



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2022-0127402
(43) 공개일자 2022년09월20일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G01M 5/00 (2006.01) G01N 3/00 (2006.01)
(52) CPC특허분류
G01M 5/0016 (2013.01)
G01M 5/0041 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2021-0031246
(22) 출원일자 2021년03월10일
심사청구일자 2021년03월10일

(71) 출원인
엔디티엔지니어링(주)
경상남도 창원시 마산회원구 자유무역4길 11 (봉암동)
창원대학교 산학협력단
경상남도 창원시 의창구 창원대로 20(퇴촌동)
주식회사 율곡
경상남도 창원시 성산구 반월로 38 (양곡동)
(72) 발명자
모용선
부산광역시 금정구 동현로 62-2, 보성빌라 502
남궁담
경상남도 창원시 성산구 외리로34번길 13, 104-302(성주동, 한림 푸르지오)
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
하동엽

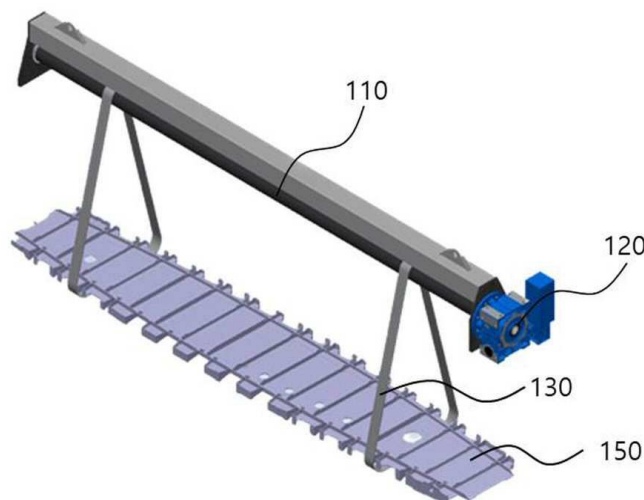
전체 청구항 수 : 총 5 항

(54) 발명의 명칭 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치 및 그 예측방법

(57) 요약

본 발명의 일 실시예에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측 장치는 항공기 날개 부품을 거치하여 검사 및 이송하기 위한 긴 원통상의 샤프트부, 상기 샤프트부의 일측에 연결되어, 상기 샤프트부에 회전력을 전달하는 모터부, 상기 샤프트부의 양측에 각각 설치되어, 상기 원 립부의 양단을 지지하는 슬링 벨트부, 상기 항공기 날개 부품의 중력에 의한 최소 변형이 발생하게 되는 상기 슬링 벨트부의 위치를 예측하는 거치지점 예측부를 포함하는 것을 특징으로 한다.

대표도 - 도1



(52) CPC특허분류

G01N 3/00 (2020.05)

G01N 2203/0075 (2013.01)

(72) 발명자

조영태

경상남도 창원시 성산구 원이대로 449, 104동 100
3호 (반림동 노블파크)

김도혁

경상남도 창원시 의창구 용지로 261번길 9-19 1층

이제민

경상남도 창원시 의창구 사림동 108-107 202호

석범창

경상남도 창원시 성산구 대암로 22, 103동 1106호
(남양동, 우성아파트)

이호구

경상남도 김해시 월산로 112-55, 503-802(부곡동,
월산마을5단지두산위브아파트)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 1425147756

과제번호 S2858698

부처명 중소벤처기업부

과제관리(전문)기관명 (재)경남지역사업평가단

연구사업명 지역특화산업육성+(R&D) - 지역주력산업육성

연구과제명 민수용 항공기 Rib 가공 FMS Line의 CMM 검사 및 출하공정 기술개발

기 여 율 1/1

과제수행기관명 (주)율곡 , 엔디티엔지니어링(주)

연구기간 2020.05.01 ~ 2021.04.30

명세서

청구범위

청구항 1

항공기 날개 부품을 거치하여 검사 및 이송하기 위한 긴 원통상의 샤프트부;

상기 샤프트부의 일측에 연결되어, 상기 샤프트부에 회전력을 전달하는 모터부;

상기 샤프트부의 양측에 각각 설치되어, 상기 워 링 부의 양단을 지지하는 슬링 벨트부;

상기 항공기 날개 부품의 중력에 의한 최소 변형이 발생하게 되는 상기 슬링 벨트부의 위치를 예측하는 거치지점 예측부;

를 포함하는 것을 특징으로 하는 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 거치지점 예측부는,

상기 항공기 날개 부품의 중심에서 가까운 순으로 임의의 거리값을 n 개 추출하고, 추출된 거리에서의 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 각각 산출한 후, 상기 추출된 거리값들 중 첫번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제1좌표로 추출하고, 두번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제2좌표로 추출하며, $n-1$ 번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제3좌표로 추출하고, n 번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제4좌표로 추출하여 제1좌표 및 제2좌표가 이루는 제1방정식, 제3좌표 및 제4좌표가 이루는 제2방정식을 각각 산출하고,

상기 제1방정식 및 제2방정식의 교점에 해당하는 거리값을 변형최소 거리값으로 결정하고, 상기 변형최소 거리값에 해당 하는 지점을 가공품 거치지점으로 예측하는 것을 특징으로 하는 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치.

청구항 3

제2항에 있어서,

상기 거치지점 예측부는,

상기 항공기 날개 부품의 중심에서의 거리를 x 값이라 하고, 기설정된 상기 x 값을 거리순으로 n 개 추출하여, 중심에서의 거리가 가장 가까운 x_1 과 x_2 및 상기 x_1 과 x_2 에 대응하는 각각의 변형량 y_1 및 y_2 가 이루는 2개의 좌표 (x_1, y_1) 및 (x_2, y_2) 를 이용하여 [수학식 1]에 따라 상기 2개의 좌표 (x_1, y_1) 및 (x_2, y_2) 를 지나는 직선방정식인 제1방정식을 산출하고,

중심에서의 거리가 가장 가까운 x_{n-1} 과 x_n 및 상기 x_{n-1} 과 x_n 에 대응하는 각각의 변형량 y_{n-1} 및 y_n 이 이루는 2개의 좌표 (x_{n-1}, y_{n-1}) 및 (x_n, y_n) 을 이용하여 [수학식 1]에 따라 상기 2개의 좌표 (x_{n-1}, y_{n-1}) 및 (x_n, y_n) 을 지나는 직선방정식인 제2방정식을 산출하여,

상기 산출된 제1방정식에 대응하는 직선과 제2방정식에 대응하는 직선의 교점의 x 값을 변형이 최소화되는 x 값으로 산출하는 것을 특징으로 하는 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치.

$$y=mx+b, m=\frac{\Delta y}{\Delta x}$$

여기서, y는 항공기 날개 부품의 변형값, x는 항공기 날개 부품의 중심에서의 거리값, m은 y값의 변화량/x값의 변화량이고, b는 상수를 의미함.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 슬링 벨트부는,

상기 샤프트부의 회전 시 발생하는 마찰력과 회전력에 의해 상기 항공기 날개 부품을 기설정된 각도로 회전시키도록 마련되고,

상기 [수학식 1]에 따라 상기 항공기 날개 부품의 각 기울기마다 산출된 최소 변형이 발생되는 위치에 거치되는 것을 특징으로 하는 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치.

청구항 5

항공기 날개 부품의 중심에서 가까운 순으로 임의의 거리값을 n개 추출하고, 추출된 거리에서의 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 각각 산출하는 단계;

상기 추출된 거리값들 중 첫번째 거리값에 대응하는 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 제1좌표로 추출하는 단계;

두번째 거리값에 대응하는 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 제2좌표로 추출하는 단계;

n-1번째 거리값에 대응하는 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 제3좌표로 추출하는 단계;

n번째 거리값에 대응하는 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 제4좌표로 추출하는 단계;

상기 제1좌표 및 제2좌표가 이루는 제1방정식, 상기 제3좌표 및 제4좌표가 이루는 제2방정식을 각각 산출하는 단계;

상기 제1방정식 및 제2방정식의 교점에 해당하는 거리값을 변형최소 거리값으로 결정하는 단계; 및

상기 변형최소 거리값에 해당 하는 지점을 가공품 거치지점으로 예측하는 단계;를 포함하는 것을 특징으로 하는 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측방법.

발명의 설명

기술 분야

[0001]

본 발명은 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점을 예측하기 위한 장치에 관한 것으로, 보다 상세하게는 대형 항공기용 날개 부품을 검사·출하공정 시 최종 가공품을 지지하여 이송하는 과정에서 발생하는 변형, 응력 등을 예측하여 이를 최소화 할 수 있는 최적의 거치지점을 산출하는 장치 및 그 방법에 관한 것이다.

배경 기술

[0002]

대형 항공기에서 날개 부품인 윙 립(Wing Rib)은 핵심 구조물이다. 항공기의 안전과 직결되는 전체 제품의 공차 정밀도가 요구되는 부품이다. 설계 초기 단계에서 구조물에 작용하는 하중 이력, 재질 물성 및 생산 공정 등의 특징을 고려하여 취약 부위(Critical Location) 및 피로 수명(Fatigue Life)을 예측하기 위해서는 실험적인 접근을 피할 수는 없겠지만 해석적 방법을 통해 해당 제품에 가해지는 변형, 응력 등을 예측하는 수단 역시 매우

중요하다.

- [0003] 종래에 이러한 비선형 부품들을 측정하기 위해서 각각의 부품에 대하여 수동으로 치수 측정을 하거나 또는 각각의 부품에 전용적으로 적용되는 측정치공구를 제작하였다. 이에 따라 치공구의 제작, 보관, 관리에 소요되는 비용이 크고, 치공구를 사용하는 인력 및 시간이 많이 든다는 문제가 있다.
- [0004] 또한, 검사·출하 공정 제품 이송 시 작업자의 중량물 취급으로 인한 안전재해 발생 우려와 수작업에 의한 측정치의 오류를 항상 고려해야 하며, 비효율성으로 생산성 저하 및 생산원가가 상승하는 문제점이 있다.
- [0005] 또한, 검사·출하 공정 제품 이송 시 작업자가 많이 개입되어 부주의 시 제품의 외관 불량 발생하고, 자동화가 아니므로 CMM 측정에 필요한 셋팅 시간이 길어 전 공정에 대한 병목현상 발생하는 문제점이 있다.
- [0006] 따라서, 최종 가공된 완제품의 CMM 측정과 출하 공정에 최적화된 공정 기술을 개발하여 검사·출하공정의 자동화를 통한 제품의 품질향상 및 작업자의 업무효율을 향상시킬 수 있는 공정 시스템의 개선이 절실하게 필요하다.

선행기술문헌

특허문헌

- [0008] (특허문헌 0001) 한국등록특허 제10-1329204호

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0009] 본 발명은 대형 항공기용 날개 부품 검사·출하공정 시 최종 가공품을 지지하여 이송하는 과정에서 발생하는 응력 및 변형 등을 예측하고, 이를 최소화할 수 있는 거치 지점을 산출할 수 있는 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치를 제공하는 데 그 목적이 있다.
- [0010] 또한, 검사출하공정의 자동화를 통한 제품의 품질 향상 및 작업자의 업무효율을 향상시킬 수 있는 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치를 제공하는 데 그 목적이 있다.
- [0011] 본 발명이 해결하고자 하는 과제들은 이상에서 언급한 과제로 제한되지 않으며, 여기에 언급되지 않은 본 발명이 해결하려는 또 다른 과제들은 아래의 기재로부터 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 명확하게 이해될 수 있을 것이다.

과제의 해결 수단

- [0013] 본 발명의 일 실시예에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치는 항공기 날개 부품을 거치하여 검사 및 이송하기 위한 긴 원통상의 샤프트부, 상기 샤프트부의 일측에 연결되어, 상기 샤프트부에 회전력을 전달하는 모터부, 상기 샤프트부의 양측에 각각 설치되어, 상기 웜 립부의 양단을 지지하는 슬링 벨트부, 상기 항공기 날개 부품의 중력에 의한 최소 변형이 발생하게 되는 상기 슬링 벨트부의 위치를 예측하는 거치지점 예측부를 포함하는 것을 특징으로 한다.
- [0014] 본 발명의 일측에 따르면, 상기 거치지점 예측부는, 상기 항공기 날개 부품의 중심에서 가까운 순으로 임의의 거리값을 n 개 추출하고, 추출된 거리에서의 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 각각 산출한 후, 상기 추출된 거리값들 중 첫번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제1좌표로 추출하고, 두번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제2좌표로 추출하며, $n-1$ 번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제3좌표로 추출하고, n 번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제4좌표로 추출하여 제1좌표 및 제2좌표가 이루는 제1방정식, 제3좌표 및 제4좌표가 이루는 제2방정식을 각각 산출하고, 상기 제1방정식 및 제2방정식의 교점에 해당하는 거리값을 변형최소 거리값으로 결정하고, 상기 변형최소 거리값에 해당하는 지점을 가공품 거치지점으로 예측하는 것을 특징으로 한다.

[0015] 본 발명의 일측에 따르면, 상기 거치지점 예측부는, 상기 항공기 날개 부품의 중심에서의 거리를 x 값이라 하고, 기설정된 상기 x 값을 거리순으로 n 개 추출하여, 중심에서의 거리가 가장 가까운 x_1 과 x_2 및 상기 x_1 과 x_2 에 대응하는 각각의 변형량 y_1 및 y_2 가 이루는 2개의 좌표 (x_1, y_1) 및 (x_2, y_2) 를 이용하여 [수학식 1]에 따라 상기 2개의 좌표 (x_1, y_1) 및 (x_2, y_2) 를 지나는 직선방정식인 제1방정식을 산출하고, 중심에서의 거리가 가장 가까운 x_{n-1} 과 x_n 및 상기 x_{n-1} 과 x_n 에 대응하는 각각의 변형량 y_{n-1} 및 y_n 이 이루는 2개의 좌표 (x_{n-1}, y_{n-1}) 및 (x_n, y_n) 을 이용하여 [수학식 1]에 따라 상기 2개의 좌표 (x_{n-1}, y_{n-1}) 및 (x_n, y_n) 을 지나는 직선방정식인 제2방정식을 산출하여, 상기 산출된 제1방정식에 대응하는 직선과 제2방정식에 대응하는 직선의 교점의 x 값을 변형이 최소화되는 x 값으로 산출하는 것을 특징으로 한다.

$$y=mx+b, m=\frac{\Delta y}{\Delta x}$$

[0016]

[0018] 여기서, y 는 항공기 날개 부품의 변형값, x 는 항공기 날개 부품의 중심에서의 거리값, m 은 y 값의 변화량/ x 값의 변화량이고, b 는 상수를 의미함.

[0019] 본 발명의 일측에 따르면, 상기 슬링 벨트부는 상기 샤프트부의 회전 시 발생하는 마찰력과 회전력에 의해 상기 항공기 날개 부품을 기설정된 각도로 회전시키도록 마련되고, 상기 [수학식 1]에 따라 상기 항공기 날개 부품의 각 기울기마다 산출된 최소 변형이 발생하는 위치에 거치되는 것을 특징으로 한다.

[0020] 본 발명의 일 실시예에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측 방법은 항공기 날개 부품의 중심에서 가까운 순으로 임의의 거리값을 n 개 추출하고, 추출된 거리에서의 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 각각 산출하는 단계, 상기 추출된 거리값들 중 첫번째 거리값에 대응하는 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 제1좌표로 추출하는 단계, 두번째 거리값에 대응하는 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 제2좌표로 추출하는 단계, $n-1$ 번째 거리값에 대응하는 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 제3좌표로 추출하는 단계, n 번째 거리값에 대응하는 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 제4좌표로 추출하는 단계, 상기 제1좌표 및 제2좌표가 이루는 제1방정식, 상기 제3좌표 및 제4좌표가 이루는 제2방정식을 각각 산출하는 단계, 상기 제1방정식 및 제2방정식의 교점에 해당하는 거리값을 변형최소 거리값으로 결정하는 단계 및 상기 변형최소 거리값에 해당 하는 지점을 가공품 거치지점으로 예측하는 단계를 포함할 수 있다.

발명의 효과

[0021] 본 발명은 대형 항공기용 날개 부품 검사·출하공정 시 최종 가공품을 지지하여 이송하는 과정에서 발생하는 응력 및 변형 등을 예측하고, 이를 최소화할 수 있는 거치 지점을 산출할 수 있는 효과가 있다.

[0022] 또한, 검사·출하공정의 자동화를 통한 제품의 품질 향상 및 작업자의 업무효율을 향상시킬 수 있는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[0023] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치의 반전시스템 구성도이다.

도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치의 슬링 벨트부의 위치에 따른 링 립부의 수평 모델링 해석을 설명하기 위한 도면이다.

도 3은 본 발명의 일 실시예에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치의 특성 그래프를 설명하기 위한 도면이다.

도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치의 특성 그래프를 통해 최소 변형지점을 도출하는 과정을 설명하기 위한 도면이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0024] 이상과 같은 본 발명에 대한 해결하고자 하는 과제, 과제의 해결 수단, 발명의 효과를 포함한 구체적인 사항들은 다음에 기재할 실시례 및 도면들에 포함되어 있다. 본 발명의 이점 및 특징, 그리고 그것들을 달성하는 방법은 첨부이하에서는 도면을 참조하여 본 발명의 구체적인 실시례를 상세하게 설명한다. 다만, 본 발명의 사상은 제시되는 실시례에 제한되지 아니하고, 본 발명의 사상을 이해하는 당업자는 동일한 사상의 범위 내에서 다른 구성요소를 추가, 변경, 삭제 등을 통하여, 퇴보적인 다른 발명이나 본 발명 사상의 범위 내에 포함되는 다른 실시례를 용이하게 제안할 수 있을 것이나, 이 또한 본원 발명 사상 범위 내에 포함된다고 할 것이다.
- [0026] 또한, 각 실시례의 도면에 나타나는 동일한 사상의 범위 내의 기능이 동일한 구성요소는 동일한 참조부호를 사용하여 설명한다.
- [0028] 도 1은 본 발명의 일 실시례에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치의 반전시스템 구성도이고, 도 2는 본 발명의 일 실시례에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치의 슬링 벨트부의 위치에 따른 워 립부의 수평 모델링 해석을 설명하기 위한 도면이며, 도 3은 본 발명의 일 실시례에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치의 특성 그래프를 설명하기 위한 도면이고, 도 4는 본 발명의 일 실시례에 따른 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치의 특성 그래프를 통해 최소 변형지점을 도출하는 과정을 설명하기 위한 도면이다.
- [0030] 우선, 도 1을 참고하면, 본 발명의 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치는, 샤프트부(110), 모터부(120), 슬링 벨트부(130), 거치지점 예측부(미도시)를 포함할 수 있다.
- [0032] 항공기용 날개 부품(150)(ex. 워 립)의 상하면을 검사측정하기 위해서 상기 항공기용 날개 부품(150)을 회전시켜 주는 반전시스템이 필요하다. 상기 샤프트부(110)는 긴 원통상으로 형성되어, 롤링 타입으로 상기 샤프트부(110)의 하단에 상기 항공기용 날개 부품(150)을 거치할 수 있다.
- [0033] 상기 모터부(120)는, 상기 샤프트부(110)의 일측에 연결되어, 상기 샤프트부(110)에 회전력을 전달하는 역할을 한다.
- [0034] 상기 슬링 벨트부(130)는, 한 쌍으로 상기 샤프트부(110)의 양측에 각각 설치되어, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 양단을 지지하여 상기 항공기용 날개 부품(150)을 들어 이송시키거나 반전시킬 수 있다. 이때, 상기 슬링 벨트부(130)를 롤링(Rolling)시켜 상기 슬링 벨트부(130)와 상기 항공기용 날개 부품(150) 간의 마찰력으로 상기 항공기용 날개 부품(150)을 회전시킬 수 있다.
- [0035] 상기 슬링 벨트부(130)의 위치는 상기 샤프트부(110)의 정격부하로 작용하게 되며, 회전 시 발생하는 마찰력 및 회전력에 의해 상기 항공기용 날개 부품(150)의 변형을 가져올 수 있다.
- [0036] 따라서, 본 발명과 같이 상기 항공기용 날개 부품(150)의 회전에 의한 응력 및 변형 시뮬레이션 모델을 구축하고, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 최소 변형이 발생하게 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 최적의 위치를 산출할 필요가 있다.
- [0037] 상기 거치지점 예측부(미도시)는, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 중력, 응력에 의한 최소 변형이 발생하게 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 위치를 산출할 수 있다.
- [0038] 상기 슬링 벨트부(130)의 거치지점을 예측하기 위해서는 상기 샤프트부(110), 상기 모터부(120), 상기 슬링 벨트부(130), 상기 항공기용 날개 부품(150)을 포함하는 상기 반전시스템의 하중에 의한 모델링 해석이 필요하다. 상기 항공기용 날개 부품(150)의 중량 등을 바탕으로 상기 모터부(120)의 회전수에 따라 상기 항공기용 날개 부품(150)의 응력 및 변형 시뮬레이션 모델을 구축하고, 시뮬레이션 결과에 따라서 최대 변형, 최대 주응력, 최소 안전계수 값을 도출할 수 있다.
- [0039] 상기 반전시스템 자체 하중에 대한 모델링 해석, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 최대 하중을 적용한 모델링

해석, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 기울기(ex. 수평-30° -45° -45° -수직)에 대한 모델링 해석을 각각 진행할 수 있다.

[0040] 일례로, 도 2에 도시된 바와 같이, 상기 슬링 벨트부(130)의 위치에 따른 상기 항공기용 날개 부품(150)의 기울기가 수평일 때의 위치에 해석을 위해 상기 항공기용 날개 부품(150)을 지지해줄 상기 슬링 벨트부(130)를 간략하게 받침 부분만 설계하여 해석을 간략화하고, Fixed Support 조건으로 상기 슬링 벨트부(130)를 고정하여 하중의 집중을 유도하고 최소변형 지점의 해석은 case 1에서 case 7까지 상기 항공기용 날개 부품(150)의 중심에서부터 끝단까지의 거리별로 해석을 진행할 수 있다.

[0041] 상기 항공기용 날개 부품(150)은 자체 하중인 120.25[kg]과 중력을 고려하여 상기 슬링 벨트부(130)에 하중이 인가될 것이며 그에 따른 최대 변형, 최대 주응력, 최소 안전계수 값을 아래에 [표 1]과 같이 도출할 수 있다.

표 1

[0043]

윙 립부 시뮬레이션(수평)				
윙 립부 중심에서의 거리	최대 변형[mm]	최대 주응력[MPa]	최소 안전계수	
Case 1	590[mm]	34.989	47.384	9.8979
Case 2	855[mm]	19.512	32.989	10 이상 안전
Case 3	1120[mm]	15.884	40.761	10 이상 안전
Case 4	1358[mm]	5.5595	22.739	10 이상 안전
Case 5	1670[mm]	10.286	32.958	10 이상 안전
Case 6	1955[mm]	19.878	68.937	10 이상 안전
Case 7	2235[mm]	33.548	66.949	7.0053

[0045] 따라서, 상기 도출된 항공기용 날개 부품(150) 중심에서의 거리, 최대 변형값을 이용하면 상기 슬링 벨트부(130)의 거치지점을 예측할 수 있다.

[0046] 이를 위해, 항공기 날개 부품(150)의 중심에서 가까운 순으로 임의의 거리값을 n개 추출하고, 추출된 거리에서의 상기 항공기 날개 부품의 변형값을 각각 산출한 후, 상기 추출된 거리값들 중 첫번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제1좌표로 추출하고, 두번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제2좌표로 추출하며, n-1번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제3좌표로 추출하고, n번째 거리값에 대응하는 항공기 날개 부품의 변형값을 제4좌표로 추출하여 제1좌표 및 제2좌표가 이루는 제1방정식, 제3좌표 및 제4좌표가 이루는 제2방정식을 각각 산출하여 상기 제1방정식 및 제2방정식의 교점에 해당하는 거리값을 변형최소 거리값으로 결정하고, 상기 변형최소 거리값에 해당 하는 지점을 가공품 거치지점으로 예측할 수 있다.

[0047] 보다 상세하게는, 상기 항공기 날개 부품의 중심에서의 거리를 x값이라 하고, 기설정된 상기 x값을 거리순으로 n 개 추출하여, 중심에서의 거리가 가장 가까운 x_1 과 x_2 및 상기 x_1 과 x_2 에 대응하는 각각의 변형량 y_1 및 y_2 가 이루는 2개의 좌표 (x_1, y_1) 및 (x_2, y_2)를 이용하여 [수학식 1]에 따라 상기 2개의 좌표 (x_1, y_1) 및 (x_2, y_2)를 지나는 직선방정식인 제1방정식을 산출하고, 중심에서의 거리가 가장 가까운 x_{n-1} 과 x_n 및 상기 x_{n-1} 과 x_n 에 대응하는 각각의 변형량 y_{n-1} 및 y_n 이 이루는 2개의 좌표 (x_{n-1}, y_{n-1}) 및 (x_n, y_n)을 이용하여 [수학식 1]에 따라 상기 2개의 좌표 (x_{n-1}, y_{n-1}) 및 (x_n, y_n)을 지나는 직선방정식인 제2방정식을 산출하여, 상기 산출된 제1방정식에 대응하는 직선과 제2방정식에 대응하는 직선의 교점의 x값을 변형이 최소화되는 x값으로 산출할 수 있다.

수학식 1

$$y=mx+b, m=\frac{\Delta y}{\Delta x}$$

[0049]

[0051]

여기서, y는 항공기 날개 부품의 변형값, x는 항공기 날개 부품의 중심에서의 거리값, m은 y값의 변화량/x값의 변화량이고, b는 상수를 의미한다.

[0053]

일례로, 도 3에 도시된 바와 같이, 상기 항공기용 날개 부품(150)이 수평의 위치일 경우에 [표 1]의 윙 립부의 중심에서의 거리값=x, 윙 립부의 변형값=y은 도 3과 같이 좌표 그래프로 표현될 수 있다.

[0054]

즉, 상기 좌표 그래프 상에서는 case 1은 (590,34.989), case 2는 (855,19.512), case 3은 (1120,15.884), case 4는 (1358,5.5595), case 5는 (1670,10.286), case 6은 (1955,19.878), case 7은 (2235,33.548)의 좌표로 표현될 수 있다.

[0055]

그 중 그래프상의 끝점에 해당하는 case 1(중심에서 가장 가까운 x 및 그에 대응하는 최대 변형)에 대응하는 좌표 (590,34.989)와, 상기 case 1과 가장 인접한 상기 case 2의 좌표 (855,19.512)를 이용하여 [수학식 1]에 따라 직선방정식인 제1방정식을 산출할 수 있다.

[0056]

즉, [수학식 1]에 상기 case 1과 case 2의 좌표를 적용하여 제1방정식을 산출하는 과정은 아래와 같다.

[0057]

$$y=mx+b$$

[0058]

$$m=\frac{(y_2-y_1)}{(x_2-x_1)}=\frac{(19.512-34.989)}{(855-590)}=-0.0584$$

[0059]

$$y=-0.0584x+b$$

[0060]

$$34.989=-0.0584 \times 590+b$$

[0061]

$$b=34.989+(0.0584 \times 590)=69.445$$

[0062]

상기와 같이, x값(기울기), b값(y절편)을 산출하고 이를 [수학식 1]에 대입하여 직선방정식인 제1방정식을 산출할 수 있다.

[0063]

$$y=-0.0584x+69.445\text{-----}(1)$$

[0064]

그리고, 그래프상의 다른 끝점에 있는 case 7에 대응하는 좌표 (1955,19.878)과, 상기 case 7과 가장 인접한 상기 case 6의 좌표 (2235,33.548)의 두 좌표를 이용하여 [수학식 1]에 따라 제2방정식을 산출할 수 있다.

[0065]

즉, [수학식 1]에 상기 case 6과 case 7의 좌표를 적용하여 제2방정식을 산출하는 과정은 아래와 같다.

[0066]

$$y=mx+b$$

[0067]

$$m=\frac{(y_2-y_1)}{(x_2-x_1)}=\frac{(33.548-19.878)}{(2235-1955)}=0.0488$$

[0068]

$$y=0.0488x+b$$

[0069]

$$19.878=0.0488 \times 1955+b$$

[0070]

$$b=19.878-(0.0488 \times 1955)=-75.526$$

[0071]

상기와 같이, x값(기울기), b값(y절편)을 산출하고 이를 [수학식 1]에 대입하여 직선방정식인 제2방정식을 산출할 수 있다.

[0072]

$$y=0.0488x-75.526\text{-----}(2)$$

[0073]

이 때, 도 4와 같이 상기 제1방정식과 상기 제2방정식에 대응하는 두 직선(413, 423)의 교점(430)을 산출하고, 상기 교점의 x값(1352.34)이 상기 항공기용 날개 부품(150)의 변형이 최소화 되는 지점이므로, 상기 지점에 상기 슬링 벨트부(130)를 거치하도록 결정할 수 있다.

[0074]

$$-0.0584x+69.445=0.0488x-75.526$$

[0075]

$$x=1352.34$$

[0076]

따라서, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 변형이 최소화 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 위치는 상기 항공기용 날개 부품(150)의 중심에서부터 1352.34mm로 예측될 수 있다.

[0078]

상기 슬링 벨트부(130)는 상기 샤프트부(110)의 회전 시 발생하는 마찰력과 회전력에 의해 상기 항공기용 날개 부품(150)을 기설정된 각도로 회전시킬 수 있다. 상기 항공기용 날개 부품(150)의 각 기울기마다 최소 변형이 발생하는 위치를 상기 [수학식 1]에 따라 산출하여 상기 슬링 벨트부(130)의 최적의 위치를 예측할 수 있다.

[0080]

<실시례 2>

[0081]

상기 항공기용 날개 부품(150)이 수평 위치에서 30° 기울기로 회전할 경우의 최소 변형이 일어나는 지점도 아래와 같이 해석할 수 있다.

표 2

[0083]

윙 립부 시뮬레이션(30° 기울기)				
윙 립부 중심에서의 거리	최대 변형[mm]	최대 주응력[MPa]	최소 안전계수	
Case 1	590[mm]	51.171	78.339	5.987
Case 2	855[mm]	28.199	55.344	7.337
Case 3	1120[mm]	13.577	35.339	10.263
Case 4	1358[mm]	4.781	20.338	15
Case 5	1670[mm]	8.768	29.683	12.32
Case 6	1955[mm]	16.898	44.301	8.113
Case 7	2235[mm]	28.807	58.512	8.016

[0085]

상기 항공기용 날개 부품(150)의 자체 하중인 120.25[kg]과 중력을 고려하여 상기 슬링 벨트부(130)에 하중이 인가되며, 그에 따른 최대 변형, 최대 주응력, 최소 안전계수 값을 [표 2]와 같이 도출할 수 있다.

[0086]

case 1과 case 2의 좌표를 지나는 직선을 [수학식 1]에 따라 아래와 같이 표현하면,

[0087]

$$m=\frac{(y_2-y_1)}{(x_2-x_1)}=\frac{(28.199-51.171)}{(855-590)}=-0.08669$$

[0088]

$$y=-0.08669x+102.3181\text{-----}(1)$$

[0089] case 6과 case 7의 좌표를 지나는 직선을 [수학식 1]에 따라 아래와 같이 표현하면,

$$m = \frac{(y_2 - y_1)}{(x_2 - x_1)} = \frac{(28.807 - 16.898)}{(2235 - 1955)} = 0.04253$$

$$y = 0.04253x - 66.24815 \text{-----}(2)$$

[0092] 마찬가지로 두 방정식을 이용하여 교점을 구하면 변형량이 최소가 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 거치지점을 예측할 수 있다.

$$-0.08669x + 102.3181 = 0.04253x - 66.24815$$

$$x = 1304.49$$

[0095] 따라서, 상기 항공기용 날개 부품(150)이 수평 위치에서 30° 기울기로 회전할 경우, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 변형이 최소화 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 위치는 상기 항공기용 날개 부품(150)의 중심에서부터 1304.49mm로 예측될 수 있다.

[0097] <실시례 3>

[0098] 상기 항공기용 날개 부품(150)이 수평 위치에서 45° 기울기로 회전할 경우의 최소 변형이 일어나는 지점도 아래와 같이 해석할 수 있다.

표 3

윙 립부 시뮬레이션(45° 기울기)				
윙 립부 중심에서의 거리	최대 변형[mm]	최대 주응력[MPa]	최소 안전계수	
Case 1	590[mm]	41.783	68.827	7.284
Case 2	855[mm]	23.027	45.114	8.889
Case 3	1120[mm]	11.088	29.096	12.364
Case 4	1358[mm]	3.906	16.847	15
Case 5	1670[mm]	7.161	24.487	15
Case 6	1955[mm]	13.799	36.138	10.026
Case 7	2235[mm]	23.523	47.675	9.837

[0102] 상기 항공기용 날개 부품(150)의 자체 하중인 120.25[kg]과 중력을 고려하여 상기 슬링 벨트부(130)에 하중이 인가되며, 그에 따른 최대 변형, 최대 주응력, 최소 안전계수 값을 [표 3]과 같이 도출할 수 있다.

[0103] case 1과 case 2의 좌표를 지나는 직선을 [수학식 1]에 따라 아래와 같이 표현하면,

$$m = \frac{(y_2 - y_1)}{(x_2 - x_1)} = \frac{(23.027 - 41.783)}{(855 - 590)} = -0.07078$$

$$y = -0.07078x + 83.5432 \text{-----}(1)$$

[0106] case 6과 case 7의 좌표를 지나는 직선을 [수학식 1]에 따라 아래와 같이 표현하면,

$$m = \frac{(y_2 - y_1)}{(x_2 - x_1)} = \frac{(23.523 - 13.799)}{(2235 - 1955)} = 0.03473$$

$$y = 0.03473x - 54.09815 \text{-----}(2)$$

[0109] 마찬가지로 두 방정식을 이용하여 교점을 구하면 변형량이 최소가 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 거치지점을 예측할 수 있다.

[0110] $-0.07078x+83.5432=0.03473x-54.09815$

[0111] $x=1304.53$

[0112] 따라서, 상기 항공기용 날개 부품(150)이 수평 위치에서 45° 기울기로 회전할 경우, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 변형이 최소화 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 위치는 상기 항공기용 날개 부품(150)의 중심에서부터 1304.53mm로 예측될 수 있다.

[0114] <실시례 4>

[0115] 상기 항공기용 날개 부품(150)이 수평 위치에서 60° 기울기로 회전할 경우의 최소 변형이 일어나는 지점도 아래와 같이 해석할 수 있다.

표 4

[0117]

윙 립부 시뮬레이션(60° 기울기)				
윙 립부 중심에서의 거리	최대 변형[mm]	최대 주응력[MPa]	최소 안전계수	
Case 1	590[mm]	29.546	44.965	10.149
Case 2	855[mm]	16.285	31.81	12.338
Case 3	1120[mm]	7.844	20.869	15
Case 4	1358[mm]	2.765	12.209	15
Case 5	1670[mm]	5.067	17.622	15
Case 6	1955[mm]	9.760	25.512	14.403
Case 7	2235[mm]	16.636	33.594	13.961

[0119] 상기 항공기용 날개 부품(150)의 자체 하중인 120.25[kg]과 중력을 고려하여 상기 슬링 벨트부(130)에 하중이 인가되며, 그에 따른 최대 변형, 최대 주응력, 최소 안전계수 값을 [표 4]와 같이 도출할 수 있다.

[0120] case 1과 case 2의 좌표를 지나는 직선을 [수학식 1]에 따라 아래와 같이 표현하면,

[0121]
$$m = \frac{(y_2 - y_1)}{(x_2 - x_1)} = \frac{(16.285 - 29.546)}{(855 - 590)} = -0.05004$$

[0122] $y = -0.05004x + 59.0696 \text{-----}(1)$

[0123] case 6과 case 7의 좌표를 지나는 직선을 [수학식 1]에 따라 아래와 같이 표현하면,

[0124]
$$m = \frac{(y_2 - y_1)}{(x_2 - x_1)} = \frac{(16.636 - 9.760)}{(2235 - 1955)} = 0.02456$$

[0125] $y = 0.02456x - 38.2548 \text{-----}(2)$

[0126] 두 방정식을 이용하여 교점을 구하면 변형량이 최소가 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 거치지점을 예측할 수 있다.

[0127] $-0.05004x + 59.0696 = 0.02456x - 38.2548$

[0128] $x = 1304.62$

[0129] 따라서, 상기 항공기용 날개 부품(150)이 수평 위치에서 60° 기울기로 회전할 경우, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 변형이 최소화 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 위치는 상기 항공기용 날개 부품(150)의 중심에서부터 1304.62mm로 예측될 수 있다.

[0131] <실시례 5>

[0132] 한편, 상기 항공기용 날개 부품(150)이 수평 위치에서 수직 위치로 회전할 경우의 최소 변형이 일어나는 지점도 아래와 같이 해석할 수 있다.

표 5

윙 립부 시뮬레이션(수직)				
윙 립부 중심에서의 거리		최대 변형[mm]	최대 주응력[MPa]	최소 안전계수
Case 1	590[mm]	0.0147	2.2607	10 이상 안전
Case 2	855[mm]	0.0102	2.2602	10 이상 안전
Case 3	1120[mm]	0.0070	1.6686	10 이상 안전
Case 4	1358[mm]	0.0055	1.2983	10 이상 안전
Case 5	1670[mm]	0.0062	1.8008	10 이상 안전
Case 6	1955[mm]	0.0090	2.2737	10 이상 안전
Case 7	2235[mm]	0.0184	1.9919	10 이상 안전

[0136] 상기 항공기용 날개 부품(150)의 자체 하중인 120.25[kg]과 중력을 고려하여 상기 슬링 벨트부(130)에 하중이 인가되며, 그에 따른 최대 변형, 최대 주응력, 최소 안전계수 값을 [표 5]와 같이 도출할 수 있다.

[0137] case 1과 case 2의 좌표를 지나는 직선을 [수학식 1]에 따라 아래와 같이 표현하면,

$$m = \frac{(y_2 - y_1)}{(x_2 - x_1)} = \frac{(0.0102 - 0.0147)}{(855 - 590)} = -0.0000169811$$

$$y = -0.0000169811x + 0.0247 \text{-----}(1)$$

[0140] case 6과 case 7의 좌표를 지나는 직선을 [수학식 1]에 따라 아래와 같이 표현하면,

$$m = \frac{(y_2 - y_1)}{(x_2 - x_1)} = \frac{(0.0184 - 0.0090)}{(2235 - 1955)} = 0.0000335714$$

$$y = 0.0000335714x - 0.0566 \text{-----}(2)$$

[0143] 두 방정식을 이용하여 교점을 구하여 상기 슬링 벨트부(130)의 거치지점을 예측할 수 있다.

$$-0.0000169811x + 0.0247 = 0.0000335714x - 0.0566$$

$$x = 1608.23$$

[0146] 따라서, 상기 항공기용 날개 부품(150)이 수평 위치에서 수직 위치로 회전할 경우, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 변형이 최소화 되는 상기 슬링 벨트부(130)의 위치는 상기 항공기용 날개 부품(150)의 중심에서부터 1608.23mm로 예측될 수 있다.

[0148] 상기와 같은 본 발명의 실시례에 따른, 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측장치는 [수학식 1]을 이용하여 상기 항공기용 날개 부품(150)의 변형이 최소화 되는 상기 슬링 벨트

부(130)의 거치지점을 예측하여 최적의 위치에 상기 항공기용 날개 부품(150)을 거치하여 이송할 수 있다.

[0149] 따라서, 상기 항공기용 날개 부품(150)의 회전, CMM 측정, 품질검사, 제품 출하까지 검사·출하 공정 전체 프로세스에 포함되는 유용한 시스템으로 작업자의 업무효율 및 생산성을 향상시킬 수 있다.

[0150] 또한 본 발명의 일실시례에 따른, 대형 항공기용 날개 부품 검사 및 출하공정 이송 시 최종 가공품 거치지점 예측 방법은 다양한 컴퓨터로 구현되는 동작을 수행하기 위한 프로그램 명령을 포함하는 컴퓨터 판독 가능 매체에 기록될 수 있다. 상기 컴퓨터 판독 가능 매체는 프로그램 명령, 데이터 파일, 데이터 구조 등을 단독으로 또는 조합하여 포함할 수 있다. 상기 매체는 프로그램 명령은 본 발명을 위하여 특별히 설계되고 구성된 것들이거나 컴퓨터 소프트웨어 당업자에게 공지되어 사용 가능한 것일 수도 있다. 컴퓨터 판독 가능 기록 매체의 예에는 하드 디스크, 플로피 디스크 및 자기 테이프와 같은 자기 매체(magnetic media), CD-ROM, DVD와 같은 광 기록 매체(optical media), 플롭티컬 디스크(floptical disk)와 같은 자기-광 매체(magneto-optical media), 및 롬(ROM), 램(RAM), 플래시 메모리 등과 같은 프로그램 명령을 저장하고 수행하도록 특별히 구성된 하드웨어 장치가 포함된다. 프로그램 명령의 예에는 컴파일러에 의해 만들어지는 것과 같은 기계어 코드뿐만 아니라 인터프리터 등을 사용해서 컴퓨터에 의해서 실행될 수 있는 고급 언어 코드를 포함한다.

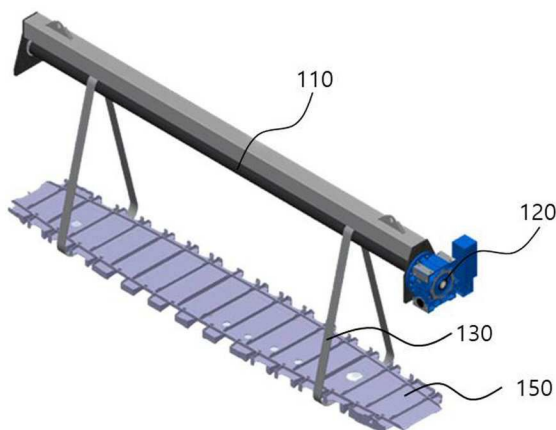
[0151] 이상과 같이 본 발명의 일실시례는 비록 한정된 실시례와 도면에 의해 설명되었으나, 본 발명의 일실시례는 상기 설명된 실시례에 한정되는 것은 아니며, 이는 본 발명이 속하는 분야에서 통상의 지식을 가진 자라면 이러한 기재로부터 다양한 수정 및 변형이 가능하다. 따라서 본 발명의 일실시례는 아래에 기재된 특허청구범위에 의해서만 파악되어야 하고, 이의 균등 또는 등가적 변형 모두는 본 발명 사상의 범주에 속한다고 할 것이다.

부호의 설명

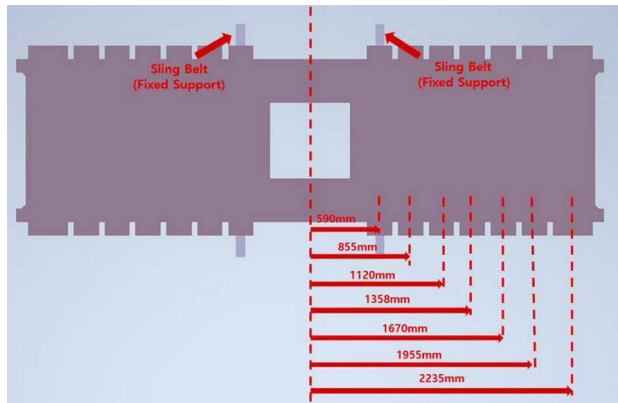
- [0153]
- 110 : 샤프트부
 - 120 : 모터부
 - 130 : 슬링 벨트부
 - 140 : 거치지점 예측부
 - 150 : 항공기용 날개 부품

도면

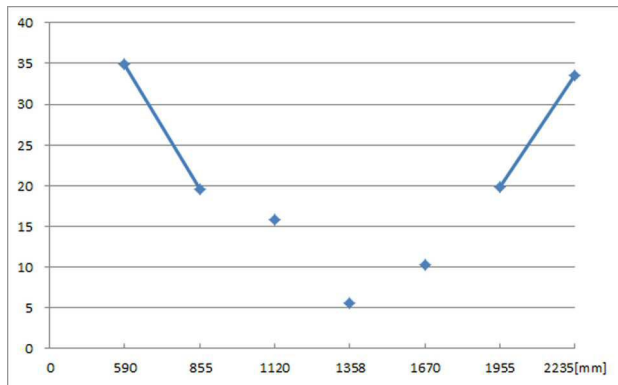
도면1



도면2



도면3



도면4

