

4인승 선미익 경항공기 비행하중 해석

신정우*, 김태욱**, 이상욱***, 심재열****, 황인희*****

Flight Loads Analysis for 4-Seater Canard Airplane

Jeong-Woo Shin*, Tae-Uk Kim**, Sang-Wook Lee***,
Jae-Yeul Shim****, In-Hee Hwang*****

Abstract

Civil aviation regulation such as FAR and loads analysis procedure based on this was explained, and loads analysis procedure and results for Smart UAV was presented for application case. For loads analysis, applicable regulations and loads conditions should be prepared in advance, and modeling for aerodynamics, weight, and structure should be performed. Panel method is usually adopted for aircraft loads analysis to obtain aerodynamic loads. In this study, ARGON which is multidisciplinary fixed wing aircraft design software co-developed by KARI and TsAGI was used for loads analysis. ARGON can be utilized for flutter and stress analysis as well as for flight and ground loads analysis. In this paper, flight loads analysis of 4-seater canard airplane was performed with ARGON and that results were presented.

초 록

미감항규정인 FAR과 이에 기반한 하중해석 절차를 설명하였다. 하중해석을 위해서는 규정과 하중조건을 준비하고, 공기력, 중량 및 구조 모델링을 수행해야 한다. 항공기 비행 하중 해석시 공기력은 일반적으로 패널방법을 이용하여 산출하게 된다. 본 연구에서는 하중해석을 위해 In-house 프로그램인 ARGON을 사용하였다. ARGON은 KARI와 TsAGI가 공동 개발한 고정익 항공기 설계 프로그램으로서 비행하중, 지상하중, 플러터 및 응력해석을 지원한다. 본 논문에서는 ARGON을 이용하여 4인승 선미익 항공기 개발에 있어 필수적인 비행하중 해석을 수행하였고 그 결과를 제시하였다.

키워드 : 하중해석(loads analysis), 미감항규정(FAR), 패널 방법(panel method), ARGON, 비행하중(flight loads)

* 항공구조그룹/jeongdal@kari.re.kr
*** 항공구조그룹/lsw@kari.re.kr
***** 항공구조그룹/ihhwang@kari.re.kr

** 항공구조그룹/tukim@kari.re.kr
**** 항공구조그룹/jyshim@kari.re.kr

1. 서 론

한국항공우주연구원은 쌍발 복합재 항공기와 반디호 그리고 스마트 무인기 등의 개발을 통해 소형항공기 개발을 활발히 진행 중에 있다. 특히 반디호는 남극점 비행을 계기로 그 성능의 우수성을 인정받게 되었으며, 현재 수출을 목적으로 수출형 모델(그림 1)을 개발 중에 있다. 수출형 모델은 기존의 모델과 비교하여 많은 부분의 설계가 변경되었으며, 현재 하중해석/구조해석이 진행중에 있다. 또한 주의 시험을 완료하였으며 다른 구조시험이 계속 진행 중에 있다.

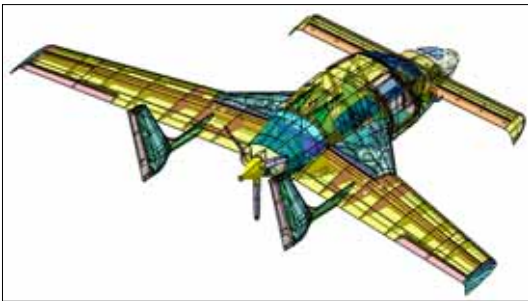


그림 1. 4-Seater Canard Airplane(The Firefly)

항공기 개발에서 하중해석은 모든 설계/해석의 기본으로서 매우 중요하다. 하중해석을 위해서는 규정이 마련되어야 하며, 인증 획득을 위해서는 규정을 정확하게 적용하여 해석을 수행해야 한다. 수출형 모델은 미감항기준 FAR Part 23[1]의 Normal 급 항공기를 기준으로 하중해석을 수행하였다. 하중해석의 일반적인 절차는 그림 2와 같다.

한국항공우주연구원에서는 러시아(TsAGI)와 협력하여 개발한 고정익 항공기 하중해석 프로그램인 ARGON[2,3]을 사용하여 항공기 개발에 필요한 하중해석을 수행하고 있다.

본 논문에서는 FAR Part 23 Normal 급 규정을 적용하여 4인승 선미익 경항공기 수출모델(아래 반디호)의 비행하중해석을 수행하였으며, 그 결과를 도시하였다.

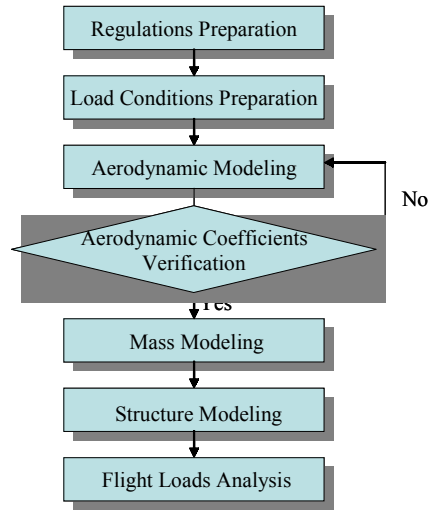


그림 2. Loads Analysis Procedure of the Firefly

2. 하중해석모델

2.1 하중해석조건

하중해석을 수행하기 전에 대상 항공기의 중량과 무게 중심을 결정해야 하며, 규정에 따라 각 중량조건에 따른 V-n 선도를 작성한다. 항공기는 유상하중(Pay Load)과 연료(Fuel)의 위치와 유무에 따라 여러 가지 중량조건이 생성된다. 표 1은 하중해석에 사용한 반디호의 중량과 무게중심을 보여주고 있으며, 그림 3은 최대이륙중량(Max. Take-off Weight)에서의 V-n 선도이다.

표 1. Weight and CG of the Firefly

	중량 (kg)	무게중심		
		FS (mm)	BL (mm)	WL (mm)
W1(MTOW)	1261	3328	0	59
W2(ZWFW)	1144	3299	0	44
W3(ZWFW-2P)	991	3341	0	40

표 2. Symmetric Flight Conditions of the Firefly

		FAR	EAS	Load Factor		Pitch Accel.	조종면	
				Pos.	Neg.		Flap	Elevator
Steady Symmetric Flight	Flap Retracted	§23.333	V_A	n_m	-	-	-	δ_{EB}
		§23.333 §23.341 §23.425(a)(c)	V_C	n_m	-	-	-	δ_{EB}
		§23.333 §23.341 §23.425(a)(c)	V_D	n_m	-	-	-	δ_{EB}
		§23.333	V_A	-	n_{min}	-	-	δ_{EB}
		§23.333 §23.341 §23.425(a)(c)	V_C	-	n_{min}	-	-	δ_{EB}
		§23.333 §23.341 §23.425(a)(c)	V_D	-	n_{min}	-	-	δ_{EB}
		Pitching Condition	Unchecked Maneuver	§23.423(a)	V_A	1	-	\dot{w}_y
§23.423(a)	V_A			1	-	\dot{w}_y	-	Min.
Checked Maneuver	§23.423(b)		V_A	1	-	$\frac{+39n_m \times (n_m - 1.5)}{V}$	-	δ_{E1}
	§23.423(b)		V_C	1	-	"	-	δ_{E2}
	§23.423(b)		V_D	1	-	"	-	δ_{E3}
	§23.423(b)		V_A	n_m	-	$\frac{-39n_m \times (n_m - 1.5)}{V}$	-	δ_{E4}
	§23.423(b)		V_C	n_m	-	"	-	δ_{E5}
§23.423(b)	V_D	n_m	-	"	-	δ_{E6}		

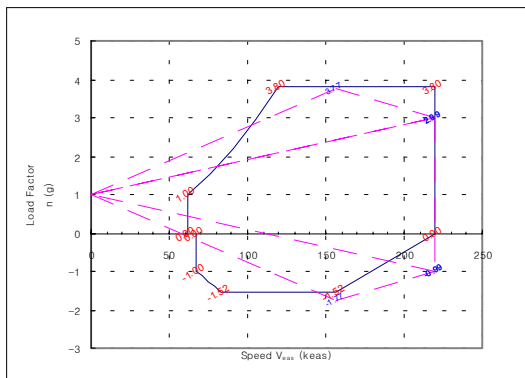


그림 3. V-n Diagram for Maximum Take-off Weight

만디호의 중량별 제한기동하중배수와 돌풍하중배수는 표 4와 같다.

미감항규정(FAR23)에 따르면, 비행하중조건은 크게 대칭기동조건(Symmetric Maneuver)과 비대칭기동조건(Unsymmetric Maneuver)으로 나눌 수 있다.

대칭기동조건은 정상대칭기동(Steady Symmetric Maneuver)조건과 피치기동(Pitching Maneuver)조건 그리고 수직돌풍(Vertical Gust)조건으로 나눌 수 있다. 또한 피치기동조건은 점검기동(Checked Maneuver)조건과 비점검기동(Unchecked Maneuver)조건으로 나눌 수 있다 (표 2).

표 3. Unsymmetric Flight Conditions of the Firefly

	FAR	EAS	Load Factor		Roll rate	Yaw rate	조종면		
			Pos.	Neg.			Aileron	Elevator	Rudder
Rolling conditions	§23.349(b)	V_A	$2/3 \times n_m$	-	w_x	-	Max	δ_{EB}	-
	§23.455	V_C	$2/3 \times n_m$	-	w_x	-	δ_{AC}	δ_{EB}	-
	"	V_D	$2/3 \times n_m$	-	$1/3 w_x$	-	δ_{AD}	δ_{EB}	-
Yawing conditions	§23.441(a)(1)	V_A	1	-	-	0	δ_{AB}	δ_{EB}	max.
	§23.441(b)(2)	V_A	1	-	-	0	δ_{AB}	δ_{EB}	max.
	§23.441(b)(3)	V_A	1	-	-	0	δ_{AB}	δ_{EB}	0
Lateral Gust loads*	§23.443 §23.333(c)	V_C	-	-	-	-	-	δ_{EB}	0
Unsymmetric loads in h.tail**	§23.427(a)	-	-	-	-	-			

표 4. Limit Maneuvering Load Factor and Gust Load Factor of the Firefly

Weight		V_A	V_C	V_D
W1	Maneuver	3.8	3.8	3.8
		-1.52	-1.52	0
	Gust	-	3.77	2.99
W2	Maneuver	3.8	3.8	3.8
		-1.52	-1.52	0
	Gust	-	3.85	3.05
W3	Maneuver	3.8	3.8	3.8
		-1.52	-1.52	0
	Gust	-	3.96	3.11
		-	-1.96	-1.11

비대칭기동조건은 롤기동(Rolling Maneuver)조건과 요기동(Yawing Maneuver)조건 그리고 측면돌풍(Side Gust)조건으로 나눌 수 있다. (표 3)

각 중량에 대해서 수십 가지의 비행하중 조건이 생성되며, 모든 중량조건을 고려하면 수백에서 수천 개의 비행하중 조건이 생성된다.

수천가지의 하중조건을 구분하기 위해서는 하중조건이름(Load Condition Name Convention)을 정확히 정의하여 사용해야만 한다. 반디호의 하중조건이름은 28개의 문자로 구성하였으며, 항공기 형상(Aircraft Configuration), 기동 종류(Maneuver Type), 수직하중배수(Normal Load

Factor), 마하수(Mach Number), 고도(Altitude) 그리고 동압(Dynamic Pressure) 등의 정보를 담고 있다.

2.2 공력패널모델링

ARGON은 패널(Panel)해석 방법의 하나인 VLM (Vortex Lattice Method)을 사용한다. 항공기에 작용하는 압력분포는 속도 포텐셜(Velocity Potential) ϕ 에 대한 선형 미분 방정식(식 (1))의 해로부터 구할 수 있다.

$$(1 - M^2)\phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0 \quad (1)$$

여기서 M 은 마하수이다. 포텐셜 ϕ 의 해[4]의 수치해석을 위해 항공기를 사다리꼴 형상의 패널로 나누고 각 패널에 일정한 강도의 특이 와류(Vortex Singularity)가 분포하는 것으로 가정한다. 받음각(Angle of Attack)이 주어질 때 무차원 압력 계수(Δp)를 식 (2)로 표현할 수 있다.

$$\{\Delta p\} = [A] \{\alpha\} \quad (2)$$

여기서 $[A]$ 는 공력 영향 행렬 (Aerodynamic Influence Matrix) 이다.

그림 4는 반디호의 공기력 모델이며, 전체를 1016개의 공기력 패널(Aerodynamic Panel)로 모델링 하였다.

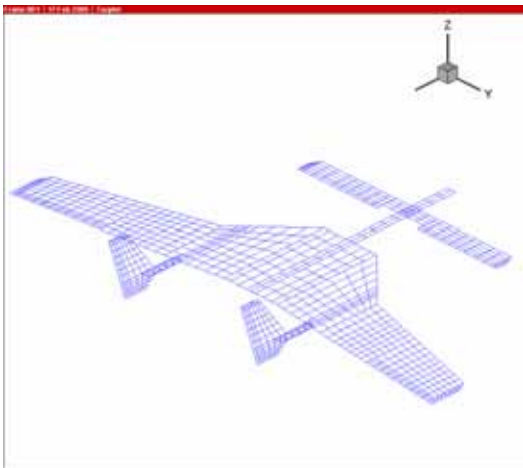


그림 4. Aerodynamic Model of the Firefly

주익부는 스트레이크(Strake)와 주익(Wing)으로 구분되고, 4개의 익형으로 설계되었으며 그림 5와 같다. 주익부는 안쪽에서 -0.2° , 끝단에서는 -2° 의 불임각(Incidence Angle)을 갖으며, 2° 의 상반각(Dihedral Angle)을 갖는다. 커나드(Canard)는 그림 6과 같이 하나의 익형으로 설계되고 5° 의 불임각을 가지며 상반각은 없다. 수직 미익(Vertical Tail)은 대칭형 익형이므로 익형 모델을 하지 않았다. 동체(Fuselage)는 원통형임을 고려하여 공기력 모델을 실제 면적보다 줄여서 모델링 하였으며, 평면뿐만 아니라 수직면도 패널로 모델링 하였다. 동체는 양력면(Lift Surface)이 아니므로 실제보다 면적을 줄여서 설계함으로서 실제와 같이 양력을 받게끔 해야 한다.

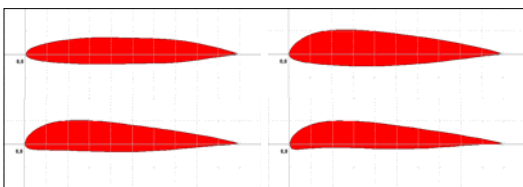


그림 5. Wing Airfoil Configuration of the Firefly

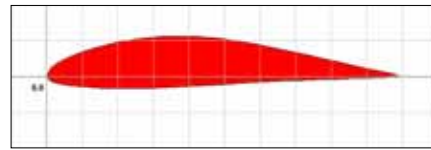


그림. 6 Canard Airfoil Configuration of the Firefly

2.3 중량 모델

반디호의 최대이륙중량은 1261 kg 이며, 전체 510개의 질량패널(Mass Panel)과 질량점(Point Mass)으로 모델링 하였다. 이중 유상하중(승무원과 승객)은 4개의 질량점으로, 연료는 위치에 따라 6개의 질량점으로 나타내었다. 대부분의 연료는 스트레이크의 연료탱크에 저장되며, 동체의 Sump Tank에 약간의 연료가 있다. 최대이륙중량에 대한 질량 모델링을 그림 7에 나타내었다. 주익, 커나드 그리고 수직 미익과 같은 양력면은 분포 하중이 중요하므로 구조 무게는 모두 질량 패널로 모델링 하였으며, 그 밖의 중량은 모두 질량점으로 모델링 하였다.

중량 모델링에 있어 항공기 각 부분의 무게중심뿐만 아니라 관성 모멘트(Moment of Inertia)까지도 정확히 구현하는 것이 중요하다.

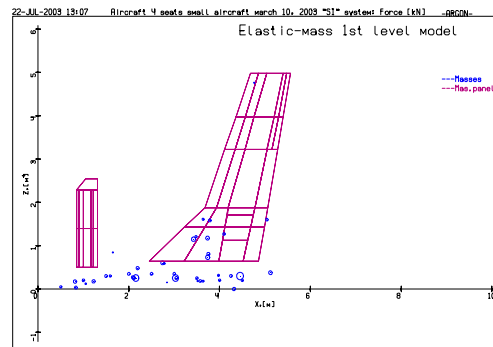


그림 7. Weight Model of the Firefly

2.4 구조 모델

미감항규정은 “하중에 의한 구조물의 변형이 외력/내력의 분포에 큰 영향을 미칠 경우, 하중 재분포를 고려해야 한다”고 규정하고 있다. 이러한 공탄성 효과는 구조물을 탄성체로 모델링하여 해석할 수 있다. 그러나 반디호는 강체로 모델링 하였으며, 이는 더 보수적인 결과를 주게 된다.

3. 하중해석 및 결과

하중해석에 사용된 반디호 조종면의 각변위 (Deflection Angle) 범위는 표 5와 같다.

표 5. Control Surface Deflection Angle of the Firefly

Control Surface	Deflection Angle
Elevator	20°/-25°
Aileron	20°/-25°
Rudder	25°/-25°

‘-’는 조종면의 변위 방향이 위 또는 오른쪽을 의미한다.

3.1 하중해석방법

하중해석 방법으로는 균형기동하중(Balanced Maneuver Loads)해석 방법과 천이기동하중(Transient Maneuver Loads)해석 방법을 사용한다.

3.1.1 균형기동하중

균형기동하중(Balanced Maneuver Loads)은 주어진 기동/돌풍 하중배수, 각가속도와 각속도에 대해 공기력과 관성력에 의한 힘과 모멘트 평형을 고려하여 하중을 구하는 방법이다. 이 방법은 실제적인 현상과는 다소 차이가 있으며, 다소 큰 하중을 구하게 된다. 그러나 빠르게 하중을 산출할 수 있어 기본설계단계까지는 매우 유용하게 사용할 수 있다.

정상대칭기동, 수직돌풍, 비점검피치기동, 롤기동 그리고 일부 요기동 조건에 대해서 균형기동하중 방법으로 해석하였다.

3.1.2 천이기동하중

균형기동운동에 해당하는 자세각, 힘, 그리고 모멘트를 초기해로 하여, 기동의 시간에 따른 변화를 고려하여 하중을 구한다. 천이기동하중(Transient Maneuver Loads)을 해석하기 위해 오일러(Euler) 운동 방정식의 해를 구한다. 축방향 하중계수(n_x)는 0으로, 기동 중 항공기의 속도와 고도는 일정한 것으로 가정한다. 수치 해석적 방법을 써서 운동방정식을 풀 수 있으며, ARGON에서는 Runge-Kutta 방법[5]을 적용한다. 이는 균형기동하중 방법보다 약간 작은 하중을 구하게 되며 실제와 더 가깝다.

그림 8은 천이기동하중 해석방법을 이용하여, 점검피치기동을 해석한 예이다. 항공기가 수직하중배수 1인 상태에서 피치기동을 하도록 조종간 변위를 입력하여 수직하중배수 3.5에 도달한 뒤, 다시 수직하중배수 1로 돌아오는 기동이다. 이때 조종간 변위와 속도는 미 감항규정에서 언급한 피치가속도를 만족하도록 적절히 입력해 준다. 모든 순간에 대해 해석 항공기의 하중을 구할 수 있다. 즉 모든 순간에 대해서 항공기 각 부분의 하중을 검토하여 하중이 최대가 되는 순간을 하중조건으로 선정한다.

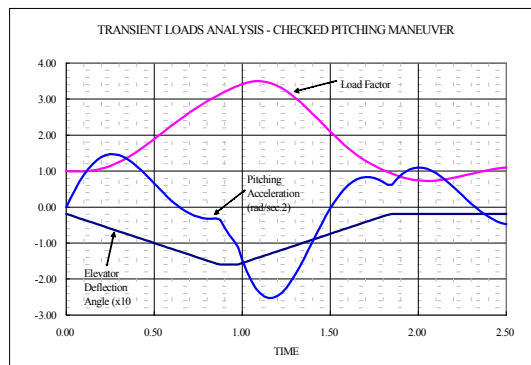


그림 8. Time History of Pitching Maneuver

점검피치기동, 일부 요기동 그리고 측면 돌풍 조건에 대해서 천이기동 하중방법으로 해석을 수행하였다.

3.1.3 하중해석방법 비교

균형기동하중과 천이기동하중의 해석방법 차이를 롤기동 해석을 예로 들어 비교할 수 있다. 그림 9는 에일러론 각변위와 롤속도의 시간에 따른 변화를 보여주고 있는데, (a)는 균형기동하중의 경우이며 (b)는 천이기동하중의 경우이다.

균형기동하중에서는 에일러론의 각변위가 시간이 영(Zero)일때 최대값을 가진다고 가정을 하며, 그림 9 (a)의 I,II 그리고 III의 3가지 상태에 대해서 하중해석을 수행한다.

- I : 최대 에일러론 각변위, 영(Zero)롤속도
- II : 최대 에일러론 각변위, 최대 롤속도
- III : 영(Zero) 에일러론 각변위, 최대 롤속도

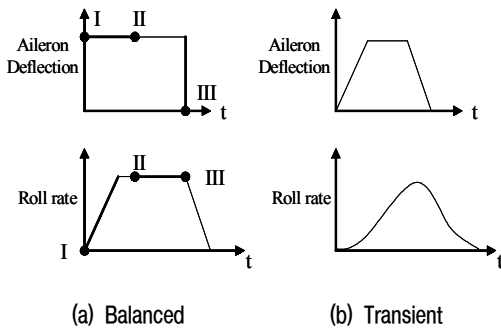


그림. 9 Aileron Deflection and Roll Rate

그러나 천이기동하중의 경우, 에일러론 각변위를 그림 9 (b)와 같이 실제와 유사하게 시간의 함수로서 입력하게 되며, 해석결과 균형기동하중에 비해 작은 롤속도와 하중을 가지게 된다. 균형기동하중은 3가지 상태에 대해서 해석을 수행하나, 천이기동하중은 해석하는 모든 순간을 검토하여 항공기 각 부분의 최대하중을 산출한다.

3.2 하중해석결과

항공기 각 부분에 대해 VMT (전단력(Shear Force, V), 굽힘 모멘트(Bending Moment, M), 그리고 비틀림 모멘트(Torsion, T))를 구하고, 또한 항공기 각 부분의 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트의 상호작용선도(Interaction Envelope)를 구하여

중요하중조건 (Critical Load Condition)을 선정하게 된다. 특히 조종면은 힌지 모멘트(Hinge Moment)와 각변위의 상호작용선도를 구하여 중요하중조건을 선정한다. 선정된 중요하중조건은 구조설계, 해석 그리고 시험에 사용된다.

주익의 하중해석 결과를 정리하였으며, 그림 10 ~12는 주익의 VMT 선도를 보여준다. 굽힘 모멘트의 중요하중은 정상대칭기동과 피치기동조건에서 선정되었으며, 비틀림 모멘트의 중요하중은 피치기동과 수직돌풍 그리고 롤기동 조건에서 선정되었다.

VMT를 보면, 수직미익과 주익이 연결되는 부분에서 하중의 불연속이 일어나고 있음을 알 수 있는데 이는 수직미익의 관성에 의한 효과이다. 또한 BL 62.99(주익과 스트레이크 만나는 곳)에서부터 하중의 야간 감소하는 현상을 볼 수 있는데, 이는 스트레이크의 연료 무게로 인한 것이다.

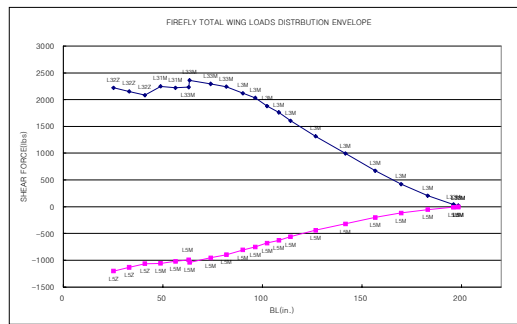


그림 10. Total Wing Shear Envelope of the Firefly

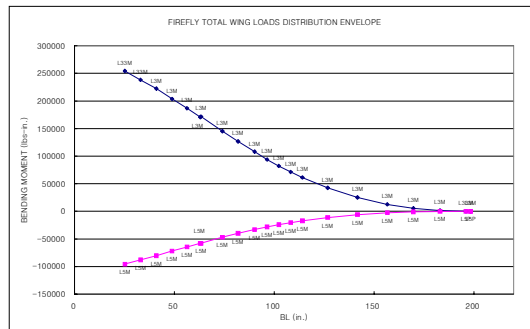


그림 11. Total Wing Bending Moment Envelope of the Firefly

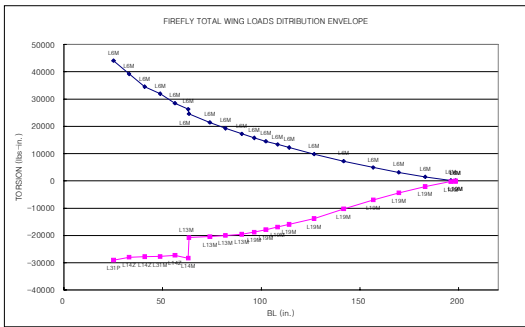


그림 12. Total Wing Torsion Envelope of the Firefly

그림 13은 주익의 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트의 상호작용 선도를 보여주고 있다. 상호작용 선도를 통해 VMT 선도에서 고려되지 않은 중요 하중조건을 선정한다. 일부 정상대칭기동과 롤기동이 중요하중조건으로 추가 선정되었다.

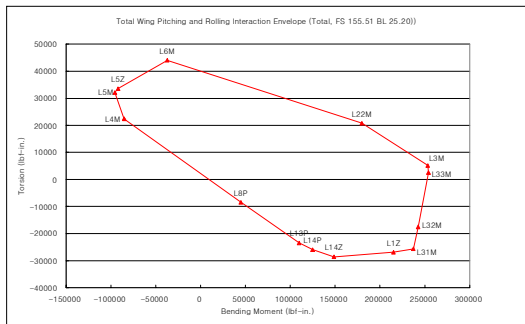


그림 13. Bending Moment & Torsion Interaction Envelope of the Firefly

선정된 중요하중조건은 구조설계에 적용할 수 있도록 VMT의 형태로 제공하며, 구조해석에 적용하기 위해서는 유한요소모델의 절점(Grid Point)에 작용하는 힘의 형태로 제공한다.

4. 결 론

본 논문에서는 4인승 선미익 경항공기 수출형 모델에 대해 항공기 통합설계 프로그램인 ARGON을 이용하여 비행하중해석을 수행하였고 그 결과를 도시하였다. 하중해석을 위해서 정확한 규정분석

및 적용, 그리고 하중조건 선정이 필요하며, 적절한 공력모델과 중량모델을 설정하였다. 하중해석 결과를 비교/분석하여 중요설계조건을 선정하였다. 굽힘 모멘트의 중요하중은 정상대칭기동과 피치기동조건에서 선정되었으며, 비틀림 모멘트의 중요하중은 피치기동과 수직돌풍 그리고 롤기동 조건에서 선정되었다. 이렇게 선정된 주요하중조건은 구조해석, 구조설계 그리고 구조시험에 적용하게 된다. 산출된 하중은 향후 비행시험을 통해 그 정확성을 검증하게 된다.

참 고 문 헌

1. Federal Aviation Regulation (FAR), Part 23 - Airworthiness Standards : Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes, 2003.
2. ARGON, Multidisciplinary Analytical Support of Aircraft Design, Central Aerohydrodynamics Institute, 1991.
3. 신정우, 채동철, 김성찬, 황인희, "ARGON을 이용한 비행하중해석 과정 소개" 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2004, pp. 418-422.
4. Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., and Halfman, R. L., Aeroelasticity, Addison Wesley Publishing Company, 1957.
5. Chapra, S. C. and Canale, R. P., Numerical Methods for Engineers, McGRAW-Hill, 1990, pp. 596~606.