(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2025-0060800
(43) 공개일자 2025년05월07일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64D 31/12 (2006.01) *B64C 27/12* (2006.01)
B64D 31/09 (2024.01) *B64D 35/08* (2025.01)
(52) CPC특허분류
B64D 31/12 (2013.01)
B64C 27/12 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2024-0080134
(22) 출원일자 2024년06월20일
심사청구일자 2024년06월20일
(30) 우선권주장
2311651 2023년10월26일 프랑스(FR)

(71) 출원인
에어버스 헬리콥터스
프랑스공화국, 마리그낭 세덱스 13725, 에어로포트 인터내셔날 마르세르 프로방스
(72) 발명자
모렛, 로빈
프랑스, 13170 레 펜느 미라보, 레지던스 르 물랭, 1에이 불르바르 다리우스 미요
(74) 대리인
남호현

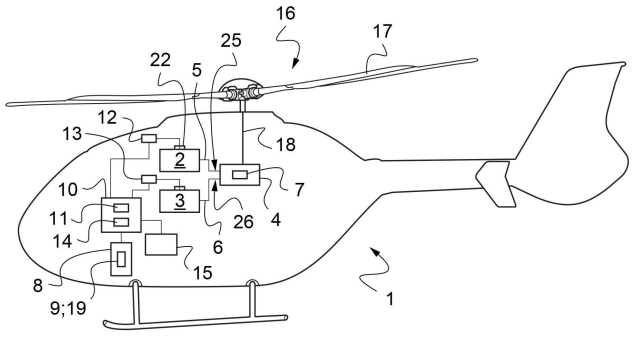
전체 청구항 수 : 총 13 항

(54) 발명의 명칭 **회전익 항공기의 제어방법, 관련 회전익 항공기 및 컴퓨터 프로그램**

(57) 요 약

본 발명은 회전익 항공기(1)를 제어하는 방법에 관한 것으로, 상기 회전익 항공기(1)는 적어도 두 개의 연소 엔진(2, 3), 적어도 하나의 조절 시스템(13), 및 하나의 변속기 시스템(4)을 포함하고, 상기 적어도 두 개의 엔진(2, 3)은 적어도 두 개의 커플링(25, 26)에 의해 상기 변속기 시스템(4)에 기계적으로 각각 연결된다. 이러한 제어 방법은 적어도 N2 조절 엔진(2)을 식별하는 단계, 비-N2' 조절 엔진(3)을 식별하는 단계, N2 조절 엔진(2)의 적어도 하나의 제1 조절 시스템(12)에 대한 제어 설정점 한계를 생성하는 단계를 포함하고, 상기 설정점 한계는 N2 조절 엔진(2)의 적어도 하나의 제1 출력 샤프트(5)의 회전 속도(N2)에 따라 결정된다.

대 표 도



(52) CPC특허분류
B64D 31/09 (2024.01)
B64D 35/08 (2025.01)

명 세 서

청구범위

청구항 1

회전익 항공기(1)가 적어도 2개의 연소 엔진(2, 3), 적어도 하나의 조절 시스템(12, 13), 및 하나의 변속 시스템(4)을 포함하고, 상기 적어도 2개의 엔진(2, 3)은 각각 적어도 2개의 커플링(25, 26)에 의해 변속기 시스템(4)에 기계적으로 연결되는, 회전익 항공기(1)를 제어하기 위한 방법(30, 40)으로서,

상기 제어 방법(30, 40)은, 적어도

● 적어도 두 개의 엔진(2,3) 중에서 N2 조절 엔진(2)으로 지칭되는 적어도 하나의 엔진을 식별하는 단계(31, 41)로서, 상기 적어도 하나의 N2 조절 엔진(2)은, 적어도 하나의 N2 조절 엔진 중 적어도 하나의 제1 출력 샤프트의 회전 속도(N2)의 함수로서 조절되는 연료 유량으로 연료가 공급되고, 적어도 하나의 제1 출력 샤프트(5)의 회전 속도(N2)에 따라, 적어도 하나의 제1 조절 시스템(12)에 의해 전달되는 유량 설정점의 함수로서 제어되는 적어도 하나의 제1 연료 계량 밸브(22)에 의해 공급되는 엔진으로서 식별되는, N2 조절 엔진(2)의 식별 단계;

● 적어도 두 개의 엔진(2, 3) 중에서 비-N2' 조절 엔진(3)으로 지칭되는 엔진을 식별하는 단계(32, 42)로서, 비-N2' 조절 엔진(3)은, 제2 출력 샤프트(6)의 회전 속도(N2')의 함수로서 조절되지 않는 연료 유량으로 연료가 공급되고, 조절되지 않거나, 또는 제2 출력 샤프트(6)의 회전 속도(N2')와 무관하게, 적어도 하나의 제2 조절 시스템(13)에 의해 전송되는 유량 설정점의 함수로서 제어되는 제2 연료 계량 밸브(23)에 의해 공급되는 엔진으로 식별되는, 비-N2' 조절 엔진(3)의 식별 단계;

● 적어도 하나의 제1 출력 샤프트(5)에 연결된 변속기 시스템(4)의 적어도 하나의 제1 커플링(25)에 대한 적어도 하나의 제1 허용 입력 토크 한계(E1)를 결정하는 단계(33, 34);

● 제2 출력 샤프트(6)에 연결된 변속기 시스템(4)의 제2 커플링(26)에 대한 제2 허용 입력 토크 한계(E2)를 결정하는 단계(34, 44);

● 제2 출력 샤프트(6)에 의해 변속기 시스템(4)의 제2 커플링(26)에 전달되는 제1 현재 작동 토크(C1)를 결정하는 단계(35, 45);

● 변속기 시스템(4)의 혼합 유닛(7)의 적어도 하나의 부재에 대한 적어도 하나의 허용 잔여 결합 토크 한계(CR1)를 결정하는 단계(36, 46)로서, 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계(CR1)가 다음 공식에 따라 계산되는, 적어도 하나의 허용 잔여 결합 토크 한계(CR1)를 결정하는 단계:

$$CR1 = \mathrm{Cadm} - (\mathrm{C1} * \mathrm{Z})$$

상기 식에서,

Cadm은 상기 혼합 유닛(7)의 적어도 하나의 부재에 대한 허용 결합 토크 한계이고;

C1은 제2 출력 샤프트(6)에 의해 변속기 시스템의 제2 커플링(26)에 전달되는 제1 현재 작동 토크이고; 그리고

Z는 제2 커플링(26)의 회전 속도와 혼합 유닛(7)의 적어도 하나의 부재의 회전 속도 사이의 감소 계수이고;

● 적어도 하나의 제1 입력 토크 한계(E1), 제2 입력 토크 한계(E2), 및 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계(CR1) 중에서 가장 낮은 값으로서 임계 토크 한계(CC1)를 식별하는 단계(37, 47); 및

● 적어도 하나의 제1 조절 시스템(12)의 제어 설정점 한계(COM)를 생성하는 단계로서, 이 제어 설정점 한계(COM)는 임계 토크 한계(CC1)의 함수로 생성되는, 제어 설정점 한계(COM) 생성 단계(38, 48)

를 포함하는, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 비-N2' 조절 엔진(3)의 식별 단계(32) 전에, 상기 비-N2' 조절 엔진(3)은 초기에는 제2 조절 시스템(13)에

의해 전송되는 유량 설정점의 함수로 제어되는 제2 연료 계량 밸브(23)에 의해 공급되는 N2'로 조절되는 연료 유량으로 연료를 공급하는 N2' 조절 엔진인, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 3

제2항에 있어서,

상기 비-N2'조절 엔진(3)의 식별 단계(32)는 제2 조절 시스템(13)의 고장을 식별하는 것인, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 4

제1항에 있어서,

상기 제어 설정점 한계(COM)는 적어도 하나의 제1 출력 샤프트(5)에 의해 변속기 시스템(4)의 적어도 하나의 제1 커플링(25)으로 전달되는 제2 현재 작동 토크(C2)가 임계 토크 한계(CC1) 이하로 유지되도록 생성되는, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 5

제1항에 있어서,

상기 임계 토크 한계(CC1)가 적어도 하나의 제1 입력 토크 한계(E1)와 제2 입력 토크 한계(E2) 중 하나인 경우, 적어도 하나의 제1 조절 시스템(12)은 회전익 항공기(1)의 적어도 하나의 리프트 로터(16)의 제1 회전 속도 설정점(Nrref1)의 함수로서 적어도 하나의 제1 연료 계량 밸브(22)에 의해 공급되는 연료 유량을 조절하는, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 6

제5항에 있어서,

상기 임계 토크 한계(CC1)가 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계(CR1)인 경우, 적어도 하나의 제1 조절 시스템(12)은 회전익 항공기(1)의 적어도 하나의 리프트 로터(16)의 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)의 함수로서 적어도 하나의 제1 연료 계량 밸브(22)에 의해 공급되는 연료 유량을 조절하고, 상기 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)은 제1 회전 속도 설정점(Nrref1) 미만인, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 7

제1항에 있어서,

상기 임계 토크 한계(CC1)가 적어도 하나의 제1 입력 토크 한계(E1)와 제2 입력 토크 한계(E2) 중 하나인 경우, 상기 방법(30)은,

● 제1 작동 모드(OEI)를 나타내는 정보(KOEI)를 생성하는 단계(391); 및

● 제1 작동 모드(OEI)에 해당하는 적어도 하나의 제1 한계 표시기(91, 92)를 디스플레이(8)에 표시하는 단계(392)

를 포함하는, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 8

제7항에 있어서,

상기 임계 토크 한계(CC1)의 값은 적어도 하나의 제1 한계 표시기(91, 92)로부터 제1 한계 표시기(91)에 할당되는, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 9

제1항에 있어서,

상기 임계 토크 한계(CC1)가 잔여 결합 토크 한계(CR1)인 경우, 상기 방법(40)은,

● 제2 작동 모드(AEO)를 나타내는 정보(KAEO)를 생성하는 단계(491); 및

● 제2 작동 모드(AEO)에 상응하는 적어도 하나의 제2 한계 표시기(191, 192)를 디스플레이(8)에 표시하는 단계(492)

를 포함하는. 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 10

제7항에 있어서,

상기 임계 토크 한계(CC1)가 잔여 결합 토크 한계(CR1)인 경우, 상기 방법(40)은,

● 제2 작동 모드(AEO)를 나타내는 정보(KAEO)를 생성하는 단계(491); 및

● 제2 작동 모드(AEO)에 상응하는 적어도 하나의 제2 한계 표시기(191, 192)를 디스플레이(8)에 표시하는 단계(492)를 포함하고; 그리고

상기 방법(30,40)은,

● 적어도 하나의 제1 한계 표시기(9) 및 적어도 하나의 제2 한계 표시기(19)의 임계값(SAEO, SOEI)을 미리 결정하는 단계(300, 400); 및

● 적어도 하나의 메모리(14)에 임계값(SAEO, SOEI)을 저장하는 단계(301, 401)를 포함하는, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 11

제1항에 있어서,

상기 회전익 항공기(1)는 자동 비행 제어 시스템(15)과 블레이드(17)가 제공된 적어도 하나의 리프트 로터(16)를 포함하고, 상기 방법(30, 40)은 블레이드(17)에 적용되는 집합 피치 마진(MPC)을 계산 단계(393, 493), 및 적어도 하나의 임계 토크 한계(CC1)를 준수하면서 회전익 항공기(1)를 자동으로 조종하기 위해 블레이드(17)의 집합 피치(PC)를 제어하는 단계(394, 494)를 포함하는, 회전익 항공기(1)의 제어 방법.

청구항 12

적어도 2개의 연소 엔진(2, 3), 적어도 하나의 조절 시스템(13), 및 하나의 변속 시스템(4)을 포함하는 항공기(1)로서,

상기 적어도 2개의 엔진(2, 3)은 적어도 2개의 커플링(25, 26)에 의해 각각 변속기 시스템(4)에 기계적으로 연결되고,

회전익 항공기(1)는 제1항에 따른 제어 방법(30, 40)을 구현하도록 구성된 제어 시스템(10)을 포함하는, 항공기(1).

청구항 13

프로그램이 제12항에 따른 회전익 항공기의 제어 시스템(10)에 의해 실행될 때, 제1항에 따른 제어 방법이 구현되도록 하는 명령을 포함하는 컴퓨터 프로그램.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 출원은 2023년 10월 26일 출원된 FR 23 11651 호의 우선권을 주장하며, 그 개시내용 전체는 본 명세서에 참고로 포함된다.

[0002] 본 발명은 회전익 항공기를 제어하기 위한 방법, 및 그 제어 방법과 연관된 회전익 항공기 및 컴퓨터 프로그램에 관한 것이다.

[0003] 회전익 항공기는 회전익 항공기에 양력을 제공하고 또한 추진력을 제공하는 데 도움이 되는 적어도 하나의 로터를 포함한다.

[0004] 예를 들어, 회전익 항공기는 회전익 항공기에 양력과 추진력을 제공하는 데 도움이 되는 메인 로터를 포함할 수 있으며, 이 메인 로터는 집합적으로 그리고 주기적으로 가변적인 피치가 있는 블레이드를 갖는다. 회전익 항공기는 또한 다른 메인 로터 또는 후방 로터와 같이 요(yaw) 동작을 제어하는 데 도움이 되는 시스템을 포함할 수 있다. 피치 제어 시스템은, 예를 들어 조종사 또는 승무원에 의해 활성화될 수 있다. 또는, 이 시스템은 오토파일럿이라고 하는 자동 제어 시스템에 의해 활성화될 수 있다.

[0005] 회전익 항공기는, 로터 또는 로터들을 움직이기 위해서, 다중 엔진 동력 장치일 수 있는 동력 장치와 엔진으로부터 하나 이상의 로터로 이어지는 동력 변속기 시스템을 포함한다.

[0006] 예를 들어, 두 개의 엔진이 기어박스에 연결되어 있고, 이 기어박스는 로터 또는 로터들을 움직인다. 그 다음, 기어박스는 각 엔진에 대한 하나의 기계적 입력을 포함하고, 기계적 입력은 혼합 유닛과 맞물리고, 혼합 유닛 각 로터에 대한 기어박스의 하나의 기계적 출력을 구동한다. 엔진 입력, 혼합 유닛 및 기계적 출력은 적어도 하나의 피니언 또는 하나의 톱니 휠, 적어도 하나의 샤프트, 적어도 하나의 감속 단계 등을 포함할 수 있다.

[0007] 엔진은 연료의 연소에 의해 움직이는 출력 샤프트를 갖는 열 엔진일 수 있다. 예를 들어, 적어도 하나의 엔진은 가스 발생기와 출력 샤프트에 연결된 자유 작동 터빈이 제공된 터보샤프트 엔진일 수 있다.

[0008] 각 엔진은 완전 자동 디지털 엔진 제어기(Full Authority Digital Engine Control, FADEC)라고 알려진 조절 시스템에 의해 제어될 수 있다. 이러한 조절 시스템은, 가스 발생기 또는 자유 터빈의 회전 속도, 내부 온도 또는 회전익 항공기의 로터 회전 속도 등과 같은, 제어된 엔진 또는 회전익 항공기의 작동 매개변수 값을 측정하는 감지 장치와 통신하는 엔진 컴퓨터를 포함한다.

[0009] 이 엔진 컴퓨터는, 예를 들어 이 출력 샤프트에서 소비되는 동력(power)에 관계없이 출력 샤프트의 회전 속도를 설정점 속도로 안정화하기 위해 관련 엔진에 연료를 공급하는 연료 계량 밸브를 제어하도록 구성된다. 이 동력은 비행 제어, 특히 헬리콥터의 메인 로터 블레이드 피치를 집합적으로 및/또는 순환적으로 변경하는 제어에 대한 조종사의 조치에 따라 달라진다. 또는 이러한 제어는 자동 비행 제어 시스템에 의해 작동될 수 있다.

[0010] 터보샤프트 엔진의 출력 샤프트 회전 속도(N2)의 함수로서 조절을 구현하면, 엔진의 출력 샤프트에서 생산되는 동력이 로터 또는 로터들이 소비하는 동력과 영구적으로 일치하게 되며, 이는 로터 또는 로터들이 회전익 항공기의 양력을 생성하는 기능과 호환성이 있는 공칭 회전 속도로 회전한다는 것을 의미한다.

[0011] 그러나 엔진 컴퓨터는 엔진에서 생성된 동력이 엔진 또는 동력 변속기 시스템에 허용되는 기계적 한계를 초과하지 않도록 구성된다. 일반적으로, 특정 한계 및 사용 기간과 관련된 다양한 작동 모드가 규정된다. 각 작동 모드에 대해, 이러한 한계는, 예를 들어 엔진에 의해 전달되는 토크에 대한 한계, 엔진의 내부 온도에 대한 한계, 엔진 샤프트의 회전 속도에 대한 한계, 동력 변속기 시스템의 적어도 하나의 구성원의 토크에 대한 한계 등을 포함할 수 있다.

[0012] 다중 엔진 항공기에 알려진 작동 모드는 모든 엔진이 정상적으로 작동하는 특정 기간 동안 사용할 수 있는 "모든 엔진 작동(All Engines Operating(AEO)" 작동 모드와, 엔진 중 하나가 고장난 경우 특정 기간 동안 사용할 수 있는 "한 엔진 작동 불능(One Engine Inoperative(OEI)" 작동 모드를 포함한다. 특정 작동 모드를 사용하면, 엔진이나 동력 변속기 시스템에 대한 유지 관리 작업을 수행해야 할 수도 있다.

[0013] 그러므로, 엔진 컴퓨터는 관련 엔진의 출력을 조절하는 방식으로 연료 계량 밸브를 제어한다. 제1 유형의 조절은 한계 초과를 방지하면서 출력 샤프트의 회전 속도를 설정값으로 가져오는 것으로 구성된다. 이러한 유형의 조절은 관련 엔진 출력 샤프트의 회전 속도에 따라 달라지기 때문에 N2 조절이라고 한다.

[0014] 또 다른 유형의 조절은, 예를 들어 열역학적 효율성 측면에서 최적의 작동 지점에 도달하기 위해 엔진에 미리 규정된 동력을 전달하는 것으로 구성된다.

[0015] 그러나 회전익 항공기의 경우, 엔진 중 적어도 하나가 출력 샤프트의 회전 속도(N2)의 함수로서 조절되는 것이 유리하다. 실제로, "N2" 조절로 지칭되는 이러한 조절은 리프트 로터의 회전 속도(NR)의 규칙적인 감소를 방지할 수 있게 하며, 이는 그 자체가 회전 속도(N2)에 직접적으로 연관되어 있다.

[0016] 한계에 도달하면, 엔진 컴퓨터는 엔진으로 전달되는 연료의 유량을 제한하고, 출력 샤프트에 의해 전달되는 동력은 필요한 동력 이하로 떨어진다. 그 다음, 조종사는 비행에 필요한 동력을 감소하기 위해 비행 제어에 조치

를 취해야 한다.

[0017] 이를 위해, 회전익 항공기는 조종사가 상황을 평가할 수 있도록 하는 다양한 표시기를 포함할 수 있다. 이러한 표시기는, 메인 로터의 회전 속도 및 관련 한계를 나타내는 표시기, 엔진의 모니터링 매개변수(온도, 모드, 토크)의 현재 값과 관련 한계를 나타내는 엔진 표시기, 동력 변속기 시스템의 모니터링 매개변수의 현재 값 및 관련 한계를 나타내는 표시기, 및 여러 모니터링된 매개변수 중에서, 이러한 한계 중 하나에 가장 가까운 매개변수와 관련된 정보를 표시하는 제1 한계 표시기를 포함할 수 있다.

[0018] 또한, 엔진 조절 시스템에 결함이 있거나 고장난 경우, 해당 엔진에 공급되는 연료의 유량은 가장 최근에 사용된 유량 값으로 고정된다. 조종사는 이 사실을 알고 안전상의 이유로 문제의 엔진을 끄거나 N2 조절 대상이 아닌 엔진을 사용하여 그대로 비행을 계속할 수 있다.

[0019] 그대로 비행을 계속하는 경우, 조종사는 기계적 동력 변속기 시스템의 한계를 초과하지 않는지 확인해야 한다. 쌍발(twin-engine) 회전익 항공기에서, 조종사가 조종을 수행하기 위해 출력을 요청하는 경우, N2 조절 엔진과 N2 조절되지 않는 엔진에 의해 전달되는 동력의 합은, 예를 들어 기어박스의 혼합 장치에 의해 허용되는 값보다 높아질 수 있다.

[0020] 보다 일반적으로, 회전익 항공기 엔진 중 하나의 고의적이거나 우발적인 조절 부족을 관리하려면, 기계적 동력 변속기 시스템의 한계를 초과하지 않기 위해 승무원에게 추가 작업 부하가 걸릴 수 있다.

배 경 기 술

[0021] 또한, 특허문헌 US 2019/382124, US 2014/283527, US 2016/221685, EP 3251955, 및 US 2013/054053은 회전익 항공기를 제어하기 위한 다른 알려진 방법에 관한 것이다.

발명의 내용

과제의 해결 수단

[0022] 발명의 목적 및 개요

[0023] 따라서 본 발명의 목적은 다중 엔진 회전익 항공기의 엔진 조절 시스템에 결함이 있거나 엔진 중 하나가 조절되지 않는 경우, 승무원의 작업 부하를 제한하는 데 도움이 되는 방법을 제안하는 데 있다. 더욱이, 이 방법은 조종사가 회전익 항공기의 기계적 동력 변속기 시스템을 저하시킬 위험 없이, 완전히 안전한 상태에서 조종 조작을 수행할 수 있게 한다.

[0024] 그러므로 본 발명은 회전익 항공기를 제어하는 방법에 관한 것으로, 회전익 항공기는 적어도 2개의 연소 엔진, 적어도 하나의 조절 시스템, 및 하나의 변속기 시스템을 포함하며, 상기 적어도 2개의 엔진은 적어도 2개의 커플링에 의해 각각 변속기 시스템에 기계적으로 연결된다.

[0025] 본 발명에 따르면, 이러한 제어 방법은 적어도 다음 단계를 포함한다는 점에서 주목할 만하다:

[0026] ● 상기 적어도 두 개의 엔진 중에서 N2 조절 엔진으로 지칭되는 적어도 하나의 엔진을 식별하는 단계로서, 상기 적어도 하나의 N2 조절 엔진은, 상기 적어도 하나의 N2 조절 엔진 중 적어도 하나의 제1 출력 샤프트의 회전 속도(N2)의 함수로서 조절되는 연료 유량으로 연료가 공급되고, 상기 적어도 하나의 제1 출력 샤프트의 회전 속도(N2)에 따라 적어도 하나의 제1 조절 시스템에 의해 전송되는 유량 설정점의 함수로서 제어되는 적어도 하나의 제1 연료 계량 밸브에 의해 공급되는 엔진으로 확인되는, N2 조절 엔진의 식별 단계;

[0027] ● 상기 적어도 두 개의 엔진 중에서 비-N2' 조절 엔진으로 지칭되는 엔진을 식별하는 단계로서, 비-N2' 조절 엔진은, 제2 출력 샤프트의 회전 속도(N2')의 함수로서 조절되지 않는 연료 유량으로 연료가 공급되고, 조절되지 않거나, 또는 제2 출력 샤프트의 회전 속도(N2')와 무관하게, 적어도 하나의 제2 조절 시스템에 의해 전송되는 유량 설정점의 함수로서 제어되는 제2 연료 계량 밸브에 의해 공급되는 엔진으로 식별되는, 비-N2' 조절 엔진의 식별 단계;

[0028] ● 상기 적어도 하나의 제1 출력 샤프트에 연결된 변속기 시스템의 적어도 하나의 제1 커플링에 대한 적어도 하나의 제1 허용 입력 토크 한계를 결정하는 단계;

[0029] ● 제2 출력 샤프트에 연결된 변속기 시스템의 제2 커플링에 대한 제2 허용 입력 토크 한계를 결정하는 단계;

[0030] ● 상기 제2 출력 샤프트에 의해 변속기 시스템의 제2 커플링에 전달되는 제1 현재 작동 토크를 결정하는 단계;

[0031] ● 변속기 시스템의 혼합 유닛의 적어도 하나의 부재에 대한 적어도 하나의 허용 잔여 결합(combined) 토크 한계를 결정하는 단계로서, 상기 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계가 다음 공식에 따라 계산되는, 적어도 하나의 허용 잔여 결합 토크 한계를 결정하는 단계:

[0032] $$CR1 = \mathrm{Cadm} - (\mathrm{C1} * \mathrm{Z})$$

[0033] 상기 식에서,

[0034] Cadm은 상기 혼합 유닛의 적어도 하나의 부재에 대한 허용 결합 토크 한계이고;

[0035] C1은 제2 출력 샤프트에 의해 변속기 시스템의 제2 커플링에 전달되는 제1 현재 작동 토크이고; 그리고

[0036] Z는 제2 커플링의 회전 속도와 혼합 유닛의 상기 적어도 하나의 부재의 회전 속도 사이의 감소 계수이고;

[0037] ● 상기 적어도 하나의 제1 입력 토크 한계, 제2 입력 토크 한계, 및 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계 중에서 가장 낮은 값으로서 임계 토크 한계를 식별하는 단계; 및

[0038] ● 상기 적어도 하나의 제1 조절 시스템의 제어 설정점 한계를 생성하는 단계로서, 이 제어 설정점 한계는 상기 임계 토크 한계의 함수로 생성되는, 제어 설정점 한계 생성 단계.

[0039] 비-N2' 조절 엔진을 식별하는 단계는 다양한 방식으로 구현될 수 있다. 예를 들어, 동일한 방식으로 작동해야 하는 동일한 엔진을 장착한 항공기에서, 이 단계는 하나의 엔진에 연료를 공급하는 제1 연료 계량 밸브에 의해 공급되는 제1 연료 유량과 다른 엔진에 연료를 공급하는 제2 연료 계량 밸브에 의해 공급되는 제2 연료 유량 사이에 미리 정해진 차이가 초과되었음을 검출함으로써 엔진의 비대칭 작동을 검출하는 단계를 포함할 수 있다.

[0040] 또 다른 예에 따르면, 비-N2' 조절 엔진은 연료 계량 밸브에 의해 허용되는 연료 유량이 시간 간격에 따라 일정한 경우, 또는 제2 출력 샤프트의 회전 속도(N2')와 상이한 조절 매개변수에 따라 변하는 경우를 식별할 수 있다.

[0041] 또 다른 예에 따르면, 비-N2' 조절 엔진은 연료 계량 밸브에 의해 허용되는 연료 유량과 그에 따른 측정 밸브의 위치가 수신하는 계량 밸브의 유량이나 위치 설정점과 일치하지 않을 때 식별될 수 있다.

[0042] 비-N2' 조절 엔진을 식별하는 이러한 단계는, 유선 또는 무선 수단을 통해, 각 엔진의 연료 유량 설정점을 관리하는 하나 이상의 엔진 컴퓨터(예를 들어, FADEC)를 포함하는 하나 이상의 조절 시스템에 연결된 제어 시스템의 수단에 의해 구현될 수 있다. 따라서 제어 시스템의 제어기는 N2 조절 엔진과 비-N2' 조절 엔진을 식별할 수 있다.

[0043] 또한, 각 제1 출력 샤프트의 회전속도(N2)에 따른 조절 파라미터에 따라 해당 연료유량이 미리 정해진 시간 간격 내에서 가변되는 경우, 각 N2 조절 엔진을 식별할 수 있다.

[0044] 또한, 제1 및 제2 입력 토크 한계를 결정하는 단계는 회전익 항공기의 비행 전에 계산, 테스트, 또는 시뮬레이션을 통해 구현될 수 있다. 그 다음, 제1 및 제2 입력 토크 한계는 회전익 항공기의 제어 시스템에 의해 전송되어 저장된다.

[0045] 제1 현재 토크를 결정하는 단계는 제어 시스템에 의해, 예를 들어 토크미터와 같은 감지 장치 수단에 의해 변속기 시스템의 입력 샤프트 상에서 취해지는 토크 측정 수단에 의해 또는 실제로 N2 조절 및 비-N2' 조절 엔진 각각의 엔진 컴퓨터에 의해 전송되는 동력 및 회전 속도와 관련된 정보에 의해 구현될 수 있다.

[0046] 또한, 허용 토크 한계(Cadm) 및 감소 계수(Z)의 값은 지상 테스트, 비행 테스트, 또는 시뮬레이션에 의해 결정될 수 있다.

[0047] 따라서, 허용 토크 한계(Cadm) 및 감소 계수(Z)의 값은 회전익 항공기의 임무 이전에 회전익 항공기에 탑재된 적어도 하나의 메모리에 저장될 수 있다.

[0048] 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계를 결정하는 단계는 비-N2' 조절 엔진을 식별한 후 비행 중에 구현된다. 실제로, 제어 시스템의 제어기는 변속기 시스템의 혼합 유닛의 부재 또는 부재들의 적어도 하나의 허용 결합 토크 한계로부터 그리고 상기 비-N2' 조절 엔진에 의해 전달되는 제1 현재 작동 토크로부터 잔여 결합 토크 한계 또는 한계를 계산할 수 있다.

[0049] 혼합 유닛의 개개 부재에 대한 허용 결합 토크 한계는 회전익 항공기의 비행 전에 계산, 테스트 또는 시뮬레이션을 통해 결정될 수 있다. 따라서 허용 결합 토크 한계 또는 한계들은 회전익 항공기의 제어 시스템 메모리에 전송되고 저장된 미리 정해진 값이다.

[0050] 그 다음, 제어 시스템의 제어기는 적어도 하나의 제1 입력 토크 한계, 제2 입력 토크 한계, 및 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계의 값을 비교함으로써 임계 토크 한계를 식별한다.

[0051] 이러한 임계적 토크 한계에 따라, 상기 적어도 하나의 제1 조절 시스템의 제어 설정점 한계를 생성하는 단계는, 입력 토크 한계 또는 결합 토크 한계가 초과되는 것을 방지하기 위해, 조종사의 개입 없이 제어할 수 있게 하고, 그리고 실제로 N2 조절 및 비-N2' 조절 엔진에 의해, 변속기 시스템에 공동으로 전달되는 총 동력을 제한할 수 있게 한다. 특히, 변속기 시스템으로 전달되는 동력의 한계는 회전익 항공기 조종사에 의해 수동으로 구현되거나, 또는 자동 비행 제어 시스템에 의해 자동으로 구현되어 제1 조절 시스템 또는 시스템들의 제어 설정값 한계를 준수할 수 있다.

[0052] 따라서 이러한 제어 방법은, 특히 엔진들 중 하나에 조절 장치가 없는 경우, 엔진에 의해 동력 변속기 시스템으로 전달되는 토크를 제한함으로써, 변속기 시스템의 부재를 보호하는 데 도움이 된다.

[0053] 또한, 제1 및 제2 입력 토크 한계 각각은 특정 작동 모드에 해당하는 한계의 최대 사용 기간 동안 규정될 수 있다. 제1 커플링의 여러 제1 입력 토크 한계는 제1 입력 토크 한계 세트를 형성할 수 있고, 제2 커플링의 여러 제2 입력 토크 한계는 제2 입력 토크 한계 세트를 형성할 수 있다.

[0054] 결과적으로, 각 잔여 결합 토크 한계는 특정 작동 모드에 해당하는 한계의 최대 사용 기간 동안 규정될 수도 있다. 그 다음, 혼합 유닛 부재의 여러 잔여 결합 토크 한계가 잔여 결합 토크 한계 세트를 형성할 수 있다.

[0055] 또한, 작동 모드에 해당하는 세트의 잔여 결합 토크 한계는 동일한 작동 모드에 해당하는 제1 세트와 제2 세트의 입력 토크 한계와 비교된다.

[0056] 즉, 제어 방법은 여러 작동 모드에 대한 여러 번의 임계 토크 한계를 동시 또는 순차적인 식별을 구현할 수 있다.

[0057] 실제로, 비-N2' 조절 엔진을 식별하기 전에, 비-N2' 조절 엔진은 초기에는 제2 조절 시스템에 의해 전송된 유량 설정점의 함수로 제어되는 제2 연료 계량 밸브에 의해 공급되는 조절된 연료 유량으로 연료가 공급되는 N2' 조절 엔진일 수 있다.

[0058] 즉, 비-N2' 조절 엔진의 식별은, 예를 들어 조종사 훈련 목적을 위해, 조종사가 의도적으로 내린 명령에 따라 비행 중에 수행될 수 있다. 비-N2' 조절 엔진의 식별은 기술적인 문제가 발생한 후 비행 중에 수행될 수도 있다.

[0059] 실제로, 비-N2'조절 엔진이 식별되면, 제2 조절 시스템의 오류가 식별될 수 있다.

[0060] 이러한 오류는, 예를 들어 제2 조절 시스템의 전자 보드 중 하나에서 발생한 결함으로 구성될 수 있으며, 입력 데이터의 불일치를 식별함으로써 검출될 수 있다. 위에서 언급한 바와 같이, 제2 조절 시스템의 이 결함은 연료 계량 밸브에 의해 허용되는 연료 유량이 수신된 유량 설정점을 향해 이동하려고 하지 않을 때 식별될 수 있다.

[0061] 또 다른 유리한 양태에 따르면, 제어 설정점 한계는 적어도 하나의 제1 출력 샤프트에서 변속기 시스템의 적어도 하나의 제1 커플링으로 전달되는 제2 현재 작동 토크가 임계 토크 한계 이하로 유지되도록 생성될 수 있다.

[0062] 또한, 제어 설정점 한계의 준수는 하나 이상의 조절 시스템의 제어 설정점을 낮추거나, 집합적 피치 레버 수단에 의해 리프트 로터의 블레이드의 집합적 피치를 낮추도록 명령함으로써 구현될 수 있다. 실제로, 블레이드의 집합적 피치를 이렇게 낮추면, 현재 작동 모드에 따라 미리 정해진 회전 속도로 로터를 회전하는 데 필요한 동력을 줄일 수 있다.

[0063] 또한, 임계 토크 한계가 상기 적어도 하나의 제1 입력 토크 한계와 제2 입력 토크 한계 중 하나인 경우, 상기 적어도 하나의 제1 조절 시스템은 상기 적어도 하나의 제1 연료 계량 밸브에 의해 공급되는 연료 유량을 적어도 하나의 리프트 로터의 제1 회전 속도 설정점(Nrref1)의 함수로 조절할 수 있다.

[0064] 실제로, 이 제1 회전 속도 설정점(Nrref1)은 미리 정해진 기준값으로부터 미리 설정되거나 산출되는 기준값과 동일할 수 있으며, 예를 들어, 미리 정해진 기준값의 105%와 동일할 수 있다. 이러한 제1 회전 속도 설정점은 회전익 항공기의 하나 이상의 제1 작동 모드에 해당할 수 있으며, 여기서 모든 엔진 중 하나의 엔진이 엔진 토

크를 로터에 전달할 수 없다.

[0065] 또한, 제1 회전 속도 설정점(Nrref1)은 지상 테스트, 비행 테스트, 또는 시뮬레이션에 의해 결정될 수 있다.

[0066] 따라서 이러한 제1 회전 속도 설정점(Nrref1)은 회전익 항공기의 임무 수행에 앞서 회전익 항공기에 탑재된 적어도 하나의 메모리에 저장될 수 있다.

[0067] 그러나 임계 토크 한계가 상기 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계라고 할 때, 상기 적어도 하나의 제1 조절 시스템은 상기 적어도 하나의 리프트 로터의 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)의 함수로 적어도 하나의 제1 연료 계량 밸브에 의해 공급되는 연료 유량을 조절할 수 있으며, 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)은 제1 회전 속도 설정점(Nrref1)보다 적다.

[0068] 이 경우, 이러한 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)은 미리 정해진 기준값으로부터 미리 정해지거나 산출된 기준값과 동일할 수 있으며, 예를 들어 미리 정해진 기준값의 100%일 수 있다. 이러한 제2 회전 속도 설정점은 모든 엔진이 엔진 토크를 리프트 로터에 전달할 수 있는 회전익 항공기의 하나 이상의 제2 작동 모드에 해당할 수 있다.

[0069] 또한, 이 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)은 지상 테스트, 비행 테스트, 또는 시뮬레이션에 의해 결정될 수도 있다.

[0070] 따라서 이러한 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)은 회전익 항공기의 임무 이전에 회전익 항공기에 탑재된 적어도 하나의 메모리에 저장될 수 있다.

[0071] 더 나아가, 제어 방법은 회전익 항공기 내부 또는 회전익 항공기 외부에 배치된 디스플레이 상에 조종에 유용한 정보를 표시하는 단계를 포함할 수 있다.

[0072] 제1 대안에 따르면, 임계 토크 한계가 상기 적어도 하나의 제1 입력 토크 한계와 제2 입력 토크 한계 중 하나인 경우, 이 방법은 다음 단계를 포함할 수 있다:

[0073] ● 제1 작동 모드를 나타내는 정보를 생성하는 단계; 및

[0074] ● 디스플레이에 제1 작동 모드에 해당하는 적어도 하나의 제1 한계 표시기를 표시하는 단계.

[0075] 그러한 적어도 하나의 제1 한계 표시기는, 예를 들어 스케일에 대한 인덱스를 포함할 수 있다. 그 다음 인덱스는 엔진에 의해 전달되는 엔진 토크의 현재 값을 나타낸다. 따라서 그러한 인덱스는, 예를 들어 회전익 항공기에 의해 수행되는 비행 및 기동 조건의 함수로서 스케일과 관련하여 이동할 수 있다.

[0076] 실제로, 임계 토크 한계 값은 상기 적어도 하나의 제1 한계 표시기 중에서 제1 한계 표시기에 할당될 수 있다.

[0077] 따라서 제1 OEI 한계 표시기의 눈금에 있는 마크는 상기 적어도 하나의 임계 토크 한계의 현재 값을 나타낼 수 있다. 그러한 마크는 최대 비행 시간 동안 작동하는 엔진 또는 엔진들에 대한 미리 정해진 부하 수준을 준수하기 위해 통과해서는 안 되는 임계값을 구성한다.

[0078] 또한, 눈금이 있는 여러 마크가 동시에 표시될 수 있으며, 이 제1 작동 모드에 따라 상이한 부하 수준을 준수하기 위해 통과해서는 안 될 상이한 임계값을 나타낼 수 있다. 그 다음, 미리 정해진 부하 수준은 해당 한계의 미리 정해진 최대 사용 기간에 해당할 수 있다.

[0079] 제2 대안에 따르면, 임계 토크 한계가 잔여 결합 토크 한계일 때, 이 방법은 다음 단계를 포함할 수 있다:

[0080] ● 제2 작동 모드를 나타내는 정보를 생성하는 단계; 및

[0081] ● 제2 작동 모드에 해당하는 적어도 하나의 제2 한계 표시기를 디스플레이에 표시하는 단계.

[0082] 전술한 제1 작동 모드에서와 같이, 그러한 적어도 하나의 제2 한계 표시기는, 예를 들어 인덱스와 눈금이 있는 스케일을 포함할 수 있다. 인덱스는 엔진에 의해 전달되는 토크의 현재 값을 나타낸다.

[0083] 실제로, 상기 적어도 하나의 임계 토크 한계의 값 및 값(들)은, 이 경우 상기 적어도 하나의 제2 한계 표시기에 할당되지 않는다.

[0084] 유리하게도, 이 방법은 다음 단계를 포함할 수 있다:

[0085] ● 상기 적어도 하나의 제1 한계 표시기와 적어도 하나의 제2 한계 표시기의 임계값을 미리 결정하는 단계; 및

[0086] ● 임계값을 적어도 하나의 메모리에 저장하는 단계.

[0087] 다시 말해, 상기 적어도 하나의 제1 한계 표시기와 적어도 하나의 제2 한계 표시기의 임계값은 회전익 항공기의 임무 상류에서, 예를 들어 벤치 테스트, 비행 테스트 또는 시뮬레이션에 의해 결정될 수 있다.

[0088] 그 다음, 제어 시스템은 상기 적어도 하나의 제1 한계 표시기와 적어도 하나의 제2 한계 표시기의 서로 다른 임계값을 저장하기 위한 메모리를 포함한다.

[0089] 그러한 메모리는 회전익 항공기에 탑재되는 것이 유리하다.

[0090] 또 다른 유리한 실시형태에 따르면, 회전익 항공기는 자동 비행 제어 시스템과 블레이드가 구비된 적어도 하나의 리프트 로터를 포함하는데, 이 방법은 블레이드에 적용할 수 있는 집합적 피치 마진을 계산하는 단계, 상기 적어도 하나의 임계 토크 한계를 준수하면서 회전익 항공기를 자동으로 제어하기 위해 블레이드의 집합적 피치를 제어하는 단계를 포함할 수 있다.

[0091] 다시 말해서, 제어 시스템은 회전익 항공기의 자동 비행 제어 시스템에 연결되어, 회전익 항공기가 롤(roll)축, 피치(pitch)축, 요(yaw)축 및 집합적 피치 축과 같은 4개 축을 따라 제어될 수 있다. 그 다음, 제어 시스템의 제어기는 블레이드에 적용할 수 있는 하나 이상의 동력 마진, 또는 실제로 집합적 피치 마진을 생성하여 자동 비행 제어 시스템에 전송할 수 있다. 제어 시스템은 또한 자동 비행 제어 시스템에 상기 적어도 2개 엔진의 제1 작동 모드를 나타내는 정보 또는 상기 적어도 2개 엔진의 제2 현재 작동 모드를 나타내는 정보 중 어느 하나를 전송할 수 있다.

[0092] 본 발명의 목적은 또한 적어도 2개의 연소 엔진, 적어도 하나의 조절 시스템 및 하나의 변속기 시스템을 포함하는 회전익 항공기를 제공하는데 있으며, 상기 적어도 2개의 엔진은 적어도 2개의 커플링을 통해 변속기 시스템에 기계적으로 연결된다.

[0093] 이러한 회전익 항공기는 위에 언급된 제어 방법을 구현하도록 구성된 제어 시스템을 포함한다는 점에서 주목할 만하다.

[0094] 이러한 제어 시스템은 회전익 항공기에 통합되어, 회전익 항공기의 장비를 구성한다. 그 다음, 제어 시스템은 회전익 항공기의 비행 관리 장치와 자동 비행 제어 시스템에 연결될 수 있다.

[0095] 이러한 제어 시스템은 특히 컴퓨터와 메모리를 포함할 수 있다.

[0096] 본 발명의 목적은, 또한 상기 설명한 회전익 항공기의 제어 시스템에 의해 프로그램이 실행될 때, 상기 설명한 제어 방법이 구현되도록 하게 하는 명령을 포함하는 컴퓨터 프로그램을 제공하는데 있다.

[0097] 예를 들어, 컴퓨터 프로그램은 적어도 하나의 프로세서, 적어도 하나의 집적 회로, 적어도 하나의 프로그래밍 가능 시스템, 적어도 하나의 논리 회로, 및 메모리를 포함하는 컴퓨팅 장치 또는 컴퓨터에 의해 실행되며, 이러한 예는 "컴퓨팅 장치" 또는 "컴퓨터"라는 표현에 주어진 범위를 제한하지 않는다.

[0098] 메모리는 컴퓨터 프로그램과 컴퓨터 프로그램에서 사용되는 다양한 정보, 즉, 상기 액추에이터에 전송되는 제어 설정점, 제2 출력 샤프트에 의해 변속기 시스템의 제2 커플링으로 전달되는 제1 현재 작동 토크의 현재값, 변속기 시스템의 적어도 하나의 제1 커플링과 하나의 제2 커플링에 대한 제1 및 제2 허용 입력 토크 한계, 변속기 시스템의 혼합 유닛의 적어도 하나의 부재에 대한 허용 잔여 결합 토크 한계 또는 한계들, 및 임계 토크 한계를 저장하는 데 사용될 수 있다.

[0099] 이러한 메모리는 제1 작동 모드를 나타내는 정보나 제2 작동 모드를 나타내는 정보를 저장하는 데 사용될 수도 있다.

도면의 간단한 설명

[0100] 본 발명과 그 장점은 예시를 통해 그리고 첨부 도면을 참조하여 주어진 실시형태에 대한 다음 설명의 문맥에서 더 자세히 나타난다.

도 1은 본 발명에 따른 회전익 항공기의 측면도이다.

도 2는 본 발명에 따른 제어 방법을 도시하는 논리도이다.

도 3은 본 발명에 따른 제어 방법의 제1 변형을 도시하는 논리도이다.

도 4는 본 발명에 따른 제어 방법의 제2 변형을 도시하는 논리도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0101] 2 이상의 도면에 존재하는 요소는 각 도면에서 동일한 참조부호가 제공된다.

[0102] 이미 언급한 바와 같이, 본 발명은 회전익 항공기를 제어하는 방법에 관한 것이다.

[0103] 도 1에 도시된 바와 같이, 이러한 회전익 항공기(1)는 제1 엔진(2) 및 제2 엔진(3)을 포함하는 적어도 2개의 연소 엔진(2, 3)을 포함한다. 엔진(2, 3)은 각각 변속기 시스템(4)을 통해 회전익 항공기(1)를 공중에 유지하는 최소한의 양력을 제공하는 적어도 하나의 리프트 로터(16)에 엔진 토크를 전달할 수 있다. 따라서 엔진(2, 3)은 블레이드(17)가 제공된 적어도 하나의 리프트 로터(16)에 연결되는 변속기 시스템(4)에 연결된다.

[0104] 변속기 시스템(4)은 제1 엔진(2)의 적어도 하나의 제1 출력 샤프트(5)와 연결된 적어도 하나의 제1 커플링(25), 제2 엔진(3)의 제2 출력 샤프트(6)에 연결된 제2 커플링(26), 및 리프트 로터(16)에 연결된 적어도 하나의 출력 샤프트(18)를 포함한다.

[0105] 변속기 시스템(4)은, 예를 들어 기어, 감속 스테이지, 및 적어도 하나의 혼합 유닛(7)과 같은 여러 내부 부재를 포함한다.

[0106] 더욱이, 그러한 회전익 항공기(1)는 또한 제1 엔진(2)의 연료 흡입을 조절하기 위한 적어도 하나의 제1 조절 시스템(12)을 포함한다. 회전익 항공기(1)는 제2 엔진(3)의 연료 흡입을 조절하기 위한 제2 조절 시스템(13)을 포함할 수 있다.

[0107] 또한, 제1 엔진(2)에는 제1 조절 시스템(12)에 의해 제어되는 제1 연료 계량 밸브(22)에 의해 연료가 공급된다. 따라서, 제1 엔진(2)은 이하에서 N2 조절 엔진으로 지칭되며, N2는 제1 출력 샤프트(5)의 회전 속도(N2)에 해당한다. 제1 연료 계량 밸브(22)는 제1 조절 시스템(12)에 의해 전송되는 위치 또는 유량 설정점에 따라 N2 조절 엔진(2)에 전달되는 연료 유량을 변경할 수 있다.

[0108] 또한, 제2 엔진(3)은 제2 출력 샤프트(6)의 회전 속도(N2')에 대응하는 N2'로 조절되지 않는 제2 조절 시스템(13)에 의해 제어되거나, 또는 고장 또는 정지 시 제2 조절 시스템(13)에 의해 제어되지 않는 제2 연료 계량 밸브(23)에 의해 연료가 공급될 수 있다. 대안적으로, 제2 엔진(3)은 N2'로 조절되지 않을 수도 있다. 따라서 제2 엔진(3)은 본 발명의 방법과 관련하여 이후 비-N2' 조절 엔진으로 지칭될 수 있다.

[0109] 본 발명에 따른 제어 방법은, 유선 또는 무선 수단을 통해 적어도 제1 조절 시스템(12) 및 제2 조절 시스템(13)이 존재할 경우 제2 조절 시스템(13)에 연결된 제어 시스템(10)에 의해 구현된다. 그러한 제어 시스템(10)은, 예를 들어 하나 이상의 감지 장치, 하나 이상의 컴퓨터 및 적어도 하나의 메모리(14), 적어도 하나의 집적 회로, 적어도 하나의 프로그램 가능 시스템, 적어도 하나의 논리 회로가 있는 제어기(11)를 포함할 수 있고, 이러한 예는 "제어 시스템"이라는 용어에 부여되는 범위를 제한하지 않는다. "컴퓨터"라는 용어는 프로세서, 중앙처리 장치(CPU), 그래픽 처리 장치(GPU), 디지털 신호 프로세서(DSP), 마이크로컨트롤러 등을 동일하게 지칭할 수 있다.

[0110] 또한, 메모리(14)는 본 발명에 따른 제어 방법을 구현하는 컴퓨터 프로그램을 저장하는 데 사용될 수 있다.

[0111] 또한, 제어 시스템(10)의 제어기(11)는 엔진이 N2 조절 엔진인지 또는 비-N2' 조절 엔진인지를 결정하도록 구성된다.

[0112] 도 2 내지 도 4에 도시된 바와 같이, 제어 방법(30, 40)은, 제어기(11)에 의한, 적어도 2개의 엔진(2, 3) 중에서 N2 조절 엔진(2)의 식별 단계(31, 41)와, 제어기(11)에 의한, 적어도 2개의 엔진(2, 3) 중에서 비-N2' 조절 엔진(3)의 식별 단계(32, 42)를 포함한다.

[0113] 또한, 위에서 지적한 바와 같이, 비-N2' 조절 엔진은 N2'로 조절되지 않도록 구성된 엔진이거나 또는 초기에 N2'로 조절된 엔진일 수 있다. 따라서 고장이 발생한 경우를 제외하고, 이 엔진에는 제2 조절 시스템(13)에 의해 전송된 유량 설정점의 함수로서 제어되는 제2 연료 계량 밸브(23)에 의해 공급되는 N2'로 조절되는 연료 유량을 갖는 연료가 공급된다. 따라서 비-N2' 조절 엔진(3)의 식별 단계(32)는 제2 조절 시스템(13)의 결함을 식별함으로써 구현될 수 있다.

[0114] N2 조절 엔진 또는 엔진들(2)과 비-N2' 조절 엔진(3)이 식별되면, 제어 방법(30, 40)은 변속기 시스템(4)의 제1 커플링 또는 커플링들(25)에 대한 적어도 하나의 제1 허용 입력 토크 한계(E1)을 결정하는 단계(33, 43), 및 변

속기 시스템(4)의 제2 커플링(26)에 대한 제2 허용 입력 토크 한계(E2)를 결정하는 단계(34, 44)를 포함한다.

[0115] 제1 허용 입력 토크 한계(들)(E1) 및 제2 허용 입력 토크 한계(E2)는 비행 테스트, 벤치 테스트, 또는 시뮬레이션에 의해 회전익 항공기(1)의 현재 임무 이전에 결정될 수 있다. 이들 제1 및 제2 입력 토크 한계(E1, E2)는 제어 시스템(10)의 메모리(14)에 저장될 수 있다.

[0116] 그 다음, 이러한 제어 방법(30, 40)은 제2 출력 샤프트(6)에 의해 제2 커플링(26)으로 전달되는 제1 현재 작동 토크(C1)를 결정하는 단계(35, 45)를 포함한다.

[0117] 이러한 제1 현재 작동 토크(C1)는 특히 비-N2' 조절 엔진(3)에 의해 전달되는 현재 동력 및 제2 출력 샤프트(6)의 회전 속도에 기초하여 제어 시스템(10)의 제어기(11)에 의해 수행되는 계산에 의해 결정될 수 있다.

[0118] 이러한 제1 현재 작동 토크(C1)는 토크 센서에 의해 측정될 수 있다. "센서"라는 용어는 문제의 매개변수, 이 경우 제1 현재 작동 토크를 직접 측정할 수 있는 물리적 센서, 또한 하나 이상의 물리적 센서뿐만 아니라, 이러한 물리적 센서에 의해 제공되는 측정값을 기반으로 문제의 매개변수에 대한 추정을 제공할 수 있게 하는 신호 처리 수단을 포함할 수 있는 시스템을 의미하는 것으로 이해해야 한다.

[0119] 더욱이, 제어 방법(30, 40)은 변속기 시스템(4)의 혼합 유닛(7)의 적어도 하나의 부재에 대해 적어도 하나의 허용 잔여 결합 토크 한계(CR1)를 결정하는 단계(34, 44)를 포함한다. 또한, 이러한 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계(CR1)는 비-N2' 조절 엔진(3)의 제2 샤프트(6)에 의해 전달되는 제1 현재 작동 토크(C1)의 함수로서 제어 시스템(10)의 제어기(11)에 의해 계산된다.

[0120] 따라서, 잔여 결합 토크 한계(CR1)는 혼합 유닛(7)의 부재에 대한 허용 결합 토크 한계(Cadm)와 제1 현재 작동 토크(C1)의 곱 사이의 차이 및 제2 커플링(26)의 회전 속도와 혼합 유닛(7)의 부재의 회전 속도 사이의 감소 계수(Z)와 동일하다.

[0121] 또한, 이 허용 토크 한계(Cadm)는 비행 테스트, 벤치 테스트, 또는 시뮬레이션에 의해 회전익 항공기(1)의 현재 임무에 앞서 결정될 수도 있다. 이 허용 토크 한계(Cadm)는 제어 시스템(10)의 메모리(14)에도 저장될 수 있다.

[0122] 그 다음, 제어 방법(30, 40)은 적어도 하나의 임계 토크 한계(CC1)의 제어 시스템(10)의 제어기(11)에 의한 식별 단계(37, 47)를 포함한다. 이러한 임계 토크 한계(CC1)는 제1 입력 토크 한계 또는 한계들(E1), 제2 입력 토크 한계(E2), 및 잔여 결합 토크 한계 또는 한계들(CR1) 중 가장 낮은 값으로 식별된다.

[0123] 제어 방법(30, 40)은 N2 조절 엔진 또는 엔진들(2)에 대한 제1 조절 시스템 또는 시스템(들)(22)의 제어 설정점 한계(COM)을 생성하는 단계(38, 48)를 최종적으로 포함한다. 그러한 제어 설정점 한계(COM)는 상기 적어도 하나의 임계 토크 한계(CC1)의 함수로서 제어 시스템(10)의 제어기(11)에 의해 생성된다. 제1 조절 시스템 또는 시스템들(22)의 제어 설정점 한계(COM)를 생성하는 이 단계(38)는 허용 입력 토크 한계(E1, E2) 또는 잔여 결합 토크 한계(CR1)가 초과되는 것을 방지하기 위해 엔진(2, 3)에 의해 공동으로 변속기 시스템(4)에 전달되는 총 동력을 자동으로 제한하는 것을 가능하게 한다.

[0124] 따라서 제어 시스템(10)은 이러한 적어도 하나의 임계 토크 제한(CC1)을 준수하기 위해 제어 설정점(COM)을 제한할 수 있다.

[0125] 또한, 임계 토크 한계(CC1)가 상기 적어도 하나의 제1 입력 토크 한계(E1) 및 제2 입력 토크 한계(E2) 중 하나일 때, 상기 적어도 하나의 제1 조절 시스템(12)은 회전익 항공기(1)의 적어도 하나의 리프트 로터(16)의 제1 회전 속도 설정점(Nrref1)의 함수로서 연관된 제1 연료 계량 밸브(22)에 의해 공급되는 연료 유량을 조절할 수 있다. 이러한 제1 회전 속도 설정점(Nrref1)은 또한 리프트 로터 또는 로터들(16)의 공칭 회전 속도에 대응할 수 있거나, 또는 공칭 회전 속도에 기초하여 계산될 수 있으며, 예를 들어 공칭 회전 속도의 105%와 동일하다. 이 제1 회전 속도 설정값(Nrref1)은, 예를 들어 엔진들(2 또는 3) 중 하나가 엔진 토크를 제1 및 제2 입력 샤프트(5, 6) 중 하나에 전달하지 않는 경우에도 사용된다.

[0126] 그러나, 임계 토크 한계(CC1)가 상기 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계(CR1)인 경우, 상기 적어도 하나의 제1 조절 시스템(12)은 리프트 로터 또는 로터들(16)의 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)의 함수로서 상기 적어도 하나의 제1 연료 계량 밸브(22)에 의해 공급되는 연료 유량을 조절할 수 있으며, 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)은 제1 회전 속도 설정점(Nrref1)보다 작다.

[0127] 그러한 제2 회전 속도 설정점(Nrref2)는 리프트 로터 또는 로터들(16)의 공칭 회전 속도의 100%와 동일한 회전 속도에 대응할 수 있다. 이러한 제2 회전속도 설정값(Nrref2)은, 각각의 엔진(2, 3)이 엔진 토크를 제1 및 제2

입력 샤프트(5, 6)에 각각 전달할 때 사용될 수 있다.

[0128] 그 다음, 제어 시스템(10)은 임계 토크 한계(CC1)에 따라 N2 조절 엔진 또는 엔진들(2)에 의해 전달되는 동력을 제한할 수 있다.

[0129] 도 3에 도시된 바와 같이, 상기 적어도 하나의 임계 토크 한계(CC1)가 상기 적어도 하나의 제1 또는 제2 입력 토크 한계(E1, E2) 중 하나일 때, 방법(30)은 상기 적어도 2개의 엔진(2, 3)의 비대칭 또는 OEI 작동을 나타내는 정보(KOEI)를 생성하는 단계(391)를 포함할 수 있다.

[0130] 이 경우, 방법(30)은 비대칭 OEI 작동에 대응하는 적어도 하나의 OEI 한계 표시기(9)를 디스플레이(8) 상에 표시하는 단계(392)를 포함한다.

[0131] 이러한 디스플레이(8)는, 예를 들어 회전익 항공기(1) 조종석의 계기판에 장착된 스크린에 의해, 또는 실제로는 조종사가 착용한 헤드업 디스플레이 시스템에 의해 형성되고, 예를 들어 헬멧 또는 고글에 배열된다.

[0132] 이 경우, 디스플레이(8)는 제어 시스템(10)과 유선 또는 무선 수단을 통해 연결되어, 엔진(2, 3)의 비대칭 OEI 작동에 대응하는 임계 토크 한계(CC1)의 값을 OEI 한계 표시기(9)에 표시할 수 있다.

[0133] 다른 실시형태에 따르면, 그러한 디스플레이(8)는, 예를 들어 회전익항공기(1)가 원격으로 조종될 때, 회전익 항공기(1) 외부에 위치할 수도 있다.

[0134] 도 4에 도시된 바와 같이, 상기 적어도 하나의 임계 토크 한계(CC1)가 상기 적어도 하나의 잔여 결합 토크 한계(CR1)일 때, 이러한 방법(40)은 상기 적어도 2개의 엔진(2, 3)의 대칭 또는 AEO 작동을 나타내는 정보(KAEO)를 생성하는 단계(491), 및 대칭 AEO 작동에 대응하는 적어도 하나의 AEO 한계 표시기(19)를 디스플레이(8) 상에 표시하는 단계(48)를 포함할 수 있다.

[0135] 또한, 도 3 및 도 4에 도시된 바와 같이, 제어 방법(30, 40)은 상기 적어도 하나의 AEO 한계 표시기(19) 및 적어도 하나의 OEI 한계 표시기(9)의 임계값(SAEO, SOEI)을 미리 결정하는 단계(300,400)를 포함할 수 있다.

[0136] 또한, 제어 방법(30, 40)은 상기 적어도 하나의 AEO 한계 표시기(19) 및 적어도 하나의 OEI 한계 표시기(9)의 임계값(SAEO, SOEI)를 저장하는 단계(301, 401)를 포함할 수 있다.

[0137] 더욱이, 회전익 항공기(1)는 리프트 로터 또는 로터들(16)의 블레이드의 집합적인 피치에 작용할 수 있는 자동 비행 제어 시스템(15)을 또한 포함할 수 있다. 이러한 자동 비행 제어 시스템(15)은 유선 또는 무선 수단을 통해 제어 시스템(10)에 연결된다.

[0138] 방법(30, 40)은 상기 블레이드(17)에 적용 가능한 집합적 피치 마진(MPC)을 계산하는 단계(393, 493)를 포함할 수 있다. 계산 단계(393, 493)는 이를 자동 비행 제어 시스템(15)으로 전송하는 제어 시스템(10)에 의해 구현될 수 있다.

[0139] 그 다음, 방법(30, 40)은 상기 적어도 하나의 임계 토크 한계(CC1)를 준수하는 동안, 회전익 항공기(1)를 자동으로 조종하기 위해 블레이드(17)의 집합적인 피치 (PC)를 제어하는 단계(394, 494)를 포함할 수 있다.

[0140] 당연히, 본 발명은 그 구현과 관련하여 다양한 변형이 가능하다. 위에서 여러 실시형태가 설명되었지만, 모든 가능한 실시형태를 철저하게 식별하는 것은 불가능하다는 것을 쉽게 이해해야 한다. 본 발명의 범위를 벗어나지 않으면서 동등한 수단으로 기술된 수단을 대체하는 것을 자연스럽게 상상할 수 있다.

부호의 설명

[0141] 1: 회전익 항공기 2: 제1 엔진

3: 제2 엔진 4: 변속기 시스템

5: 제1 출력 샤프트 6: 제2 출력 샤프트

7: 혼합 유닛 8: 디스플레이

9,19: 표시기 10: 제어 시스템

11: 제어기 12: 제1 조절 시스템

13: 제2 조절 시스템 14: 메모리

15: 자동 비행 제어 시스템 16: 리프트 로터

17: 블레이드 18: 출력 샤프트

22: 제1 연료 계량 밸브 23: 제2 연료 계량 밸브

25: 제1 커플링 26: 제2 커플링

30;40: 제어 방법 31,32,37,41,42,47: 식별 단계

33,34,35,44,45: 결정 단계 38;48,391,491: 생성 단계

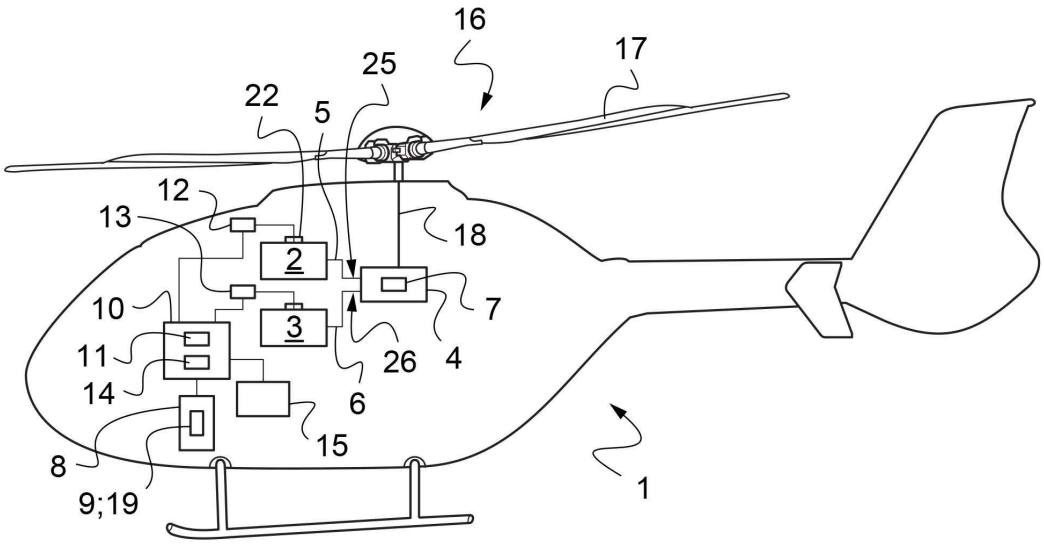
300, 400: 예비 결정 단계 301, 401: 저장 단계

392: 표시 단계 393, 493: 계산 단계

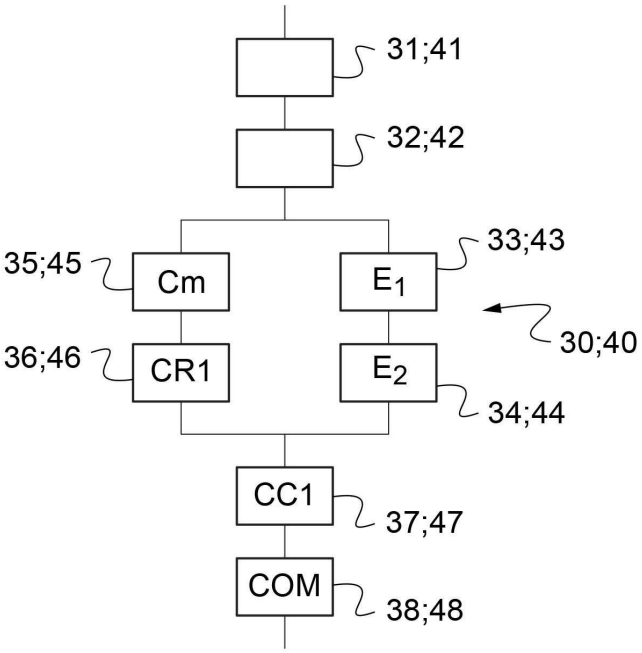
394, 494: 제어 단계

도면

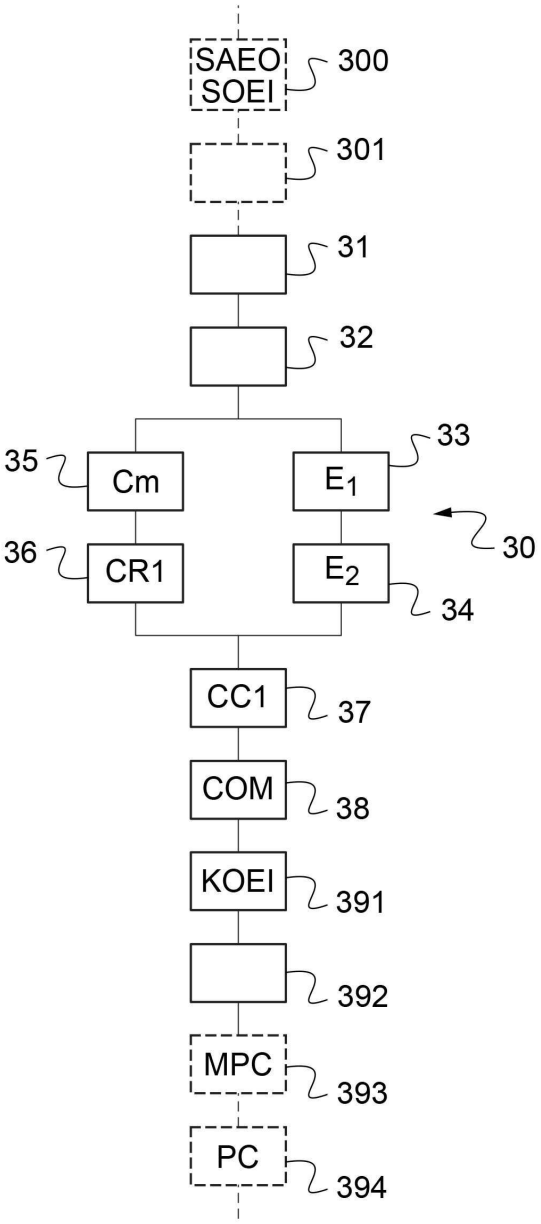
도면1



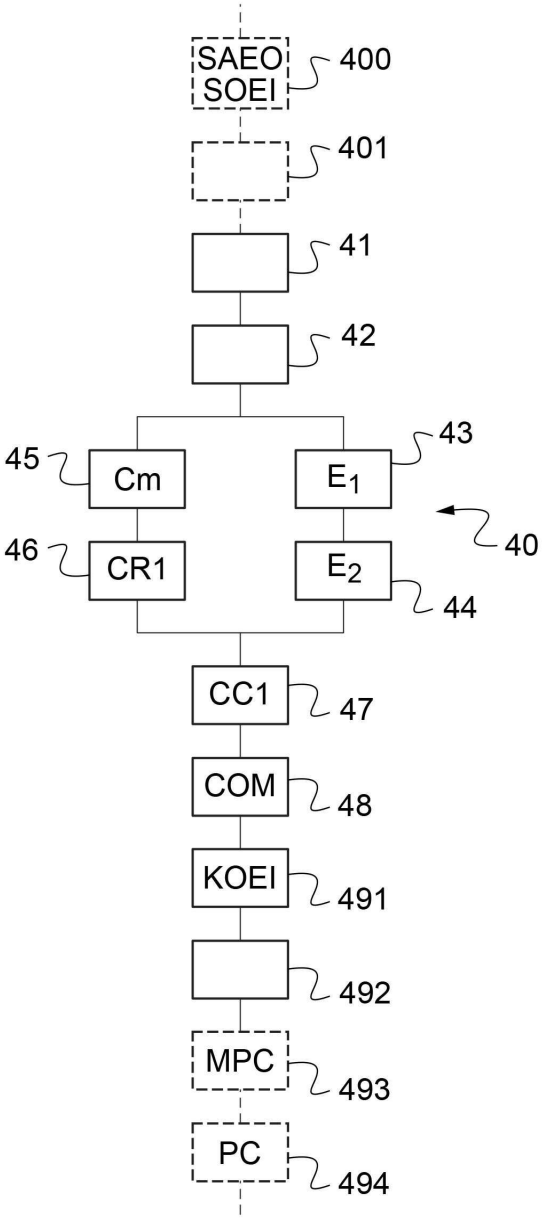
도면2


31;41
32;42
35;45
Cm
E1
33;43
30;40
36;46
CR1
E2
34;44
CC1
37;47
COM
38;48

도면3


SAEO
SOEI
300
301
31
32
35
Cm
E1
33
30
36
CR1
E2
34
CC1
37
COM
38
KOEI
391
392
MPC
393
PC
394

도면4


SAEO
SOEI
400
401
41
42
45
Cm
43
E1
40
46
CR1
E2
44
CC1
47
COM
48
KOEI
491
492
MPC
493
PC
494