



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2024년11월05일
(11) 등록번호 10-2724971
(24) 등록일자 2024년10월29일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)

B64C 27/10 (2023.01) B64D 27/24 (2024.01)
B64D 45/00 (2006.01) B64U 10/13 (2023.01)
B64U 20/20 (2023.01) B64U 30/24 (2023.01)
B64U 50/19 (2023.01)

(52) CPC특허분류

B64C 27/10 (2023.01)
B64D 27/24 (2024.01)

(21) 출원번호 10-2023-0158557

(22) 출원일자 2023년11월15일

심사청구일자 2023년11월15일

(56) 선행기술조사문헌

KR1020170109985 A*

KR1020200000563 A*

KR1020210006944 A*

*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

(73) 특허권자

경상국립대학교산학협력단

경상남도 진주시 진주대로 501 (가좌동)

(72) 발명자

이학진

경상남도 진주시 에나로 175번길 11 405동 1305호

명노신

경상남도 진주시 석갑로 45, 103동 205호 (

평거동, 들말홍한아파트)

(뒷면에 계속)

(74) 대리인

특허법인 피씨알

전체 청구항 수 : 총 11 항

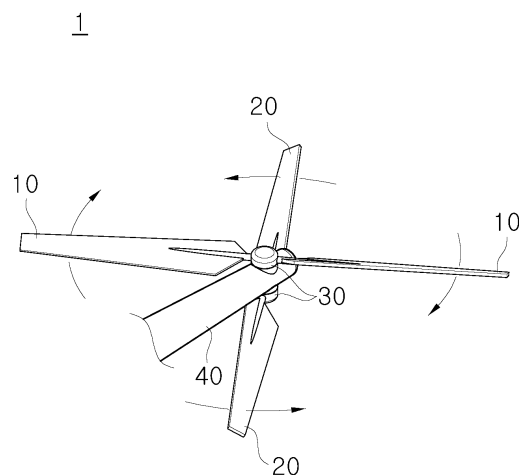
심사관 : 탁현석

(54) 발명의 명칭 초기 위상차 제어를 활용한 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 방법 및 이를 포함하는 항공기

(57) 요약

본 발명은 일 방향으로 회전하는 제1 프로펠러, 상기 제1 프로펠러와 반대 방향으로 회전하는 제2 프로펠러, 및 상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 하나의 축을 중심으로 회전하기 위한 회전축을 포함하고, 상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 회전하기 전에 형성하는 초기 위상각이 소정의 각도를 형성하는 것을 특징으로 하는 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기 및 이의 소음 저감 방법에 관한 것이다.

대표도 - 도1



(52) CPC특허분류

B64D 45/0005 (2013.01)
B64U 10/13 (2023.01)
B64U 20/20 (2023.01)
B64U 30/24 (2023.01)
B64U 50/19 (2023.01)
B64C 2220/00 (2013.01)
Y02T 50/60 (2020.08)

송현수

경상남도 진주시 새평거로 25, 107동 202호 (평거
 동, 더 퀸즈웰가)

(72) 발명자

김시진

경상남도 진주시 초장로 14번길 29, 202동 301호

황유현

경상남도 진주시 가좌길48번길 3 해인빌 204호

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711188764
과제번호	2017R1A5A1015311
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	한국연구재단
연구사업명	집단연구지원
연구과제명	산업수요기반 고효율·안전 항공핵심기술 연구센터
기 여 율	40/100
과제수행기관명	경상국립대학교
연구기간	2023.03.01 ~ 2024.02.29

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711182513
과제번호	2021R1C1C1010198
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	한국연구재단
연구사업명	개인기초연구(과기정통부)
연구과제명	고효율/저소음 도심 항공 모빌리티(UAM) 개발을 위한 전산공력소음 기법과 최적설계

프레임워크 개발

기 여 율	30/100
과제수행기관명	경상국립대학교
연구기간	2023.03.01 ~ 2024.02.29

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	20230026
과제번호	2023-DD-UP-0026
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	연구개발특구진흥재단
연구사업명	지역혁신 메가프로젝트
연구과제명	수소연료전지 기반 하이브리드 분산 전기추진 시스템을 활용한 커뮤니티 기술
기 여 율	30/100
과제수행기관명	경상국립대학교
연구기간	2023.04.01 ~ 2025.12.31

공지예외적용 : 있음

명세서

청구범위

청구항 1

일 방향으로 회전하는 제1 프로펠러;

상기 제1 프로펠러와 반대 방향으로 회전하는 제2 프로펠러;

상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 하나의 축을 중심으로 회전하기 위한 회전축;

상기 제1 프로펠러를 상기 회전축을 통해 일 방향으로 회전시키는 제1 모터와, 상기 제2 프로펠러를 상기 회전축을 통해 상기 제1 프로펠러의 반대 방향으로 회전시키는 제2 모터;

상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 형성하는 위상각을 측정하는 위상각 측정센서; 및

상기 제1 모터 및 제2 모터의 회전시 상기 위상각 측정센서를 통해 측정되는 측정 위상각을 수신하고, 상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 회전하기 전에 설정되는 소정의 각도를 형성하는 초기 위상각을 유지하기 위해 상기 제1 모터 및 제2 모터의 회전속도에 따라 상기 제1 모터와 제2 모터 중 적어도 하나에 PWM 신호를 입력하여 제어하는 제어부;를 포함하는 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 형성하는 상기 초기 위상각의 상기 소정의 각도는,

90도 이상 135도 이하인 것을 특징으로 하는 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기.

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러의 사이에서 상기 회전축이 관통하여 연결될 수 있도록 상기 항공기의 동체에서 연장되는 프레임을 더 포함하는, 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 프레임과 상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러의 이격된 거리는,

상기 제1 프로펠러 또는 상기 제2 프로펠러의 반지름의 0.1배 이상 0.5배 이하의 거리인 것을 특징으로 하는, 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기.

청구항 5

삭제

청구항 6

삭제

청구항 7

삭제

청구항 8

하나의 축인 회전축을 중심으로 일 방향으로 회전하는 제1 모터가 연결된 제1 프로펠러와 상기 제1 프로펠러와 반대 방향으로 회전하는 제2 모터가 연결된 제2 프로펠러가 회전하기 전에 형성하는 초기 위상각을 소정의 각도로 형성하는 단계;

상기 제1 프로펠러와 제2 프로펠러가 회전시 상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 형성하는 위상각을 위상각 측정센서를 통해 측정하는 단계; 및

상기 제1 프로펠러 및 상기 제2 프로펠러가 회전시 상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러에 설정된 초기 위상각을 유지하기 위해, 상기 제1 모터 및 제2 모터의 회전속도에 따라 상기 제1 모터와 제2 모터 중 적어도 하나에 PWM 신호를 입력하여 제어하는 단계;를 포함하는 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 방법.

청구항 9

제8항에 있어서,

상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 형성하는 상기 초기 위상각의 상기 소정의 각도는,

90도 이상 135도 이하인 것을 특징으로 하는 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 방법.

청구항 10

제8항에 있어서,

상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러의 사이에서 상기 회전축이 관통하여 연결되는 프레임과 상기 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러의 이격된 거리를, 상기 제1 프로펠러 또는 상기 제2 프로펠러의 반지름의 0.1배 이상 0.5배 이하로 설정하는 단계를 더 포함하는 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 방법.

청구항 11

제1항에 있어서,

상기 제1 프로펠러와 제2 프로펠러의 반지름의 길이가 상이한 것을 특징으로 하는, 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기.

청구항 12

제4항에 있어서,

상기 프레임과 상기 제1 프로펠러의 이격된 거리와 상기 프레임과 상기 제2 프로펠러의 이격된 거리가 상이한 것을 특징으로 하는, 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기.

청구항 13

제1항에 있어서,

상기 제어부는,

상기 PWM 신호에 따라 전류의 주파수와 크기로 상기 제1 모터와 제2 모터 중 적어도 하나의 회전 속도와 토크를 조절하는 것을 특징으로 하는, 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기.

청구항 14

제8항에 있어서,

상기 제어하는 단계는,

상기 PWM 신호에 따라 전류의 주파수와 크기로 상기 제1 모터와 제2 모터 중 적어도 하나의 회전 속도와 토크를 조절하는 것을 특징으로 하는, 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 방법.

발명의 설명

기술 분야

- [0001] 본 발명은 동축 반전 프로펠러가 형성된 항공기에서 발생하는 소음을 저감하기 위해, 프로펠러의 초기 위상각을 소정의 각도로 차이를 두는 항공기 및 이의 소음 저감 방법에 관한 것이다.

배경 기술

- [0003] 동축 반전 프로펠러는 동일한 축을 중심으로 서로 반대로 회전하는 프로펠러에 의해 발생하는 양력으로 본체를 공중에 뜨게 만든다. 동축 반전 프로펠러는 제한된 회전 면적으로 추력을 증가시킬 수 있는 장점이 있어, 헬리콥터, 멀티콥터형 드론 뿐만 아니라 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM) 등에 다양하게 활용되고 있다.
- [0004] 이러한 동축 반전 프로펠러는 두 개의 로터로 양력을 만들 수 있기 때문에 동일 회전 면적 대비 높은 추력을 생성할 수 있는 장점이 있다. 또한, 동축 반전 프로펠러를 적용한 헬리콥터의 경우, 별도의 테일로터가 필요하지 않으므로 헬리콥터의 안정성을 높일 수 있으며 사고의 위험도 낮출 수 있는 장점이 있다.
- [0005] 다만, 동축 반전 프로펠러에서 블레이드의 개수가 증가함에 따라 프로펠러-기체(propeller-Airframe) 간의 간섭 현상으로 인해 추가적인 소음이 발생하게 된다. 일반적으로 프로펠러에서 발생하는 소음을 저감하기 위한 기술로는 능동형과 수동형으로 나뉘어지는데, 항공기의 무게 페널티를 고려하여 추가적인 시스템이 요구되는 능동형 보다는 수동형이 선호되는 실정이다. 이러한 수동형 기법으로는 프로펠러의 플랫폼 형상 변형, 비균등간격 프로펠러 블레이드 배치 등이 있다. 다만 이는 단일 프로펠러에 적용되는 기술로 동축 반전 프로펠러에 적용하기에는 한계가 있는 실정이다.
- [0006] 진술한 배경기술은 발명자가 본 발명의 실시 예들의 도출을 위해 보유하고 있었거나, 도출 과정에서 습득한 기술 정보로서, 반드시 본 발명의 실시 예들의 출원 전에 일반 공중에게 공개된 공지기술이라 할 수는 없다.

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0008] 상기 문제를 해결하기 위해, 본 발명은 동축 반전 프로펠러의 위상각을 소정의 각도로 차이를 두어 프로펠러간 및/또는 프로펠러와 프레임간에 발생하는 공력소음을 저감하는 항공기 및 이의 소음 저감 방법을 제공한다.

과제의 해결 수단

- [0010] 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기는, 일 방향으로 회전하는 제1 프로펠러, 제1 프로펠러와 반대 방향으로 회전하는 제2 프로펠러, 및 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 하나의 축을 중심으로 회전하기 위한 회전축을 포함하고, 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 회전하기 전에 형성하는 초기 위상각이 소정의 각도를 형성할 수 있다.
- [0011] 본 발명의 일 실시 예에 따르면, 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 형성하는 초기 위상각의 소정의 각도는, 90도 이상 135도 이하일 수 있다.
- [0012] 본 발명의 일 실시 예에 따르면, 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러의 사이에서 회전축이 관통하여 연결될 수 있다.

록 항공기의 동체에서 연장되는 프레임에 더 포함할 수 있다.

- [0013] 본 발명의 일 실시 예에 따르면, 프레임과 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러의 이격된 거리는, 제1 프로펠러 또는 제2 프로펠러의 반지름의 0.1배 이상 0.5배 이하의 거리일 수 있다.
- [0014] 본 발명의 일 실시 예에 따르면, 제1 프로펠러를 회전축을 통해 일 방향으로 회전시키는 제1 모터와, 제2 프로펠러를 회전축을 통해 제1 프로펠러의 반대 방향으로 회전시키는 제2 모터를 더 포함할 수 있다.
- [0015] 본 발명의 일 실시 예에 따르면, 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 형성하는 위상각을 측정하는 위상각 측정센서를 더 포함할 수 있다.
- [0016] 본 발명의 일 실시 예에 따르면, 제1 모터 및 제2 모터의 회전시 위상각 측정센서를 통해 측정되는 측정 위상각을 수신하고, 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러에 설정된 초기 위상각을 유지하기 위해 제1 모터 및 제2 모터의 회전속도에 따라 제1 모터와 제2 모터 중 적어도 하나에 PWM 신호를 입력하여 제어하는 제어부를 더 포함할 수 있다.
- [0017] 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 방법은, 하나의 축인 회전축을 중심으로 일 방향으로 회전하는 제1 모터가 연결된 제1 프로펠러와 제1 프로펠러와 반대 방향으로 회전하는 제2 모터가 연결된 제2 프로펠러가 회전하기 전에 형성하는 초기 위상각을 소정의 각도로 형성하는 단계, 제1 프로펠러와 제2 프로펠러가 회전시 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 형성하는 위상각을 위상각 측정센서를 통해 측정하는 단계, 및 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 회전시 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러에 설정된 초기 위상각을 유지하기 위해, 제1 모터 및 제2 모터의 회전속도에 따라 제1 모터와 제2 모터 중 적어도 하나에 PWM 신호를 입력하여 제어하는 단계를 포함할 수 있다.
- [0018] 본 발명의 일 실시 예에 따르면, 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러가 형성하는 초기 위상각의 소정의 각도는, 90도 이상 135도 이하일 수 있다.
- [0019] 본 발명의 일 실시 예에 따르면, 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러의 사이에서 회전축이 관통하여 연결되는 프레임과 제1 프로펠러 및 제2 프로펠러의 이격된 거리를, 제1 프로펠러 또는 제2 프로펠러의 반지름의 0.1배 이상 0.5배 이하로 설정하는 단계를 더 포함할 수 있다.

발명의 효과

- [0021] 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기 및 소음 저감 방법은 기존에 형성된 플랫폼에도 쉽게 적용할 수 있으므로 경제적으로 우수하다.
- [0022] 또한, 대규모 헬리콥터뿐만 아니라 소규모 드론까지 제한없이 다양하게 적용이 가능한 장점이 있다.
- [0023] 발명에서 얻을 수 있는 효과는 이상에서 언급한 효과들로 제한되지 않으며, 언급하지 않은 또 다른 효과들은 아래의 기재로부터 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 명확하게 이해될 수 있을 것이다.

도면의 간단한 설명

- [0025] 도 1은 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기 일부의 사시도를 도시한다.
- 도 2는 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기 일부의 상면도를 도시한다.
- 도 3은 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기 일부의 측면도를 도시한다.
- 도 4는 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기의 블록도를 도시한다.
- 도 5는 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기의 소음 저감 방법의 순서도를 도시한다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0026] 본 발명은 첨부되는 도면과 함께 상세하게 후술되어 있는 실시 예들을 참조하면 명확해질 것이다. 그러나 본 발

명은 이하에서 개시되는 실시 예들에 한정되는 것이 아니라 서로 다른 다양한 형태로 구현될 것이며, 단지 본 실시 예들은 본 발명의 개시가 완전하도록 하며, 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 발명의 범주를 완전하게 알려주기 위해 제공되는 것이며, 본 발명은 청구항의 범주에 의해 정의될 뿐이다. 한편, 본 명세서에서 사용된 용어는 실시 예들을 설명하기 위한 것이며 본 발명을 제한하고자 하는 것은 아니다.

- [0027] 본 명세서 전체에서, 단수형은 문구에서 특별히 언급하지 않는 한 복수형도 포함한다.
- [0028] 본 명세서 전체에서, 사용되는 "포함한다(comprises)" 및/또는 "포함하는(comprising)"은 언급된 구성요소, 단계, 동작 및/또는 소자는 하나 이상의 다른 구성요소, 단계, 동작 및/또는 소자의 존재 또는 추가를 배제하지 않으며, 이는 특별히 반대되는 기재가 없는 한 다른 구성요소를 제외하는 것이 아니라 다른 구성요소를 더 포함할 수 있음을 의미한다.
- [0029] 본 명세서 전체에 기재된 "제 1" 또는 "제 2"와 같은 용어들은 단순히 해당 구성요소를 다른 해당 구성요소와 구분하기 위해 사용될 수 있으며, 해당 구성요소들을 다른 측면(예: 중요성 또는 순서)에서 한정하지 않는다.
- [0030] 또한, 본 명세서에 전체에 기재된 "...부" 등의 용어는 적어도 하나의 기능이나 동작을 처리하는 단위를 의미하며, 이는 하드웨어 또는 소프트웨어로 구현되거나 하드웨어와 소프트웨어의 결합으로 구현될 수 있다.
- [0031] 또한, 본 명세서 전체에서 어떤 부분이 다른 부분과 "연결"되어 있다고 할 때, 이는 "직접적으로 연결"되어 있는 경우뿐만 아니라, "그 중간에 다른 구성을 사이에 두고" 연결되어 있는 경우도 포함한다.
- [0033] 이하, 본 발명에 대하여 더욱 상세하게 설명한다.
- [0034] 도 1은 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1) 일부의 사시도를 도시하고, 도 2는 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1) 일부의 상면도를 도시하며, 도 3은 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1) 일부의 측면도를 도시한다.
- [0035] 도 1, 도 2 및 도 3을 참조하면, 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1)는 복수 개의 프로펠러와 회전축(30)을 포함할 수 있다.
- [0036] 특히 본 발명은 하나의 회전축(30)을 중심으로 복수 개의 프로펠러가 회전하는 항공기로, 프로펠러는 서로 다른 방향으로 회전하게 된다. 보다 자세하게는, 복수 개의 프로펠러 중 제1 프로펠러(10)가 일 방향으로 회전하는 경우, 제2 프로펠러(20)의 경우 제1 프로펠러(10)가 회전하는 방향과 반대 방향으로 회전한다. 이러한 경우 각각의 프로펠러 회전으로 발생하는 기체간의 간섭현상으로 소음 발생이 문제가 될 수 있다.
- [0037] 따라서, 본 발명의 경우 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 위상각을 두어 이러한 소음 발생을 저감할 수 있다. 여기서, '위상각(Phase angle)'은 프로펠러의 블레이드가 형성하는 각도로, 동일한 블레이드의 형상으로 제조된 복수 개의 프로펠러가 동일한 블레이드 위치를 유지하는 경우 위상각은 0° 이다.
- [0038] 도 2의 (a)를 참조하면, 본 발명의 경우 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)에서 각각의 블레이드가 형성하는 초기 위상각(α), 즉 제1 프로펠러(10)와 제2 프로펠러(20)가 회전하기 전에 형성되는 위상각을 소정의 각도를 형성하는 경우, 동축 반전 프로펠러에서의 소음을 저감할 수 있는 것을 기술적 특징으로 한다.
- [0039] 여기서, 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 형성하는 초기 위상각(α)의 소정의 각도는 90° 이상 135° 이하로 형성할 수 있다. 이러한 위상각의 범위 내에서의 효과는 후술하는 실시 예 및 비교 예에 따라 구체적으로 설명한다.
- [0041] 한편, 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1)는 프레임(40)을 더 포함할 수 있다. 프레임(40)은 항공기의 동체의 일부 구성으로, 회전축(30)이 프레임(40)을 관통하여 배치되고, 회전축(30)의 양단에 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 배치될 수 있다.
- [0042] 프레임(40)은 일 실시 예로 드론과 같은 장치의 프로펠러를 연결하는 본체의 일부일 수 있다. 프레임(40)은 특별한 일 실시 예로 제한되지 않고, 항공기의 일 부분으로 동축 반전 프로펠러의 회전축(30)과 연결되는 부분의 일부일 수 있다.
- [0043] 특히, 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20) 사이에 프레임(40)이 형성되어 있는 경우, 각 프로펠러와의 간격에 따라 발생하는 소음의 크기가 달라질 수 있다. 프로펠러간의 간섭현상을 최소화하기 위해서는 각 프로펠러간의 간격을 크게 할수록 소음이 저감되지만, 항공기를 소형화하기 어려운 문제가 있다.

- [0044] 따라서, 도 3을 참조하면 프레임(40)과 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 이격된 거리(Δ)가 제1 프로펠러(10) 또는 제2 프로펠러(20)의 반지름(R)의 0.1배 이상 0.5배 이하인 경우, 동축 반전 프로펠러에서 발생하는 프로펠러간 및/또는 프로펠러와 프레임(40)간의 공력 소음(aerodynamics noise)을 저감할 수 있다.
- [0045] 여기서, 제1 프로펠러(10)와 제2 프로펠러(20)의 반지름(R)은 서로 동일할 수도 있고, 또는 서로 상이하게 형성될 수도 있다. 이 경우, 이격된 거리(Δ)가 제1 프로펠러(10)의 반지름(R)의 0.1 배 이상 0.5배 이하로 형성되거나, 또는 제2 프로펠러(20)의 반지름(R)의 0.1 배 이상 0.5배 이하로 형성될 수도 있다. 또는, 제1 프로펠러(10)와 제2 프로펠러(20) 각각의 반지름(R)의 0.1 배 이상 0.5배 이하로 형성되는 범위에서 서로 중첩되는 범위 내로 이격된 거리(Δ)를 형성할 수도 있다. 결국, 항공기의 규모 및 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 크기 및 반지름(R) 등에 따라 용이하게 조절할 수 있다.
- [0046] 제1 프로펠러(10)와 제2 프로펠러(20)를 회전시키기 위한 동력원으로 모터를 사용할 수 있다. 모터의 종류 및 사양의 경우에는 특별한 제한이 없다.
- [0047] 또한, 제1 프로펠러(10)와 제2 프로펠러(20)를 회전시키는 모터의 수 역시 제한되지 않으나, 하나의 모터 또는 두 개의 모터로 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)를 회전시킬 수 있다.
- [0048] 특히, 하나의 모터로 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)를 회전시키는 경우에는, 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 초기 위상각(α)을 소정의 각도, 보다 바람직하게는 90° 이상 135° 이하로 설정하여 설치할 수 있다.
- [0049] 도 4는 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1)의 블록도를 도시한다.
- [0050] 도 4를 참조하면, 두 개의 모터, 즉 제1 프로펠러(10)를 회전축(30)을 통해 일 방향으로 회전시키는 제1 모터(100)와, 제2 프로펠러(20)를 회전축(30)을 통해 제1 프로펠러(10)의 반대 방향으로 회전시키는 제2 모터(200)로 형성되는 경우, 각각의 모터를 제어하여 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 초기 위상각(α)을 소정의 각도, 보다 바람직하게는 90° 이상 135° 이하로 유지하여 회전시킬 수 있다. 여기서, 회전축(30)은 복수 개로 형성될 수 있으나 제1 프로펠러(10)와 제2 프로펠러(20)가 회전하는 축은 하나로 형성되도록 배치될 수 있다.
- [0051] 따라서, 제1 모터(100)와 제2 모터(200)를 통해 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 초기 위상각(α)을 조절하기 위해서는 위상각 측정센서(300)를 포함할 수 있다.
- [0052] 위상각 측정센서(300)는 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 형성하는 위상각을 측정하는 장치로, 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 회전하기 전에 형성하는 초기 위상각(α)과 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 회전시 형성하는 위상각을 측정할 수 있다.
- [0053] 특히, 도 2의 (a) 및 (b)를 참조하면, 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 회전시 측정되는 위상각인 측정 위상각(β)을 통해 초기 위상각(α)과 차이가 발생하는 경우 이를 제어하기 위한 제어부(400)를 더 포함할 수 있다.
- [0054] 보다 자세하게는, 제1 모터(100)와 제2 모터(200)를 통해 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 개별적으로 회전함에 따라 초기 위상각(α)이 유지되지 않는 경우, 측정 위상각의 값으로 이를 조절할 필요가 있다. 따라서, 제어부(400)는 측정 위상각(β)의 데이터와 제1 모터(100) 및 제2 모터(200)가 회전하는 회전속도의 데이터를 수신 받아, 최초 설정된 초기 위상각(α)을 유지하기 위해 제1 모터(100) 및 제2 모터(200) 중 적어도 하나에 PWM(Pulse Width Modulation, 펄스 폭 변조)신호를 송신하여 이를 제어할 수 있다. 이는 제어부(400)에서 송신하는 신호에 따라 전류의 주파수와 크기로 제1 모터(100) 및/또는 제2 모터(200)의 회전 속도와 토크를 조절할 수 있다.
- [0056] 도 5는 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1)의 소음 저감 방법(S1)의 순서도를 도시한다.
- [0057] 도 5를 참조하면, 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 방법(S1)은 초기 위상각(α)을 소정의 각도로 형성하는 단계(S10), 위상각을 위상각 측정센서(300)를 통해 측정하는 단계(S20) 및 PWM 신호를 입력하여 제어하는 단계(S30)를 포함할 수 있다.
- [0058] 초기 위상각(α)을 소정의 각도로 형성하는 단계(S10)는, 하나의 축인 회전축(30)을 중심으로 연결된 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 초기 위상각(α)을 설정하는 단계이다. 이 경우, 제1 프로펠러(10)는 일 방향

으로 회전하는 제1 모터(100)와 연결되고, 제2 프로펠러(20)는 제1 프로펠러(10)와 반대 방향으로 회전하는 제2 모터(200)와 각각 연결될 수 있다. 따라서, 각 프로펠러가 회전하기 전에 제1 모터(100)와 제2 모터(200)를 통해 제1 프로펠러(10)와 제2 프로펠러(20)의 위상각인 초기 위상각(α)을 소정의 각도로 형성할 수 있다.

[0059] 여기서, 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 형성하는 초기 위상각(α)의 소정의 각도는 앞서 설명한 것과 같이 90° 이상 135° 이하로 형성할 수 있다.

[0060] 또한, 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 방법(S1)은 프레임(40)과 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 이격된 거리(Δ)를 설정하는 단계(S11)를 더 포함할 수 있다.

[0061] 보다 자세하게는, 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)를 항공기 본체의 일부인 프레임(40)에 설치하는 경우, 회전축(30)을 프레임(40)에 관통하여 배치하고, 회전축(30)의 양단에 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 배치하며, 프레임(40)과 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 이격된 거리(Δ)를 제1 프로펠러(10) 또는 제2 프로펠러(20)의 반지름(R)의 0.1배 이상 0.5배 이하로 설정할 수 있다.

[0062] 위상각을 위상각 측정센서(300)를 통해 측정하는 단계(S20)는, 제1 프로펠러(10)와 제2 프로펠러(20)가 회전시 형성되는 위상각을 측정하는 단계이다. 앞서 설명한 바와 같이, 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 별도의 모터로 연결되어 회전하는 경우, 회전시 측정되는 위상각인 측정 위상각(β)은 초기 위상각(α)과 차이가 발생할 수 있다. 이러한 측정 위상각(β)의 데이터를 산출하는 단계이다.

[0063] PWM 신호를 입력하여 제어하는 단계(S30)는, 제1 모터(100) 및 제2 모터(200)에 PWM 신호를 송신하여 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 초기 위상각(α)을 유지하기 위해 제어하는 단계이다. 앞서 설명한 바와 같이, 측정 위상각(β)의 데이터와 제1 모터(100) 및 제2 모터(200)가 회전하는 회전속도의 데이터를 수신 받아, 최초 설정된 초기 위상값을 유지하기 위해 제1 모터(100) 및 제2 모터(200) 중 적어도 하나에 PWM(Pulse Width Modulation, 펄스 폭 변조)신호를 송신할 수 있다.

[0064] 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 방법(S1)은, 앞서 설명한 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1)의 특징을 모두 포함할 수 있다.

[0066] 이하, 본 발명의 일 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1)의 실시 예 및 비교예를 검토한다.

[0068] 실시 예 및 비교 예

[0069] 본 발명의 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1)와 비교 예에 따른 항공기는, 모두 동축 반전 프로펠러를 포함한다. 항공기는 소형 멀티콥터 드론으로 구성하였고, 프로펠러의 블레이드는 프로펠러당 2개로 설정하였다. 실시 예와 비교 예는 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)의 반지름(R)을 120mm, 프레임(40)의 두께(d)를 16mm, 제1 프로펠러(10)와 프레임(40)의 간격과 제2 프로펠러(20)와 프레임(40)의 간격을 반지름(R)의 0.1배인 12mm로 동일하게 설정하였다.

[0070] 다만, 비교 예의 경우 초기 위상각(α)을 0° 로, 실시 예의 경우 초기 위상각(α)을 45° , 90° 및 135° 로 각각 설정하여 초기 위상각(α)의 차이에 따른 소음을 측정하였다.

[0072] 표 1은 본 발명의 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1)와 비교 예에 따른 항공기의 초기 위상각(α) 차이로 발생하는 소음의 결과이다. 표 1에 기재된 소음의 세기는, 제1 프로펠러 회전면에 나란한 방향이고 거리는 프로펠러 회전축을 기준으로 프로펠러 반지름의 16배(1.920m)만큼 떨어진 위치에서 측정한 값이다.

표 1

[0074]	초기 위상각($^\circ$)	소음(dB)
비교 예	0	56
실시 예 1	45	54
실시 예 2	90	43
실시 예 3	135	39

[0076] 표 1을 참조하면, 본 발명의 실시 예에 따른 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기(1)와 같이, 제1 프로펠러(10) 및 제2 프로펠러(20)가 회전하기 전에 형성하는 초기 위상각(α)을 소정의 각도로 형성하는

경우 비교 예에 따른 항공기에 비해 소음이 감소한 것을 확인할 수 있다.

[0077] 특히, 실시 예 2와 같이 초기 위상각(α)을 90° 로 형성하는 경우 비교 예에 비해 13 dB의 소음 감소 효과를, 실시 예 3과 같이 초기 위상각(α)을 135° 로 형성하는 경우 비교 예에 비해 17 dB의 소음 감소 효과를 얻을 수 있는 것을 확인할 수 있다.

[0079] 이상에서 본 발명은 비록 한정된 실시 예에 의해 설명되었으나, 본 발명은 이것에 의해 한정되지 않으며 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 본 발명의 기술사상과 아래에 기재될 특허청구범위의 균등범위 내에서 다양한 수정 및 변형이 가능함은 물론이다.

부호의 설명

[0081] 1: 동축 반전 프로펠러의 소음 저감 기능을 갖는 항공기

10: 제1 프로펠러

20: 제2 프로펠러

30: 회전축

40: 프레임

α : 초기 위상각

β : 측정 위상각

R: 프로펠러의 반지름

Δ : 프레임과 프로펠러의 이격된 거리

100: 제1 모터

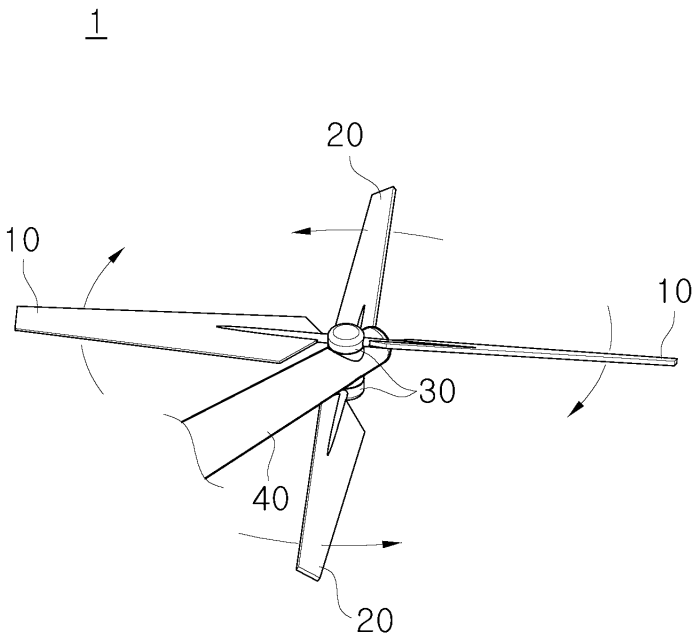
200: 제2 모터

300: 위상각 측정 센서

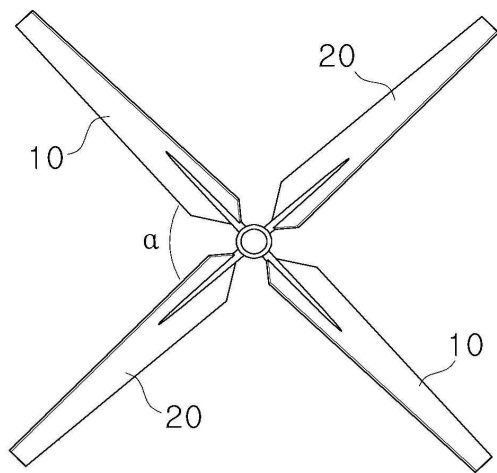
400: 제어부

도면

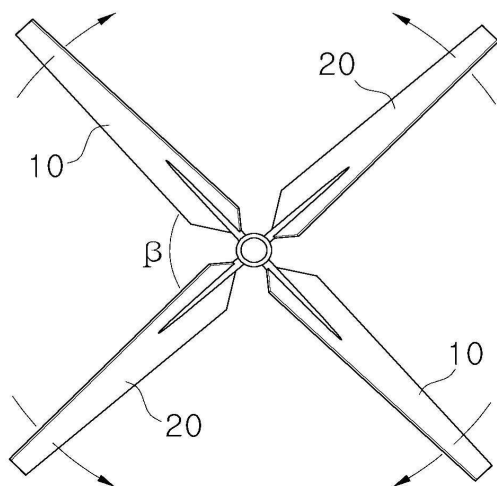
도면1



도면2

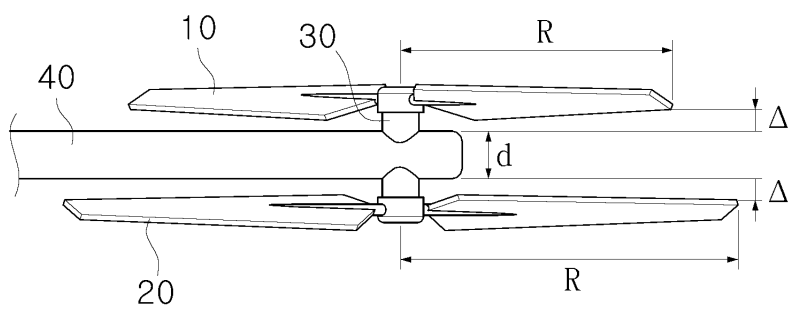


(a)

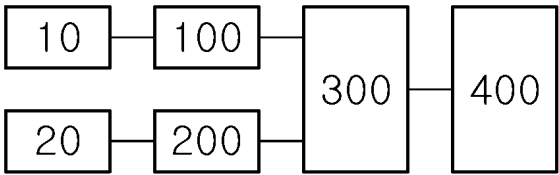


(b)

도면3



도면4



도면5

S1

