

## 論文

## 인간동력항공기 구조 개발

신정우\*, 우대현\*\*, 박일경\*\*, 이무형\*\*, 임주섭\*\*, 박상욱\*\*, 김성준\*\*, 안석민\*\*

## Structural Development for Human Powered Aircraft

Jeong Woo Shin\*, Dae Hyun Woo\*\*, Ill Kyung Park\*\*, Mu-Hyoung Lee\*\*, Joosup Lim\*\*,  
Sang Wook Park\*\*, Sung Joon Kim\*\* and Seok Min Ahn\*\*

## ABSTRACT

Human Powered Aircraft (HPA) should be light in weight and have high efficiency because power source of propulsion is human muscles. Airframe structure takes up most of empty weight of aircraft, so weight reduction of structure is very important issue for HPA. In this paper, design/analysis/test procedures for ultra light weight structure of the HPA developed by Korea Aerospace Research Institute (KARI) are explained briefly. Structural design is conducted through case studies on HPA in the USA and Japan. Loads analysis is performed to calculate design loads which is needed for structural design and analysis. Structural analysis is conducted for structure sizing. Static strength test of main wing spar which is primary structure of wing is performed to verify structural integrity.

**Key Words** : Human Powered Aircraft(인간동력항공기), Ultra Light Weight Structure(초경량 구조), Loads Analysis(하중해석), Structural Analysis(구조해석), Structural Test(구조시험)

## 1. 서 론

인간동력항공기(Human Powered Aircraft)는 인간의 힘을 동력으로 하여 비행을 하는 항공기이다. 따라서 항공기는 매우 가벼워야 하며 효율이 좋아야 한다. 인간동력항공기는 동력원인 조종사를 제외하면 공허 중량(Empty Weight)의 많은 부분을 구조(Structure)가 차지한다. 따라서 초경량 구조를 설계 및 제작하는 기술은 인간동력항공기를 개발하는데 매우 중요한 부분이다.

1961년 인간동력항공기가 최초로 만들어진 이후로 미국, 일본, 유럽 등에서 인간동력항공기 개발이 활발히 이루어져 왔다. MIT에서 개발한

Daedalus는 1988년에 115km를 비행해 가장 긴 비행거리를 가지고 있는 인간동력항공기이다[1]. 일본은 1964년에 인간동력항공기에 대한 연구를 시작하여 현재까지 수많은 인간동력항공기를 개발하였다[2]. 우리나라에서는 1996년 부산대학교 항공우주공학과 학생들이 처음으로 '단군 1호'를 제작하였으나 비행에는 성공하지 못했다[3]. 2009년에 공군사관학교가 'Sky Runner'를 개발하여 비행에 성공하였다.

한국항공우주연구원(항우연) 주관으로 인간동력항공기 경진대회를 2012년 10월 13일에 개최하였으며, 성공적으로 대회를 마무리 하였다. 항우연도 인간동력항공기를 제작하여 시범비행을 하였으며, 240m 비행에 성공하였다(Fig. 2). 항우연의 인간동력항공기 개발은 경진대회 참가가 목적이 아니며 시범기를 개발하면서 습득한 노하우를 참가팀에 전달하는 것에 그 목적이 있다. 그러나 대부분의 참가팀이 비행에 성공하지 못하였다.

본 논문에서는 인간동력항공기 경량 구조에

2012년 12월 21일 접수 ~ 2013년 03월 15일 심사완료  
논문심사일 (2012.12.28, 1차), (2013.03.13, 2차)

\* 한국항공우주연구원 항공혁신기술연구소

연락처, E-mail : jeongdal@kari.re.kr

대전시 유성구 과학로 169-84

\*\* 한국항공우주연구원 항공혁신기술연구소

대한 설계/해석/시험 전반에 대해 간략히 설명한다. 해외 사례를 분석하여 구조설계를 수행하였으며, 하중해석을 통해 구조설계 및 해석에 필요한 하중을 산출하였다. 구조해석을 통해 항공기 구조 사이징을 수행하였고, 가장 중요한 구조물인 주익 주 스파(Main Spar)의 정적구조시험을 수행하여 주익 구조 건전성을 확보하였다.



Fig. 2 KARI Human Powered Aircraft

## II. 본 론

### 2.1 구조설계

항우연 시험기의 설계목표중량은 조종사 중량(55~60kg)을 고려하여 최대이륙중량(Max. Take-Off Weight, MTOW)을 95kg으로 설정하였다.

Fig. 3는 항우연 시험기 설계 계략도이다. 동체(Fuselage), 주익(Main Wing), 수평미익(Horizontal Tail), 수직미익(Vertical Tail)으로 구성되며, 에일러론은 설계하지 않았다. 승강타와 방향타는 별도로 설계하지 않고, 수평미익과 수직미익 전체가 움직이도록 설계하였다.

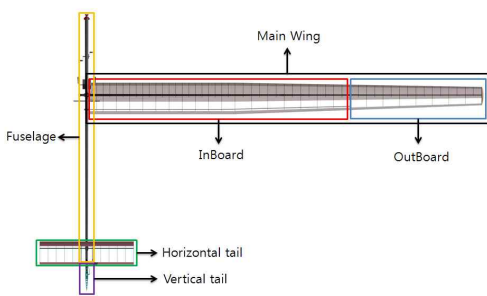


Fig. 3 Structural Layout of KARI HPA

주익 스팬(Span)은 24m이며, 주 스파와 보조 스파(Trailing Spar), 리브(Rib), 표피 가드(Skin

Guard), 마일러 표피(Mylar Skin)로 구성하였다. 주익 설계중량은 약 16kg 이다.

주 스파는 주요 하중부재이며, 총 6개의 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic) 복합재 중공 봉(Hollow Pipe)으로 설계하였다. 마일러 표피를 사용하므로 주익은 비틀림에 매우 취약하다. 따라서 스파를 중공 봉으로 설계하여 비틀림 강도를 증가시켰다. 또한, 주 스파의 위치를 압력 중심(Pressure Center)에 위치시켜 비틀림 하중의 작용을 최소화 하였다.

표피 가드와 리브는 폴리스티렌 폼(Polystyrene Foam)을 이용하여 설계하였다. 마일러 표피를 사용함으로 인해 익면의 공력형상 유지가 어렵다. 따라서 앞전과 뒷전에는 표피 가드를 사용하여 변형으로 인한 공력형상 변화를 최소화 하였다. 리브는 주익에 총 106개를 사용하였으며, 스파와 연결되는 위치에는 발사(Balsa) 나무를 사용하여 보강하였다.

주익의 처짐(Deflection)을 최소화하고 주 스파에 작용하는 하중을 분산시키기 위해 동체와 주익의 6m 지점을 와이어로 연결하였다. 설계 완료된 주익은 Fig. 4과 같다.

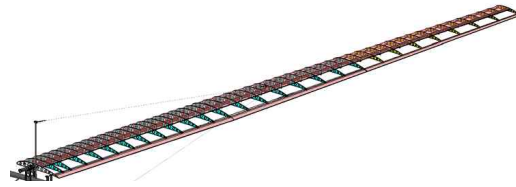


Fig. 4 Main Wing Structure

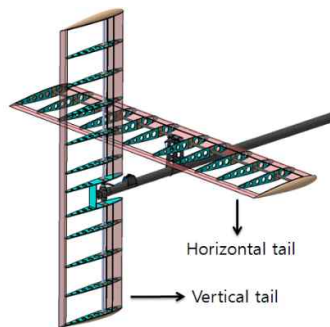


Fig. 5 Empennage Structure

수평/수직 미익 구조의 기본 구성은 주익과 동일하다. 수평미익 스팬은 2.8m 이며 설계 중량은 1.2kg 이다. 12개의 리브로 설계하였다. 수직미익 스팬은 2.5m 이며 설계 중량은 1.1kg 이다.

수평미익과 마찬가지로 12개의 리브로 설계하였다. Fig. 5는 설계된 미익부의 모습을 보여주고 있다.

동체는 크게 2가지 부분으로 구성된다. 하나는 조종사 탑승부이며, 다른 하나는 주익/미익부/조종사 탑승부를 연결하는 붐(Boom)이다.

붐은 길이 8m의 CFRP 복합재 중공 봉으로 제작하였다. 러그(Lug)와 브라켓(Bracket)을 이용해 주익, 수평/수직 미익과 연결하였다. 조종사 탑승부는 복합재를 이용해 붐에 접합하였다. 앞쪽 끝단에는 프로펠러를 부착하였다.

조종사 탑승부는 Fig. 6와 같다. 마찬가지로 CFRP 복합재 봉을 이용하여 설계 하였다. 하중을 분산할 수 있도록 봉을 배치하였으며, 착륙하중을 고려하여 후방 봉은 다른 봉에 비해 더 굵게 설계하였다. 조종사는 2명이며 신체조건을 고려하여 조종석 및 손잡이를 설계하였다.

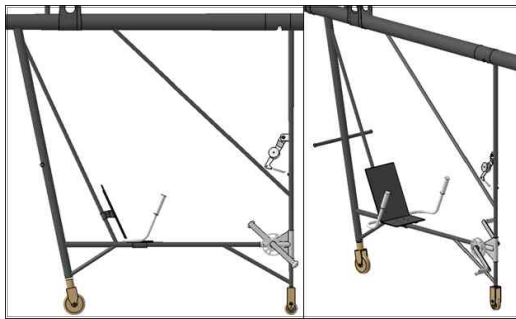


Fig. 6 Fuselage - Cockpit

## 2.2 하중해석

구조설계 및 해석에 사용할 하중을 산출하기 위해 하중해석을 수행하였다. 하중해석을 위해서는 먼저 항공기의 중량과 무게중심을 결정해야 한다. 인간동력항공기는 운용 중 유상하중과 연료의 변화가 없어 중량과 무게중심이 일정하게 유지된다. 따라서 최대이륙중량만 해석에 고려하였다. 설계속도는 9.0m/s이며 최대기동하중배수(Max. Maneuvering Load Factor)는 2.0을 적용하였다. 정적 옆미끄럼각(Steady Sideslip Angle)은 15°를 사용하였다. 돌풍조건은 고려하지 않았다[4]. 수평미익 최대 각변위(Deflection Angle)는  $\pm 10^\circ$ 이며, 수직미익 최대 각변위는  $\pm 15^\circ$ 이다. 하중해석 조건은 Table 1과 같다. 4개의 비행하중조건과 1개의 착륙하중 조건을 고려하였다.

비행하중해석은 고정익 항공기 하중해석 프로그램인 ARGON을 사용하여 수행하였다[5,6].

Fig. 7은 ARGON을 이용하여 수행한 공기력 패널(Aerodynamic Panel) 모델을 보여주고 있다. 1420개의 패널을 사용하였다.

Table 3 Load Conditions

| ID            | Load Condition   |
|---------------|--|
| LC1           | Steady Symmetric Pull-up,<br>Load Factor 2.0                               |
| LC2           | Unchecked Pitching Maneuver,<br>Max. Pitch Control<br>Displacement(-10°)   |
| LC3           | Yawing Maneuver -<br>Maximum Rudder Control<br>Displacement (-15°)         |
| LC4           | Yawing Maneuver -<br>Rudder Return to Neutral<br>(Sideslip Angle : 15°)    |
| Landing<br>LC | Level Landing,<br>Reaction Load Factor 2.33G,<br>Inertia Load Factor 3.00G |

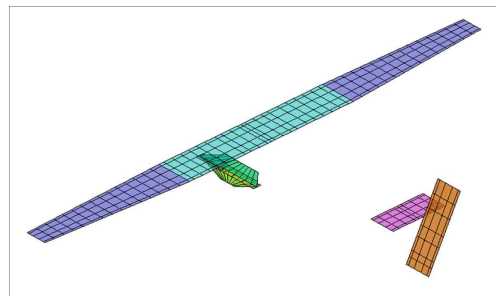


Fig. 7 Aerodynamic Panel Model

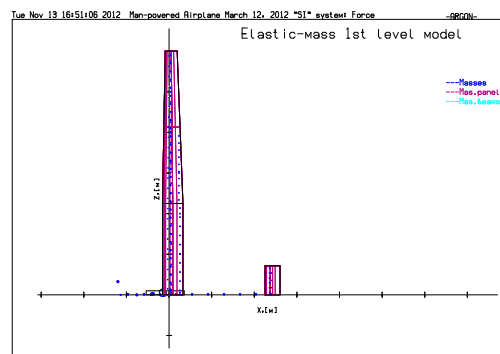


Fig. 8 Mass Model

주익은 4°의 불입각(Incidence Angle)이 있으며, 바깥쪽(Outboard) 주익은 상반각(Dihedral Angle)을 갖는다. 익형은 SG6043을 사용하였다. 수평/수직 미익은 대칭 익형을 사용하였으며, 불입각과 상반각은 없다.

질량모델링은 Fig. 7과 같으며, 450개의 질량점으로 모델링 하였다. 설계 총 중량은 95 kg이다.

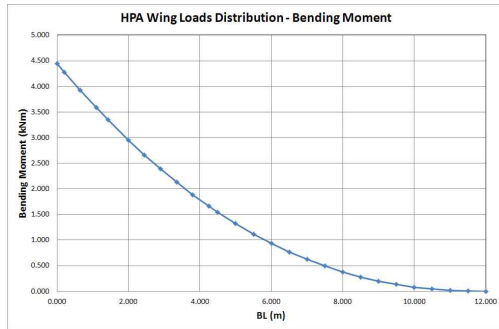


Fig. 9 Wing Bending Moment Diagram

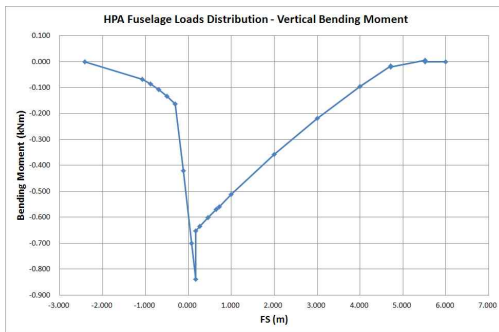


Fig. 10 Fuselage Vertical Bending Moment Diagram

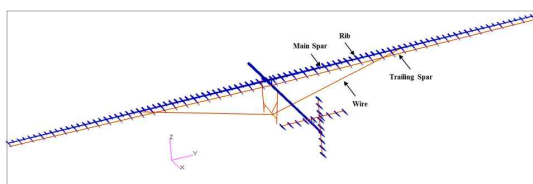


Fig. 11 Finite Element Model

하중해석의 결과로 각 패널에서의 공기하중(Airloads)과 각 질량점에서의 관성하중(Inertia Loads)이 산출된다. 산출된 공기하중과 관성하중을 이용하여 주익과 동체는 전단력(Shear Force, V), 굽힘 모멘트(Bending Moment, M), 그리고

비틀림 모멘트(Torsion, T)를, 수평미익과 수직미익은 전단력과 힌지 모멘트(Hinge Moment, HM)를 구한다. 주익과 동체의 굽힘 모멘트 선도는 Fig. 9과 Fig. 10와 같다.

산출된 하중은 구조설계에 적용할 수 있도록 VMT 형태로 제공하며, 구조해석에 적용하기 위해서는 유한요소모델의 절점(Node)에 작용하는 힘의 형태로 제공한다.

### 2.3 구조해석

인간동력항공기의 구조 사이징을 위해 구조해석을 수행하였다. 먼저, 구조해석을 위해 유한요소 모델을 생성하였다. 유한요소 모델링과 구조해석에는 MSC.Software의 Patran과 Nastran을 각각 사용하였다. Fig. 10은 완성된 전기체 유한요소 모델이다.

구조해석 대상은 CFRP 복합재로 구성된 구조물과 이를 연결하는 구조물(러그, 브래킷 등)로 제한하였다. 마일러 표피는 모델링하였으나, 공기하중과 관성하중을 복합재 구조에 전달하는 역할만 한다. 제작사에서 제공한 CFRP 복합재료 물성치는 Table 4와 같다. 해석에 사용한 물성치는 시험을 별도로 수행하지 않고 제작사에서 제시한 데이터에 제작공법 및 기타 불확실성을 고려한 계수를 적용하여 결정하였다.

Table 4 Material Properties for CFRPs

|                       | CP#250NS<br>(UD) | WSN3K<br>(Fabric) |
|-----------------------|------------------|-------------------|
| E <sub>11</sub> (GPa) | 131              | 65.4              |
| E <sub>22</sub> (GPa) | 8.2              | 65.4              |
| ν <sub>12</sub>       | 0.28             | 0.058             |
| G <sub>12</sub> (GPa) | 4.5              | 3.7               |
| ε <sub>11</sub>       | 0.01221          | 0.01173           |
| ε <sub>22</sub>       | 0.00595          | 0.01173           |
| ε <sub>12</sub>       | 0.01244          | 0.01405           |
| F <sub>13</sub> (MPa) | 30               | 30                |

유한요소모델에 2.2절의 하중해석을 통해 산출한 하중을 적용하였다. 구조해석에 적용한 극한하중계수(Ultimate Load Factor)는 1.3이다. 구조해석을 수행하여 안전여유(Margin of Safety, M.S.)가 '0(Zero)' 이하의 값이 산출되면 설계를 변경하거나 복합재료 적층 수를 변경하여 경량화와 구조 건전성을 만족하도록 하였다. 선형해석

을 수행하였으며, 정적해석과 좌굴해석으로 국한하였다.

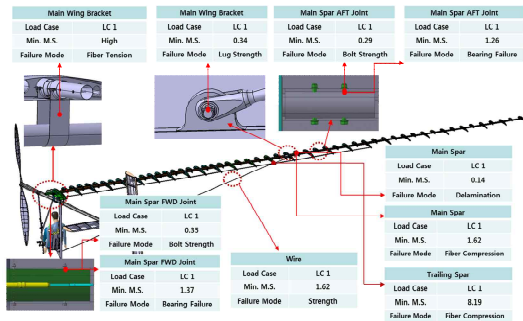


Fig. 12 Structural Analysis Results of Main Wing

구조해석을 통해 최소 안전여유를 '0' 이상 확보함으로써 인간동력항공기 구조 건전성을 확보하였다.

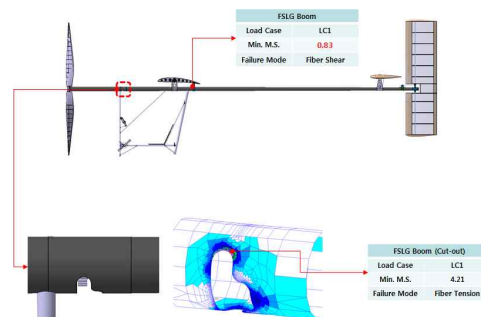


Fig. 15 Structural Analysis Results of Boom

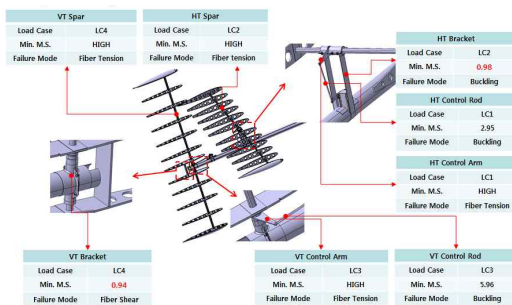


Fig. 13 Structural Analysis Results of Empennage

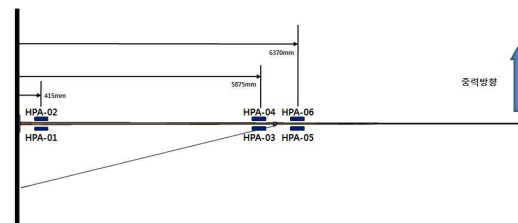


Fig. 16 Strain Gage Locations

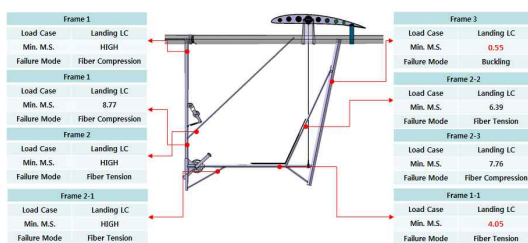


Fig. 14 Structural Analysis Results of Fuselage

주익 구조해석 결과는 Fig. 12과 같다. 최소 안전여유는 0.14 이며 파손 모드(Failure Mode)는 층간분리(Delamination)이다. 수평/수직 미익 구조해석 결과는 Fig. 13와 같다. 최소 안전여유는 0.98 이며 파손 모드는 좌굴이다. 동체 조종사 탑승부와 붐의 구조해석 결과는 Fig. 14과 Fig. 15와 같다. 최소 안전여유는 0.55 이며 파손 모드는 좌굴이다.

### 2.4 구조시험

최종적으로 구조 건전성을 확인하기 위해 구조시험을 수행하였다. 구조시험은 가장 중요한 부재인 주익 주 스파에 대한 정적시험(Static Strength Test)만 수행하였다. 인간동력항공기 대회 규정에는 1.5G의 정적하중 하에서 파손이 일어나지 않을 것으로 규정하고 있다. 따라서 1.5G 하중조건에 대해 정적시험을 수행하였다.

시험하중이 매우 작기 때문에 추(Dead Weight)를 이용하여 시험하중을 부가 하였다. 항공기를 뒤집어 놓은 형태로 주 스파를 설치하고 중력방향으로 시험하중을 부가하였다. 주요 부위에는 변형률 게이지(Strain Gage)를 설치하여 실시간으로 모니터링 하였다. Fig. 15는 변형률 게이지 부착 위치를 보여주고 있다.

주 스파 절반(12m)이 시험 대상이며, 동체 연결부위를 실제와 같이 모사한 치구에 설치하였다. 시험체에 추를 걸기 위한 추 트레이를 설치 하였다.

시험하중은 Fig. 16과 같다. 앞에서 설명한 바와 같이 주 스파에 작용하는 비틀림은 굽힘 모멘

트에 비해 굉장히 작기 때문에 무시하였으며, 전단력과 굽힘 모멘트만 정확히 모사하였다. 설계 하중과 시험하중의 오차는 2% 이내 이다.

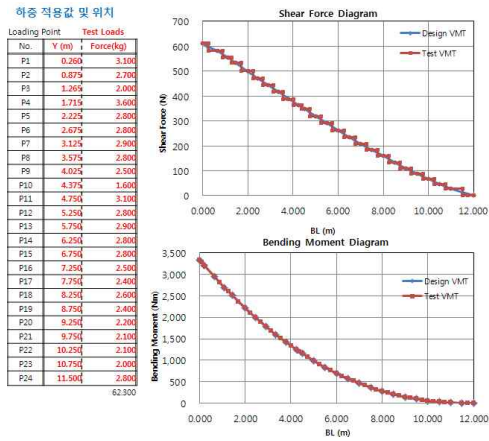


Fig. 17 Test Loads



Fig. 18 Static Strength Test - 100% Test Loads

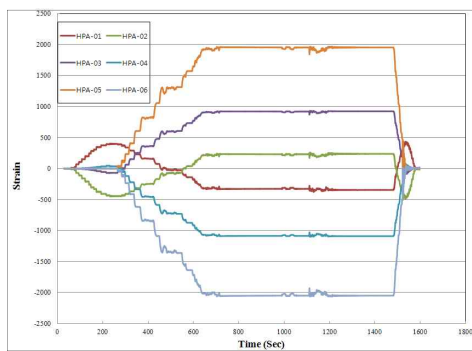


Fig. 19 Strain Data

Fig. 18은 시험체에 추를 설치하여 100% 하중에 도달한 모습을 보여주고 있으며, Fig. 19은 변형을 게이지 값을 보여주고 있다. 주 스파는 시험하중 하에서 어떠한 영구변형이나 파손이 발생하지 않았다. 시험결과를 바탕으로 해석결과를 보정하였다.

### III. 결 론

본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발한 인간동력항공기의 경량 구조 개발 전반에 대해 간략히 설명하였다. 해외 개발사례를 참고하여 구조설계를 수행하였으며, 간략한 하중해석을 통해 구조 설계 및 해석에 사용할 하중을 산출하였다. 구조해석을 통해 구조 사이징을 수행하여 중량을 절감하였으며, 최종적으로 주요 부재의 정적시험을 통해 구조 건전성을 확보하였다. 본 논문은 향후 이루어 질 인간동력항공기 개발에 작은 밑거름이 될 것으로 확신한다.

### 참고문헌

- [1] Byrne, M., Coombs, J., Mills, R., and Nguyen, M.-C., "Human Powered Aircraft," Aircraft Design Project, 2010, pp.1~20.
- [2] Nakamura, K., "Human Powered Aircraft of Japan," The Human Powered Aircraft Group Symposium, 1992.
- [3] Oh, S. J., Lee, J. R., Kang, S. W., Song, W. J., Park, H. R., Kim, S. M., Lee, J. A., and Lee, W. S., "The Study of the Main Wing Design and Production for the Man Powered Aircraft," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 27, No. 6, 1999, pp.156~162.
- [4] Cruz, J. R., and Drela, M., "Structural Design Conditions for Human Powered Aircraft," OSTIV Conference, 1989.
- [5] Evseev, D. D., Lipin, E. K., Timonin, A. S., and Ishmiratov, F. Z., ARGON, Multidisciplinary Analytical Support of Aircraft Design, Central Aerodynamics Institute.
- [6] Shin, J. W., Kim, S. C., and Hwang, I. H., "Load Analysis of Smart UAV using ARGON," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 33, No. 7, 2005, pp.76~84.