

技術論文

패널 해석법에 의한 경량 복합재 주날개와 에일러론의 설계

정태은* · 양승운**

Design of Lightweight Composite Main Wing and Aileron
by the Panel Analysis

Tae-Eun Chung* and Seung-Un Yang**

ABSTRACT

Evaluation of aerodynamic characteristics and flight load determination were conducted for advanced trainer by the panel analysis. Eight flight load conditions according to the federal aviation regulations are determined and these conditions are considered as the design load conditions of the advanced trainer. This paper performed design of lightweight composite wing and aileron considering the results of optimization and manufacturing. The calculation and design procedure by the panel method are a good tool for the conceptive design of the trainer.

초 록

패널 해석법으로 고등훈련기급 항공기에 대하여 공력 산출 및 비행하중을 결정하기 위한 평가를 수행하였다. 미연방 항공규정의 요구사항을 만족할 수 있는 8가지의 비행운동상태를 선택하여 고등훈련기급 항공기의 설계하중조건으로 삼았다. 본 연구에서는 최적화 계산을 한 결과와 제작을 고려하여 경량화를 위한 복합재 주날개와 에일러론의 구조 설계를 하였다. 패널 해석법에 의한 계산 및 설계 과정들은 대상 항공기의 개념 설계를 위한 유용한 도구로 사용되었다.

1. 서 론

항공기의 성능 향상은 구조물의 무게에 의하여 상당한 영향을 받게 되므로 항공기 설계자는 항상 새로운 소재의 적용 뿐만 아니라 주어진 설계 조건 하에서 구조의 무게를 최대한 경감할 수 있는 새로운 구조설계 개념을 강구해야 한다. 항공기에 있어서 경량화는 고속화, 항속거리, 기동성의 향상 등에 있어서 매우 중요한 요소가 되고 있다.

항공기 중량 감소의 방법은 첨단 소재의 응용에 의한 경량화 효과, 여타의 첨단 구조 개념, 자동화 설계 또는 능동적 하중제어(Active Load Control) 및 플러터의 억제 기술에 의한 중량 감소 효과 등

이 있다[1]. 경량 항공기(Light Weight Aircraft)를 위한 구조설계란 이용가능한 모든 재료의 장점을 적절히 조합하여 최적의 강성 및 강도를 얻는 동시에 구조의 무게 및 제조 경비를 절감하는데 있다고 할 수 있다.

복합재를 항공기 구조물에 적용하는 이유로는 높은 비강성 및 비강도 특성, 제작을 고려한 혁신적인 설계 개념, 부품 및 고정장치(Fastener) 수량 감소[2~3], 용이한 수리성 등을 들 수 있으며, 그 밖에도 내부식성, 높은 피로 저항성 및 저탐지성(Stealth) 등의 장점이 있다[4~5]. 그러나 금속에 비해 단점으로는 원재료의 고가, 확립된 설계 허용치의 부족, 금속과의 접합에 의한 부식, 환경에 대

* 정회원, 고등기술연구원

** 대우중공업 우주항공연구소

한 민감성(온도, 습도), 낮은 충격 에너지 흡수력, 제조원가의 상승 및 복잡한 검사 방법 등을 들 수 있다[6]. 이러한 단점들에도 불구하고 복합재가 항공기 구조물로서 널리 사용되고 있는 것은 위에서 열거한 단점을 극복할 수 있는 보완책들이 속속 개발되고 있기 때문이다.

지금까지의 복합재 구조물 적용은 민항기보다 군용기에서 활발히 이루어지고 있는데, 이는 민항기의 경우 복합재 구조의 제조 가격이 금속재 부품에 비해 경제성이 있어야 될 뿐 아니라 안전도에 있어서도 제작회사 및 정부 차원의 인증절차가 매우 까다로운 특성에 기인한다[7]. 그러나 복합재의 설계 기술 및 보증 측면에서 괄목할 만한 진전을 보게 되어 많은 부분이 알루미늄에서 복합재로 대체되고 있으며, 현재까지 주요 적용 예를 보면 에일러론, 스포일러, 플랩, 수평/수직 미익 등 주로 2차 구조물(Secondary Structure)에서 일부 주 구조물(Primary Structure)에 이르기까지 광범위하게 적용되어 성공적으로 운용되고 있다[8~9]. 궁극적으로는 주 구조물인 주날개(Main Wing) 및 동체 등에도 그 기술을 적용시키는 단계에 들어섰으며, 전기체 복합재화(All Composite Airframe)를 최선의 방안으로 삼고 기술개발이 진행되고 있다.

본 연구에서는 구조설계에 필요한 데이터를 얻기 위하여 복합재 항공기에 대한 공력 모델링과 구조 모델링을 하여 공력계수 산출 및 중량해석을 수행하였다[10]. 공력 해석을 위한 방법에는 풍동 실험에 의한 방법과 유동을 지배하는 방정식을 수치적으로 해석하는 방법이 있다. 포텐셜 유동장을 효율적으로 해석하는 방법으로는 패널법(Panel Method)이 있다. 임의의 형상[11] 또는 에어포일(Airfoil)의 설계[12~13], 날개에 대해 공력 하중 계산[14] 등에 패널법이 사용되어왔다. 구조물의 무게를 줄이거나 부분적인 보수 등을 위해 날개의 최적 설계가 이루어지거나[15], 진동이나 공력 특성을 향상시키기 위한 복합재 항공기 날개의 연구가 있었다[16]. 본 연구에서는 비행 조건으로 결정되는 설계하중에 대하여 주익 및 에일러론에 작용되는 하중을 계산하고, 주익과 에일러론의 응력강도와 좌굴강도를 계산하였다. 강도해석 결과를 검토하여 에일러론의 최적화 설계를 수행하였고, 제작을 고려한 설계를 하였다.

2. 해석 모델

2-1. 주요제원

대상 항공기는 고등훈련기급으로서, 전체적인 형상은 Fig.1에 나와있으며, 이 항공기의 주요 제원 및 성능은 Table 1과 같다.

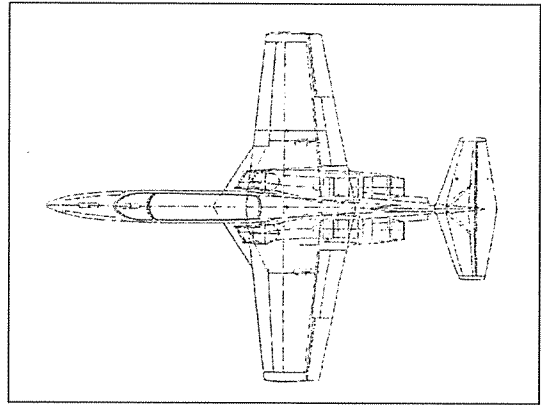


Fig. 1. Configuration of the advanced composite trainer.

Table 1. Dimension and configuration of applied aircraft

Item	Detailed Item	Design Value
Shape	Overall Length	11.15 m
	Overall Height	4.27 m
	Overall Width	10.60 m
	Wing Area	21.0 m ²
	Wing Span	10.60 m
	Wing Root Chord	2.64 m
	Wing Tip Chord	1.32 m
	Incidence Angle	1.5 deg
	Sweep Angle	1.72 deg
	Dihedral Angle	2.0 deg
Airfoil	Root Airfoil	SC14 %
	Tip Airfoil	SC10 %
Weight	Maximum Takeoff Weight	6800 kg
	Maximum Fuel Weight	1000 kg
	Empty Weight	3643 kg
	Operating Weight	4043 kg
Performance	Maximum Load Factor	+7.5 g
	Minimum Load Factor	-3 g
	Maximum Mach Number	0.75
	Range	2500 km
	Engine Thrust	2880 kgf

2-2. 공력 모델링

항공기의 전체 및 국부 좌표계는 Fig.2와 같다. 에어포일의 형상은 각각 Fig.3, Fig.4에 나타내었다.

패널 해석법에 의한 공력 산출을 위하여 항공기의 에일러론, 수직미익, 수평미익, 승강타, 방향타를 1개의 분할요소(Segment)로 구성하였고 주날개는 3개, 동체, 플랩은 2개의 분할요소로 구성하였다. 주날개, 에일러론, 플랩의 형상과 패널로 분할된 모습은 Fig.5에 나와있다. 또, 각각의 분할요소를 여러 개의 패널로 분할하였다. 패널들로 분할된 훈련기의 패널 모델의 모습은 Fig.6과 같다.

2-3. 구조 모델링

구조 모델링을 위해 비행기를 9개의 탄성 모델(Elastic Model)로 나누었다. 최적화설계 대상인

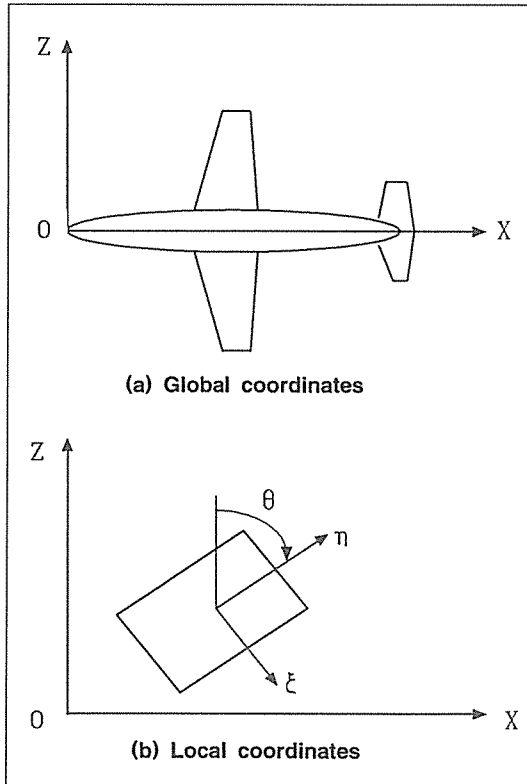


Fig. 2. Configuration of the advanced trainer.

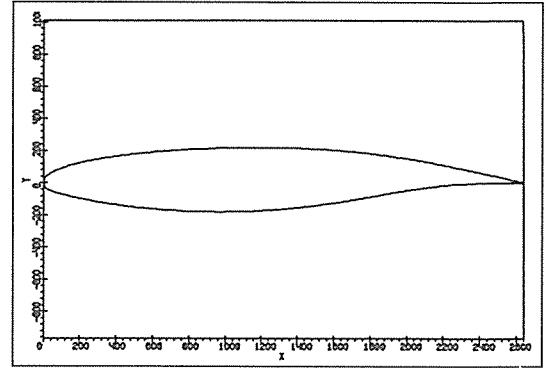


Fig. 3. Wing root airfoil : SC14 %.

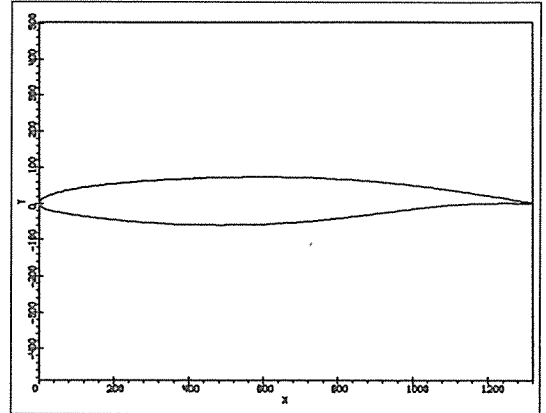


Fig. 4. Wing tip airfoil : SC10 %.

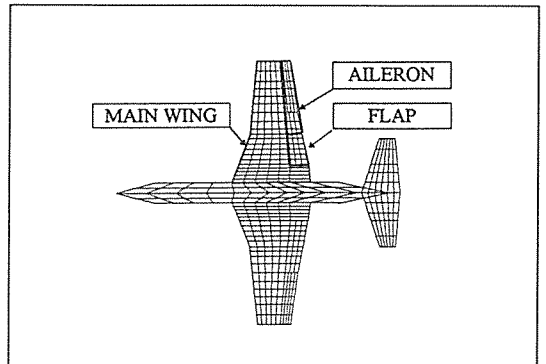


Fig. 5. Aerodynamic model and main components.

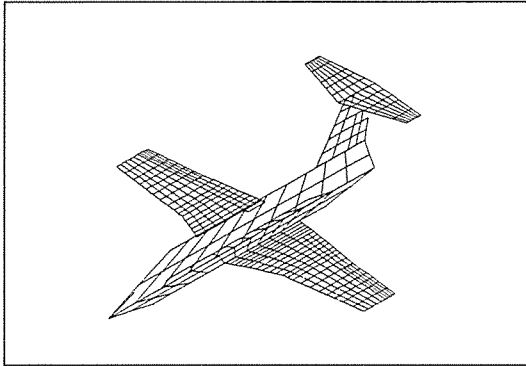


Fig. 6. Aerodynamic model with the panels.

주날개와 에일러론을 제외한 나머지 탄성 모델들은 각각 1개의 패널로 모델링하였다. 또, 각각의 탄성 모델들의 연결점은 스프링으로 모델링하였다. 주날개는 37개의 패널과 2개의 보(Beam)로 각각 표피와 날개보(Spar)를 모델링하였고, 에일러론은 3개의 패널과 1개의 보로 모델링하였다. 에일러론의 탄성 모델은 구조물의 변위, w 를 x, z 좌표에 대한 급역수(Power Series)의 11차 다항식으로 식 (1)과 같이 가정하여 변위를 나타낼 수 있도록 하였다. 본 연구에서 사용한 구조 설계, 해석 프로그램인 ARGON[10]에서는 주날개, 에일러론의 변위식으로 경험적으로 많이 사용되는 식 (1)과 같은 형태를 추천하고 있다. 식 (1)의 계수 및 지수는 ARGON 프로그램에서 에일러론에 대해 추천하는 값들로 결정되었으며, 이때 다항식은 식 (2)와 같게 전개된다. ARGON은 러시아 중앙항공기술연구소(Central Aerohydrodynamics Institute, TsAGI)에서 개발한 구조 설계, 해석 프로그램이다.

$$w(x, z) = \sum_{k=1}^{11} A_k x^{p_k} z^{q_k} \dots\dots\dots (1)$$

$$\begin{aligned} w(x, z) = & A_1 + A_2 x^1 + A_3 z^1 + A_4 x^1 z^1 + A_5 z^2 + A_6 z^3 + \\ & A_7 z^4 + A_8 z^5 + A_9 x^1 z^2 + A_{10} x^1 z^3 + A_{11} x^1 z^4 \\ & \dots\dots\dots (2) \end{aligned}$$

항공기 전체를 모델링한 결과는 Fig.7에 나타나 있다. Fig.7의 주날개 부근에서 패널이 시계 방향으로 다소 회전한 것은 후퇴각을 고려한 결과이다. Fig.7에서 연결점의 모델링에 사용한 스프링은 등

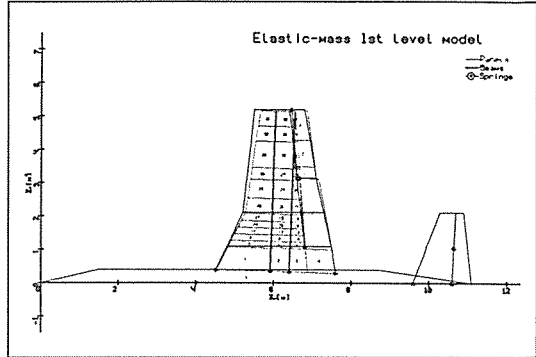


Fig. 7. Structural model of the advanced trainer.

체와 주날개, 주날개와 플랩, 주날개와 에일러론 사이 등 각 면을 연결하는 굽힘 및 비틀림에 대한 강성 특성을 나타낸다. 각 스프링에 대해서는 다음과 같은 값들이 정의되었다.

C_L : 선형 변형에 대한 강성 계수(Stiffness Factor for Linear Displacement)

C_a : 각 변형에 대한 강성 계수(Stiffness Factor for Angular Displacement)

x_b, z_b : 국부 좌표계에서 브래킷(Bracket)이 붙은 위치의 좌표

D : 브래킷의 길이

$SINQ$: 브래킷과 z 축 사이의 각도에 대한 사인 함수값

Fig.8과 Fig.9는 각각 주날개와 에일러론을 모델링한 단면 형상이다.

구조물의 기본재료는 [(0/+45/-45/90)]로 적층한

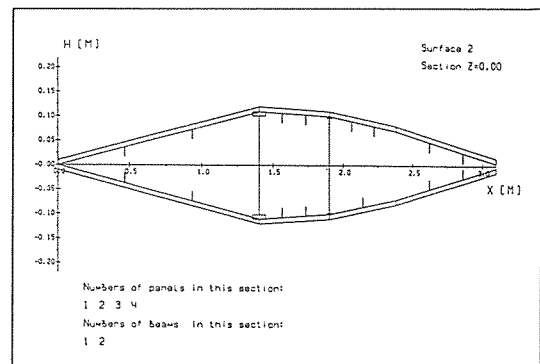


Fig. 8. Cross section of the main wing.

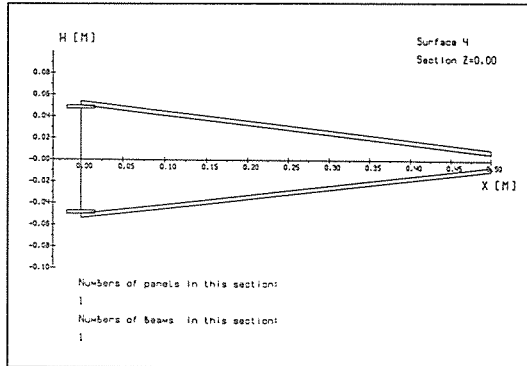


Fig. 9. Cross section of the aileron.

Graphite/Epoxy 복합재를 사용하였다. 이 복합재의 물성치는 다음과 같다.

Table 2. Material properties of graphite/epoxy

Item	Value
Modulus of elasticity, E_1	46.63 GPa
Modulus of elasticity, E_2	46.63 GPa
Shear modulus, G_{12}	17.37 GPa
Poisson's ration, ν_{12}	0.33 GPa
Density, ρ	1.522 kg/m ³
Longitudinal strength of tension, σ_{1+}^u	246 MPa
Longitudinal strength of compression, σ_{1-}^u	246 MPa
Transverse strength of tension, σ_{2+}^u	246 MPa
Transverse strength of compression, σ_{2-}^u	246 MPa
Shear strength, τ_{12}^u	120 MPa

2-4. 질량 모델링

질량은 구성품의 분포 특성에 따라 패널, 보, 집중질량을 사용하여 Table 3에 표시된 요소를 모델화하였다. 기수(Nose)와 주 착륙 기어, 조종사 1과 2, 시스템 장치, 연료는 집중질량으로 모델화하였고, 엔진은 보 형태의 질량으로 모델화하였다. 나머지 기체 구조물은 패널 형태의 질량으로 모델화하였다. Fig.10에 이 결과를 표시하였다.

대상 항공기의 공력 모델은 동체, 주날개, 플랩, 에일러론 등을 각 요소(Segment)로 공력면을 형성

Table 3. Mass distribution of the advanced trainer

Item	Mass	Position(x,z) (unit : m)	Model
Main Wing	410 kg	-	Mass Panel
Horizontal Tail	65 kg	-	Mass Panel
Vertical Tail	60 kg	-	Mass Panel
Body	719 kg	-	Mass Panel
Engine	767 kg	x=4.6~8.9	Mass Beam
Nose Landing Gear	46.5 kg	(0.92, 0)	Lumped Mass
Main Landing Gear	208.4 kg	(5.02, 1.3)	Lumped Mass
Pilot 1	100 kg	(2.45, 0)	Lumped Mass
Pilot 2	100 kg	(3.9, 0)	Lumped Mass
System Equipment	1167 kg	(5.8, 0)	Lumped Mass
Fuel Tank	400 kg	(5.8, 2.5)	Lumped Mass
Total Operating Weight	4043 kg	-	-

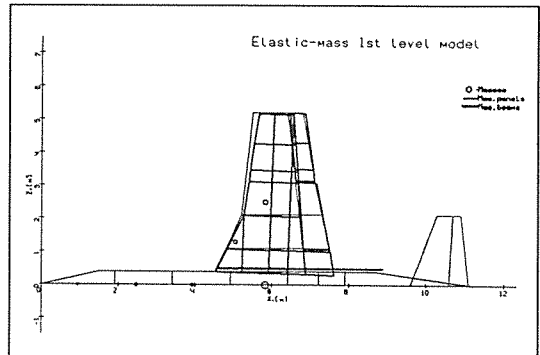


Fig. 10. Weight model of the advanced trainer.

하여 전체 항공기의 외형을 구성하고, 패널 해석법으로 공력을 계산하기 위하여 필요하다. 질량 모델은 하중과 하중 분포를 구하기 위하여 질량을 분포 질량 또는 부품에 대해서는 집중 질량으로 모델화하여 분포시켰다. 이 하중들을 적용하여 구조 해석을 수행하기 위하여, 동체, 주날개, 수평과 수직 날개 등을 탄성 보와 패널로 모델화한 구조 모델화 작업을 수행하였다.

3. 공력해석

3-1. 이론

공력해석은 항공기 기체의 구조 설계에 필요한 공력하중분포를 구하기 위하여 수행되었다. 일반적으로 유동을 지배하는 방정식은 Navier-Stokes 방정식이나 아음 속의 경우에는 비압축성, 비회전성, 비점성을 가정할 수 있고, 이 경우에 유동장은 포텐셜 유동장이 된다. 포텐셜 유동장의 경우에 지배방정식은 속도포텐셜을 사용하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad (3)$$

패널법은 포텐셜 유동장을 효율적으로 해석하기 위하여 물체 표면을 여러개의 패널로 나눈 후, 각 패널에 소스(Source)나 더블렛(Doublet) 또는 와류(Vortex) 특이점들을 경계조건에 맞도록 분포시켜 이들의 해로부터 공력과 구조해석에 필요한 정보를 얻는 방법이다[17]. 패널법에서는 날개표면을 여러개의 패널로 나누고 각 패널의 기하학적인 정보를 제공하도록 한다. 각 패널의 면적과 위치, 수직벡터, 배치점(Collocation Point)가 결정되어진다. 배치점은 패널에서 경계조건을 적용시키는 점이다.

3-2. 비행영역 선도

비행하중 산출을 위해 속도 V 와 하중계수 n 의 관계를 나타내는 비행영역 선도(Flight Envelope)를 Fig.11과 같이 작성하였다. Fig.11에서 가선선은 돌풍포위선을 나타낸다. 세부 항목은 자료 및 미연방 항공규정(Federal Aviation Regulations, FAR 23)에 의거하여 아래와 같이 규정하였다[18~19].

실속 속도 : $V_s = 170$ km/h, 설계 기동속도 : $V_a = 468$ km/h, 설계 순항속도 : $V_c = 583$ km/h, 설계

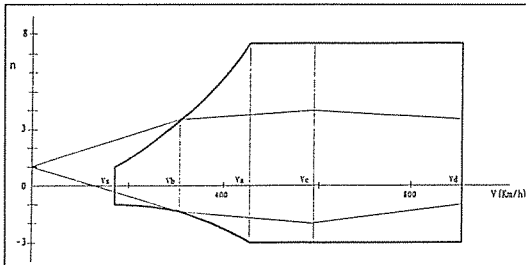


Fig. 11. Flight envelope.

급강하속도 $V_d = 903$ km/h, 하중배수 범위 n : $-3g \sim +7.5g$, 돌풍하중배수 : $n_g = 1.000019 U_g V$ ($U_g = 25$ ft/sec, 50 ft/sec, 66 ft/sec)

여기서 U_g 는 돌풍속도(Derived Gust Velocities), V 는 비행기 상당 속도(Airplane Equivalent Speed)이다.

3-3. 설계 하중조건

설계 하중조건으로 아래 Table 4와 같이 8 가지의 비행운동 상태를 선택하였다.

Table 4. Design load conditions of the advanced trainer

Design Case	Velocity V	Dynamic Pressure (kPa)	Load Factor	Roll Rate (rad/sec)	Control Surface
1	V_a	10.35	7.5	0	Elevater
2	V_a	10.35	-3	0	Elevater
3	V_a	10.35	5	4	Ele. + Ail.
4	V_a	10.35	5	-4	Ele. + Ail.
5	V_c	16.06	7.5	0	Elevater
6	V_c	16.06	-3	0	Elevater
7	V_c	16.06	5	4	Ele. + Ail.
8	V_c	16.06	5	-4	Ele. + Ail.

3-4. 공력계산

설계하중(Design Load)은 항공기 전체에 작용하는 공기력과 관성력을 의미하며, 기체의 변형을 유발시킨다. 항공기는 구속없이 동적으로 평형된 하중을 받으면서 비행한다. 하중 산출은 기체의 표면에 작용하는 공기력 분포와 가속도로 인한 관성력 분포를 결정하는 것이다. 본 연구에서는 미연방 항공규정에 근거하여 8가지의 설계하중조건을 고려한 항공기의 비행하중을 산출하였다[19]. 이중 가장 가혹한 상태인 설계하중조건 5에 대하여 굽힘모멘트, 비틀림모멘트, 전단력, 양력 계수의 계산 결과를 Fig.12에 나타내었다. Table 3과 Fig.10의 질량 분포에서 볼 수 있듯이 주날개에 분포되는 집중 질량은 주 착륙 기어(Main Landing Gear)와 연료 탱크(Fuel Tank)가 있다. 연료 탱크의 위치는 주날개 국부 좌표계에서 날개 길이 방향(z 방향)으

로 2.5 m인 곳으로, Fig.12-(d)에서 볼 수 있는 바와 같이 날개 길이 방향의 좌표값 2.5 m 부근에서 양력 계수의 변화가 있는 것을 관찰할 수 있다. 양력 계수, C_y 는 다음과 같은 식으로 계산된다.

$$C_y = -1S \cdot \sum_{k=1}^n (K_i \cdot P_i \cdot S_i \cdot \cos\theta_i), \quad i=1, n \dots (4)$$

여기서 S : 특성 면적(Characteristic Area)

$K_i : K_i = 2$, XOZ 평면에 대해 i 번째 패널에 대한 대칭인 패널이 있을 경우

$K_i = 1$, XOZ 평면에 대해 i 번째 패널에 대한 대칭인 패널이 없을 경우

P_i : i 번째 패널에서의 압력 계수차 (Pressure Coefficient Difference)

S_i : i 번째 패널의 면적

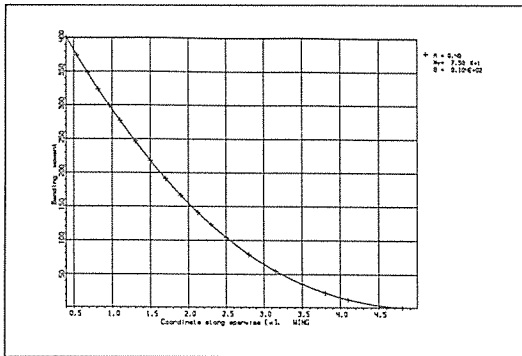


Fig. 12. Flight loads-(a) bending moment diagram.

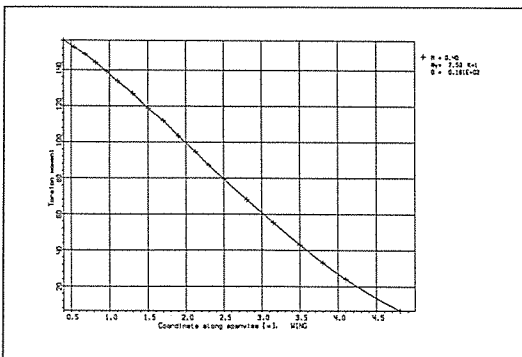


Fig. 12. Flight loads-(b) torsional moment diagram.

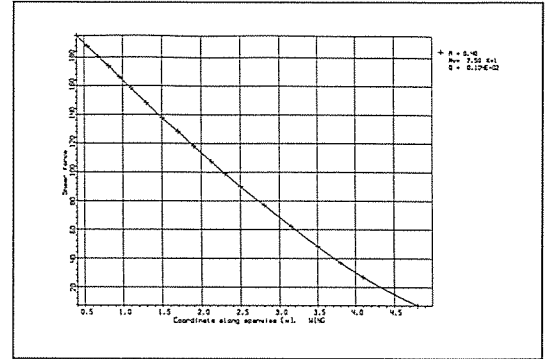


Fig. 12. Flight loads-(c) shear force diagram.

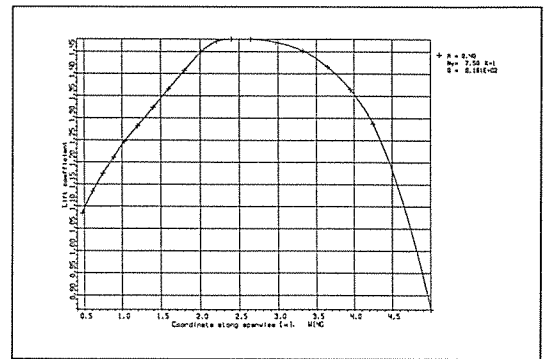


Fig. 12. Flight loads-(d) lift coefficient diagram.

θ_i : i 번째 패널과 XOZ 평면 사이의 각도

n : 패널의 번호

4. 구조해석

4-1. 초기치 설정

구조해석을 위해 에일러론의 표피 두께와 날개 보(Spar Cap)의 단면적 초기치를 다음과 같이 가정하였다.

표피 두께 : 3.76 mm 균일

날개보의 단면적 : 100 mm² 균일

한편 주날개의 초기치는 다음과 같다.

표피 두께 : 3.76 mm 균일

전면 날개보(Front Spar Cap)의 단면적 : 800, 660, 520, 380 mm²(날개길이방향으로

변화)

후면 날개보(Rear Spar Cap)의 단면적 : 100 mm²균일

4-2. 최적화 설계

8가지 하중조건에 대해 에일러론의 표피 두께, 날개보(Spar Cap)의 단면적을 5회 반복 계산하여 주어진 조건식을 만족하면서 무게를 최소화하기 위한 최적화 설계를 수행하였다. 강도와 좌굴 조건을 포함한 구조 최적화 설계는 다음과 같은 절차로 수행되었다. 강도 조건식을 적용하여 패널과 세로 보강재(Stringer)에 동시에 좌굴이 발생한다는 가정하에 좌굴된 표피에 해당하는 패널의 최적화를 수행한다. 이때 표피의 두께는 강도 조건식을 만족하여야 하며 이 경우에서는 좌굴 조건식을 만족하지 않아도 된다. 강도 조건식을 만족한 후에는 표피의 국부 좌굴에 대한 임계 응력이 결정되어 강도, 좌굴의 2가지 조건식을 만족하는 표피 두께가 결정된다. 최적화의 각 반복 계산 단계에서 표피의 두께와 보의 단면적은 다음과 같이 계산된다.

$$h(i+1) = \max[(h(i) \cdot \max f(i, j)), h_{\min}] \dots\dots\dots (5)$$

$$A(i+1) = \max[(A(i) \cdot \max f(i, j)), A_{\min}] \dots\dots\dots (6)$$

여기서 $h(i)$: i 단계에서의 표피의 두께

$A(i)$: i 단계에서의 보의 단면적

$\max f(i, j)$: i 단계에서, 모든 설계 하중 조건($j=1,8$)에서의 최대 응력 계수 또는 좌굴 계수

h_{\min} : 설계 또는 제조 조건에서 정한 표피의 최소 두께

A_{\min} : 설계 또는 제조 조건에서 정한 보의 최소 단면적

응력 계수(Stress Criteria Factor, S.C.F.), 좌굴 계수(Buckling Criteria Factor, B.C.F.)는 각각 식 (7), (8)에서와 같이 정의된다. Table 5에 응력계수, 좌굴계수를 포함하여 이 결과를 표시하였다. 이방성 재료로 구성된 요소의 강도 조건식으로는 식 (7)의 Tsai-Hill 파손식을 사용하였다[5]. 이때 초기 파손(First Ply Failure)를 최종 파손으로 간주하였다. 이같은 설계 개념은 제작상의 결함, 고정부(Fastener)에 의한 강도 저하 등을 고려한 것이다.

$$S.C.F. = \left(\frac{\sigma_1}{\sigma_1^u} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_2^u} \right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{(\sigma_1^u)^2} + \frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^u} \leq 1 \dots\dots (7)$$

또, 표피의 국부 좌굴(Local Buckling)에 대한 설계 기준식으로는 아래의 기준식 (8)을 사용하였다.

$$B.C.F. = \frac{\sigma_1}{\sigma_1^{critical}} - \frac{\sigma_2}{\sigma_2^{critical}} + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^{critical}} \right)^2 \leq 1 \dots\dots (8)$$

좌굴 계산에서 패널의 형태 및 크기는 Fig.7의 에일러론의 구조 모델에 있는 패널 1, 2, 3으로 표시된 바와 같으며, 경계 조건은 자유 끝단 조건(Free Edge Condition)이 설정되었다.

강도와 파손의 기준식을 만족하기 위하여 표피의 두께와 날개보의 단면적을 변경하면서 최적화 설계를 수행하였고, 이에 따른 한쪽의 에일러론, 주날개, 주날개와 에일러론의 무게 변화는 Fig.13에서 보는 바와 같다. 반복 계산에 의한 중량 변화는 다시 하중 계산에 반영되어 재계산이 수행되었다. 즉 Table 3의 질량 분포는 초기값이며 반복 계산시 주날개, 에일러론의 무게는 재입력되어 계산된 것이다. 결과에서 볼 수 있듯이 초기값은 식 (7), 식 (8)의 기준식을 만족하지 못하였으므로 두께와 단면적을 증가시키면서 무게가 최적 조건에 맞도록 증가하였다.

4-3. 설계 결과

실제 제작성을 고려하여, 에일러론의 위쪽 표피

Table 5. Results of the optimization after 5 iterations

Panel No. (Beam No.)	Type	Thickness:mm (Area:mm ²)	Stress Factor	Buckling Factor	Load case
1	Upper Skin	4.59	0.11	0.99	5
	Lower Skin	3.11	0.17	0.99	5
2	Upper Skin	4.71	0.07	0.99	7
	Lower Skin	3.82	0.08	1.00	7
3	Upper Skin	3.16	0.04	1.00	5
	Lower Skin	2.24	0.06	1.00	5
(1)	Beam	(100)	0.21	-	5

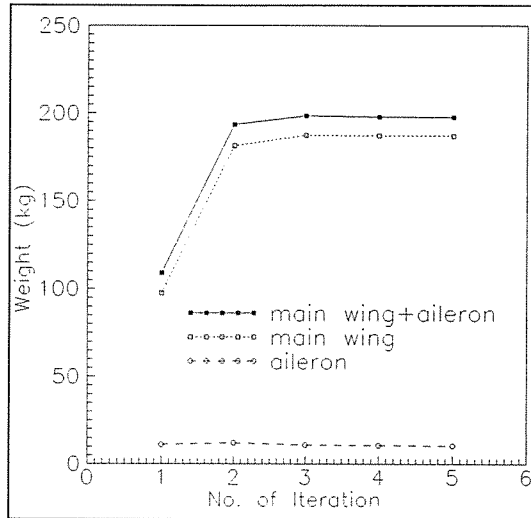


Fig. 13 Weight variation from the results of optimization.

Table 6. Results of the final calculation

Panel No. (Beam No.)	Type	두께 : mm (면적 : mm ²)	Stress Factor	Buckling Factor	Load case
1	Upper Skin	4.00	0.286	1.89*	5
	Lower Skin	3.76	0.171	0.75	5
2	Upper Skin	4.00	0.233	2.26*	7
	Lower Skin	3.76	0.114	1.25*	7
3	Upper Skin	4.00	0.047	0.67	5
	Lower Skin	3.76	0.050	0.23	5
1	Beam	100	0.243	-	5

두께와 아래쪽 표피 두께를 각각 4.0 mm, 3.76 mm로 균일하게 하여 응력계수와 좌굴계수를 계산하였다. 계산 결과는 Table 6에 나타내었다. 계산 결과를 보면 좌굴계수가 1.0을 초과하였는데 이는 상세설계시 리브로 보강해야 할 부분이다.

5. 결 론

경량 고등훈련기를 개발하기 위하여 복합재 재료를 선정하였으며 복합재 구조설계와 관련된 규격에 따라 검토를 하였다. Ritz 방법을 이용한 패널 해석법의 사용은 항공기의 공력산출, 하중계산 수행과 더불어 구조물의 기본설계를 용이하게 하였

다. 설계 하중조건에 대하여 강도와 좌굴 기준식을 만족하는 최적 해석결과를 이용하여 경량화된 복합재 주날개와 에일러론의 기본 설계를 수행하였으며, 이를 바탕으로 상세 설계를 진행함으로써 시간과 노력을 줄일 수 있었다.

후 기

본 연구는 과학기술처 특정연구과제 "항공기용 복합재 해석 및 응용기술 개발"의 일부로 수행되었으며, 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Rouchon, J., "Certification of Large Airplane Composite Structures, Recent Progress and New Trends in Compliance Philosophy," 17th ICAS Congress, Stockholm, 1990.
2. Kedward, K.T., "Joining of Composite Materials," ASTM STP 749, 1981.
3. Behaviour and Analysis of Mechanically Fastened Joints in Composite Structures, AGARD Conference Proceedings No.427, Madrid, Spain, 1987.
4. 홍창선, "스텔스 항공기와 복합재료," 한국항공우주학회지, 1996.
5. Tsai, S.W., "Composites Design-1986," Think Composites, 1986.
6. Hull, D., "An Introduction to Composite Materials," Cambridge Solid State Science Series, Cambridge Univ. Press, 1981.
7. Soderquist, J.R., "Design/Certification Considerations in Civil Composite Aircraft Structure," SAE Technical Paper Series 871846, 1987.
8. Madan, R.C., "Composite Transport Wing Technology Development," NASA, 1988.
9. 이상직(편역), "차세대 항공기용 신소재 실용화의 기술과제," 일본항공우주학회지, 1992.
10. Evseev, D.D., "ARGON, Multidisciplinary Analytical Support of Aircraft Design," TsAGI, 1992.
11. Maruyama, Y., "New Panel Method for Supersonic Flows about arbitrary con-

figurations," J. of Aircraft, Vol. 25, No. 3, 1988, pp.229-235.

12. Isaka, H., "Panel Method for Design of Airfoils in Cascades," Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Part B, Vol. 55, No. 515, 1989, pp.1937-1942.

13. Carter, J and Jackson, P.S., "Thin-airfoil Correction for Panel Method," J. of Aircraft, Vol. 29, No. 4, 1992, pp.723-725.

14. Blair, M. and Williams, M.H., "Time Domain Panel Method for Wings," J. of Aircraft, Vol. 30, No. 4, 1993, pp.439-445.

15. Harada, M. and Kohda, T., "Optimal Design of Wing Shape by Use of Neural Network," Proceeding 92 Japan USA Symp. Flexible Autom., Publ. by ASME, pp.211-218.

16. Librescu, L. and Meirovitch, L., "Refined Structural Model of Composite Aircraft Wings for the Enhancement of Vibrational and Aeroelastic response characteristics," AIAA/ASME Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 1993, pp.1967-1978.

17. 한국항공우주연구소, 항공기용 복합재 해석 및 응용기술개발(II), 과학기술처, 1993.

18. FAR 23, Airworthiness Standards, Normal, Utility and Acrobatic Category Airplanes," FAA, 1988.

19. Code of Federal Regulations : Aeronautics and Space, Parts 23, The Office of the Federal Register, National Archives and Records Administration, 1992.

