



인간동력항공기의 불임각 변화에 따른 날개 끝단 굽힘변위 최소화 연구

이창배¹, 임병욱², 주현식³, 신상준⁴

Minimization of the Bending Deflection of the Human-powered Aircraft Wing Induced by Change of an Incidence Angle

Chang-Bae Lee¹, Byeong-Uk Im², Hyun-Shik Joo³ and Sang-Joon Shin⁴

Seoul National University

ABSTRACT

Human-powered aircraft has wings with a shape of high aspect ratio which results in large bending displacement. This paper aims to improve the structural limitation by changing an incidence angle of the wings. The tendency change of bending displacement at the wing tip is observed assuming that airfoil and cross-sectional shape of the wing is fixed, and amount of the total lift generated is satisfied. Quasi-steady lift, drag and the aerodynamic moment are distributed with regard to sections of the wing. Those are analyzed using a numerical nonlinear lifting-line method and 'geometrically exact beam' (GEB) program in EDISON. 'Variational Asymptotic Beam Sectional Analysis' (VABS) program is used to check if the present wing is structurally solid. Furthermore, the predicted tip deflections are verified by comparing with DYMORE.

초 록

인간동력항공기의 날개는 고세장비의 형상을 가지고 있어 큰 굽힘변위가 발생한다. 본 논문에서는 고세장비 형상의 날개가 가지는 구조적인 한계를 불임각을 변경함으로써 개선하고자 하였다. 날개의 익형 및 단면형상을 고정시킨 후 동일 수준의 양력 발생을 만족시킨다는 전제하에 불임각의 변경에 따른 날개 끝단의 굽힘변위 변화 경향을 관측하였다. 이를 위해 유한날개의 양력, 항력, 모멘트 하중을 날개의 각 섹션에 분포시켰다. 그리고 EDISON의 "geometrically exact beam (GEB)" 프로그램과 "Variational Asymptotic Beam Sectional Analysis (VABS)" 단면해석 프로그램을 사용하여 변경된 설계안의 구조 안전도를 평가하였다. 또한, 다물체 동역학 해석 프로그램 DYMORE를 이용하여 본 논문에서 예측한 날개의 끝단 변위 예측값을 비교 검증하였다.

Key Words : Wing Design(날개 설계), Incidence Angle(불임각), Bending Displacement(굽힘변위), EDISON(첨단 사이언스 교육 허브 개발 사업)

† Received : August 13, 2018 Revised : December 24, 2018 Accepted : January 29, 2019

¹ Graduate Student, ² Graduate Student, ³ Graduate Student, ⁴ Professor

⁴ Corresponding author, E-mail : ssjoon@snu.ac.kr

I. 서 론

인간은 전기적인 동력없이 하늘을 비행하기 위한 노력을 해왔으며 이는 최근 인간동력항공기의 개발로 이어졌다. 인간동력항공기란 인간의 페달링(pedaling)을 통해 프로펠러를 가속시켜 얻는 추력만으로 비행이 가능한 항공기를 뜻한다. 인간동력항공기는 일반적인 항공기와는 달리 무게 저감을 위하여 날개를 제어할 수 있는 장치가 추가되지 않는다. 따라서 익형에 의한 공력 특성과 단면 형상에 의한 구조 특성이 모두 일정하게 되고, 초기 설계단계에서 이들을 염두에 두고 설계하는 것이 매우 중요하다. 또한, 인간동력항공기는 페달링을 통해 동력을 얻기 때문에 순항속도가 낮으며, 이때 충분한 양력을 얻기 위해서는 고세장비(high aspect ratio)의 형상을 가진다. 따라서 날개의 중량 저감과 구조적으로 안전함이 동시에 필요하게 된다.

하지만 Fig. 1과 같이 고세장비 날개를 지닌 인간동력항공기는 비행 시 날개에 단면 대비 큰 양력이 발생하여 큰 변형이 발생한다. 일반적으로 구조적인 강성을 증가시켜 날개 끝단의 굽힘변위를 최소화하는 방법이 있으나, 이는 날개의 무게도 같이 증가하는 단점이 있다. 따라서 무게 저감이 가장 중요한 인간동력항공기 설계에 있어 이와 같은 방법은 적용하는 데에 한계를 가진다.

본 논문에서는 동일 수준의 양력을 만족한다는 전제하에 단면 형상 및 익형을 고정한 후 날개 길이 방향으로의 불임각만을 변경함으로써 끝단의 굽힘변위를 최소화하고자 한다.

미국 메사추세츠 공과대학(MIT)에서 설계한 인간동력항공기, DAEDALUS는 1987년에 비행에 성공하였다[1]. 그리고 2000년대에 들어서 최근 국내 한국항공우주연구원 및 우수한 대학에서 많이 시도되었으며 2013년도에는 한국항공우주연구원의 주최로 10개 팀이 참가하여 인간동력항공기 경진대회가 개최되었다[2]. 하지만 불임각의 변화를 통한 구조 안정은 시도되지 않았다.

일반 항공기에서는 Fig. 2와 같이 기존에 F-18 항공기에서 스팬방향으로 불임각 변경이 적용된 예가



Fig. 1. Human Powered Aircraft Competition



Fig. 2. Change of Incidence Angle on F-18

있으며, Philips에 의해 불임각과 날개의 형상을 변화시켜 항공기의 공력 특성 및 안정성을 개선한 사례가 있다[3]. 본 논문에서는 인간동력항공기의 고세장비 날개에 불임각을 변화시켜 날개의 구조적인 측면에서 얻는 이점에 대해 다루고자 한다.

2장에서는 본 연구에서 접근한 방법과 이에 대한 수학적 수식을 간략히 설명한다. 또한, 불임각의 변화에 따른 끝단 변위의 그래프와 불임각에 따른 경향성 그래프를 나타내었으며, VABS 단면해석을 통해 고세장비 날개의 불임각을 변화하여도 구조적으로 안전하다는 것을 확인하였다. 끝으로 3장에서는 DYMORE와 결과를 비교하고, 향후 연구방향에 대해 기술하고자 한다.

1.1 인력항공기 설계안

1.1.1 주의 설계안

본 연구는 2013년도 서울대학교에서 제작한 인간동력항공기인 '이카루스'를 대상으로 선정하였다[4]. 본 기체는 주 익형으로 SG6043을 선정하였고, 양력이 1,024N이 발생하도록 설계되었다. 따라서 필요 양력계수보다 크고 선택한 익형이 최대 양항비를 갖는 3.5°로 일정한 받음각과 평균 순항속도 9m/s를 기준으로 설계되었다. 이외 주의의 상세정보는 Table 1과 Fig. 3에 상세히 기술되어 있다. 또한, 패널 기법을 기반으로 한 공력해석 프로그램 XFOIL을 사용하여 순항속도가 9m/s일 때 익형 SG6043의 불임각에 따

Table 1. Properties of the Wing

Property	Value (SI)
Airfoil	SG6043
Span	22 m
Area	19.23 m ²
AR	25.6
Mean chord	0.815 m
Root chord	1 m

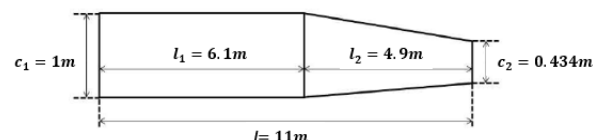


Fig. 3. Design of the Main Wing

른 양력계수, 항력계수 및 모멘트 계수를 Figs. 4, 5, 6에 나타내었다. 이때 설계안에서의 붙임각 3.5°일 때는 양력계수, 항력계수, 모멘트계수가 각각 1.1322, 0.00784, -0.1725 임을 알 수 있다.

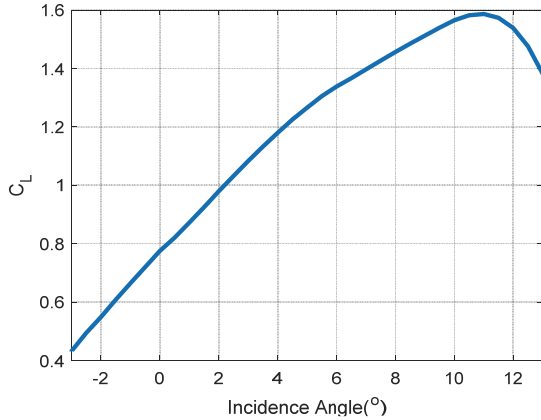


Fig. 4. Coefficient of the Lift with respect to Incidence Angle

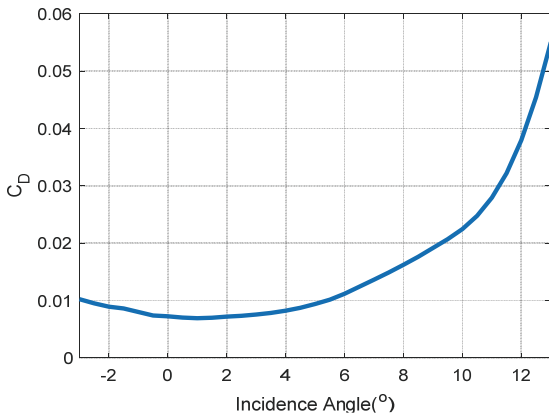


Fig. 5. Coefficient of the Drag with respect to Incidence Angle

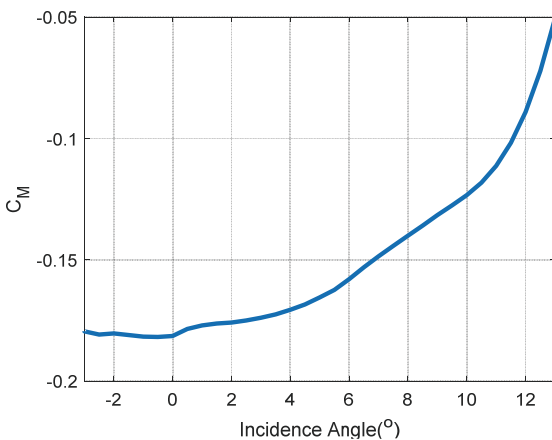


Fig. 6. Coefficient of the Moment with respect to Incidence Angle



Fig. 7. Design of the Spar

Table 2. Layup Pattern of the Spar

General/Part	Length[m] (from root)	Material	Thickness [mm]	Angle (°)
General	11	Fabric	0.23	45
General	11	UD	0.255	0
General	11	UD	0.255	0
Part	4.5	UD	0.255	0
Part	4.5	UD	0.255	0
Part	4.5	UD	0.255	0
Part	2.7	UD	0.255	0
Part	2.7	UD	0.255	0
Part	2.7	UD	0.255	0
Part	1.5	UD	0.255	0
Part	1.5	UD	0.255	0
Part	1.5	UD	0.255	0
Part	1.5	UD	0.255	0
Part	4.2~5.4	Fabric	0.23	90

1.1.2 스파 설계안

스파는 Table 2와 같이 카본 UD와 카본 Fabric으로 적층되었으며, root의 파손을 피하기 위해 root부터 끝단까지 적층 두께가 줄어드는 설계안을 택하였다. 또한, 스파의 형상은 Fig. 7과 같이 원통형을 택하였으며, root부터 끝단까지 일정하게 지름이 줄어드는 형상으로 설계하였다.

II. 본 론

2.1 외팔보 및 날개에서의 하중분포에 따른 변형

2.1.1 외팔보 하중분포에 따른 변위 변화

항공기의 날개는 외팔보로 묘사할 수 있다. Fig. 8과 9와 같이 하중을 받는 외팔보에서 모멘트는 Eq. (1)로 나타낼 수 있으며, 이를 이중적분하여 보의 굽힘변위를 구할 수 있다.

Figure 8과 같이 동일한 하중이 가해지는 외팔보의 굽힘변위는 Eq. (2)로 나타낼 수 있다. 그리고 최대

처짐량인 끝단의 변위는 Eq. (3)으로 나타낼 수 있다.

$$M(x) = EI \frac{d^2 w}{dx^2} \quad w(0) = 0, \theta(0) = 0 \quad (1)$$

$$w = \frac{px^2}{24EI} (6L^2 - 4Lx + x^2) \quad (2)$$

$$w_{\max} = \frac{pL^4}{8EI} \quad (3)$$

또한, Fig. 9와 같이 외팔보의 root에서부터 끝단까지 일정하게 줄어드는 하중이 가해지는 외팔보에서는 보의 굽힘변위를 Eq. (8)로 나타낼 수 있다. 이때 끝단 변위는 Eq. (5)로 나타낼 수 있다.

$$w = \frac{2px^2}{120EI} (10L^3 - 10xL^2 + 5x^2L - x^3) \quad (4)$$

$$w_{\max} = \frac{pL^4}{15EI} \quad (5)$$

여기에서 각 변수는 w : 보의 처짐량, p : 분포 하중, L : 보의 길이, E : 영률, I : 관성모멘트를 나타낸다. Fig. 8과 9에서 보에 작용하는 총 하중은 동일하지만, 보의 굽힘변위는 감소함을 볼 수 있다.

2.1.2 날개에서의 외팔보 문제 적용

본 논문에서는 2.1.1에서 제시된 이론을 항공기의 날개에 적용하였다. 무한한 날개라고 가정하여 날개 끝단에서의 양력 손실을 무시할 경우 일정한 불임각

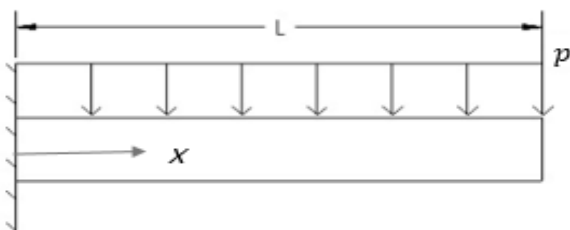


Fig. 8. Cantilever Beam with a Uniform Distributed Load

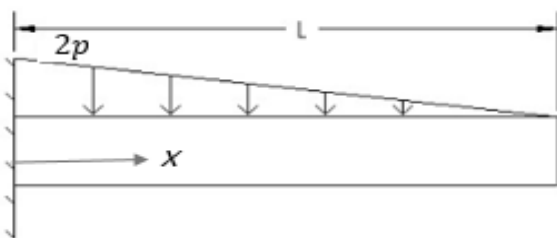


Fig. 9. Cantilever Beam with a Uniformly Varying Load

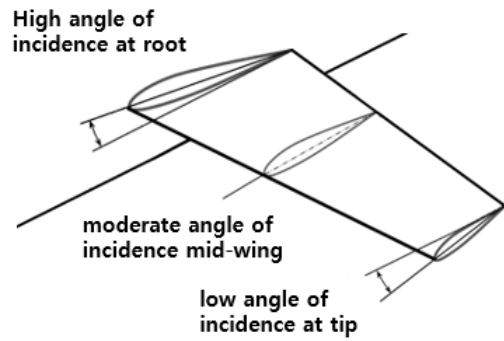


Fig. 10. Change of Incidence Angle Applied on the Wing

을 가지는 날개는 날개의 길이 방향으로 일정한 양력분포를 가지게 된다. 하지만 Fig. 10과 같이 root로부터 끝단 변위까지 불임각을 일정하게 감소시킬 경우 단면 형상의 변화 없이 날개에 작용하는 스팬 방향의 양력분포를 바꿀 수 있다. 즉, Fig. 9와 같이 날개에 작용하는 총 양력을 만족시키면서 전체 날개의 굽힘 및 끝단의 변위를 감소시킬 수 있다.

위 문단에서는 무한한 날개라고 가정하여 외팔보 이론을 적용하였다. 하지만 이는 날개 끝단에서의 양력 손실을 고려하지 않은 것으로 실제 유한날개에서는 다른 결과를 보일 수 있다. 따라서 2.2에서 유한날개의 양력을 모사하여 전체 날개의 굽힘 및 끝단 변위를 구하였다.

2.2 날개 끝단 변위 해석절차

2.2.1 문제 접근 방법

3차원의 형상을 지닌 인간동력항공기 날개는 Fig. 11과 같이 Berdichevskii에 의해 제안된 1차원 보 각 질점에 2차원의 단면 형상의 물성을 지닌 유한요소 모델로 분리하여 비교적 신속한 계산을 통해 예측할 수 있다[5].

날개의 끝단 변위 해석에서 모든 형상을 고려하여 질량과 강성을 구하는 것은 복잡할 뿐만 아니라 비

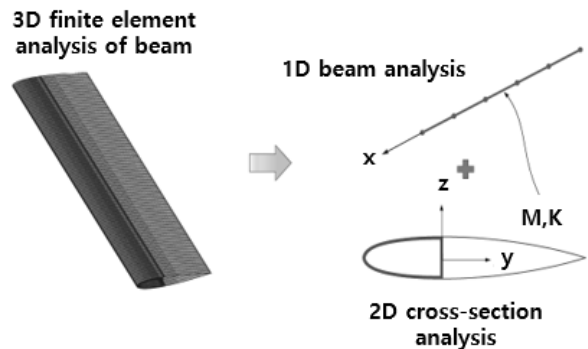


Fig. 11. 3D Structure Separated to 1D and 2D Nodes for Computational Efficiency

효율적이다. 인간동력항공기의 날개는 보통 주 스파와 보조 스파, 리브, 스킨 등으로 구성되지만, 주 스파 외의 질량과 강성은 주 스파에 비해 무시할 만큼 작으므로 끝단 변위를 구함에 있어서 제외하였다. 따라서 본 논문에서는 1.1.2의 스파 설계안인 주 스파만을 고려하였다. 그리고 Fig. 7의 주 스파에 Table 2와 같이 적층을 시킨 후에 VABS를 이용하여 스파를 110개의 section으로 나누어 총 111개의 질량행렬과 강성행렬을 도출하였다[6].

고정의 날개의 양력은 순항속도와 이에 따른 양력계수, 단면적 등이 작용한다. 무한한 날개라고 가정하여 날개 끝단에서의 양력 손실을 무시할 경우 아래와 같은 식으로 양력 (L)을 나타낼 수 있다.

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \tag{6}$$

마찬가지로 항력 (D)과 모멘트 (M)를 아래의 식으로 나타낼 수 있다.

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D \tag{7}$$

$$M = \frac{1}{2} \rho v^2 S c C_M \tag{8}$$

ρ, v, S, c 는 각각 공기의 밀도, 순항속도, 날개의 단면적, 시위 길이이며, C_L, C_D, C_M 은 각각 양력계수, 항력계수, 모멘트계수이다.

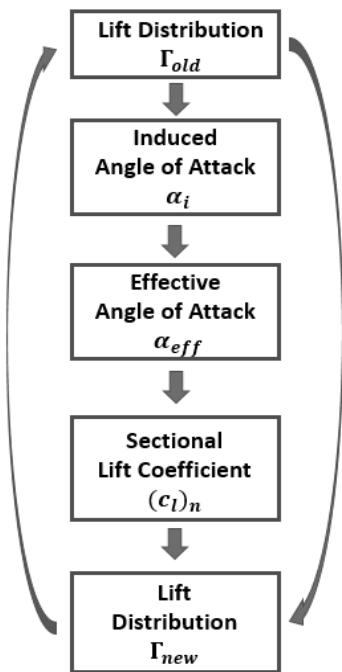


Fig. 12. Lift Distribution Procedure on a Finite Wing

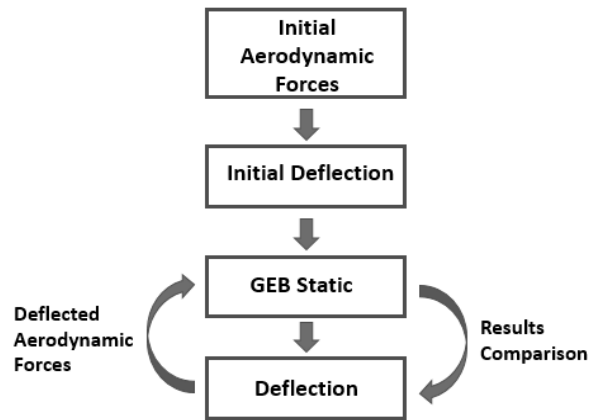


Fig. 13. Flowchart of the Wing Deflection Analysis

이때, 유한날개의 공기력을 모사하기 위해 Prandtl의 고전적 양력선 이론과 Kutta-Joukowski 정리 및 Simpson 법칙을 사용하였고, MATLAB 프로그램을 통해 Fig. 12와 같은 절차를 이용하여 양력분포의 반복적 수치해를 구하였다. Fig. 12는 스패에 따른 양력 분포를 가정하고, 각 section에 대한 받음각과 단면 양력계수 및 양력 분포를 구하는 절차를 보이고 있다. Fig. 12를 통해 수렴한 양력 분포를 날개에 분포시키고, 이에 따른 각 section에 대한 단면 양력계수를 위의 Eq. (6)에 대입함으로써 유한날개에서의 양력을 모사할 수 있었다.

끝단 변위의 해석절차는 Fig. 13과 같다. 스파의 질량 및 강성행렬이 도입된 초기 형상의 날개에 Fig. 12에서 구한 양력계수를 도입하여 Eq. (6)~(8)의 공력을 적용하였으며, Cheng[7]에 의해 정립된 기하학적 정밀 보 이론을 기반으로 한 EDISON[8]의 GEB 프로그램을 사용하여 정적 조건에서의 초기 변형된 변위를 구하였다. 이에 따라 변형된 날개의 각 section에 대해 양력, 항력 및 모멘트 등의 공력을 변형된 날개에 따라 벡터 방향이 바뀌도록 설정하고, 변화된 공력을 다시 GEB 프로그램을 통해 최신화 하여 준 정적 조건에서의 날개의 변위를 모사하였다. 마지막으로 전 단계에서 구해진 변위와의 제곱 오차를 비교하여 $10^{-8}m$ 로 수렴할 때까지 반복계산을 하였다. Fig. 13은 위에서 설명한 것과 같이 날개에 가해진 하중 조건과 날개의 변형 해석절차이다.

2.3 불임각 변경을 통한 굽힘변위 감소

2.3.1 불임각 변경에 따른 결과 및 경향성

항력 및 모멘트로 인한 날개의 굽힘변위는 양력으로 인한 날개의 굽힘변위에 비해 매우 작다. 따라서 양력 방향으로의 날개 굽힘변위를 대표적으로 도식화하였다. 또한, 불임각을 변경할 때는 설계안에서 채택한 3.5° 를 기준으로 등간격으로 변경하였다. 즉,

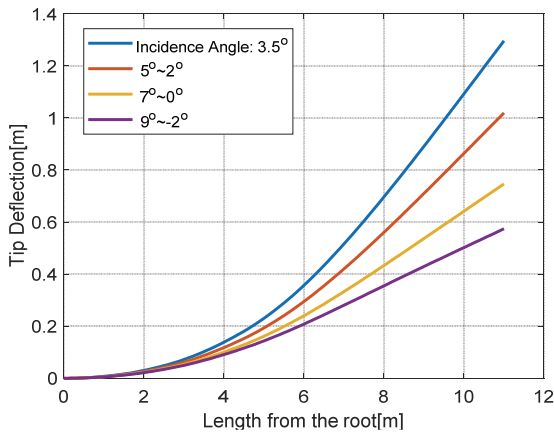


Fig. 14. Analysis Results of the Wing Deflection according to Change of Incidence Angle

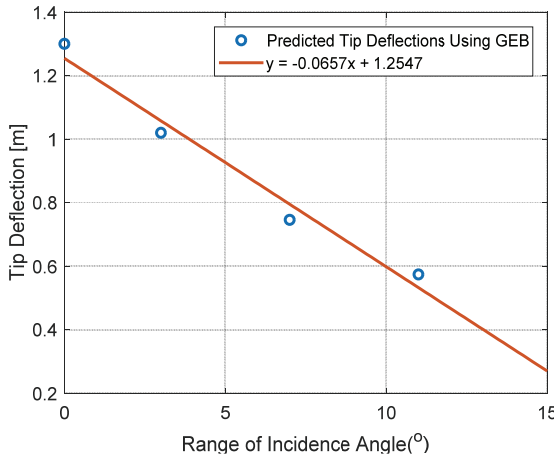


Fig. 15. Trend of Tip Deflection Change according to Incidence Angle

root로부터 끝단까지 5°~2°, 7°~0°, 9°~-2°로 불임각을 변경하여 날개 끝단의 변위를 확인하였다. 결과, 불임각이 3.5°일 때 끝단 변위는 양력 방향으로 1.294m 굽힘이 발생하였지만, 불임각을 변경함에 따라 각각 1.01m, 0.73m, 0.554m로 감소하였다. Fig. 14는 불임각 변경에 따른 끝단 변위 경향성을 나타내며, Fig. 15는 불임각의 변화량에 대한 날개 끝단 변위의 감소 경향성을 보이고 있다.

Figure 16은 설계안에서 날개에 작용하는 양력 및 항력의 분포를 보이고 있으며, Fig. 17에서는 불임각의 변화량이 가장 클 때 양력 및 항력 분포가 어떻게 변화하는지 보이고 있다. 빨간색 화살표는 양력 분포이고, 파란색 화살표는 항력 분포이며, 비교적 작은 항력의 분포를 부각하기 위해 각각 양력과 항력의 크기로 무차원화하여 나타내었다. 불임각이 3.5°로 일정한 설계안에서 5°~2°, 7°~0°, 9°~-2°로 불임각을 일정하게 변경하였을 때, 총 양력은 각각 696N,

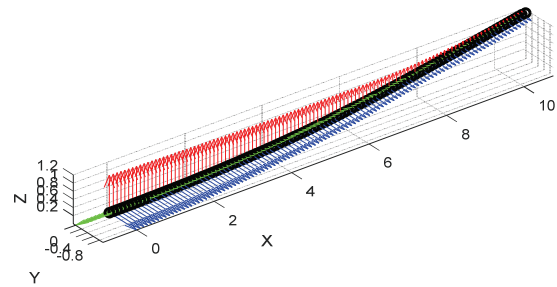


Fig. 16. Wing Load Distribution on the Deflected Wing of Initial Design

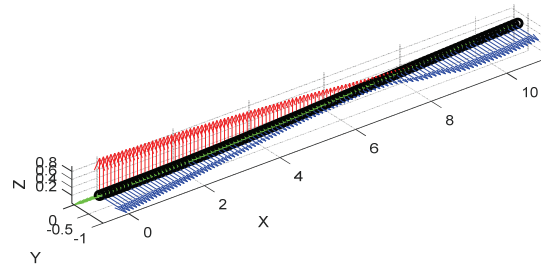


Fig. 17. Wing Load Distribution on the Deflected Wing of Incidence Angle from 9° to -2°

683N, 689N, 708N으로 동일 수준을 유지하였다. 2.1.2에서 설명한 바와 같이 날개 전체에 작용하는 양력이 root에 비교적 크게 형성되며, 끝단에서는 비교적 작은 양력이 분포되는 것을 확인할 수 있다. 이로써 날개 전체에 작용하는 총 양력은 소량 감소함에도 불구하고 끝단의 굽힘변위는 급격하게 감소됨을 확인하였다.

2.3.2 구조 안전도 평가

설계안에서 다음 주제와 같이 불임각을 변경할 때에도 구조적으로 안전한지를 판단하는 것은 필수적이다. 1.1.2와 같이 날개의 주 스파에 카본 UD와 카본 Fabric을 적층하였다. 이때 스파의 적층이 바뀌는 지점에서 응력의 불연속한 지점이 나타나므로 주 스파의 110개의 section 중 적층안이 바뀌는 6개의 section에 대해 단면해석을 수행하였다. 날개의 변형을 구할 때에는 준정적 해석을 통해 날개의 거동이 안정되는 지점을 구하였다. 하지만 날개에 작용하는 양력이 가장 크게 발생할 때는 초기 과도 하중이 발생할 때, 즉 날개의 변형이 가장 클 때이므로 준정적 해석 루프의 첫 번째 수렴된 계산 결과를 이용하였다. 그리고 VABS 단면해석 프로그램을 통해 계산값인 각 요소에서의 변위와 하중으로부터 응력 복원(stress recovery)을 수행하여 6개의 단면에서 응력값을 예측하였다[9]. 또한, Table 3[10]의 물성치에 따라 각 단면에서 안전계수 1.5를 적용한 하중에 대하여 안전여유를 평가하였다. 불임각이 3.5°로 일정한 설계안에서 5°~2°, 7°~0°, 9°~-2°로 불임각을 일정하게

Table 3. Properties of Carbon UD and Carbon Fabric

Property		Carbon UD		Carbon Fabric	
Elastic modulus	E_1	131	GPa	68.15	GPa
	E_2	8.2	GPa	68.15	GPa
	E_3	8.2	GPa	-	GPa
Shear modulus	G_{12}	4.5	GPa	4.3	GPa
	G_{13}	4.5	GPa	-	GPa
	G_{23}	3.5	GPa	-	GPa
Tensile strength	X_1	2000	MPa	1004	MPa
	Y_1	61	MPa	908.2	MPa
	Z_1	61	MPa	-	MPa
Shear strength	S_{12}	70	MPa	118.6	MPa
	S_{13}	70	MPa	-	MPa
	S_{23}	40	MPa	-	MPa

변경하였을 때, 총 양력은 각각 1050N, 1060N, 1060N, 1060N으로 동일 수준을 유지하였다. 이때 초기 과도하중 조건에서 스파가 구조적으로 안전하므로 본 논문에서의 날개 설계안이 또한 안전함을 확인할 수 있었다. Table 2는 날개 주 스파의 적층안이며, Table 3은 스파의 적층에 사용된 Carbon UD와 Carbon Fabric의 물성치이다. Table 3에서 날개의 root에서는 카본 섬유가 45°로 가장 중심부 쪽에 적층되고, 그 다음으로 카본 UD가 0°로 적층된 안이 제시되어 있다. 또한, root에서 4.2m~5.4m 지점에서는 카본 Fabric이 추가적으로 90°로 적층되었다.

Table 4에서는 불임각이 3.5°로 일정한 설계안과 불임각을 변경한 각 상황에 대해 스파의 적층안이 바뀌는 부분에서의 안전여유를 나타내었다. 적층되는 복합재에 대한 국소 좌표계에서 길이 방향과 이에 수직인 방향의 인장강도 안전여유와 전단강도의 안전여유를 나타내었다. 해석 결과 각 상황에 대해 복합재가 적층되는 수직방향으로 날개의 root로부터 4.5m 부분에서 가장 적은 안전 여유를 나타내었고, 안전하게 설계되었음을 확인하였다. 또한, 불임각의 감소폭이 증가함에 따라 안전여유가 증가하여 구조적으로 더욱 안전해짐을 보이고 있으며, 안전계수 1.5를 적용하여도 충분한 여유의 강도가 있음을 확인할 수 있었다.

Table 4를 통해 현재 설계안에서의 최소 안전여유가 66.4%인 것을 확인할 수 있었다. 이를 통해 현재 설계 안에서 질량 및 강성을 감소시킬 수 있음을 알 수 있었고, 추가적으로 비행성능 등을 개선할 수 있음을 알 수 있었다. 또한, VABS를 이용하여 단면해

Table 4. Safety Margin at the Spar where the Lamination Properties change

(a) Incidence Angle: 3.5°

Span Station (%)	Safety Margin(%)		
	Tensile Longitudinal	Tensile Transverse	Shear
0	88.1	91.5	94
14	84.9	89	92.3
25	78.9	83.8	90.5
38	85.2	83.6	91.5
41	69.4	66.4	87.4
49	69.7	73	89.6

(b) Incidence Angle Constantly Decreasing 5° from the Root to 2° at the Tip

Span Station (%)	Safety Margin(%)		
	Tensile Longitudinal	Tensile Transverse	Shear
0	88.3	92	94
14	86	90	92.5
25	81.2	85.5	90.7
38	87.2	85.8	91.8
41	73.7	71	88
49	74.4	77.2	90

(c) Incidence Angle Constantly Decreasing 7° from the Root to 0° at the Tip

Span Station (%)	Safety Margin(%)		
	Tensile Longitudinal	Tensile Transverse	Shear
0	88.9	91.5	94
14	84.5	89	92.3
25	78.9	83.8	90.5
38	85.2	83.6	91.5
41	69.4	66.2	87.4
49	69.7	73	89.6

(d) Incidence Angle Constantly Decreasing 9° from the Root to -2° at the Tip

Span Station (%)	Safety Margin(%)		
	Tensile Longitudinal	Tensile Transverse	Shear
0	89.4	92.4	94.1
14	86.8	90.5	92.6
25	82.6	86.6	90.9
38	88.4	87.2	92
41	76.3	73.8	88.4
49	77.3	79.8	90.2

석을 수행하고, 결과값인 안전여유를 통해 구조 안전도를 평가할 수 있었다. 향후 스파의 적층 및 날개의 설계에서 안전여유 값을 통해 질량과 강성을 결정하고, 불임각의 적용을 통해 적은 안전여유 값이 나타나는 위치에서 최적화 설계를 수행할 계획이다.

2.3.3 DYMORE를 통한 예측값 검증

본 논문에서의 결과를 다물체 동역학 해석소프트웨어인 DYMORE와 비교하였다. 본 논문에서 다른 정적 조건의 반복계산을 통한 준정적 해석값을 검증하기 위해 최종 step에서의 하중과 동등한 하중으로 정적 조건에서 DYMORE의 굽힘변위를 Fig. 18을 통해 확인하였다. 불임각이 날개의 root에서 끝단까지 3.5°로 일정할 때와 5°~2°, 7°~0°, 9°~2°로 일정하게 감소시켰을 때, 각각의 끝단 굽힘변위는 1.37m, 1.05m, 0.755m, 0.577m 였다. Table 5에서와 같이 각 조건에 대한 오차는 5.55%, 3.8%, 3.3%, 4% 였으며,

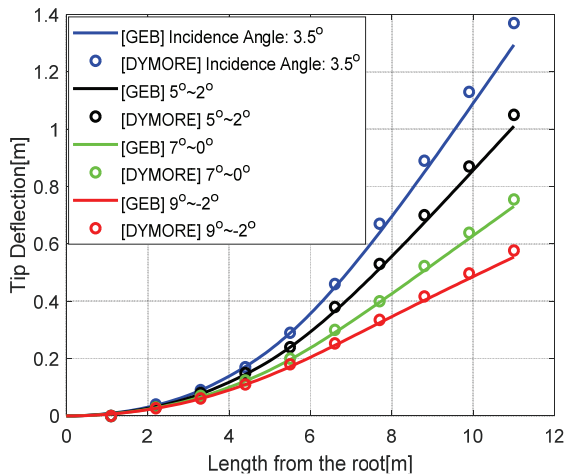


Fig. 18. Tip Deflection Comparison Between GEB and DYMORE with respect to Incidence Angle Change

Table 5. Tip Deflection Comparison Between GEB and DYMORE

Range of Incidence Angle Change (°)	0	3	7	9
Predicted Tip Deflections (GEB) [m]	1.294	1.01	0.73	0.554
Tip Deflection Results (DYMORE) [m]	1.37	1.05	0.755	0.577
Discrepancy (%)	5.55	3.8	3.3	4

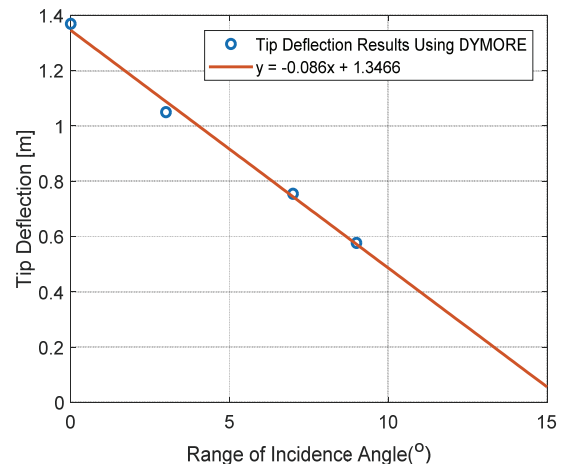


Fig. 19. Trend of the Tip Deflection Change with respect to Incidence Angle in DYMORE

약 4% 이내의 오차를 보였다. 다음 오차는 양력계수와 모멘트계수가 스플라인 곡선으로 보간된 것과는 다르게 DYMORE에서는 1차 곡선으로 보간됨에 따라 발생한 것으로 판단된다. 또한, 앞서 다른 해석결과와 같이 굽힘변위가 일정하게 감소하는 1차 곡선으로 보간될 수 있음을 Fig. 19를 통해 관측할 수 있었다.

III. 결 론

2015년도에 서울대학교에서 제작된 ‘이카루스’의 설계안을 대상으로 선택하였다. 설계안의 주 스파만을 고려하여 VABS를 사용해 질량 및 강성행렬을 도출하였다. 이후 양력, 항력, 모멘트를 유한날개 식을 통해 각 section에 분포시켜 EDISON의 GEB 프로그램을 사용하여 날개의 변형을 관측하였다. 또한, 반복계산을 통해 날개에 작용하는 하중분포 및 날개의 변형을 통해 수렴한 값을 관측하였다.

단면형상을 고정한 후 날개에 발생하는 총 양력이 동일 수준임을 가정하였을 때, root로부터 끝단까지 스파 방향으로의 불임각을 일정하게 변경함으로써 root에 비교적 많은 양력이 분포하고 끝단에는 비교적 작은 양력이 작용하였다. 그 결과 불임각의 감소 범위가 커질수록 양력방향의 끝단 변위가 감소함을 관측할 수 있었다.

불임각을 변화하는 범위 내에서 양력계수는 1차 곡선으로 근사시킬 수 있다. 이때 양력 식에서 불임각만을 변화시켰으며, 보의 굽힘식에서 끝단 변위는 작용하는 하중에 비례하는 것을 볼 수 있었다. 따라서 불임각에 따른 끝단 변위의 경향성 또한 1차 곡선으로 근사시킬 수 있었다. 다음 변경된 설계안을 VABS 단면해석 프로그램을 이용하여 안전여유를 통

해 구조 안전도를 평가할 수 있었으며, DYMORE 프로그램을 통해 예측값의 차이가 충분히 작음을 확인할 수 있었다.

향후 연구에는 일반 항공기의 날개 불임각을 스핀 방향으로 변경함에 따라 공력적인 특성과 구조적인 특성에 대해 항공기 날개의 최적 설계를 수행할 계획이다.

후 기

본 연구는 한국연구재단이 주관하는 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업(NRF-2014M3C1A6038842)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- 1) Langford, J. S., "The Daedalus Project: A Summary of Lessons Learned," *Aircraft Design and Operations Meeting*, 1989.
- 2) An, S. M., "Research on the Performance Enhancement of Human Powered Aircraft," 2014.
- 3) Philips, W. F., "Lifting-Line Analysis for the Effects of Washout on Performance and Stability," *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2003.
- 4) Eun, W. J., Kim, J. H., Park, S. W., Kang, J. P., Kim, T. H., Park, J. H., Han, Y. R., Lee, D. W., Hong, J. H., Lee, Y. H., Choi, H. S., Park, J. E., Park, J. H., Lee, W. H., Jang, B. C., and Shin, S. J., "SNU Human Powered Aircraft Design and Manufacturing," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 12, No. 2, 2013.
- 5) Berdichevskii, V. L., "On the energy of an elastic rod," *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 45, No. 4, 1981, pp. 518~529.
- 6) Tian, S., Liu, X., and Yu, W., "PreVABS Manual Version 0.5," 2018.
- 7) Cheng, T., "Structural Modeling of Helicopter Blades for Computational Aeroelasticity," *M.S. Dissertation of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts of Institute of Technology*, 2002.
- 8) <http://www.edison.re.kr/>
- 9) Yu, W., "VABS Manual," 2013.
- 10) <http://www.matweb.com/>