmoment an der Antriebswelle.

[0011] Das Verfahren zum Betreiben eines solchen Hybridantriebssystems zeichnet sich dadurch aus,

- dass Steuerbefehle eines Piloten mit Angaben über die jeweils erforderliche Fluglage von der Pilotensteuerung eine Leistungsanforderung erzeugen, die von der EM-Steuerung und der VM-Steuerung aufgenommen werden,
- dass Drehzahl- und Drehmomentmessdaten kontinuierlich sowohl der EM-Steuerung als auch der VM-Steuerung übertragen werden,

- dass die EM-Steuerung in der Flugphase alle Änderungen der Leistungsanforderungen sofort ermittelt und den EM durch eine geänderte Antriebs- oder Bremskraft auf die Antriebswelle regelt,
- dass die VM-Steuerung auf Grund dieser Steuerbefehle und der geänderten Drehzahl an der Antriebswelle die verbleibende, erforderliche Antriebskraft an der Antriebswelle mittels VM verzögert bereitstellt, um die erforderliche Fluglage zu gewährleisten,
- dass die EM-Steuerung die vom EM aufgebrachte Leistung gemäss ihrer ersten Direktive derart regelt, dass der VM mit der Leistung betrieben wird, in der er den höchsten Wirkungsgrad aufweist, wenn er die zusätzlich erforderliche Last aufbringt, um die erforderliche Fluglage zu gewährleisten,
- wodurch entweder die Batterie durch die mechanische Leistung am EM geladen oder der E mittels der Ladung in der Batterie betrieben wird,
- und dass beim Aussetzen der Direktive von der EM-Steuerung die VM-Steuerung automatisch auf Grund der Steuerbefehle des Piloten die erforderliche Antriebskraft an der Antriebswelle mittels VM bereitstellt.

[0012] In der Praxis bedeutet dies, dass die EM-Steuerung auf die aktuelle Drehzahl, die sie stets in Echtzeit erhält, jeweils ohne Verzögerung reagiert: Ist die Leistungsanforderung höher als die derzeit bereitgestellte VM-Leistung, so bringt die EM-Steuerung über den EM mehr Leistung auf die Antriebswelle, und umgekehrt. Entsprechend kann der EM auch eine Bremskraft auf die Antriebswelle aufbringen, wenn die VM-Leistung, beispielsweise im Sinkflug, zu hoch ist und die Rotordrehzahl sich erhöht. Die so generierte elektrische Leistung wird rekuperiert und in die Batterie eingespeist, sodass sie später zur Verfügung steht.

[0013] Auf diese Weise wird das Hybride-System stets mit der Lastaufteilung geflogen, welche den vorhandenen Treibstoff am effizientesten einsetzt. Dies wird aber nicht erreicht, indem komplizierte Rechnungen durchgeführt werden, sondern direkt und einzig über die Kenntnis der jeweils aktuellen Drehzahl, der Kenntnis der optimalen Drehzahl für das Rotor-System und den Leistungsbereich mit höchstem Wirkungsgrad vom VM.

[0014] Durch die vorgegebene Einsteuerung eines bestimmten Drehmoments durch den EM kann ein Nachregeln des VM provoziert werden, welches ein fehlendes „Residualmoment“ ausgleicht. Dieser Mechanismus funktioniert auch bei Ausfall des EMs. Bei Ausfall des VMs übernimmt der EM sowieso die Bereitstellung des gesamten anfallenden Drehmoments.

[0015] Beim Ausfall des EMs wird das erfindungsgemässe Hybridantriebssystem zu einem herkömmlichen VM-Antrieb, denn die VM-Steuerung stellt durch den VM jeweils genau das erforderliche Drehmoment mit einer definierten Verzögerung an der Antriebswelle zur Verfügung, das für die Erreichung resp. für den Erhalt der jeweils vom Piloten vorgegebenen Fluglage erforderlich ist. Indem der EM sehr schnell reagiert und gezielt den gesamten oder einen gewissen Teil des erforderlichen Moments an der Antriebswelle aufbringt, bleibt ein Residualmoment, das automatisch vom VM verzögert ausgeregelt wird. Fehlt die Leistung des EMs, wird diese automatisch durch den VM aufgebracht.

[0016] In einer verbesserten Variante sind zudem ein Füllstandsmesser am Treibstofftank und ein Ladezustandsmesser an der Batterie angeordnet, welche ihre Messdaten im Betrieb der EM-Steuerung übermitteln können. Stellt die EM-Steuerung beispielsweise fest, dass die Batterie fast leer ist, so wird sie gemäss einer zweiten Direktive von ihrer ersten Direktive abweichen und die erneute Ladung der Batterie durch geeignet langsames Absenken der EM-Motor-Leistung veranlassen, welche durch das automatische hochfahren der VM-Leistung ermöglicht wird.

[0017] Optional kann eine Berechnungseinheit zum Berechnen der noch verfügbaren Energie, des erforderlichen Drehmoments an der Antriebswelle und/oder zum Steuern des Stromrichters angeordnet sein. Damit kann die EM-Steuerung die noch verfügbare Energie ermitteln und infolgedessen gemäss einer zweiten Direktive von der Regelung der ersten Direktive abweicht, um weitere optimierte Lastverteilungen zwischen EM und VM zu provozieren. So kann gezielt die Batterie geladen oder entladen werden, um Treibstoff zu sparen oder um zeitweise den VM mit niedrigerer Leistung zu betreiben, um die Lärmemission zu reduzieren.

[0018] Zudem kann, wenn der Treibstoff knapp ist, die EM-Steuerung den EM stärker belasten, um die Sicherheit zu gewährleisten. Auch kann der EM als Booster zugeschaltet werden, um eine zusätzliche Leistung zu erbringen, z.B. beim Überfliegen eines hohen Berges. Andererseits kann in extremen Höhenlagen, in denen wegen der dünnen Luft die Leistung des VMs stark reduziert ist, der EM stärker arbeiten als gemäss der ersten Direktive notwendig, wenn die Batterieladung dies erlaubt, um die verfügbare Leistungsgrenze zu erhöhen oder Treibstoff einzusparen. In der Start- und/oder Landephase kann zudem ausschliesslich der EM betrieben werden, zur Reduktion von Lärm- und Abgasemissionen im Start- resp. Landegebiet.

[0019] Sobald die Ausnahmesituationen beendet sind, wird die erste Direktive wieder aktiviert.

Kurze Beschreibung der Zeichnungen

[0020] Im Folgenden wird die Erfindung mit Bezug auf die Zeichnungen näher erklärt. Es zeigen:

- 1 Fig. 1 eine schematische Darstellung im Schnitt eines erfindungsgemässen Hybridantriebssystems;
- 2 eine Grafik zur Beschreibung der Lastaufteilung in verschiedenen Fluglagen, wie Steigen, Reiseflug und Sinken.

Wege zur Ausführung der Erfindung

[0021] Die Figur 1 zeigt ein erfindungsgemässes Hybridantriebssystem 4 in einem Teilbereich eines Helikopters mit einem Antriebsstrang 3, einem Getriebe mit Hauptrotor 1 und einem Heckrotor 2. Am Antriebsstrang 3 sind parallel ein Verbrennungsmotor (VM) 6 und ein Elektromotor (EM) 10 angeordnet, wobei der EM 10 vorzugsweise zwischen dem VM 6 und dem Getriebe des Hauptrotors 1 angeordnet ist. Andere Anordnungen sind auch möglich.

[0022] Eine Pilotensteuerung 5 sorgt für die Aufnahme der Steuerbefehle eines Piloten zur Anstellung der Hauptrotor-Blätter, wodurch sich die einzustellende Motorleistung indirekt als erforderliches Drehmoment an der Antriebswelle 3 ergibt. Für den erfindungsgemässen Flugbetrieb optionale Daten-Signalleitung 19 mit der VM-Steuerung 7 stellt zusätzlich die Position der kollektiven Blattverstellung zur Verfügung.

[0023] Der VM 6 ist mit einem Treibstofftank 8 und dieser mit der VM-Steuerung 7 verbunden, welche die Treibstoffzufuhr aus dem Treibstofftank 8 zum VM 6 regeln kann, um die nötige Antriebskraft an der Antriebswelle 3 bereitzustellen. Zudem ist der EM 10 über einen Stromrichter 12 und über eine Ladeeinheit 13 mit Stromspitzenpufferung und mit einer Batterie 14 verbunden, sodass der EM 10 durch die Ladung der Batterie 14 betrieben, oder die Batterie 14 durch die mechanische Leistung am EM 10 geladen werden kann, wodurch die Antriebswelle 3 jeweils entweder angetrieben oder gebremst wird. Die EM-Steuerung 11 ist mit dem Stromrichter 12 verbunden, welche den Stromrichter 12 regeln kann, um eine erforderliche Antriebs- oder Bremskraft an der Antriebswelle 3 bereitzustellen.

[0024] Zudem können ein Füllstandsmesser 9 am Treibstofftank 8 und ein Ladezustandsmesser 15 an der Batterie 14 angeordnet sein, welche ihre Messdaten im Betrieb der Berechnungseinheit 16 übermitteln können.

[0025] An der Antriebswelle 3 sind je mindestens ein Drehmomentsensor 17 und ein Drehzahlmesser 18 angeordnet. Die VM-Steuerung 7 und die EM-Steuerung 11 erhalten im Betrieb Daten von mindestens je einem Drehmomentsensor 17 und von einem Drehzahlmesser 18.

[0026] Die Berechnungseinheit 16 ist mit der EM-Steuerung 11 und mit der VM-Steuerung 7 verbunden. Sie dient der Berechnung der noch verfügbaren Energie, des erforderlichen Drehmoments an der Antriebswelle 3 und/oder zum Führen der EM-Steuerung 11. Sie umfasst einen Datenspeicher 20, in dem der Wert einer optimalen Drehzahl DZ_0 gespeichert ist, bei welcher eine optimale Leistungseinkopplung des VMs 6 erzielt wird. Bei dieser Leistungsgrenze mit der vorgegebenen Drehzahl DZ_0 erreicht der VM 6 den höchsten Wirkungsgrad.

[0027] Im Betrieb ist es die EM-Steuerung 11, welche die Verteilung der Lasten auf den VM 6 und den EM 10 provoziert. In Fig 2 wird dies schematisch dargestellt.

[0028] Die gestrichelte Kurve im oberen Diagramm stellt die Fluglage zu jedem Zeitpunkt dar, wie sie jeweils von der Pilotensteuerung 5 gefordert wird, insbesondere die Flughöhe H . Mit der Flughöhe „0“ ist hier der Boden zu verstehen. Die durchgezogene Linie stellt die effektive Flughöhe H dar, sie ist leicht verzögert. In der ersten Phase I steigt der Helikopter stetig, bis er die gewünschte Flughöhe H_1 erreicht hat. In der zweiten Phase II fliegt er konstant in dieser Höhe weiter, und in der dritten Phase III sinkt er wieder ab. Zwischen allen Flugphasen dauert es jeweils eine Weile, bis das neu vorgegebene Ziel erreicht ist.

[0029] Die Kurven im mittleren Diagramm geben die Last P_H am Hauptrotor 3 (gestrichelte Linie), am Last PVM am VM 6 (punkt-gestrichelte Linie) und die Last P_{EM} am EM 10 (gepunktete Linie) an. Der VM 6 arbeitet nach dem Startvorgang auf einem gleichbleibend hohen Niveau. In der ersten Phase I arbeitet der EM 10 als zusätzlicher Antrieb, bis die Flughöhe H_1 erreicht ist, um dann in der zweiten Phase II als Generator die zusätzlich verfügbare Energie aus dem Überschuss der Leistung vom VM 6 wieder in die Batterie 14 zu laden. Im Sinkflug, in der dritten Phase III, wird erst die Energie noch stärker rekuperiert, indem der EM 10 die Antriebswelle 3 noch weiter bremst. Anschliessend wird aber die Bremswirkung P_{EM} stetig etwas reduziert, so dass die Drehzahl leicht ansteigt. Die VM-Steuerung 7 wird daher gleichermaßen die Leistung P_{VM} am VM 6 herunter regeln.

[0030] Die durchgezogene Kurve im untersten Diagramm gibt die jeweilige Drehzahl an der Hauptantriebswelle 3 an. Die gestrichelte Linie stellt die optimale Drehzahl DZ_0 dar. Erfindungsgemäss ist die Last am VM 6 in allen drei Fluglagen I, II, III gleich hoch, sie wird durch die EM-Steuerung 11 auf ein geeignetes Niveau provoziert, auf die optimale Drehzahl DZ_0 . Am Ende der Phase I, wenn die Flughöhe H_1 erreicht ist, ist plötzlich mehr Leistung da als erforderlich, daher steigt die Drehzahl kurzzeitig an. Der EM 12 senkt daher sofort seine Leistung P_{EM} ab, bis die gewünschte Drehzahl DZ_0 wieder erreicht ist, und bleibt dann konstant. Da der VM 6 viel träger ist als der EM 10, reagiert die VM-Steuerung 6 in diesen Übergängen zwischen den Phasen I und II und den Phasen II und III nicht. Die Leistung PVM am VM ist daher konstant, wie dies die Vorgabe der Steuerung an sich ist.

[0031] In der Phase III provoziert die EM-Steuerung 11 gemäss ihrer zweiten Direktive nun eine konstant leicht erhöhte Drehzahl. Da diese lang anhaltend ist, veranlasst dies die VM-Steuerung 7 nun doch, die Leistung P_{VM} am VM kontinuierlich zu senken. Dadurch wird die Lärmemission kontinuierlich gesenkt, was der Bevölkerung im Landebereich zugutekommt.

[0032] Zur Aufteilung der Leistungen von EM 10 und VM 6 dieses Hybridantriebs 4 wird einzig der Drehzahlmesser 18 an der Antriebswelle 3 gebraucht. Stellt die EM-Steuerung 11 fest, dass die Drehzahl der Antriebswelle 3 kleiner ist als die optimierte Drehzahl DZ_0 , was zu Beginn der Phase I der Fall ist, so sorgt sie für einen zusätzlichen Antrieb am EM 10, bis die Drehzahl auf den gewünschten Wert DZ_0 angehoben ist. Dann bleibt die Arbeit am EM 10 so lange konstant, bis die

Drehzahl wieder vom Sollwert DZ_0 abweicht. Wird die Drehzahl grösser, wie jeweils zu Beginn der Phasen II und III der Fall ist, so senkt die EM-Steuerung 11 die Leistung P_{EM} am EM 10 wieder solange, bis der gewünschte Wert DZ_0 erneut erreicht ist. Beim Reise- oder Sinkflug wird die Leistung am EM 10 gar soweit gesenkt, dass sein Beitrag negativ und somit zur Bremse wird. Die Regelung des Einsatzes durch den EM 10 wird somit einzig über die gemessene Drehzahl an der Antriebswelle 3 erreicht.

Bezugszeichenliste

[0033]

- 1 Getriebe mit Hauptrotor
- 2 Heckrotor
- 3 Antriebswelle
- 4 Hybridantriebssystem
- 5 Pilotensteuerung
- 6 Verbrennungsmotor (VM)
- 7 VM-Steuerung
- 8 Treibstofftank
- 9 Füllstandsmesser
- 10 Elektromotor (EM)
- 11 EM-Steuerung
- 12 Stromrichter
- 13 Ladeeinheit
- 14 Batterie
- 15 Ladezustandsmesser
- 16 Berechnungseinheit
- 17 Drehmomentsensor
- 18 Drehzahlmesser
- 19 Daten-Signalleitung
- 20 Datenspeicher mit Wert der optimalen Drehzahl des VM

- I erste Phase, Steigflug
- II zweite Phase, konstante Flughöhe
- III dritte Phase, Sinkflug

- t Zeit
- H aktuelle Flughöhe
- H_1 zu erreichende Flughöhe
- P Leistung
- P_H Gesamtleistung
- P_{EM} Leistung am EM
- P_{VM} Leistung am VM
- DZ Drehzahl an der Antriebswelle
- DZ_0 optimale Drehzahl

Patentansprüche

1. Hybridantriebssystem (4) mit Steuerungen und einer Antriebswelle (3) eines Helikopters mit einem mit einem Getriebe verbundenen Hauptrotor (1) und einem Heckrotor (2), welches eine von einem Piloten vorgegebene Fluglage stabil halten kann, umfassend
 - eine Pilotensteuerung (5),
 - einen Verbrennungsmotor (VM) (6) und einen Elektromotor (EM) (10), die beide direkt an der Antriebswelle (3) angreifen,
 - wobei der VM (6) mit einem Treibstofftank (8) und einer VM-Steuerung (7) verbunden ist, welche die Treibstoffzufuhr aus dem Treibstofftank (8) zum VM (6) regeln kann, um die nötige Antriebskraft an der Antriebswelle (3) bereitzustellen;
 - und wobei der EM (10) über einen Stromrichter (12) und eine Ladeeinheit (13) mit einer Batterie (14) verbunden ist, sodass der EM (10) durch die Ladung der Batterie (14) betrieben oder die Batterie (14) durch die mechanische Leistung am EM (10) geladen werden kann, wodurch die Antriebswelle (3) jeweils entweder angetrieben oder gebremst würde,
 - sowie umfassend eine mit dem Stromrichter (12) verbundene EM-Steuerung (11), welche den Stromrichter (12) regeln kann, um eine erforderliche Antriebs- oder Bremskraft an der Antriebswelle (3) bereitzustellen, dadurch gekennzeichnet,

- dass an der Antriebswelle (3) ein oder mehrere Drehmomentsensoren (17) und ein oder mehrere Drehzahlmesser (18) angeordnet sind, wobei die VM-Steuerung (7) und die EM-Steuerung (11) im Betrieb Daten von mindestens je einem Drehmomentsensor (17) und einem Drehzahlmesser (18) erhalten können,
 - und dass die VM-Steuerung (7) mit dem VM (6) jederzeit autark in der Lage ist, die erforderliche Drehzahl an der Antriebswelle (3) zu erreichen, um eine von der Pilotensteuerung (5) vorgegebene Fluglage stabil zu halten,
 - wobei die EM-Steuerung (11) die Antriebswelle (3) mittels EM (10) zusätzlich antreiben oder bremsen kann, wodurch die VM-Steuerung (7) automatisch die Leistung am VM (6) an die neue resultierende Leistungsanforderung an der Antriebswelle (3) anpassen kann,
 - wobei der Wert einer optimalen Drehzahl (DZo) in einem Datenspeicher (20) gespeichert und für die EM-Steuerung (11) abrufbar ist, bei welcher der VM (6) den höchsten Wirkungsgrad erreicht,
 - und wobei in der EM-Steuerung (11) eine Direktive gespeichert ist, stets eine derartige Antriebs- oder Bremskraft auf die Antriebswelle (3) auszuüben, welche die optimale Drehzahl (DZo) an der Antriebswelle (3) hält, um dadurch die optimale Motorenleistung des VMs (6) zu erreichen.
2. Hybridantriebssystem (4) nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass der EM (10) zwischen dem VM (6) und dem Getriebe des Hauptrotors (1) angeordnet ist.
 3. Hybridantriebssystem (4) nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass zudem ein Füllstandsmesser (9) am Treibstofftank (8) und ein Ladezustandsmesser (15) an der Batterie (14) angeordnet sind, welche ihre Messdaten im Betrieb der EM-Steuerung (11) übermitteln können.
 4. Hybridantriebssystem (4) Anspruch 3, gekennzeichnet durch eine Berechnungseinheit (16) zum Berechnen der noch verfügbaren Energie, zum Berechnen des erforderlichen Drehmoments an der Antriebswelle (3) und/oder zum Steuern des Stromrichters (12).
 5. Hybridantriebssystem (4) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass eine direkte Daten-Signalleitung (19) zwischen der Pilotensteuerung (5) und der VM-Steuerung (7) eingerichtet ist.
 6. Verfahren zum Betreiben eines Hybridantriebssystems (4) für eine Antriebswelle (3) eines Helikopters unter Verwendung eines Hybridantriebssystems (4) mit Steuerungen (5, 7, 11) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, gekennzeichnet durch die Schritte
 - dass Steuerbefehle eines Piloten mit Angaben über die jeweils erforderliche Fluglage von der Pilotensteuerung (5) eine Leistungsanforderung erzeugen, die von der EM-Steuerung (11) und der VM-Steuerung (7) durch Änderung der Drehzahl aufgenommen werden,
 - dass Drehzahl- und Drehmomentmessdaten kontinuierlich sowohl der EM-Steuerung (11) als auch der VM-Steuerung (7) übertragen werden,
 - dass die EM-Steuerung (11) in der Flugphase alle Änderungen der Leistungsanforderungen sofort ermittelt und den EM (10) durch eine geänderte Antriebs- oder Bremskraft auf die Antriebswelle (3) regelt,
 - dass die VM-Steuerung (7) auf Grund der geänderten Drehzahl an der Antriebswelle (3) die verbleibende, erforderliche Antriebskraft an der Antriebswelle (3) mittels VM (6) verzögert bereitstellt, um die erforderliche Fluglage zu gewährleisten,
 - wobei die EM-Steuerung (11) die vom EM (10) aufgebrauchte Leistung gemäss ihrer ersten Direktive derart regelt, dass der VM (6) mit der Leistung betrieben wird, in der er den höchsten Wirkungsgrad aufweist, wenn er die zusätzlich erforderliche Last aufbringt, um die erforderliche Fluglage zu gewährleisten,
 - wodurch entweder die Batterie (14) durch die mechanische Leistung am EM (10) geladen oder der EM (10) mittels der Ladung in der Batterie (14) betrieben wird,
 - und dass beim Aussetzen der Direktive von der EM-Steuerung (11) die VM-Steuerung (7) automatisch und auf Grund der Steuerbefehle des Piloten die erforderliche Antriebskraft an der Antriebswelle (3) mittels VM (7) bereitstellt.
 7. Verfahren nach Anspruch 5 mit Rückbezug auf Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, dass die EM-Steuerung (11) auf Grund der Messdaten vom Füllstandsmesser (9) des Treibstofftanks (8) und vom Ladezustandsmesser (15) der Batterie (14) die noch verfügbare Energie ermittelt und infolgedessen gemäss einer zweiten Direktive von der Regelung der ersten Direktiven abweicht, um gezielt die Batterie (14) zu laden oder zu entladen, um Treibstoff zu sparen oder um zeitweise den VM (6) mit niedrigerer Leistung zu betreiben, um die Lärmemission zu reduzieren.
 8. Verfahren nach Anspruch einem der Ansprüche 5 bis 7, dadurch gekennzeichnet, dass in der Start- und/oder Landephase ausschliesslich der EM (10) betrieben wird zur Reduktion von Lärm- und Abgasemissionen im Landegebiet.

**VERTRAG ÜBER DIE INTERNATIONALE ZUSAMMENARBEIT
AUF DEM GEBIET DES PATENTWESENS**

BERICHT ÜBER DIE RECHERCHE INTERNATIONALER ART

KENNZEICHNUNG DER NATIONALEN ANMELDUNG		ARTENZEICHEN DES ANMELDERS ODER ANWALTS	
		17078852	
Nationales Aktenzeichen		Anmeldedatum	
1032020		29-01-2020	
Anmelde-land		Beanspruchtes Prioritätsdatum	
CH			
Anmelder (Name)			
kopter group ag			
Datum des Antrags auf eine Recherche internationaler Art		Nummer, die die internationale Recherchenbehörde dem Antrag auf eine Recherche internationaler Art zugeteilt hat	
17-02-2020		SN75564	
I. KLASSIFIZIERUNG DES ANMELDUNGSGEGENSTANDS <small>(treffen mehrere Klassifikationssymbole zu, so sind alle anzugeben)</small>			
Nach der internationalen Patentklassifikation (IPC) oder sowohl nach der nationalen Klassifikation als auch nach der IPC			
Siehe Recherchenbericht			
II. RESEARCHIERTE SACHGEBIETE			
Recherchierter Mindestprüfstoff			
Klassifikationssystem	Klassifikationssymbole		
IPC	Siehe Recherchenbericht		
Recherchierte, nicht zum Mindestprüfstoff gehörende Veröffentlichungen, soweit diese unter die recherchierten Sachgebiete fallen:			
III.	<input type="checkbox"/> EINIGE ANSPRÜCHE HABEN SICH ALS NICHT RECHERCHIERBAR ERWIESEN <small>(Bemerkungen auf Ergänzungsbogen)</small>		
IV.	<input type="checkbox"/> MANGELNDE EINHEITLICHKEIT DER ERFINDUNG <small>(Bemerkungen auf Ergänzungsbogen)</small>		

Formblatt PCT/ISA 201 & (11/2000)

BERICHT ÜBER DIE RECHERCHE INTERNATIONALER ART

Nr. des Antrags auf Recherche

CH 1032020

<p>A. KLASSIFIZIERUNG DES ANMELDUNGSGEBIETES INV. B64C29/00 B64C27/06 B64D27/24 B60L50/50 ADD.</p>		
<p>Nach der internationalen Patentklassifikation (IPC) oder nach der nationalen Klassifikation und der IPI</p>		
<p>B. RESEARCHIERTE SACHGEBIETE Recherchierte Mindestprüfung (Klassifikationsystem und Klassifikationsymbole) B64C B64D B60L B60W</p>		
<p>Recherchierte, aber nicht zum Mindestprüfung gehörende Veröffentlichungen, soweit diese unter die recherchierten Gebiete fallen</p>		
<p>Während der internationalen Recherche konsultierte elektronische Datenbank (Name der Datenbank und/oder verwendete Suchbegriffe) EPO-Internal, WPI Data</p>		
<p>C. ALS WESENTLICH ANGESEHENE VERÖFFENTLICHUNGEN</p>		
Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
X	EP 3 162 713 A1 (SIKORSKY AIRCRAFT CORP [US]) 3. Mai 2017 (2017-05-03)	1-7
Y	* Absätze [0008] - [0032] * * Abbildungen 1-12 *	8

Y	DE 10 2010 021026 A1 (EADS DEUTSCHLAND GMBH [DE]) 24. November 2011 (2011-11-24)	8
A	* Absätze [0023], [0039] - [0041] * * Abbildung 1 *	1,6

A	WO 2019/211549 A1 (SAFRAN HELICOPTER ENGINES [FR]) 7. November 2019 (2019-11-07)	1-7
	* Absätze [0037] - [0064] * * Abbildungen 1-4 *	

	-/-	
<p><input checked="" type="checkbox"/> Welche Veröffentlichungen sind der Fortsetzung von Feld C zu entnehmen</p>		
<p><input checked="" type="checkbox"/> Siehe Anhang Patentfamilie</p>		
<p>* Besondere Kategorien von angegebenen Veröffentlichungen</p>		
<p>"A" Veröffentlichung, die den allgemeinen Stand der Technik definiert, aber nicht als besonders bedeutsam anzusehen ist</p>		
<p>"B" älteres Dokument, das jedoch erstmalig oder nach dem Anmeldedatum veröffentlicht worden ist</p>		
<p>"L" Veröffentlichung, die geeignet ist, einen Prioritätsanspruch zweifelhaft erscheinen zu lassen, oder durch die das Veröffentlichungsdatum einer anderen im Prioritätsbereich genannten Veröffentlichung belegt werden soll, oder die aus einem anderen besonderen Grund angegeben ist (wie ausgeführt)</p>		
<p>"C" Veröffentlichung, die sich auf eine mündliche Offenbarung, eine Benutzung, eine Ausstellung oder andere Maßnahmen bezieht</p>		
<p>"P" Veröffentlichung, die vor dem Anmeldedatum, aber nach dem beanspruchten Prioritätsdatum veröffentlicht worden ist</p>		
<p>"T" spätere Veröffentlichung, die nach dem Anmeldedatum oder dem Prioritätsdatum veröffentlicht worden ist und mit der Anmeldung nicht kollidiert, sondern nur zum Vorbehalt des der Erfindung zugrundeliegenden Prinzips oder der ihr zugrundeliegenden Theorie angegeben ist</p>		
<p>"X" Veröffentlichung von besonderer Bedeutung; die beanspruchte Erfindung kann nicht aufgrund dieser Veröffentlichung nicht als neu oder auf erfindungsbare Tätigkeit beruhend betrachtet werden</p>		
<p>"Y" Veröffentlichung von besonderer Bedeutung; die beanspruchte Erfindung kann nicht als auf erfindungsbare Tätigkeit beruhend betrachtet werden, wenn die Veröffentlichung mit einer oder mehreren anderen Veröffentlichungen dieser Kategorie in Verbindung gebracht wird und diese Verbindung für einen Fachmann naheliegend ist</p>		
<p>"Z" Veröffentlichung, die Mitglied derselben Patentfamilie ist</p>		
<p>Datum des letztgültigen Abschlusses der Recherche internationaler Art</p>		<p>Abschließdatum des Berichts über die Recherche internationaler Art</p>
<p>21. April 2020</p>		<p>04 MAY 2020</p>
<p>Name und Postadresse der internationalen Rechercheinrichtung Europäisches Patentamt, P.O. Box 5018 Patentplatz NL - 2500 HX Haarlem Tel. (+31-70) 540-5440 Fax: (+31-70) 540-5018</p>		<p>Berechtigter Beauftragter</p>
		<p>Glück, Michael</p>

Formblatt PCT/ISA/201 (Blatt 2) (Antrag 2024)

BERICHT ÜBER DIE RECHERCHE INTERNATIONALER ART

Nr. des Antrags auf Recherche

CH 1032020

C (Fortsetzung): ALS WESENTLICH ANGESEHENE VERÖFFENTLICHUNGEN		
Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
A	US 2018/354635 A1 (WAGNER NICHOLAS ADAM [US] ET AL) 13. Dezember 2018 (2018-12-13) * Absätze [0034] - [0082] * * Abbildungen 1-6 *	1,6
A	WD 2014/182616 A2 (SIKORSKY AIRCRAFT CORP [US]) 13. November 2014 (2014-11-13) * Absätze [0020] - [0072] * * Abbildungen 1-6 *	1,6

1

CH 717 077 A1

BERICHT ÜBER DIE RECHERCHE INTERNATIONALER ART

Angaben zu Veröffentlichungen, die zur selben Patentfamilie gehören

Nr. des Antrags auf Recherche

CH 1032020

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglieder der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
EP 3162713	A1 03-05-2017	EP 3162713 A1 US 2017297732 A1	03-05-2017 19-10-2017
DE 102010021026	A1 24-11-2011	CN 102971216 A DE 102010021026 A1 EP 2571763 A2 KR 20130038301 A US 2013147284 A1 WO 2011144692 A2	13-03-2013 24-11-2011 27-03-2013 17-04-2013 13-06-2013 24-11-2011
WO 2019211549	A1 07-11-2019	FR 3080835 A1 WO 2019211549 A1	08-11-2019 07-11-2019
US 2018354635	A1 13-12-2018	CA 3006663 A1 CN 109059942 A EP 3412566 A1 JP 2019023464 A US 2018354635 A1	09-12-2018 21-12-2018 12-12-2018 14-02-2019 13-12-2018
WO 2014182616	A2 13-11-2014	EP 2994386 A2 US 2015083104 A1 WO 2014182616 A2	16-03-2016 24-03-2016 13-11-2014

Formblatt PC705A/001 (Anhang Patentamt) (Stand: 2004)