

저속 비행 3차원 유연날개 정적 공력-구조 연계해석

한형석¹ · 박주희¹ · 이나원¹ · 한철희^{1,†}

¹한국교통대학교 항공기계설계학과

Static Aerodynamics-Structure Coupling Analysis of a 3D Flexible Wing Flying at Low Speed

Hyungseok Han¹, Joohee Park¹, Nawon Lee¹, and Cheolheui Han^{1,†}

¹Dept. of Aeronautical and Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation

Abstract : 태양광 고고도 장기체공형 무인기나 인간동력 항공기 등에 사용되는 높은 종횡비를 가진 유연날개는 공력 및 구조 상호작용으로 인하여, 구조적 비선형 처짐 및 양력감소 등의 문제가 발생한다. 본 연구에서는 저속 비행하는 높은 종횡비를 가진 날개의 단방향 공력-구조 연계해석을 수행하였다. XFOIL을 사용하여 공력천이현상을 포함한 저 레이놀즈수 익형 공력특성 자료 확보를 기반으로 3차원 양력선 이론을 사용하여 공력해석 연구를 수행했다. 구조해석은 상용소프트웨어 ANSYS를 사용하여 구조변형이나 응력해석 연구를 수행했다. 단방향 공력-구조 연계해석 결과를 바탕으로 인간동력 항공기 주 날개의 형상설계 연구를 수행했다.

Key Words : Low Reynolds Number, Flexible Wing, Aerodynamics-Structure Coupling Analysis, High Aspect Ratio Wing, Human Powered Aircraft

1. 서 론

태양광 고고도 장기체공형 무인기나 인간동력 항공기와 같이 저 레이놀즈수에서 비행하는 항공기의 날개는 항공기 비행에 필요한 충분한 양력 확보를 위해 높은 종횡비(Aspect Ratio, AR)를 가진다[1]. 저 레이놀즈수에서 비행하는 항공기 날개의 공력 해석 및 설계는 천이나 층류박리 등의 발생으로 인한 양항비 감소, 피칭모멘트 특성 변화[2] 등을 고려할 수 있는 해석 기법이 필요하다. 동시에 높은 종횡비를 가진 날개들은 대부분 날개 구조물의 유연성으로 인하여 날개에 비선형적으로 큰 처짐(대변형)이 발생한다. 대변형 처짐을 통한 날개 형상변화(상반각 변화)는 또다시 공력 특성의 변화를 야기 시키며, 이로 인하여 추가의 구조

변형이 발생하는 공력-구조가 복합된 복잡한 문제가 발생한다.

이창호[3]는 Drela[4]의 공력-정적구조 연계해석기법이나 Drela[5], Patil[6], Palacios[7], Murua[8] 등의 비정상 공력-공탄성-비행역학 해석 연구들을 비교 평가하여 많은 계산시간과 비용이 필요한 CFD 방법보다 와류격자법이 더 효율적일 수 있다는 제언을 하였다. 김정화 등[9]은 전산유체역학(CFD)과 유한요소법(FEM)을 이용하여 고고도 장기체공 항공기 날개에 대한 비선형 정적 공탄성 해석을 수행하였다. 또한 설계해석 요구시간 경감을 위해 실험계획법을 도입하였으며, 대변형 발생 날개의 경우 대변형을 고려한 해석기법도입이 해석결과에 미치는 영향이 큼을 밝혔다.

최근 인간동력 항공기 개발 및 경진대회[10]를 통해 인간동력 항공기 날개 공력 및 구조해석 연구가 활발히 진행중이다[11-13]. 그러나 대부분의 연구는 날개의 공력해석 또는 구조해석 연구들로 공력-구조 연계해석 연구는 아직 부족한 상태이다. 따라서 인간동력

Received: April 27, 2015 Revised: June 15, 2015 Accepted: June 26, 2015

† Corresponding Author

Tel: +82-43-841-5379, E-mail: chhan@ut.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System

항공기 날개에서 발생하는 공력특성에 기인한 날개의 대변형 발생 및 상반각변화에 따른 공력특성의 변화(양력손실)를 정확히 파악하고, 이를 극복하기 위한 와이어 장착 위치선정 등의 연구는 거의 없었다. 따라서 본 연구에서는 저속 비행 항공기들 중 인간동력 항공기에 대한 공력-정적 구조해석을 약결합방법 또는 단방향 연계해석 방법을 사용하여 수행했다.

2. 계산 방법

2.1 공력 해석

기존에 인간동력 항공기의 공력설계는 대부분 양력선 이론(Lifting Line Theory, LLT)[14]이나 XFOIL[15]과 와류격자법 또는 패널법을 결합한 XFLR5[16] 프로그램을 사용하고 있다. 이들 해석기법들은 단면 익형에 대한 공력 해석 자료를 바탕으로 날개에서 발생하는 익단와류의 영향을 고려하여 3차원 날개의 공력특성을 파악하는 기법이다. 본 연구에서는 저 레이놀즈수에서의 공력특성변화를 반영하기 위하여 2차원 익형 공력특성은 XFOIL을 사용하여 해석했으며, 날개의 3차원 공력해석은 양력선 이론을 사용했다.

공력해석 모델

Figure 1 및 Table 1에 본 연구에서 수행한 공력-구조해석 모델의 형상 및 날개 제원을 나타냈다. 낮은 속도로 비행하는 항공기 날개들은 저 레이놀즈수 유동특성을 고려하여 설계를 하며, 본 연구에서는 MIT의 Mark Drela가 설계한 DAE 익형을 사용했다. 또한 순항속도 6.5m/s, 이륙총중량 1000.62N의 설계요구조건을 만족시키는 날개의 공력설계를 수행하여 Fig. 1 및 Table. 1과 같은 결과를 얻었다.[17]

Table 1 Specifications of Wing

Area(m ²)	35.35	Root Chord(m)	1.4
Span(m)	28	Tip Chord(m)	0.85
Aspect Ratio	22.18	Airfoil	DAE11(3m)
Taper Ratio	0.61		DAE21(8m)
			DAE31(3m)

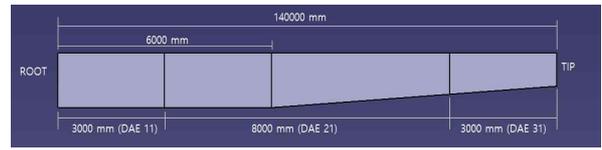


Fig. 1 Wing Shape

2.2 구조 해석

항공기의 Main Spar는 양력과 중량을 지지하기 위한 구조물로서 양력과 항공기 무게에 대한 구조적 안정성을 가짐과 동시에 경량화가 되도록 설계해야 한다. 따라서 공력 해석 결과 및 날개 자체의 하중 해석 결과를 바탕으로 Main Spar의 적층 개수와 패턴을 결정했다. 인간동력 항공기의 기본 구조는 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic) 복합재로서, 설계 및 해석은 CFRP 복합재의 물성치[13]를 기반으로 상용소프트웨어 ANSYS[18]를 사용하여 연구를 수행했다.

구조해석 모델

본 연구에서 수행한 구조해석 모델의 적층 개수와 패턴을 Fig. 2 및 Table 2에 나타냈다. 설계요구조건을 만족시키며 구조안정성 및 경량화가 되도록 구조설계를 수행하여 적층 개수와 패턴을 결정한 결과이다.

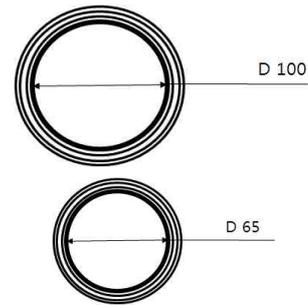


Fig. 2 Simple Drawing of Laminate Pattern

Table 2 Analysis Result Depending on Laminate Method

Layer	Material	Thickness (mm)	Orientation
6	Fabric	0.23	45
5	UD	0.255	0
4	Fabric	0.23	90
3	UD	0.255	0
2	Fabric	0.23	45
1	UD	0.255	0

와이어 장력 계산

날개의 구조변형으로 인한 양항비 감소, 구조물 파손 등의 문제를 해결하기 위해서는 와이어를 장착하여 날개의 변형을 최소화시켜야 한다. 본 연구에서는 2개의 와이어를 날개에 장착한다고 가정하고 Fig. 3과 같이 와이어 부착위치에 따른 장력을 계산[19]한 후 구조해석 연구를 수행했다.

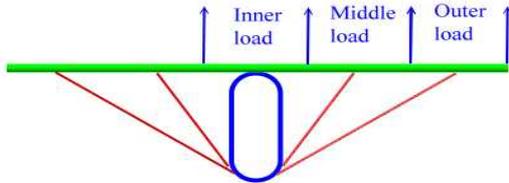


Fig. 3 Explanation of Calculating Wire Tension[19]

구조해석 시, 와이어 장력으로 인한 날개에 작용하는 경계조건을 부여하기 위해 다음 식으로부터 간략하게 장력을 계산[19]하였다. 먼저 날개 뿌리(Wing Root)에서와 끝 부분(Wing tip)에서의 익면하중은 아래의 식 (1), (2)로 구할 수 있다.

$$l_r = l_{ave} \times \frac{1}{\lambda + ((1-\lambda)/2)} = \frac{W}{b} \times \frac{1}{\lambda + ((1-\lambda)/2)} \quad (1)$$

$$l_{tip} = l_r \times \lambda \quad (2)$$

여기서 l : 익면하중, λ : 테이퍼 비, W : 이륙중량, b : 날개 길이이다. 따라서 와이어에 작용하는 하중은 다음 식 (3), (4), (5), (6)으로부터 계산할 수 있다.

$$Lift_{Inner} = (l_{tip} \times \frac{L_{Wire\ Inner}}{2}) \quad (3)$$

$$Lift_{Inner} = \frac{l_{Df} + \left[l_{Df} \times \left(\frac{L_{Wire\ Inner}}{2} \right) / \left(\frac{b}{2} \right) \right]}{2} \times \left(\frac{L_{Wire\ Inner}}{2} \right) \quad (4)$$

$$Lift_{Mid} = (l_{tip} \times \frac{L_{Wire\ Inner} + L_{Wire\ Outer}}{2}) \quad (5)$$

$$Lift_{Mid} = \frac{l_{Df} + \left[l_{Df} \times \left(\frac{L_{Wire\ Inner} + L_{Wire\ Outer}}{2} \right) / \left(\frac{b}{2} \right) \right]}{2} \times \left(\frac{L_{Wire\ Inner} + L_{Wire\ Outer}}{2} \right) \quad (6)$$

여기서 L : 와이어 장력, l_{Df} : $l_r - l_{tip}$ 이다.

중간 지점의 전체 하중은 안쪽 부분의 하중을 포함하고 있으므로 빼줘야 한다. 날개 끝에서의 하중은 한쪽 날개(Half Span)에 작용하는 하중에서 안쪽 하중과 중간 지점 하중을 빼주면 된다. 따라서 와이어의 장력은 아래 식 (7)로부터 구할 수 있다.

$$L_{Wire\ Inner} = \sqrt{Lift_{Mid}^2 + (\tan(\theta_{Inner})Lift_{Mid})^2} \quad (7)$$

2.3 정적 공력-구조 연계해석

Figure 4은 공력과 정적인 구조 변형의 상호작용을 고려하기 위한 해석절차를 나타낸 그림이다. 먼저 3차원 공력 해석 결과를 사용하여 날개구조에 작용하는 하중을 해석하고 Main Spar의 적층 패턴을 결정한다. 확정된 적층 패턴을 가진 Main Spar의 굽힘 및 비틀림 모멘트에 의한 구조 변형과 공력특성의 변화를 연계해석 방법을 사용하여 파악한다.

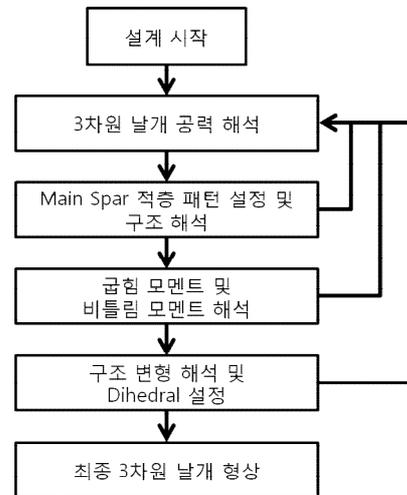


Fig. 4 Flowchart of Coupling Analysis

3. 계산 및 결과

3.1 공력 해석

Figure 5는 와이어 부착 유무에 따라 선형 및 비선형의 구조 변형이 발생했을 때 날개의 양항비 변화를 나타낸 그림이다. 와이어 미 부착 시, 날개 구조는 최대 7m 정도의 변형량이 발생하며 이로 인하여 상반각

(γ)은 29.6도가 된다. 반면 와이어를 부착할 경우 상반각은 약 4도 정도이다. Fig. 6는 와이어 부착 유무에 따라 변화하는 피칭 모멘트(Pitching Moment) 계수를 나타낸 그림이다. 그림을 보면 날개의 상반각이 증가함에 따라 피칭 모멘트의 기울기가 음의 기울기를 갖게 되며 크기 또한 증가함을 볼 수 있다. 따라서 높은 종횡비를 가진 날개는 와이어를 장착하지 않았을 경우 굽힘에 관한 높은 구조적 강도를 확보해야 하며, 높은 양력 감소와 피칭 모멘트 변화로 인한 비행 안정성에 큰 영향을 끼치게 된다.

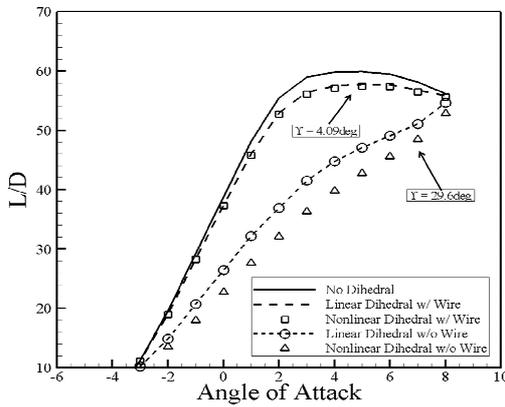


Fig. 5 Lift-Drag Ratio Changes due to Dihedral Angle Distributions along the Spanwise Direction

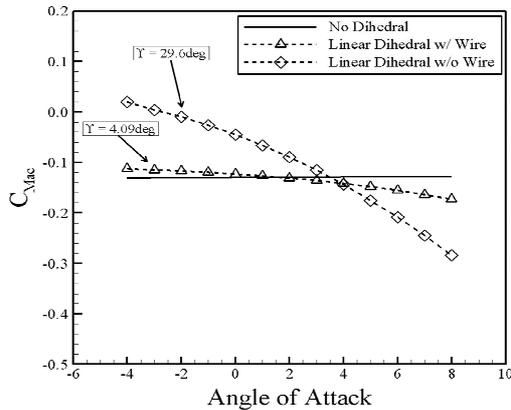


Fig. 6 Pitching Moment Coefficient Changes due to Dihedral Angle Distributions along the Spanwise Direction

3.2 구조 해석

자중에 의한 처짐 해석

날개 자체의 하중에 의한 구조변형을 해석하기 위하여 날개 뿌리에서 스패 길이 방향으로 날개를 동일한 간격으로 14등분하고, 각 부분에서 발생하는 자중을 고려하여 구조변형을 해석하였다. Table 3에 하중이 1G, 1.5G, 2G로 변화할 때 발생하는 최대 변형량 및 최대 응력값을 나타내었다. 최대 응력 값이 허용응력 값 보다 작게 나타나 구조적 파손은 발생하지 않지만, Fig. 7과 같이 최대 변형이 1.5G와 2G에서 각각 2,347mm, 3,129mm로 매우 큰 변형이 일어남을 알 수 있다. 인간동력 항공기의 기체 높이는 평균적으로 1~1.8m를 가지므로 착륙과정에서 발생하는 관성력에 의한 하중변화는 날개가 지면과 부딪혀 파손될 가능성을 제시한다.

Table 3 Structural Analysis Results according to the Weight Distributions

구분	최대 변형(mm)	최대 응력(Mpa)
1.0G	1564.9	93.38
1.5G	2347.4	140.07
2.0G	3129.8	186.76

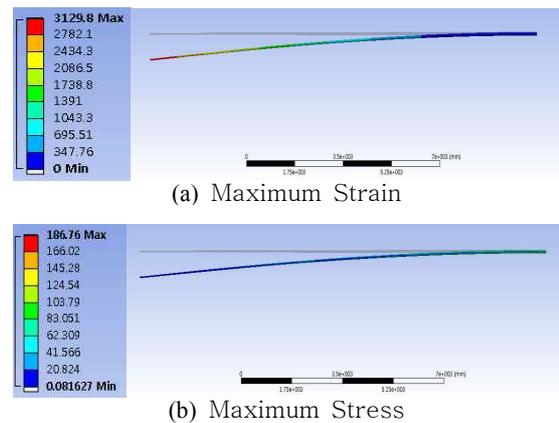


Fig. 7 Maximum Strain and Stress at Weight Distributions 2.0G

와이어 장력 계산 및 해석

Table 4에 2개의 와이어를 부착위치에 따른 장력 계산값을 나타냈으며, 계산 후 구조해석 연구를 수행

했다. Table 5와 Fig. 8, Fig. 9에 2가지 종류의 장착 위치에 따른 날개 변형 및 응력을 나타냈다.

Table 4 Tension Vector according to the Wire Attachment Site

구분		x축 (N)	y축 (N)
case 1	6m	219.3	62.1
	10m	179.6	30.5
case 2	5m	239.4	81.4
	11m	179.6	27.8

Table 5 Structural Analysis Results according to the Wire Attachment Site

구분	최대변형 (mm)	최대응력 (Mpa)
Case 1 (6m, 10m)	995.16	116.83
Case 2 (5m, 11m)	715.74	238.91

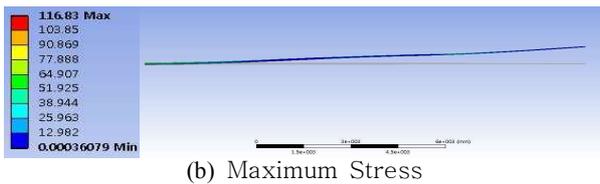
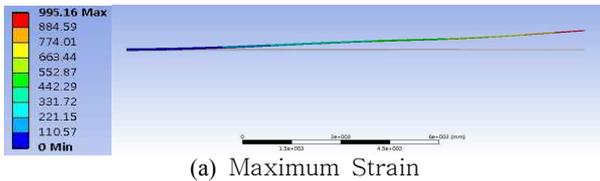


Fig. 8 Maximum Strain and Stress at Attachment Site 6m, 10m(Case 1)

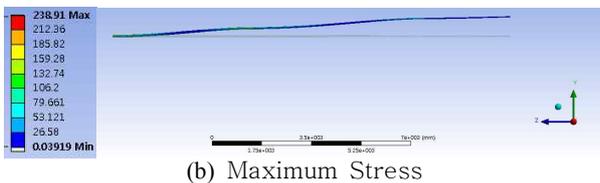
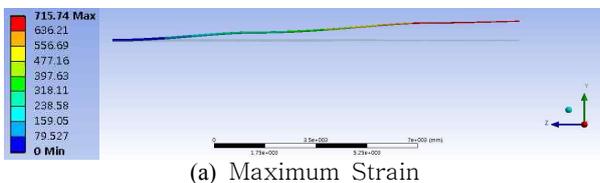


Fig. 9 Maximum Strain and Stress at Attachment Site 5m, 11m(Case 2)

그림에서 Case 1의 최대변형이 995.16mm로 Case 2보다 39% 더 큰 변형을 발생했다. 반면 최대응력은 116.83Mpa로 더 낮게 나타났다.

4. 결론

저속으로 비행하는 유연날개의 공력 및 구조 상호작용을 양력선 방법과 유한요소법을 연계하여 해석했다. 높은 세장비를 가진 날개는 비선형적으로 큰 변형이 발생하게 되고, 양력 손실로 인하여 양항비가 최대 42% 감소함을 보였다. 자중에 의한 처짐 해석은 설계된 날개 구조가 정적 하중에 의해서는 구조안정성에 큰 문제는 없으나 착륙과 같은 동하중이 발생할 경우 지면과의 충돌로 인한 파손 문제를 예측하였다. 또한 와이어를 장착하여 날개의 구조변형을 제한할 경우 설계허용범위 내에서 구조적 안정성을 확보할 수 있는 것으로 나타났다.

참고 문헌

- [1] 강형민, 김철완, “공기역학적 성능을 고려한 인간 동력항공기 개념 설계”, 항공우주기술, 제12권 제2호, pp.180-185, 2013.
- [2] 김정현, 안존, “고정의 초소형 비행체를 위한 익형 설계 및 비행체 공력 특성 전산해석 연구”, 한국항공우주학회 2011년도 춘계학술대회, pp.107-112, 2011.
- [3] 이창호, “유연한 날개를 갖는 비행체 설계 방법”, 항공우주산업기술동향, 제11권 2호, 2013, pp.33-38.
- [4] M. Drela, “Method for Simultaneous Wing Aerodynamic and Structural Load Prediction”, Journal of Aircraft, Vol.27, No.8, pp.692-699, 1990.
- [5] M. Drela, “Integrated Simulation Model for Preliminary Aerodynamic, Structural, and Control-Law Design of Aircraft”, AIAA 99-1394, pp.1-13, 1993.
- [6] M. Patil, D. Hodges, and C. Cessnik, “Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of High Altitude long Endurance Aircraft”, Journal of Aircraft, Vol.38, No.1, pp.88-94, 2001.
- [7] R. Palacios, J. Murua, and R. Cook, “Structural and

Aerodynamic Models in Nonlinear Flight Dynamics of Very Flexible Aircraft”, AIAA Journal, Vol.48, No.11, pp.2648-2659, 2010.

[8] J. Murua, R. Palacios, J. Michael, and R. Graham, “Applications of the Unsteady Vortex Lattice Method in Aircraft Aeroelasticity and Flight Dynamics”, Progress in Aerospace Sciences, Vol.55, pp.46-72, 2012.

[9] 김정화, 전상욱, 허도영, 이동호, “고고도 장기체공 항공기 날개의 다목적 최적화를 이용한 공력-구조 동시 설계”, 한국항공우주학회지, 제 39권 1호, pp.50-55, 2011.

[10] <http://hpa.kari.re.kr/>

[11] 박진호, “KAU 인간동력 항공기 Main Spar 설계 및 구조 시험”, 한국항공우주학회 2013년도 추계 학술대회, pp.218-222, 2013.

[12] 우대현 외 7인, “인간동력항공기 구조 설계”, 한국항공우주학회 2013년도 춘계학술대회, pp.122-125, 2013.

[13] 이충렬 외 5인, “인간동력항공기 구조설계와 동력 추정”, 항공우주기술, 제12권 2호, pp.209-220, 2013.

[14] 이창호, 강형민, 김철완, “양력선 방법을 이용한 지면효과가 날개의 공력성능에 미치는 영향 분석”, 한국항공우주학회지, 제 42권 제4호, pp.298-304, 2014.

[15] <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>

[16] <http://www.xflr5.com>

[17] 한국교통대학교 AEOLUS팀, “인간동력 항공기 기체 제작 최종 보고서”

[18] <http://www.ansys.kr/>

[19] <http://www.propdesigner.co.uk/>, “Malcolm’s Human Powered Aircraft Site”

저 자 소개



한형석

2011년~현재 한국교통대학교 항공기계설계학과 재학.



박주희

2010년~현재 한국교통대학교 항공기계설계학과 재학.



이나원

2011년~현재 한국교통대학교 항공기계설계학과 재학.



한철희

1993년 한양대 기계공학과 졸업. 1998년 동 대학원 석사. 2003년 동 대학 박사. 2006년~현재 한국교통대학교 항공기계설계학과 교수. 관심분야는 응용 공기역학, 항공기설계, 생체모사공학.