복합재료 선미익 항공기 날개 하중해석

한창환*, 김응태**, 안석민***, 김진원****

Load Analysis of a Composite Canard Aircraft

Chang-Hwan Han*, Eung-Tai Kim**, Seok-Min Ahn***, Jin-Won Kim****

Abstract

In this study, the load analysis of a composite canard aircraft is performed numerically. Excel visual basic program for PC is used to calculate aerodynamic coefficients, loads and moments etc.. The basic data required for the load analysis such as aircraft configuration and dimension, parts and its weight and coordinate etc. are obtained from Catia modeling, measurement or material density. Aircraft weight, center of gravity, inertia moment, structural design speeds, wing load distribution, forces and moments are evaluated by using these data. V-n diagram is also represented for selecting critical loads applied to the wing and fuselage. The V-n diagram is investigated to decide the flight envelope of canard aircraft for design speed V_A, V_C, V_D and load factor +3.8G, -1.52G at maximum weight of 2,573 lbs and sea level.

In the future, the results of the wing and fuselage load analysis is to represented by using selected critical loads.

초 록

본 연구에서는 현재 개발중에 있는 복합재료 선미익 항공기의 날개에 작용하는 하중해석을 수행하였다. 중량, 공력계수, 구조설계속도, 하중 등을 계산하기 위해 사용된 Tool은 Excel에서 운용되는 Visual Basic 프로그램으로 계산에 많은 도움을 주었다. 하중해석에 기본적으로 요구되는 항공기의 형상치수, 부품의 종류 및 중량 그리고 좌표계 등은 Catia 모델링, 실제측정 또는 재료밀도 값 등을 이용해 구하였으며, 이들 자료를 통하여 항공기의 중량, 무게중심, 관성모멘트, 구조설계속도, 날개의 하중분포, 힘과 모멘트 등을 계산하였다. 또한 항공기의 날개 및 동체의 임계하중 조건을 선정하는데 필수적인 항공기의 V-n 선도를 도시하였으며, 이 V-n 선도는 항공기의 최대중량 2,573 파운드 및 해면고도조건에서 설계속도 V_A, V_C, V_D 및 하중계수 +3.8G, -1.52G에 대한 비행범위를 제시하고 있다. 앞으로는 V-n 선도로부터 선정된 임계하중을 이용하여 해석된 동체 및 날개에 대한 하중을 제시하고자 한다.

키워드 : 선미익(Canard), 반디호(Firefly), 하중(load), 해석(analysis), 구조(structure)

* 소형기연구그룹/ hanch@kari.re.kr
** 소형기연구그룹/ eungkim@kari.re.kr
*** 소형기연구그룹/ smahn@kari.re.kr
**** 소형기연구그룹/ jintting@kari.re.kr

1. 서 론

재료는 금속재료보다 비강성, 비강도 등의 기계적인 성질이 우수하여 항공/ 우주 분야에서 널리 사용되고 있다. 민간용 여객기의 경우 하중해석은 항공기 구조물이 지지해야 할 외부하중을 계산하는 것으로서 하중은 제한하중과 극한하중으로 구분된다. 제한하중은 사용 중 구조가 받는 최대하중이며, 극한하중은 한계하중에 안전계수를 곱한 하중으로 정의한다.

항공기가 받는 하중은 비행하중(air load), 수상하중(water load) 그리고 지상하중(ground load)으로 대별된다. 이러한 하중은 관성력과 평형상태에 있어야 하며 실제조건과 근사하도록 신중하게 고려되어야 한다. 본 하중해석의 결과는 항공기의 치수결정에 기준이 되며, 구조가 지지해야 할 외력으로 정의된다.

구조강도와 변형에 있어서 구조는 제한하중에서 영구변형이 없고, 극한하중에서 적어도 3초 동안 파괴되지 않고 견딜 수 있어야 한다. 이러한 강도와 변형은 임계하중조건에서 입증된다. 항공기의 하중해석 프로그램은 PC에서 운용되는 엑셀 비쥬얼 프로그램으로 작성된 코드를 사용하였으며, 입력값은 중량의 경우 해당 부품을 실측하거나 예측한 값으로 하였고 좌표값의 경우는 Catia 모델링의 자료를 사용하였다. 또한 공력자료의 일부는 스케일 시험모델의 풍동시험으로부터 추출된 자료를 활용하였다. 항공기의 형상자료는 Catia 모델링의 자료를 사용하였고 주날개, 꼬리날개, 에일러론등의 자료가 포함된다.

본 연구에서는 선미익 항공기의 중량(최대중량, 최소중량, 공허중량), 각 부분품들의 중량 대 무게중심 및 관성모멘들을 구하여 유상하중의 탑재에 대한 중량분포(weight envelope)을 구하였다. 항공기의 구조설계시 고려하는 비행속도는 기동속도(maneuver speed), 순항속도(cruise speed), 급강하속도(dive speed) 및 플랩속도(flap operating speed)등으로 구분되며, 이때 하중계수(load factor)는 +3.8, -1.52로 FAR 23에서 요구하는 보통급 항공기(normal category aircraft)의 카테고리에 해당하는 값을 기준으로 하였다. 항공기의 날개에 작용하는 공기력은 날개형상, 날개부위에서의 양력곡선의 기울기, 레이놀즈수 및 최대양력계수, 모멘트, 비행속도 그리고 공력계수 등의 값으로 계산하였다. 이 들값을 이용하여 최종적으로 항공기의 V-n 선도를 도시하였다.

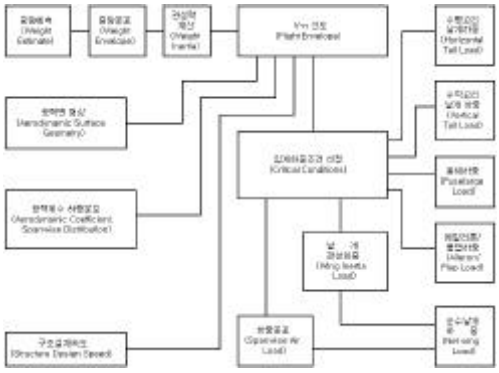

그림 1. 하중해석 흐름도

그림 2. 선미익 항공기 외형

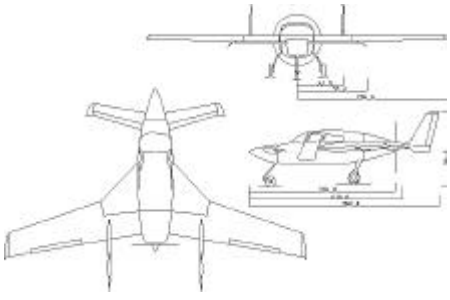

그림 3. 선미익 항공기 3면도

항공기의 하중해석의 흐름도는 그림 1과 같으며 본 기술보고서에서는 항공기의 하중해석시 중요한 위치를 차지하는 V-n 선도를 찾아내고자 하였으며 임계하중의 선정을 통하여 각 동체, 주날개, 꼬리날개 및 에일러론 등에 작용하는 공기력은 차후에 정리하여 제시하고자 한다. 선미익 항공기의 외형은 그림 2와 같다. 조종석 전방 노즈부분에 카나드 날개가 있으며 엔진은 push 형으로 동체 후방에 장착되어 있다. 꼬리날개는 2개의 붐에 장착되어 있고 수평꼬리날개 없는 특수항공기에 속한다. 그림 3은 선미익 항공기의 3면도이다.

본 하중해석은 항공기의 개괄적인 하중특성을 파악하고 항공기의 구조설계 및 시험에 적용하기 위한 자료로 활용할 수 있다. 본 보고서에서는 항공기의 V-n 선도의 작성에 주안점을 두고 해석을 수행하였다.

2. 하중해석

2.1 중량예측(Weight Estimation)

중량예측은 항공기를 설계하기 전에 미리 개발될 항공기의 중량을 가름해보는 단계라고 할 수 있음. 즉 스케치한 항공기에 대한 비교적 합리적인 방법으로 공허중량, 이륙중량 및 각 주요부분의 중량을 예측한다.

이 프로그램에서 사용된 예측 프로그램은 비슷한 카테고리의 항공기에 대한 통계적 자료를 이용한 것으로 공허중량 대 이륙중량의 비는 0.62정도이고, 좌석수, 순항속도의 항속거리, 엔진형식 또는 여압여부에 따라서 약간씩 변한다. 그러나 실제의 이륙중량은 유상하중의 함수로 나타낸다. 이 유상하중은 일반적으로 항공기의 좌석에 착석한 승객의 중량, 화물 그리고 순항속도로 비행시 항속시간에 대한 연료의 중량으로 구성된다. 이륙중량은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$W_{TO} = \frac{W_{UL}}{(1 - R)}$$

여기서

$$R = \frac{W_{EM}}{W_{TO}}$$

구성품의 중량은 동력장치를 제외한 모든 것들의 이륙중량의 통계적 퍼센트이다. 동력장치와 그 구성품은 장착엔진 중량 퍼센트이고 이들은 엔진의 정격마력(rated horse power)의 함수이다. 여기서 퍼센트는 이륙중량이 12,500 파운드 이하의 항공기에 대한 자료로부터 유도된 것이다. 항공기의 중량을 예측하는데 요구되는 입력자료는 최대연속동력, 엔진수, 좌석수, 순항동력에 의한 항속시간, 화물의 중량, 여압여부, 왕복엔진의 사이클수 등이 된다.

2.1.1 자료입력

- 엔진수 : 1대
- 엔진동력(왕복엔진) : 250 hp
- 좌석수 : 4
- 최대비행시간(순항속도) : 4 시간
- 유상하중 : 20 파운드
- 여압여부 : 비여압

2.1.2 계산결과

- 최대이륙중량 : 2,832 파운드
- 유상하중 : 1,055 파운드
- 공허중량 : 1,777 파운드
- 연료무게 : 375 파운드

선미익 항공기의 시스템 중량은 실제로 측정하고 구조물의 중량은 재료의 밀도값을 이용하여 가능한 한 정확히 측정한 결과에 의하면 최대중량 2,573 파운드이고, 유상하중은 1,000 파운드로 나타났다. 여기서 공허중량은 1,524 파운드이다. 위 계산결과와 비교해 보면 차이가 크지 않은 것을 알 수 있다.

2.2 중량 및 관성력(Weight and Inertia)

항공기의 하중해석을 위해서는 항공기의 중량, 무게중심 및 단일하중 형상에 대한 관성모멘트의 계산이 요구된다. 이들 계산시 필요한 자료는 항공기의 각 부품 및 유상하중에 대한 좌표값, 중

량 및 관성모멘트들이 된다. 항공기의 총중량 및 유상하중은 많은 구성품 또는 많은 상세한 구성품으로 구성된다.

2.2.1 무게중심 계산

무게중심을 계산하기 위한 식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$X_{cg} = \frac{\sum(X_i W_i)}{\sum(W_i)}$$

여기서

X_i = 구성품의 fuselage station

Z_i = 구성품의 water line

W_i = 구성품의 중량

i = 구성품의 식별번호

항공기의 무게중심에 대한 관성모멘트식은 다음과 같다.

$$I_{xx} = \sum(W_i y_i^{2)} + \sum(W_i z_i^2) + \sum(I_{xxi})$$

$$I_{yy} = \sum(W_i x_i^2) + \sum(W_i z_i^2) + \sum(I_{yyi})$$

$$I_{zz} = \sum(W_i x_i^2) + \sum(W_i y_i^2) + \sum(I_{zzi})$$

$$I_{xz} = \sum(W_i x_i Z_i)$$

여기서

$x_i = X_i - X_{cg}$

$y_i = X_i - Y_{cg}$

$z_i = Z_i - Z_{cg}$

주축(principal axis)을 기준으로 한 무게중심에 대한 관성모멘트의 계산에 사용된 식은 다음과 같다.

$$\tan 2\alpha = \frac{2I_{xz}}{(I_{zz} - I_{xx})}$$

$$I_{xp} = I_{xx}\cos^2\alpha + I_{zz}\sin^2\alpha - I_{xz}\sin 2\alpha$$

$$I_{yp} = I_{yy}$$

$$I_{zp} = I_{xx}\sin^2\alpha + I_{zz}\cos^2\alpha + I_{xz}\sin 2\alpha$$

항공기의 중량과 무게중심은 균형비행(balancing flight)과 착륙조건(landing condition)을 계산하는데 필요하며 항공기의 관성은 기동(maneuvering), 돌풍비행조건 및 불균형비행조건(unbalancing flight condition)을 계산하는데 필요하다. 일반적으로 후방최대중량 무게중심 위치의 한계는 날개 평균공력시위선(MAC)의 30 퍼센트 정도에 있으며 전방최대중량 무게중심위치의 한계는 평균공력시위선(MAC)의 20%정도에 있다. 그리고 중량에 무관한 전방 무게중심위치의 한계는 평균공력시위선(MAC)의 15% 정도에 있다.

최소중량 무게중심은 항공기 공허중량, 조종사 무게, 최대연속동력으로 30분동안 비행할 수 있는 연료중량가 탑재된 경우의 무게중심이다. 연료는 시간당 hp당 0.5 파운드 비율로 소모된다고 가정한다.

2.2.2 선미익 항공기의 중량 및 관성모멘트

선미익 항공기의 각 시스템 부품의 중량은 실제 중량을 측정하여 제시하였으며 구조물의 부품은 설계를 통하여 매트릭스 및 복합재료(탄소, 유리섬유)의 적층 등을 고려하여 중량을 산출하였다. 또한 관련 부품의 좌표값은 선미익 항공기의 Catia 모델링으로부터 각 부분품의 좌표값을 구하였다. 계통별 각 부품 및 좌표값은 표 1에 제시되어 있으며, 이들 좌표값을이용하여 구한 관성모멘트을 계산하였으며 표 2에 제시하고 있다. 선미익 항공기의 좌표값의 기준점은 항공기의 기수로 잡았으며, 총중량은 2,573 파운드, 항공기의 무게중심 X_{cg} 130.34 인치, Y_{cg} 0.181 인치, Z_{cg} 0.66 인치에 대한 관성모멘트를 계산하였다. 무게중심에 대한 관성모멘트는 I_{XX} 가 3,787,348 $lb-in^2$, I_{YY} 는 9,016,839 $lb-in^2$, I_{ZZ} 는 12,552,504 $lb-in^2$ 이다. 주축을 기준으로 한 관성모멘트는 I_{XP} 는 3,773,714 $lb-in^2$, I_{YP} 는 9,016,839

$lb\text{-}in^2$, I_{ZP} 는 12,511,688 $lb\text{-}in^2$ 로 계산되었다.

선미익 항공기의 무게중심은 상기식을 이용하여 구하였으며 선미익 항공기를 구성하는 총 부품수를 63개로 구분하였으며 이들의 합인 총 중량은 2,573 파운드이다. 부품 및 부품의 좌표값은 표 1에 제시되었다. 여기서 유상하중은 조종사 1명, 승객 3인을 하였으며 Fuel(1)은 항공기의 기내에 장착된 sump tank의 연료량이고 Fuel(2)는 날개에 있는 연료탱크의 연료량이다.

2.3 유상하중의 범위에 대한 중량 대 무게중심

유상하중에 대한 모든 가능한 조합을 통하여 중량 대 무게중심의 범위를 계산한다. 필요한 자료는 구성품의 좌표계, 중량들이다. 공력설계자가 정한 평균공력시위(MAC) %의 범위내에 무게중심이 유지되도록 가장 합리적이고 실제적인 하중들을 포함하도록 중량 구조한계 선도에 대한 범위와 위치를 나타낸다. 공력설계자는 아마도 이륙거리, 상승 및 운용고도에 필요한 성능을 가지도록 최대중량을 제한할 것이다. 최대중량 후방, 최대중량 전방 및 중량과 무관한 전방에 대한 선택중량과 무게중심이 아마도 그 범위 내에 정확하게 있지 않을 수 있다. 그 포위선에 대한 테이터 베이스를 사용하여 구조 제한점의 중량이하 및 근접한 하중을 제시하도록 유상하중 내에서 중량 아이템을 제거한다. 구조적 제한점의 무게중심과 중량을 얻기 위하여 밸러스트를 장착하여야 할 것이다(해석 또는 구조시험 목적으로). 밸러스트의 중량과 위치는 손으로 또는 프로그램으로 쉽게 계산할 수 있을 것이다. 구조한계보다 약간 낮은 중량의 범위상의 점에서의 중량과 무게중심으로 시작한다.

2.3.1 중량 및 위치계산

$$X_B = X_L - W_A (X_A - X_L)/(W_L - W_A)$$

$$W_B = W_L - W_A$$

표 1. 부품의 중량 및 좌표값

Component	Wt(lb)	X(in)	Y(in)	Z(in)
fus lage structure	162.4	101.65	0.01	1.96
window	9.7	109.45	0	16.63
windshield	13.8	62.6	0	16.38
door	36.7	86.24	-0.17	2.84
cowl	25.6	167.19	0	5.51
keel beam	22.2	77.27	0	-9.92
speed brake	0.6	111.83	0	-141.04
sump tank	3.1	138.39	0	-9.2
center spar	33.9	152.22	0	6.64
main wing struc.	185.2	178.72	0	7.61
strake	55.5	133.99	0	6.19
aileron	15.2	184.16	0.31	2.55
canard	38.5	36.29	0.33	1.94
elevator	20.1	38.02	0.53	2.8
vertical wing	27.4	226.16	0	16.32
rudder	9.3	221.15	0	12.87
boom	20	190	0	6.8
basic engine	374	179.33	0.9	5.2
mount	14.2	163.43	0	6.1
control sys	7.3	108.63	-20.29	-11.7
accessory	31.2	173.71	0	2.95
induction sys	0.8	168.1	20.7	5.4
starter&alternator	31	179.33	0.9	5.2
oil cooler	3.2	21.64	0	-7.34
propeller	59.5	202.36	0	6.1
prop accessory	5	191.25	6.04	6.03
fuel pump ass'y	6.1	145.74	0	-9.6
fuel pipe,accessory	3.2	138.17	0	-0.75
nose gear strut	15.7	33.52	0	-24.83
tire & wheel	9	30.01	0	-38.92
wheel pants	5.1	35.18	0	-19.75

표 1. 부품의 중량 및 좌표값(계속)

Component	Wt(lb)	X(in)	Y(in)	Z(in)
main gear strut	42.8	151.23	0	-16.04
tire & wheel	53	144.27	0.04	-35.57
wheel pants	8.2	143.7	1.13	-34.09
brake	2.2	64.9	-7.48	-10.3
control wheel	3.8	94.88	0	-5.66
rudder pedal	3.9	58.77	0	-7.2
pitch trim	0	0	0	0
roll trim	0	0	0	0
speed brake act	1.7	116.4	0	-12.13
control cable	0	0	0	0
instrument	17.3	43.68	0.08	5.96
nav & antenna	29.5	50.83	4.61	4.6
battery	28	12	0	-3
cable	1.1	53	0	0
fwd fus elect sys	9.2	27.43	0.53	-11.04
wing tip light	2	187.5	0	9.3
sw & circuit breaker	7.7	69.71	5.51	4.59
fwd seat	38.6	82.15	0	-5.41
aft seat	23.7	119.14	0	-2.93
aircond	1.1	56.4	-0.2	3.5
extingusher	0	0	0	0
paint	6.6	137	0	0
ballast	0	0	0	0
mics	0	0	0	0
pilot	160	84.8	-9.97	-2.93
30 min fuel(1)	30	183.89	0	-9.2
30 min fuel(2)	18	132	0	6
passenger 1	160	84.8	9.97	-2.93
passenger 2	160	119.2	9.97	-2.93
passenger 3	160	119.2	-9.97	-2.93
full fuel(1)	30	138.39	0	-9.2
full fuel(2)	330	132	0	6

표 2. 각 부품별 중량 및 관성모멘트

Component	WT	IXX	IYY	IZZ
fus structure	162.4	53983	329990	342234
window	9.7	6610	14402	16455
windshield	13.8	3136	87920	84784
door	36.7	18264	110388	124133
cowl	25.6	7940	-33424	-16602
keel beam	22.2	2842	80753	76742
speed brake	0.6	162	647	485
sump tank	3.1	341	362	21
center spar	33.9	50757	-68254	2061
main wing struc.	185.2	2321120	-631378	233157
strake	55.5	111763	-157044	67993
aileron	15.2	222494	34772	256971
canard	38.5	57853	424176	483307
elevator	20.1	40335	168813	-209046
vertical wing	27.4	81734	-871776	-898665
rudder	9.3	88115	25042	2853
boom	20	85280	101128	184888
basic engine	374	6051	555251	549828
mount	14.2	327	7479	7152
control sys	7.3	4493	11173	12703
accessory	31.2	1898	34367	34596
induction sys	0.8	344	580	898
starter&alternator	31	497	46016	45570
oil cooler	3.2	239	43567	43326
propeller	59.5	1370	228588	223940
prop accessory	5	366	13241	13385
fuel pump assey	6.1	722	858	136
fuel pipeaccessory	3.2	1197	618	862
nose gear strut	15.7	12078	195891	183866

표 2. 각 부품별 중량 및 관성모멘트(계속)

Component	WT	IXX	IYY	IZZ
tire&wheel	9	14640	126108	111468
wheel pants	5.1	2942	60509	57583
main gear strut	42.8	13816	3802	29131
tire&wheel	53	117840	75525	44199
wheel pants	8.2	10785	10658	586
brake	2.2	625	14869	14871
control wheel	3.8	235	10380	10145
rudder pedal	3.9	393	26698	26524
pitch trim	0	-	-	-
roll trim	0	-	-	-
speed brake act	1.7	311	1353	1042
control cable	0	-	-	-
instrument	17.3	2391	173539	173996
nav&antenna	29.5	3098	255482	254892
battery	28	518	466947	466429
cable	1.1	2	8547	8546
fwd seat	38.6	6423	137738	139100
aft seat	23.7	2753	10342	12244
aircond	1.1	5	7903	7898
extingusher	0	-	-	-
paint	6.6	11	117	106
ballast	0	-	-	-
mics	0	-	-	-
pilot	160	18784	508216	521269
30 min fuel(1)	30	3308	3512	204
30 min fuel(2)	18	398	1856	1458
person1	160	18784	508216	521269
person 2	160	18784	78904	91957
person 3	160	18784	78904	91957
full fuel(1)	30	33801	3512	204
full fuel(2)	330	7290	34020	26730

여기서

W_L = 선택된 구조한계의 중량

X_L = 선택된 구조한계의 동체위치

W_A = 포위선 상의 점의 중량

X_A = 포위선상의 점의 동체위치

X_B = 밸러스트의 동체 위치

만약 밸러스트의 동체위치가 포위선상에서 동체위치 내에 포함되지 않는다면 더 낮은 점(중량)을 사용한다. 그리고 반복해서 밸러스트의 위치와 중량을 계산한다.

구조한계의 관성을 계산하고 구조한계의 중량 및 무게중심을 계산하는데 프로그램을 사용할 수 있다. 구조적 한계의 중량과 무게중심에 일치하도록 구조적 한계를 정하고 밸러스트를 계산하여야 한다.

2.3.2 무게중심 범위계산

선미익 항공기의 무게중심의 범위는 항공기의 설계단계에서 계산이 되며, 본 기술보고에서는 최전방 최대중량 무게중심위치의 한계(fwd gross weight c.g limit), 최후방 최대중량 무게중심 위치의 한계 (aft gross weight c.g limit) 및 전방 중량무관 무게중심위치의 한계를 표 3에서 제시하고 있다.

표 3. 항공기 무게중심 한계

구 분	FS(in)	Weight(lb)
최전방 무게 중심 한계	127	2,600
최후방 무게 중심 한계	134	2,600
전방 중량무관 무게중심 한계	126	2,400

항공기의 유상하중에 대한 무게중심 선도 및 구조적 한계는 항공기가 비행시 요구되는 최소하

중에 대한 유상하중의 분포에 따라 구해진다. 여기에서 고려된 유상하중은 비행시 탑재되는 연료 및 승객으로 제한되었다. 연료는 만재상태의 중량, 승객은 3인을 탑승하였을 때의 무게중심의 변화를 고려하였다. 승객의 중량은 한국인을 고려하여 미국인보다 10 파운드 적은 160 파운드를 기준으로 하였다. 그림 4에서 보는 바와 같이 최소중량일 때 가장 후방에 무게중심이 위치하고 있다. 여기서 최소중량은 1,373 파운드이며 비행할 수 있는 가장 적은 중량을 말한다. 최소중량일 때 무게중심이 가장 후방에 위치하고 있으며, 이 위치는 현재 항공기의 최전방 및 최후방 무게중심 위치의 범위를 벗어나고 있다.

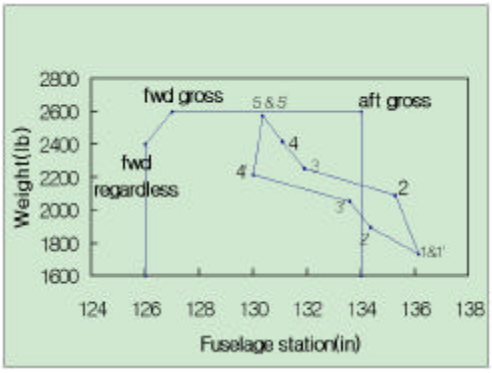

그림 4. 중량 대 무게중심의 범위

그림 1에서 최소중량을 기준으로 유상하중의 탑재구분은 표 4에서 보여주고 있다. 유상하중은 연료와 승객으로만 구분하여 표 4와 같이 A(그래프 상부), B(그래프 하부)로 구분하였으며, A는 최소중량에 연료만재, 승객 1, 승객, 2 승객 3순으로 탑승할 때의 무게중심의 변화이고 B는 이와 역순으로 탑승할 때는 무게중심의 변화를 보여준다.

또한 그림 4에서 최소중량일 때의 무게중심 한계는 동체위치 136에 위치하고 있으며 연료를 만재한 경우에도 135.3으로 무게중심 한계의 범위를 벗어나고 있다. 이러한 현상은 선미익 항공기의 특성으로 해석된다.

표 4. 유상하중의 탑재구분

구 분			승객 1	승객 2	승객 3	Fuel to full	연료 (1)	연료 (2)	조종사
A	1	min. wt	x	x	x	x	o	o	o
	2	fuel to full	x	x	x	o	o	o	o
	3	1st passenger	o	x	x	o	o	o	o
	4	2nd passenger	o	o	x	o	o	o	o
	5	3rd passenger	o	o	o	o	o	o	o
B	1′	min. wt	x	x	x	x	o	o	o
	2′	3rd passenger	x	x	o	x	o	o	o
	3′	2nd passenger	x	o	o	x	o	o	o
	4′	1st passenger	o	o	o	x	o	o	o
	5′	fuel to full	o	o	o	o	o	o	o

2.4 공기역학적 날개면 형상

항공기의 공력면 형상의 계산은 날개, 에일러론, 에일러론 탭, 플랩, 수평꼬리날개, 수평꼬리날개 안전판, 엘리베이터, 엘리베이터 탭, 수직꼬리, 수직꼬리 안전판, 러더 및 러더탭을 포함한다. 입력자료로서 전연(leading edge)과 후연(trailing edge)을 정의하는 점의 좌표값이 필요하다(그림 5, 6, 7 참조). 보통 직선인 형상을 갖는 경우는 2점이 필요하고 날개 내측의 전연의 연장이 있는 경우는 3점이 요구된다. 날개면적, 가로세로비, 평균공력시위(MAC) 및 공력면의 각각에 대한 MAC 전연의 butt line 및 동체위치 등이 계산된다. 이러한 자료는 구조적 설계속도, 비행하중 및 균형비행 그리고 임계 하중을 선택하는데 필요하다. 항공기의 중앙면에 대한 대칭면의 형상을 계산하는데 다음 식이 요구된다.

$A_{LH} = \sum(C_i\ dy)$

$S = 2A_{LH}$

$Y_{BR} = \sum(y_i c_i)/A_{LH}$

$X_{BR} = \sum(x_i c_i dy)/A_{LH}$

$MAC = \sum(c_i^2 dy)/A_{LH}$

$AR = (2y_{tip})^2/S$

여기서

A_{LH} = **대칭면의 한쪽 면의 면적**

S = **총면적**

Y_{BR} = MAC**의** butt line

X_{BR} = MAC **중앙점의 동체위치**(fuselage station)

MAC = **평균공력시위**

AR = **가로세로비**

y_{tip} = **날개 가장 외측점의** butt line

날개 및 조종면의 형상계산을 위한 자료의 입력은 전연 및 후연의 좌표값을 입력하는데 중요한 것은 YLE 값이 증가하는 방향으로 값을 입력한다. XLE**는 날개 전연**(leading edges)**의** FS(fuselage station), XTE**는 날개 후연**(trailing edge)**의** FS(fuselage station)**를 나타낸다.**

2.4.1 주날개(main wing)

선미익 항공기의 날개의 면적, 평균공력시위(MAC) **및 가로세로비를 계산하기 위하여 날개 전연의 좌표값 3개, 후연의 좌표값 2개를 입력하여 계산하였다. 전연의 좌표값을 3개 입력한 것은 날개의 전연의 형상이 스트레이크에 의해 앞으로 확장된 형상을 가지고 있기 때문이다. 좌표값은** Catia **모델링 좌표값으로 하였다. 좌표값은 그림 5에 제시되었다. 날개 형상의 계산은 날개를 20개의 분할요소로 나누어 수행되었으며 다음과 같다.**

- **날개면적**(wing area) : 19391.8 in^2 (135 ft^2)
- **평균공력시위**(MAC) : 60.1 in
- **가로세로비**(aspect ratio) : 6.5

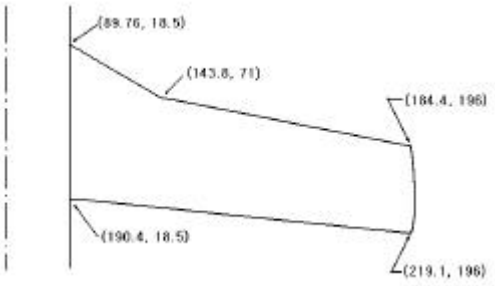

그림 5. Geometry of main Wing

2.4.2 커나드(canard wing)

커나드의 형상은 전연과 후연이 직선을 유지하고 있다고 가정하여 전연과 후연의 좌표값을 루트 및 익단의 값으로 결정하였다. 따라서 전연의 좌표값 2개, 후연의 좌표값 2개를 입력하여 커나드 날개의 형상을 계산하였다. 커나드의 좌표값도 날개와 마찬가지로 Catia **모델링의 좌표값으로 결정하였다. 계산결과는 다음과 같으며 커나드의 좌표값은 그림 6과 같다.**

- **커나드 면적**(canard area) : 2,445 in^2 (17 ft^2)
- **평균공력시위**(MAC) : 17.9 in^2
- **가로세로비**(aspect ratio) : 7.8

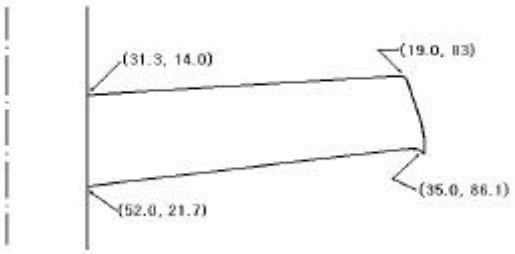

그림 6. Geometry of Canard

2.4.3 수직꼬리날개(vertical tail)

선미익 항공기는 2개의 수직꼬리 날개를 가지고 있으며, 전연과 후연의 좌표값을 입력하여 꼬리날개의 면적, 평균공력시위 및 가로세로비를 계산하였다. Catia 모델링의 좌표값을 입력값으로 사용하였다. 수직꼬리날개의 좌표값은 그림 7과 같다. 계산결과는 다음과 같다.

- 날개면적 : 694.2 in^2 (4.82ft^2)
- 평균공력시위(MAC) : 23 in^2
- 가로세로비 : 4.2

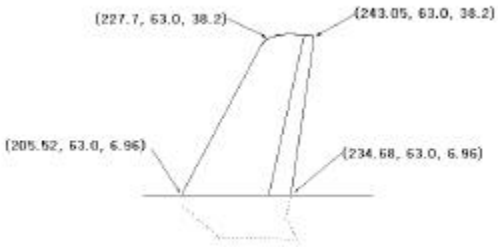

그림 7. Geometry of vertical tail

2.5 구조적 설계속도 및 운동하중계수

FAR 23.335에 의해서 기술된 값 보다 작지 않게 구조적 설계속도(structural design speed)와 운동하중계수(maneuver load factor)를 계산한다. 구조설계 속도들 사이의 관계는 역시 FAR 23.335에서 규정하고 있는 속도들 사이의 최소기준에 적합하여야 한다. 설계속도가 순항속도(cruise speed)에 관련한 요구사항에 적합하도록 결정하고, V_c와 V_D에 대한 고도에서 마하한계(mach limit)를 계산할 수 있다. 모든 설계속도는 Kt로 표시되며 등가대기속도(EAS)로 나타낸다. 운동하중계수(N)를 계산하기 위한 식은 다음과 같다.

◦ 하중계수(N)의 계산

$N = 2.1 + 24000/(W + 10000)$

보통급(N) = 3.8N, -0.4N
실용급(U) = 4.4, -0.4N
곡기급(A) = 6.0N, -0.5N

◦ 구조적 설계순항속도

$V_C(\min) = K(W/S)^{0.5}$

$V_C > 0.9\,V_H$ 이면 $V_C = 0.9\,V_H$

$V_C < V_C(\min)$ 이면 $V_C = V_C(\min)$

여기서

S : 날개면적 (ft^2)

V_C(min) : FAR 최소요구순항속도

V_C : 선정된 순항속도

K : 33, for $W/S \le 20$

K : $33 - (33 - 28.6)/(100 - 20)(W/S - 20)$,
for $20 \le W/S \le 100$

V_H : 해면고도에서의 수평최대속도

◦ 급강하속도 계산

$V_D(\min) = K\,V_C$

$V_D < V_D(\min)$ 이면 $V_D = V_D(\min)$

$V_D < 1.25\,V_C$ 이면 $V_D = 1.25\,V_C$

V_D(min) : FAR 최소 급강하속도

V_D : 선정된 급강하속도

$K = 1.40$, for $W/S = 20$

$K = 20 - (1.40 - 1.35)/(100 - 20)(W/S - 20)$,
for $20 \le W/S \le 100$

◦ 기동속도

$V_A(\min) = V_S(N)^{0.5}$

$V_A = V_A(\min)$ 이면 $V_A = V_A(\min)$

$V_A > V_C$ 이면 $V_A = V_C$

V_S : 플랩을 Up한 상태에서의 계산된 실속속도

V_A : 선정된 운동속도

$V_A(\min)$: FAR 최소 요구 운동속도

◦ 플랩속도

$V_F(\min) = 1.4\,V_S$

$V_F(\min) < 1.8\,V_{SF}$ 이면

$V_F(\min) = 1.8\,V_{SF}$

$V_F < V_F(\min)$ 이면 $V_F = V_F(\min)$

V_{SF} : 설계중량에서 플랩 완전 Down 상태로 계산된 실속속도

$V_F(\min)$: FAR 최소요구 플랩속도

V_F : 선정된 플랩속도

◦ 마하 제한속도 계산

$T = 59 - 0.003566H$

$A = 29.02(T + 459.4)^{0.5}$

$\sigma = (1 - 0.0000068979H)^{4.258}$

$V_C(TAS) = V_C(EAS)/\sigma^{0.5}$

$V_D(TAS) = V_D(EAS)/\sigma^{0.5}$

$M_C = V_C/A$

$M_D = V_D/A$

여기서

T = 고도 H에 대한 온도(F°)

A = 고도 H에서의 음속

σ = 해면고도에서의 밀도에 대한 고도에서의 밀도비

TAS = 진대기속도

EAS = 등가대기속도

M = 마하수

여기서 Utility(실용급) 및 Acrobatic(곡기급)은 생략한다.

2.5.1 자료입력

선미익 항공기는 운용 카테고리가 보통급(normal category) 항공기에 해당되므로 이 카테고리로 항공기를 인증받을 때 항공기의 사용 및 안전기준을 정하게 된다. FAR에서 보통급 항공기는 최대이륙중량이 12,500 파운드 이하이고, 조종사를 제외한 9인승 이하의 항공기이며 곡예비행을 할 수 없도록 규정하고 있다. 입력자료는 다음과 같다.

- 항공기 카테고리 : 보통급(N)
- 날개면적 : 135 ft^2
- 최대이륙중량(max. takeoff weight) : 2,573 파운드
- 해면고도 최대수평속도(V_H) : 175 kt
- 운용고도 : 8,000 ft

하중계수는 positive load factor(+N), negative load factor(-N)으로 구분하여 계산된다. 이 하중계수는 FAR에서 요구하는 하중계수를 만족하여야 한다. 입력자료는 앞에서 계산된 자료 및 설계책임자가 정한 값을 입력하였다.

2.5.2 계산결과

입력값으로부터 계산된 값은 다음과 같다. 이 값들은 FAR 23에서 요구하는 최소한의 기준을 만족하는 값이다. 앞으로 항공기의 하중해석을 하는데 필요한 입력값으로 계산된 결과가 사용될 것이다. 계산된 구조설계속도는 표 5와 같다.

하중계수는 정의 하준계수 3.8, 부의 하중계수 -1.52이다. 마하제한속도는 고도 8,000피트에서 Mc는 0.253, MD는 0.354이다.

표 5. Structural design speed

구 분	설계속도(kt)	비 고
V_C	144.0	설계순항속도
V_D	201.7	설계급강하속도
V_A	115.7	설계운동속도

2.6 공력계수 및 공기하중(airload)

2.6.1 공력계수

■ 스팬방향 공력계수

기본(basic) 및 부가적(additive) 날개 스팬방향의 공기역학적인 양력계수의 분포를 계산하여야 한다. 특정한 전체 날개 양력계수에 대한 스팬방향의 양력계수를 조합한 다음 그 날개의 C_L 에

대하여 관련된 스팬방향의 항력과 모멘트를 계산한다. 여기서 에일러론과 플랩사이의 불연속성이 존재하는 경우에 프로그램 자체에서 수학적으로 기본분포가 연속적으로 변하도록 한다. 기본양력분포는 주익 전체의 양력계수가 0인 경우의 양력분포를 말하며(스팬에 따라 익형과 비틀림각에 의하여 결정됨), 부가적 양력분포는 스팬에 따라 익형과 비틀림각이 같다고 가정하는 경우의 양력분포이다.

■ 실속계수

날개의 모든 부분의 실속계수의 분포를 계산한다. 그 다음 부분 C_L 중의 하나가 실속 C_L 에 도달할 때 까지 점진적으로 총 날개 C_L 를 증가시킨다. 이것은 날개의 계산된 실속 C_L 과 받음각을 제공한다.

■ 항공기 Less Tail 계수

동체와 나셀의 피칭모멘트를 계산한다. 어떤 임의 C_L 에 대하여 less tail에 대한 양력, 항력 및 모멘트를 제공하기 위하여 총 날개 모멘트계수에 이들이 더해진다. 스팬방향의 부가적인 양력분포를 계산하기 위해 사용된 식은 다음과 같다. $C_L = 1$ 에 대하여

$$cc_{1e} = 0.5(m_o c/M_o + 4S/(3.1416b)(1 - (2y/b)^2))$$

$$M_o = \sum(m_o c\, dy/(S/2))$$

여기서

c : 요소의 코드

c_{1e} : 요소의 양력계수

m_o : 요소의 양력곡선의 기울기

S : 날개면적

b : 날개스팬

y : 요소의 butt line

dy : 요소의 폭

M_o : 날개양력곡선의 기울기

스팬방향 기본양력 분포계산(unfaired)은 다음과 같다. 이것은 플랩과 에일러론 사이의 C_L 곡선이 연속적으로 부드럽지 않은 경우를 말한다.

$$A_{WO} = \sum(m_o a_{ref} c\, dy)/\sum(m_o c\, dy)$$

$$a_{zero} = a_{ref} - A_{WO}$$

cc_{1b} : 요소의 unfair 기본양력

$$c_{1b} = \sum(cc_{1b} dy)$$

여기서

A_{WO} : WL에서 날개의 0 양력선까지의 각

a_{ref} : 요소의 임의 기준면(상대풍)에서 0 양력선까지의 각

c_{1b} : 날개 =0의 기본 양력계수

a_{zero} : 날개의 0 양력선에서 부분양력선까지의 각

스팬방향 기본 양력분포(faired)는 플랩과 에일러론 사이의 양력곡선이 부드럽게 연결되도록 하여 계산된 양력분포를 말하며, 계산은 다음과 같다.

$$L = a/2, \quad \text{for } a > b$$

$$L = b/2, \quad \text{for } b > a$$

여기서

L : 플랩과 에일러론 사이의 불연속성인 내측과 외측사이의 거리

a : 불연속에서 날개끝까지의 거리

b : BL 0에서 불연속까지의 거리

$$\theta = 3.1416(y_i - y_{ibod})/2L$$

$$cc_{1b}(faired) = (cc_{1b} - cc_{1b(ave)})$$

2.6.2 공기하중(Airloads)

항공기 Less tail 공식, 중량-무게중심 한계, 구조적 설계속도 및 날개면의 기하학적 형상은 항공기의 V-n 포위선을 계산하는데 사용된다. 각각의 조건에 대하여 날개의 C_L 과 항공기의 속도가 계산된다. 임계날개조건이 선정되며. 특정한 조건에 대하여 알려진 C_L 과 V를 가지고 실제 날개의 공기하중이 계산된다. 양력, 항력 및 피칭모멘트에 대한 스팬방향의 공력분포가 계산된 다음 전단, 굽힘 모멘트 및 비틀림이 항공기의 날개기준면상의 1/4 코드를 따라 계산된다.

■ 가속 롤 조건

FAR 23.249(a)에 의하여 롤링가속하중은 제한하중계수에서 실속속도에 대한 조건이 있는 FAR 23.333(d)의 그림에 있는 조건 A에 대한 대칭조건을 변경하여 얻을 수 있다. 보통, 실용 카테고리 항공기는 1,000파운드 이하인 경우 항공기의 한쪽에 작용하는 조건 A의 공기하중 100%로 가정하고 다른 쪽은 70%로 가정한다. 설계중량이 1,000파운드 이상인 항공기는 12,500파운드에서 75%까지 선형적으로 증가될 수 있다.

■ 정상롤조건

FAR 23.349(b)에 의하여 날개비틀림에 관한 에일러론 변위의 영향은 FAR 23.333(d)에 있는 임계조건에서 에일러론 스팬부분에 걸쳐 기본적 에어포일 모멘트 계수에 대한 에일러론 변위의 0.01배를 곱한 값을 더하여 고려될 수 있다. 기동속도(V_A)에서 에일러론은 최대변위로 한다. V_C 에서의 변위는 V_P 에서의 변위의 V_P/V_C 배이다. 그리고 V_D 에 대한 변위에 대해서는 V_P/V_D 에 0.5배이다. 이것은 FAA의 CAM 3.222(b)(3)에 기술된 바와 같이 해석한 것이다. 계산시 고도, 순항속도에 따라 무게중심이 임계정상 롤조건으로 정해서 에일러론의 변위를 계산한다.

■ Airload 계산

- wing geometry 계산

날개면적, 평균공력시위(MAC) 등을 계산할 수 있도록 날개전연의 선택점은 3개, 날개후연의 선택점은 2개로 입력하였다. 표 6은 입력값을 나타내고 있다.

표 6. 날개형상 입력자료

구 분	X(in)	Y(in)	비고
날개전연	89.8	0.0	3점 선택
	143.8	52.5	
	184.4	177.5	
날개후연	192.4	0.0	2점 선택
	219.1	177.5	

이들 값을 입력하여 구한 날개의 형상계산결과는 표 7과 같으며, 커나드 및 수직꼬리날개의 형상계산 결과는 각각 표 8, 9과 같다.

표 7. 주날개 형상계산 결과

	AREA (SIDE)	MAC	YLE (MAC)	XLE (MAC)	ASPECT RATIO
	9695.93	60.11	73.83	142.19	6.49
	XLE	XTE	Y	C	AREA
1	94.327	191.069	4.438	96.742	858.585
2	103.460	192.506	13.313	89.046	790.281
3	112.594	193.944	22.188	81.350	721.978
4	121.728	195.381	31.063	73.654	653.675
5	130.861	196.819	39.938	65.957	585.372
6	139.995	198.256	48.813	58.261	517.068
7	145.475	199.694	57.688	54.218	481.189
8	148.359	201.131	66.563	52.773	468.357
9	151.242	202.569	75.438	51.327	455.525
10	154.125	204.006	84.313	49.881	442.694
11	157.009	205.444	93.188	48.435	429.862
12	159.892	206.881	102.063	46.989	417.031
13	162.775	208.319	110.938	45.544	404.199
14	165.658	209.756	119.813	44.098	391.368
15	168.542	211.194	128.688	42.652	378.536
16	171.425	212.631	137.563	41.206	365.705
17	174.308	214.069	146.438	39.760	352.873
18	177.192	215.506	155.313	38.315	340.041
19	180.075	216.944	164.188	36.869	327.210
20	182.958	218.381	173.063	35.423	314.378

표 8. 커나드 형상 계산결과

	AREA (SIDE)	MAC	YLE (MAC)	XLE (MAC)	ASPECT RATIO
	1222.47	17.87	32.65	25.48	7.79
	XLE	XTE	Y	C	AREA
1	31.006	51.448	1.725	20.442	70.537
2	30.389	50.545	5.176	20.155	69.546
3	29.773	49.641	8.626	19.868	68.555
4	29.157	48.738	12.077	19.581	67.564
5	28.540	47.834	15.527	19.294	66.573
6	27.924	46.930	18.978	19.007	65.582
7	27.307	46.027	22.428	18.719	64.592
8	26.691	45.123	25.879	18.432	63.601
9	26.075	44.220	29.329	18.145	62.610
10	25.458	43.316	32.780	17.858	61.619
11	24.842	42.413	36.230	17.571	60.628
12	24.225	41.509	39.681	17.284	59.637
13	23.609	40.606	43.131	16.997	58.647
14	22.993	39.702	46.582	16.709	57.656
15	22.376	38.798	50.032	16.422	56.665
16	21.760	37.895	53.483	16.135	55.674
17	21.143	36.991	56.933	15.848	54.683
18	20.527	36.088	60.384	15.561	53.692
19	19.911	35.184	63.834	15.274	52.702
20	19.294	34.281	67.285	14.986	51.711

표 9. 수직꼬리날개 형상계산결과

	AREA (SIDE)	MAC	YLE (MAC)	XLE (MAC)	ASPECT RATIO
	694.15	22.94	20.96	215.49	4.20
	XLE	XTE	Y	C	AREA
1	206.076	234.889	7.741	28.813	45.006
2	207.189	235.308	9.303	28.119	43.922
3	208.301	235.726	10.865	27.425	42.838
4	209.414	236.145	12.427	26.731	41.754
5	210.526	236.563	13.989	26.037	40.670
6	211.639	236.982	15.551	25.343	39.586
7	212.751	237.400	17.113	24.649	38.502
8	213.864	237.819	18.675	23.955	37.418
9	214.976	238.237	20.237	23.261	36.334
10	216.089	238.656	21.799	22.567	35.250
11	217.201	239.074	23.361	21.873	34.166
12	218.314	239.493	24.923	21.179	33.082
13	219.426	239.911	26.485	20.485	31.998
14	220.539	240.330	28.047	19.791	30.914
15	221.651	240.748	29.609	19.097	29.830
16	222.764	241.167	31.171	18.403	28.745
17	223.876	241.585	32.733	17.709	27.661
18	224.989	242.004	34.295	17.015	26.577
19	226.101	242.422	35.857	16.321	25.493
20	227.214	242.841	37.419	15.627	24.409

- Additive 및 basic lift 분포계산

Wing Station에 따른 양력곡선의 기울기의 값이 필요하며, 주날개를 20개의 요소(element)로 나누어 계산할 수 있도록 하였다. 양력분포계산 자료는 표 10과 같다.

표 10. 양력분포 계산자료

Wng Station (in)	0.0	47.6	100	177.5
slope	0.0	0.1	0.1	0.1
angle(°)	2	1	-0.5	-2

추가 및 기본양력분포 계산결과는 표 11 및 12와 같다. 기준각에 대한 각 및 양력계수를 나타내고 있다.

표 11. Basic lift distribution

Ref Angle	AO	CClb	Clb
1.91	1.93	0.87	0.01
1.72	1.75	2.17	0.02
1.53	1.56	2.96	0.04
1.35	1.37	3.30	0.04
1.16	1.19	3.28	0.05
0.97	0.99	2.89	0.05
0.71	0.74	2.00	0.04
0.46	0.48	1.27	0.02
0.20	0.23	0.59	0.01
-0.05	-0.03	-0.06	0.00
-0.30	-0.28	-0.68	-0.01
-0.53	-0.51	-1.19	-0.03
-0.66	-0.64	-1.45	-0.03
-0.79	-0.77	-1.70	-0.04
-0.93	-0.90	-1.92	-0.05
-1.06	-1.03	-2.13	-0.05
-1.19	-1.16	-2.32	-0.06
-1.32	-1.30	-2.48	-0.06
-1.45	-1.43	-2.63	-0.07
-1.59	-1.56	-2.76	-0.08

표 11. Basic lift distribution (계속)

NO DISCONTINUITY BET. FLAP AND AILERON		
Elem	CC(lb)	C(lb) Faired
1	0.87	0.01
2	2.17	0.02
3	2.96	0.04
4	3.30	0.04
5	3.28	0.05
6	2.89	0.05
7	2.00	0.04
8	1.27	0.02
9	0.59	0.01
10	-0.06	0.00
11	-0.68	-0.01
12	-1.19	-0.03
13	-1.45	-0.03
14	-1.70	-0.04
15	-1.92	-0.05
16	-2.13	-0.05
17	-2.32	-0.06
18	-2.48	-0.06
19	-2.63	-0.07
20	-2.76	-0.08

표 12. Additive lift distribution

Additive Lift Distribution (FOR CL=1.00061)			
ELEM	YE	CC(LA1)	C(LA1)
1	4.44	40.50	0.42
2	13.31	50.49	0.57
3	22.19	58.57	0.72
4	31.06	64.75	0.88
5	39.94	69.01	1.05
6	48.81	70.42	1.21
7	57.69	67.31	1.24
8	66.56	65.74	1.25
9	75.44	64.06	1.25
10	84.31	62.27	1.25
11	93.19	60.34	1.25
12	102.06	58.28	1.24
13	110.94	56.06	1.23
14	119.81	53.65	1.22
15	128.69	51.02	1.20
16	137.56	48.13	1.17
17	146.44	44.89	1.13
18	155.31	41.15	1.07
19	164.19	36.61	0.99
20	173.06	30.20	0.85

• 실속계산

선정된 wing station에서 2개의 최대양력계수 및 레이놀즈수가 필요하며 날개위치에 대한 레이놀즈수 및 최대양력계수의 값은 표 13과 같다.

표 13. 최대양력계수 및 레이놀즈수

Wing Station	Clmax1	RN1	Clmax2	RN2	Chord
0	1.6	13.0e6	1.5	5.4e6	93.00
47.6	1.52	7.6e6	1.465	3.1e6	53.30
100	1.51	6.5e6	1.460	2.6e6	45.20
177.5	1.49	4.8e6	1.450	1.9e6	33.70

속도 70 mph에서 계산된 레이놀즈수 3(RN3)는 wing station 0에서의 레이놀즈수와 표 13로부터 계산된 최대양력계수 값은 표 14와 같다.

표 14. 최대양력계수 및 레이놀즈수 계산결과

Wing station	RN3	Clmax3
0	5,077,507	1.49323
47.6	2,910,012	1.46119
100	2,467,778	1.46247
177.5	1,839,914	1.448632

그리고 각 요소에서의 최대양력계수 및 C_L 값은 표 15와 같다.

표 15. 날개 요소의 CLmax 및 CL

CL max (stall) for each Element			Wing Stall Cl distribution CL=1.150	
	Ye	Clmax	Ye	CL
1	4.44	1.49	4.44	0.49
2	13.31	1.48	13.31	0.68
3	22.19	1.48	22.19	0.86
4	31.06	1.47	31.06	1.06
5	39.94	1.47	39.94	1.25
6	48.81	1.46	48.81	1.44
7	57.69	1.46	57.69	1.46
8	66.56	1.46	66.56	1.46
9	75.44	1.46	75.44	1.45
10	84.31	1.46	84.31	1.43
11	93.19	1.46	93.19	1.42
12	102.06	1.46	102.06	1.40
13	110.94	1.46	110.94	1.38
14	119.81	1.46	119.81	1.36
15	128.69	1.46	128.69	1.33
16	137.56	1.46	137.56	1.29
17	146.44	1.45	146.44	1.24
18	155.31	1.45	155.31	1.17
19	164.19	1.45	164.19	1.07
20	173.06	1.45	173.06	0.90

• 날개공력계수의 분포 계산

날개 스팬방향의 공력계수분포 계산은 날개 위치에 따른 공력분포를 알기 위한 것으로 날개 양력곡선의 기울기에 대한 수정계수는 통상과 같이 0.05로 하였으며, 평가하고자 하는 양력계수를 CL=1.15, 1.0, 0.0로 구분하여 계산한 결과를 그림 8에 그래프로 제시하였다. 또한 Cl, Cd, Cdi, Cpd, Cm의 값을 계산하였다. 계산 순항 및 착륙으로 구분하여야하나 선미익 항공기는 플랩이 없기 때문에 순항형상에서만 계산이 되었다. 형상 항력 및 모멘트값은 표 16과 같다.

표 16. 항력 및 모멘트

Wing Sta.	형상 Drag Coeffi.	Moment Coeffi.	비고
0	-0.02	-0.03	선정된 날개위치에서의 항력계수 및 모멘트 계수
47.6	-0.02	-0.04	
177.5	-0.02	-0.05	

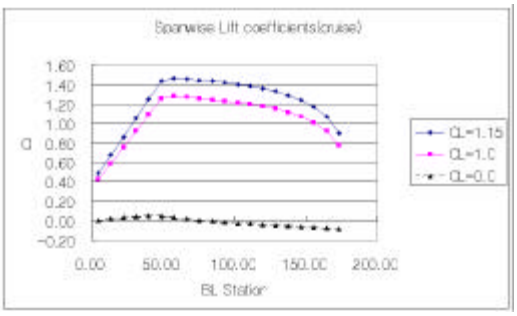

그림 8. 날개 스팬방향의 양력분포도

여기서 날개의 공력계수분포는 날개를 20개의 요소로 나누어 공력계수를 계산하였다. 결과는 표 17과 같다. 여기서 평균공력시위 60.13, 가로세로비 6.5, 날개스팬 355 in이다

표 17. 날개공력계수 분포

	Cl	Cdi	Cpd	CD	CM
1	0.68	-0.54	-0.02	-0.56	-0.03
2	0.93	-0.11	-0.02	-0.13	-0.03
3	1.19	0.02	-0.02	0.00	-0.03
4	1.45	0.11	-0.02	0.09	-0.02
5	1.72	0.17	-0.02	0.15	-0.02
6	1.98	0.21	-0.02	0.19	-0.02
7	2.02	0.20	-0.02	0.18	-0.02
8	2.02	0.19	-0.02	0.17	-0.02
9	2.01	0.18	-0.02	0.16	-0.02
10	2.00	0.18	-0.02	0.16	-0.02
11	1.98	0.17	-0.02	0.15	-0.02
12	1.96	0.17	-0.02	0.15	-0.02
13	1.94	0.17	-0.02	0.15	-0.02
14	1.91	0.17	-0.02	0.15	-0.02
15	1.87	0.18	-0.02	0.16	-0.02
16	1.82	0.18	-0.02	0.16	-0.02
17	1.75	0.19	-0.02	0.17	-0.02
18	1.65	0.21	-0.02	0.19	-0.02
19	1.52	0.22	-0.02	0.20	-0.02
20	1.29	0.24	-0.02	0.22	-0.02

표 18. 날개 스팬방향의 공기력

Elem.	Y	X	L	D	M
1	4.44	118.55	101.89	-138.04	-761.01
2	13.31	125.76	196.88	-28.51	-603.44
3	22.19	132.96	245.20	0.52	-469.16
4	31.06	140.17	278.29	15.91	-356.33
5	39.94	147.37	299.85	25.14	-263.09
6	48.81	154.58	306.19	28.63	-190.02
7	57.69	159.05	289.19	24.08	-164.57
8	66.56	161.57	280.23	22.44	-155.91
9	75.44	164.09	271.00	20.96	-147.47
10	84.31	166.61	261.46	19.66	-139.28
11	93.19	169.13	251.59	18.53	-131.31
12	102.06	171.65	241.52	17.68	-123.58
13	110.94	174.17	231.64	17.25	-116.09
14	119.81	176.69	221.15	17.01	-108.83
15	128.69	179.21	209.92	16.98	-101.80
16	137.56	181.73	197.75	17.17	-95.01
17	146.44	184.25	184.32	17.58	-88.45
18	155.31	186.77	169.04	18.19	-82.13
19	164.19	189.29	150.60	18.95	-76.04
20	173.06	191.81	124.58	19.55	-70.19

표 19. 날개의 힘과 모멘트

Elem.	X	Y	Z	FX	FZ	SX	SZ	MXX	MYY	MZZ
1	192	173	47	20	125	20	125	0	-70	0
2	189	164	47	19	151	39	275	1106	-460	174
3	187	155	47	18	169	57	444	3548	-1236	515
4	184	146	47	18	184	74	629	7400	-2444	1019
5	182	138	47	17	198	92	826	13069	-4124	1678
6	179	129	47	17	210	108	1036	20402	-6308	2489
7	177	120	47	17	221	125	1257	29599	-9029	3452
8	174	111	47	17	232	143	1489	40758	-12315	4565
9	172	102	47	18	242	160	1731	53973	-16192	5832
10	169	93	47	19	252	179	1982	69331	-20685	7255
11	167	84	47	20	262	199	2244	86932	-25821	8843
12	164	75	47	21	271	220	2515	106834	-31623	10605
13	162	67	47	22	280	242	2795	129151	-38118	12553
14	159	58	47	24	289	266	3084	153935	-45327	14701
15	155	49	47	25	296	291	3380	181325	-53294	17062
16	147	40	47	25	300	320	3690	211413	-62084	19677
17	140	31	47	16	278	336	3968	244162	-110027	22516
18	133	22	47	1	245	336	4214	279381	-139589	25495
19	126	13	47	-29	197	308	4410	316776	-170952	28480
20	119	4	47	-138	102	170	4512	355918	-203490	31211

표 19의 자료를 이용하여 힘과 모멘트의 분포를 그래프로 도시하면 그림 9, 10 및 11과 같다.

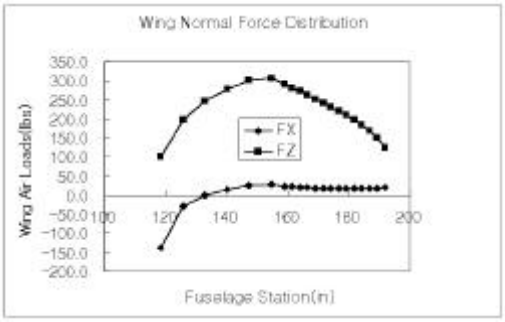

그림 9. 날개 수직력 분포

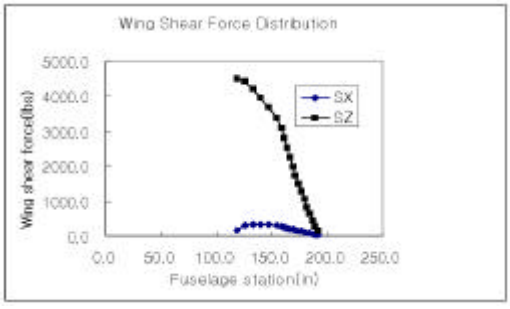

그림 10. 날개 전단력 분포

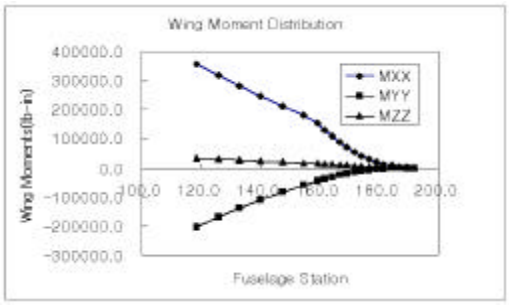

그림 11. 날개 모멘트 분포

• Less tail 공력계수 분포계산

꼬리날개가 없다고 가정하고 날개 및 동체의 공력계수를 구하였다. 이 공력 계수의 분포를 계산하기 위한 입력값은 표 20과 같다.

표 20. Less Tail 공력분포 자료

동체폭	동체길이	Root 1/4코드	Factor for CM	동체전방면적	동체각 WL to Cl	Tail 면적	Cl 범위
4.2 ft	16.7ft	59%	1	12.3 ft2	-2	34.3 ft2	-0.6 1.6(0.1)

표 21. 항공기의 공력계수

Angle (deg to wu)	Cl(wing)	CD(wing)	CD(F+T)	CD(A/P)	CM(Wing)	CM(Fus)	CM(W+F)
-9.36	-0.6	-0.01	0.02	0.01	-0.02	-0.23	-0.25
-7.79	-0.5	-0.01	0.02	0.00	-0.02	-0.2	-0.22
-6.23	-0.4	-0.01	0.02	0.00	-0.02	-0.17	-0.19
-4.67	-0.3	-0.02	0.02	0.00	-0.02	-0.13	-0.16
-3.1	-0.2	-0.02	0.02	0.00	-0.02	-0.1	-0.13
-1.54	-0.1	-0.02	0.02	0.00	-0.02	-0.07	-0.09
0.03	0	-0.02	0.02	0.00	-0.02	-0.04	-0.06
1.59	0.1	-0.02	0.02	0.00	-0.02	-0.01	-0.03
3.15	0.2	-0.02	0.02	0.00	-0.02	0.02	0
4.72	0.3	-0.02	0.02	0.00	-0.02	0.05	0.03
6.28	0.4	-0.01	0.02	0.00	-0.02	0.09	0.06
7.84	0.5	-0.01	0.02	0.00	-0.02	0.12	0.09
9.41	0.6	-0.01	0.02	0.01	-0.02	0.15	0.12
10.97	0.7	0	0.02	0.01	-0.02	0.18	0.16
12.53	0.8	0	0.02	0.02	-0.02	0.21	0.19
14.1	0.9	0.01	0.02	0.02	-0.02	0.24	0.22
15.66	1	0.01	0.02	0.03	-0.02	0.27	0.25
17.22	1.1	0.02	0.02	0.03	-0.02	0.3	0.28
18.79	1.2	0.03	0.02	0.04	-0.02	0.34	0.31
20.35	1.3	0.03	0.02	0.05	-0.02	0.37	0.34
21.92	1.4	0.04	0.02	0.06	-0.02	0.4	0.38
23.48	1.5	0.05	0.02	0.07	-0.02	0.43	0.41

항공기의 상대바람과 Water line(WL)이 이루는 각에 따른 날개, 동체에 작용하는 양력, 항력 및 모멘트계수, 동체 및 수직꼬리, 항공기에 작용하는 항력 그리고 동체 및 날개에 작용하는 모멘트를 계산하였다. 계산결과 표 21과 같다.

3. V-n 선도

프로그램을 이용하여 FAR 23.333 및 FAR 23.345에서 규정하고 있는 V-n 선도의 경계상에서 그리고 선도 내에서 비행속도와 하중계수를 조합하여 모든 하중을 계산할 수 있다. 이들을 계산하는데 필요한 자료는 중량, 기하학적 형상, 공력계수 및 설계속도들이다. FAR 23.333의 V-n 선도상에서 점 또는 조건은 각 항공기 속도 및 하중계수 뿐만아니라 최대운용고도까지의 각 고도에서 계산되어야 한다. 6,000파운드 이하의 왕복엔진, 급강하속도 0.4 이하, 최대중량이 6,000파운드 이하, 최대운용고도 15,000피트 이하의 항공기에 대하여 FAA는 해면고도 하중만으로도 인정하고, 최대운용고도가 20,000파운드 이하인 항공기는 3 고도 즉 해면고도, shoulder 고도 및 최대고도에서 조사되어야 한다. 이륙, 접근 및 착륙에 대한 FAR 23.345의 비행포위선은 오직 해면고도에서의 조사가 필요하다.

무게중심(cg)에 대해 항공기에 작용하는 모든 모멘트의 합이 0이 되도록 함으로서 V-n 선도에 대한 각 점에서 평형이 이루어져야 한다. 속도에 대하여 공력계수들은 속도와 고도에 기인한 압축성 효과를 고려하여 수정한다. 받음각을 예측하고 비행기 기준선에 대한 총 비행하중계수가 계산된다. 만약 계산된 하중계수가 해당 조건에서 요구된 하중계수와 같지 않다면 받음각은 정확한 하중계수가 발생할 때까지 증가될 것이다. 실속 또는 최대양력계수 선상의 조건에 대하여 속도를 모르기 때문에 속도를 예측하고 날개에 대한 C_L 은 $C_L = L_W / qS$ 로부터 계산된다. V-n 선도상의 각 점에서의 자료는 케이스(Case)번호, 등가대기속도, 고도, 하중계수, 받음각, 압축성 효과, 날개양력계수 등이 포함된다. 수평꼬리날개를 가진 항공기 무게중심에 대한 모멘트의 평형에 사용되는 공식은 다음과 같다.

$$L_T = \frac{M_{A-T} + L_{zW}(X_{CG} - X_W) - D_X(Z_{CG} - Z_W)}{X_T - X_{CG}}$$

L_T : 수평꼬리날개 하중

M_{A-T} : 항공기 less tail의 공기역학적 피칭모멘트

L_Z : 항공기 기준에 수직한 항공기 less tail 양력

D_X : 항공기 기준에 평행한 항력

X_{CG} : 무게중심의 동체위치

X_W : MAC 25%의 동체위치

받음각의 함수로서 공력계수의 계산은 다음과 같다.

$$C_L = C_0 + C_1 A + C_2 A^2 + C_3 A^3 + C_4 A^4$$

$$C_D = D_0 + D_1 C_L + D_2 C_L^2 + D_3 C_L^3 + D_4 C_L^4$$

$$C_M = M_0 + M_1 A + M_2 A^2 + M_3 A^3 + M_4 A^4$$

여기서

C_L = 날개 양력계수

$C_{D=}$ 날개항력계수

C_M = 날개 피칭모멘트 계수

C_I = 양력공식에 대한 계수

D_I = 항력공식에 대한 계수

M_I = 모멘트식에 대한 계수

A = 받음각

비행하중을 계산하기 위하여 사용되는 입력자료는 날개 평균공력시위(Wing MAC)=60.1 in, XW(FS 25%Mac wing)=157.2 in, ZW(WL 25% MAC wing)=73.52 in, S (Wing Area)=135 ft^2 등의 형상자료가 입력되고, 구조속도의 한계를 결정하는 보통급(N)의 하중계수(N=3.8)의 값이 요구된다. 또한 구조설계속도인 VA=115.7 kt, VC=144.1 kt, VD=201.7, MC=0.253, MD=0.354,

항공기의 최대중량=2573 파운드가 입력된다. 선미익 항공기의 운용고도로 해면고도 및 최대 운용고도는 각각 0 ft와 8,000 ft이다. 항공기의 중량에 따른 X, Z방향의 무게중심 한계의 위치은 CG1(2,573 lb), CG2(2,573 lb), CG3(2,400 lb) 및 CG4(1733 lb)로 구분하여 계산되었다. 계산된 비행하중계수는 순항 및 착륙형상에서 계산되나 선미익 항공기의 경우는 플랩이 없으므로 순항 및 착륙형상이 동일하여 순항에서만 계산하였다. 따라서 본 하중계산에서는 순항에 대한 비행하중계수를 각 Case 별로 구하였다.

표 22는 최대이륙중량, 동체위치 127에서 실속, 기동속도, 순항속도, 급강하속도, 배면비행, 돌풍속도, 균형속도, 정상 및 가속 롤비행 조건에 대한 하중배수, 받음각, 양력의 크기, 항력 및 하중값을 나타내고 있다.

표 22. 각 비행조건별 하중계수 및 공기력

FOR CG1 FS=127 WL= 656

CASE	COND.	V(EAS)	NZ	α	Q CORR.	CL	LZW	LT	DX
1	STALL 1G	53.4	1	16.33	1	1.5	1933	640	-372
2	STALL +N	104.0	3.8	16.17	1.01	1.5	7345	2430	-1388
3	MAN A	115.7	3.8	12.78	1.02	1.23	7512	2267	-1032
4	MAN C	144.1	3.8	7.58	1.02	0.82	7786	1990	-421
5	MAN D	201.7	3.8	2.81	1.05	0.44	8130	1659	344
6	MAN -D	201.7	0	-2.25	1.05	0.01	264	-215	567
7	MAN -C	144.1	-1.52	-6.62	1.02	-0.34	-3250	-663	-34
8	STALL -N	107.4	-1.52	-10.42	1.01	-0.64	-3375	-524	-348
9	STALL -1G	88.5	-1	-10.23	1.01	-0.62	-2222	-350	-221
10	GUST +C	144.1	3.5	6.83	1.02	0.76	7213	1793	-297
11	GUST +D	201.7	2.79	1.49	1.05	0.32	6057	1111	504
12	GUST -D	201.7	-0.79	-3.33	1.05	-0.02	-1484	-536	479
13	GUST -C	144.1	-1.5	-6.56	1.02	-0.34	-3003	-657	-27
14	BAL A	115.7	1	1.89	1.02	0.35	2169	413	151
15	BAL C	144.1	1	0.41	1.02	0.23	2820	353	296
16	BAL D	201.7	1	-0.88	1.05	0.13	2844	252	610
17	ST ROL A	115.7	2.53	7.96	1.02	0.84	5172	1342	-315
18	ST ROL C	144.1	2.53	4.4	1.02	0.56	5300	1192	27
19	ST ROL D	201.7	2.54	1.16	1.05	0.3	5544	982	532
20	AC ROLL	104.0	3.24	13.6	1.01	1.3	6371	1969	-938

¿©기서 Dx는 항공기의 기준에 평행한 날개의 항력, LT는 수평꼬리날개 하중(커나드), NZ 하중계수를 나타낸다.

표 22의 값을 이용하여 나타낸 선미익 항공기의 V-n선도는 그림 12과 같다. 여기서 양(+)의 최대하중계수는 3.8이며 음(-)의 최대하중계수는 -1.52이다.

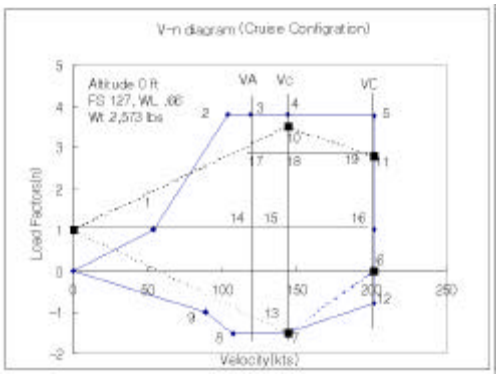

그림 12. 선미익 항공기의 V-n 선도

4. 결 론

본 연구에서는 현재 개발중에 있는 복합재료 선미익 항공기의 날개에 작용하는 하중해석을 수행하였다. 중량, 공력계수, 구조설계속도, 하중 등을 계산하기 위해 사용된 Tool은 Excel에서 운용되는 Visual Basic 프로그램으로 계산에 많은 도움을 주었다. 하중해석에 기본적으로 요구되는 항공기의 형상치수, 부품의 종류 및 중량 그리고 좌표계 등은 Catia 모델링, 실제측정 또는 재료밀도 값 등을 이용하였으며, 이들 자료를 통하여 항공기의 중량, 무게중심, 관성모멘트, 구조설계속도, 날개의 하중분포, 힘과 모멘트 등을 계산하였다. 또한 항공기의 날개 및 동체의 임계하중조건을 선정하는데 필수적인 항공기의 V-n 선도를 도하였는데, 이 V-n 선도는 항공기의 중량은 2,573 파운드, 해면고도 조건에서 설계속도 V_A, V_C, V_D 및 하중계수 +3.8G, -1.52G에 대한 비행범위를 나타내고 있다. 앞으로 V-n 선도로부터 선정된 임계하중을 이용하여 해석된 동체 및 날개에 대한 하중을 제시하고자 한다.