

(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2022-0045596

(43) 공개일자 2022년04월13일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)

B64C 39/02 (2006.01) B64C 1/00 (2006.01)
 B64C 29/00 (2006.01) B64C 5/02 (2006.01)
 B64C 5/06 (2006.01) B64C 9/00 (2006.01)
 B64D 27/20 (2006.01) B64D 27/24 (2006.01)
 B64D 33/02 (2006.01) B64D 33/04 (2006.01)
 B64D 41/00 (2006.01)

(52) CPC특허분류

B64C 39/024 (2013.01)
 B64C 1/0009 (2021.08)

(21) 출원번호 10-2020-0128224

(22) 출원일자 2020년10월05일

심사청구일자 2020년10월05일

(71) 출원인

연세대학교 산학협력단

서울특별시 서대문구 연세로 50 (신촌동, 연세대학교)

(72) 발명자

조형희

서울특별시 용산구 서빙고로 35, 103동 2902호 (한강로3가, 용산시티파크1단지)

최승영

서울특별시 서대문구 증가로24라길 10, 204호 (북가좌동)

(뒷면에 계속)

(74) 대리인

특허법인(유한)아이시스

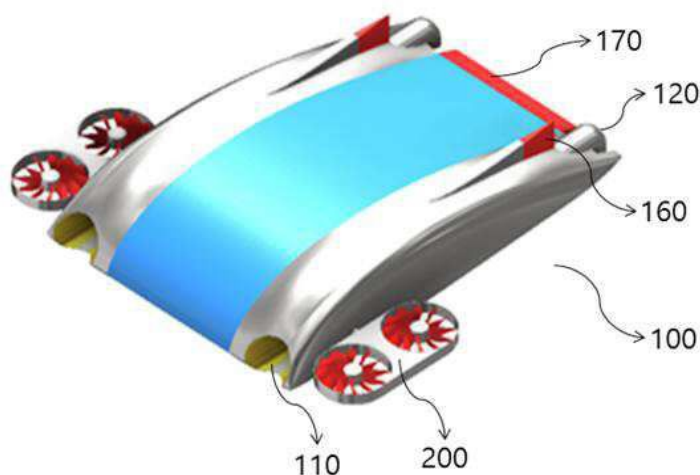
전체 청구항 수 : 총 12 항

(54) 발명의 명칭 날개형상 비행체

(57) 요약

본 발명은 날개형상의 동체를 가진 비행체에 관한 것으로, 주날개를 없이 비행체의 동체 자체를 날개 형태로 하여 비행에 필요한 양력을 동체로부터 얻을 수 있어 최소한의 동력으로도 비행할 수 있고, 크기가 작아 복잡한 지형에서도 제약없이 비행할 수 있는 기동성이 극대화된 비행체를 제공하고, 추력발생장치와 연동되는 발전기와 배터리를 이용하여 연료 소비의 효율성을 향상시켰으며, 활주로가 없는 좁은 공간에서도 수직으로 이륙 또는 착륙할 수 있어 산악지형 등에서 구조를 위한 비행체로 활용가능하고, 동체 상부에 형성된 오목한 만곡면과 수직날개는 주날개 없이도 비행 안정성을 크게 향상시킬 수 있는 비행체를 구성할 수 있다.

대표도 - 도1



(52) CPC특허분류

B64C 29/0033 (2013.01)
B64C 5/02 (2013.01)
B64C 5/06 (2013.01)
B64C 9/00 (2013.01)
B64D 27/20 (2013.01)
B64D 27/24 (2013.01)
B64D 33/04 (2013.01)
B64D 41/00 (2013.01)
B64C 2001/0045 (2021.08)

(72) 발명자

김지혁

대전광역시 유성구 배울2로 114, 1102동 201호 (용산동, 대덕테크노밸리11단지아파트)

남주영

서울특별시 서대문구 성산로17길 18-17, 410호 (연희동, 리빙스톤B)

윤마루솔

충청남도 천안시 서북구 입장면 입장시장2길 30-14

윤태두

서울특별시 영등포구 당산로 214, 418동 601호 (당산동5가, 당산 삼성 래미안)

방민호

경기도 시흥시 목감동레로 80, 602동 803호 (산현동, 호반베르디움 더숲)

임준수

서울특별시 서대문구 성산로17길 7-17, 308호 (연희동)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1415163306
과제번호	20174030201720
부처명	산업통상자원부
과제관리(전문)기관명	한국에너지기술평가원
연구사업명	에너지인력양성사업
연구과제명	차세대 가스터빈 고온부품 GET-Future 연구실
기 여 율	1/2
과제수행기관명	연세대학교 산학협력단
연구기간	2020.01.01 ~ 2020.12.31

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1415168186
과제번호	20193310100030
부처명	산업통상자원부
과제관리(전문)기관명	한국에너지기술평가원
연구사업명	에너지기술개발사업
연구과제명	3D 프린팅 공정 제어 및 설계 최적화 기법(DfAM) 적용을 통한 F급 이상의 고효율 냉각터빈 고온부품 기술 개발
기 여 율	1/2
과제수행기관명	연세대학교 산학협력단
연구기간	2020.02.01 ~ 2020.12.31

명세서

청구범위

청구항 1

선단부 양측부에는 각각 유체 유입구가 형성되고, 말단부 양측부에는 각각 유체 유출구가 형성되고, 종단면이 날개형상이며, 상면에는 길이 방향의 중심축을 따라 오목한 만곡면의 형태가 형성되는 동체부;를 포함하고, 상기 유체 유입구는 유체 유출구까지 덕트로 연결되는, 날개형상 비행체.

청구항 2

제 1 항에 있어서,
상기 덕트 내부에 추력발생장치를 구비하는 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 3

제 2 항에 있어서,
상기 추력발생장치의 바닥부에는 상기 추력발생장치 내부와 상기 동체부의 외부를 연통하는 바이패스노즐이 구비되는 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 4

제 1 항에 있어서,
상기 덕트 일부 구간에는 가변부가 형성되고,
상기 덕트는 상기 가변부를 중심으로 폴딩(folding)이 가능한 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 5

제 4 항에 있어서,
상기 가변부는 상기 덕트의 둘레를 따라 복수개 주름관이 겹쳐진 형태인 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 6

제 1 항에 있어서,
상기 동체부 상면 후방부 양측에는 각각 수직날개가 구비되는 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 7

제 1 항에 있어서,
상기 동체부의 말단부에는 승강타가 구비되는 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 8

제 1 항에 있어서,
상기 동체부 측면과 링크결합된 회전부재 및
상기 회전부재와 연결되는 보조편을 더 포함하는 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 9

제 1 항에 있어서,
상기 동체부 측면에는 수평날개가 구비되는 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 10

제 2 항에 있어서,

상기 날개형상 비행체는 발전기 및 배터리를 더 포함하고,

상기 발전기는 상기 추력발생장치 내부에서 추력발생장치의 회전력으로 발전하며, 상기 배터리와 전기적으로 연결되어 배터리를 충전시킬 수 있는 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 11

제 10 항에 있어서,

상기 배터리는 보조팬과 전기적으로 연결되는 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

청구항 12

제 10 항에 있어서,

상기 배터리는 추력발생장치와 전기적으로 연결되는 것을 특징으로 하는, 날개형상 비행체.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 날개형상의 동체를 가진 비행체에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 최근 주요 도시 내 드론(소형 비행체)를 통한 운송을 시도하면서 드론(소형 비행체)의 낮은 연료 효율, 낮은 양항비(L/D) 및 탑재량의 부족 등의 문제점이 대두되고 있다. 따라서 새로운 구조를 가진 드론(소형 비행체)의 개발에 대한 요구가 지속적으로 제기되어 왔고, 이에 따라 날개 동체 혼합형(Blended Wing Body, BWB)의 비행체가 개발되고 있다. 상기 BWB 비행체는 추진 시스템, 동체 및 날개를 일체로 통합하여 전체적인 효율성을 극대화하는 설계 방식으로 기존의 드론에서 발전된 새로운 설계개념을 통해 내부의 부피, 공기역학 구조, 소음감소 및 마일당 가격 등을 상당히 개선하였다. 또한, BWB 비행체는 종래 항공기보다 큰 양력을 얻을 수 있게 되었고, 이에 따라 승객의 수용량은 증가하고, 연료의 소비는 감소하며, L/D 비율을 증가시킬 수 있다.

[0003] 그러나 종래의 BWB 비행체는 여객용으로 개발되어 낮은 고도에서 비행하거나 산악지형 같은 복잡한 지형에서 비행하는데 어려움이 있다.

선행기술문헌

특허문헌

[0004] (특허문헌 0001) 공개특허공보 제2003-0049796호(2003.05.25.)

발명의 내용

해결하려는 과제

[0005] 이에, 본 발명은 비행체의 동체 자체를 날개 형태로 하여 비행에 필요한 양력을 동체로부터 얻을 수 있어 최소한의 동력으로도 비행할 수 있고, 크기가 작아 복잡한 지형에서도 제약없이 비행할 수 있는 기동성이 극대화된 비행체를 제공하는 것을 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0006] 상기 목적을 달성하기 위해, 본 발명은 선단부 양측부에는 각각 유체 유입구가 형성되고, 말단부 양측부에는 각각 유체 유출구가 형성되고, 종단면이 날개형상이며, 상면에는 길이 방향의 중심축을 따라 오목한 만곡면의 형태가 형성되는 동체부;를 포함하고, 상기 유체 유입구는 유체 유출구까지 덕트로 연결되는, 날개형상 비행체를

제공한다.

발명의 효과

- [0007] 본 발명에 따른 날개형상 비행체는 날개형상인 동체로부터 양력을 얻을 수 있어 추력발생장치의 적은 동력만으로도 비행할 수 있어 연료 소비의 효율성을 향상시킬 수 있으며, 특히, 동체 상부에 형성된 오목한 만곡면은 주날개 없이도 비행의 안정성을 크게 향상시킬 수 있다.
- [0008] 또한, 덕트부의 가변부를 통해 추력편향제어가 가능하여 활주로나 없는 좁은 공간에서도 수직으로 이륙 또는 착륙할 수 있고, 비행체를 작은 크기로 만들 수 있어 산악지형이나 고도가 낮은 복잡한 지형에서도 비행할 수 있어 기동성을 극대화할 수 있다.
- [0009] 또한, 추력발생장치는 동체 내부에 구비하여 비행체 외부 소음을 저감시켰다.

도면의 간단한 설명

- [0010] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 날개형상 비행체를 개략적인 구성을 도시한 것이다.
- 도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 날개형상 비행체의 폴딩된 덕트를 개략적으로 도시한 것이다.
- 도 3은 본 발명의 일 실시예에 따른 날개형상 비행체의 추력발생장치(터보제트 엔진)를 개략적으로 도시한 것이다.
- 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 날개형상 비행체의 추력발생장치(터보팬 엔진)를 개략적으로 도시한 것이다.
- 도 5는 본 발명의 일 실시예에 따른 덕트에 구비된 터보팬엔진, 수직 이착륙을 위한 바이패스노즐 및 가변부를 개략적으로 도시한 것이다.
- 도 6은 본 발명의 일 실시예에 따른 동체부 상면의 만곡면 및 유체의 유동을 도시한 것이다.
- 도 7은 본 발명의 일 실시예에 따른 동체부 주위를 흐르는 유체 유동을 도시한 것이다.
- 도 8은 본 발명의 일 실시예에 따른 동체부에 연결된 보조팬을 개략적으로 도시한 것이다.
- 도 9는 본 발명의 일 실시예에 따른 동체부에 연결된 보조팬을 개략적으로 도시한 것이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0011] 이하 설명하는 발명은 다양한 변경을 가할 수 있고 여러 가지 실시예를 가질 수 있는 바, 특정 실시예들을 도면에 예시하고 상세하게 설명하고자 한다. 그러나, 이는 이하 설명하는 발명을 특정한 실시 형태에 대해 한정하려는 것이 아니며, 이하 설명하는 기술의 사상 및 기술 범위에 포함되는 모든 변경, 균등물 내지 대체물을 포함하는 것으로 이해되어야 한다.
- [0012] 제1, 제2, A, B 등의 용어는 다양한 구성요소들을 설명하는데 사용될 수 있지만, 해당 구성요소들은 상기 용어들에 의해 한정되지는 않으며, 단지 하나의 구성요소를 다른 구성요소로부터 구별하는 목적으로만 사용된다. 예를 들어, 이하 설명하는 기술의 권리 범위를 벗어나지 않으면서 제1 구성요소는 제2 구성요소로 명명될 수 있고, 유사하게 제2 구성요소도 제1 구성요소로 명명될 수 있다. 및/또는 이라는 용어는 복수의 관련된 기재된 항목들의 조합 또는 복수의 관련된 기재된 항목들 중의 어느 항목을 포함한다.
- [0013] 본 명세서에서 사용되는 용어에서 단수의 표현은 문맥상 명백하게 다르게 해석되지 않는 한 복수의 표현을 포함하는 것으로 이해되어야 하고, "포함한다" 등의 용어는 실시된 특징, 개수, 단계, 동작, 구성요소, 부분품 또는 이들을 조합한 것이 존재함을 의미하는 것이지, 하나 또는 그 이상의 다른 특징들이나 개수, 단계, 동작, 구성요소, 부분품 또는 이들을 조합한 것들의 존재 또는 부가 가능성을 배제하지 않는 것으로 이해되어야 한다.
- [0014] 도면에 대한 상세한 설명을 하기에 앞서, 본 명세서에서의 구성부들에 대한 구분은 각 구성부가 담당하는 주기능 별로 구분한 것에 불과함을 명확히 하고자 한다. 즉, 이하에서 설명할 2개 이상의 구성부가 하나의 구성부로 합쳐지거나 또는 하나의 구성부가 보다 세분화된 기능별로 2개 이상으로 분화되어 구비될 수도 있다. 그리고 이하에서 설명할 구성부 각각은 자신이 담당하는 주기능 이외에도 다른 구성부가 담당하는 기능 중 일부 또는 전부의 기능을 추가적으로 수행할 수도 있으며, 구성부 각각이 담당하는 주기능 중 일부 기능이 다른 구성부에 의

해 전달되어 수행될 수도 있음은 물론이다.

- [0015] 또한, 방법 또는 동작 방법을 수행함에 있어서, 상기 방법을 이루는 각 과정들은 문맥상 명백하게 특정 순서를 기재하지 않은 이상 명기된 순서와 다르게 일어날 수 있다. 즉, 각 과정들은 명기된 순서와 동일하게 일어날 수도 있고 실질적으로 동시에 수행될 수도 있으며 반대의 순서대로 수행될 수도 있다.
- [0017] 본 발명은 하나의 양태로, 선단부 양측부에는 각각 유체 유입구가 형성되고, 말단부 양측부에는 각각 유체 유출구가 형성되고, 종단면이 날개형상이며, 상면에는 길이 방향의 중심축을 따라 오목한 만곡면의 형태가 형성되는 동체부;를 포함하고, 상기 유체 유입구는 유체 유출구까지 덕트로 연결되는, 날개형상 비행체를 제공한다.
- [0018] 본 기술의 하나의 구현예로, 상기 덕트 내부에 추력 발생장치를 구비할 수 있다.
- [0019] 본 기술의 하나의 구현예로, 상기 덕트 일부 구간에는 가변부가 형성되고, 상기 덕트는 상기 가변부를 중심으로 폴딩(folding)이 가능할 수 있다.
- [0020] 본 기술의 하나의 구현예로, 상기 가변부는 상기 덕트(130)의 둘레를 따라 복수개의 주름관이 겹쳐진 형태일 수 있다.
- [0021] 본 기술의 하나의 구현예로, 상기 동체부 상면 후방부 양측에는 각각 수직날개가 구비될 수 있다.
- [0022] 본 기술의 하나의 구현예로, 상기 동체부의 말단부에는 승강타가 구비될 수 있다.
- [0023] 본 기술의 하나의 구현예로, 상기 동체부 측면과 링크결합된 회전부재 및 상기 회전부재와 연결되는 보조편을 더 포함할 수 있다.
- [0024] 본 기술의 하나의 구현예로, 상기 동체부 측면에는 수평날개가 구비될 수 있다.
- [0026] 도 1 내지 도 9에는 본 발명의 하나의 구현예에 따른 날개형상 비행체의 구성이 도시되어 있다. 이하, 본 발명의 이해를 돕기 위해 첨부된 도면을 참고하여 본 발명을 보다 상세히 설명한다. 그러나 하기의 구현예는 본 발명을 보다 쉽게 이해하기 위해 제공되는 것일 뿐, 하기 구현예에 의해 본 발명의 내용이 한정되는 것은 아니다.
- [0028] 도 1은 본 발명의 하나의 구현예에 따른 날개형상 비행체를 개략적으로 도시한 것이다. 도 1을 참조하여 설명하면, 날개형상 비행체는 유체 유입구(110), 유체 유출구(120), 덕트(130), 추력발생장치(140, 141), 만곡면(150), 수직날개(160) 및 승강타(170)를 구비하는 동체부(100) 및 보조편(200)을 포함하고 있다.
- [0029] 상기 동체부(100)는 본 발명에 따른 비행체의 몸체부분으로 선단부 양측에 각각 유체 유입구(110)가 형성되고, 말단부 양측에 유체 유출구(120)가 형성될 수 있다. 상기 동체부(100)는 일반적인 드론(소형 비행체)와 달리 주날개를 구비하지 않고, 상기 동체부(100) 자체가 날개형상으로 형성되므로 종단면이 날개형상일 수 있다. 따라서 날개 없이도 상기 동체부(100)만으로 충분한 양력을 받을 수 있다. 상기 동체부(100)가 추력발생장치(140, 141)로부터 적절한 추력을 받으면 양력이 생성될 수 있고, 이에 동체부(100)가 받음각(Angle Of Attack, AOA)을 크게 하기위해 동체의 피치(pitch)를 증가시키면 추가적인 양력이 더 생성될 수 있다. 특히, 동체부(100) 상면에 형성된 오목한 만곡면(150)과 수직날개(160)가 유체의 유동을 안정적으로 제어할 수 있어 동체부에(100)에 날개가 없어 발생하는 비행의 불안전성을 극복할 수 있다.
- [0030] 상기 동체부(100)의 크기는 이에 제한되는 것은 아니나, 예를 들어, 개인용 비행체로써 3인 이하의 사람이 탑승할 수 있도록 길이 방향의 길이는 1m 내지 5m 이고, 폭의 길이는 1m 내지 5m 일 수 있다.
- [0031] 상기 유체 유입구(110)는 동체부(100) 선단부 양측부에 각각 형성되어 비행체 내부로 유체가 유입되는 곳일 수 있다. 유체 유입구(110)를 통해 유입된 유체는 동체부(100) 내부 덕트(130)에 구비된 추력발생장치(140, 141)에 상기 유체를 공급할 수 있다. 상기 유체 유입구(110)의 형태는 이에 제한되는 것은 아니나, 예를 들어, 원형, 타원형, 사각형 또는 다각형일 수 있다. 상기 유체 유입구(110)는 유체만 통과하고 이물질은 덕트(130) 내부로 들어오지 못하도록 보호가드(미도시)가 설치될 수 있다.
- [0032] 상기 유체 유출구(120)는 동체부(100) 말단부 양측부에 각각 형성되어 비행체 외부로 고속의 유체가 배출되는 곳일 수 있다. 덕트 내부의 추력발생장치(140, 141)를 통과한 유체는 압축되어 고속의 유체가 되므로 상기 고속

의 유체는 상기 유체 유출구(120)를 통해 고속으로 배출되어 동체부(100)가 추력을 얻게 된다. 상기 유체 유출구(120)는 가변부(131)가 구비되어 추력의 방향을 조절하도록 할 수 있다. 상기 유체 유출구(120)의 단면은 이에 제한되는 것은 아니나, 예를 들어, 원형, 타원형, 사각형 또는 다각형일 수 있다.

[0033] 도 2는 본 발명의 하나의 구현예에 따른 덕트가 폴딩(folding)된 형태를 개략적으로 도시한 것이다. 도 2을 참조하여 설명하면, 상기 덕트(130)는 상기 유체 유입구(110)와 유체 유출구(120)의 사이를 연결하여, 유체 유입구(110)를 통해서 유입된 유체를 추력발생장치(140, 141)에 전달하고, 상기 추력발생장치(140, 141)를 통과한 유체를 유체 유출구(120)를 통해서 상기 유체를 배출하도록 할 수 있다. 상기 덕트(130)는 유체 유입구(110)에서 유체 유출구(120)까지 직선 형태일 수 있다. 상기 덕트(130)는 내부에 구비된 추력발생장치(140, 141)의 종류에 따라 단면의 크기가 달라질 수 있다. 추력발생장치(140, 141)에서 유체 유출구(120)까지는 추력발생장치(140, 141)에서 배출되는 압축된 고속유체의 압축력이 유지되도록 단면적이 감소하는 형태일 수 있다.

[0034] 상기 덕트(130)는 일부 구간에 가변부(131)가 형성될 수 있다. 상기 가변부(131)는 덕트(130)가 상기 가변부(131)를 중심으로 폴딩이 가능하도록 할 수 있고, 유체 유출구(120)를 통과하여 배출되는 고속의 유체가 배출되는 방향을 제어하도록 할 수 있다. 상기 가변부(131)는 유체유출구(120)와 인접한 곳에 형성되는 것이 바람직하다. 상기 가변부(131)가 하방향으로 90° 폴딩되어 유체 유출구(120)에서 고속의 유체를 지면에 수직인 방향으로 배출하면 상기 비행체는 수직 이착륙(VTOL) 또는 단거리 이착륙(STOL)할 수 있다. 또한, 가변부(131)는 폴딩되는 각도를 일정 범위 내에서 임의로 제어할 수 있어 동체부(100)의 비행자세를 제어할 수 있다.

[0035] 하나의 구체적인 구현예로, 상기 가변부(131)는 상기 덕트(130)의 일부 구간에 상기 덕트(130)의 둘레를 따라 복수개 주름관이 겹쳐진 형태로 형성될 수 있다. 상기 주름관이 형성된 구간의 일단 및 타단에 각각 플랜지가 구비되고, 상기 플랜지 사이를 링크 결합하여 상기 복수의 주름관의 일단과 타단의 중심 거리를 일정하게 유지하면서 상기 주름이 형성된 구간의 신장과 신축을 통해 상기 덕트(130)는 가변부(131)를 중심으로 폴딩 및 언폴딩할 수 있다.

[0036] 도 3 및 도 4는 본 발명의 하나의 구현예에 따른 덕트에 구비된 추력발생장치의 형태를 개략적으로 도시한 것이다. 도 3 및 도 4를 참조하여 설명하면, 상기 추력발생장치(140, 141)는 상기 동체부(100)가 전진 비행하기 위한 추력을 공급하는 곳으로, 터보제트엔진 또는 터보팬엔진일 수 있다. 터보제트엔진 또는 터보팬엔진은 동체부(100) 내의 덕트(130) 내부에 구비되므로 동체부(100) 외부에서 소음이 저감되는 효과가 있다. 특히, 터보팬엔진은 바이패스덕트를 구비하여 상기 터보팬엔진 내부에서 발생하는 소음을 더 차단할 수 있다. 상기 추력발생장치(140, 141)는 압축기, 연소실 및 터빈 등을 구비할 수 있다. 상기 압축기는 유입된 공기를 압축하여 후방에 있는 연소기로 밀어낼 수 있고, 연소실은 압축기의 후방에 배치되어 연료가 연소되는 장소로써, 연료 노즐로부터 상기 연소실에 분사된 연료는 압축된 공기와 혼합된 후 점화되어 연소될 수 있다. 연료가 연소되면 고온, 고압의 연소가스가 생성되어 연소실의 후방으로 배출될 수 있다. 터빈은 연소실의 후방에 배치되며, 연소실에서 배출된 고온 고압의 연소가스에 의해서 회전된다. 터빈은 압축기와 함께 샤프트에 고정 결합되어 있으므로, 상기 터빈이 회전함에 따라서 압축기도 함께 회전할 수 있다.

[0037] 본 발명에 따른 날개형상 비행체는 발전기(300) 및 배터리(310)를 더 포함할 수 있다. 상기 추력발생장치(140, 141) 내부에는 발전기(300)가 구비되어 터빈 회전력을 활용하여 전기를 생산할 수 있고, 생산된 전기는 상기 배터리(310)를 충전시킬 수 있다. 상기 충전된 배터리(310)는 보조팬(200)과 전기적으로 연결되어 보조팬(200)을 구동하는 동력원으로 사용할 수 있어 연료뿐만 아니라 배터리도 함께 동력원으로 활용하는 하이브리드 시스템을 구축할 수 있도록 한다. 또한, 상기 배터리(310)는 추력발생장치(140, 141)와도 전기적으로 연결되어 배터리(310)의 전력으로 상기 추력발생장치(140, 141) 내부의 터빈을 회전시키는 동력원으로 활용할 수도 있다. 이 경우, 상기 배터리(310)는 추력발생장치(140, 141)의 시동을 걸거나 비행에 필요한 에너지로 활용될 수 있다. 상기 추력발생장치(140, 141)는 동체부(100) 내부 양측에 설치될 수 있으므로 각각의 추력발생장치(140, 141)의 추력을 달리할 수 있고, 이를 통해 동체부(100)의 비행자세 및 비행방향을 제어할 수 있다.

[0038] 도 5는 본 발명 하나의 구현예에 따른 덕트에 구비된 터보팬엔진(140, 141) 형태를 개략적으로 도시한 것이다. 도 5를 참조하여 설명하면, 터보팬엔진(140, 141)은 터보제트엔진과 달리 상기 압축기의 전방에 상기 압축기의 직경보다 큰 팬(141)을 구비할 수 있어, 상기 압축기로 유입되어 터보제트엔진과 동일하게 흐르는 유로와 압축기의 외부로 흘러 유체 유출구(120)로 곧바로 흐르는 바이패스덕트가 구비될 수 있다. 상기 바이패스덕트를 통과하는 고속의 유체는 동체부(100)가 추력을 얻는데 사용할 수 있고, 압축기, 연소실 및 터빈 등을 감싸 흐르면서 상기 압축기, 연소실 및 터빈 등을 냉각 및 소음저감을 시킬 수도 있다.

[0039] 하나의 구체적인 실시예로, 추력발생장치(140, 141)가 터보팬엔진인 경우 터보팬엔진의 내부에서 상기 바이패스

덕트가 형성되는 상기 팬의 후방 바닥부의 바이패스덕트에서 동체부(100)의 외부로 연통되는 바이패스노즐(142)을 구비할 수 있다. 상기 바이패스노즐(142)은 바이패스덕트를 지나는 유체 중 일부의 추력의 방향을 지면방향으로 전환하여 상기 동체부(100)가 수직이착륙 하는 경우 이용할 수 있다. 상기 바이패스노즐(142)은 개폐장치를 구비하여 수직이착륙이 필요한 경우에 상기 가변부(131)와 함께 상기 바이패스노즐(142)을 사용할 수 있도록 할 수 있다.

[0040] 도 6 및 도 7은 본 발명의 하나의 구현예에 따른 동체부에 형성된 오목한 만곡면의 형태 및 받음각에 따라 동체부(100) 주변을 흐르는 유체를 개략적으로 도시한 것이다. 도 6 및 도 7을 참조하여 설명하면, 상기 만곡면(150)은 상기 동체부(100) 상면에 길이 방향을 따라 선단부에서 말단부까지 오목하게 만곡된 형태로 형성될 수 있다. 상기 만곡면(150)과 수직날개(160)는 상기 동체부(100)의 주위를 흐르는 유체의 유동을 만곡면(150)으로 모아 비행을 안정성을 향상시킬 수 있다. 본 발명에 따른 상기 비행체는 일반적인 항공기와 달리 주날개가 없으므로 비행의 안정성을 향상시키는 것이 매우 중요하다. 상기 만곡면(150)과 수직날개(160)는 상기 동체부(100) 주위를 흐르는 유체의 흐름을 제어하여 안정적인 비행자세 유지 및 균형유지를 할 수 있고, 유체의 흐름을 모아 주므로 큰 양력을 얻기 위해 상기 동체부(100)의 받음각(Angle Of Attack, AOA)을 증가시키더라도 상기 동체부(100) 상면에서 공기 박리현상을 최대한 지연시킬 수 있도록 한다. 상기 만곡면(150)의 양측부에는 상기 만곡면(150)이 길이 방향을 따라 일정한 폭과 높이를 구비하는 제1 유체가이드부(151)가 형성될 수 있다. 상기 제1 유체가이드부(151)의 높이는 적어도 상기 만곡면(150)보다 높이가 높게 형성되는 것이 바람직하다. 상기 제1 유체가이드부(151)는 상기 동체부(100) 상면을 흐르는 유체가 상기 만곡면(150)을 흐르도록 유도하여 비행의 안정성을 향상을 도모할 수 있다. 상기 만곡면(150)의 길이 방향 말단부에는 상기 만곡면(150)보다 폭이 더 좁고, 더 오목한 만곡면인 제2 유체가이드부(152)가 형성될 수 있다. 상기 제2 유체가이드부(152)는 상기 만곡면(150)을 통과한 유체의 유동을 다시 한번 유체 유출구(120) 사이에서 모아 동체부(100)의 상면과 박리되지 않도록 유체의 흐름을 제어할 수 있다.

[0041] 상기 수직날개(160)는 본 발명에 따른 비행체의 방향 제어 및 균형유지를 위해 동체부(100) 상면 후방부 양측에 각각 구비되어 있다. 상기 수직날개(160)는 상기 동체부(100)의 길이 방향을 따라 구비될 수 있다. 상기 수직날개(160)는 힌지연결된 방향타(미도시)를 구비하여 상기 방향타가 상기 힌지축을 중심으로 일정한 각도 범위 내에서 회전할 수 있다. 상기 수직날개(160)는 상기 동체부(100)의 무게중심과 최대한 이격되도록 동체부 상면 후방의 말단부에 배치하여 상기 방향타가 작은 각도만큼 회전하더라도 동체부(100)가 크게 회전할 수 있도록 하는 것이 바람직하다.

[0042] 상기 승강타(170)는 상기 동체부(100)의 말단부에 구비되는 것으로, 동체부(100)의 형상을 변화시켜 상기 동체부(100)의 받음각을 크게 만들어 비행체가 이륙 또는 착륙시 낮은 속도에서도 큰 양력을 얻을 수 있도록 할 수 있다. 상기 승강타(170)는 상기 동체부(100)의 말단부와 힌지로 연결될 수 있고, 상기 승강타(170)는 상기 힌지를 기준으로 상·하방향으로 회전하여 양력을 제어할 수 있다. 상기 승강타(170)가 회전하지 않은 상태에서는 상기 동체부(100)와 매끄러운 유선형의 만곡면을 형성할 수 있다. 상기 승강타(170)가 하방향으로 일정한 각도만큼 회전하면 상기 동체부(100)와 승강타(170)가 이루는 전체 형상은 상기 동체부(100)가 피치(pitch)를 상승시킨 것과 같이 받음각이 커져 결과적으로 상기 동체부(100)는 양력도 크게 받을 수 있다. 다만, 이 경우 동체부(100)가 받는 항력도 증가하게 되므로 상기 승강타(170)는 적절한 각도 범위 내에서 회전하는 것이 바람직하다. 상기 승강타(170)는 이에 제한되는 것은 아니나, 공기의 유동이 모이는 말단부 양측부의 유체 유출구 사이에 형성되는 것이 바람직하다.

[0043] 또한, 상기 승강타(170)는 상기 동체부(100)의 피치(pitch)를 제어할 수 있으므로 상기 동체부(100)의 무게중심과 최대한 이격되도록 동체부(100) 말단부에 배치하여 상기 승강타(170)의 작은 회전으로도 동체부(100)의 큰 피치 변화를 얻을 수 있도록 하는 것이 바람직하다.

[0044] 상기 수평날개(180)는 상기 동체부(100)의 자세제어 및 비행안정성을 위한 것으로 상기 동체부(100)의 측면에 구비될 수 있다. 상기 수평날개(180)는 종단면이 유선형의 날개형상일 수 있어, 양력을 얻을 수 있다. 다만, 본 발명에 따른 비행체는 동체 자체에서 얻는 양력이 양력의 대부분을 차지하고, 동체보다 크기가 작은 수평날개(180)에서 얻을 수 있는 양력은 동체에 비해 적다. 상기 수평날개(180)의 말단에 플랩(미도시)을 구비할 수 있다.

[0045] 도 8 및 도 9는 본 발명의 하나의 구현예에 따른 동체부에 연결된 보조팬(200)을 개략적으로 도시한 것이다. 도 8을 참조하여 설명하면, 상기 보조팬(200)은 상기 보조팬(200)에서 발생된 추력을 통해 본 발명에 따른 비행체 수직이착륙을 위해 상기 비행체를 상승 또는 하강시킬 수 있다. 상기 보조팬(200)은 상기 동체부(100)의 측면과

회전부재(미도시)로 힌지 또는 링크 결합될 수 있다. 상기 회전부재에는 동체부(100)의 길이 방향과 평행한 제1 회전축과 상기 제1 회전축과 수직인 제2 회전축을 구비될 수 있다. 상기 보조팬(200)은 상기 회전부재의 제1 회전축을 중심으로 회전하여 동체부(100) 측면에서 동체부(100) 하부로 폴딩(folding)이 가능할 수 있다. 또한, 상기 회전부재가 언폴딩(unfolding)되어 상기 보조팬(200)이 동체부(100) 측면에 위치할 때 상기 회전부재의 제2 회전축은 동체부(100) 측면에 수직인 방향으로 위치하고, 보조팬(200)은 제2 회전축을 중심으로 회전하여 틸팅될 수 있다. 상기 동체부(100)가 전진 비행하도록 상기 보조팬(200)을 비행의 진행 방향에 수직이되도록 제2 회전축을 중심으로 회전시켜 틸팅하거나 수직이착륙을 위해 상승 또는 하강하도록 상기 보조팬(200)을 진행방향과 평행하도록 회전시켜 틸팅할 수 있다. 상기 보조팬(200)은 상기 동체부(100)의 자세제어를 위하여 일정한 각도 범위 내에서 제2 회전축을 중심으로 임의의 각도 만큼만 틸팅할 수 있고, 상기 동체부(100) 양 측면의 보조팬(200)은 방향제어를 위하여 각각의 추력을 달리할 수도 있다.

[0046] 하나의 구체적인 실시예로, 상기 보조팬(200)은 선단에서 말단까지 유선형의 날개 형태일 수 있고, 상기 보조팬(200)의 상부와 하부에 각각 개폐장치(미도시)를 구비할 수 있다. 상기 개폐장치는 가이드 베인 방식일 수 있다. 가이드 베인은 복수개의 회전날개로 구성되어 각각의 회전날개는 중심에 대한 각각의 회전축으로 회전하여 상기 보조팬(200)의 상부 및 하부를 개폐할 수 있다. 상기 팬덮개가 보조팬(200)을 폐쇄하는 경우 상기 보조팬(200)은 유선형의 날개 형태를 가지므로 동체부(100) 측면에서 양력을 생성할 수 있다.

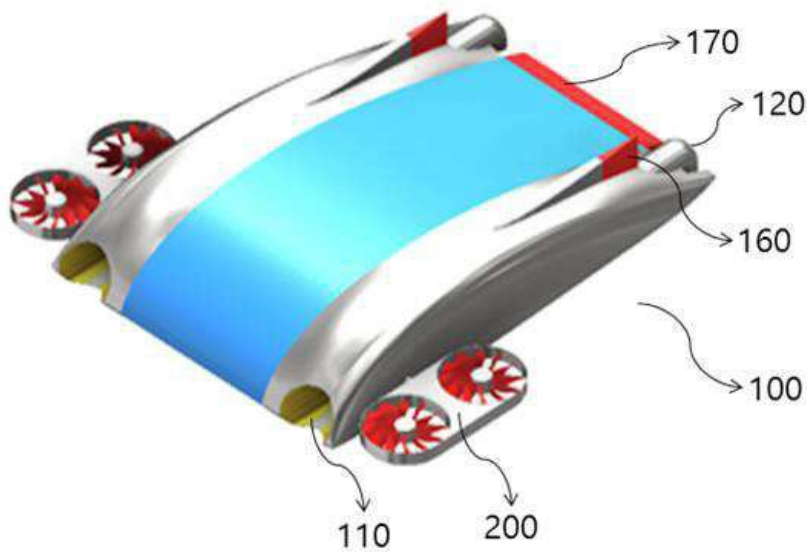
[0048] 이상 실시예를 통해 본 기술을 설명하였으나, 본 기술은 이에 제한되는 것은 아니다. 상기 실시예는 본 기술의 취지 및 범위를 벗어나지 않고 수정되거나 변경될 수 있으며, 본 기술분야의 통상의 기술자는 이러한 수정과 변경도 본 기술에 속하는 것임을 알 수 있을 것이다.

부호의 설명

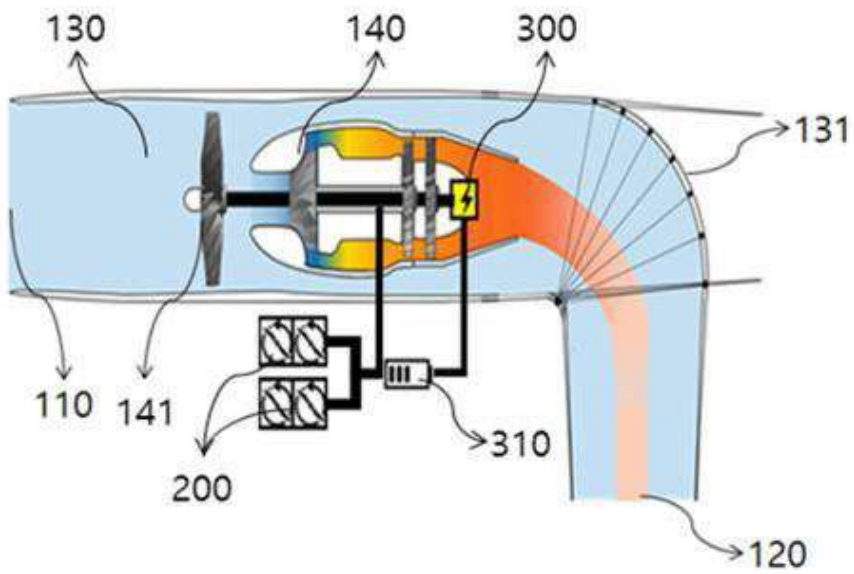
[0049] 100 : 동체부 110 : 유체 유입구
120 : 유체 유출구 130 : 덕트
131 : 가변부 140 : 추력발생장치(터보제트 엔진)
141 : 추력발생장치(터보팬 엔진) 142 : 바이패스노즐
150 : 만곡면 160 : 수직날개
170 : 승강타 180 : 수평날개
200 : 보조팬 300 : 발전기
310 : 배터리

도면

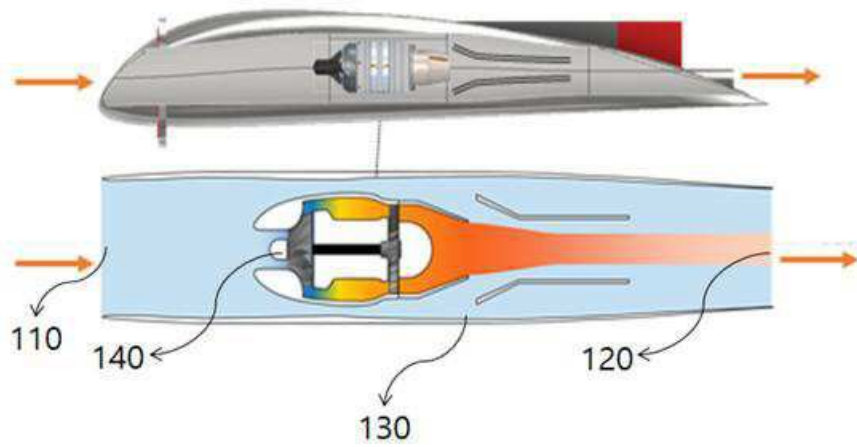
도면1



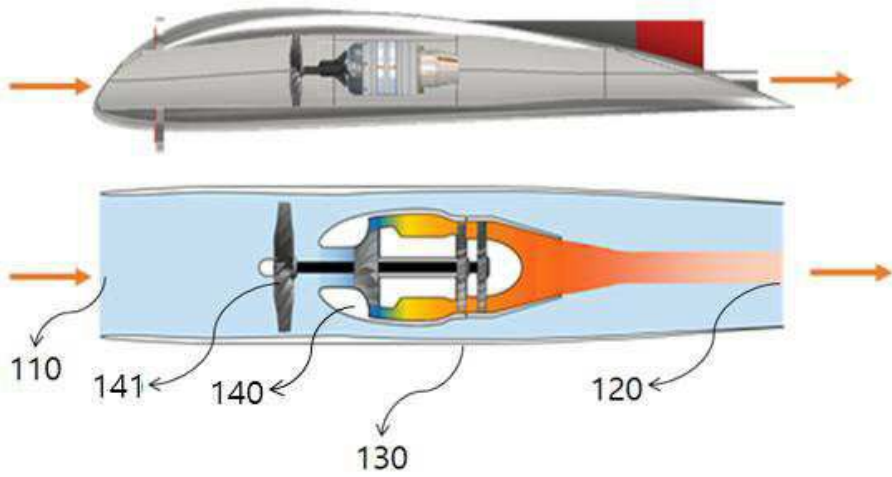
도면2



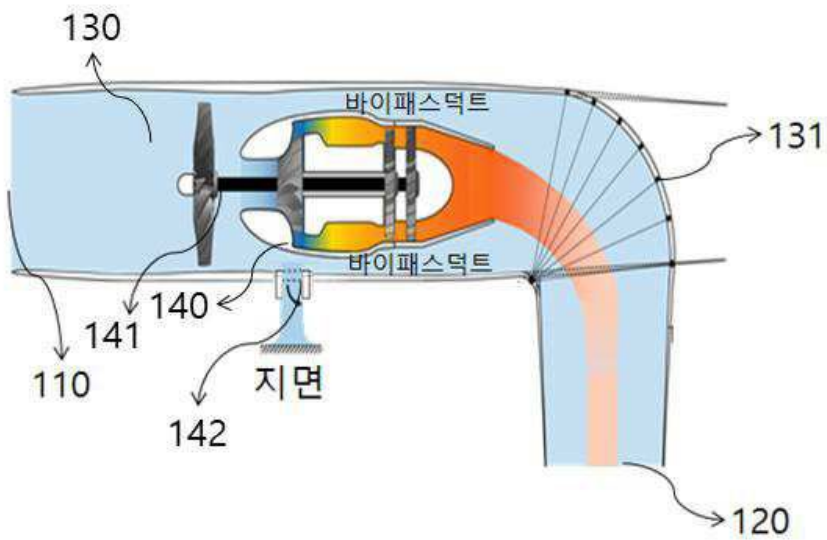
도면3



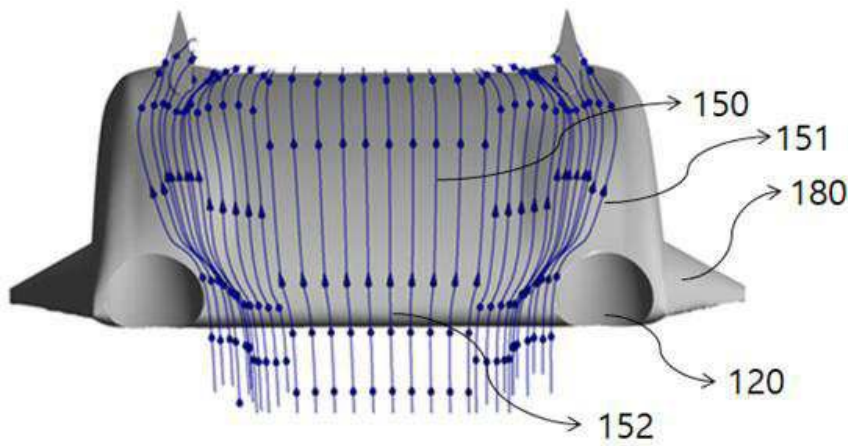
도면4



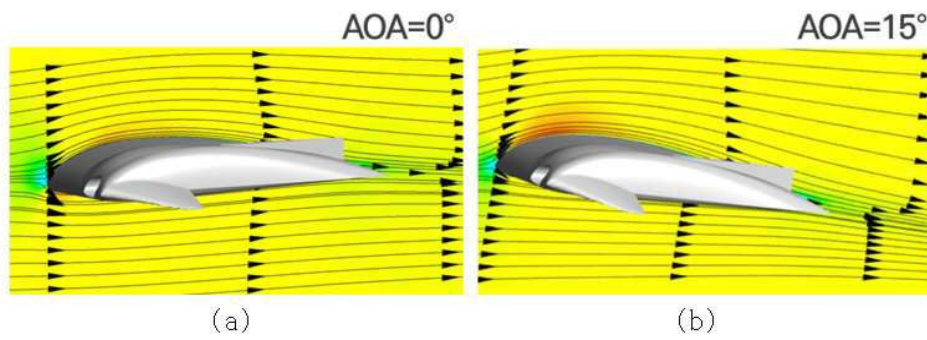
도면5



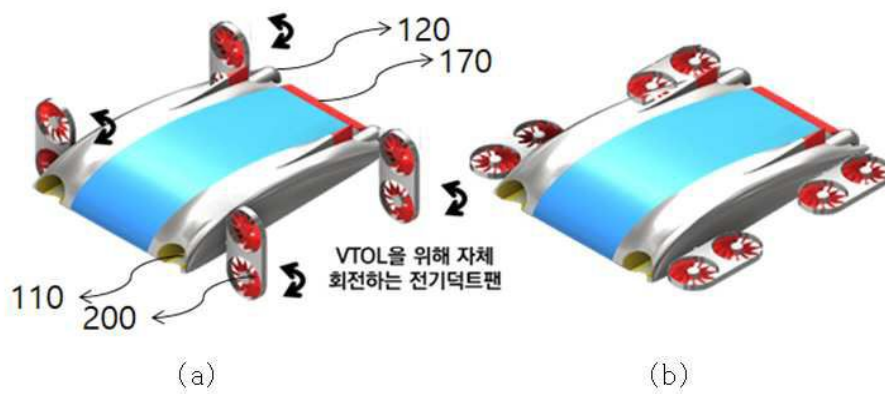
도면6



도면7



도면8



도면9

