(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2023-0010733
(43) 공개일자 2023년01월19일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64C 29/00 (2023.01) *B64C 3/56* (2006.01)
G05D 1/10 (2006.01)
(52) CPC특허분류
B64C 29/0033 (2013.01)
B64C 3/56 (2023.01)
(21) 출원번호 10-2022-7043918
(22) 출원일자(국제) 2021년05월13일
심사청구일자 없음
(85) 번역문제출일자 2022년12월14일
(86) 국제출원번호 PCT/US2021/032258
(87) 국제공개번호 WO 2021/242535
국제공개일자 2021년12월02일
(30) 우선권주장
63/024,693 2020년05월14일 미국(US)

(71) 출원인
프테로다이나믹스 인코포레이티드
미국 캘리포니아주 93021 무어파크 휴론 코트 14165
(72) 발명자
페트로브 벨
미국 매사추세츠주 02445 브룩클린 솔즈베리 로드 157
(74) 대리인
제일특허법인(유)

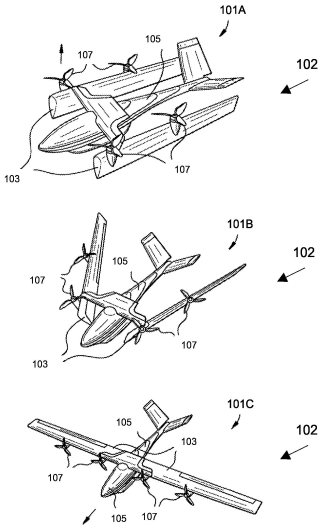
전체 청구항 수 : 총 78 항

(54) 발명의 명칭 **수직 이착륙 능력을 갖는 항공기의 제어**

(57) 요 약

수직 이착륙 능력과 접히는 날개를 가진 항공기를 자율적으로 제어하기 위한 컴퓨터 구현 방법이 제공되는데, 이 방법은 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기를 수직으로 상승시키도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하는 단계 – 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 – 와, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있는 것에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하는 단계와, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기를 기류의 방향과 정렬시키는 단계와, 항공기가 접혀진 날개 구성에서 펼쳐진 날개 구성으로 트랜지션하도록 항공기의 추력 생성 구성요소, 제어 표면 및 내부 관절 메커니즘을 제어하는 단계를 포함한다. 시스템 및 컴퓨터 프로그램 제품도 제공된다.

대 표 도 - 도9



(52) CPC특허분류
G05D 1/102 (2013.01)
Y02T 50/10 (2020.08)
Y02T 50/50 (2020.08)

명 세 서

청구범위

청구항 1

호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션(transition)을 자율적으로 제어하는 컴퓨터-구현 방법으로서,

적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 상기 항공기를 수직으로 상승시키도록 상기 항공기의 복수의 추력(thrust) 생성 구성요소를 제어하는 단계 - 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지(leading edge)는 수직 방향으로 배향됨 - 와,

상기 적어도 하나의 프로세서에 의해, 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있는 것에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하는 단계와,

상기 적어도 하나의 프로세서에 의해, 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때 상기 항공기를 기류의 방향과 정렬시키는 단계를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소 중 제1 추력 생성 구성요소는 상기 항공기의 날개들 중 제1 날개에 부착되고, 상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소 중 제2 추력 생성 구성요소는 상기 항공기의 날개들 중 제2 날개에 부착되고, 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 상기 제1 추력 생성 구성요소 및 상기 제2 추력 생성 구성요소는 수직 상방으로 추력을 생성하도록 배향되는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있고 상기 항공기가 비행 중일 때 상기 항공기가 상기 기류의 방향과 정렬된다고 판정하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 4

제1항에 있어서,

상기 항공기를 수직으로 상승시키기 위해 상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하기 전에 상기 항공기의 무게 중심을 결정하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 5

제1항에 있어서,

상기 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하는 단계와,

상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응한다고 판정하는 단계와,

상기 항공기의 대기 속도(airspeed)에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 6

제1항에 있어서,

상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하는 단계와,

상기 항공기의 배향이 상기 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 7

제1항에 있어서,

상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하는 단계와,

상기 항공기의 배향이 상기 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여, 상기 항공기의 배향이 변경되도록 상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소 중 하나의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 8

호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한 시스템으로서,

적어도 하나의 프로세서를 포함하되, 상기 적어도 하나의 프로세서는,

항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 상기 항공기를 수직으로 상승시키도록 상기 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하고 — 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 —,

상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있는 것에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하고,

상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때 상기 항공기를 기류의 방향과 정렬시키도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 9

제8항에 있어서,

상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소 중 제1 추력 생성 구성요소는 상기 항공기의 날개들 중 제1 날개에 부착되고, 상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소 중 제2 추력 생성 구성요소는 상기 항공기의 날개들 중 제2 날개에 부착되고, 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 상기 제1 추력 생성 구성요소 및 상기 제2 추력 생성 구성요소는 수직 상방으로 추력을 생성하도록 배향되는,

시스템.

청구항 10

제8항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한, 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있고 상기 항공기가 비행 중일 때 상기 항공기가 상기 기류의 방향과 정렬된다고 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 11

제8항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한, 상기 항공기를 수직으로 상승시키기 위해 상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하기 전에 상기 항공기의 무게 중심을 결정하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 12

제8항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한,

상기 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하고,

상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응한다고 판정하고,

상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 13

제8항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한,

상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하고,

상기 항공기의 배향이 상기 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 14

제8항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한,

상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하고,

상기 항공기의 배향이 상기 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여, 상기 항공기의 배향이 변

경되도록 상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소 중 하나의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 15

호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한, 하나 이상의 명령어를 포함하는 컴퓨터 프로그램 제품으로서,

상기 하나 이상의 명령어는 적어도 하나의 프로세서에 의해 실행될 때, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 상기 항공기를 수직으로 상승시키도록 상기 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하게 하고 - 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 - 와,

상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있는 것에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하게 하고,

상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때 상기 항공기를 기류의 방향과 정렬시키게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 16

제15항에 있어서,

상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소 중 제1 추력 생성 구성요소는 상기 항공기의 날개들 중 제1 날개에 부착되고, 상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소 중 제2 추력 생성 구성요소는 상기 항공기의 날개들 중 제2 날개에 부착되고, 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 상기 제1 추력 생성 구성요소 및 상기 제2 추력 생성 구성요소는 수직 상방으로 추력을 생성하도록 배향되는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 17

제15항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있고 상기 항공기가 비행 중일 때 상기 항공기가 상기 기류의 방향과 정렬된다고 판정하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 18

제15항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기를 수직으로 상승시키기 위해 상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하기 전에 상기 항공기의 무게 중심을 결정하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 19

제15항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

상기 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하게 하고,

상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응한다고 판정하게 하고,

상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 20

제15항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하게 하고,

상기 항공기의 배향이 상기 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 21

제15항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하게 하고,

상기 항공기의 배향이 상기 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여, 상기 항공기의 배향이 변경되도록 상기 항공기의 상기 복수의 추력 생성 구성요소 중 하나의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 22

호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하는 컴퓨터-구현 방법으로서,

적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하는 단계와,

상기 적어도 하나의 프로세서에 의해, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계 - 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 - 와,

상기 적어도 하나의 프로세서에 의해, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 23

제22항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 미리 결정된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여 상기 항공기의

비행 제어 표면을 조정하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 24

제22항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 25

제22항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 상기 제1 접힘 각도에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 26

제22항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계는, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 제2 접혀진 구성에 대응하는지 여부를 판정하는 단계를 포함하고,

상기 제2 접혀진 구성은 상기 제1 접혀진 구성과 펼쳐진 구성 사이의 중간에 있는 접힘 각도를 갖는 상기 날개를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 27

제22항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 제1 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 28

제22항에 있어서,

상기 항공기가 상기 목표 고도에 도달했다고 판정한 후, 상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하는 단계와,

상기 항공기의 배향이 상기 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 29

제22항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계는,

상기 항공기의 제1 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하는 단계와,

상기 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 단계를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 30

제22항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계는, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 31

제29항에 있어서,

상기 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 단계는, 상기 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 최대 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 단계를 포함하고,

상기 항공기의 제2 대기 속도는 상기 항공기의 실속 속도(stall speed)와 동일한 대기 속도인,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 32

제22항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 것과 동시에, 상기 항공기의 배향이 사전 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 33

제22항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 단계를 포함하고,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계는, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 항공기의 날개의 상기 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계를 포함하고,

상기 방법은,

상기 항공기의 비행 경로를 결정하는 단계와,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 항공기의 날개의 상기 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여, 상기 항공기가 상기 비행 경로에 따라 비행하도록 상기 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 34

호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한 시스템으로서,

적어도 하나의 프로세서를 포함하되, 상기 적어도 하나의 프로세서는,

항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하고,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하고 - 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 -,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 35

제34항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 미리 결정된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 36

제34항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 37

제34항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한, 상기 항공기의 날개의 상기 제1 접힘 각도에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 38

제34항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 제2 접혀진 구성에 대응하는지 여부를 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되고,

상기 제2 접혀진 구성은 상기 제1 접혀진 구성과 펼쳐진 구성 사이의 중간에 있는 접힘 각도를 갖는 상기 날개를 포함하는,

시스템.

청구항 39

제34항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 제1 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 40

제34항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한,

상기 항공기가 상기 목표 고도에 도달했다고 판정한 후, 상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하고,

상기 항공기의 배향이 상기 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 41

제34항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는,

상기 항공기의 제1 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하고,

상기 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 42

제34항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는 또한, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 43

제41항에 있어서,

상기 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는 또한, 상기 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 최대 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되고,

상기 항공기의 제2 대기 속도는 상기 항공기의 실속 속도와 동일한 대기 속도인,

시스템.

청구항 44

제34항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 것과 동시에, 상기 항공기의 배향이 사전 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 45

제34항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성에서 펼쳐진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되고,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 항공기의 날개의 상기 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되며,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한,

상기 항공기의 비행 경로를 결정하고,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 항공기의 날개의 상기 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여, 상기 항공기가 상기 비행 경로에 따라 비행하도록 상기 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 46

호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한, 하나 이상의 명령어를

포함하는 컴퓨터 프로그램 제품으로서,

상기 하나 이상의 명령어는 적어도 하나의 프로세서에 의해 실행될 때, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하게 하고,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하고 – 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 –,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 47

제46항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 미리 결정된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 48

제46항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 49

제46항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 날개의 상기 제1 접힘 각도에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 50

제46항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 제2 접혀진 구성에 대응하는지 여부를 판정하게 하고,

상기 제2 접혀진 구성은 상기 제1 접혀진 구성과 펼쳐진 구성 사이의 중간에 있는 접힘 각도를 갖는 상기 날개를 포함하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 51

제46항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 제1 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 52

제46항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

상기 항공기가 상기 목표 고도에 도달했다고 판정한 후, 상기 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하게 하고,

상기 항공기의 배향이 상기 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 53

제46항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

상기 항공기의 제1 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하게 하고,

상기 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 54

제46항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 55

제53항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 최대 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접

힘 각도를 상기 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하게 하고,

상기 항공기의 제2 대기 속도는 상기 항공기의 실속 속도와 동일한 대기 속도인,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 56

제46항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 것과 동시에, 상기 항공기의 배향이 사전 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 비행 제어 표면을 조정하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 57

제46항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 제1 접혀진 구성에서 펼쳐진 구성으로 변경하게 하고,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 항공기의 날개의 상기 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하고,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

상기 항공기의 비행 경로를 결정하게 하고,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도가 상기 항공기의 날개의 상기 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여, 상기 항공기가 상기 비행 경로에 따라 비행하도록 상기 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 58

전방 비행 구성과 호버링 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하는 컴퓨터-구현 방법으로서,

적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 상기 항공기가 상기 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 상기 항공기를 제어하는 단계 – 상기 항공기의 날개가 상기 펼쳐진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수평 방향으로 배향됨 – 와,

상기 적어도 하나의 프로세서에 의해, 상기 항공기의 대기 속도를 결정하는 단계와,

상기 적어도 하나의 프로세서에 의해, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계 – 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 – 를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 59

제58항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하는 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 60

제59항에 있어서,

상기 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 변경하는 단계는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하는 함수에 따른 상기 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 61

제58항에 있어서,

상기 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하는 단계와,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 큰지 여부를 판정하는 단계와,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 크다는 판정에 기초하여 상기 항공기를 감속시키도록 상기 항공기를 제어하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 62

제58항에 있어서,

상기 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하는 단계와,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 작은지 여부를 판정하는 단계와,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 작다는 판정에 기초하여 상기 항공기를 가속시키도록 상기 항공기를 제어하는 단계를 더 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 63

제58항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계는, 상기 항공기의 대기 속도가 임계값을 만족시킨다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 64

제58항에 있어서,

상기 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 상기 항공기가 상기 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 상기 항공기를 제어하는 단계는, 상기 항공기의 날개가 상기 펼쳐진 구성에 있을 때 상기 항공기가 상기 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 상기 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 또는 상기 항공기의 비행 제어 표면을 제어하는 단계를 포함하는,

컴퓨터-구현 방법.

청구항 65

전방 비행 구성과 호버링 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한 시스템으로서,

적어도 하나의 프로세서를 포함하되, 상기 적어도 하나의 프로세서는,

항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 상기 항공기가 상기 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 상기 항공기를 제어하는 것 - 상기 항공기의 날개가 상기 펼쳐진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수평 방향으로 배향됨 - 과,

상기 항공기의 대기 속도를 결정하는 것과,

상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 것 - 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 - 을 수행하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 66

제65항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하는 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 67

제66항에 있어서,

상기 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 변경할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하는 함수에 따른 상기 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 68

제65항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한,

상기 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하고,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 큰지 여부를 판정하고,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 크다는 판정에 기초하여 상기 항공기를 감속시키도록 상기 항공기를 제어하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 69

제65항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서는 또한,

상기 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하고,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 작은지 여부를 판정하고,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 작다는 판정에 기초하여 상기 항공기를 가속시키도록 상기 항공기를 제어하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 70

제65항에 있어서,

상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 상기 항공기의 대기 속도가 임계값을 만족시킨다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 71

제65항에 있어서,

상기 항공기의 날개가 상기 펼쳐진 구성에 있을 때 상기 항공기가 상기 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 상기 항공기를 제어할 때, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 상기 항공기의 날개가 상기 펼쳐진 구성에 있을 때 상기 항공기가 상기 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 상기 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 또는 상기 항공기의 비행 제어 표면을 제어하도록 프로그래밍되거나 구성되는,

시스템.

청구항 72

전방 비행 구성과 호버링 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한, 하나 이상의 명령어를 포함하는 컴퓨터 프로그램 제품으로서,

상기 하나 이상의 명령어는 적어도 하나의 프로세서에 의해 실행될 때, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 상기 항공기가 상기 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 상기 항공기를 제어하는 것 - 상기 항공기의 날개가 상기 펼쳐진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수평 방향으로 배향됨 - 과,

상기 항공기의 대기 속도를 결정하는 것과,

상기 항공기의 대기 속도에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 것 - 상기 항공기의 날개가 상기 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향

으로 배향됨 — 을 수행하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 73

제72항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하는 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 74

제73항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 변경하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 대기 속도에 기초하는 함수에 따른 상기 트랜지션 속도에서 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 75

제72항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

상기 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하게 하고,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 큰지 여부를 판정하게 하고,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 크다는 판정에 기초하여 상기 항공기를 감속시키도록 상기 항공기를 제어하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 76

제72항에 있어서,

상기 하나 이상의 명령어는 또한 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금,

상기 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하게 하고,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 작은지 여부를 판정하게 하고,

상기 항공기의 대기 속도가 상기 임계값보다 작다는 판정에 기초하여 상기 항공기를 가속시키도록 상기 항공기를 제어하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 77

제72항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 대기 속도가 임계값을 만족시킨다는 판정에 기초하여 상기 항공기의 날개의 접힘 각도를 상기 펼쳐진 구성에서 상기 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

청구항 78

제72항에 있어서,

상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금 상기 항공기의 날개가 상기 펼쳐진 구성에 있을 때 상기 항공기가 상기 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 상기 항공기를 제어하게 하는 상기 하나 이상의 명령어는, 상기 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 상기 항공기의 날개가 상기 펼쳐진 구성에 있을 때 상기 항공기가 상기 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 상기 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 또는 상기 항공기의 비행 제어 표면을 제어하게 하는,

컴퓨터 프로그램 제품.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 관련 출원에 대한 상호 참조

[0002] 본 출원은 2020년 5월 14일에 출원된 미국 가출원 번호 63/024,693호에 대한 우선권을 주장하는데, 이 미국 가출원의 내용은 그 전체가 참조에 의해 본원에 통합된다.

[0003] 분야

[0004] 본 개시는 일반적으로 항공기에 관한 것이고, 일부 비제한적 실시예 또는 양태에서는 수직 이착륙이 가능한 항공기를 제어하기 위한 시스템, 방법 및 컴퓨터 프로그램 제품에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0005] VTOL(Vertical Take-Off and Landing) 항공기는 수직으로 호버링, 이륙 및 착륙할 수 있는 항공기이다. 예를 들어, VTOL 항공기는 고정익 항공기(fixed-wing aircraft), 헬리콥터, 사이클로콥터(예컨대, 사이클로자이로) 및 틸트로터와 같은 동력 로터를 갖는 다른 항공기를 포함하는 다양한 유형의 항공기를 포함할 수 있다. 경우에 따라, VTOL 항공기는 CTOL(conventional take-off and landing), STOL(short take-off and landing) 및/또는 STOVL(short take-off and vertical landing)과 같은 VTOL 이외의 모드에서 동작할 수 있다. 일부 헬리콥터와 같은 다른 VTOL 항공기는 VTOL 모드에서만 동작할 수 있다. 이는 VTOL 항공기에 수평 이동을 처리할 수 있는 랜딩 기어가 없기 때문일 수 있다.

[0006] 그러나, VTOL 항공기의 특정 설계는 안정성이 낮을 수 있고, 그 설계에 기초한 VTOL 항공기의 파일럿에게 문제를 겪게 할 수 있다. 예를 들어, VTOL 항공기의 파일럿은 VTOL 항공기의 비행 단계에 따라 단기간에 수많은 제어 디바이스를 정밀하게 제어해야 할 수 있다. 이러한 예에서, VTOL 항공기가 이륙할 때 VTOL 항공기를 올바른 방향으로 유지하는 것은 파일럿에게 특히 복잡한 것일 수 있다. 이러한 시나리오에서, 파일럿 반응의 지연은 오류의 조합을 초래하고 잠재적으로는 VTOL 항공기의 사고를 초래할 수 있다.

발명의 내용

[0007] 파일럿 입력을 증가시키거나 자동 항공기 내비게이션에 사용될 수 있는 수직 이착륙이 가능한 항공기를 제어하기 위한 시스템, 방법 및 컴퓨터 프로그램 제품이 개시된다.

[0008] 추가 실시예들은 아래의 번호가 매겨진 조항에서 설명된다:

[0009] 조항 1: 호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션(transition)을 자율적으로 제어하는 컴퓨터-구현 방법으로서, 적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기를 수직으로 상승시키도록 항공기의 복수의 추력(thrust) 생성 구성요소를 제어하는 단계 - 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지(leading edge)는 수직 방향으로 배향됨 - 와, 적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있는 것에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하는 단계와, 적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기를 기류의 방향과 정렬시키는 단계를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0010] 조항 2: 조항 1에 있어서, 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 제1 추력 생성 구성요소는 항공기의 날개들 중 제1 날개에 부착되고, 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 제2 추력 생성 구성요소는 항공기의 날개들 중 제2 날개에 부착되고, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 제1 추력 생성 구성요소 및 제2 추력 생성 구성요소는 수직 상방으로 추력을 생성하도록 배향되는, 컴퓨터-구현 방법.

[0011] 조항 3: 조항 1 또는 조항 2에 있어서, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있고 항공기가 비행 중일 때 항공기가 기류의 방향과 정렬된다고 판정하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0012] 조항 4: 조항 1 내지 조항 3 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기를 수직으로 상승시키기 위해 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하기 전에 항공기의 무게 중심을 결정하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0013] 조항 5: 조항 1 내지 조항 4 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하는 단계와, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응한다고 판정하는 단계와, 항공기의 대기 속도(airspeed)에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0014] 조항 6: 조항 1 내지 조항 5 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하는 단계와, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0015] 조항 7: 조항 1 내지 조항 6 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하는 단계와, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여, 항공기의 배향이 변경되도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 하나의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0016] 조항 8: 호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한 시스템으로서, 적어도 하나의 프로세서를 포함하되, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기를 수직으로 상승시키도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하고 - 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 -, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있는 것에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하고, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기를 기류의 방향과 정렬시키도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0017] 조항 9: 조항 8에 있어서, 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 제1 추력 생성 구성요소는 항공기의 날개들 중 제1 날개에 부착되고, 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 제2 추력 생성 구성요소는 항공기의 날개들 중 제2 날개에 부착되고, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 제1 추력 생성 구성요소 및 제2 추력 생성 구성요소는 수직 상방으로 추력을 생성하도록 배향되는, 시스템.

[0018] 조항 10: 조항 8 또는 조항 9에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있고 항공기가 비행 중일 때 항공기가 기류의 방향과 정렬된다고 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0019] 조항 11: 조항 8 내지 조항 10 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기를 수직으로 상승시키기 위해 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하기 전에 항공기의 무게 중심을 결정하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0020] 조항 12: 조항 8 내지 조항 11 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하고, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응한다고 판정하고, 항공기의 대기 속도에 기

초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0021] 조항 13: 조항 8 내지 조항 12 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하고, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0022] 조항 14: 조항 8 내지 조항 13 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하고, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여, 항공기의 배향이 변경되도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 하나의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0023] 조항 15: 호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한, 하나 이상의 명령어를 포함하는 컴퓨터 프로그램 제품으로서, 하나 이상의 명령어는 적어도 하나의 프로세서에 의해 실행될 때, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기를 수직으로 상승시키도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하게 하고 - 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 - 와, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있는 것에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하게 하고, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기를 기류의 방향과 정렬시키게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0024] 조항 16: 조항 15에 있어서, 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 제1 추력 생성 구성요소는 항공기의 날개들 중 제1 날개에 부착되고, 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 제2 추력 생성 구성요소는 항공기의 날개들 중 제2 날개에 부착되고, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 제1 추력 생성 구성요소 및 제2 추력 생성 구성요소는 수직 상방으로 추력을 생성하도록 배향되는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0025] 조항 17: 조항 15 또는 조항 16에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있고 항공기가 비행 중일 때 항공기가 기류의 방향과 정렬된다고 판정하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0026] 조항 18: 조항 15 내지 조항 17 중 어느 한 조항에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기를 수직으로 상승시키기 위해 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하기 전에 항공기의 무게 중심을 결정하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0027] 조항 19: 조항 15 내지 조항 18 중 어느 한 조항에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하게 하고, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응한다고 판정하게 하고, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0028] 조항 20: 조항 15 내지 조항 19 중 어느 한 조항에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하게 하고, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0029] 조항 21: 조항 15 내지 조항 20 중 어느 한 조항에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하게 하고, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여, 항공기의 배향이 변경되도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 하나의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0030] 조항 22: 호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하는 컴퓨터-구현 방법으로서, 적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하는 단계와, 적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계 - 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 - 와, 적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0031] 조항 23: 조항 22에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0032] 조항 24: 조항 22 또는 조항 23에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단

계는, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0033] 조항 25: 조항 22 내지 조항 24 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 제1 접힘 각도에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0034] 조항 26: 조항 22 내지 조항 25 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계는, 항공기의 날개의 접힘 각도가 제2 접혀진 구성에 대응하는지 여부를 판정하는 단계를 포함하고, 제2 접혀진 구성은 제1 접혀진 구성과 펼쳐진 구성 사이의 중간에 있는 접힘 각도를 갖는 날개를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0035] 조항 27: 조항 22 내지 조항 26 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계는, 항공기의 대기 속도에 기초하여 제1 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0036] 조항 28: 조항 22 내지 조항 27 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정한 후, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하는 단계와, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0037] 조항 29: 조항 22 내지 조항 28 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계는, 항공기의 제1 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하는 단계와, 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 단계를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0038] 조항 30: 조항 22 내지 조항 29 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계는, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0039] 조항 31: 조항 22 내지 조항 30 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 단계는, 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 최대 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 단계를 포함하고, 항공기의 제2 대기 속도는 항공기의 실속 속도(stall speed)와 동일한 대기 속도인, 컴퓨터-구현 방법.

[0040] 조항 32: 조항 22 내지 조항 31 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 것과 동시에, 항공기의 배향이 사전 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0041] 조항 33: 조항 22 내지 조항 32 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 단계는, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 단계를 포함하고, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계는, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 단계를 포함하고, 방법은, 항공기의 비행 경로를 결정하는 단계와, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여, 항공기가 비행 경로에 따라 비행하도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0042] 조항 34: 호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한 시스템으로서, 적어도 하나의 프로세서를 포함하되, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하고, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하고 – 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 –, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0043] 조항 35: 조항 34에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0044] 조항 36: 조항 34 또는 조항 35에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서

제1 접힘 각도로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0045] 조항 37: 조항 34 내지 조항 36 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 날개의 제1 접힘 각도에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0046] 조항 38: 조항 34 내지 조항 37 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 날개의 접힘 각도가 제2 접혀진 구성에 대응하는지 여부를 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되고, 제2 접혀진 구성은 제1 접혀진 구성과 펼쳐진 구성 사이의 중간에 있는 접힘 각도를 갖는 날개를 포함하는, 시스템.

[0047] 조항 39: 조항 34 내지 조항 38 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 대기 속도에 기초하여 제1 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0048] 조항 40: 조항 34 내지 조항 39 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정한 후, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하고, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0049] 조항 41: 조항 34 내지 조항 40 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 제1 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하고, 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0050] 조항 42: 조항 34 내지 조항 41 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정할 때, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0051] 조항 43: 조항 34 내지 조항 42 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경할 때, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 최대 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되고, 항공기의 제2 대기 속도는 항공기의 실속 속도와 동일한 대기 속도인, 시스템.

[0052] 조항 44: 조항 34 내지 조항 43 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 것과 동시에, 항공기의 배향이 사전 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0053] 조항 45: 조항 34 내지 조항 44 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 펼쳐진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되고, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하도록 프로그래밍되거나 구성되며, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 비행 경로를 결정하고, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여, 항공기가 비행 경로에 따라 비행하도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0054] 조항 46: 호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한, 하나 이상의 명령어를 포함하는 컴퓨터 프로그램 제품으로서, 하나 이상의 명령어는 적어도 하나의 프로세서에 의해 실행될 때, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하게 하고, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하고 – 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 –, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0055] 조항 47: 조항 46에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하게 하는, 컴

퓨터 프로그램 제품.

[0056] 조항 48: 조항 46 또는 조항 47에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0057] 조항 49: 조항 46 내지 조항 48 중 어느 한 조항에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개의 제1 접힘 각도에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0058] 조항 50: 조항 46 내지 조항 49 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개의 접힘 각도가 제2 접혀진 구성에 대응하는지 여부를 판정하게 하고, 제2 접혀진 구성은 제1 접혀진 구성과 펼쳐진 구성 사이의 중간에 있는 접힘 각도를 갖는 날개를 포함하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0059] 조항 51: 조항 46 내지 조항 50 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 대기 속도에 기초하여 제1 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0060] 조항 52: 조항 46 내지 조항 51 중 어느 한 조항에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정한 후, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정하게 하고, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0061] 조항 53: 조항 46 내지 조항 52 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 제1 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경하게 하고, 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0062] 조항 54: 조항 46 내지 조항 53 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0063] 조항 55: 조항 46 내지 조항 54 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 최대 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하게 하고, 항공기의 제2 대기 속도는 항공기의 실속 속도와 동일한 대기 속도인, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0064] 조항 56: 조항 46 내지 조항 55 중 어느 한 조항에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 것과 동시에, 항공기의 배향이 사전 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기의 비행 제어 표면을 조정하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0065] 조항 57: 조항 46 내지 조항 56 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 펼쳐진 구성으로 변경하게 하고, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하게 하고, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 비행 경로를 결정하게 하고, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여, 항공기가 비행 경로에 따라 비행

하도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0066] 조항 58: 전방 비행 구성과 호버링 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하는 컴퓨터-구현 방법으로서, 적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기가 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 항공기를 제어하는 단계 – 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수평 방향으로 배향됨 – 와, 적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 대기 속도를 결정하는 단계와, 적어도 하나의 프로세서에 의해, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계 – 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 – 를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0067] 조항 59: 조항 58에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계는, 항공기의 대기 속도에 기초하는 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0068] 조항 60: 조항 58 또는 조항 59에 있어서, 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 변경하는 단계는, 항공기의 대기 속도에 기초하는 함수에 따른 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0069] 조항 61: 조항 58 내지 조항 60 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하는 단계와, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 큰지 여부를 판정하는 단계와, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 크다는 판정에 기초하여 항공기를 감속시키도록 항공기를 제어하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0070] 조항 62: 조항 58 내지 조항 61 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하는 단계와, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 작은지 여부를 판정하는 단계와, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 작다는 판정에 기초하여 항공기를 가속시키도록 항공기를 제어하는 단계를 더 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0071] 조항 63: 조항 58 내지 조항 62 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계는, 항공기의 대기 속도가 임계값을 만족시킨다는 판정에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 단계를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0072] 조항 64: 조항 58 내지 조항 63 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기가 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 항공기를 제어하는 단계는, 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기가 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 또는 항공기의 비행 제어 표면을 제어하는 단계를 포함하는, 컴퓨터-구현 방법.

[0073] 조항 65: 전방 비행 구성과 호버링 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한 시스템으로서, 적어도 하나의 프로세서를 포함하되, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기가 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 항공기를 제어하는 것 – 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수평 방향으로 배향됨 – 과, 항공기의 대기 속도를 결정하는 것과, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 것 – 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 – 을 수행하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0074] 조항 66: 조항 65에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 대기 속도에 기초하는 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0075] 조항 67: 조항 65 또는 조항 66에 있어서, 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 변경할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 대기 속도에 기초하는 함수에 따른 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0076] 조항 68: 조항 65 내지 조항 67 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하고, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 큰지 여부를 판정하고, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 크다는 판정에 기초하여 항공기를 감속시키도록 항공기를 제어하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0077] 조항 69: 조항 65 내지 조항 68 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서는 또한, 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하고, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 작은지 여부를 판정하고, 항공기의 대기 속도가 임

계값보다 작다는 판정에 기초하여 항공기를 가속시키도록 항공기를 제어하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0078] 조항 70: 조항 65 내지 조항 69 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 대기 속도가 임계값을 만족시킨다는 판정에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0079] 조항 71: 조항 65 내지 조항 70 중 어느 한 조항에 있어서, 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기가 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 항공기를 제어할 때, 적어도 하나의 프로세서는, 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기가 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 또는 항공기의 비행 제어 표면을 제어하도록 프로그래밍되거나 구성되는, 시스템.

[0080] 조항 72: 전방 비행 구성과 호버링 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한, 하나 이상의 명령어를 포함하는 컴퓨터 프로그램 제품으로서, 하나 이상의 명령어는 적어도 하나의 프로세서에 의해 실행될 때, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기가 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 항공기를 제어하는 것 - 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수평 방향으로 배향됨 - 과, 항공기의 대기 속도를 결정하는 것과, 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하는 것 - 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향됨 - 을 수행하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0081] 조항 73: 조항 72에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 대기 속도에 기초하는 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0082] 조항 74: 조항 72 또는 조항 73에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 변경하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 대기 속도에 기초하는 함수에 따른 트랜지션 속도에서 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0083] 조항 75: 조항 72 내지 조항 74 중 어느 한 조항에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하게 하고, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 큰지 여부를 판정하게 하고, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 크다는 판정에 기초하여 항공기를 감속시키도록 항공기를 제어하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0084] 조항 76: 조항 72 내지 조항 75 중 어느 한 조항에 있어서, 하나 이상의 명령어는 또한 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 대기 속도를 임계값과 비교하게 하고, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 작은지 여부를 판정하게 하고, 항공기의 대기 속도가 임계값보다 작다는 판정에 기초하여 항공기를 가속시키도록 항공기를 제어하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0085] 조항 77: 조항 72 내지 조항 76 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 대기 속도가 임계값을 만족시킨다는 판정에 기초하여 항공기의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0086] 조항 78: 조항 72 내지 조항 77 중 어느 한 조항에 있어서, 적어도 하나의 프로세서로 하여금 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기가 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 항공기를 제어하게 하는 하나 이상의 명령어는, 적어도 하나의 프로세서로 하여금, 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기가 항공기의 대기 속도를 감소시키도록 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 또는 항공기의 비행 제어 표면을 제어하게 하는, 컴퓨터 프로그램 제품.

[0087] 본 개시의 특징 및 특성뿐만 아니라 관련 구조 요소의 동작 방법 및 기능, 부품의 조합 및 제조 경제성은 첨부된 도면을 참조하여 다음 설명 및 첨부된 청구범위를 고려할 때 더욱 명백해질 것인데, 모든 도면은 본 명세서의 일부를 형성하고 다양한 도면에서 동일한 참조 번호는 대응하는 부분을 나타낸다. 그러나, 도면은 단지 예시 및 설명의 목적을 위한 것이며 본 발명의 한계를 정의하려는 의도가 아님을 분명히 이해해야 한다. 명세서 및 청구범위에 사용될 때, "a", "an" 및 "the"의 단수형은 문맥상 명백하게 달리 지시하지 않는 한 복수형을 포

함한다.

도면의 간단한 설명

[0088] 도 1a는 수직 이착륙이 가능한 항공기를 제어하기 위한 시스템의 비제한적 실시예의 도면이다.

도 1b는 수직 이착륙이 가능한 항공기의 비제한적 실시예의 도면이다.

도 2는 도 1a 및 도 1b의 하나 이상의 디바이스 및/또는 하나 이상의 시스템의 구성요소의 비제한적 측면 또는 실시예의 도면이다.

도 3 내지 도 5는 항공기를 제어하기 위한 프로세스의 비제한적 실시예의 흐름도이다.

도 6 내지 도 8은 접힘 분율(fold fraction)의 함수로서 실속 속도(stall speed)의 분율에 기초한 날개 트랜지션 프로파일(wing transition profiles)을 도시하는 무차원 그래프이다.

도 9는 수직 이착륙이 가능한 항공기의 날개의 상이한 날개 구성의 비제한적 실시예의 도면을 제공한다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0089] 설명의 목적을 위해, 이하에서, "단부", "상부", "하부", "우측", "좌측", "수직", "수평", "상단", "하단", "가로", "세로"라는 용어 및 이들의 파생어는 이들이 도면에서 배향되는 것처럼 본 개시와 관련된다. 그러나, 본 개시는 명백히 반대되는 경우를 제외하고는 다양한 대안적 변형 및 단계 순서를 가정할 수 있음을 이해해야 한다. 또한, 첨부된 도면에 도시되고 다음 명세서에 설명된 특정 디바이스 및 프로세스는 단순히 본 발명의 예시적 실시예 또는 양태라는 것을 이해해야 한다. 따라서, 본 명세서에 개시된 실시예 또는 실시예의 양태와 관련된 특정 치수 및 다른 물리적 특성은 달리 표시되지 않는 한 제한적인 것으로 간주되어서는 안 된다.

[0090] 본 명세서에서 사용된 양태, 구성요소, 요소, 구조, 동작, 단계, 기능, 명령어 등은 명시적으로 그렇게 설명되지 않는 한 중요하거나 필수적인 것으로 해석되어서는 안 된다. 또한, 본 명세서에서 사용될 때, 관사 "a" 및 "an"은 하나 이상의 항목을 포함하는 것으로 의도되며, "하나 이상" 및 "적어도 하나"와 혼용될 수 있다. 명세서 및 청구범위에 사용될 때, "a", "an" 및 "the"의 단수형은 문맥상 명백하게 달리 언급하지 않는 한 복수의 지시대상을 포함한다. 또한, 본 명세서에서 사용될 때, "세트" 및 "그룹"이라는 용어는 하나 이상의 항목(예컨대, 관련된 항목, 관련되지 않은 항목, 관련된 항목과 관련되지 않은 항목의 조합 등)을 포함하도록 의도된 것이며, "하나 이상" 또는 "적어도 하나"와 혼용될 수 있다. 하나의 항목만 의도된 경우 "하나" 또는 이와 유사한 용어가 사용된다. 또한, 본 명세서에서 사용될 때, "갖는다", "갖는" 등의 용어는 개방형 용어(open-ended terms)가 되도록 의도된다. 또한, "~에 기초한"이라는 어구는 달리 명시적으로 언급되지 않는 한 "적어도 부분적으로 ~에 기초한"를 의미하는 것으로 의도된다. 또한, "~에 기초한"라는 어구는 달리 명시적으로 언급되지 않는 한 "적어도 부분적으로 ~에 기초한"을 의미하는 것으로 의도된다. 또한, "~에 기초한"이라는 어구는 "~에 응답하여"를 의미할 수 있고, 본 명세서에서 적절하게 언급되는 전자 디바이스(예컨대, 프로세서, 컴퓨팅 디바이스 등)의 특정 동작을 자동으로 트리거하기 위한 조건을 나타낼 수 있다.

[0091] 본 명세서에서 사용될 때, "시스템"이라는 용어는 프로세서, 서버, 클라이언트 디바이스, 소프트웨어 애플리케이션 및/또는 다른 유사한 구성요소와 같은 하나 이상의 컴퓨팅 디바이스 또는 컴퓨팅 디바이스의 조합을 지칭할 수 있지만 이에 제한되지는 않는다. 또한, 본 명세서에서 사용될 때, "서버" 또는 "프로세서"에 대한 언급은, 이전 단계 또는 기능을 수행하는 것으로 언급된, 이전에 언급된 서버 및/또는 프로세서, 상이한 서버 및/또는 프로세서, 및/또는 서버 및/또는 프로세서의 조합을 지칭할 수 있다. 예를 들어, 명세서 및 청구범위에서 사용될 때, 제1 단계 또는 기능을 수행하는 것으로 언급된 제1 서버 및/또는 제1 프로세서는 제2 단계 또는 기능을 수행하는 것으로 언급된 동일하거나 상이한 서버 및/또는 프로세서를 지칭할 수 있다.

[0092] 이제 도 1a를 참조하면, 도 1a는 본 명세서에 설명된 디바이스, 시스템, 방법 및/또는 제품이 구현될 수 있는 예시적 환경(100)의 도면이다. 도 1에 도시된 바와 같이, 환경(100)은 항공기(102), 항공기 제어 시스템(104) 및 통신 네트워크(106)를 포함한다. 항공기(102), 항공기 제어 시스템(104) 및/또는 통신 네트워크(106)는 유선 접속, 무선 접속, 또는 유선 접속과 무선 접속의 조합을 통해 상호접속(예컨대, 통신을 위한 접속을 수립하는 것 등)된다.

[0093] 항공기(102)는 수직 이착륙 동작을 위해 그리고 비행 경로를 따라 목적지로의 또는 그로부터의 비행을 위해 제어(예컨대, 자동 제어, 반자율 제어 등)되도록 구성된 하나 이상의 항공기를 포함할 수 있다. 예를 들어, 항공기(102)는 미국 특허 출원 공개 번호 2018/0312251호에 개시된 기체(airframe)를 갖는 항공기를 포함할 수 있는

데, 이 미국 공개는 그 전체가 본원에 참조에 의해 통합된다.

[0094] 본 명세서에 설명되는 바와 같이, 항공기(102)는 콤팩트하고 조종 가능한 호버링 구성(예컨대, 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때)과 효율적인 수평 비행이 가능한 전방 비행 구성(예컨대, 순항 구성, 순항 상태 등)(예컨대, 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때) 사이에서 반복적인 비행 중 변환을 수행할 수 있다. 호버링 또는 저속 구성에서, 항공기(102)의 중량은 항공기(102)의 추력(thrust) 생성 구성요소의 추력에 의해 실질적으로 지지될 수 있는데, 추력 생성 구성요소는 추력을 더 수직으로 향하게 하도록 또한 기울어지게 날개에 결합될 수 있다. 전방 비행 구성에서, 항공기(102)의 중량은 날개로부터 생성된 양력에 의해 실질적으로 지지될 수 있고, 추진 추력은 수평으로 향할 수 있다. 부가적으로 또는 대안적으로, 다양한 수준의 추력 및/또는 날개-전개 양력(wing-developed lifting force)을 제공하기 위해 날개의 중간 구성의 연속 범위(예컨대, 날개의 표제 위치(titled position)에 기초함)가 또한 사용될 수 있다. 본 명세서에 개시된 바와 같이, 항공기(102)는 항공기(102)의 비행 동안 날개의 구성들 사이에서 매끄럽고 안정적으로 변경(예컨대, 트랜지션)하고/하거나 날개가 특정 구성(예컨대, 중간 구성)에 있을 때 무기한으로 동작할 수 있는 고유한 능력을 제공할 수 있다.

[0095] 일부 비제한적 실시예에서, 항공기(102)의 성능 특성은, 날개 또는 날개의 일부가 경사축(slanted axis)을 중심으로 회전하게 하는 접는 동작을 사용하는, 후술되는 날개 및 날개 관절 시스템(110)의 구조와 같은 접을 수 있는 날개 구조를 이용하여 달성될 수 있다. 경사축은 항공기(102)의 세로축 또는 가로축에 대해 비스듬한 축일 수 있다. 이러한 접는 동작은 날개의 접힘 각도에 따라 각 날개의 리딩 에지를 상방 또는 전방으로 배향할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 접혀진 구성에서, 날개는 항공기(102)의 동체를 따라 연장되어, 날개의 질량에 의해 생성된 관성 모멘트, 항공기(102)가 호버링 구성에 있을 때의 날개의 공기역학적 영향, 및 항공기(102)의 보관 및/또는 지상 운송에 필요한 공간의 양을 감소시킬 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 이러한 방식으로 접혀진 날개의 일부는, 날개의 접힘이 변경됨에 따라(예컨대, 날개가 기울어지거나 접힘에 따라) 추력이 수평 방향과 수직 방향 사이에서 전향되도록 날개에 결합된 추력 생성 구성요소를 포함할 수 있다.

[0096] 항공기 제어 시스템(104)은 항공기(102)와 통신(예컨대, 정보를 전송 및/또는 수신)하고/하거나 통신 네트워크(106)를 통해 제어 신호(예컨대, 커맨드, 커맨드 신호 등)를 제공하도록 구성된 하나 이상의 디바이스를 포함할 수 있다. 예를 들어, 항공기 제어 시스템(104)은 서버 등과 같은 컴퓨터 디바이스를 포함할 수 있다. 항공기 제어 시스템(104)은 이미징 시스템 및/또는 단거리 무선 통신 접속(예컨대, NFC(near-field communication) 접속, RFID(radio frequency identification) 통신 접속, Bluetooth® 통신 접속 등)을 통해 통신 네트워크(106)로 및/또는 그로부터 데이터를 송신 및/또는 수신하도록 구성될 수 있다. 일부 비제한적 실시예 또는 양태에서, 항공기 제어 시스템(104)은 본 명세서에 설명된 바와 같이 사용자와 연관될 수 있다.

[0097] 통신 네트워크(106)는 하나 이상의 유선 및/또는 무선 네트워크를 포함할 수 있다. 예를 들어, 통신 네트워크(106)는 셀룰러 네트워크(예컨대, LTE(long-term evolution) 네트워크, 3세대(3G) 네트워크, 4세대(4G) 네트워크, CDMA(code division multiple access) 네트워크, 등), PLMN(public land mobile network), LAN(local area network), WAN(wide area network), MAN(metropolitan area network), 전화망(예컨대, PSTN(public switched telephone network)), 사설 네트워크, 애드혹 네트워크, 인트라넷, 인터넷, 광섬유 기반 네트워크, 클라우드 컴퓨팅 네트워크 등, 및/또는 이들 또는 다른 유형의 네트워크의 일부 또는 전부의 조합을 포함할 수 있다.

[0098] 도 1a에 도시된 시스템 및/또는 디바이스의 수 및 배열은 예로서 제공된다. 추가 시스템 및/또는 디바이스, 더 적은 수의 시스템 및/또는 디바이스, 상이한 시스템 및/또는 디바이스, 또는 도 1a에 도시된 것과 다르게 배열된 시스템 및/또는 디바이스가 존재할 수 있다. 또한, 도 1a에 도시된 2개 이상의 시스템 및/또는 디바이스는 단일 시스템 또는 단일 디바이스 내에서 구현될 수 있거나, 또는 도 1a에 도시된 단일 시스템 또는 단일 디바이스는 다중 분산 시스템 또는 디바이스로 구현될 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 환경(100)의 시스템 세트 또는 디바이스 세트(예컨대, 하나 이상의 시스템, 하나 이상의 디바이스)는 환경(100)의 다른 시스템 세트 또는 다른 디바이스 세트에 의해 수행되는 것으로 설명되는 하나 이상의 기능을 수행할 수 있다.

[0099] 이제 도 1b을 참조하면, 도 1b는 항공기(102)의 비제한적 실시예의 도면이다. 도 1b에서, 항공기(102)는 비행 제어 시스템(108), 날개 관절 시스템(110), 추력 생성 구성요소(112), 서보 모터(114), 무선 통신 디바이스(116) 및 센서(118)를 포함한다. 항공기(102)이 구성요소들은 유선 접속, 무선 접속, 또는 유선 접속과 무선 접속의 조합을 통해 상호접속(예컨대, 통신을 위한 접속을 수립하는 것 등)될 수 있다.

[0100] 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 동작을 제어하도록 구성된 하나 이상의 디바이스를 포함할 수 있다.

예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 하나 이상의 프로세서, 제어기, 마이크로제어기 등과 같은 하나 이상의 컴퓨터 디바이스를 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 센서(118) 중의 한 센서와 같은 다른 구성요소로부터 입력을 수신할 수 있고, 비행 제어 시스템(108)은 서보 모터(114) 중의 한 서보 모터와 같은 다른 구성요소로 하여금 비행 제어 시스템(108)에 의해 수신된 입력에 기초하여 동작(예컨대, 제어 동작)을 수행하게 할 수 있다.

[0101] 날개 관절 시스템(110)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경하도록 구성된 하나 이상의 디바이스를 포함할 수 있다. 예를 들어, 날개 관절 시스템(110)은 하나 이상의 모터(예컨대, 하나 이상의 전기 모터), 하나 이상의 모터 드라이브 제어기(예컨대, 하나 이상의 관절 모터 드라이버), 하나 이상의 기어박스, 하나 이상의 인코더(예컨대, 하나 이상의 선형 드라이브 인코더), 하나 이상의 센서, 하나 이상의 액추에이터, 하나 이상의 날개 결합 디바이스, 하나 이상의 날개 회전 디바이스 및/또는 하나 이상의 선형 드라이브 어셈블리를 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 날개 관절 시스템(110)으로 하여금 항공기(102)의 대기 속도(airspeed)에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경하게 할 수 있다.

[0102] 추력 생성 구성요소(112)는 항공기(102)에 추력을 제공하도록 구성된 복수의 디바이스를 포함할 수 있다. 예를 들어, 추력 생성 구성요소(112)는 복수의 항공기 모터(예컨대, 하나 이상의 전기 항공기 모터, 하나 이상의 피스톤 엔진, 하나 이상의 가스 터빈 엔진 등)를 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 추력 생성 구성요소(112)는 항공기(102)의 비행 방향(예컨대, 이동 방향)으로 추력을 제공하는 프로펠러를 포함하는 복수의 항공기 모터를 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 항공기(102)는 날개 관절 시스템(110)을 포함하는 것을 포기할 수 있고, 항공기(102)는 추력 생성 구성요소(112) 중 하나 이상을 사용하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경하도록 구성될 수 있다. 예를 들어, 항공기(102)의 날개는 관절 메커니즘(예컨대, 날개 관절 시스템(110)) 없이 트랜지션될 수 있다. 그러한 예에서, 항공기(102)의 날개는 트랜지션을 위해 추력 생성 구성요소(112)로부터의 추력만을 사용하여 트랜지션될 수 있다.

[0103] 서보 모터(114)는 항공기(102) 구성요소의 각도 또는 선형 위치, 속도, 및 가속도를 정밀하게 제어할 수 있도록 구성된 하나 이상의 서보 모터와 같은 하나 이상의 디바이스를 포함할 수 있다. 예를 들어, 서보 모터(114)는, 서보 모터(114)와 함께 사용하도록 설계된 피드백 및 제어 디바이스(예컨대, 제어기)를 위한 센서에 결합된 모터 및/또는 액추에이터(예컨대, 회전 액추에이터 또는 선형 액추에이터)를 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 서보 모터(114)는 항공기(102)의 비행 방향 및/또는 배향을 제어하기 위해 항공기(102)의 구성요소의 제어를 위한 하나 이상의 서보 모터를 포함할 수 있다. 예를 들어, 서보 모터(114)는 항공기(102)의 비행 제어 표면(예컨대, 플랩(flap), 에일러론(aileron), 엘리베이터(elevator), 러더(rudder), 탭(tab), 스포일러(spoiler) 등)을 제어하기 위한 하나 이상의 서보 모터를 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 서보 모터(114)는 하나 이상의 테일 서보 모터(예컨대, 하나 이상의 테일 러더 서보 모터), 하나 이상의 에일러론 서보 모터, 하나 이상의 엘리베이터 서보 모터, 프로펠러 블레이드의 피치를 조정하기 위한 가변 피치 서보 모터, 플랩을 위한 하나 이상의 서보 모터 등을 포함할 수 있다.

[0104] 무선 통신 디바이스(116)는 항공기(102)로 하여금 항공기 제어 시스템(104)과 같은 다른 전자 디바이스 또는 엔티티와 통신할 수 있게 하도록 구성된 하나 이상의 디바이스를 포함할 수 있다. 예를 들어, 무선 통신 디바이스(116)는 하나 이상의 라디오를 포함할 수 있는데, 라디오는 하나 이상의 송수신기, 하나 이상의 송신기, 하나 이상의 수신기 등을 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 무선 통신 디바이스(116)는 하나 이상의 송신기 또는 하나 이상의 수신기와 같이 단방향 통신만을 허용하는 하나 이상의 디바이스를 포함할 수 있다. 예를 들어, 무선 통신 디바이스(116)는 송신기 없이 수신기를 포함할 수 있다. 그러한 예에서, 항공기(102)는 무선 통신 디바이스(116)를 사용하여 정보(예컨대, 항공기 제어 시스템(104)로부터의 제어 신호, 항공기(102)의 비행 경로와 연관된 정보 등)를 수신할 수 있지만, 항공기(102)는 정보를 전송할 수 없을 수 있다.

[0105] 센서(118)는 항공기(102)에 관한 정보를 제공하도록 구성된 하나 이상의 디바이스를 포함할 수 있다. 예를 들어, 센서(118)는, 항공기(102)의 구성요소와 연관된 하나 이상의 힘 센서, 하나 이상의 가속도계, 하나 이상의 자이로스코프, 하나 이상의 위치 센서(예컨대, 하나 이상의 GPS(global positioning system) 센서), 하나 이상의 내비게이션 센서(예컨대, 북쪽 방향의 표시를 제공하는 하나 이상의 자기 센서), 하나 이상의 고도 센서, 하나 이상의 대기 속도 센서, 하나 이상의 전기 센서(예컨대, 하나 이상의 전원(예컨대, 배터리) 센서, 항공기(102)의 전원 또는 다른 전기 구성요소의 전압 및/또는 그로부터의 전류와 연관된 하나 이상의 센서), 하나 이상의 구성요소 위치 센서(예컨대, 항공기(102)의 비행 제어 표면과 연관된 하나 이상의 센서, 항공기(102)의 날개의 위치와 연관된 하나 이상의 센서, 항공기(102)의 날개의 접힘 각도와 연관된 하나 이상의 센서 등)를 포함

할 수 있다.

[0106] 이제 도 2를 참조하면, 디바이스(200)의 예시적 구성요소의 도면이 도시된다. 디바이스(200)는 항공기(102)의 하나 이상의 디바이스에 대응할 수 있다. 예를 들어, 디바이스(200)는 비행 제어 시스템(108)에 대응할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 항공기(102)(예컨대, 항공기(102)의 비행 제어 시스템(108))는 적어도 하나의 디바이스(200) 및/또는 디바이스(200)의 적어도 하나의 구성요소를 포함할 수 있다. 도 2에 도시된 바와 같이, 디바이스(200)는 버스(202), 프로세서(204), 메모리(206), 저장 구성요소(208), 입력 구성요소(210), 출력 구성요소(212) 및 통신 인터페이스(214)를 포함할 수 있다.

[0107] 버스(202)는 디바이스(200)의 구성요소들 간의 통신을 허용하는 구성요소를 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예 또는 양태에서, 프로세서(204)는 하드웨어, 소프트웨어, 또는 하드웨어와 소프트웨어의 조합으로 구현될 수 있다. 예를 들어, 프로세서(204)는 프로세서(예컨대, 중앙 처리 장치(CPU), 그래픽 처리 장치(GPU), 가속 처리 장치(APU) 등), 마이크로프로세서, 디지털 신호 프로세서(DSP), 및/또는 기능을 수행하도록 프로그래밍될 수 있는 임의의 처리 구성요소(예컨대, FPGA(field-programmable gate array), ASIC(application-specific integrated circuit) 등)를 포함할 수 있다. 메모리(206)는 RAM(random access memory), ROM(read-only memory), 및/또는 프로세서(204)에 의한 사용을 위한 정보 및/또는 명령어를 저장하는 다른 유형의 동적 또는 정적 저장 디바이스(예컨대, 플래시 메모리, 자기 메모리, 광학 메모리 등)를 포함할 수 있다.

[0108] 저장 구성요소(208)는 디바이스(200)의 동작 및 사용에 관련된 정보 및/또는 소프트웨어를 저장할 수 있다. 예를 들어, 저장 구성요소(208)는 하드 디스크(예컨대, 자기 디스크, 광 디스크, 광자기 디스크, 솔리드 스테이트 디스크 등), CD(compact disc), DVD(digital versatile disc), 플로피 디스크, 카트리지, 자기 테이프, 및/또는 다른 유형의 컴퓨터 판독가능 매체를, 대응하는 드라이브와 함께 포함할 수 있다.

[0109] 입력 구성요소(210)는 디바이스(200)가 사용자 입력(예컨대, 터치스크린 디스플레이, 키보드, 키패드, 마우스, 버튼, 스위치, 마이크로폰, 카메라 등)을 통해 정보를 수신할 수 있게 하는 구성요소를 포함할 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 입력 구성요소(210)는 정보를 감지하기 위한 센서(예컨대, 센서(118) 중의 한 센서)(예컨대, GPS(global positioning system) 구성요소, 가속도계, 자이로스코프, 액추에이터 등)를 포함할 수 있다. 출력 구성요소(212)는 디바이스(200)로부터의 출력 정보를 제공하는 구성요소(예컨대, 디스플레이, 스피커, 하나 이상의 발광 다이오드(LED) 등)를 포함할 수 있다.

[0110] 통신 인터페이스(214)는, 예컨대, 유선 접속, 무선 접속, 또는 유선 접속과 무선 접속의 조합을 통해 디바이스(200)가 다른 디바이스와 통신하는 것을 가능하게 하는 송수신기 유사 구성요소(예컨대, 송수신기, 분리된 수신기 및 송신기 등)를 포함할 수 있다. 통신 인터페이스(214)는 디바이스(200)가 다른 디바이스로부터 정보를 수신하고/하거나 다른 디바이스에 정보를 제공하도록 허용할 수 있다. 예를 들어, 통신 인터페이스(214)는 이더넷 인터페이스, 광학 인터페이스, 동축 인터페이스, 적외선 인터페이스, 무선 주파수(RF) 인터페이스, USB(universal serial bus) 인터페이스, Wi-Fi® 인터페이스, 셀룰러 네트워크 인터페이스 등을 포함할 수 있다.

[0111] 디바이스(200)는 본 명세서에 설명된 하나 이상의 프로세스를 수행할 수 있다. 디바이스(200)는 프로세서(204)가 메모리(206) 및/또는 저장 구성요소(208)와 같은 컴퓨터 판독가능 매체에 의해 저장된 소프트웨어 명령어를 실행하는 것에 기초하여 이들 프로세스를 수행할 수 있다. 컴퓨터 판독가능 매체(예컨대, 비일시적 컴퓨터 판독가능 매체)는 본 명세서에서 비일시적 메모리 디바이스로서 정의된다. 비일시적 메모리 디바이스는 단일 물리적 저장 디바이스 내부에 위치한 메모리 공간 또는 다수의 물리적 저장 디바이스에 걸쳐 분산된 메모리 공간을 포함한다.

[0112] 소프트웨어 명령어는 다른 컴퓨터 판독가능한 매체 또는 다른 디바이스로부터 통신 인터페이스(214)를 통해 메모리(206) 및/또는 저장 구성요소(208)로 판독될 수 있다. 메모리(206) 및/또는 저장 구성요소(208)에 저장된 소프트웨어 명령어는, 실행될 때, 프로세서(204)로 하여금 본 명세서에 설명된 하나 이상의 프로세스를 수행하게 할 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 본 명세서에 설명된 하나 이상의 프로세스를 수행하는 소프트웨어 명령어 대신에 또는 그와 함께 하드와이어드 회로가 사용될 수 있다. 따라서, 본 명세서에 설명된 실시예 또는 양태는 하드웨어 회로와 소프트웨어의 임의의 특정 조합으로 제한되지 않는다.

[0113] 메모리(206) 및/또는 저장 구성요소(208)는 데이터 저장소 또는 하나 이상의 데이터 구조(예컨대, 데이터베이스 등)를 포함할 수 있다. 디바이스(200)는 메모리(206) 및/또는 저장소 구성요소(208)의 데이터 저장소 또는 하나 이상의 데이터 구조로부터 정보를 수신하거나, 그에 정보를 저장하거나, 그에 정보를 전달하거나, 그에 저장

된 정보를 검색할 수 있다. 예를 들어, 정보는, 프로파일 세트, 입력 데이터, 출력 데이터, 트랜잭션 데이터, 계정 데이터, 또는 이들의 임의의 조합과 연관된 데이터를 포함할 수 있다.

[0114] 도 2에 도시된 구성요소의 수 및 배열은 예로서 제공된다. 일부 비제한적 실시예 또는 양태에서, 디바이스(200)는 추가 구성요소, 더 적은 구성요소, 상이한 구성요소 또는 도 2에 도시된 것과는 상이하게 배열된 구성요소를 포함할 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 디바이스(200)의 구성요소 세트(예컨대, 하나 이상의 구성요소)는 디바이스(200)의 다른 구성요소 세트에 의해 수행되는 것으로 설명되는 하나 이상의 기능을 수행할 수 있다.

[0115] 이제 도 3을 참조하면, 호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한 프로세스(300)의 비제한적 양태 또는 실시예의 흐름도가 도시된다. 일부 비제한적 실시예 또는 양태에서, 프로세스(300)와 관련하여 설명된 기능들 중 하나 이상은 항공기(102)에 의해(예를 들어, 항공기(102)의 비행 제어 시스템(108)에 의해) (예컨대, 완전히, 부분적으로 등) 수행될 수 있다. 일부 비제한적 실시예 또는 양태에서, 아래에 설명되는 프로세스(300)의 단계들 중 하나 이상은, 항공기 제어 시스템(104), 날개 관절 시스템(110) 및/또는 서보 모터(114)와 같은 비행 제어 시스템(108)을 포함하거나 그와 분리된 다른 디바이스 또는 디바이스 그룹에 의해 (예컨대, 완전히, 부분적으로 등) 수행될 수 있다.

[0116] 도 3에 도시된 바와 같이, 단계 302에서, 프로세스(300)는 항공기의 추력 생성 구성요소를 제어하는 것을 포함할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성(예컨대, 멀티콥터 구성)에 있을 때 항공기(102)가 수직으로 상승하도록 항공기(102)의 추력 생성 구성요소를 제어할 수 있다. 그러한 예에서, 항공기(102)의 동체는, 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있고 항공기(102)가 수직으로 상승할 때, 지면에 대해 실질적으로 수평이 되도록 유지될 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 각각의 날개의 리딩 에지는 수직 방향으로 배향된다. 추가적으로, 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 날개는 최대 관절량에 있을 수 있다. 예를 들어, 날개는 날개 관절 시스템(110)에 의해 제공될 수 있는 관절의 양에 기초하여 최대 관절의 구성일 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 항공기의 복수의 추력 생성 구성요소 중 제1 추력 생성 구성요소는 항공기(102)의 날개들 중 제1 날개에 부착될 수 있고, 항공기(102)의 복수의 추력 발생 구성요소 중 제2 추력 발생 구성요소는 항공기(102) 날개들 중 제2 날개에 부착될 수 있다. 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 제1 추력 생성 구성요소 및 제2 추력 생성 구성요소는 수직 상방으로 추력을 생성하도록 배향될 수 있다. 이러한 방식으로, 제1 추력 생성 구성요소 및 제2 추력 생성 구성요소는 항공기(102)가 수직 이륙 동작을 수행(예컨대, 지상의 위치로부터 수직으로 상승)하고/하거나 원하는 고도에서 호버링하도록 허용할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 항공기(102)의 외피 크기는 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때보다 10% 내지 75% 더 작을 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때, 항공기(102)의 외피 크기는 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때보다 적어도 75% 더 작을 수 있다.

[0117] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 구성을 결정할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 센서(118) 중 한 센서(예컨대, 센서(118) 중 날개 위치 센서)에 기초하여 항공기(102)의 날개의 구성이 제1 접혀진 구성에 대응하는지 여부를 판정할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도에 기초하여 항공기(102)의 날개 구성을 결정할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 센서(118) 중 한 센서(예컨대, 센서(118) 중 접힘 각도 센서)에 기초하여 항공기 날개의 접힘 각도를 결정할 수 있고, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 제1 접혀진 구성에 대응한다고 판정할 수 있다.

[0118] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 무게 중심을 결정할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)가 수직으로 상승하게 하도록 항공기(102)의 복수의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하기 전에 항공기(102)의 무게 중심을 결정할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 무게 중심에 기초하여 항공기(102)의 배향을 결정 및/또는 조정할 수 있다.

[0119] 도 3에 도시된 바와 같이, 단계 304에서, 프로세스(300)는 모터 제어기 이득(예컨대, 날개 관절 시스템(110)과 연관된 모터 제어 이득, 추력 생성 구성요소(112)와 연관된 모터 제어 이득, 서보 모터(114)와 연관된 모터 제어 이득 등)을 설정하는 것을 포함할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기 날개의 구성에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정할 수 있다. 그러한 예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기의 날개가 제1 접혀진 구성에 있는 것에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어

시스템(108)은, 센서(118)의 제1 센서로부터 제1 입력을 수신하는 것과, 항공기(102)의 구성요소(예컨대, 항공기(102)의 비행 제어 표면, 항공기(102)의 추력 생성 구성요소(112), 날개 관절 시스템(110) 등)에 변경을 초래하는 것, 센서(118) 중 제2 센서로부터 제2 입력을 수신하는 것, 항공기(102)의 구성요소에 초래된 변경에 기초하여 항공기(102)의 양태(예컨대, 배향, 대기 속도, 고도 등)의 변경의 양을 결정하는 것에 의해, 모터 제어기 이득을 설정할 수 있다.

[0120] 도 3에 도시된 바와 같이, 단계 306에서 프로세스(300)는 항공기가 기류의 방향과 정렬되게 하는 것을 포함할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 (예컨대, 항공기(102)에 대한 바람의 방향으로 풍향계가 향하도록) 항공기(102)가 기류의 방향과 정렬되게 할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기(102)가 기류의 방향과 정렬되게 할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 비행 제어 표면을 조정함으로써 및/또는 항공기(102)의 추력 생성 구성요소를 제어함으로써 항공기(102)가 기류의 방향과 정렬되게 할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기(102)가 기류의 방향과 정렬되도록 기류에 의해 항공기(102)의 배향이 변경되는 것을 허용함으로써, 항공기(102)가 기류의 방향과 정렬되게 할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은, 기류에 의해 항공기(102)의 기수(nose)가 기류의 방향과 정렬되는 것을 허용함으로써, 항공기(102)가 기류의 방향과 정렬되게 할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있고 항공기가 비행 중일 때 항공기(102)가 기류의 방향과 정렬된다고 판정할 수 있다.

[0121] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기가 목표 고도, 목표 위치, 및/또는 비행 경로에 도달했다고 판정할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 센서(118) 중 한 센서(예컨대, 센서(118) 중 고도 센서)로부터의 출력에 기초하여 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)가 목표 고도, 목표 위치, 및/또는 비행 경로에 도달했다는 판정에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)가 목표 고도에 도달했다는 판정에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 날개 관절 시스템(110)을 제어함으로써(예컨대, 제어 신호를 전송함으로써) 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있고, 날개 관절 시스템(110)은 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도까지 항공기(102)의 날개를 관절로 움직일 수 있다.

[0122] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 배향이 미리 결정된 배향(예컨대, 항공기(102)의 대기 속도에 기초한 미리 결정된 배향, 항공기(102)의 고도에 기초한 미리 결정된 배향, 항공기(102)의 위치에 기초한 미리 결정된 배향 등)에 대응하는지 여부를 판정할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)와 연관된 피치 축(예컨대, 횡축), 요 축(예컨대, 법선 축), 및/또는 롤 축(예컨대, 종축)에 기초하여 항공기(102)의 배향을 결정할 수 있다. 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 배향을 항공기(102)의 미리 결정된 배향과 비교하고, 항공기(102)의 배향이 항공기(102)의 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정할 수 있다. 항공기(102)의 배향이 항공기(102)의 미리 결정된 배향과 일치한다고 비행 제어 시스템(108)이 판정하면, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 배향이 항공기(102)의 미리 결정된 배향에 대응한다고 판정할 수 있다. 항공기(102)의 배향이 항공기(102)의 미리 결정된 배향과 일치하지 않는다고 비행 제어 시스템(108)이 판정하면, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 배향이 항공기(102)의 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다고 판정할 수 있다.

[0123] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기(102)의 비행 제어 표면을 조정할 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기(102)의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기(102)의 배향이 변경되게 하기 위해, 항공기(102)의 복수의 추력 생성 구성요소 중 하나 이상의 추력 생성 구성요소를 제어(예컨대, 동력을 제공)할 수 있다.

[0124] 일부 비제한적 실시예에서, 항공기(102)의 복수의 추력 생성 구성요소는 복수의 항공기 모터를 포함할 수 있고, 각각의 항공기 모터는 프로펠러를 포함할 수 있다. 프로펠러의 프로펠러 블레이드의 피치는 서보 모터(114)(예컨대, 서보 모터(114) 중에서 프로펠러 블레이드의 피치를 조정하는 데 전용되는 서보 모터)에 기초하여 조정될 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 배향을 변경시키기 위해 항공기(102)의 복수의 항공기 모터 중에서 하나 이상의 항공기 모터의 프로펠러 블레이드의 피치를 조정하는 데 전용되는 서보 모터(예컨대, 서보 모터(114) 중 한 서보 모터)를 제어할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여, 피치 축, 롤 축 및/또는 요

축을 따라 항공기(102)의 배향이 변경되도록 서보 모터를 제어할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기(102)의 배향이 변경되게 하기 위해, 복수의 항공기 모터 중에서 제1 항공기 모터의 프로펠러 블레이드의 피치를 조정하는 데 전용되는 제1 서보 모터 및 복수의 항공기 모터 중에서 제2 항공기 모터의 프로펠러 블레이드의 피치를 조정하는 데 전용되는 제2 서보 모터를 제어할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있거나 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때, 항공기(102)의 배향을 피치 축, 롤 축 및/또는 요 축을 따라 변경시키도록 서보 모터를 제어할 수 있다.

[0125] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 날개 관절 시스템(110) 및/또는 추력 생성 구성요소(112)를 제어(예컨대, 그에 제어 신호를 전송)함으로써 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 날개 관절 시스템(110)은 비행 제어 시스템(108)이 날개 관절 시스템(110)을 제어하는 것에 기초하여 날개의 접힘 각도를 변경하는 드라이브(예컨대, 선형 드라이브)을 동작시킴으로써 항공기(102) 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 추력 생성 구성요소(112)는 비행 제어 시스템(108)이 추력 생성 구성요소(112)를 제어하는 것에 기초하여 추력 생성 구성요소를 동작시킴으로써 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다.

[0126] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 제1 접힘 각도로 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기 제어 시스템(104)으로부터 수신된 제어 신호에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기 제어 시스템(104)으로부터 제어 신호를 수신할 수 있고, 비행 제어 시스템(108)은 제어 신호에 기초하여(예컨대, 제어 신호에 포함된 특정 접힘 각도와 관련된 데이터에 기초하여) 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경하고 항공기(102)의 배향을 유지할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있고, 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 변경되는 동안 항공기(102)의 동체가 지면에 대해 실질적으로 수평이 되도록 항공기(102)의 배향을 유지할 수 있다.

[0127] 이제 도 4을 참조하면, 호버링 구성과 전방 비행 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한 프로세스(400)의 비제한적 실시예 또는 양태의 흐름도가 도시된다. 일부 비제한적 실시예 또는 양태에서, 프로세스(400)와 관련하여 설명된 기능들 중 하나 이상은 비행 제어 시스템(108)에 의해 (예컨대, 완전히, 부분적으로 등) 수행될 수 있다. 일부 비제한적 실시예 또는 양태에서, 아래에 설명되는 프로세스(400)의 단계들 중 하나 이상은, 항공기 제어 시스템(104), 날개 관절 시스템(110) 및/또는 서보 모터(114)와 같은, 비행 제어 시스템(108)을 포함하거나 이와 분리된 다른 디바이스 또는 디바이스 그룹에 의해 (예컨대, 완전히, 부분적으로 등) 수행될 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 프로세스(400)는 프로세스(300) 다음에 수행될 수 있다.

[0128] 도 4에 도시된 바와 같이, 단계 402에서, 프로세스(400)는 항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정하는 것을 포함할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때 항공기가 목표 고도까지 수직으로 상승하게 하기 위해 항공기(102)의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어하는 것에 기초하여 항공기(102)가 목표 고도에 도달했다고 판정할 수 있다.

[0129] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)가 목표 고도에 도달했다고 판정한 후에 항공기(102)의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하는지 여부를 판정할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기(102)의 비행 제어 표면을 조정할 수 있다.

[0130] 도 4에 도시된 바와 같이, 단계 404에서, 프로세스(400)는 항공기 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경하는 것을 포함할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)가 목표 고도에 도달했다는 판정에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경(예컨대, 트랜지션)할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 제1 접힘 각도로 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 제1 접힘 각도에 기초하여 모터 제어기 이득을 설정할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개가 제1 접힘 각도에 있을 때 모터 제어기 이득을 설정

할 수 있다.

[0131] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기의 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기의 대기 속도에 기초한 함수(예컨대, 트랜지션 프로파일)에 따라 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 도 6 내지 도 8을 참조하면, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 실속 속도(stall speed)의 분율(fraction)로서 보여지는 항공기의 대기 속도에 기초한 함수(600, 700, 또는 800)에 따라 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 도 6 내지 도 8에 도시된 바와 같이, "0"의 접힘 분율은 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때를 나타내고, "1"의 접힘 분율은 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때를 나타낸다. 또한, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 미리 결정된 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있는데, 미리 결정된 대기 속도는 항공기(102)의 실속 속도일 수 있다.

[0132] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기의 제1 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성에서 제1 접힘 각도로 변경할 수 있고, 비행 제어 시스템(108)은 항공기의 제2 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성(예컨대, 전방 비행 구성)으로 변경한다. 일부 비제한적 실시예에서, 제1 대기 속도와 제2 대기 속도는 상이할 수 있다. 예를 들어, 제2 대기 속도는 제1 대기 속도보다 빠를 수 있다.

[0133] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 트랜지션 속도에서 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도에 기초하여 제1 트랜지션 속도에서 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 트랜지션 속도는 날개 관절 시스템(110)이 날개의 접힘 각도를 변경할 수 있는 속도일 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 최대 트랜지션 속도에서 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도(예컨대, 제2 접혀진 구성과 연관된 접힘 각도)에서 펼쳐진 구성으로 변경할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도가 항공기(102)의 실속 속도와 동일한 것에 기초하여 최대 트랜지션 속도에서 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 제1 접힘 각도에서 펼쳐진 구성으로 변경하는 것과 동시에, 항공기(102)의 배향이 미리 결정된 배향에 대응하지 않는다는 판정에 기초하여 항공기(102)의 비행 제어 표면을 조정할 수 있다.

[0134] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 구성에 기초하여 항공기(102)의 하나 이상의 비행 제어 표면을 조정할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에서 제2 접혀진 구성으로 변경되기 전에 항공기(102)의 비행 제어 표면(예컨대, 하나 이상의 플랩)을 조정할 수 있다.

[0135] 도 4에 도시된 바와 같이, 단계 406에서, 프로세스(400)는 항공기 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정하는 것을 포함할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 미리 결정된 접힘 각도와 비교할 수 있고, 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정할 수 있다. 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도와 일치한다고 비행 제어 시스템(108)이 판정하면, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102) 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응한다고 판정할 수 있다. 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도와 일치하지 않는다고 비행 제어 시스템(108)이 판정하면, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102) 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하지 않는다고 판정할 수 있다.

[0136] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도에 기초하여 항공기(102)의 비행 제어 표면을 조정할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여 항공기(102)의 비행 제어 표면을 조정할 수 있다.

[0137] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 구성에 대응하는지 여부를 판정할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 결정할 수 있고, 날개의 접힘 각도를 미리 결정된 구성과 연관된 접힘 각도와 비교할 수 있다. 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 구성과 연관된 접힘 각도와 일치한다고 비행 제어 시스템(108)이 판정하면, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102) 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 구성에 대응한다고 판정할 수 있다. 항공기(102)의 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 구성과 연관된 접힘 각도와 일치하지 않는다고 비행 제어 시스템(10

8)이 판정하면, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102) 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 구성에 대응하지 않는다고 판정할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 미리 결정된 구성은 제2 접혀진 구성을 포함할 수 있는데, 이는 제1 접혀진 구성과 펼쳐진 구성 사이의 중간에 있는 접힘 각도를 갖는 항공기(102)의 날개의 구성을 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 미리 결정된 구성은 펼쳐진 구성을 포함할 수 있다.

[0138] 일부 비제한적 실시예에서, 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때, 각 날개의 리딩 에지는 수평 방향으로 배향된다. 추가적으로 또는 대안적으로, 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때, 날개는 관절이 없는(예컨대, 0) 지점에 있을 수 있다. 예를 들어, 날개는 날개 관절 시스템(110)에 의해 제공될 수 있는 관절의 양에 기초하여 관절이 없는 구성에 있을 수 있다. 항공기의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때, 제1 추력 생성 구성요소 및 제2 추력 생성 구성요소는 수평 방향(예컨대, 전방 비행 방향)으로 추력을 생성하도록 배향될 수 있다. 이러한 방식으로, 추력 생성 구성요소는 항공기(102)가 원하는 방향으로 전방 비행을 달성하게 할 수 있다.

[0139] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 비행 경로를 결정할 수 있고, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)가 비행 경로에 따라 비행하도록 항공기(102)의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기의 날개의 접힘 각도가 항공기(102)의 날개의 펼쳐진 구성과 연관된 접힘 각도에 대응한다는 판정에 기초하여, 항공기(102)의 비행 경로를 결정할 수 있고 항공기(102)의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 무게 중심에 기초하여 항공기(102)가 비행 경로에 따라 비행하도록 항공기(102)의 복수의 추력 생성 구성요소를 제어할 수 있다.

[0140] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 비행 동안 항공기(102)의 복수의 항공기 모터 중 하나 이상의 항공기 모터의 프로펠러 블레이드의 피치를 조정하는 데 전용되는 서보 모터를 제어할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기(102)의 복수의 항공기 모터 중 하나 이상의 항공기 모터의 프로펠러 블레이드의 피치를 변경(예컨대, 프로펠러 블레이드를 페더링(feather))하여 항공기(102)가 항공기(102)의 비행 동안 비행 경로를 따라 활공(glide)할 수 있도록 서보 모터를 제어할 수 있다.

[0141] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 에너지 소비에 기초하여 항공기(102)의 복수의 추력 생성 구성요소 중 하나 이상의 추력 생성 구성요소를 제어할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 전기를 사용하는 하나 이상의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공할 수 있고, 항공기(102)가 비행 중일 때 에너지 소비를 줄이기 위해 내부 연소를 사용하는 하나 이상의 추력 생성 구성요소에 동력을 제공하는 것을 생략할 수 있다.

[0142] 이제 도 5를 참조하면, 전방 비행 구성과 호버링 구성 사이에서 항공기의 트랜지션을 자율적으로 제어하기 위한 프로세스(500)의 비제한적 실시예 또는 양태의 흐름도가 도시된다. 일부 비제한적 실시예에서, 프로세스(500)와 관련하여 설명되는 단계들 중 하나 이상은 비행 제어 시스템(108)에 의해 (예컨대, 완전히, 부분적으로 등) 수행될 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 아래에 설명되는 프로세스(500)의 단계들 중 하나 이상은, 항공기 제어 시스템(104), 날개 관절 시스템(110), 및/또는 서보 모터(114)과 같은, 비행 제어 시스템(108)을 포함하거나 그와 분리된 다른 디바이스 또는 디바이스 그룹에 의해 (예컨대, 완전히, 부분적으로 등) 수행될 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 프로세스(500)는 프로세스(400)의 수행 후에 수행될 수 있다.

[0143] 도 5에 도시된 바와 같이, 단계 502에서, 프로세스(500)는 항공기의 대기 속도를 감소시키기 위해 항공기를 제어하는 것을 포함할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기(102)가 항공기(102)의 대기 속도를 감소시키도록 항공기(102)를 제어할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은, 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때 항공기(102)의 대기 속도를 감소시키도록 항공기(102)의 하나 이상의 추력 생성 구성요소 및/또는 비행 제어 표면을 제어함으로써 항공기(102)가 항공기(102)의 대기 속도를 감소시키도록 항공기(102)를 제어할 수 있다.

[0144] 도 5에 도시된 바와 같이, 단계 504에서 프로세스(500)는 항공기의 대기 속도를 결정하는 것을 포함할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 센서(118) 중 한 센서(예컨대, 센서 중 대기 속도 센서(118))에 기초하여 항공기(102)의 대기 속도를 결정할 수 있다.

[0145] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도를 임계값과 비교하고 항공기(102)의 대기 속도가 임계값보다 큰지 작은지를 결정할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기의 대기 속도가 임계값보다 크다는 판정에 기초하여 항공기를 감속시키도록 항공기(102)를 제어

할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도가 임계값보다 작다는 판정에 기초하여 항공기를 가속시키도록 항공기(102)를 제어할 수 있다.

[0146] 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 하나 이상의 추력 생성 구성요소를 제어할 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 비행 제어 표면을 조정할 수 있다.

[0147] 도 5에 도시된 바와 같이, 단계 506에서, 프로세스(500)는 항공기 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성으로부터 변경하는 것을 포함할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성으로부터 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경할 수 있다. 예를 들어, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도에 기초한 트랜지션 속도에서 항공기(102)의 날개의 접힌 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도에 기초한 함수(예컨대, 함수 600, 700 또는 800)에 따라 트랜지션 속도에서 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 비행 제어 시스템(108)은 항공기(102)의 대기 속도가 임계값을 만족시킨다는 판정에 기초하여 항공기(102)의 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성에서 제1 접혀진 구성으로 변경할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 임계값은 항공기(102)의 실속 속도를 초과하는 값과 동일할 수 있다.

[0148] 도 3, 도 4 및 도 5와 관련하여 설명된 단계들은 각 도면에 국한되지 않음에 유의한다. 단계들은 도 3, 도 4 및 도 5 사이에서 상호교환될 수 있고, 위에서는 예시 목적을 위해 별도의 도면과 관련하여 설명된다. 또한, 도 3, 도 4 및 도 5와 관련하여 설명된 단계들은, 달리 명시적으로 언급된 경우를 제외하고, 수행되는 주어진 동작에 대한 설명에 기초하여 적절한 경우, 수동으로, 반자율적으로 또는 자율적으로 달성될 수 있다.

[0149] 본 개시의 일부 비제한적 실시예는 본 명세서에서 임계값과 관련하여 설명된다. 본 명세서에서 설명될 때, 임계값을 만족시킨다는 것은 값이 임계값보다 큰 것, 임계값보다 많은 것, 임계값보다 높은 것, 임계값 이상인 것, 임계값보다 작은 것, 임계값보다 적은 것, 임계값보다 낮은 것, 임계값 이하인 것, 임계값과 같은 것 등을 지칭할 수 있다.

[0150] 전술한 바와 같이, 본 발명은 수직 이착륙(VTOL)을 달성하기 위한 저속 기동 및 호버링뿐만 아니라 효율적인 전방 비행이 가능한 항공기(102)의 다양한 실시예를 포함한다. 일부 비제한적 실시예에서, 본 명세서에 설명된 항공기(102)의 기체는 전방 비행 동안 실질적으로 수평으로 연장될 수 있는 단일의 길쭉한 동체와 같은 동체를 포함할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 동체는 그로부터 연장되는 대향 날개를 포함할 수 있고, 각 날개는 내부 고정 부분 및 외부 접힘 부분(예컨대, 외부 경사 부분)을 포함할 수 있다. 각 날개의 외부 접힘 부분은 항공기(102)의 종축 및/또는 횡축(예컨대, 길쭉한 동체의 세로축 또는 길쭉한 동체의 세로축에 수직인 가로로 연장된 축)에 대해 비스듬한 축을 중심으로 내부 고정 부분에 대해 접히도록(예컨대, 회전, 경사짐 등) 구성될 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 각각의 내부 고정 부분의 면적은 호버링 비행 동안 큰 항력(drag force) 없이 수직 방향의 기류를 허용하기 위해 상대적으로 작을 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 각각의 날개의 외부 접힘 부분은 각각의 내부 고정 부분의 면적보다 더 큰 면적을 가질 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 각 날개의 외부 접힘 부분은, 항공기(102)가 호버링 구성에 있을 때(예컨대, 항공기(102)의 날개가 제1 접혀진 구성에 있을 때) 외부 접힘 부분의 리딩 에지가 수직으로 상방을 향하고, 전방 비행 동안(예컨대, 항공기(102)의 날개가 펼쳐진 구성에 있을 때) 외부 접힘 부분의 리딩 에지가 수평으로 전방을 향하는 식으로 접히도록 구성될 수 있다. 각 날개의 외부 접힘 부분은 하나 이상의 추력 생성 구성요소를 탑재할 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 하나 이상의 추력 생성 구성요소는 항공기(102)가 호버링 중일 때의 수직으로 배치되는 배향과 항공기(102)가 전방 비행 중일 때의 수평으로 배치되는 방향 사이에서 이동될 수 있다. 각 날개의 외부 접힘 부분은 항공기(102)의 중량 및/또는 항공기(102)의 날개에 의해 둘러싸이는 면적의 상당 부분에 해당될 수 있고, 전방 비행 구성일 때 외부 접힘 부분은 내부 고정 부분과 병합하여 중단되지 않은 날개 표면을 생성할 수 있다.

[0151] 이제 도 9를 참조하면, 도 9는 항공기(102)의 날개 구성의 도면을 제공한다. 도 9에 도시된 바와 같이, 본 명세서에서 제1 접혀진 구성으로 설명되는 날개 구성(101A)에서, 항공기(102)의 날개(103)는 호버링, 저속 기동 및 VTOL-가능 비행 동작을 위해 구성된다. 날개 구성(101A)에서, 날개(103)는, 이들이 동체(105)의 길이에 평행하게 연장되고 날개(103)의 리딩 에지가 항공기(102)의 기체의 상부 표면을 향하거나 수직 상방을 향하도록, 동체(105)에 대해 기울어져 있다. 날개 구성(101A)에서, 날개(103)에 결합된 추력 생성 구성요소(107) 또한 수

직으로 배향되어, 안정적인 호버링 비행 및 임의의 방향으로의 상대적으로 느린 속도의 기동을 허용한다.

[0152] 도 9에 추가로 도시된 바와 같이, 날개(103)의 접힘 각도는 날개 구성(101C)으로 트랜지션할 때 날개 구성(101A)에서 날개 구성(101B)(본 명세서에서 제2 접혀진 구성으로 설명됨)으로 변경될 수 있다. 도 9에 추가로 도시된 바와 같이, 날개(103) 및 추력 생성 구성요소(107)의 설계는 날개 구성(101A)에서 날개 구성(101C)으로 도시된 전방 비행 구성(본 명세서에서 펼쳐진 구성으로 설명됨)으로 매끄러우면서 공기역학적으로 순조로운 트랜지션을 허용할 수 있다. 날개 구성(101C)에서, 날개(103)는 날개(103)의 리딩 에지가 수평으로 전방을 향하면서 완전히 펼쳐질 수 있다. 날개 구성(101C)에서, 날개(103)는 항공기(102)의 기체 중량을 지지하기 위해 양력을 생성할 수 있고, 빠르고 공기역학적으로 효율적인 비행을 통해 항공기(102)의 확장된 비행 범위가 달성될 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 날개 구성들(101A-101C) 사이의 트랜지션은 날개 구성(101A)에서 날개 구성(101C)으로 또는 그 반대로 진행될 수 있다. 일부 비제한적 실시예에서, 날개 구성들(101A-101C) 사이의 트랜지션은 항공기(102)의 다양한 정도의 기동성 및 비행 속도를 가능하게 하기 위해 날개 구성(101A)과 전방 비행 구성(101C) 사이의 임의의 중간 구성에서 일시 중지(예컨대, 미리 결정된 시간 간격과 같은 시간 간격 동안 일시 중지, 무기한 일시 중지 등)될 수 있다.

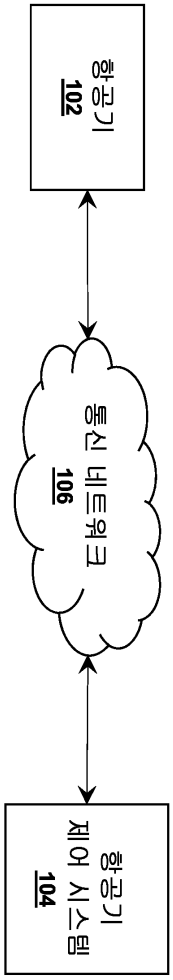
[0153] 일부 실시예에서, 항공기는 4개의 프로펠러 모터(각 날개에 2개씩)를 포함할 수 있는데, 여기서 2개의 선내(inboard) 프로펠러/모터는 날개가 펼쳐지는 전방 비행(예컨대, 순항 비행, 순항 등) 동안 일정한 속도(가변 피치)를 위해 설계된다. 2개의 선내 프로펠러/모터는 전체 비행 내내 활성 상태를 유지할 수 있으며, 2개의 선외(outboard) 프로펠러/모터는 각각 허브에 폴딩 메커니즘이 있어 전방 비행 중에 프로펠러의 접힘을 용이하게 하여 모터가 셧다운되고 프로펠러가 보관될 때 항력 프로파일을 줄이는 고정 피치 프로펠러이다. 즉, 각각의 프로펠러는 항력을 감소시키는 방식으로 프로펠러가 각각의 날개의 길이 또는 프로파일과 일직선이 되도록 폴딩 메커니즘을 중심으로 접힐 수 있다. 이 구성의 한 가지 장점은 높은 RPM에서 (4개 중) 2개의 모터만 작동시키고 다른 2개 모터는 차단하고 프로펠러를 접음으로써 전반적인 효율성을 크게 향상시킬 수 있다는 것이다. 이 구성에서, 높은 전기 효율은 전방 비행 중에 감소된 RPM에서 4개의 모터를 모두 교대로 실행하는 낮은 전체 효율의 결점을 메우기에 충분하다. 이것은 또한 전체 시스템 복잡성과 시스템 무게를 줄이거나 최소화할 수 있다.

[0154] 일부 비제한적 실시예에서, 항공기의 모든 프로펠러는 모터/프로펠러의 각각의 허브에서 폴딩 메커니즘을 중심으로 접히도록 구성될 수 있으며, 따라서 각 프로펠러는 항력을 줄이기 위해 각각의 날개의 프로파일과 일직선이 될 수 있다. 프로펠러는 실속 직전인 최대 L/D 근처에서 동작할 때 가장 효율적일 수 있으며, 모터는 최대 출력의 50-70%일 때 가장 효율적이다.

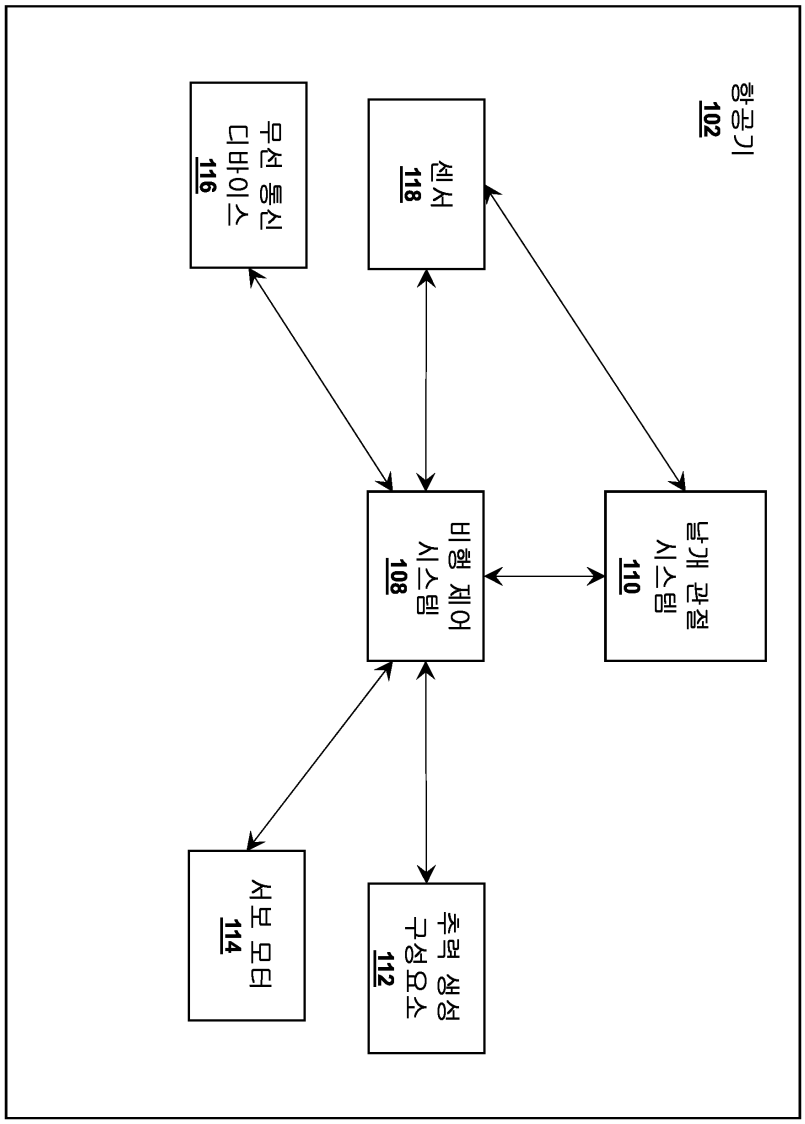
[0155] 위의 방법, 시스템 및 컴퓨터 프로그램 제품은 현재 가장 실용적이고 바람직한 실시예 또는 양태인 것으로 간주되는 것에 기초하여 예시의 목적으로 상세하게 설명되었지만, 이러한 상세는 오로지 그러한 목적을 위한 것이고, 본 개시는 설명된 실시예 또는 양태에 제한되지 않으며, 오히려 첨부된 청구범위의 사상 및 범위 내에 있는 수정 및 균등한 배열을 커버하도록 의도된 것임을 이해해야 한다. 예를 들어, 본 개시는 가능한 한, 임의의 실시예 또는 양태의 하나 이상의 특징이 임의의 다른 실시예 또는 양태의 하나 이상의 특징과 조합될 수 있음을 고려하는 것으로 이해되어야 한다.

도면

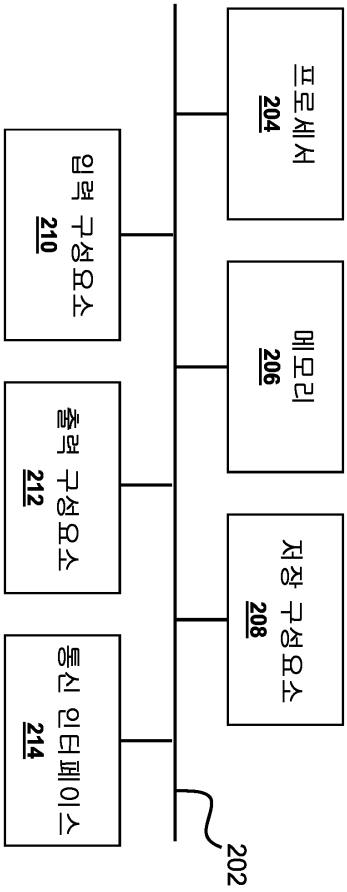
도면1a



도면1b


항공기
102
무선 통신 디바이스
116
센서
118
비행 제어 시스템
108
날개 관절 시스템
110
서보 모터
114
추력 생성 구성요소
112

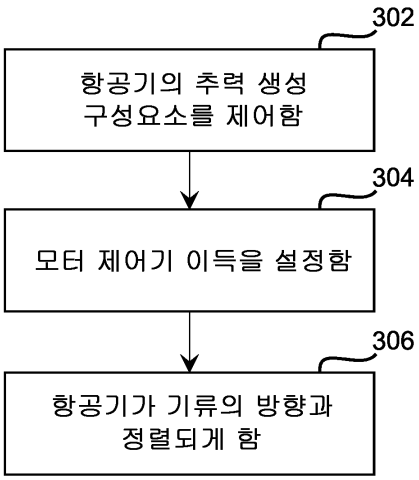
도면2



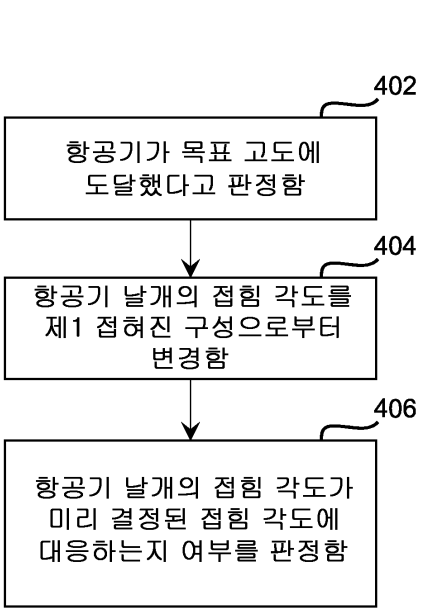
200

도면3

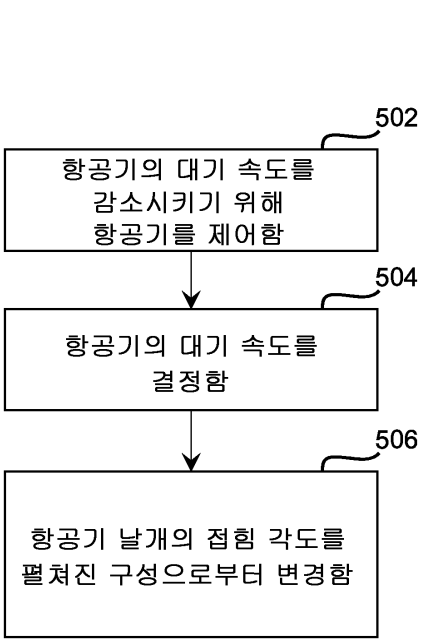
300



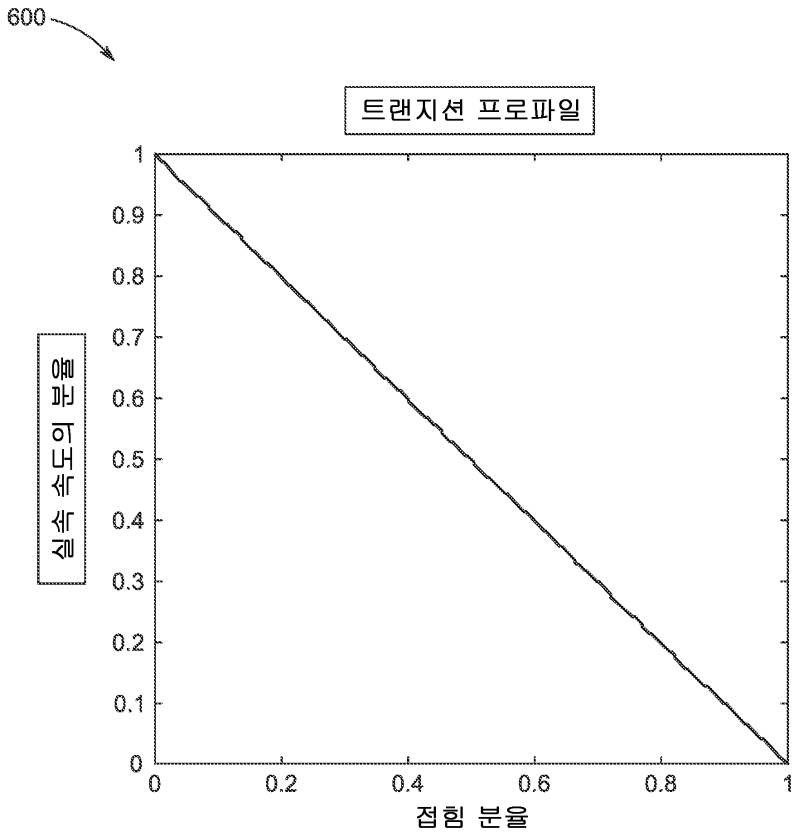
도면4


400
402
항공기가 목표 고도에 도달했다고 판정함
404
항공기 날개의 접힘 각도를 제1 접혀진 구성으로부터 변경함
406
항공기 날개의 접힘 각도가 미리 결정된 접힘 각도에 대응하는지 여부를 판정함

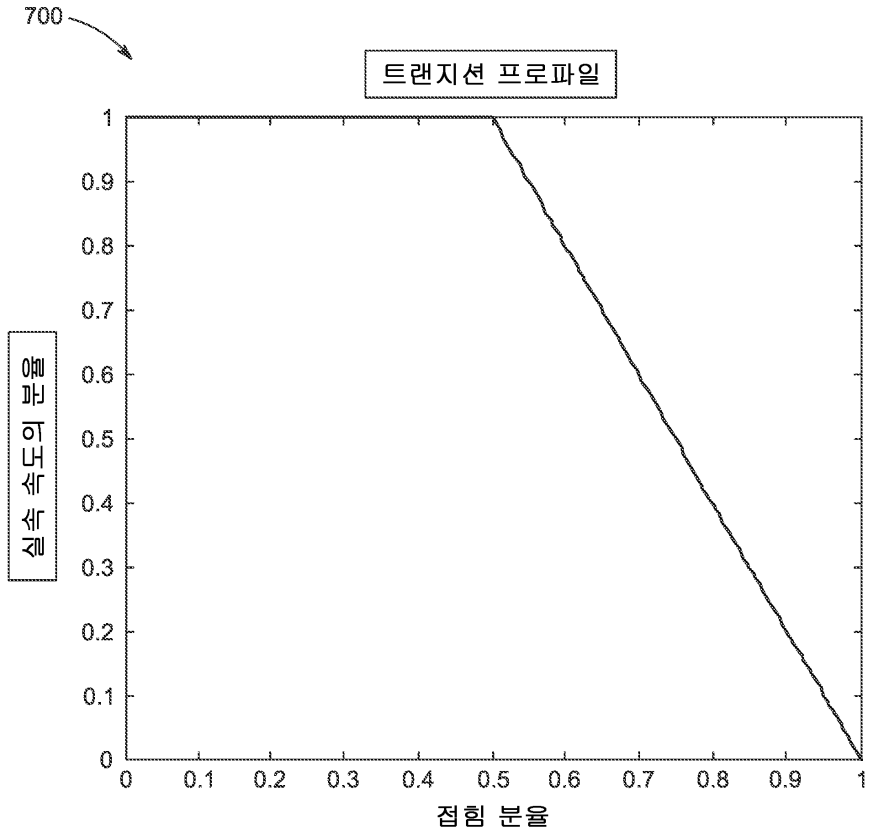
도면5


500
502
항공기의 대기 속도를 감소시키기 위해 항공기를 제어함
504
항공기의 대기 속도를 결정함
506
항공기 날개의 접힘 각도를 펼쳐진 구성으로부터 변경함

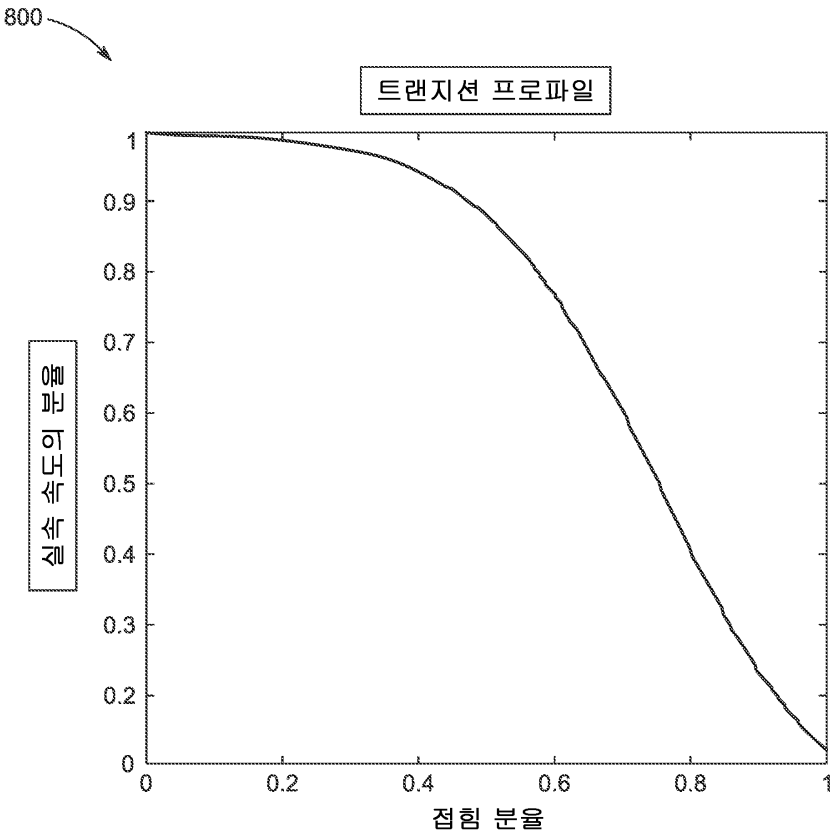
도면6


600
트랜지션 프로파일
실속 속도의 분율
접힘 분율
0
0.1
0.2
0.3
0.4
0.5
0.6
0.7
0.8
0.9
1

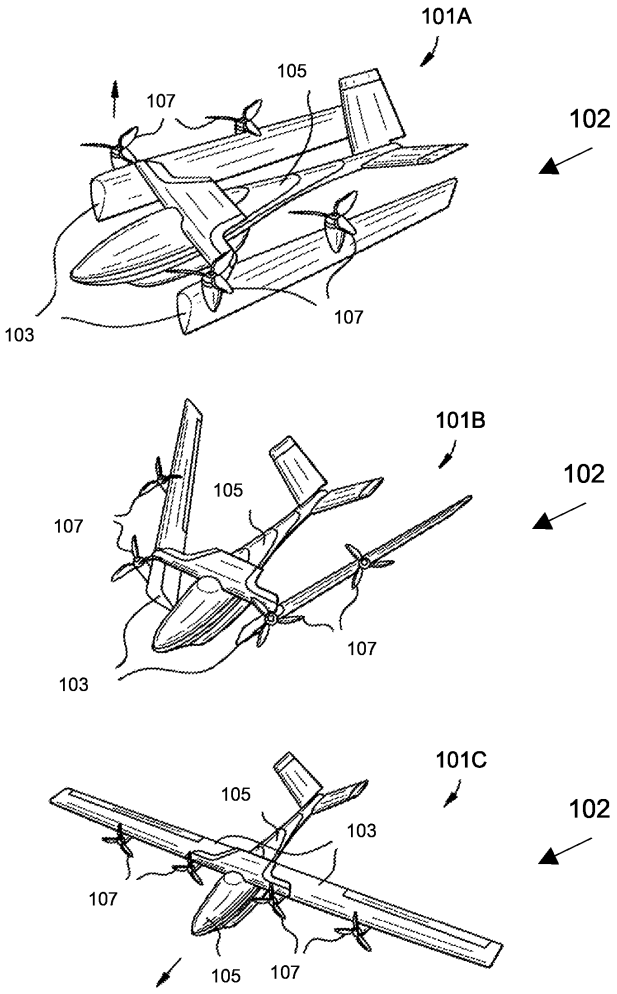
도면7


700
트랜지션 프로파일
실속 속도의 분율
접힘 분율
0
0.1
0.2
0.3
0.4
0.5
0.6
0.7
0.8
0.9
1

도면8



도면9


101A
105
107
102
103
107
101B
102
105
107
107
103
101C
105
103
102
107
105
107