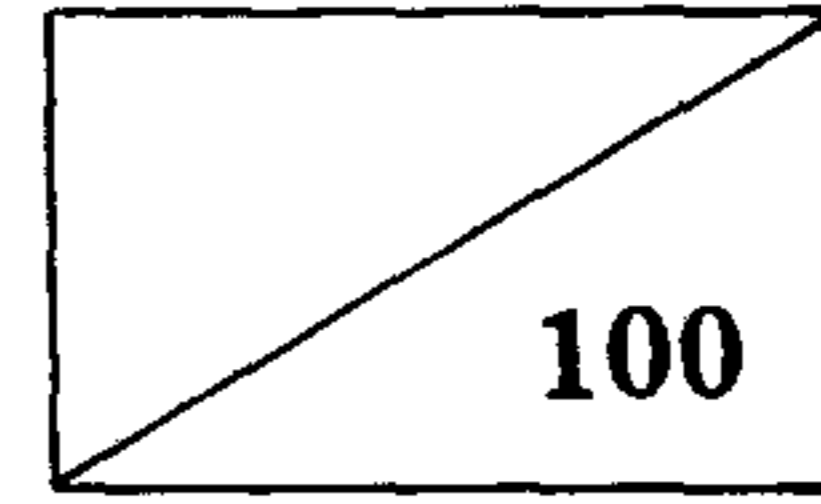


GOVP1199110320

UCN 329-1533 · C



# 복합재료 로켓핀의 설계기법 개발

Development of Design Techniques for Composite Rocket Fin

연구기관 : 한국기계연구소

과 학 기 술 처

배 포 선

사본번호	부수	배 포 선
1/100 - 5/100	5	과학기술처
6/100 - 7/100	2	한국기계연구소 영구보관용
8/100 - 97/100	90	한국기계연구소 복합재료실
98/100 - 100/100	3	한국기계연구소 연구기획실

여 백

## 제 출 문

과학기술처 장관 귀하

본 보고서를 1990년 7월 2일부터 1991년 7월 1일까지 수행한 "복합재료 로켓핀 설계기법 개발"의 최종 보고서로 제출합니다.

1991. 7.

연구기관명 : 한국기계연구소

연구책임자 : 김 천 곤 (복합재료실)

연구조원 : 김 병 하 ( " )

여 백

## 요 약 문

### I. 연구의 제목

복합재료 로켓핀 설계기법 개발

### II. 연구의 목적

경량화 구조재로서의 복합재료는 항공기 분야 뿐만아니라 인공위성의 구조재, 몸체 및 안테나 구조재로서 우주용, 미사일동체 및 로켓 모터케이스에도 사용되고 있다. 국내 항공우주 산업은 그 태동기에서 생존을 넘어 발전하기 위하여서는 부품개발 능력을 갖추어야한다. 금속재 부품의 복합재 대체 설계 (Element-by-element substitution of composites for metal)는 국내의 항공산업이 발전하기 위하여 필수적으로 갖추어야 하며 기존항공기의 경량화 프로그램의 증가로 그 시장 규모는 매우커질 전망이다. 본 연구는 금속재 부품의 복합재 대체 설계 기술의 습득을 위한 복합재 이용 설계 기술 개발을 목표로 한다.

### III. 연구의 내용 및 범위

항공우주용 복합재료 구조물의 설계기술의 개발을 위하여 그 개발 대상은 국산 과학위성용 로켓의 Fin을 선정하여 복합재료화

설계를 시도하였다. 로켓핀의 설계요구조건의 조사평가를 통하여 복합재료회 설계를 위한 복합재료 시스템의 선정검토, 기존형상을 근거로한 구조설계, 적층설계를 수행하였다. 기존의 유한요소 패키지인본 NISA를 사요와여 로켓핀의 해석이 가능하도록 보조 프로그램을 작성하여 Torsion Box 형 설계와 Sandwich 형 설계의 응력해석을 수행하고 복합적층의 파손해석을 아울러 수행하였다. 일차년도의 설계결과와 알루미늄의 Base line 설계치와 비교 검토하였다.

#### IV. 연구결과

본 연구를 통하여 복합재 로켓핀의 설계조건을 검토하였으며, 복합재료 Tapered 샌드위치 구조물 전산 응력해석과 복합재료 Laminated Shell 구조물 전산 응력해석을 수행하였다. 로켓핀의 설계요구조건 중 정하중만을 고려하여 복합재료설계 결과 기준이 되는 금속재 설계에 비하여 복합재료 Torsion Box 형태의 설계는 기준무게의 36%, 최대처짐은 22% 였으며, Sandwich 형태는 기준무게의 33%, 최대처짐은 48% 였다. 다시 말해서 고온용 복합재료인 Graphite/PMR15을 사용함으로써 경량의 고강성 로켓핀의 설계가 가능하며 이 설계를 NISA Composite을 이용하여 손쉽게 해석할 수 있는 Tool 을 개발하였다. 이 연구를 통한 경험은 인공 위성 발사용 Rocket의 실구조물의 설계 및 항공기 복합재료 부품 개발에 응용 될 수 있으리라 사료된다.

## **Summary**

### **I. Title**

Development of Design Techniques for Composite Rocket Fin

### **II. Objectives**

The composite as light weight structural materials are used widely not only in aircraft structures but missile casings, rocket motor cases, and rocket fairings for space application. Korean aerospace industry should have the ability to develop aircraft/spacecraft parts by itself to survive the competitive world environment during its infancy period. One of the biggest chances for Korean aerospace industry is development of aerospace parts by element-by-element substitution of composite for metal because of the increase in remodelling programs of old aircrafts. This research aims the acquisition of composite design technology for aerospace parts by element-by-element substitution of composite for metal.

### **III. Contents and Scope**

Structural design was done using composite materials for fins of rockets for Korean scientific research satellite to acquire the composite design



technology for aerospace parts by element-by-element substitution of composite for metal. Through the examination of design requirements for rocket fins, sequentially done are the selection of appropriate composite system, layup design, and structural analysis. In structural analysis, assistant programs were added to the existing finite element analysis package, NISA - II to solve for Torsion box type design and Sandwich type design of rocket fin. Failure analysis was possible using the NISA II package. The design results are compared to the baseline design values.

#### **IV. Results**

This research holds the examination of design requirements and design points for rocket fin, finite element analysis of composite laminated shell (Torsion box)type rocket fin, and finite element analysis of tapered sandwich type rocket fin. When only the static loadings are considered, the design results of composite rocket fin show that, in composite laminated shell (Torsion box) type rocket fin, the structural weight is 36% and maximum deflection is 22 % of the metal baseline design. In tapered sandwich type design, the structural weight is 33% and maximum deflection is 48 % of the metal baseline design. In other words, the high temperature composite material, Graphite/polyimide makes the light weight high stiffness design of rocket fin possible. The added assistant program to NISA II software helped the analysis of rocket fin easy.

## Contents

1. Introduction	11
2. Aerospace application trends of composites	15
3. Examination of design requirements	20
4. Composite design	24
5. Stress Analysis	27
6. Results	53
References	54
Appendix	55

## 목 차

1. 서론	11
2. 항공우주용 복합재료 적용 현황	15
3. 설계조건외 평가	20
4. 복합재료 설계	24
5. 응력해석	27
6. 연구결과	53
참고문헌	54

## 1. 서론

### 1.1. 복합재료의 개요

복합재료 (composites)는 두 종류 이상의 소재를 조합하여 물리적, 화학적으로 원래의 소재와 상이 (相異)한 상 (相)을 형성하여 보다 유효한 기능을 갖는 재료를 일컫는다. 그중 섬유강화 복합재료 (Fiber Reinforced Composites)는 고분자 재료, 금속, 세라믹 등의 기지재료에 보강섬유가 함침된 재료로서 비강도 (比強度), 비강성도 (比剛性度)가 높으며, 내충격, 내피로 특성이 우수한 잇점을 지니고 있다. 복합재료를 구성하고 있는 보강섬유로 현재 사용되고 있는 재료는 탄소섬유, 유리섬유를 비롯하여, 보론, Aramid, 알루미나 및 SiC 등이 있고, 기지재료로는 Epoxy, 페놀, 폴리에스터, Polyimide 등의 열경화성수지 (Thermoset resin) 및 PEEK, PES, PPS, PC 등의 열가소성수지 (Thermoplastic Resin) 등의 고분자재료가 있고, 알루미늄, Mg, Ti 등의 금속재료 및 세라믹재료가 있다.

열경화성 수지 복합재료는 항공, 우주, 방산 및 일반 스포츠, 레저산업 분야에 널리 사용하고 있으며 그 사용온도가 100 °C 이하로 비교적 낮은 종류에서 부터 300 °C 이상인 고온용에 이르는 다양한 수지가 개발되어 있다. 열경화성 수지에 비하여 성형 속도를 향상시킨 것으로 열가소성수지 복합재료가 있으며, 이에대해 최근 세계 선진각국에서 개발 및 응용을 활발히 진행하고 있다. 또한 비강성 비강도는 고분자 복합재료에 뒤지나 사용온도가 400 °C 이상인 경우에 사용될수 있는 금속복합재료 및 세라믹 복합재료가 있다.

복합재료의 특성은 물리적, 화학적인 면에서 매우 다양히 지니고 있는데, 이중 가장 중요한 특성중의 하나가 강성도, 강도에다 중량을 나눈 값인 비강성도 및 비강도이다. 종류에 따라 그 값이 다르기는 하지만, Carbon/Epoxy 복합재료인 경우 비강성도는  $4 \times 10^8$  in 이상, 비강성도  $4 \times 10^6$  in 정도

이며, Glass/Epoxy의 비강성도, 비강도는  $1.2 \times 10^8$  in,  $3.5 \times 10^6$  in 정도로 철(비강성도 :  $1.0 \times 10^8$  in, 비강도 :  $0.7 \times 10^6$  in)이나 알루미늄(비강성도 :  $1.0 \times 10^8$  in, 비강도 :  $0.7 \times 10^6$  in)에 비해 월등히 우수하다. 또한 내피로특성면에 있어서도, 일반금속재인 경우 반복 하중이 증가됨에 따라 강도가 현격히 저하되는 반면, 복합재료는 강도가 서서히 감소되는 경향을 지니고 있어 피로에 대한 안정성이 우수하다. 이외에도 진동감쇠능, 내식성등이 뛰어나며 열팽창계수를 거의 0에 가깝게 설계 제작할수 있어 치수안정성이 좋으므로, 정밀 고급부품 및 우주구조물에 응용가능하다. 특히 복합재료는 등방성 재질인 일반금속재료와 달리 방향성이 있는 이방성 재질이므로 설계상의 유연성으로 X-29 전진익기의 날개등 항공기 구조물에 매우 유용하게 사용될 수 있다.

## 1.2. 연구배경

섬유강화 복합재료가 가장 많이 사용되며 또한 가장 먼저 응용된 분야인 항공산업분야에서는 실제적으로 보잉767부터 점차적으로 사용부분이 증가되어 현재 보잉757 경우 전체중량의 3%를 복합재료화하여 거의 0.7 ton의 중량감소를 가져왔으며, All-Composite 비행체인 Beechcraft의 Starship은 날개 무게만 기존금속구조물의 35%감소 될 정도로 경량화 되었고, 아울러 이 All-Composite 비행기는 최근에 미연방 항공국의 품질인증을 받을 정도로 경량화된 복합재료 구조물은 활발히 개발되고 있는 실정이다.

경량화 구조재로서의 복합재료는 항공기 분야 뿐만아니라 인공위성의 구조재, 몸체 및 안테나 구조재로서 우주용, 미사일동체 및 로켓 모터케이스, 방탄헬멧, 로켓 발사관, 무반동총 등의 방산용에도 사용되고 있으며, 일반산업용으로는 자동차부품의 복합재료 Body Sheet, 범퍼, 드라이브 샤프트, Leaf Spring 등이 개발되어 있다. 이외에 레저산업에서는 낚시대, 골프채, 스키, 테니스라켓 등이 보편화되어 있으며 국내에서는 이 레저산업이 1970년

대초 유리섬유 낚싯대를 시작으로 가장 많이 발달되어 있는 실정이다. 현재 복합재료 시장은 가장 큰 시장인 미국을 볼때 고분자기지 복합재료의 경우 연 10%씩 증가되고 있는 실정이며 그 규모는 2000년대에 원자재로는 45억불, 제품으로는 90억불정도 될것으로 예측되며, 이는 제조방법의 혁신적인 개선으로 이루어 질수 있으리라고 예상된다. 국내의 시장은 이에 비해 그 규모는 적으나 매년 신장율은 괄목할 정도이며 기술적인 발달도 레저산업 관련 저급기술에서 항공기용 복합재료 성형기술 같은 고급의 제조 관련 요소기술로 전환되어 가고 있다.

선진 복합재료의 항공우주용 부품에의 응용단계로는 다음의 세 단계로 구분할 수 있다.

- 1) 금속요소의 복합재료를 이용한 선별적 보강
- 2) 금속재의 요소별 대체 설계
- 3) 개념설계 개발단계에서 부터 복합재료 이용설계

위 세가지 모두 중량감소를 가져와 항공기의 적재량과 성능향상을 가져 오지만 그중 3 단계가 가장 많은 중량감소를 가져올 수 있으나 복합재료의 확고한 기술적 기반이 없이는 가장 어려운 방법이다. 2 단계의 방법은 국내의 항공산업이 발전하기위하여 필수적으로 갖추어야하며 기존항공기의 경량화 프로그램의 증가로 그 시장 규모는 매우커질 전망이다.

항공우주용 부품의 금속재 부품의 복합재 대체 설계 (Element-by-element substitution of composites for metal) 기술 개발을 이루기 위하여는 다음 항목이 필요하다.

- 1) 적층설계,
- 2) 응력해석,
- 3) 성형공정,

4) 가격분석 그리고

5) 파손해석

그중 마지막 세단계는 기존재료에도 공통이지만, 적층설계와 응력해석은 복합재료만이 갖는 특징이 있다. 적층설계와 정적응력 해석부분을 본 연구를 통하여 수행하였으며, 동적응력 해석(Flutter 등) 및 설계결과를 확인할 시제의 제작/구조시험의 추가적 수행으로 항공우주용 금속부품의 복합재료 대체설계라는 본연구의 목표를 달성할 수 있으리라 기대 된다

### 1.3. 연구내용

본 연구에서 채택한 설계 대상 구조물은 항공우주용 구조물 중에서 설계요구조건이 명시될 수 있고 그 구조물의 형상 치수 및 작동 하중 범위 등 설계에 필요한 자료의 획득이 가능하고 연구의 최종 단계에서 설계의 타당성을 입증할 수 있도록 그 대상 구조물의 제작 및 시험이 가능한 구조물을 찾고자 하였다. 설계결과를 검증하기 위하여서는 국내 개발 기종의 부품 구조물이며 제작에 어려움이 없도록 소형의 구조물이 되는 게 바람직하므로 그중 국내 개발중인 과학로켓의 Booster Fin 또는 Sustainer Fin 들이 크기 및 형상에서 적합한 것으로 판명되었다.

본 연구 개발은 3년을 연구기간으로 설정하여 그 첫해에 설계요구조건 검토평가, 복합재료 시스템 결정, Rocket Fin의 설계해석 기법의 확립 및 기본 물성시험을 수행하고자 계획하였다. 이어서 연구 이차년도에 Sub-component 제작 및 시험, Rocket Fin의 설계해석 완성, 그리고 복합재료 Rocket Fin 제작을 수행하고 이어서 복합재료 Rocket Fin 시험평가 및 설계보완을 삼차년도에 수행을 계획하였다. 계획 사항 중 Rocket Fin 설계조건 검토, 복합재료 시스템 선정, 복합재료 Rocket Fin의 전산 응력해석(Composite Laminated Shell Structure 및 Tapered Laminated Sandwich Structure)를 수행하였다.

## 2. 항공우주용 복합재료 적용 현황

선진 각국의 복합재료 구조물 개발 예를 살펴보면, 미공군은 선진 복합재료 계획에 의하여 항공기의 각 부품을 복합재료화 함으로써 여러가지 잇점을 파악하여 차세대항공기 제작시 이용하고자 계획하였다. 여기에는 F-4 항공기의 Rudder, AV-8B의 Main Wing등이 포함되어 있으며 복합재료를 이용하여 재설계하여 기존재료에 의한 부품과의 장단점을 파악하고 있다. Wing의 부품, Fuselage Component 등의 일차구조물과 F-111A(G.D.) Airframe, YF-17 Prototypes, V-22 Osprey 및 Beachcraft 등의 일차구조물의 실용화 단계이다. 항공기용 복합재료 부품개발의 실례중 F-4 항공기의 Rudder는 알루미늄 하니컴 샌드위치의 얇은 복합재료 면재와 PMI Foam으로 된 샌드위치로 교체하여 여러 잇점을 얻었다[1]. 잇점으로는 개선된 내부식성과 손상허용도 이다. 저가의 제작방법이 치구(Tooling) 설계 및 공정선택에 반영되었다.

선진복합재료는 전통적으로 소모성 발사체의 주요 구조물로서 많이 사용되지 않고 있다. 발사체의 무게절감은 매우 중요하나 복합재의 뛰어난 성능마저도 현재의 금속대체 설계에 필요한 계획된 개발과 품질인증 비용이 비싸 복합재료의 금속재 대체가 지금까지는 쉽게 이루어 지지 않았으나 최근 개발된 신형 로켓이나 미사일에는 상당량의 구조물을 복합재료화 하고있다. 그중 B52 항공기에서 발사되는 Pegasus의 예를 살펴보면, Pegasus는 지상발사되는 로켓에 비하여 훨씬 적은 구조/열 응력과 동압을 받는다. 사용재료는 Cases의 경우 IM7/55A 의 탄소섬유/에폭시, 노즐과 Exit Cone은 Carbon/Phenol, 그리고 Throat는 3차원 탄소/탄소 복합재료를 사용한다. Pegasus의 일단 부스터에는 3개의 편과 길이 22피트 최대 두께 8인치의 Double Wedge 형상의 날개는 탄소섬유/에폭시로 만들어져 있다. Shuttle의 재진입시 발생열의 1/20에 해당하므로 날개에 보호판을 대지않을 예정이었



으나 사용된 복합재료가 오토크레이브 성형되지 않고 필라멘트 와인딩되며 170°F 성형기지재료로 되어 있으므로 고온으로 비행할수 없어, 30-40 mils 두께의 단열과 Ablation 재료를 덧붙여 설계되었다. 날개는 보호막 없이 비행할수 없지만 고온 Ablative재료를 필요로 하지는 않는다[2].

현재의 소모성 발사체(Ependable Launch Vehicles, ELV's)를 이용한 저궤도 진입비용은 약 8000불/Kg 이나 향후 우주 수송수요의 증가에 힘입어 NASA와 미공군은 선진 발사 시스템 계획(ALS)을 수립하여 저궤도 운반비용을 730불/Kg 으로 낮추려 하고 있다. 이 궤도운반 비용을 낮추는 방법으로는 대형 운반체를 사용하는 것이다. 이대형운반체는 구조적관점으로 볼 때 Payload, Fairing, intertank등과 같은 복합재료 일차구조물을 채용하여 생산비가 낮고 경량화므로써 실현가능하다. 비행구조나 발사체에 많이 적용되는 구조의 단면형상은 다음 그림 2-1과 같다.

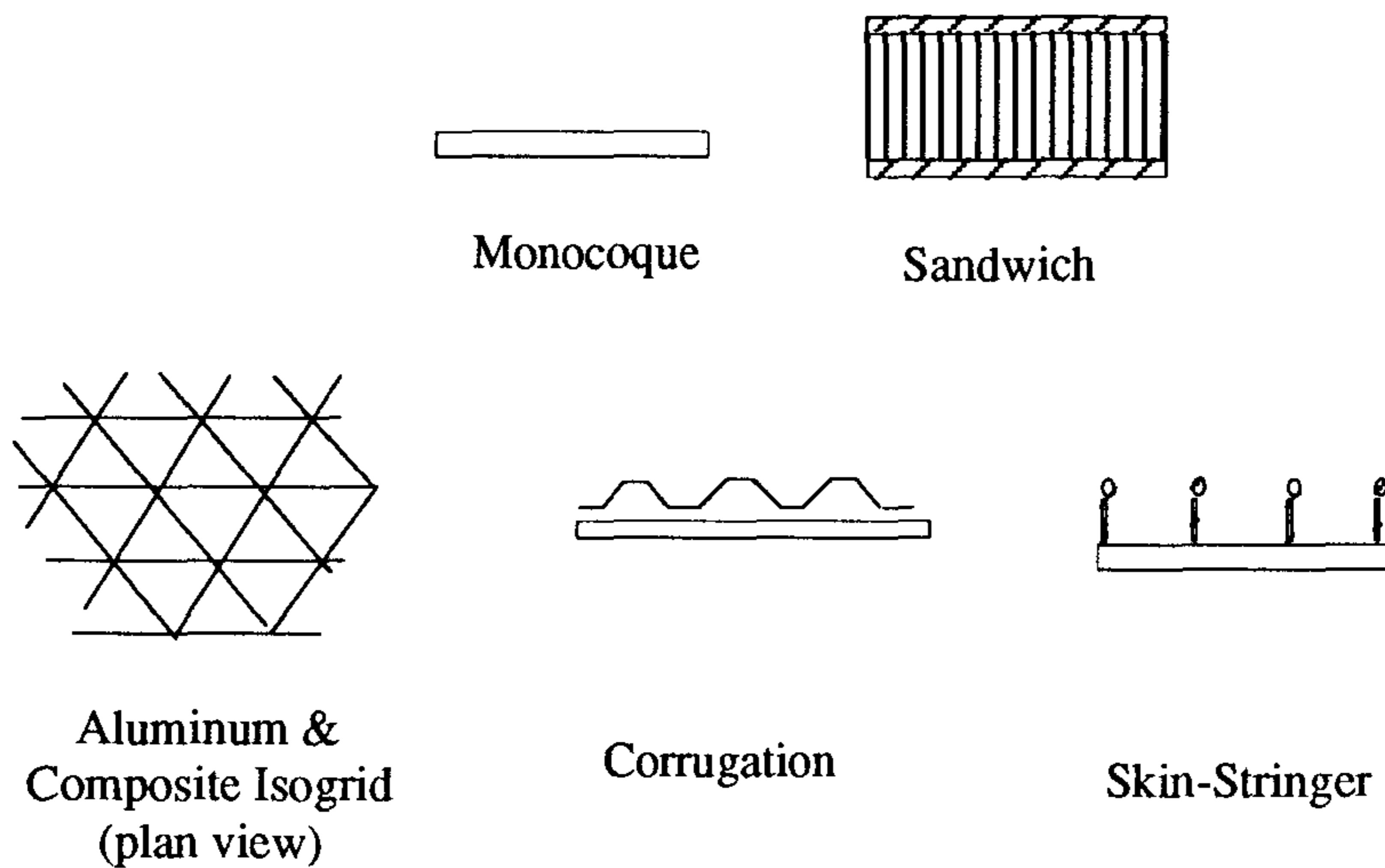


그림 2-1. 발사체에 많이 적용되는 구조의 단면형상

우주용 구조물의 설계에 고려되어야할 주요 인자들로서는 다음과 같은 것들이 있다.

- 1) Acoustics : Main Engine 점화에서 부터 일단계 Rocket Fairing의 분리 시까지 일단계 로켓의 구조물은 30-10000 Hz 사이의 극심한 발사 소음 진동을 견디어야 한다. 아울러 비행중에는 Aerodynamic noise를 받게된다.
- 2) 열역학적 인자 : 비행중 공기접촉으로부터 공력가열(Aerodynamic Heating)을 받게 되므로 이러한 분위기에 견딜수 있도록 재료를 선정 하든지 또는 적합한 열보호장치를 하여야하나 이러한 설계조건을 확립하는것이 매우어렵다.
- 3) Hail and Lightning : 전자파 간섭(EMI, Electromagnetic Interference) 으로부터 보호가 필요하며 다음과 같은 개념들이 검토될수 있다.

Metallic Fabric

Metallic Foils - 제조 및 취급에 어려움

Interwoven wire fabric - 고가

Aluminum flame Spray - 균일하게 분무시키는데 난점

Aluminum mesh - 적합한 재질이나 열팽창계수 및 Galvanic Corrosion 문제(Graphite/Epoxy에 사용시)

Copper mesh - 가장 적합하나 접착력의 향상이 필요하며 최적의 선택이 될 수 있다.

- 4) 구조형상의 선택 : 그림 2-1과 같은 구조단면 형상중 가장 효율적인 형상을 선택하게 된다.
- 5) 재료 및 제조공정간의 선택 : 사용재료 및 선택된 재료에 따른 구조물 제작의 공정을 성능과 제조가격등의 제한조건에 맞게 선택하게 된다. 복합재를 사용할 경우 제조를 위한 Layup Process와 Cure Process로 구분할 수 있는 데, Layup Process에는 Fiber Placement, Filament Winding, Automated Tape Laying, Hand layup, Broad Goods Dispensing과 같은 방법이 있으며 적층된 재료를 경화시키는데는

Auoclave, Vacuum Bagging, RTM, Oven Curing등이 사용된다[3].

NASA는 신뢰성이 있고 고성능이면서 장기간 사용이 가능한 고분자 재료를 연구하여 온 결과 PMR (Polymerization of Monomer Reactants) Polyimides를 개발하였다. 이 고온재료는 엔진부품 또는 로켓 구조물에 응용되어 T300 Graphite fabric/ PMR15으로 티타늄 부품을 대체하여 15% 무게절감과 35% 가격 절감효과를 가져왔다. 향후 사용될 고온용 수지의 많은 부분이 Polyimide 수지가 될 전망이다. 계획된 성장분야에서 가장 큰 부분은 700F에서 사용될 수지의 개발이다[4].

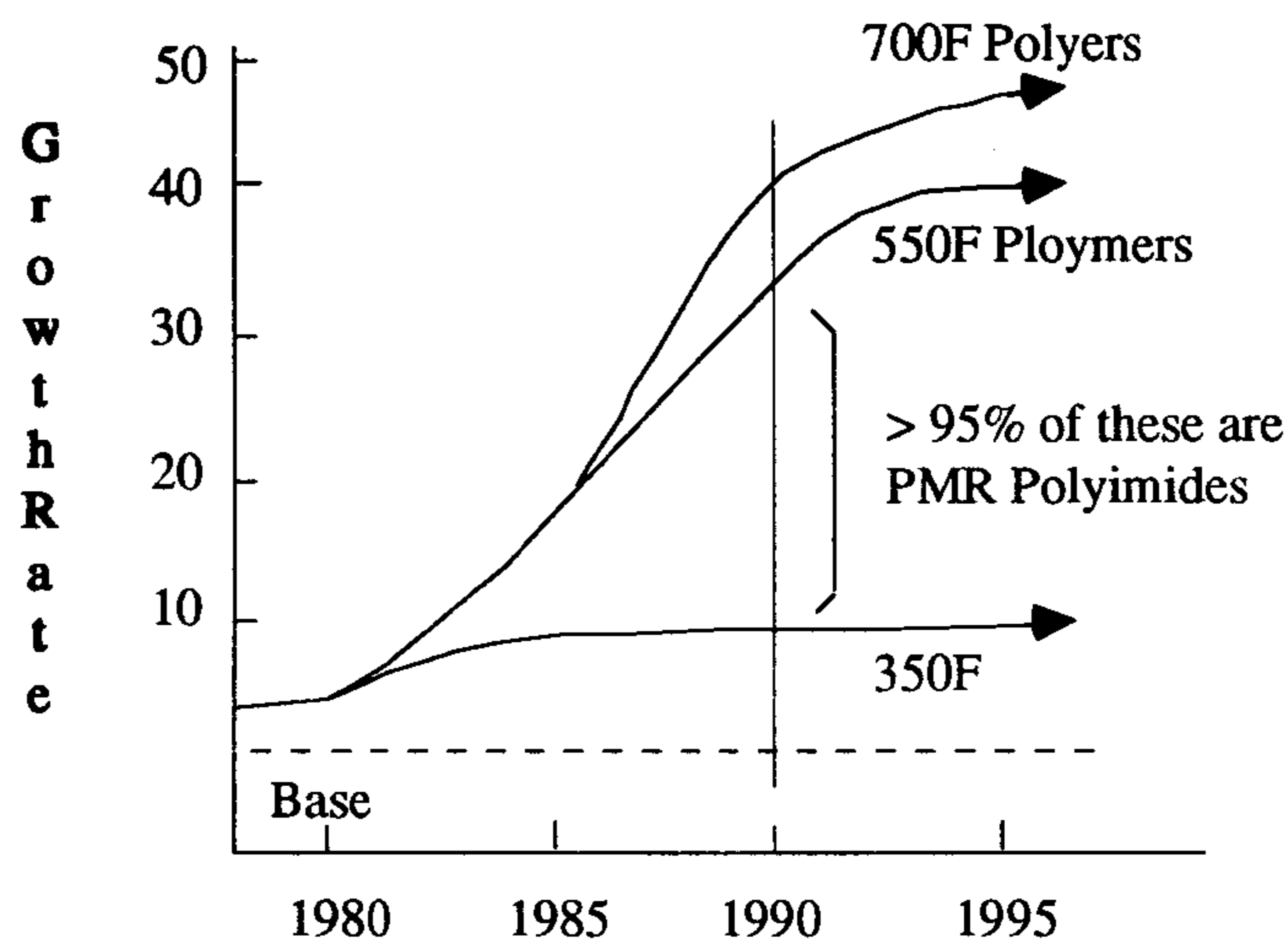


그림 2-2. 고분자복합재료의 추정 성장율(Source : General Electric)

국내의 경우는 금속재나 복합재료를 막론하고 항공기 부품개발의 경험 자체가 적고, 그중 금속재 부품은동일부품(Rocket Fin)의 금속재 부품 개발중이며, 금속재 훈련기 구조물 설계기술 개발중이다. 국내의 복합재료 항공기 부품설계의 연구는 복합재 항공기 부품 설계기술 도입중

이며 (대한항공/ MD11 Spoiler), 훈련기용 복합재료 Aileron 설계 개발을 시도한바 있다.

### 3. 설계조건외 평가

일반적으로 항공기용 복합재료 구조물 설계시 MIL-A-8860, MIL-STD-1530A, FAA FAR 23, 25, 27, 29 등은 금속재 사용 설계기준으로 복합재료의 설계기준도 금속재와 동일하게 적용되는 것으로 취급하고 있으며, FAA Advisory Circulation No. 20-107 복합재료 항공기 구조물의 설계/품질인증을 다루고 있다.

복합재료와 금속의 차이점은 간략히 정의하면 금속재에 비하여 복합재료의 파손변형률(Strain to Failure)이 매우 작으며 직교이방성의 복합재료 Prepreg 을 적층하여 사용하므로 방향에 따라 물성이 다른 이방성(Anisotropy)을 보인다는 점이다. 복합재료는 금속재에 비하여 충격과 에너지 흡수가 취약하므로 항공용 구조물의 설계시 Limit Load에서의 Operating Strain은 최대파손변형률의 30-40% 국한하여 사용하고 있다.

복합재료 구조물의 주요 설계요구조건은 강도, 변형, 내성과 충격 관용성(Damage Tolerance)을 들 수 있다. 한계하중(Limit Load)은 작동하중범위(Operational load level envelope)에서 최대의 값을 나타내며, 극한하중(Ultimate Load)은 한계하중에 극한 안전율을 곱하여 규정한다. 일반적으로 항공기용 구조물은 안전율을 1.5 부근에서 사용하고 있다. 이 안전율은 작동하중의 불확실성에 따라 증감 될 수 있다.

본 연구에서 채택한 설계 대상 구조물은 항공우주용 구조물 중에서 설계요구조건이 명시될 수 있고 그 구조물의 형상 치수 및 작동 하중 범위 등 설계에 필요한 자료의 획득이 가능하고 연구의 최종 단계에서 설계의 타당성을 입증할 수 있도록 그 대상 구조물의 제작 및 시험이 가능한 구조물을 찾고자 하였다. 설계결과를 검증하기 위하여서는 국내 개발 기종의 부품 구조물이며 제작에 어려움이 없도록 소형의 구조물이 되는 게 바람직하므로 아래의 Rocket Fin 을 대상으로 선정하였다.

● 대상부품

기종	설계자	대상부품	사용온도/시간
과학연구용 로켓	항우연	Booster (Kite) Fin	600°C/43sec

Rocket Fin의 설계시 요구되는 조건(Design Requirement)은 짧은 시간내에 고속으로 가속되며 공력가열에 의한 고온 환경하에서 양력에 의한 굽힘과 공탄성적 안정성이 요구된다. 즉 사용온도 600-800°C에서 1.0Ton의 양력에 의한 변형이 최대 30.0mm 이내로 요구되는 정적 요구조건과 Flutter 등과 같은 동적 구조의 안정성이 요구된다.

본 연구에서는 정적 요구조건 만을 고려하여 Rocket Fin의 설계해석을 수행하고자한다. 표3-1 에는 2단형 과학용 로켓의 Mission Envelope, 표 3-2에 는 과학용 로켓의 Booster Fin의 Mission Envelope를 보이고 있다.

표3-1. 2단형 과학용 로켓의 Mission Envelope<sup>[5]</sup>

최대 비행속도	1842 m/sec		
비행시간(Flight Time)/ 비행고도(Altitude)	Booster 분리	5.2초	1.45Km
	" Apogee	43초	8.3Km
	Sustainer 분리	60초	72Km
	Booster Impact	84초	-
	Sustainer Apogee	184초	140.2Km
	Payload Apogee	191초	142.7Km
Stagnation Temp	600°C		
Structural Temp	400°C - 600°C		

표3-2. 과학용 로켓의 Booster Fin의 Mission Envelope<sup>[5]</sup>

최대비행속도	504 m/sec
비행고도(Altitude)	8.3Km
비행시간(Flight Time)	43초
Stagnation Temp	600°C
Structural Temp	400°C - 600°C

참고자료[5]의 기본형상설계(그림3-1)에 따라 Al2024-T6 /Al. Honeycomb Sandwich로 금속재 로켓핀을 5축 밀링으로 가공하여 만들 경우 추정되는 설계 무게 및 설계양력에 의한 최대 처짐은 표3-3 에 보이고 있다.

표3-3. 로켓핀의 금속재 설계<sup>[5]</sup>

재료 Al2024-T6 /Al. Honeycomb Sandwich  
 제작방법 5Axis-Milling(Mockup)

Metal Design	Weight (Kg)	Deflection(mm) -25% Fixed
(1) 30x18	12.2	27.4
(2) 26x15	10.5	-

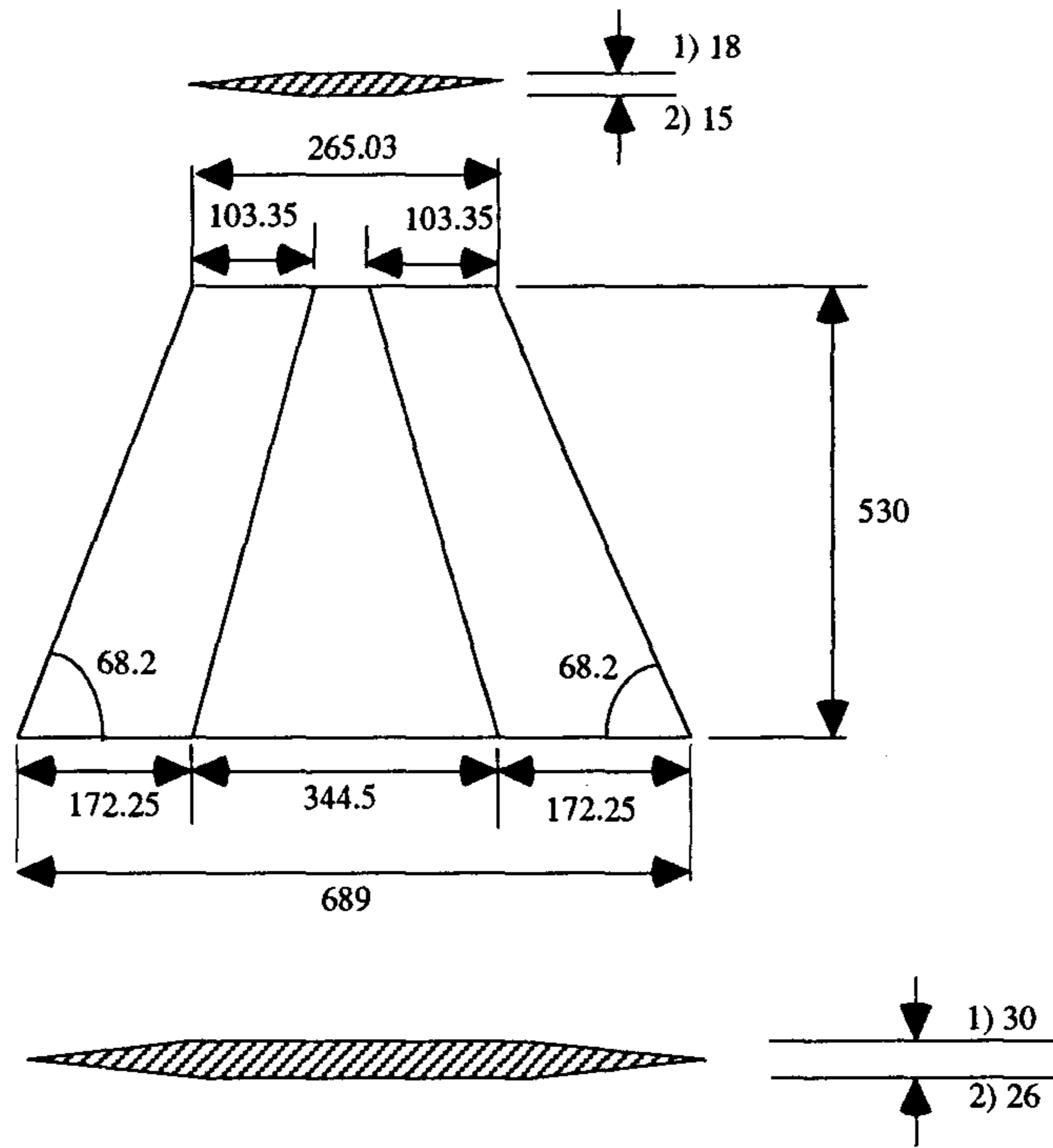


그림 3-1. 로켓핀의 형상 및 치수<sup>[5]</sup>



## 4. 복합재료 설계

### 4.1. 복합재료 시스템 결정

제 3장에서 서술한 것처럼 과학위성용 로켓핀은 비행시간(Flight Time) 43초, 구조의 사용온도는 400°C - 600°C이므로 로켓핀에 사용될 재질은 고온에서 성능이 우수하여야 하고 충분한 강도와 강성을 가져서 설계요구조건을 만족하여야 한다. 여기서 고려대상이 될 수 있는 복합재료 시스템으로는 다음과 같은 게 있다.

- 1) 250°F Epoxy system
- 2) 350°F Epoxy system
- 3) 550°F Polyimide systems : PMR(Polymerization of Monomer Reactants) polymers
- 4) 750°F Polymers : PMR-II-700, MARVimides

그중 사용가능 복합재료 시스템중에는 보강섬유로는 고강도/고강성을 보이는 Graphite가, 기지재료로는 Polyimide와 Epoxy가 있다. Polyimide는 높은 사용온도, 높은 성형온도를 갖는 반면, 고가이며 성형이 비교적 어려운 단점이 있다. 여기에 비하여 Epoxy는 성형이 쉽고 가격이 상대적으로 저렴하나 낮은 사용온도, 낮은 성형온도를 갖는다.

만일 어떤 재질이 제조가 쉽고 경제적 관점에서 성능이 우수하나 고온 특성만이 문제가 되는 경우가 있다면 이 로켓 핀의 사용시간이 매우 짧고, 소모성 구조물이므로 Ablation을 고려하여 설계하든지 또는 적절한 두께의 방열판을 고려할 수도 있다. 하지만 이러한 경우의 해석과 실제상황하의 실험이 매우 어려운 관계로 본 연구의 해석에서는 세번째 PMR Polyimide만을 고려하기로 한다.

## 4.2. 복합재료 구조설계

복합재료 구조물 전산응력해석은 NISA Composite 사용하였으며, Macro File을 통하여 형상 치수 및 적층입력이 되어 있으므로 손쉽게 치수 및 적층을 변경할 수 있다. 구조적 형상을 Spar 및 Rib으로 보강된 Torsion Box형상과 Honeycomb core를 갖는복합적층 샌드위치형의 로켓 핀에 대하여 해석하였다. Torsion Box Type과 Sandwich Typ의 설계해석 내역을 아래와 같이 요약할 수 있다.

- 1) Torsion Box Type
- 복합재료 적층판 Skin
  - 2 Composite Spars
  - 2 Composite Ribs

- 8 Node Composite Laminated Shell Element (NKTP=32)
- 102 Elements
- Skin Panel : T-300/Hitco V378A Polyimide [90/0<sub>2</sub>/90]<sub>10</sub>
- Spars, Ribs : T-300/Hitco V378A Polyimide [45/-45<sub>2</sub>/45]<sub>10</sub>

- 2) Sandwich Type
- Composite Laminated Faces
  - Honeycomb Core

- Tapered Sandwich Element Input Genearion
- 8 Noed Composite Laminated Sandwich Element (NKTP=33)
- 36 Elements
- Tapered Sandwich Element Input 기능 추가
- Face : T-300/Hitco V378A Polyimide [90/0<sub>2</sub>/90]<sub>10</sub>

- Core : Honeycomb Aeroweb-A1-29-3

표 4-1. T-300/Hitco V378A Polyimide 물성<sup>[6]</sup>

	Room Temp.	@ 450°F
Tensile Strength Modulus	1571MPa 135Gpa	1585MPa 139GPa
Compressive Strength Modulus	1344MPa 136GPa	696MPa 143GPa
Short Beam Shear Strength	114MPa	72MPa
Density	1.68 g/cm <sup>3</sup>	
Fiber Volume Fraction	65%	

표 4-2. Aeroweb Ployamide Honeycomb Core<sup>[6]</sup>

	A1-29-3	A1-32-6
Transverse Normal Strength, Fcz	0.34 MPa	0.62 MPa
Shear Strength, Fxz , Fyz	0.41 MPa 0.24 Mpa	0.55 MPa 0.31 MPa
Shear Modulus, Exz , Eyz	13.7 MPa 10.2 MPa	15.2 MPa 12.4 MPa
Density	0.029 g/cm <sup>3</sup>	0.032 g/cm <sup>3</sup>

## 5. 응력해석

### 5.1. 개요

Rocket의 복합재료 Fin에 작용하는 여러방향의 하중들 중에서 설계의 기준이 되는 양력이 작용하는 경우를 고려한 해석을 유한요소해석방법 (Finite Element Analysis)을 이용하여 응력과 변형도를 구하고 파손해석 (Failure Analysis)을 수행하였다. 여기에서는 NISA II - Composite 유한요소 패키지를 사용하여 최종설계안에 대하여 Rocket Fin의 변형도, 응력 그리고 파손치를 선형정적 해석(Linear Static Analysis)을 통하여 구하였다.

로켓핀 해석의 초기 입력자료 - 각 부위의 적층방향과 두께등 - 는 복합적층판 이론 및 제작시 작업 편리성을 고려하여 사용하였다. 이 단계 연구는 로켓핀의 각 부위에 작용하는 하중을 분리하여 그 부위의 등가 면내하중 (Equivalent Inplane Loading :  $N_x$ ,  $N_y$ ,  $N_{xy}$ )으로 바꾸고 하중방향이 바뀔 경우에 대비하여  $N_x$ ,  $N_y$ 는 압축하중을 고려하여 LAMRANK를 사용하여 적층설계를 수행하였다.

### 5.2. PREPROCESSING

#### 5.2.1. 3D Laminated Composite General Shell Element

복합재료 Rocket Fin을 3D Laminated Composite General Shell Element를 사용하여 Skin, Spar 및 Rib으로 구성된 Torsion Box 형태로 모델링하고자 한다. 여기서 사용한 3D Laminated Composite General Shell Element는 다음과 같은 특징을 가지고 있다.

- 절점수 : 3 - 12개 (본해석에서는 Order=2의 8 Node Element를 사용)
- 절점당 자유도:  $U_x, U_y, U_z, Rot_x, Rot_y, Rot_z$ ,
- 대칭 또는 비대칭 적층입력 가능
- 상수입력(Real Constant)
  - \*RCTABLE : 각 적층의 각 절점에서의 적층두께 입력
  - \*LAMANGLE : 각 적층의 각 절점에서의 적층각 입력
  - \*LAMSEQ : 요소의 적층순서 입력
- 재료상수 입력
  - 직교이방성 물성입력
  - 재료 강도 입력(파손해석시 사용)
- 물성좌표축 (Material Coordinate Axes)을 전체좌표축 (Global Coordinate Axes)과 평행하게 하거나 각요소의 i-j 연결축을 x-축으로하는 요소 좌표축(Element Local Coordinate Axes) 과 선택하여 일치시킬 수 있음
- 요소 출력(Element Output)
  - 내력과 스트레인 에너지
  - 각 적층 중심면에서의 주 재료방향 변형도
  - 각 적층의 응력과 파손치
  - 가장 윗적층(Top Layer)의 주재료 방향으로의 Stress Resultant  
(임의의 방향으로 Stress Resultant를 얻고자 하면  $1.0 \times 10^{-9}$  두께이하의 출력을 원하는 주재료방향을 가진 적층을 Top Layer로 포함하여 적층을 입력하면 응력등은 계산하지 않고 Stress Resultant의 방향만을 조절할수 있음)
- 절점하중(Nodal Loading)
  - \*CFORCE : 절점 작용력
  - \*SDISP : 절점변위

이 요소는 셸표면에 수직면에 대한 회전강성(Rotational Stiffness)이 없으므로 생기는 문제점을 막기 위해서는 실행명령 중 AUTO=ON을 수행토록 한다. 이 경우 셸 표면이 연속적인 곡률을 갖는 모든 절점에서 작은 회전

강성이 가해진다. 대부분의 NISA 요소들은 \*ELEMNETS Data Group중의 MATID는 \*Material Data Group에 정의된 물성표(Material properties table)을 지칭한다. 하지만 Composite shell 요소에서는 각 적층이 다른 재료로 구성될수 있으므로 이것만으로는 부족하다. 그러므로 Composite Shell 요소에서는 MATID는 \*LAMSEQ(각 적층순서) Data group의 지시번호(Pointer)이며 \*LAMSEQ Data group은 각 적층의 두께, 적층각과 물성의 지시번호를 포함하고 있다. (\*LAMSEQ의 인식번호(Identification Number)는 따로 정의되지 않고 입력된 순서대로 1,2,3... 의 인식번호가 부여된다) 이러한 방법으로 Tapered thickness나 변화하는 적층각을 갖는 복합재료 셸을 모델링할 수 있다. 적층수나 적층순서에 대한 제약은 없다. 상수표(Real constant table), 적층각표(Laminationa anglr table), 물성표 (Material Properties Table)의 숫자가 적층수와 일치할 필요는 없다. 왜냐하면 하나이상의 적층이 같은 재료, 두께, 적층각을 가질수 있기 때문이다.

### 5.2.2. 3D Laminated Sandwich General Shell Element

복합재료 Rocket Fin을 3D Laminated Sandwich General Shell Element를 사용하여 Core두께가 Tapered Sandwich Plate로 모델링하고자 한다. 여기서 사용한 3D Laminated Sandwich General Shell Element는 다음과 같은 특징을 가지고 있다.

- 절점수, 절점당 자유도, 상수입력(Real Constant)는 3D Laminated Composite General Shell Element (NKTP=32)와 같음
- 재료상수 입력시 Face Sheet Material은 NKTP=32와 동일
- Core의 물성은
  - 직교이방성 물성입력 : EX, GXZ, GYZ, DENS
  - Ex를 0으로 세팅함으로써 core임을 인지함
  - 재료 강도 입력(파손해석시 사용) : FTS(전단강도)
- 요소 출력(Element Output) 과 절점하중(Nodal Loading)은 NKTP=32와

동일.

### 5.2.3. 복합재료 셸요소발생

Composite Shell Element의 경우 해석모델의 결정된 면(Patch)로 부터 아래와 같은 명령문을 통하여 요소를 발생시킨다.

○ FEG, QUA, Patch ID, Es.id., Ns.id., Order/E1/E2/NKTP, MID/PID/Z1/Z2

Es.id. : 시작 요소 번호  
Ns.id. : 시작 절점 번호  
Order : 사용 요소의 Order (8 Node Quadrilateral Element : 2)  
E1,E2 : 면의 1, 2 변 방향의 요소 분할수  
NKTP : NISA의 요소번호(Composite Shell Element : 32)  
MID : Material ID (\*LAMSEQ의 Pointer로 사용)  
PID : Property ID  
Z1, Z2 : 면의 1, 2 방향으로의 Zoom Factor

각 면(Patch)의 요소발생후 중복절점의 합병(Merging)과 절점번호의 재배열(Compaction)이 필요하다. Merging과 Compaction시 기존의 경계조건과 하중조건에 연관 절점번호는 바뀌지 않으므로 경계조건과 하중조건은 Merging과 Compaction이 끝난후 입력하는게 좋다.

### 5.2.4. 복합재료 샌드위치 요소발생

복합재료 로켓핀의 형상은 그림 --처럼 되어 있으므로 샌드위치 셸로 모델링할 경우 핀의 앞전, 중앙면, 뒷전으로 구분하여 모델링하였다. 앞전은 그림 5-1과 같이 x와 z 방향으로 테이퍼가 저 있으므로 코어의 두께를 각 요소의 절점마다 결정할 필요가 있다.

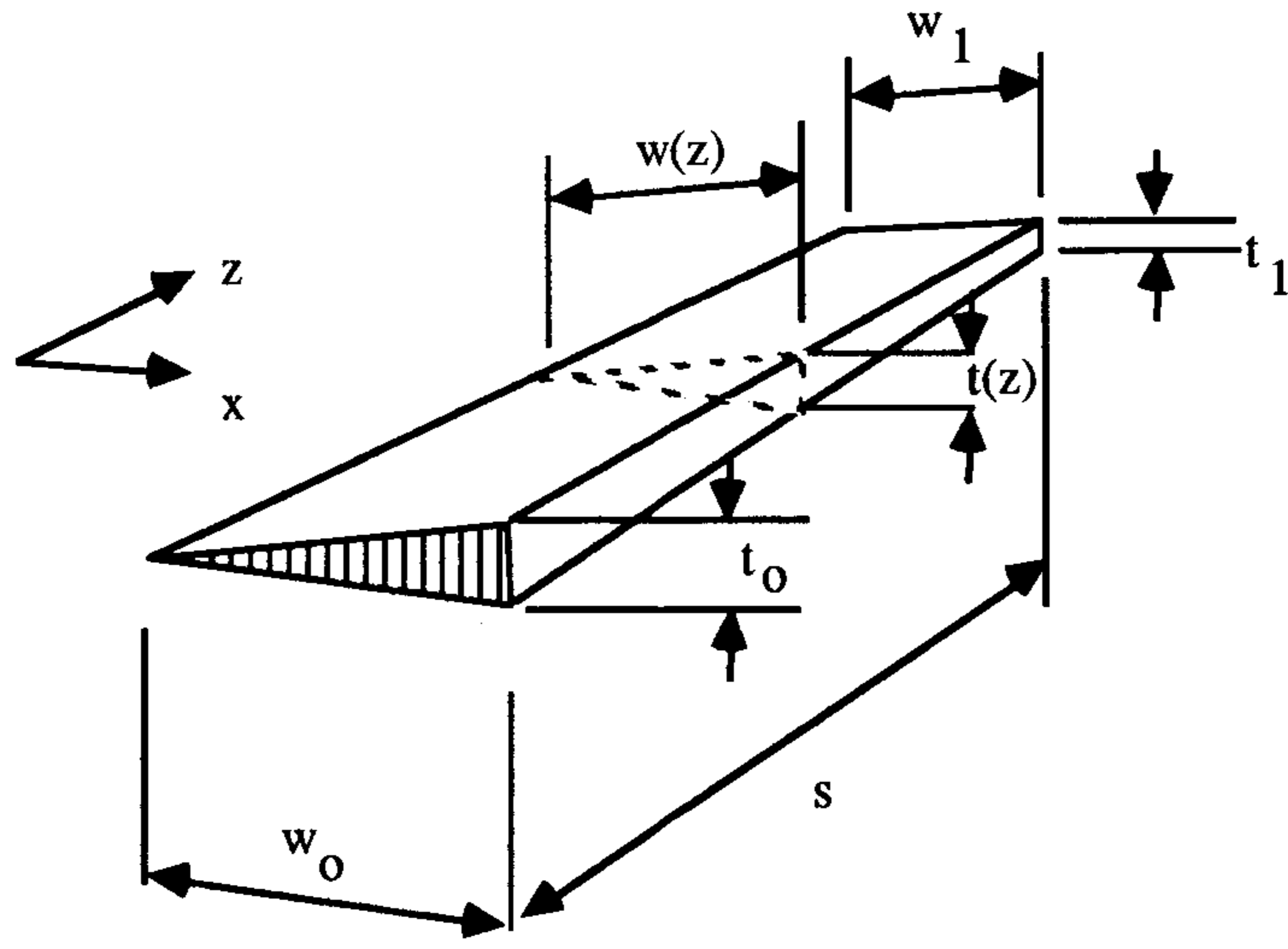


그림 5-1 앞전의 2차원 Taper 형상

2차원 Taper 형상을 갖는 앞전(Leading edge)의 임의의 위치(x,z)에서 core의 두께 t(x,z)는

$$t(x,z) = \left( \frac{\Delta t}{s} (s-z) + t_1 \right) \frac{x}{w}$$

여기서

$$\Delta t = t_0 - t_1$$

$$w = \frac{(w_0 - w_1)(s-z)}{s} + w_1$$

1차원 Taper 형상을 갖는 중앙면(Middle Section)의 임의의 위치(x,z)에서 core의 두께 t(x,z)는

$$t(x,z) = \frac{\Delta t(s-z)}{s} + t_1$$

2차원 Taper 형상을 갖는 뒷전(Trailing edge)의 임의의 위치(x,z)에서



core의 두께  $t(x,z)$ 는

$$t(x,z) = \left( \frac{\Delta t(s-z)}{s} + t_1 \right) \left( 1 - \frac{x}{w} \right)$$

x 방향으로 i번째 z 방향으로 j번째 요소가 8 절점요소일때 각 절점에서의 x, z 좌표는 아래 표와 같다.

	1	2	3	4	5	6	7	8
x	$(i-1)dx(z)$	$(i-.5)dx(z)$	$i dx(z)$	$i dx(z)$	$i dx(z)$	$(i-.5)dx(z)$	$(i-1)dx(z)$	$(i-1)dx(z)$
z	$(k-1)dx$	$(k-1)dx$	$(k-1)dx$	$(k-.5)dx$	$k dz$	$k dz$	$k dz$	$(k-.5)dx$

여기서  $dx(z) = w(z)/N_x$ ,  $N_x$ 는 x 방향의 요소수이다.

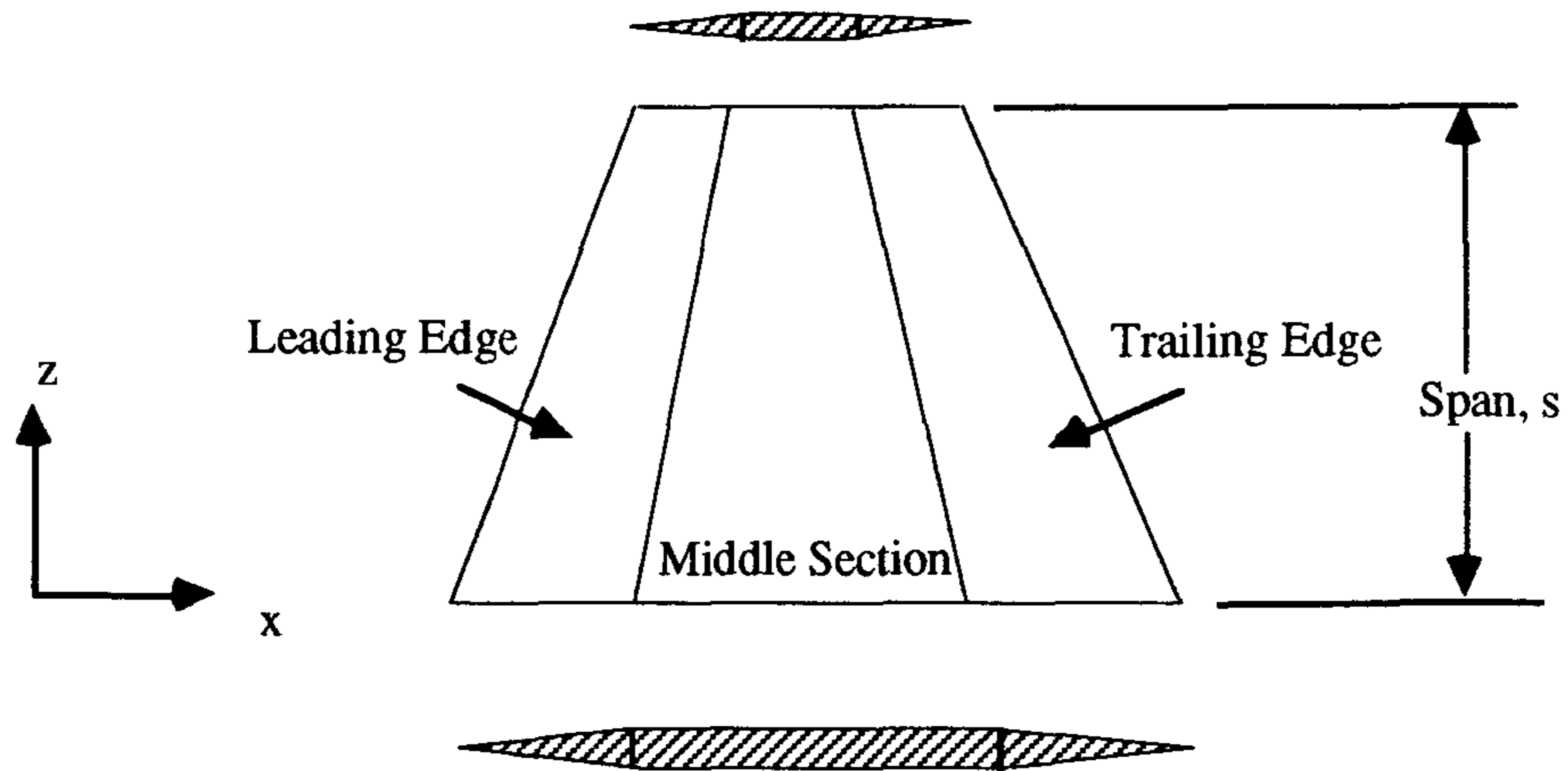


그림 5-2 본 보고서에 사용한 각 부위의 명칭

### 5.2.5. 물성치 입력

물성좌표축은 Global Coordinate나 각요소의 ij방향과 일치하는 Local Coordinate로 선택할 수 있다. Rocket Fin의 경우는 Global Coordinate에 대하여 적층각을 설계하였으므로 각요소의 물성좌표축을 Global Coordinate와 일치시켰다.

각요소의 물성좌표축을 전체좌표계 또는 요소좌표계에 일치시킬수 있는 선택사양이 없는 Stiffness Element를 사용할 경우는 각요소의 ij축을 전체좌표축에 일치시키든지 적층설계된 물성좌표축을 각요소마다 변환시켜서 입력하여야만 한다. 따라서 물성좌표축을 전체좌표계나 요소좌표계를 선택할 수 있는 선택사양을 갖는 Stiffness Element를 사용하면 복잡한 형상을 갖는 복합재료 구조물의 전산해석을 위한 Preprocessing을 간단히 할 수 있으므로 이의 선택이 중요하다.

대부분의 NISA 요소들은 \*ELEMNETS Data Group중의 MATID는 \* Material Data Group에 정의된 물성표(Material properties table)을 지칭한다. 하지만 Composite shell 요소에서는 각 적층이 다른 재료로 구성될수 있으므로 이것만으로는 부족하다. 그러므로 Composite Shell 요소에서는 MATID는 \* LAMSEQ(각 적층순서) Data group의 지시번호(Pointer)이며 \*LAMSEQ Data group은 각 적층의 두께, 적층각과 물성의 지시번호를 포함하고 있다. (\* LAMSEQ의 인식번호(Identification Number)는 따로 정의되지 않고 입력된 순서대로 1,2,3... 의 인식번호가 부여된다) 이러한 방법으로 Tapered thickness나 변화하는 적층각을 갖는 복합재료 셸을 모델링할 수 있다. 적층수나 적층순서에 대한 제약은 없다. 상수표(Real constant table), 적층각표(Laminationa angle table), 물성표 (Material Properties Table)의 숫자가 적층수와 일치할 필요는 없다. 왜냐하면 하나 이상의 적층이 같은 재료, 두께, 적층각을 가질수 있기 때문이다.

### 5.2.6. 경계조건과 하중조건

양력에 의한 하중은 그림5-3의 오른쪽에 표시되어 있다. Fin Root Section의 중앙부(단면형상에서 직선부)의 주변 절점의 x, y, z 방향의 Prescribed Displacement를 각기 0으로 함으로써 Root Section의 50%를 고정시키고 양력에 의한 하중이 Fin의 앞전(Leading Edge)과 뒷전(Trailing Edge)을 제외한 중앙부위에 Span 방향으로 분포되어 작용하는 경우의 응력과 변위를 구하였다. 본 해석에서는 그림 5-3과같은 경계조건과 하중조건을 사용하였다.

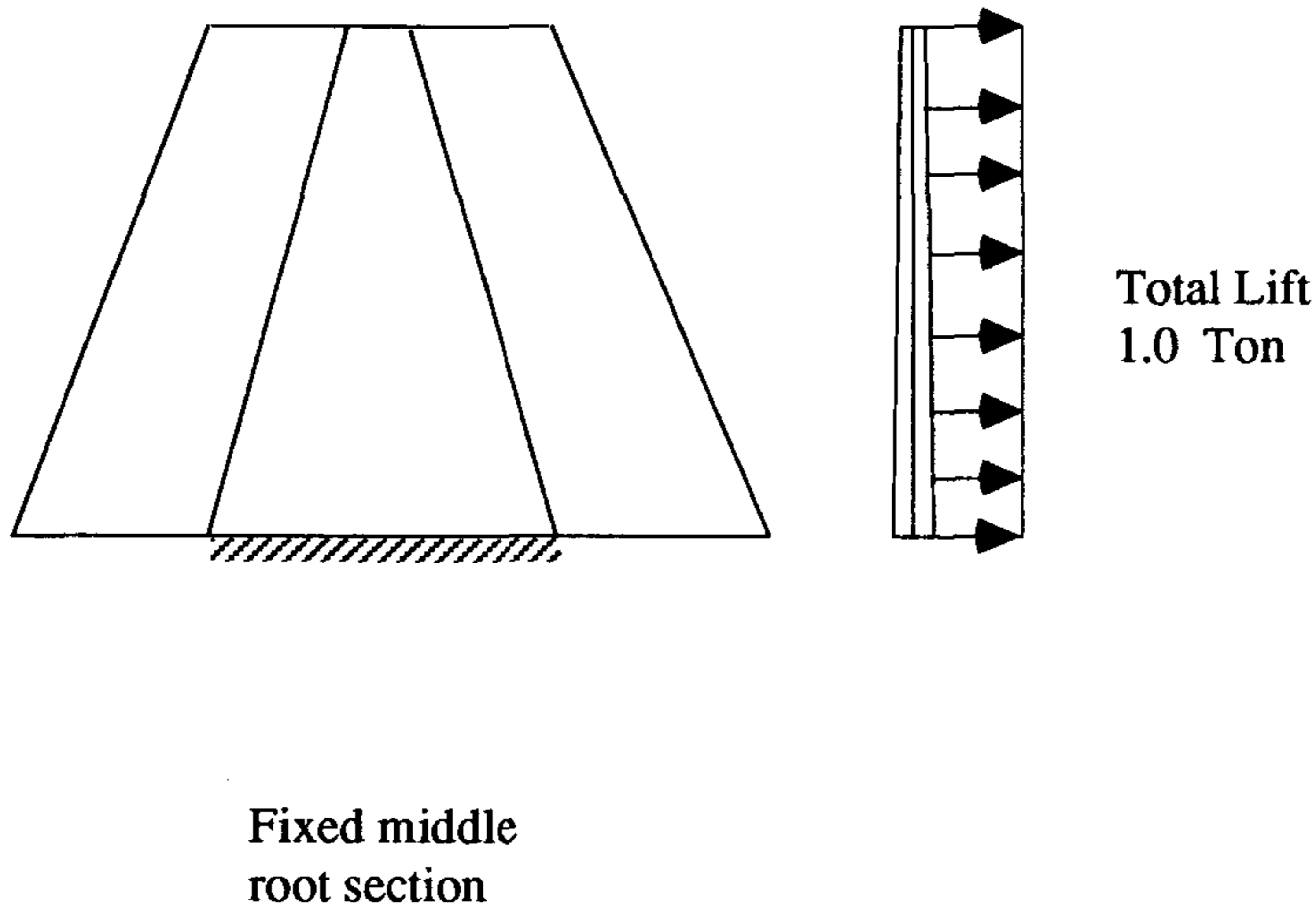


그림 5-3 경계조건 및 하중조건

### 5.3. 유한요소 해석과정

유한요소법에 의한 정적해석(Static Analysis)을 위하여 필요한 단계는 그림3-3과 같은 순서로 입력준비, 해석, 그리고 출력하였다.

Preprocessor는 해석모델의 형상을 결정하는 점(Grid), 선(Line), 면(Patch), 입체(Hyperpatch) 등의 기본 기하학적 요소를 정의하는 Geometry generation 단계, 결정된 기하학적 형상으로 부터 유한요소(Finite Element)를 발생시키는 단계, 유한요소 해석에 필요한 재료물성, 적층각, 적층순서, 하중조건과 경계조건을 입력 시키는 단계로 구성된다.

Preprocessing 과정에서 자료를 입력시키는 방법으로는 NISA - DISPLAY II의 메뉴를 통하여 입력시키는 방법과 일종의 Batch file인 Macro file을 이용하여 입력시키는 방법이 있다. 이중 Macro file을 이용하는 방법은 해석 모델의 형상발생과 요소발생, 여타 해석에 필요한 자료의 입력과정을 입력 하고 실행할수 있는 능력과 설계변수를 Parameter로 지정하여 반복적 작업 수행이나 수정이 용이하여 본 해석에서는 이방법을 사용하였다. 또한 Session File을 사용함으로써 Analysis Command의 입력과 같이 Macro file로 입력시킬수 없는 자료의 입력을 일괄적으로 수행할 수 있다. NISA DISPLAY II에서 생성된 자료는 Nisa File로 출력하면 이 파일이 유한요소 해석용 기본자료 파일이 된다. Macro file과 Session file 그리고 Nisa file은 부록에 수록하였다[부록 1].

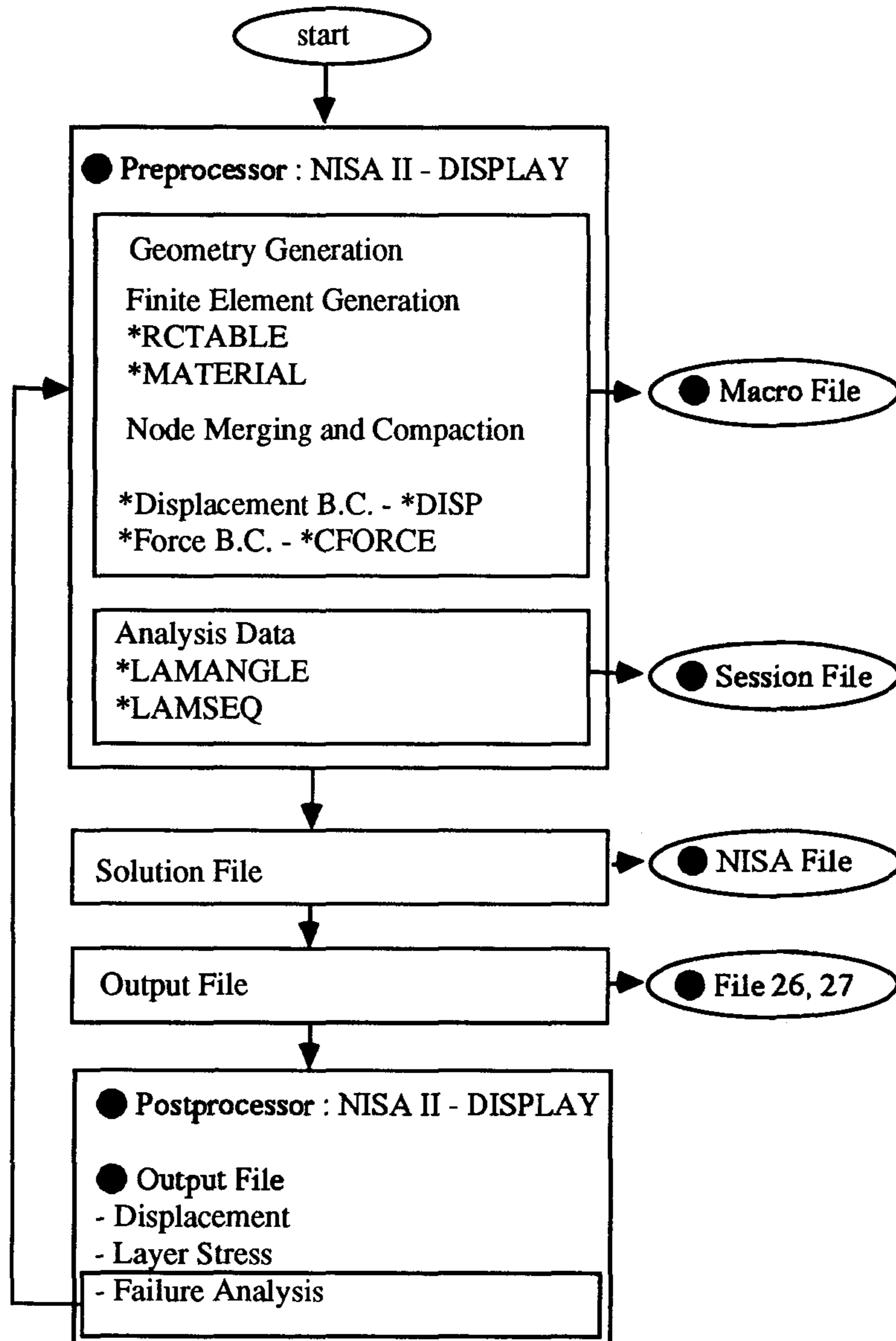


그림5-4 유한요소 해석 과정(NISA)

#### 5.4. 복합재료 Rocket Fin 해석결과 분석

Chord 수직방향의 양력에 의한 Rocket Fin의 해석에는 8절점 복합재료 적층 쉘요소 102개인 Torsion Box 형의 유한요소 모델과 Sandwich General Shell Element 36개의 Tapered Sandwich 유한요소 모델 두가지의 경우에 대한 변형과 응력, 그리고 파손해석을 수행하였다. 해석된 결과는 Output file 과 File 26, file 27에 기록되어 있고, 이 File 26, File 27은 Binary file로 NISA II - Display의 Postprocessor를 이용하여 변형된 모양과 각 적층에서의 응력과 파손치의 등고선그림으로 출력함으로써 설계의 안정성을 확인할수 있다. 하중에 의한 응력분포는 각 적층의 주재료 방향(Principal material direction)으로  $S_x$ ,  $S_y$ ,  $S_{xy}$ ,  $S_{xz}$ ,  $S_{yz}$ ,  $S_z$ 의 값을 출력할 수 있다. 결과하중(Stress resultant)  $N_x$ ,  $N_y$ ,  $N_{xy}$  는 각요소의  $0^\circ$  방향으로, 각적층의 응력은 그적층의 주재료방향(Material Principal Direction, i.e., Fiber direction)으로 출력된다.

#### 5.4.1. Torsion Box 형의 유한요소모델 해석결과

복합재료 Rocket Fin의 Torsion Box 형의 유한요소 해석모델의 적층구조는 모두 대칭적층이며 T-300/Hitco V378A Polyimide의 물성을 갖고 Skin Panel은  $[90/0_2/90]_{10}$  의 적층을 가지며, Spar와 Rib은  $[45/-45_2/45]_{10}$  의 적층으로 되어있다. 그림 5-3에 주어진 양력분포에 의한 변형은 그림5-5에 보이고 있다. 최대처짐은 편의 끝에서 발생하며 그 크기는 6.178 mm이다. 이 변위는 금속재 Fin의 최대변형 27.4mm에 비하여 약 1/4에 못 미치는 작은 변형인데, 이 작은 변형은 Fin 재질로 사용된 Gr/Pi의 고온에서의 강성이 잘 유지됨에 따라 생긴다. 향후 세부설계에서는 최대변형의 설계제한치에 비하여 여유가 크기 때문에 무게의 추가절감이 가능하리라 판단된다.

그림 5-6에는 Skin의 첫번째  $[90]$ 적층의 섬유방향 응력,  $S_{xx}$ 의 분포를 보이고 있다. 최대 응력이 172Mpa이고 Gr/Pi의 사용온도에서의 강도가 1585Mpa인 점을 감안하면 이 적층의 섬유방향 응력은 강도에 비하여 매우 낮은 수준임을 알수 있다. 그림 5-7은 같은 적층의 전단응력,  $S_{xy}$ 의 분포를 보이고 있다. 그림 5-8은 같은 적층의 섬유수직 방향 응력,  $S_{yy}$ 의 분포를 보이고 있으며 그 최대치는 14.63MPa의 압축응력 상태를 보인다. Spar 및 Rib은 Skin Panel의 하중을 전단력으로 지지하는 역할을 하고 있다. 그림 5-9는 Spar 및 Rib의 첫번째  $[45]$  적층의 전단응력,  $S_{xy}$ 의 분포를 보이고 있다. 그림 5-10은 Spar 및 Rib의 첫번째  $[45]$  적층의 섬유수직 방향 응력,  $S_{yy}$ 의 분포를 보이고 있다. 적층수가 많을 경우 각 요소의 모든 적층의 응력성분이나 파손비를 검토하는 것은 매우 많은 시간을 소비하는 일이므로 설계결과의 빠른 검토를 위해서 NISA에는 Stress survey 기능이 있는데 이는 각요소의 가장 파손치가 높은 적층의 위치와 파손치범위를 보여줌으로써 적절한 재설계가 가능하도록 한다. 그림 5-11은 전 해석모델에 대하여 Stress Survey를 보이고 있다. 이 Stress Survey는 각 Element에 대하여 Failure value를 모든 적층에 대하여 조사하여 그 최대값을 표시하고 있다.

각 적층의 파손치(Failure value)는 강도비(Strength ratio)와 Tsai-Wu Failure theory를 사용하여 설계적층의 안전성을 검토하였다. 여기서 강도비는 식(5-1), 식(5-2), 식(5-3)와 같이 정의되므로 1보다 큰 수치는 그 해당 강도비에 대하여 파손이 일어남을 보이고 있다. Tsai-Wu Failure value는 식(5-4)으로 정의된다. 여기서 X, Y, S는 각각 섬유방향, 섬유수직 방향, 전단 강도를 표시한다.

$$F = S_x/X \quad \text{식(5-1)}$$

$$F = S_y/Y \quad \text{식(5-2)}$$

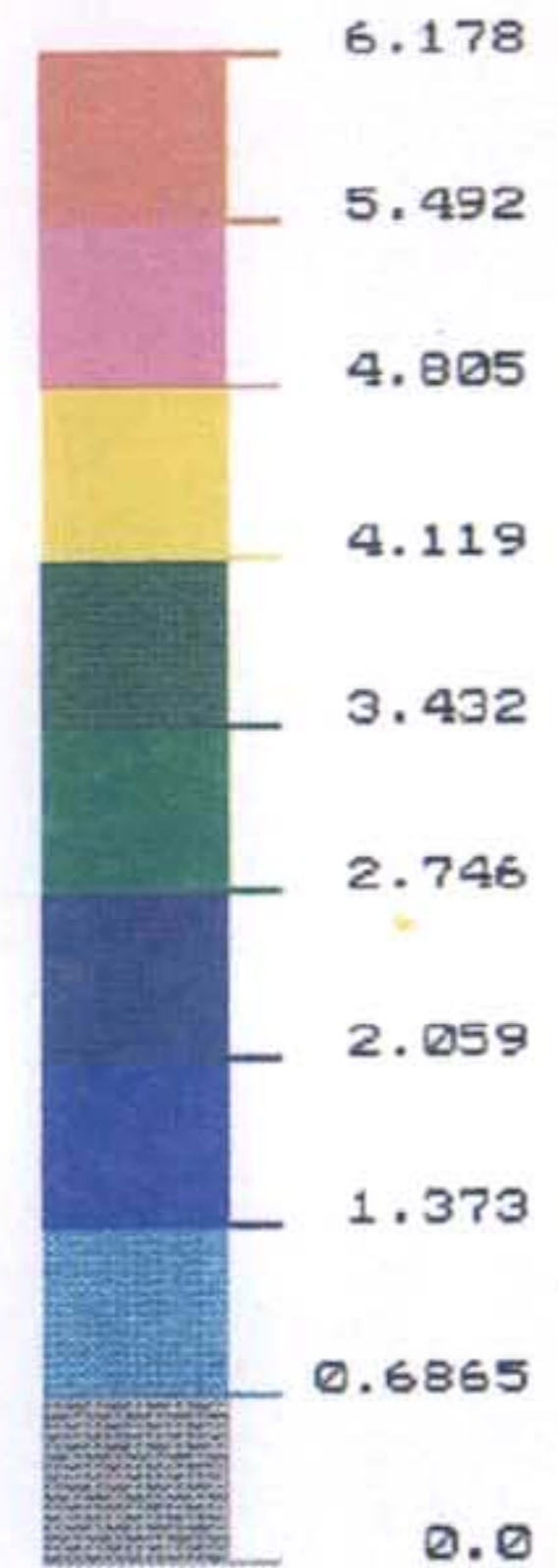
$$F = S_{xy}/S \quad \text{식(5-3)}$$

$$F = F1*S_x + F2*S_y + F11*S_x^2 + F22*S_y^2 + F33*S_{xy}^2 + F12*S_x*S_y \quad \text{식(5-4)}$$

그림의 좌상단부터 시계반대 방향으로 전모델, 양력에 의하여 압축을 받는 Skin Panel, 인장을 받는 Skin, 그리고 Spar 및 Rib의 Stress Survey Plot이 보여지고 있다. Failure value의 최대치는 0.548로 1보다 작아 손상이 없음을 보이고 있다.



DISPL. CONTOURS  
RESULTANT - DISPL  
VIEW : 0.00E+00  
RANGE: 6.18E+00

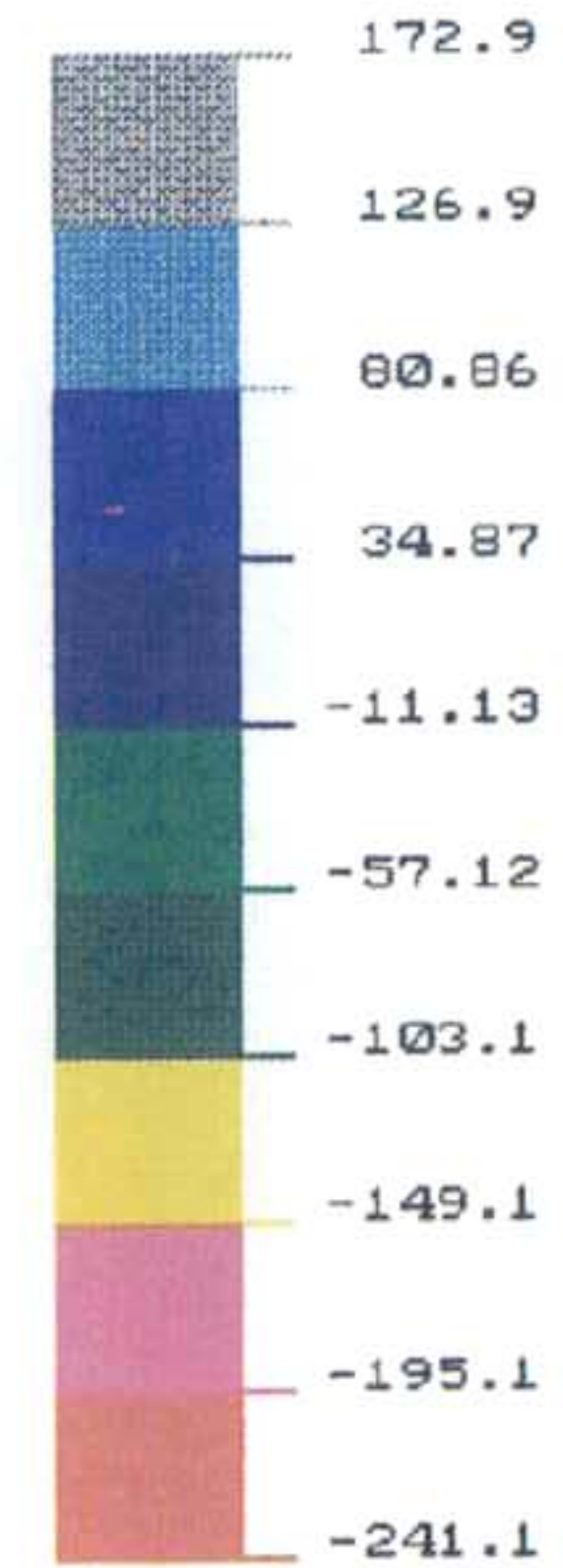
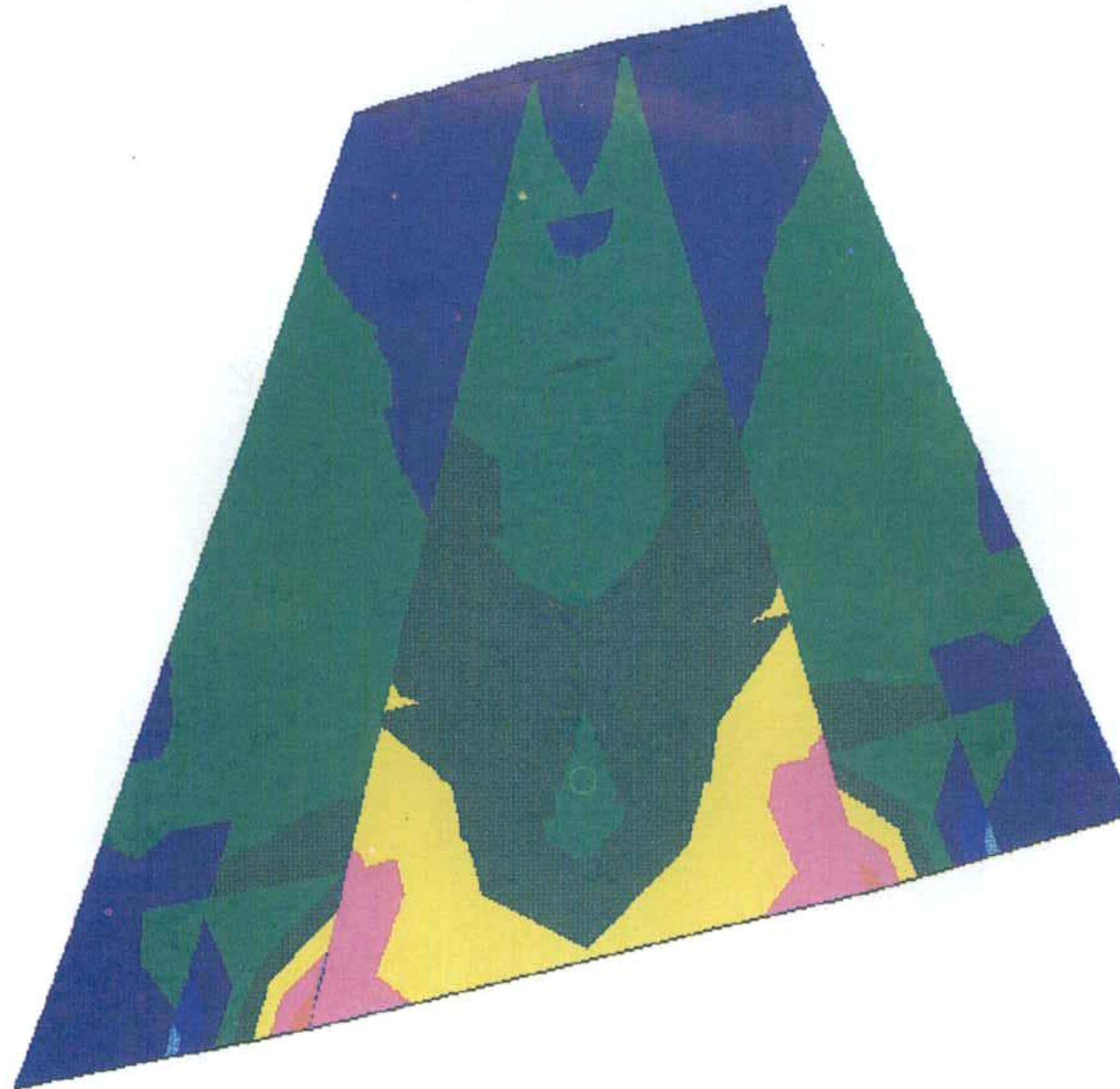


FIN01 (LAMINATED-SHELL)

Y  
X  
Z  
RX= 25  
RY= 30  
RZ= 0

그림 5-5. Deflection Contour of Torsion Box Type Design (unit, mm)

LAYER STRESSES  
UNAUERAGED - SXX  
VIEW : -2.41E+02  
RANGE: 1.73E+02



FIN01 (LAMINATED-SHELL)

LAYER NUMBER 1

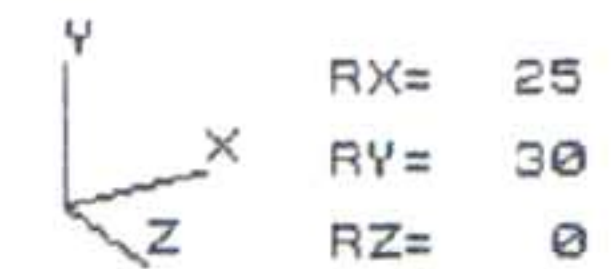
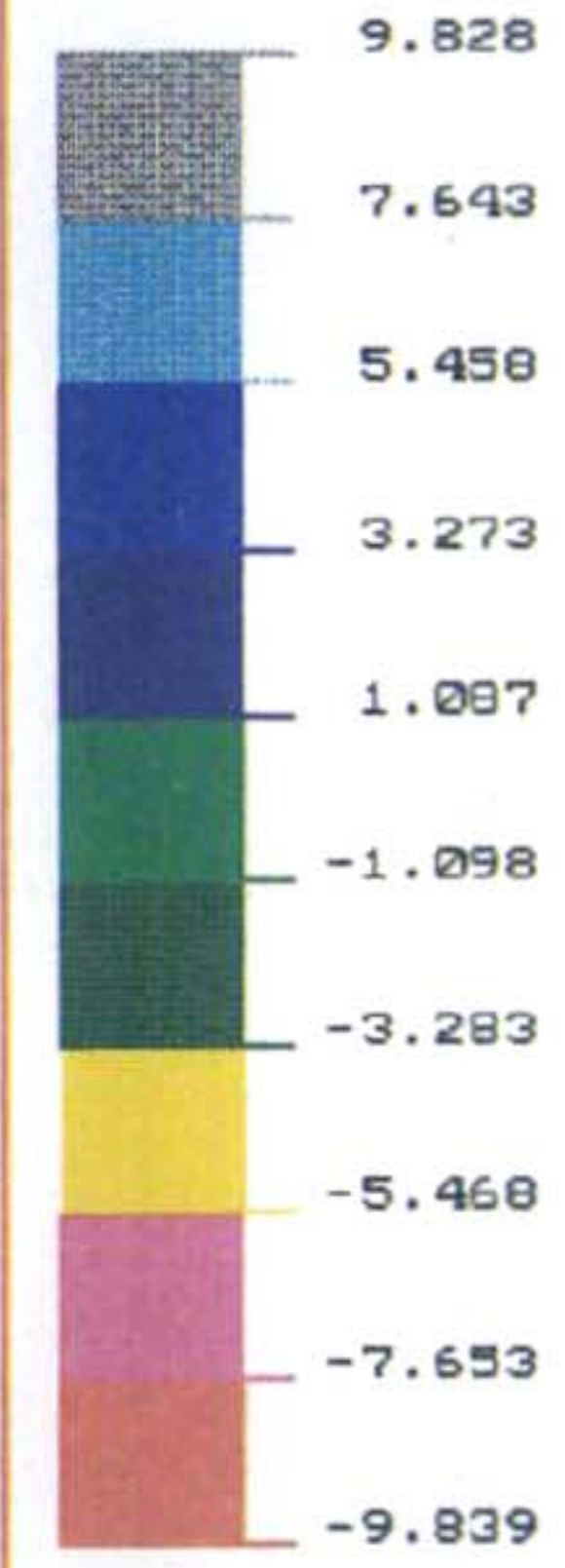
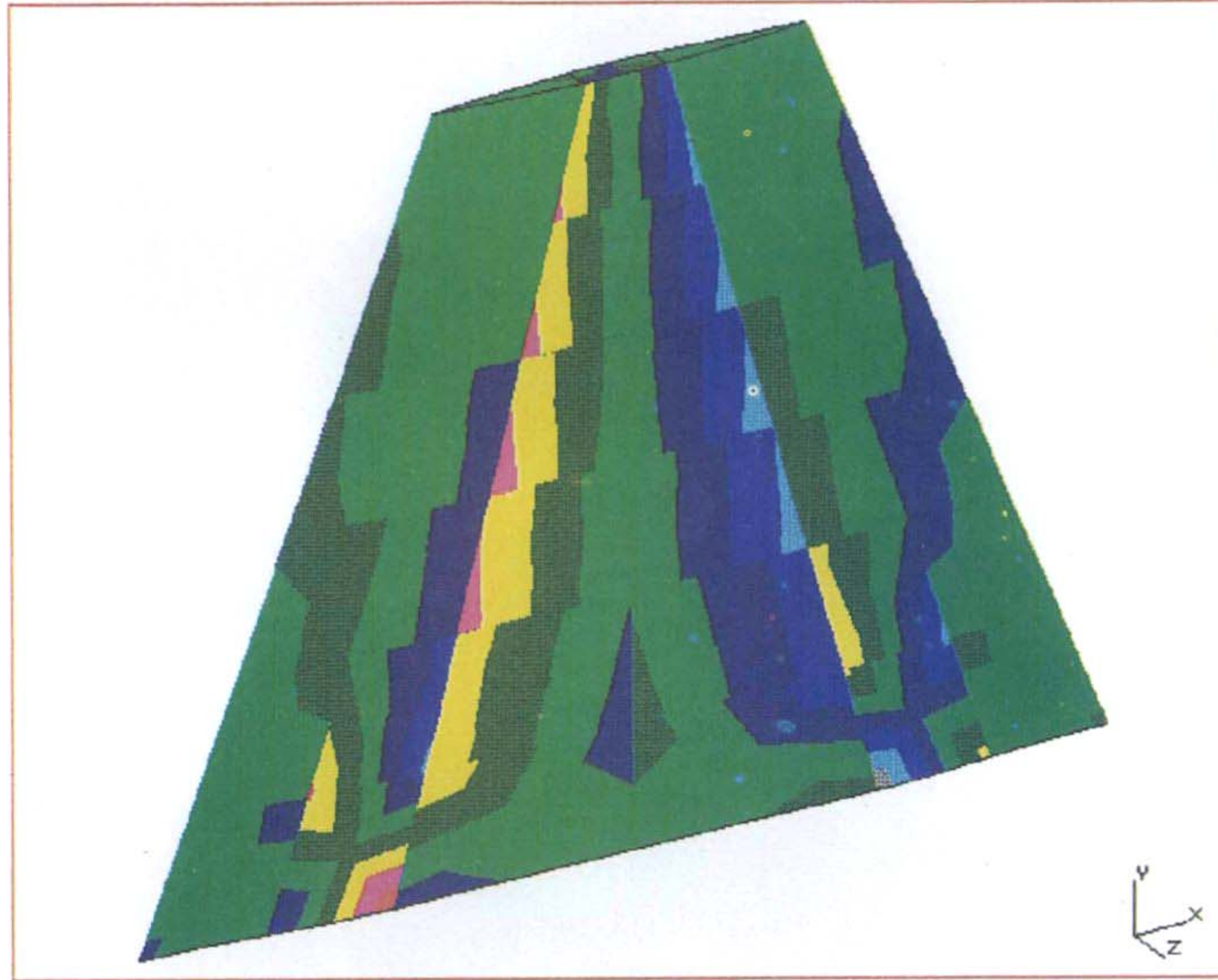


그림 5-6. 1번 적층 [90]의 Sx - Contour: Torsion Box Type Design (Fx=1585 MPa)

LAYER STRESSES  
UNAUERAGED - SXY  
VIEW : -9.84E+00  
RANGE: 9.83E+00



FIN01 (LAMINATED-SHELL)

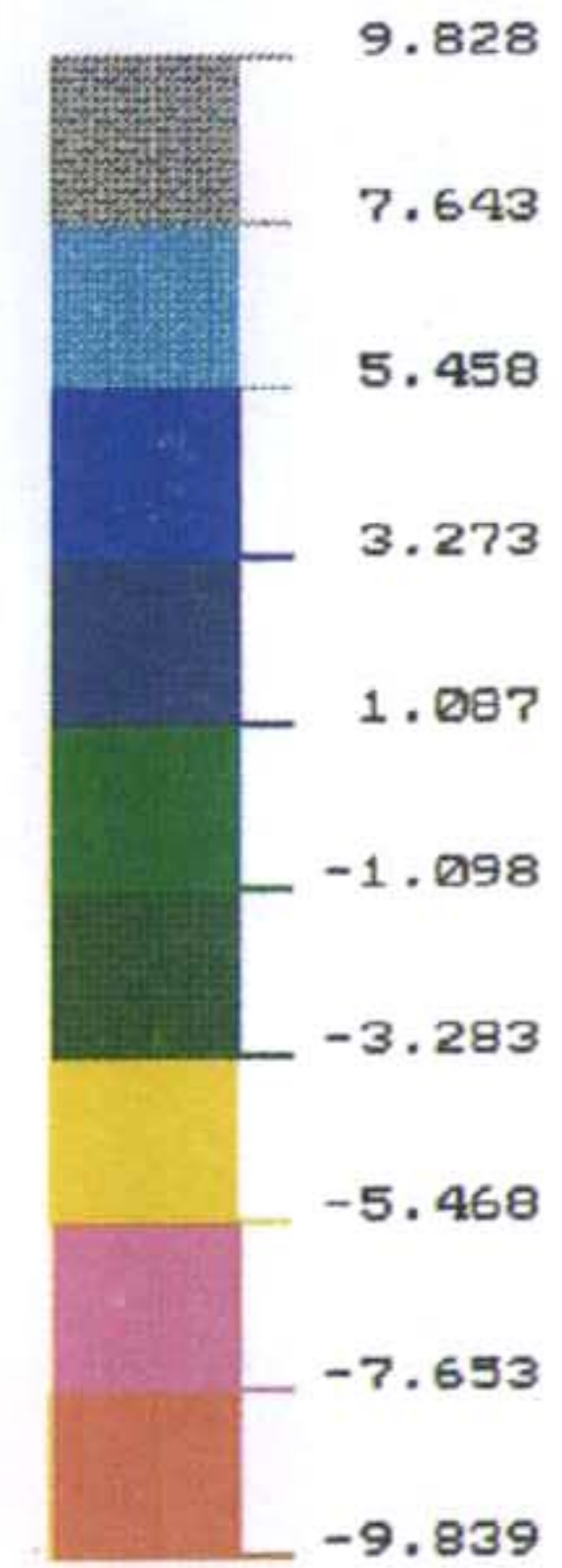
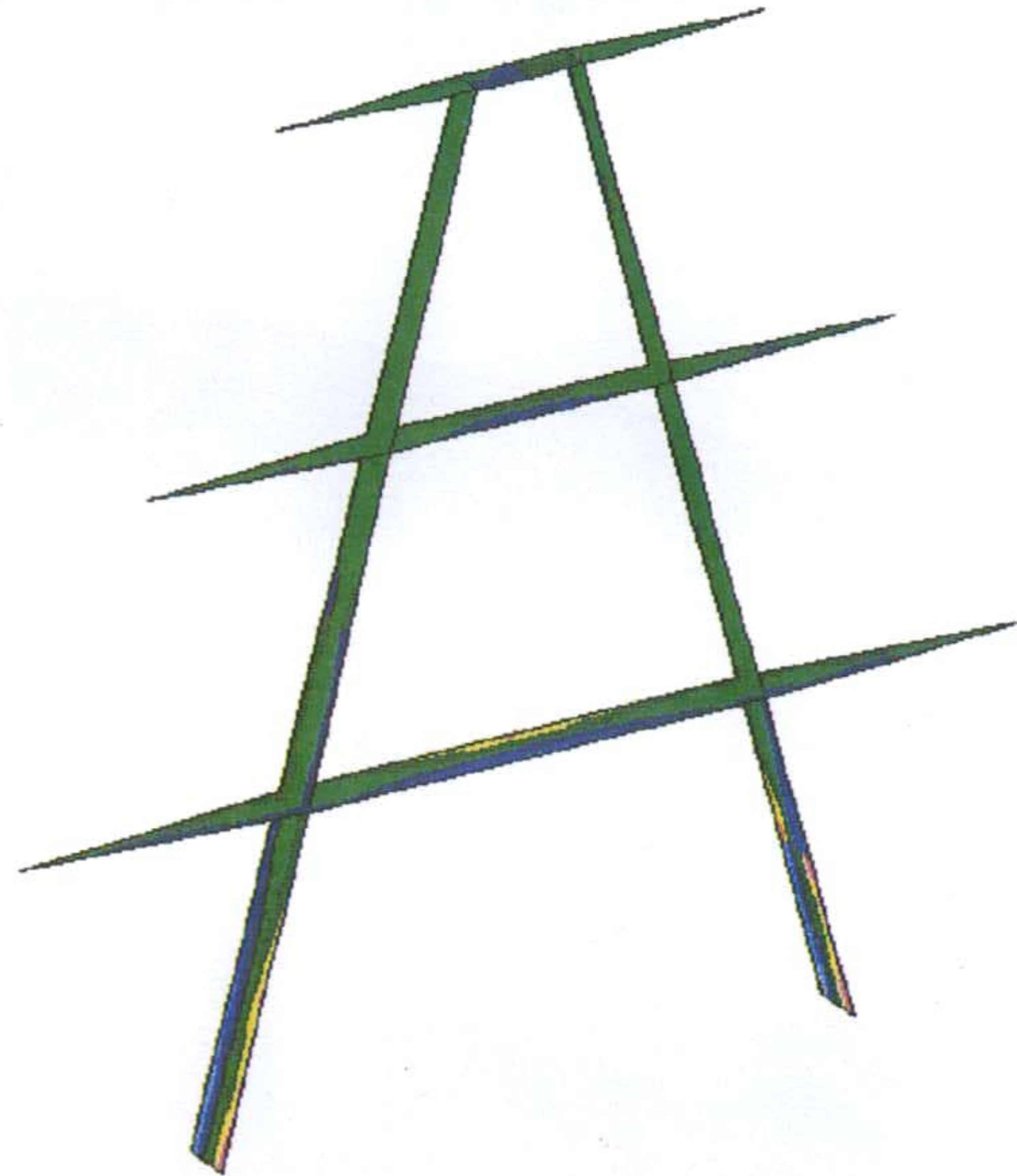
LAYER NUMBER 1

그림 5-7. 1번 적층 [90]의 Sxy - Contour: Torsion Box Type Design, Skin Panel



그림 5-8. 1번 적층 [90]의 Syy - Contour: Torsion Box Type Design, Skin Panel

LAYER STRESSES  
UNAUERAGED - SXY  
VIEW : -9.27E+00  
RANGE: 9.55E+00



FIN01 (LAMINATED-SHELL)

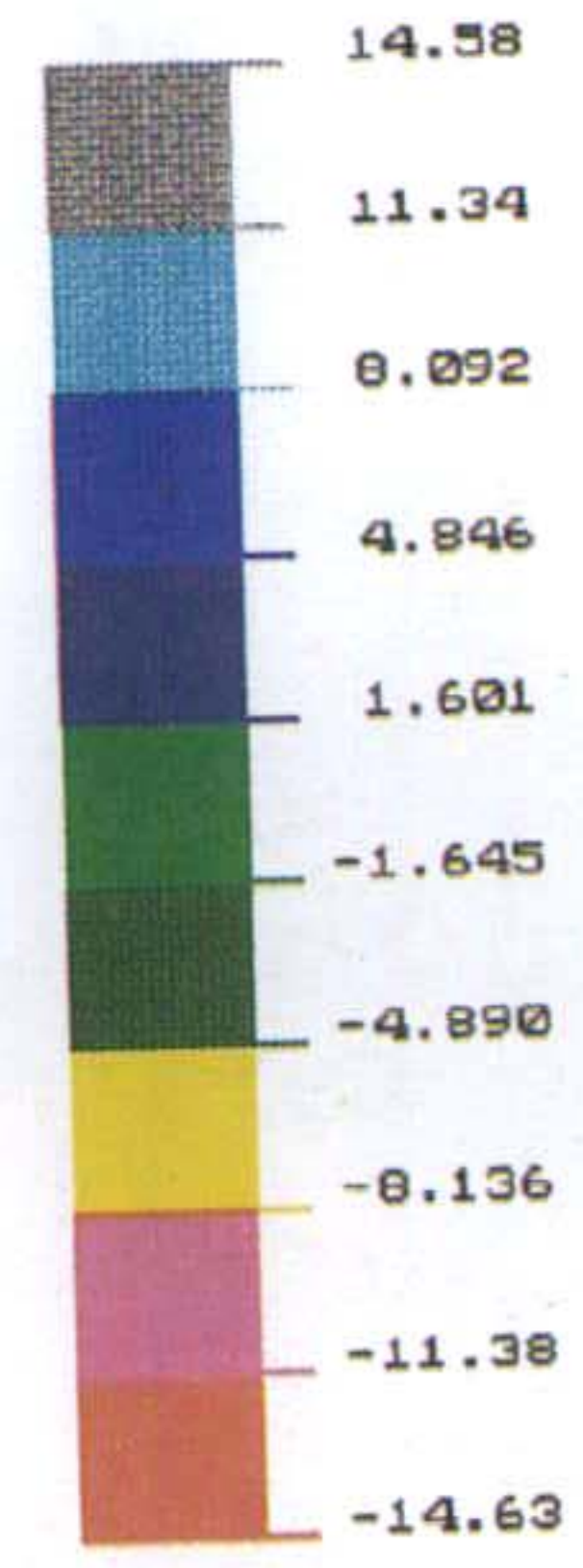
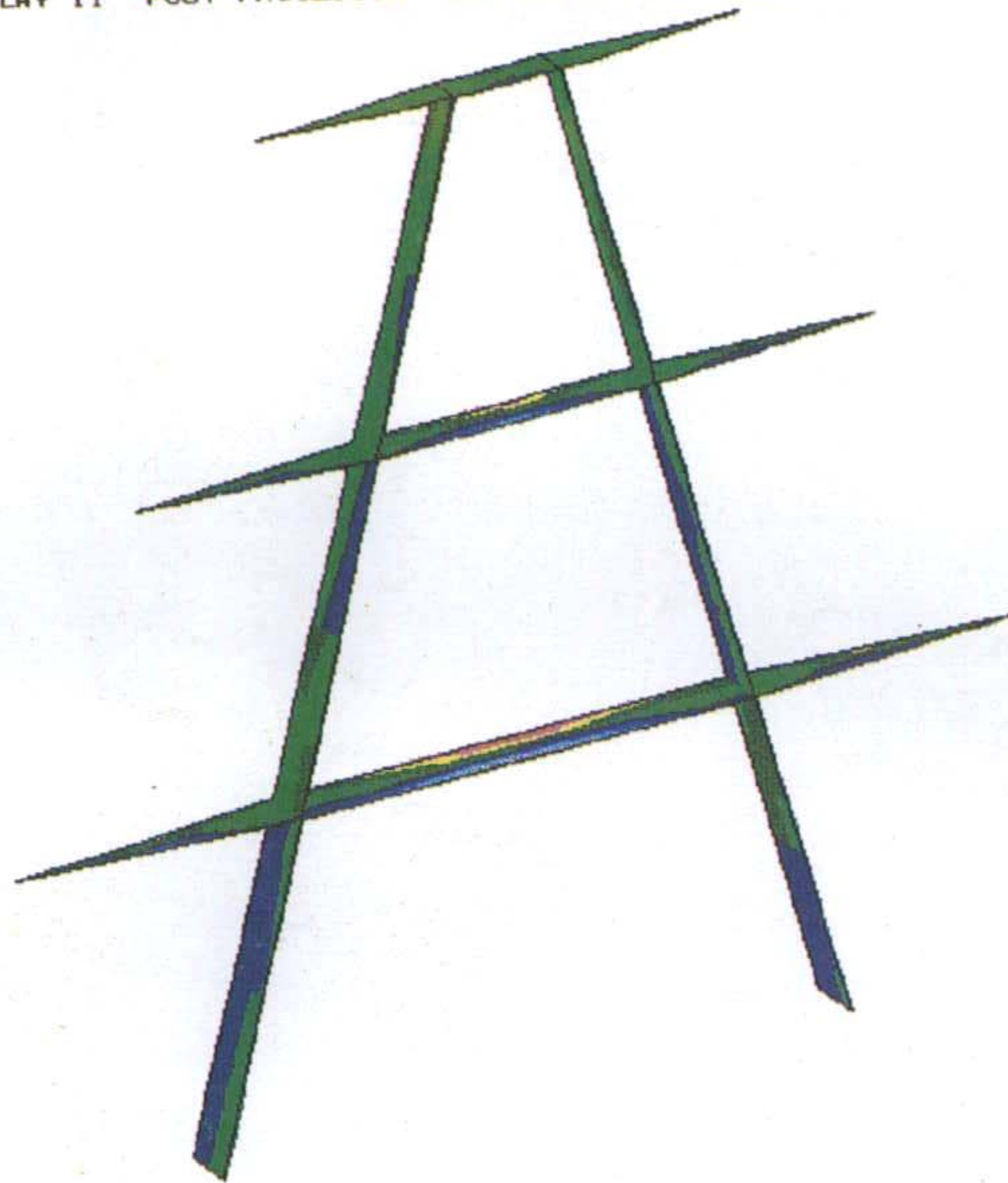
LAYER NUMBER 1

Y  
X  
Z  
RX= 25  
RY= 30  
RZ= 0

그림 5-9. 1번 적층 [90]의 Sxy - Contour: Torsion Box Type Design, Spars and Ribs

LAYER STRESSES  
UNAUERAGED - SYY  
VIEW : -1.46E+01  
RANGE: 1.46E+01

45



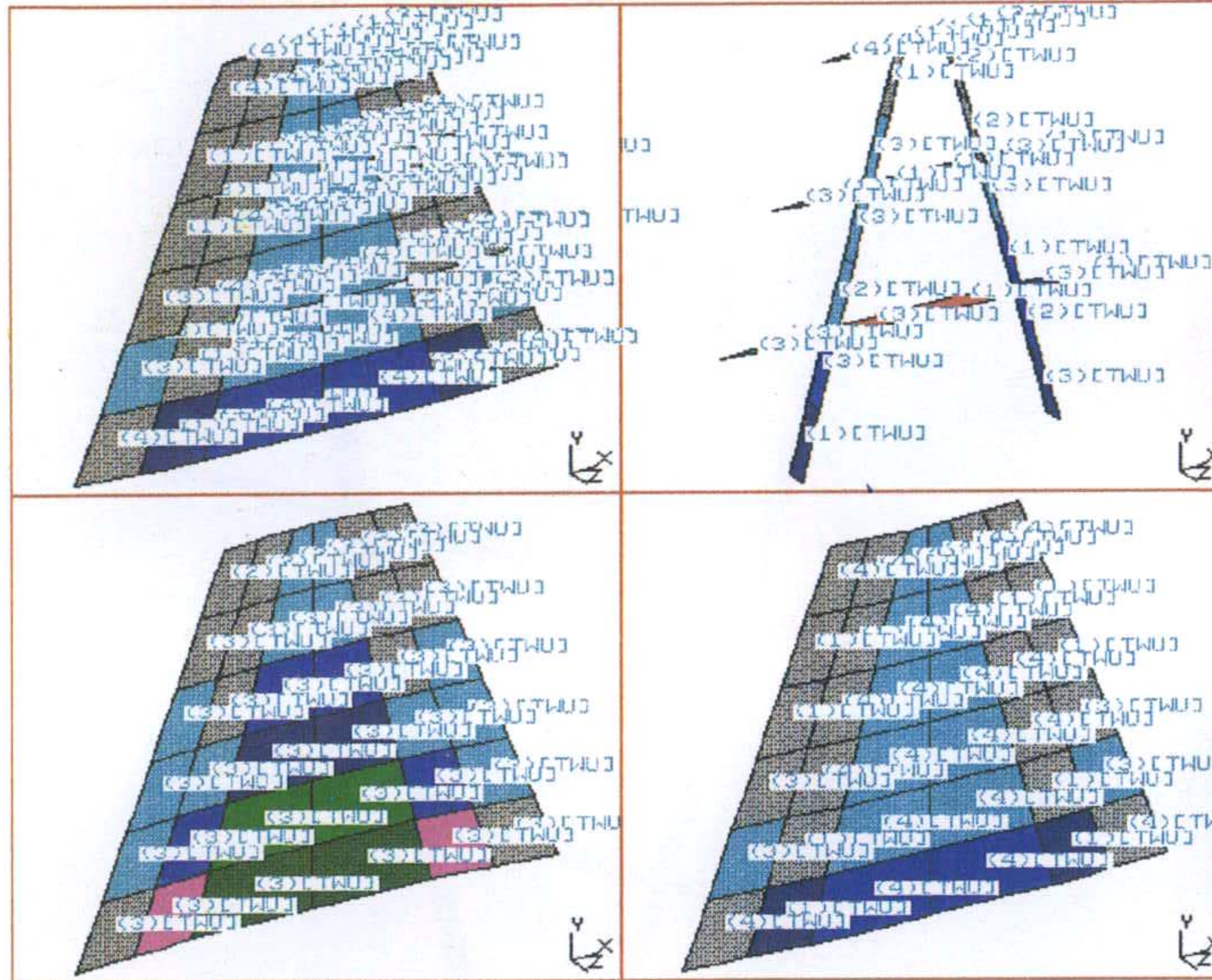
FIN01 (LAMINATED-SHELL)

LAYER NUMBER 1

Y  
X  
Z  
RX= 25  
RY= 30  
RZ= 0

그림 5-10. 1번 적층 [90]의 Syy - Contour: Torsion Box Type Design, Spars and Ribs

STRESS - SURVEY  
 ELEMENT CONTOURS  
 VIEW : 8.30E-03  
 RANGE: 5.48E-01



FIN01 (LAMINATED-SHELL)

LAYER NUMBER 1

그림 5-11. Failure Stress Survey : Torsion Box Type Design

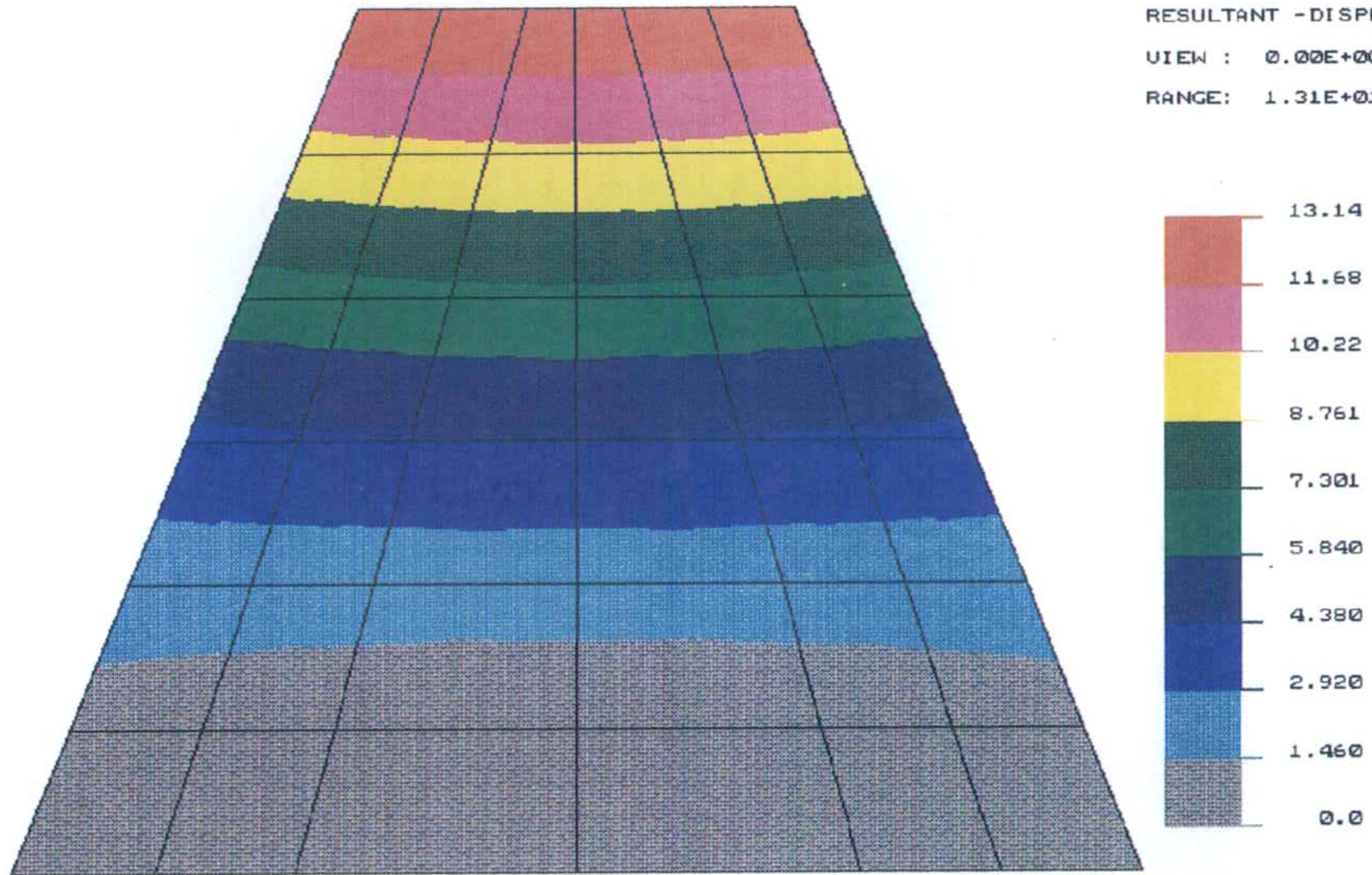
#### 5.4.2. Tapered Sandwich 형의 유한요소모델 해석결과

복합재료 Rocket Fin의 Tapered Sandwich 형의 유한요소 해석모델의 적층구조는 모두 대칭적층이며 Face Panel은 T-300/Hitco V378A Polyimide의 물성을 갖고  $[90/0_2/90]_{10}$  의 적층을 가지며, Core는 Aeroweb A1-29-3의 Honeycomb 으로 구성되어 있다. 그림 5-3에 주어진 양력분포에 의한 변형은 그림 5-12에 보이고 있다. 최대처짐은 핀의 끝에서 발생하며 그 크기는 13.1 mm이다. 이 변위는 금속재 Fin의 최대변형 27.4mm에 비하여 약 1/2, Torsion Box형의 2배 정도 되는 값을 보인다. Tapered Sandwich 형 설계도 Torsion Box형 설계보다 큰 변형을 보이나, 설계제한치에 비하여 여유가 크기 때문에 무게의 추가절감이 가능하리라 판단된다.

그림 5-13에는 Skin의 첫번째  $[90]$ 적층의 섬유방향 응력,  $S_{xx}$ 의 분포를 보이고 있다. 최대 응력이 150Mpa이고 Gr/Pi의 사용온도에서의 강도가 1585Mpa인 점을 감안하면 이 적층의 섬유방향 응력은 강도에 비하여 매우 낮은 수준임을 알수 있다. 그림 5-14는 두번째  $[0]$ 적층의 섬유방향 응력,  $S_{xx}$ 의 분포를 보이고 있다. 이 적층의 최대 응력은 27.12MPa로 역시 매우 낮은 응력 상태를 보이고 있다. 그림 5-15는 내부 4번째 적층에서의 층간 전단응력 분포를 보이고 있다. 층간 전단응력은 약 0.01MPa 정도로 매우 적은 값을 보이나 NISA 의 층간응력 해석 부분의 정확도는 아직 확인되지 않아 신뢰하기 어려울 것으로 판단된다.



DISPL. CONTOURS  
RESULTANT -DISPL  
UIEW : 0.00E+00  
RANGE: 1.31E+01



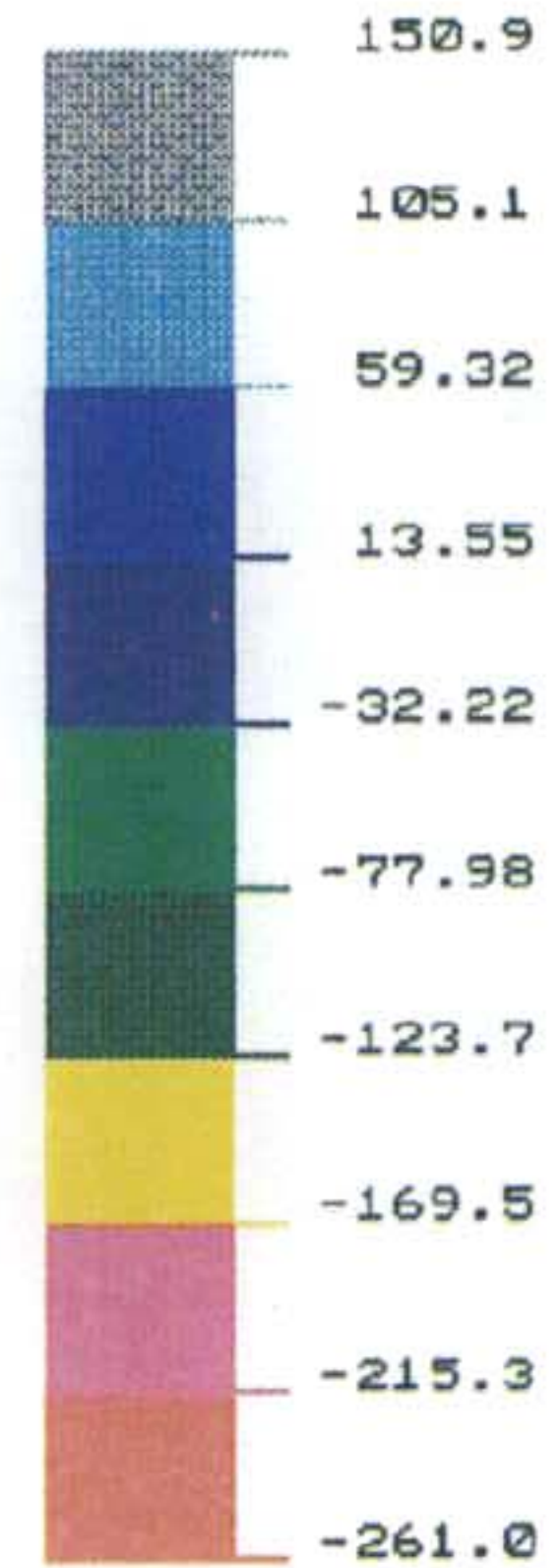
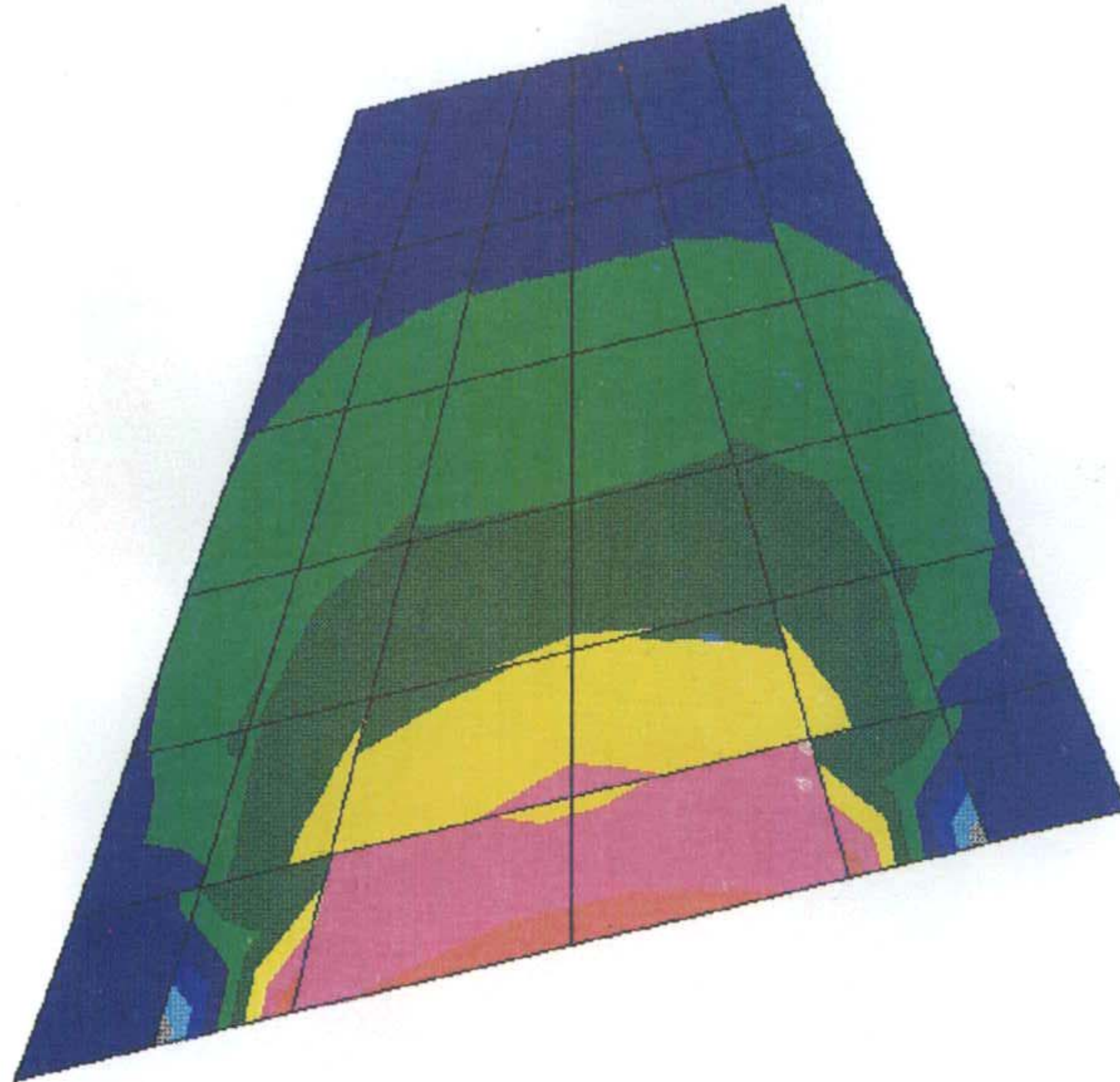
48

FIN(SANDWICH)

Y RX= 0  
Z X RY= 0  
RZ= 0

그림 5-12. Deflection Contour of Tapered Sandwich Type Design (unit, mm)

LAYER STRESSES  
UNAUERAGED - SXX  
VIEW : -2.61E+02  
RANGE: 1.51E+02



FIN(SANDWICH)  
LAYER NUMBER 1


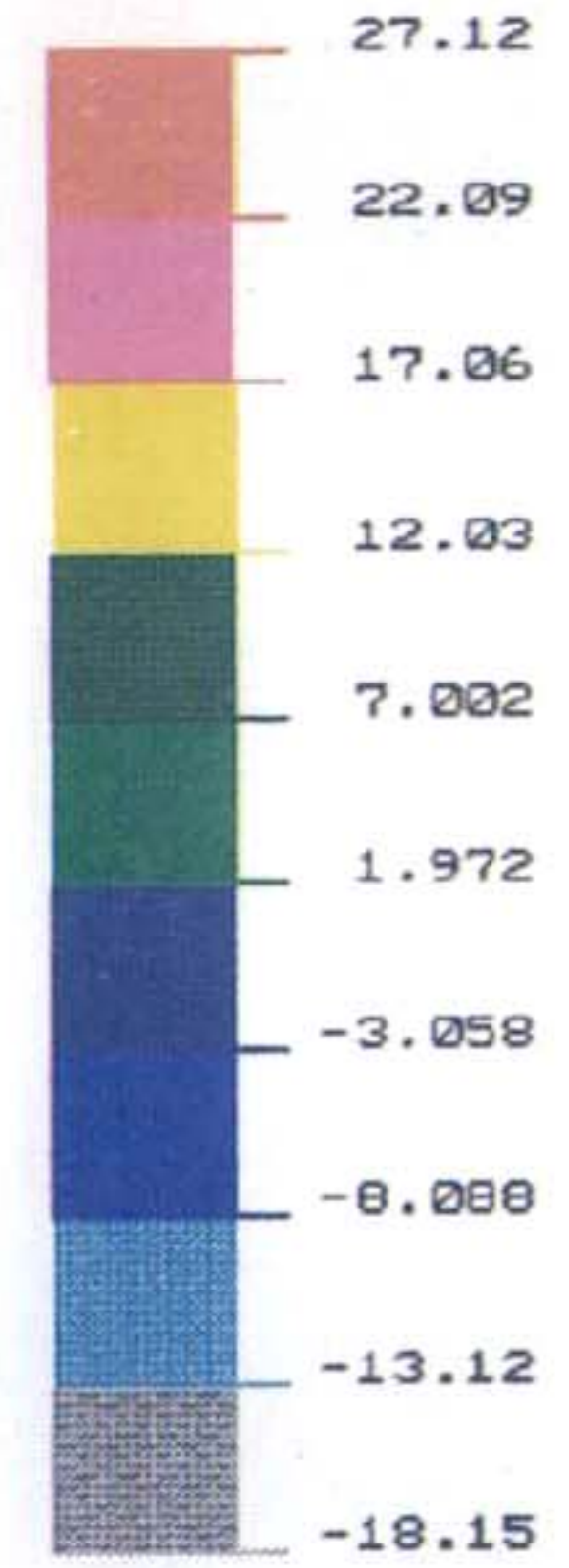
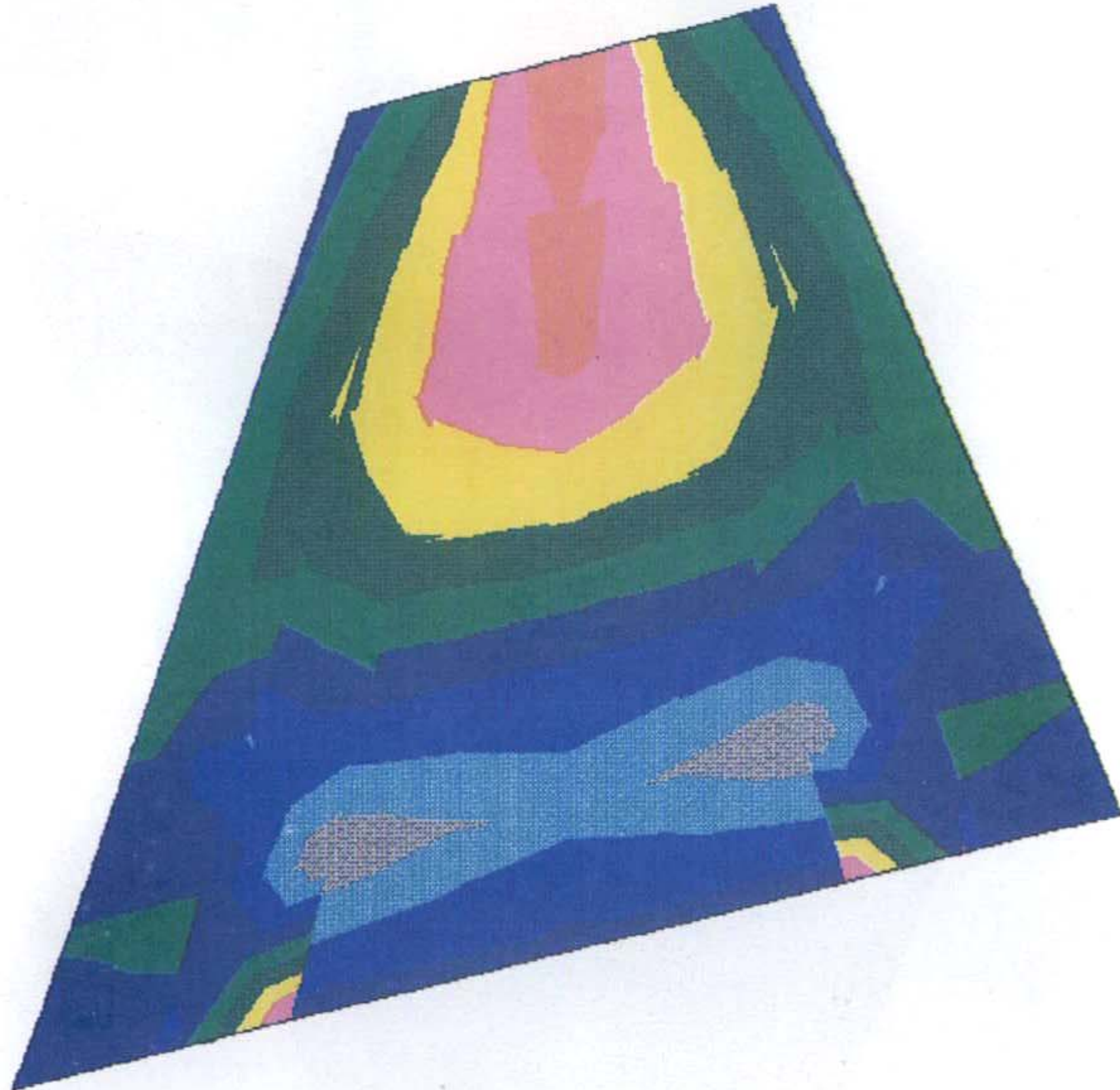
 RX= 25  
RY= 30  
RZ= 0

그림 5-13. 1번 적층 [90]의 Sx - Contour: Tapered Sandwich Type Design (Fx=1585 MPa)

LAYER STRESSES  
UNAUERAGED - SXX  
VIEW : -1.81E+01  
RANGE: 2.71E+01



FIN(SANDWICH)  
LAYER NUMBER 2

Y  
X  
Z  
RX= 25  
RY= 30  
RZ= 0

그림 5-14. 2번 적층 [90]의 Sx - Contour: Tapered Sandwich Type Design (Fx=1585 MPa)

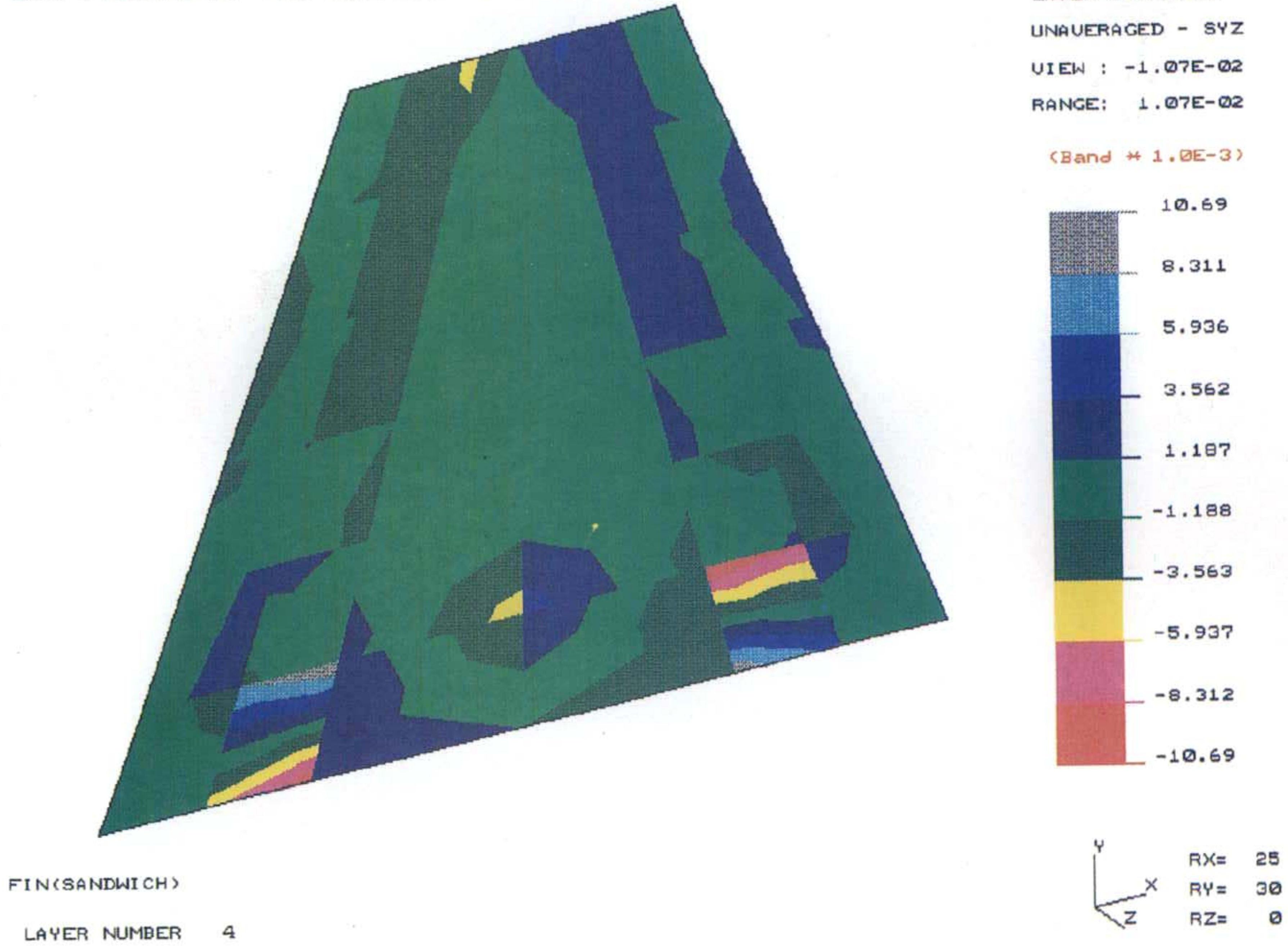


그림 5-15. 4번 적층 [90]의 Syz - Contour: Tapered Sandwich Type Design

## 5.5. 해석결과 검토

표5-1. 설계결과

	Material	Weight (Kg)	Deflection (mm)
Baseline Design	Aluminum	12.2	27.4
1) Torsion Box (Laminated Shell)	Gr/Pi	4.4	6.2
2) Sandwich	Gr/Pi   H/C   Gr/Pi	4.1	13.1

## 6. 연구결과

본 연구를 통하여 복합재 로켓핀의 설계조건을 검토하였으며, 복합재료 Tapered 샌드위치 구조물 전산 응력해석과 복합재료 Laminated Shell 구조물 전산 응력해석을 수행하였다. 로켓핀의 설계요구조건 중 정하중만을 고려하여 복합재료설계 결과 기준이 되는 금속재 설계에 비하여 복합재료 Torsion Box 형태의 설계는 기준무게의 36%, 최대처짐은 22% 였으며, Sandwich 형태는 기준무게의 33%, 최대처짐은 48% 였다. 다시 말해서 고온용 복합재료인 Graphite/PMR15을 사용함으로써 경량의 고강성 로켓핀의 설계가 가능하며 이 설계를 NISA Composite을 이용하여 손쉽게 해석할 수 있는 Tool을 개발하였다. 이 연구를 통한 경험은 인공위성 발사용 Rocket의 실구조물의 설계 및 항공기 복합재료 부품개발에 응용 될 수 있으리라 사료된다.

## 참고문헌

1. Advanced Composites F-4 Rudder (EM90-106)
2. PEGASUS, Advanced Composites, Jan/Feb 1990.
3. M. J. Robinson, R. O. Charette, B. G. Leonard, "Advanced Composite Structures for Launch Vehicles," SAMPE Quaterly, pp.26-37, Jan. 1991.
4. NASA targetd high-heat uses in composites reasearch (Mar/Apr 1987, Advanced Composites)
5. "과학연구용 로켓 개발을 위한 필수기술 연구(II)," 최종보고서, 한국항공우주연구소, 1990.
6. T300/Hitco V378A Polyimide Material Data, US Polymeric Co.
7. Aeroweb Polyamide Honeycomb Core Mechanical Properties, CIBA-GEIGY

```

650      T=DELT*(S-Z)/S + T1
660  PD$=PD$+" "+STR$(T)
670  REM : PRINT IPT,X,Z,T
680  NEXT IPT
690 PRINT #1, "PRO,ADD,";IEL;PD$
700 REM : PRINT "PRO,ADD,";IEL;PD$
710 NEXT I: NEXT K
720  NEL = IEL
730 REM *****
740 W0=172.25 : REM ROOT WIDTH FOR TRAILING EDGE
750 W1=103.35 : REM TIP WIDTH      "
760 DZ= S/NZL : DELW=W0-W1 : DELT = T0-T1
770  FOR K=1 TO NZT
780    ZA = (K-1)*DZ,: ZB = (K-.5)*DZ : ZC = K*DZ
790    FOR I=1 TO NXT
800      IEL=(K-1)*NXT + I + NEL
810      PD$=""
820      FOR IPT=1 TO 8
830        IF IPT<4 THEN Z=ZA
840        IF IPT=5 OR IPT=6 OR IPT=7 THEN Z=ZC
850        IF IPT=4 OR IPT=8 THEN Z=ZB
860        W= DELW*(S-Z)/S+ W1
870        DW = W/NXL
880        XA = (I-1)*DW : XB = (I-.5)*DW : XC = I*DW
890        IF IPT=1 OR IPT=7 OR IPT=8 THEN X=XA
900        IF IPT=2 OR IPT=6 THEN X=XB
910        IF IPT=3 OR IPT=4 OR IPT=5 THEN X=XC
920        T=(DELT*(S-Z)/S + T1)*(1-X/W)
930      PD$=PD$+" "+STR$(T)
940      REM : PRINT IPT,X,Z,T
950      NEXT IPT
960 PRINT #1, "PRO,ADD,";IEL;PD$
970 REM : PRINT "PRO,ADD,";IEL;PD$
980 NEXT I: NEXT K
990 CLOSE #1

```



```

10 REM *****
20 REM         tapered properties maker
30 REM         2-DIMENSIONAL VARIATION
40 REM *****
50 T0= 13 : REM ROOT THICKNESS(IN MM)
60 T1= 8 : REM TIP THICKNESS
70 S=530 : REM SPAN LENGTH
80 REM *****
90 W0=172.25 : REM ROOT WIDTH FOR LEADING EDGE
100 W1=103.35: REM TIP WIDTH      "
110 INPUT "OUTFILE NAME, FN$=";AA$
120 OPEN AA$ FOR OUTPUT AS #1
130 REM : NXL= NO. OF DIVISION IN X-DIRECTION FOR LEADING EDGE
140 REM : NZL= NO. OF DIVISION IN Z-DIRECTION FOR LEADING EDGE
150 NXL=3
160 NZL=8
170 NXM=3
180 NZM=NZL
190 NXT=3
200 NZT=NZL
210 REM
220 DZ= S/NZL : DELW=W0-W1 : DELT = T0-T1
230 FOR K=1 TO NZL
240   ZA = (K-1)*DZ : ZB = (K-.5)*DZ : ZC = K*DZ
250   FOR I=1 TO NXL
260     IEL=(K-1)*NXL + I
270     PD$=""
280     FOR IPT=1 TO 8
290       IF IPT<4 THEN Z=ZA
300       IF IPT=5 OR IPT=6 OR IPT=7 THEN Z=ZC
310       IF IPT=4 OR IPT=8 THEN Z=ZB
320       W= DELW*(S-Z)/S+ W1
330       DW = W/NXL
340       XA = (I-1)*DW : XB = (I-.5)*DW : XC = I*DW
350       IF IPT=1 OR IPT=7 OR IPT=8 THEN X=XA
360       IF IPT=2 OR IPT=6 THEN X=XB
370       IF IPT=3 OR IPT=4 OR IPT=5 THEN X=XC
380       T=DELT*(S-Z)*X/S/W + T1*X/W
390       PD$=PD$+", "+STR$(T)
400       REM : PRINT IPT,X,Z,T
410     NEXT IPT
420 PRINT #1, "PRO,ADD,";IEL;PD$
430 REM : PRINT "PRO,ADD,";IEL;PD$
440 NEXT I: NEXT K
450 NEL = IEL
460 REM *****
470 W0=344.5 : REM ROOT WIDTH FOR MIDDLE PANEL
480 W1=58.33 : REM TIP WIDTH      "
490 DZ= S/NZM : DELW=W0-W1 : DELT = T0-T1
500 FOR K=1 TO NZM
510   ZA = (K-1)*DZ : ZB = (K-.5)*DZ : ZC = K*DZ
520   FOR I=1 TO NXM
530     IEL=(K-1)*NXM + I + NEL
540     PD$=""
550     FOR IPT=1 TO 8
560       IF IPT<4 THEN Z=ZA
570       IF IPT=5 OR IPT=6 OR IPT=7 THEN Z=ZC
580       IF IPT=4 OR IPT=8 THEN Z=ZB
590       W= DELW*(S-Z)/S+ W1
600       DW = W/NXM
610       XA = (I-1)*DW : XB = (I-.5)*DW : XC = I*DW
620       IF IPT=1 OR IPT=7 OR IPT=8 THEN X=XA
630       IF IPT=2 OR IPT=6 THEN X=XB
640       IF IPT=3 OR IPT=4 OR IPT=5 THEN X=XC

```

## 복합재료 로켓핀의 설계기법 개발

---

1991 년 7 월 일 인쇄

1991 년 7 월 일 발행

발행소 : 한국 기계연구소

경남 창원시 상남동 66

인쇄소 : 동양정판인쇄소

경남 마산시 산호동 211-10

Tel. 41-7711

---