



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2014-0030879
(43) 공개일자 2014년03월12일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)

B64C 11/20 (2006.01)

(21) 출원번호 10-2012-0097596

(22) 출원일자 2012년09월04일

심사청구일자 2012년09월04일

(71) 출원인

한국항공우주산업 주식회사

경상남도 사천시 사남면 공단1로 78

(72) 발명자

최원

경남 사천시 사남면 공단1로 78, 주식회사 내 (한국항공)

공창덕

경남 사천시 사남면 공단1로 78, 주식회사 내 (한국항공)

박현범

경남 사천시 사남면 공단1로 78, 주식회사 내 (한국항공)

(74) 대리인

문두현, 문기상

전체 청구항 수 : 총 7 항

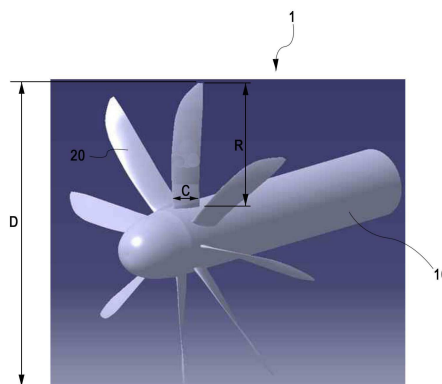
(54) 발명의 명칭 **고효율 복합재 블레이드를 갖는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러**

(57) 요약

본 발명은 경량화 구조이면서 안전성이 확보될 수 있는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 관한 것이다.

이를 실현하기 위한 일 형태로서 본 발명은, 허브(hub)와, 상기 허브의 원주 상에 방사상으로 배치되는 하나 이상의 블레이드를 포함하여 구성되는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러로서, 상기 하나 이상의 블레이드를 구성하는 각각의 블레이드는 해당 블레이드의 외주면이 되는 스킨부(skin portion)와, 상기 스킨부의 하면과 면 접하면서 상기 스킨부 중의 일정 영역을 둘러싸는 구조의 스파부(spar portion)와, 상기 스킨부에 의해 형성된 내부 공간을 충전하면서 상기 스파부에 의해 샌드위치된 폼부(foam portion)로 이루어지는 스킨-스파-폼 샌드위치 구조를 갖고, 상기 스킨부와 상기 스파부는 탄소섬유 복합재가 적층되는 구조로 이루어지고, 상기 블레이드의 익단(wing tip)측 소정 영역(station 5-1, station 5-2)은 상기 스파부가 형성됨 없이 상기 스킨부만으로 구성되어 있고, 상기 스파부는 상기 블레이드의 길이방향(Z 방향)으로 갈수록 상기 탄소섬유 복합재의 적층수가 감소되는 구조로 이루어지는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러를 제공한다.

대표도 - 도1



특허청구의 범위

청구항 1

허브(hub)와, 상기 허브의 원주 상에 방사상으로 배치되는 하나 이상의 블레이드를 포함하여 구성되는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러로서,

상기 하나 이상의 블레이드를 구성하는 각각의 블레이드는 해당 블레이드의 외주면이 되는 스킨부(skin portion)와, 상기 스킨부의 하면과 면접하면서 상기 스킨부 중의 일정 영역을 둘러싸는 구조의 스파부(spar portion)와, 상기 스킨부에 의해 형성된 내부 공간을 충전하면서 상기 스파부에 의해 샌드위치된 폼부(foam portion)로 이루어지는 스킨-스파-폼 샌드위치 구조를 갖고,

상기 스킨부와 상기 스파부는 탄소섬유 복합재가 적층되는 구조로 이루어지고,

상기 블레이드의 익단(wing tip)측 소정 영역(station 5-1, station 5-2)은 상기 스파부가 형성됨 없이 상기 스킨부만으로 구성되어 있고,

상기 스파부는 상기 블레이드의 길이방향(Z 방향)으로 갈수록 상기 탄소섬유 복합재의 적층수가 감소되는 구조로 이루어지는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러.

청구항 2

제 1 항에 있어서,

상기 하나 이상의 블레이드를 구성하는 각각의 블레이드는 날개 뒷진(Trailing edge) 영역을 제외한 해당 블레이드의 전체 영역을 총 9 개의 영역으로 구획하되,

상기 9 개의 영역 중의 해당 블레이드의 익근(wing root)쪽 제 1 영역(station 1)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_{10}]_s$ 로 적층되는 구조를 갖도록 구성되고,

상기 9 개의 영역 중의 상기 제 1 영역(station 1)으로부터 해당 블레이드의 익단(wing tip) 부위쪽으로 이웃하는 제 2 영역(station 2-1)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_6, \pm 45, 0_3]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고,

상기 9 개의 영역 중의 상기 제 2 영역(station 2-1)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 3 영역(station 2-2)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_4, \pm 45]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고,

상기 9 개의 영역 중의 상기 제 3 영역(station 2-2)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 4 영역(station 3-1)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_3, \pm 45, 0]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고,

상기 9 개의 영역 중의 상기 제 4 영역(station 3-1)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 5 영역(station 3-2)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_2, \pm 45, 0_2]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고,

상기 9 개의 영역 중의 상기 제 5 영역(station 3-2)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 6 영역(station 4-1)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을

기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_2]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고,

상기 9 개의 영역 중의 상기 제 6 영역(station 4-1)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 7 영역(station 4-2)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45, 0_4, 90]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고, 또한

상기 9 개의 영역 중의 상기 제 7 영역(station 4-2)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 8 영역(station 5-1) 및 상기 제 8 영역(station 5-1)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 9 영역(station 5-2)에는, 상기 스파부가 형성되어 있지 않으며,

상기 9 개의 영역 중의 상기 제 2 영역(station 2-1) 내지 상기 제 9 영역(station 5-2)은 해당 블레이드의 길이 방향(Z 방향)으로 균등한 간격을 갖도록 구획되고, 상기 9 개의 영역 중의 상기 제 1 영역(station 1)은 상기 균등한 간격보다 더 넓은 간격을 갖도록 구획되는 것을 특징으로 하는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러.

청구항 3

제 2 항에 있어서,

상기 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러는 상기 허브와 상기 하나 이상의 블레이드를 서로 연결시키는 블레이드 연결부(110)를 더 포함하고,

상기 제 1 영역(station 1)의 상기 균등한 간격보다 더 넓은 간격은, 상기 블레이드 연결부(110)가 상기 제 1 영역(station 1) 내로 삽입되는 깊이의 치수와 상기 균등한 간격의 치수를 합한 크기의 치수를 갖는 것을 특징으로 하는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러.

청구항 4

제 3 항에 있어서,

상기 제 1 영역(station 1) 내지 상기 제 8 영역(station 5-1)의 스킨부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45_2, 0, 90, \pm 45_2]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고,

상기 제 9 영역(station 5-2)의 스킨부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45_2, 0]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고,

상기 날개 뒷전(Trailing edge) 영역의 스킨부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45_2, 0]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되어 있는 것을 특징으로 하는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러.

청구항 5

제 4 항에 있어서,

상기 하나 이상의 블레이드는 상기 허브의 원주 상에 배치된 8 개의 블레이드인 것을 특징으로 하는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러.

청구항 6

제 5 항에 있어서,

상기 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러의 전체 직경은 4.07m 이고, 상기 8 개의 블레이드의 각각의 익근 시위(wing root chord)는 0.347m인 것을 특징으로 하는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러.

청구항 7

제 5 항에 있어서,

상기 스킨부와 상기 스파부를 구성하는 탄소섬유 복합재는 카본/에폭시 UD 프리프레그(carbon/epoxy UD prepreg) 재질로 이루어진 것을 특징으로 하는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러.

명세서

기술분야

[0001] 본 발명은 고효율 복합재 블레이드를 갖는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 관한 것으로서, 보다 구체적으로는 경량화 구조이면서 안전성이 확보될 수 있는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 관한 것이다.

배경기술

[0002] 프로펠러는 엔진 구동에 의해 다량의 공기에 운동량 변화를 주어 추력을 발생시키는 추진 장치로서 그 특성상 중저속 이하에서 고 추진 효율을 나타내며, 초기 항공기 추진 장치로 많이 사용되었다.

[0003] 또한, 프로펠러는 타 추진기관에 비해 저속에서 고 추진 효율을 나타내기 때문에 경제적이므로, 최근 다시 관심 대상으로 전망되어 국외를 중심으로 연구 중이다.

[0004] 항공기 공력 설계 기술, 구조 설계 기술 및 경량 고강도 복합재 적용 기술이 발달되면서 경량화 및 성능 극대화로 에너지 절감을 위해 중소형 여객기는 물론 대형 여객기의 추진기관도 터보 프롭의 진보 형태인 프롭팬 등으로 대체될 전망이다.

[0005] 따라서, 최신 복합재 설계 기법을 적용하여 고속에서 작동될 수 있도록 여러 개의 프로펠러 블레이드가 장착되었을 때 높은 응력을 견딜 수 있는 고강도 블레이드 설계 기법 개발이 중요한 연구 분야이다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 본 발명은 상술한 바와 같은 점들을 고려하여 안출된 것으로서, 본 발명의 목적은 경량화 구조이면서 안전성이 확보될 수 있는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러를 제공하는 것에 있다.

과제의 해결 수단

[0007] 상술한 발명의 목적을 달성하기 위해 본 발명의 바람직한 일 형태는, 허브(hub)와, 상기 허브의 원주 상에 방사상으로 배치되는 하나 이상의 블레이드를 포함하여 구성되는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러로서, 상기 하나 이상의 블레이드를 구성하는 각각의 블레이드는 해당 블레이드의 외주면이 되는 스킨부(skin portion)와, 상기 스킨부의 하면과 면접하면서 상기 스킨부 중의 일정 영역을 둘러싸는 구조의 스파부(spar portion)와, 상기 스킨부에 의해 형성된 내부 공간을 충전하면서 상기 스파부에 의해 샌드위치된 폼부(foam portion)로 이루어지는 스킨-스파-폼 샌드위치 구조를 갖고, 상기 스킨부와 상기 스파부는 탄소섬유 복합재가 적층되는 구조로 이루어지고, 상기 블레이드의 익단(wing tip)측 소정 영역(station 5-1, station 5-2)은 상기 스파부가 형성됨 없이 상기 스킨부만으로 구성되어 있고, 상기 스파부는 상기 블레이드의 길이방향(Z 방향)으로 갈수록 상기 탄소섬유 복합재의 적층수가 감소되는 구조로 이루어지는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러를 제공한다.

[0008] 바람직한 실시예에 따라, 상기 하나 이상의 블레이드를 구성하는 각각의 블레이드는 날개 뒷전(Trailing edge) 영역을 제외한 해당 블레이드의 전체 영역을 총 9 개의 영역으로 구획하되, 상기 9 개의 영역 중의 해당 블레이드의 익근(wing root)쪽 제 1 영역(station 1)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_{10}]_s$ 로 적층되는 구조를 갖도록 구성되고, 상기 9 개의 영역 중의 상기 제 1 영역(station 1)으로부터 해당 블레이드의 익단(wing tip) 부위쪽으로 이웃하는 제 2 영역(station 2-1)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_6, \pm 45, 0_3]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고, 상기

9 개의 영역 중의 상기 제 2 영역(station 2-1)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 3 영역(station 2-2)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_4, \pm 45]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고, 상기 9 개의 영역 중의 상기 제 3 영역(station 2-2)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 4 영역(station 3-1)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_3, \pm 45, 0]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고, 상기 9 개의 영역 중의 상기 제 4 영역(station 3-1)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 5 영역(station 3-2)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_2, \pm 45, 0_2]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고, 상기 9 개의 영역 중의 상기 제 5 영역(station 3-2)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 6 영역(station 4-1)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_2]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고, 상기 9 개의 영역 중의 상기 제 6 영역(station 4-1)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 7 영역(station 4-2)의 스파부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45, 0_4, 90]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고, 또한 상기 9 개의 영역 중의 상기 제 7 영역(station 4-2)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 8 영역(station 5-1) 및 상기 제 8 영역(station 5-1)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 9 영역(station 5-2)에는, 상기 스파부가 형성되어 있지 않으며, 상기 9 개의 영역 중의 상기 제 2 영역(station 2-1) 내지 상기 제 9 영역(station 5-2)은 해당 블레이드의 길이 방향(Z 방향)으로 균등한 간격을 갖도록 구획되고, 상기 9 개의 영역 중의 상기 제 1 영역(station 1)은 상기 균등한 간격보다 더 넓은 간격을 갖도록 구획되는 것일 수 있다.

[0009] 바람직한 실시예에 따라, 상기 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러는 상기 허브와 상기 하나 이상의 블레이드를 서로 연결시키는 블레이드 연결부를 더 포함하고, 상기 제 1 영역(station 1)의 상기 균등한 간격보다 더 넓은 간격은, 상기 블레이드 연결부가 상기 제 1 영역(station 1) 내로 삽입되는 깊이의 치수와 상기 균등한 간격의 치수를 합한 크기의 치수를 갖는 것일 수 있다.

[0010] 바람직한 실시예에 따라, 상기 제 1 영역(station 1) 내지 상기 제 8 영역(station 5-1)의 스킨부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45_2, 0, 90, \pm 45_2]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고, 상기 제 9 영역(station 5-2)의 스킨부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45_2, 0]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되고, 상기 날개 뒷전(Trailing edge) 영역의 스킨부는, 해당 블레이드의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 해당 블레이드의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45_2, 0]_s$ 로 적층되는 구조로 구성되어 있는 것일 수 있다.

[0011] 바람직한 실시예에 따라, 상기 하나 이상의 블레이드는 상기 허브의 원주 상에 배치된 8 개의 블레이드인 것일 수 있다.

[0012] 바람직한 실시예에 따라, 상기 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러의 전체 직경은 4.07m 이고, 상기 8 개의 블레이드의 각각의 익근 시위(wing root chord)는 0.347m인 것일 수 있다.

[0013] 바람직한 실시예에 따라, 상기 스킨부와 상기 스파부를 구성하는 탄소섬유 복합재는 카본/에폭시 UD 프리프레그(carbon/epoxy UD prepreg) 재질로 이루어진 것일 수 있다.

발명의 효과

[0014] 본 발명에 따른 스킨-스파-폼 샌드위치 구조의 블레이드를 갖는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 의한

경우, 상기 스킨-스파-폼 샌드위치 구조에 의해 프로펠러의 경량화를 구현할 수 있다.

[0015] 또한, 본 발명에 따른 스킨-스파-폼 샌드위치 구조의 블레이드를 갖는 터보프롭 항공기용 프로펠러에 의한 경우, 8 개 블레이드의 구조에 의해 공력 효율과 구조적 안전성을 더욱 향상시킬 수 있다.

도면의 간단한 설명

- [0016] 도 1은 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러의 구성을 개략적으로 나타낸 도면.
- 도 2는 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 적용되는 블레이드의 단면을 나타내는 도면.
- 도 3은 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 적용되는 블레이드의 외형을 나타내는 도면.
- 도 4는 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 적용되는 블레이드의 유한 요소 해석을 위한 격자 생성 결과를 나타낸 도면.
- 도 5는 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 적용되는 블레이드의 스킨부의 응력 분포를 보여주는 도면.
- 도 6은 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 적용되는 블레이드의 스파부의 응력 분포를 보여주는 도면.
- 도 7은 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 적용되는 블레이드의 좌굴 해석에 의한 1차 모드 형상 및 하중 배수를 나타내는 도면.
- 도 8은 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 적용되는 블레이드의 고유 진동수 해석을 통한 캠벨(campbell) 선도 검토 결과를 나타내는 도면.
- 도 9는 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러에 적용되는 블레이드 연결부의 허브측 구조를 나타내는 도면

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0017] 이하, 첨부된 도면들을 참조하여 본 발명의 구체적인 실시예들 및 그 작용들을 설명하도록 한다. 본 명세서에 기재된 실시예들은 본 발명의 이해를 돕기 위해 설명되는 것이며, 이에 의해 본 발명의 기술적 사상이 제한되는 것이 아니다. 또한, 하기의 X 방향, Y 방향, Z 방향은, 도면 중에 화살표로 나타내는 블레이드의 상측 방향, 시위(chord) 방향, 길이 방향을 각각 지칭하는 것이다. 또한, 도면 중의 「○」 안에 「·」이 기재된 것은, 지면의 안쪽으로부터 앞쪽을 향하는 화살표를 의미한다.
- [0018] 또한, 이하의 설명으로부터 명백한 바와 같이, 본 발명은 순항 영역 17,000ft를 갖는 중형 항공기에 적용되는 것으로 상정하였지만, 이것으로 한정되지는 않으며, 프로펠러를 사용하는 다른 모든 종류의 항공기에 대해 적용될 수 있다.
- [0019] [터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러의 공력 설계]
- [0020] 본 발명자들은 차세대 고속 운송 시스템으로 연구 중인 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러의 구조 설계를 수행하였고, 그 구조 해석을 통해 경량화 및 구조 안전성을 검토하였으며, 이에 따라 스킨-스파-폼 샌드위치 구조의 블레이드를 갖는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러를 개발하기에 이르렀다.
- [0021] 도 1은 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)의 구성을 개략적으로 나타낸 도면이다.
- [0022] 도 1을 참조하면, 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)는 허브(hub)(10)와, 허브(10)의 원주 상에 방사상으로 배치되는 8개의 블레이드(20)를 포함하는 것으로 구성할 수 있다.
- [0023] 8개의 블레이드(20)를 갖는 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)는 6개의 블레이드를 갖는 기존 프로펠러에 비해 공력 소음을 효과적으로 낮출 수 있으며, 추진 효율은 상대적으로 더욱 높일 수 있다. 본 발명자들은 이와 같은 소음 및 추진 효율의 관점에서 여러 단계의 설계 변경을 수행한 결과, 최적의 형상 조건인 8개의 블레이드 형태를 최종 선택한 것이다.
- [0024] 또한, 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)에 적용되는 블레이드(20)의 구조 결정을 위한

공력 설계는 와류이론과 깃 요소 이론으로 설계하였으며, 블레이드(20)의 익근으로부터 75% 지점의 시위(chord) 길이와 블레이드 각(blade angle) 및 피치를 계산하였다. 블레이드(20)의 구조 결정을 위해 적용된 수식은 아래의 식 (1) ~ (5)에 나타낸 바와 같다.

[0025] *시위 길이의 계산*

$$C_r = \frac{4T(r/R)}{B R b \rho V_r^2 C_l} \quad (1)$$

[0027] *블레이드 각의 결정*

$$\beta = \tan^{-1} \frac{V'}{2\pi r N} \quad (2)$$

[0029] *피치의 계산*

$$P = 1.50 \pi R \tan \psi \quad (3)$$

[0031] *단면 추력계수 계산*

$$\frac{dC_T}{dx} = \frac{\pi^3}{4} (1-a')^2 x^3 \sigma C_y \sec^2 \psi \quad (4)$$

[0033] *단면 동력계수 계산*

$$\frac{dC_P}{dx} = \frac{\pi^4}{4} (1-a')^2 x^4 \sigma C_x \sec^2 \psi \quad (5)$$

[0035] 한편, 상술한 수식 (1) ~ (2)에 적용된 변수들을 정의하면 다음과 같다.

- b : number of blade
- C_r : chord length
- r : section blade radius
- R : propeller tip radius
- p : pitch
- β : blade angle
- ρ : air density
- ψ : section pitch angle

[0037] 또한, 상술한 수식 (3) ~ (5)에 적용된 변수들을 정의하면 다음과 같다.

- C_x : torque force coefficient
- C_y : trust force coefficient
- a : axial interference factor
- a' : rotational interference factor
- K : Goldstein momentum loss factor
- F : Prandtl momentum loss factor
- x : nondimensional distance
- σ : air density
- ψ_T : pitch angle at the tip
- λ : speed ratio

[0039] 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)의 공력 설계 결과는 다음의 표 1과 같다.

[0040] [표 1]

Diameter(m)	4.07
Number of Blades	8
Blade root chord(m)	0.347

[0041]

[0042] 즉, 일 실시예에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)는 전체 직경(D)을 4.07m 로 구성하고, 8 개의 블레이드(20)의 각 익근 시위(wing root chord; C)를 0.347m로 구성할 수 있다.

[0043] 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)는 기본적으로 순항 영역이 17,000 피트(ft)인 중형 항공기에 적용되는 것을 예정하여 설계되었으며, 다음의 표 2에 나타낸 설계 요구 조건을 만족한다.

[0044] [표 2]

Rotation speed(RPM)	980
Velocity(m/s)	142
Thrust(kN)	10.36
Power(HP)	2229
Efficiency	0.89

[0045]

[0046] [블레이드(20)의 구조 설계]

[0047] 본 발명자들은 공력 형상을 분석함으로써, 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)에 적용되는 블레이드(20)의 구조 형상으로서 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형태를 채용하였다. 구체적으로, 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)에 적용되는 블레이드(20)는, 해당 블레이드의 외주면이 되는 스킨부(skin portion; 210)와, 스킨부(210)의 하면과 면접하면서 스킨부(210) 중의 일정 영역을 둘러싸는 구조의 스파부(spar portion; 220)와, 스킨부(210)에 의해 형성된 내부 공간을 충전하면서 스파부(220)에 의해 샌드위치된 폼부(foam portion; 230)로 이루어지는 스킨-스파-폼 샌드위치 구조를 가질 수 있다.

[0048] 도 2는 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)에 적용되는 블레이드(20)의 단면을 나타내는 도면이다. 한편, 블레이드(20)와 허브(10)를 연결시키는 블레이드 연결부(110; 도 9 참조)는 고강도 금속재 구조로 구성되어 있으며, 블레이드 연결부(110)에 대해서는 도 9의 관련 부분에서 상세하게 설명하도록 한다.

[0049] 도 2를 참조하면, 본 발명에 따른 터보프롭 항공기용 어드밴스드 프로펠러(1)에 있어서는, 블레이드(20)가 회전체 구조물이기 때문에 블레이드(20)의 내부(공간)에 대해 진동을 흡수해주는 폼(foam; 230)을 적용하고 있다. 일반적으로, 블레이드의 구조 설계를 위하여 블레이드에 작용하는 하중을 분석하면 공력 하중에 의한 전단력과 굽힘 모멘트 및 원심 하중으로 분류할 수 있다. 본 발명자들은 구조 설계 하중을 위해 공력 설계에서 계산된 추력과 토크에 의한 하중을 분석하여 설계 하중을 계산하였다.

[0050] 바람직한 실시예에 따라, 스킨부(210) 및 스파부(220)에 적용되는 복합재로서는 고강도 및 고강성의 특성을 갖는 카본/에폭시 UD 프리프레그(carbon/epoxy UD prepreg)를 고려할 수 있으며, 또한 폼부(230)에 적용되는 재료로서는 PMI(Polymethacrylimide) 경질 발포체를 고려할 수 있다.

[0051] 블레이드(20)를 구성하는 스킨부(210)는 주로 전단하중을 담당하기에 적합한 구조로서 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 적층된 구조로 되어 있고, 스파부(220)는 주로 굽힘 하중을 담당하기에 적합한 구조로서 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 적층된 구조로 되어 있다.

[0052] 특히, 본 발명자들은 대형 풍력터빈 블레이드의 구조 설계에 관한 연구 경험을 바탕으로 주 응력 방향으로 탄소섬유를 적층하는 PS(Principal Stress) 설계를 수행하여 블레이드(20)를 최대한 경량화하였다. 이하, 도 3 및 표 3을 참조하여, 블레이드(20)를 구성하는 스킨부(210)와 스파부(220)의 구조에 대해 상세히 설명하도록 한다.

[0053] 도 3은 스킨-스파-폼 샌드위치 구조를 갖는 블레이드(20)의 구조 설계 형상을 설명하기 위한 도면이고, 다음의

표 3은 스킨부(210)와 스파부(220)를 구성하는 탄소섬유 복합재의 적층 구조를 나타낸 것이다.

[표 3]

Station	Spar flange
Station 1 (Root)	[(±45,0 ₄ ,90) ₁₀]s
Station 2-1	[(±45,0 ₄ ,90) ₆ ,±45,0 ₃]s
Station 2-2	[(±45,0 ₄ ,90) ₄ ,±45]s
Station 3-1	[(±45,0 ₄ ,90) ₃ ,±45,0]s
Station 3-2	[(±45,0 ₄ ,90) ₂ ,±45,0 ₂]s
Station 4-1	[(±45,0 ₄ ,90) ₂]s
Station 4-2	[±45,0 ₄ ,90]s
Station	Skin
Station 1~5-1	[±45 ₂ ,0,90,±45 ₂]s
Station 5-2	[±45 ₂ ,0]s

[0055]

[0056]

먼저, 도 3을 참조하면, 본 발명에서는 날개 뒷전(Trailing edge) 영역을 제외한 블레이드(20)의 전체 영역을 총 9개의 영역, 즉 제 1 영역(station 1) 내지 제 9 영역(station 5-2)으로 구획하여 블레이드(20)의 익근(wing root) 부위는 탄소섬유 복합재의 적층수를 증가시키고, 블레이드(20)의 익단(wing tip) 부위는 탄소섬유 복합재의 적층수를 감소시키는 방법을 통하여 각 영역에 적용된 하중을 담당하는 범위 내에서 경량화하였다.

[0057]

보다 구체적으로, 도 3과 표 3을 함께 참조하면, 표 3의 블레이드(20)의 제 1 영역(station 1) 내지 제 9 영역(station 5-2)은 제 1 영역(station 1)을 제외한 제 2 영역(station 2-1) 내지 제 9 영역(station 5-2)을 블레이드(20)의 길이 방향(Z 방향)으로 균등하게 8개 영역으로 구획한 것이다. 한편, 제 1 영역(station 1)은, 블레이드 연결부(110; 도 9참조)가 삽입될 깊이를 고려하여 나머지 영역들(제 2 영역(station 2-1) 내지 제 9 영역(station 5-2))보다 상기 블레이드 연결부(110)의 삽입 깊이 치수만큼 더 연장되어 있다.

[0058]

상기 표 3으로부터 알 수 있는 바와 같이, 블레이드(20)의 익근(wing root)쪽 제 1 영역(station 1)의 스파부(220)는 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 [(±45, 0₄, 90)₁₀]s 로 적층되는 구조로 구성할 수 있다.

[0059]

계속해서, 블레이드(20)의 제 1 영역(station 1)으로부터 익단(wing tip) 부위쪽으로 이웃하는 제 2 영역(station 2-1)의 스파부(220)는 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 [(±45, 0₄, 90)₆, ±45, 0₃]s 로 적층되는 구조로 구성할 수 있다.

[0060]

계속해서, 블레이드(20)의 제 2 영역(station 2-1)으로부터 익단(wing tip) 부위쪽으로 이웃하는 제 3 영역(station 2-2)의 스파부(220)는 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 [(±45, 0₄, 90)₄, ±45]s 로 적층되는 구조로 구성할 수 있다.

[0061]

계속해서, 블레이드(20)의 제 3 영역(station 2-2)으로부터 익단(wing tip) 부위쪽으로 이웃하는 제 4 영역(station 3-1)의 스파부(220)는 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 [(±45, 0₄, 90)₃, ±45, 0]s 로 적층되는 구조로 구성할 수 있다.

[0062]

계속해서, 블레이드(20)의 제 4 영역(station 3-1)으로부터 익단(wing tip) 부위쪽으로 이웃하는 제 5 영역(station 3-2)의 스파부(220)는 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합

재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_2, \pm 45, 0_2]_s$ 로 적층되는 구조로 구성할 수 있다.

[0063] 계속해서, 블레이드(20)의 제 5 영역(station 3-2)으로부터 익단(wing tip) 부위쪽으로 이웃하는 제 6 영역(station 4-1)의 스파부(220)는 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[(\pm 45, 0_4, 90)_2]_s$ 로 적층되는 구조로 구성할 수 있다.

[0064] 계속해서, 블레이드(20)의 제 6 영역(station 4-1)으로부터 익단(wing tip) 부위쪽으로 이웃하는 제 7 영역(station 4-2)의 스파부(220)는 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45, 0_4, 90]_s$ 로 적층되는 구조로 구성할 수 있다.

[0065] 한편, 블레이드(20)의 제 7 영역(station 4-2)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 8 영역(station 5-1) 및 제 8 영역(station 5-1)으로부터 익단 부위쪽으로 이웃하는 제 9 영역(station 5-2)에는 스파부(220)가 형성되어 있지 않으며, 이에 따라 블레이드(20)를 경량화할 수 있다.

[0066] 또한, 상기 표 3으로부터 알 수 있는 바와 같이, 블레이드(20)의 제 1 영역(station 1) 내지 제 8 영역(station 5-1)의 스킨부(210)는 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45_2, 0, 90, \pm 45_2]_s$ 로 적층되는 구조로 구성할 수 있다.

[0067] 그리고, 블레이드(20)의 제 8 영역(station 5-1)으로부터 익단(wing tip) 부위쪽으로 이웃하는 제 9 영역(station 5-2)의 스킨부(210)는 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45_2, 0]_s$ 로 적층되는 구조로 구성할 수 있다.

[0068] 마지막으로, 블레이드(20)의 날개 뒷전(Trailing edge) 영역에는, 블레이드(20)의 상방(X 방향)에서 봤을 때, 탄소섬유 복합재(예를 들면, 카본/에폭시 UD 프리프레그)가 블레이드(20)의 날개 평면(Y-Z 평면)과 평행하게 배치됨과 아울러 상기 탄소섬유 복합재가 블레이드(20)의 길이 방향 축(Z 방향 축)을 기준으로 $[\pm 45_2, 0]_s$ 로 적층되는 구조로 스킨부(210)가 형성되어 있으며, 그 내부에는 스파부(220)가 형성되어 있지 않다.

[0069] 본 발명에 따라 설계된 블레이드(20)의 중량을 검토한 결과 기존의 유사 블레이드보다 18% 경량화 된 것을 확인할 수 있었다.

[0070] [블레이드(20)의 구조 해석]

[0071] 본 발명자들은 유한 요소 해석 코드인 나스트란(NASTRAN)을 활용하여 블레이드(20)의 구조 안전성을 검토하였다.

[0072] 도 4는 본 발명에 따른 블레이드(20)의 유한 요소 해석을 위한 격자 생성 결과를 나타낸 것이다.

[0073] 블레이드(20)의 구조 해석에 사용된 하중은 공력 해석을 통해 계산된 분포 하중을 블레이드 길이방향으로 각 영역(제 1 영역(station 1) 내지 제 9 영역(station 5-2))에 적용하고, 블레이드(20)의 회전에 의한 원심 하중을 동시에 적용하여 해석을 수행하였다.

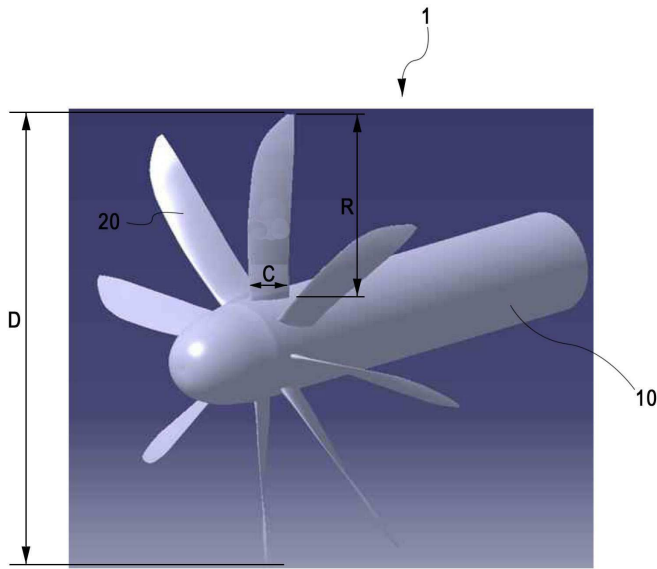
[0074] 도 5는 블레이드(20)의 스킨부(210)의 응력 분포를 보여주고 있으며, 도 6은 블레이드(20)의 스파부(220)의 응력 분포를 보여주고 있다.

[0075] 도 5 및 도 6을 함께 참조하면, 블레이드(20)의 선형 정적 해석 결과, 스킨부(210)의 최대 압축 응력은 84MPa 이며, 인장 응력은 90MPa 로 확인되었다. 또한, 스파부(220)의 압축 응력은 74MPa, 인장 응력은 69MPa로 확인되었다.

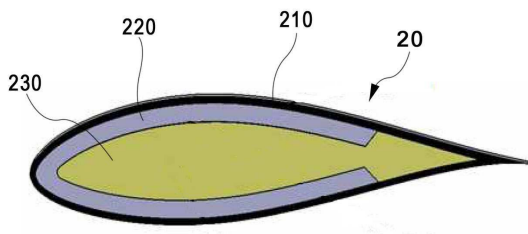
[0076] 그리고, 변형 해석 결과는 42mm로 블레이드(20)의 익단 부위에서 확인되었으며, 전체 응력을 검토한 결과 충분

도면

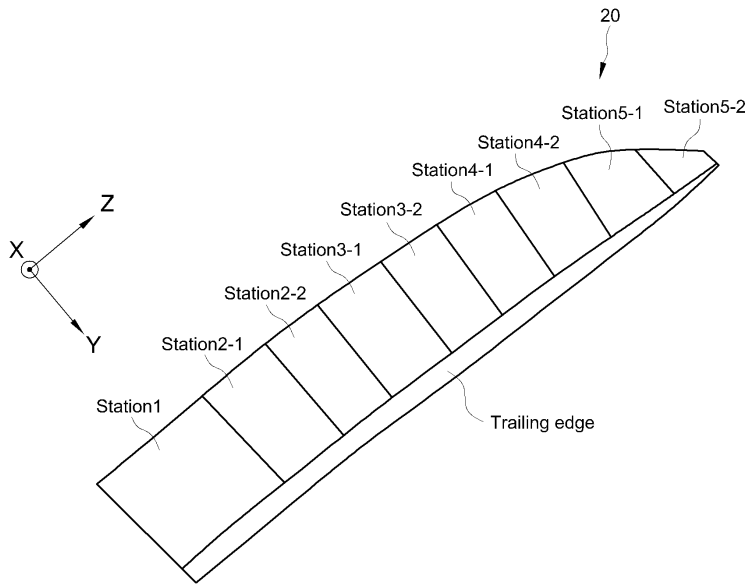
도면1



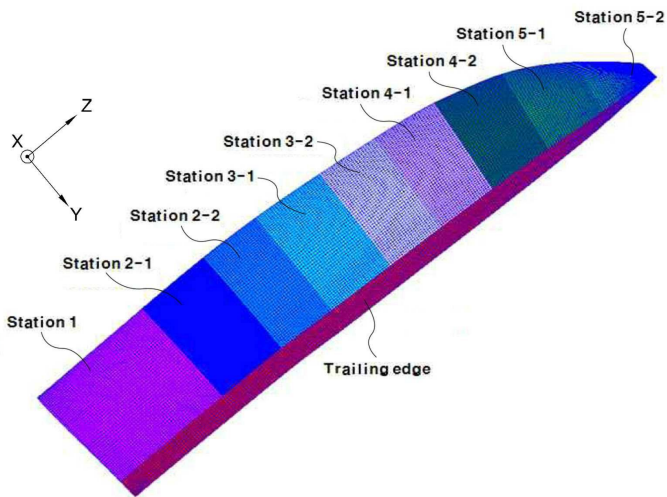
도면2



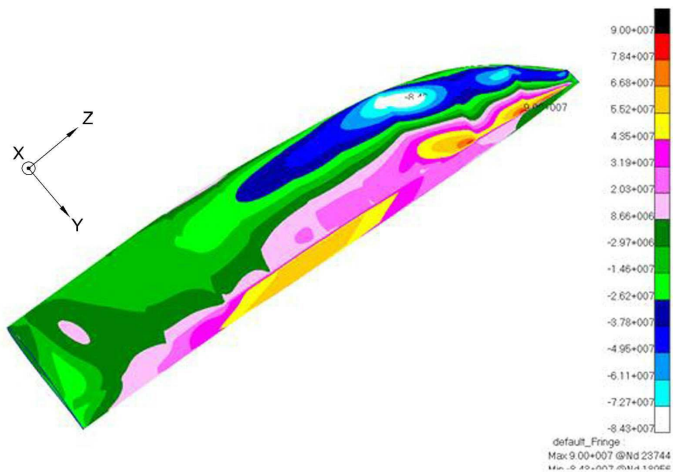
도면3



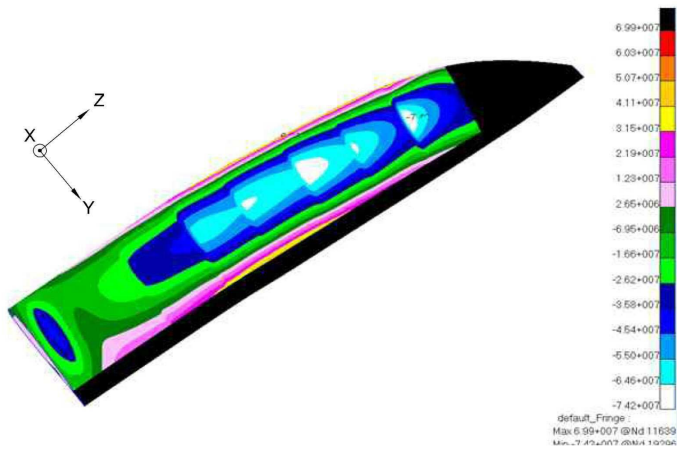
도면4



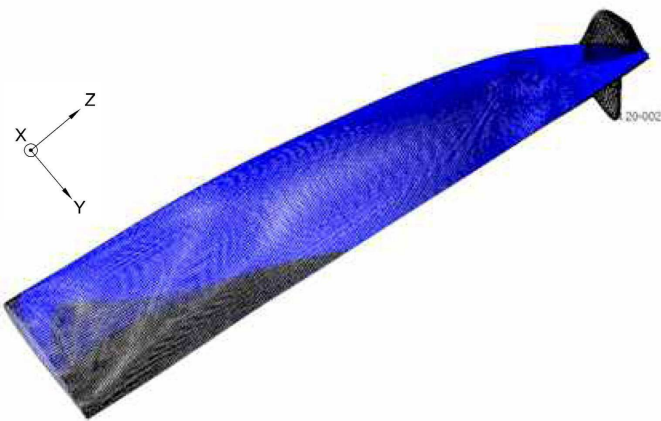
도면5



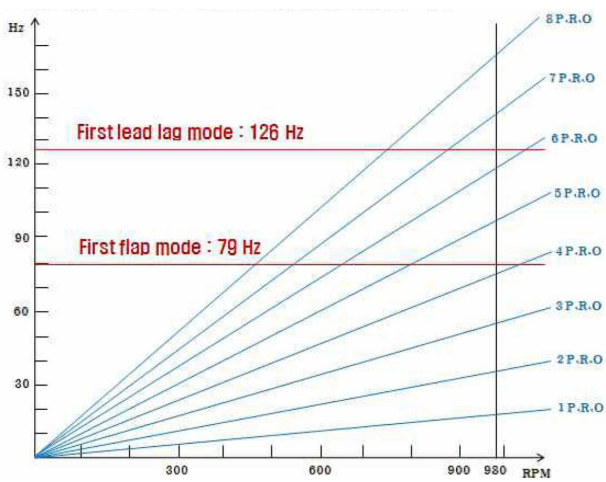
도면6



도면7



도면8



도면9

110

