50m급 비행선 구조하중 해석

강왕구*, 김동민**, 이진우***, 염찬홍****

Structural Loads Analysis for 50m-class Airship

Wang-Gu Kang*, Dong-Min Kim**, Jin-Woo Lee***, Chan-Hong Yeom****

Abstract

The structural load analysis of 50m class airship was performed. The airship maneuver condition for analysis was defined. Aerodynamic, inertia and buoyance models were built. Control surface motion to make defined maneuver condition were calculated. Load factors, load, shear and bending moment envelops were developed for full airship and tailwing. Gondola design loads were developed.

초 록

50m급 비행선의 구조설계를 위한 하중해석을 수행하였다. 하중해석을 위한 비행선 기동조건을 정의하였다. 비행선의 공기력 모델링, 중량 모델링, 부력 모델링을 수행하였으며, 기동조건을 만족하는 조종면 거동을 산출하였다. 각 기동에 대한 비행선의 하중계수를 산출하였다. 각 하중계수에 대한 하중분포를 산출하고, 전단력 및 굽힘 모멘트 분포를 산출하였다. 꼬리날개 및 곤돌라 설계하중을 산출하였다.

키워드 : 비행선 구조하중해석(structural load analysis of airship), 기동조건(maneuver condition), 돌풍(gust), 하중계수(load factor), 전단력 선도(shear envelop), 굽힘 모멘트 선도(bending moment envelop).

1. 서 론

50m급 축소형 무인 비행선의 구조 기본설계를 위한 외부하중 해석을 수행하였다. 비행선의 설계하중의 산출은 미국 FAA (Fedral Aviation Administraion)에서 발간된 "Airship Design Criteria (FAA-P-8110-2)" [1]에 근거로 하여 작성된 "50m급 축소형 무인비행선 기체구조 개발규격서 (개발-01-V1.0)" [2]에 따라 수행하였다.

위 규격서에는 비행선에 가해지는 하중을 비행하중, 돌풍하중, 추력하중, 이착륙하중, 무어링 및 handling 하중의 6개 load case로 대 분류하였다. 본 보고서에는 위 규격서에 정의된 내용에 따라 세부적인 load case를 작성하고, 이에 따른 하중계

* 비행선연구그룹/ wgkang@kari.re.kr
** 비행선연구그룹/ dmkim@kari.re.kr
*** 비행선연구그룹/ jin@kari.re.kr
**** 비행선연구그룹/ yeom@kari.re.kr

산 결과를 수록하였다. 전기체에 대한 하중해석을 수행하여, 최대 하중배수를 결정하였으며, 기낭, 꼬리날개, 곤돌라, 노즈콘, EMS에 대한 설계하중을 산출하였다. 본 결과는 내부하중해석 및 기본설계, 상세설계에 직접적으로 적용하였다.

비행선의 하중은 운항중 발생가능한 최대하중인 제한하중과 제한하중에 안전계수를 곱한값인 극한하중으로 정의된다. 별도의 언급이 없으면, 제시된 하중은 제한하중이다. 안전계수는 1.5를 사용하는 것이 일반적이다. 별도의 언급이 없는 경우, 공기 및 지상하중은 관성력과 평형을 이루어야 한다. 비행선이 포함하는 모든 질량을 고려해 관성력을 산출하였다. 구조물에 대한 규정을 만족시키기 위해서는 최대 중량부터 최소 중량까지 모든 중량 조건과 가장 최악조건의 무게중심 조건이 고려되어야 한다. 만약 하중에 의한 변형이 내외부 하중의 분포를 크게 변화시킨다면, 하중 재 분포가 고려되어야 한다. 본 논문은 50m급 비행선 하중해석 2차년도 연구결과를 요약한 것이다. 비행선 하중해석을 위한 기본 데이터와 해석방법 등은 참고문헌 [3]으로 정리하였다. 본 논문에서는 참고문헌 [3]과 중복되는 부분은 생략하였다.

2. 50m급 비행선

비행선은 전형적인 연식구조 (non-rigid or blimp)를 가지며, 비행선의 길이는 50m, 최대직경은 12.5m인 타원체 형상의 동체에 inverted-Y 형상의 핀을 가지고 있다. 비행선은 전방에 노즈 콘이 있고 여기에 무어링마스타 장착용 러그가 부착된다. 배튼을 노즈콘의 주위에 연결하여 기낭의 전방부를 보강한다. 비행선의 기낭에 추력모터를 케이블과 부착판을 통하여 직접 부착한다. 곤돌라는 외부 패치를 이용하여 기낭에 부착한다. 곤도라 내부에는 터보샤프터 발전기, 연료, 전기장비, 탑재전자장비 등을 탑재한다. 위와 같은 형상을 가진 비행선의 목표중량은 최대 이륙중량으로 2,750Kg으로 설정하였다.

3. 하중 해석 방법

FAA-P-8110-2는 비행선의 구조 설계에 고려해야 할 하중해석 조건을 그림 1과 같이 정의하고 있다. 비행과 그에 따르는 기동에 의한 비행하중(flight load)과 대기의 교란에 의한 돌풍하중(gust load)을 포함하는 비행하중(flight load), 조종면과 조종 시스템에 작용하는 조종 하중(control load) 그리고 이착륙 및 지상운용에 의한 지상하중(ground load)가 FAA-P-8110-2가 정의하는 하중조건이다.

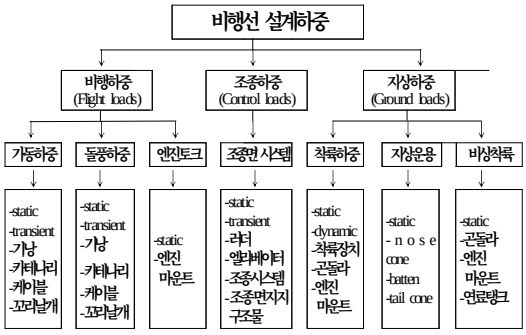

그림 1. 비행선 하중해석요건

비행선의 공기력, 관성력 그리고 부력은 평형상태를 이루어야 하다. 이 평형 상태는 비행선의 회전에 의한 관성력을 포함하여 이루어진다. 이를 고려한 하중 해석은 크게 정적하중(static load)과 과도하중(transient load), 그리고 동하중(dynamic load) 등의 방법을 사용하여 해석할 수 있다. 정적하중 해석은 비행선의 특정한 기동 상태가 정적 평형을 이루고 있다고 가정하고 해석하는 기법을 의미한다. 즉 비행선의 중량, 고도, 속도, 무게중심, 받음각의 위치가 결정되면, 이 상태가 정적 평형을 이루기 위한 조종면의 굽힘각과 관성력을 산출하는 것이다.

과도하중에서는 비행선이 특정 기동을 시작하여 전개하고 끝마치는 모든 과정을 해석한다. 과도하중 해석에서는 1-g 수평 비행(1-g level flight) 중인 비행선이 조종면을 작동하여 특정기동을 수

행하는 전과정을 해석하며, 이 때 관성 모멘트에 의한 하중 변화와 비행선의 동적동적 미계수에 의한 하중 변화량이 고려된다.

동적하중(dynamic load)은 과도기동에 구조물의 동적운동 특성을 도입한 하중해석방법으로, 엔진 혹은 곤돌라 등의 집중 질량에 의한 주위 구조물에 발생하는 추가 동하중을 산출하는 기법이다. 50m급 비행선의 경우에는 비행선의 동특성이 정의되지 않은 관계로 정적하중 해석만을 수행하였다. 정하중이 동적 하중 및 천이하중(transient load)보다 더 보수적인(conservative) 결과를 산출하는 것이 일반적이다. 본 연구에서 수행된 비행선 하중해석조건을 정리하면 다음과 같다.

- 돌풍조건 (Gust) : 비행선이 해면고도에서 최대 속도로 비행 중 돌풍을 맞는 경우와 Vb로 비행중 최대 돌풍을 맞는 경우 두가지를 고려하였다. 비행선이 비행하는 평면에 수직하게 불어오는 돌풍을 고려하였다. 하중해석은 수직돌풍에 의해 야기되는 받음각(angle of attack)의 변화에 따른 하중증가를 산출하였다. 돌풍하중에 의해 발생하는 최대 굽힘 모멘트와 최대 굽힘 모멘트공식(참고문헌[1])을 사용한 최대굽힘모멘트 값(참고문헌[3])을 비교하였다.

- 최대하중계수조건(Max-G) : 기동(maneuver)에 의해 발생하는 최대 하중을 산출하였다. 비행선의 기동은 조종면을 작동시켜 구현한다. 비행선의 각각의 비행속도에 대해 받음각 변화시켜 각 받음각에 대한 조종면 최대 굽힘각을 계산한 후, 이로 인해 발생하는 하중을 산출하였다. 조종면의 최대 굽힘각은 조종력에 의해 발생가능한 최대 굽힘각을 의미하며, 비행속도에 따라 달라진다. 조종력은 조종면의 힌지선에 조종메카니즘에 의해 구현되는 힌지 모멘트로 구현된다. 50m급 비행선은 조종면을 서보모터와 2절 링크를 사용하여 이동시키며, 한 개의 조종면 힌지에 작용하는 최대 굽힘모멘트는 250N-m를 사용하였다.

- 최대조종면 굽힘각 조건(Max-dE) : 1-g 수평비행(level flight)중인 비행선에 조종면 힌지 모멘트가 허용하는 조종면 최대 굽힘각을 구현하여 하중을 산출한다. Trim Condition을 정의한다.

- 최대음조종면 굽힘각 조건(Max-Ne) : 최대하중계수조건(max-g)에서 얻어진 비행조건에서 조종면을 반대방향으로 굽혀 하중을 산출한다. 조종면과 꼬리날개에 최대 비틀림 모멘트를 발생시키며, 최소 하중배수를 얻게 되는 기동이다.

4. 하중해석 모델링

비행선에는 외력으로 공기력과 부력이 작용하고, 이에 따라 관성력 발생하여 전체적인 힘 평형을 이룬다. 비행선 하중해석을 위해서는 공기력과 부력 그리고 관성력에 대한 적절한 모델링이 필수적이다. 본 하중해석에서는 공기력은 3-D panel 모델리을 수행하였으며, 부력은 부력 부피에 의한 질점하중 모델링을 수행하였으며, 질량은 질점(point mass)에 의한 모델링을 수행하였다.

4.1 중량 모델링

하중해석에서 비행선의 각 부품들은 질점(point mass)으로 모델링 되었다. 질점 모델링을 수행함으로써 비행선의 각 부위에 작용하는 관성하중을 보다 쉽게 산출할 수 있다. 분포도가 큰 기낭, 보조기낭(ballonet), 꼬리날개, 곤돌라(gondola) 등은 다수의 질점으로 모델링 했으며, 기타 집중도가 큰, 엔진, 추력모터, 기타 탑재체 등은 하나의 질점으로 모사하였다. 그림 2에 50m급 무인비행선의 집중질량 모델링의 결과를 나타내었다.

그림 3에 FS에 따른 질점 분포를 그렸다. 50m급 무인비행선의 질량은 주로 곤돌라 위치인 FS 2250근처에 분포함을 알 수 있다. 관성력의 관점에서 볼 때 집중질량들이 FS의 특정위치에 집중하는 것은 바람직하지 않으나, 비행선의 특수성을

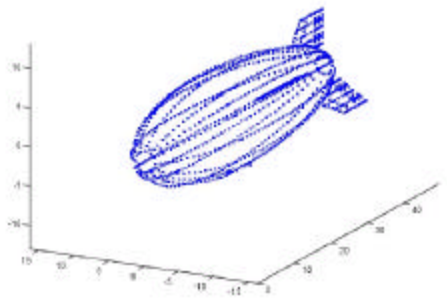

그림 2. 50m급 비행선 집중질량 모델링

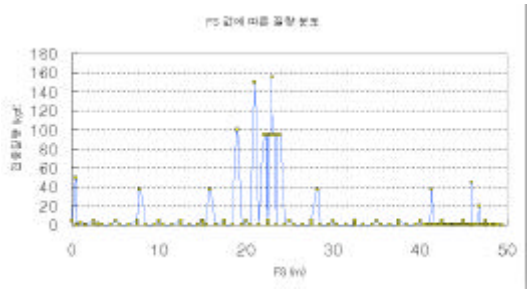

그림 3. FS에 따른 50m급 비행선 질량 분포

하중해석에는 두가지의 질량 모델을 사용하였다. 모델링된 각 질량조건은 아래 표1과 같다.

표1. 질량 모델링 결과

중량 조건		W_t	W_o
총중량(kgf)		2,750	2,470
무게중심	FS(m)	24.0	24.0
	WL(m)	-3.89	-3.51
관성모멘트 (kgf-m2)	Ixx	76,740	72,300
	Iyy	329,660	324,840
	Izz	306,130	305,750
	Ixz	10,350	9,220
비고		최대이륙중량	최소중량 (최대이륙중량 - 연료량)

4.2 공기력 모델링

3-D panel code에 의한 공기력 계산을 수행하였다. 항공기 구조하중해석에는 일반적으로 2-D panel code를 사용하는 것이 일반적이나 비행선은 동체가 주 공력면을 구성함으로 3-D 모델링을 수행하였다. 비행선 패널 모델링은 그림 4와 같다. 패널 모델링을 이용하여 비행선의 받음각과 조종면 굽힘각의 변화에 따른 양력계수와 모멘트 공식을 산출하여 이를 이용하여 받음각에 따른 공력하중과 조종면 굽힘각을 산출하였다. 하중해석에 사용된 양력과 피치 모멘트 계수는 아래 식과 같다.

$$C_Z = -.0123 \times \alpha - .0078 \times dE$$

$$C_m = 1.8 \times 10^{-8} \times \alpha^5 - 2.4 \times 10^{-9} \times \alpha^4 - 2.4 \times 10^{-5} \times \alpha^3 - 2.7 \times 10^{-5} \times \alpha^2 + .0135 \times \alpha - .0097 \times dE$$

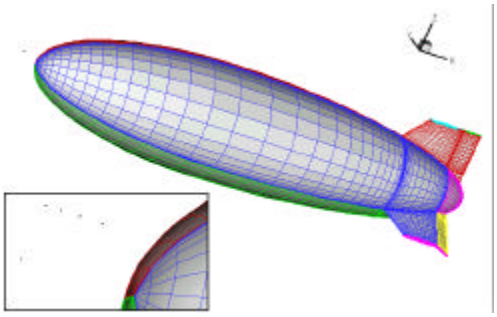

그림 4. 공력 패널 모델링

4.3 부력 모델링

비행선에 작용하는 주 양력은 부력으로부터 발생된다. 일반적으로 1-g flight의 경우, 전체 양력의 약 80~90%이상을 부력이 담당하는 것이 일반적이다. 부력은 기낭의 윗면에 작용하는 것으로 가정하였으며, 부력의 크기는 기낭을 FS 방향으로 세분한 뒤, 각 세분된 부피만큼의 부력이 기낭의 윗면에 절점 하중으로 작용한다고 가정하였다. 응력의 집중을 피하기 위해, 기낭 각 단면의 원주방향으로 부력을 분포시켰다. 비행선의 자세각의 변화나 공기낭의 수축과 팽창에 의한 부피변화는 고려하지 않았다. 그림5는 부력모델링에 의한 FS 방향으로의 부력분포이다.

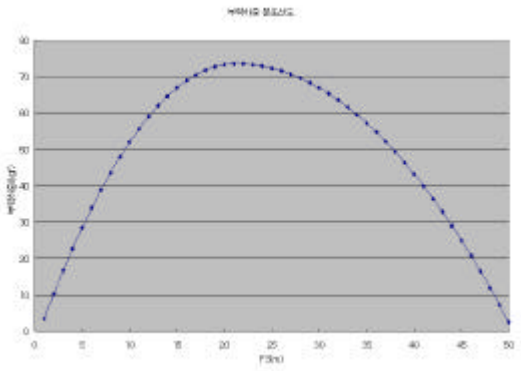

그림 5. 부력 분포도

4.4 부력/관성력 분포 비교

대부분의 운행시간동안 비행선에 작용하는 주 하중은 부력과 관성력이다. 일반적으로 부력과 관성력의 분포를 유사하게 설계하여, 하중분포를 줄여주는 것이 필요하다. 비행선 질량의 많은 부분이 곤돌라에 집중해서 분포함으로 부력과 관성력의 분포를 동일하게 가져가는 것은 현실적으로 불가능하다. 아래 그림6은 50m급 비행선의 부력과 관성력의 차를 FS에 따라 그려주었다. 비행선 대부분에서 부력과 관성력이 차는 연속적인 분포를 보이나 곤돌라 부근에서 큰 관성력이 발생함을 알 수 있다.

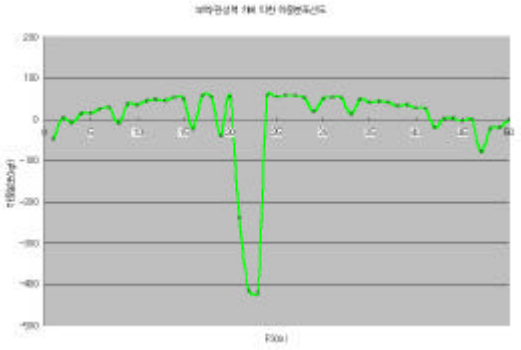

그림 6. 부력과 관성력 차에 의한 하중분포

이와 같이 관성력과 부력의 차에 의하여 발생하는 기낭의 전단력과 굽힘모멘트 그리고 이에 의한 최대 응력분포는 다음 그림 7, 그림 8, 그림 9와 같다.

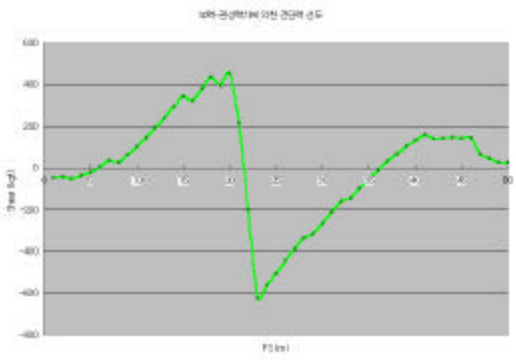

그림 7. 부력/관성력 차 전단력 분포

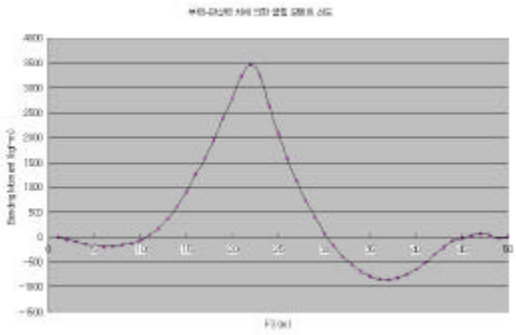

그림 8. 부력/관성력 차 굽힘모멘트 분포

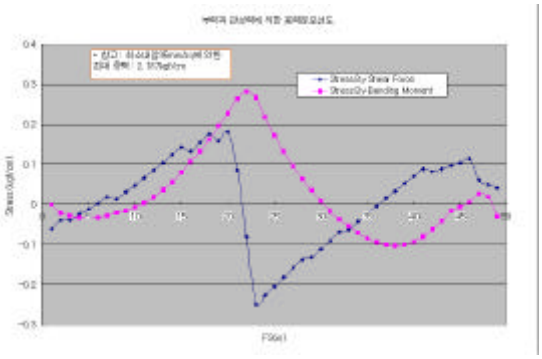

그림 9. 부력 관성력 차 응력분포

부력과 관성력의 차에 의해 발생하는 응력은 곤돌라 부위에서 약 0.3kgf/ cm로 기낭 최소여압인

35mmAq시 발생응력의 약 1/7정도임을 위 그림 9에서 알 수 있다. 즉 내압에 의한 응력보다 훨신 낮은 수준의 응력이 부력과 관성력의 불균등 분포에 의해 발생한다. 이는 부력과 관성력의 불균등 분포에 의한 응력 발생이 우려할 만한 수준이 아님을 의미한다.

5. 비행하중해석 결과

5.1 기낭 하중해석

비행 중에 비행선에 작용하는 최대하중을 산출하기 위하여 최대 하중조건(Max_G), 꼬리날개 최대 굽힘각(Max_De), 최소하중 배수조건(Nax_Ne) 그리고 돌풍하중(Gust) 조건에 대한 하중해석을 수행하였다. 각 하중조건에 대한 비행속도, 받음각(angle of attach), 조종면 굽힘각을 산출한 뒤, 하중배수를 구하였다. 50m급 비행선에 작용하는 최대 하중계수는 1.53으로 돌풍하중조건에서 산출되었다. 각 하중조건 해석 결과는 표 2와 같이 정리되었다.

표 2. 비행하중조건

기동조건	비행속도	받음각	조종면 굽힘각	하중배수 (N)	비고
Max_G	22.2	8.15	9.88	1.46	최대 하중조건
Max_De	22.2	1.38	15.057	1.29	꼬리날개 최대 굽힘각
Max_Ne	22.2	8.15	-20.94	0.65	최소하중 배수조건
Gust	22.2	18.84	-3.32	1.53	최대돌풍

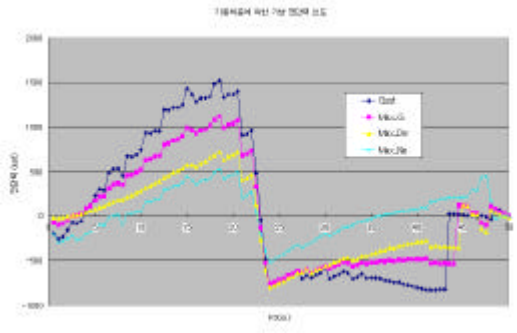

그림 10. 기낭 전단력 분포선도

각 조건에 대한 비행선 전체에 작용하는 전단력 선도와 굽힘 모멘트 선도를 산출하였다. 비행선에 작용하는 전단력과 굽힘모멘트 선도는 그림 10 및 그림 11과 같다.

최대 굽힘 모멘트는 FS 24에서 15,000kgf-m을 얻었다. 이 같은 참고문헌 [3]에서 최대 굽힘 모멘트 공식에 의한 최대 모멘트 11,000kgf-m보다 약 4,000kgf-m정도 더 큰 값이다. 비행하중 해석에서 구해진 최대 굽힘 모멘트가 기낭면에 작용할 경우 작용 응력 1.22kgf/cm가 된다.

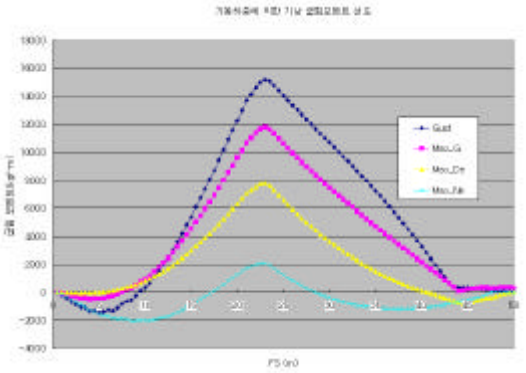

그림 11. 기낭 굽힘 모멘트 분포선도

5.2 꼬리날개 하중해석

꼬리날개는 조종면의 굽힘각에 따른 하중변화가 발생한다. 50m급 비행선은 3개이 꼬리날개로 구성되어 있으며, 각각은 한 개의 fin과 두 개의 조종면으로 구성된다. 조종면의 굽힘각은 조종면 힌지에 작용하는 최대 힌지 모멘트가 500N-m를 넘지 않는 최대 굽힘각으로 결정된다. 최대 굽힘각이 결정되면, 핀과 조종면에 작용하는 최대 하중 굽힘 모멘트 그리고 비틀림 모멘트가 산출된다. 산출된 결과는 표3과 같으며 각 단위는 kgf, kgf-m 이다.

각 조건에 의해 꼬리날개(핀 + 조종면)과 조종면에 작용하는 전단력, 굽힘 모멘트, 비틀림 모멘트를 산출하였다. 각각의 힘은 핀의 중간 스파를 기준 좌표로 산출하였다. 각 산출된 결과는 꼬리날개의 설계/해석/시험에 사용될 예정이다. 그림

13~ 그림 17은 꼬리날개와 조종면에 작용하는 하중들을 그림으로 도시한 것이다.

표 3. 꼬리날개 작용하중

기동조건	하중배수(N)	조종면 굽힘각	꼬리날개하중			조종면하중		
			하중	굽힘모멘트	비틀림모멘트	하중	굽힘모멘트	비틀림모멘트
Gust	1.53	9.88	-511	1708	860	-64	259	78
Max_G	1.46	15.06	-376	1123	1243	-103	286	81
Max_De	1.29	-20.94	-310	894	1436	-123	327	90
Max_Ne	0.65	-3.32	100	-199	-1400	101	-227	-1427

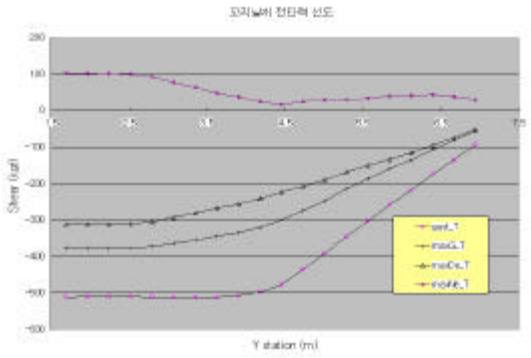

그림 12. 꼬리날개 전단력 분포선도

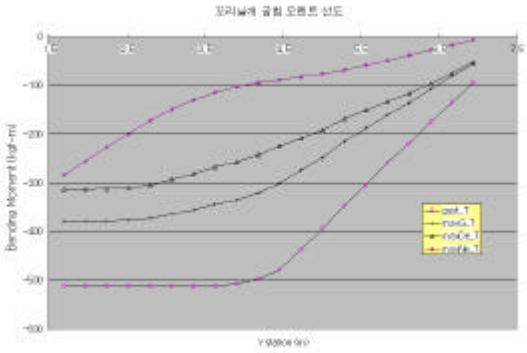

그림 13. 꼬리날개 굽힘 모멘트 분포선도

5.3 곤돌라 하중해석

곤돌라에 작용하는 하중은 비행하중(기동하중 + 돌풍하중)에 의해 산출되는 최대 하중배수와 비행선의 최대 및 최소 자세각(attitude)을 고려하여 산출한다. 비행선의 최대 및 최소각을 고려하는 이유는 기낭/ 곤돌라 연결 패치에 작용하는 하중의 불균형이 최대가 되고, 하중 작용방향이 변할 수 있기 때문이다. 곤돌라에 작용하는 하중은 아래 표4과 같다.

표 4. 곤돌라 하중

ID	Load factor	Rotating acceleration at Gondola C.G	Fx (kgf)	Fz(kgf)	Fy(kgf)
Gust	1.55	0	0	1,727	0
Gust(AOA = 10)	1.41	0.0284	415	1,602	0
Pitching Maneuver (attitude = 30)	1.32		566	1,490	0
Yawing Maneuver	1		0	1,136	185

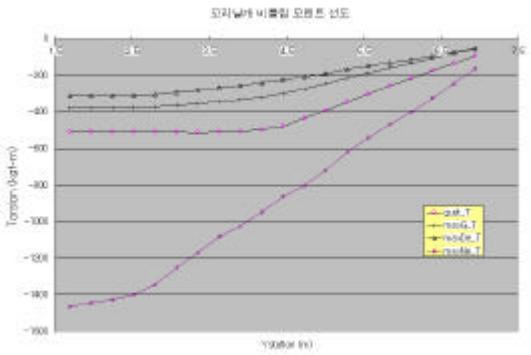

그림 14. 꼬리날개 비틀림 모멘트 분포 선도

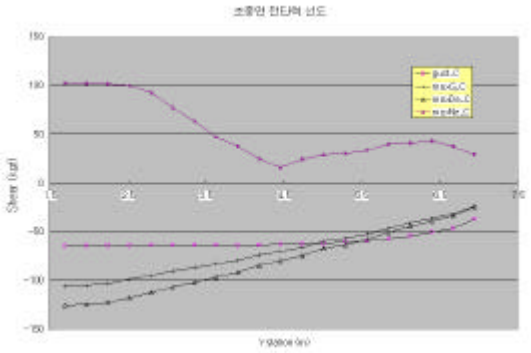

그림 15. 조종면 전단력 분포선도

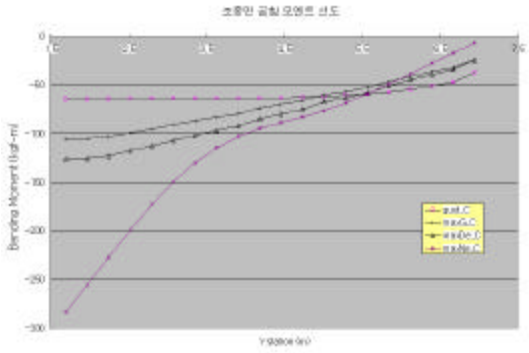

그림 16. 조종면 굽힘 모멘트 선도

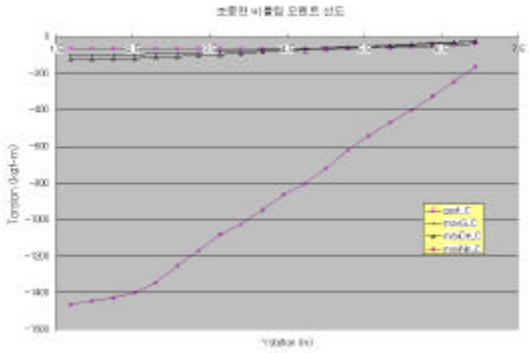

그림 17. 조종면 비틀림 모멘트 분포선도

6. 결 론

50m급 비행선의 구조 설계를 위한 하중을 산출하였다. 공기력 모델링, 중량 모델링, 부력 모델링을 수행한 뒤, 이를 바탕으로 예상되는 비행선 기동조건을 분석하여 산출한 하중조건에 따라 하중해석을 수행하였다. 또 난류에 의해 발생하는 돌풍하중해석을 수행하였다. 하중해석 결과를 분석하여 최대 설계 하중 배수를 결정하였으며, 꼬리날개, 곤돌라 등의 각 구조품에 대한 설계하중을 산출하였다.

비행체에 대한 하중해석은 해석 대상이 되는 비행체의 운용조건에 따라 크게 좌우된다. 비행선에 대한 하중해석 또한 비행선의 운용경험을 충실히 분석하고 이에 기반한 하중해석이 수행될 필요가 있다. 국내뿐만 아니라 전 세계적으로 비행선에 대한 운용 데이터가 충분히 확보되지 못한 관계로 비행선 하중해석 기법은 충분히 개발되지 못한 것이 현실이다.

50m 비행선의 개발 이후에 충분한 비행시험과 운용을 통하여, 비행선 구조해석에 대한 보다 폭넓은 이해가 필요할 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. "Airship design criteria, FAA-P-8110-2", U.S. Dept. of Transportation, FAA, 1995
2. "50m급 축소형 무인비행선 기체구조 개발규격서 (개발-01-V1.0)", 한국항공우주연구원, 2001.
3. "50m급 축소형 비행선 구조 하중 해석-1차년도 보고서", 한국항공우주연구원 기술문서 KARI-ARD-TM-2001-008-v.1-rev.0, 2001.
4. G. A. Khoury and J. D. Gillett, "Airship Technology", Cambridge University Press, U.K., 1999.