



(19) 대한민국특허청(KR)

(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2015년12월10일

(11) 등록번호 10-1576638

(24) 등록일자 2015년12월04일

- (51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64D 35/04 (2006.01) **B64C 27/12** (2006.01)
B64D 31/00 (2006.01)
- (21) 출원번호 10-2013-0144906
- (22) 출원일자 2013년11월26일
 심사청구일자 2014년01월20일
- (65) 공개번호 10-2014-0067934
- (43) 공개일자 2014년06월05일
- (30) 우선권주장
 12 03181 2012년11월26일 프랑스(FR)
- (56) 선행기술조사문헌
 US20100013223 A1*
 US20090186320 A1
 US3963372 A
 WO2007114817 A1
 *는 심사관에 의하여 인용된 문헌

- (73) 특허권자
에어버스 헬리콥터스
 프랑스공화국, 마리그냥 세텍스 13725, 에어로포
 트 인터내셔널 마르세르 프로방스
- (72) 발명자
고메즈 나이메
 프랑스 13100 엑상프로방스, 애비뉴 모리스 블롱
 텔 7
- (74) 대리인
황의만

전체 청구항 수 : 총 19 항

심사관 : 신성식

(54) 발명의 명칭 3개의 엔진을 가지는 회전익 항공기와 제어 방법

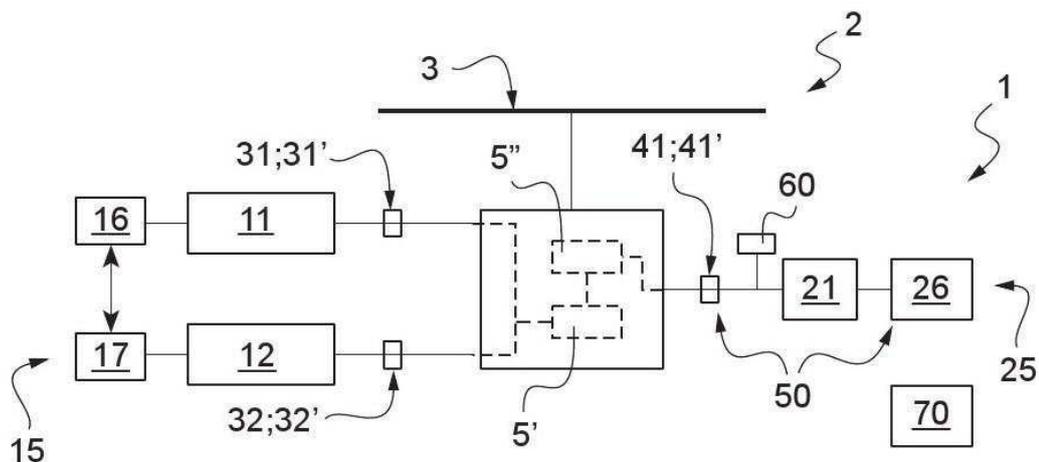
(57) 요약

본 발명은 회전익(2)과, 상기 회전익(2)의 회전을 구동하기 위한 적어도 하나의 메인 기어박스(5)를 가지는 항공기(1)를 제공하고,

상기 항공기(1)는 제 1 메인 엔진(11)과 상기 메인 기어박스(5)를 구동하는 제 2 메인 엔진(12)을 가지고, 가변인 설정점의 적용시, 상기 제 1 메인 엔진(11)과 상기 제 2 메인 엔진(12)을 조절하는 메인 조절 시스템(15)을 구비한다.

2차 엔진(21)은 또한 상기 메인 기어박스(5)를 구동할 수 있고, 상기 항공기(1)는 일정한 설정점의 적용시 상기 2차 엔진(21)을 조절하고, 상기 메인 조절 시스템(15)과는 독립적인 2차 조절 시스템(25)을 가진다.

대표도 - 도1



명세서

청구범위

청구항 1

회전익(2)과, 상기 회전익(2)의 회전을 구동하기 위한 적어도 하나의 메인 기어박스(5)를 가지는 항공기(1)로서,

상기 항공기(1)는 상기 메인 기어박스(5)를 구동하는 제 2 메인 엔진(12)과 제 1 메인 엔진(11)을 가지고, 가변인 설정점의 적용시, 상기 제 1 메인 엔진(11)과 상기 제 2 메인 엔진(12)을 조절하는 메인 조절 시스템(15)을 구비하고,

상기 항공기(1)는 상기 메인 기어박스(5)를 구동하는 2차 엔진(21)을 구비하고, 일정한 설정점의 적용시 상기 2차 엔진(21)을 조절하는 2차 조절 시스템(25)을 가지고, 상기 2차 조절 시스템(25)은 상기 메인 조절 시스템(15)과는 독립적이며,

상기 메인 조절 시스템(15)은 상기 제 1 메인 엔진(11)을 제어하는 제 1 메인 컨트롤 유닛(16)과, 상기 제 2 메인 엔진(12)을 제어하는 제 2 메인 컨트롤 유닛(17)을 포함하고, 상기 제 1 메인 컨트롤 유닛(16)은 상기 제 2 메인 컨트롤 유닛(17)과 교신하고, 상기 2차 조절 시스템(25)은 상기 2차 엔진(21)을 제어하는 2차 컨트롤 유닛(26)을 포함하고, 상기 2차 컨트롤 유닛(26)은 상기 메인 컨트롤 유닛(16, 17)과의 접속을 가지지 않는, 항공기.

청구항 2

삭제

청구항 3

제 1 항에 있어서,

프리휠(31, 32, 41) 또는 클러치(31', 32', 41')가 각 엔진(11, 12, 21)과 상기 메인 기어박스(5) 사이에 개재되는, 항공기.

청구항 4

제 1 항에 있어서,

상기 2차 엔진(21)은 상기 메인 엔진들(11, 12)의 반응도보다 짧은 반응도를 나타내는, 항공기.

청구항 5

제 1 항에 있어서,

상기 메인 엔진들(11, 12)은 동일하고, 상기 2차 엔진(21)은 상기 메인 엔진들(11, 12)과는 상이한, 항공기.

청구항 6

제 5 항에 있어서,

상기 메인 기어박스(5)는 회전 속도를 감소시키기 위해 복수의 스테이지(5', 5'')를 가지고, 상기 메인 엔진들(11, 12)은 제 1 속도 감소 스테이지(5')에 접속되고, 상기 제 2 엔진(21)은 제 2 속도 감소 스테이지(5'')에 접속되는, 항공기.

청구항 7

제 1 항에 있어서,

각각의 메인 엔진(11, 12)은 단일 컨틴젠시 동작 레이팅을 가지는, 항공기.

청구항 8

제 1 항에 있어서,

상기 2차 엔진(21)은 적어도 2개의 동작 레이팅을 가지고, 각 동작 레이팅은 일정한 각각의 설정점의 함수로서 조절되는, 항공기.

청구항 9

제 1 항에 있어서,

상기 2차 엔진이 연료 연소 엔진일 때에는, 상기 일정한 설정점은 고정된 파워 설정점이거나 연료 흐름률 설정점인, 항공기.

청구항 10

제 1 항에 있어서,

상기 항공기는 상기 2차 엔진(21)을 정지시키는 비활성화 수단(50)을 포함하는, 항공기.

청구항 11

제 1 항에 있어서,

상기 2차 엔진은 지상에 있을 때 상기 회전익(2)을 과속 상태로 놓이게 하기에 충분하지 않은 최대 파워를 발생시키는, 항공기.

청구항 12

제 1 항에 있어서,

상기 2차 엔진(21)은 상기 회전익(2)을 과속 상태로 놓이게 하기에 충분한 최대 파워를 발생시키고, 상기 항공기(1)는 상기 항공기가 지상에 있는지를 검출하는 검출 수단(710)을 포함하고, 지상에서 상기 2차 엔진을 억제하기 위한 억제 수단을 가지는, 항공기.

청구항 13

제 1 항에 있어서,

상기 항공기가, 임계 전진 속도보다 빠른 전진 속도를 가지는지 및 회전익이 임계 회전 속도를 초과하는지 중의 적어도 하나를 검출하기 위한 검출 시스템을 포함할 수 있고,

상기 항공기는 상기 항공기가 임계 전진 속도보다 빠른 전진 속도를 가질 때, 회전익이 임계 회전 속도를 초과할 때 및 회전익을 구동하기 위해 필요한 파워가 상기 2차 엔진에 의해 전달된 이용 가능한 파워보다 작을 때 중의 적어도 하나에서, 상기 2차 엔진을 억제하기 위한 억제 수단을 가지는, 항공기.

청구항 14

제 12 항에 있어서,

상기 억제 수단은 상기 2차 엔진을 제동시키기 위한 제동 수단(60)을 포함하는, 항공기.

청구항 15

제 12 항에 있어서,

상기 2차 엔진(21)과 상기 메인 기어박스(5) 사이에는 프리휠(41)이 개재되고, 상기 억제 수단은 상기 2차 엔진이 휴지 또는 정지 상태에 있게 하기 위한 수단을 포함하는, 항공기.

청구항 16

제 12 항에 있어서,

상기 2차 엔진(21)과 상기 메인 기어박스(5) 사이에 클러치(41')가 개재되고, 상기 억제 수단은 상기 클러치를

풀기 위한 수단을 포함하는, 항공기.

청구항 17

항공기(1)의 회전익(2)의 회전을 구동하는 메인 기어박스(5)의 회전을 구동하는 방법으로서,

상기 항공기(1)는 상기 메인 기어박스(5)를 구동하는 제 2 메인 엔진(12)과 제 1 메인 엔진(11)을 가지고, 상기 항공기(1)는 가변인 설정점의 적용시 상기 제 1 메인 엔진(11)과 상기 제 2 메인 엔진(12)을 조절하는 메인 조절 시스템(15)을 구비하고, 상기 메인 기어박스(5)를 구동하는 2차 엔진(21)이 제공되고, 상기 2차 엔진(21)은 일정한 설정점의 적용시 상기 메인 조절 시스템(15)과는 독립적인 2차 조절 시스템(25)의 수단에 의해 조절되고,

상기 2차 엔진(21)은 상기 2차 엔진(21)의 반응도가 상기 메인 엔진들의 반응도보다 짧게 되도록 조절되는, 메인 기어박스의 회전 구동 방법.

청구항 18

삭제

청구항 19

제 17 항에 있어서,

상기 2차 엔진이 연료 연소 엔진일 때, 상기 2차 엔진(21)은 고정된 파워 설정점 또는 고정된 연료 흐름률의 함수로서 조절되는, 메인 기어박스의 회전 구동 방법.

청구항 20

제 17 항에 있어서,

상기 2차 엔진(21)은 지상에서는 상기 회전익(2)이 과속 상태에 놓이기에 충분하지 않은 최대 파워를 발생시키고,

· 상기 항공기(1)를 시동시, 상기 2차 엔진(21)과 상기 메인 엔진들(11, 12)은 상기 회전익(2)을 구동시키기 위해 지상에서 동작 상태에 놓이고,

· 상기 항공기(1)가 임계 전진 속도보다 빠른 전진 속도로 비행할 때이거나, 또는 상기 회전익이 임계 회전 속도를 초과할 때 및 상기 회전익을 구동하는데 필요한 파워가 상기 2차 엔진에 의해 전달된 이용 가능한 파워보다 작을 때 중의 적어도 하나에서, 상기 2차 엔진(21)이 억제되는, 메인 기어박스의 회전 구동 방법.

청구항 21

제 17 항에 있어서,

상기 2차 엔진(21)은 상기 회전익(2)이 과속 상태에 놓이기에 충분한 최대 파워를 발생시키고,

· 지상에서는, 상기 메인 엔진들은 상기 회전익을 구동하기 위해 동작하도록 야기되고, 상기 2차 엔진은 억제되고,

· 비행시에는, 상기 항공기가 임계 속도보다 느린 전진 속도로 비행할 때와, 그리고 상기 회전익의 회전 속도가 임계 회전 속도보다 작을 때 및 상기 회전익을 구동하기 위해 필요한 파워가 상기 2차 엔진에 의해 전달된 이용 가능한 파워보다 클 때 중의 적어도 하나에서, 상기 2차 엔진은 더 이상 억제되지 않는, 메인 기어박스의 회전 구동 방법.

발명의 설명

기술분야

관련 출원에 대한 상호 참조

본 출원은 전문이 본 명세서에 참조로 통합되어 있고, 2012년 11월 26일 출원된 FR 12 03181호의 이익을 주장한다.

[0001]

[0002]

- [0003] 본 발명은 3개의 엔진을 가지는 회전익 항공기와, 그러한 항공기를 제어하는 방법에 관한 것이다.
- 배경 기술**
- [0004] "엔진"이라는 용어는 항공기에 추진력 및/또는 양력을 제공하는데 기여하는 파워 유닛을 의미하는 것으로 사용된다는 점이 주목되어야 한다. 회전익 항공기의 경우, "엔진"이라는 용어는 메인 기어박스의 회전을 구동하고, 그로 인해 회전익의 적어도 하나의 로터의 회전을 구동하는 파워 유닛을 가리키는 것으로 사용된다.
- [0005] 항공기는 종종 보조 파워 유닛(APU)을 구비한다. 그러한 보조 파워 유닛은 예를 들면 전기를 발생시키고, 유압 시스템을 구동시키거나, 실제로 엔진을 시동시키는데 기여하는데 사용될 수 있다. 그에 반해, 보조 파워 유닛은 회전익 항공기 상의 로터의 메인 기어박스를 구동하지는 않는다.
- [0006] 따라서, 항공기의 APU는 본 발명의 의미에 있어서 "엔진"에 해당하는 것은 아니다.
- [0007] 그러므로, 본 발명은 예를 들면 헬리콥터와 같은 회전익 항공기에 관한 파워 플랜트들의 분야에 해당한다.
- [0008] 구성에 의해, 엔진에 의해 전달될 수 있는 파워의 레벨은 제한된다. 그러한 상황 하에서는, 단일 엔진으로부터의 파워가 불충분한 것으로 발견되면, 제작자는 자연스럽게 항공기에 복수의 엔진을 배치한다.
- [0009] 항공기에 더 많은 개수의 엔진을 설치하는 것은 그러한 항공기들의 안전을 향상시키는 기회를 제공한다. 4개의 엔진을 가진 항공기는 짧은 활주로상에서 이륙하고 착륙하거나 대양을 가로지르는 특수한 임무들에 관해 유리한 디자인을 구성한다.
- [0010] 그렇지만, 복잡성과 비용을 감소시키기 위해서, 최근의 경향은 동일한 타입의 임무들을 여전히 수행하면서 엔진 수를 감소시키는 것이다.
- [0011] 이러한 경향은 회전익을 가지는 항공기와 동일하다.
- [0012] 예를 들면, 1960년대에는 그때 당시 무거운 무게를 나타내는 항공기에서 이용 가능했던 엔진들의 파워 부족으로 인해 3개의 엔진을 가지는 항공기가 나타났다.
- [0013] 무거운 카테고리에서는, 3개의 엔진을 가진 회전익 항공기가 안전 측면에서 조작자들의 증가하는 요구 사항을 만족시키기에 여전히 유리하다. 이들 요구 사항은 특히 엔진 고장이 일어날 수 있는 경우에 관계없이 비행이 안전한 것을 보장하려고 노력하였다. 특히, 어떤 조작자들은 하나의 엔진이 고장나는 경우에도 무거운 회전익을 지닌 항공기에서 호버링 비행을 계속해서 수행할 수 있기를 바란다.
- [0014] 3개의 엔진을 가진 회전익 항공기는 3개의 동일한 엔진을 구비한다. 엔진들은 그것들이 회전 부재를 구동하는데 있어서 동일한 특징들을 가질 때 "동일하다"라고 말해진다.
- [0015] 반대로, 엔진들이 특히 상이한 최대 파워들, 및/또는 같지 않은 최대 토크들, 및/또는 출구 샤프트에 관한 상이한 최대 회전 속도를 발생시키는 것처럼 상이한 구동 특징들을 가질 때 "같지 않다"라고 말해진다. 그러므로, 같지 않은 엔진들은 각각 수만 rpm(revolutions per minute)으로 출구 샤프트를 구동하는 엔진과, 10000 rpm 미만으로 출구 샤프트를 구동하는 엔진에 각각 대응할 수 있다.
- [0016] 동일한 복수의 엔진을 설치하는 것은 엔진 고장의 경우에 반응성을 보장할 목적으로, 그리고 또한 엔진의 설치 및 통합을 단순화하기 위해 요구되었다. 그렇지만, 안전 요구 사항들을 만족시키기 위해, 또는 시장에서 이용 가능한 엔진들의 파워 부족을 완화시키기 위해, 같지 않은 최대 파워들을 가지는 엔진을 설치하는 것이 항상 가능하다.
- [0017] 그렇지만, 해결될 필요가 있는 기술적인 도전들은 예를 들면 다른 것들의 최대 파워와는 상이한 최대 파워를 지닌 하나의 엔진을 가지는 임의의 3개의 엔진을 가진 헬리콥터 아키텍처의 산업화를 방해하였다.
- [0018] 동일한 엔진들을 가지는, 3개의 엔진이 장착된 회전익 항공기를 설계하기 위해, 제작자는 주로 아래에 기재된 기술적인 도전 사항들을 극복할 필요가 있다.
- [0019] 그러므로, 엔진들은 안전 요건들을 만족시키기 위해 과도하게 필요한 크기로 하고 엔진 고장시 여분의 파워를 전달할 수 있을 필요가 있다. 소위 1-엔진 비동작(OEI: one-engine inoperative) 컨틴젠시(contingency) 레이팅(rating)들이 구현된다. 그러한 여분의 파워 레벨들에 관해 필요한 크기로 하는 것은 매우 불리하게 하고, 그것의 무게, 그것의 비용, 그것의 연료 소모, 및 특히 그것의 방출(소음, 이산화탄소 등) 측면에서 엔진을 최적화하는 것과 양립하지 않는다. 또한 그러한 엔진들이 보증되는 것에 있어서 매우 복잡하게 되는데, 이는 그러한

엔진들이 특정 내구성이나 "온도 과부하(over-temperature)" 테스트와 같은 추가 시험을 요구하기 때문이다.

- [0020] 게다가, 엔진들은 그것들의 이용에 따라 조절될 필요가 있다.
- [0021] 그러므로, 일정한 설정점의 함수로서 모든 엔진이 조절되는 항공기가 알려져 있다.
- [0022] 또한, 그리고 본 발명의 실시예 따르면, 다수의 엔진을 가진 항공기에서는 모든 엔진이 가변인 설정점에 관해 조절된다. 예를 들면, 엔진들은 프리 터빈(free turbine)용 회전 속도 설정점에 관해 엔진들이 조절되고, 이 경우 이러한 설정점은 전달될 파워의 함수로서 또는 실제로는 특히 둘러싸는 공기의 밀도의 함수로서 변한다.
- [0023] 그러므로, 엔진들은 일반적으로 엔진 제어 유닛(ECU)이라고 알려진 종류 또는 풀 오소리티 디지털 엔진 제어 (FADEC: full authority digital engine control) 유닛이라고 알려진 종류의 제어 유닛과 협력한다.
- [0024] 임의의 하나의 엔진의 제어 유닛은 보통 나머지 제어 유닛들과 교신한다. 그러므로 엔진들은 모두 동일한 가변 설정점의 함수로서 조절된다.
- [0025] 엔진들이 조절되는 설정점은 특히, 엔진 또는 회전익의 과속(overspeed)을 회피하기 위해 변한다.
- [0026] 지상에서 필요한 파워는 이륙하기 위해 필요한 파워보다 작다. 그 결과, 제어 유닛들은 예를 들면 회전익의 과속을 회피하기 위해 엔진들의 성능을 제한하도록 작용한다.
- [0027] 반대로, 호버링 비행 동안에는 엔진들의 과속을 회피하는 것이 적절하다.
- [0028] 그러한 상황 하에서는, 3개의 엔진을 통합하는 것이 상당한 크기와 무게의 제어 유닛들을 수반할 수 있다. 쌍발 엔진 항공기에 비해, 하나의 제어 유닛에서의 입력들/출력들의 개수는 상당히 증가될 수 있고, 다양한 장비들 사이에서의 교신을 조화시키는 것이 필수적이다.
- [0029] 또한, 항공기와 그것의 엔진들의 제어 시스템들은 회전익 항공기에서의 진동의 공진 모드들을 여기시킬 수 있다. 항공기의 파워 구동 트레인(train)에서의 비틀림 안전성을 발생시키는 것의 복잡도는 전체 구동 트레인에 기여하는 요소들의 개수에 따라 증가하고, 따라서 설치된 엔진들의 개수에 따라 증가한다.
- [0030] 조종사에 관한 명령에 응답하는 엔진의 반응도와 항공기의 안정성 사이의 양호한 절충안 또한 극복해야 할 주요 과제를 구성한다. 엔진들이 매우 반응적인 경우에는, 조종사로부터의 신속한 명령이 항공기 진동의 공진 모드를 여기시키는 위험성을 무릅쓰게 한다. 쌍발 엔진 항공기를 개발하는 것이 어렵다고 하면, 3개의 반응성 엔진들을 가지는 항공기를 개발하는 것이 훨씬 더 어렵다는 것이 이해될 수 있다.
- [0031] 엔진들의 동작점을 최적화하기 위해, 동일하지 않은 최대 파워를 지닌 엔진들을 가지는 파워 플랜트가 생각될 수 있다.
- [0032] 쌍발 엔진 동작에 관해서는, 그러한 엔진의 설치와 그것의 이익들이 특허 문헌 WO 2012/059671A2호에서 설명된다.
- [0033] 그렇지만, 같지 않은 최대 파워들을 가지는 엔진들을 설치하는 것은 주요 기술적인 도전들을 수반한다. 그러한 상황 하에서는, 3개의 엔진을 탑재한 항공기 상에 구현하기 위한 해결책이 어려울 것으로 나타난다.
- [0034] 특히, 그러한 항공기의 반응도는 최적화하기가 어려울 수 있다.
- [0035] 예를 들면, 종래의 헬리콥터에 있어서는, 엔진들이 균형이 잡혀져 있어, 각 엔진에 의해 전달된 파워가 동일하다.
- [0036] 순수하게 비례적인 조절을 지닌 엔진에 있어서는, 엔진 파워의 균형을 잡는 것, 즉 "로드 셰어링(load sharing)"이 양력과 추진력을 헬리콥터에 제공하는 로터의 회전 속도와 엔진의 기체 발생기의 회전 속도를 연관시키는 미리 정해진 관계에 의해 제공된다. 조절 루프에서의 나머지 엔진들의 파워 파라미터들(기체 발생기의 회전 속도(NG), 온도(TOT), 또는 실제 토크(TRQ)를 고려하는 비례적인-통합 조절을 가지는 엔진의 경우, 파워 균형 잡기가 제어 유닛에 의해 수행된다.
- [0037] 동일한 파워들을 발생시키는 엔진들을 가지는 항공기의 반응도는 같지 않은 파워들을 발생시키는 엔진들을 가지는 항공기의 반응도보다 더 나을 수 있다.
- [0038] 동일한 파워를 발생시키는 2개의 엔진을 가지는 항공기에서는, 각 엔진이 요구되는 파워의 절반을 전달한다. 만약 하나의 엔진이 고장나면, 요구되는 파워의 절반과 같은 파워 증가를 얻기 위해 나머지 엔진을 가속시키는 것이 적절하다.

- [0039] 하지만, 엔진이 같지 않은 최대 파워들을 가진다면, 더 높은 파워 엔진의 손실은 더 낮은 파워 엔진에 의해 가능한 신속하게 보상될 필요가 있다. 따라서 더 낮은 파워 엔진은 불균형이 있다면 요구되는 파워의 절반보다 많이 그것의 파워를 증가시키도록 가속되어야 할 필요가 있다.
- [0040] 게다가, 그러한 조건 하에서는 항공기를 제어하기가 어려울 수 있다.
- [0041] 종래의 헬리콥터에서는, 엔진들이 그것들의 프리 터빈들이 동일한 회전 속도(NTL)를 가지도록 조절되고, 이러한 속도는 가변적이며 리프트 로터의 회전 속도(NR)에 비례한다. 전술한 바와 같이, 엔진들은 또한 동일한 파워를 전달하도록 조절된다.
- [0042] 엔진들이 동일하지 않은 최대 파워를 가진다면, 전달될 전체 파워(즉, 각 엔진들로부터 이용 가능한 파워, 그것의 한계들, 요구된 파워 등)를 관리할 목적으로 파워 균형 잡힘이 없는 새로운 제어 로직이 개발되기가 어려운 것으로 나타난다.
- [0043] 게다가, 동일한 최대 파워들을 나타내지 않는 엔진들로는, 그것들의 회전 속도가 또한 상이할 수 있고, 이는 또 다른 어려움의 원인이 된다. 그러한 파워 관리는 연료 소비를 개선시키기 위해 하나의 엔진을 정지시키기로 결정된다면 훨씬 더 복잡할 수 있다.
- [0044] 항공기의 안정성은 동일하지 않은 최대 파워를 지닌 3개의 엔진이 존재할 때 훨씬 더 문제가 된다.
- [0045] 상이한 최대 파워들을 가지는 엔진들의 동적인 거동들은 상이할 수 있다. 하지만, 엔진들의 동작에 관련된 정보는 제어 유닛들 사이에서 교환되고 비교된다. 따라서, 동일하지 않은 엔진들은 일시적인 결함들에 관련된 잘못된 알람들을 일으키는 비대칭적인 가속화를 겪을 수 있다.
- [0046] 항공기의 파워 전송 구동 트레인의 비틀림 안정성 또한 극복하기 어려운 문제를 나타낼 수 있다.
- [0047] 게다가, 동일하지 않은 엔진들이 서로 비교하기가 어렵기 때문에, 엔진들을 감시하기가 어려울 수 있다.
- [0048] 또한, 동일하지 않은 엔진들이 사용되면, 항공기 제작자는 가능하게는 주어진 항공기의 상이한 엔진들을 만들기 위해 상이한 엔진 제작자들과 접촉할 수 있다.
- [0049] 이는 엔진들 사이 또는 엔진들과 항공기의 나머지 부품들 사이의 인터페이스들을 조화롭게 하는데 있어서 어려움을 초래할 수 있다.
- [0050] 따라서 3개의 엔진을 가진 항공기를 개발하는 것이 유리해야 한다는 점이 이해될 수 있다.
- [0051] 하지만, 동일한 3개의 엔진을 구현하는 것은 엔진들과 그것들의 제어 유닛들의 치수를 정하는데 있어서 어려움을 초래할 수 있고, 또한 안전성 문제들을 초래할 수 있다.
- [0052] 동일하지 않은 엔진들을 구현하는 것은 훨씬 더 어려운 것으로 보이는데, 이는 반응도, 제어, 안정성, 감시, 또는 실제 통합의 문제들을 일으키기 때문이다.
- [0053] 따라서 변형예가 무엇이든 간에, 3개의 엔진을 가진 항공기를 만드는 것은 다양한 어려움을 일으킨다. 이들 어려움은 3개의 엔진을 가진 항공기의 제공을 불분명하게 하는데, 이는 3개의 엔진을 가진 항공기가 단순히 세 번째 엔진이 제공된 쌍발 엔진 항공기가 아니기 때문이다.
- [0054] 기술적인 배경은 특허 문헌 US 4479619호를 포함하고, 이 특허 문헌은 3개의 엔진을 가진 헬리콥터들에 관한 파워 전송 시스템을 제안한다.
- [0055] 이러한 해결책은 또한 3개의 엔진들 중 하나의 클러치를 해제하는 대안을 제안한다.
- [0056] 슈퍼-프렐론(Super-Frelon) 헬리콥터는 또한 3개의 동일한 엔진(클러칭이 없는)을 가졌다.
- [0057] 특허 문헌 US 3963372호는 3개의 엔진을 가진 헬리콥터들의 엔진들에 관한 파워 관리와 제어 해결책을 제안한다. 중앙 유닛은 엔진들로부터의 출구에서 파워들을 동등하게 하도록 엔진들을 제어한다.
- [0058] 과도하게 치수가 정해지도록 설계된 엔진들의 문제들을 완화시키기 위해, 쌍발 엔진 항공기에 관한 동일하지 않은 최대 파워들을 지닌 엔진들을 가지는 파워 플랜트가 이미 과거에 제안되었다. 이는 특허 문헌 WO 2012/059671A2호에 적용되고, 이는 동일하지 않은 최대 파워들의 2개의 엔진을 제안한다.
- [0059] 특허 문헌 WO 2012/059671A2호는 쌍발 엔진을 가진 항공기만을 다루고 있고, 제어 또는 안정성의 문제들에 대한 해결책들을 제시하고 있지 않다.

[0060] 특허 문헌 FR 2933910호는 적어도 하나의 터보샤프트 엔진과 적어도 하나의 전기 모터를 가지는 파워 플랜트를 설명한다.

[0061] 특허 문헌 US 2009/186320호는 함께 "비행 제어 컴퓨터(FCC)"라고 부르는 제어 부재에 접속되는 FADEC들에 의해 수집된 3개의 엔진을 설명한다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0062] 따라서, 본 발명의 목적은 예를 들면, 하나의 엔진이 고장나는 경우에도 호버링 비행시 유지될 수 있도록 하기 위해, 3개의 엔진을 가지는 새로운 회전익 항공기를 제안하는 것이다.

과제의 해결 수단

[0063] 본 발명에 따르면, 회전익과 그러한 회전익을 회전 구동하기 위한 적어도 하나의 메인 기어박스를 지닌 항공기가 제공된다. 또한, 항공기는 제 1 메인 엔진과 메인 기어박스를 구동하기 위한 제 2 메인 엔진을 가지고, 그러한 항공기에는 가변인 설정점을 적용시 제 1 메인 엔진과 제 2 메인 엔진을 조절하는 메인 조절 시스템이 제공된다.

[0064] 이러한 항공기에는 또한 메인 기어박스를 구동하는 2차 엔진이 제공되는데, 그러한 항공기는 일정한 설정점을 적용시 2차 엔진을 조절하는 2차 조절 시스템을 가지고, 이러한 2차 조절 시스템은 상기 메인 조절 시스템과는 독립적이다.

[0065] 쌍발 엔진을 가진 항공기에 비해, 본 발명은 추가적인 파워의 장점을 제공한다. 메인 엔진이 고장시에도, 항공기가 안전하게 비행하도록 하기 위해, 파워 플랜트가 비교적 높은 레벨의 파워를 전달할 수 있다.

[0066] 예를 들면, 메인 엔진이 고장일 때, 본 발명은 통해 최대 연속 파워(MCP) 레이팅으로 동작하는 종래의 쌍발 엔진을 가진 항공기에서 얻어진 파워와 실질적으로 동등한 파워를 얻는 것이 가능하다.

[0067] 또한, 2차 엔진에 의해 전달된 여분의 파워는, 특히 메인 엔진들 중 하나가 고장일 경우에도 호버링 비행을 제공할 목적으로, 메인 엔진들의 치수를 과도하게 정하는 것을 회피시키는 것을 가능하게 할 수 있다.

[0068] 쌍발 엔진을 가진 헬리콥터는 종종 높은 파워 레벨들과 연관되는 약어들(OEI, OEI2', OEI30")로 알려진 3개의 컨틴젠시 레이팅들에 관해 설계된다. 본 발명은 가능하게는 단일의 컨틴젠시 레이팅을 구현하는 것을 가능하게 할 수 있어, 불리하게 하는 정도까지 치수가 과도하게 정해지는 것을 회피한다.

[0069] 또한, 이러한 새로운 항공기는 전술한 결점들 중 적어도 일부를 극복하는 것을 가능하게 할 수 있다.

[0070] 2개의 메인 엔진들과 2차 엔진은 비행 스테이지에 관계없이 상이하게 제어된다. 2차 엔진은 공기 밀도에 관계없이, 비행 제어들을 움직이는 조종사에 의해 발생된 필요한 파워 요구에 관계없이, 헬리콥터의 비행 엔벨로프(envelope)의 한계 내에서 일정한 타겟 상에서 조절된다.

[0071] 2차 엔진은 전기 모터이거나 연료 연소 엔진일 수 있다.

[0072] 그러한 상황 하에서, 그리고 임의의 가변 조절 타겟이 없을 때에는, 2차 엔진이 회전익의 필요를 충족시키기 위해 메인 엔진들에 의해 전달될 필요가 있는 파워를 감소시키는 역할을 한다. 아래에서 2차 엔진은 고정된 파워 조절 동안 단일 파워 레벨이나, 그렇지 않으면 예를 들어 고정된 연료 흐름률 조절 동안 실질적으로 일정한 파워를 전달하는 것으로 도시되어 있다.

[0073] 그러한 상황 하에서, 메인 엔진들은 회전익이 필요를 충족시키기 위해 요구된 남아 있는 파워를 전달한다.

[0074] 만약 필요하다면, 메인 엔진들은 아무런 파워도 전달하지 않도록 조절될 수 있다. 따라서 이를 위해, 특히 메인 엔진들은 가변인 조절 타겟을 사용하여 제어된다.

[0075] 그러므로, 이들 2개의 메인 엔진은 쌍발 엔진을 가진 종래의 항공기의 엔진들과 동일한 방식으로 동작할 수 있다. 메인 조절 시스템은 항공기의 항공 전자 기기 시스템에 의해 주어진 가변 설정점의 함수로서 이들 메인 엔진들의 프리 터빈 속도(NTL)를 동작 가능하게 조절한다.

[0076] 게다가, 메인 조절 시스템은 나머지 메인 엔진에 대해서 하나의 메인 엔진을 조절할 수 있다. 예를 들면, 메인 엔진들은 그것들의 기체 발생기들의 회전 속도들 사이의 5%를 초과하지 않는 차이, 및 이들 메인 엔진들에 의해

전송된 토크들 사이의 15%를 초과하지 않는 차이를 나타내도록 균형이 잡힐 수 있다.

- [0077] 이와는 대조적으로, 장치를 단순화시키기 위해서는, 2차 엔진과 메인 엔진들 사이의 파워에 대한 정보 교환이 이루어지지 않는다. 마찬가지로, 2차 엔진의 동작 파라미터들과 상태 정보가 메인 엔진들의 동작 파라미터들 및 상태 정보와 반드시 교환되는 것은 아니다.
- [0078] 메인 엔진과 2차 엔진이 동일하다면, 항공기는 엔진들과 그것들의 제어 유닛들의 치수를 정하는 것과, 또한 안정성 문제들의 어려움에 노출될 3개의 동일한 엔진을 가지는 항공기에 대응한다.
- [0079] 하지만, 2차 엔진의 존재는 메인 엔진들의 치수를 과도하게 정하는 것을 회피할 수 있게 한다.
- [0080] 또한, 위에 주어진 설명들로 인해, 메인 조절 시스템과 2차 조절 시스템 사이에 임의의 접속이 없을 경우에는, 항공기에는 쌍발 엔진을 가지는 항공기와 비슷하게 합당한 치수와 비용을 가질 수 있는 제어 유닛들이 제공될 수 있다.
- [0081] 예를 들면, 일 실시예에서는 메인 조절 시스템이 제 1 메인 엔진을 제어하기 위한 제 1 메인 제어와, 제 2 메인 엔진을 제어하기 위한 제 2 메인 제어 유닛을 포함하고, 이들 제 1 메인 제어 유닛과 제 2 메인 제어 유닛을 교신한다. 그렇게 되면 2차 조절 시스템은 2차 엔진을 제어하기 위한 2차 제어 유닛을 포함하고, 이러한 2차 제어 유닛은 가능하게는 메인 제어 유닛과의 어떠한 접속도 가지지 않는다.
- [0082] 메인 제어 유닛들은 쌍발 엔진을 가지는 헬리콥터들에서 사용된 것과 같은 FADEC 타입의 것일 수 있다. 그러므로, 이들 제어 유닛의 입력과 출력의 개수는 적게 유지된다.
- [0083] 이와는 반대로, 2차 제어 유닛은 일정한 조절 타겟을 만족시키기 위해, 더 간단할 수 있다. 예를 들면, 2차 제어 유닛은 유체 역학 타입의 것일 수 있다.
- [0084] 또 다른 변형예에서는, 메인 제어 유닛들과 2차 제어 유닛들은 모두 FADEC 타입의 것일 수 있다. 대안적으로, 메인 제어 유닛들과 2차 제어 유닛들은 모두 유체 역학 타입의 것일 수 있다.
- [0085] 항공기의 안정성에 관해서는, 2차 엔진이 고정된 타겟을 따르도록 제어되고, 이는 항공기의 파워 전송 구동 트레인의 비틀림 안정성에 대한 그것의 영향을 줄일 수 있다.
- [0086] 게다가, 2차 엔진은 메인 엔진들의 반응 시간보다 큰 가속 또는 감속에 있어서의 반응 시간을 나타낼 수 있다.
- [0087] 2차 엔진은 일정한 타겟 상에서 조절된다. 그러므로, 조종사로부터의 갑작스런 명령은, 쌍발 엔진을 가진 항공기에서와 같이, 조종사로부터 또는 오토파일럿(autopilot) 수단으로부터의 지시에 반응하도록 메인 엔진들의 거동에 있어서의 변화를 초래한다.
- [0088] 따라서, 그리고 놀랍게도, 2차 엔진은 낮은 반응도를 가질 수 있다. 그러므로, 2차 엔진의 반응도는 나머지 2개의 엔진의 반응도보다 훨씬 아래에 있을 수 있다. 메인 엔진과 2차 엔진 사이의 반응도 차이는 가능하게는 1초 정도일 수 있다.
- [0089] 2차 엔진의 낮은 반응도는 파워 전송 파워 트레인의 비틀림 안정성에 미치는 2차 엔진의 영향이 제한된다는 것을 암시한다.
- [0090] 게다가, 2차 엔진이 메인 엔진들의 반응 시간보다 큰 가속 또는 감속 반응 시간을 가질 때에는, 2차 엔진의 동작선(operating line)이 2차 엔진의 에너지 소비를 최소화하도록 적응될 수 있다. 따라서 연료 연소 엔진의 경우에는, 2차 엔진의 연료 소비가 감소될 수 있다.
- [0091] 게다가, 메인 엔진과 2차 엔진은 또한 동일하지 않을 수 있다.
- [0092] 예를 들면, 메인 엔진들은 동일할 수 있지만, 2차 엔진은 메인 엔진들과는 상이하다.
- [0093] 특히, 2차 엔진은 2개의 메인 엔진에 비해, 상이한 크기의 것일 수 있고, 상이한 최대 파워 클래스(class)를 가질 수 있다. 특히, 2차 엔진은 2개의 메인 엔진 각각에 의해 발생된 최대 파워보다 작은 최대 파워를 발생시킬 수 있다.
- [0094] 그렇게 되면, 항공기는 엔진 고장, 감시 또는 실제로는 전술한 바와 같은 통합의 경우에 추가적인 반응 시간 문제들에 노출된다.
- [0095] 그렇지만, 2개의 메인 엔진은 메인 조절 시스템에 의해 균형이 잡힐 수 있다. 2차 엔진이 일정한 타겟 측면에서 제어되기 때문에, 파워 플랜트의 반응 시간은 고장난 엔진의 함수로서 변하지 않는다. 반응 시간은 어느 엔진이

고장 났는지에 관계없이, 메인 엔진의 반응 시간에 해당한다.

- [0096] 엔진들의 감시에 관해서는, 2차 엔진의 상태 정보와 동작 파라미터들이 반드시 메인 엔진과 교환될 필요가 없다. 메인 엔진들의 조절은 2차 엔진과는 독립적이고, 그 역도 성립한다.
- [0097] 따라서, 파워 플랜트의 감시는 더 쉬워진다.
- [0098] 마지막으로, 메인 엔진과 2차 엔진은 실제로 독립적이다. 따라서 메인 엔진들의 개발은 2차 엔진의 개발과는 독립적일 수 있다. 게다가, 심지어 2차 엔진이 메인 엔진들의 최대 파워들과 동일하지 않은 최대 파워를 가지는 경우에도, 모든 3개의 엔진의 인터페이스들을 조화시키는 것에 대한 어떠한 필요성도 존재하지 않는다.
- [0099] 게다가, 3개의 엔진이 동일하거나 동일하지 않은 것에 관계없이, 본 발명은 쌍발 엔진을 가진 항공기에 쉽게 전이될 수 있다. 쌍발 엔진 타입의 메인 엔진들의 동작은, 2차 엔진의 추가에도 불구하고 실제적으로 변경되지 않은 채로 유지된다.
- [0100] 게다가, 요구 사항들에 따라 엔진들의 목록으로부터 2차 엔진을 선택하는 것을 제안하는 것이 가능하다. 메인 엔진의 조절이 2차 엔진의 조절에 독립적이기 때문에, 임의의 주어진 2차 엔진을 선택하는 것은 메인 엔진들에 거의 영향을 미치지 않는다.
- [0101] 이러한 항공기는 2차 엔진이 또한 임무의 함수로서 도는 항공기의 전진 속도와 같은 파라미터들의 함수로서 동작하도록 하는 것을 가능하게 한다.
- [0102] 2차 엔진이 이러한 동작 스테이지 동안 안전도를 증가시키기 위해 오직 낮은 전진 속도에서 시동된다면, 최적화된 호버링 성능 및 카테고리 에이(A) 성능에 있어서 연료 절약이 중요할 수 있다.
- [0103] 3개의 엔진을 가진 항공기에서는, 그 장점이 2개의 메인 엔진(순수하게 쌍발 엔진으로 동작하는 조건에 있어서)의 치수 정함을 최적화하는데 있었다. 중량, 단순성, 비용, 연료 소비, 및 기체 방출들에 있어서 절감되는 것이 고려될 수 있다.
- [0104] 더 나아가, 2차 엔진이 오직 낮은 전진 속도에서 시동된다면, 헬리콥터의 반응도는 메인 엔진들 중 하나의 고장 시에도 최적화될 수 있다. 본 발명은 종래 기술의 컨틴젠시 레이팅들 중 일부보다 더 신속하게 도달될 수 있는 단일 컨틴젠시 레이팅을 구현하는 것을 가능하게 한다.
- [0105] 더 나아가, 메인 엔진들의 최대 파워와 동일하지 않은 최대 파워를 가지는 2차 엔진을 지닌 3개의 엔진을 구비한 항공기에서는, 메인 엔진이 고장인 경우에, 착륙과 같은 복잡하고 위험한 조종들을 수행할 수 있게 하도록, 본 발명이 회전익에 충분한 에너지를 전달하는 것을 가능하게 한다.
- [0106] 따라서, 제안된 항공기는 가변인 타겟을 사용하여 제어되는 2개의 메인 엔진과, 임의의 주어진 동작 모드에서 일정한 타겟을 사용하여 제어되는 2차 엔진을 가진다.
- [0107] 이러한 새로운 아키텍처는 놀랍게도, 어떤 3개의 엔진을 가지는 항공기에서 마주치게 된 기술적인 문제들 중 몇몇을 해결하는 것을 가능하게 한다.
- [0108] 그러한 항공기는 또한 이어지는 특징들 중 하나 이상을 포함할 수 있다.
- [0109] 특히, 프리휠이나 클러치는 선택적으로 각 엔진과 메인 기어박스 사이에 개재된다.
- [0110] 따라서, 2차 엔진은 그것이 정지될 때(예를 들면, 엔진 고장의 경우에), 2차 엔진을 구동하는 것을 회피시키는 것을 가능하게 하는 프리휠에 의해, 또는 요구된 구성예들에서 2차 엔진과 메인 기어박스 사이의 기계적 접촉을 활성화하는 것을 가능하게 하는 클러치에 의해, 메인 기어박스에 기계적으로 접속된다.
- [0111] 그러면, 2차 엔진은 프리휠이나 클러치를 포함하는 접속을 통해 메인 기어박스에 접속될 수 있다.
- [0112] 이러한 접속은 메인 엔진을 메인 기어박스에 접속시키는 기계적 접속에 연결되거나, 메인 기어박스의 전용 입구에 연결될 수 있다.
- [0113] 더 나아가, 메인 기어박스가 복수의 속도 감소 스테이지를 가진다면, 메인 엔진들은 제 1 속도 감소 스테이지에 접속될 수 있고, 한편으로 2차 엔진은 제 2 속도 감소 스테이지에 접속된다.
- [0114] 이후 각 엔진은 엔진의 출구 샤프트의 명목적인 동작 범위에 관해 적절한 감소 스테이지를 거쳐 메인 기어박스에 접속된다.

- [0115] 또한, 일 변형예에서는, 각각의 메인 엔진이 오직 하나의 컨틴젠시 동작 레이팅을 가질 필요가 있다는 점이 상기되어야 한다.
- [0116] 2차 엔진은 적어도 2개의 동작 레이팅을 가질 수 있고, 이들 각 동작 레이팅은 일정한 각각의 고정된 설정점의 함수로서 조절된다.
- [0117] 2차 엔진은 사용중인 레이팅에 해당하고 일정한 타겟에 관련하여 조절된다.
- [0118] 예를 들면, 2차 엔진은 항공기의 범위에서 상이한 항공기에서 사용하기 위해, 또는 실제로는 임의의 하나의 항공기에 상이한 임무들을 적응시키기 위해, 복수의 타겟 파워들을 전달할 수 있다. 그러면, 가장 큰 제약 사항들을 지닌 임무에 있어서 더 이상 엔진들의 치수를 정할 필요성이 존재하지 않고, 이러한 임무는 실제로는 종종 가장 적게 발생하는 임무이다.
- [0119] 또한, 일정한 설정점은 선택적으로 고정된 파워 설정점이거나, 그렇지 않으면 고정된 연료 흐름률 설정점일 수 있다. 예를 들면, 연료 연소 2차 엔진은 고정된 파워 설정점 또는 고정된 연료 흐름률 설정점을 적용하도록 조절될 수 있다. 마찬가지로, 전기 모터인 2차 엔진은 예를 들면 고정된 파워 설정점을 따르도록 조절될 수 있다.
- [0120] 일 변형예에서, 2차 엔진은 헬리콥터의 비행 엔벨로프의 한계 내에서, 공기의 밀도에 관계없이, 그리고 비행 제어 어들의 움직임에 의해 조종사가 발생시킨 필요로 하는 파워 요구에 관계없이, 일정한 객관적인 파워로 조절된다.
- [0121] 또 다른 변형예에서는, 2차 엔진이 최대 고정된 연료 흐름률 위치를 달성하도록 조절될 수 있다.
- [0122] 그렇게 되면, 2차 엔진에 의해 전달된 파워는 외측 압력과 온도와 같이, 항공기 외부의 파라미터들의 함수이다.
- [0123] 고정된 연료 흐름률 위치는 항공기의 치수 정함 포인트(dimensioning point)에서 필요로 하는 파워를 얻기에 충분한 흐름률 위치에서의 "어는(freezing)" 계량 펌프와 등가이다.
- [0124] 이러한 변형예는 2차 엔진에 의해 전달된 파워에 있어서의 변화성을 도입하는 결점을 가지는데, 이는 그것의 전달하는 파워가 항공기 외부의 상기 파라미터들의 함수로서 변하기 때문이다.
- [0125] 하지만, 2차 엔진을 조절하기 위한 루프는 간단하다. 또한, 이러한 변형예는 연료 소비에 대한 더 양호한 제어가 생기게 한다.
- [0126] 다른 변형예가 가능하다. 예를 들면, 2차 엔진은 그것의 출구 샤프트가 실질적으로 일정한 회전 속도로 회전하도록 조절될 수 있다.
- [0127] 일 변형예에서, 항공기는 2차 엔진을 비활성화시키기 위한 수단을 가진다.
- [0128] 이러한 비활성화 수단은 그것을 정지시킴으로써, 또는 실제로는 그것이 쉬는(idling) 속도로 동작하게 함으로써, 2차 엔진을 억제시킬 수 있다. 이러한 비활성화 수단은, 예를 들면 정상적인 동작, 쉬는 동작, 2차 엔진을 정지시키는 것, 또는 실제로는 컨틴젠시 동작에 관련하는 복수의 위치를 가질 수 있다.
- [0129] 2차 엔진은 임무(예를 들면, 임무가 탐색 타입의 비행일 경우에만 활성화될 수 있는)의 함수, 지대(terrain)의 함수(예를 들면, 그 지대가 거처적거리는 경우라면), 헬리콥터의 전진 속도의 함수(예를 들면, 낮은 속도로만 동작하는), 고도의 함수(예를 들면, 높은 고도에서만 동작하는), 또는 외측 온도의 함수(예를 들면, 높은 온도에서만 동작하는)로서 활성화되고 비활성화될 수 있다.
- [0130] 바람직한 제 1 실시예에서는, 2차 엔진이 지상에 있을 때 상기 회전익을 과속 상태로 구동하기에는 불충분한 최대 파워를 발생시킨다.
- [0131] 그러한 상황 하에서는, 2차 엔진이 회전익으로 하여금 지상에서 과속 상태로 구동되게 할 위험이 존재하지 않는다.
- [0132] 그럴 경우, 2차 엔진은 2차 엔진의 출구 샤프트에 발휘되는 반대(opposing) 토크보다 작은 파워 레벨로 그것의 최대 파워를 제한하도록 치수가 정해질 수 있다. 이러한 반대 토크는 회전익으로부터의 반대 토크에 메인 기어 박스로부터의 반대 토크를 더한 것, 및 관성력들의 효과의 조합으로부터 초래함이 이해된다.
- [0133] 제 2 실시예에서는, 2차 엔진이 회전익을 과속 상태로 구동하기에 충분한 최대 파워를 발생시킨다.
- [0134] 그러한 상황 하에서는, 항공기가 그것이 지상에 있는지를 검출하기 위한 검출 수단을 포함할 수 있고, 상기 항

공기는 그것이 지상에 있는 동안 2차 엔진을 억제시키기 위한 억제 수단을 가진다.

- [0135] 예를 들면, 이러한 검출 수단은 전파 고도계를 포함할 수 있거나, 실제로 랜딩 기어가 지면과 접촉할 때를 검출하기 위해 랜딩 기어 상에 배치된 접촉기(contactor)를 포함할 수 있다.
- [0136] 그러므로, 2차 엔진은 지면 상에서 동작하지 않고, 회전익이 과속 상태에 놓이지 않는 것을 보장하도록 정지되거나 쉬는 상태에 있다.
- [0137] 이와는 반대로, 2차 엔진은 항공기가 비행시에 있을 때, 즉 항공기가 더 이상 지상에 서 있지 않을 때에는 활성화될 수 있다.
- [0138] 이륙 스테이지 동안, 2차 엔진은 항공기가 여전히 그라운드 효과 내에 있을 때 구동 트레인을 구동하도록 활성화될 수 있다. 이러한 이륙 절차는 확인 목적들을 위한 중간 비행 포인트를 위해 제공할 수 있다.
- [0139] 2차 엔진의 활성화 전 이륙시 오동작이 일어나는 경우, 항공기는 그것이 여전히 그라운드 효과 내에 있는 한, 2차 엔진으로부터의 도움없이, 비교적 쉽게 착륙할 수 있다. 착륙하는 동안에도 마찬가지로 적용된다.
- [0140] 게다가, 항공기는 그것이 임계 전진 속도보다 빠른 전진 속도를 가지는지 및/또는 회전익이 임계 회전 속도를 초과하는지를 검출하기 위한 검출 시스템을 포함할 수 있고, 상기 항공기는 그것이 임계 전진 속도보다 빠른 전진 속도를 가질 때 및/또는 회전익이 임계 회전 속도를 초과할 때 2차 엔진을 억제시키기 위한 억제 수단을 가진다.
- [0141] 검출 수단은 항공기의 전진 속도를 측정하기 위한 종래의 수단을 포함할 수 있다.
- [0142] 또한, 검출 시스템은 회전익의 회전 속도를 측정하기 위한 수단을 포함할 수도 있다. 기본적으로 검출 시스템은 회전익의 구동 동안 필요한 파워를 평가 및/또는 예상할 수 있고, 이러한 필요로 하는 파워는 회전익이 과도한 회전 속도를 가지지 않는 것을 보장하기 위해, 회전익을 구동하기 위해 2차 엔진에 의해 전달된 객관적인 고정된 파워보다 반드시 작다.
- [0143] 그러므로, 2차 엔진은 그것에 의해 전달된 파워가 회전익을 구동하기 위해 필요로 한 파워보다 작은 한 및/또는 저속으로 비행할 때 동작할 수 있다.
- [0144] 제 1 실시예 및 제 2 실시예의 버전에서는, 억제 수단이 2차 엔진을 제동시키기 위한 수단을 포함한다.
- [0145] 2차 엔진이 지상에서 또는 비행시 회전익의 과속을 초래할 수 있는 일정한 최대 파워 타겟을 가진다면, 가변 반대 토크를 도입하는 것이 가능하다. 이러한 가변 반대 토크는 지상에서 활성화되지만, 조종사가 회전익의 블레이드들의 집합적 피치를 증가시킬 때는 선택적으로 해제될 수 있다. 그러한 제동 수단은 2차 엔진의 프리 터빈을 제동시키기 위한 브레이크를 포함할 수 있다. 항공기가 더 이상 지상에 있지 않을 때에는, 이러한 가변 반대 토크가 검출 시스템의 로직 적용시 2차 엔진을 억제시키도록 활성화될 수 있다. 이는 항공기가 임계 전진 속도보다 빠른 전진 속도를 가지는지 및/또는 회전익이 임계 회전 속도를 초과할 때 및/또는 회전익에 의해 필요로 하는 파워의 평가가 2차 엔진에 의해 전달된 고정된 타겟 파워보다 작아야 할 때를 검출하는 것을 가능하게 한다.
- [0146] 제 2 실시예의 버전에서, 프리휠은 2차 엔진과 메인 기어박스 사이에 개재되고, 억제 수단은 상기 2차 엔진이 쉬거나 정지 상태로 있게 하기 위한 수단을 포함한다. 예를 들면, 2차 엔진은 회전익을 구동하기 위해 필요한 파워가 2차 엔진에 의해 전달된 이용 가능한 파워보다 작을 때 정지되거나 쉬는 상태로 되게 할 수 있다.
- [0147] 이 버전에서는, 프리휠이 회전익이 2차 엔진에 의해 구동되는 것을 막지 않는다. 이러한 2차 엔진은 회전익의 과속을 회피하기 위해 지상에서 정지되거나 쉬는 상태로 된다.
- [0148] 제 1 실시예 및 제 2 실시예의 버전에서는, 2차 엔진과 메인 기어박스 사이에 클러치가 개재될 수 있고, 상기 억제 수단은 상기 클러치를 풀기 위한 수단을 포함한다.
- [0149] 이러한 클러치는 지상에서는 풀린다.
- [0150] 항공기 외에, 본 발명은 항공기의 회전익의 회전을 구동하는 메인 기어박스의 회전을 구동하는 방법도 제공하고, 상기 항공기는 상기 메인 기어박스를 구동하는 제 2 메인 엔진과 제 1 메인 엔진을 가지며, 상기 항공기에는 가변인 설정점의 적용시 제 2 메인 엔진과 제 1 메인 엔진을 조정하는 메인 조절 시스템이 제공된다.
- [0151] 전술한 항공기를 통해, 상기 메인 기어박스를 구동시키기 위한 2차 엔진이 제공되고, 이러한 2차 엔진은 상기

메인 조절 시스템에 독립적인 2차 조절 시스템에 의해 일정한 설정점의 적용시 조절된다.

- [0152] 이러한 방법은 또한 다음과 같은 특징들을 하나 이상 포함할 수 있다.
- [0153] 예를 들면, 2차 엔진의 반응도가 메인 엔진의 반응도보다 짧도록, 그리고 2차 엔진의 반응 시간이 메인 엔진들의 반응 시간보다 크도록 2차 엔진을 조절하는 것이 가능하다.
- [0154] 또한, 2차 엔진을 고정된 파워 설정점이거나 고정된 연료 흐름률 설정점인 일정한 설정점의 함수로서 조절하는 것이 가능하다.
- [0155] 제 1 구현예에서는, 상기 2차 엔진이 상기 회전익을 지상에서 과속 상태로 놓기에 불충분한 최대 파워를 발생시키고,
- [0156] · 상기 항공기를 시동시, 상기 2차 엔진과 상기 메인 엔진들은 상기 회전익을 구동시키기 위해 지상에서 동작 상태에 놓이고,
- [0157] · 상기 항공기가 임계 전진 속도보다 빠른 전진 속도로 비행할 때 또는 상기 회전익이 임계 회전 속도를 초과할 때 및/또는 상기 회전익을 구동하는데 필요한 파워가 상기 2차 엔진에 의해 전달된 이용 가능한 파워보다 작을 때, 상기 2차 엔진이 억제된다.
- [0158] 제 2 구현예에서는, 상기 2차 엔진이 상기 회전익을 과속 상태로 놓기에 충분한 최대 파워를 발생시킨다.
- [0159] · 지상에서는, 상기 메인 엔진들은 상기 회전익을 구동하기 위해 동작하도록 야기되고, 상기 2차 엔진은 억제되고,
- [0160] · 비행시에는, 상기 항공기가 임계 속도보다 느린 전진 속도로 비행할 때 및 상기 회전익의 회전 속도가 임계 회전 속도보다 작을 때 및/또는 상기 회전익을 구동하기 위해 필요한 파워가 상기 2차 엔진에 의해 전달된 이용 가능한 파워보다 클 때, 상기 2차 엔진은 더 이상 억제되지 않는다.

도면의 간단한 설명

- [0161] 본 발명과 그것의 장점들은 첨부된 도면들을 참조하고 예시로서 주어진 실시예들의 이어지는 설명의 맥락에서 더 상세히 나타난다.
 도 1과 도 2는 본 발명의 항공기의 변형예들을 도시하는 도면들.
 도 3과 도 4는 2차 엔진을 조절하는 다양한 방식에 관련된 도면들.
 도 5는 본 발명의 제 1 실시예의 동작을 설명하는 도면.
 도 6은 본 발명의 제 2 실시예의 동작을 설명하는 도면.
 2개 이상의 도면에 도시된 요소들은 그러한 도면들 각각에서 동일한 참조 번호가 주어진다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0162] 도 1은 회전익(2)과, 회전시 회전익을 구동하는 적어도 하나의 메인 기어박스(5)를 가지는 항공기(1)를 보여준다.
- [0163] 회전익은 양력을 제공하고 가능하게는 추진력도 제공하기 위한 적어도 하나의 로터(3)를 포함할 수 있다.
- [0164] 그렇지만, 회전익을 또한 복수의 로터를 가질 수 있다. 예를 들면, 메인 기어박스(5)는 추가적인 기어박스를 통해 로터들 중 하나를 구동할 수 있다.
- [0165] 또한, 항공기(1)에는 메인 기어박스(5)를 구동하기 위한 3개의 엔진이 제공된다.
- [0166] 따라서, 항공기는 제 1 메인 엔진(11)과 제 2 메인 엔진(12)을 가지고, 이들은 가능하게는 동일할 수 있다. 이들 메인 엔진(11, 12)은 프리-터빈(free-turbine) 터보샤프트 엔진들과 같은 연료 연소 엔진들일 수 있다. 이러한 각각의 메인 엔진에는 메인 기어박스(5)에 접속된 출구 샤프트가 제공된다.
- [0167] 각각의 메인 엔진(11, 12)은 적어도 정상 상태의 이용 레이팅으로, 및 또한 적어도 하나의 컨틴젠시 속도로 동작할 수 있다.
- [0168] 각 메인 엔진은 가능하게는 종종 최대 이륙 파워(maxTOP)로 알려진 이륙 속도로, 종종 최대 연속 파워(MCP)로

알려진 연속 비행 속도, 및 종종 최대 일시적인(transient) 파워(MTP)로서 알려진 일시적 속도로 동작하도록 보증될 수 있다. 이 외에, 각 메인 엔진은 종종 1-엔진 가동(OEI: one-engine operative)으로 알려진 연속적인 킨턴젠시 속도, 종종 2분 OEI(OEI 2')라고 알려진 제 1 수퍼킨턴젠시 속도, 및 종종 30초 OEI(OEI 30")라고 알려진 제 2 수퍼킨턴젠시 속도로 동작하도록 보증될 수 있다.

- [0169] 본 발명에 따르면, 단일 킨턴젠시 속도로 충분할 수 있다.
- [0170] 각 메인 엔진의 출구 샤프트와 메인 기어박스 사이에 분리 시스템이 개재될 수 있다. 그러한 시스템은 적어도 하나의 오버-러닝 클러치 또는 "프리휠"(31, 32) 및/또는 적어도 하나의 보통 클러치(31', 32'), 또는 실제로는 기어박스 타입의 하나 이상의 회전 속도로 속도를 감소시키기 위한 시스템을 포함할 수 있다.
- [0171] 항공기는 또한 가변 설정점의 적용시 메인 엔진을 조절하기 위한 메인 조절 시스템(15)을 가진다. 예를 들면, 메인 조절 시스템은 메인 엔진의 프리 터빈용 회전 속도 설정점(NTL)을 사용할 수 있다. 이러한 설정점은, 예를 들면 그것이 전달할 파워와, 항공기에 대한 외부 제약 조건, 또는 실제로는 나머지 엔진의 이용 상태들의 함수로서 엔진의 현재 이용 속도에 따라 달라진다.
- [0172] 메인 조절 시스템(15)은 제 2 메인 엔진(12)을 조절하는 제 2 메인 제어 유닛(17)과 제 1 메인 엔진(11)을 조절하는 제 1 메인 제어 유닛(16)을 포함할 수 있다. 제 1 메인 제어 유닛(16)은 가능하게는 제 2 메인 제어 유닛(17)과 교신한다.
- [0173] 항공기는 또한 메인 기어박스(5)를 구동시키기 위한 2차 엔진(21)을 가진다. 이 2차 엔진은 연료 연소 엔진 또는 전기 모터일 수 있고, 메인 엔진과 동일하거나 다를 수 있다. 2차 엔진(21)은 특히 메인 엔진(11)의 반응도보다 짧은 반응도를 가질 수 있고, 메인 엔진(11, 12)의 반응 시간보다 큰 가속 및 감속을 위한 반응 시간을 가질 수 있다.
- [0174] 2차 엔진은 메인 엔진에 의해 발생될 수 있는 파워보다 작은 파워를 전달하도록 치수가 정해질 수 있다.
- [0175] 도 1의 변형예를 참조하면, 2차 엔진은 메인 기어박스(5)에 접속될 수 있다.
- [0176] 메인 기어박스(5)는 보통 회전 속도를 감소시키기 위해 복수의 스테이지(5', 5'')를 가진다. 메인 및 2차 엔진이 상이한 특징들을 가진다면, 메인 엔진(11, 112)은 그것들의 특징에 적용되는 제 1 속도 감소 스테이지(5')에 접속될 수 있고, 2차 엔진(21)은 특정 특징들에 적용되는 제 2 속도 감소 스테이지(5'')에 접속된다.
- [0177] 도 2의 변형예를 참조하면, 2차 엔진(21)은 메인 엔진들 중 하나와 나란히 배치될 수 있다.
- [0178] 메인 및 2차 엔진이 상이한 특징들을 가진다면, 속도 감소 기어박스(33)가 2차 엔진과 협력하는 메인 엔진으로부터의 출구에 배치될 수 있다.
- [0179] 변형예와는 독립적으로, 2차 엔진은 바람직하게는 단일 속도로 동작한다. 그렇지만, 예를 들면 다양한 타입의 임무나 다양한 타입의 항공기에 적용시키기 위해, 복수의 속도와 2차 엔진(21)이 연관되는 것이 가능하다.
- [0180] 그러한 상황 하에서는, 항공기(1)가 2차 엔진(21)을 조절하기 위한 2차 조절 시스템(25)을 가진다. 2차 엔진의 보통 이용 속도에 있어서는, 2차 조절 시스템(25)이 메인 엔진에 적용된 조절과는 달리, 일정한 설정점 쪽으로 향하게 하도록 2차 엔진을 제어한다.
- [0181] 이러한 설정점은 현재 속도가 사용중인 시간 동안에는 변하지 않는다. "일정한 설정점에서의 조절"이란 용어는 현재 이용 속도에 관해 고정된 설정점을 적용하는 것을 의미하기 위해 사용된다는 점이 이해될 수 있다.
- [0182] 예를 들면, 2차 엔진은 파워에 있어서 조절되도록 치수가 정해질 수 있고, 각각 200kW와 400kW의 파워들과 연관되는 제 1 속도와 제 2 속도로 동작할 수 있다.
- [0183] 제 1 속도의 적용 동안, 조절은 200kW로 고정되는 일정한 설정점에서 2차 엔진에 의해 발생된 파워를 유지하는 경향이 있다. 제 2 속도를 적용하기 위해 2차 엔진에 적용될 속도를 조종사가 변경한다면, 조절은 400kW로 고정된 일정한 설정점으로 2차 엔진에 의해 발생된 파워를 유지하는 경향이 있다. 그렇지만, 조절은 일정하고 따라서 고정되는 설정점을 항상 적용하도록 계속해서 작용한다.
- [0184] 따라서, 2차 조절 시스템(25)은 메인 조절 시스템(15)과는 독립적이다.
- [0185] 설명된 2차 조절 시스템(25)은 메인 엔진(16, 17)과 어떠한 접속도 가지지 않고, 2차 엔진(21)을 제어하는 2차 제어 유닛(26)을 가진다.

- [0186] 도 3 및 도 4는 외부 공기 온도(OAT) 및/또는 가로 좌표 축을 따라 존재하는 항공기의 고도, 및 보통 축까지 2차 엔진에 의해 발생된 파워와 같은 외부 상태를 묘사하는 그래프들이다.
- [0187] 따라서 도 3을 참조하면, 설정점은 파워 설정점일 수 있다. 그렇지만, 임계점(100)을 넘어서는 2차 엔진이 외부 상태(OAT) 및/또는 항공기의 고도가 주어진 상태에서 설정점 파워(PCONS)를 더 이상 전달할 수 없다는 점이 이해될 수 있다.
- [0188] 도 4를 참조하면, 설정점은 항공기의 디자인 포인트(100)에서 기설정된 파워를 전달하도록 결정된 고정된 연료 흐름률 설정점일 수 있다. 그러면 2차 엔진에 의해 전달된 파워는 외부 상태(OAT) 및/또는 항공기의 고도의 함수로서 변한다.
- [0189] 더 나아가, 도 1을 참조하면, 2차 엔진(21)과 메인 기어박스(5) 사이에는 분리 시스템이 설치된다. 그러한 시스템은 적어도 하나의 프리휠(41) 및/또는 적어도 하나의 클러치(41')를 포함할 수 있거나, 심지어 기어박스 타입의, 하나 이상의 속도를 가지는 회전 속도 감소 시스템을 포함할 수 있다.
- [0190] 또한, 항공기는 2차 엔진(21)을 비활성화시키기 위한 비활성화 수단(50)을 포함할 수 있다. 그러한 비활성화 수단(50)은 분리 시스템 또는 실제로는 2차 제어 유닛을 포함할 수 있다.
- [0191] 도 5 및 도 6은 제 1 실시예와 제 2 실시예에서의 항공기의 동작을 설명하기 위한 도면들이다. 이들 도 5 및 도 6 각각은 다양한 비행 상황들에 관해, 보통 축까지의 엔진들에 의해 발생된 파워를 묘사하는 도면들이다. 제 1 메인 엔진, 제 2 메인 엔진, 및 2차 엔진에 의해 발생된 것과 같은 파워들은 도 5 및 도 6에서 각각 참조 번호(P11, P12, 및 P21)로 주어져 있다.
- [0192] 실시예와는 독립적으로, 적용된 방법은 메인 기어박스(5)를 구동하기 위해 2차 엔진(21)을 설치하고, 메인 조절 시스템(15)과는 독립적인 2차 조절 시스템(25)을 사용함으로써, 일정한 설정점의 적용시, 2차 엔진(21)을 조절하는 것을 제안한다.
- [0193] 2차 엔진(21)은 선택적으로는 2차 엔진(21)의 반응도가 메인 엔진(11, 12)의 반응도보다 짧도록, 그리고 2차 엔진(21)의 반응 시간이 메인 엔진(11, 12)의 반응 시간보다 크도록 조절될 수 있다.
- [0194] 또한, 예를 들면 고정된 파워 설정점 또는 고정된 연료 흐름률 설정점의 함수로서 2차 엔진(21)을 조절하는 것이 가능하다.
- [0195] 제 1 실시예에서는, 2차 엔진(21)이 낮은 최대 파워를 발생시키도록 치수가 정해진다. 이러한 최대 파워는 그것이 메인 엔진들이 정지되거나 쉬고 있을 때, 회전익(2)의 과속을 가져오기에 충분하지 않은 한 "낮다"라고 말해진다.
- [0196] 그러한 상황 하에서는, 2차 엔진이 회전익의 과속을 가져올 어떠한 위험성 없이 지상에서 시동이 걸릴 수 있다.
- [0197] 제 1 상황(210)에서는, 2차 엔진(21)과 메인 엔진(11, 12)이 회전익(2)을 구동하기 위해 지상에서 동작하도록 야기된다. 메인 엔진들이 가변인 설정점의 적용시 조절되기 때문에, 메인 조절 시스템은 메인 및 2차 엔진이 회전익의 과속을 발생시키지 않는다는 것을 보장해야 한다.
- [0198] 메인 엔진들이 지상에서 0인 파워를 발생시키는 것이 가능하다.
- [0199] 2차 엔진은 프리 터빈에 기계적으로 접속되는 전기 발생기들을 구동할 목적으로, 지상에서 클러치 해제 모드로 전기를 발생시키는 것이 주목적인 특정 프리 터빈 조절 모드를 선택적으로 가진다.
- [0200] 2차 엔진은 기체 발생기에 기계적으로 접속되는 전기 발생기들을 구동하기 위해, 클러치 해제 모드로 전기를 발생시키는 것이 주목적인 기체 발생기를 지상에서 조절하는 특정 모드를 선택적으로 가질 수 있다.
- [0201] 항공기(1)가 전진 속도 임계값보다 큰 전진 속도로 비행할 때, 또는 회전익이 회전의 임계 속도를 초과할 때, 2차 엔진(21)이 억제된다.
- [0202] 반대로, 항공기(1)가 임계 속도보다 작은 전진 속도로 비행하고 있을 때 및/또는 회전익의 회전 속도가 회전 속도 임계값보다 작은 동안에는 2차 엔진(21)이 억제되지 않는다.
- [0203] 따라서, 이륙하거나 호버링하는 스테이지(211) 동안에는, 2차 엔진(21)이 동작 중에 있다.
- [0204] 그렇지만, 회전익의 회전 속도가 회전의 임계 속도를 초과하게 되면, 2차 엔진이 억제된다. 그러면, 이러한 2차 조절 시스템은 2차 엔진을 쉬게 하거나 정지하게 한다.

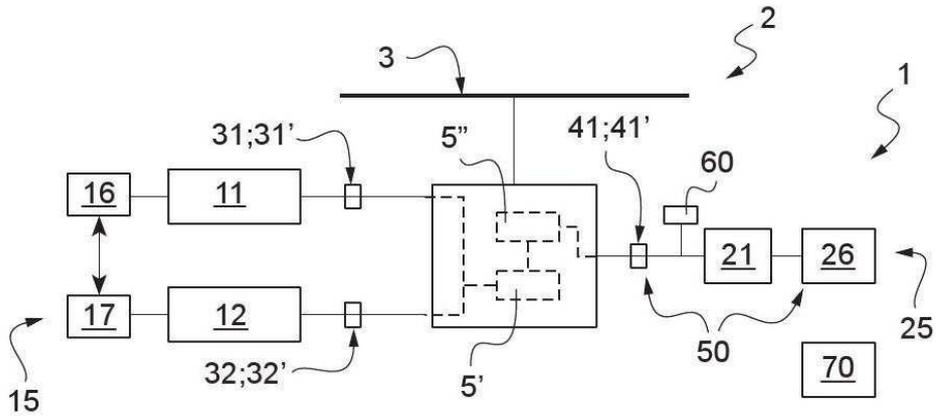
- [0205] 회전익의 임계 속도는 회전익의 과속에 대응하는 속도보다 작을 수 있지만, 회전익의 보통 회전 속도보다는 크다.
- [0206] 구성 212에 의해 나타난 것처럼, 메인 엔진이 고장나는 경우, 나머지 메인 엔진이 컨틴젠시 파워를 전달하도록 조절될 수 있고, 2차 엔진은 회전익을 구동시 작용하도록 유지된다.
- [0207] 그에 반해, 구성 213으로 나타낸 바와 같은 정상적인 전진 비행 동안에는, 2차 엔진이 억제된다.
- [0208] 구성 214로 나타낸 바와 같이 메인 엔진이 고장시에는 나머지 엔진이 구성 214로 나타낸 바와 같이 컨틴젠시 파워를 전달하도록 조절될 수 있다. 만약 필요하다면, 그리고 또한 구성 215에서 2차 엔진(21)을 사용함으로써, 메인 엔진이 동작 상태에 있도록 돕는 것이 가능하다.
- [0209] 메인 엔진들에 비해 중간쯤인 파워를 발생시키는 2차 엔진으로, 고장 구성(215)에서는 구성 213으로 나타낸 바와 같이, 고장이 없을 시 도달된 총 파워와 같은 총 파워를 발생시키는 것이 가능하다는 것이 발견된다.
- [0210] 제 2 실시예에서는, 2차 엔진(21)이 높은 최대 파워를 발생시키도록 치수가 정해진다. 이러한 최대 파워는 메인 엔진들이 정지되거나 쉬고 있을 때, 그러한 최대 파워가 회전익(2)의 과속을 일으키기에 충분하다면, "높다"라고 말해진다.
- [0211] 그러한 상황 하에서는, 항공기가 임계 고도 아래의 고도로 비행하거나 회전익이 회전 임계 속도를 초과할 때는 언제나, 메인 엔진들이 지상에서 회전익을 구동시키도록 동작하고 2차 엔진이 억제된다.
- [0212] 항공기가 임계 속도보다 느리게 그리고 임계 고도보다 높은 고도로 전진 비행시에는, 2차 엔진이 더 이상 억제되지 않는다.
- [0213] 도 1을 참조하면, 항공기(1)는 항공기가 지상에 서 있는지를 검출하기 위한 검출 수단(70)을 가진다. 예를 들면, 이러한 검출 수단(70)은 랜딩 기어 상에 배치된 전파 고도계 또는 센서를 포함한다.
- [0214] 항공기(1)는 항공기가 임계 전진 속도보다 빠른 전진 속도로 이동하는지 및/또는 회전익이 임계 회전 속도를 초과하였는지를 검출하기 위한 검출 시스템을 선택적으로 구비한다. 예를 들면, 이러한 검출 시스템에는 항공기의 전진 속도를 측정하기 위한 종래의 수단, 회전익의 회전 속도를 측정하기 위한 수단, 및/또는 2차 엔진에 의해 전달된 파워를 결정하기 위한 수단, 및/또는 회전익을 구동하는데 필요한 파워를 결정하기 위한 수단이 제공된다.
- [0215] 이 외에, 항공기는 이어지는 3개의 조건, 즉
- [0216] · 항공기가 지상에 서 있는 것;
- [0217] · 항공기가 임계 전진 속도보다 빠른 전진 속도를 가지는 것; 및
- [0218] · 회전익의 회전 속도가 회전 임계 속도를 초과하거나, 회전익을 구동하기 위해 필요한 파워가 2차 엔진에 의해 전달된 이용 가능한 파워보다 작은 것
- [0219] 중 적어도 하나가 충족될 때 2차 엔진을 억제하기 위한 억제 수단을 가지고 있다.
- [0220] 버전에 따라서, 억제 수단은 2차 엔진에 제동을 걸기 위한 제동 수단(60)을 포함할 수 있다.
- [0221] 또한, 프리휠(41)이 2차 엔진(21)과 메인 기어박스(5) 사이에 개재되고, 억제 수단은 과속을 회피하기 위해 2차 엔진의 속도를 늦추거나 정지시키기 위한 수단을 포함한다.
- [0222] 그에 반해, 클러치(41')가 2차 엔진(21)과 메인 기어박스(5) 사이에 개재되면, 억제 수단은 클러치를 해제하기 위한 수단을 포함한다. 그러면, 2차 엔진은 클러치 해제 모드에 관해 특정되는 조절 모드를 가질 수 있다.
- [0223] 2차 엔진의 억제는 예를 들면 2차 조절 시스템을 통해 자동으로 적용될 수 있고/있거나, 수동으로 적용될 수 있다.
- [0224] 도 6과 구성 221에서는, 2차 엔진이 지상에서 억제된다.
- [0225] 프리휠이 존재할 때에는, 2차 엔진이 쉬고 있거나 정지된다.
- [0226] 클러치가 존재할 때에는, 2차 엔진이 쉬고 있거나 정지될 수 있고, 또는 전기를 발생시키는데 특정되는 조절 모드에 있을 수 있다.
- [0227] 이륙은 회전익을 항공기가 지상 유효 구역(ground effect zone)에 남아 있는 높이까지 구동시키기 위해 메인 엔

진만을 사용함으로써 수행된다. 만약 엔진이 고장나면, 항공기는 착륙한 지면에 충분히 가까운 상태에 있게 된다.

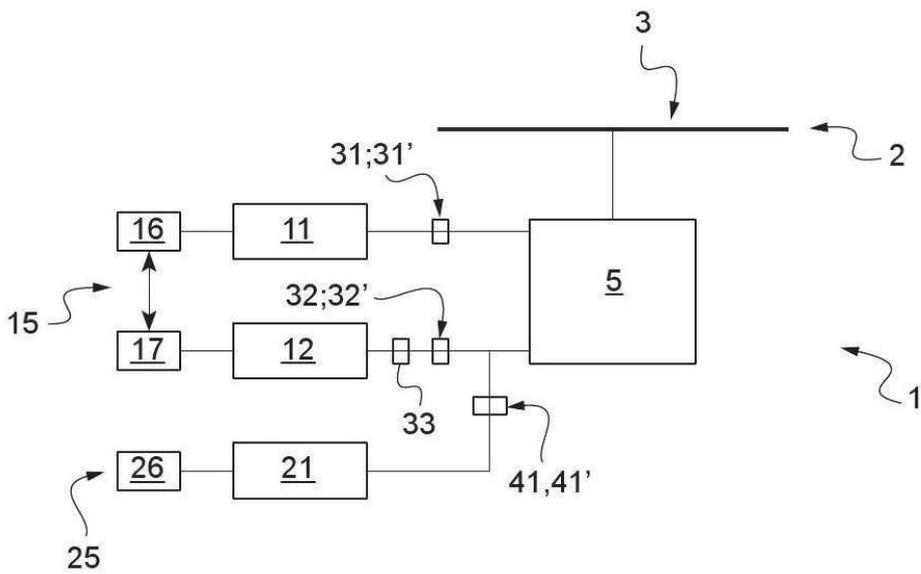
- [0228] 일단 항공기가 이륙하면, 2차 엔진이 사용된다.
- [0229] 비행시, 2차 엔진은 항공기가 구성 222에서의 임계 속도보다 느린 전진 속도로 비행할 때, 및 2차 엔진에 의해 전달된 파워가 회전익에 의해 요구된 파워보다 작을 때는 언제나 사용될 수 있다.
- [0230] 그러면, 2차 엔진은 비행을 위한 위치에 있게 되고, 만약 있다면 선택적인 클러치가 이용된다.
- [0231] 선택적으로, 메인 및 2차 엔진들의 적절한 동작은 지상 유효 구역에 있는 동안, 조종사에 의해 또는 항공기의 항공 전자 기기 시스템에 의해 확인될 수 있다.
- [0232] 메인 엔진이 고장시에는, 구성 223에 나타낸 바와 같이, 나머지 메인 엔진이 컨틴젠시 파워를 전달하도록 조절될 수 있고, 2차 엔진은 회전익을 구동시 작용한다.
- [0233] 그에 반해, 구성 224에 나타낸 바와 같은 정상적인 전진 비행 동안에는, 2차 엔진이 억제된다. 그러면 항공기는 임계 속도보다 빠른 전진 속도로 비행한다.
- [0234] 메인 엔진이 고장시에는, 구성 225에 나타낸 바와 같이, 나머지 엔진이 컨틴젠시 파워를 전달하도록 조절될 수 있다. 만약 필요하다면, 그리고 또한 메인 엔진이 2차 엔진(21)과 함께 동작이 유지되도록 돕는 것도 가능하다.
- [0235] 착륙시에는, 3개의 엔진이 요구되는 파워를 전달한다. 그러면 항공기의 전진 속도는 임계 전진 속도보다 작게 된다.
- [0236] 항공기의 고도가 지상에 도달하게 되면, 정지되거나 쉬도록 됨으로써 2차 엔진이 억제된다. 변형예에 따라, 항공기가 지상과 접촉하게 될 때, 또는 항공기가 임계 전파 고도계 고도보다 낮을 때 지상에 도달한 것으로 간주된다.
- [0237] 이러한 나중 구성에서, 지상과 접촉하려고 하강하는 최종 착륙이 2개의 메인 엔진(11, 12)을 사용하여 행해진다.
- [0238] 회전익의 블레이드들의 충분히 낮은 피치로 지면과 접촉시, 2차 엔진이 쉬고 있거나 정지되는지를 확인하기 위해, 2차 엔진의 상태가 조종사 또한 항공기의 항공 전자 기기에 의해 확인된다.
- [0239] 지상에서는, 그리고 클러치를 가지는 버전에서는, 2차 엔진이 클러치가 해제되는 동안 비행 상태에서 억제될 수 있거나(고정된 설정점으로 조절됨으로써), 전기를 발생시키는 것에 특정된 방식으로 조절될 수 있다.
- [0240] 물론, 본 발명은 그것이 구현되는데 있어서, 다수의 변형예를 가질 수 있다. 비록 몇몇 실시예가 설명되지만, 모든 가능한 실시예를 빠짐없이 확인하는 것이 가능하지 않을 수 있다는 점이 즉시 이해된다. 본 발명의 영역을 넘어서지 않고 등가 수단에 의해 설명된 수단 중 임의의 것을 대체하는 것을 생각하는 것이 물론 가능하다.
- [0241] 예를 들면, 2차 엔진은 비행 동안 시동되거나 계속해서 사용될 수 있고, 또는 다른 절차를 적용시 간헐적으로 사용될 수 있다.

도면

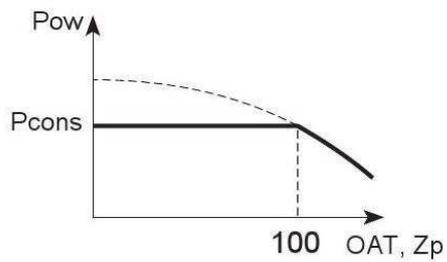
도면1



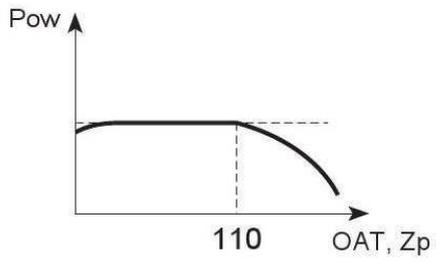
도면2



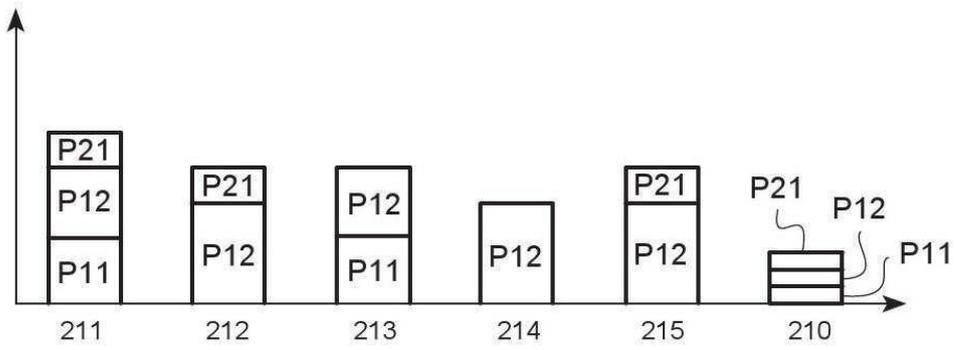
도면3



도면4



도면5



도면6

