

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(8), 699-705(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.8.699

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

선형 등가모델을 이용한 유연날개 구조해석

김성준*, 김동현, 임주섭, 이상욱, 김태욱, 김승호

Structural analysis of flexible wing using linear equivalent model

Sung Joon Kim*, Dong Hyun Kim, Joosup Lim, Sang Wook Lee, Tae-Uk Kim and Seungho Kim

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

Aircraft needs high lift-to-drag ratio and weight reduction of the structure for long endurance flight with a small power. Generally high aspect ratio wing is applied to HALE(High Altitude Long Endurance) aircraft. Also high modulus, and high strength CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic) has been used in primary structures. and thin mylar(membrane material) film has been applied to skin of wing. As a result, wing is more flexible than the other structures. and the stiffness of thin mylar film has an affect on dynamic stability. In this study, the membrane characteristic of mylar film has been simulated using nonlinear gap elements. And equivalent modeling method using shell elements is presented using the nonlinear simulation result. The linear equivalent model has verified using the results of nonlinear membrane method. Proposed linear equivalent shell model has applied to mode analysis for estimate the effect of mylar mechanical properties on natural frequency.

초 록

항공기가 적은 동력으로 장시간 체공을 하기 위해서는 높은 양항비(Lift Drag Ratio)와 구조경량화가 요구된다. 일반적으로 고고도 장기체공 비행기에는 가로세로비가 큰 날개가 적용된다. 또한 기체의 주요 구조물에 고강도, 고강성 탄소섬유복합재료를 사용하고, 날개의 표피(Skin)에 박막(Membrane) 소재인 얇은 마일러(Mylar)를 사용된다. 그 결과 날개 구조물이 다른 구조물에 비하여 유연해진다. 그리고 박막 소재인 얇은 마일러의 강성이 동적 안정성에 영향을 미치게 된다. 본 연구에서는 비선형 갭(Gap) 요소를 사용하여 마일러의 박막 특성을 모사하였다. 그리고 비선형해석 결과를 이용하여 등가강성을 갖는 선형 셸(Shell) 요소로 등가모델링 하는 방법을 제시하였다. 선형 등가 셸 모델은 멤브레인 요소법을 이용한 비선형해석 결과와 비교하여 결과의 타당성을 검증하였다. 제안된 선형등가 셸 모델은 모드 해석에 적용하여 마일러의 기계적 물성이 고유진동수에 미치는 영향을 평가하였다.

Key Words : Weight reduction(중량 절감), Mylar(마일러), Membrane method(멤브레인 요소법), Gap element(갭 요소), Equivalent modeling(등가모델링)

† Received : April 13, 2015 Revised : July 21, 2015 Accepted : July 21, 2015

* Corresponding author, E-mail : yaelin@kari.re.kr

I. 서론

고고도 장기체공(HALE) 무인기는 군용 및 민간용으로 원격 탐사, 통신 중계 등에 활용할 수 있어 세계적으로 활발한 연구가 진행되고 있다 [1]. 한국항공우주연구원에서는 태양전지를 이용하여 장시간 체공하는 고고도 장기 체공무인기에 대한 구조적 타당성 연구를 수행하고 있다. 장시간 체공을 하기 위해서 높은 양항비(Lift to drag ratio)를 가지는 가로세로비가 큰 날개가 사용되며, 구조경량화 또한 기존항공기보다 훨씬 더 요구되어 박막(Membrane) 소재인 마일러(Mylar)를 기체의 모든 표피에 적용하였다. 그 결과, 날개구조물이 다른 구조물에 비하여 유연해진다. 이러한 유연날개는 운용 중의 처짐에 의해 조종면 등의 간섭이 발생할 수 있다. 또한 마일러의 박막 특성이 날개의 동적 안정성에 미치는 영향에 대한 면밀한 검토가 필요하다. 모드 해석 시 사용될 선형 구조모델을 구축하기 위하여 비선형거동 특성을 갖는 마일러를 선형 등가 모델로 변환할 필요가 있다. 본 연구에서는 정적 및 동적 구조해석에 사용되는 전기체 유한요소모델에 셸(Shell) 요소를 사용하여 마일러를 등가모델링 하는 방법을 제시하고 개발이 진행되고 있는 고고도 장기체공 무인기의 상세 설계에 활용하려 한다.

II. 본론

본 절에서는 다른 연구들에서 제시된 방법을 검토하여 거시적으로 마일러의 박막 특성을 모사

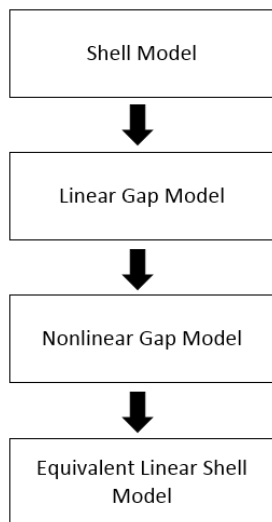


Fig. 1. Equivalent shell modeling process

할 수 있는 등가모델링 방법을 제시하고자 한다. Fig. 1은 마일러를 등가모델링을 하는 절차를 나타낸다.

우선 마일러를 셸 요소로 모사(Shell model)를 하고, 이와 등가의 강성을 갖는 선형 갭 모델(Linear gap model)을 만든다. 선형 갭 모델의 갭 요소에 압축 시에는 강성을 0.0으로 하고 인장 시에만 인장강성을 적용하는 비선형 모델(Nonlinear gap model)을 만든다. 최종적으로 비선형 갭 모델과 등가의 강성을 갖는 셸 요소(Equivalent shell model)를 구한다. 즉 마일러의 특성을 모사한 비선형 갭 모델과 동일한 거동을 하는 등가 선형 셸모델을 개발하여 전기체 유한요소 모델에 적용하고 이를 이용하여 비선형 특성을 갖는 마일러를 적용한 항공기의 선형 해석 모델을 만든다. 등가 선형 셸 모델은 또한 마일러의 비선형성을 고려한 비선형해석을 이용하여 검증할 것이다.

2.1 선형 갭 모델

Hrennikoff [2]는 그의 연구에서 정적문제(Static problem)에 대해 연속적인 탄성체를 핀 조인트 보(Pin jointed bar)로 구성된 등가강성의 트러스(Truss) 구조를 제시하였다. Phaal [3]은 그 뒤에 셸 구조물을 해석하기 위하여 등가의 강성을 갖는 트러스 구조를 사용하였다. S.Kukathasan [4]은 Hrennikoff가 고려하지 않았던 등가질량을 등가강성의 트러스 구조에 고려하여 박막 구조물의 진동해석을 수행하였다. Fig. 2는 Hrennikoff가 제시한 가로, 세로 길이가 l 이고 두께가 t 인 정사각형 셸 요소를 모사하는 등가 트러스 모델이다.

여기서 A 와 AI 은 각각 Hrennikoff가 제시한

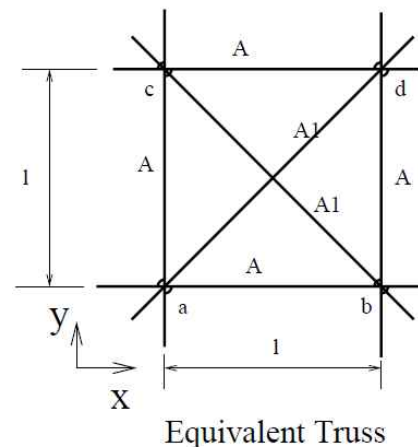


Fig. 2. Equivalent linear gap model

트러스 구조의 측면(Side) 보(Bar)와 대각(Diagonal) 보(Bar)의 단면적을 나타내며 다음과 같이 표현된다.

$$A = \frac{3}{4}lt \tag{1}$$

$$A1 = \frac{3}{4\sqrt{2}}lt \tag{2}$$

Hrennikoff는 트러스 보의 단면적을 식 (1), (2)와 같이 제시하고 탄성체의 탄성계수(Elastic modulus)와 포와송 비(Poisson ratio)를 트러스 보에 적용하였다. 본 연구에서는 트러스 요소에 보(Bar) 요소가 아닌 인장강성과 압축강성이 있는 선형(Linear) 갭(Gap) 요소를 먼저 사용하여 셸 요소의 등가강성을 모사하였다. 갭 요소의 강성은 식 (3)과 같다.

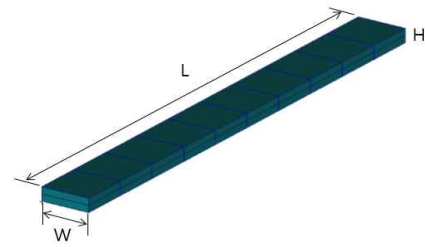
$$k = \frac{EA}{L} \tag{3}$$

측면 갭 요소의 강성 k_s 와 대각 갭 요소의 강성 k_d 는 아래와 같다.

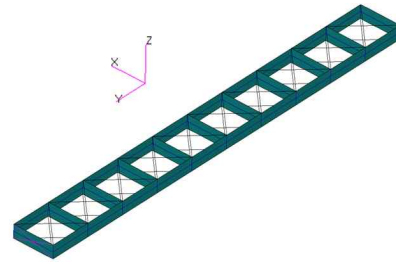
$$k_s = \frac{3}{4}Et \tag{4}$$

$$k_d = \frac{3}{8}Et \tag{5}$$

갭 요소를 사용한 등가모델의 타당성을 검증하기 위하여 표피가 각각 셸과 갭 요소로 모델링된 크기 1.0m x 0.3m x 10.0m(W x H x L)의 날개상자(Wing box) 형태를 가지는 두개의 유한요소 모델을 구성하였으며 Fig. 3에 나타내었다. 스파(Spar)와 리브(Rib)에 해당하는 부분은 AL7075의 물성으로 두께가 1.0 mm이고 표피에 해당하는 부분은 마일러의 물성으로 두께가 0.012mm이다. 갭 요소는 식(4), (5)를 이용하여 강성 k_s 와 k_d 를 계산하였다. 셸 모델과 선형 갭 모델의 해석결과가 오차가 있는 경우 측면 강성을 조절하여 오차를 보정하였다. Fig. 3 (b)의 갭 모델에서는 표피를 갭 요소로 모사하였다. 등가 모델을 검증하기 위하여 Fig. 3(c), (d)와 같이 두가지 종류의 유한요소 모델을 이용하여 해석을 수행하였다. Fig. 3에서 Type 1 모델은 리브의 간격이 0.3m이고 Type 2 모델은 0.15m 이다. Table 1에 유한요소 모델에 적용한 재료의 물성과 강성을 정리하였다. 두 개의 유한요소 모델의 끝단에 수직변형(z direction), 측면 변형(x direction), 비틀림 변형이 발생하도록 세 개의



(a) Shell model



(b) Gap model



(c) Type 1 model



(d) Type 2 model

Fig. 3. Shell and gap model

Table 1. Material Properties and gap stiffness

Mat'l properties	AL7075	Mylar
E (GPa)	70.0	4.4
ν	0.30	0.30
ρ (g/cm^3)	2.70	1.40
Gap stiffness	k_s	k_d
k (N/mm)	39.6	19.8

서로 다른 하중을 한쪽 끝단에 작용시키고 나머지 다른 끝단을 구속한 후 선형 정적해석을 하였다. 적용한 하중은 $F_x = 500N$, $F_z = 500N$, $M_y = 50,000$ N-mm이다. Table 2~3은 Type 1과 Type 2에 대한 셸 모델과 선형 갭 모델의 최대 변형을 비교한 것이다. 각 변형 방향에 대해 셸 모델과 선형 갭 모델은 차이가 $\pm 3\%$ 이내로 선형 갭 모델이 셸 모델을 잘 모사하고 있음을 알 수 있다.

Table 2. Type 1 maximum displacements for shell and linear gap model

Mode	Shell model (mm)	Linear gap model (mm)
Lateral	139.0	136.0
Torsion	37.5	37.9
Vertical	509.0	511.0

Table 3. Type 2 maximum displacements for shell and linear gap model

Mode	Shell model (mm)	Linear gap model (mm)
Lateral	138.0	141.0
Torsion	38.7	38.1
Vertical	516.0	519.0

2.2 비선형 갭 모델

본 절에서는 압축 강성이 없는 박막 소재인 마일러를 모사하기 위하여 등가 트러스 모델에 비선형 갭 요소를 사용하였다. 선형 갭 요소에서 압축강성을 제거한 비선형 갭 요소를 Fig. 2(b) 선형 갭 모델에 적용하고 선형 정적해석에서 사용했던 하중을 동일하게 적용하여 비선형 정적해석을 수행 하였다. 그리고 최대 변위를 선형 정적해석과 비교하여 Table 4~5에 나타내었다. 결과를 비교해 보면 측면과 비틀림 하중 상태에서는 많은 차이가 나타나고 수직하중 상태에서는 차이가 없음을 알 수 있다. 즉 마일러는 면내 방향의 강성에 영향을 주는 것을 알 수 있다.

Table 4. Type 1 maximum displacements for nonlinear gap and linear gap model

Mode	Nonlinear gap model (mm)	Linear gap model (mm)
Lateral	282.0	136.0
Torsion	54.7	37.9
Vertical	512.0	511.0

Table 5. Type 2 maximum displacements for nonlinear gap and linear gap model

Mode	Nonlinear gap model (mm)	Linear gap model (mm)
Lateral	282.0	141.0
Torsion	58.8	38.1
Vertical	519.0	519.0

2.3 등가 선형 셸 모델

비선형 갭 모델과 유사한 거동을 갖는 등가 셸 요소 모델은 마일러의 강성을 수정하여 구하였다. Table 6은 Type 1 모델에 대하여 마일러의 강성을 기존 물성의 50%로 수정한 셸 요소 모델을 이용하여 선형 정적해석을 수행하여 비선형 갭 모델의 결과와 비교한 것이고, Table 7은 Type 2 모델에 대하여 강성을 46%로 수정한 결과이다. 최대 변위를 비교해 보면 최대 변위에서는 그 오차가 모두 $\pm 2\%$ 이내이다. 마일러 강성을 46~50% 감소시킨 등가 셸 요소 모델이 마일러의 박막 특성을 잘 모사하고 있음을 알 수 있다.

Table 6. Type 1 maximum displacement for nonlinear gap and equivalent shell model

Mode	Nonlinear gap model (mm)	Equivalent shell model (mm)
Lateral	282.0	282.0
Torsion	58.8	58.9
Vertical	512.0	511.0

Table 7. Type 2 maximum displacement for nonlinear gap and equivalent shell model

Mode	Nonlinear gap model (mm)	Equivalent shell model (mm)
Lateral	282.0	282.0
Torsion	58.8	58.9
Vertical	519.0	518.0

2.4 멤브레인 요소법을 이용한 검증

Bae [5]는 막재료를 쉘요소법과 멤브레인 요소법을 이용하여 내연 및 외연적인 방법을 적용하여 해석하였다. 그들의 연구에서 멤브레인 요소법은 쉘요소법보다 적은 수의 요소를 사용하여 막재료의 주름해석을 정확히 할 수 있음을 보였다. 본 연구에서는 선형 등가모델을 검증하기 위하여 마일러를 멤브레인 요소로 모사하고 해석을 수행하였다. 해석은 LS-DYNA를 이용하였다. Fig. 4는 Fig. 3의 모델에 대한 멤브레인 요소법을 사용한 모델이다. 스파와 리브는 쉘요소로 모델링하였다. 사용한 요소 수는 12,800개이다.

Figure 4의 모델과 비선형 갭 모델의 비교를 위하여 $F_x = 50\text{ N}$ 의 하중을 적용하여 두 모델을 비교하였다. 해석은 외연적인 방법을 사용하였다. Fig. 5는 면외 방향의 변위이다. 대각선 방향으로 주름이 발생하는 것을 알 수 있다. 즉 비선형 갭 모델의 가정과 같이 인장부분은 하중이 전달되고 압축부분은 좌굴이 발생하여 하중을 감당하지 않음을 알 수 있다.

Table 8은 비선형 갭 모델과 멤브레인 모델을 이용한 측면방향(x direction) 변위를 비교한 것

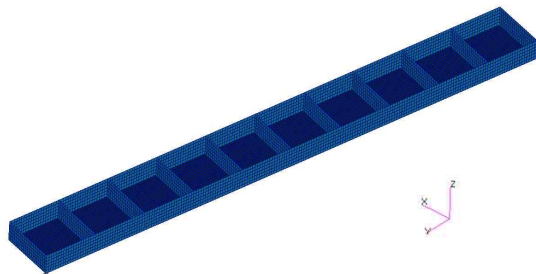


Fig. 4. Membrane model

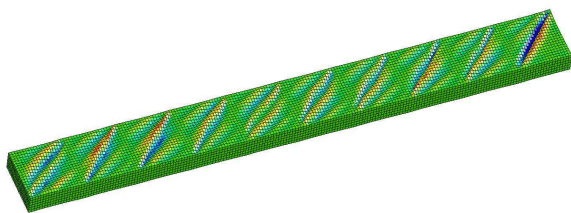


Fig. 5. Wrinkle shape of mylar skin

Table 8. Type 1 maximum displacement for nonlinear gap and membrane model

Mode	Nonlinear gap model (mm)	Membrane model (mm)
Lateral	28.2	29.2

이다. 해석결과와의 차이는 3.5%로 두 모델이 유사한 결과를 보임을 알 수 있다.

2.5 고유진동수 해석

마일러의 강성이 구조물의 진동특성에 주는 영향을 분석하기위해 고유진동수해석을 수행하였다. 마일러를 표피로 사용한 유연날개에 대한 고유진동수 해석은 선형 등가 쉘 모델을 이용하여 수행하였다. 날개는 스판(Span)과 시위(Chord)가 각각 10m, 0.5m로 가로세로비가 20인 세장형이다. 마일러 필름을 표피로 사용하였고, 비행 중 날개에 작용하는 주요 하중은 비강도가 우수한 탄소/에폭시 복합재료로 제작된 중공 봉 형태의 스파(Spar)에서 감당하도록 설계하였다. Fig. 6은 날개의 주요구조물 배치를 나타낸 것이다. Fig. 7~9는 날개의 각각 강성 및 질량 모델을 나타낸 것이다. 마일러 스킨은 쉘 요소로 모사하였다. Table 9는 구조물의 제작 시 사용한 재료의 물성

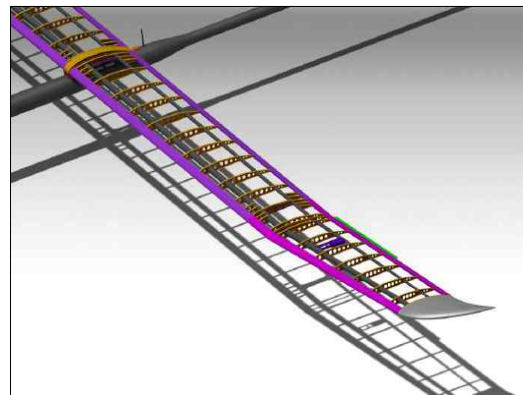


Fig. 6. Structural layout of wing

Table 9. Material properties

Mat	E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}
WSK3K	66.8	70.8	4.8	0.055
NS125	138.0	10.5	4.4	0.280
H3055	146.1	7.7	3.6	0.355

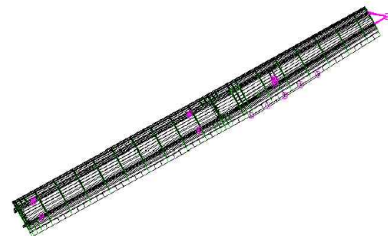


Fig. 7. Stiffness model for wing

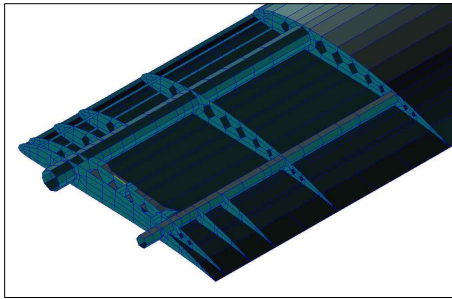


Fig. 8. Stiffness model for wing root

Table 10. Weight summary of half wing

Mass (Kg)	C. G. (m)		
	FS	BL	WL
2.91	1.40	2.39	0.13

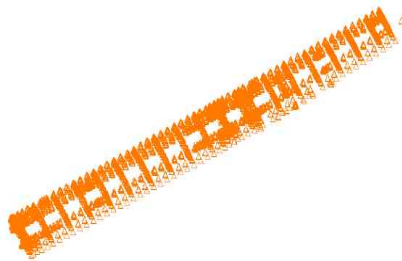


Fig. 9. Mass model for wing

이고 Table 10은 날개의 질량 정보이다.

Figure 10은 고유 진동모드 형상을 나타낸 것이다. 1차 모드는 수직 굽힘, 2차 모드는 면내 굽힘 모드, 3차 모드는 2차 수직 굽힘, 4차 모드는 비틀림이다. 해석 시 대칭 경계조건으로 구속하였다. Table 11은 마일러의 강성을 정리한 것이다. Case A는 마일러의 인장강성을 100% 적용한 모델이고, Case B는 50%의 물성을 적용한 모델이며 Case C는 마일러의 강성을 거의 무시한 모델이다. Table 12는 마일러의 강성에 대한 고유진동수 결과를 정리한 것이다. 해석결과 2차 면내 굽힘 모드와 4차의 비틀림 모드의 차이가 마일러 강성에 큰 영향을 받음을 알 수 있다.

Table 11. Summary mylar stiffness

Case	Mylar young's modulus
Case A	4.4 GPa
Case B	2.2 GPa
Case C	1.0 MPa

Table 12. Summary of normal mode analysis results

Mode	Case A Freq (Hz)	Case B Freq (Hz)	Case C Freq (Hz)
1	1.66	1.66	1.64
2	4.98	4.39	3.01
3	8.20	8.11	7.97
4	12.67	12.28	10.97

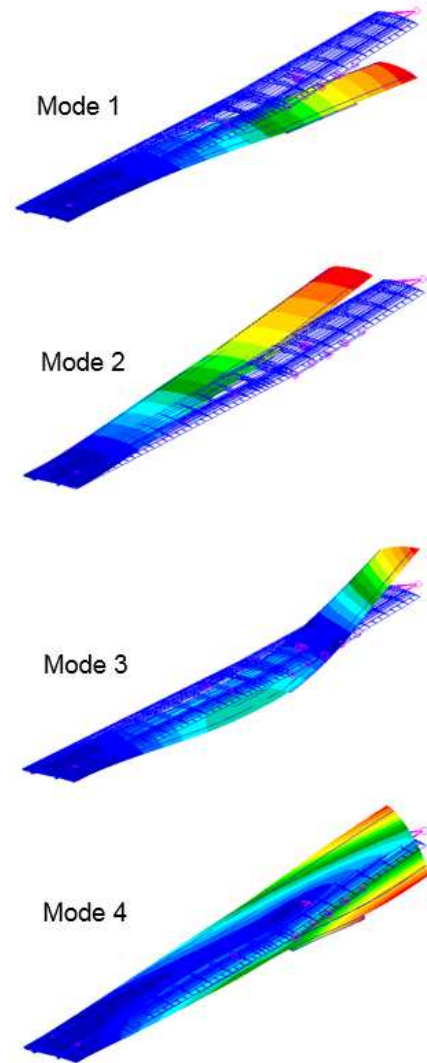


Fig. 10. Vibration modes for wing flutter

III. 결 론

본 연구에서는 고고도 장기체공 무인기의 정확한 동특성 평가를 위하여 박막 소재인 마일러를 등가강성을 가지는 쉘 요소로 모사하는 방법

을 고찰 하였다. 또한 멤브레인 요소법을 이용하여 등가 강성모델의 타당성을 검증하였다. 경량 유연 항공기의 표피에 사용되는 마일러 같은 얇은 박막 소재는 날개전체의 굽힘 강성에 미치는 영향이 작으므로 날개의 굽힘 변형에서는 그 효과가 거의 없지만 날개의 비틀림 변형과 측면 변형에서는 그 영향이 상대적으로 크다. 마일러를 모사하기 위하여 기존 강성의 46~50%로 강성을 낮춘 선형 쉘 요소를 사용하는 것은 고유진동수 해석 등의 동특성 해석 시 선형 구조 모델을 사용하기 때문이다. 본 논문의 결과로부터 마일러의 적절한 강성모사가 항공기의 동특성에 많은 영향을 줄 수 있다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부와 민군기술협력진흥센터의 지원으로 수행된 민군기술협력개발사업의 수행 결과이며, 지원에 감사드립니다.

Reference

- 1) Ross, H., "Fly around the World with a Solar Powered Airplane", *The 26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences proceedings*, 2008
- 2) Hrennikoff, S., "Solution of problems of elasticity by the framework method", *Journal of Applied Mechanics*, Transactions of the ASME 8, 1941, pp. 169~175
- 3) Phaal, R., "A two-surface computational model for the analysis of thin shell structures", PhD thesis, University of Cambridge, 1990
- 4) S. Kukathasan., "Vibration of Prestressed Membrane Structures", Master thesis, University of Cambridge, 2000
- 5) Bae, H., Woo, K., "Analysis methods of wrinkle prediction for thin membrane", *Journal of the KSAS*, Vol. 41, No. 11, 2013, pp. 865~873