

論文

단순화된 복합재 주익 상자보 구조의 초기설계

황철호* · 주재현*

Initial Design of Simplified Composite Wing Box Structure

Chul-Ho Hwang* and Jae-Hyun Joo*

ABSTRACT

Initial design process and the design result of a composite wing of an advanced trainer class aircraft are given. The wing is simplified as a rectangular cross section beam which represents all the structural features but satisfies some system requirements such as wing planform, control surface, high lifting surface supports, external store supports, etc. The structural layout is determined in order to carry effectively the critical loads selected from the load analysis and to maximize the benefit of the composite structure. The cobonding of spars and the lower skin is applied to reduce the number of fasteners and to simplify the manufacturing process. Some design rules are given which can be effective to minimize the design changes in the detail design phase. Strain allowables are applied for the sizing of major structural members; the final components sizing is shown.

초 록

고등훈련기급의 항공기 주익을 복합재료로 설계하기 위하여 기본적인 체계요구사항만을 만족 하면서 구조적인 특성을 모두 포함하는 상자보 형태의 주익모델을 대상으로 수행된 주요 구조 부재들의 초기 설계와 해석 과정을 보이고 결과를 수록하였다. 하중해석을 통하여 주요하중 조건을 선정하고 이들 하중조건과 체계요구 사항을 만족하면서 복합재 구조의 특성을 최대한 살리도록 주구조를 배치하였다. 다스파구조를 채택하고 스파와 밀면 외피를 일체접합하여 체결재 수를 최소화하였다. 초기설계부터 경험에 의한 복합재 구조설계 기준을 설정하여 상세설계를 진행할 때 주요 부재들의 치수변경요인을 줄이도록 하였다. 외피를 몇 개의 영역으로 나누어 응력해석을 수행하였으며 설계허용치를 넘지않도록 주요 부재들의 치수를 결정하였다.

1. 서 론

최근의 항공기에는 복합재료가 널리 사용되고 있으며 이러한 추세는 더욱 가속화될 전망이다. 이는 기체 중량 파운드당의 가격이 전투기의 경우 약 \$400에서 민간여객기 \$800[1]정도에 달해 비용과 직결될 뿐아니라 기존 금속재료로는 어려웠던 개

념의 설계도 가능하기 때문이다. 그러나 복합재료로 항공기 기체를 설계/제작할 때는 기존의 금속을 사용하는 경우와 같은 설계 절차를 밟는 부분도 있지만 복합재료의 특성을 살린 설계를 위해서는 특별한 고려를 추가로 해야하므로 이 분야에 대한 기술과 경험이 축적되어 있어야 한다.

본 논문에서는 고등훈련기급의 항공기 주익을

* 국방과학연구소

복합재료로 설계하기 위하여 기본적인 체계요구사항만을 만족하면서 구조적인 특성을 모두 포함하는 상자보 형태의 주익모형을 대상으로 수행된 주요 구조 부재들의 초기 설계와 해석 과정을 보이고 결과를 수록하였다. 이 연구는 스페인 CASA 항공사에서 기술전수로 수행된 것이며 이 회사는 Airbus의 복합재 수평미익을 설계, 제작하여 세계 최초로 복합재를 민간 여객기의 기체 주구조에 적용하여 인증받은 경험과 현재 유럽 여러나라들이 참여하여 개발하고 있는 EFA의 주익을 복합재료로 개발하여 세계적으로 이 분야에서는 능력을 인정받고 있다.

항공기 기체의 초기설계는 체계요구사항을 검토하여 외형과 주요 내부부재들의 위치를 결정하며 동시에 항공기 기동별 기체하중을 해석하여 주요 하중조건에 대해 주요부재들의 형상을 선정하고 치수를 결정한다. 초기 외부형상의 요구조건으로는 익형과 기동조건, 주익의 면적, 플랩 위치 및 형상, 에일러론의 위치와 형상, 그리고 외부 장착물 부착을 위한 2곳의 파일런 등이 결정되었고 관련된 공력자료도 이용할 수 있었다. 이러한 요구조건을 만족하고 하중전달 경로를 효율적으로 하면서 복합재료 구조의 특성을 살리기 위한 기본구조를 배치하였다. 연구의 목적이 복합재를 이용한 구조 설계였으므로 익형을 단순화시켜 외부 곡면을 직선으로 처리하였으나 앞전 플랩과 뒷전 플랩, 에일러론의 추후 장착을 위하여 이들이 연결될 전방스파와 후방스파의 높이는 원래의 익형 두께를 만족하도록 상자보의 형상을 결정하였다. 복합재를 적용하는 이점을 최대한 살리기 위해 스파를 다스파 구조[2]를 채택하였으며 체결재의 수를 크게 줄이기 위해 밀면 외피와 스파들을 일체접합(Cobonding)하도록 하였다. 주익 내부공간이 대부분 연료탱크로 사용되므로 전, 후방 스파는 연료탱크의 기밀성 보장과 외피와의 조립을 고려하여 채널형으로 설계하였고 내부 스파들은 일체접합시 외피와의 접착력을 최대화하고 제작성을 감안하여 뒤집힌 'J'자 형상으로 결정하였다. 또한 리브들은 플랩, 에일러론들의 힌지 하중과 파일런 하중, 그리고 연료탱크의 양끝 등에 배열하였다. 동체와의 체결방식은 러그형태의 피팅으로 3군데에 위치시키되 공기력에 의한 굽힘모멘트가 동체에 전달되지 않도록 핀으로 연결하였다.

사용할 복합재료는 일단 Airbus에 적용되고 있

는 재료로 선정하였으며 추후 국산재료 등의 적용을 위한 재료선정연구는 별도로 진행하였다. 초기 설계와 해석에 적용하기 위한 기본물성치와 설계 허용치는 CASA에서 시험등으로 확인된 값을 이용하였으나 같은 재료를 사용한다하더라도 설계 특성을 감안한 설계허용치 시험은 별도로 진행해야 하며[3] 단계별 설계개발시험을 통하여 충분한 연구가 진행되어야 한다.

2. 상자보의 초기설계

2-1. 상자보의 형상 및 구조

상자보는 그림 1에서 보는 바와 같이 초음속 항공기에서 적용되고 있는 후퇴각을 갖는 외팔보형 날개로서 상/하 외피, 전/후방 스파 및 3개의 중간 스파등 5개의 스파와 11개의 림 조립체로 구성되어 있다. 상자보의 단면은 익형 형상이 아니고 상자형으로 전방스파(상부외피와 하부외피 사이의 두께가 시위의 9%)부위가 후방스파(상부외피와 하부외피 사이의 두께가 시위의 7%)부위보다 더 두꺼운 사다리꼴 모양을 하고있다.

2-2. 상자보의 하중계산

상자보의 초기설계를 위한 하중은 상자보의 시스템 요구조건을 근거로 하여 대칭기동(symmetric maneuver) 및 비대칭기동(asymmetric maneuver)등에 대해 계산되었다. 날개길이방향으로의 공기력 분포는 참고문헌[4]에 의거하여 사다리꼴 분포와 타원분포의 중간분포로 가정되었고 시위 방향 분포는 [4]에 나와있는 복잡한 분포를 적용하는 대신 압력중심점이 각각 시위의 20%와 40%에 있는 2가지 경우로 단순화 하였다. 여기서 사다리꼴 분포는 균일분포하중이 날개에 작용할 때 단위 날개길이당 작용하는 하중은 시위 길이에 비례하기 때문에 구해지는 분포이다. 이와같이 하여 단위하중이 한쪽 날개에 작용할 때의 날개길이 방향으로의 공기력분포(그림 2)를 구한 후 이로부터 날개길이 방향으로의 전단력(그림 3) 및 굽힘모멘트(그림 4) 그리고 비틀림 모멘트(그림 5)를 각각 계산하였으며 그 선도(diagram)를 작성하였다. 대칭기동 및 비대칭기동에 대한 하중 계산은 +8.0g 조건에서의 positive 기동과 -4.0g 조건에

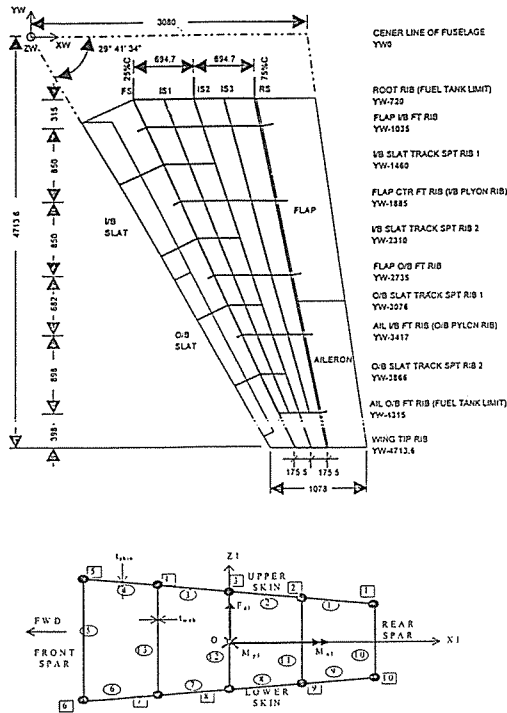


Fig. 1. Geometrical description of the simplified wing box layout.

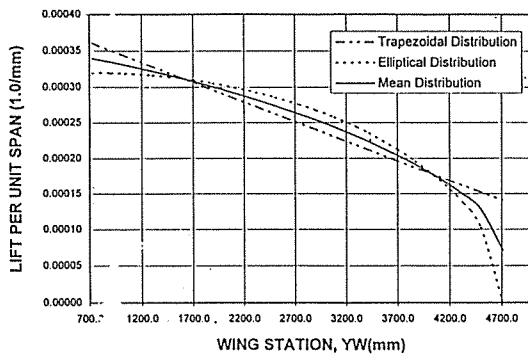


Fig. 2. Spanwise load distribution for unit load.

서의 negative 기동에 대해 각각 계산되었으며 관성하중으로는 날개끝에 장착되는 미사일의 자중만이 고려되었다[5].

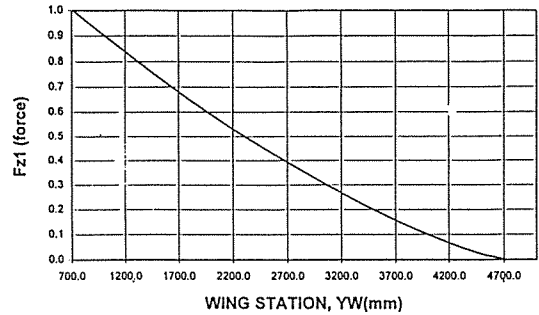


Fig. 3. Shear force diagram for unit load.

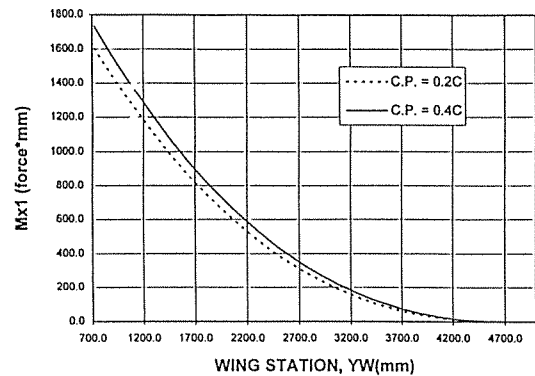


Fig. 4. Bending moment diagram for unit load.

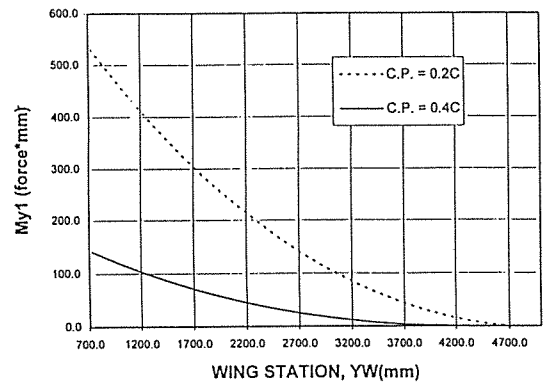


Fig. 5. Torque diagram for unit load.

2-3. 상자보 주요부재의 초기설계

상자보의 초기설계는 크게 세부분으로 구성되는데 첫번째는 사용할 복합재료의 결정, 외피, 스파 등 부재별 적층평판들의 물성치 계산, 섬유방향 변형률(strain)에 대한 설계허용치 결정, 주요하중경우 선정, 치수결정할 부위 선정등의 설계 기본자료 획득을 위한 단계이고 두번째는 선정된 몇개의 날개 단면에서 압축/인장 하중 및 전단 흐름을 계산하기 위한 다중 셀 상자보해석을 하여 각 부재들에 대한 압축/인장에 대한 변형률과 전단 변형률을 계산하고 이를 검토하여 최소의 안전여유(margin of safety)를 갖도록 각 부재들의 크기를 조정하면서 상자보 해석을 반복수행하는 단계이고 세번째는 변형률에 대한 허용치(strain allowable)를 이용하여 결정된 치수결정 결과를 토대로 하여 외피와 스파 웹에 대해 좌굴해석을 수행하여 외부하중에 대해 외피 및 스파 웹 요소들에 좌굴이 생기는지를 확인한 후 외피와 스파 플랜지와 의 체결부위에서 체결재(fastener)들에 대한 외피의 굽힘응력을 계산하여 외피의 두께를 조정함으로써 초기설계를 마무리하는 단계이다[6].

초기설계에서 적절한 설계기준을 적용하면 추후 상세설계와 해석 과정에서 문제점을 크게 줄일 수 있으며 본 연구에서는 다음과 같은 기준[7]을 정하고 이후의 설계와 해석에 적용하였다.

- 1) 설계, 제작의 편의를 위해 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ 의 4가지 적층각만을 적용한다.
- 2) 대칭, 균형(balanced) 적층으로 설계한다.
- 3) 층간분리 문제를 최소화하기 위해 같은 적층각을 4장이상 연속으로 적층하지 않는다.
- 4) 적층판의 인성을 높이기 위해 최외각은 $\pm 45^\circ$ 로 적층한다.
- 5) 하중방향에 수직한 방향으로의 강도를 유지하기 위해 90° 층을 적층판 두께의 10%이상되도록 적층한다.
- 6) 층의 두께가 줄어들 때(ply drop-off)의 기울기는 하중방향으로 1/20, 비하중방향으로는 1/10을 유지한다.

2-3-1. 기본 설계자료와 설계허용치

상자보의 초기설계를 위해 선정된 복합재료는

180°C 에서 성형되며 높은 인성(toughness)을 갖는 modified epoxy resin preimpregnated carbon fiber unidirectional tape이었으며 초기설계에는 hot/wet($70^\circ\text{C} - 70\% \text{ R.H.}$, $70^\circ\text{C} - 85\% \text{ R.H.}$) 조건하에서 얻어진 물성치들중 Young의 계수의 경우는 인장과 압축에 대한 값들의 평균값이 이용되었는데 $E_{11} = 129000 \text{ MPa}$, $E_{22} = 9000 \text{ MPa}$, $G_{12} = 3700 \text{ MPa}$, $\nu_{12} = 0.3$ 이었으며 한 층의 두께는 0.18mm 이었다.

외피와 스파에 대한 물성치들은 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ 층들의 적층비율에 따라 계산되었다. 외피의 경우 굽힘모멘트와 비틀림모멘트에 동시에 효과적이 되도록 0° 와 $\pm 45^\circ$ 의 적층비율을 비슷하게 하여 큰 굽힘모멘트를 받는 날개의 안쪽 영역에서는 $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ 의 적층비율을 (50%/40%/10%)로 하였고 바깥쪽 영역에서는 $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ 의 적층비율을 (40%/50%/10%)로 하여 비틀림 모멘트에 좀더 효과적이 되도록 하였다. 스파는 웹과 플랜지에 대해 각각 다른 적층비율을 적용하였는데 웹의 경우에는 전단력에 효과적이 되도록 $\pm 45^\circ$ 층의 적층비율을 늘려 $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ 의 적층비율을 (30%/60%/10%)로 하였고 플랜지는 굽힘모멘트에 의한 축방향 하중에 효과적이 되도록 0° 층의 적층비율을 늘려 $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ 의 적층비율을 (50%/40%/10%)로 정하였다.

섬유방향으로의 축방향 변형률에 대한 설계허용치는 $\mu\epsilon \pm 3800$ 이었으며 이는 초기결합 및 환경조건을 고려한 시험을 통하여 얻어진 값이다. 전단변형률에 대한 설계허용치는 $\pm 7600 \mu\epsilon$ 으로 이는 순수 전단하중 조건에서 전단변형률이 섬유방향으로의 변형률의 2배가 되기 때문이다.

상자보의 초기설계를 위한 임계 하중조건은 굽힘모멘트-전단력, 비틀림모멘트-전단력 및 굽힘모멘트-비틀림모멘트 등의 3가지 조합된 하중경우들에 대해 조사되었다. 예를들어 YW1035 지점에서 중간스파2에 수직한 단면에서는 굽힘모멘트-전단력의 조합 하중경우에 대한 주요 하중경우는 [비대칭기동/aileron down/날개끝 미사일 장착하지 않은경우/C.P.=0.4C]인 경우였다.

상자보해석을 위해서는 플랩과 에일러론 힌지 피팅 그리고 파일런 장착으로 인하여 큰 하중을 받게되는 5군데의 주요 림 단면이 선정되었는데 이들은 굽힘모멘트와 비틀림모멘트 계산시 기준축이었던 중간스파2에 대해 수직으로 교차하는 단면들

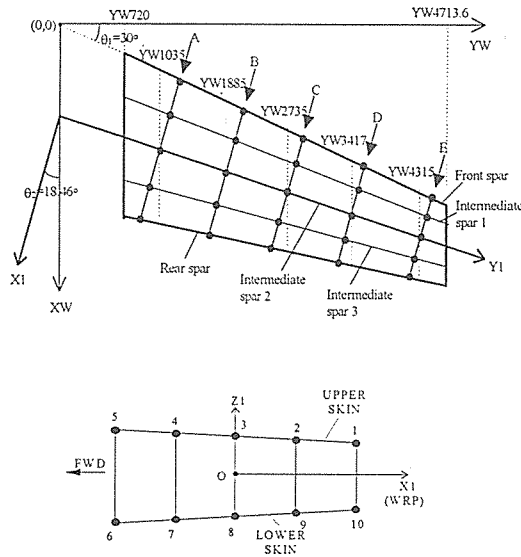


Fig. 6. Sections for the simplified wing box beam analysis.

로서 상자보가 5개의 스파를 갖고 있으므로 4 셀 상자보 구조가 된다(그림 6).

2-3-2. 상자보 해석

외피와 스파 웹에 대한 전단흐름하중과 스파 플랜지에 대한 축방향 하중을 구하기 위하여 2.3.1에서 언급되었던 5군데의 단면에서 상자보 해석을 하였다. 상자보 해석 결과로 부터 극한하중(ultimate load)조건하에서 스파 플랜지에 대해서는 축방향 변형율을 구하였고 외피에 대해서는 축방향 변형율 및 전단 변형율을 각각 계산하여 0° 및 $\pm 45^\circ$ 층에서의 섬유방향 변형율을 계산하였다. 스파 웹에 대해서는 극한하중 조건에서의 전단변형율을 계산하였다. 이후 이들 축방향 변형율 및 전단 변형율들을 2.3.1에서 언급되었던 섬유방향 변형율 및 전단 변형율에 대한 설계허용치인 $\pm 3800 \mu\epsilon$ 및 $\pm 7600 \mu\epsilon$ 과 비교하여 안전여유를 계산하였고 최소 안전여유가 0 이상이 되도록 상자보 해석을 반복 수행하였다. 한편 상자보 해석시 압축력에 대한 외피의 유효길이(effective length)는 외피 두께의 15배로 계산하였다.

변형율에 대한 설계허용치를 이용하여 결정된

치수 결과를 이용하여 상부 외피 및 스파 웹에 대해 극한하중조건에서 좌굴해석을 하였다. 이때 외피에 대한 하중조건은 축방향 하중 및 전단하중의 조합하중이었고 스파 웹에 대한 하중조건은 전단하중과 굽힘모멘트에 의한 하중의 조합하중이었다. 좌굴하중이 상자보 해석에 의한 하중보다 작은 경우에는 그 부재의 두께를 증가시켜 외부하중에서의 좌굴을 방지토록 하였다. 좌굴해석에는 CASA에서 개발한 복합재료평판의 좌굴해석 전용 프로그램인 PANPA를 사용하였다.

체결재에 의한 체결부위인 외피와 스파 플랜지 체결부위에서 외피 및 스파 플랜지에 대하여 bearing stress를 계산하였다. 이때 외부하중은 스파 웹에서 구한 전단흐름 하중이었으며 single lap joint에 대한 외피의 bearing stress allowable은 300 MPa을 적용하였다.

2-3-3. 상자보 초기설계 결과

상자보에 대한 초기설계는 변형율에 대한 설계 허용치에 의한 치수결정 결과, 좌굴 해석에 의한 치수결정 결과 그리고 체결재 체결부위에서의 외피 및 스파 플랜지의 bearing stress 계산결과등을 중첩하여 결정되었다. 상부 외피는 압축하중을 주로 받으므로 대부분 좌굴해석에 의해 두께가 결정되었는데 날개뿌리 부위에서 11.88mm, 날개끝 부위에서 3.60mm의 두께를 가지며(그림 7) 밑면 외피는 인장하중에 의한 설계허용치에 의해 두께가 결정되었다(그림 8). 표 1은 각 스파들에 대한 치수결정 결과로서 전방스파 웹의 경우 날개뿌리쪽에서는 4.68mm, 날개끝쪽에서는 3.06mm의 두께

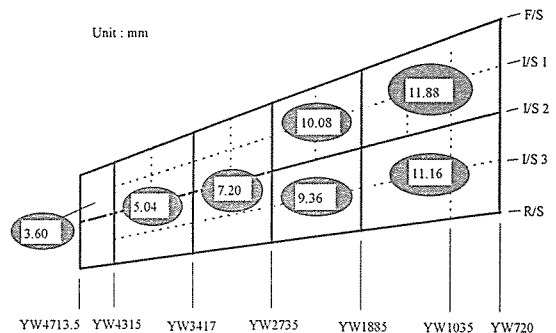


Fig. 7. Thickness distribution of the upper skin.

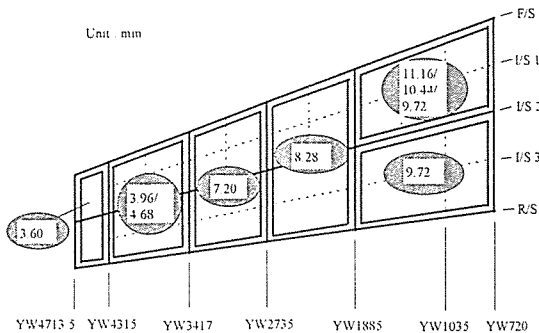


Fig. 8. Thickness distribution of the lower skin.

를 갖는다. 후방스파 웹의 경우는 날개뿌리쪽에서는 3.78mm, 날개끝쪽에서는 3.06mm의 두께를 갖는다. 스파플랜지의 두께는 제작상의 문제를 고려하여 스파 웹 두께의 약 1.5배로 제한되었으며 폭은 체결재 체결을 고려하여 구멍으로부터의 자유단까지 2배의 구멍직경이상이 되도록 결정하였다. 초기설계로 결정된 치수와 이러한 제한사항을 기준으로하여 주요 부재들의 구체적인 형상들을 설계하는 상세설계가 진행되었다.

3. 결 론

본 연구에서는 복합재료중 일방향섬유를 사용하

여 날개상자보를 설계할 때 적용할 수 있는 초기설계 기법을 제시하였다. 초기설계과정에서 적용되는 기본 가정을 규정하여 추후 상세설계에서의 설계변경 사항을 최소화시켰으며 복합재료 일방향섬유의 방향성을 충분히 활용함으로써 외피나 스파 등의 부재별 하중 분담 특성을 고려한 효과적인 구조를 설계할 수 있었다. 한편 본 상자보에서는 중간 스파와 하부외피 체결시 일체접합을 적용함으로써 체결재 사용감소로 인한 중량 감소 및 조립공정 단축등의 효과가 기대된다.

참 고 문 헌

1. Niu, M.C., Composite airframe structures, Conmilt Press Ltd., Hong Kong, 1992, p.6.
2. Middleton, D.H., Composite materials in aircraft structures, Longman Scientific & Technical, Harrow, England, 1990, pp.249-259.
3. 한영명, 황철호, "미 군사규격에 의한 복합재 항공기 구조인증", 제3회 항공기 개발기술 심포지움 논문집, 국방과학연구소, 1995.
4. 황철호, 구교남, Technical Report HTTP/CMT-SA-9401, "System Requirements for Simplified Wing Box of KTX-2 Wing", 1994.
5. 황철호, 주재현, Technical Report HTTP/CMT-SA-9501, "Loads for Simplified Wing Box of KTX-2 Wing", 1995.
6. 황철호, 주재현, Technical Report HTTP/

Table 1. Design result for the spar sizing

Wing Station	Front Spar Upper/Lower Flanges		Rear Spar Upper/Lower Flanges		Intermediate Spar Upper Flanges		Intermediate Spar Lower Flanges	
	Web thickness (mm)	Flange Area (mm ²)	Web thickness (mm)	Flange Area (mm ²)	Web thickness (mm)	Flange Area (mm ²)	Web thickness (mm)	Flange Area (mm ²)
Root - YW 1885	4.68	571	3.78	416	4.68	571	4.68	372
YW1885 - YW2735	4.14	478	3.42	359	4.68	551	4.68	359
YW2735 - YW3417	3.42	359	3.06	305	3.60	381	3.60	249
YW3417 - YW4315	3.06	305	3.06	305	3.24	323	3.24	212
YW4315 - Tip	3.06	293	3.06	274	3.24	289	3.24	189

CMT-SA-9502, "Initial Sizing for Main Elements of Simplified Wing Box of KTX-2 Wing", 1995.

7. 황철호, 구교남, Technical Report HTT/CMT-SA-9504, "Structural Design Criteria for Simplified Wing Box", 1995.

