

중급항공기 개발사업

다목적 소형항공기 개발 연구  
(4차년)

Developmental Study of a Multi-purpose Light Aircraft  
(4th year)

연구기관

한국항공우주연구조합

과학기술처





시제 1호기



시제 2호기



## 제 출 문

### 과학기술처 장관 귀하

본 보고서를 “중급항공기 개발사업”의 세부과제인 “다목적 소형항공기 개발 연구”의 4차년도 최종보고서로 제출합니다.

1992년 12월 31일

주관연구기관 : 한국항공우주연구조합  
                  대    한    항    공  
                  삼    선    공    업  
                  한    국    화    이    바  
협동연구기관 : 한국항공우주연구소  
위탁연구기관 : 한국해사기술연구소  
연구책임자    홍            용            식

여 백



# 요 약 문

## I. 제 목

다목적 소형 항공기 개발연구

## II. 연구개발의 목적과 의의

첨단기술의 집합체로서 기술파급효과와 부가가치가 매우 높은 항공산업은 산업전반의 기술수준과 산업구조를 선진화시키는데 큰 기여를 하며 선진 7개국에 의해 주도되고 있다. 우리나라가 이들 선진국의 기술발전 흐름에 능동적으로 참여하여 선진국이 되기 위해서는 항공산업 발전이 필수적인 것으로 판단된다. 이러한 인식으로 과학기술처는 항공우주기술개발 사업등을 주요 골자로 하는 핵심 첨단기술 개발 계획을 공표하여 21세기에는 세계 10위권 기술 수준 보유국이 되겠다는 과학기술 정책을 전개하고 있다.

80년대말 우리나라의 항공기 제작능력은 국제적 인정을 받는 수준이었으나 설계에서부터 소재개발, 제작, 비행시험까지 감항성 규정에 의거한 체계적인 항공기 개발 경험은 없는 상태로서 특히, 시스템 통합·관리기술과 설계기술이 미흡하였다. 실제로 항공기를 개발함으로써만 얻어지는 이러한 기술을 위하여 여러 전문업체가 연구조합을 결성하여 다목적 소형항공기를 공동 개발하도록 추진되었다. 이 개발 연구를 통하여, 단기적으로는 시스템 통합·관리기술과 설계기술을 경제적으로 확보하여 추후의 고급기종 개발에의 디딤돌이 되게 하거나 국제공동개발사업 참여에

필요한 기술력과 관리력을 배양하며, 궁극적으로는 국내 관련 학계, 연구기관, 산업계의 분산된 개발역량과 설비를 적극 활용하는 협력체제를 구축하여 국제 경쟁력이 있는 항공기 개발 엔지니어링 체계를 실현하는 것이 본 개발연구의 목적과 의의라 하겠다.

### III. 연구개발의 내용 및 범위

대한항공, 삼성공업 및 한국 화이바 3사가 한국 항공우주연구조합을 결성하여 1988년 6월 부터 4년 동안 공동으로 수행하여 완료한 본과제는 설계, 소재개발, 제작, 비행시험, 감항증명 획득등 완벽한 항공기 개발 과정을 거치면서 항공기용 소재의 개발과 아울러 실물 크기 구조시험기 1대와 감항성을 갖는 실용적인 시제기 2대를 개발하였다.

연구수행과정에서 대한항공은 설계개발 및 인테그레이팅 업무를 담당하고, 삼성공업은 알루미늄 압출 시제품 개발 및 시험을 주관하며, 한국화이바는 꼬리날개와 엔진 카울 등에 사용될 복합재료의 개발과 그 부품의 제작과 시험을 담당하였다. 한국항공우주연구소는 기초설계자료를 검증하여 감항성 분석과 형식 증명절차를 확립하였다.

1차년도(1988~89)에는 항공기 형상설계와 소재의 개발 및 시편 시험이 이루어졌으며 2차년도(1989~90)개발사업에서는 기본설계의 완료 및 세부설계의 착수와 개발된 소재로 부품을 시제, 시험하는 것으로 구성되었다. 국책과제로 한국항공우주연구소와 공동으로 수행한 3차년도(1990~91)에서는 실물크기 구조시험기를 제작하여 한국해사기술연구소에서 전기 구조강도시험을 실시하여 항공기의 구조적 안전성을 확인하였다. 또한 비행시험용 시제 1 호기가 제작되었다.



사업 최종년도인 4차년도(1991~92)에서는 시제 1호기의 제작과 비행시험 결과를 재설계에 반영하여 시제 2호기가 제작되었다. 교통부에 개발 항공기 운항의 안전성 인증 확보를 위한 형식증명을 신청하였고, 상공부에 생산품의 성능 및 품질 검사를 신청하여 항공법에 따라 전과정을 수행하였다.

#### IV. 연구개발 결과 및 활용에 대한 건의

지난 4년동안 개념설계, 기본설계, 세부설계 및 치공구 설계, 개발시험, 제작, 지상 및 비행시험 등의 과정을 통하여 서울-제주간의 왕복거리를 5시간 이내로 비행할 수 있고 감항성이 인정된 5인승 200마력 피스톤 엔진 소형 항공기(창공-91)가 개발되었다.

이 과정동안, 형상정의와 세부설계에 CAD용 소프트웨어 CATIA를 사용하여 1,200여장의 제작도면이 출도되었으며, 구조해석에는 NASTRAN과 NISA II 프로그램이 이용되었다. 인하대학교와 서울대학교에서 각기 풍동실험과 VSAERO 코드를 사용한 유체해석으로 설계결과의 신빙성을 확인하였고, 학계의 연구 자문위원회를 통하여 설계의 안전성을 검토 받았다. 또한, 주요 연구개발 결과는 분야별로 해외전문기관으로부터 평가 받음으로써 공인성을 갖도록 하였다. 항공기 외형과 내부공간의 효율적인 설계를 위하여 class II 급 실물크기 cabin 모캡이 제작 활용되었으며, test stand가 제작되어 추진계통과 계기계통의 기능시험이 수행되었다.

항공기용 알루미늄 압출소재(2024와 7075)와 복합소재(G-FRP와 C-FRP)의 개발사양을 확정하여 시편과 부품제작을 통하여 재질특성을 시험하였다. 동체와 주 날개의 보강재와 스파용으로 17종의 알루미늄 압출 시제품이 개발되고 꼬리날개,

엔진 카울 및 전후방 출입문 등 13종의 부분품이 탄소섬유와 유리섬유 복합소재로 개발되었다.

항공기는 대한항공에서 제작하였으며 구조적 안전성을 확인하기 위한 전기 구조강도 시험과 날개 피로 시험은 한국해사기술연구소에서 담당하여 좋은 결과를 얻었다.

한국항공대학에서 시제기 2대를 비행시험한 결과 선진국 경항공기와 비교하여 전혀 손색이 없는 우수한 성능과 안전성을 확인 하였으며, 한국항공우주연구소의 지원으로 항공법에 의거한 정부부처의 형식승인과 성능 및 품질 검사를 진행하여 이에 필요한 제반 문서와 기술자료를 작성하였다.

이러한 개발사업이 계획대로 성공적으로 완료될 수 있도록 개발비를 적극 지원하신 과학기술처에 큰 감사를 드리며 교통부와 상공부의 협조에도 사의를 표하는 바이다. 연구개발의 진정한 성과는 연구결과를 상품으로 성공하였을 때 얻어지므로 앞으로 창공-91의 성능과 경제성을 더욱 개선하여 국내외 판매에 성공하도록 계속 노력할 것이다.



# SUMMARY

## I. Title

Developmental Study of a Multi-purpose Light Aircraft

## II. Objective and Significance of the Program

Since the capability to develop an aircraft requires high technology and national support of the entire industry, only seven of the advanced countries acquire it. In order for our economy to grow in quality, our industry has to lay emphasis on high value added industries such as the aerospace industry which derives advancement of other industries and support of the government.

In this regard, the Ministry of Science and Technology announced on August 1989 a national development policy of leading edge technologies in 10 major program areas which include the aerospace technology development. The objective of the announced policy was to thrust Korea into one of the world's 10 most technologically advanced nations by the year 2000.

Remarkable progress in aircraft manufacturing technology has been achieved through incountry production of Hughes-500 helicopters and F-5 fighters at Korean Air, however no attempt has been made in any governmental or industrial sectors, on the design, development, and flight testing of aircraft

confirming to the airworthiness standards and other required regulations. In particular, system integration, management, and design technologies are considered to be our weakest areas.

These technologies can only be obtained by actually going through the development of an aircraft. Furthermore, the organizational aspect of the engineering system and the type of aircraft to be developed play a major role in determining the economical and technical risks as well as the level of required technology. When looking at viewing Korea's technological level and the economy as well as the utilization of aircraft in Korea, the most sensible and effective approach is believed to be by organizing an industrial association in developing a multi-purpose light aircraft. By going through the entire process of aircraft development step by step, the system integration, management, and design technologies could be acquired in a relatively short time frame. This would enable us to proceed to a more advanced aircraft development and also participate in the international codevelopment programs. The long range goal of the present development program is to acquire an internationally competitive aircraft development engineering system. The available technical resources and facilities located in academic and research institutions as well as in industries have been fully utilized under the present program.

### **III. Program Content and Scope**

This program, which was started in June of 1988 under KIAFAR(Korean



Industrial Association For Aerospace Research), finished its 4 year project during the development period of raw materials and production of a life size model of the aircraft for structural testing and two airworthy prototype (Chang Gong-91 A1, A2) aircrafts for flight testing were realized following the formal procedure of design, materials development, construction, flight tests, and acquisition of airworthiness certificate.

In the first year(1988~89) of the program, configuration design, materials development and its specimen testing were conducted. The second year(1989~90) development program involved completion of the preliminary design of the final configuration. Detail design of the aircraft and parts manufacturing using the developed raw materials were also initiated during the second year program. The program was upgraded to a national project at the beginning of the third year(1990~91) and KARI(Korea Aerospace Research Institute) joined the program as a co-developer. A life size structural testing model aircraft was constructed in that year and conducted its structural test as well as the system functional test by the early of fourth year.

This confirms the structural safety of this aircraft. Also the first flight model prototype aircraft (A1) was constructed by the beginning of the fourth year and performed its flight test for more than 50 hours until the second flight model prototype aircraft was built. During the fourth year (1991~1992) of the program, the second flight model prototype aircraft was constructed with the reflection of design changes which were considered through the flight test of the first one. With the completion of this second prototype, it went through

the performance and quality inspection by KARI, (an authorized government inspector) which proved superiority of production quality.

It also applied for the type-certificate, which guarantees the airworthiness of the developed aircraft, to the Ministry of Transportation. In this project Korean Air was responsible for the design development, and system integration of Chang Gong-91. Development and testing of aluminum extrusion prototype parts were carried out by Sam Sun Industries. Hankook Fiber's share included development and testing of composite material structures for the empennage and engine cowling. KARI reviewed the basic design materials and analyzed the airworthiness. Establishment of type-certificate acquisition procedure was also pursued at KARI.

#### **IV. Results and Recommendations**

As a result of four years effort in conceptual design, preliminary and detail designs, and tooling and jig designs a 5-seater 200 hp piston engine light aircraft (Chang Gong-91) which can fly non-stop round trip between Seoul and Cheju in less than 5 hours has been developed. A life size structural testing model aircraft rolled out Korean Air's Kimhae plant and performed various structural testing stages at Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering. Construction and the flight tests of the two flight test prototype aircraft fulfilled the goal of this program.

During the process of both configuration definition and manufacturing, detail



design over 1,200 manufacturing drawings were produced using CATIA(a CAD code developed by Marcel Dassault-Breguet) software. NASTRAN and NISA II program were used for the structural analysis. At each critical stages of the design and development, technical review and consultation by overseas expertises were fully utilized so as to enhance the design. The accuracy of the design results was verified in numerical analysis using VSAERO code(Seoul University) and wind tunnel testing(INHA University) along with the review of related professors. In order for an effective aircraft outer configuration and cabin interior designs, a real-size class II cabin mock-up was made. A test stand for the purpose of functional test of propulsion system and gauges was also constructed.

Materials characteristics of the developed aluminum extrusion materials for aircraft(2024, 7075) and the composite materials(G-FRP, C-FRP) were tested through manufacturing the test specimen and the real parts in accordance with the pre-set development specifications. Supporting structures and spars for the fuselage and the wing consisting of 17 kinds of aluminum extrusion prototype parts were developed. Both carbon-fiber and glass-fiber composite material parts totaling 13 kinds were also developed for the empennage, engine cowling, and doors.

The aircrafts were constructed at the Korean Air's Kimhae plant. The structural strength test and the fatigue test of a main spar which were performed at the Korea Research Institute of ships and Ocean Engineering showed satisfactory result.

The flight test of the two prototype aircrafts indicated that the Chang Gong-91 had better performance and safety features in some aspects comparing to other foreign light aircrafts. Along with the help of KARI, all the necessary steps were taken for the performance and quality inspection and the type-certificate according to the law and the related technical documents were prepared.

It is appreciated that the sincere support of Ministry of Science and Technology as well as the cooperation of Ministry of Transportation and Ministry of Commerce and Industry lead this project to success.

As the fruit of developmental study can be obtained only when its result is converted to a successful product, continuous effort will be made to improve the performance and the economical quality of Chang Gong-91.

# CONTENTS

Chapter 1. Program Overview	33
Section 1. Significance of the Program	35
Section 2. Scope of the Program	39
Section 3. Developmental Approaches	41
Chapter 2. Design and Development	47
Section 1. Detail Design .....	49
1. Configuration	49
2. Aerodynamics	53
3. Structures	57
4. Systems .....	75
5. Powerplant .....	142
Section 2. Structural Analysis .....	149
1. Stress Analysis of Aircraft .....	151
2. Detailed Stress Analysis of Main Spar .....	155
3. Wing and Carrythrough Beam Analysis .....	166
4. Empennage Analysis .....	169
5. Engine Mount Analysis .....	171
6. Dynamic Analysis .....	171
7. Aeroelastic Analysis .....	172



Chapter 3. Tests .....	175
Section 1. Structural Test .....	177
1. Test Objectives .....	177
2. Test Items .....	177
3. Loading and Data Acquisition Systems .....	181
4. Static Stiffness and Stress Measurement of Wing .....	188
5. Static Stiffness and Stress Measurement of Fuselage .....	198
6. Static Stiffness and Strain Measurement of Empennage .....	200
7. Natural Frequencies of Wing and Tail .....	203
8. Functional Test of Control Surfaces .....	205
9. Flight Measurement of Structural Loads .....	206
10. Fatigue Test of Main Components .....	209
Section 2. System Function Tests .....	211
1. Powerplant system .....	211
2. Electrical, Electronics, and Instrument Systems .....	212
Section 3. Weight and Balance .....	212
1. General .....	212
2. Airplane Weighing Procedure .....	212
3. Weight and Balance Results .....	218
4. Weight and Balance Determination for Flight .....	218

Section 4. Flight Tests .....	221
1. Overview .....	221
2. Test Items .....	221
3. Flight Test Process and Methods .....	223
Chapter 4. Prototype Construction .....	235
Section 1. Aluminum Extrusion Parts Developments .....	237
1. Introduction.....	237
2. Prototype Manufacturing .....	238
3. Material Property Test .....	251
4. Test Results and Discussion .....	259
Section 2. Composite Materials Developments .....	270
1. Overview .....	270
2. Parts Manufacturing .....	270
3. Quality Assurance .....	282
Section 3. Manufacturing and Assembly .....	282
1. Overview .....	282
2. Tools Manufacturing .....	283
3. Parts Manufacturing .....	285
4. Assembly .....	290
5. Inspections and Quality Assurances .....	299

Chapter 5. Certificates and Inspections .....	301
Section 1. Overview .....	303
Section 2. Type Certificates .....	304
1. Objectives .....	304
2. Procedure .....	305
3. Inspection Articles .....	306
4. Inspection Documentations .....	307
Section 3. Performance and Quality Inspections .....	308
1. Objectives .....	308
2. Procedure .....	308
3. Inspection Articles .....	309
4. Submittary Documentations .....	310
 Chapter 6. Technical Description of Chang Gong-91 .....	 313
 Chapter 7. Achievements and Prospects .....	 329
Section 1. Achievements .....	331
Section 2. Prospects .....	335
 References .....	 337
 Appendices .....	 349



# 목 차

제 1 장	사업개요	33
제 1 절	사업배경과 목표	35
제 2 절	사업 내용	39
제 3 절	추진 방법	41
제 2 장	설계개발	47
제 1 절	세부설계	49
1.	형 상	49
2.	공 력	53
3.	구 조	57
4.	시스템	75
5.	동력장치	142
제 2 절	구조해석	149
1.	전기 응력 해석	151
2.	주스파 상세응력 해석	155
3.	날개및 관통보 해석	166
4.	꼬리날개 해석	169
5.	엔진마운트 해석	171

6. 동특성 해석 .....	171
7. 공탄성 해석 .....	172
제3장 시험 .....	175
제1절 전기 구조시험 .....	177
1. 목적 .....	177
2. 시험 항목 .....	177
3. 하중부가장치 및 자료획득장치 .....	181
4. 날개 정적 강도 및 응력분석 .....	188
5. 동체 정적 강도 및 응력분석 .....	198
6. 꼬리날개 정적 강도 및 변형도 측정 .....	200
7. 고유진동수 .....	203
8. 기능시험 .....	205
9. 비행 하중 측정 .....	206
10. 피로 시험 .....	209
제2절 시스템 기능시험 .....	211
1. 동력장치 계통 .....	211
2. 전기, 전자 및 계기계통 .....	212
제3절 중량과 균형 .....	212
1. 일 반 .....	212
2. 중량 측정 절차 .....	212
3. 중량 및 중심위치 측정 결과 .....	218

4. 비행시의 중량 및 균형 .....	218
제 4 절 비행시험 .....	221
1. 개 요 .....	221
2. 비행시험 실시 항목 .....	221
3. 비행시험 절차 및 방법 .....	223
제 4 장 시제기 제작 .....	235
제 1 절 항공기용 압출재 개발 .....	237
1. 서 론 .....	237
2. 시제품 제작 .....	238
3. 시제품 재질특성시험 .....	251
4. 시험결과 및 고찰 .....	259
제 2 절 복합소재 부품개발 .....	270
1. 개 요 .....	270
2. 복합소재 부품제작 .....	270
3. 품질인증 .....	282
제 3 절 제작 및 조립 .....	282
1. 개 요 .....	282
2. Tool 제작 .....	283
3. 부품제작 .....	285
4. 조 립 .....	290
5. 품질검사 및 보증 .....	299



제5장 항공기 증명과 검사 .....	301
제1절 개요 .....	303
제2절 형식증명 .....	304
1. 목적 .....	304
2. 처리절차 .....	305
3. 검사내용 .....	306
4. 검사를 위한 제출문서 .....	307
제3절 성능 및 품질검사 .....	308
1. 목적 .....	308
2. 처리절차 .....	308
3. 검사내용 .....	309
4. 제출서류 .....	310
제6장 창공-91 제원 .....	313
제7장 개발성과 및 전망 .....	329
제1절 개발성과 .....	331
제2절 전망 .....	335
참고문헌 .....	337
부    록 .....	349

## 표 목 차

표 1- 1	연도별 연구개발 내용 .....	41
표 1- 2	개발 업무 분담 .....	43
표 1- 3	조합 3사 및 지원기관의 개발참여 항목 .....	44
표 2- 1	창공-91 형상개발 과정 .....	51
표 2- 2	창공-91 형상 주요 제원 .....	65
표 2- 3	자중 구성 .....	67
표 2- 4	중량형상별 관성 모멘트 .....	68
표 2- 5	V-n 선도 데이터 .....	69
표 2- 6	하중해석 조건 .....	72
표 2- 7	비행 하중조건 기호 규정	73
표 2- 8	지상 하중조건 기호 규정 .....	73
표 2- 9	구조설계 하중조건 요약 .....	79
표 2-10	날개 주요구조 사용 소재 .....	82
표 2-11	날개 스펜방향 강성(n=-1) .....	100
표 2-12	날개 스펜방향 강성(n=1) .....	101
표 2-13	FAR Part 23의 관련규정 .....	129
표 2-14	Goodyear-Main Wheels and Brakes(All Type-III Wheels) ...	134
표 2-15	비행조건별 요구계기 .....	135
표 2-16	비행 및 항법계기와 장비.....	140

표 2-17	엔진관련 계기	141
표 2-18	전자장비 및 안테나	141
표 2-19	구조 부위별 요소	152
표 2-20	주구조를 제외한 각 부위 중량자료	154
표 3- 1	날개의 스파 인장 및 압축 응력표	191
표 3- 2	날개의 스트링거 인장 및 압축 응력표	196
표 3- 3	고유진동수 비교표	204
표 3- 4	지상 런업시의 측정 항목	212
표 3- 5	계기 기능 시험항목 및 시험장비	213
표 3- 6	전자 장비 계통 점검 항목 및 장비	214
표 3- 7	엔진 런업 점검항목	214
표 3- 8	테스트 붐 시스템 오차	225
표 3- 9	ISA 조건에서의 성능(W = 2700 lb)	233
표 4- 1	개발 시제품(17종)	239
표 4- 2	합금별 균질처리 조건	243
표 4- 3	용체화 처리시 492°C에서의 유지시간	245
표 4- 4	시험항목 및 적용규격	252
표 4- 5	박리부식 시험액의 조성	258
표 4- 6	응력부식 시험 조건	259
표 4- 7	화학 성분 분석결과	260
표 4- 8	경도 및 전기전도도 시험결과	261

표 4- 9	상온 인장 시험결과	262
표 4-10	고온 인장 시험결과	263
표 4-11	노치 인장 시험결과	264
표 4-12	압축 시험결과	264
표 4-13	전단 시험결과	264
표 4-14	베어링 시험결과	265
표 4-15	충격 시험결과	265
표 4-16	파괴 인성 시험결과	266
표 4-17	피로 시험결과	266
표 4-18	창공-91 복합소재 부품내역	271
표 4-19	공정별 적용 기준	274
표 4-20	Sub-ass'y별 부품 가공 유형 및 수량	292
표 5- 1	창공-91 주요검사 내용	304



여 백

## 그 림 목 차

그림 1- 1	창공-91 개발과정 .....	40
그림 1- 2	개발 자금내역 .....	38
그림 2- 1	CONF- II 삼면도 .....	52
그림 2- 2	공력설계 과정 .....	54
그림 2- 3	구조설계 계통도 .....	60
그림 2- 4	창공-91 sub assembly .....	61
그림 2- 5	하중해석의 전개 과정 .....	62
그림 2- 6	V-n 선도(W = 2,110 lbs) .....	70
그림 2- 7	V-n 선도(W = 2,700 lbs) .....	70
그림 2- 8	항공기 각 축의 부호규정 .....	71
그림 2- 9	기동 평형 상태 .....	74
그림 2-10	날개좌표축과 날개하중 .....	81
그림 2-11	날개 구조 배치도(평면도) .....	82
그림 2-12	날개 구조 배치도(단면도) .....	83
그림 2-13	날개/동체 결합부위 스파 단면도 .....	86
그림 2-14	날개 토오크 박스(WS 6) .....	88
그림 2-15	전후방 스파웹 및 경계조건 .....	88
그림 2-16	리브에 작용하는 외력(WS 138, C = 51.1 inch) .....	89
그림 2-17	연료탱크부 리브 자유물체도(WS 71) .....	92

그림 2-18	연료탱크 채널	96
그림 2-19	날개 설계 유통도	98
그림 2-20	전산 프로그램 WINGLOD의 기능 및 구성	99
그림 2-21	날개 구조 부재의 Effectivity	102
그림 2-22	플랩 구조 설계도	104
그림 2-23	에일러론 구조 설계도	104
그림 2-24	동체구조 배치도	106
그림 2-25	수평꼬리날개 구조 설계도	113
그림 2-26	수직꼬리날개 구조 배치도	118
그림 2-27	조종석 배치도	120
그림 2-28	수평꼬리날개 구동 시스템	121
그림 2-29	러더 구동 시스템	123
그림 2-30	에일러론 구동 시스템	124
그림 2-31	플랩 구동 시스템	126
그림 2-32	Center of gravity geometry	128
그림 2-33	Brake sizing	133
그림 2-34	전기 계통도	137
그림 2-35	창공-91 계기판	139
그림 2-36	항법/통신 장비 계통도	142
그림 2-37	연료 계통도	143
그림 2-38	냉각 계통	146
그림 2-39	난방/서리제거 계통도	147
그림 2-40	환기 계통도	148

그림 2-41	엔진/프로펠러 계통의 조절 손잡이의 형상과 색깔 .....	149
그림 2-42	유한요소 해석 절차도 .....	159
그림 2-43	고전적 보이론과 유한요소해석에 의한 응력비교 .....	165
그림 2-44	주스파/관통보 체결 형상 .....	167
그림 3- 1	전기 구조시험 시스템 .....	181
그림 3- 2	PC02U 조건의 날개 Whiffle Tree 구성 .....	184
그림 3- 3	PC02U 조건의 꼬리날개 Whiffle Tree 구성 .....	184
그림 3- 4	(a) PC02U 조건의 동체 Whiffle Tree 구성 .....	185
그림 3- 4	(b) LV01U 조건의 동체 Whiffle Tree 구성 .....	185
그림 3- 5	날개 상부의 구조와 스트레인 게이지 위치 .....	189
그림 3- 6	날개 하부의 구조와 스트레인 게이지 위치 .....	190
그림 3- 7	하중 대 주스파 상부응력 선형성 .....	192
그림 3- 8	하중 대 주스파 상부응력 선형성 .....	193
그림 3- 9	날개 상부 스파응력 분포 .....	195
그림 3-10	날개 하부 스파응력 분포 .....	195
그림 3-11	제한 하중시 하부동체(외부) 응력 .....	199
그림 3-12	꼬리날개 상·하부에 부착된 스트레인 게이지 위치 .....	201
그림 3-13	스팬 방향 변형도 분포 .....	202
그림 3-14	꼬리날개 변형도 선형성 .....	202
그림 3-15	기능시험 분포하중 Whiffle Tree 구성 .....	205
그림 3-16	비행 임무도 .....	208
그림 3-17	이륙시 날개 스파의 뿌리 부근(W.S. 16")의 변형도 .....	209



그림 3-18	중량 및 무게 중심 범위 .....	220
그림 3-19	창공-91 중량 및 중심 위치 .....	224
그림 3-20	창공-91 비행시험용 뿔형 회전 피토 .....	225
그림 3-21	Testboom 속도계 보정 도표 .....	225
그림 3-22	속도에 대한 고도계 보정 도표 .....	226
그림 3-23	실속 속도 결정 곡선( $F_8 = 0^\circ$ , $W = 2480 \text{ lb}$ ) .....	227
그림 3-24	툽니형 상승곡선 .....	228
그림 3-25	상승률 곡선 .....	228
그림 3-26	정적 종안정 조종력 및 자유귀환 조종력 .....	231
그림 3-27	수평꼬리날개 조종력 .....	232
그림 4- 1	시제품 생산 공정도 .....	240
그림 4- 2	7075-0 열처리 조건 .....	246
그림 4- 3	7075-T73 열처리 조건 .....	246
그림 4- 4	인장시편 .....	256
그림 4- 5	노치인장시편 .....	256
그림 4- 6	압축시편 .....	256
그림 4- 7	전단시편 .....	256
그림 4- 8	Bearing 시편 .....	257
그림 4- 9	충격시편 .....	257
그림 4-10	파괴 인성시편 .....	257
그림 4-11	피로시편 .....	257
그림 4-12	응력 부식시편 .....	258

그림 4-13	피로시험(S-N곡선)결과	267
그림 4-14	창공-91 복합소재 적용부분	272
그림 4-15	세부 부품 제작 공정	273
그림 4-16	조립 공정도	273
그림 4-17	창공-91 A2 제작용 도면 및 작업지시서 흐름도	287
그림 4-18	결합 처리 절차 흐름도	300
그림 5- 1	형식증명 절차	305
그림 5- 2	성능 및 품질검사 절차	309

## 사 진 목 차

사진 2- 1	전기 응력 상태 분포(1G) .....	150
사진 2- 2	전기 응력 상태 분포(5G) .....	155
사진 2- 3	창공-91 주스파 상세 모델링 .....	158
사진 2- 4	상부 표면의 평균 응력분포 .....	161
사진 2- 5	하부 표면의 평균 응력분포 .....	161
사진 2- 6	첫번째 볼트 구멍 주위의 평균 응력분포 .....	162
사진 2- 7	x방향 응력( $\sigma_x$ )분포 .....	162
사진 2- 8	y방향 응력( $\sigma_y$ )분포 .....	163
사진 2- 9	주스파 웹의 전단 응력분포 .....	163
사진 3- 1	전기구조시험 .....	182
사진 3- 2	날개하부 스트레인 게이지 .....	182
사진 3- 3	꼬리날개 응력 시험 .....	201
사진 3- 4	기내에 탑재된 자료 획득 장치 .....	207
사진 3- 5	주스파 피로시험 모델 .....	210
사진 4- 1	주 조 .....	241
사진 4- 2	균질로 .....	241
사진 4- 3	압출기 .....	242
사진 4- 4	용체화 처리로 .....	242

사진 4- 5	2024 공정별 조직	247
사진 4- 6	7075 공정별 조직	248
사진 4- 7	2024-T3511 미세 조직	249
사진 4- 8	7075-T73 미세 조직	250
사진 4- 9	시제품(17종)	251
사진 4-10	박리시편	268
사진 4-11	수평꼬리날개 조립지그	275
사진 4-12	수평꼬리날개 조립체	275
사진 4-13	수직꼬리날개 조립지그	276
사진 4-14	수직꼬리날개 리브	276
사진 4-15	수직꼬리날개 조립체	277
사진 4-16	상부 엔진 카울	278
사진 4-17	하부 엔진 카울	278
사진 4-18	출입문 접착 지그	279
사진 4-19	출입문 접착상태	279
사진 4-20	날개끝 페어링	280
사진 4-21	도살 편	281
사진 4-22	착륙장치 페어링	281
사진 4-23	붙임각 조정을 위해 수정된 날개 조립 지그	285
사진 4-24	Brake forming 중인 부품	288
사진 4-25	기계 가공 공정중인 부품	289
사진 4-26	엔진 마운트 조립 지그 위에서 용접 대기중인 마운트 프레임	289

사진 4-27	날개 주 구조물의 조립 .....	291
사진 4-28	최종 조립 지그에서 조립된 동체 .....	292
사진 4-29	날개와 동체의 조립 .....	293
사진 4-30	최종 조립 광경 .....	293
사진 4-31	방화벽 앞의 동력장치 계통 .....	295
사진 4-32	계기판의 와이어 하니스 .....	298



## 제 1 장 사업개요

제 1 절 사업배경과 목표

제 2 절 사업내용

제 3 절 추진방법

여 백

# 제 1 장 사업개요

## 제 1 절 사업배경과 목표

세계 각국은 경제발전 및 국제 경쟁력의 관건이 기술혁신에 달려 있다는 인식아래 첨단기술 개발에 집중적인 연구와 투자를 계속하고 있다. 특히, 선진국들은 단독 혹은 국제협력으로 새로운 항공우주 산업을 창출하고 있다. 전형적인 연구개발형 종합산업으로서 부가가치가 매우 높은 항공우주 산업은 모든 기술분야에 막대한 활력소와 기술 파급효과를 제공하여 산업 전반의 기술수준과 산업구조를 선진화 시키는데 지대한 기여를 하고 있으며 선진국과 개발도상국 사이의 기술 격차를 심화시키게 하는 요인을 만들고 있다. 우리나라와 같은 신흥공업국이 선진국으로 진입하며 또한 국제사회에서 기술적인 고립을 탈피하고 세계 기술 발전의 흐름에 참여하여 능동적으로 대처하기 위해서도 항공산업은 꼭 추구해야 할 분야로 인식되고 있다. 이에 우리나라도 1987년 10월 국회에서 항공우주 산업개발 촉진법을 통과 시키며 과학기술처는 1989년 8월 항공우주 기술개발사업등의 10대 중점 사업을 골자로 하는 핵심첨단 기술개발 계획을 공표하며 정부출연 한국항공우주연구소를 설립하여 2000년대에는 항공우주연구분야에서 세계 10위권의 기술수준 보유국이 되겠다는 과학기술정책을 전개하고 있다.

현재 우리나라의 항공산업은, 군·민용 헬기 및 전투기 생산과 대형 여객기 부품 하청 생산을 거쳐, 항공기 및 동 부품의 개발 생산 단계에 이르고 있다. 제작능력은 항공선진국의 품질 요구사항을 충분히 만족하는 수준에 도달되었으며 소재부문에서는 방산용 고력 알루미늄 압출재와 복합소재가 개발생산되어 항공기용으로서의 품질 고도화 작업이 진행중이다. 반면에, 항공기 설계와 시제기 개발은 학계, 연구소

및 산업체 등에서 부분적으로 진행되어 왔으나 체계적인 개발이기 보다는 연구의 범위를 벗어나지 못하였다(참고문헌 [74, 75, 76, 77, 78, 102]).

항공기는 종합기술의 집합체로서 이의 개발은 일개 기업체의 능력과 노력만으로는 한계가 있으며 각종 전문 기술분야로부터의 막대한 정보와 체계적으로 연결된 분담협력 체제가 요구된다. 계획된 기간동안에 한정된 예산으로 각종 기술이 조화를 이루며 고도의 안전성과 경제성을 갖는 항공기를 개발하기 위하여는 공학적인 정보를 제공하는 원천 요소 기술과 설계/제작기술 뿐만 아니라 이들을 통합 조정 관리하는 기술도 필수적으로 확보되어야 한다. 또한, 높은 안전성이 요구되므로 항공기의 개발은 설계에서 소재개발, 제작 및 비행시험에 이르기까지 엄격한 감항성 규정과 절차에 의거하여 실행되어야 한다. 특정한 국가의 감항성 규정에 의하여 개발된 항공기가 국제적으로 상품화되거나 운용되기 위하여는 국가간의 감항성 상호 인정 협정(BAA : Bilateral Airworthiness Agreement)이 이루어져야 한다. 이는 국제 협력과 국제 경쟁력을 갖기 위해서는 설계 개발 엔지니어링 기술의 자립과 소재 및 주요부품의 국산화가 요체이며 이를 상품화와 국제적 공급을 확대하기 위해서는 BAA 체결이 우선되어야 함을 뜻한다.

항공 선진국과 BAA 체결을 이루지 못하고 있는 우리나라는 아직까지 설계에서부터 비행시험까지 감항성 규정에 의하여 항공기를 개발한 경험이 없는 상태로서, 특히 미흡한 기술분야는 시스템 통합 관리기술과 설계기술이라 하겠다. 이러한 기술과 BAA 체결을 겨냥한 개발 경험을 확보하기 위해서는, 이러한 기술들이 효과적으로 전개될 수 있는 개발사업이 창출되고 감항기구와 전문 산업체등의 협력체제가 구축되어야 한다. 그러나, 실제로 항공기를 개발함에 있어서 개발체제와 개발방법 및 개발 대상기종에 따라 필요한 기술과 경제적, 기술적 실패 위험도에 큰 차이가 있게 된다. 우리의 기술 수준과 경제력 및 지리적 환경과 항공기의 활용성을 고려할

때 여러 전문업체가 조합을 결성하여 다목적 소형 항공기를 공동개발하는 것이 효율적인 것으로 판단되었다. 이를 구체화하기 위하여 1987년 4월에 (주)대한항공과 삼선공업(주) 및 (주)한국 화이바에 의하여 한국항공우주연구조합이 발족되며 1988년 6월부터 과학기술처 특정 연구 개발 사업으로 다목적 소형 항공기(창공-91) 개발연구가 시작되었다. 그후 협동개발 체제와 기술 파급효과를 확대하기 위하여 한국항공우주연구소가 주관하는 중급 항공기 개발사업이라는 과학기술처 국책 연구과제에 포함되어 계속되었다.

한국항공우주연구조합의 주관과 한국항공우주연구소의 협동아래, 대한항공, 삼선공업, 한국화이바 3사의 공동개발 형식으로 추진된 본 개발사업의 다섯가지 장기목표를 요약하면 다음과 같다.

첫 째, 실용적 다목적 경항공기 개발

- 설계기술과 엔지니어링 및 시스템 통합관리기술 확보

둘 째, 기술력 집결로 국제 경쟁력 있는 항공기 개발 협력 체제구축

- 산·학·연 연계와 산업구조 선진화

세 째, 고부가가치성 항공기용 소재(알루미늄과 복합소재)의 국산화 및 국산 소재의 신뢰성 제고

- 첨단소재 개발

네 째, 항공기 형식승인과 감항성 인증 절차 확립 및 BAA 체결 교두보 마련

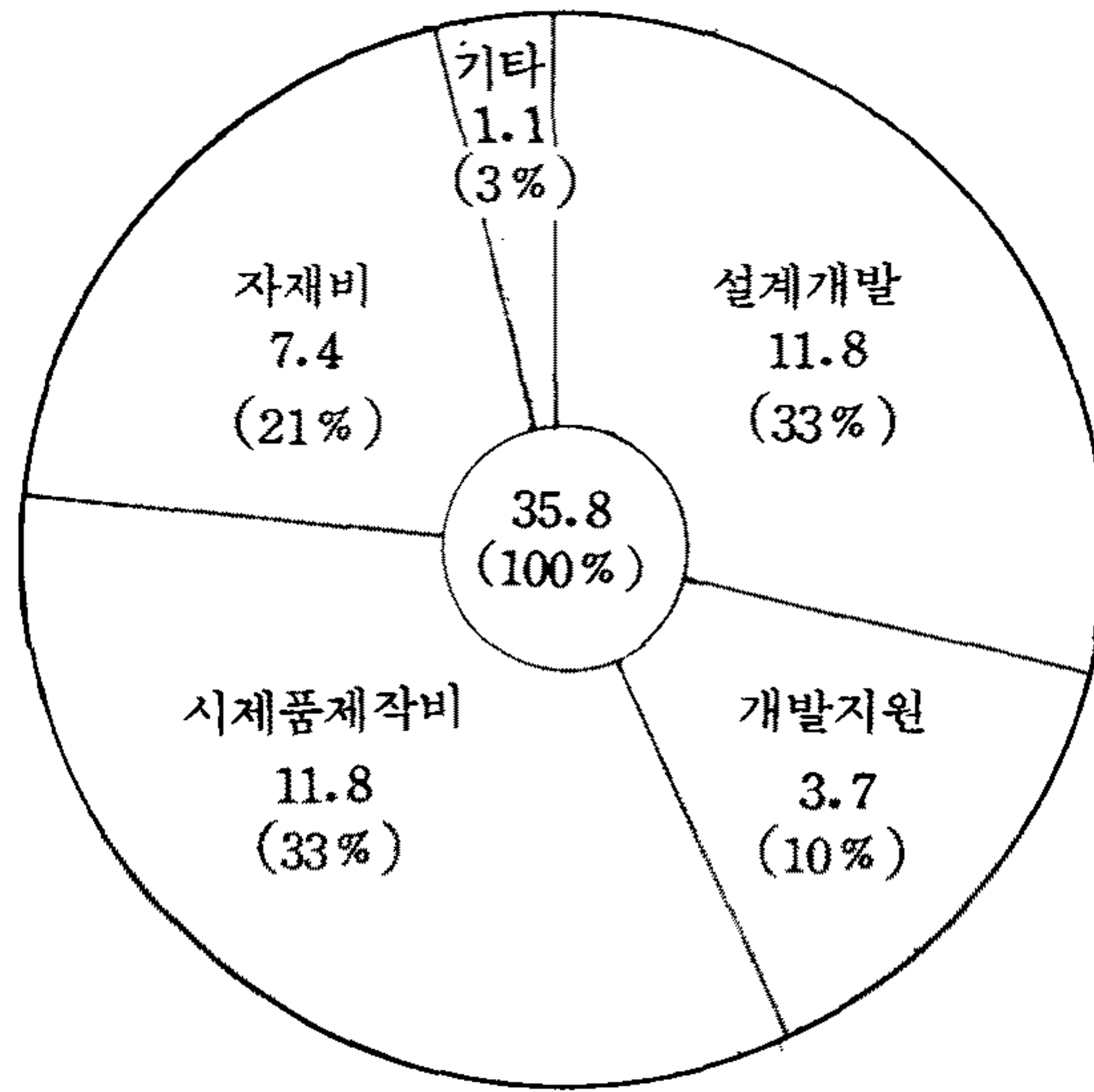
- 품질 인증 체계 국제화

다섯째, 차기 대형 개발사업 전개를 위한 개발능력 완비

- 선진항공사 개발사업 참여



단위 : 억원



설 계 개 발	개 발 지 원	시제품 제작비	자재비	기 타
<ul style="list-style-type: none"> <li>• 인 건 비</li> <li>• 전산처리비</li> <li>• 여 비</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 연구기자재 구입</li> <li>• 전문가 초청 및 해외 훈련비</li> <li>• 위탁연구 개발비</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 항공기 부품제작 및 조립</li> <li>• 치공구 제작</li> <li>• 알루미늄 압출재 제작</li> <li>• 복합소재 부품제작</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 시약 및 재료비</li> <li>엔진, 프로펠러, 전기/전자 보기, 각 시스템 부품,</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 유인물비</li> <li>• 기술정보 활동비</li> <li>• 제잡비</li> </ul>

그림 1-2 개발 자금내역

## 제 2 절 사업내용

다목적 소형 항공기 시제개발 사업은 1988년 6월부터 4년간 수행되는 과제로서, 교통부 항공법 부속서와 미연방항공규정 FAR(Federal Aviation Regulations) Part 23을 만족하는 5인승 피스톤 엔진 경항공기를 개발하는 것이다. 항공기에 사용되는 소재와 아울러 실물크기 구조시험기 1대와 실용적인 시제기 2대를 개발하여 1993년에 교통부의 형식승인 및 감항증명을 받는 것을 목표로 하는데 개발과정과 연도별 주요 개발내용은 각기 그림 1-1과 표 1-1에 표시된 바와 같다.

과학기술처 민간주도 특정연구사업으로 시작된 1차년도(1988~89)에는 형상개발 및 풍동실험과 항공기용 소재개발 및 시편시험이 이루어졌다. 2차년도(1989~90)에는 정부지정 특정연구사업으로 바뀌어 수행되었는데, 최종형상에 대한 구조 및 시스템의 기본설계가 완료되고 제작을 위한 세부설계가 착수되며 새롭게 개발된 소재로 부품을 시제하여 시험하였다. 3차년도(1990~91)에는 국책과제인 중급항공기 개발사업의 세부과제로서 세부설계의 완료 및 실물크기 구조시험기와 비행시험을 위한 시제 1호기가 제작되었다. 4차년도(1991~92)에는 시제 1호기의 비행시험이 이루어지며 이 결과를 이용하여 개량된 시제 2호기를 제작한 후 비행시험을 완료하여 교통부의 형식승인 및 감항증명을 획득하는 것으로 본 시제개발사업이 종료된다. 비록, 이 시제기는 신기술 습득과 활용을 주 목적으로 하는 연구용으로 개발되지만, 추후 양산형 개발과정을 거쳐 시장성이 있는 양산기로 쉽게 전환되도록 설계되었다.

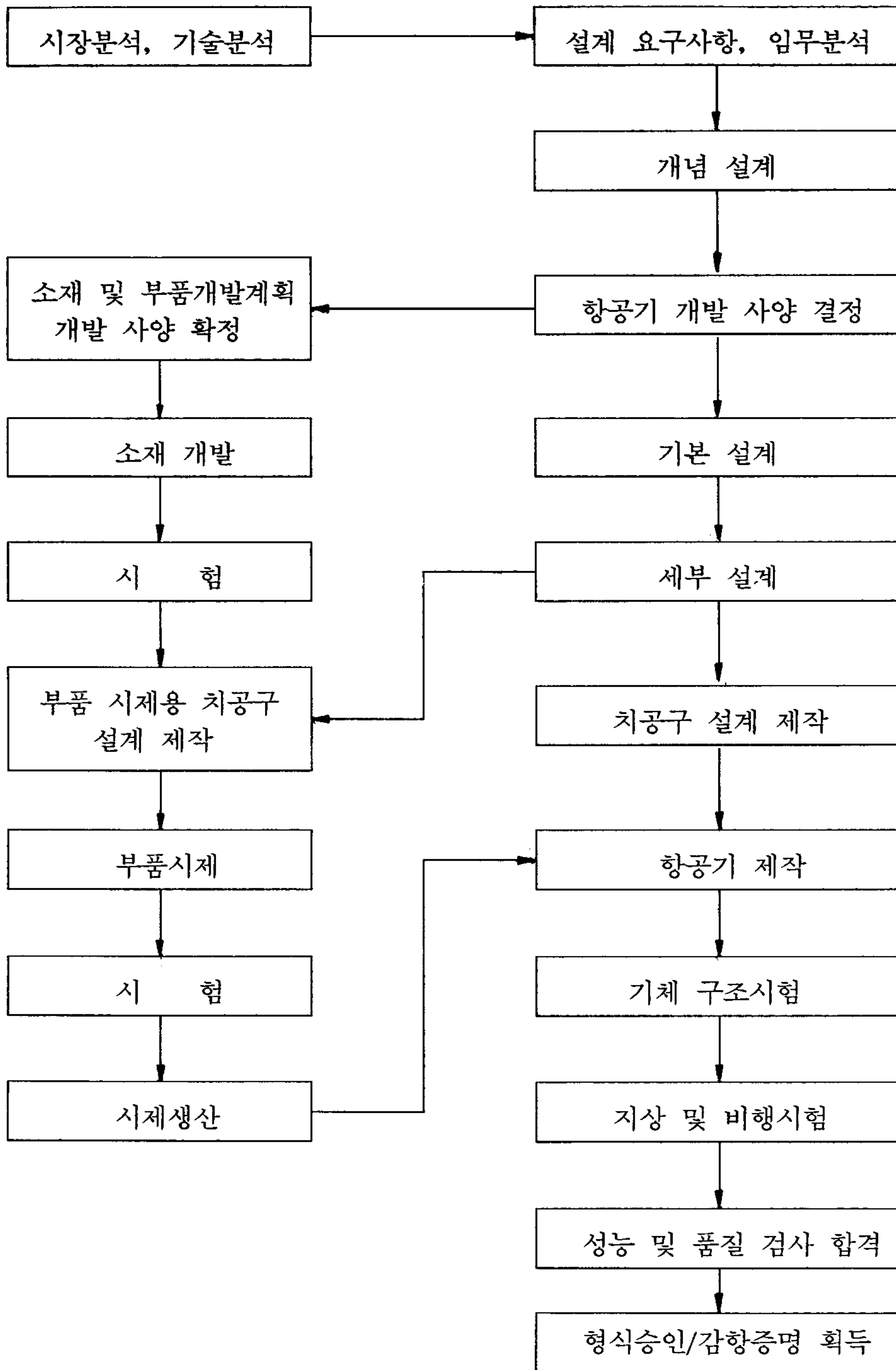


그림 1-1 항공-91 개발과정

표 1-1 연도별 연구개발 내용

구 분	연 구 개 발 내 용
1차년도 (’88.6-’89.6)	<ul style="list-style-type: none"> <li>* 개발관리방안 수립</li> <li>* 개념설계 및 형상개발</li> <li>* 기체 기본설계 및 Cabin 모캡 제작</li> <li>* 항공기용 국산소재 Qualification Test (알루미늄 압출재/복합소재)</li> </ul>
2차년도 (’89.7-’90.7)	<ul style="list-style-type: none"> <li>* 기체 기본설계 완료 및 세부설계</li> <li>* 풍동실험 및 전산유체해석</li> <li>* 개발시제 부품시험 완료 (국산 알루미늄 압출재 및 복합소재 부품)</li> </ul>
3차년도 (’90.9-’91.9)	<ul style="list-style-type: none"> <li>* 시스템 기능 시험</li> <li>* 실물크기 구조시험기 제작완료 및 구조시험</li> <li>* 치공구 및 시제 1호기 제작</li> <li>* 항공기용 국산소재 및 부품개발 완료</li> </ul>
4차년도 (’91.10-’92.12)	<ul style="list-style-type: none"> <li>* 시제 1호기 비행시험</li> <li>* 시제 2호기 제작 및 비행시험</li> <li>* 주구조물 피로시험</li> <li>* 성능 및 품질검사 합격(상공부)</li> <li>* 제증명 획득을 위한 문서 및 교범작성(비행교범 정비교범등)</li> <li>* 형식승인/감항증명 획득(교통부)</li> </ul>

### 제 3 절 추진방법

창공-91 개발사업을 통하여 국내관련업체, 학계 및 연구기관의 분산된 개발 역량과 설비를 적극 활용하여 항공기 개발을 위한 협력체제를 구축하는 것이 본

사업의 다섯가지 목표중 하나로 되어 있다. 이를 구체화하여 국내 알루미늄 압출재 분야의 선도기업인 삼선공업(주)과 복합소재 분야의 (주)한국 화이바가 창공-91의 국산소재 및 동 부품개발을 담당하고, 항공기 설계개발과 소재개발을 포함한 전 개발과정에 대한 인테그레이터 역할을 (주)대한항공이 담당하는, 국내 3사의 공동개발 형식으로 본 사업을 진행하였다.

이 공동개발 사업을 효과적으로 통합/조정키 위하여, 이들 3사를 주축으로 한국 항공우주연구조합이 결성되었다. 연구조합 및 공동개발 3사의 개발분담은 참여기업의 특성, 투자 및 집행예산의 균형 등이 고려되어 결정되는데 특정기업에 해당작업량이 지나치게 편중되지 않도록 조정·안배 되었다. 즉, 연구조합은 공동개발 3사에 특별히 귀속시킬 필요가 없는 공통적 업무와 3사에 대한 개발관리 및 조정업무 등을 수행토록 하였다.

4년동안 창공-91 개발에 소요된 총 자금은 35억 8천만원으로서 이중 40% 정도는 과학기술처가 지원하였으며 나머지는 연구조합 3사인 대한항공과 삼선공업 및 한국화이바가 공동투자하였다. 그림 1-2에 표시된 개발비의 집행내역을 살펴보면 설계비와 제작비가 각기 총개발비의  $\frac{1}{3}$ 에 해당됨을 알 수 있다.

표 1-2의 개발 업무 분담과 개발참여 항목은 좀 더 세밀하게 분류된 표 1-3에서 보인 바와 같이 공동개발 3사 이외에도 풍동실험, 소재시험, 구조시험, 모킵개발, 기능시험, 비행시험 등과 구조 및 공기역학 분야의 설계/해석 프로그램의 개발 등에 인하대학교, 서울대학교, 한국 항공대학교 등 관련학과와 한국항공우주연구소, 한국해사기술연구소 등 정부출연 연구소가 참여하며 치공구 제작업체 등 다수의 유관 전문업체를 참여케 함으로써 해당기업자체의 기술고도화를 기하도록 하였다.



표 1-2 개발 업무 분담

구 분		개 발 업 무 분 담 내 역
한국항공우주연구조합	조 합	<ul style="list-style-type: none"> <li>개발관리, 자재조달, 위탁연구 관리</li> </ul>
	(주)대한항공	<ul style="list-style-type: none"> <li>시제기 설계 및 시험(구조시험, 기능시험, 비행시험)</li> <li>제증명 획득을 위한 제반자료 준비 및 절차 진행</li> <li>치공구 설계/부품제작 및 조립</li> </ul>
	삼선공업(주)	<ul style="list-style-type: none"> <li>알루미늄 압출재 개발 및 등 부품 제작</li> <li>시제용 자재 조달 및 치공구 제작</li> </ul>
	(주)한국화이바	<ul style="list-style-type: none"> <li>복합소재 개발 및 동 부품 제작</li> <li>시제기용 치공구 제작</li> </ul>
한국항공우주연구소		<ul style="list-style-type: none"> <li>감항성 분석 및 형식증명 절차 개발</li> </ul>
한국해사기술연구소		<ul style="list-style-type: none"> <li>전기 구조시험 및 날개 피로강도 시험실시</li> </ul>
인하대학교		<ul style="list-style-type: none"> <li>풍동 실험</li> </ul>
서울대학교		<ul style="list-style-type: none"> <li>공기역학 분포하중 해석</li> </ul>
한국항공대학교		<ul style="list-style-type: none"> <li>비행시험 방안연구 및 비행시험</li> </ul>
한국치공구(주) (주)은유항공정밀 한국정밀(주)		<ul style="list-style-type: none"> <li>치공구 제작</li> <li>(form block 및 assembly jig)</li> </ul>
마니엔지니어링		<ul style="list-style-type: none"> <li>cabin 내장 개발</li> </ul>

표 1-3 조합 3사 및 지원기관의 개발참여 항목

개발항목		대한항공	삼선공업	한국화이바	지원	
설계 개발 및 인테그레이팅	기초 설계자료 연구	*			항우연	
	공력 설계 및 해석	*				
	구조 설계 및 해석	*			항우연	
	시스템 설계 및 해석	*				
	시험 엔지니어링	*				
	설계 개발 관리	*			조합	
개발지원 (개발시험 및 개발시제)	공력	풍동실험	*		인하대	
		전산모의	*		서울대	
	구조	기체 모킹시험	*			해사연
		재료 및 구조시험	*	*	*	해사연
	시스템	착륙장치 계통 시험	*			
		조종 계통 시험	*			
		추진 계통 시험	*			항우연
		전기/전자계통 시험	*			
	소재/부품 개발시제	알루미늄 압출재 개발시제		*		서울대
		복합소재 개발시제			*	
기타 부품 개발시제		*				
시제기 제작	시제기 엔지니어링	*	*	*		
	치공구 설계	*	*	*		
	치공구 제작	*	*	*	한국치공	
	부품제작 및 시제기 조립	*	*	*	구등3사	
	품질관리 및 보증시험	*	*	*	항우연	
시제기 시험	지상 시험	*				
	비행 시험	*			항공대	
운용 및 지원 엔지니어링		*	*	*		
감항성 분석 및 형식승인 절차개발					교통부 항우연	

특히, 한국항공우주연구소는 항공기 기초설계자료를 검증하며 감항성과 형식 증명 절차를 개발하여 창공-91의 감항증명 획득을 위한 기반구축을 담당하고, 한국해사기술연구소는 전 항공기 구조 및 날개 피로시험을 수행하였다. 이러한 산학연 협동연구를 통하여 전후방 기술과급 및 개방효과를 배가시키며 중급민간수송기와 군용훈련기 등 차기 대형개발사업전개를 위한 국가적 협력체제를 구축하도록 하였다.

이와 같이 여러 산업체, 학계, 연구기관 등이 한정된 예산과 계획된 개발기간 동안에 각종 전문분야의 기술을 조화롭게 통합하여 공동의 목표로 설정한 항공기를 효율적으로 개발하기 위해서는 치밀한 기획과 업무분담 및 이의 조정·관리가 필수적으로 요구되는데, 이는 항공기 개발업무중 가장 중추적이며 종합적인 역할을 담당한다. 이러한 통합관리기능의 핵심을 이루는 기획조정관리, 형상관리, 중량관리, LCC(Life Cycle Cost)관리, 개발지시 및 정보관리, 설계종합 및 평가관리 등의 종합적인 개발관리방안을 우리의 현실에 맞게 수립하였으며 이에 따라 연구조합이 체계적으로 개발사업을 진행하였다.

여 백

## 제 2 장 설계개발

제 1 절 세부설계

제 2 절 구조해석



여 백

## 제 2 장 설계개발

### 제 1 절 세부설계

#### 1. 형 상

항공기의 형상개발은 개념설계단계에서 1차 확정된 형상으로부터 기본설계, 세부설계, 제작 및 시험에 이르는 일련의 과정이 진전됨에 따라 수정 또는 변경되는 설계사항들을 각 단계별로 반영함으로써 이루어진다. 창공-91호의 형상개발은 이러한 과정을 통하여 항공기 설계 개발/제작중 결정되는 모든 형상자료들에 대한 설계변경 필요성이 제기될 때 변경사항이 항공기 전체 개발과정에 미치는 영향을 분석하여 설계 요구조건을 가능한한 만족하도록 하는 범위안에서 그 변경 여부를 결정하고 이를 체계적으로 처리하여 효율적인 개발이 되도록 함에 목적을 두고 진행되었다.

본 개발사업의 3, 4차년도에는 2차년도의 최종형상인 CONF-II(그림 2-1)로서 항공기를 제작하기 위한 설계도면의 출도, 부품제작 및 조립의 단계를 거쳐 구조시험용 시제 1호기, 비행시험용 시제 2호기, 감항성을 갖춘 시제 3호기의 제작을 완료하였다. 여기서 최종형상 CONF-II의 자세한 형상개발 내역은 1, 2차년도 보고서(참고문헌 [1]과 [2])를 참조하기 바람에 본 보고서에서는 개발형상 확정 시까지의 과정과 시험을 통한 설계변경 여부의 개략만 약술하기로 한다.

개념설계 단계에서 설계 요구조건에 따른 초기 설계 결과로서 결정된 항공기 형상 CONF-0(참고문헌 [1]의 그림 2-4)는 형상설계 및 공력 성능해석(양항력 해석, 성능해석, 안정성 및 조종성 해석)을 포함하는 항공기 기본설계를 진행하면서

설계 요구조건의 일부완화, 해외전문가의 자문등을 통하여 CONF-II(참고문헌 [1]의 그림 2-5)로 변경되었으며, 나아가 캐빈 모킵의 실제작을 통하여 외형상의 개선점과 인체 공학적인 측면에서의 변경 필요성이 제기되었고, 공력 성능해석과 1차 풍동실험결과와의 비교분석 과정을 거친후 이를 종합하여 2차 기본설계 형상 CONF-IR(참고문헌 [1]의 그림 2-6)을 확정하게 되었다. 이후 세부설계 과정을 진행하면서 공력 성능해석, 하중해석, 제작용이성, 정비성등에 대한 일련의 제작방안등이 충분히 고려된후 형상 CONF-II에 대한 형상 변경사항이 제안되고 구체화 되었으며 제작 부서와의 PDR(Preliminary Design Review) 과정을 공동 수행하여 제작방안등이 충분히 고려된 후 형상 CONF-II가 최종 확정되었다. 이상의 형상 CONF-0에서 CONF-II까지의 형상 개발 과정은 표 2-1과 같다. 최종 형상 확정후 출도된 도면에 따라 제작 조립된 부품이나 조립품 등도 품질검사에 합격함으로써 설계된대로 제작되었음을 확인하였고 이는 3-D CAD용 컴퓨터 프로그램인 CATIA를 이용하여 모든 설계형상자료를 입출력한 당연한 결과이다. 또한 구조해석(제 2 장 제 2 절 참조)과 구조시험(제 3 장 제 1 절)의 비교분석결과 구조 부재 재배치나 보강재 추가 등이 문제점이 없이 충분한 구조강도를 갖는 것으로 파악되어 구조해석/시험결과에 따른 형상 변경의 여지없이 최종형상 CONF-II로서 비행시험용 시제 2호기를 제작하게 되었으며, 비행시험(제 3 장 제 4 절 참조)을 실시한 결과 현재까지는 동형상 CONF-II로서 N급 또는 U급 감항성을 갖춘 항공기로서 판명되었다.

표 2-1 항공-91 형상개발 과정

사업년도	1차년도												2차년도													
	1988						1989						1990													
	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6		
설계단계	개념설계		1차 기본설계						2차 기본설계						형상 확정						세부설계					
제안형상	CONF-0		CONF-I						CONF-IR						CONF-II											
주요 변경 요인	• 테이퍼날개 • 고정식 착륙장치		• 엔진, 프로펠러 등 주요 부품 선정 • 공력, 하중해석 및 해외 전문가 자문						• 1차 풍동실험 결과 반영 • Cabin 모킵 평가 결과 수립						• 해외전문가 지문 • 3-D LOFT LINE 확정						• 제작·조립 방안수립 • System Integration					
설계 변경 사항			• 날개 strake 설치 • 후방 출입구 추가설계 • Hoener tip 채택						• 방화벽 위치 및 경사각 변경 • Windshield 재설계 • 창문크기 재조정						• 엔진 카울 설계보완 • 동체단면 round화						• 판금, 기계가공품 선별확정					
동체 폭×높이	46 in×54 in		48 in×51 in						48 in×51 in						46 in×51 in											
에어포일	NACA 63 <sub>2</sub> -415		NACA 63 <sub>2</sub> -415						GA(W)-1						NACA 63 <sub>2</sub> -415											
날개면적	170 ft <sup>2</sup>		160 ft <sup>2</sup>						160 ft <sup>2</sup>						160 ft <sup>2</sup>											
수평꼬리 날개면적	32.44 ft <sup>2</sup>								26 ft <sup>2</sup>						28.4 ft <sup>2</sup>											
수직꼬리 날개면적	16.49 ft <sup>2</sup>								17.48 ft <sup>2</sup> (동체포함)						14.3 ft <sup>2</sup>											
연료탱크	분리형 (2개)		분리형(4개)						일체형(2개)						일체형(2개)											
연료량	400 Lbs		400 Lbs						400 Lbs						350 Lbs											
주요 일정			▲ 해외전문가 자문						▲ Cabin 모킵제작 ▲ 1차 풍동실험 ▲ 해외연수/전문가 자문						▲ PDR ▲ 형상확정 ▲ 2차 풍동실험 ▲ 공력하중해석											

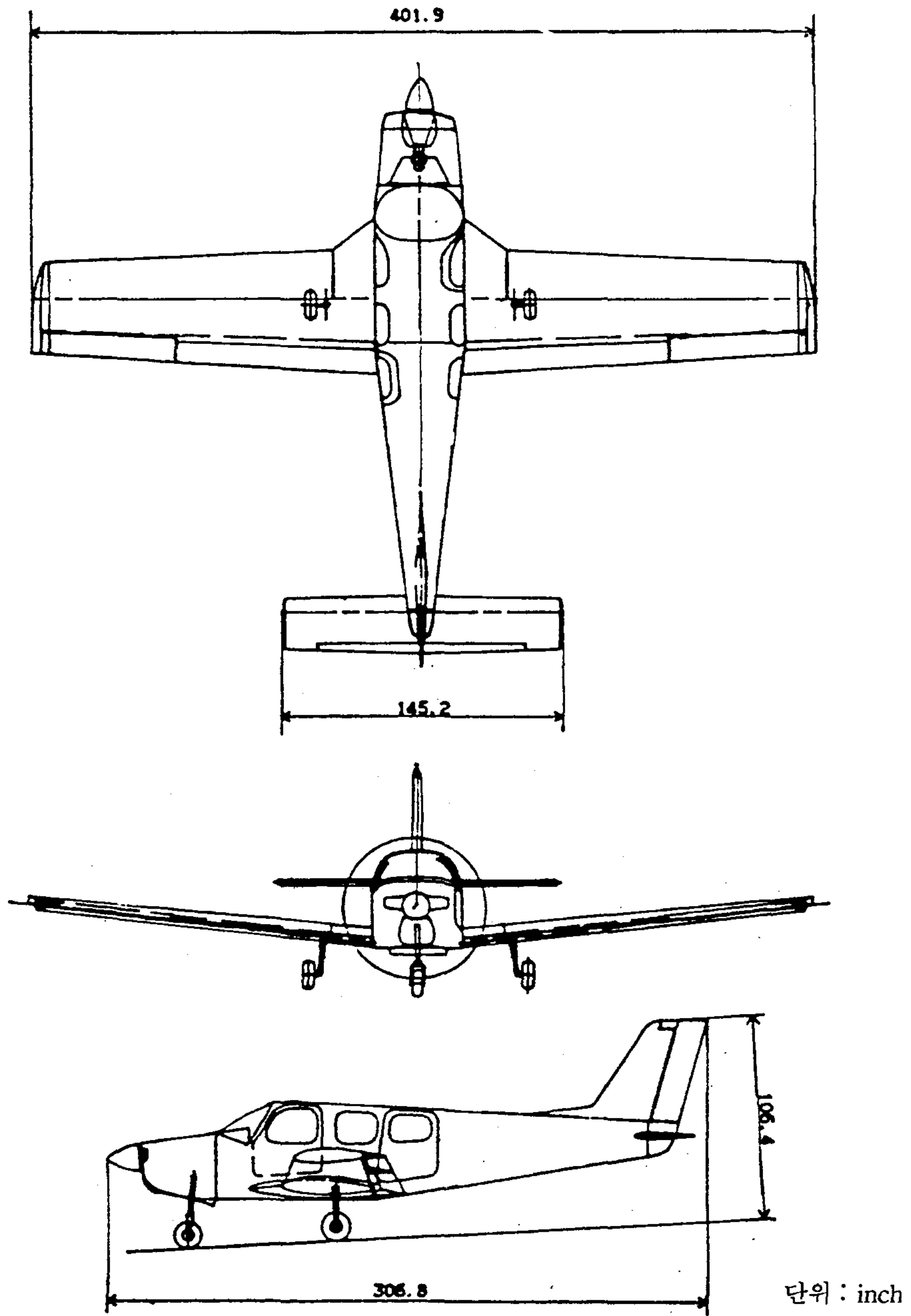


그림 2-1 CONF-II 삼면도



## 2. 공 력

창공-91의 형상은 개념설계 단계의 CONF-0에서 부터 각 단계 별로 외형/공력특성, 구조/하중해석, 시험, 제작/정비성 등이 검토되어 최종 형상 CONF-II가 확정되었다. 이 최종형상은 설계요구사항과 관련규정등을 만족하도록 반복 계산하여 확정되었으며 공력에 관련된 사항은 그림 2-2와 같은 과정으로 수행되었다. 또한 인하대학교 항공우주공학과와 이음속풍동을 사용하여 기본형상과 플랩, 조종면, 옆미끄럼각 변위시의 공력특성치를 측정하였고, 서울대학교 공학연구소에서 VSAERO code를 이용한 판넬법으로 공력특성과 비행기 전체의 유동특성 그리고 날개에 의한 후류 효과를 계산하여 최종형상 확정에 신뢰성을 갖도록 하였다.

창공-91의 성능이나 조종/안정성등의 제반 공력특성들은 비행시험 (제 3 장 제 4 절 참조)에 의해 최종 검증되므로 본항에서는 최종형상을 확정하기까지 사용된 계산절차와 가정에 대해서만 약술한다. 그림 2-2의 각 단계에 사용된 방법은 주로 참고문헌 [4], [13]등을 참조하였으며, 자세한 계산과정은 참고문헌 [70]에 수록되어 있다.

### 가. 양·항력

비행기의 성능 및 조종/안정성에 영향을 미치는 양·항력 특성은 비행기의 형상(날개, 동체, 꼬리날개, 플랩, 조종면 등)에 의해 결정된다.

양력은 주로 날개에서 발생되고 비행자세에 따라 동체와 꼬리날개에서 일부 발생된다. 비행기 전체의 양력은 날개, 동체, 꼬리날개, 플랩등 각 구성요소에서 발생하는 양력을 구한 후, 각 구성요소들의 상호간섭 효과를 고려하여 꼬리날개

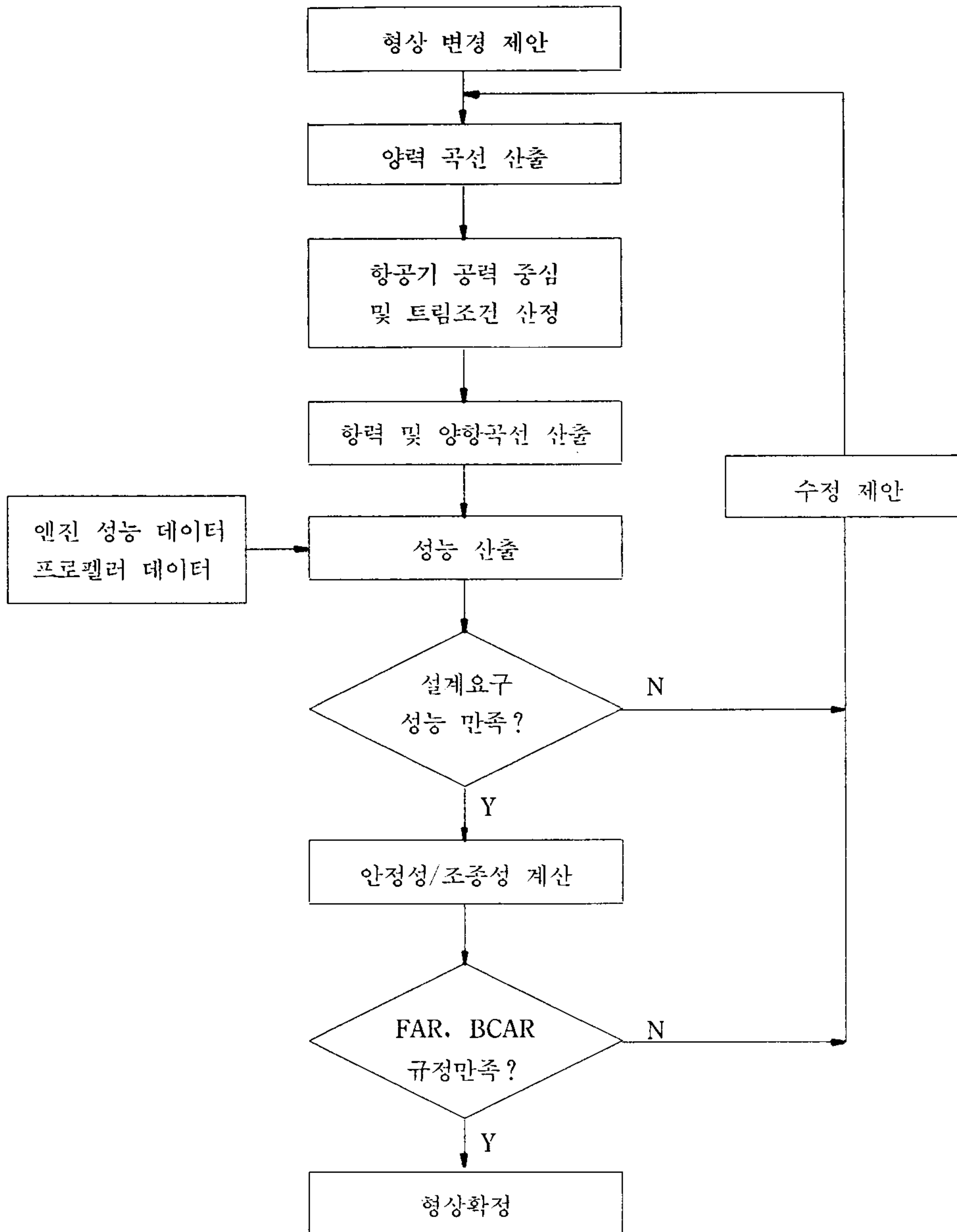


그림 2-2 공력설계과정

고정인 조건과 트림조건에서 계산 하였다. 날개의 양력은 에어포일의 양력특성에 레이놀즈 수, 표면 거칠기 등을 보정한 후 3차원 날개의 제원과 비틀림각, 상반각등을 고려하여 구하였으며, 날개와 동체가 결합되면 간섭효과등을 고려하여 계산하였다. 수평꼬리날개의 양력은 날개와 동일한 방법으로 계산하며 downwash와 프로펠러 후류등을 고려하여 계산하였다. 이 착륙시 플랩에 의한 양력 변화는 에어포일의 특성에 플랩의 크기, 변위각을 고려하여 날개 전체에 대해 구하였다.

항력은 기체의 각 구성 요소 즉, 동체, 날개, 꼬리날개, 플랩, 착륙장치등에서 발생하는 각각의 항력을 구한 다음에 트림, 간섭효과, 기타 항력을 고려하여 구하였으며, 성능 계산을 위하여 양·항력 곡선식  $C_D=C_{D_0}+KC_L^2$ 의 형태로 표시하여 사용하였다.

## 나. 성 능

비행기의 성능은 양·항력 특성과 중량 그리고 엔진 및 프로펠러의 추력특성에 의해 결정된다.

엔진의 출력 보정은 참고문헌 [38], [39]의 방법으로 엔진 회전수 및 출력설정, 고도에 대해 수행하였으며, 프로펠러 효율은 프로펠러 제작사의 효율 테이블을 이용하여 계산하였고, 엔진의 냉각 항력은 엔진 제작사의 메뉴얼[39]을 참조하여 계산하였다.

창공-91의 성능은 전항의 양·항력 관계와 추력 특성 그리고 각 중량 형상에 대해 참고문헌 [15]의 방법으로 계산되었으며 비행시험 수행시 참고자료로 활용 되었다.

## 다. 안정성과 조종성

비행기의 안정성과 조종성은 정적 특성과 동적 특성으로 구분되며 정적 특성을 만족하도록 설계 요구 사항과 관련 규정 등에 적합하도록 설계하여야 하며, 이러한 과정으로 설계된 비행기의 동적 특성을 해석하여 그 결과 역시 설계 요구사항과 관련 규정을 만족하여야 한다. 이러한 과정은 참고문헌 [70]을 참조하였으며 주요 결과는 참고문헌 [2]에 수록되어 있다.

### (1) 정안정성 및 조종성

창공-91은 만족스러운 세로 안정성/조종성을 갖도록 전방 무게중심 한계에서 플랩이 최대하향 변위를 갖고 지면효과를 고려하였을 때 수평꼬리날개 앞전의 최대하향변위 이하에서 트림이 가능하고 최대 g당 조종력이 설계요구사항에 부합하도록 설계하였다. 후방 무게중심 한계에서는 조종륜 고정시 중립점과 최소 g당 조종력이 FAR part 23 규정을 만족하도록 수평꼬리날개를 설계하였다.

가로 및 방향 안정성/조종성도 역시 설계요구사항에 부합되도록 수직꼬리날개와 에일러론을 설계하였는데, 수직꼬리날개와 러더는 요우 및 측풍시에 트림이 가능하고, 이 때 수직꼬리날개가 실속에 빠지지 않으며, 페달조종력이 FAR 규정을 만족하고 러더 록 현상이 발생하지 않도록 설계하였다. 피아노 힌지식을 채택하여 설계된 에일러론은 순항속도에서 나선각과 최대 순간조종력이 설계요구사항에 부합되도록 설계하였다.

### (2) 동안정성

동안정성은 FAR § 23.181에서 가로-방향안정성을 제외한 모든 단주기 진동은

큰 감쇠를 가질 것과 더치-롤 진동에 대해서는 7 cycle내에서 1/10로 감쇠될 것을 요구하고 있다. 참고문헌 [70]의 방법으로 동안정성을 해석한 결과 창공-91은 FAR은 물론 MIL SPEC. 에서 규정한 기준에도 상당히 높은 수준을 만족하는 우수한 동안정성을 갖게 될 것으로 예상된다.

#### 라. 실속/스핀 회복특성

실속/스핀 회복특성이 우수한 항공기의 설계는 스핀 자체의 비선형적인 문제점 때문에 해석적으로 접근한다는 것은 불가능하므로 풍동실험 또는 비행시험에 의하여 입증되어야 하며, 이에 의하여 실속/스핀 회복특성에 대한 문제점이 발생되었다고 판명되면 개량, 또는 개조되어야 한다.

창공-91의 실속/스핀 회복특성은 수평꼬리날개의 후류에 러더가 포함되지 않은 면적 및 스핀회전의 감쇠를 주기 위한 수평꼬리날개 하부의 동체면적에 의하여 분석하는 꼬리날개 감쇠력계수(tail damping power factor)분석 방법[17]과 비행기가 평형상태에서 날개에 의한 스핀지향모멘트가 항공기의 동체와 꼬리날개에 의한 스핀억제한 모멘트 보다 작아야 스핀 회복이 가능하다는 불균형 롤링 모멘트계수(unbalanced rolling moment coefficient) 분석 방법[14]으로 분석하였으며, 결과는 실속/스핀 회복은 가능한 것으로 판단되나 실제와는 많은 차이가 있으므로 비행시험시 충분한 안전사항을 고려한 후 수행되어야 할 것이다.

### 3. 구 조

#### 가. 설계개념

창공-91의 구조설계는 FAR Part 23의 Subpart C와 D를 만족시키는 것을 목표로 하였고, 이를 효과적으로 달성하기 위하여 아래의 항목들을 구조설계 원칙으로 채택하였다.

#### (1) 소재선정 및 소재 물성치

창공-91의 소재는 범용소재(알루미늄 판재 및 steel판재, 복합소재 등)를 사용하는 것을 원칙으로 하여, 금속소재의 경우 FAR Part 23 § 23.615에 따라 MIL-HDBK-5의 물성치를 사용하고, 복합재 및 plastic 소재의 경우 MIL-HDBK-17 또는 FAA 인준 소재규격 DMS(Douglas Material Spec.) 및 BMS(Boeing Material Spec.)의 물성치를 사용한다.

#### (2) 구조형식

창공-91의 구조형식은 세미모노코크 형태의 단순구조형식을 채택한다. 즉, 동체의 경우 외피+프레임+론저론을 기본 구조형식으로 채택하여 창공-91의 기본 구조를 proven structure 범주에 들도록 한다.

#### (3) 설계/sizing 방식

창공-91의 구조설계에 사용되는 해석방식 및 공식(equations, theory등)은 참고문헌 [26, 27, 29]와 FAA 인준 설계규격서인 Douglas Design Handbook[25], Northrop 구조설계 Manual[21]등의 내용 및 방식을 사용한다.

#### (4) Fastening 방안

창공-91의 구조결합은 mechanical fastening 방법을 원칙으로 하고, fastener는



미국의 AN, NAS, MS 규격품을 적용한다. 한편 주요결합 부위에 대해서는 FAR Part 23 § 23.619, § 23.621, § 23.623, § 23.625의 special factor를 설계에 적용한다.

#### (5) 구조 안전계수와 안전여유

창공-91의 구조 안전계수(safety factor)는 FAR Part 23 § 23.303에 따라 1.5로 하고, 구조안전여유(margin of safety)는 0.1~0.2를 기준으로 한다. 다만, 창공-91의 외피 좌굴은 하중계수 1 이상에서는 허용한다. 이를 통합해, FAR Part 23 § 23.305 규정(모든 구조부재는 제한하중 범위내에서 탄성영역 범위내에 있어야 하고, 극한하중하에서 치명적 파괴가 일어나지 않아야 한다.)을 충족시키도록 한다.

#### (6) 도면작성

창공-91의 설계(engineering drawing)는 미국 Douglas사의 도면작성 방식을 채택하여 작성/출도한다.

### 나. 구조설계방안

전항의 구조설계 개념 및 원칙에 따라 창공-91의 구조설계가 이루어 졌으며 1차~4차년도의 전체 과정을 종합한 구체적인 과정은 그림 2-3과 같다.

한편, 창공-91은 제작 및 조립성, 도면 관리성등을 고려하여 그림 2-4와 같이 sub assembly로 분류하여 구조설계가 이루어졌다.

각 sub assembly별 설계 내역은 라. 세부구조설계에 기술한다.

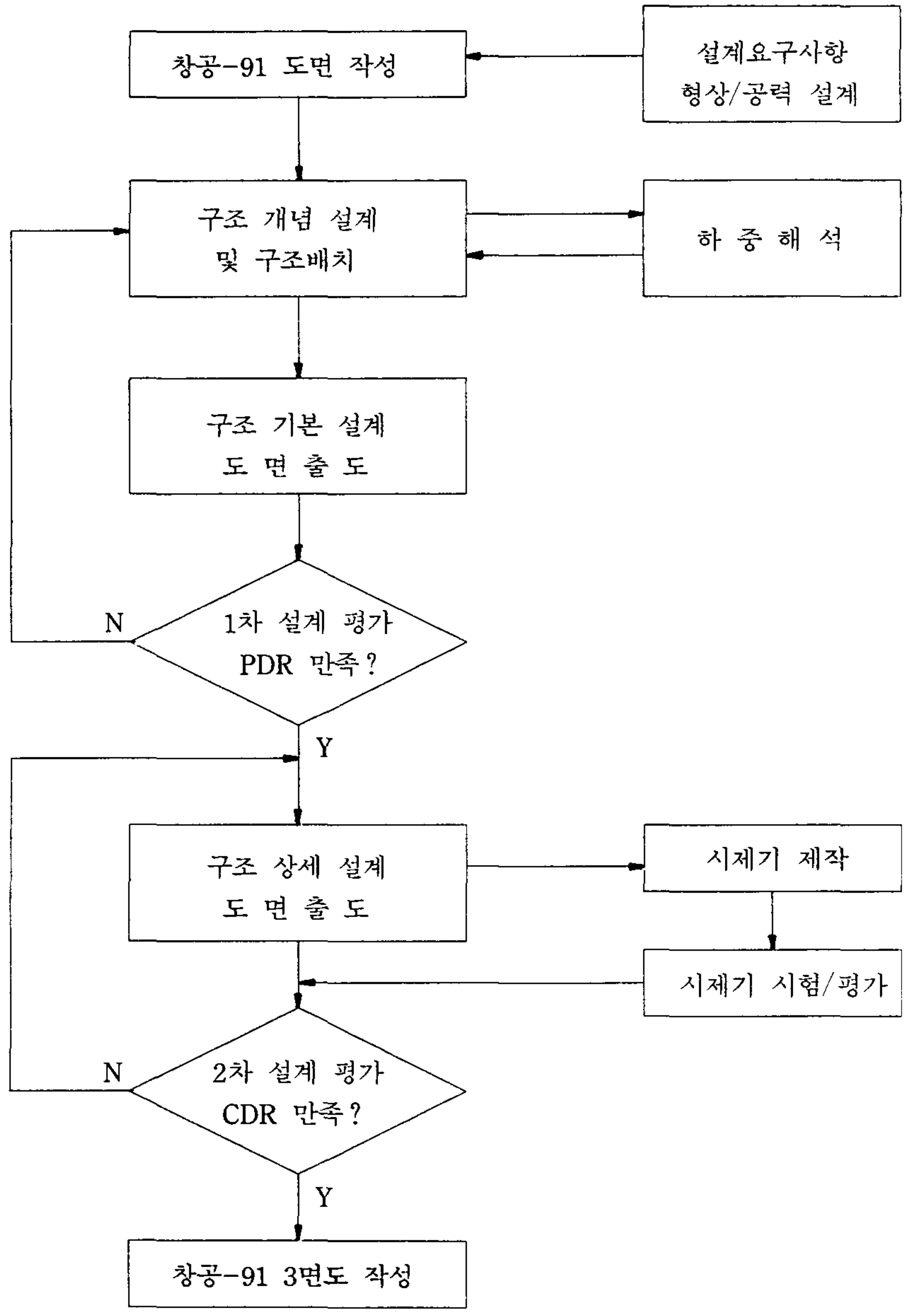


그림 2-3 구조설계 계통도

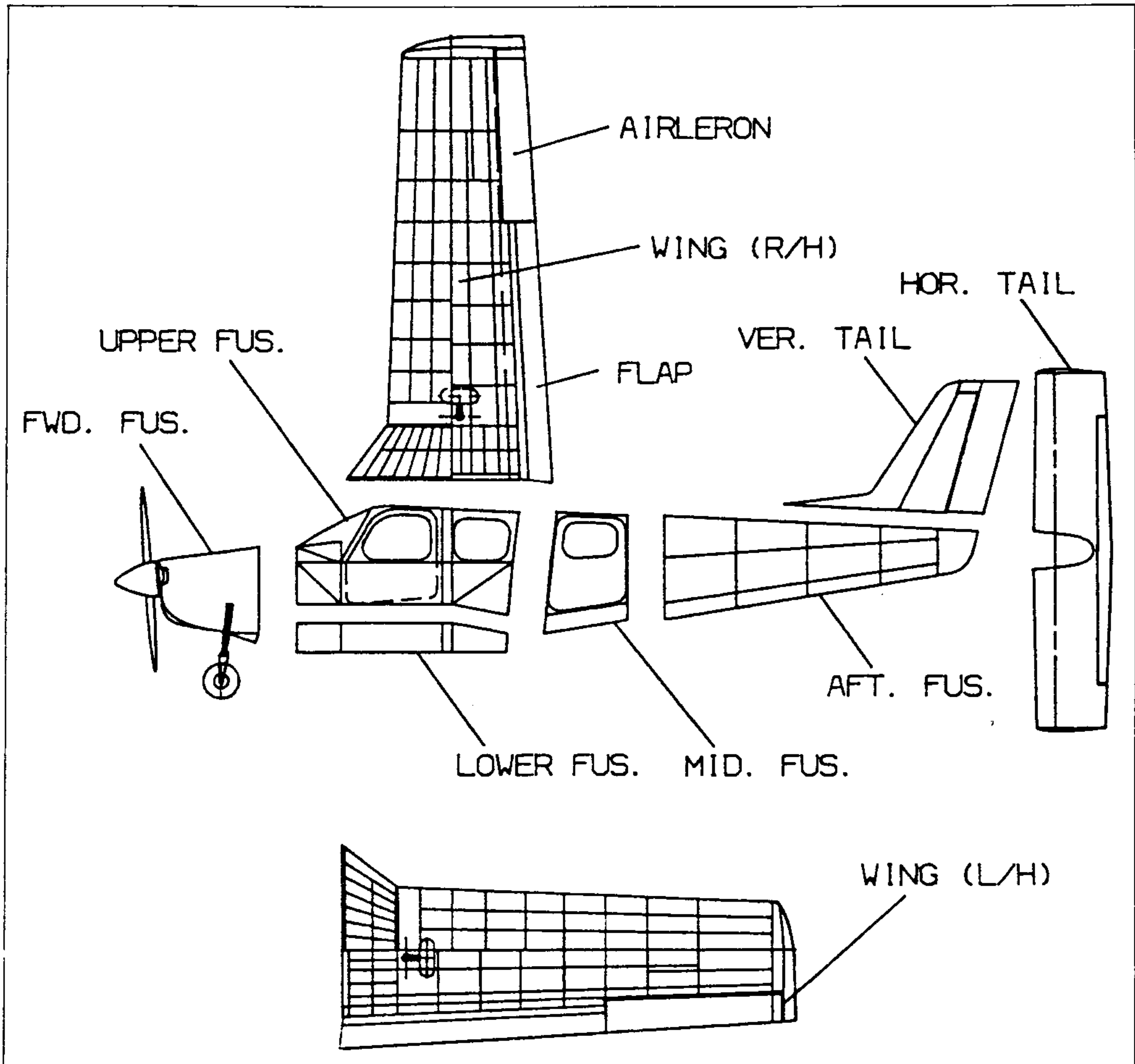


그림 2-4 창공-91 sub assembly

#### 다. 하중 해석

창공-91의 하중해석은 외형 및 중량변화에 따라 CONF-I, CONF-II 및 비행시험용 시제기에 대하여 수행되었으며, 그 전개과정은 개략적으로 그림 2-5와 같다.

본 보고서에서는 A1기의 측정된 구조물 중량에 근거한 중량형상과 FAR Part 23, subpart C 및 일부 MIL-A-8862의 내용에 의거, 비행/지상하중의 결과치중 하중조건별 최대 하중치를 제시한다.

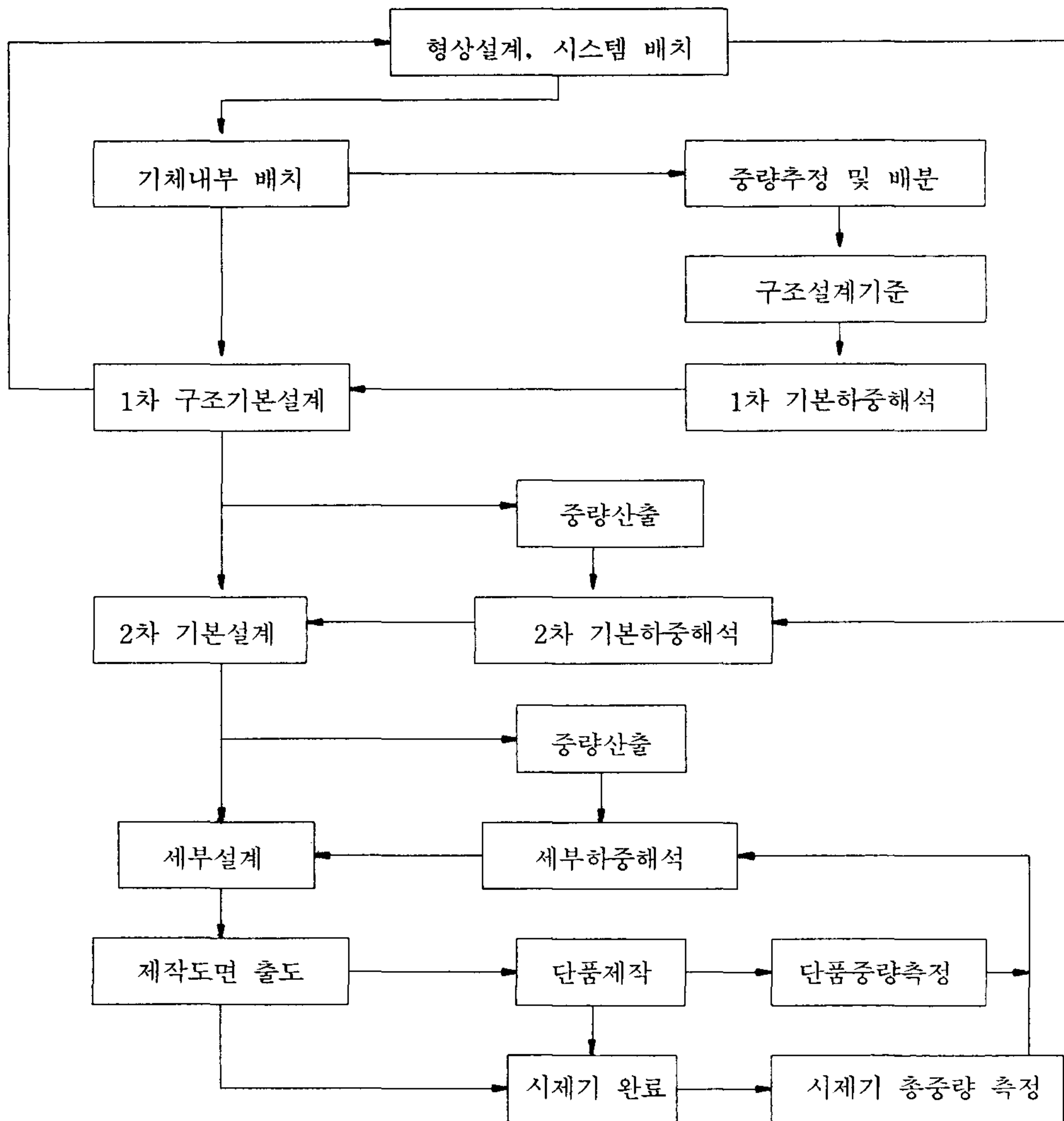


그림 2-5 하중해석의 전개 과정

(1) 하중해석 기준

하중해석 기준에서는 하중해석에 소요되는 입력자료를 외형설계 결과와 FAR Part 23 및 MIL-A-8862의 적용된 내용을 요약 제시한다.

(가) 형상 및 제원

본 형상 및 제원은 CONF-II의 확정형상을 유지하고, CONF-II의 결정된 외형 설계자료에 의거하며, 이의 주요 내용은 다음과 같다.

- 창공-91 삼면도 : 그림 2-1 참조
- 창공-91의 형상 주요 제원 : 표 2-2 참조

(나) 중량 형상

중량형상은 자중과 유상하중(조종사, 승객, 수하물, 연료)의 구성 가능한 조합으로 표현되는 특정중량을 의미한다. A1기의 중량형상은 연료조건을 비행시험에 실제 적용된 연료중량에 의거 총 15가지로 구성하며, 자중의 구성과 중량형상별 중심위치는 표 2-3, 2-4와 같다.

(다) 비행하중 기준

① 대칭 비행조건

대칭 비행시, 기동 평형 상태와 기동 피칭 상태의 하중들은 FAR Part 23, Subpart C의 § 23.301~341 및 § 23.421에 의거하여 결정되며, 돌풍하중계수는 § 23.333의 (C)항에 준한다.

② 비대칭 비행조건

비대칭 비행조건에 대해서는 FAR-23, Subpart C의 § 23.349, § 23.427, § 23.441 및 § 23.455에 의거한다.

③ 설계 비행속도

FAR Part 23, Subpart C의 § 23.335에 준하여 각 중량형상에 대한 설계 비

행속도를 결정한다.

④ 관성 모멘트

하중해석에 사용된 중량형상별 관성 모멘트는 표 2-4와 같다.

⑤ 설계 비행 선도(V-n 선도)

A1기의 V-n 선도는 FAR Part 23, Subpart C의 § 23.333에 의거하며, 중량형상별 결과치 및 대표적인 선도는 표 2-5, 그림 2-6, 2-7과 같다.

(라) 지상 하중 기준

① 착륙 조건

수평 2점 착륙, 수평 3점 착륙, 꼬리 하향 착륙 및 외바퀴 착륙 등 착륙조건에 대하여 착륙장치에 주어지는 하중은 FAR Part 23, Subpart C의 § 23.471~481 또는 MIL-A-8862의 § 3.2를 만족하도록 한다.

② 지상 활주조건

지상 활주조건은 FAR Part 23, Subpart C의 § 23.485 및 § 23.493 또는 MIL-A-8862의 § 3.3의 요구조건에 준한다.

③ 지상 운용조건

재킹/견인조건은 FAR Part 23, Subpart C의 § 23.507 및 § 23.509 또는 MIL-A-8862의 § 3.4.1과 § 3.4.2의 요구조건에 준한다.

④ 비상 착륙조건

비상 착륙시 항공기에 주어지는 극한 관성력은 FAR Part 23, Subpart C의 § 23.561에 준한다.



표 2-2 항공-91 형상 주요 제원

구 분	설 계 자 료		비 고	
날 개	면 적 ( $S_w$ )	160.0 ft <sup>2</sup>	노출면적 : 138.68 ft <sup>2</sup>	
	테 이 퍼 비 ( $\lambda_w$ )	0.7		
	가 로 세 로 비 ( $AR_w$ )	7.0		
	후 퇴 각 ( $\Lambda_{1/4}$ )	0.89 deg.	$\Lambda_{L.E}=2.35$ deg.	
	에 어 포 일	NACA 63 <sub>2</sub> -415		
	스 팬 길 이 ( $b_w$ )	33.492 ft		
	평균공력시위 ( $\bar{C}_w$ )	4.85 ft	$c_r=5.46'$ , $c_t=3.941'$	
	상 반 각 ( $\Gamma$ )	6.0 deg.		
	붙 임 각 ( $i_w$ )	2.0 deg.	0.4C에서의 각도	
플 랩	면 적 ( $S_f$ )	21.55 ft <sup>2</sup>	좌·우 플랩의 전면적	
	스 판 길 이 ( $b_f$ )	8.583 ft	플랩 한개의 스패ん길이	
	시위 길이	inboard	1.365 ft	
		outboard	1.148 ft	
	변 위	이 룩	20.0 deg.	
착 룩		40.0 deg.		
에 일러 론	면 적 ( $S_a$ )	12.667 ft <sup>2</sup>	좌·우 에일러론의 전면적	
	스 판 길 이 ( $b_a$ )	5.75 ft	에일러론 한개의 길이	
	시위 길이	inboard	1.147 ft	
		outboard	0.996 ft	
	변 위	상 방 향	25.0 deg.	
하 방 향		12.5 deg.		
동 체	총길이(스피너 제외)	22.958 ft	스피너 길이=16.875 in.	
	최 대 폭 ( $D_d$ )	3.833 ft		
	최 대 높 이 ( $H_m$ )	4.25 ft	동체외부 킬빔 포함	

표 2-2 창공-91 형상 주요 제원

(계 속)

구 분	설 계 자 료		비 고	
수 평 꼬리날개	면 적 ( $S_h$ )		28.4 ft <sup>2</sup>	노출면적 : 26.227 ft <sup>2</sup>
	테 이 퍼 비 ( $\lambda_h$ )		0.872	
	가 로 세 로 비 ( $AR_h$ )		5.1	
	후 퇴 각 ( $\Lambda_{1/4}$ )		0.281 deg.	$\Lambda_{L,E}=1.045$ deg.
	에 어 포 일		NACA 0012	
	스 팬 길 이 ( $b_h$ )		12.1 ft	
	평균공력시위 ( $\bar{C}_h$ )		2.367 ft	$c_r=2.525$ ft. $c_l=2.202$ ft
	변 위		상 방 향	4.0 deg.
하 방 향			16.0 deg.	
트림 탭	스 팬 길 이 ( $b_r$ )		8.808 ft	
	평균공력시위 ( $\bar{C}_r$ )		0.376 ft	
수 직 꼬리날개	면 적 ( $S_v$ )		14.3 ft <sup>2</sup>	노출면적 : 13.835 ft <sup>2</sup>
	테 이 퍼 비 ( $\lambda_v$ )		0.58	
	가 로 세 로 비 ( $AR_v$ )		1.38	
	후 퇴 각 ( $\Lambda_{1/4}$ )		29.0 deg.	$\Lambda_{L,E}=33.0$ deg.
	에 어 포 일		NACA 0012	
	스 팬 길 이 ( $b_v$ )		4.442 ft	
평균공력시위 ( $\bar{C}_v$ )		3.292 ft	$c_r=4.046$ ft. $c_l=2.368$ ft	
러 더	면 적 ( $S_r$ )		5.58 ft <sup>2</sup>	
	변 위		좌 방 향	25.0 deg.
우 방 향			25.0 deg.	

표 2-3 자중 구성

NO	ITEMS	W/T(lbs)	X-DIS(in)	X-MOM(in-1b)	Y-DIS(in)	Y-MOM(in-1b)	Z-DIS(in)	Z-MOM(in-1b)
1	ENGINE COWL	31.30	37.76	1181.89	-0.32	-10.02	-5.35	-167.45
2	HYD. FLUID	1.00	45.34	45.34	0.00	0.00	-22.25	-22.25
3	UPP CTR FUS	88.90	87.15	7747.64	-0.71	-63.12	9.66	858.77
4	LWR CTR FUS	89.90	99.74	8966.63	0.08	7.55	-18.91	-1700.01
5	CARPET	4.04	128.21	517.97	0.00	0.00	-10.00	-40.40
6	DOOR & ECT	32.50	131.90	4286.75	1.72	55.90	5.71	185.58
7	MID SECTION	39.40	156.56	6168.46	1.16	45.70	-10.38	-408.97
8	AFTER FUS	81.30	217.83	17709.58	0.30	24.39	3.65	296.75
9	FLT CONTROL SYS	61.20	107.06	6552.07	0.01	0.73	-9.29	-568.55
10	ELEC & AVIO(F)	116.70	118.52	13831.28	-0.04	-4.20	2.16	252.07
11	PITOT SYS(F)	9.65	87.18	841.29	-11.83	-114.16	5.57	53.75
12	NOSE L/G & FAIR'G	59.56	49.34	2938.69	0.05	2.86	-26.48	-1577.15
13	INTERIORS	52.90	134.52	7116.11	0.00	0.00	0.00	0.00
14	1st SEAT	35.00	94.00	3290.00	0.00	0.00	-11.00	-385.00
15	2nd SEAT	31.00	128.00	3968.00	0.00	0.00	-12.00	-372.00
16	BALANCE WEICHTS	13.70	270.00	3699.00	0.00	0.00	26.00	356.20
17	TAIL CONE	2.00	283.50	567.00	0.00	0.00	11.50	23.00
18	PAINTS(F)	15.21	150.00	2281.95	0.00	0.00	0.00	0.00
19	MAIN WING+FLAP(L)	168.60	116.89	19707.65	-105.29	-17751.90	-9.99	-1684.31
20	MAIN WING+FLAP(R)	168.60	116.89	19707.65	105.29	17751.90	-9.99	-1684.31
21	MAIN L/G & FAIR'G(L)	44.52	117.84	5246.24	-53.80	-2395.18	-36.58	-1628.54
22	MAIN L/G & FAIR'G(R)	44.52	117.84	5246.24	53.80	2395.18	-36.58	-1628.54
23	ELEC & AVIO(W)	4.90	121.37	594.71	-73.54	-360.35	-16.36	-80.16
24	AILERON(L)	7.45	135.18	1007.09	-160.61	-1196.54	-3.10	-23.10
25	AILERON(R)	7.45	135.18	1007.09	160.61	1196.54	-3.10	-23.10
26	PITOT SYS(W)	5.55	116.58	647.02	-45.92	-254.86	12.12	67.27
27	WING TIP(L)	5.15	122.00	628.30	-197.40	-1016.61	0.30	1.55
28	WING TIP(R)	5.15	122.00	628.30	197.40	1016.61	0.30	1.55
29	PAINTS(W)	12.43	117.70	1463.36	0.00	0.00	-9.84	-122.34
30	POWER PLANT	497.90	30.95	15410.01	-0.05	-23.90	-1.50	-746.85
31	ENGINE MOUNT	16.30	45.38	739.69	0.00	0.00	-6.11	-99.59
32	ENGINE OIL	15.00	32.00	480.00	0.00	0.00	-4.00	-59.94
33	HORIZONTAL STAB.	36.00	282.61	10173.96	0.00	0.00	11.05	397.80
34	PAINTS(H)	2.83	282.61	800.63	0.00	0.00	11.05	31.30
35	VERTICAL TAIL	20.86	277.14	5781.14	0.00	0.00	42.38	884.05
36	PAINTS(V)	1.52	277.14	421.53	0.00	0.00	42.38	64.46
FUS. SUB-TOTAL		765.26	119.84	91709.64	-0.07	-54.36	-4.20	-3215.67
WING SUB-TOTAL		474.32	117.82	55883.67	-1.30	-615.20	-14.34	-6804.05
P/P SUB-TOTAL		529.20	31.42	16629.70	-0.05	-23.90	-1.71	-906.38
H/S SUB-TOTAL		38.83	282.61	10974.59	0.00	0.00	11.05	429.10
V/T SUB-TOTAL		22.38	277.14	6202.67	0.00	0.00	42.38	948.51
TOTAL		1830.00	99.13	181400.30	-0.38	-693.46	-5.22	-9548.49

표 2-4 중량형상별 관성 모멘트

총 중량 (lbs)	C.G. 위치 (ft)	관성모멘트(slug-ft <sup>2</sup> )			중량 구성 내역 (공허중량+기타 구성 ITEMS)
		Ix	Iy	Iz	
2,110	8.205	1463.53	1857.54	3231.08	조종사+연료(100 lb)
2,290	8.142	1476.79	1866.49	3242.02	조종사+연료(100 lb)+1st 승객
2,546	8.192	2061.37	1877.99	3822.56	조종사+연료(356 lb)+1st 승객
2,700	8.313	2071.49	1903.18	3848.27	조종사+연료(356 lb)+1st/2nd(L) 승객
2,700	8.313	2071.92	1903.18	3848.7	조종사+연료(356 lb)+1st/2nd(R) 승객
2,210	8.498	1470.04	1988.18	3358.53	조종사+연료(100 lb)+수하물(100 lb)
2,310	8.682	1473.74	2045.04	3412.83	조종사+연료(100 lb)+수하물(100 lb)+3rd 승객
2,490	8.80	1484.69	2064.54	3432.03	조종사+연료(100 lb)+수하물(100 lb)+3rd/2nd(L) 승객
2,490	8.80	1486.93	2064.54	3434.27	조종사+연료(100 lb)+수하물(100 lb)+3rd/2nd(R) 승객
2,700	8.787	1967.09	2073.36	3909.25	조종사+연료(310 lb)+수하물(100 lb)+3rd/2nd(L) 승객
2,700	8.787	1965.03	2073.36	3907.19	조종사+연료(310 lb)+수하물(100 lb)+3rd/2nd(R) 승객
2,700	8.899	1567.37	2083.54	3520.34	조종사+연료(130 lb)+수하물(100 lb)+3rd/2nd(L+R) 승객
2,235.41	8.149	1708.48	1873.45	3471.36	조종사 1+연료(200 lb)+1st 승객 1
2,699.5	8.891	1722.6	2211.57	3798.93	조종사 2+연료(200 lb)+3rd/1st 승객 2+수하물(229.5 lb)
2,700	8.892	1728.99	2099.42	3723.41	조종사 3+연료(210 lb)+1st 승객 3+수하물(410 lb)

- (주) 1. 조종사 및 1st/2nd 승객의 중량은 180 lb를 기준  
 2. 3rd승객은 100 lb를 기준  
 3. 조종사 1/1st승객 1 : 202.705 lb(each)      조종사/승객+ballast  
 4. 조종사 2/1st승객 2 : 170 lb(each)  
 5. 조종사 3/1st승객 3 : 125 lb(each)



표 2-5 V-n 선도 데이터

중량 (lbs)	구분	MANEUVERING ENVELOPE						GUST ENVELOPE					
		A	C	D	E	F	G	B	C'	D'	E'	F'	B'
2,110	LOAD FACTOR	4.4	4.4	4.4	-1.0	-1.76	-1.76	4.97	4.48	3.65	-1.65	-2.48	-2.97
	E. A. S (knots)	117.96	137.39	206.08	206.08	137.39	80.94	118.98	137.39	206.08	206.08	137.39	118.98
2,210	LOAD FACTOR	4.4	4.4	4.4	-1.0	-1.76	-1.76	4.87	4.35	3.56	-1.56	-2.35	-2.87
	E. A. S (knots)	120.72	137.07	205.60	205.60	137.07	82.84	120.09	137.07	205.60	205.60	137.07	120.09
2,290	LOAD FACTOR	4.4	4.4	4.4	-1.0	-1.76	-1.76	4.80	4.26	3.49	-1.49	-2.26	-2.80
	E. A. S (knots)	122.88	136.80	205.20	205.20	136.80	84.33	120.94	136.80	205.20	205.20	137.80	120.94
2,310	LOAD FACTOR	4.4	4.4	4.4	-1.0	-1.76	-1.76	4.78	4.24	3.47	-1.47	-2.24	-2.78
	E. A. S (knots)	123.42	136.74	205.10	205.10	136.74	84.69	121.15	136.74	205.10	205.10	136.74	121.15
2,435.41	LOAD FACTOR	4.4	4.4	4.4	-1.0	-1.76	-1.76	4.68	4.11	3.37	-1.37	-2.11	-2.68
	E. A. S (knots)	126.74	136.34	204.51	204.51	136.34	86.96	122.43	136.34	204.51	204.51	136.34	122.43
2,490	LOAD FACTOR	4.4	4.4	4.4	-1.0	-1.76	-1.76	4.63	4.05	3.33	-1.33	-2.05	-2.63
	E. A. S (knots)	128.14	136.18	204.27	204.27	136.18	87.93	122.95	136.18	204.27	204.27	136.18	122.95
2,546	LOAD FACTOR	4.4	4.4	4.4	-1.0	-1.76	-1.76	4.59	4.00	3.29	-1.29	-2.00	-2.59
	E. A. S (knots)	129.57	136.02	204.03	204.03	136.02	88.91	120.09	136.02	204.03	204.03	136.02	120.09
2,699.5	LOAD FACTOR	4.4	4.4	4.4	-1.0	-1.76	-1.76	4.47	3.86	3.18	-1.18	-1.86	-2.47
	E. A. S (knots)	133.44	135.55	203.33	203.33	135.55	91.55	124.92	135.55	203.33	203.33	135.55	124.92
2,700	LOAD FACTOR	4.4	4.4	4.4	-1.0	-1.76	-1.76	4.47	3.86	3.18	-1.18	-1.86	-2.47
	E. A. S (knots)	129.45	135.55	203.33	203.33	135.55	91.56	124.93	135.55	203.33	203.33	135.55	124.93

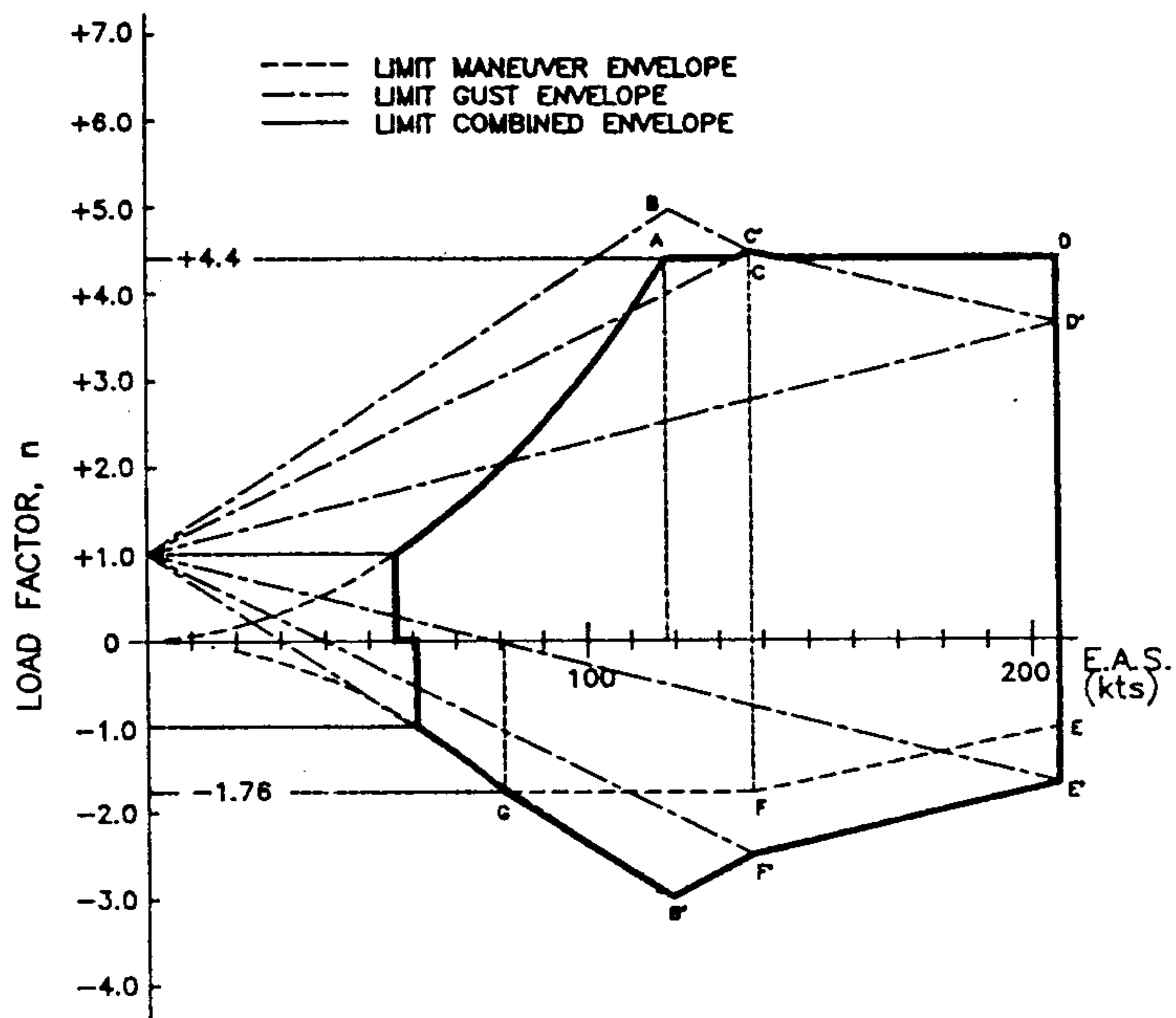


그림 2-6 V-n선도 (W=2,110 lbs)

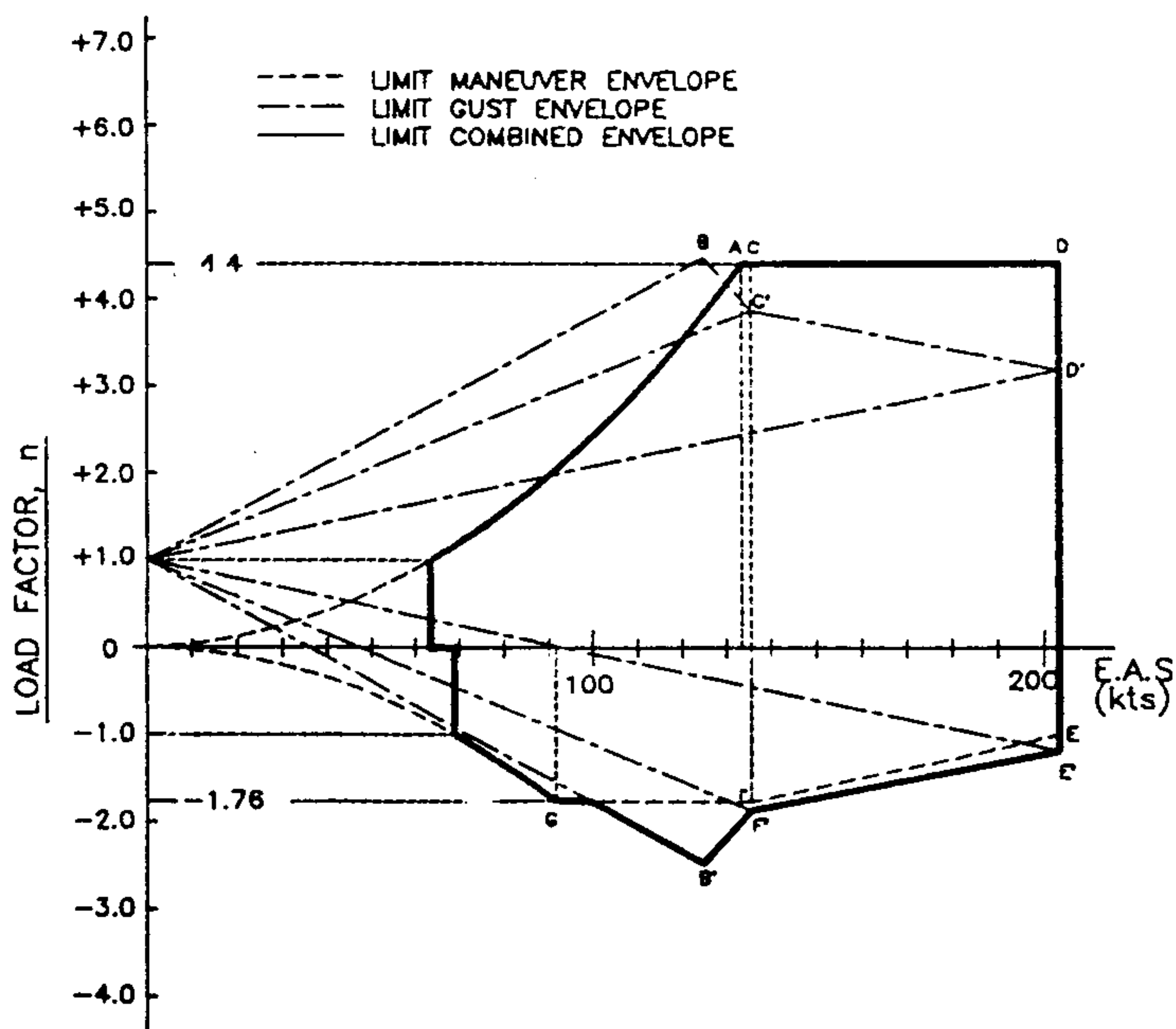


그림 2-7 V-n선도 (W=2,700 lbs)



(2) 하중 해석 조건

비행하중 및 지상하중은 15개 중량형상에 대하여 수행되며, 적용된 세부 하중 조건은 FAR Part 23과 MIL-A-8862에서 제시하는 조건으로 구성되며, 하중해석시 검토되어야 할 조건을 요약하면 표 2-6과 같다. 또한, 항공기 각 축의 부호 규정은 그림 2-8과 같고, 하중 조건 기호는 총 5개의 영문 및 아라비아 숫자로 구성하며, 그 내용은 표 2-7, 8과 같다.

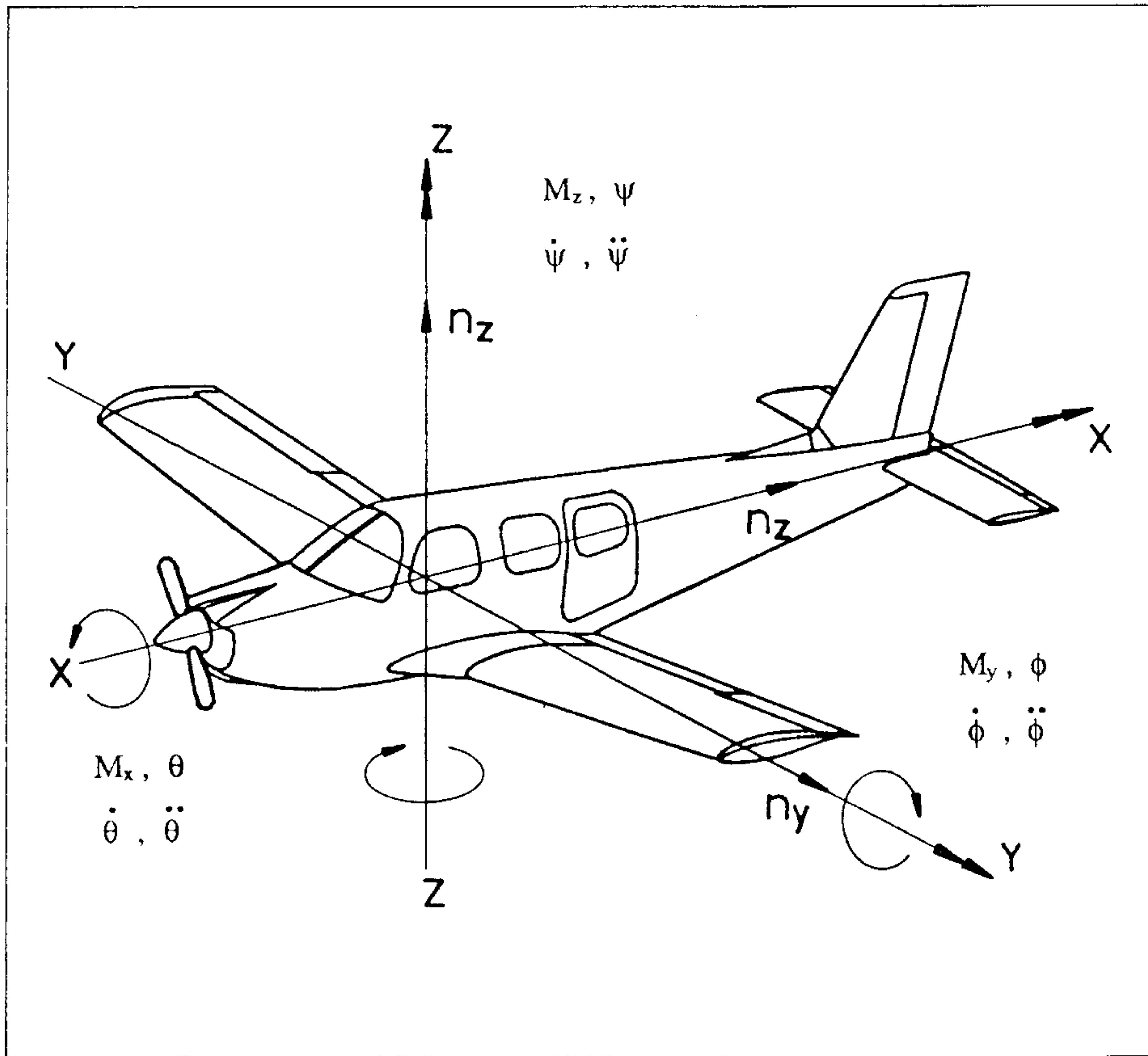


그림 2-8 항공기 각 축의 부호규정

표 2-6 하중 해석 조건

		내 용	관 련 규 정	비 고
비 행 하 중	대 칭 비행조건	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 기동 평형 하중</li> <li>• 기동 피칭 하중</li> <li>• unchecked maneuver</li> <li>• checked maneuver</li> </ul>	FAR part 23 ; § 23.301-341 § 23.421-423	중량과 속도조건, 설계 비행 선도상의 해석 요구조건에 의해 산출
	비 대 칭 비행조건	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 비대칭 날개 하중</li> <li>• 에일러론 하중</li> <li>• 비대칭 수평꼬리날개 하중</li> <li>• 수직꼬리날개 하중</li> </ul>	FAR part 23 ; § 23.301, § 23.427, § 23.441 § 23.455	관련규정 및 FAR 23의 부록 B를 근거로 계산
	돌풍조건	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 수직돌풍에 의한 수평 꼬리날개 하중</li> <li>• 측면돌풍에 의한 수직 꼬리날개 하중</li> </ul>	FAR part 23 ; § 23.425, § 23.443	중량과 속도조건, 규정에서 제시된 수식에 의거산출
지 상	착륙조건	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 수평 3점 착륙조건</li> <li>• 수평 2점 착륙조건</li> <li>• 꼬리 하향 착륙조건</li> </ul>	MIL-A-8862 ; § 3.2.8	대칭 착륙조건
		<ul style="list-style-type: none"> <li>• 드리프트 착륙조건</li> </ul>	§ 3.2.9	비대칭 착륙조건
하 중	활주조건	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 3점 브레이크드 롤조건</li> <li>• 2점 브레이크드 롤조건</li> </ul>	MIL-A-8862 ; § 3.3.1.1 § 3.3.1.2	대칭 브레이크 롤조건
		<ul style="list-style-type: none"> <li>• 3점 자세 브레이킹 조건</li> </ul>	§ 3.3.1.3	비대칭 브레이킹 조건
	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 역 브레이킹 조건</li> </ul>	§ 3.3.1.4		
중		<ul style="list-style-type: none"> <li>• 지상 방향 전환조건</li> </ul>	§ 3.3.2	
지 상 운용조건		<ul style="list-style-type: none"> <li>• 견인 조건</li> <li>• 재킹 조건</li> </ul>	MIL-A-8862 ; § 3.4.1 § 3.4.2	

표 2-7 비행하중 조건 기호 규정

하중조건 기호	하중조건 기호	내역	비고
XX	SB	Symmetric Balanced Conditions	하중조건의 약자
	PC	Pitching Checked Maneuver Cond.	
	PU	Pitching Unchecked Maneuver Cond.	
	UW	Unsymmetric Wing Loads	
	UA	Unsymmetric Aileron Loads	
	UV	Unsymmetric Vertical Tail Loads	
	UH	Unsymmetric Horizontal Tail Loads	
	LG	Lateral Gust Conditions	
	VG	Vertical Gust Conditions	
YY	01	"XX" 조건의 세부 항목별 일련번호	
	99		
Z	A	Acrobatic Category	실제항공기의 category 구분
	U	Utility Category	
	N	Normal Category	

표 2-8 지상하중 조건 기호 규정

하중조건 기호	하중조건 기호	내역	비고
XX	LS	Landing Spin-up Conditions	하중조건의 약자
	LB	Landing Spring-back Conditions	
	LV	Landing Max. Vertical Loads Cond.	
	DL	Drift Landing Conditions	
	TS	Taxiing Symm. Braked Roll Cond.	
	TU	Taxiing Unsymm. Braked Roll Cond.	
	TR	Taxiing Reverse Braking Conditions	
	TT	Taxiing Turning conditions	
	GT	Ground Handling Towing Conditions	
	GJ	Ground Jacking Conditions	
YY	01	"XX" 조건의 세부 항목별 일련번호	
	99		
Z	A	Acrobatic Category	실제항공기의 category 구분
	U	Utility Category	
	N	Normal Category	

(3) 비행하중

(가) 기동 평형 하중

일반적으로 비행중 항공기에 주어지는 외력과 관성력은 그림 2-9와 같이 표현된다.

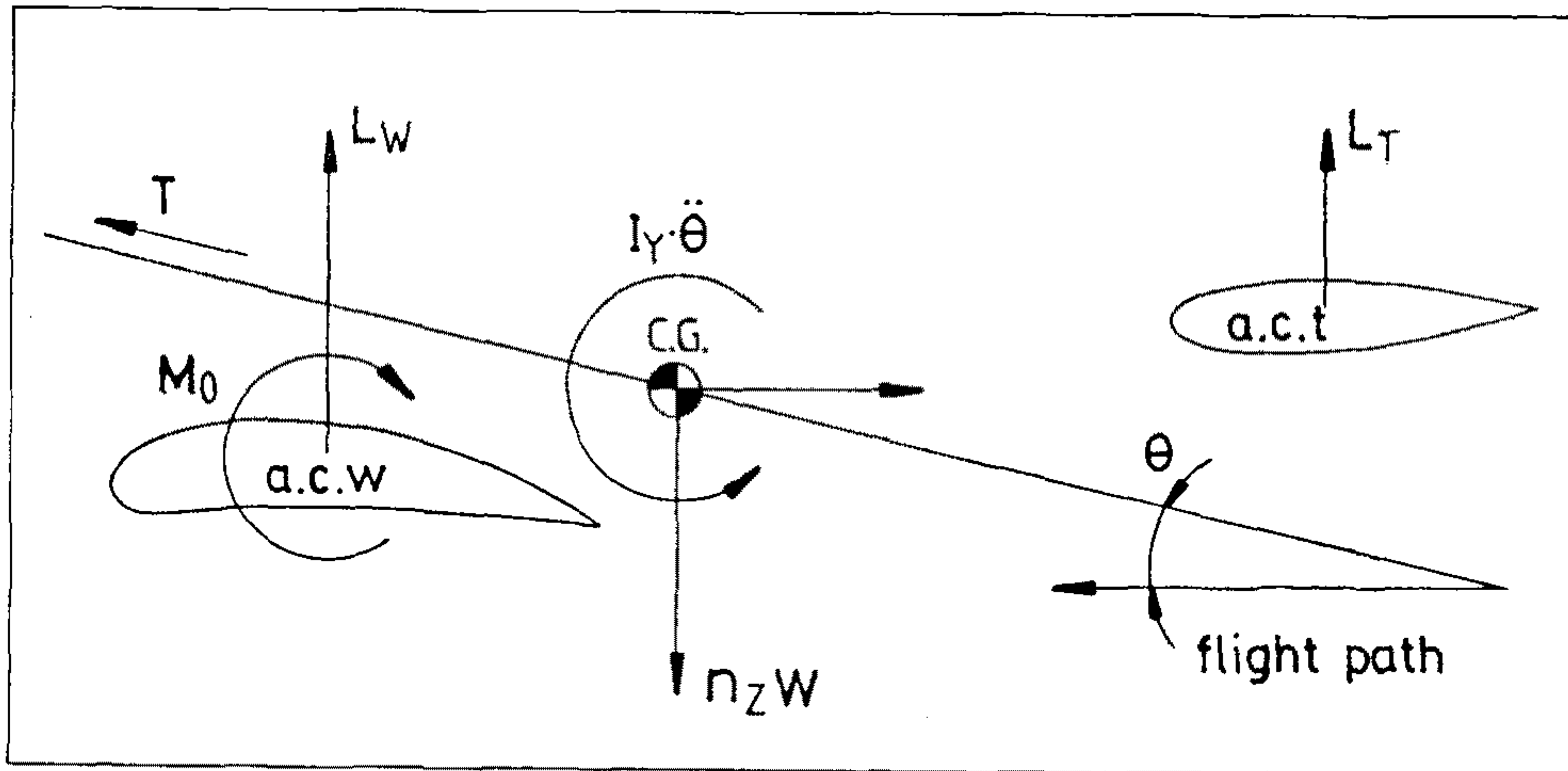


그림 2-9 기동 평형 상태

- 여기서  $\theta$  · 비행방향과 항공기 중심선 사이의 피치각(deg.)  
 $\dot{\theta}$  · 피칭 각 가속도(rad/sec<sup>2</sup>)  
 $T$  · 항공기의 추력(lbs)  
 $D$  · 항공기의 항력(lbs)  
 $I_y$  · 피칭 관성 모멘트(slug-ft<sup>2</sup>)  
 $M_0$  · 날개 공력 중심에서의 평형 모멘트(lb-ft)  
 $L_w$  · 날개하중(lbs)  
 $L_T$  : 수평꼬리날개 하중(lbs)  
 $W$  · 항공기 중량(lbs)  
 $n_z$  · Z-방향 제한 하중계수

본 기동 평형 하중은 항공기가 피칭 각 가속도가 없는 대칭 비행을 할 때 날개와 수평꼬리날개에 주어지는 공기력을 나타내며, 항공기 중심위치에 대한 힘의 평형식은 ① 비행 방향과 항공기 중심선 사이의 피치각,  $\theta$ 가  $5^\circ$  이하, ② 추력선과 항력선으로부터 항공기 중심위치까지의 거리는 무시한다는 가정조건으로 다음과 같이 표현되며, V-n 선도상의 임의의 점에 대한 날개와 수평꼬리날개 하중을 산출한다.

$$L_w + L_T = n_z \cdot W$$

$$T = D$$

$$M_o + L_w \cdot l_w + L_T \cdot l_t = 0$$

여기서,  $l_w$  : 항공기 중심위치와 날개 공력중심 사이의 거리

$l_t$  : 항공기 중심위치와 수평꼬리날개 공력중심 사이의 거리

#### (나) 기동 피칭 하중

본 조건은 항공기가 피칭운동에 돌입하기 전까지는 정상 수평비행중인 것으로 가정하며, FAR part 23의 § 23.423(b) 및 부록 B의 내용에 의거 unchecked maneuver와 checked maneuver 조건의 수평꼬리날개 하중을 결정한다.

#### (다) 비대칭 비행 하중

본 조건은 항공기가 요잉, 롤링 등의 비대칭 비행을 할 때 발생될 하중으로서, 날개 및 수평꼬리날개 하중은 FAR part 23의 § 23.427과 § 23.349를 적용하며, § 23.441과 부록 B를 이용하여 요잉 상태의 수직꼬리날개 하중을 산출한다.

#### (라) 돌풍하중

본 조건에서는 수직 돌풍과 측면 돌풍에 의한 수평/수직꼬리날개 하중을 FAR

part 23의 § 23.425와 § 23.443의 내용에 의거 결정한다.

(4) 지상 하중(MIL-A-8862에 의한)

(가) 착륙 하중

① 대칭 착륙 하중

대칭 착륙 조건은 3점/2점 착륙과 꼬리 하향 착륙조건으로 구성되며, 각 착륙 자세에 대하여 다음과 같은 세가지 조건의 하중을 계산한다.

- 최대 스핀-업(spin-up) 하중이 발생하는 순간의 최대 스핀-업 하중과 수직하중

- 최대 스프링-백(spring-back) 하중이 발생하는 순간의 최대 스핀-업 하중과 수직하중

- 수평하중이 최대 수직하중의 1/4보다 작지 않을 경우, 그 최대 수직하중이 발생할때의 최대 수직하중과 수평하중

② 비대칭 착륙 하중

본 조건에서는 드리프트 랜딩 상태의 하중을 결정하며, 드리프트 랜딩 상태는 주륜만이 접지된 수평 착륙자세로서, 이때의 수직반력은 대칭 2점 착륙조건에서의 최대 수직반력의 1/2과 같다. 또한, 주륜의 측방 하중은 내측방향이 수직 방향의 0.8배, 최측방향이 수직반력의 0.6배로 하며 X-방향의 항력은 무시된다.

(나) 활주 하중

① 브레이크드 롤 하중(대칭)

본 하중은 2점 및 3점 브레이크드 롤 조건으로 구성되며, 2점 브레이크드 롤 하중은 주륜만 접지하는 자세로서 항공기 중심위치에서 수직하중계수를 최대 설계 총 중량으로 취하거나, 착륙 설계 총 중량의 1.2배로 선정한다. 또한, 브레이크가



내장된 주륜의 항반력(drag reaction)은 수직반력의 0.8배이다. 3점 브레이크드 롤 하중은 전륜과 주륜이 동시에 접지하는 자세로서, 수직하중계수 및 항반력은 2점 브레이크드 롤 조건과 동일하다.

② 비대칭 브레이킹 하중

항공기의 전/주륜, 3점이 동시에 접지된 자세로서, 항공기 중심위치에서 수직 하중 계수는 1.0이고, 한쪽 주륜이 브레이킹된 것으로 가정하여 주륜의 X-방향 하중은 브레이킹된 기어의 0.8배 한 값이다. 또한 주륜의 측방하중은 0으로 하고 전륜의 측방 하중은 전륜의 수직 하중의 0.8배로 한다.

③ 역(reverse) 브레이킹 하중

항공기는 2점 자세로서, 항공기 중심위치에서 수직하중계수는 1.0이고, 전방 항반력은 수직반력의 0.8이다.

④ 지상 방향전환 하중

항공기가 3점 자세에서 회전하는 조건으로, 수직하중계수는 1.0이고, 측방하중은 측방하중과 수직하중의 합력이 전복을 초래하지 않는 범위내에서 항공기 이륙 중량의 0.5배로 취한다.

(다) 지상 운용 하중

① 견인 하중

항공기는 3점 자세로서, 수직반력의 합은 항공기 중량과 같으며 견인 하중은 MIL-A-8862의 §3.4.1에서 제시된 “표. III 견인조건”과 “그림 3. 견인하중”에 의거 산출한다.

② 재킹 하중

재킹 하중은 MIL-A-8862의 §3.4.2에서 제시된 “표. IV 재킹 하중”에 의거 산출한다.

#### (5) 최대 하중 조건

비행/지상 하중의 해석방안에서 제시된 가정과 FAR part 23과 MIL-A-8862를 이용하여 “(2)하중 해석조건”에서 제시된 세부 하중 조건을 기초로 중량 형상별 하중치를 산출하며, 최대하중 조건은 구조 설계하중으로 채택될 수 있는 조건을 선정하였다(표 2-9).

표 2-9 구조설계 하중조건 요약

순번	중량 (lbs)	하중 조건 기호	C.G.위치 (ft)	Nx	Nz	각 가속도 (rad/sec <sup>2</sup> )	날개하중 (lbs)	꼬리날개하중 (lbs)	비고
1	2,700	SB09U	8.787	0	4.40	0	Lw=12570.8	Lh=-690.8	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 날개하중 최대조건(upward)</li> <li>• 기동평형조건</li> </ul>
2	2,700	SB15U	8.787	0	-2.47	0	Lw=-6488.0	Lh=-179.2	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 날개하중 최대조건(downward)</li> <li>• 기동평형 조건</li> </ul>
3	2,290	VC06U	8.142	...	...	...	...	Lh=-1438.0	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 수평꼬리날개하중 최대조건(downward)</li> <li>• 수직돌풍조건</li> <li>• 최대 전방중심위치</li> </ul>
4	2,700	VC03U	8.899	...	...	...	...	Lh=631.6	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 수평꼬리날개하중 최대조건(downward)</li> <li>• 수직돌풍조건</li> <li>• 최대 후방중심위치</li> </ul>
5	2,700	UY01(02)U	8.892	...	...	$\ddot{\psi} = \pm 2.15$	...	Lv=± 603.0	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 수직꼬리날개하중 최대조건</li> <li>• 비대칭 기동조건</li> <li>• 최대 요잉 각가속도</li> </ul>
6	2,700	LV01U	8.892	0.706	3.824	...	...	...	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 전방착륙장치의 최대반력조건</li> <li>-Vnx=770.0 lbs(rearward)</li> <li>-Vnz=3,082.0 lbs(upward)</li> <li>• 수평 3점착륙의 최대 수직하중조건</li> </ul>
		LB01U	8.892	-0.50	3.564	...	...	...	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 전방착륙장치의 최대반력조건</li> <li>-Vnx=312.0 lbs(forward)</li> <li>-Vnz=1,630.0 lbs(upward)</li> <li>• 수평 3점착륙의 스프링-백하중조건</li> </ul>
7	2,700	LV03U	8.892	0.607	3.427	$\ddot{\theta}=0.403$ (nose-down)	...	...	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 주 착륙장치의 최대반력조건</li> <li>-Vmx=1,638.0 lbs(rearward)</li> <li>-Vmz=6,553.0 lbs(upward)</li> <li>• 꼬리하향착륙의 최대 수직하중조건</li> </ul>
		LB03U	8.892	-0.41	3.532	$\ddot{\theta}=0.134$ (nose-down)	...	...	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 주 착륙장치의 최대반력조건</li> <li>-Vmx=1,106.0 lbs(rearward)</li> <li>-Vmz=6,839.0 lbs(upward)</li> <li>• 꼬리하향착륙의 스프링-백하중조건</li> </ul>
8	2435.41	PC02U	8.149	0	4.273	$\ddot{\theta}=2.4333$ (nose-up)	Lw=11,880.7	Lh=-1,474.8	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 동체 최대전단/굽힘모멘트하중조건</li> <li>• 기동피칭조건 checked maneuver</li> </ul>
9	2,700	PC04U	8.892	0	5.545	$\ddot{\theta}=-2.4475$ (nose-down)	Lw=16,058.2	Lh=-241.8	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 동체 최대전단하중조건</li> <li>• 기동피칭조건 checked maneuver</li> </ul>

## 라. 세부 구조 설계

### (1) 날 개

창공-91의 날개는, 동체 구조와의 장탈이 용이한 2-Piece 구조로서 붙임각  $2^\circ$ , 상반각  $6^\circ$ 로 중앙동체 하부의 좌우에서 결합되고, 스펠에 따라  $3^\circ$ 의 비틀림 각을 가지며 날개의 40% 시위선이 동체 중심선과 수직을 이루도록 하였다. 창공-91의 주날개는 공력적인 기능외에도, 좌우 각 175 lb의 연료를 탑재할 연료 탱크와 착륙 장치의 설치, 조종사 및 승객의 탑승을 위한 디딤판의 역할을 하여야 한다.

날개의 구조는 각 중량 형상에 대한 U급의 대칭, 비대칭 비행 하중 및 지상 하중을 지탱하도록 설계되었으며 날개의 하중 강도에 관한 설계기준으로는 FAR 23 Subpart C (§ 23.641) 및 FAR 23 부록 A, C, D를 채택하였다. 한편, FAR § 23.629 플러터 규정을 만족시키기 위하여 날개는 적절한 굽힘 및 비틀림 강성을 가져야 한다.

날개는 캐빈내의 공간을 확보하기에 용이한 1-스파 응력 외피 형상으로 하고 전반부 및 후반부에 2-Cell 토크 박스를 구성케 하여 굽힘 모멘트  $M_x$ 는 주스파가, 비틀림 모멘트  $M_y$ 는 토크박스가 지탱하게 하는 것을 기본 구조 형식으로 하였다(그림 2-10 참조). 또한, 스트레이크 설치를 위한 전방 보조 스파와 날개형상 후반부 토크 박스를 완성시키기 위한 후방 보조 스파를 두어 이 보조스파들로서 날개에서 동체구조로 전달되는  $M_y$ 와  $M_z$ 를 담당하게 하였다.

날개-동체 결합은 이 스파들과 동체 구조물간에 전단 볼트로 이루어지도록, 즉 후방 보조 스파의 경우 동체 구조물 러그 방식으로 결합되어 전단력 만을 전달케 하고, 주스파의 경우 상하캡이 동체 관통보에 볼트 결합되어  $M_x$ 를 전달하고, 주스파 웹이 동체 프레임에 전단력  $F_z$ 를 전달 할 수 있게 하였다. 외피는 뿌리 리브까지에만

연결되고 동체 구조물과는 직접 연결되지 않게 하여 주날개의 장탈을 보다 용이하게 할 수 있도록 하였다.

착륙 장치는 주스파에 직접 부착할 수 있는 고정식이므로, 주날개 내부에 착륙장치를 위한 별도의 공간은 필요없으며, 다만 하부 외피는 착륙 장치의 장탈 또는 정비 및 검사를 할 수 있을 정도의 점검창을 두었다.

2-Piece인 날개의 내부 구조는 가능한 좌우 대칭으로 하였다. 다만 오른쪽 날개에는 foot step이 있으므로, 이 부근에서 스트링거를 촘촘히 배치할 필요가 있다. 또한 플랩힌지도 foot step과 관련하여 배치하되 좌우대칭으로 하였다. 외피는 주스파전방의 앞전부와 주스파 후방의 뒷전부로 나누어 게이지를 결정하고, 날개 스패에 따라 차등을 두었다. 그러나 제작성을 고려하여 상하부 외피는 같은 게이지로 하였다. 외피에 효과적인 좌굴 구속 조건을 주기 위해 수개의 스트링거를 배치하였다.

이상의 내역에 따라, 창공-91 좌우 날개의 구조 배치가 이루어 졌으며 이를 그림 2-11, 12에 도시하였다. 그림 2-11의 날개 구조 부재에 대한 소재 및 사양은 정리하여 표 2-10에 나타내었다.

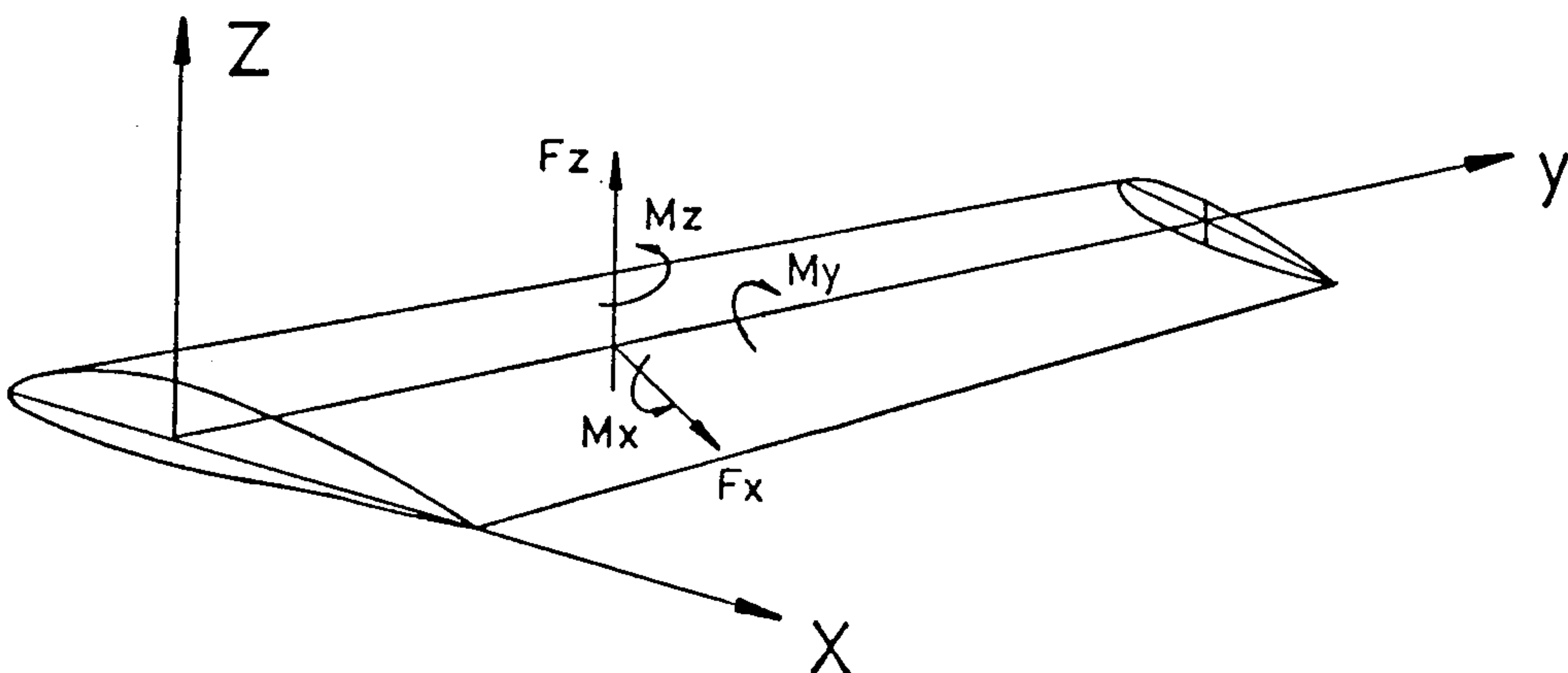


그림 2-10 날개 좌표축과 날개하중



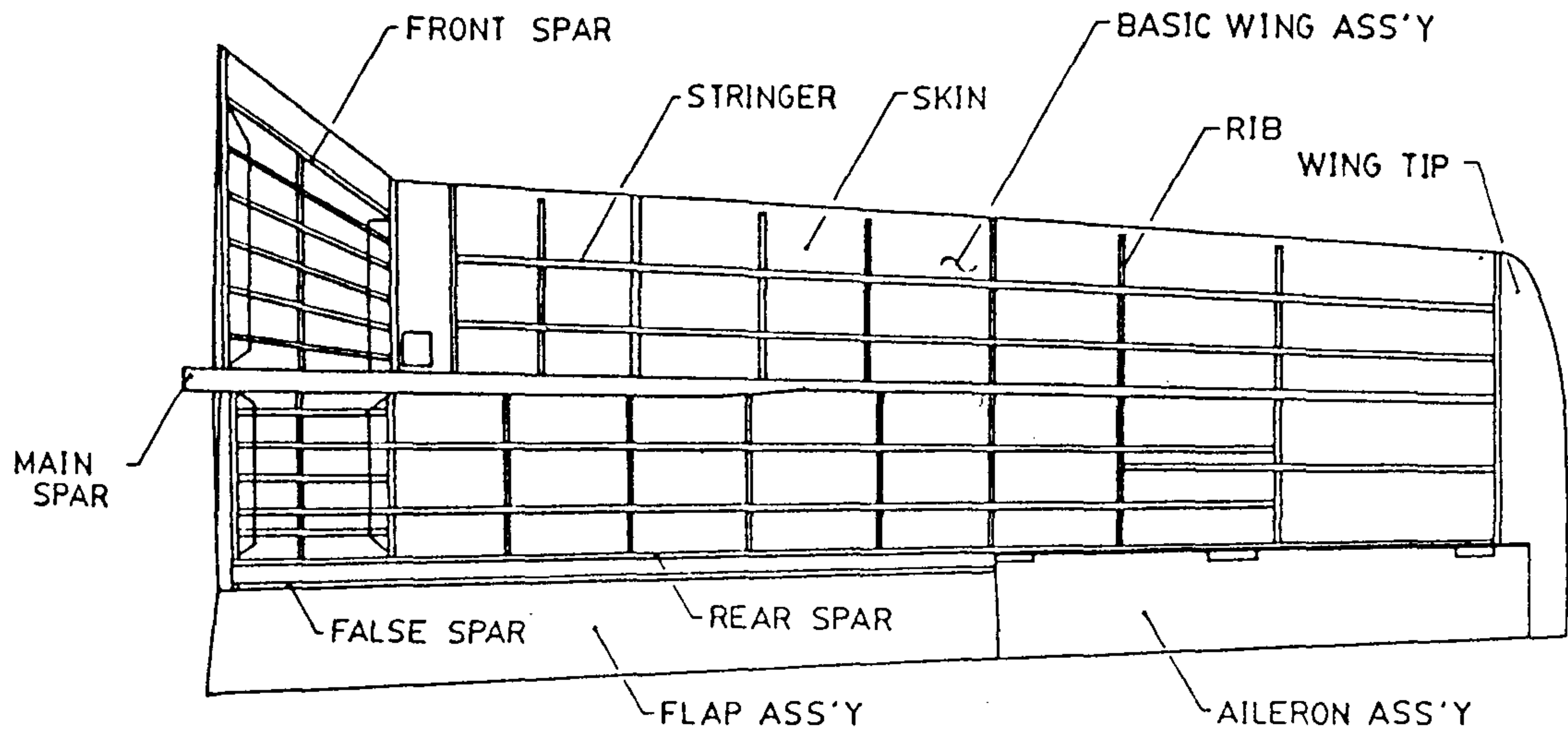
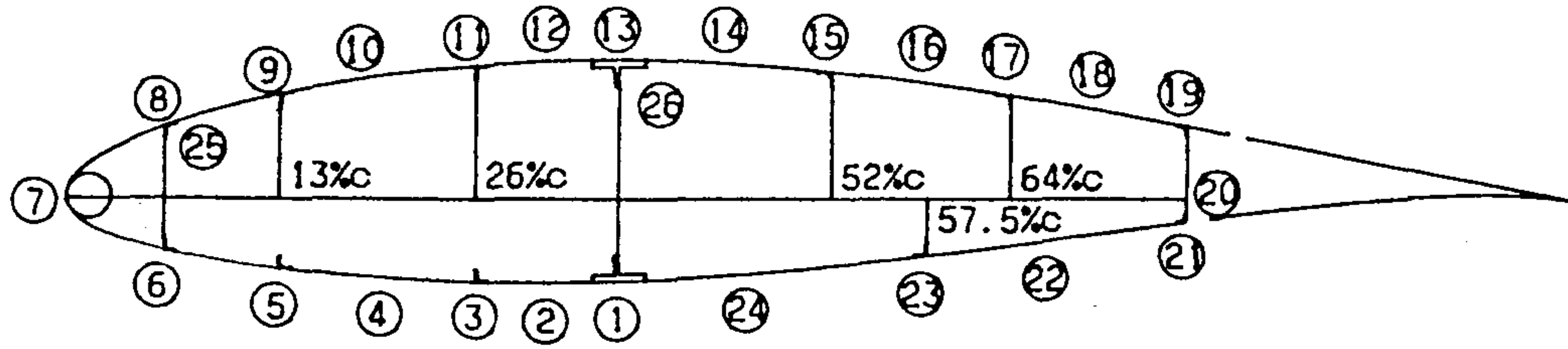


그림 2-11 날개 구조 배치도(평면도)

표 2-10 날개 주요구조 사용소재

NO	주요 구조	소재	SIZE
1	주스파	상부캡 : AL7075-T0 압출재 →가공후 T62로 열처리 하부캡 : AL2024-T351 압출재 웹 : AL2024-T3 판재	TN 60-618  TN 60-8530 t=.063, .050, .040
2	리브	AL2024-O→가공후 T42로 열처리	t=.050, .040, .032, .025
3	전방 및 후방스파	AL2024-T3 판재	t=.05, .04, .063
4	외피	ALCLAD2024-T3 판재	t=.050, .040 .032, .025, .016
5	스트링거	AL2024-T3511 압출재	TN 60-11778
6	연료탱크 채널	AL6061-T6 판재	t=.040
7	플랩힌지	AL2024-T3 판재	t=.250
8	에일러론 힌지	AL2024-T3	MS20257P4
9	날개끝 케어링	GLASS/EPOXY(DMS2288 TYPE 3, CLASS 3 GRADE F)	T=.040





- ① ⑬ : 스파 캡
- ⑳ : 스파 웹
- ㉕ : 전방 스파
- ⑲ ㉑ ㉒ : 후방 스파
- ③ ⑤ ⑨ ⑪ : 스트링거
- ⑮ ⑰ ㉓ : 외피
- ② ~ ④ : 외피

그림 2-12 날개 구조 배치도(단면도)

각 구조부재의 설계개요를 간략히 요약하면 다음과 같다.

① 1-스파 구조이므로, 주착륙 장치를 주스파에 직접 장착한다. 또한 주스파 앞전부위에 일체형연료탱크를 설치하고 주스파의 웹이 연료탱크의 후방 칸막이 역할을 하게 한다. 이점을 고려, 주스파캡의 단면 형상은 T형으로 한다.

② 주날개에 적절한 굽힘강성을 주고 T형 단면을 감안하여 스파캡의 소재는 AL2024 계열의 압출재로 한다. 단 최대 압축하중이 되는 스파 inboard 상부 캡은 압축강도가 높은 AL7075계열의 압출재를 사용한다.

③ 주스파는, 날개 스패น에 따라 inboard와 outboard에서 2개의 조립체로 하고, inboard 스파캡은 스패방향으로 적절한 테이퍼를 준다.

④ 주스파 웹은 AL 2024-T3 sheet로 하고, 날개 두께 방향의 전단력만을 담당하는 것으로 가정한다.

⑤ 주스파(주스파캡)는 날개 뿌리 부위에서는 주날개에 작용하는 굽힘 모멘트  $M_x$  전부를 담당하는 것으로 설계한다. 날개스팬 방향의 임의의 각 단면에서는

구조 부재의 효율성에 따라  $M_x$ 가 지탱된다. 날개끝 부위에서는 날개 상부에서 압축력이 작아서 외피는 좌굴하지 않고 단면에서의 모든 구조부재(상하 외피, 스트링거, 스파캡)가 모두 유효하다. 따라서  $M_x$ 도 이 구조부재들이 단면의 관성능률  $I_{xx}$ 에 대한 기여도 만큼 분담하여 지지한다.  $M_x$ 는 날개 inboard로 올수록 증가하게 되고 날개 중앙부에서는 상부 외피가 압축 좌굴하게 되어 더이상 압축력을 지지할 수 없게 된다. 따라서 날개 중앙부에서는  $M_x$ 는 하부외피, 스트링거, 스파캡에 의해서만 지탱된다. 날개 뿌리 근처에서는 상하부 외피, 스트링거는 뿌리 리브에만 연결되어 있고 동체 구조물에는 직접 연결되지 않는다. 판재인 뿌리 리브의  $M_x$ 에 대한 강성은 매우 작으므로 스펀 방향의 반력을 발생시키지 못하고, 따라서 상하부 외피와 스트링거는 스펀 방향의 수직력 즉  $M_x$ 에 대해 유효하지 못하여 스트링거나 하부외피에 의해 지탱되던 수직력이 외피의 전단 흐름으로 주스파캡에 전달되고, 동체 관통보에 완전 지지되어 있는 주스파캡이  $M_x$ 의 전량을 지지하게 된다. 즉  $M_x$ 가 최대가 되는 날개 뿌리 근방에서  $M_x$ 의 100%를 주스파캡이 지탱한다.

#### (가) 스파캡 설계

주스파 상부캡의 소재로 선정된 AL7075-T62 압출재( $0.5\text{inch} < \text{두께} < 0.75\text{inch}$ )의 물성치(단위 psi)는

$$F_{cy}(L) = 60 \times 10^3$$

$$E_c = 10.7 \times 10^3 \text{ 이다.}$$

스파캡은 외피와 스파웹에 의해 지지되어 있으므로, 압축하중하에서 column buckling을 하지 않고, 클리플링 범주에 들게 된다.

T형 단면의 최대 클리플링 강도,  $F_{cripple}$ 는

$$F_{cripple} = 0.8 F_{cy}$$

$$= 48 \text{ ksi 이다.}$$

날개-동체 결합부에서의 최대 굽힘모멘트  $M_x$ 는 약 410,000 lb-in(날개 두께 방향의 Moment Arm은 약 10 inch)이므로 최대 압축력  $P_{max}$ 는

$$P_{max} = 410,000/10.5 \approx 39,000 \text{ lb이다.}$$

따라서 필요한 스파캡 단면적,  $A_c$ 는

$$A_c \geq 41,000 \times 1.5/3,040 = 1.2 \text{ in}^2$$

이상의 조건을 만족하는 상용표준규격제를 선정한다. 이때  $F_{cripple}$ 를 극대화하기 위해서, 스파캡 플랜지의 길이/두께 비가 6이며, 또한 웹 보다 플랜지의 두께가 큰 것으로 하며 Tiernay Metals Co.의 60-618을 선정하였다.

$M_x$ 를 효과적으로 지탱하기 위해 가급적 스파캡의 C.G를 외피쪽에 있게 하여야 한다. 이를 위해 스파캡의 웹은 날개 스펠 방향에 따라 일정하게, 스파 웹과의 리벳팅 작업을 할 수 있는 최소길이(약 0.85 inch)로 고정한다. 반면 스파캡 플랜지는 날개 스펠방향으로 적절한 테이퍼를 준다.

날개-동체 결합부에서 스파캡은 그림 2-13과 같으며 강도 여유는 다음과 같다(동체 관통보와 주스파캡 결합시 AN-6 볼트를 사용하는 것으로 가정한다).

주스파 상부캡 : 극한 하중하에서 No Cripple 조건(W.S 0.0)

$$\textcircled{1} \frac{F_{cr}}{\eta} = 0.525 \times 10.7 \times 10^6 \times \frac{.37^2}{1.33} = 434 \times 10^3$$

$$\dots F_{max_1} = F_{cy}$$

같은 방법으로  $F_{max_3} = F_{cy}$

$$\textcircled{2} \frac{F_{cr}}{\eta} = 0.525 \times 10.7 \times 10^6 \times \frac{0.25^2}{1} = 351 \times 10^3$$

$$\dots F_{max_1} = F_{cy}$$

Uncertainty Factor = 0.8

$$F_{cripple} = 0.8 F_{cy} = 0.8 \times 60 \times 10^3 = 48 \times 10^3$$

$$P_{allow} = (1.19 \times 48 + 0.1 \times 2 \times 33) \times 10^3 = 64,720 \text{ lb}$$

$$M_s = \frac{63,720}{39,060 \times 1.5} - 1 = 0.09$$

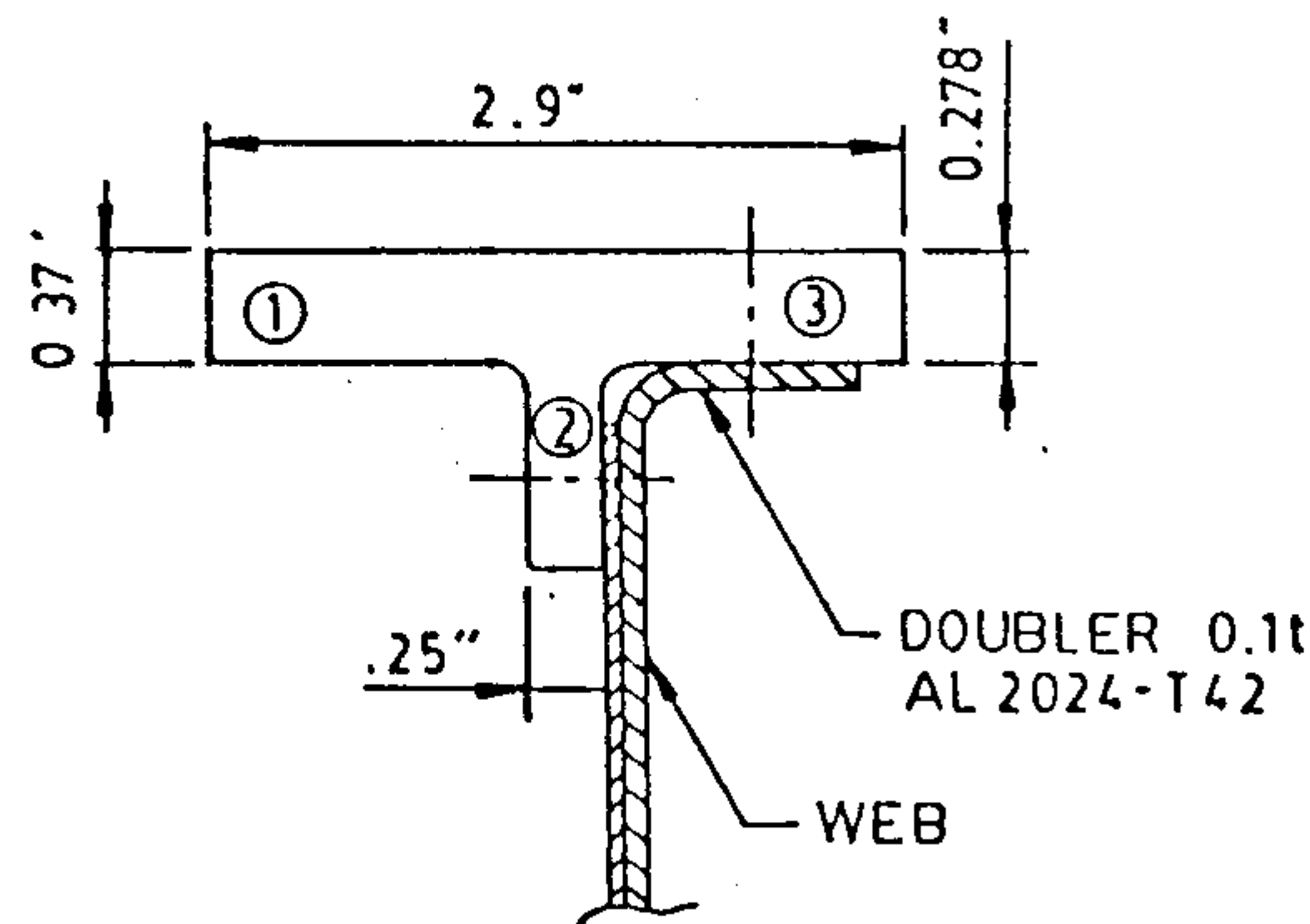


그림 2-13 날개/동체 결합부위 스파 단면도

스파캡은 연료탱크가 있는 부분을 피하여, WS 102 이후에서 경량의 ㄱ 형 압출재를 splicing해서 사용함으로써 무게를 경감시킨다. Outboard 스파캡은 Tiernay Metals Co.의 60-17136을 선정, 가공하여 사용한다.

#### (나) 주스파 웹 설계

주스파 웹은 좌굴을 허용하고, 극한 하중하에서 파괴가 발생하지 않도록 설계한다. 주스파 웹 좌굴에 의한 tension field 응력은 주스파 캡 및 리브 플랜지가 지탱한다.

주스파 웹 소재인 AL 2024-T3 sheet의 물성치(단위 : ksi)는

$$F_{su} = 37$$

$$F_{bru} = 121$$

$$E_c = 10.7 \times 10^3$$

$G = 9.7 \times 10^3$  이다.

날개 뿌리에서, 주스파 웹에 작용하는 제한전단하중은  $Fz = 4,670 \text{ lb}$ 이므로 전술한 설계조건을 만족하기 위한 웹 게이지,  $t_{web}$ 은

$$t_{web} \geq \frac{4,670 \times 1.5}{37,000 \times 9} = 0.021(\text{inch})$$

여기서 9는 웹의 높이이다.

주스파 웹은 캡에 리벳팅이 되므로, 웹 게이지 결정시 베어링 강도를 고려해야 한다. 웹에서의 전단흐름은 외피 게이지등에 따라 변화하므로 반복계산을 요한다.

예비검토 결과 WS 6에서 웹의 극한 전단흐름은  $q_{web} \approx 470 \text{ lb/in}$ 이다.

웹 게이지를 0.04"로 하고, 리벳은 MS20470AD5를 선택, 전단 및 베어링 강도를 고려하여 리벳 간격을 결정한다.

리벳전단강도는  $0.964 \times 596 = 575 \text{ lb}$  이고

베어링 강도는  $121,000 \times 0.04 \times 5/32 = 756 \text{ lb}$  이므로

WS 0.0 부터 WS 48.0까지는 리벳 간격을 1 inch로 한다.

WS 41 부터 WS 108.3까지의 주스파 웹은 연료탱크 칸막이 역할을 하게 된다.

여기서 극한 전단흐름은  $355 \text{ lb/in}$ 이고 MS20470AD4를 1" 간격으로 리벳팅한다.

WS 92 이후에도, MS20470AD4를 1"간격으로 리벳팅한다.

주스파캡과 주스파웹간 리벳 결합의 전단 및 베어링 응력에 대한 MS는 충분하다.

#### (다) 전방 및 후방스파 설계

전후방 보조스파는 외피와 더불어 비틀림 모멘트  $M_y$ 를 지탱하며, 또한 주날개의 단면형상을 유지시키는 역할을 하므로 제한 하중하에서 좌굴이 일어나지 않도록 설계한다. 최대  $M_y = 8900 \text{ lb-in}$ 가 그림 2-14와 같이 작용할 때 외피, 전후방

보조스파에 유도되는 전단 흐름,  $q$ 는

$$q \cong \frac{89,000}{2 \times (222 + 202)} = 105 \text{ lb/in}$$

전후방 스파 각각에서의 임계 좌굴 응력  $F_{scr}$ 은, 그림 2-15(a)(b)로 부터 다음과 같이 계산한다.

① 전방스파( $k_s = 6.1$ )

$$F_{scr} = 6.1 \times 10.8 \times 10^6 \times \frac{t}{8.8} \geq \frac{105}{t_{front}}$$

$$\therefore t_{front} \geq .050$$

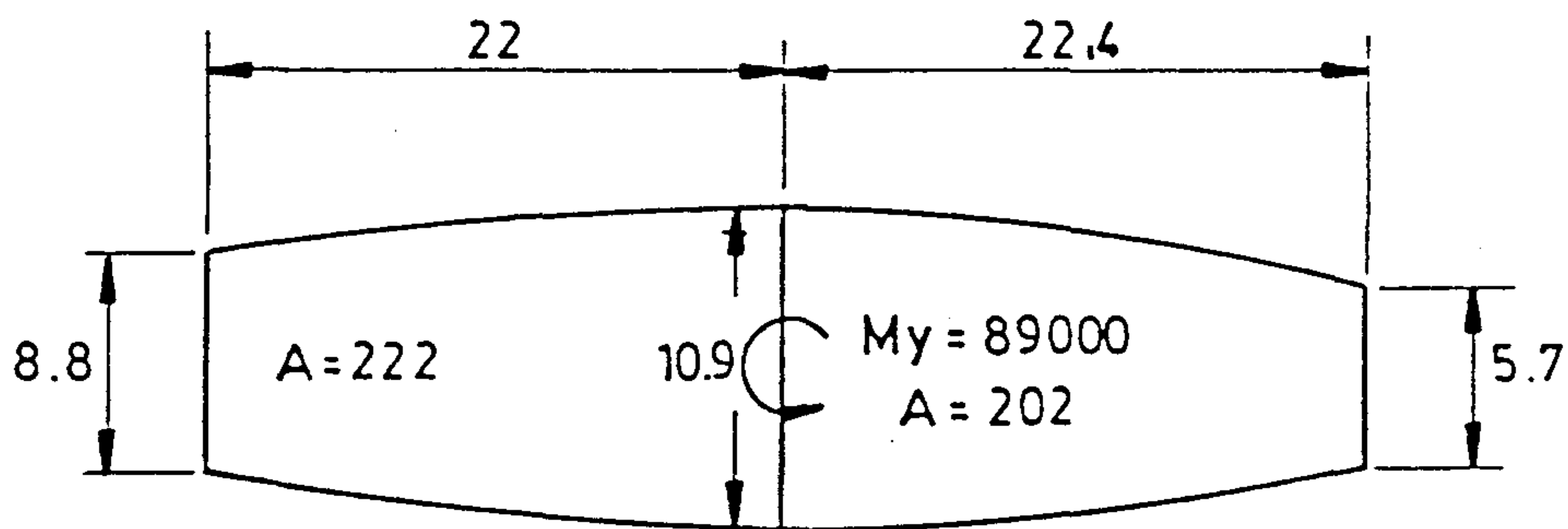
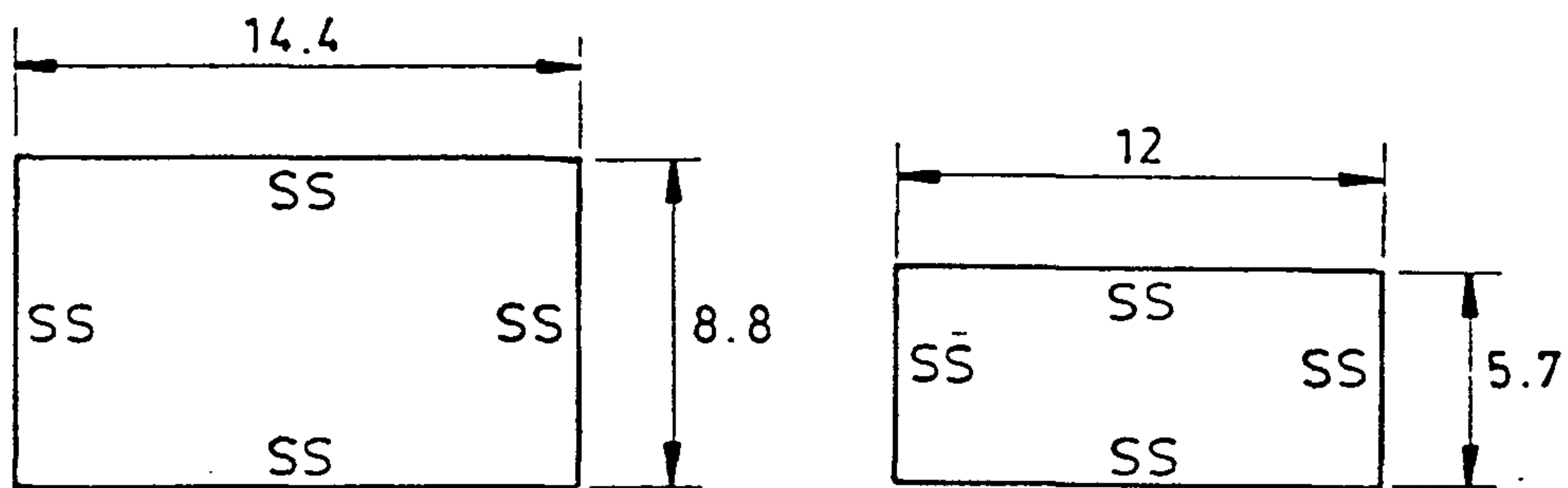


그림 2-14 날개 토오크 박스(WS 6)



(a) 전방스파(WS 0~WS 12)

(b) 후방스파(WS 0~WS 12)

그림 2-15 전후방 스파 및 경계조건



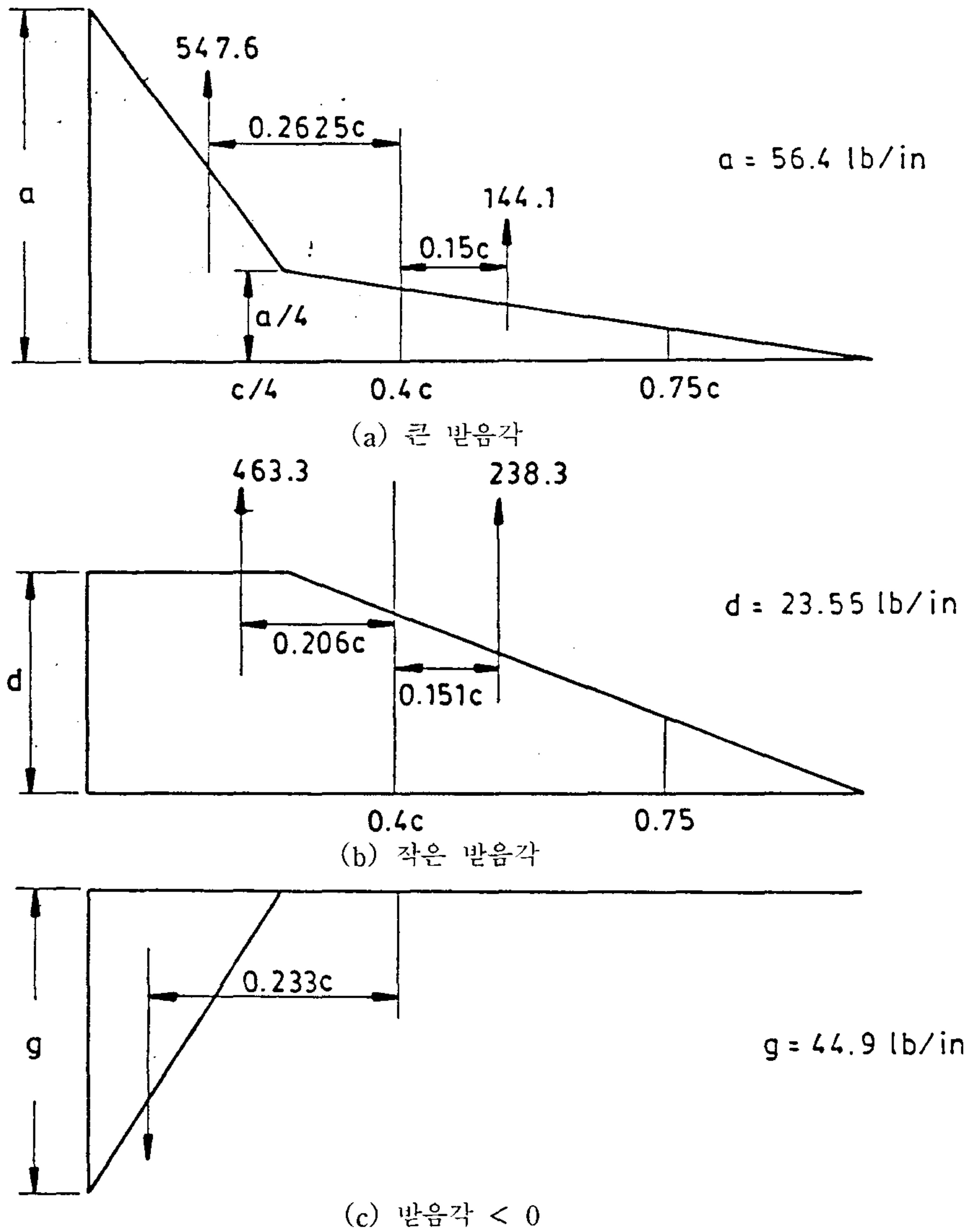


그림 2-16 리브에 작용하는 외력(W.S 138, C=51.1 inch)

② 후방스파( $K_s = 5.6$ )

$$F_{scr} = 5.6 \times 10.8 \times 10^6 \times \frac{t}{5.7} \geq \frac{105}{t_{rear}}$$

$$\therefore t_{rear} \geq .038$$

이에 따라, 전방스파 게이지는 .051", 후방스파 게이지는 .063", .050", .040"의 세부분으로 나누어 램조인트 한다.(AL2024-T3)

전방스파와 외피와의 결합은 리벳 MS20426AD4로, 후방스파와 외피와의 결합은 리벳 MS20470AD4로 하고 전단흐름을 고려하여 간격은 1.2 inch로 한다.

#### (라) 리브 설계

리브의 일반적 기능은

- 날개 단면형상을 유지하고
- 날개 팬널(외피 + 스트링거)의 스팬방향 길이를 감소시킴으로써 좌굴강도를

높이고

- 외피에 작용하는 공기력을 주스파에 전달하며
- 날개에서의 집중하중(조종면 힌지하중 등)을 외피와 스파등으로 확산시킨다.

또 특수한 기능으로는

- Foot step으로서의 역할과
- 일체형 연료탱크의 옆 칸막이 역할 등이 있다.

이상의 내용을 고려하여 다음과 같은 조건으로 리브를 설계한다.

WS 1, WS 2.5의 리브를 제외하고, 그 밖의 일반 리브는 같은 게이지로 하며, 주스파를 기준으로 하여 전방 및 후방 리브는 같은 게이지로 한다.

리브는 AL2024-O Sheet를 forming 가공한 뒤 T42로 열처리 하고 시위 방향 하중분포는 FAR 23 Appendix B의 방법으로 간략화 한다.

리브 게이지는 리브 플랜지가 제한하중에서 소성변형을 하지 않는 조건으로 정한다.

(마) 일반 리브 설계

리브간 거리가 가장 긴 WS 140의 전방 리브가 가장 큰 하중을 받게 되므로, 이에 대해 게이지를 결정하고 나머지는 그에 준하기로 한다. 그림의 조건하에 전방 리브에 가장 큰 하중이 걸리게 되고, 이 경우, 전방리브의 자유물체도는 그림에 보인바와 같다.

리브 웹에서의 전단흐름,  $q_{web}$ 은

$$q_{web} = \frac{127.9 \times 8.64 - 547.6 \times 13.4}{2 \times 143.9} = -21.7 \text{ lb/in이다.}$$

A점에서의 압축력  $P_A = 13.4 \times 547.6/8.64 = 850 \text{ lb}$ 이다.

리브 플랜지를 1 inch, 리브 게이지를 0.032 inch로 하면 압축응력,  $\sigma_A$ 는

$$\sigma_A = \frac{850}{1 \times .032} = 26,563 \text{ psi이므로 소성변형이 일어나지 않는다.}$$

리브 웹에서는 A-A'면에서 가장 전단 응력이 크고, 극한 하중하에서 그 크기는  $1.5 \times 21.7/0.032 = 1,017 \text{ psi}$ 이므로,  $F_{su}$ 에 비해 매우 작다. 그러므로 웹에는 적당한 무게 경감구멍을 둘 여유가 있다. 경감 구멍의 위치와 크기는 주위 시스템의 배치, 제작 공정과 관계가 있으므로 이들을 고려하여야 한다. 리브 플랜지와 외피간의 전단흐름(21.7 lb/in)은 작으나 날개형상 유지를 위해 1 inch 간격으로 MS20470AD4를 리벳팅한다. 리브 웹과 스파 웹간에도 같은 방식으로 리벳팅 한다.

(바) 뿌리 리브 설계

주날개 외피를 통해 전달되어 오는 비틀림 모멘트  $M_y$ 는 날개 뿌리에서 외피가 끝남에 따라, 그 전량이 뿌리 리브에 전달된다. 또, 상부외피가 전단좌굴하게 되면 semi-tension field를 형성하게 되고, 이것의 시위 방향 성분이 뿌리리브 플랜지에

압축응력을 유도한다. 한편, 날개 뿌리 부근에서는 리브 간격이 작으므로(12 inch) 공력은 비교적 작게 받는다. 이상의 내용을 고려하여 다음과 같은 기준으로 뿌리리브를 설계하였다.

비틀림 모멘트 My에 대해 외피가 좌굴을 하지 않도록 설계함으로써 뿌리리브가 tension field 응력을 받지 않도록 한다. 설계 하중 조건은 My가 최대가 되는, 에일러론 4.5 변위 조건이며 이때의 제한하중하에서의 플랜지가 소성변형을 하지 않도록 한다.

(사) 연료탱크 부위 리브 설계

WS 55.5~WS 102.5간의 리브는 일반리브가 받는 하중에 연료관성 하중을 추가로 받게 된다. 연료관성력이 가장 큰 영향을 미치게 되는 SB06U 하중 조건을 선정하여 WS 71의 전방 리브에 대해 검토한다. 그 자유 물체도는 그림 2-17과 같다.

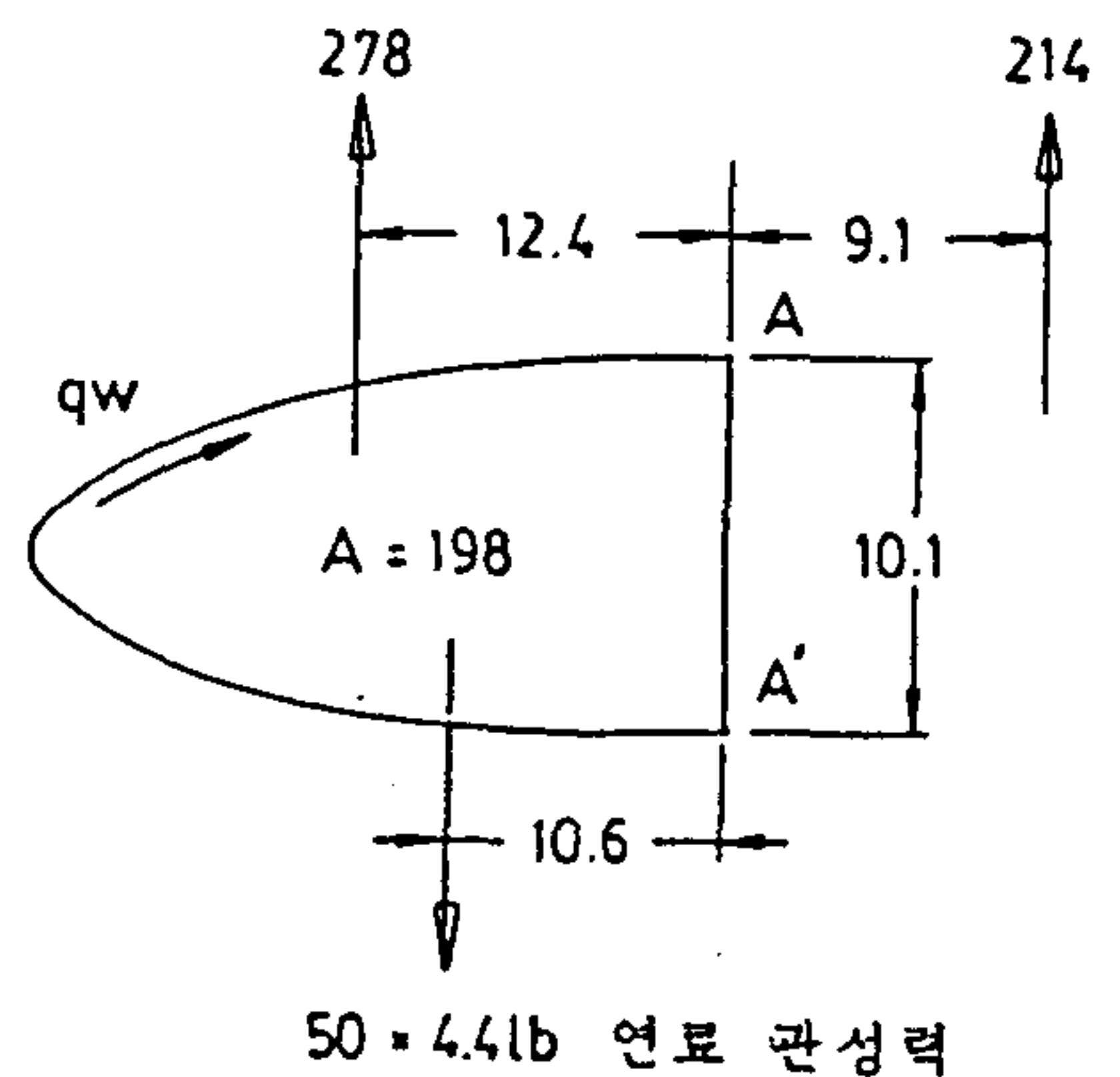


그림 2-17 연료탱크부 리브 자유물체도(WS 71)

리브 웹에서의 전단흐름,  $q_w$ 는

$$q_w = \frac{220 \times 10.6 + 214 \times 9.1 - 278 \times 12.4}{2 \times 198} = 2.1 \text{ lb/in}$$

전단흐름이 일반리브의 경우에 비해 대단히 작고, 그것은 연료관성 하중이 공기력을 크게 상쇄시킨 결과이다. 이에 따라 연료탱크 부위 리브의 게이지 및 리벳팅도 일반 리브에 준하기로 한다. 다만, WS 55.5와 WS 102.5에서의 리브는 연료탱크 외벽을 형성하게 되므로 플랜지와 외피, 또 플랜지와 주스와 웹간에는 0.5 in 간격으로 촘촘히 리벳팅한다.

#### (아) 날개끝 리브 설계

날개끝 리브는 하중을 크게 받지 않으므로 게이지는 일반 리브에 준하여 0.032 inch로 한다.

#### (자) 외피 및 스트링거 설계

주날개 단면을 단순화 시키면 2-Cell 박스가 되고, 외피에는 전단하중  $F_z$ 와 비틀림 모멘트  $M_y$ 에 의해 전단응력과 굽힘응력이 유도된다. 외피는 이 응력 조건하에서 형상을 유지할 수 있어야 한다. 주날개 외피가 형상을 유지하기 위해서는, 즉 공력특성을 유지하기 위해서는 외피의 좌굴이 방지 되어야 한다. 그러나 모든 하중 조건하에서 외피의 좌굴을 방지할 수는 없으므로 외피설계에 있어서는 외피 좌굴 특성에 대해 명확히 경계를 짓는 것이 필요하다. 또한 스트링거도 외피의 좌굴 특성과 관련하여 설계되어야 한다. 이상의 내용을 고려하여 다음과 같은 원칙으로 설계한다.

- 2-Cell 박스 구조에서는 전방 및 후방 박스에서 전단흐름이 다르므로 외피 게이지는 분리하여 결정한다.
- 외피는 상하면 대칭으로 한다.
- 외피의 경우, 압축응력( $M_x$ 에 의한)하에서는 좌굴을 허용한다. 외피의 주

변구조(스트링거, 리브, 스파등)가 충분히 강성을 유지하고 있는 상황에서, 압축응력이 외피의 좌굴강도를 초과한 경우에는 응력의 재배치 현상이 시작된다. 즉, 하중이 증대되어도 외피의 응력은 좌굴강도로 유지되고, 타부재들이 여분의 하중을 지탱, 탄성변형 하면서 외피를 지지하게 된다. 따라서, 외피는 파장이 리브간격의 2배가 되는 완만한 변위가 일어나지만, 그 변위 정도는 탄성변위와 같은 정도이므로 공력특성에는 영향을 주지 않는다. 반면 전단좌굴을 하여 tension field를 형성하게 되면 날개 시위에 대해 약 45° 경사져서 파장이 작은 굴곡이 발생하게 되고, 이러한 외피변위는 날개의 공력 특성에 악영향을 주므로 방지되어야 한다.

- 위의 내용을 고려, 80% 제한하중까지 외피의 전단 좌굴을 방지한다.
  - 외피의 압축 좌굴시 과도한 변형을 방지하기 위해서는, 스트링거가 좌굴하지 않도록 하여야 한다. 이점을 고려 100% 제한 하중까지 스트링거 좌굴을 방지한다.
  - 스트링거 소재 AL2024-T3511 Extrusion, 외피소재 Alclad 2024-T3 sheet의 물성치는 전술한 바와 같다.
  - 설계하중 조건은 날개 전단하중 Fz가 가장 큰 SB06U 조건과 날개 비틀림 모멘트 My가 가장 큰 비대칭 비행하중 조건(에일러론 down)의 2가지로 한다.
- 이상을 기준으로, 몇차례 반복계산을 거쳐, 외피게이지를 아래와 같이 정한다.

Wing Station		0~2	22~30	30~55.5	55.5~102.5	102.5~169
외피 게이지 (inch)	앞 전 부	0.040	0.050	0.040	0.040	0.025
	뒷 전 부	0.040	0.040	0.040	0.040	0.025

- 스트링거는 상용표준 규격의 Al2024-T3511 압출재를 선정한다.
- 외피가 압축좌굴하면 스트링거를 구속할 수 없으므로 압축응력 하에서 스트링거는 스트링거 주위의 유효 외피와 함께 column으로서의 특성을 갖는다.
- 이 스트링거나 유효외피로 이루어지는 column의 좌굴응력이 제한하중에서의



스트링거의 응력 보다 커야한다.

스트링거에 작용하는 압축응력은 스파캡 응력 보다 클 수 없다. 제한하중 하에의 압축응력,  $\delta_{st}$ 는 15 ksi정도이다.

외피의 유효폭,  $W_{eff}$ 는

$$W_{eff} = 1.7 \times \frac{10.8 \times 106}{15 \times 10^3} \times t \quad (t = \text{외피게이지})$$
$$= 47 t \text{ 이고}$$

$t = .04 \text{ inch}$ 이면  $X = .232 \text{ inch}$ ,  $I_{NLA} = 0.0144 \text{ inch}^4$ 이다.

그러므로 좌굴응력  $F_{cr}$ 은 20,810 psi이다.

따라서 스트링거의 압축좌굴에 대한 MS는

$$MS = \frac{20,800}{15,000} - 1 = 39(\%) \text{ 이다.}$$

#### (차) 연료탱크 설계

연료탱크는 일체형이므로, 특히 연료 누출 방지를 위한 배려가 필요하다. 주스파캡 부위에서 누출의 가능성이 클 것으로 판단되므로 그림 2-18과 같이 실린더형 채널을 사용하여 sealing을 용이하게 하도록 한다. 이 채널은 플랜지와 웹간에 용접이 필요하므로 AL6061-T6 소재로 하고 게이지는 주위 외피게이지와 같이 .04 inch로 한다.

그림 2-11, 12의 구조배치와 표 2-10의 소재 선정을 기본으로 하여, 날개 구조 찻수 설계는 그림 2-19의 세부설계 유통도에 따라 진행 완성 되었다. 날개 찻수 설계는 날개의 구조중량과 밀접한 연관관계가 있으므로 세밀한 반복계산이 필요하다. 이에 따라 창공-91의 날개 설계는 날개 각구조 부재에 작용하는 최대 내력(internal load)를 보다 정밀히 계산하기 위하여 전산프로그램 WINGLOD를 개발 활용하였다.

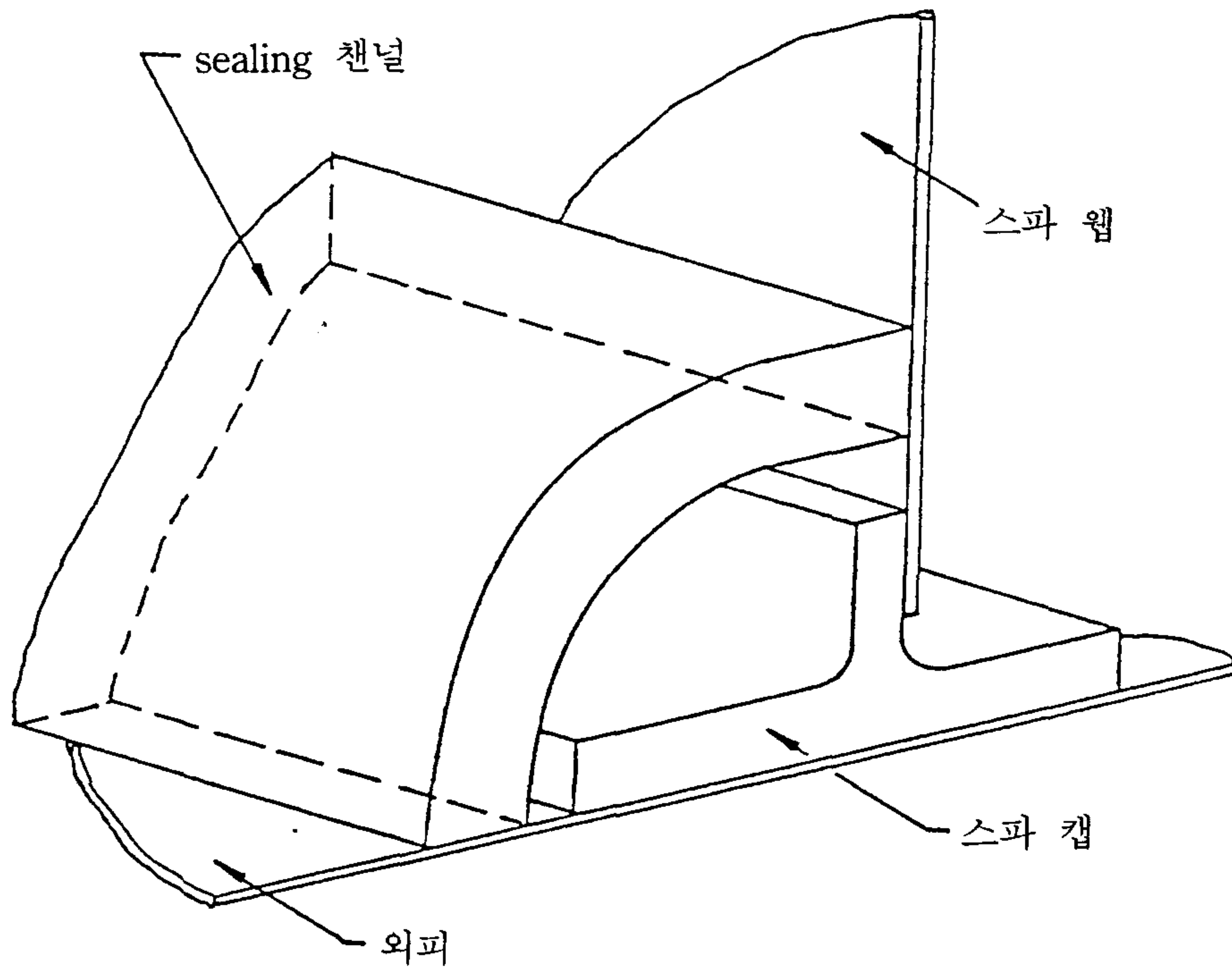


그림 2-18 연료탱크 채널

그림 2-20에 전산프로그램 WINGLOD의 구조 및 내용을 간략히 나타내었다. 그림 2-20의 날개축 시스템은 날개 설계도면의 기준축(WS, WNS, WCS)과 WINGLOD에 사용된 축 시스템과의 상호관계를 보이고 있다. 그림 2-21은 구조의 불연속성에 기인한 shear lag 현상을 감안하여 부여한 날개 구조 효율성의 개략도이다.

날개 구조의 치수 설계에 사용된 하중조건으로는 그림 2-19와 같이(3개의 중량형상에 의한 각각 10개의 비행조건) 도합 30개의 비행하중조건 및 전항에 기술된 지상하중 해석결과를 적용하였다. 날개에 주어지는 스펜 방향의 외력 분포는 WINGLOD의 부프로그램인 AIRLOD, INERTIA, LOAD를 통해 계산되었으며, 해석결과 지상하중 조건 보다는 비행하중이 보다 임계적인 것으로 나타났다. 이에

따라 날개 구조설계 하중으로 선별된 대표적인 비행하중에 대한 날개 분포하중 결과의 날개 구조 배치 및 각 부재의 치수와 형상설계 결과를 종합 WINGLOD 부프로그램 LOAD, UNIT1, UNIT2등에 의하여 기본날개의 강성 및 각 구조부재에 작용하는 내력을 반복 계산하였으며, 한편 부프로그램 COMPARE에 의하여 각 구조부재에 작용하는 최대 내력을 추출하였다. 이에 따라, 각 구조부재의 강도를 확인→설계 치수 변경→내력 재계산→강도확인의 과정으로 반복계산을 하였으며, 최종적으로 날개의 강성을 확인하여 치수설계를 완료하였다. 최종적으로 확정된 기본 날개의 각 단면의 강성 계수들은 표 2-11, 12와 같다.

이상의 과정으로 날개의 치수설계를 완료하였고 추가하여 fastening 설계를 포함하여 최종적으로 날개구조 설계가 완료되었으며, 그 결과는 약 300매의 상세 설계도로 출도하였다.

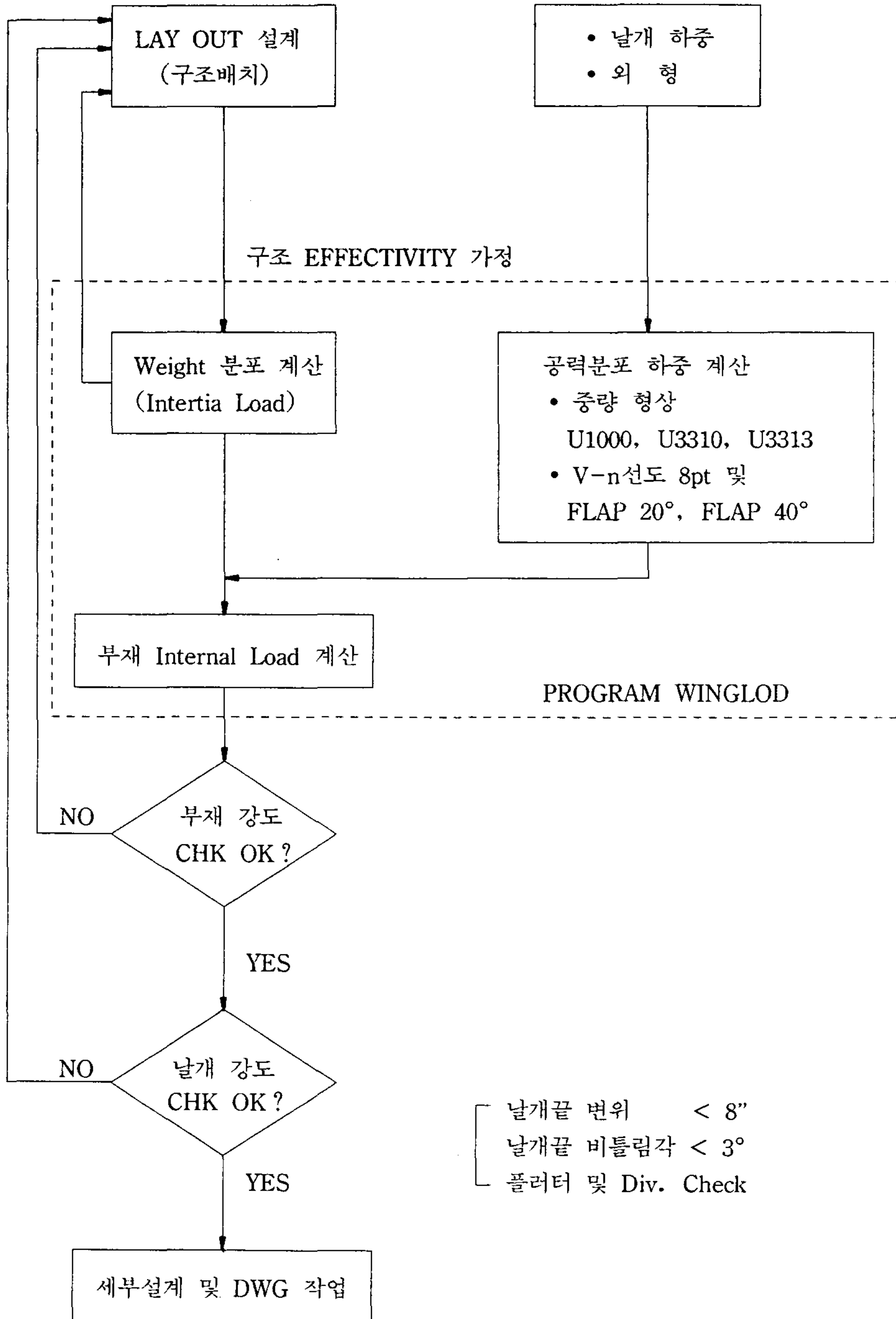
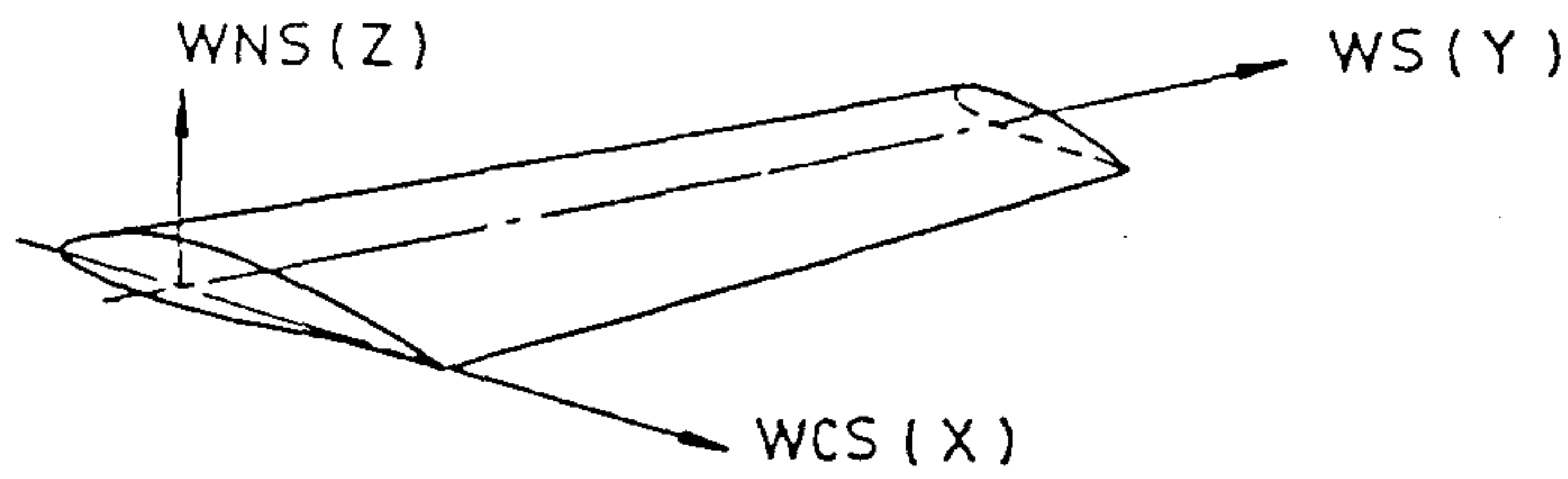


그림 2-19 날개설계 유통도



WING COORD SYS.

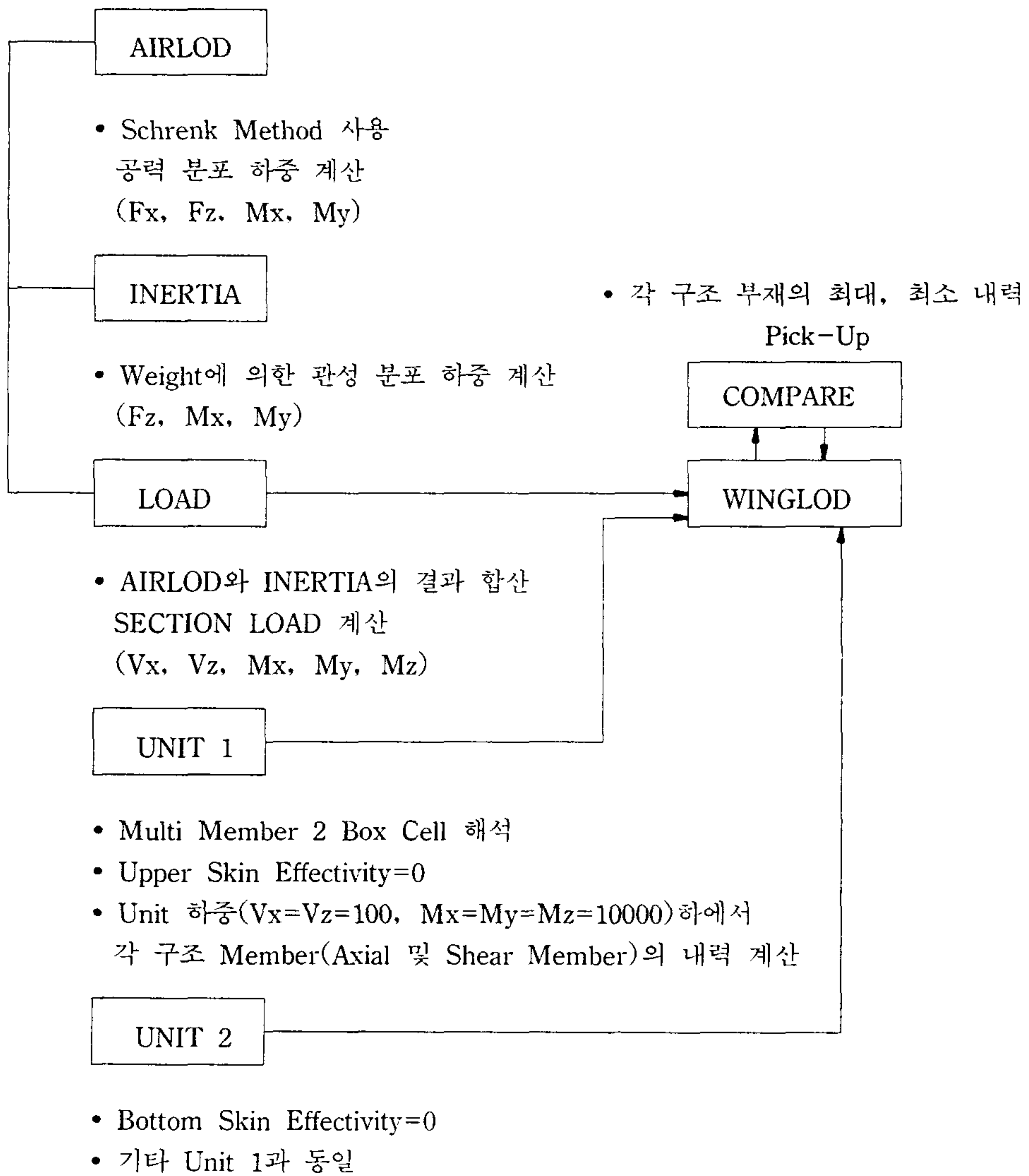


그림 2-20 전산 프로그램 WINGLOD의 기능 및 구성

표 2-11 날개 스펠 방향 강성(n=-1)

I	W.S	OX	OZ	IXX	IZZ	IXZ	J	S.C(X)	S.C(Z)
3	1.000	-0.105	1.612	55.866	256.356	0.000	267.739	-1.159	2.061
4	-6.000	-0.219	2.682	67.493	295.628	-6.846	244.352	-1.127	1.650
5	11.000	0.308	2.636	66.758	309.004	-3.654	221.600	-0.973	1.606
6	16.500	0.802	2.608	64.921	319.675	-0.784	199.014	-0.794	1.568
7	22.000	1.274	2.580	63.148	329.039	1.779	177.119	-0.592	1.534
8	26.000	2.827	2.660	63.980	205.039	0.399	200.967	-1.672	1.104
9	30.000	3.124	2.578	61.285	204.051	1.487	170.351	-0.366	1.111
10	36.250	2.336	2.545	61.777	280.628	0.630	165.185	-0.491	0.946
11	42.500	1.495	2.501	62.119	343.486	-0.742	160.124	-0.639	0.871
12	49.000	0.735	2.478	61.907	395.462	-0.889	154.972	-0.694	0.803
13	55.500	0.186	2.456	60.478	430.301	-0.736	149.932	-0.800	0.795
14	63.250	-0.326	2.457	57.784	457.379	-0.483	143.959	-1.230	0.779
15	71.000	-0.651	2.506	49.051	467.777	0.059	138.253	-1.251	0.770
16	78.500	-0.687	2.574	40.436	451.766	0.359	132.876	-1.252	0.761
17	86.000	-0.664	2.530	39.274	436.283	0.335	127.641	-1.234	0.755
18	94.250	-0.638	2.481	38.018	419.652	0.312	122.043	-1.213	0.748
19	102.500	-0.613	2.433	36.784	403.438	0.291	116.611	-1.193	0.742
20	111.250	-0.706	2.286	30.095	246.668	1.338	69.505	-0.905	0.676
21	120.000	-0.632	2.239	29.045	236.331	1.239	66.124	-0.888	0.669
22	130.000	-0.859	2.338	18.322	224.456	1.544	62.396	-0.865	0.665
23	140.000	-0.826	2.279	17.550	213.388	1.468	58.811	-0.845	0.657
24	155.000	-0.030	2.290	13.233	131.973	1.495	53.695	-0.900	0.694
25	170.000	2.328	1.070	6.012	29.417	0.000	48.884	-0.548	1.607



표 2-12 날개 스펙 방향 강성(n=1)

I	W.S	OX	OZ	IXX	IZZ	IXZ	J	S.C(X)	S.C(Z)
3	1.000	-0.105	1.769	55.651	256.356	0.000	267.739	-1.159	2.061
4	6.000	-0.022	0.480	71.718	299.075	5.947	244.352	-1.220	2.213
5	11.000	0.410	0.571	70.783	307.085	4.190	221.600	-0.973	2.231
6	16.500	0.820	0.654	68.807	313.363	2.313	199.014	-0.742	2.241
7	22.000	1.217	0.736	66.863	319.135	0.383	177.119	-0.520	2.248
8	26.000	2.706	0.668	63.033	193.368	3.008	200.967	-1.607	2.473
9	30.000	3.035	0.724	64.764	194.657	0.035	170.351	-0.306	2.469
10	36.250	1.993	0.514	66.939	289.209	11.225	165.185	-0.509	2.318
11	42.500	1.508	0.470	66.638	342.446	13.019	160.124	-0.591	2.199
12	49.000	0.953	0.441	65.943	381.053	14.923	154.972	-0.615	2.063
13	55.500	0.439	0.389	64.483	414.705	17.762	149.932	-0.711	1.997
14	63.250	-0.042	0.355	62.134	441.156	20.048	143.959	-1.128	1.923
15	71.000	-0.576	0.188	53.795	469.018	23.968	138.253	-1.158	1.876
16	78.500	-0.606	0.074	44.862	453.037	22.811	132.876	-1.139	1.846
17	86.000	-0.584	0.086	43.571	437.544	21.999	127.641	-1.124	1.818
18	94.250	-0.559	0.099	42.154	420.903	21.127	122.043	-1.107	1.787
19	102.500	-0.534	0.112	40.762	404.677	20.276	116.611	-1.090	1.757
20	111.250	-0.666	0.350	33.239	246.668	13.195	69.505	-0.791	1.729
21	120.000	-0.643	0.358	32.052	236.350	12.622	66.124	-0.778	1.696
22	130.000	-0.806	-0.049	19.876	224.543	11.194	62.396	-0.682	1.668
23	140.000	-0.774	-0.032	19.031	213.491	10.635	58.811	-0.669	1.631
24	155.000	0.034	-0.006	14.586	126.440	5.822	53.695	-0.807	1.529
25	170.000	2.328	1.297	5.980	29.417	0.000	48.884	-0.548	1.603

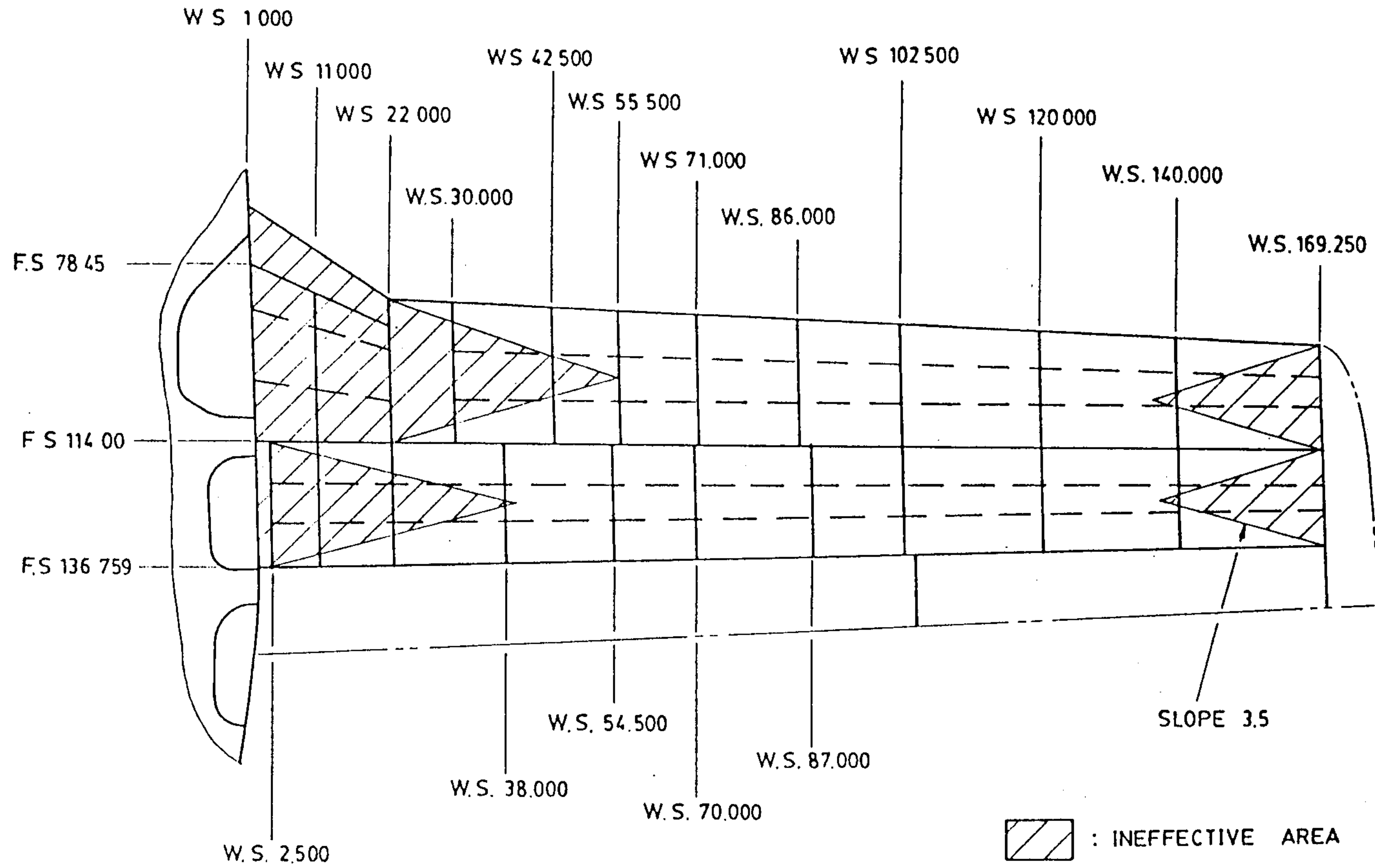


그림 2-21 날개 구조부재의 Effectivity

## (2) 플랩

창공-91의 플랩은, 날개 리브(WS 2.5, WS 22, WS 54.5, WS 102.5)에 부착된 4개의 힌지에, 플랩스파에 부착된 horn을 베어링을 사용하여 연결하였고, 중앙 동체부의 플랩 구동시스템과는 푸시-풀 로드로 연결 되도록 하였다. 플랩구조설계 기준으로는 비행조종면의 제반 요건으로 FAR Part 23 § 23.671~ § 23.701과 조종면 하중 조건으로 FAR Part 23 § 23.397~ § 23.459에 규정되어 있으며, 또한 FAR Part 23 Appendix B에 간략한 하중 해석 방안이 규정되어 있고, 창공-91의 플랩의 구조설계는 이를 만족시키는 것을 설계 목표로 하였다.

플랩설계도 전술한 날개설계와 유사하게 구조설계가 진행되었으나, 날개하중에 비해 플랩하중은 매우 작으므로, 플랩구조는 모두 AL 2024-T3 계열의 판재로 설계하였다. 플랩의 기본 골격으로는 플랩스파의 7개의 리브 그리고 외피의 단순한 구조형식을 취하도록 하였고(그림 2-22 참조), 특히, 제작의 간편성을 위하여 플랩 외피는 bead를 주지 않는 것으로 설계하였다. 플랩의 구조배치 및 설계내역은 그림 2-22에 나타내었고, 상세한 설계내역은 12000계열 도면(부록 참조)에 나타내었다.

## (3) 에일러론

에일러론 역시, 전술한 플랩설계와 동일한 과정으로 설계 하였으며, 설계 기준 역시 플랩에 관한 규정과 동일하므로 중복을 피하기 위해 구조설계내역의 기술은 생략한다. 에일러론의 설계결과는 그림 2-23에 나타내었으며, 역시 그 상세내역은 도면 13000계열(부록 참조)에 출도하였다.

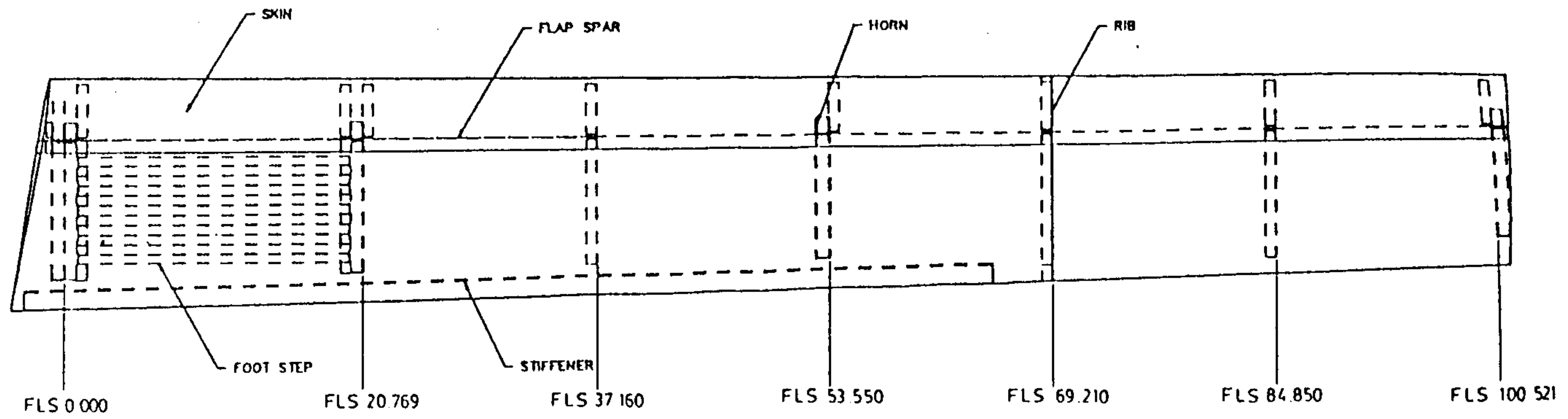


그림 2-22 플랩 구조 설계도

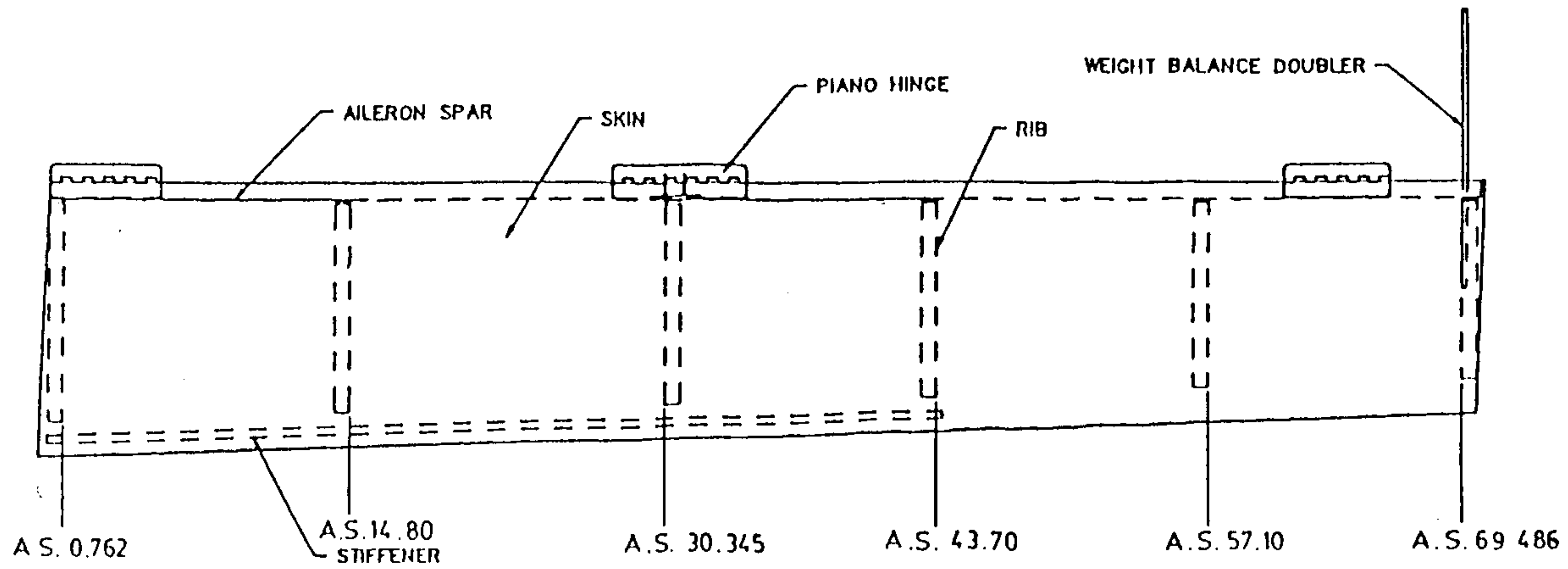


그림 2-23 에일러론 구조 설계도

#### (4) 동 체

창공-91 동체는 FAR-23의 U급에 해당되는 + 4.4g ~ - 1.76g의 제한 하중을 지탱할 수 있는 범용 알루미늄 소재의 세미모노코크 형식의 구조 형식으로 하였고, 생산, 정비 및 설계의 간편성을 기하기 위하여 가급적 프레임 및 종통재의 갯수를 줄인 단순구조형식을 택하도록 하였다. 창공-91 동체설계는 아래의 개념을 원칙으로 하여 구조 부재를 배치하였다.

- 동체 중량을 최대한 줄이기 위하여 외피의 좌굴은 허용하도록 하며, 하중이 집중하는 중앙동체 부위에는 킬빔을 배치함으로써 측면 외피나 론저론으로 이루어지는 하중 지지구조에 여유 강도를 부여 하도록 한다.

- 날개의 굽힘 모멘트를 유효하게 지지 할 수 있도록 날개 스파 결합 부위에는 튼튼한 관통빔을 설치하여 양쪽날개의 굽힘 모멘트를 지지하도록 하며, 날개의 비틀림 모멘트 및 항력을 지지하도록 전방보조스파 및 후방스파 부위에 pivot joint 러그를 설치하도록 한다.

- 승객 및 조종사의 출입을 용이하도록 하기 위하여 전방 좌석은 우측면에, 후방 좌석쪽은 좌측면에 출입문을 하나씩 설치 했으며, 조종사 및 승객의 시야를 확보하기 위하여 타 유사기종 보다 넓은 창문을 설치 하도록 한다.

- 전방 조종석은 조종사의 체구에 따라 위치를 조절할 수 있도록 좌석 레일을 설비하고, 후방 좌석들은 모두 붙박이형으로 한다.

- 전방 착륙장치는 엔진 마운트 프레임에 장착하여 엔진 마운트 프레임과 착륙장치가 일체형 구조를 형성하도록 한다.

- 후방동체의 구조는 될수록 프레임을 적게 사용하며, 좌굴 강도가 부족한 부분은 보강재를 이용하여 보강토록 한다.

이상의 설계 개념하에, 그림 2-24와 같이 동체의 구조 배치 설계를 하였으며 그 세부 구조배치 내역의 설계 개요는 다음과 같다.



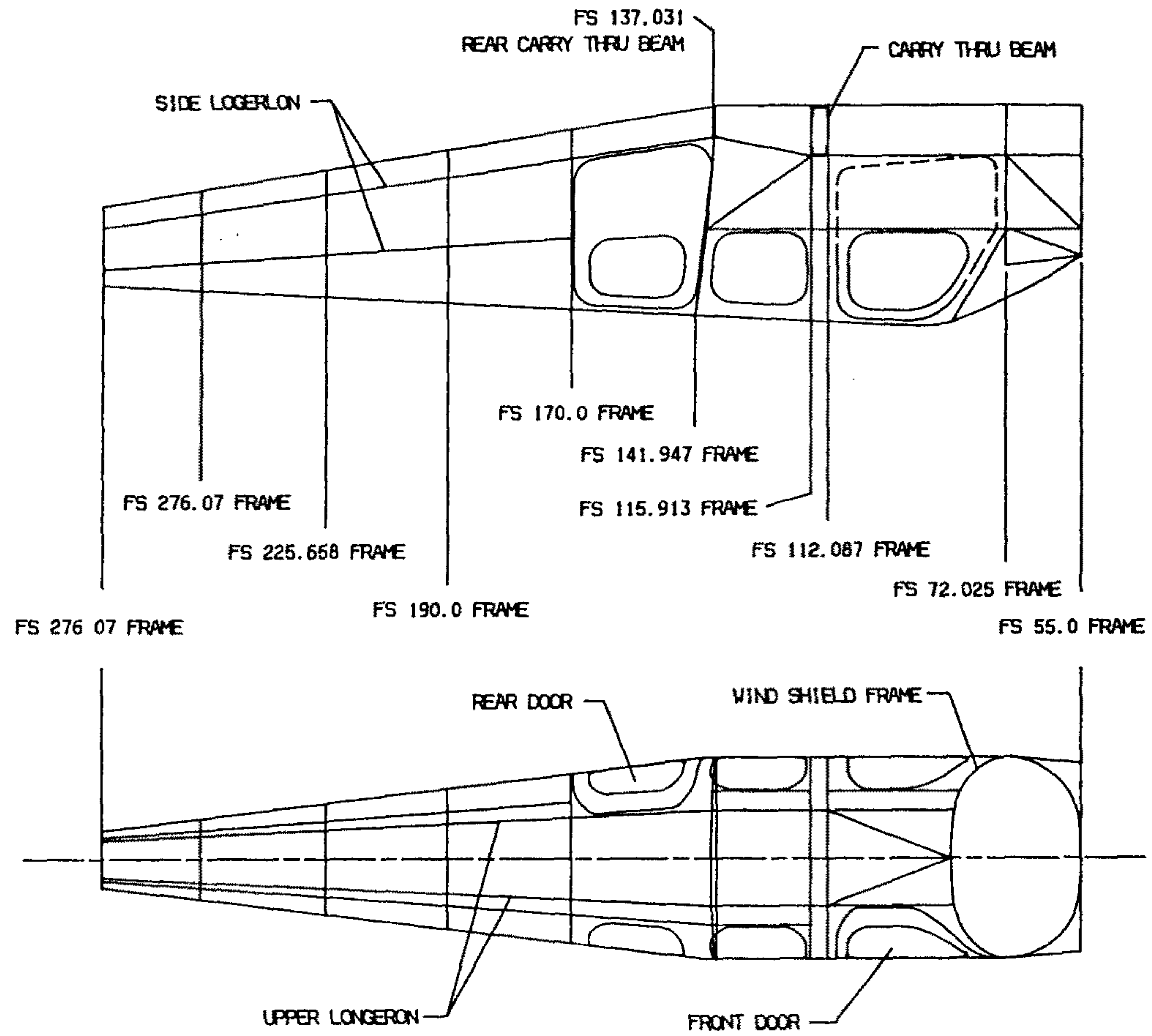


그림 2-24 동체 구조 배치도



#### (가) 중앙동체 부위 론저론 및 스트링거

론저론 및 스트링거는 동체의 축방향 하중을 지지하는 역할을 하게 되고, 상부론저론은 전복시에 내부의 승객을 보호하는 역할을 하여야 하며, 또한 후방동체 상부론저론과 결합이 되어야 하므로 이점을 고려하여 배치하였다.

측면론저론은 가급적 상하 론저론 간의 간격이 넓어지도록 하며, 또한 측면 상하론저론은 방화벽에서 마운팅 프레임의 고정점이 되므로 이점을 고려하여 배치하였다. 측면 상하론저론간에는 외피 좌굴 강도를 높여 주기 위하여 스트링거를 배치하도록 하였다.

하부론저론은 주로 객실 내부 물체를 지지하는 역할을 하여야 하고 전방 좌석 레일 및 플랩구동 메카니즘은 하부론저론 위에 장착되므로 이점을 고려하여 하부론저론을 배치하였다.

#### (나) 후방 동체 부위의 론저론

후방동체에 사용되는 론저론은 8개로 하며 상부 2개, 좌우측면 각각 2개, 하부 2개의 론저론이 각각 배치 되도록 하였다.

상부 및 하부론저론을 중앙동체 상부의 론저론과 연결되도록 하고 후방동체 단면의 형상을 고려하여 외피곡률이 시작되는 위치에 배치하였다.

측면 론저론은 중앙동체의 론저론과 연결되어야 하며 가급적 상하론저론 간의 간격을 크게 하며 굽힘 모멘트에 유효하게 지지 될 수 있도록 배치하였다.

#### (다) 킬 빔

킬빔은 객실 내부 물체의 하중을 일부 지지할 뿐만 아니라 조종 시스템의 지지 및 차폐구조의 역할을 한다. 따라서 좌석배치 및 조종 계통의 배치를 고려하고,

전·후방 관통빔 사이에는 조종계통 및 연료계통이 지나가므로 킬빔을 생략한다.

(라) 프레임류

프레임은 집중하중을 외피로 분산시키는 역할을 하며, 외피의 좌굴 경계조건을 결정한다. 따라서 프레임은 집중하중을 받는 부분에 우선 배치하고 그 이외의 것은 외피 좌굴조건을 고려하여 배치하였다.

각 프레임의 역할은 다음과 같다.

	구 조 기 능
FS 52.00 frame	방화벽 지지, 엔진 마운트 하중 지지
FS 72.025 frame	Windshield frame 지지, 객실하중의 일부 담당, 전방 출입문 지지
FS 78.45 frame	날개 전방스파 PIVOT 고정역할
FS 112.087 frame	날개 양력을 동체로 전달
FS 115.913 frame	날개 양력을 동체로 전달
FS 137.031 frame	날개 후방스파 PIVOT 고정 역할
FS 153.00 frame	중앙동체 구조 마무리, 후방 출입문 지지
FS 170.00 frame	후방 출입문 Cut-out 부위 보강
FS 198.00 frame	외피 좌굴 강도 보강, 측면 판넬 스티프너 역할
FS 225.658 frame	외피 좌굴 강도 보강, 측면 판넬 스티프너 역할
FS 253.944 frame	수직 꼬리날개 전방스파 고정
FS 276.07 frame	수직 꼬리날개 후방스파 고정, 수평 꼬리날개 장착

(마) 날개/동체 결합

경비행기의 날개/동체 결합에는 대체로 러그 결합방식과 다수의 볼트를 사용하는 lap joint 방식을 사용한다. 이중 러그 결합방식이 구조가 비교적 간단하며 날개의 조립 및 해체가 용이하나 피로하중에 대한 강도 보장이 어려우며 비행중 파괴되면 치명적인 결과를 초래한다. 따라서 조립 및 해체가 조금 어려우나 페일-세이프한 lap joint 방식을 채택하였다. 전방 날개/동체 결합 구조는 동체 폭을 통과하는 빔의 구조로 되어 있으며 양단에 날개스파와 lap joint로 결합이 되어 날개의 굽힘 모멘트를

주로 지지한다. 따라서 전방 날개/동체 결합 관통빔의 위치는 날개 주스파가 위치한 FS 112.087과 FS 115.913사이이다. 날개의 주스파는 주로 날개의 굽힘 모멘트 및 전단력을 지지하나 날개의 비틀림 하중은 지지하지 못한다.

그러므로 FS 78.45에서 날개 전방 보조스파와 FS 78.45 동체 프레임을 pivot 결합으로 연결하며 FS 137.031에서 날개 후방스파와 후방 관통빔을 pivot 결합으로 연결하였다.

#### (사) 수직꼬리날개/동체 결합

수직꼬리날개는 전방스파와 후방스파가 각각 FS 253.944와 FS 276.07의 프레임에 볼트로 연결되도록 하였다. 수직꼬리날개에 작용하는 전단, 굽힘 하중이 전부 이 두 프레임에 작용하므로 이 두 프레임은 타 프레임 보다 두꺼운 구조로 하여 수직꼬리날개 전·후방스파가 연결되는 부위는 보강재를 덧대어 위의 꼬리날개 하중에 대한 충분한 지지가 가능토록 하였다.

#### (아) 수평꼬리날개/동체 결합

수평꼬리날개는 전 구동 형식이므로 좌우 2개의 러그에 의한 볼트 결합 형식으로 FS 276.07 프레임에 부착하도록 하였다.

#### (자) 엔진마운팅 및 전방 착륙장치

창공-91 엔진은 LYCOMING IO-360-A1B6(4기통)이며 마운팅 프레임은 엔진의 진동을 감소 시켜주는 Dynafocal 형의 엔진마운트 링을 사용한 steel tube의 트러스 구조물로 하였다.

엔진마운팅 프레임을 방화벽에 고정시키는 고정점은 동체 구조 배치에 따라 5점

지지로 하였고 그 위치는 방화벽 상부에 1점, 중앙동체 좌우측면 상부론저론 위치에 2점이다.

또한, 전방 착륙장치를 방화벽에 설치하지 않고 엔진마운트에 직접 부착하도록 함으로써 제작의 간편성을 도모하였다.

#### (차) 엔진 카울링

엔진 카울링은 성형제작이 용이한 FRP로 제작하며 엔진 및 착륙장치 점검을 용이하게 하기 위해 2-Piece형으로 제작하며 방화벽에는 스크류로 장착되도록 하였다.

#### (카) 동체구조 소재선정

동체구조의 소재는 다음과 같은 일반적인 기준에 의거 선정하였다.

- 종류가 다른 합금, 열처리 및 규격의 종류가 최소한이 되어야 한다.
- 소재와 열처리 선정은 신뢰할만한 경험과 공학적 판단에 근거해야 한다.
- 소재들은 국산화 가능성이 높은 것을 예상, 선정한다.
- 일반적인 부식, 응력 부식 균열, 피로 파괴, 파괴인성등을 고려해야 하며, 그 물성치는 MIL-HDBK-5에 준한다.
- 소재의 용접성, 성형성등의 가공성을 고려하였고 특히, 제작일정 준수가 중요하므로 구매성이 좋은 소재를 선정한다.

이상과 같은 기준에 의하여 선정된 각 구조부재별 소재는 아래와 같다.

부	품	소 재 형 식	선 정 사 유
1.	카울링	Glass/Epoxy	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 성형성</li> <li>◦ 중량</li> </ul>
2.	엔진 마운트 프레임	AISI 4130 Steel Tube	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 강도 및 강성</li> <li>◦ 용접성</li> </ul>
3.	전방착륙장치 장착구조	AISI 4130 Steel Tube	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 강도 및 강성</li> <li>◦ 용접성</li> </ul>
4.	방화벽	Stainless Steel Sheet	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 내열성</li> <li>◦ 내부식성</li> <li>◦ 응력부식 균열에 대한 저항력</li> <li>◦ 용접가능성</li> <li>◦ 고강도</li> </ul>
5.	론저론	AL 2024-T3511 Extrusion	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 내피로성</li> <li>◦ 내부식성</li> <li>◦ 가격</li> </ul>
6.	스트링거	AL 2024-T3511 Extrusion	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 내피로성</li> <li>◦ 내부식성</li> <li>◦ 가격</li> </ul>
7.	킬빔 앵글 및 후방	AL 2024-T3511 Extrusion	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 내피로성</li> <li>◦ 내부식성</li> <li>◦ 가격</li> </ul>
8.	킬빔 웹 및 관통빔 웹	AL 2024-T3 판재	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 내피로성</li> <li>◦ 성형성</li> </ul>
9.	프레임	AL 2024 판재	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 성형성</li> </ul>
10.	외 피	Alclad 2024-T3 판재	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 내피로성</li> <li>◦ 성형성</li> </ul>
11.	날개/동체결합 관통빔 상부 하부	AL 7075-T651 Plate AL 2024-T3 Plate	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 내피로성</li> <li>◦ 응력부식, 저항성</li> <li>◦ 가격</li> </ul>
12.	윈드실드 프레임	AL 2024-T3 판재	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 내피로성</li> <li>◦ 응력부식, 저항성</li> <li>◦ 가격</li> </ul>
13.	윈드실드	Plexiglass	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 투시성</li> <li>◦ 성형성</li> </ul>
13.	창 문	Plexiglass	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 투시성</li> <li>◦ 성형성</li> </ul>



(타) 정비용이성 검토

창공-91의 원활한 운용을 위하여 주요 시스템의 정비성을 검토하였다. 동체 부위는 정비점검의 대상이 대부분 방화벽 전방, 킬빔내부, 전후관통빔 사이 그리고 테일 콘 페어링 내부에 존재한다.

따라서 동체 부위의 정비개념은 다음 표와 같다.

구 분	기 능	설 계 방 안
엔진 카울링	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 엔진점검 및 수리</li> <li>◦ 엔진 장탈</li> <li>◦ 전방 착륙장치 스트러트 점검</li> <li>◦ 오일 주유 및 계통 점검</li> <li>◦ 연료 조절계통 점검</li> <li>◦ 발전기 점검</li> </ul>	상하 개폐형 2 Piece의 구조로된 엔진 카울링을 장착
킬빔 덮개	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 조종간, 페달 및 플랩레버로부터 연결되는 각종 조종 케이블 및 폴리등을 점검</li> <li>◦ 난방 덕트 및 연료 라인 점검</li> </ul>	킬빔 위의 덮개를 떼어낼 수 있도록 설계
전/후방 관통빔 공간 덮개	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 각종 조종 케이블 및 폴리등을 점검</li> <li>◦ 플랩 구동 튜브 및 구동계통 점검</li> <li>◦ 연료 선택 밸브 점검</li> </ul>	전후방 관통빔 사이에 덮개를 뚫 수 있도록 설계
테일 콘 페어링	<ul style="list-style-type: none"> <li>◦ 러더 조종 혼 및 힌지 베어링 교환</li> <li>◦ 수평꼬리날개 장착 FTG. 및 힌지 베어링 교환</li> <li>◦ 조종 케이블 및 트림 탭 구동 메카니즘 점검</li> </ul>	테일 콘을 후방동체에서 떼어낼 수 있도록 스크류 장착

동체 설계에 대한 강도검증은, 제 2 절 구조 해석에 상세히 기술되므로 여기서는 생략한다. 동체 설계의 상세한 결과는 아래의 DWG.으로 출도하였다.

- 31000 계열 동체 Assembly
- 32000 계열 후방동체 Sub Assembly
- 33000 계열 중앙 하부 동체 Sub Assembly

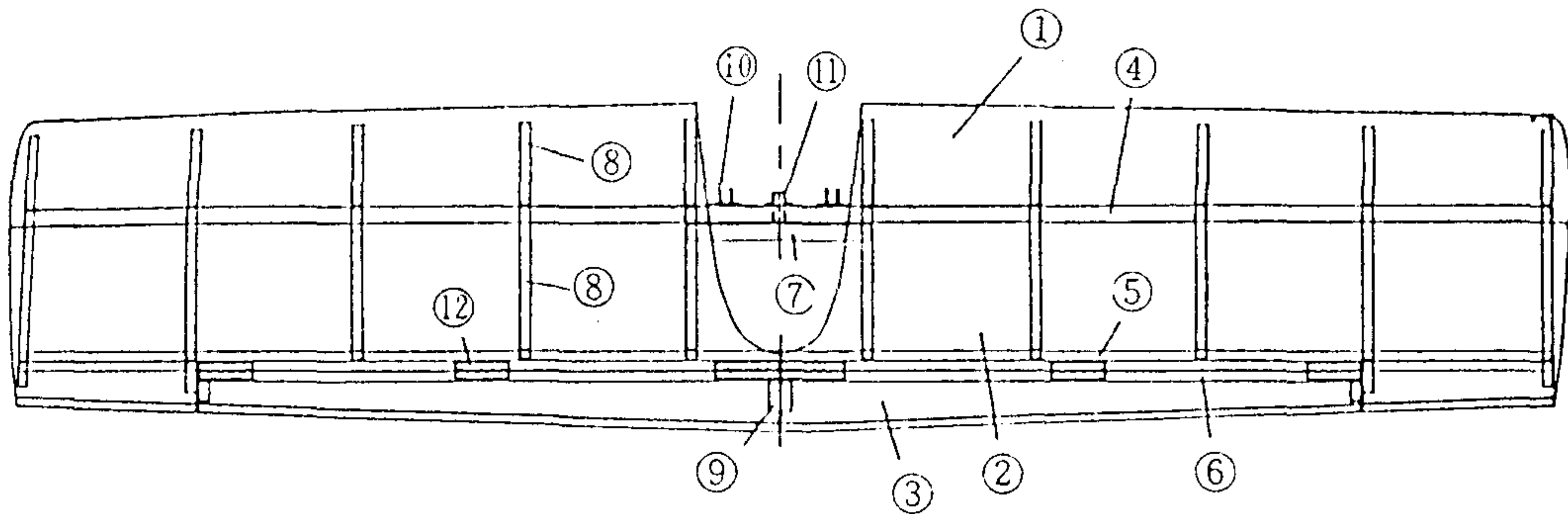


34000 계열 중앙 상부 동체 Sub Assembly

35001 계열 Mid 상세 설계

(5) 꼬리날개

꼬리날개는 세미모노코크형으로 제작성과 기능면을 고려하여 설계하였다. Fitting 부위를 제외한 각 부품들은 복합재료를 사용하였고, 제작성을 고려하여 일체형으로 설계하였으며, 복합재료는 (주)한국화이버에서 개발하여 MD사의 품질검인을 받은 Carbon Fabric Prepreg(CF331P-R39P)를 사용하였고, glavanic corrosion을 방지하기 위하여 알루미늄 부품과의 접촉부위는 glass fabric 1 ply를 적층하도록 하였다. 그리고 이들 복합재료로 된 부품들은 autoclave에서 성형하도록 하였다. 또한, 각 부품의 결합은 리벳과 접착재를 함께 사용하여 구조적인 신뢰성을 도모하였다. 꼬리날개의 간략한 형상 및 각 부품들의 배치 내역은 그림 2-25와 2-26에 나타내었다. 창공-91 수평, 수직꼬리날개의 구조설계는 FAR part 23 § 23.395 ~23.409, § 23.421~23.427, § 23.441~23.443을 만족시키도록 설계하였으며, 그 과정을 요약하면 다음과 같다.



- |        |        |          |
|--------|--------|----------|
| ① 앞전외피 | ⑤ 후방스파 | ⑨ 탭 리브   |
| ② 뒷전외피 | ⑥ 탭 스파 | ⑩ 러그     |
| ③ 탭 외피 | ⑦ 스티프너 | ⑪ 핏팅     |
| ④ 전방스파 | ⑧ 리브   | ⑫ 피아노 힌지 |

그림 2-25 수평꼬리날개 구조 설계도

(가) 수평 꼬리날개

① 외부하중

Load ; Airload + Inertia load

Max. Airload ; 1428.7 lb (down)

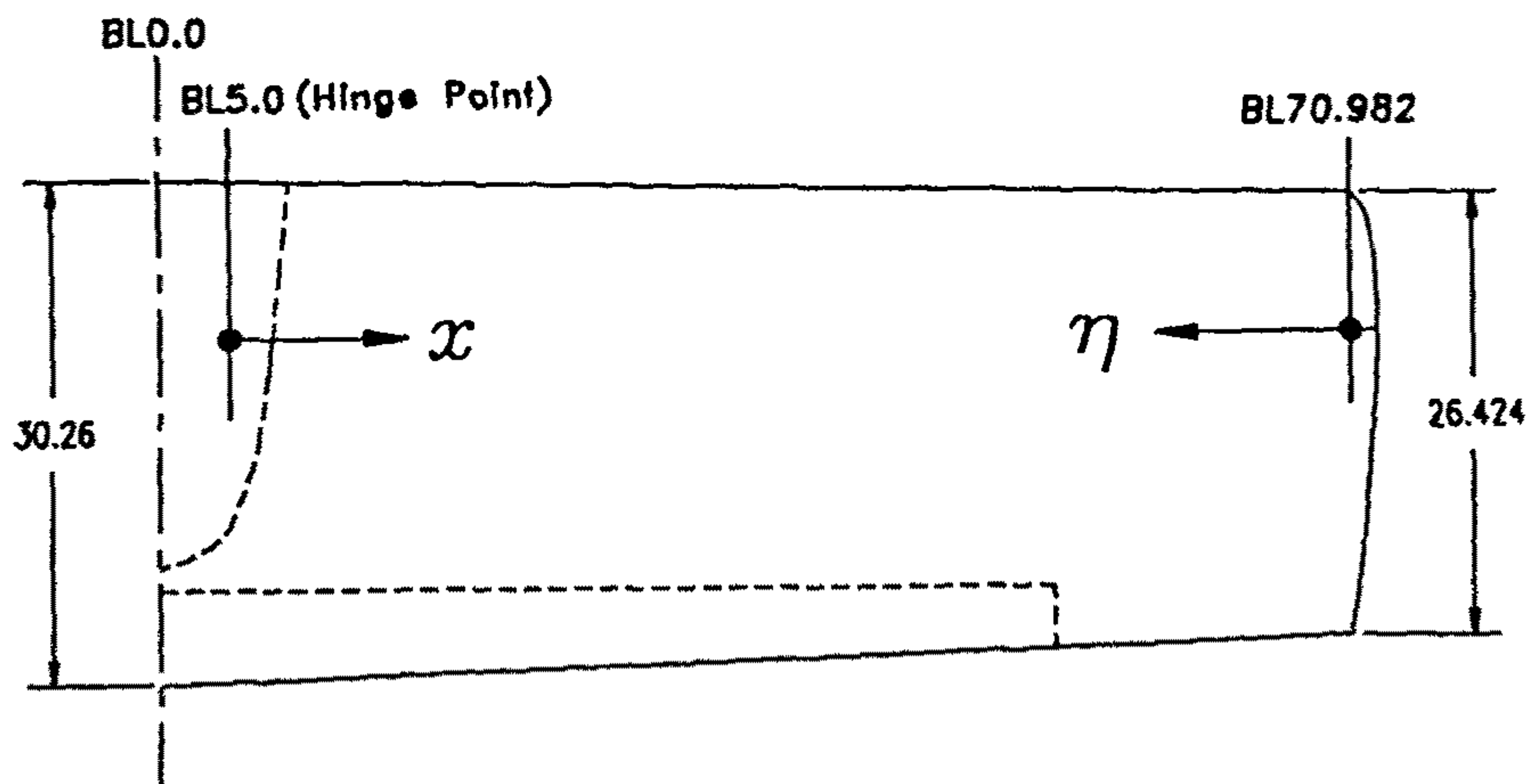
수평꼬리날개 weight ; Assume 32 lb

Inertia load ;  $5.5 \times 32 = 176$  lb (down)

∴ Max. Load ;  $1429 + 176 = 1605$  lb (down)

For half wing ; Max. Load = 800 lb (down)

② 형 상



C ; c hord

$$c(x) = 30 - (30 - 26.5) x$$

$$= 30 - .053 x$$

③ 분포 하중

$$\text{Load density} = \frac{\text{Load}}{\text{Area}}$$

$$= \frac{800}{\left(\frac{30 + 26.5}{2}\right) \times 66} = 0.43 \text{ lb/in}^2$$

Shear & Moment Distribution :

$$\begin{aligned} V(x) &= \int_x^{66} 0.43 \cdot c(x) \, dx \\ &= \int_x^{66} 0.43 (30 - .053x) \, dx \\ &= 0.114 x^2 - 12.9x + 800 \end{aligned}$$

$$\eta = 66 - x, \quad C(\eta) = 26.5 + 0.053\eta$$

$$\begin{aligned} M(\eta) &= 0.43 \left[ 26.5 \times \frac{\eta^2}{2} (C(\eta) - 26.5) \times \frac{\eta}{2} \times \frac{\eta}{3} \right] \\ &= 0.43 \left[ 13.25\eta^2 + 0.053 \frac{\eta^3}{6} \right] \\ &= 0.00387\eta^2 + 5.698\eta^2 \end{aligned}$$

at root,  $x = 0$ ,  $BL = 5$

Bending Moment  $\approx 25.913 \text{ lb-in}$

#### ④ 소 재

Mat'l Property 강도의 신뢰성 향상을 위해 시편강도의 80%를 설계물성치로 사용한다.

— Carbon fabric (CF3319-R39P) DMS2288D(Ty2, CL2, Grade B)

$$\text{Tensile} \Big|_{\text{ult}} , 104.37 \xrightarrow{80\%} 83.5 \text{ ksi}$$

$$\text{Comp.} \Big|_{\text{ult}} ; 46.19 \xrightarrow{80\%} 37 \text{ ksi}$$

$$E_t ; 8.04 \times 10 \text{ psi} \longrightarrow 8.0 \times 10 \text{ psi}$$

$$E_c ; 7.37 \times 10 \text{ psi} \longrightarrow 7.3 \times 10 \text{ psi}$$

— Inplane shear

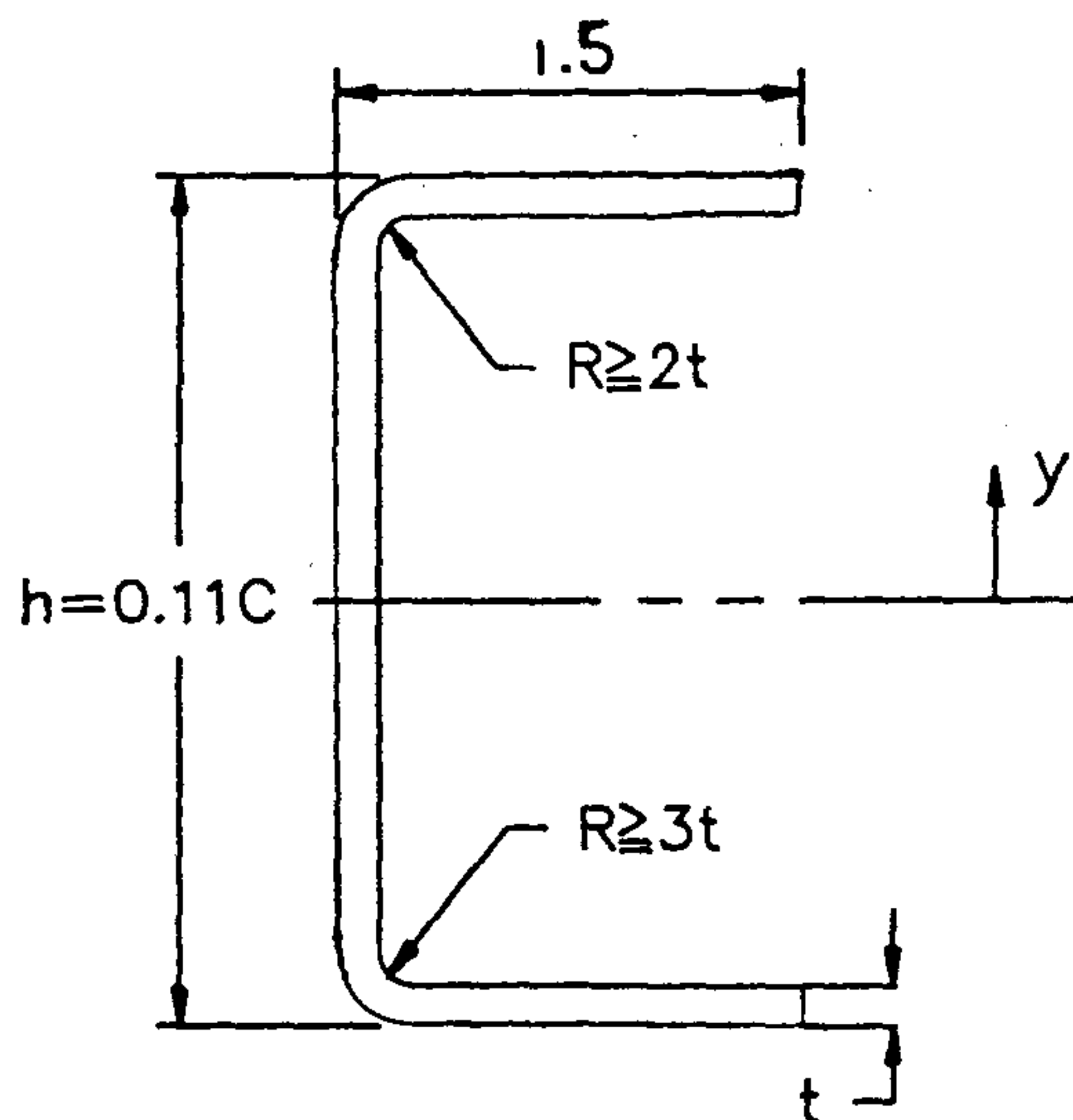
$$\text{(Guess with 10\% Rule)} \quad S_u|_{\text{intra}} ; 83.5 \times 10\% = 8.4 \text{ ksi}$$

$$\text{Interlaminar shear} \quad S_u|_{\text{inter}} ; 2.704 \text{ ksi} \xrightarrow{80\%} 2.2 \text{ ksi}$$

$$\text{Bearing Strength} \quad F_{bru}(e/D = 2) ; 117.58 \text{ ksi} \xrightarrow{80\%} 94 \text{ ksi}$$

(나) 부품설계

① 주스파



NOTE  
 • Flange Height = 1.5"  
 •  $t_{\text{web}} = t_{\text{flange}}$

CASE A :

at  $X = 0$  (BL = 5.0),

$$h = 0.11 \times 30 = 3.3,$$

$$M = 25,913 \text{ lb-in}$$

Assume  $E_t = E_c$  then

$$I = 2 \times 1.5t \times \left( \frac{3.3 - t^2}{2} \right) +$$

flange

$$\frac{t(3.3 - 2t)^3}{12}$$

web

let  $t = 0.2$  in (27 plies of CF3319-Re9P)

$$I = 7.2t + 2t = 9.2t$$

$$\sigma_t = \frac{M}{I} \times \frac{3.3}{2} = \frac{1.5 \times 25913}{9.2t} \times \frac{3.3}{2} = \frac{6971.1}{t} \text{ psi}$$

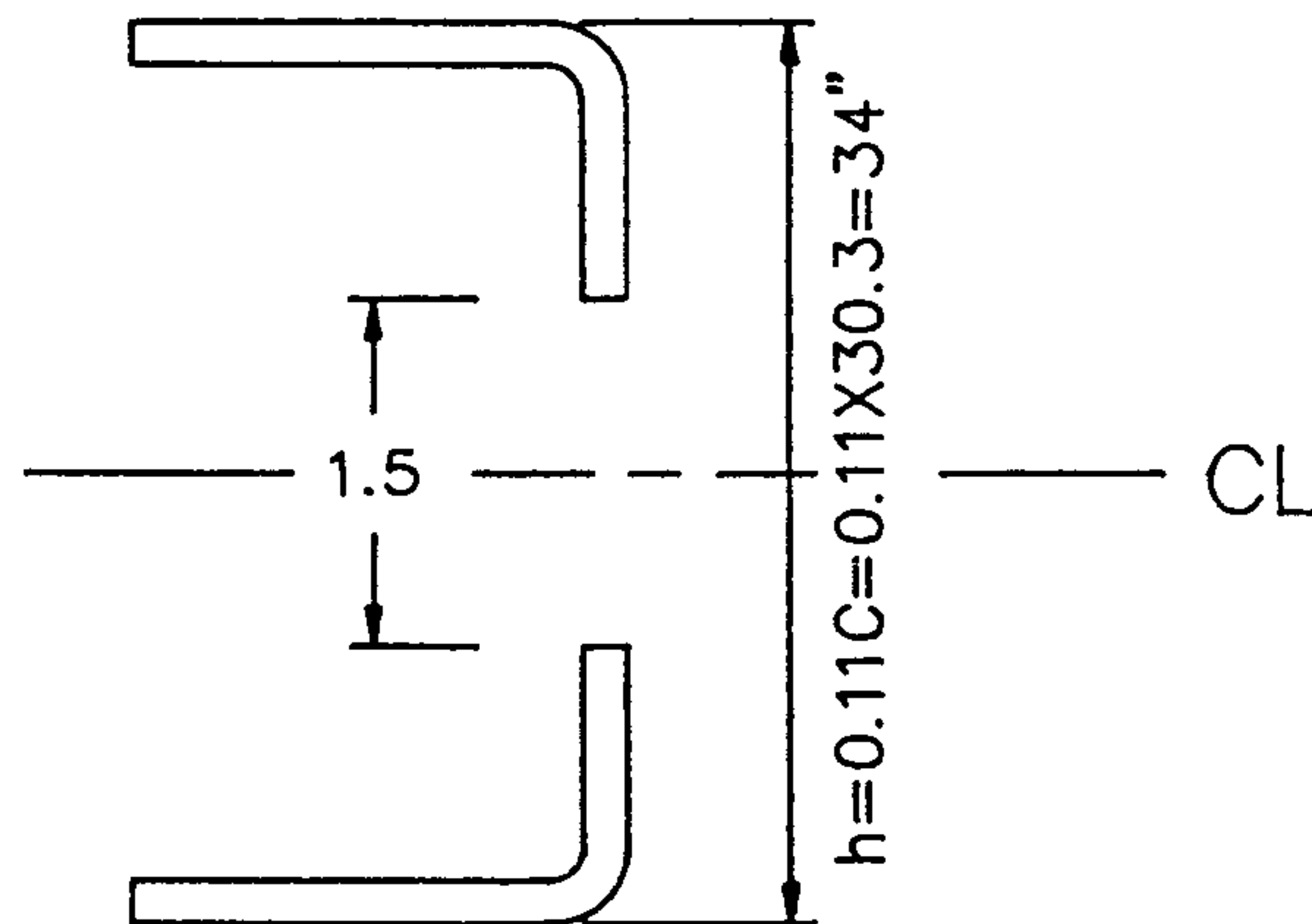
$$\sigma_c \leq 37000 \text{ psi} \longrightarrow t \geq \frac{6971.1}{37000} = 0.1884''$$

.. t ≥ 26 plies"

CASE B : at BL 0.0

spar has hole in the web

assume hole dia = 1.5



$$I \approx 9.2t - \frac{t \cdot 1.5^3}{12} \approx 8.92t$$

$$\sigma_c = \frac{1.5 \times 25.913}{8.92t} \times \frac{3.34}{2} = \frac{7277.1}{t} \leq 37000 \text{ psi}$$

$$\dots t \geq \frac{7277.1}{37000} \approx 0.197 \longrightarrow t \geq 26.2 \text{ ply} \quad \text{For M.S} = 15\%, t = 30 \text{ plies}$$

② 외피

강도해석 무시 t ≥ .030 4 ply

③ 후방스파와 트립 탭 스파 : 8 ply

④ 리브 : 8 ply

이상에서 수평꼬리날개의 설계내역을 요약하였으며, 수직꼬리날개의 경우 같은 방식으로 구조설계를 하였다. 수평꼬리날개 및 수직꼬리날개의 상세한 설계내역은 각각 21000, 22000 계열의 도면으로 출도하였다.

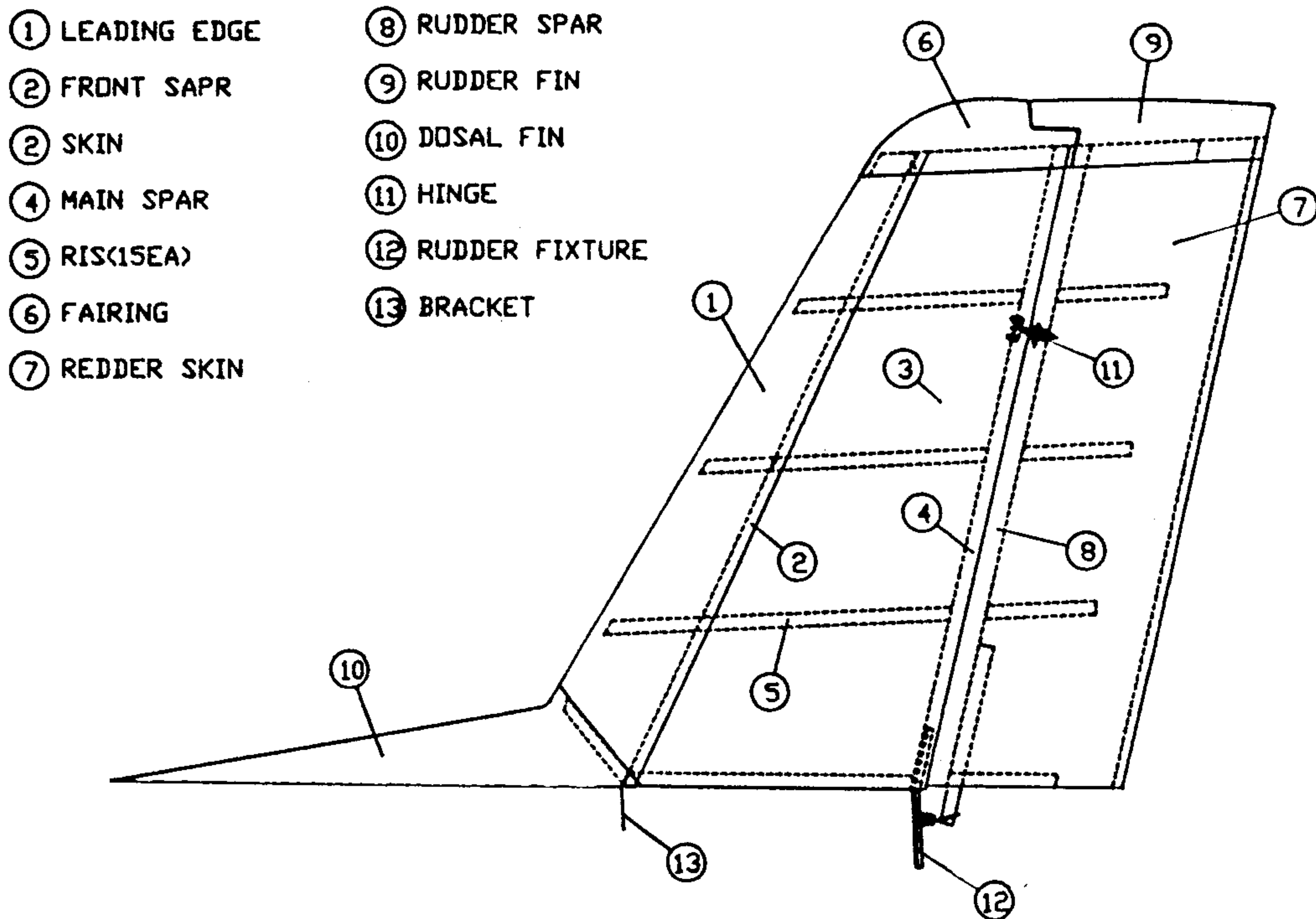


그림 2-26 수직꼬리날개 구조 배치도



## 4. 시스템

창공-91의 비행조종계통, 동력장치계통, 착륙 및 제동장치계통, 전기/전자/계기 계통의 제반 시스템을 구성하는 주요부품은 TSO 물품 및 FAA 인준을 받아 운용중인 타 유사기종의 부품들을 구매, 사용함으로써 개발상의 불필요한 시간/cost의 소모를 배제하였다. 따라서 창공-91의 시스템설계는, 창공-91 설계사양에 적합한 부품에 대한 조사와 선정된 부품에 대한 조립/장착 설계가 그 주류를 이루었다.

창공-91 각 시스템 항목들에 대한 설계 내역은 다음과 같다.

### 가. 비행조종 계통

#### (1) 자체 제작 부품

자체 제작 부품의 설계는 조종계층의 지지부위, 회전부위 및 작동부위 등이다. 이들 제작 부품은 가공이 용이하도록 형상 및 굽힘곡률의 규격화로 설계 및 도면화 시키고, 또한 조립공정에 맞도록 도면을 제작한다. 제작 부품의 가공방법은 외곽면 가공, 단순 굽힘가공, form-block가공, 용접 및 기계가공 등이다. 가공된 부품들은 표면처리 공정을 거쳐 최종 검사를 한다.

#### (2) 부품수정 설계 및 제작

창공-91의 비행조종계통에 사용되는 부품 중 개발과정에서 제작이 난이한 부품일 경우 구입하는 것을 원칙으로 하며, 주어진 설계 요구 조건과 설계치를 만족하는 범위에서 부품에 대한 재설계 및 부품 수정을 하여야 한다. 창공-91의 비행조종 계통에서는 T-bar, 러더페달, 핸드 브레이크 레버, 트림 조종장치 및 플랩레버 등이다. 이러한 부품들은 부품의 어느 한 부분을 제거하고 설계치를 만족하도록 재가공하여, 설계된 위치에 용접이나 볼트 조립되어 검사 후 표면처리를 한다. 부품수정 작업을 하게 되는 부품의 재질은 4130 steel이 대부분으로 MIG 용접이

주로 쓰이게 된다.

(3) 조종석과 조종륜의 배열

조종석의 조종륜, 러더 페달, 플랩레버, 트림핸들의 배치는 FAR Part 23 § 23.772 규정을 만족하도록 창공-91에 적용 배치하였다. 창공-91의 조종륜의 총 운동거리는 7.100 m이며, 러더 페달의 이동거리는 전후로 4 in씩 움직인다. 그림 2-27은 창공-91의 조종석 배치도를 나타낸다.

창공-91 주조종면의 변위각은 아래표와 같이 설정하였다.

조종면/조종륜	운 동 량	
전구동식 꼬리날개 조종륜	16°(상) 5.211 in	4°(하) 1.889 in
러더 러더페달	25°(좌) 4.00 in	25°(우) 4.00 in
에일러론 에일러론 조종륜	12.5°(상) 90°	25°(하) 90°
플랩	15°(1단계), 30°(2단계), 40°(3단계)	

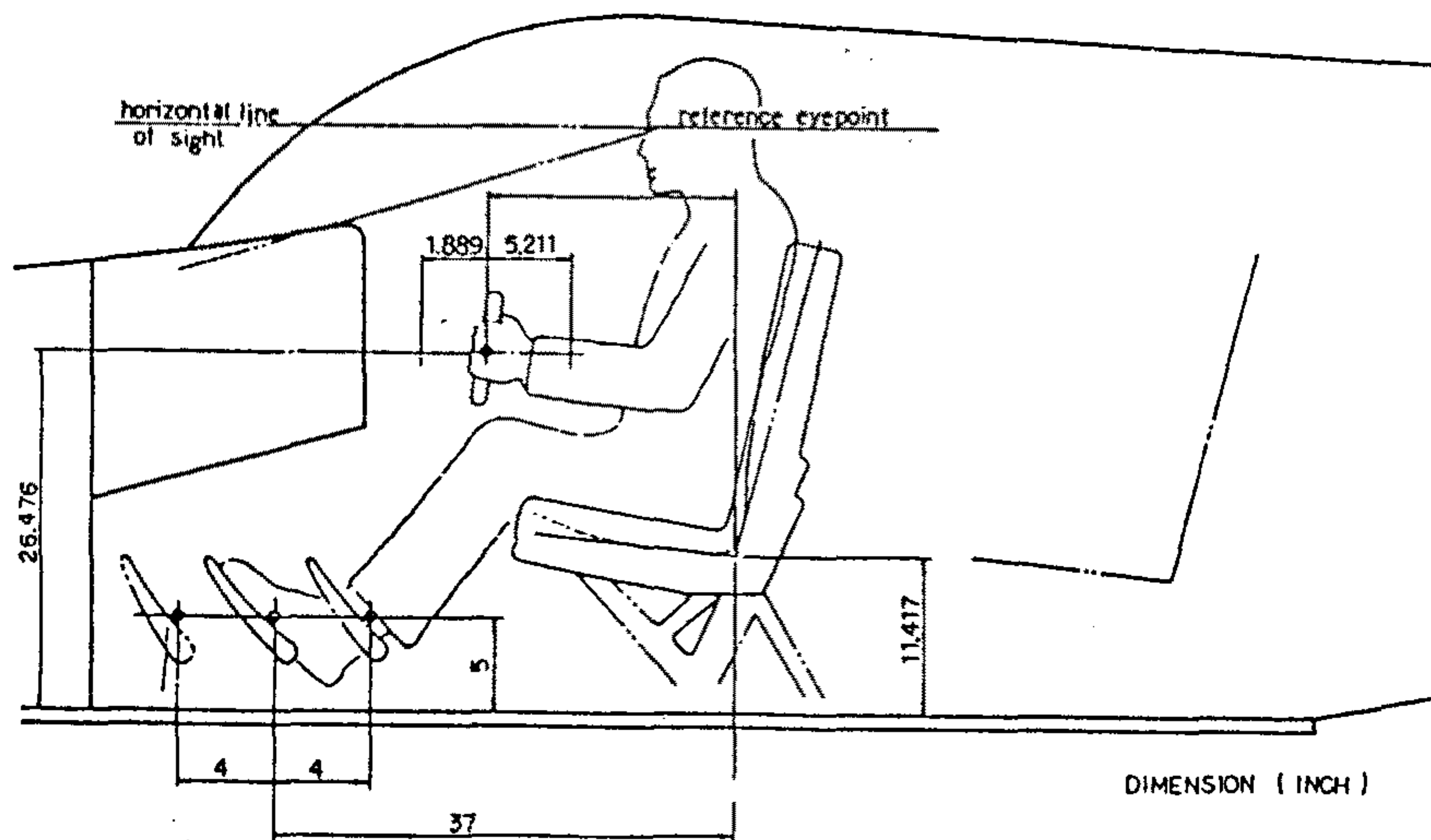


그림 2-27 조종석 배치도

(4) 비행조종계통의 구조적 안전성 검증

(가) STABILATOR 설계 검증

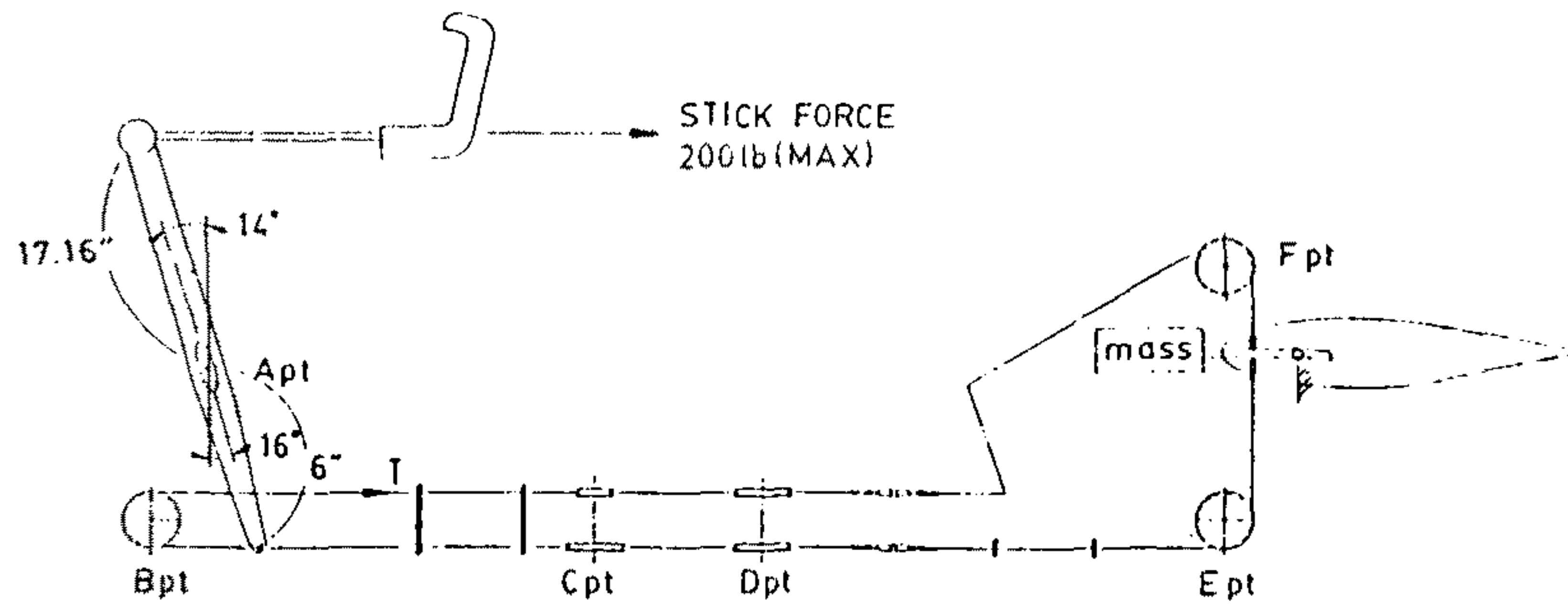


그림 2-28 수평꼬리날개 구동 시스템

Stabilator 잠김 상태에서 최대 조종력(200 lb)을 가했을 때 케이블 장력 T는 567 (lb)이다.

1) T-BAR pivot A점에 작용하는 힘은 ( $P_p$ ) 5,114(lb)이다. (A점의 구성 PART NO. 33702-1, -2, 33716-1, -2, 33717-1 × 2)

① A점의 shear tear out 검증(AL2024 T3의  $F_{su}$  값은 38 ksi임)

$$P_u = F_{su} \cdot A_s = 38000 \times .865 \times (.063 \times 4 + .537 \times 2) \times 2$$

$$= 87171 \text{ (lb)}$$

$$\text{A점의 M.S} = \frac{P_u}{P_p} - 1 = 16$$

② A점의 베어링 검증 (AL2024 T3의  $F_{br}$  값은 101 ksi임)

$$P_u = F_{br} \cdot D \cdot t = 101000 \times .25 \times (.063 \times 4 + .537 \times 2)$$

$$= 33482 \text{ (lb)}$$

$$\text{A점의 M.S} = \frac{P_u}{P_p} - 1 = 5.5$$

2) 풀리 브래킷 B점에 작용하는 힘은(B점의 구성 P/N 33718-1, 33719-1)

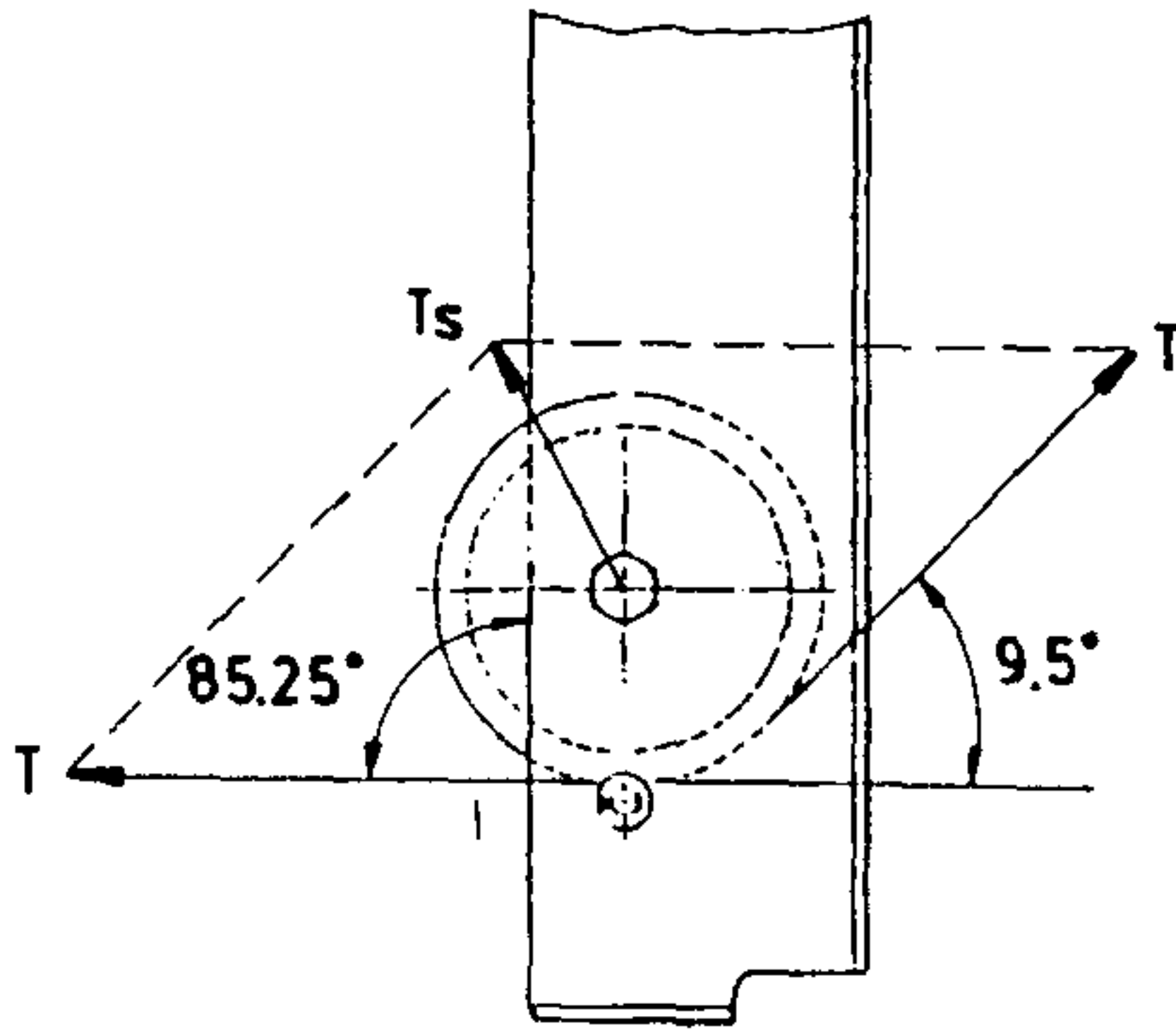
$$P_p = 567 \times 2 \times 1.5 \times 1.2 = 1020 \text{ (lb)}$$

◦ B점의 shear tear out 검증

$$P_u = F_{su} \cdot A_s = 38000 \times .875 \times .063 \times 2 \times 2 = 8379 \text{ (lb)}$$

$$B\text{점의 } M.S = \frac{P_u}{P_p} - 1 = 7.2$$

3) 풀리 브래킷 C점에 작용하는 힘은(P/N 33813-1, -2)



$$\Sigma T_x = 0 = T \cos 9.5^\circ - T - T_s \sin 4.75^\circ$$

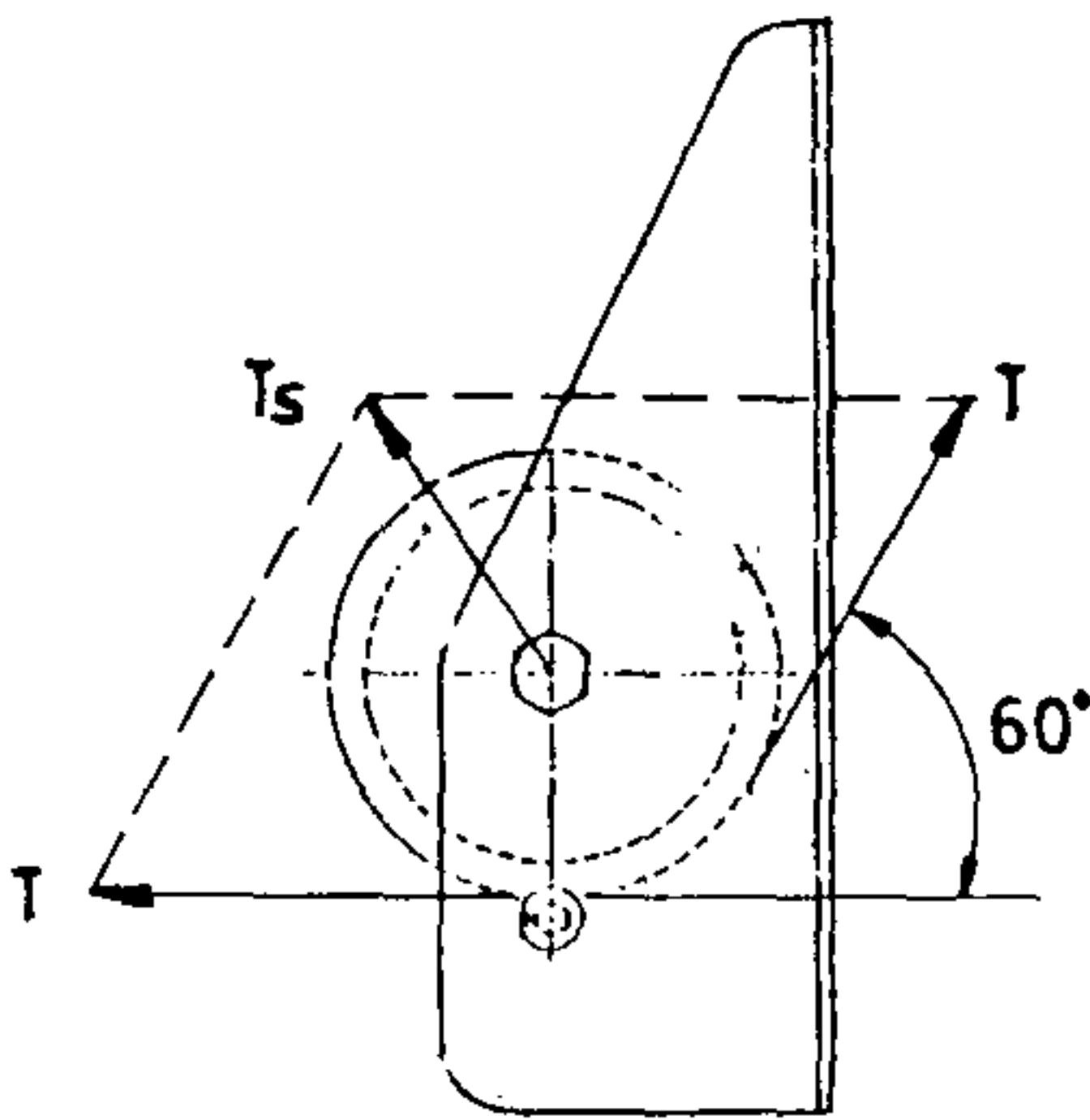
$$T_s = 93.8 \times 1.5 \times 1.2 = 169(1b)$$

◦ C점의 shear tear out 검증

$$P_u = 38000 \times 3 \times .10 \times 2 \times 2 = 45600(1b)$$

$$C\text{점의 } M.S = \frac{P_u}{T_s} - 1 = 269$$

4) 풀리 브래킷 D점에 작용하는 힘은(P/N 32981-1, -2)



$$\Sigma T_y = 0 = T \sin 60^\circ - T_s \cos 30^\circ$$

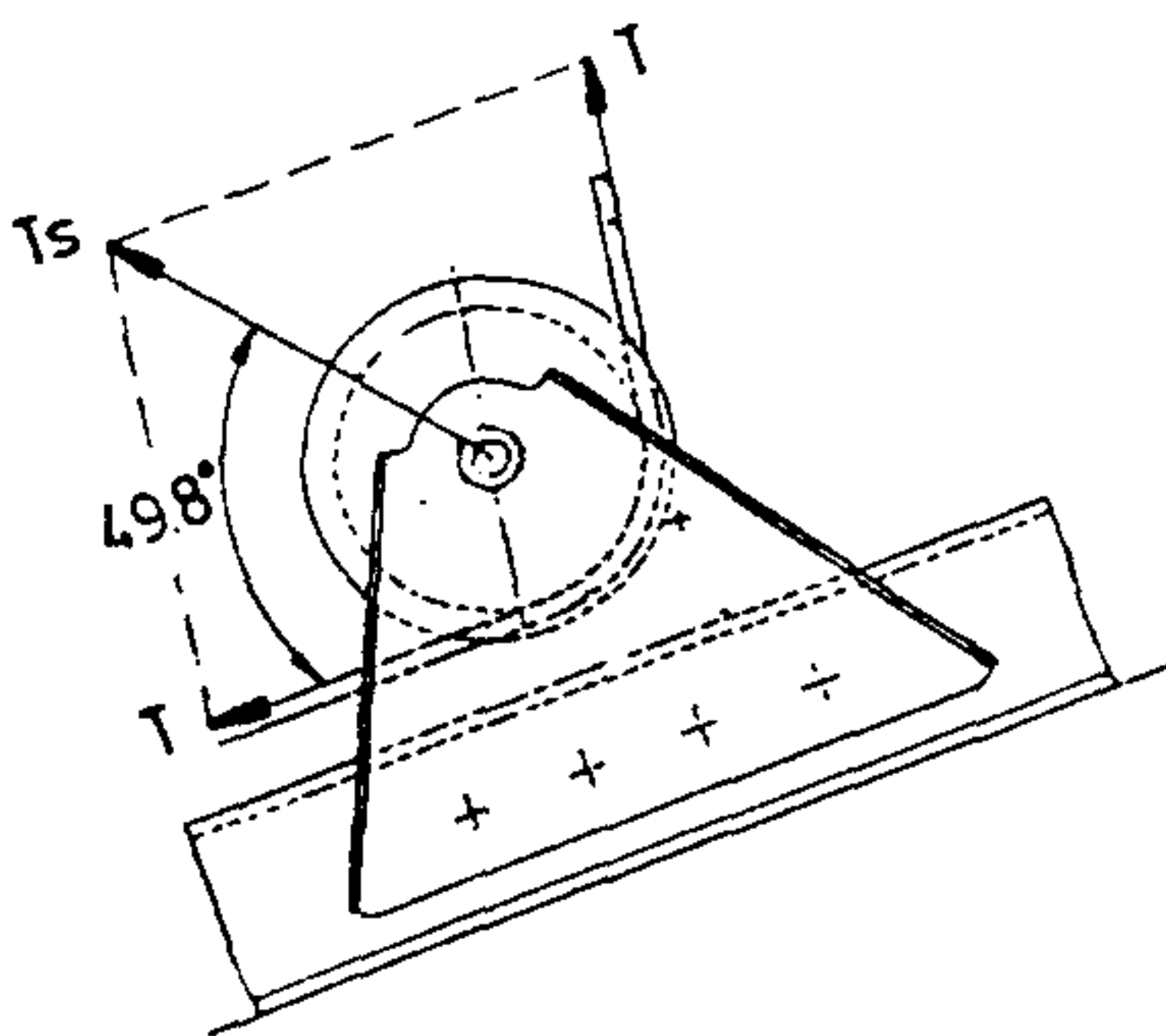
$$T_s = 567 \times 1.5 \times 1.2 = 1020(1b)$$

◦ D점의 shear tear out 검증

$$P_u = 38000 \times .625 \times .063 \times 2 \times 2 = 5985(1b)$$

$$D\text{점의 } M.S = \frac{P_u}{T_s} - 1 = 4.86$$

5) 풀리 브래킷 E점에 작용하는 힘은(P/N 32985-1, -2)



$$\Sigma T_y = 0 = T \cos 9.5^\circ - T_s \sin 49.8^\circ$$

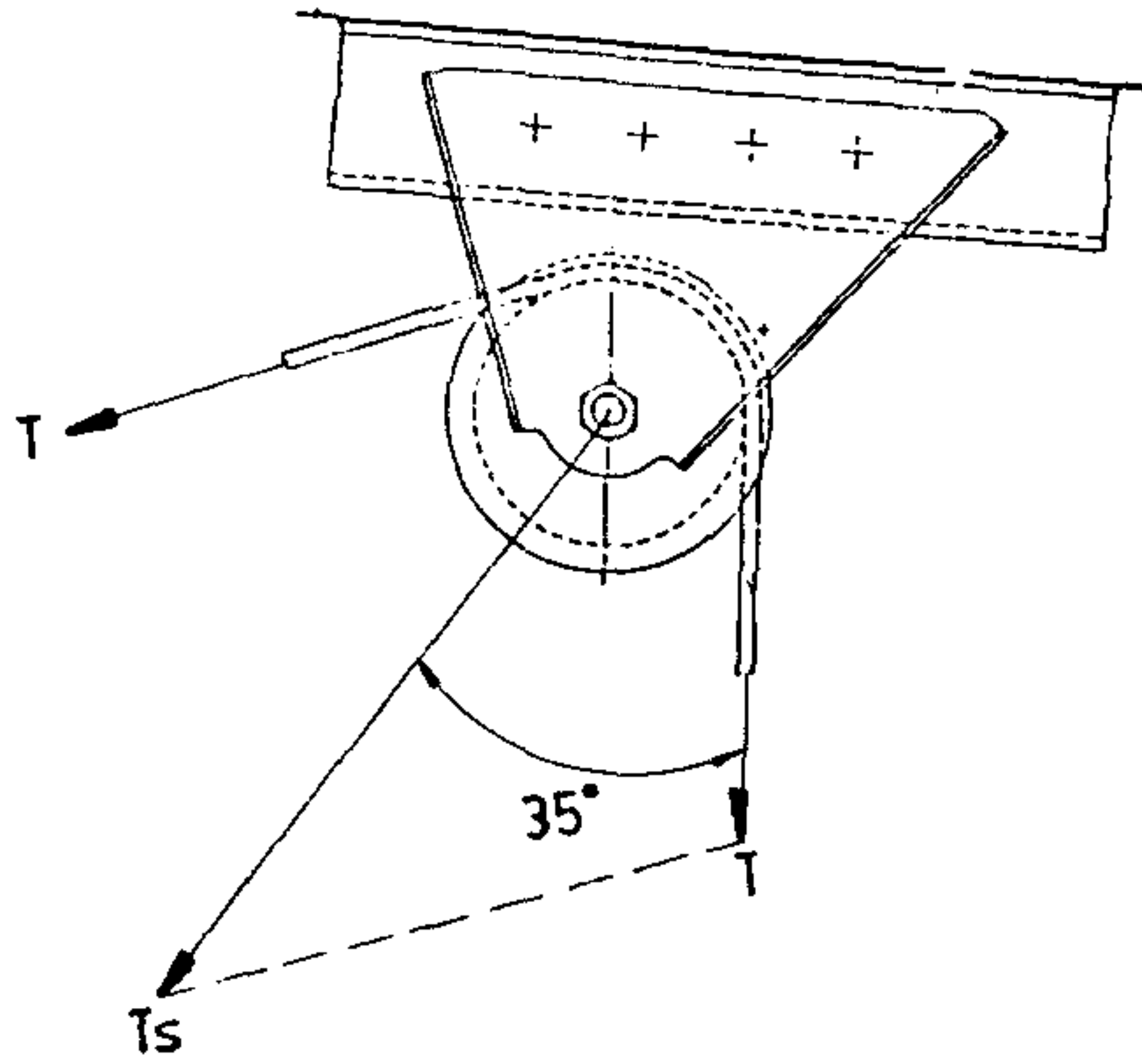
$$T_s = 731.7 \times 1.5 \times 1.2 = 1317(1b)$$

◦ E점의 shear tear out 검증

$$P_u = 38000 \times .5 \times .063 \times 2 \times 2 = 4788(1b)$$

$$E\text{점의 } M.S = \frac{P_u}{T_s} - 1 = 2.63$$

6) 풀리 브래킷 F점에 작용하는 힘은(P/N 32984-1, -2)



$$T_s = 928 \times 1.5 \times 1.2$$

$$= 1671(1b)$$

◦ F점의 shear tear out 검증

$$P_u = 38000 \times .5 \times .063 \times 2 \times 2$$

$$= 4788(1b)$$

F점의 M.S = 1.87

- Pulley(MS20220-1) ; 허용하중한도 1680 lbs

- Turnbuckle (MS 21260, MS20667, MS 20668, MS 20664-5)

; Minimum breaking strength 2800 lbs

- Cable minimum breaking strength (5/32) ; 2800 lbs

(나) 러더 설계 검증

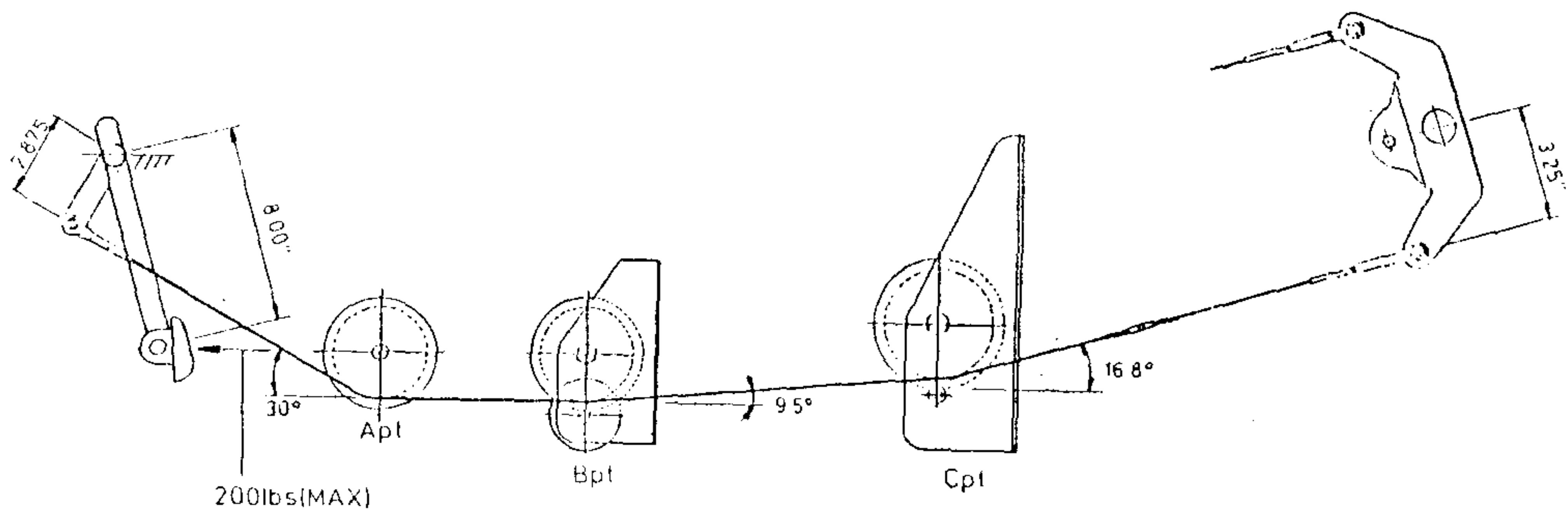


그림 2-29 러더 구동 시스템

러더 잠김 상태에서 최대 조종력 200 lbs를 가했을 때 케이블 장력 T는 557 (lb)이다.

1) 킬 빔 전방 A점에 작용하는 힘은(P/N 33702-1, -2,  $33720 \times 2$ )

$$T_s = 288 \times 1.5 \times 1.2 = 518(1b)$$



◦ A점의 베어링 검증

$$P_u = F_{br} \cdot D \cdot t = 101000 \times .312 \times .063 \times 4 = 7954 \text{ (lb)}$$

$$A\text{점의 } M.S = \frac{P_u}{T_s} - 1 = 14.3$$

2) 폴리 브래킷 B점에 작용하는 힘은(P/N 33812, 33813)

$$T_s = 92 \times 1.5 \times 1.2 = 166(\text{lb})$$

◦ shear tear out 검증

$$P_u = 38000 \times .625 \times .100 \times 2 \times 2 = 9500 \text{ (lb)}$$

$$B\text{점의 } M.S = 56$$

3) 폴리 브래킷 C점에 작용하는 힘은(P/N 32981)

$$T_s = 162.6 \times 1.5 \times 1.2 = 293(\text{lb})$$

◦ shear tear out 검증

$$P_u = 38000 \times .75 \times .063 \times 2 \times 2 = 7182 \text{ (lb)}$$

$$C\text{점의 } M.S = 23.5$$

(다) 에일러론 설계 검증

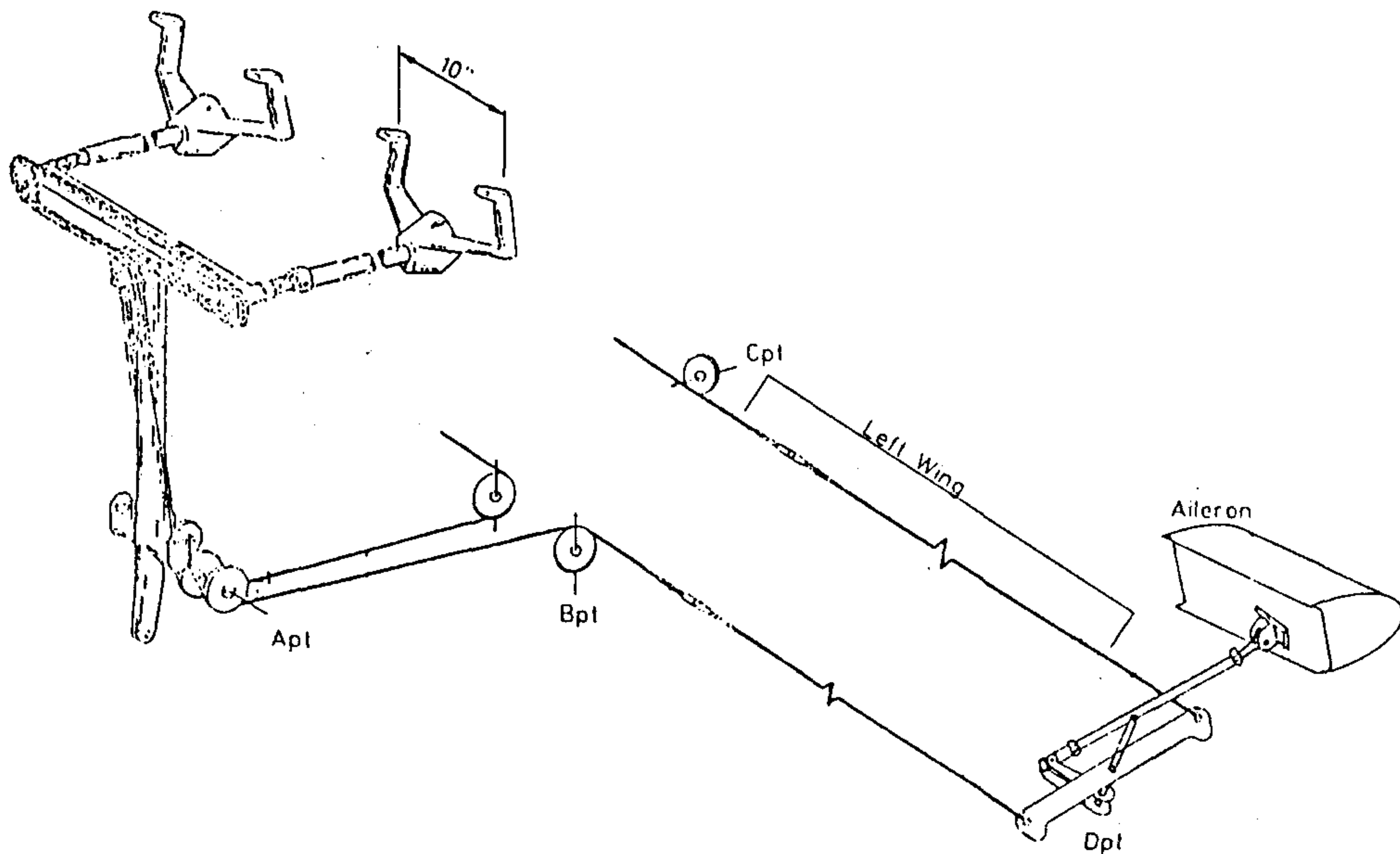
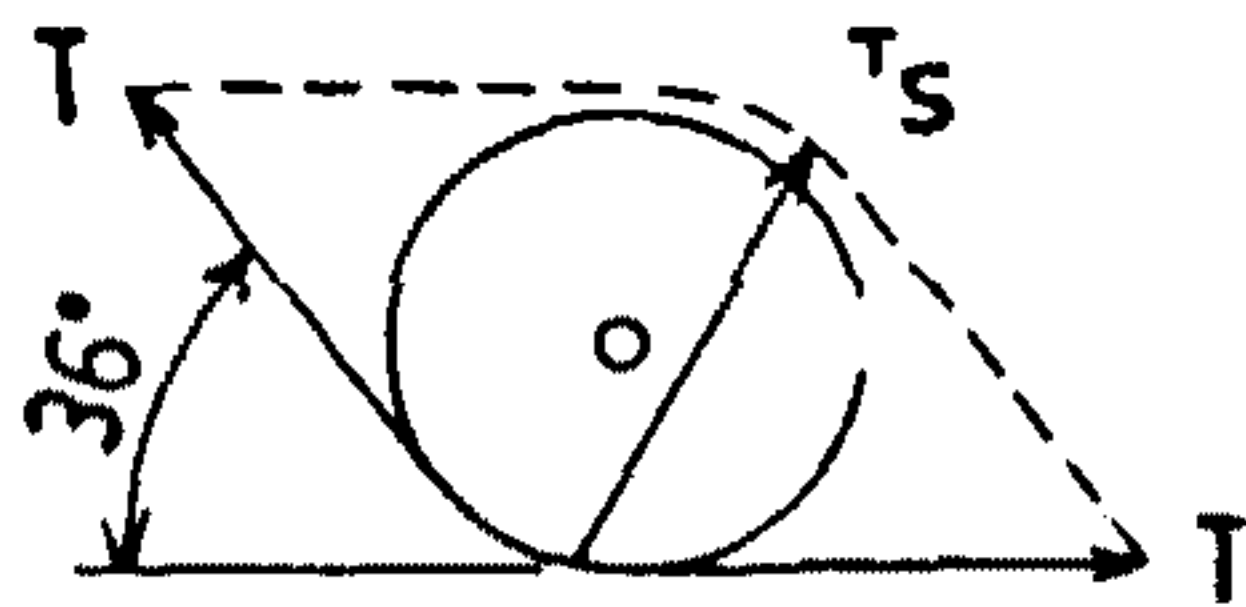


그림 2-30 에일러론 구동 시스템



에일러론 잠김 상태에서 최대 조종력 (50-D in-lbs)를 가했을 때 케이블 장력 T는 417(lb)이다(Sprocket  $D_p = 2.4$  in, wheel dia. = 10 in).

1) 킬 빔 A점에 작용하는 힘은(P/N 32702-1, -2,  $33720 \times 2$ )



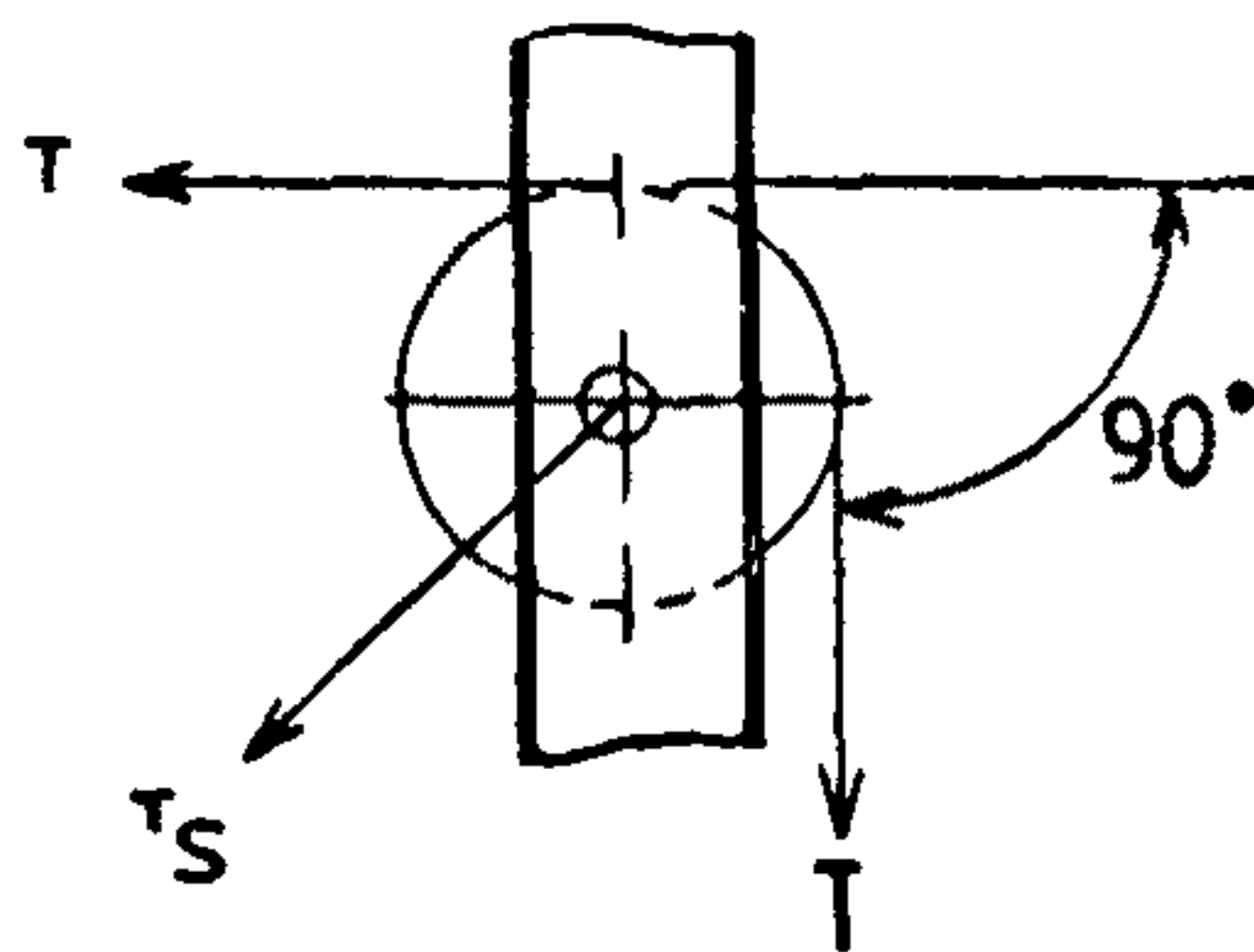
$$T_s = 257.5 \times 1.5 \times 1.2 = 463.6(\text{lb})$$

◦ A점의 베어링 검증

$$P_u = F_{br} \cdot D \cdot t = 101000 \times .312 \times .063 \times 4 = 7954(\text{lb})$$

$$\text{A점의 M.S} = 16$$

2) 풀리 브래킷 B점에 작용하는 힘은(P/N 33767)



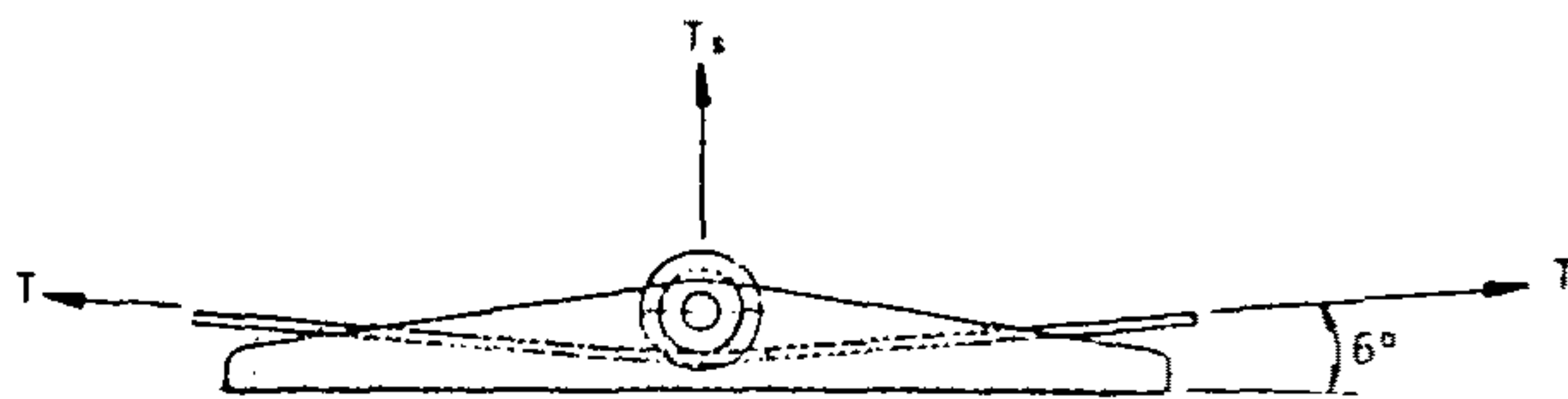
$$T_s = 589 \times 1.5 \times 1.2 = 1061(\text{lb})$$

◦ B점의 shear tear out 검증

$$P_u = F_{su} \cdot A_s = 38000 \times .75 \times (.032 \times 2) \times 2 = 3648(\text{lb})$$

$$\text{B점의 M.S} = 2.4$$

3) 풀리 브래킷 C점에 작용하는 힘은(P/N 73212-1)



$$T_s = 87 \times 1.5 \times 1.2 = 157(\text{lb})$$

◦ C점의 shear tear out 검증

$$P_u = F_{su} \cdot A_s = 38000 \times .375 \times (.032 \times 2) \times 2 = 1824(\text{lb})$$

$$\text{C점의 M.S} = 10.6$$

4) 벨크랭크 브래킷 D점에 작용하는 힘은(P/N 11502, 11503, 11495)

pushrod force

$$F = 1037(\text{lb})$$

bracket에 작용하는 힘

$$R = 1118 \times 1.5 \times 1.2$$

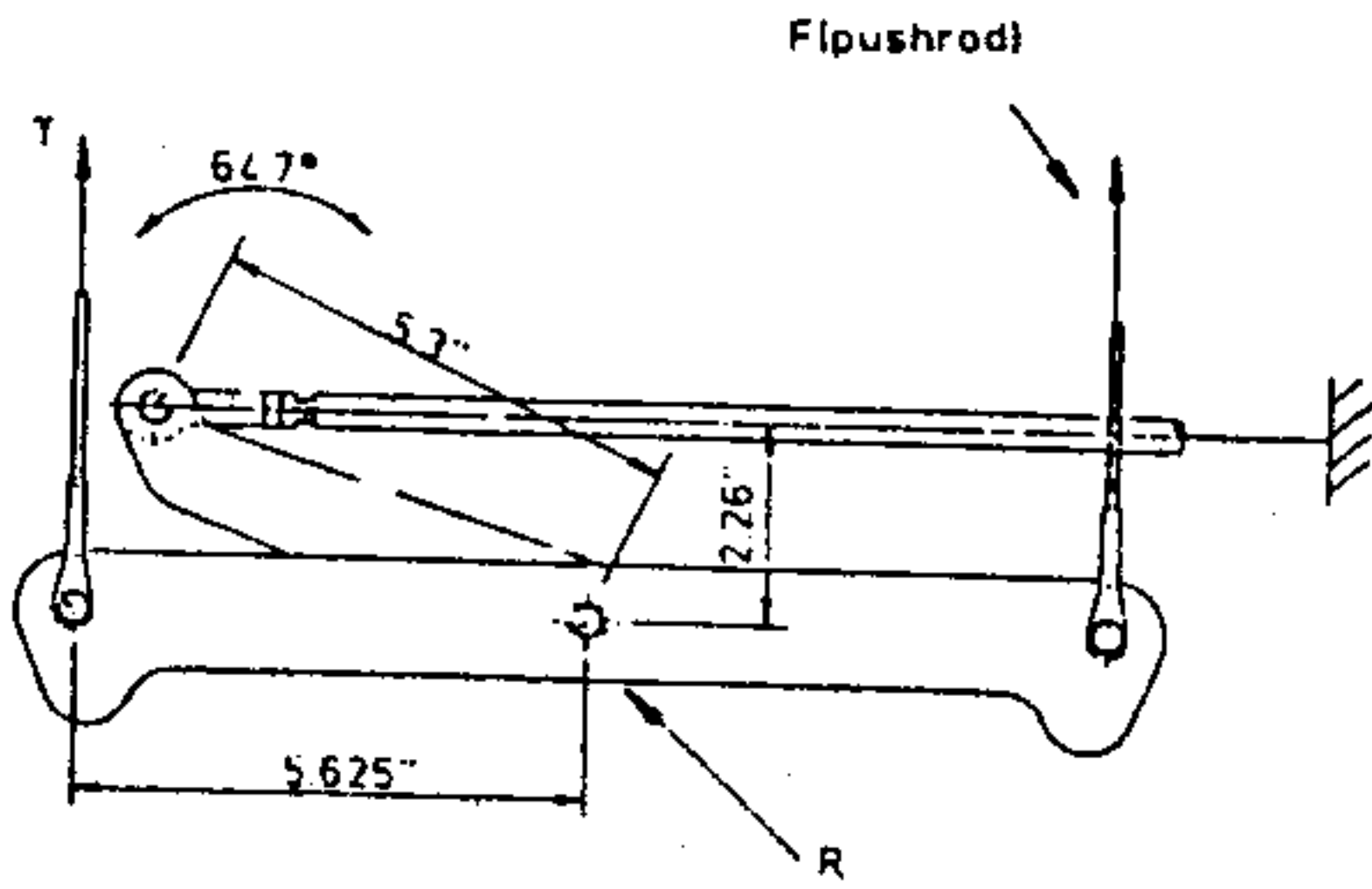
$$= 2012(\text{lb})$$

◦ D점의 shear tear out 검증

$$P_u = F_{su} \cdot A_s = 38000 \times 1.0 \times (.04 \times 3) \times 2$$

$$= 9120(\text{lb})$$

$$D\text{점의 } M.S = \frac{P_u}{R} - 1 = 3.5$$



(라) 플랩 설계 검증

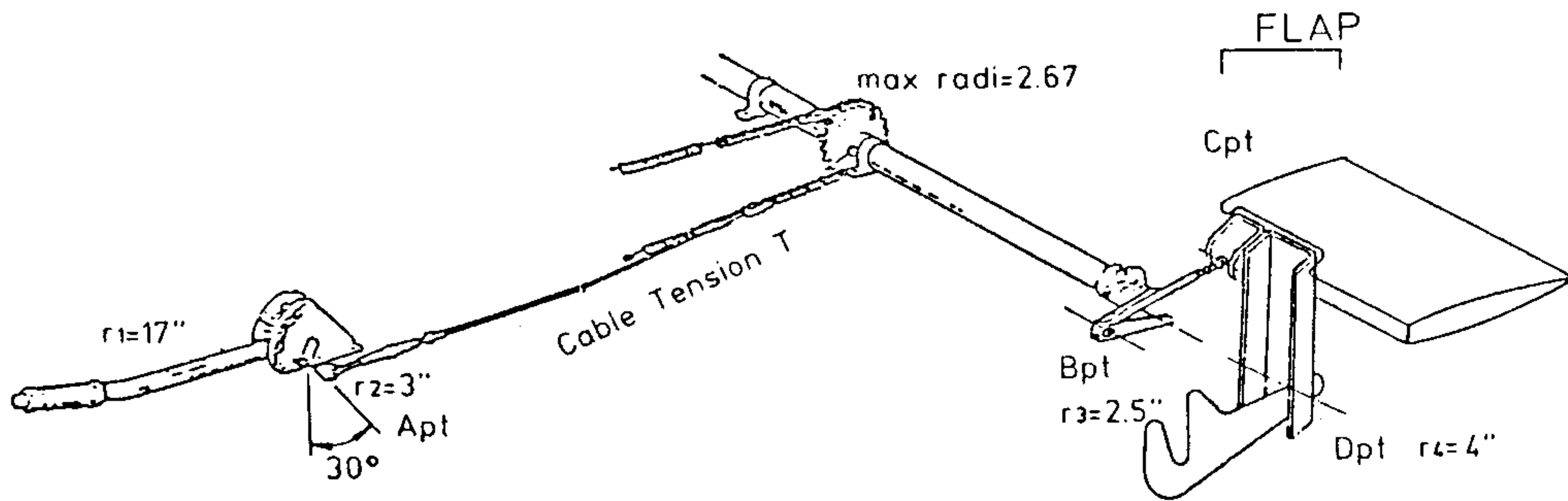


그림 2-31 플랩 구동 시스템

플랩 잠김 상태에서 최대 조종력 100(lb) 작용시에 케이블 장력 T는

T = 654.3(lb)이며, 플랩 최대 각도일때 각 부재에 최대 조종력이 작용하므로

플랩 각도를 40°로 하여 계산한다.

1) 플랩레버 A점에 작용하는 힘은(P/N 76101)

$$T = 654.3 \times 1.5 \times 1.2 = 1178(\text{lb})$$

- A점의 shear tear out 검증(4130 STEEL  $F_{su} = 57 \text{ ksi}$ )

$$P_u = F_{su} \cdot A_s = 57000 \times .375 \times .187 \times 2 = 7994(\text{lb})$$

$$\text{A점의 M.S} = \frac{P_u}{T} - 1 = 5.8$$

- 2) 플랩 혼 B점에 작용하는 힘은(P/N P62727)

$$F = \frac{654.3 \times 2.67}{2.5 \cos 14^\circ} = 720 \times 1.5 \times 1.2 = 1296(\text{lb})$$

- B점의 shear tear out 검증

$$P_u = F_{su} \cdot A_s = 57000 \times .375 \times .063 \times 2 \times 2 = 5387(\text{lb})$$

$$\text{B점의 M.S} = \frac{P_u}{F} - 1 = 3.2$$

- 3) 푸시로드 브래킷 C점에 작용하는 힘은(P/N 12405)

- 브래킷의 shear tear out 검증

$$P_u = F_{su} \cdot A_s = 57000 \times .36 \times .10 \times 2 \times 2 = 8208(\text{lb})$$

$$\text{C점의 M.S} = \frac{P_u}{F} - 1 = 5.3$$

#### 나. 착륙장치 및 제동장치

창공-91의 착륙장치는 고정식으로 선택하였으며 설계기준으로 FAR Part 23 중에서 착륙장치에 대한 요구사항에 따라 설계하였다. 설계 계산과정은 착륙시 주륜 및 전륜에 작용하는 지상하중을 계산하고 이에 따라 완충장치의 크기를 결정하며 FAR Part 23에서 규정하고 있는 지상하중을 계산한다. 또한, 디스크를 이용한 제동장치에 대해 역시 FAR Part 23 규정에 따라 설계하였고 설계결과에 따른 모든 착륙장치 및 제동장치를 도면화 하였다.

착륙장치 설계에 대한 FAR Part 23의 관련규정에 대한 내용은 다음의 표 2-13에 요약하여 나타내었다.

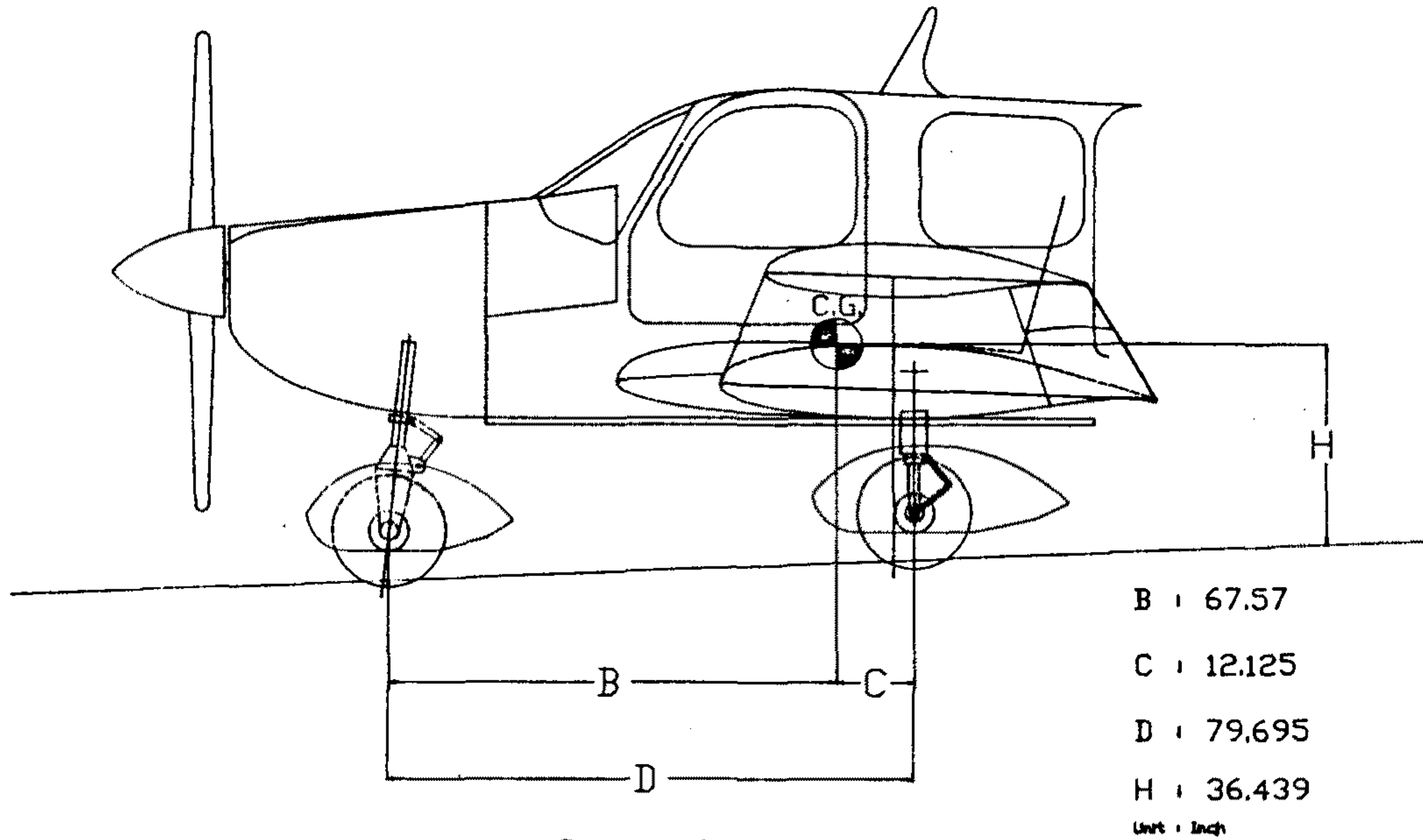


그림 2-32 Center of gravity geometry

표 2-13의 규정을 충족시키기 위한 착륙장치의 설계내역은 다음과 같다.  
 최대하중이 예상되는 최대 중량 2700 lb의 경우 주륜 및 전륜에 작용하는 정하중은,

$$MGL = \frac{W \times B}{D \times NW} \qquad NGL = \frac{W \times C}{D}$$

여기서, MGL : 주륜의 하중

W : 비행기의 무게

NGL : 전륜의 하중

NW : 주륜의 수

또한, 착륙시 10 ft/sec<sup>2</sup>의 감가속도를 가지고 착륙한다고 가정하면 전륜에 작용하는 동하중은 다음과 같이 계산된다.

$$NDGL = \frac{10 \times H \times W}{32.2 \times D} \qquad \text{여기서, NDGL : 전륜의 동하중}$$

표 2-13 FAR Part 23의 관련규정

	Conditions	Forces	Symbol	Related FAR
1	Level Landing	i) Drag Force of Main L/G ii) Vertical Force of Main L/G iii) Drag Force of Nose L/G iv) Vertical Force of Nose L/G	$V_r$ $D_r$ $V_f$ $D_f$	FAR 23.479 (a) (2) (i) & Appendix C
2	Wheel Spin-up Force	i) Impact Spin-Up Vertical Force ii) Impact Spin-Up Horizontal Force	$F_{v,max}$ $F_{h,max}$	FAR 23 Appendix D
3	Level Landing (nose wheel clear)	i) Drag Force of Main L/G ii) Vertical Force of Main L/G	$V_r$ $D_r$	FAR 23.479 (a) (2) (i)
4	Tail Down Landing	i) Vertical Load of Main L/G	$V_r$	FAR 23.481 (a) (2), (b)
5	Side Load Condition	i) Vertical Load of Main L/G ii) Side Load of Inboard iii) Side Load of Outboard	$V_r$ $S_r 1$ $S_r 2$	FAR 23.485
6	Braked Roll Condition	i) Drag Force of Main L/G ii) Vertical Force of Main L/G iii) Drag Force of Nose L/G	$V_r$ $D_r$ $V_f$	FAR 23.493
7	Supplementary Conditions for Nose L/G	i) Afterward Vertical Load ii) Afterward Drag Load iii) Forward Vertical Load iv) Forward Load v) Side Vertical Load vi) Side Load	$V_f$ $D_f$ $V_f$ $F_f$ $V_f$ $S_f$	FAR 23.499
8	Towing Load			FAR 23.509

따라서 위에서 계산된 힘에 의해 사용될 수 있는 타이어를 선택할 수 있으며, 여기서는 경항공기에 많이 쓰이는 Type-III을 쓰기로 한다.

완충장치의 설계는 과도한 하중 요소를 피하고 충격을 흡수하기 위한 완충장치의 운동거리를 결정하는데 있다. 대개의 경우 지상한계 하중계수는 3.0에서 3.5를 사용하며 이 이상은 탑승자에게 불편을 준다. 일반적으로 날개에 장착되어 있는 착륙 장치에 의한 하중은 공기역학적인 하중보다 작도록 설계하였다. 완충장치의 운동 거리가 클수록 하중계수는 낮아진다. 그러나 여러가지 공간적인 제약조건과 FAR 23.473(g)에 명시된 최소 관성하중 2.67 및 최소 지상 반작용 계수 2.0을



만족하기 위해 몇가지 사항이 고려되어야 한다.

FAR 23.473(d)에 의해 수직 하강속도가 결정되고 FAR 23.473(e)에 의해 양력대 무게비가 2/3를 초과하지 못한다는 규정을 지키면 완충장치의 운동거리는 다음에 의해 계산된다.

$$ds = \frac{0.3\sqrt{W/S} - dt((nz \times kt) - 0.333)}{(nz \times ks) - 0.333}$$

여기서, nz    최소 지상 반작용 계수                    S    날개의 면적  
          dt    타이어의 찌그러짐                            kt    타이어의 효율  
          ks    완충장치의 효율

초기 설계에선 nz 및 kt를 0.5정도로 가정한다. 따라서 앞서 계산된 전륜 및 주륜에 작용하는 힘에 의해 타이어가 선정되고 그 타이어의 특성 곡선으로 부터 하중에 의한 찌그러짐을 찾아 식에 대입하면 전륜 및 주륜의 완충장치에 대한 운동 거리가 계산된다. 또한, 각 완충장치의 직경은 다음식을 사용하였다.

$$DSA = 12(0.041 + 0.025 MGL)$$

여기서 DSA    완충장치의 지름  
          MGL    각 착륙장치에 대한 하중

제동장치의 경우는, 착륙장치의 설계 내역과 관련하여 다음과 같은 내역으로 설계하였다.

항공-91의 제동장치는 FAR Part 23 § 23.735에 의하면 각 휠의 제동장치는 다음의 식에 의해 계산되는 운동에너지를 흡수할 수 있어야 한다.

$$KE = \frac{0.0443 \times W \times V_{so}^2}{N}$$

여기서, KE    운동에너지(ft × lb)



W 비행기의 무게(1b)

Vso 해면고도에서 무동력 상태에서의 실속 속도(knots)

N 주륜의 수

일반적으로 제동장치의 작동시간은 10초 내지 15초까지 지속되는데 이때 발생하는 열에너지는 대기에 거의 방출되지 않는다.

다음은 윗 식을 이용한 창공-91의 제동장치에 대한 설계과정이며 제동장치는 각 주륜에 하나씩 부착하는 것으로 한다. 이에 필요한 수치는 다음과 같다.

항공기의 무게	2700 lb	주륜의 수	2
실속 속도	50 knots	최대 엔진마력	200 HP

창공-91의 엔진 최대 마력은 200 HP이며 이는 약 1212.47 lb가 된다. 또한 창공-91의 실속 속도를 50 kts로 가정하면 각 휠이 흡수해야할 운동에너지는 다음과 같다.

$$KE = 0.149 \times 10 \text{ (ft - lb)}$$

표 2-14는 휠 및 제동 디스크 제작회사인 Goodyear사의 제품 및 제원들이다. 여기서 위의 운동에너지를 흡수할 수 있는 가장 적합한 제품으로 wheel P.N. 9532111과 brake P.N. 9532181을 선택하며 이에 대한 제원은 다음과 같다.

제동 디스크 제원 표기 6.625 × 1.0 × 0.25/1 - 2.0 × 3.0

여기서, 6.625	disc diameter	1	number of pistons
1.0	lining diameter	2.0	piston diameter
0.25	disc thickness	3.0	total rubbed area

최대 감가속도를 10 ft/sec<sup>2</sup>으로 가정하고 이에 도달하기 위한 휠의 토크를 계산하면 다음과 같다.

$$\text{Torque/wheel} = \frac{W}{g} \frac{1}{N} Ra = \frac{2700}{32.2} \times \frac{1}{2} \times 6.3 \times 10$$

여기서, W 비행기의 무게                      R Tire rolling radius, 6.3 in  
g : 32.2 ft/sec<sup>2</sup>                                N    휠의 수, 2  
a : 감가속도, 10 ft/sec<sup>2</sup>

앞에서 선택된 Goodyear사의 휠 및 제동 디스크를 사용하면 힘 F를 구할 수 있으며 이는 다음과 같다.

$$F = \frac{\text{Torque}}{2.8 \text{ inch}} = \frac{2641.3}{2.8} = 943.32 \text{ (1b)}$$

그러므로 피스톤으로부터의 수직 힘 M은

$$M = \frac{F}{u_n} = \frac{943.32}{0.3} = 3144.4 \text{ (1b)}$$

여기서 u는 패놀릭 패드의 동 마찰계수로 0.3이며, n은 피스톤의 수이다. 따라서 피스톤에 가해질 압력은

$$P = \frac{M}{3.14 \text{ d}/4} = \frac{3144.4 \times 4}{3.14 \times 4} = 1001 \text{ lb/in}^2 \text{가 된다.}$$

앞에서 계산된 200 마력에 대한 프로펠러 추력은 약 1212.47 lb이므로 각 휠당 제동힘은

$$D = \frac{1212.47}{2} = 606.235 \text{ (1b)}$$

이다. 따라서 휠에 걸리는 토크는

$$T = 606.235 \times 6.3 = 3819.28 \text{ (1b-in)}$$

그러므로

$$F = \frac{3819.28}{2.8} = 1364.0288$$

$$M = \frac{1364.0288}{un} = \frac{1364.0288}{0.35} = 3897.225 \text{ (lb)} \text{ (} u = 0.35 \text{ in static)}$$

그러므로 피스톤에 가해질 압력은

$$P = \frac{3897.225 \times 4}{3.14 \times 4} = 1241 \text{ (lb/in}^2\text{)}$$

이다.

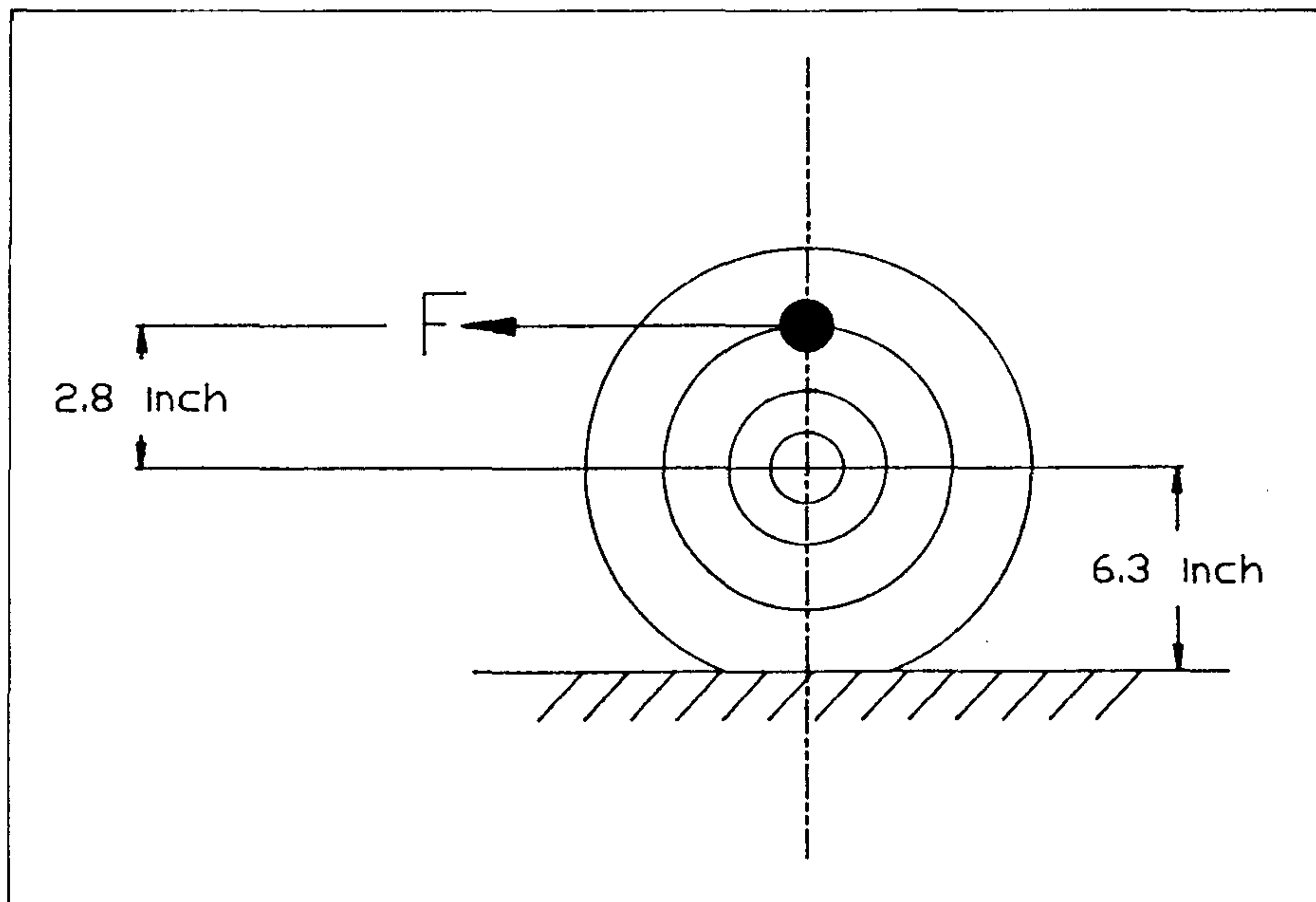


그림 2-33 브레이크 sizing

表 2-14 Goodyear—Main wheels and brakes(All Type—III wheels)

Size	Wheel P. N.	Static Rating (lb)	Brake Type	Brake Size	Brake P. N.	K. E. $\times 10^6$ (ft $\times$ lb)	Wheel & Disc Weight (lb)	Brake & Plate Weight (lb)	Assembly Weight (lb)
600-6	953211	1,500	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$ .250/ 1-2.0 $\times$ 3.0	9532181	.200	6.78	1.66	8.44
600-6	511413S	1,200	Single Disc	8.000 $\times$ 1.5 $\times$ .188/ 1-2.0 $\times$ 3.54	9520292	.190	4.66	3.22	7.88
600-6	9532673	1,800	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$ .125/ 1-2.0 $\times$ 3.0	9532741	.075	6.165	1.675	7.840
600-6	511960S	1,200	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$ .125/ 1-2 $\times$ 1.57	9520285	.070	4.40	2.07	6.47
600-6	9532522	1,800	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$ .250/ 1-2.0 $\times$ 3.0	9542466	.200	6.075	1.665	7.740
600-6	0531445	1,500	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$ .250/ 1-2.0 $\times$ 3.0	9531446	.200	7.99	1.61	9.60
600-6	9542557	2,000	Ring Disc	7.062 $\times$ 812. $\times$ .390/ 1-1.75 $\times$ 3.18	9550196	.334	7.75	2.00	9.75
600-6	8544037 -1	2,600	Multiple Disc	7.000 $\times$ .115/ .203 $\times$ .154 $\times$ 3	9544036	.600	4.21 (less discs)	10.08 (includes discs)	14.29

다. 전기/전자/계기계통

전기/전자/계기계통은 서로 유기적으로 연결되어 하나의 통합된 시스템을 형성하고 있다. 이들을 크게 분류해 보면 전기계통, 계기계통, 전자계통으로 나눌 수 있다. 이들 계통의 설계에 있어서 창공-91의 요구조건인 주·야간 시계비행 및 계기비행에 관련된 FAR의 관련 기종과 유사기종인 Piper사의 ARROW-III의 계기를 표 2-15에 나타내었다.

표 2-15 비행조건별 요구계기

NO.	항 목	시계비행		계기비행	창공-91	ARROW-III
		주간	야간			
1	속도계	○	○	○	○	○
2	고도계	○	○	○	○	○
3	MAGNETIC DIRECTION 계기	○	○	○	○	○
4	TACHOMETER	○	○	○	○	○
5	오일 압력계기	○	○	○	○	○
6	CYLINDER HEAD TEMP.	○	○	○	○	○
7	오일 온도계기	○	○	○	○	○
8	MANIFOLD PRESS. GAUGE	○	○	○	○	○
9	연료량 계기	○	○	○	○	○
10	위치등		○	○	○	○
11	항법등 또는 충돌방지등		○	○	○	○
12	착륙등		○	○	○	○
13	2-WAY RADIO COM/NAV SYS			○	○	○
14	GYRO SCOPIC 선회계기			○	○	○
15	SLIP-SKID 계기			○	○	○
16	시계			○	○	○
17	GYROSCOPIC BANK/PITCH 계기			○	○	○
18	연료압력 계기			○	○	○
19	오일압력 계기			○	○	○

## (1) 전기 계통

전기계통은 크게 전원계통과 조명계통 및 계기/통신 계통으로 분류된다.

### (가) 전원계통

창공-91의 주전원은 엔진에 의해 구동되는 12V 60AMP의 직류 발전기를 사용하고 엔진 점화 시동 및 보조 전원으로서 12V 35AMP-HR인 lead acid 배터리를 사용하도록 하였다. 특히 보조 전원으로서의 이 배터리는 주전원의 50%가 고장인 경우에도 비행계기, 무선기기 및 위급장치등의 주요 부분이 정상적으로 작동될 수 있는 전력이 공급되도록 선택하였다. 또한, 지상 작업시 엔진을 가동시키지 않고 작업할 수 있도록 외부전원 접속용 solenoid와 receptacle을 설치하도록 설계하였다. 이들 전원은 항공기의 각 계통에 전력을 공급하는 electrical bus와는 circuit breaker를 통하여 연결되도록 하여 각 계통에서의 과전류로 인한 손상을 방지하도록 설계하였다.

### (나) 조명계통

창공-91의 조명계통은 착륙등, 활주등, 항법등, 충돌방지등, 인식등, 계기판등 및 실내등으로 구성되어 있으며 이들 각각은 circuit breaker에 접속된 별도의 스위치에 의해 작동되도록 설계하였다. 특히 계기판등과 실내등은 dimmer를 설치하였다.

### (다) 계기 및 전자계통

전기적으로 작동되는 엔진관련 계기인 엔진, 오일, 연료 및 EGT, CHT등은 전체가 하나의 circuit breaker를 거쳐 electrical bus와 연결되도록 설계하였으며,



전기적으로 작동하는 비행/항법 계기 및 통신장비들은 각 계기 및 장비마다 별도의 circuit breaker를 통하여 electrical bus와 연결되도록 하여 각 계기 및 장비의 손상을 최대한 방지하도록 설계하였다. 특히 통신 계통은 electrical bus에서 radio master 스위치를 거쳐 각각의 circuit breaker가 접속되도록 하였다.

(라) 기 타

오일이상과 발전기의 이상을 경고하는 annunciator panel과 전기 연료펌프, 실속 경고 horn 및 pitot heating은 각각 독립된 circuit breaker를 통하여 electrical bus와 연결되도록 설계하였다. 이들 전기계통의 계통도는 다음의 그림과 같다.

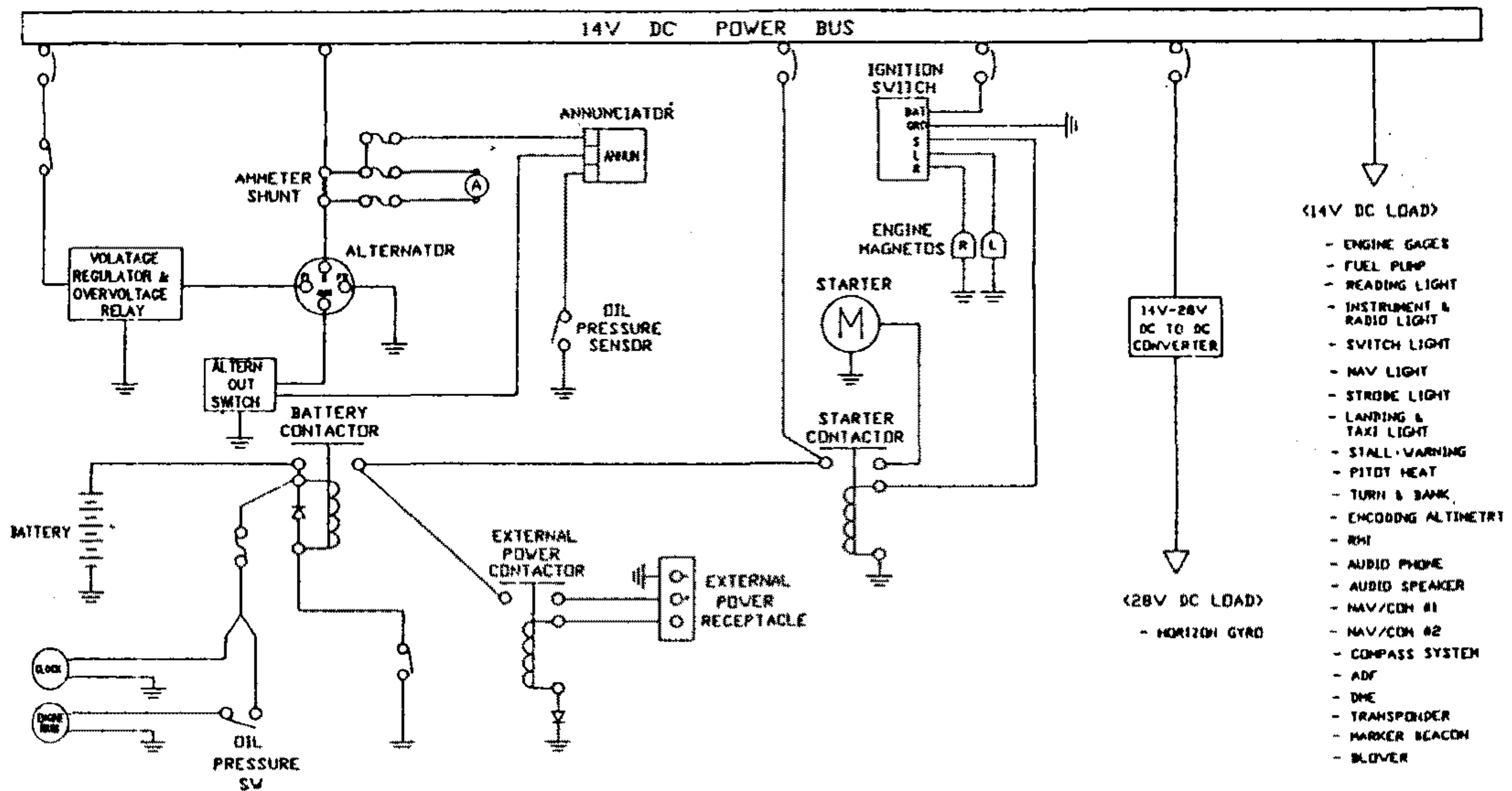


그림 2-34 전기 계통도

(2) 계기계통

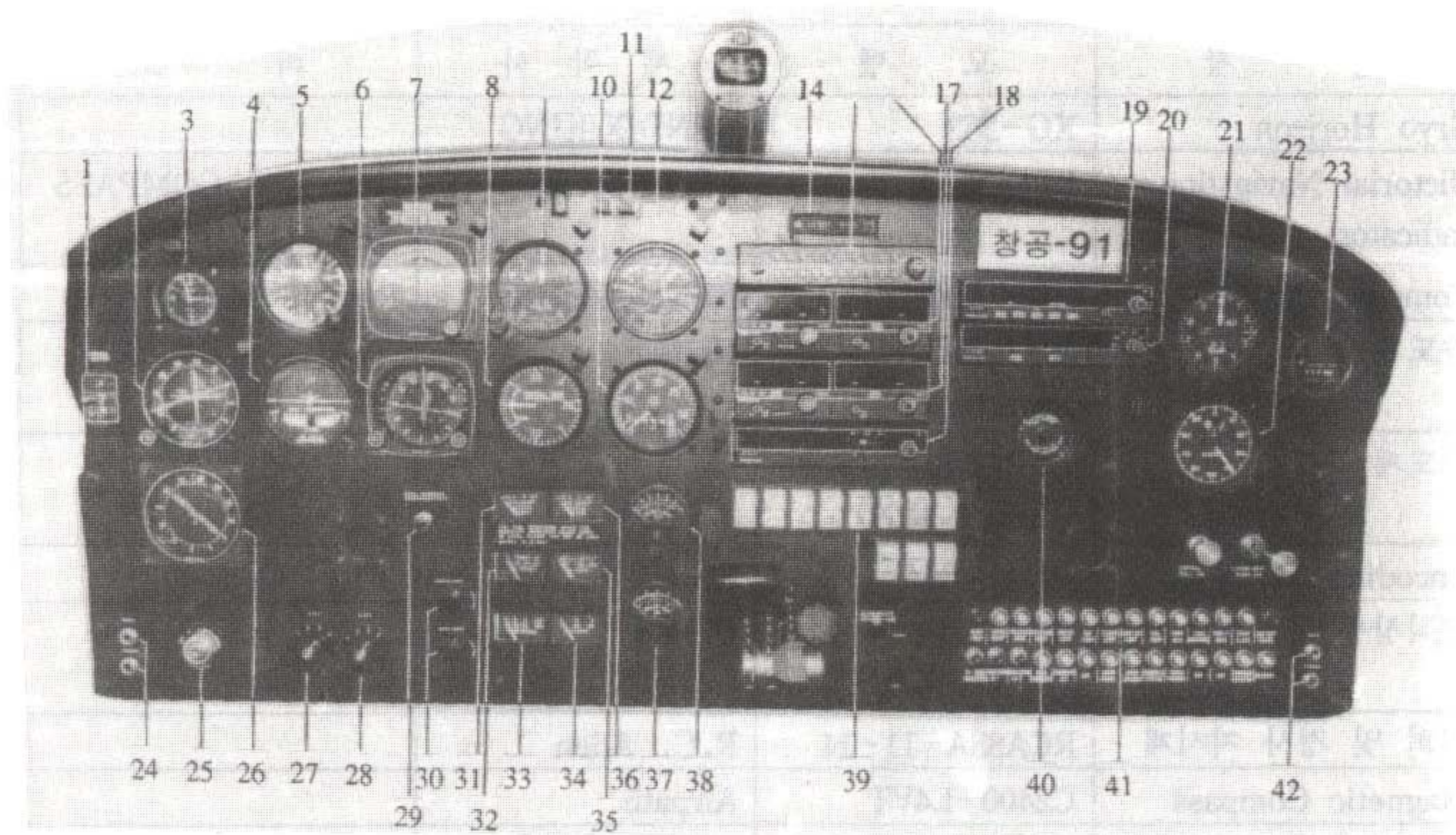
계기의 선정은 FAR 규정상의 계기비행(IFR)의 요구조건을 만족하도록 하였으며 비행 항법 계기들의 배치는 일반적인 원칙대로 항공기 자세를 나타내는 계기는

조종사 전방 중앙 상단에, 대기속도를 나타내는 계기는 그 좌측에, 고도를 나타내는 계기는 그 우측에 그리고 항공기의 방향을 나타내는 계기는 중앙 하단에 두는 T자형 배열이 되도록 설계하였다. 계기판의 전체적인 배열은 그림 2-30과 같다.

#### (가) 비행 및 항법 계기

비행 및 항법 계기는 FAR에서 요구되는 IFR 조건과 창공-91의 성능에 부합되는 계기를 선정하였으며 특히 자이로들은 비행자세의 중요성과 정비성을 감안하여 전기로 구동되는 electric gyro들을 채택하였다. 이들 채택된 계기 및 장비들은 다음의 표 2-16과 같다.





- |                             |                                |
|-----------------------------|--------------------------------|
| 1. SLAVING ACCESSORY        | 22. STALLING WARNING RAMP/HORN |
| 2. VOR/LOC GLIDESLOPE 지시계   | 23. 고도계                        |
| 3. 시 계                      | 24. 엔진가동 시간계                   |
| 4. 선회 및 경사지시계               | 25. MIKE AND PHONE JACK        |
| 5. 속도계                      | 26. CIRCUIT BREAKERS           |
| 6. PICTORIAL NAVIGATION 지시계 | 27. ELECTRICAL SWITCHES        |
| 7. GYRO HORIZON             | 28. E.G.T. 게이지                 |
| 8. 수직상승 속도계                 | 29. C.H.T. 게이지                 |
| 9. ENCODING 고도계             | 30. 연료량 게이지(우)                 |
| 10. ANNUNCIATOR TEST 스위치    | 31. 오일 온도 게이지                  |
| 11. ANNUNCIATOR LIGHT       | 32. 암페어 미터계                    |
| 12. MANIFOLD 압력 및 연료 게이지    | 33. 오일 압력 게이지                  |
| 13. TACHOMETER              | 34. 연료 압력 게이지                  |
| 14. MAGNETIC COMPASS        | 35. 연료량 게이지(좌)                 |
| 15. AUDIO CONTROL PANEL     | 36. 장비 및 계기판 LIGHT CONTROL 스위치 |
| 16. MARKER BEACON RECEIVER  | 37. RADIO MAGNETIC 지시계         |
| 17. #1 NAV/COM TRANSCEIVER  | 38. COOLING 스위치                |
| 18. #2 NAV/COM TRANSCEIVER  | 39. 엔진점화 스위치                   |
| 19. TRANSPONDER             | 40. DEM COMMON 선택 스위치          |
| 20. ADF                     | 41. NAV/COM #1, #2 선택 스위치      |
| 21. DME                     | 42. MIKE AND PHONE JACK        |

그림 2-35 창공-91 계기판



표 2-16 비행 및 항법 계기와 장비

명 칭	모 델	제 작 사	비 고
Gryo Horizon	KG-253	BENDIX/KING	
Directorial Navigation Indicator	KI-525A	BENDIX/KING	KCS-55A COMPASS System의 일부
Compass System	KCS-55A	BENDIX/KING	Remote Mount 방식
속도계	10-03400 (Spruce P/N)	United	
고도계	10-04500 (Spruce P/N)	United	
Encoding 고도계	DEA-130A	BENDIX/KING	
수직상승 속도계	10-05200 (Spruce P/N)	United	
선회 및 경사 지시계	RCA83A-11-14	R. C. Allen	
Magnetic Compass	C2400-L4VT	Airpath	
VOR/LOC/GS 지시계	KI-204	BENDIX/KING	
외기 온도계	10-15500 (Spruce P/N)		
Stall Warning 지시계	164R-12V	Safe flight	
Pitot Tube	PH502-12		

(나) 엔진 계기

엔진관련 계기는 FAR의 IFR 조건과 창공-91의 엔진성능에 부합되도록 선정 하였으며 선정된 계기의 목록은 다음의 표 2-17과 같다.

(다) 전자장비

전자장비는 FAR의 IFR 조건과 창공-91의 성능을 만족시킴과 동시에 국내 항공 관련 규정을 만족시키도록 선정하였다. 특히 NAV/COM transceiver는 비행시 및 위급시의 통신 및 항법의 중요성을 감안하여 2대를 기본장비로 장착하도록 하였다.

표 2-17 엔진관련계기

명 칭	모 델	제 작 사	비 고
연료량 게이지		Rochester	우측 연료계
연료량 게이지		Rochester	좌측 연료계
연료 압력게이지		Rochester	
오일 온도게이지		Rochester	
오일 압력게이지		Rochester	
Tachometer	98480-25 (Spruce P/N)	JC. Elects.	
Manifold 압력 및 연료게이지	21-1000-7 (Spruce P/N)	United	
엔진가동시간계	773	Datcon	
암페어 미터계		Rochester	
EGT	10-09000	Alcok	
CHT	10-09100	Alcok	

표 2-18 전자장비 및 안테나

명 칭	모 델	제 작 사	비 고
NAV/COM transceiver	KX-155	BENDIX/KING	2대
Audio control panel	KMA-24H	BENDIX/KING	
Transponder	KT-79	BENDIX/KING	
Automatic director finder	KR-87	BENDIX/KING	
Distance measuring equip.	KN-62A	BENDIX/KING	
Marker beacon receiver	KR-21	BENDIX/KING	
NAV ANT.	AV-5322	ANT. SPECIAL	
COM ANT.	AV-529	ANT. SPECIAL	
ADF ANT.	KA-44B	BENDIX/KING	
DME ANT.	KA-60	BENDIX/KING	
Transponder ANT.	KA-60	BENDIX/KING	
Marker beacon ANT.	KA-26	BENDIX/KING	

이들 통신 장비들은 무선 항법 장비를 겸하고 있으므로 통신 및 항법 장비의 계통은 다음의 계통도와 같이 하나의 통일된 시스템으로 설계하였다.

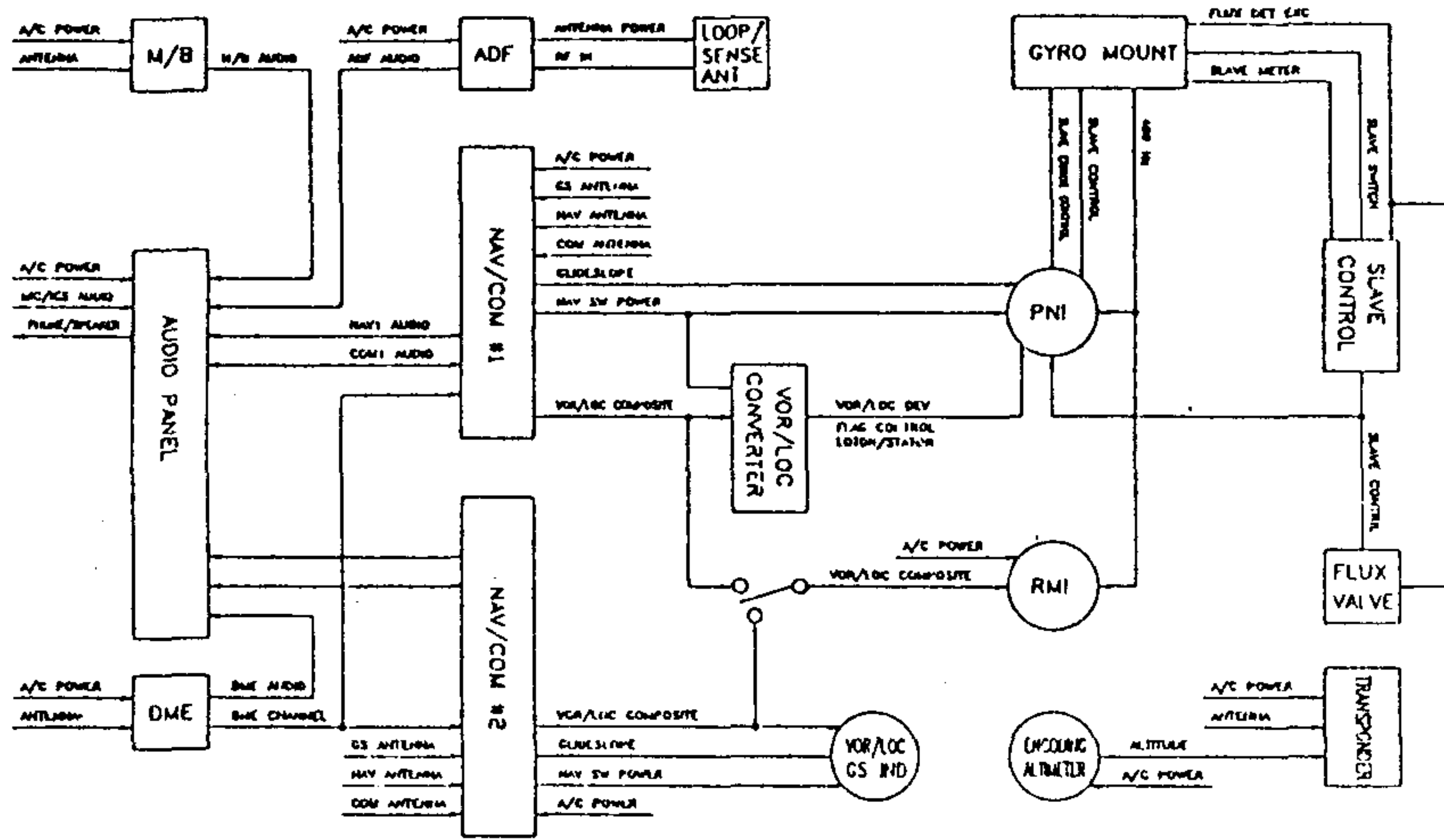


그림 2-36 항법/통신 장비 계통도

## 5. 동력장치

동력장치 계통은 엔진의 연료계통, 흡입, 배기 및 냉각계통, 난방/서리제거 계통, 환기계통 및 엔진/프로펠러 제어계통을 포함하고 있다.

### 가. 연료 계통

FAR 23 subpart F에는 연료계통에 관한 요구조건이 기술되어 있으며 이들 관련 사항을 요약하면 다음과 같다.

① 연료 유량률이나 연료분사기의 압력을 엔진 성능에 맞추는 것은 연료공급에 관하여, 또한 사용 불가능한 잔여 연료량에 관하여 가장 극단적인 자세에서 보여져야 한다.

② 왕복엔진의 펌프 계통은 이륙시 소비되는 연료 유량률의 125%가 되도록



설계해야 한다. 이는 엔진장착 주펌프 및 보조 펌프 모두에 적용된다.

- ③ 연료탱크의 벤트는 탱크의 팽창영역의 꼭대기에 위치해야 한다.
- ④ 상대운동이 존재할 수 있는 항공기의 구조물과 연결된 연료라인은 유연성을 위한 수단이 있어야 한다.
- ⑤ 방화벽 앞쪽에 개폐 밸브가 있으면 안된다.
- ⑥ 적어도 한개의 드레인 (drain)이 있어야 한다.

연료계통은 위의 사항들을 고려하여 설계하였으며 그 주요 계통도는 다음의 그림과 같다.

연료라인은 날개 양쪽의 연료탱크에서 각각 연료라인을 하나씩 배치하여 동체의 좌측면에서 3방향의 선택 밸브에 연결되도록 하였으며, 이 선택 밸브를 거쳐 연료

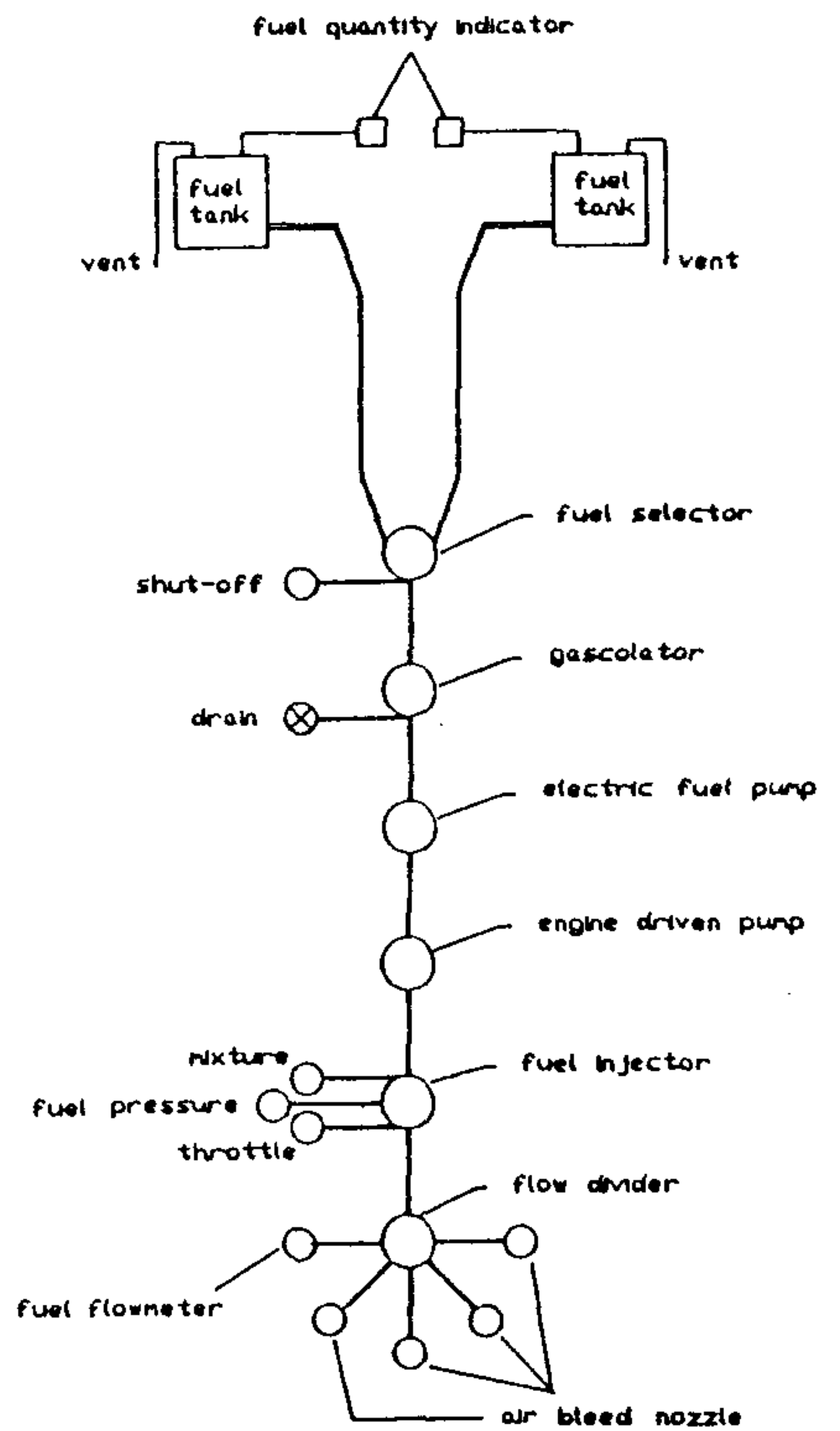


그림 2-37 연료 계통도

펌프로 연결되도록 하였다. 또한, 연료탱크로부터 엔진까지의 거리가 비교적 길기 때문에 압력 손실을 줄이기 위하여 날개 내부에서는 직경 1/2"를, 동체 좌측 벽면에서는 3/8"의 알루미늄재 튜브를 사용하였으며 방화벽 앞쪽에서는 호스를 채택하였다.

#### 나. 흡입계통

FAR 23의 흡입계통 관련 주요규정은 다음과 같다.

- ① 왕복엔진 장착에 있어서 공기 흡입호스는 최소한 두개를 가지고 있어야 한다.
- ② 상대운동이 있을 수 있는 부품과 연결된 덕트는 유연성을 위한 방도가 있어야 한다.

흡입 계통은 위의 사항들과 Lycoming IO-360-A1B6 엔진의 소요공기량을 감안하여 카울의 전면하단 부위에 카울의 외형에 맞추어 흡기구를 장착하고 airfilter를 장착한 후 덕트를 사용하여 공기 정화기에 연결하였으며, 공기정화기에는 FAR 규정에 따른 이차 공기 흡입구를 장착하였다.

#### 다. 배기 계통

FAR 23의 배기계통 관련 주요규정은 다음과 같다.

- ① 각 배기관은 내화성과 부식저항이 있어야 하며 열작용으로 인한 팽창으로 파손되지 않아야 한다.
- ② 각 배기관은 진동과 작동중에 받는 관성력을 견딜 수 있도록 지지해야 한다.
- ③ 상대운동이 존재하는 요소 사이에 연결되는 배기관의 부품들은 유연성을 가져야

한다.

배기계의 설계는 위의 규정사항들과 배기계에 의해 발생하는 지나친 배압으로 인한 엔진 출력의 손실을 방지하고 충분한 소음 방지를 고려하였으며, 배기 파이프 및 머플러에서 발생하는 열로 인하여 엔진실내의 각종 보기들이 영향 받지 않도록 충분한 거리를 두어 배치시켰다. 이러한 목적을 위하여 배기 파이프는 가열된 상태에서 충분한 강도를 유지할 수 있으며 임의의 형상을 제조하기 위한 가공성이 우수한 TYPE 231의 스테인레스강 파이프를 사용하였다.

## 라. 냉각계통

FAR 23의 냉각계통 관련 주요 규정은 다음과 같다.

① 지상으로 부터 승인 받으려는 최고 상승고도까지 온도제한이 유지 되어야 한다.

② 냉각 테스트 중에 사용하는 연료는 사용하는 엔진에 허용된 최저 등급을 사용해야 하고 혼합기의 세팅은 정상 작동시에 두어야 한다.

③ 냉각 테스트중에 해면고도의 최고 순환대기 온도는 최소한 100°F로 선택하여 -69.7°F에 도달할 때까지 1000 ft 상승시 마다 3.6°F씩 떨어지는 것으로 가정하고 그 이상의 고도에서는 -69.7°F를 일정하게 유지하는 것으로 간주한다.

만일 방한장치를 갖추었으면 해면고도에서 100°F 보다 낮게 선택할 수 있다.

냉각계통은 위의 고려사항과 Lycoming사의 “Installation design for engine cooling” 보고서에 의거하여 냉각공기 유입구 및 배기구의 면적을 설정하여 설계 하였다. 엔진 실린더의 냉각은 다음의 그림에서와 같이 냉각공기가 카울전면의 유입구로 들어와 도풍판(baffle plate)과 카울에 의해 형성된 공간에서 공기의 램

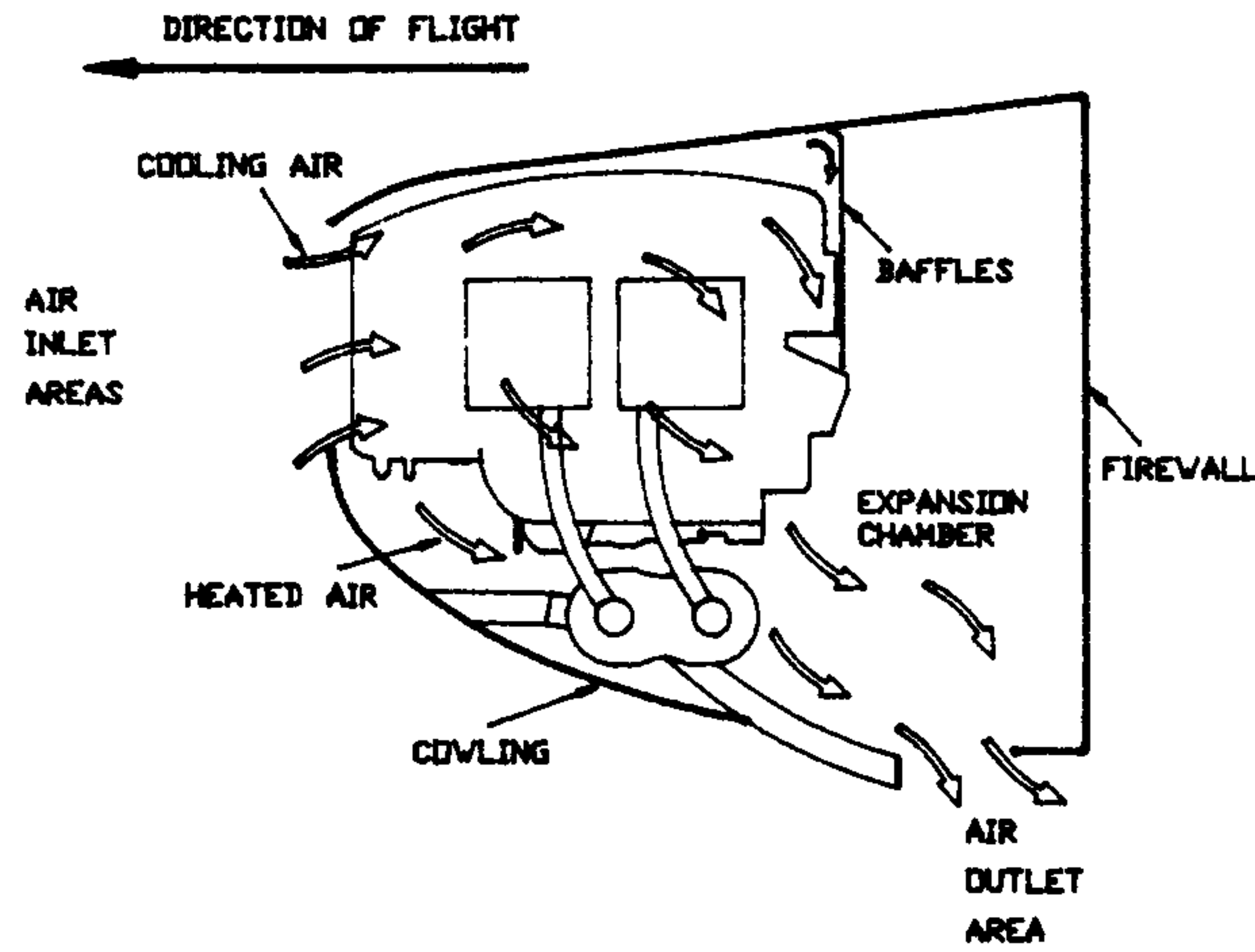


그림 2-38 냉각 계통

효과에 의해 압력이 상승된 냉각공기가 실린더의 냉각핀 사이를 통과하여 엔진을 냉각시키도록 되어 있다.

또한 마그네토등 주요보기는 도풍판에 냉각공기 유도관을 설치하여 냉각공기가 유입되도록 하였으며, 오일 냉각을 위해서는 오일 쿨러에서 요구되는 냉각 공기량을 고려하여 뒷쪽 도풍판쪽에서 덕트를 연결하여 냉각공기가 유입되도록 하였다. 이러한 냉각공기를 충분히 확보하기 위하여 카울 전면의 냉각공기 유입구의 면적을 실린더 냉각과 오일 냉각에 필요한 충분한 면적이 되도록 설계하였다.

#### 마. 난방 및 서리제거 계통

난방 및 서리제거 계통은 겨울철 및 고공에서의 갑작스러운 온도변화에 대비하여 보온과 시계유지를 할 수 있도록 카울 전면의 냉각공기 유입구 앞부분에서 외부

공기를 끌어들여 머플러 shroud를 통과시켜 더운 공기로 바꾼 후 캐빈내 keel box 양옆과 항공기 전면의 윈드실드 쪽으로 흐르도록 설계하였으며, 그 중간에 조절밸브를 설치하여 더운 공기의 양을 조절할 수 있도록 설계하였다. 난방 및 서리제거 계통의 계통도는 다음 그림과 같다.

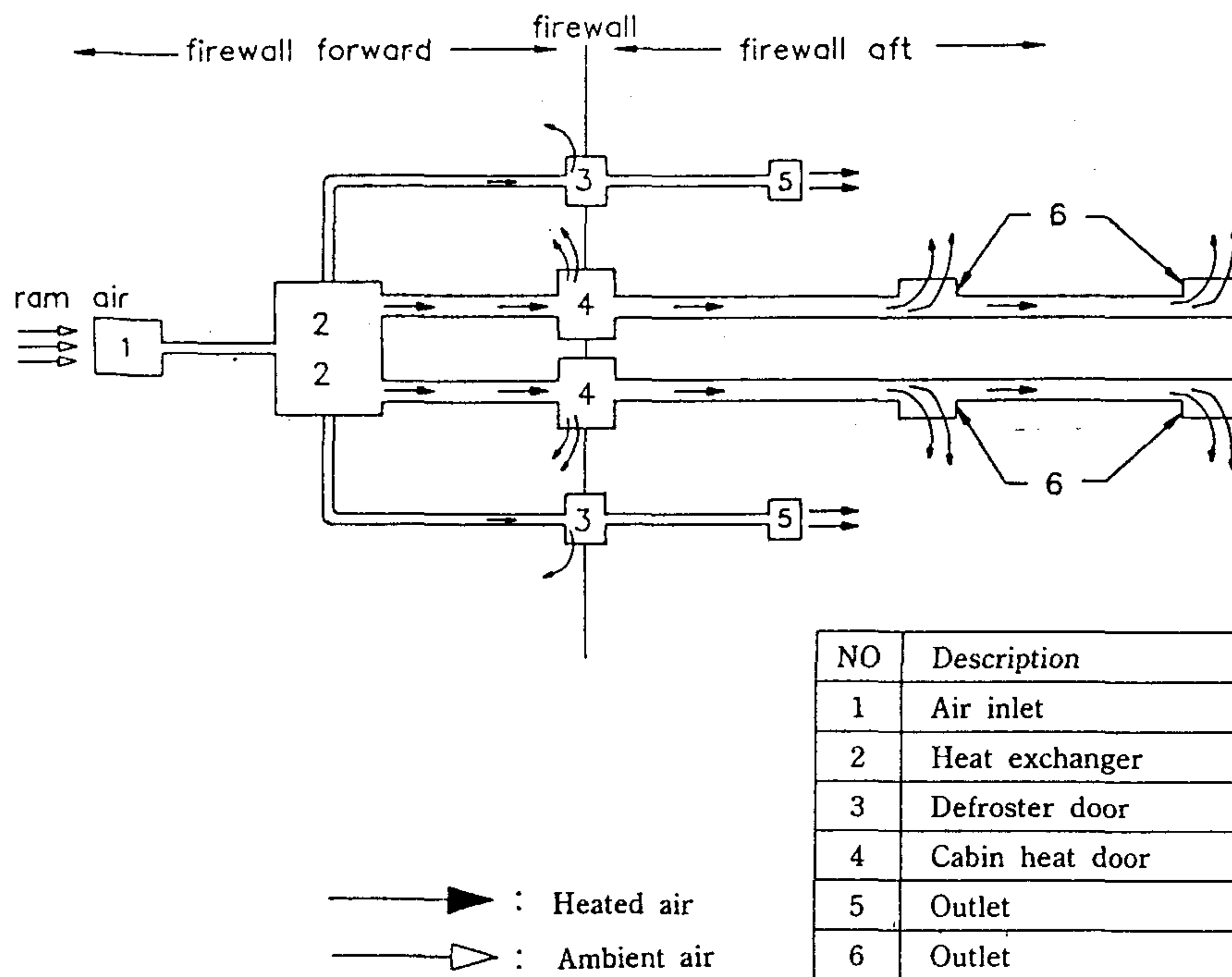
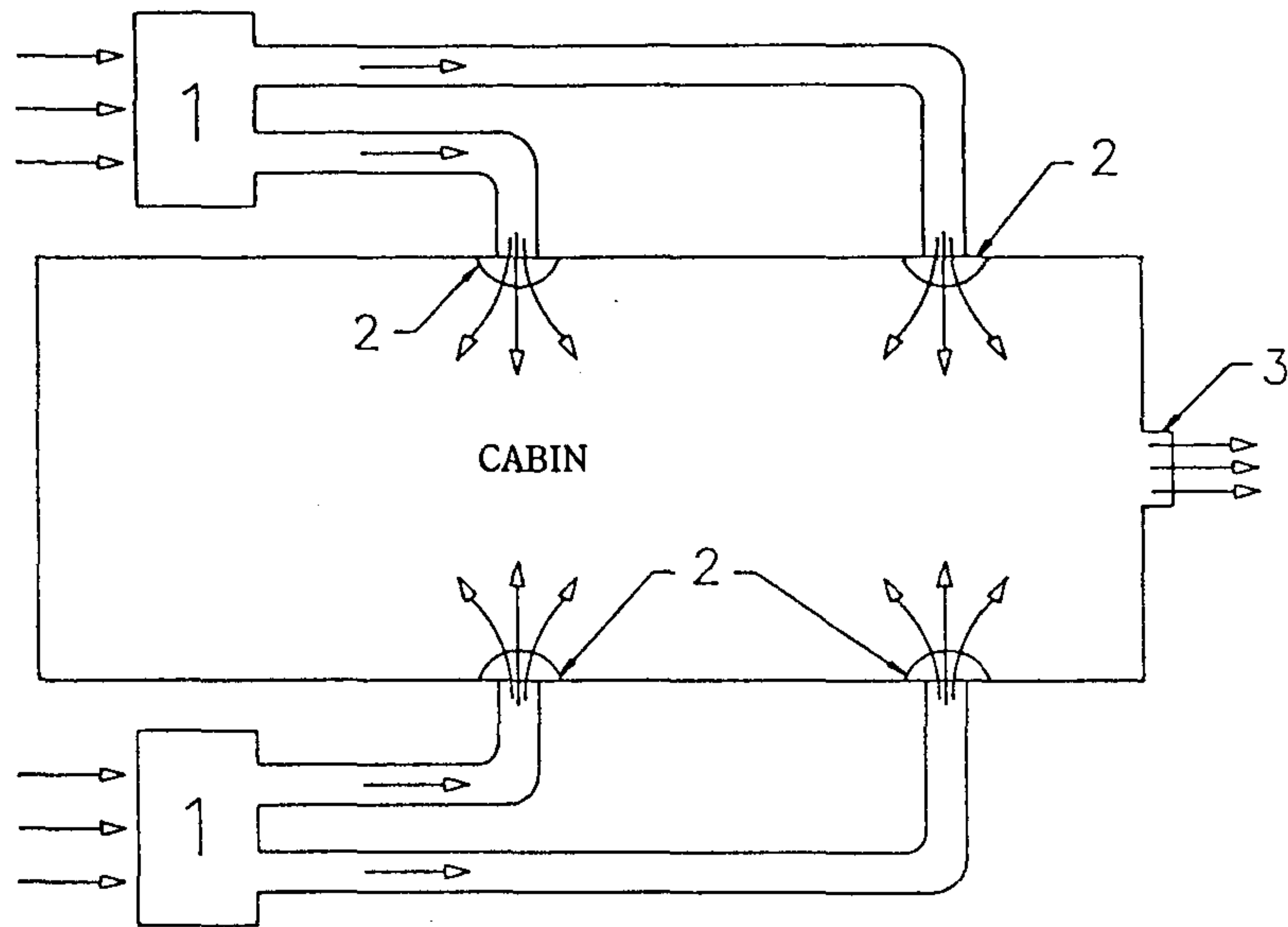


그림 2-39 난방/서리제거 계통도

## 바. 환기계통

캐빈내의 환기는 배기가스가 섞이지 않도록 양쪽날개 뿌리 부분의 전면에서 공기 흡입구를 설치하였고, 이 흡입구를 통해 램효과에 의해 압축된 공기가 유입 되도록 하여 캐빈내로 흘러들어 오도록 하였으며, 흡입구의 면적은 공기 유량이 최소  $10 \text{ ft}^3/\text{min}/\text{person}$ 이 되도록 설계하였다. 주요 계통도는 다음의 그림과 같다.





NO	Description
1	Air intake scoop
2	Valve
3	Air outlet

그림 2-40 환기 계통도

#### 사. 엔진 및 프로펠러 제어계통

엔진 및 프로펠러 계통의 조절 손잡이들은 계기판 중앙 하단에 설치된 control quadrant에 장착되어 있으며 위치 순서는 좌로부터 스톱, 프로펠러, 믹스처 조절 손잡이로 설계하였다. 이 control quadrant는 조종사가 조종석내의 구조물과 접촉없이 자유롭게 작동시킬 수 있도록 계기판의 중심선 하단에 위치하도록 하였으며, 이들 조절 손잡이와 fuel injector 및 프로펠러 가버너를 푸시-풀 케이블로 연결하고 각 조절 손잡이에는 설계 작동 범위 보다 넓은 작동 범위에 stopper를 장착하였다. 이들 조절 손잡이의 색깔과 모양은 다음의 그림에서와 같이 규정된 모양과 색깔을

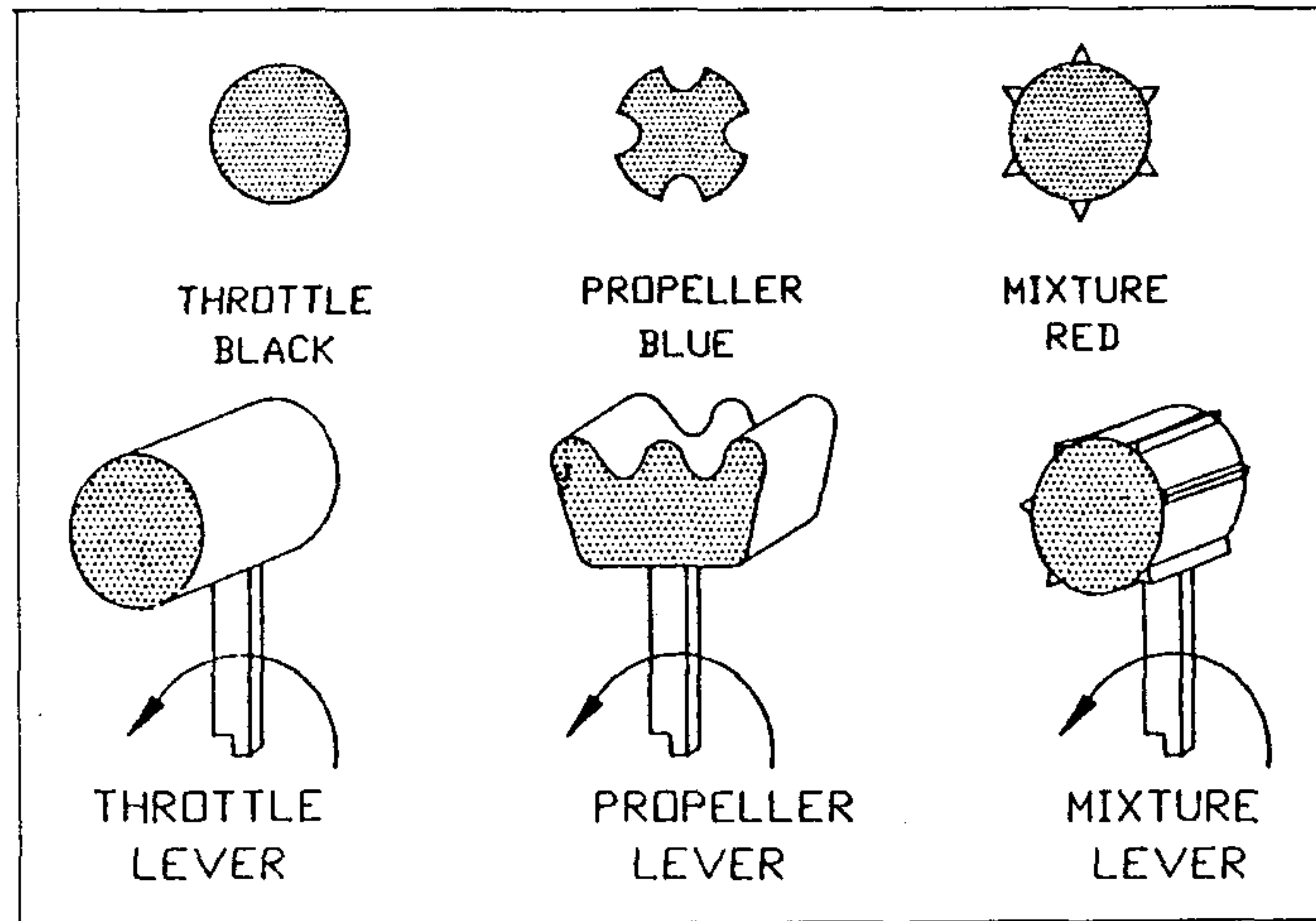


그림 2-41 엔진/프로펠러 계통의 조절손잡이의 형상과 색깔

사용한다.

이들 조절 손잡이의 기능은 각각 다음과 같다.

- \* 스로틀 : 추력을 증가시키기 위해서 레버를 앞으로, 감소시키기 위해서 뒤로
- \* 프로펠러 : 회전수를 증가시키기 위해서 레버를 앞으로
- \* 믹스처 : 혼합비를 증가시키기 위해서 레버를 앞으로

## 제 2 절 구조 해석

구조 해석의 목적은 항공기가 운항 중 감당해야할 외력에 대해 설계된 구조물이 항공기의 비행포위선도내에서 영구변형이나 안전계수 (1.5)를 곱한 극한하중 상태에서 3초간 파괴되지 않음을 해석적으로 선행 연구하여 설계 강도를 입증하며 구조물 설계 작업에 필요한 내력에 관한 정보를 제공하고 항공기 전기 구조 시험 결과와 비교 분석하여 설계 변경이나 중량 대 강도 최적화 자료로 활용할 수 있도록

신뢰할 만한 방법을 이용하여 수치적인 해를 구축하는데 있다. 이러한 구조해석 결과들은 전기 구조시험 자료들과 더불어 항공기의 감항성 입증 자료로 활용된다. 컴퓨터의 하드웨어 및 전산 구조해석 방법들이 발전됨에 따라 수치적인 계산에 대한 신뢰도가 향상되어 최근에는 NASTRAN등과 같이 항공기 해석에 표준화된 프로그램등이 범용화되어가는 추세이다.

항공기 기체 강도 해석에는 정적인 강도뿐 아니라 동적인 강성과 공력탄성적인 안정성 모두가 항공기 운용 범위내에서 감항성 규정을 만족해야 하므로 신뢰할 만한 해석적인 방법과 경험식에 의거하여 입증하여야 한다.

본 절에서는 3차년도에 수행된 내용 요약(참고문헌 3)과 4차 년도에 수행된 주스와 상세해석과 전기 해석에 대해서 기술한다.

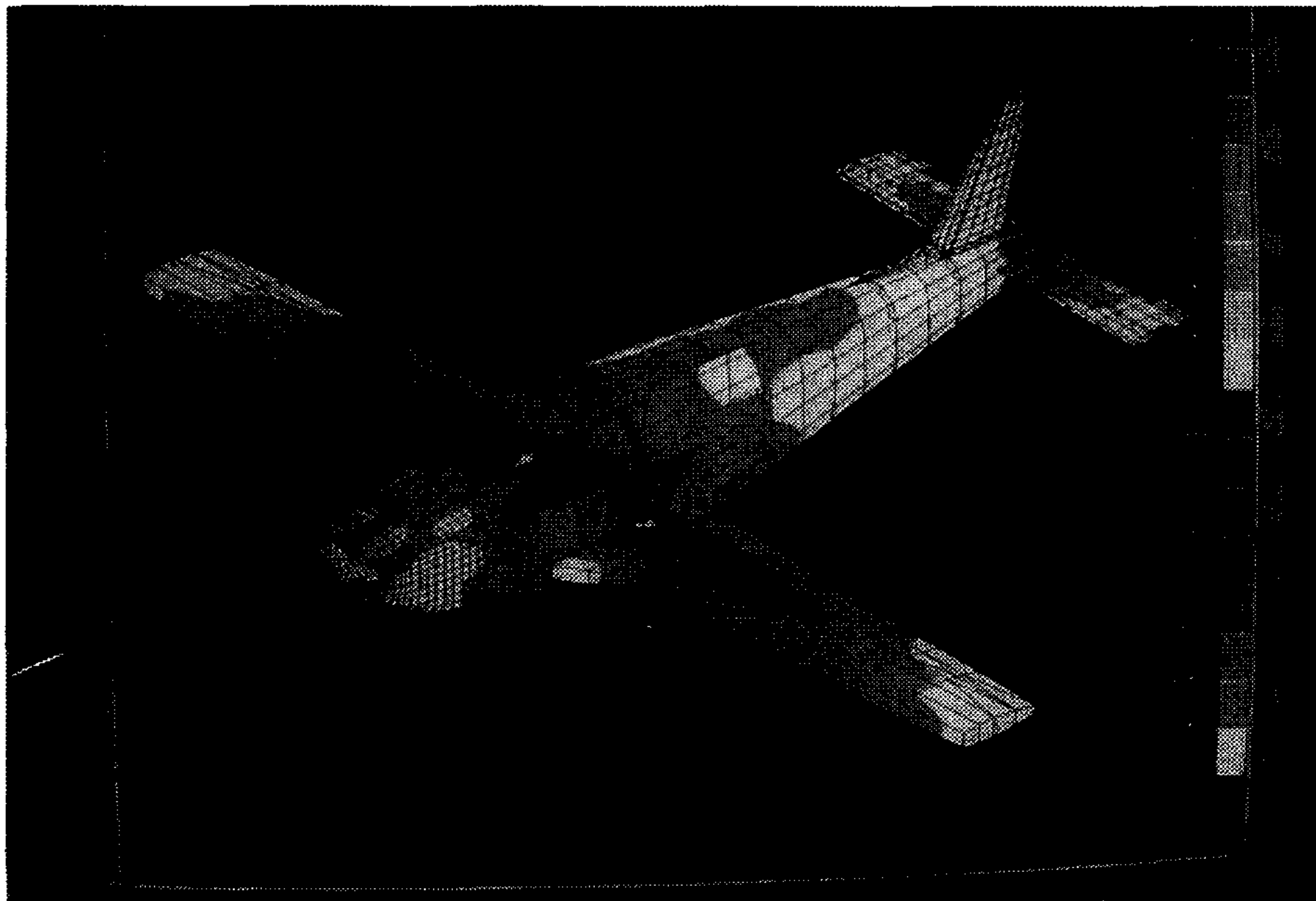


사진 2-1 전기 응력 상태 분포(1G)

## 1. 전기 응력 해석

항공기의 운용 한계내에서의 비행상태에서 작용하는 외력은 양력, 항력 및 기체구조물, 시스템 구조물, 연료, 유상하중등에 의한 중력 그리고 추력, 비행자세 제어 변경으로 인한 가속도에 의한 관성력등이 동적 평형을 이루고, 이러한 외력에 의해 구조물내에 경계 조건, 즉 지상조건과 비행조건에 의해 하중 경로가 형성되고 이러한 하중 경로 부위에 주 구조물이 집중 배치된다. 항공기의 성능 향상에 따른 경량화로 구조물의 중량감소가 설계의 중요한 목표중의 하나이며 또한, 감항성에 관련된 모든 조건들과 실제 운용 한계 내에서의 구조적 안전을 기할 수 있도록 설계/해석/시험 확인 작업이 요구된다.

이러한 관점에서 설계된 항공기의 운용 한계내에서 하중 경로와 주요 부위의 응력 수준을 예측하는 것은 항공기 개발 체계에서 매우 중요시 되어 왔다. 이러한 해석은 자체로서는 감항 인증의 직접적인 자료로 활용되지는 못하지만 감항 인증에 필수적인 전기 구조 시험 결과와 더불어 활용될 때 실기 구조 시험의 횟수를 경감시킬 뿐 아니라 실기 구조 시험에서 제한된 스트레인 게이지 부착 갯수로 인한 국부적인 하중 경로와 응력 수준을 산출해 줄 수 있는 측면에서도 유용하며 상세 해석이 필요한 주 하중 경로 부위의 구조물을 조명해주므로 중요한 항공기 설계 기술로 부각되어 왔다.

대형 항공기의 경우 구조물을 세분화 할 때 수만개 이상의 유한 요소로 분할되는데 상세한 응력 집중 현상을 전기 구조해석 모델에서 확인하고자 하면 그 갯수는 기하급수적으로 늘어나 계산 비용과 효용면에서 현재까지의 전산장비로서는 어려웠고 전기 해석 모형에서 예측된 주 하중 경로 부위를 경계조건과 외력 조건등을 고려하여 부분적으로 상세 해석하는 방법이 활용되어 왔다.

창공-91은 수 계산에 의한 구조 강도 해석과 범용 유한 요소 프로그램을 이용한 주 구조물 해석이 선행하여 진행되었고, 전기 구조해석은 이러한 주구조물 해석 모델링을 취합하여 비행 조건에 의한 외력을 산출하고 전기 동적 특성 해석(Modal Analysis)을 수행하여 강제운동 조건과 탄성 조건을 얻어 경계조건을 산출하여 진행되었다. 제한된 요소수 용량과 부분해석 모델링의 요소 수준이 상호간에 일치하지 않아 상세 응력에 대한 신뢰도는 부분해석 결과에 미치지 못하나 전술한 주 하중 경로에 대한 확인을 기할 수 있었다.

항공기 해석에 선행하여 해석에 필요한 수치적 모형 즉, 유한요소 모델은 CAD data와 도면으로 부터 형상자료를 구하고 부재의 구조적 역할을 고려하여 최적의 구조 요소화한 다음 수치적 연산에 필요한 적절한 요소수를 표 2-19처럼 구성하였다.

표 2-19 구조 부위별 요소

종 류	개 수	비 고
ROD	208	프레임 플랜지들, 가는 스티프너들
BEAM	281	중요한 종통재, 날개 스파들
QUAD4	1220	프레임 웹부위, 관통빔, 엔진 카울
BAR	273	론저론들, 중요한 종통재 및 스티프너
TRIA3	221	외피, 관통빔, 엔진 카울
QUAD4R	488	외피
총 계	2699	

구조물의 유한 요소 선택은 외피의 구조적 보강재인 스티프너가 축력만을 감당하는 부재로 가정하였고 동체의 주요 종통재나 날개의 스파는 2차 관성 모멘트와 형상이 고려되는 보(beam) 요소와 offset 효과가 크지 않은 부위는 바(bar) 요소로 구성되었으면 외피는 삼각형이나 사각형 평판 요소로 가정하였다.

공력 하중은 날개의 양력과 꼬리날개의 조종력으로 구분하여 시위 방향분포 조건과



스팬방향 분포 조건을 고려하여 결정하였고 동체의 기여분은 무시하였다. 이러한 하중 형태는 다시 유한 요소의 각 절점에 등가 요소 하중으로 구성되어 양력에 의한 전단력과 굽힘 모멘트 및 비틀림이 실기 비행상태와 근접하도록 분산 배치되었다.

항공기의 탑재 하중은 질량에 중력과 운동에 의한 가속도가 고려된 집중 하중으로써 각 절점에 작용하는데 주요 집중 하중으로서는 연료와 조종사 및 승객, 엔진, 보기류, 그리고 조종 계통등이 표 2-20에 정리되어 있다.

사진 2-1은 순항속도에서의 전기 응력상태(Von Mises stress)를 나타낸다. 이때의 하중조건은 항공기 중량이  $W = 2567 \text{ lbs}$ 이며 가속도는 없는 경우이다. 순항시 꼬리날개에 작용하는 공력은  $98 \text{ lbs}$ 이며 날개가 담당하는 부분은  $2665 \text{ lbs}$ 이고 동체의 양력 기여 효과는 무시하였다. 최대의 조합 응력은 날개와 동체 사이를 연결하는 부위에서 발생하며 관통박스(carry-thru box)와 중앙 동체 프레임으로 하중의 흐름을 확인할 수 있다. 조합 응력의 분포 상태로 보아 global 한 응력 분포는 날개 주스파 뿌리부근( $4.7 \text{ ksi}$ )을 제외하고는 만족할 만한 분포 상태를 보인다. 날개 뿌리부위의 상대적인 응력 집중은 항공기의 구조물 연결로 인한 배치와 양력으로 인한 최대 굽힘 모멘트가 작용하는 곳으로서 장기간의 운항에 의한 피로가 또한 중요시 되는 부분이다. 따라서 동적인 강성과 공력탄성적인 안정성에 문제가 되지 않으면 작용 응력의 급격한 증가는 가능하면 피해야 한다. 사진 2-2는 항공기의 기동 피치상태 즉, 항공기에 급격한 가속도( $5 \text{ G}$ )가 작용하는 경우의 응력분포이다. 항공기의 중량은 동일하며 꼬리날개에 작용하는 하중은  $590 \text{ lbs}$ 이다. 날개에 작용하는 응력분포는 전과 유사한 분포 상태를 보이며 항공기 출입구에 의한 cut-out 효과로 동체 응력의 불균형을 관찰할 수 있다. 꼬리날개의 스파 연결부 주위에 응력 집중이 일부 나타남을 확인할 수 있다.

표 2-20 주구조를 제외한 각부위 중량 자료

unit : inch

I T E M	X-COORD	Y-COORD	Z-COORD	W/T(lbf)
HYD. FLUID	45.34	0.00	-22.25	1.00
DOOR & ECT	131.90	1.72	5.71	32.50
FLT. CONTROL SYS.	107.06	0.01	-9.29	61.20
ELEC. & AVIO(F)	118.52	-0.04	2.16	116.70
PITOT SYS(F)	87.18	-11.83	5.57	9.65
NOSE L/G & FAIR'G	49.34	0.05	-26.48	59.56
INTERIORS	134.52	0.00	0.00	52.90
1ST SEAT	94.00	0.00	-11.00	35.00
2ND SEAT	128.00	0.00	-12.00	31.00
BALANCE WEIGHTS	270.00	0.00	26.00	13.70
TAIL CONE	283.50	0.00	11.50	2.00
PAINTS(F)	150.00	0.00	0.00	15.21
MAIN WING+FLAP(L)	116.89	-105.29	-9.99	168.60
MAIN WING+FLAP(R)	116.89	105.29	-9.99	168.60
MAIN L/G & FAIR'G(L)	117.84	-53.80	-36.58	44.52
MAIN L/G & FAIR'G(R)	117.84	53.80	-36.58	44.52
ELEC & AVIO(W)	121.37	-73.54	-16.36	4.90
AILERON(L)	135.18	-160.61	-3.10	7.45
AILERON(R)	135.18	160.61	-3.10	7.45
PITOT SYS(W)	116.58	-45.92	12.12	5.55
WING TIP(L)	122.00	-197.40	0.30	5.15
WING TIP(R)	122.00	197.40	0.30	5.15
PAINTS(W)	117.00	0.00	-9.84	12.43
POWER PLANT	30.95	-0.50	-1.50	497.90
ENGINE MOUNT	45.38	0.00	-6.11	16.30
ENGINE OIL	32.00	0.00	-4.00	15.00
PAINTS(H)	282.61	0.00	11.05	2.83
PAINTS(V)	277.14	0.00	42.38	1.52



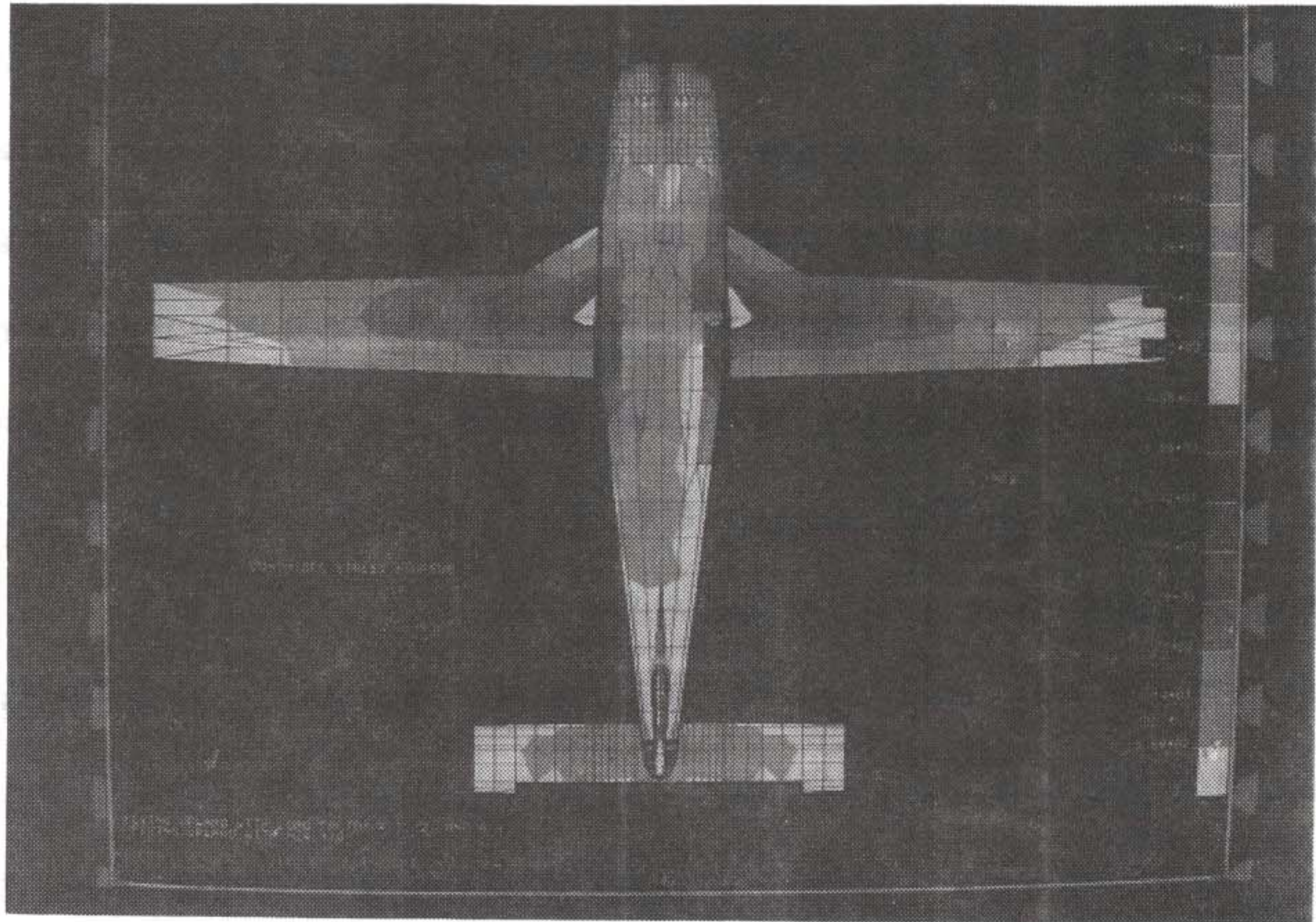


사진 2-2 전기 응력 상태 분포(5G)

## 2. 주스파 상세 응력 해석

창공-91 전기(full scale) 구조시험을 통해 시제기 구조 정강도 확인과 날개와 동체 결합구조인 관통보의 비행포위선도내의 최대 하중인 제한하중( $N_z = 4.4$ )과 이에 안전계수 1.5를 곱한 극한하중( $N_z = 6.6$ )에서의 구조물의 기계적 거동을 실험적으로 검증한 결과 날개와 동체 결합구조의 하중 경로와 global한 응력수위(stress level)는 좌우 날개 및 관통보를 1,000여개 정도의 유한 요소로 모델링하여 예측한 응력 수위와 근접한 결과를 보여 주었으나 (참고문헌 [3] 참조) 날개 주스파 및 관통보 결합 볼트 주위의 국부적인 응력집중 현상을 수치적으로 확인하기 위해 이 부근의 주스파 일부를 2,800여개의 세부 유한 요소로 분할하여 볼트 주위의 응력 분포를 확인하였다.



창공-91의 전기 극한하중 시험결과 극한하중계수 6.6을 조금 초과한 6.75 하중에서 날개 하부 주 스파의 첫번째 결합 볼트 주위에서 인장으로 인한 베어링 강도의 극한치 부근에서 베어링 파괴가 발생하였기 때문에 본 수치 해석을 통해 실험적으로 측정된 결합 볼트 주위의 주 스파 평균 응력과 수치 해석적으로 구한 응력 집중 계수를 통해 설계 강도 재 검증 및 하부 주 스파(A1 2024 계열) 재질 특성도 분석 평가하고자 한다. 또한, 이러한 국부 응력 집중 현상은 항공기의 내 피로성에 직결되며 주 스파 피로시험에 원용될 수 있다.

항공기 구조는 제작, 운송, 정비 및 검사 용이성을 고려하여 설계 제작하므로 불가피하게 구조물과 구조물을 연결해주는 피팅류(fitting)를 많이 사용하게 된다. 이러한 피팅류는 연결강도와 구조 중량 초과를 고려하여 최적 상태의 갯수로 조절되어야 하며 때로 사용되는 피팅류의 종류가 한정되어 있으므로 결합 강도 측면에서 잉여의 안전률을 가지는 피팅과 구조물 배치 관계로 인한 하중 경로 변화도 상대적으로 안전 여유가 적은 피팅으로 나누어진다.

따라서 주 하중 경로 주위의 구조물 결합 강도는 설계, 해석 및 시험을 통해 최적의 연결 상태를 유지해야 하며 또한 강도를 입증하여야 한다. 뿐만아니라 이러한 부위의 피팅을 통해 인접한 2차 구조물(보조 보강재, 외피)로 전달되므로 항공기 운항 횟수가 증대할 수록 피로(fatigue)에 의한 강도 약화가 우려되는 부분이라 할 수 있다. 특히, 창공-91 날개의 경우 굽힘 강도 측면에서 하중 전달 경로가 하나의 주 스파를 통해 동체 구조물에 전달되므로 안전도 측면에서 안전 수명(safe life) 구조라 할 수 있다. 물론, 결합자체는 2개의 AN6 볼트가 5열로 배치되어 있으므로 볼트는 페일 세이프 구조이나 첫번째 볼트 주위의 스파 단면에서 파단이 생길 경우 이는 항공기의 손실을 가져올 수 있는 위험스러운 결합구조라 할 수 있다. 특히, 악천후나 조종사의 실수 혹은 예기치 못한 비행상황으로 인한 순간적인

동하중은 계속적으로 작용하는 정하중과 달리 응력이 순간적으로 과도하게 작용하므로 피로면에서 볼때 수명을 현저히 감소시켜 구조물의 내 피로 강도가 중요한 설계 변수로 고려되어야 한다.

따라서 본 연구에서는 주 스파와 동체가 연결되는 볼트 주위의 세부응력해석을 통해 스파 단면의 global 최대 응력과 볼트 주위의 국부적인 응력의 상대적인 비율, 즉 응력 집중 계수를 구하여 실험적으로 측정한 주 스파의 최대 극한 응력값(약 50ksi 정도)과 세부 유한요소해석을 통한 응력집중계수를 곱한 값이 하부 스파(A1 2024계열)의 베어링 강도를 초과하는지 여부를 확인하고자 한다. 이러한 연구는 제작된 항공기의 구조적인 강도가 비행한계 및 안전계수를 곱한 극한 하중에서 구조적으로 충분한 강도를 유지하여야 함을 세부적으로 입증함과 아울러 향후 항공기 구조 설계시 Design Manual에 의존하는 고전적인 방법에 이러한 해석적인 확인 절차를 추가하여 보다 정확한 구조설계 능력을 함양함도 중요한 연구 목표라 할 수 있다.

창공-91 주 스파는 두개의 스파캡과 하나의 웹으로 구성되었으며 위 스파캡은 AL 7075-O, 아래 스파캡은 AL 2024-T351, 웹은 AL 2024-T3 재질로 이루어졌다. 주 스파의 해석은 유한요소 프로그램 P/FEA, 스파의 모델링은 PATRAN을 사용하였다(사진 2-3). 주 스파의 모델은 전체의 1/5 정도만 모델링하였으며, 100개의 빔과 2700개의 평판으로 구성하였다.

주 스파의 캡은 모멘트와 힘을 지지할 수 있는 빔과 평판으로 구성하였고, 웹은 전단력만을 지지할 수 있는 전단 평판으로 구성하였다.

본 해석은 주 스파에 작용하는 응력의 정확한 값을 얻고자 하는 것이 아니라 추후 볼트 및 스파캡의 피로해석에 필요한 응력분포 또는 응력집중, 즉 어떻게 힘이 볼트 연결로 인해 스파에 전이 되는가를 확인하고자 한다. 따라서 주스파에



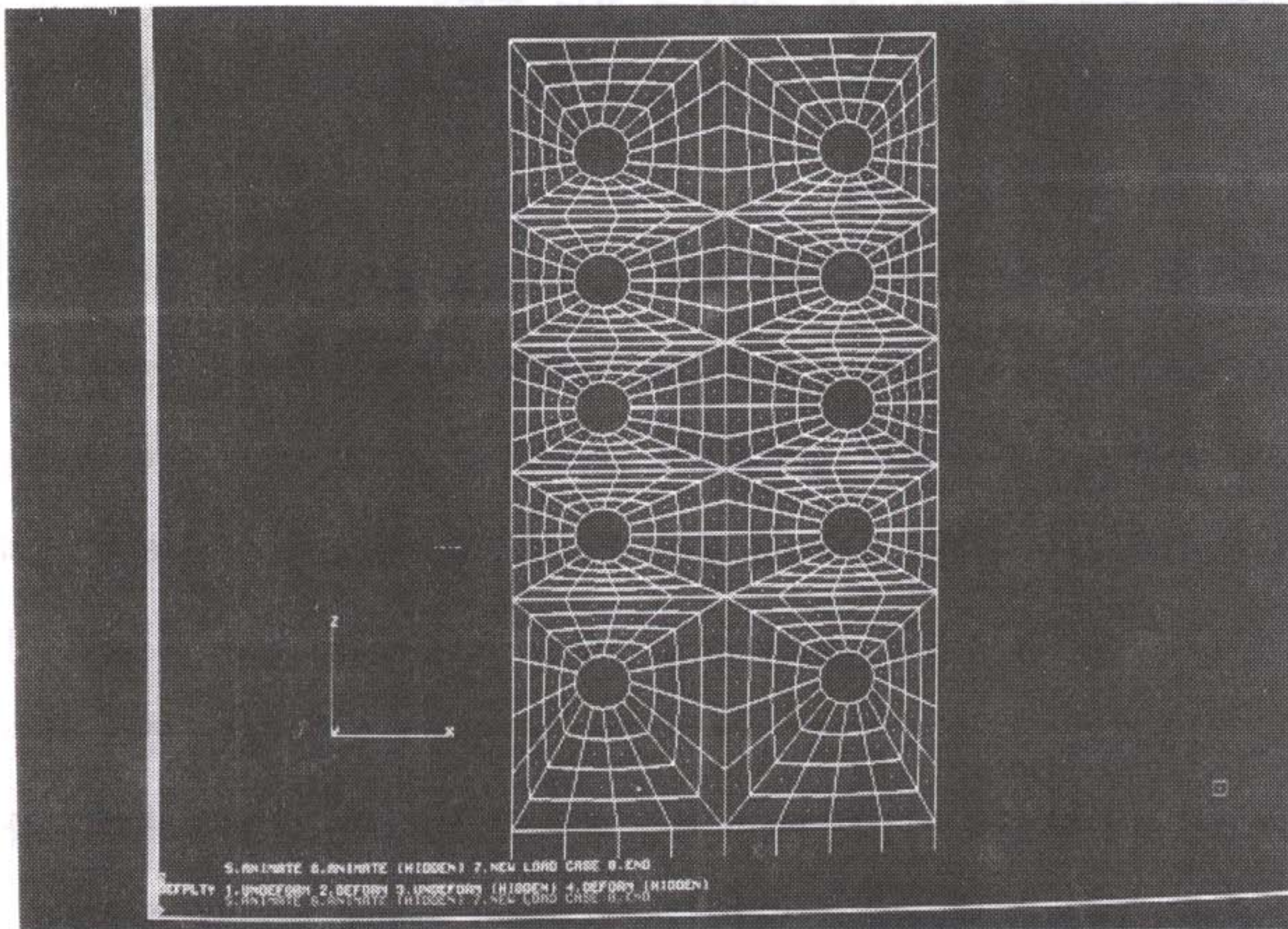


사진 2-3 창공-91 주스파 상세 모델링

작용하는 힘의 값은 임의의 값을 가했으며 경계조건은 주스파의 관통보가 볼트로 연결되어 있기 때문에 접촉면의 수직방향의 변위와 볼트구멍 주변의 자유도를 고정하였다.

창공-91 날개 해석 절차는 그림 2-42에 따라 수행되며 주스파의 세부 응력 해석 절차는 그림 2-42의 굵은 외곽선에서 수행된다.



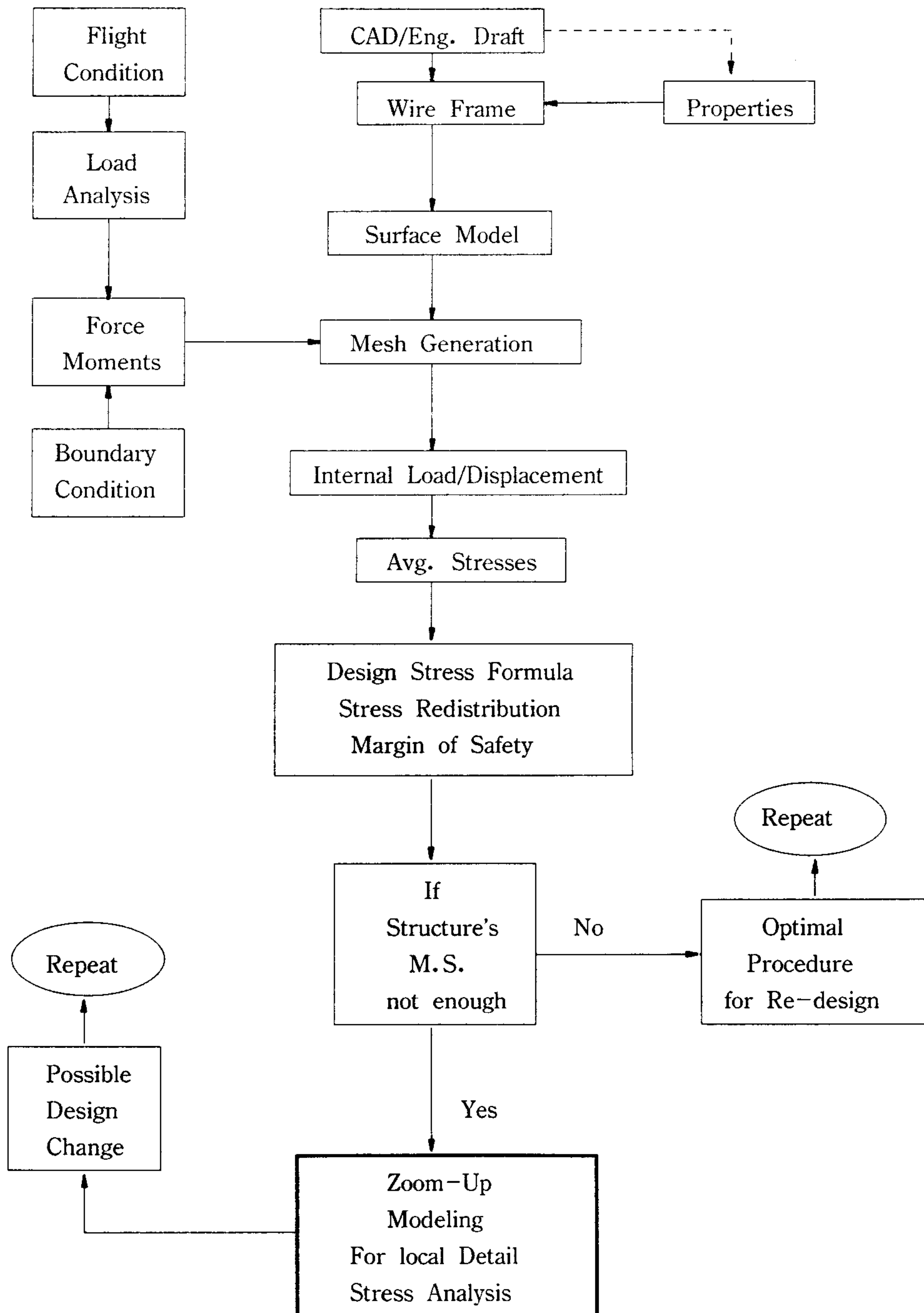


그림 2-42 유한요소 해석 절차도

창공-91 주 스파의 상세해석은 앞에서 언급하였듯이 정확한 응력값을 얻고자 하는 것이 아니라 주 스파 볼트구멍 주변에 응력집중 분포를 검토하여 전기 극한하중 시험결과 극한하중계수 6.75에서 주스파의 첫번째 결합 볼트 주위에서 인장으로 인한 베어링 강도를 검토하고자 한다. 또한 간단한 빔 이론을 통해 최대응력값을 P/FEA 해석 결과와 비교하였다.

주 스파 상세해석 결과는 사진 2-4~9에 나타나 있다. 사진 2-6은 주 스파 볼트구멍 주변에서 평균응력 분포를 나타내고 있다. 사진에서 알 수 있듯이 스파에 작용한 힘이 볼트구멍과 단면적(net section)을 통해 전이 됨을 알 수 있다. 그러나 첫번째 볼트구멍에서 전체적인 힘을 지지함으로써 집중응력 분포를 나타냄을 알 수 있다. 일반적으로 볼트 또는 리벳으로 구조물을 연결할 경우 첫번째 열에서 가장 많은 힘을 지지하기 때문에 응력집중 현상이 생기며 주로 이곳에서 파괴현상이 일어나게 된다. 창공-91 주 스파 역시 첫번째 열에서 집중응력 현상이 생기며 전기시험 결과( $f_z = 6.75$ )에서 스파 끝부위(첫번째 구멍 앞 쪽)에 약 50 ksi의 응력이 작용하며 이때 스파 하단부 첫번째 구멍에서 파괴현상이 발생하였다.

주 스파의 구조는 상부 캡 A1 7075-O( $F_{bru} = 134$  ksi), 하부 캡 A1 2024-T 3511( $F_{bru} = 111$  ksi), 웹 A1 2024-T3, 그리고 AN6 볼트( $F_{bru} = 146$  ksi)로 구성되어 있으며, P/FEA 해석에서 얻은 볼트구멍에서의 응력집중계수 약 2.36에 시험을 통해 얻은 파괴시 응력 50 ksi을 곱하면 약 118 ksi가 볼트구멍에 작용하게 된다. 따라서 주 스파 하부 캡의 볼트구멍에서 베어링 파괴가 발생함을 예측할 수 있다.

사진 2-7은 주 스파의 수직응력  $\sigma_x$  분포를 나타내며 사진 2-8은 수직응력  $\sigma_y$  분포를 나타낸다. 사진 2-9는 웹에서의 전단응력  $\tau_{xy}$  분포를 나타낸 것이며 분포형상은 빔 이론에서 얻은 결과와 매우 유사함을 알 수 있다.



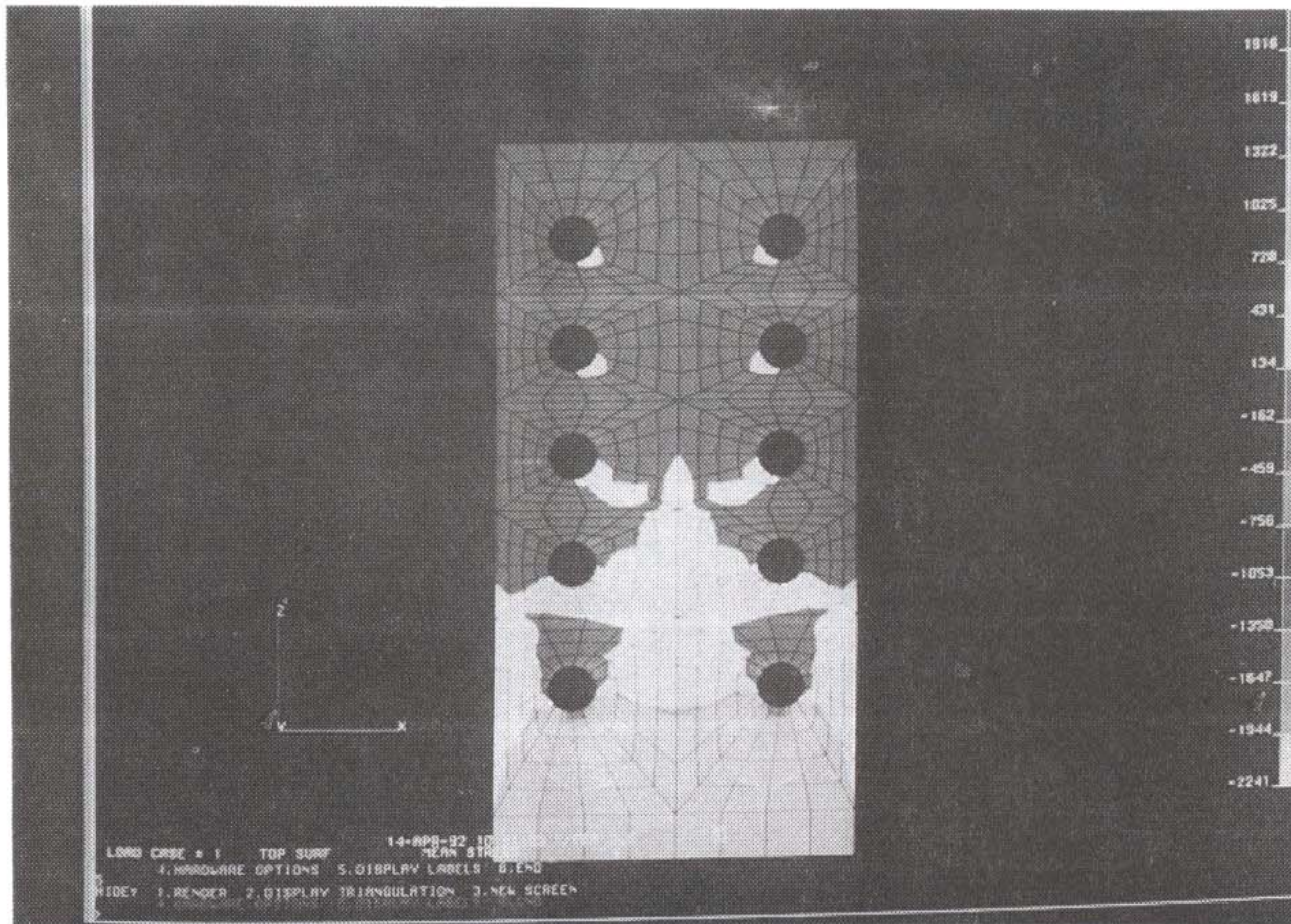


사진 2-4 상부표면의 평균 응력 분포

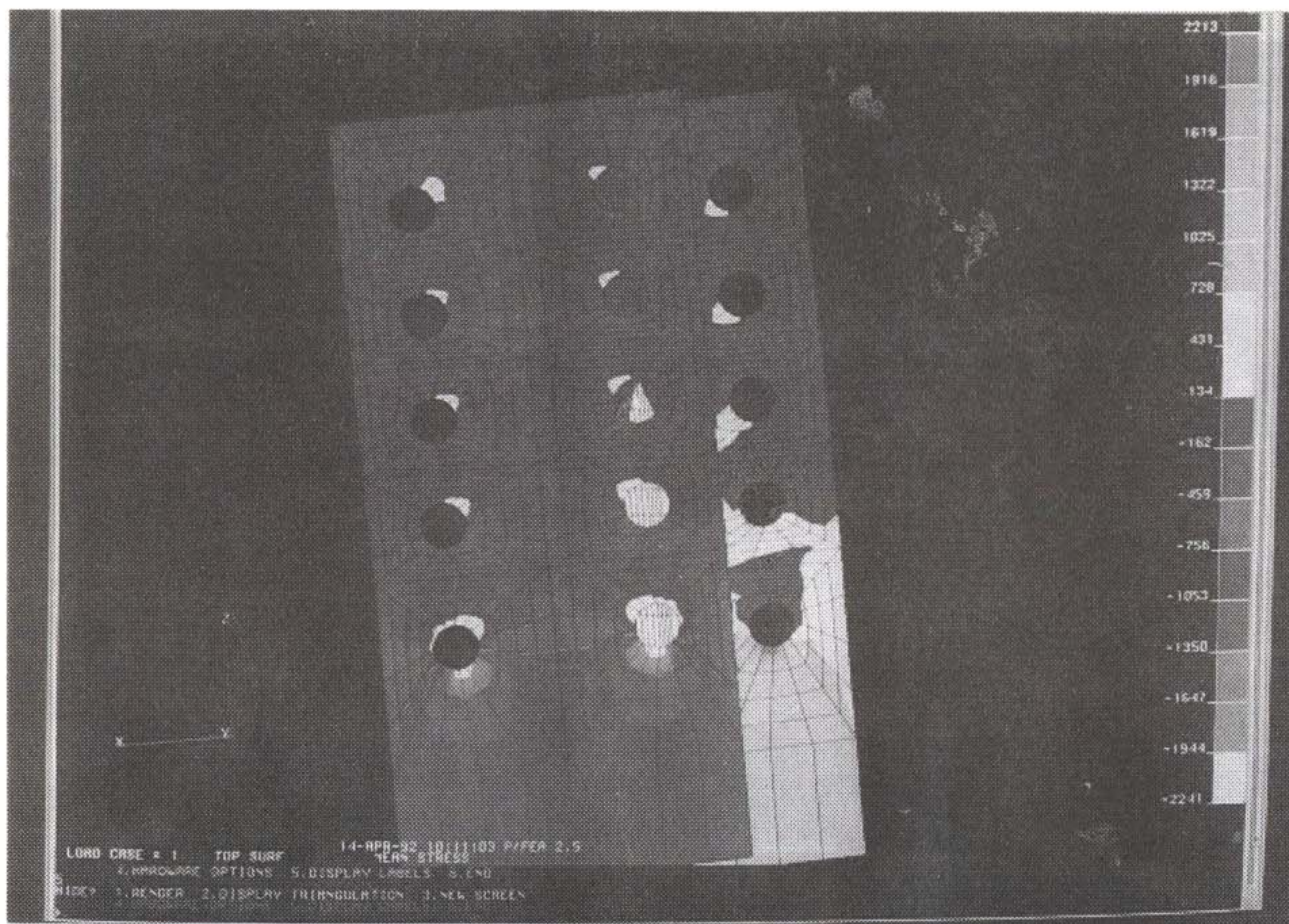


사진 2-5 하부 표면의 평균 응력 분포



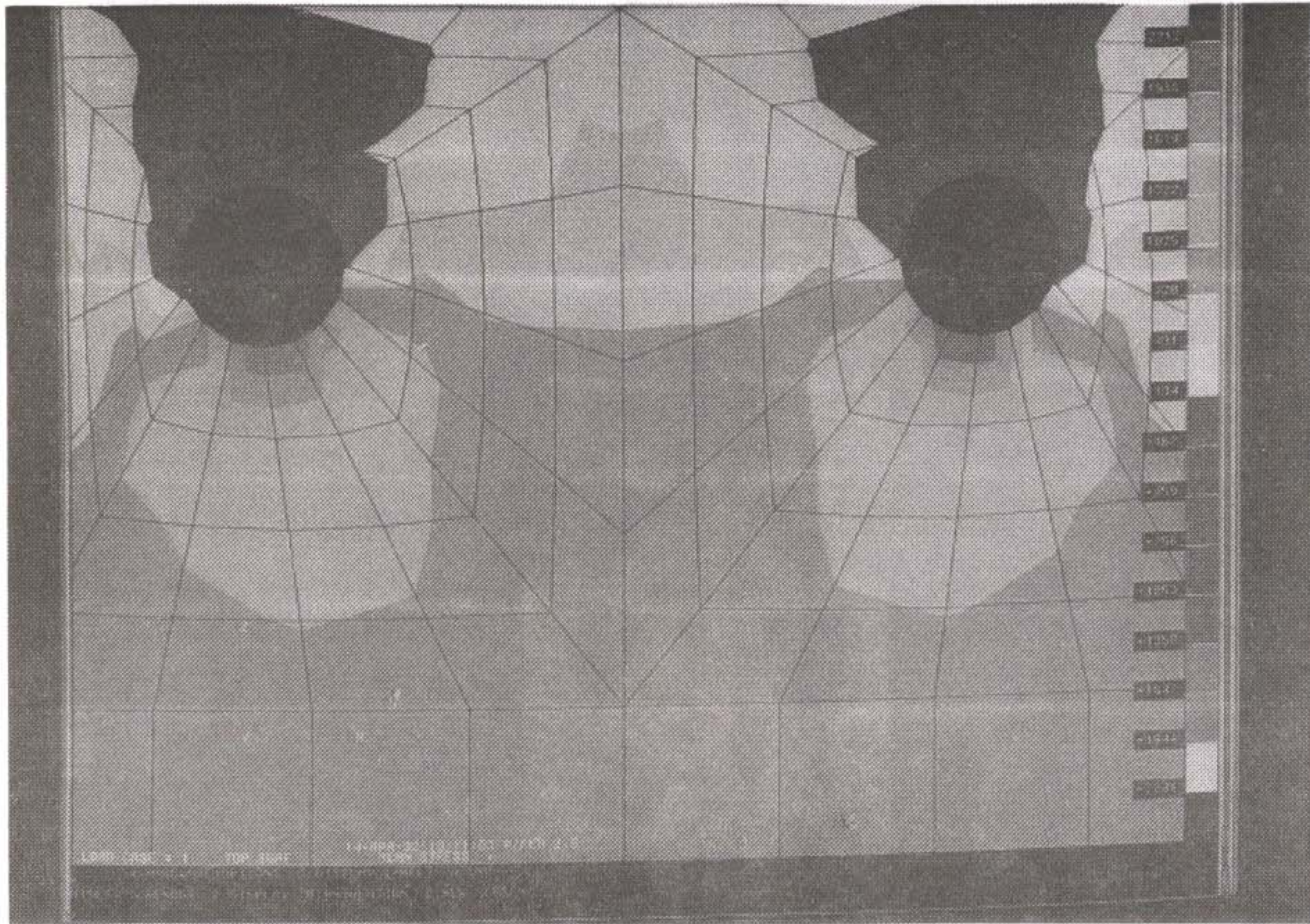


사진 2-6 첫번째 볼트구멍 주위의 평균 응력 분포

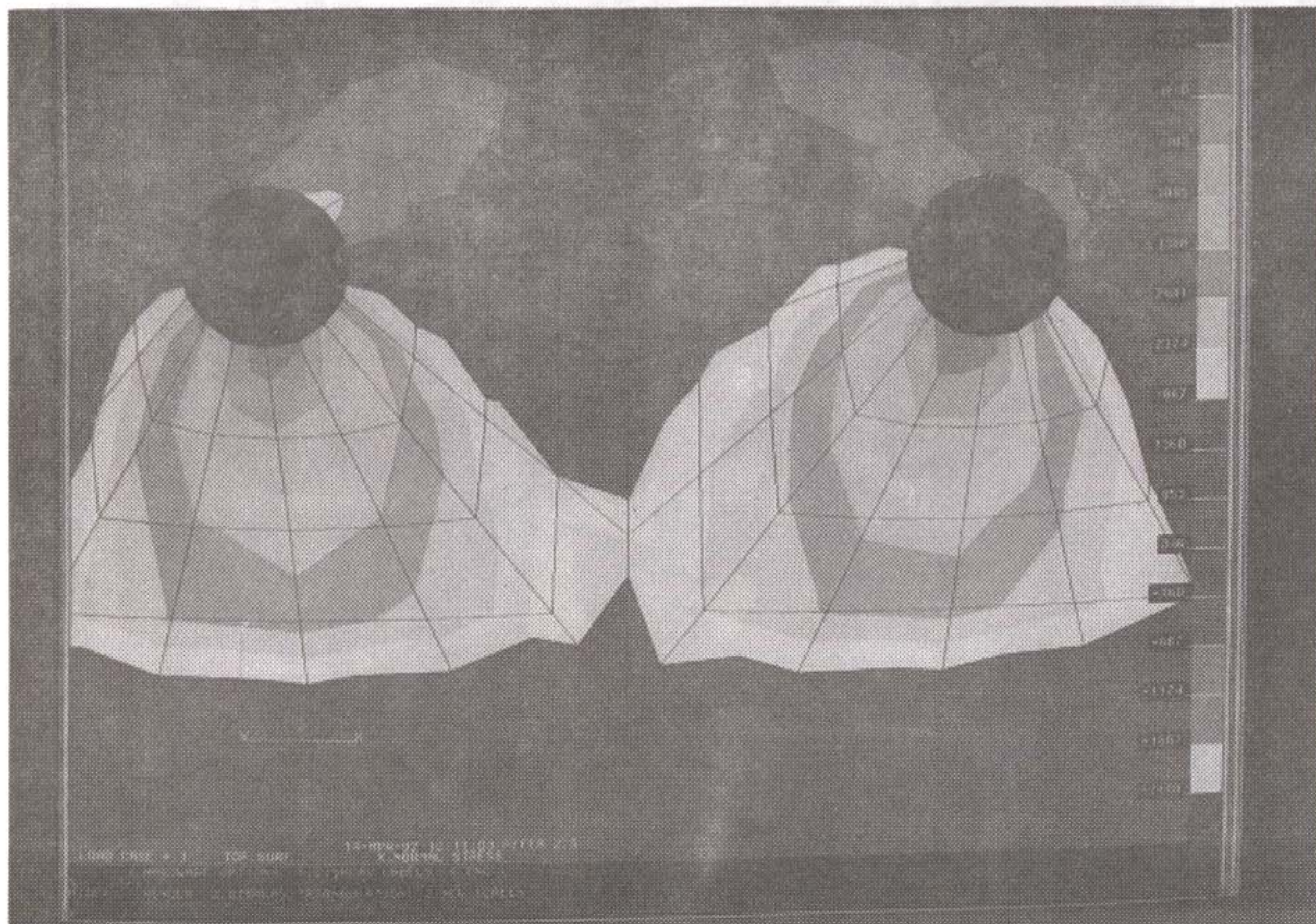


사진 2-7 x 방향 응력( $\sigma_x$ ) 분포



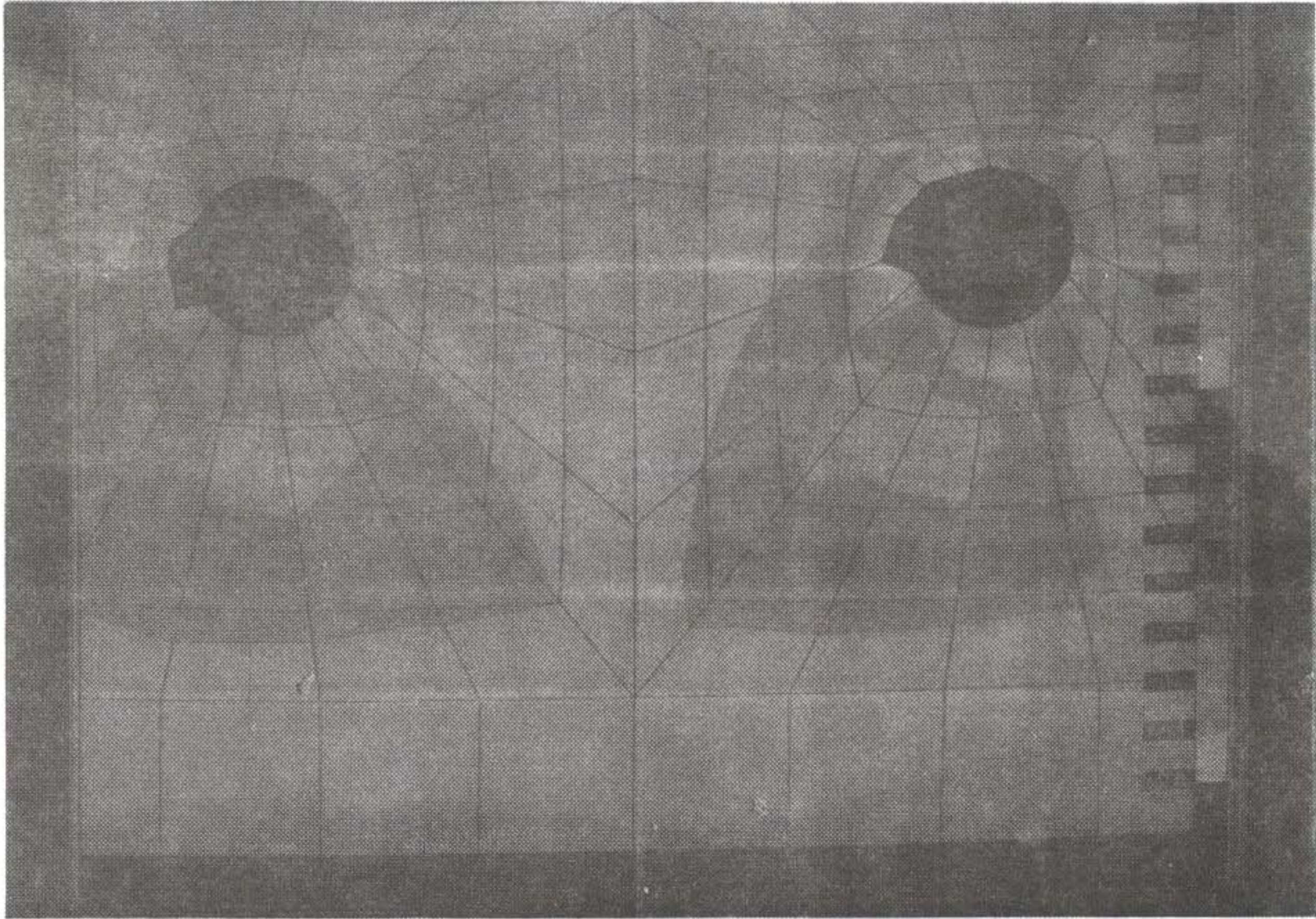


사진 2-8 y방향 응력( $\sigma_y$ ) 분포

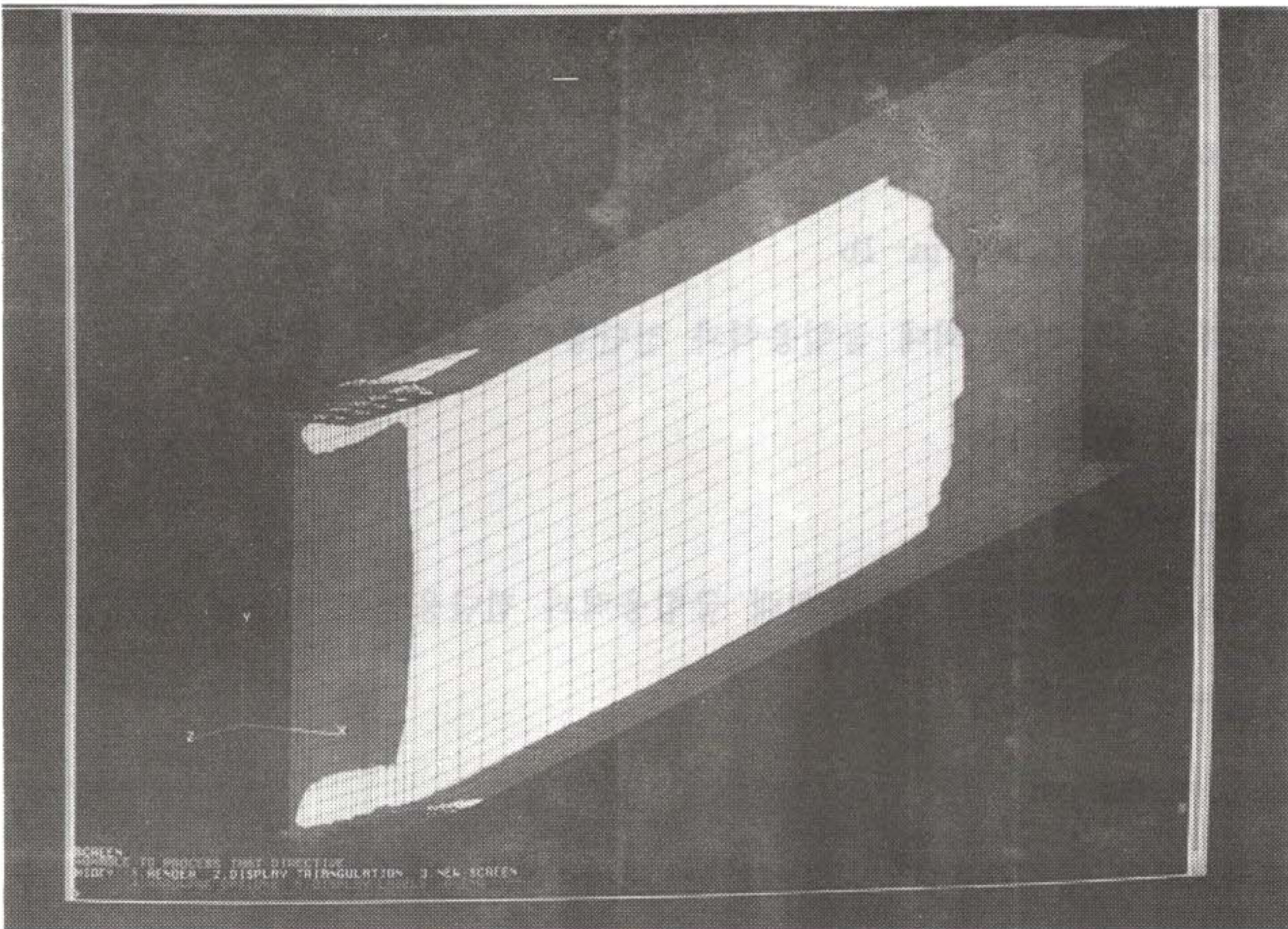


사진 2-9 주스와 웹의 전단 응력 분포



주 스파 응력 분포를 검증하기 위해 PATRAN으로 모델링하여 P/FEA로 해석한 결과와 빔 이론 계산으로 얻은 응력 결과를 비교하였다.

빔이 단면적 A를 가질때 임의의 지점(X, Y)에서 굽힘응력은 다음과 같다:

$$\sigma_b = - \frac{My \cdot I_x - Mx \cdot I_{xy}}{I_x \cdot I_y - I_{xy}^2} * X - \frac{Mx \cdot I_x - My \cdot I_{xy}}{I_x \cdot I_y - I_{xy}^2} * Y$$

여기서  $I_x$ ,  $I_y$ 는 관성모멘트이고  $M_x$ ,  $M_y$ 는 굽힘모멘트이다.

또한, 임의의 지점 (X, Y)에서 전단응력은 다음과 같다:

$$\tau = \frac{V \cdot Q}{I \cdot b}$$

여기서  $I$ 는 관성모멘트,  $V$ 는 전단력,  $Q$ 는 일차 관성모멘트이다.

창공-91 주 스파의 성질(properties)은 다음과 같다:

외팔보 길이  $L = 30$  in

관성모멘트  $I = 52.753$  lb-in<sup>2</sup>

전단력  $V = 500$  lb

모멘트  $M = 15,000$  in-lb

따라서 스파에 작용하는 최대 굽힘응력과 전단응력은 다음과 같다:

$$\sigma_{\max} = \pm 1,378 \text{ psi}$$

$$\tau_{\max} = 980 \text{ psi}$$

PATRAN P/FEA 해석으로 얻은 최대 굽힘응력과 전단응력은 다음과 같다:

$$\sigma_{\max} = \pm 1,613 \text{ psi}$$

$$\tau_{\text{center}} = 872 \text{ psi}$$

이 결과로부터 응력분포(그림 2-43)는 대체적으로 만족할 수 있음을 알 수 있다.

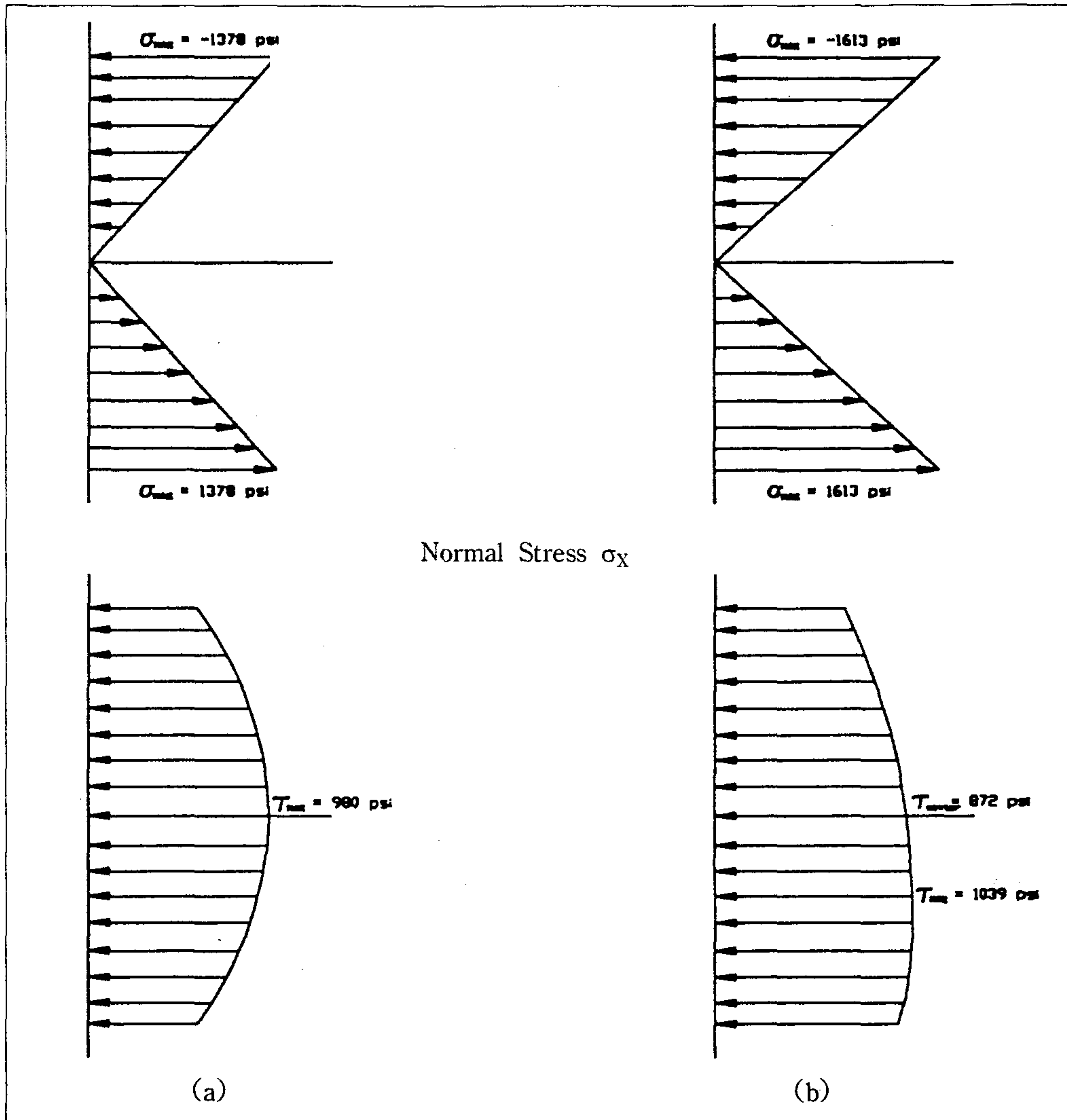


그림 2-43 고전적 보이론과 유한 요소해석에 의한 응력 비교

이러한 주 스파의 세부 응력 해석을 통하여 다음과 같은 결론을 도출하였다.

1. A1 소재의 특성상 정강도가 높은 7000 계열과 피로 강도가 높은 2000 계열이 혼용되어 사용될때는 상대적으로 정강도가 낮은 2000 계열의 극한 베어링 강도와 7000 계열의 피로 하중에 의한 피로 강도가 동시에 만족되도록 설계되어야 한다.

2. 창공-91의 날개/동체 결합 개념은 결합체 구조 형상으로 볼 때 페일 세이프 구조이나 AN6 볼트의 전단 파괴 강도가 주 스파의 극한 베어링 파단 강도 보다 높기 때문에 단일 주 스파가 먼저 파괴되는 안전 수명 구조이므로 상대적으로 여유가 있는 안전률이 요구된다.

해석과 실험의 비교를 통한 주 스파의 극한 하중 강도는 설계조건에 만족하지만 4% 정도 상대적으로 부족하다. 단, 구조 실험 하중은 동체 양력 기여분이 날개 뿌리 부근에 추가되어 있으므로 하중해석의 경우 보다 큰 값이나 날개의 비틀림 변형(제한하중 상태에서 날개 끝에서 내외, 즉  $\Delta C_e$  이 끝부근에서  $2J\pi/57.3$  정도)을 고려할 때 적절한 값으로 판단된다.

3. 창공-91의 경우 극한 하중 강도의 필요조건은 만족시키지만 안전률 증대와 피로 강도를 고려하여 스파 캡의 단면적을 크게 하는 것도 고려하여야 한다.

4. 향후 설계시 구조물 layout과 치수 조정시 이러한 해석적인 검증 과정이 필수적으로 요구되며 subcomponents 실험등을 통해 해석 도구의 신뢰성 향상도 중요한 연구과제라 생각된다.

### 3. 날개 및 관통보 해석

항공기 설계에서 구조적으로 가장 중요한 사항은 날개와 동체가 어떠한 형상으로 결합되어 하중을 지탱하는가 하는 것이다. 이는 날개에서 발생하는 양력이 날개/동체 결합부 주위에 최대 부재 내력을 유발하며 비행하중뿐만 아니라 지상하중 등에 의해 하중의 크기 형태가 반복적으로 변하면서 작용하므로 부재의 정적 강도 및 동적 진동 응답특성과 피로 강도가 충분히 보장되어야 한다.

창공-91은 날개와 동체를 연결 관통보를 사용하여 체결하며 전단과 굽힘을 담



당하는 주스파와 비틀림을 담당하는 외피 토오크 박스 지지용 전·후방 보조스파가 동체와 힌지로 결합되어 있다.

이러한 주스파와 관통보는 체결 형상에 따라 국부적인 하중 경로가 좌우되는데 앞에서 응력의 집중 현상을 논한바 있다. 거시적 관점에서 관통보의 좌굴강도는 보의 좌굴이론을 이용하여 점검하는데 그림 2-44와 같은 연결부 주위의 강도는 다음 순서로 점검하였다.

- 1) 관통보 좌굴(buckling) 점검

$$\underline{P}_c = \frac{\pi^2 E I_x}{L'^2} > \underline{P} \text{ (49500 lbs)}, \quad L' = \frac{L}{\sqrt{C}}$$

- 2) 관통보 국부 항복/파괴 점검

$$\sigma_c = \frac{P}{A} + \frac{PC^2}{I_x} < F_{cr} = F_{cy} \times 0.9 = 34 \text{ ksi}$$

- 3) 전단점검

$$\underline{P}_D = \frac{P}{N} \times \text{S.F. (안전계수)} \times \text{피팅 계수} = 5942$$

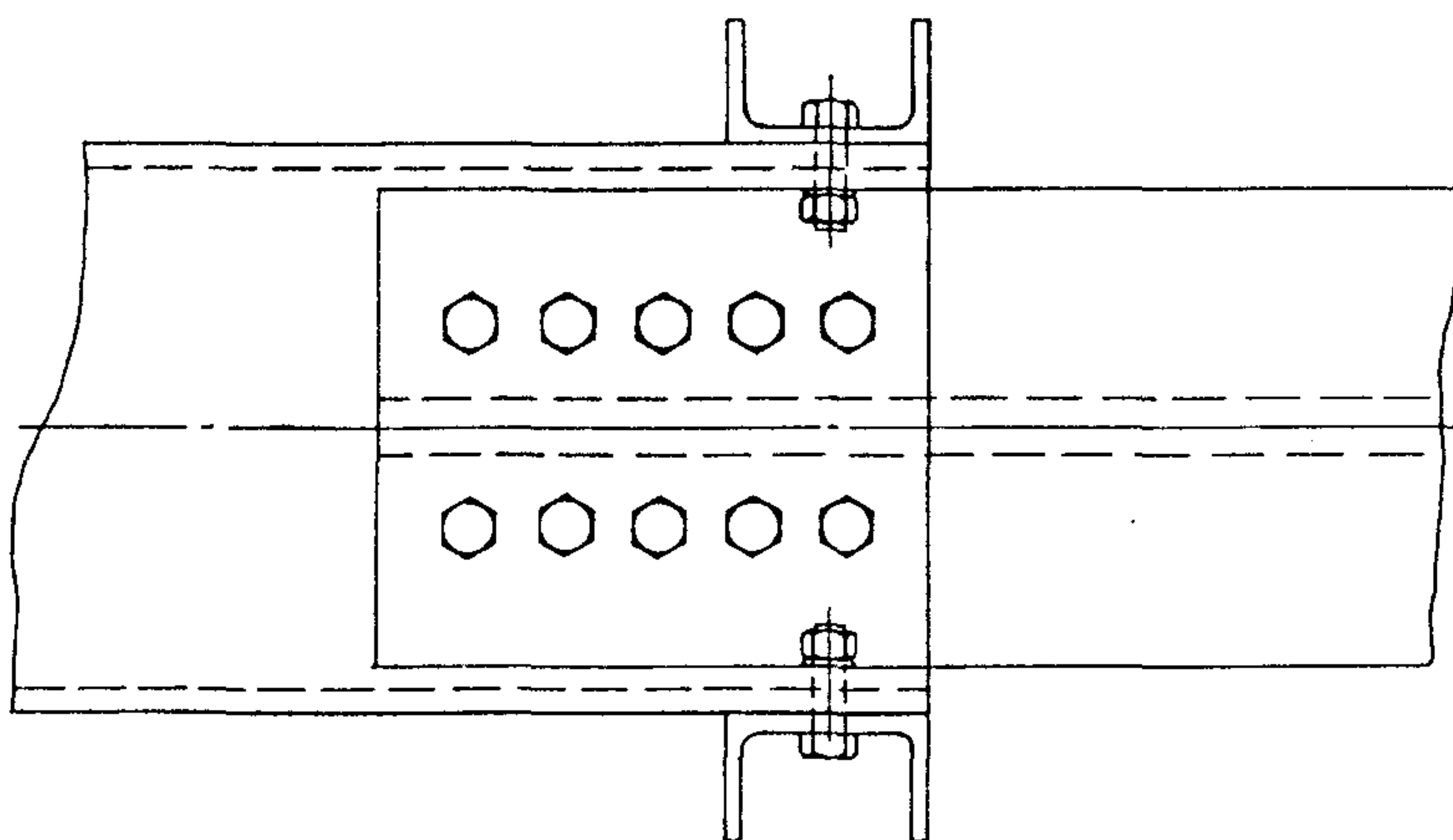


그림 2-44 주스파/관통보 체결 형상

$$MS(\text{안전여유}) = \frac{16000}{5942} - 1 = .69$$

4) 베어링(bearing) 점검

$$f_{br} = \frac{P}{td} = \frac{5942}{.375 \times 6/16} = 42.3 \text{ ksi}$$

$$MS = \frac{115}{42.3} - 1 = 1.72$$

5) 인장(tension) 점검

$$f_t = \frac{33012 \times 1.5}{(S - 2D)t} = 21.3 \text{ ksi}$$

$$MS = \frac{F_{ty}}{f_t} - 1 = .99$$

6) 찢어짐(tear - out) 점검

$$f_{t_o} = \frac{P}{(.6) \times .375 \times 2} = 13.2 \text{ ksi}$$

$$MS = \frac{45}{13.2} - 1 = 2.41$$

이상의 모든 강도 요건들은 규정을 만족하며 설계 경험적인 권장 사항인 주구조물 연결 요소(major fittings)가 안전 여유를 50% 이상 가지도록 함도 만족한다.

최대 하중 조건으로서는 동체에 최대 전단/굽힘 모멘트가 작용하는 PC02U 기동 피치조건과 날개 최대하중 조건인 돌풍 SB06U가 선택되었고 참고문헌 [3]에 상술된 날개 및 관통보의 유한 요소 모델에 대한 해석을 진행하였다.

날개 해석은 NISA II를 사용하였으며 산출된 각 부재와 절점의 내력과 평균 응력으로 부터 최대 하중 부재 및 경로 그리고 각 부재의 하중 분담 상태와 크기를 살펴 해석의 신뢰성을 점검하고 고전적인 외피 보강재 구조 이론과 비교하였다.

주 스파의 응력 및 분포 그리고 보강재인 스트링거의 내력은 참고문헌 [3]에 상술되어 있다. 참고적으로 주 스파의 웹 응력은 날개/동체 결합부 부근에서 평균 6.7 ksi 정도이고 50판 Al 2024 sheet를 사용할때 330 lb/in 만큼의 평균 전단 흐름이 한계 하중에서 발생하며 웹의 극한 허용 전단응력은 20 ksi정도로 추정되었다.

창공-91 주 날개는 세미 모노코크 구조 형태로써 수직 전단력과 비틀림에 의한 전단 흐름을 주스파 웹과 리브 그리고 외피가 전담하는 구조 형식으로 효과적인 토오크 박스 형태가 매우 중요하다. 다시 말하면 구조적인 불연속이나 국부적인 컷아웃(cutout)이 하중경로 변경과 응력 집중을 유발하고 토오크박스 효율(effectivity)을 감소시켜 일부 외피 보강재에 과도한 내력을 유발하고 외피 좌굴과 함께 공력면의 형상을 바뀌게 할 수 있으므로 주의하여야 한다.

착륙 장치로 인한 하부 외피 구조의 보강재 불연속으로 인해 전단 지연(shear lag) 현상이 일어나고 주스파에 하중이 집중되는 현상을 실험적으로도 확인하였다. 일반적으로 날개 리브의 구조적인 역할을 보강 외피구조에 길이 변화를 주어 좌굴 강도를 높이며 집중 하중을 외피나 스파등으로 확산시키는 역할을 한다. 날개/동체 결합부 주위 및 착륙장치 주위 리브는 5 ksi 정도의 전단 응력이 발생하고 이는 대략적으로 최대 집중 전단 흐름 250 lb/in에 해당된다. 리브 플랜지의 폭 및 게이지는 이러한 흐름에 충분히 견딜 수 있음을 확인할 수 있다.

#### 4. 꼬리날개 해석

창공-91의 꼬리날개는 금속 체결부를 제외하고는 모두 비등방성 복합재료(carbon fabric) 적층판으로 제작되므로 항공기 기동시 자세 트림을 위한 최대 하중 조건에 안전율(1.5)을 곱한 하중에서 구조 부재의 주내력 경로 부위에 적층 분리(dela-

mination) 현상이나 파괴가 일어나지 않아야 한다.

금속재에 비해 탄소성 특성 변화가 매우 특이하고 난해하므로 설계시 내력 경로 예측과 구조물 배치에 있어 축 방향 응력부재나 비틀림 방향 응력 부재들의 적층 각도 및 적층수들에 변화를 주어 부재별의 강도를 증대하여야 최대 잇점인 중량 감소를 기할 수 있다.

복합재료와 등방성 금속재료와의 탄성학적 차이는 재료의 탄성계수에 기인하며 이것은 다른 형태의 응력과 변형률 관계를 가지게 하는데 복합 적층판의 강성(stiffness)과 응력은 적층판 이론(lamination theory)을 사용하여 구할 수 있으며 두께 방향으로 적분한 합력과 모멘트-곡률과 변형률 관계식이 등방성 재료와 상이하므로 커플링 효과가 수반되며 적층순서와 적층수를 구조 부재 내력 분담등의 설계 목적에 합치하게끔 유의하여야 한다. 현재, 시제 1, 2호기 꼬리날개 부품은 모두 적층각이  $45^\circ$ 와  $0^\circ/90^\circ$ 인 카본 섬유로 구성되어 있으며, 비틀림 하중에 대한 강도는 높일 수 있으나 축방향 부재인 스파류에 대해서는 이러한 적층각과 순서는 바람직하지 않으므로 추후 해석/시험의 종합 평가에 의해 구체적인 설계자료를 획득한 다음 설계 최적화를 기할 필요가 있다.

본 유한요소 해석에는 복합재 꼬리날개를 비등방성(anisotropic) 복합재료 적층판으로 모델링하고 ASTM의 시편 시험을 통해 얻은 재료 물성치와 각 적층판의 적층수, 적층각도를 고려하며 후방동체와 결합되는 절점에 역학적으로 증가되는 경계조건 및 꼬리날개에 작용하는 최대 하중을 각 절점에 집중하중으로 재 분포하여 내력과 응력 및 구조물 변형을 범용 유한요소 프로그램인 MSC/NASTRAN과 EMRC/NISA II를 각각 사용하여 그 결과를 비교하였고 ASHIZAWA-BLACK 파괴 이론을 적용하여 강도 안전률을 계산하였다. 상세한 해석결과는 참고문헌 [3]에 수록되어 있다.



## 5. 엔진 마운트 해석

엔진 마운트는 엔진을 방화벽 위치에서 동체의 주구조물인 론저론에 연결시켜 자체 중량에 의한 관성력과 기동시 발생하는 하중 및 착륙시 지상반력 등의 하중을 지지케 하므로 하중해석에 의해 예상되는 최대하중에서 Dynafocal 마운트 방식에 의한 4130 steel tube 용접 구조물의 부재에 좌굴 현상이 일어나지 않도록 강도 확인이 요구된다. 용접 구조물은 각 부재내의 응력을 평균화하여 응력 불균형으로 인해 실제 하중에서 균열이 발생하지 않도록 후열처리에 주의를 요하며 여러 튜브 부재들이 한점에서 용접될 경우 인접 부재에 굽힘 모멘트가 발생하지 않도록 하여야 한다. 이는 연결부에서 부재 내력 중심이 일치하지 않을 경우 축력과 중심점과의 거리 곱으로 인한 굽힘 모멘트가 작용하여 피로 강도를 현저히 떨어뜨리기 때문이다. 상세한 해석 결과는 참고문헌 [3]에 수록되어 있다.

## 6. 동특성 해석

비행중 예상되는 항공기의 최대하중에서 주 구조물의 소성적인 영구변형이 일어나지 않아야 하며 극한하중 이하의 하중에서도 항공기가 적절한 정적 강도를 지녀야 하지만 돌풍이나 급격한 기동시 주 구조물의 강성과 중량 배치가 양호하지 못하여 어떤 비행속도 이상에서는 외부 교란에 의한 진동이 감쇠되지 못하고 증폭되는 현상을 초래할 수 있다. 이는 날개의 굽힘 진동수와 비틀림 진동수가 연계되어 새로운 공진 진동수를 형성하여 돌풍 등 외부 교란에 의한 미소한 날개 진동이 공기력에 의해 더 이상 흡수되지 않고 오히려 날개 주위의 공기 흐름이 진동을 촉진함으로써 조종불능은 물론 날개의 파괴까지 초래할 수 있으므로 설계시 항공기의

동적 강성 특성을 고려하여야 한다. 특히, 항공기의 구조 중량을 감소하기 위해 주 구조물의 진동 모드별 최저 진동수 값에 유의하여야 하며 경험적으로 신뢰할 수 있는 이론적 방법이나 실험에 의해 동적 강성을 입증하여야 한다. 상세한 해석 결과는 참고문헌 [3]에 수록되어 있다.

## 7. 공탄성 해석

반강성(semi-rigid) 개념으로 설계되는 항공기에 있어 구조 설계자는 구조물이 공력, 관성력, 추력, 원심력 등 비행하중과 착륙등의 지상하중을 받을 때 탄성 변형효과를 고려해야 한다. 특히 비행중 날개에 발생하는 공력과 구조적으로 날개의 공력 중심과 탄성축의 불일치로 인한 비틀림 효과로 받음각이 증가되고 증가된 받음각으로 다시 공력이 증가하여 반복적으로 평형상태까지 이러한 현상이 되풀이 된다. 여기서 비행속도가 계속 증가하여 이의 결과로 비틀림 모멘트가 설계된 날개의 비틀림 강성이 지지할 수 있는 한계치를 초과할 때는 날개가 파괴되는 비틀림 발산 현상을 초래하게 되므로 경량화 및 고성능화 개념으로 설계된 비행기에 있어서 이에 대한 검토는 필수적이다. 이러한 정적 공탄성 현상외에도 날개의 중량에 의한 관성력, 구조적 탄성력, 그리고 날개가 교란을 받을 때 진동 공기력과 연계현상으로 발생하는 플러터, 돌풍에 대한 동적 응답 특성도 검토되어야 한다. 날개 설계시 각 부재의 치수와 물성(physical properties)은 설계상 항공기의 제한하중에 안전계수를 고려한 하중에서 소성변형이나 파괴가 일어나지 않도록 정하므로 국부적인 부재 강도만을 고려하여 중량을 분포시킬 경우 날개의 전단 중심이나 무게 중심등의 배치가 날개의 고유 진동수 등 동적인 특성을 변화시켜 불안정해 질 수 있으므로 유의해야 한다.

현재까지 이러한 공탄성 해석은 고전적인 이론과 범용 해석 프로그램인 NAS-TRAN의 공탄성 해석 프로그램이 혼용되고 있다. 본 연구에서는 참고문헌 [3]에 수록된 해석 내용과 참고문헌 [115]에 수록된 창공-91 날개의 플러터해석 결과를 참조하였다. 플러터 해석은 비정상 진동 공기력과 날개의 탄성력 및 관성력이 외부교란에 평형을 이루다 한계 속도인 플러터 속도 이상에서는 외부교란에 의한 에너지가 소산되지 않고 날개에 흡수되므로써 과도한 진동을 유발시켜 구조적인 파괴에 이르게 하는 현상을 말한다.

해석적인 측면에서 플러터 특성 방정식의 복소근을 공기 속도에 따라 추적하므로써 임계점을 판단할 수 있는데 복소근의 실수부는 감쇠계수를 나타내고 허수부는 진동수를 표시한다. 즉 음의 실수 감쇠 계수에서는 외부 교란에 따라 소산되는 물리적 현상을 의미하고 양일 경우에는 오히려 반전시키므로 이 경계점이 바로 플러터점이 된다.

창공-91의 해석에서는 공기역학적인 감쇠와 구조적 감쇠를 모두 고려한 PK법이 적용되었고 플러터 해석을 위한 모델링은 플랩과 에일러론을 포함하는 한쪽 날개 전체에 대해 시위 방향으로 11개, 스펠 방향으로 28개로 나눈 격자 요소를 사용하였다. 해석 결과는 창공-91의 절대 초과금지 속도인  $V_{NE} = 310$  fps에 안전 계수 1.25를 곱한 속도 보다 훨씬 높은 속도인 1,050 fps 이상에서 발생하므로 창공-91의 경우 적절한 에일러론 질량 평형(mass balance)을 전제할 때 플러터 조건을 만족한다.

결론적으로 창공-91의 구조 부위별 해석과 주요 부분 상세해석 및 강도 점검, 전기 정적 해석, 동특성 해석 및 공력탄성 해석을 통하여 운용한계 내에서 구조적 강도와 안전성을 확인할 수 있다. 이러한 해석을 바탕으로 설계시 부재 치수 및 위치와 기능등에 대한 배치 능력도 아울러 향상됨을 첨언한다.

여 백



## 제 3 장 시 험

제 1 절 전기 구조시험

제 2 절 시스템 기능시험

제 3 절 중량과 균형

제 4 절 비행시험

여 백

## 제 3 장 시 험

### 제 1 절 전기 구조시험

#### 1. 목 적

전기구조 강도 시험은 시제기 시험 비행 및 감항성 인증을 위한 기체 구조 강도를 실험적으로 입증하는데 있으며 후속기 설계 변경에 필요한 기술 자료를 획득하는데 그 목적이 있다. 전기 구조시험을 통하여 창공-91 기체구조가 FAR 및 MIL-SPEC에 규정된 구조 강도를 만족하며 실기의 내력 경로를 파악하여 기체 구조 설계시의 구조 배치 개념을 확인하고 지상 진동실험을 통해 얻은 기체 주요 진동수를 플러터 해석에 원용하며 각 비행 조종 계통과 그 지지구조, 용접 구조인 엔진마운트 및 복합소재를 사용하여 제작된 꼬리날개등에 대한 강도를 전기 구조 시험을 통해 확인하는데 그 목적이 있다. 시험은 해사 연구소에서 실시되었으며 대한항공연구원과 기술적으로 긴밀한 협조체제를 이루어 진행되었다. 전기 구조 시험은 91년 하반기에 완료되었으며 4차년도에는 피로 시험모델 제작과 실기 비행 시험을 통한 피로 하중 데이터 분석을 진행하여 피로 시험을 수행하였다. 정적 구조 시험에 대한 시험 방안은 참고문헌 [3]에 상술되어 있고 본 연구에서는 시험 결과를 요약 정리하였다.

#### 2. 시험 항목

FAR 23에 규정된 시험항목을 대별하면 다음의 네가지로 크게 나누어진다.

(1) 기체 정적 강도(static strength)

- (2) 기체 동적 강성(dynamic stiffness)
- (3) 하중 상태에서의 조종면 기능점검 및 지지 구조물 강도
- (4) 기체 피로강도(fatigue strength)

기체 정적 강도 시험의 하중조건에는 대칭하중조건, 비대칭하중 조건, 최대 조종력 조건, 그리고 지상하중 조건이 있다. 이러한 하중들은 실기에서는 기체 표면에 분산되어 작용하나 시험 하중을 모사해 주기 위해서는 일정한 수로 이산화(discretization)가 필요하며 이러한 이산화된 집중하중은 항공기의 주요 구조물 주위에 배치하여 국부적인 효과를 최소화하는 동시에 전체적인 하중의 균형을 맞출 수 있도록 하여야 한다.

FAR Part 23 관련 규정은 다음과 같다.

#### 가. 기체 정적 구조시험

① 대칭하중조건 : 23.333절의 (b), (c)항의 운동기준과 돌풍기준에 의해 규정된 비행포위선의 경계내에서 대기속도와 하중계수의 모든 조합에 대하여 강도가 증명되어야 한다.

② 비대칭하중조건 : 날개와 그 받침 지지물은 비대칭 날개 하중에 의한 롤링상태에 대하여 설계되어야 한다(23.349절). 항공기는 23.441절에서 23.445절까지에 규정된 하중에 의한 수직꼬리 표면에 작용하는 요잉 하중에 대해 설계되어야 한다(23.351절).

③ 최대조종력조건 : 각 비행조종계통과 그 지지구조는 23.391절에서 23.459절까지에 규정된 상태하에서 가동 조종면의 계산된 힌지 모멘트의 최소한 125% 에서, 해당되는 하중에 대해서 설계되어야 한다(23.395절).



① 지상하중조건 : 제한 지상반작용 하중계수도 설계최대하중에서 2.0 보다 작을 수 없다(23.473절). 항력하중은 최대 수직 지상반작용(날개양력 무시)의 25% 보다 작을 수 없다(23.473절).

#### 나. 기체 동적 구조시험

① 피로 및 내구성 : 항공기 구조는 피로한계를 넘어서는 가변응력이 정상운용 상태에서 발생할 것 같은 곳에서 응력집중을 피할 수 있도록 실제적으로 설계되어야 한다(23.627절).

② 동적 공탄성 : 항공기가 비행포위선도 내에서의 어떠한 운용조건에 대해서도, 그리고 선택된 방법에 대해 명시되는 모든 속도에 대해서도 다이버전스와 조종면 반전 및 플러터로부터 벗어나 있음이 증명되어야 한다(23.629절).

#### 다. 창공-91 구조시험 항목

창공-91 구조시험은 하중해석 결과를 바탕으로 항공기 구조물에 가장 임계적 조건을 다음과 같이 추출하여 수행하였다.

- ① PC02U 기동피칭조건
- ② LV01U 최대 수직하중조건
- ③ 최대조종력 조건
- ④ 지상진동시험
- ⑤ 복합재 꼬리날개 강도시험
- ⑥ 엔진마운트 강도 및 진동 시험

## ⑦ 엔진 토오크에 의한 비대칭하중 시험

### 3. 하중 부가 장치 및 자료 획득 장치

날개 및 꼬리날개에 대한 하중 부가 장치는 Tension Patch를 사용하였고 각 지점의 위치는 양력면의 분산 하중을 계산하여 Whiffle Tree의 연결도를 구성하였다. 하중부가 방식은 동체와 꼬리날개에 작용하는 하중을 유압 작동기를 사용하여 아래방향으로 작용시키고 날개에서 그 반력이 작용하는 형태로 설치되었다. 전체적인 구조시험의 시스템은 그림 3-1에 나타나 있으며 사진 3-1은 실기구조 시험을 촬영한 사진이다. 하중을 부가하여 기체의 구조적인 탄성으로 인한 변형도(strain)는 300여개의 스트레인게이지를 기체에 부착하여 변형도와 응력을 하중상태에 따라 측정하였다. 사진 3-2는 날개 하부에 부착되어 있는 스트레인 게이지를 보여준다.

#### 가. 부가하중

비행중 실제 항공기에는 공기흐름의 압력차로 인해 주날개, 꼬리날개 등의 면은 물론 동체에도 양력 및 항력이 작용하고 구조물의 무게에 의한 중력과 각 가속도가 있을시 원심력, 그리고 엔진에 의한 추력 등이 복합적으로 기체에 분포된다. 기체 구조시험시 이러한 분포하중들을 주 구조물에 집중 하중으로 재분포하여 서로 일치되도록 조정한다. 특히 최대내력이 예상되는 주날개/동체 연결부와 중앙 동체하부의 부재들의 최대굽힘모멘트 예상값에 근접하도록 집중하중들을 재분포시켜야 하며 항공기 전체의 평형에 유의하여야 한다.

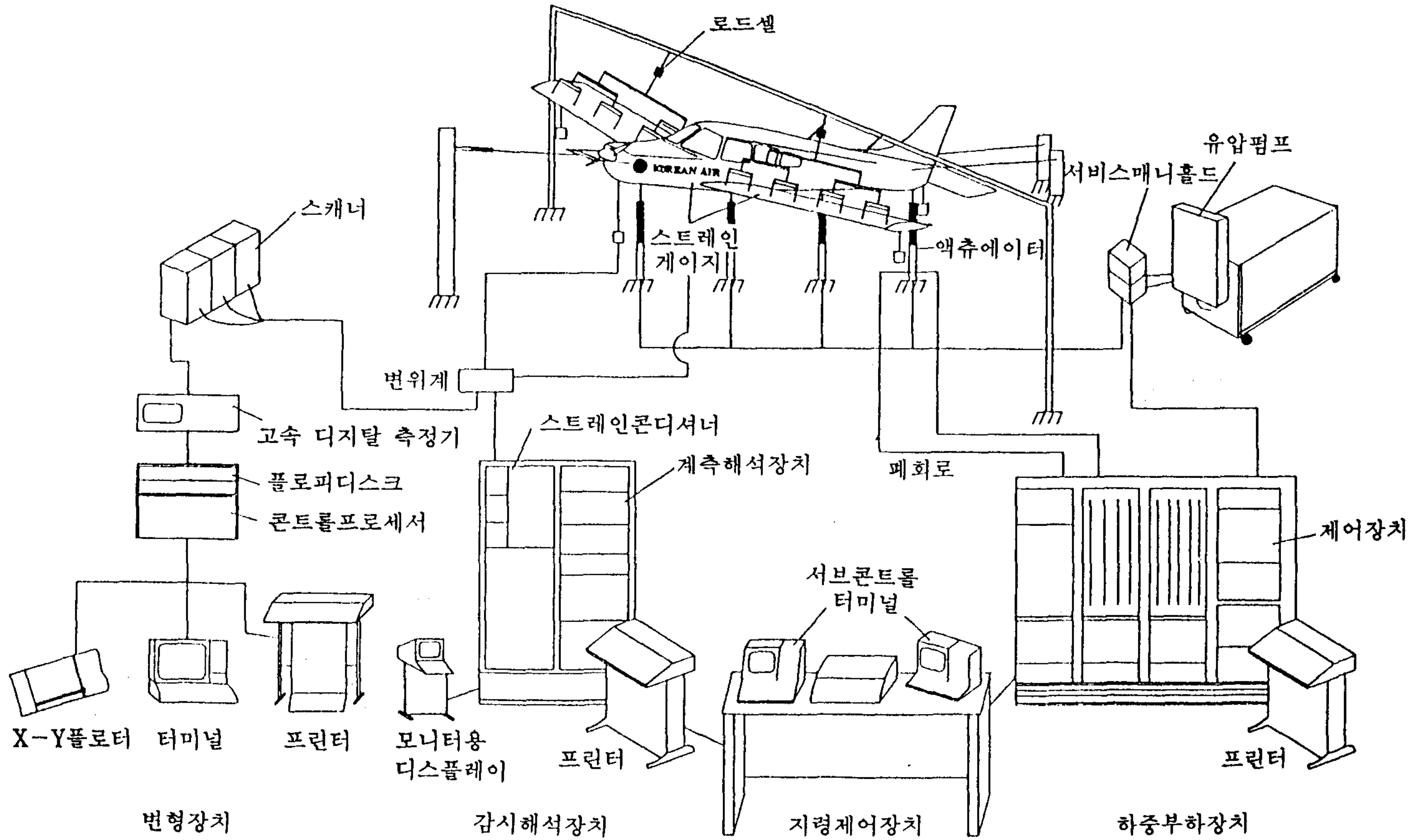


그림 3-1 전기 구조 시험 시스템





사진 3-1 전기 구조 시험

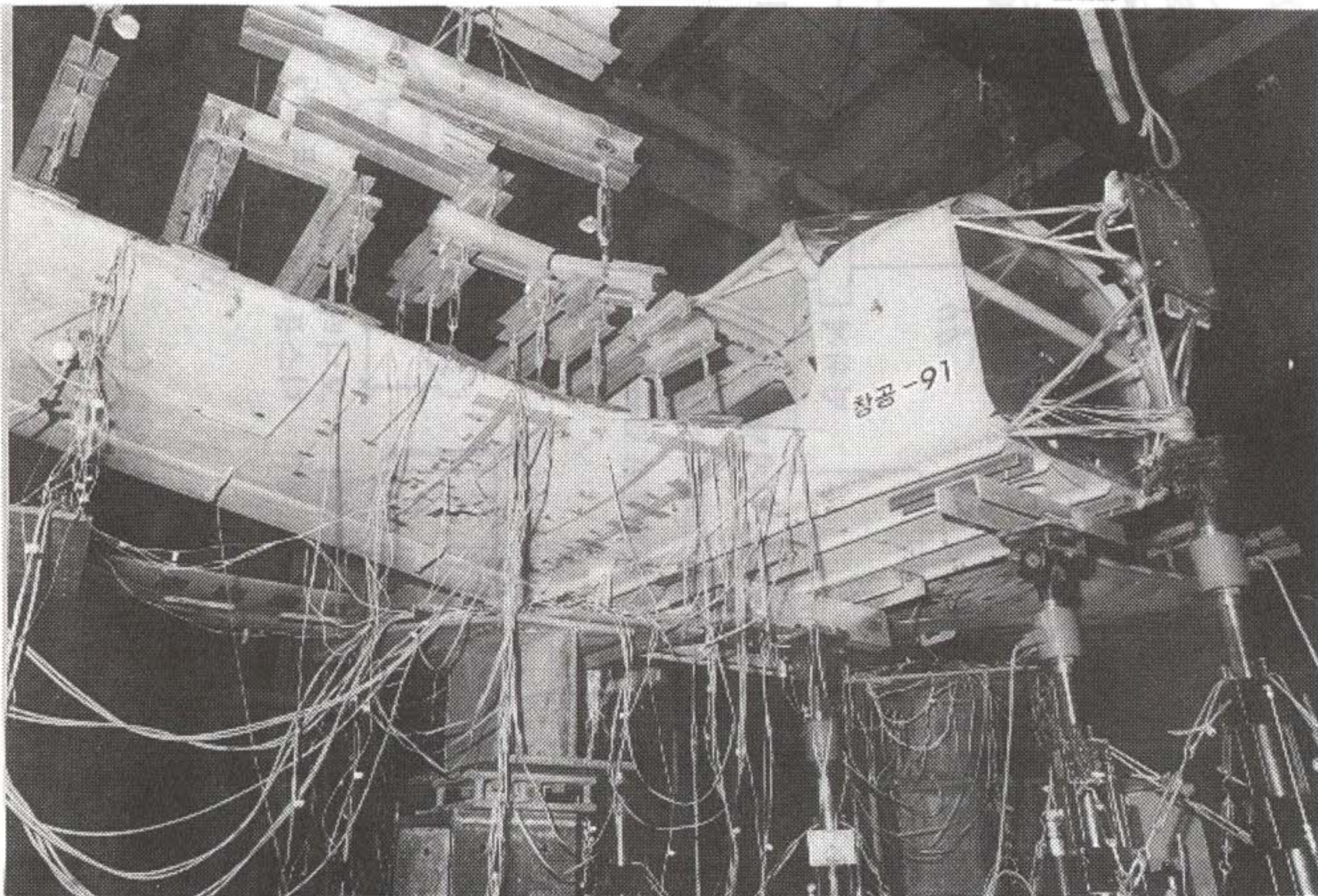


사진 3-2 날개 하부 스트레인 게이지



(1) PC02U조건

(가) 주날개 : 동체 기여분을 제외하면 날개에 의한 양력은 약 11,190 lbs이므로 한쪽 날개에는 5,595 lbs의 양력이 발생하게 된다. 하지만 구조시험시 작용을 위한 패드의 부착이 곤란한 WS.1의 리브를 제외시키면 그림 3-2와 같은 스펠 방향의 양력 분포를 나타낸다.

(나) 꼬리날개 : 꼬리날개에서는 1,216 lbs의 하중이 아랫방향으로 작용한다. 따라서 한쪽 꼬리날개에 걸리는 힘은 608 lbs이고, 스펠 방향으로의 분포는 그림 3-3과 같다.

(다) 동 체 : 해석 결과에 의해 산출한 동체의 부가 하중은 아래와 같으며, 이것은 피칭을 고려한 것이다. 위에서처럼 해석 결과에 따라 하중을 동체의 20점에서 가해주는 것은 위치상 하중부가가 곤란한 경우가 생기므로 모멘트 선도에 큰 변화가 없도록 부가 하중의 수를 줄인다. 하중부가가 용이하도록 하중수를 13개로 줄인 결과가 그림 3-4(a)에 표시 되어 있다.

(2) LV01U 조건

(가) 날 개 : 날개에서 발생하는 양력의 분포 형태는 PC02U 조건일때와 거의 유사하므로, LV01U 조건에서는 따로 양력 분포를 고려치 않고 PC02U 조건시험시 사용하는 Whipple Tree 하중 분포 장치를 그대로 사용하기로 한다.

(나) 동 체 : 해석 결과에 의해 산출한 동체의 부가 하중은 아래와 같다. PC02U 조건에서와 마찬가지로 하중부가수를 13개로 줄이면 그림 3-4(b)와 같다.

(3) 추력조건 : 엔진 추력이 작용할 때 동체의 축력과 날개등에 의한 항력 강도 확인

(4) 날개 시위 방향 굽힘 : 날개의 앞전 방향 횡굽힘 시험

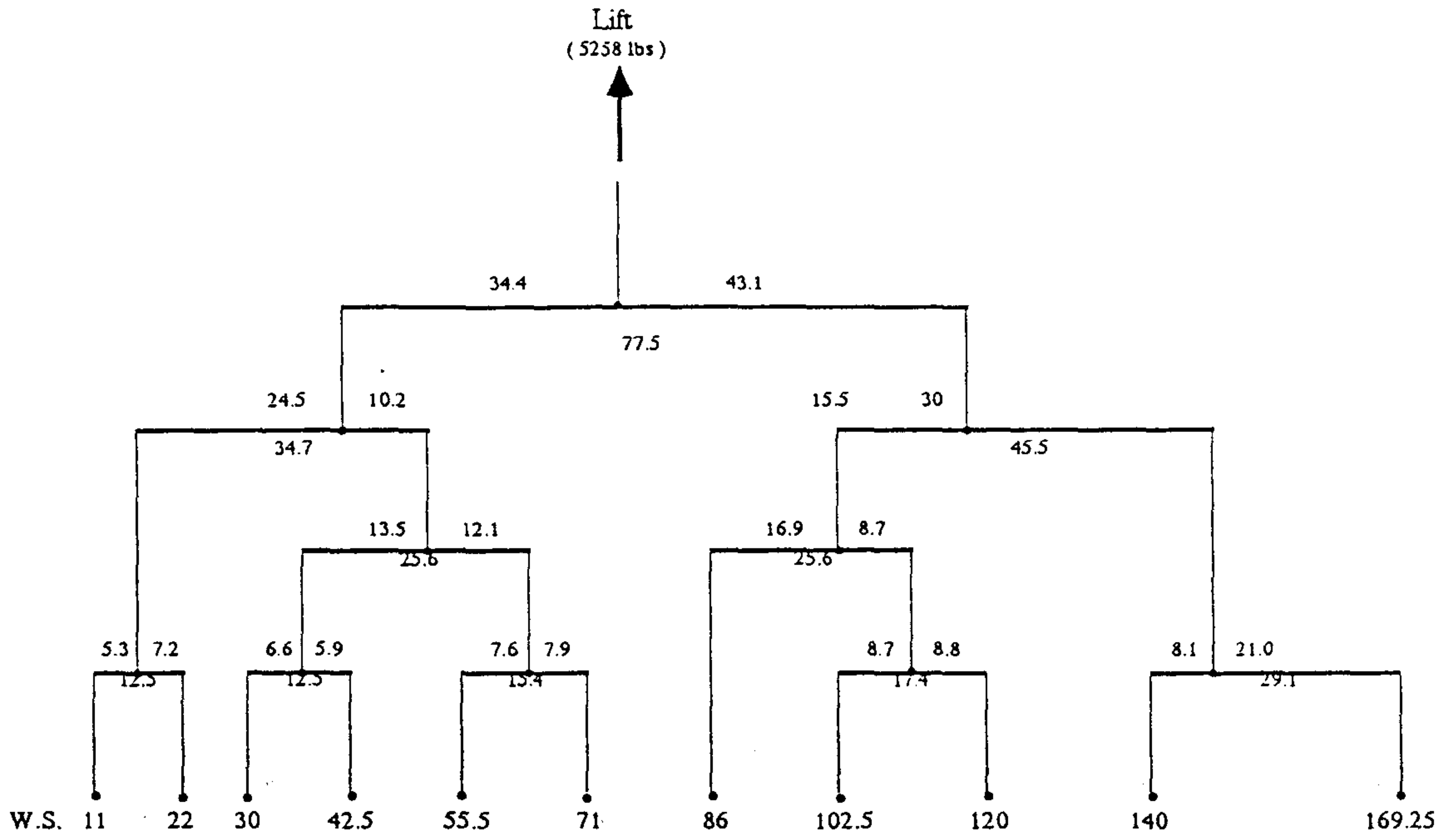


그림 3-2 PC02U 조건의 날개 whiffle tree 구성

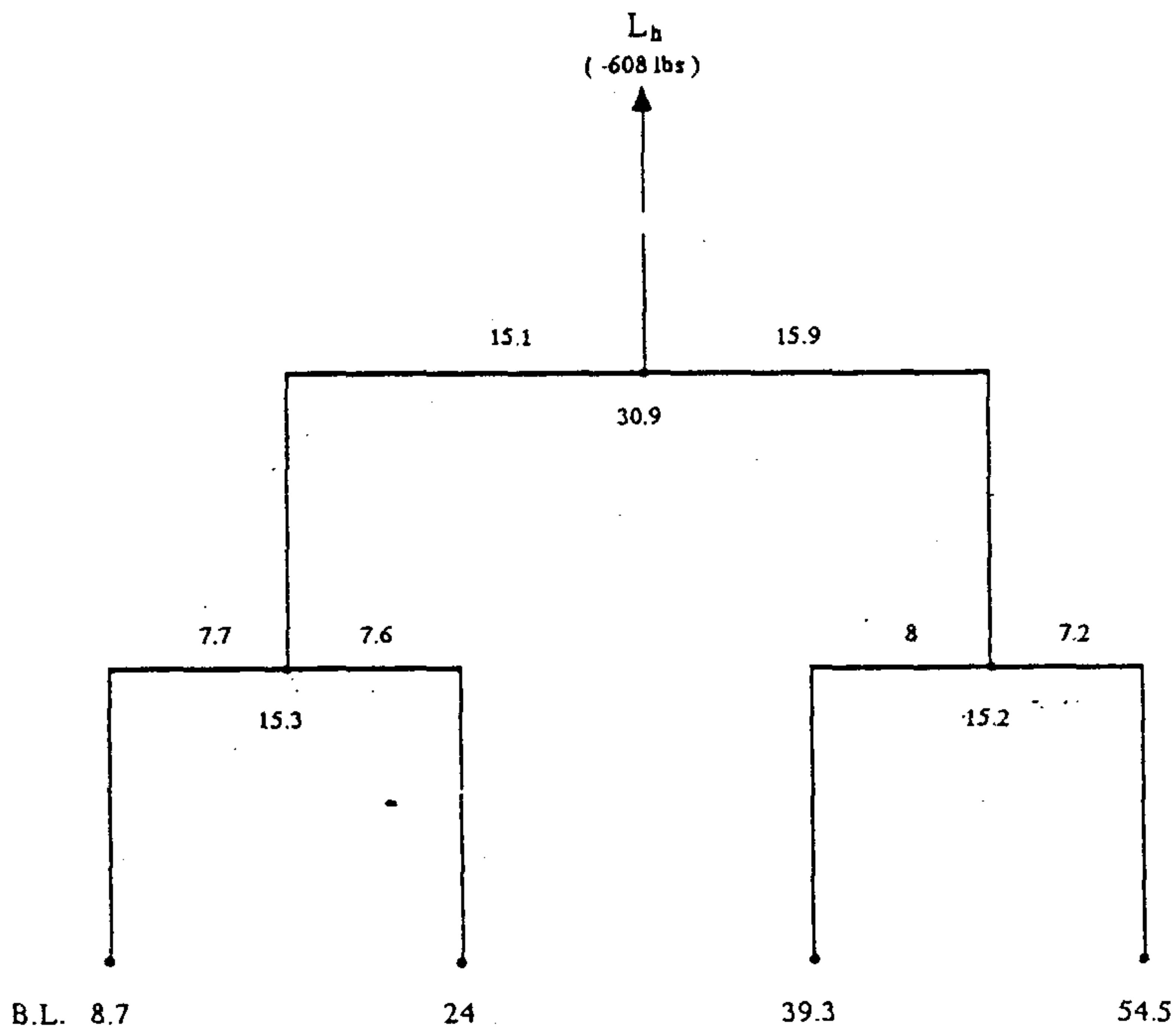


그림 3-3 PC02U 조건의 꼬리날개 whiffle tree 구성

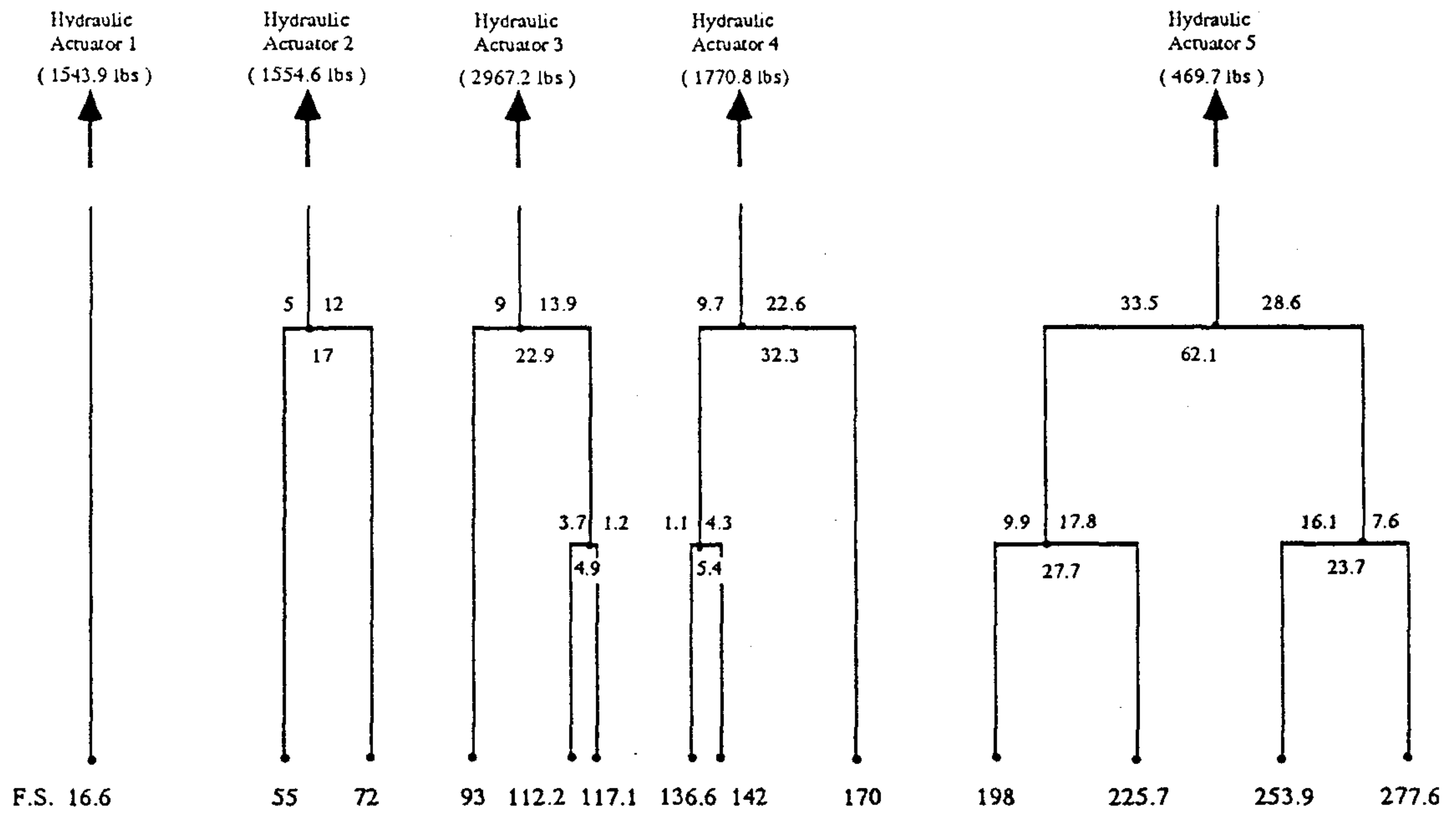


그림 3-4(a) PC02U 조건의 동체 whiffle tree 구성

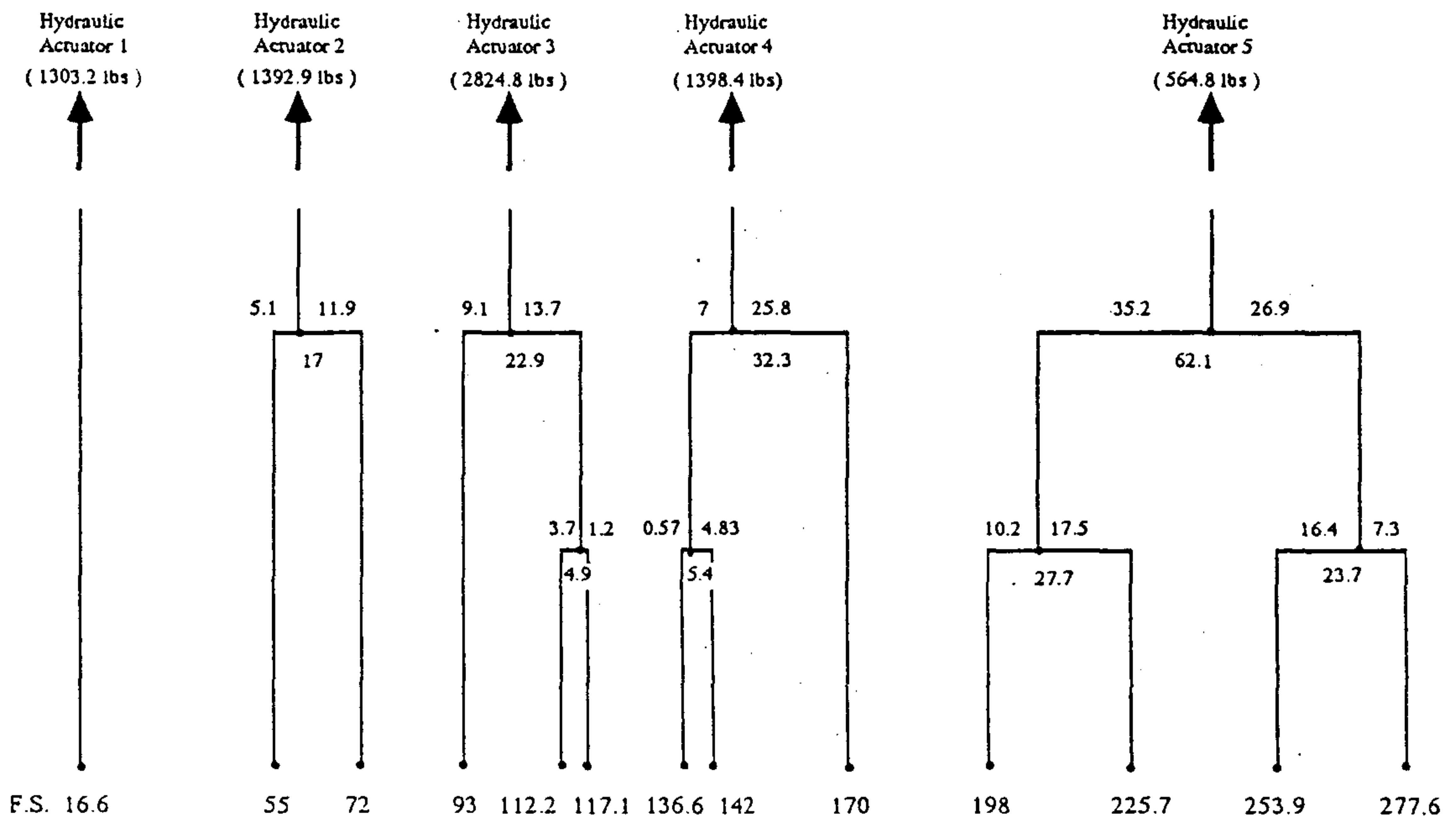


그림 3-4(b) LV01U 조건의 동체 whiffle tree 구성

(5) 동체 비틀림 하중 : 수직 꼬리날개 및 러더에 의한 조종력이 동체의 횡굽힘과 비틀림 하중으로 작용하므로 후방 동체와 중앙 동체의 내력 경로 및 강도 확인

#### (6) 시위방향 공력 분포

날개에 작용하는 비틀림의 영향을 고려하기 위해서는 하중을 날개의 스펜방향 뿐만 아니라 시위 방향으로도 적절히 가해 주어야 한다. FAR 23의 Fig B8을 참고하면, 창공-91의 시위 방향 양력 분포는 다음과 같다고 할 수 있다(양력의 중심은 25% MAC에 위치). 시위 방향의 양력 분포를 위한 패드의 부착은 그 숫자가 많을 수록 정확하나, 본 실험에서는 Mooney사의 실험 예를 참조하여 3개의 패드를 사용하여 각 리브 위치의 시위에서 하중을 재분포시켰다.

#### 나. 하중 부가 방법

여러가지 하중 상태에서의 항공기 응력분포 및 변위거동을 살피기 위해 날개의 양력과 동체의 하중 등을 고려한 연결계통을 구성하여 전체 하중의 크기를 조정하도록 한다. 하중부가 방식은, 동체와 꼬리날개에 작용하는 하중을 유압액츄에이터를 사용하여 아래방향으로 작용시키고 주날개에서는 그 반력이 작용하는 형태인데, 주날개, 꼬리날개 및 동체에 대한 하중부가장치와 하중분포를 위한 Whipple Tree의 구성은 그림 3-4(a), (b)와 같다.

#### 다. 스트레인 게이지 부착

전기구조시험을 위한 스트레인 게이지의 부착은 유한요소 구조해석결과를 면밀히



분석하여 얻고자 하는 실험 결과에 알맞는 위치를 선정 후 부착작업을 수행한다. 스트레인 게이지 부착 위치 선정에 요구되는 사항은 항공기 부재의 내력 경로와 부재 강도를 정확히 평가할 수 있는 위치를 잘 선택하여야 한다는 것과 실험 여건상 스트레인 게이지를 수없이 부착할 수 없으므로 될 수 있는 한 적은 수의 스트레인 게이지 부착으로도 충분한 실험 결과를 얻을 수 있어야 한다는 것이다. 창공-91의 경우와 같은 소형기는 부착갯수가 대략 300개 정도이다.

#### 라. 시험 하중

시험은 작은 하중부터 시작하여 점차 부가하중을 증가시키면서 수행한다. 증가 하중은 대략 설계 하중의 10% 정도로 하는 것이 적당하며, 이때 하중을 증가시키면서 기체의 변형과 항복현상이 발생하는 부위를 잘 관찰하도록 한다. 하중 부가순서는 다음과 같다. 주어진 조건에 따라 구조시험을 수행함에 있어서 관찰/기록해야 할 시험결과로는 다음과 같은 것들이 있다.

- ① 하중의 크기에 따른 변형도 변화
- ② 변위 거동
- ③ 항복현상 발생부
- ④ Crack 발생 시작 순서
- ⑤ 파단부, 파단모드, 변형후 치수변화

초기 하중부터 극한 하중에 인접한 창공-91 주 구조의 응력은 참고문헌 [112]에 수록 되어 있다.

#### 4. 날개 정적 강도 및 응력분석

하중 장치와 분산 하중에 의한 전기 평형 상태 점검 그리고 기초 하중에 의한 자료 획득 장치의 작동 상태와 획득된 변형도를 응력으로 변환시켜 자료의 신뢰성을 검토한 다음 전술한 바와 같이 부가하중을 단계적으로 증가시켜 하중에 의한 구조물의 응력을 산출하였다. 스트레인 게이지는 6발짜리 로제트형(Rosette)과 2발짜리 단축형(single)이 혼용되었는데 외피 보강재인 스트링거에는 주로 단축형이 사용되었고 횡방향 응력과 전단 응력을 무시할 수 없는 외피나 주 종통재 그리고 스파류에는 로제트형 스트레인 게이지를 사용하여 자료 획득 장치의 스캐너의 채널 갯수 보다 상회하므로 날개 변형도 측정과 동체 및 기타 구조물 부위 측정을 동일한 조건으로 나누어 실시하여 측정하였다.

그림 3-5, 6은 날개의 상하부를 나타내고 MS는 주스파, ST는 외피 보강재에 부착된 스트레인 게이지를 표시한다. 날개 하부는 점검창에 의한 구조적 불연속이 10군데 정도 있으며 상하부 외피에도 스트레인 게이지를 부착하여 최대 외피 응력을 검출하였다.

표 3-1은 하중 수준에 대한 주스파의 응력을 나타내며 R은 우측 날개를 표시하며 상부 스파나 보강재는 주로 압축 응력이며 하부 스파 및 보강재는 인장 응력이 지배한다. 외피는 비틀림에 의한 전단 흐름과 굽힘 하중 일부가 전단지연 현상으로 재분포 되어 혼합된 응력장을 형성하고 지지 구조물에 단순 지지된 형태로 하중을 분담한다. 표 3-1의 LOAD(g)는 1g 상태가 항공기 하중이 2700 lbs 일때 순항 하중을 나타내고 0.5g씩 증가하여 극한 하중 직전인 6.5g까지의 하중과 이에 비례한 응력들이 기록되었다. 그림 3-7, 8은 주스파의 압축 및 인장응력이 조합 응력 상태로 변환된 그림들이며 제한하중까지의 선형성과 이보다 큰 하중에서의 비선

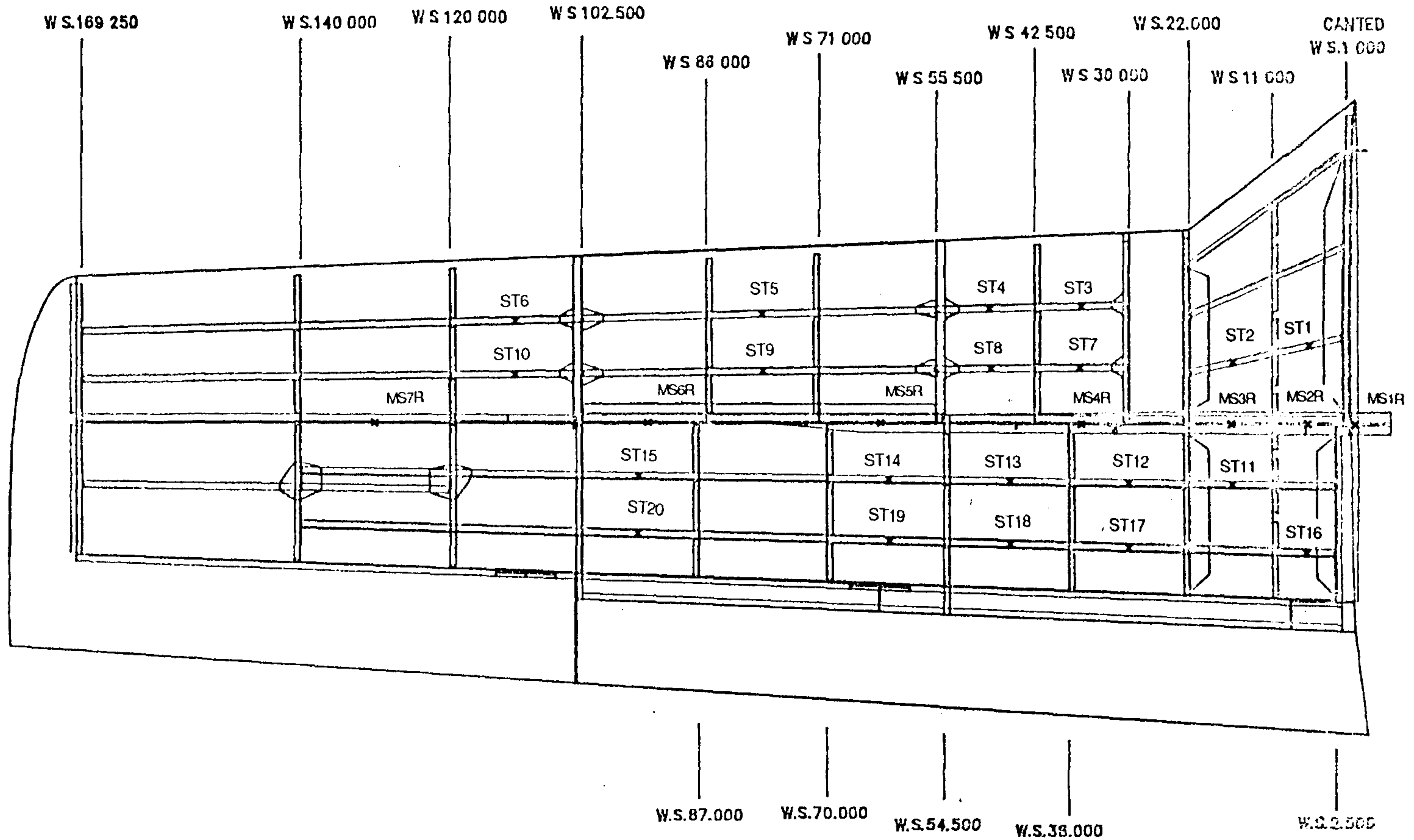


그림 3-5 날개 상부의 구조와 스트레인 게이지 위치

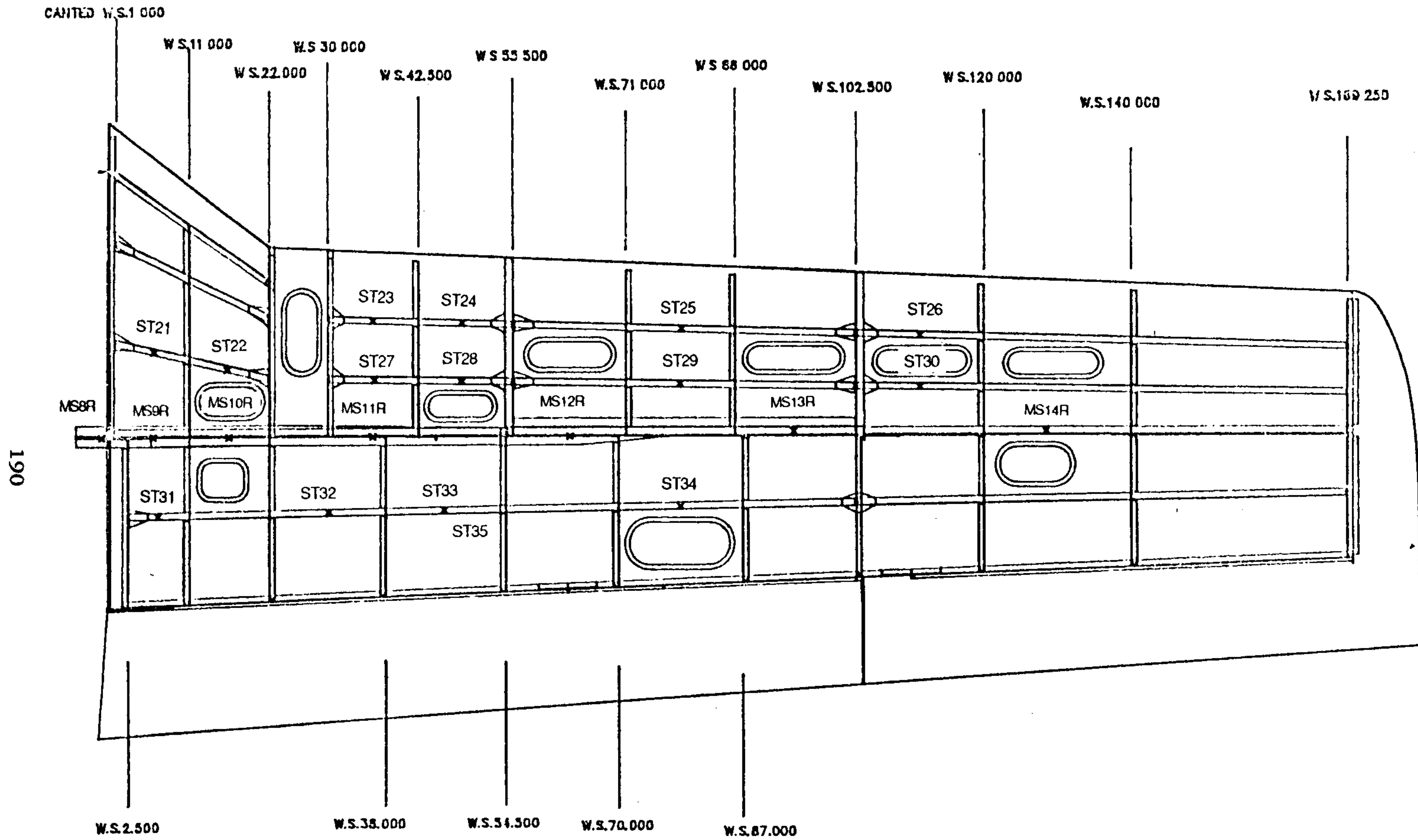


그림 3-6 날개 하부의 구조와 스트레인 게이지 위치

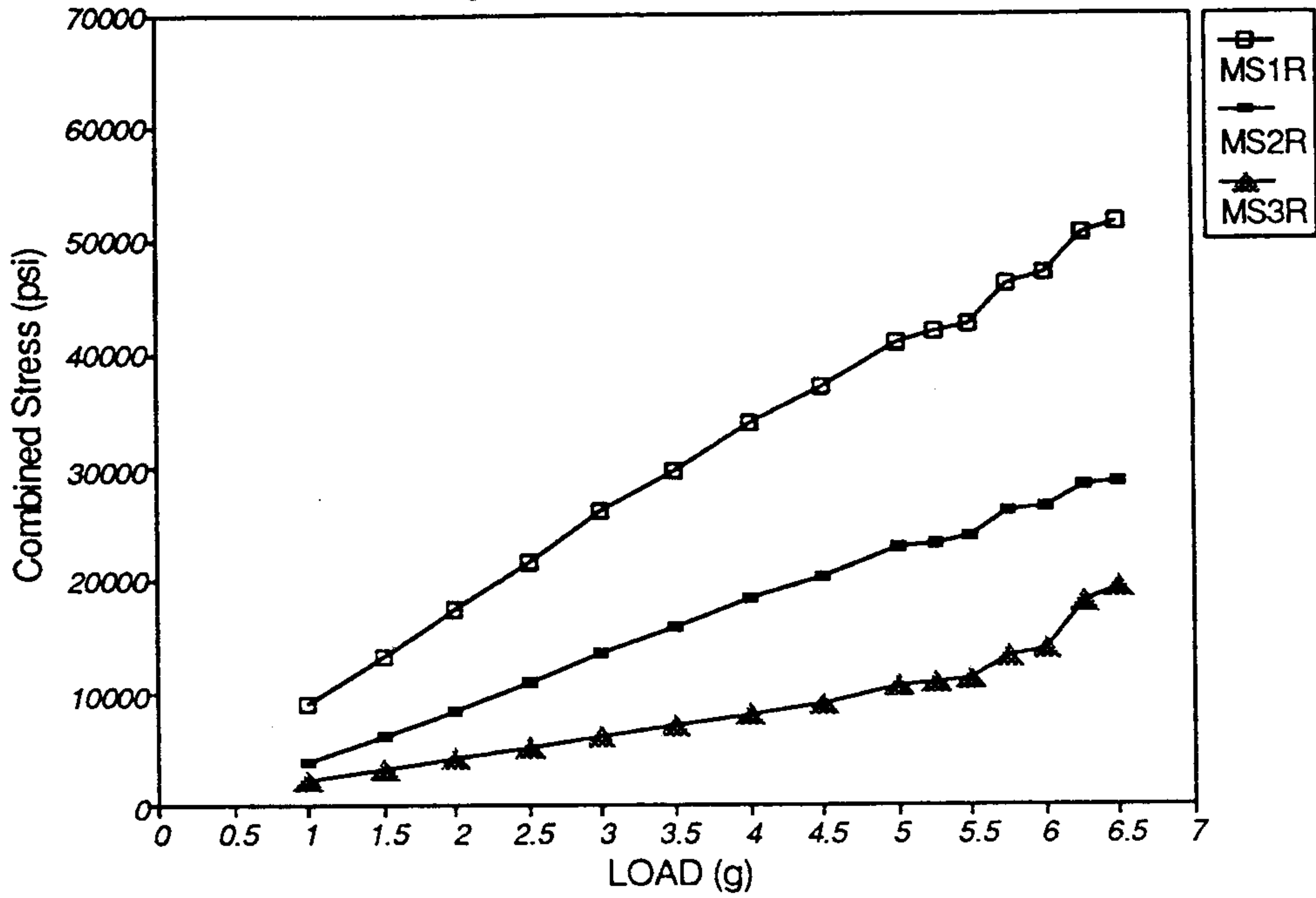


표 3-1 날개의 스파 인장 및 압축 응력표

	LOAD (g)	MSI	MS3	MS7	MS8	MS12	MS1R	MS2R	MS3R	MS4R
1	1.00	10825	4240	588	7119	1603	9045	3903	2243	3673
2	1.50	15962	6406	837	10686	2373	13232	6110	3326	5523
3	2.00	20977	8519	1157	14082	3117	17502	8514	4301	7397
4	2.50	25883	10660	1482	17572	3839	21629	10967	5248	9154
5	3.00	31361	13005	1857	21512	4623	26018	13660	6218	11138
6	3.50	35619	14942	2228	24768	5289	29517	15719	7047	12758
7	4.00	41060	17476	2721	28960	6071	33913	18476	8205	15058
8	4.50	45168	19430	3074	32153	6671	37001	20451	9155	17096
9	5.00	50182	21762	3664	36000	7403	40971	22917	10671	20134
10	5.25	51188	22284	3795	36785	7552	41744	23318	10986	20750
11	5.50	52358	22813	3950	37647	7730	42576	23888	11393	21436
12	5.75	56667	24879	4504	40864	8351	46034	26055	13156	23328
13	6.00	58092	25434	4647	41759	8536	47067	26508	13857	23713
14	6.25	62706	27098	4963	45765	9042	50477	28314	18067	24320
15	6.50	64022	27582	5105	48071	9252	51382	28777	19275	24412

	MS5R	MS6R	MS7R	MS8R	MS9R	MS10R	MS11RB	MS12R	MS13R	MS14R
1	1629	972	376	6545	1304	4354	5139	1832	963	435
2	2449	1496	563	9879	2564	6612	7464	2686	1531	649
3	3226	2002	744	13250	4124	8799	9676	3545	2134	829
4	4046	2492	923	16710	6190	11010	11834	4324	2785	1020
5	5010	3053	1143	20516	8575	13418	14126	5048	3563	1224
6	5844	3438	1390	23588	10660	15373	15947	5631	4277	1391
7	6889	4076	1659	27677	13275	17875	18270	6387	5062	1614
8	7680	4514	1714	30690	15433	19740	19931	6945	5737	1772
9	8730	5026	1998	34446	18075	22092	22062	7676	6567	1972
10	8893	5117	2041	35236	18612	22522	22471	7825	6804	1988
11	9133	5227	2088	35989	19243	23045	22932	7990	7003	2033
12	9991	5615	2175	39361	21406	24997	24717	8619	7651	2203
13	10210	5705	2203	40143	22052	25548	25200	8817	7841	2221
14	10788	5896	2267	44138	23873	26830	26474	9265	8397	2335
15	11090	5925	2284	46049	24710	27301	26912	9410	8694	2369

Main Spar Stress (Right Wing)



Main Spar Stress (Right Wing)

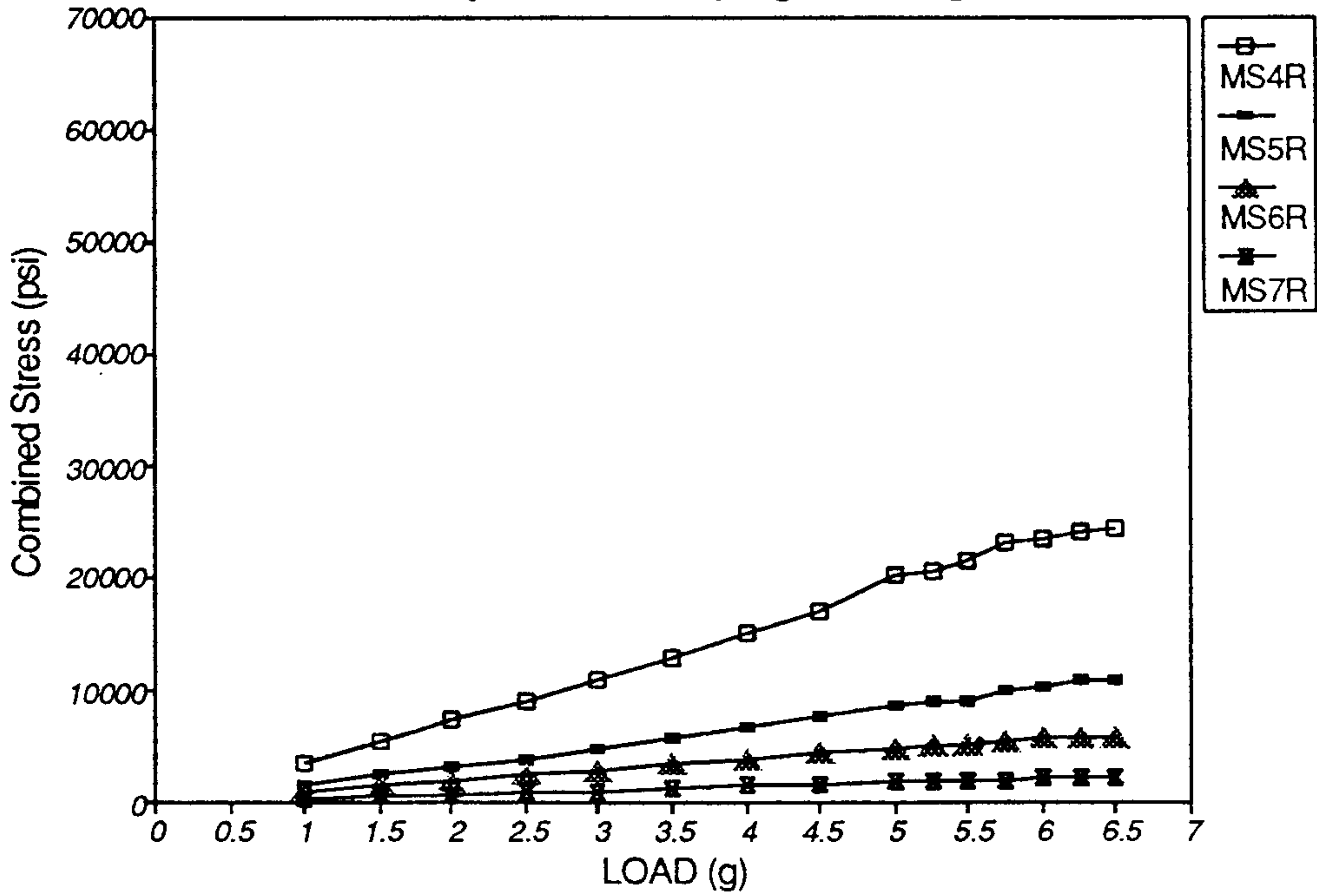
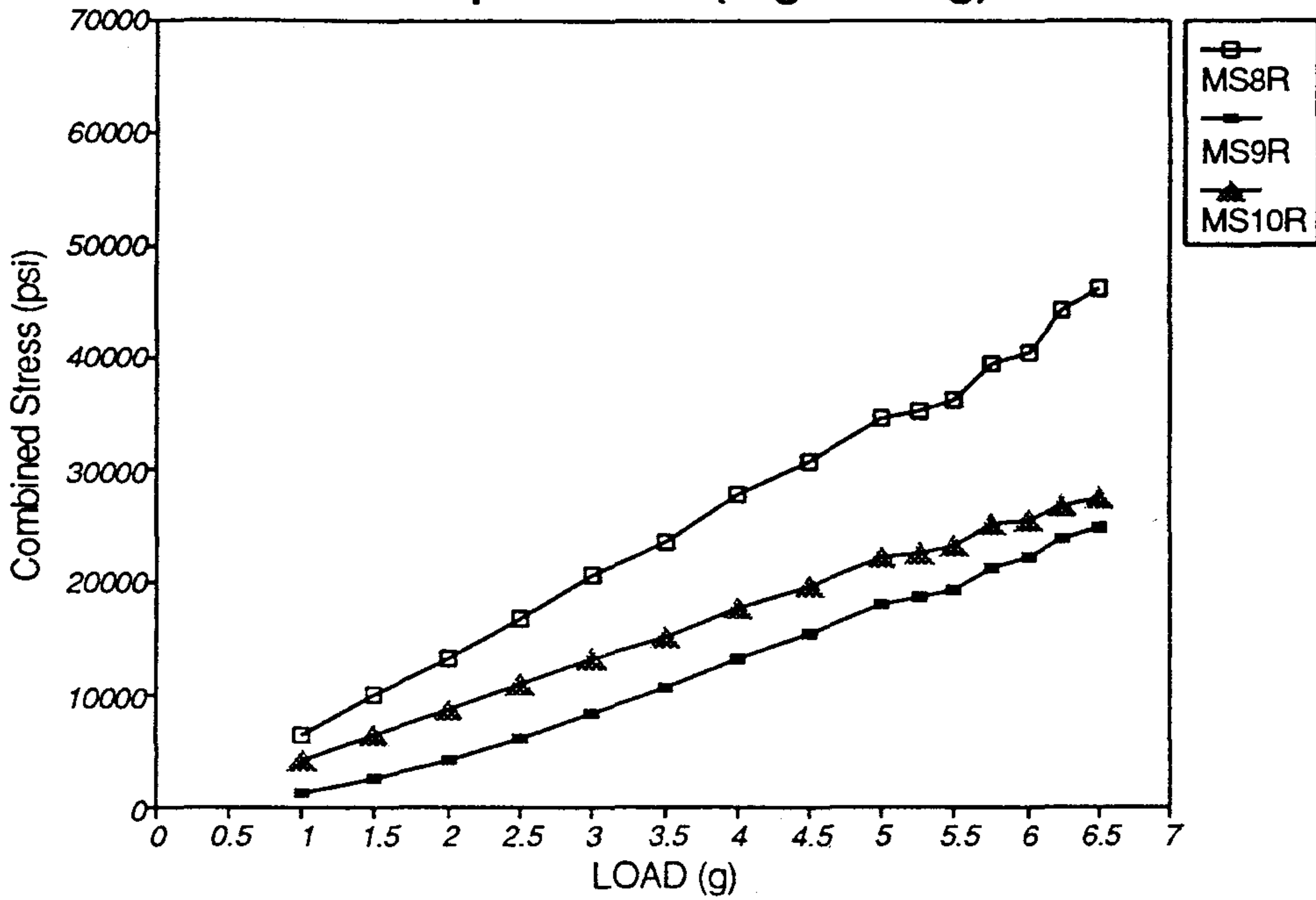


그림 3-7 하중대 주스파 상부 응력 선형성

Main Spar Stress (Right Wing)



Main Spar Stress (Right Wing)

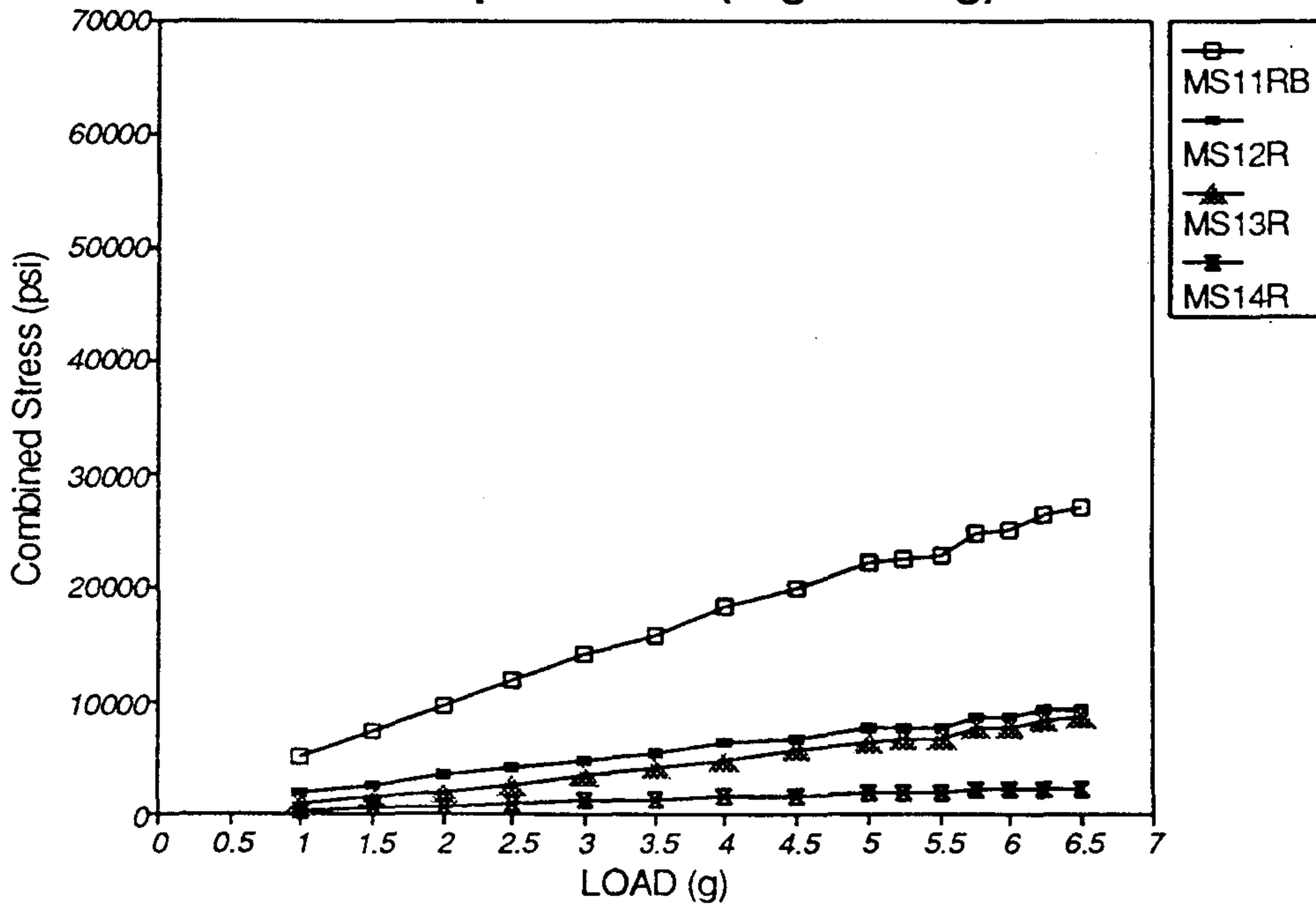


그림 3-8 하중대 주스파 하부 응력 선형성

형성이 관찰된다. 조합 응력은 축 방향 응력과 면내 방향 응력의 산술적 조합을 의미하며 스파나 보강재 같이 축방향 부재에서는 전단응력 기여분은 근소하다. 좌측날개와 우측날개의 응력은 일정한 비율의 차이를 보여주는데 원인으로는 소재의 상이성, 날개/동체 결합부 주위의 날개 구조 상이성과 제작에 의한 오차 그리고 연결 볼트 주위의 경계 조건 상이성으로 추정되었다. 주스파 응력은 뿌리 부근에서 제한 하중(4.4g) 이상에서 극한 하중 (6.6g)으로 근접하면 비선형성이 관찰되는데 이는 소재의 항복응력 보다 높은 응력 상태이고 날개의 영구 변형에 의해 소성 영역으로 천이되는 현상 때문이며 설계 규정을 어긋나지 않는다.

그림 3-9, 10은 날개의 스펜 방향 스파 응력 분포를 표시한다. 낮은 하중에서 높은 하중으로 하중을 증가할수록 전체적인 응력 분포는 균일한 형상을 보이나 부분적으로 날개 뿌리 부근과 착륙장치 연결을 위한 구조물의 cut-out으로 인한 국부적인 하중 경로 변경으로 기인한 응력 집중 현상이 관찰된다. 극한 하중에 인접한 6.5g 하중 상태에서 주스파 상부 스파캡에는 51 ksi 정도의 압축 응력이 작용하며 하부에는 46 ksi 정도의 인장응력이 작용한다. 주스파 뿌리 부근에서의 급격한 응력 집중은 양력으로 인한 굽힘 모멘트가 최대로 작용하는 부위라 피할 수 없지만 피로 강도를 향상시키기 위해서는 다소의 최적 설계가 요구되는 곳이다. 이 부근의 피로 강도는 피로 시험용 주스파를 별도 제작하여 경항공기 표준 피로 하중 스펙트럼을 적용하여 실험적으로 규명하였다. 날개의 보강재와 외피의 유효 강도 및 전체적인 하중 경로와 내력 분포는 해석에서 예측된 것과 정성적인 관점에서 유사한 경향을 보여주었다. 표 3-2는 스트링거의 하중에 의한 내력 분포를 나타낸다. 전단 지연 현상에 의한 날개/동체 결합부 주위의 외피 보강재는 해석에서 예측한 것과 같이 하중 부담이 작으며 착륙장치 주위의 보강재에 최대 내력이 형성된다. 해석에서 예측된 바로는 보강재의 최대 허용 내력이 20 ksi 정도 였으나 실험에



**Main Spar Stress (Right Wing - Upper)**

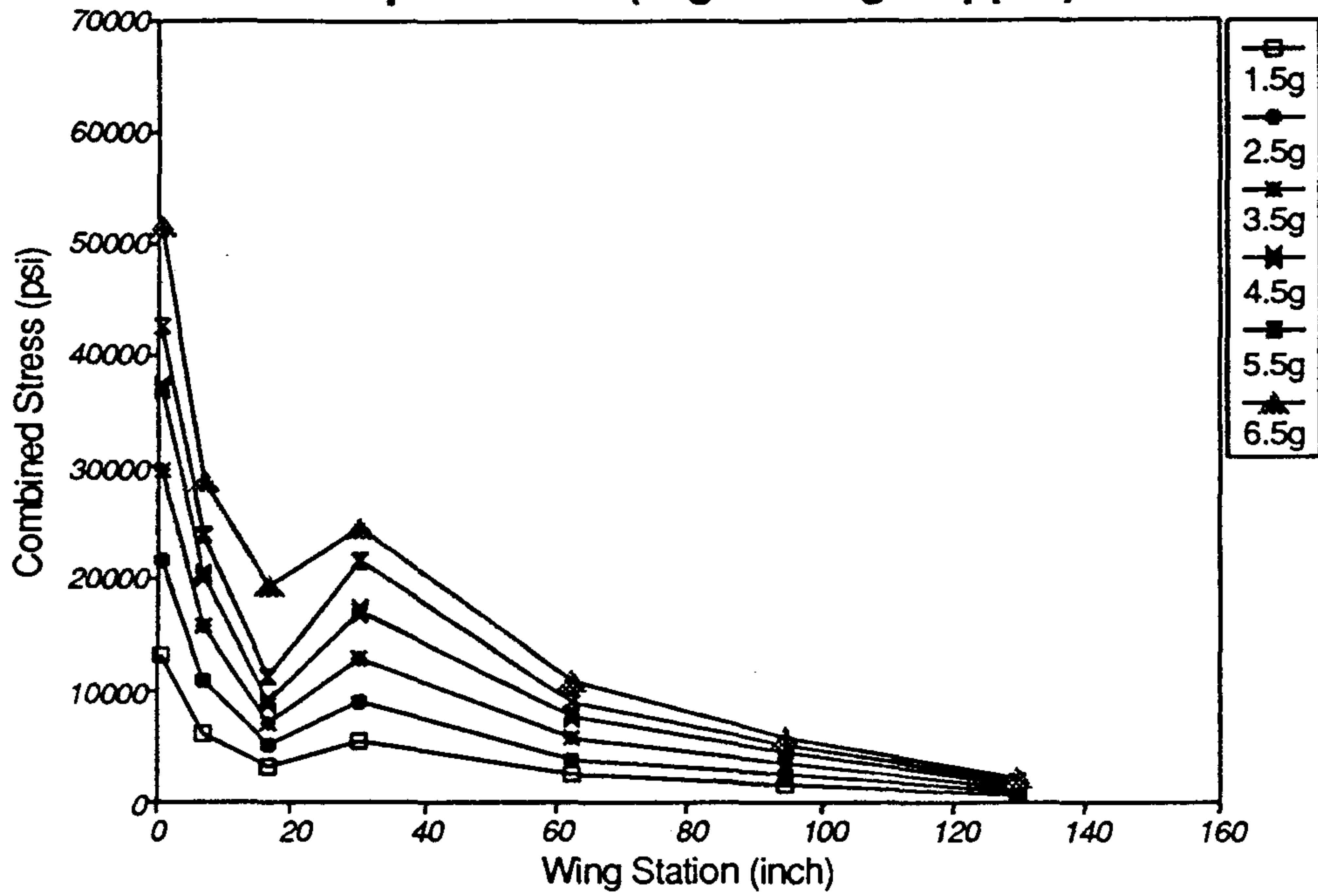


그림 3-9 날개 상부 스파 응력 분포

**Main Spar Stress (Right Wing - Lower)**

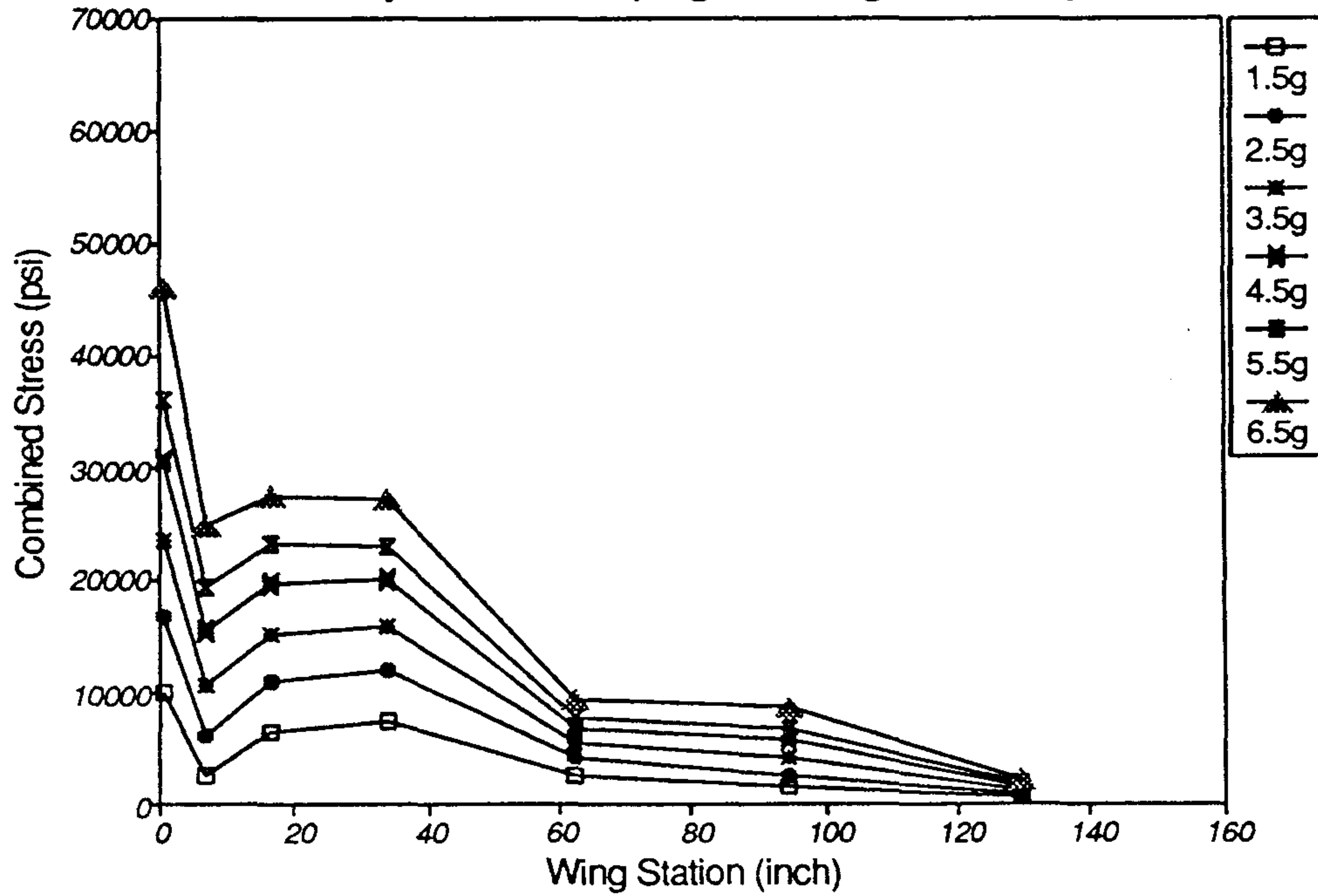


그림 3-10 날개 하부 스파 응력 분포

표 3-2 날개의 스트링거 인장 및 압축 응력표

STRINGER  $\sigma_x(\sigma_c)$

	ST#KN	6.49	12.71	18.55	24.8	30.8	37.44	43.31	49.04	55.1	61.0	67.4	73.55	
상	1	-138	-252	-355	-516	-769	-1164	-1619	-2173	-2867	-3361	-3957	-4328	
	2	-797	-1586	-2390	-3251	-4163	-5295	-6365	-7486	-8758	-9683	-11487	-11361	
	3													
	4	-900	-1711	-2496	-3102	-3561	-4031	-4379	-4673	-5194	-5939	-2381	-472	
	5	-641	-1237	-1757	-2342	-2858	-4985	-6580	-7593	-6561	-7040	-7354	-7229	
	6	-371	-718	-1039	-1362	-1647	-1975	-2250	-2518	-2827	-1784	-2096	-2072	
	7	-1226	-2335	-5033	-6914	-8290	-10762	-13726	-15996	-17958	-19872	-21656	-23455	
	8	-1423	-2707	-3660	-5227	-6800	-8657	-10636	-12649	-13750	-15796	-17606	-19814	
	9	-758	-1417	-1935	-2526	-2999	-3480	-4357	-5236	-5119	-5411	-6128	-7259	
	10	-481	-964	-1377	-1832	-2256	-2689	-3197	-3658	-4172	-3750	-4625	-4996	
	11	-1880	-3537	-5062	-6760	-8338	-9927	-11054	-11713	-11610	-11131	-11133	-11375	
	부	12	-1636	-2527	-3126	-3654	-4203	-4917	-5616	-6350	-7699	-9540	-13598	-15721
13		-1344	-2302	-3218	-8964	-10571	-12155	-13394	-15262	-16044	-16382	-16481	-17160	
14		-887	-1665	-2423	-2931	-3654	-4550	-5238	-5431	-3388	-1201	-1984	-7123	
15		-516	-1116	-1986	-2968	-3825	-4574	-5297	-5963	-6618	-7171	-7907	-8518	
16		-257	-489	-698	-942	-1184	-1443	-1667	-1883	-2133	-2386	-2687	-3045	
17		-1114	-2346	-5497	-9248	-12801	-16435	-19375	-21559	-24347	-26657	-29463	-32073	
18		-1032	-2933	-4471	-6224	-7835	-9479	-10836	-12750	-14851	-16617	-16940	-17048	
19		-672	-1294	-1898	-4897	-6728	-8615	-10096	-10384	-12047	-13414	-15095	-16439	
20		-384	-727	-1041	-1404	-1729	-2032	-2329	-2463	-2687	-2926	-3337	-3618	
하		21	1030	2019	2753	3456	4093	4752	5352	6055	7580	8769	11263	12555
	22	90	26	35	125	322	584	815	962	503	274	1553	2608	
	23	1006	1801	2375	2979	3548	4218	4822	5385	5800	6354	6725	7135	
	24	911	1689	2348	3091	3821	4673	5407	6134	6673	7426	7848	8281	
	25	716	1355	1902	2485	3038	3647	4187	4699	5077	5581	5983	6189	
	26	325	569	791	1037	1267	1549	1775	2023	2298	2636	2700	2920	
	27	597	1043	1632	2660	3873	5328	6624	7765	8512	9468	9615	10331	
	28	1070	2045	3065	4302	5572	7013	8307	9564	10779	12144	13300	14440	
	29	810	1544	2203	2893	3550	4269	4908	5534	6119	6807	7393	7921	
	부	30	465	876	1281	1727	2120	2592	3008	3416	3843	4506	4787	5192
		31	375	681	909	1135	1294	1441	1516	1557	1496	1885	1520	1461
		32												
		33	1162	2280	3328	4401	5403	6479	7426	8316	9180	10410	11329	12197
		34	744	1401	2001	2658	3269	3948	4559	5150	5895	6804	7428	8255
		35	1423	2733	3915	5165	6325	7582	8720	9791	10922	12256	13216	14482
Load(g)		0.5	1	1.5	2	2.5	3	3.5	4	4.5	5	5.5	6	

의한 측정에서는 최대가 ST 17지점에 25 ksi정도 이상이 확인되었다. 이곳을 제외한 다른 보강재는 전술한 바와 같이 최대 20 ksi 정도 범위를 벗어나지 않았다. 외피는 1.5g 하중에서 부터 Canning 현상을 보여주는데 일반적으로 제한 하중의 25~30%의 하중에서 압축력이 주도하는 내력에 의해 발생한다. 이러한 Canning 현상은 대형기일 경우 특히 앞전 부근에서는 공기 흐름을 바뀌게 하므로 피해야 하고 소형기에서도 순항시 돌풍등에 의한 교란으로 하중 계수가 증가할 때 발생 하는데 조종사에 Canning 소음으로 인한 심리적 부담을 줄 수 있다. 창공-91의 경우 착륙장치와 연료탱크 주위의 외피에서 Canning 현상이 일어나고 단순지지 구조로 외피의 좌굴 강도를 계산하면 1.25~1.5g에서 Canning이 예측된다. 이러한 Canning은 리브와 보강재의 위치를 적절히 조절하여 경계 조건을 변화시켜 주므로써 낮은 하중에서 피해 줄 수 있으며 차후의 설계 과제라 생각된다.

웹의 최대 전단 응력은 해석에서 예측된 값과 근사한 측정치를 확인하였는데 한계 하중에서 12 ksi 정도였고 해석에서도 이와 유사하였다. 날개/동체 결합부 주위의 웹은 곱판으로 보강되어 있어 해석적으로 예측된 최대 허용 응력인 20 ksi 보다 실제 더 큰 응력에서 견딜 수 있도록 설계 되어 있다. WS 42.5지점의 웹 구멍 주위에 과도한 응력이 집중됨을 관찰하였는데 이는 웹의 높이에 비해 구멍의 직경이 상대적으로 크기 때문에 발생하는 것으로 판단되었고 이는 설계에 반영되어 수정되었다. 연료 탱크 주위의 리브와 보강재 등의 전단흐름을 검출한 결과 예측 보다 낮은 수준이었는데 이는 시험기의 연료 탱크에 연료를 채워 넣지 않아 가속 운동에 의한 연료의 집중 질량 효과를 실험적으로 구현할 수 없었기 때문이며 연료 탱크의 내피로 강도 시험과 함께 계속 연구되어야 할 사항이다. 항공기 날개의 최적 설계, 즉 강도를 유지하며 무게를 경감시킬 수 있게 하기 위해서는 정적 강도와 동적 강성, 즉 고유진동수 및 공력탄성적인 안정성과 기능적인 면이 함께 고려되어야



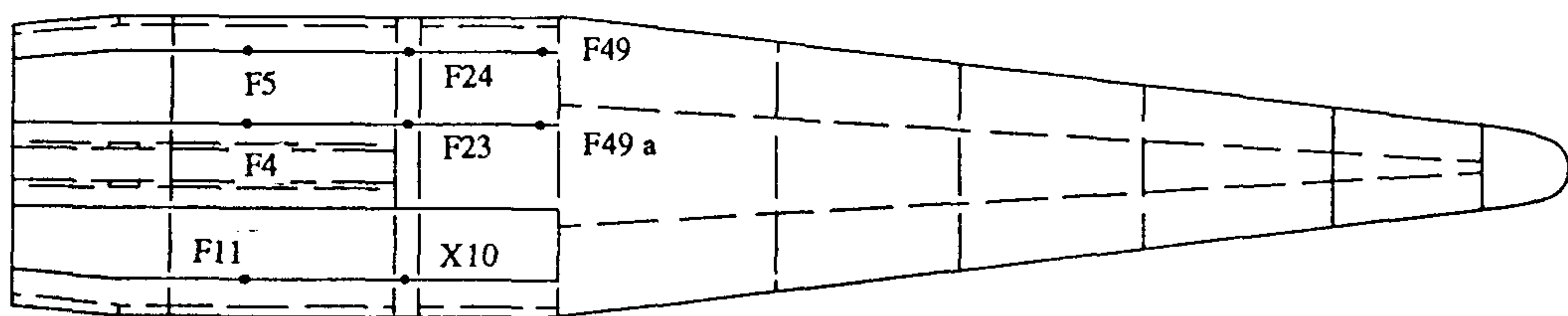
하고 경험적인 설계 사항인 외피 보강재와 외피두께 그리고 하중 경로 배치등은 설계 기술 향상을 위해 계속 연구를 필요로 하는 사항이다.

## 5. 동체 정적 강도 및 응력 분석

날개와 중앙동체를 연결시켜 주는 관통보 및 중앙 동체 프레임, 그리고 동체 하부 론저론과 외피보강 대각선 스티프너, 윈드실드 프레임, 엔진 마운트 지지 구조 및 후방동체 외피 보강재와 론저론의 응력을 하중에 따라 측정하고 하중 경로 및 응력수준을 검출하였다. 동체의 최대 굽힘 하중 조건인 PC02U 조건 상에서 하중에 의한 응력 분포를 살펴 보면 동체 하부에는 굽힘에 의한 압축력이 지배하고 동체 상부에는 인장력이 응력장을 지배하게 된다. 엔진 마운트에 작용하는 집중 하중은 방화벽을 통해 윈드실드 프레임과 중앙동체 론저론이 연결되는 지점에서 하중 경로가 형성되는데 중앙 동체 상부에 날개 스파 응력의 2/3 수준에 해당되는 응력이 발생하고 연결부는 기계 가공에 의한 피팅으로 충분한 강도를 유지한다. 엔진 마운트는 해석에서 예측된 하중보다 작은 값이 검출되었는데 이는 회전에 의한 토크 하중을 실험적으로 구현할 수 없었기 때문이며 단순집중 하중으로 유추하여 강도를 확인하였다. 날개의 전·후방 스파 지지 구조가 궁극적으로 동체에 전단하중을 전달할 때 외피의 좌굴 강도를 보강해 주는 대각선 스티프너의 구조적 배치 및 효과는 실험적으로 확인할 수 있었으며 보강재의 인장력장(tension field stress)을 고려한 동체 측방 보강재 구조는 날개의 비틀림 하중에 의한 동체 전단 지지 구조 설계에 중요한 부재이다. 날개 연결 관통보는 AN6 볼트가 상하 10개씩 좌우에 대칭 형태로 배열되어 있고 날개의 굽힘 모멘트와 전단력을 궁극적으로 지지해 주는 구조로서 해석에서 설명한 바와 같이 대단히 중요한 구조이다. 볼트의



갯수와 간격 그리고 동체 구조를 고려한 연결 보의 구조적 배치 및 치수는 설계상 최대 하중이 교차하는 부위로서 충분한 구조적 강도를 가져야 한다. 실험적으로 이러한 연결 관통보의 하중 분담과 응력을 검출하기 위해 볼트 주위와 측방 전단 웹 및 상하부 캡에 스트레인 게이지를 부착하여 실제 응력을 확인하였다. 최대 응력은 날개와 인접한 스파 상부 캡의 주위로서 구멍에 의한 응력 집중이 큰 영향을 미치지 않는 부위의 응력이 날개 스파 최대 응력의 2/3에 해당되었고 하부 인장력 부위는 1/2 응력 수준을 보여 주었다. 지지 구조의 단면 특성과 소재를 고려할 때 날개의 스파에 비교하여 구조적으로 매우 여유가 있는 부위이다. 동체 하부의 응력은 굽힘 모멘트에 의한 압축력이 지배하는 응력장으로서 그림 3-11에 제한 하중시 응력 분포를 예시하였다. 동체 하부 좌우의 응력이 비대칭인 것은 출입문에 의한 cut-out 효과가 동체 단면 특성과 하중 경로에 크게 영향을 미치므로 출입문 반대쪽 하부에 최대 응력이 형성된다. 정량적인 크기는 날개스파 응력의 2/3 수준이며 동체 론저론의 연결 조건에 의한 전단지연 효과가 확인하다. F와 X등의 기호는 동체에 부착된 스트레인 게이지의 순번을 나타낸다. 하부 론저론의 소재와 단면을 고려할 때 극한 하중 하에서의 압축응력은 론저론의 극한 허용 좌굴 강도



F11	: 17.5 ksi	F23	: 12.5 ksi
F 4	: 13.5 ksi	F24	: 16.8 ksi
F 5	: 17.7 ksi	F49a	: 2.2 ksi
F10	: 21.7 ksi	F49	: 6.0 ksi

그림 3-11 제한하중시 하부 동체(외부) 응력

보다 훨씬 낮으므로 구조적으로 충분한 안전여유를 가진다. 단, 후방동체와의 연결 구조부는 일부 론저론의 불연속으로 인해 복잡한 응력장을 형성하였는데 이는 동체 내부의 의자 레일(seat-rail) 지지용 보강재가 일종의 론저론 역할을 구조적으로 하므로써 하부 중앙 동체 론저론과 더불어 단면 관성 능력을 높이고 전단 지연 효과가 복잡한 연결 구조로 인한 하중 경로 변화 때문에 이론적으로 예측한 것과 차이를 보인다. 후방 동체는 일부 집중 하중을 제외하면 꼬리날개에서 오는 조종력에 의한 집중하중이 굽힘과 비틀림 하중이 주 하중이 되는데 론저론의 치수와 외피의 두께 및 단면이 충분한 관성을 가지므로 응력 수준은 중앙동체에 비해 매우 낮다.

## 6. 꼬리날개 정적 강도 및 변형도 측정

기동 상태에서의 항공기 자세 평형 하중으로 인한 꼬리날개 아랫 방향의 양력은 후방동체 연결부 주위에 최대의 굽힘 모멘트를 가져오며 연결 구조상 꼬리날개 상하부 외피가 대부분 cut-out 되고 스파가 굽힘 모멘트 전부를 궁극적으로 지지하므로 과도한 응력 집중이 유발된다. 이러한 하중 경로의 특성 때문에 전기 구조 시험과 별도로 꼬리날개의 강도 시험을 수행하였고 최대 하중은 극한 하중 조건을 초과한 7g 상태까지 작용시켰다. 사진 3-3은 꼬리날개의 분포하중용 whiffle tree 구조와 Tension Patch를 보여준다. 그림 3-12는 꼬리날개에 부착된 스트레인 게이지 위치를 나타내고 상하부 평면도이다. 소재는 복합 소재이며 접착 공법과 기계적 연결법이 혼용되는 구조로써 해석이 까다로우며 실험상 온·습도등의 환경 효과를 고려해 줄 수 없어 시제기 개발상 안전 여유가 많이 요구되는 부분이다. 하중 조건과 분포는 참고문헌 [3]에 기술되어 있으며 그림 3-13은 하중 상태에 따른 꼬리날개의 변형도 측정치이고 꼬리날개 스파 부위에 급격한 응력 집중이



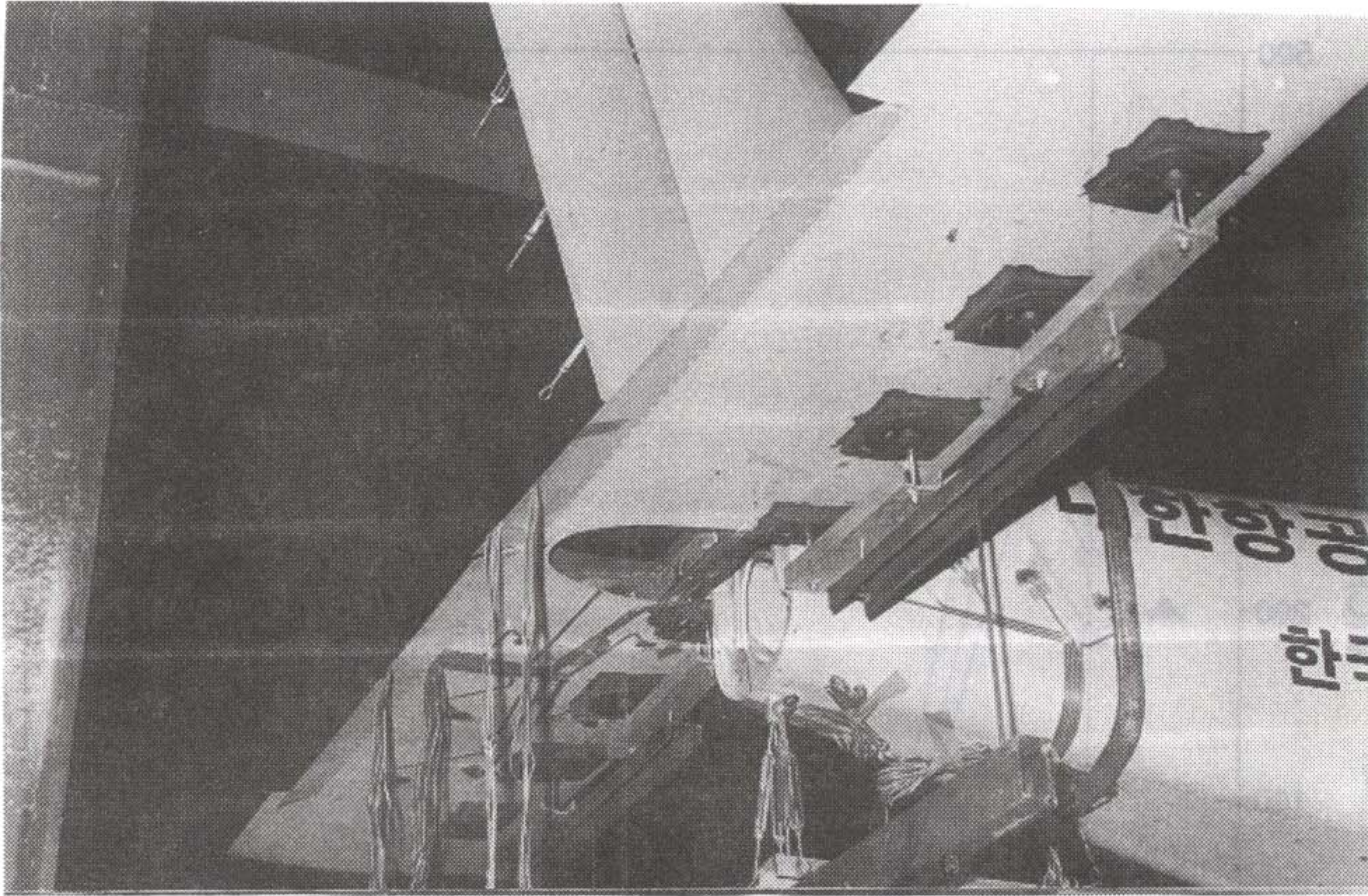
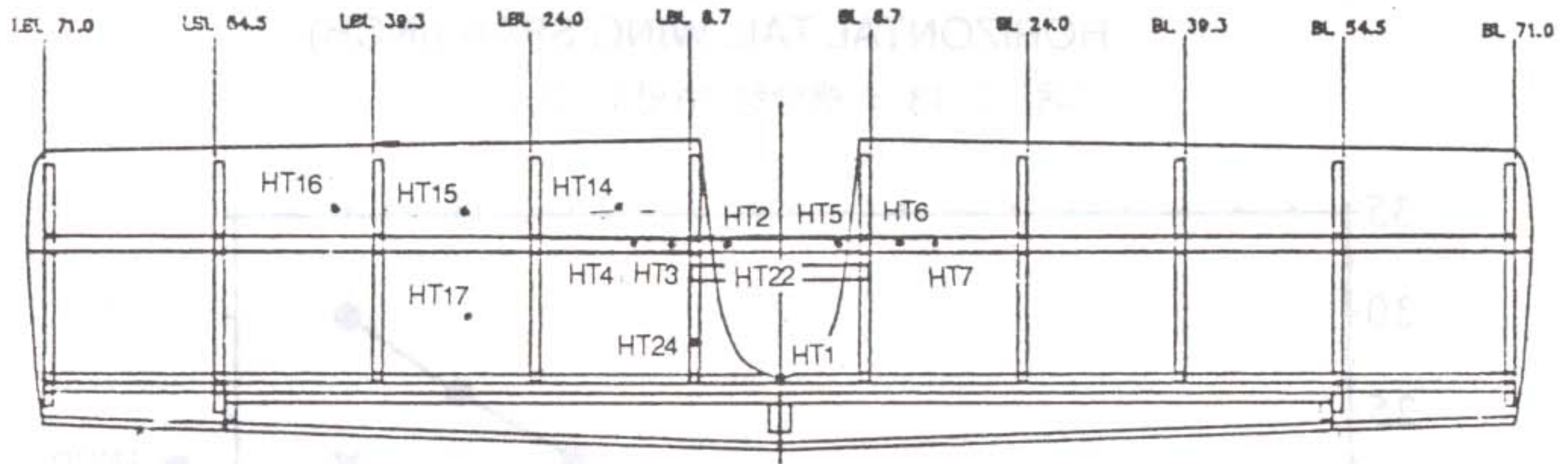
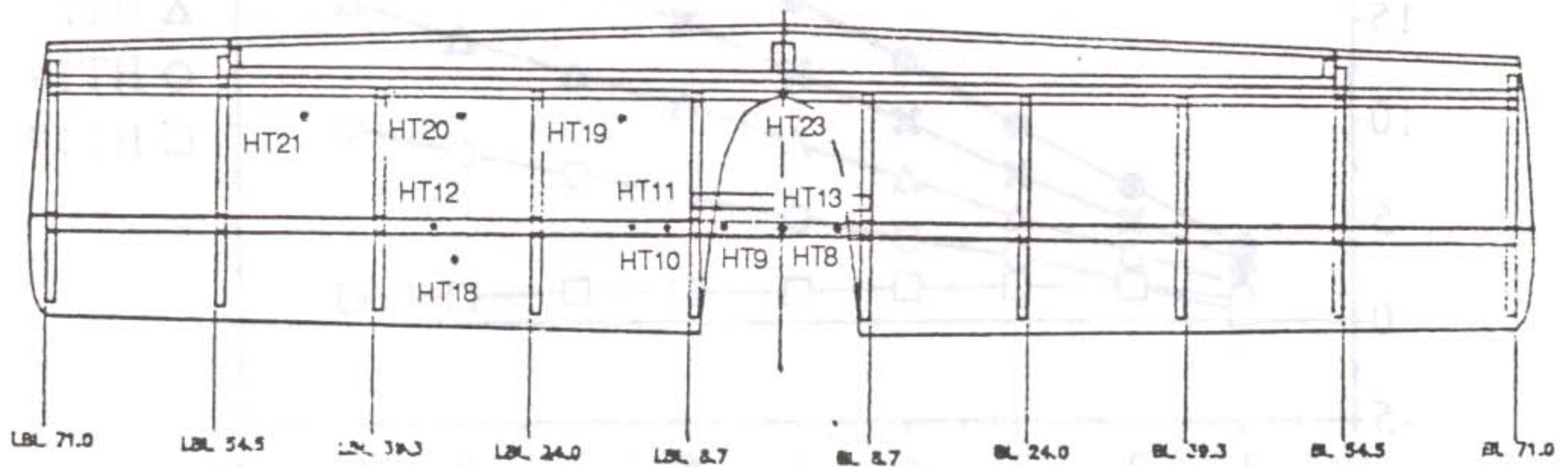


사진 3-3 꼬리날개 응력 시험



(a) 상 부



(b) 하 부

그림 3-12 꼬리날개 상·하부에 부착된 스트레인 게이지 위치



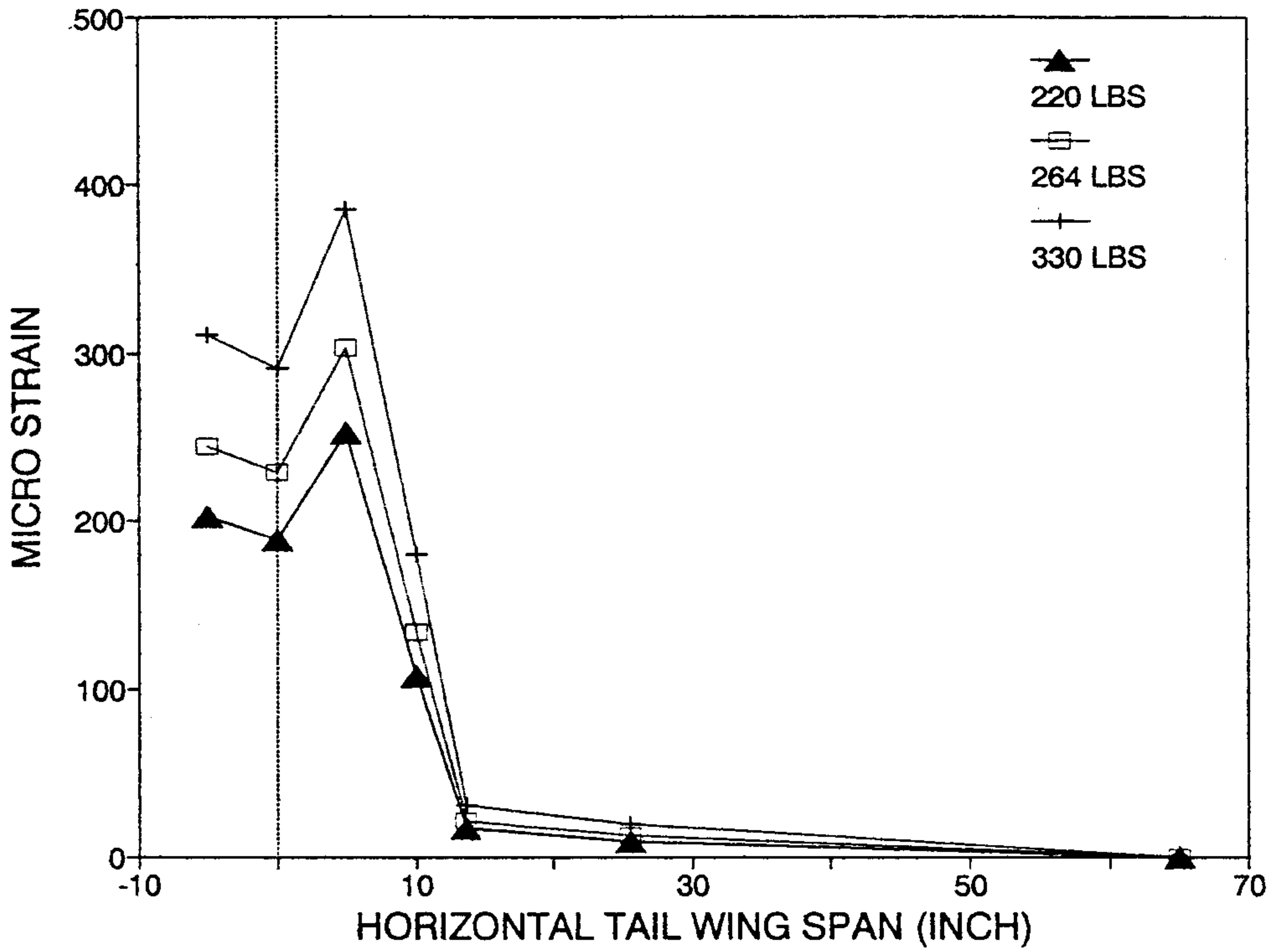


그림 3-13 스펠방향 변형도 분포

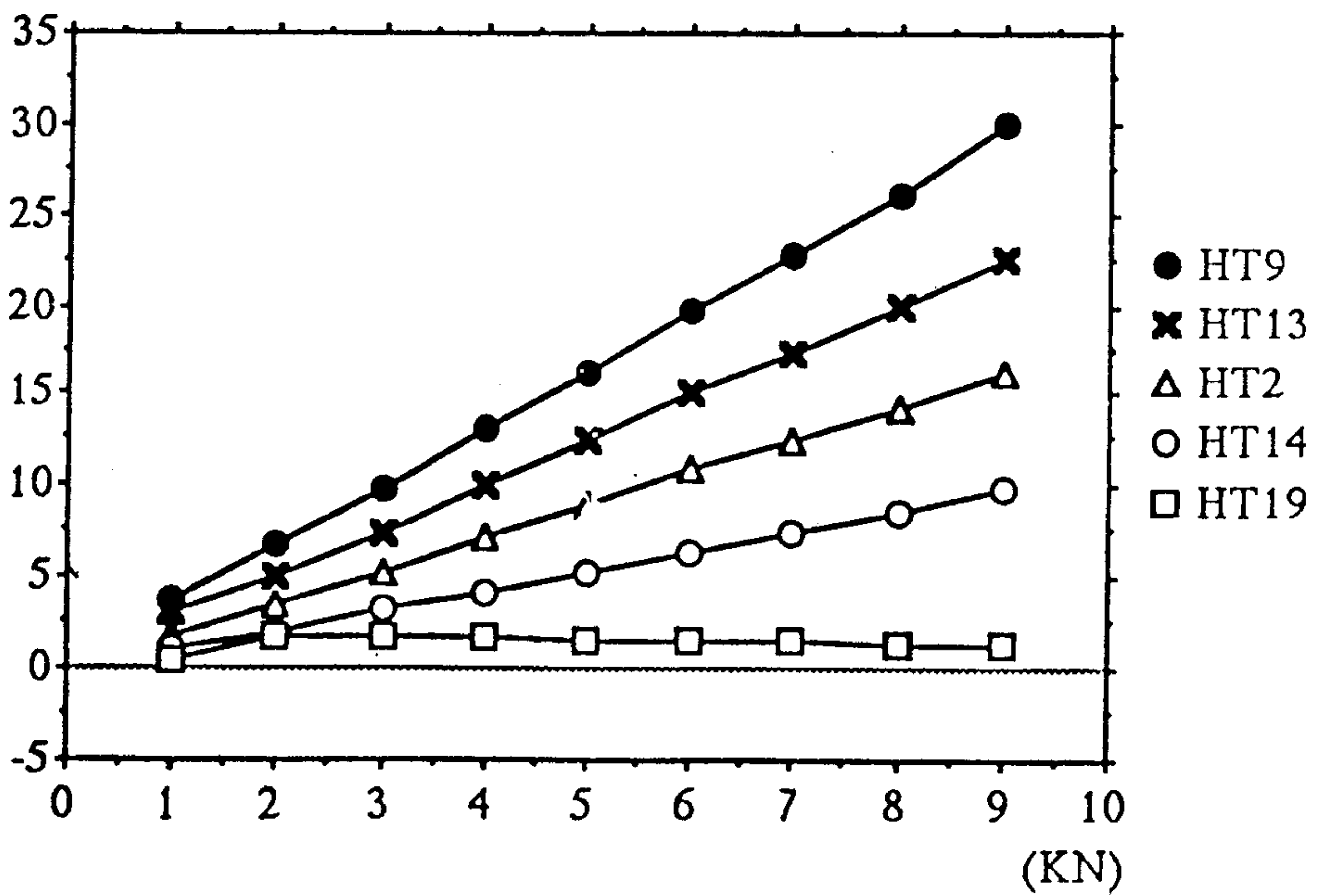


그림 3-14 꼬리날개 변형도 선형성



관찰되었다. 그림 3-14는 응력의 하중대 선형성이고 주스파는 극한 하중까지 선형성을 유지하나 외피 부위는 좌굴로 인한 비선형성이 관찰되었다. 초기 하중을 가했을 때 잉여분의 Epoxy Resin에 의한 debonding 현상에 의한 충격 소음이 발생하였는데 설계 및 제작에 세심한 주의가 요하는 부분이다.

하중을 가했을 때 변형되는 형상은 하중이 증가할 수록 기계적 연결 구조인 외피나 리브를 중심으로 convex화 하는데 이는 공력 흐름을 바꾸며 리벳구멍 주위에 과도한 응력을 유발하므로 피로 수명이 고려되어야 할 부분으로 판단된다. 스파의 변형도는 동일한 단면 속성을 갖는 알루미늄 스파로 대체하여 해석할 때 거의 동일한 결과를 보여 주는데 스파의 단면 관성은  $I = 2.7 \text{ in}^4$ 이고 굽힘 모멘트를 작용시켜 표면의 변형도를 계산하면  $945 \mu\epsilon$  정도인데 측정치도 이와 매우 근접한  $953 \mu\epsilon$ 를 보여 주었다. 따라서 층간 응력등을 무시하고 표면 응력만을 고려한다면 스파의 방향성 강성(resultant stiffness)에 따라 응력을 산출할 수 있게 된다. 따라서 강도는 FRP의 소재와 적층각, 적층순서, 두께등을 고려하여 산출하게 되는데 소재의 항복치와 비교 검토하여야 한다. 7g 하중상태 즉 꼬리날개에 2,000 lbs정도의 양력이 가해졌을때 최대 변형도는  $3,000\mu\epsilon$  이었고 이는 0.3% 정도의 변형도인데 소재의 선형 탄성 한계에 근접하는 수치라 할 수 있으므로 추가적인 연구가 요망된다.

## 7. 고유 진동수

항공기 설계시 정적 강도뿐 아니라 적절한 구조물의 배치에 의한 동적 강성이 중요한데 이는 항공기의 날개류 고유 진동수가 플러터나 돌풍 또한 착륙 하중등에 의한 동적 응답 특성을 결정짓기 때문이다. 더구나 비틀림 진동수는 플러터나 다이버전스와 직결되므로 경항공기 경우 최소한 50~60 HZ는 유지하여야 한다. 날개의

연료량 변경에 따른 전단 중심 이동과 구조물의 위치 변경 혹은 외피 두께 결정과 동체 연결 조건 등은 동적 강성에 큰 영향을 미치므로 이러한 플러터 문제를 검토하여 최종적으로 결정해야 한다. 실험에 의한 날개류의 고유 진동수들은 부록 II에 FFT 동적 응답 특성과 시간 응답 반응 및 분석 자료가 실려 있고 해석과의 비교 자료는 표 3-3에 표시 되어 있다. 굽힘 진동수는 1차의 경우 10 HZ 정도이고 비틀림 고유 진동수는 90 HZ 정도로 높은 편인데 이는 동체의 탄성 모우드 효과가 고려되지 않아 비교적 높은 값이 산출되었다. 지상진동 시험의 경우 경계조건 구현시 항공기의 운항 상태로 모사해야 하는데 치구 설계상의 어려움과 비용등의 문제로 동체 중심부를 단순 지지하여 동체의 모우드는 배재하였다. 이러한 진동수를 바탕으로 공력탄성적인 플러터나 다이버전스 속도는 규정에 의한 속도, 즉 절대 초과 금지 속도 보다 1.25배 이상임을 결론 지을 수 있다. 꼬리날개류는 회전에 의한 자유도가 보장되어 있고 조종력과 평형을 이루므로 굽힘에 의한 플러터는 발생하기 어렵고 최대 조종력 범위가 실속 각 이하이므로 안전하다고 볼 수 있다.

표 3-3 고유 진동수 비교표

해석 방법		고유 진동수		최대 중량일때 예	
		1차 굽힘(HZ)		1차 비틀림(HZ)	
고전적 (’90. 12)	Myklestad-Holzer	9.48		103.5	
	Eigen Value	9.74		119.0	
FEM (’91. 3)		비대칭	대칭	비대칭	대칭
	NISA II	10.75	14.73	91.56	91.50
	NASTRAN	10.05	14.44	88.95	88.70
실험(’92. 8)		9.6	16.8	89.6	91.2

## 8. 기능 시험

플랩, 에일러론, 러더 및 전구동식 수평꼬리날개는 항공역학적으로 조종력을 발생시킴과 동시에 구조적으로 내력을 감당해야 하며 힌지나 조종 케이블 연결 및 지지부에 구조적 변형이 없어야 하고 조종사에 과도한 조종력이 작용되지 않도록 설계 제작되어야 한다. 또한 힌지축을 중심으로한 질량 균형도 공력탄성학적으로 대단히 중요한 사항이므로 적절한 집중 질량이 부착되어야 한다. 플랩 기능 시험에는 플랩의 최대각인 40°부근에 그림 3-15와 같이 Tree 구조의 형상으로 조종력을 부가시켜 플랩 구동바와 연결 구조의 기계적 기능을 점검하였는데 구동 피아노 힌지 부근의 연결부 결함이 발견되었고 이는 수정되었다. 플랩의 작동시 받음각의 증가에 의한 플랩 공력 하중은 시험시 받음각에 따라 변화시켜야 하나 치구상의 문제로 고정 받음각에 하중을 작용시켜 실험중 보다 과도한 하중이 작용하였다. 실험 결과 최대 받음각 범위에서의 하중은 플랩 작동시의 항공기 속도를 70 knot로

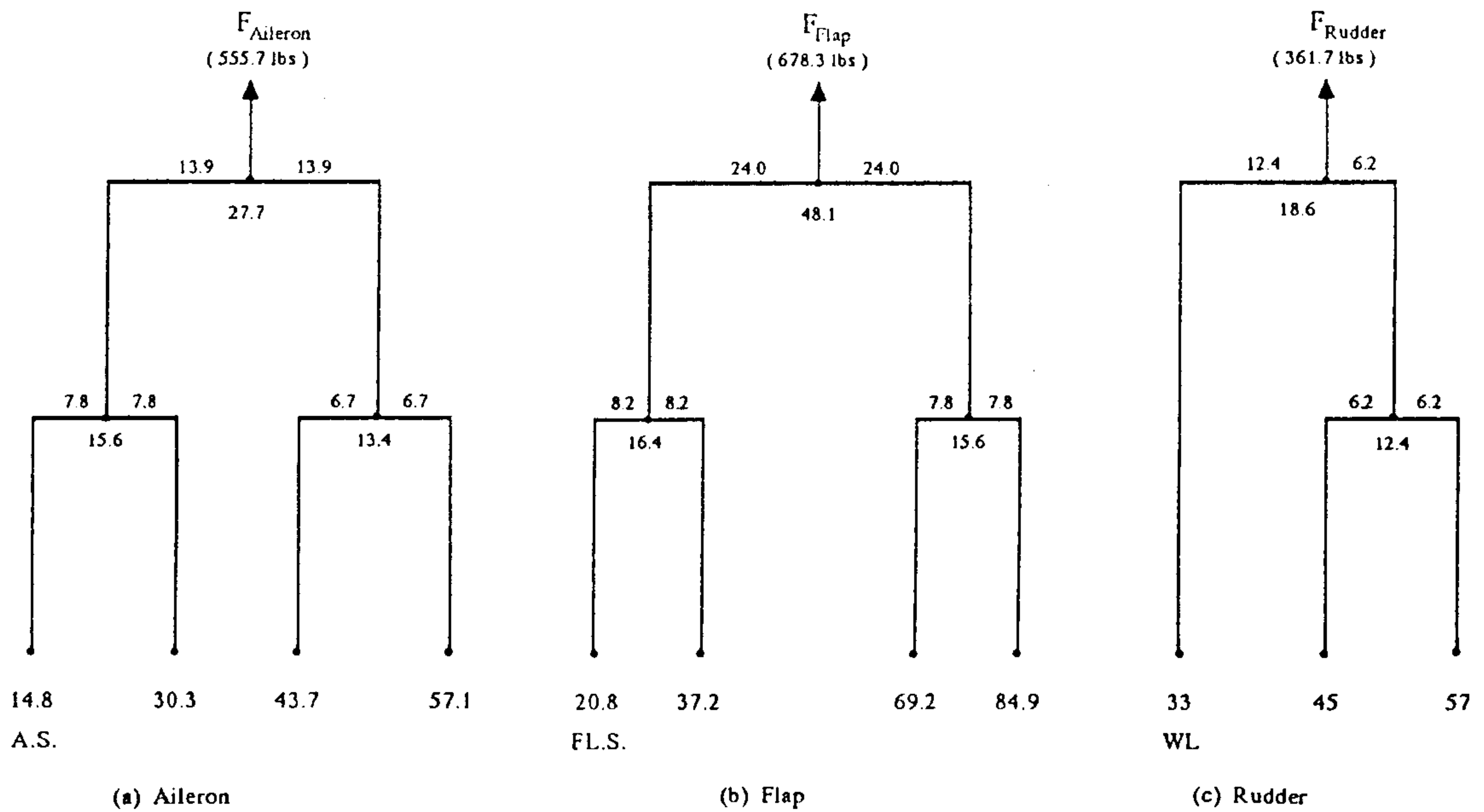


그림 3-15 기능 시험 분포하중 whiffle tree 구성

가정하고 FAR 23에 규정된 하중 산출 방식에 의거할 때 충분한 구조적 강도와 기능을 가짐을 확인하였다. 에일러론은 최대 조종력 조건에서 지지부인 벨 크랭크 주위에 하중 집중으로 외피 Oil Canning 현상이 발생하였고 외피 Beading이 없는 관계로 에일러론 외피 좌굴 현상이 관찰되었으나 구조적 강도와는 무관하여 날개 끝의 탄성 변형시 조종 케이블 연결 계통이 구조물과 마찰을 일으키지 않도록 구멍의 치수가 고려되었다. 구조 시험기의 경우 꼬리날개와 러더의 간격이 일정하지 않아 러더에 조종력이 작용할 때 굽힘 모멘트 효과로 러더 외피와 꼬리날개 후방 스파가 접촉되었으나 시제기에는 모두 수정되었다. 전구동식 수평꼬리날개는 정적 평형 관계로 부터 질량 평형을 얻기 위해 일정 무게의 추를 달아 순항 상태에서 조종력이 과도하지 않도록 하여야 한다. 이러한 질량 평형이나 케이블, 기어 비 등은 작용하는 외력과 내력에 의해 치수 및 배열이 결정된다.

## 9. 비행 하중 측정

운항중 항공기는 기압 변화나 난류(turbulence), 돌풍 또는 기동 자세등에 의해 끊임없이 교란되며 이러한 공력 환경 변화는 이륙이나 착륙등의 지상하중 조건과 더불어 항공기 구조물의 내력에 직결되고 이러한 반복하중은 소재나 구조물의 형상과 더불어 구조물의 피로 수명을 결정하게 된다. 항공기의 1회 운항은 GAG(Ground-Air-Ground) 스펙트럼으로 표시되는데 이는 민간 항공기와 군용 항공기로 대별하여 하중 스펙트럼이 구성된다. 이러한 하중 스펙트럼은 수백시간 이상 비행을 통하여 얻은 자료를 통계적으로 처리하여 얻게 되는데 MIL 규정에 대부분 표준화 되어 있다.

창공-91의 경우 운항하고자 하는 임무, 즉 항공기의 운항 용도내에서 기체 피로 수명이 만족하는지는 감항 규정에 중요한 사항이다. 해석과 지상 구조시험에서



계산된 하중의 신뢰성과 실제 비행시 구조물의 내력을 확인하기 위하여 날개 스파와 꼬리날개 그리고 엔진 마운트 일부에 스트레인 게이지를 부착하고 사진 3-4와 같은 자료 획득 장비를 탑재하여 그림 3-16과 같이 계획된 비행 임무하에서 실제 구조물의 비행 응력을 측정하였다. 측정된 응력은 지상 구조시험에서 스트레인 게이지가 부착된 위치와 동일하므로 비행하중 조건과 비교하면 신뢰성을 검토할 수 있게 된다. 그림 3-17은 이륙시 날개 스파의 뿌리 부근(W.S. 16"하부)의 변형도를 예시하며 이륙후 트림 상태에서  $300 \mu\epsilon$  정도의 변형도를 보여주는데 이는 소재 물성치를 고려하면 3~3.5 ksi 정도의 응력에 해당된다. 구조시험의 응력 자료에서는 4 ksi 정도였는데 이는 구조시험 경우와 비행 시험의 경우 총 중량과 순항 속도가 틀리기 때문인데 이러한 요소들을 고려하여 추정하면 근접한 응력을 확인할 수 있다. 부록 III에는 이륙부터 기동 자세 변형과 착륙 동안의 1회 운항에 해당되는 GAG 스펙트럼이 수록되어 있다.

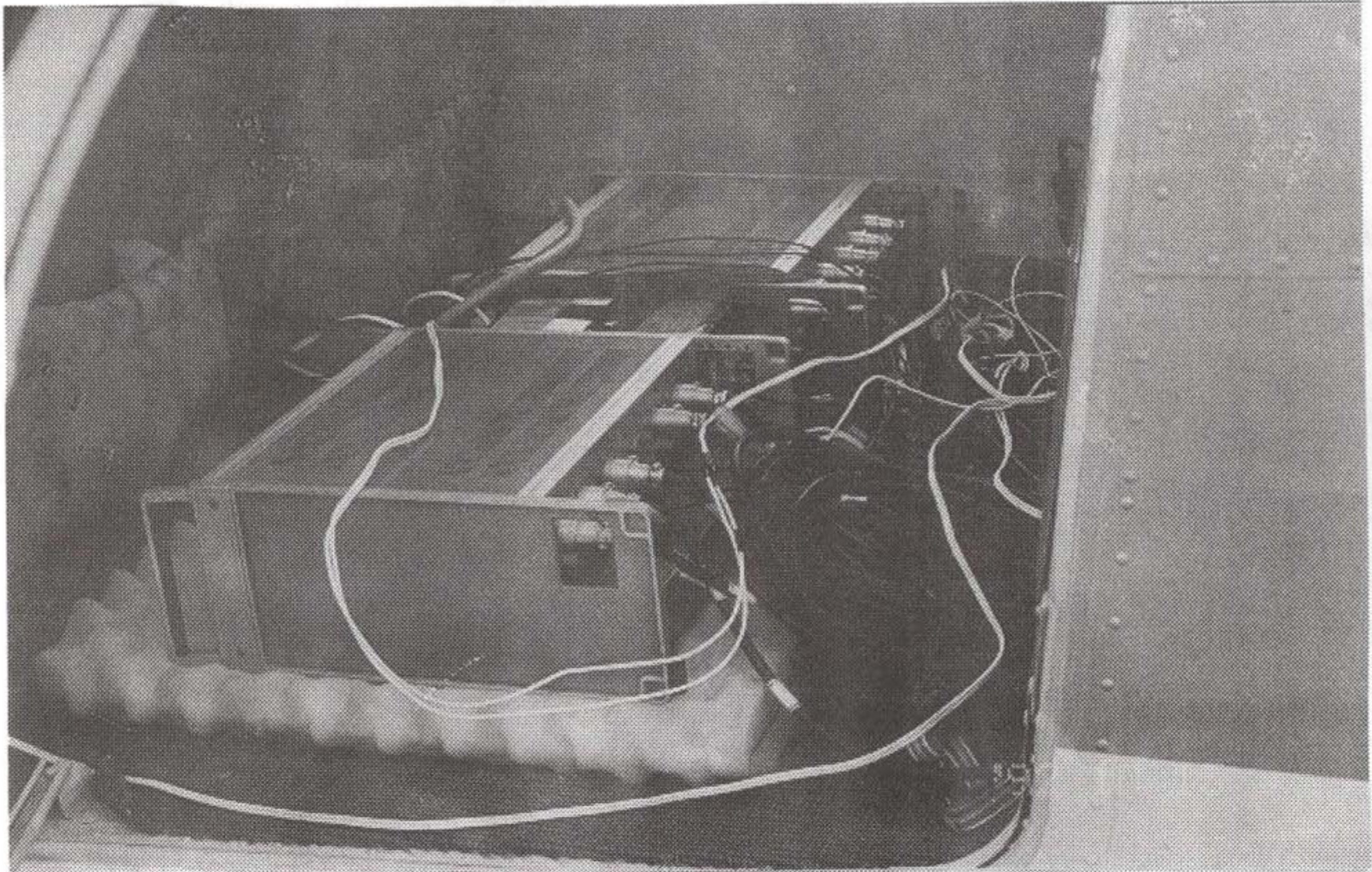
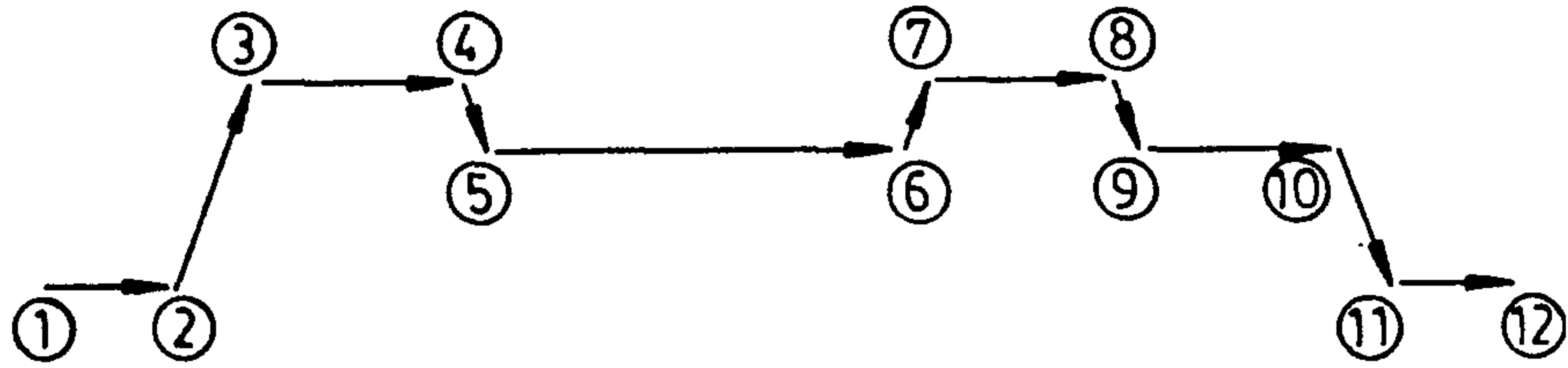


사진 3-4 기내에 탑재된 자료 획득 장치





구간	KNOT	프로펠러 RPM	자세
① - ②	82	2600	활주
② - ③	85	2600	이륙
③ - ④	92	2400	트림
④ - ⑤	100	2100	하강
⑤ - ⑥	92	2400	기동
⑥ - ⑦	85	2600	상승
⑦ - ⑧	98	2400	트림
⑧ - ⑨	97	2200	하강
⑨ - ⑩	97	2400	기동
⑩ - ⑪	80	2100	착륙
⑪ - ⑫	60	1800	활주

그림 3-16 비행 임무도

## Take-off (I0502)

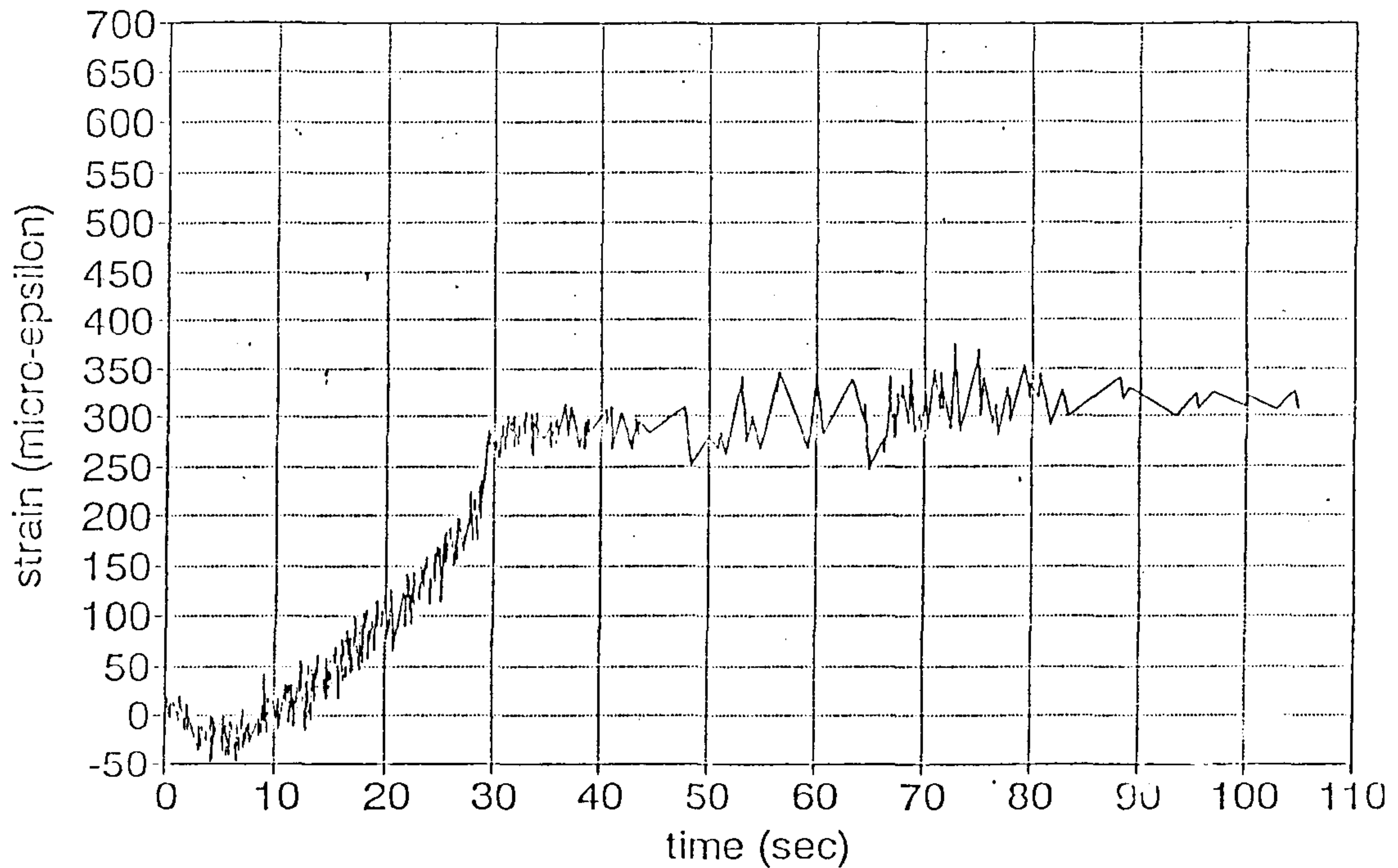


그림 3-17 이륙시 날개 스파의 뿌리부근(W.S. 16")의 변형도

### 10. 피로 시험

항공기 설계에 있어 끊임없이 연구되고 시도되는 것은 항공기의 경량화인데 기체 사용 수명에 관한 관점으로는 피로 하중에 의한 구조 손상과 내구성의 조건이 충족되는가 하는 것이다.

이러한 피로 수명은 항공기의 운항 용도와 이착륙 횟수 또는 사용시간 등으로 설정되는데 표준화된 하중 스펙트럼과 균열성장의 예측 및 잔류 강도 계산등에 의한 해석 기법과 부품별 피로시험, 구조 부위별 시험, 전기 피로 시험등에 의한 실험 기법이 병행되어 사용된다.



이러한 피로시험은 작용하중의 cycle을 실험기법상 빨리할 수 없어 원하는 횟수까지의 실험기간이 장기간 소요되어 시제기 개발 완료까지 2~3년 정도가 더 소요되어 최근 미국에서는 중급 이하의 컴퓨터기 경우에는 해석과 핵심 구조물 피로 시험으로 감항 인증을 인가한 뒤 사용자에게 앞서 전기 피로 시험에서 노출되는 결합부위를 정비하는 방법과 설계에 수정하는 방법으로 변환되고 있다.

창공-91의 경우 여건상 전기 피로 시험을 진행할 수 없어 신소재나 응력 집중이 과도한 부위가 피로 시험의 대상으로 선정되었는데 날개/동체 결합부와 복합재 꼬리날개가 이에 해당된다. 특히 정적 구조 시험에서 안전 여유가 비교적 근소하였던 주스파와 연결 관통보 주위 구조를 사진 3-5처럼 실험 모형과 치구를 제작하여 창공-91의 운항 용도인 훈련용 임무(50%), 장거리 비행(40%) 및 단거리 비행(10%)으로 표준 하중 스펙트럼법(참고문헌 [113])을 적용하여 진행하였고 92년 12월까지 5,000회 이상의 비행에 의한 피로 하중에 견딤을 확인하였다. 상세한

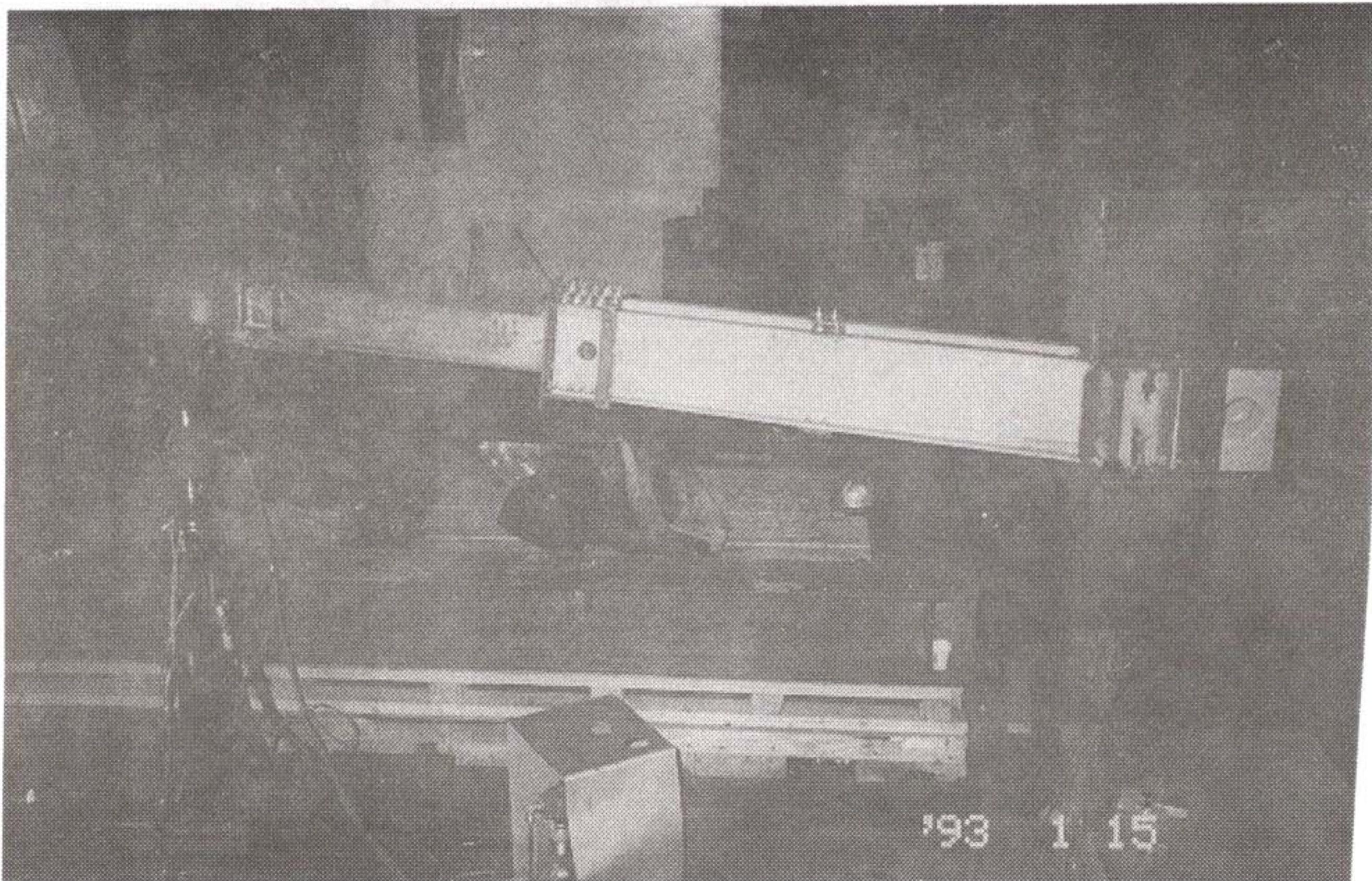


사진 3-5 주스파 피로시험 모델



사항은 참고문헌 [112]에 기술되어 있다. 신소재인 복합재 꼬리날개 피로 수명 예측은 지상 정적 구조시험에 의한 응력과 소재 물성치, 구조물의 기계적 물성치 등을 꼬리날개 교란 하중과 연계하여 해석적인 방법이나 실험적으로 규명하여야 하며 용접 구조인 엔진 마운트의 피로 수명 예측도 추후 연구 과제라 사료된다.

## 제2절 시스템 기능 시험

### 1. 동력장치 계통

조립장착이 완료된 동력장치 계통은 우선 조립작업의 확인을 거쳐 오일, 연료 및 압력 측정용 라인에 대하여 누설 시험을 실시한다. 이러한 확인 작업이 끝나면 엔진실내에 부착된 모든 장착물들이 진동에 의한 영향을 받는지 또는 상호간의 간섭을 일으키는지 여부와 엔진의 미세조정을 위하여 지상런업시험을 수행하게 된다.

지상시험의 주요 목적 및 점검사항은 다음과 같다.

- ① 엔진 및 각종 보기들의 원활한 작동여부 확인
- ② 최소 작동 범위내에서의 작동여부 확인 및 제어계통의 신뢰도 점검
- ③ 엔진이 최적 작동 상태가 되도록 각종 보기들의 미세조정
- ④ 엔진 진동에 따른 영향력 관찰 및 각종 보기들의 기능 유지 확인
- ⑤ 엔진 제작사가 제시한 엔진의 작동 범위 및 각 보기들의 동작 범위 점검

지상 런업 시험중에 점검사항들과 엔진제작사가 제시한 엔진의 적정 운용 범위를 확인하기 위한 측정 항목들은 표 3-4와 같으며, 이들 시험절차 및 결과들은 부록 I에 수록하였다.

표 3-4 지상 런업시의 측정항목

점 검 항 목	비 고
매니폴드 압력	injector와 실린더 밸브 사이의 공기압
연료소모량	fuel distributor에서의 fuel flow
연료압력	injector에서의 연료압력
오일압력	오일 압력 및 오일 밸브의 작동상태 확인
오일온도	warm-up후 정상상태(static)에서 측정
실린더헤드 온도	warm-up후 정상상태에서 측정
배기가스 온도	배기관 플랜지의 2" 아래에서 측정
배기압력	배기관 플랜지의 1.5" 아래에서 측정
마그네토 drop	좌우 각각의 마그네토 drop
아이들	아이들 rpm 및 rpm의 변화

## 2. 전기, 전자 및 계기 계통

전기, 전자 및 계기계통은 와이어하니스(wire harness)를 항공기에 장착후 pin to pin check 방법으로 배선을 점검한 후 계기 및 장비들이 항공기에 장착되게 된다. 이때 계기 및 장비들은 항공기 탑재 이전에 기능 시험을 하게 되며, 최종적으로는 항공기에 탑재 장착이 완료된 상태에서 전체적인 작동상태 및 기능을 확인하게 된다. 이러한 일련의 시험들은 다음과 같이 분류된다.

- ① 계기 기능 시험 : 각종 계기 자체의 기능 시험
- ② 전자 장비 계통 시험 : 각 subsystem의 integration 상태 및 장비의 동작 상태 점검
- ③ 엔진 런업 시험 : Electrical power 및 엔진 시동계통 점검과 엔진 계기에 대한 작동상태 점검

### 가. 계기 기능 시험

계기의 기능시험은 계기 자체만의 기능 점검으로서, 각각의 계기를 담당 shop에서 입력을 simulation하여 검사하고, 특히 온도 센서들 및 계기들은 온도 센서 부위에 직접 열을 가하여 검사한다. 이들 기능시험 대상 계기들과 시험장비는 다음의 표 3-5와 같으며, 이들의 기능 시험 절차 및 결과는 부록 I에 수록하였다.

표 3-5 계기 기능시험 항목 및 시험 장비

계 기	시 험 장 비
고도계	Air Data Test System
Encoding 고도계	Air Data Test System
상승률 계기	Air Data Test System
대기속도계	Air Data Test System
수평자이로	Tilt & Turn Table
선회 및 경사계	Turn Table
회전계	Tachometer Test Set
오일 압력계	Air Data Test System

### 나. 전자 장비 계통 점검

전자장비계통 점검은 장비들을 모두 항공기에 장착한 후 각 계통의 integration 상태 및 장비의 작동상태를 시험장비를 사용하여 점검한 후 실제 압력을 직접 수신하여 확인한다. 또한 나침반

시스템은 Gyro-Magnetic Compass Setting 작업을 Compass Swing 장소에서 실시한다.

이들 전자장비 계통의 점검항목과 시험장비는 다음의 표 3-6과 같다.

또한 Compass Swing 및 전자장비 기능시험의 절차 및 결과는 부록 I에 수록하였다.

### 다. 엔진 런업 점검

엔진 런업 점검은 electrical power, 엔진 시동 계통 및 엔진 관련 계기들의 작

동상태를 엔진 런업시에만 점검 가능한 부분을 시험한다. 또한 엔진 작동시에 엔진에 의한 진동이 각종 계기 및 전자 장비에 미치는 영향을 확인하는 작업도 포함된다.

엔진 런업 점검 항목 및 관련 장비들은 표 3-7과 같다.

또한 전기계통 및 엔진계기 기능시험의 절차 및 결과를 부록 I 에 수록하였다.

표 3-6 전자장비 계통 및 점검 항목 및 장비

계 통		시험 장비	점검 항목
나침반 시스템		VOR/ILS Ramp Tester	KI-229 RMI 및 KI-525A HSI의 Compass Card 작동상태 확인
통신	VHF	VHF CONT PANEL TEST	VHF #1, #2의 송수신 상태확인
	Intercom	Headset	Mike 및 Phone 작동상태 및 각종 Audio 수신상태 확인
항 법 장 비	VOR/LOC/GS	VOR/ILS Signal Generator	VOR/LOC/GS의 수신상태 및 계기지시 확인
	DME	DME/Transponder Test set	장비의 수신상태 및 지시치 확인
	ADF		장비의 수신상태 및 계기 지시치 확인
	Transponder	DME/Ttransponder Test Set, Air Data Test System, Oscilloscope	Mode A 송신상태 및 Mode C 전송상태 확인
	Marker Beacon	M/B Test Set	Tone 수신상태 및 Light 작동상태 확인

표 3-7 엔진 런업 점검항목

항 목	관 련 장 비
엔진시동 및 출력	Alternator, Battery, Starter, Fuel Pump, Voltage Regulator, Magneto, Ammeter
Annunciation계통	Annunciator, Alternator Out SW, Oil Press SW
엔진 계기	Manifold Press/Fuel Flow, Tachometer, CHT, EGT, Oil Temp, Oil Press



## 제 3 절 중량과 균형

### 1. 일 반

설계 요구 조건에 적합한 항공기의 성능과 비행특성을 달성하기 위해서는 승인된 운용범위(포위선도) 내에서의 중량과 무게 중심으로 비행하여야 한다. 항공기에서의 하중배치는 다양하게 구성될 수 있지만, 승객, 연료, 화물등 유상하중들을 모두 최대로 적재하고 비행할 수 있는 것은 아니다. 그러므로 조종사는 이륙전에 항상 중량과 무게 중심에 따른 포위선도의 범위내에서 탑재가 이루어지도록 확인하여야 한다. 예를들어 무게 중심이 지나치게 전방에 위치하게 되면 이착륙시에 기수를 들기가 어려워지며 후방으로 치우치게 되면 항공기가 적절한 이륙속도에 도달하기 전에 기수 상향이 일어날 수 있고 또 상승중에 핏치엿 경향도 보이게 된다. 결과적으로 세로 안정성이 저하되어 갑작스러운 실속이나 심지어 스펀이 일어날 수도 있다. 그러므로 허용한계내에서 적절량의 연료나 화물이 탑재될 수 있도록 중량 및 균형계산을 반드시 하여야 한다.

### 2. 중량 측정 절차

#### 가. 준 비

- 1) 항공기 장비목록의 모든 항목들이 적절한 위치에 장착되어 있는지 확인한다.
- 2) 중량을 측정하기 전에 먼저, 그리이스, 습기, 형겔이나 공구등을 제거한다.
- 3) 연료를 제거한 후 모든 잔류연료가 유출될 때까지 배출구를 연다. 모든 배

출되지 않은 연료가 사용되고 엔진이 정지할 때까지 엔진을 작동한다. 그리고 비사용 연료를 공급한다.

4) 오일을 충분한 양으로 채운다.

5) 조종사와 전방 승객좌석을 4번째 단에 고정시킨다. 플랩을 완전히 올려진 위치로 고정하고 모든 조종면들을 중립위치에 놓는다. 전·후방 출입문은 닫는다.

6) 바람에 의한 오차를 감소시키기 위해 밀폐된 건물내에서 항공기 중량을 측정한다.

#### 나. 수평확인

1) 전방동체 하부와 양쪽날개 스파의 지지점 세 위치에 로드셀을 장치한 후 잭으로 항공기가 수평을 유지하도록 조정한다.

2) 이때 기내의 킬빔위에 수준기를 놓아 항공기의 전후, 좌우 수평상태를 확인한다.

#### 다. 중량 및 중심위치 측정절차

1) 항공기가 수평을 유지한 상태에서 중량 데이터를 측정하고 기록한다.

측정위치와 기호	측 정 중 량(LBS)
전 방(N)	
좌 측(L)	
우 측(R)	
기본자중(T=N+L+R)	

2) 기본자중의 중심위치는 다음식으로 결정된다.

$$C.G. = \frac{N \times A + (R + L) \times B}{T} \text{ (inches)}$$

여기서, C.G. : 기준선에서 기본자중의 중심위치까지의 거리(inch)

A : 기준선에서 전방 측정위치까지의 거리(inch)

B : 기준선에서 좌·우측 측정위치까지의 거리(inch)

3) 유효하중의 중심위치

i) 조종사와 전방승객

ii) 후방승객

iii) 연 료

iv) 수하물

위의 i)-iv) 유효하중을 항공기에 각각 적재한 후 다. 1)과 2)항의 방법으로 중량을 측정하고 그 중심위치를 계산하고 다음식으로 부터 각각의 유효하중에 대한 중심위치를 결정한다.

	중 량 (LBS)	기준선으로 부터 거리 (inch)	모 멘 트 (in-LBS)
전 방(N)			
좌 측(L)			
우 측(R)			
합(S)			
자 중(T)			
유효하중(U=S-T)			

$$C.G. = \frac{Mu - M}{U}$$

여기서, C.G. : 기준선에서 유상하중 중심위치까지 거리(inch)

U : 유상하중(LBS)

Mu : 자중과 유상하중에 의한 모멘트(in-LBS)

M : 자중에 의한 모멘트(in-LBS)

### 3. 중량 및 중심위치 측정 결과

상기 2항의 방법에 따라 측정한 중량과 유상하중의 무게중심 위치는 다음표와 같다.

	중 량 (LBS)	기준선으로 부터 거리 (inch)	모 멘 트 (in-LBS)
기본자중	1826	99.76	182163
조종사 및 전방승객		88.42	
후방승객(2명)		123.55	
후방승객/수하물(최대 100 lb)		160.0	
연료(최대 59 Gallon)		103.72	
수하물(최대 100 lb)		177.0	
최대 이륙 중량	2700		

### 4. 비행시의 중량 및 균형

앞서 언급한 바와 같이 비행전에 최대이륙중량을 넘지 않는 범위에서 항공기에



유상하중을 적절히 탑재하고 이때의 무게 중심 위치가 검토되어야 한다. 이는 3항의 중량 및 중심위치 측정 결과표를 이용하여 다음의 절차에 따라 수행한다.

1) 최대이륙중량 2700 lb를 초과하지 않도록 주의하며 각각의 유상하중에 대한 모멘트를 계산한다.

2) 이륙중량에 대한 모멘트를 이륙중량으로 나누어 항공기의 무게중심 위치를 결정한다.

3) 이륙중량의 무게중심 위치가 중량 및 균형 포위선도내에 포함되는지 확인한다. 여기서 중량 및 균형 포위선도는 다음 그림의 중량 및 무게중심 범위로 나타낸다.

다음은 유상하중을 적절히 탑재하여 이륙 중량 2700 lb인 경우 무게중심 위치가 기준선으로부터 102.71 inch일때 중량 및 균형 요구사항을 만족하는 결과를 보여주고 있다(그림 3-18 참조).

	중 량 (LBS)	기준선으로부터 거리 (inch)	모 멘 트 (in-LBS)
자 중	1826	99.76	182163
조종사 및 전방승객	320	88.42	28294
후방승객	154	123.55	19027
후방승객/수하물	50	160.0	8000
연 료	300	103.72	30981
수 하 물	50	177.0	8850
이륙중량	2700	102.71	277315

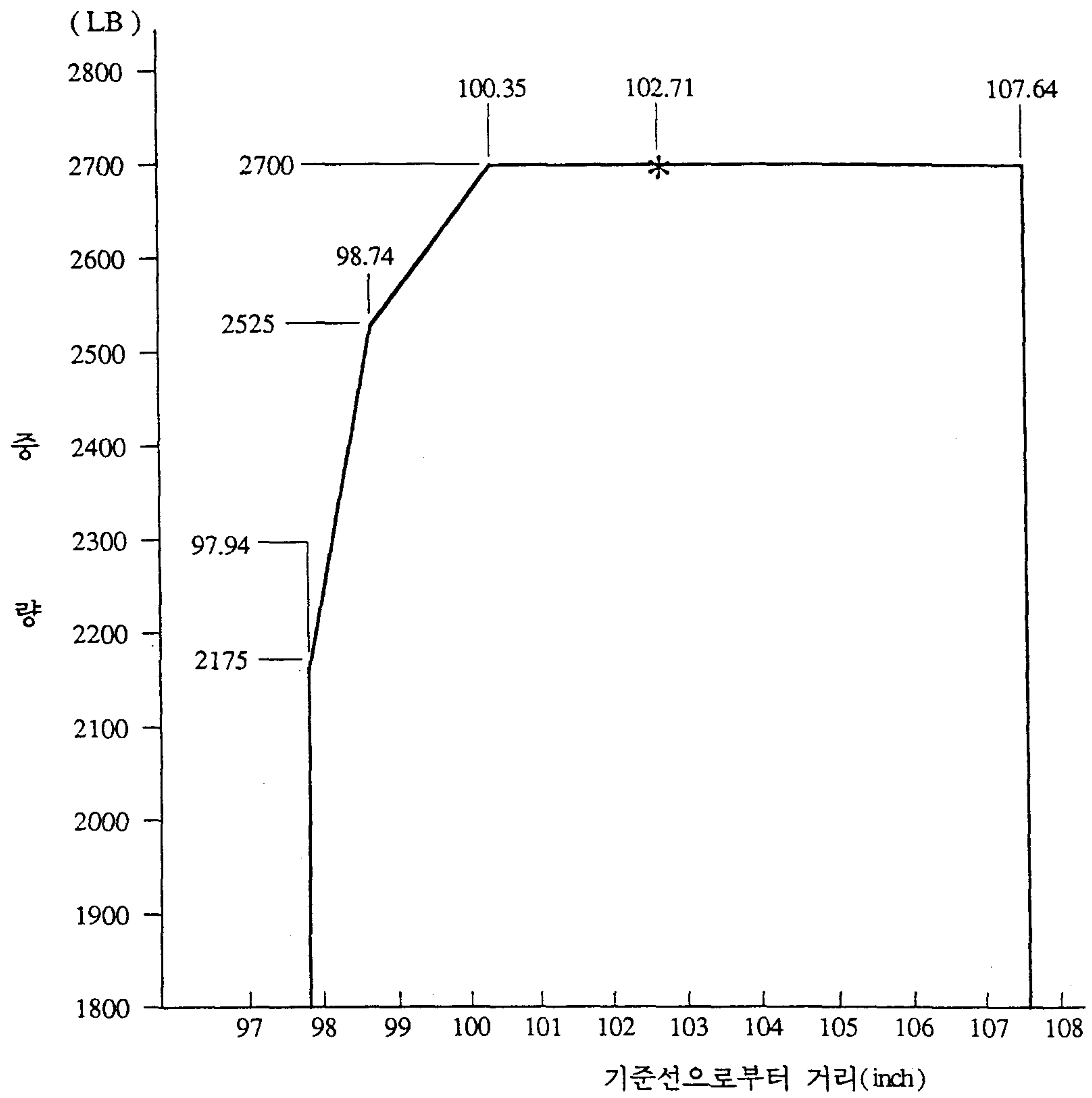


그림 3-18 중량 및 무게중심 범위

## 제 4 절 비행시험

### 1. 개 요

비행시험은 항공기 개발의 최종과정으로서 감항성에 대한 인증을 획득하거나, 설계시에 예상하였던 설계치들에 대한 검증 및 확인 또는 비행기의 성능향상을 위해서 실시되며 비행시험을 성공리에 완료함으로써 항공기의 개발과정 전부를 종료하게 된다.

비행시험은 어떠한 형식의 항공기이건, 어떠한 목적으로 수행하건, 계획(planning), 장비장착(instrumentation), 데이터 취득(data acquisition), 데이터 처리(data reduction), 데이터 분석(data analysis), 그리고 결과보고등을 포함하여야 한다.

창공-91 A1기는 1991년 11월 대한항공 김해사업부에서 제작완료되어 공개시범비행 후 경기도 수색비행장으로 이동되어 비행시험팀과 비행시험 조종사로서 한국항공대학교 항공운항학과의 이정모 교수와 김철영 교수가 공동으로 비행시험을 실시하였다.

본 비행시험은 한국항공법 부속서(참고문헌 [68])에 명시된 조항과 미국의 FAR Part-23(참고문헌 [20])의 조항으로 보완된 항목을 만족시키고, AC(Advisory Circular) 23-8A(참고문헌 [58])에 따라 비행시험이 수행되며, 장비장착부터 데이터 처리까지 미국의 Mooney 항공사에서 수행한 방법(참고문헌 [62])을 참고하여 그 결과를 FAR Form 8110-18(참고문헌 [10])에 나타내는 방법으로 실시되고있다.

### 2. 비행시험 실시항목

교통부에서는 항공법의 부속서로 감항성증명의 절차 및 방법을 제시하고 있으며, 비행시험은 제 2 장 비행부분과 속도계, 고도계 보정부분을 만족하도록 수행된다. 실시되는 비행시험항목은 크게 (1) 속도계 및 고도계 보정, (2) 비행성능 시험, (3) 비행특성 시험, (4) 기타시험 등으로 구분하여 실시하며 그 내용 및 부속서 항목번호는 다음과 같다.

(1) 속도계 및 고도계 보정

① 속도계 보정(6.2.3)

② 고도계 보정

(2) 비행 성능

① 실속 속도(2.2.2)

② 이륙(2.2.3)

③ 상승(2.2.4-5)

④ 착륙(2.2.6)

⑤ 보오크 착륙(2.2.7)

(3) 비행특성

① 종운동 조종(2.4.2)

② 방향 및 횡운동 조종(2.4.3)

③ 곡예 운동(2.4.5)

④ 착륙 중의 조종(2.4.6)

⑤ 운동시 승강타 조종력(2.4.7)

⑥ 롤링롤(2.4.8)

⑦ 트림(2.5.1)

⑧ 정적 종운동 안정성(2.6.2)



⑨ 정적 방향 및 횡운동 안정성(2.4.6)

⑩ 장치된 조종간력 측정(2.6.5)

⑪ 동적 안정성(2.6.6)

⑫ 실속(2.7)

⑬ 나선 강하(2.8)

(4) 기 타

① 사용 불능 연료량(5.2.6)

### 3. 비행시험 절차 및 방법

#### 가. 중량 및 중심 위치

비행 시험에서 중량은 최대 중량, 최소 중량, 시험시 중량으로 나눌 수 있다. 이들 각 중량은 시험의 종류에 따라 선택되어 사용된다. 최대 중량은 증명을 받기 위한 중량 중 최대치를 사용하며, 창공-91은 2700파운드이다. 최소 중량은 조종사 한 사람과 최소 연료(최대 연속 출력으로 30분간 운용할 수 있는 양의 2배이며, 100파운드)의 합이다. 이에 대한 경우의 예와 중량 및 중심 위치의 움직임은 그림 3-19와 같다.

#### 나. 속도계, 고도계 보정

속도계와 고도계 보정은 비행시험의 거의 대부분이라고 할 정도로 큰 비중을 차지하는 항목이다. 속도계를 보정하는 목적은 주지하는 바와 같이 비행기 동체에

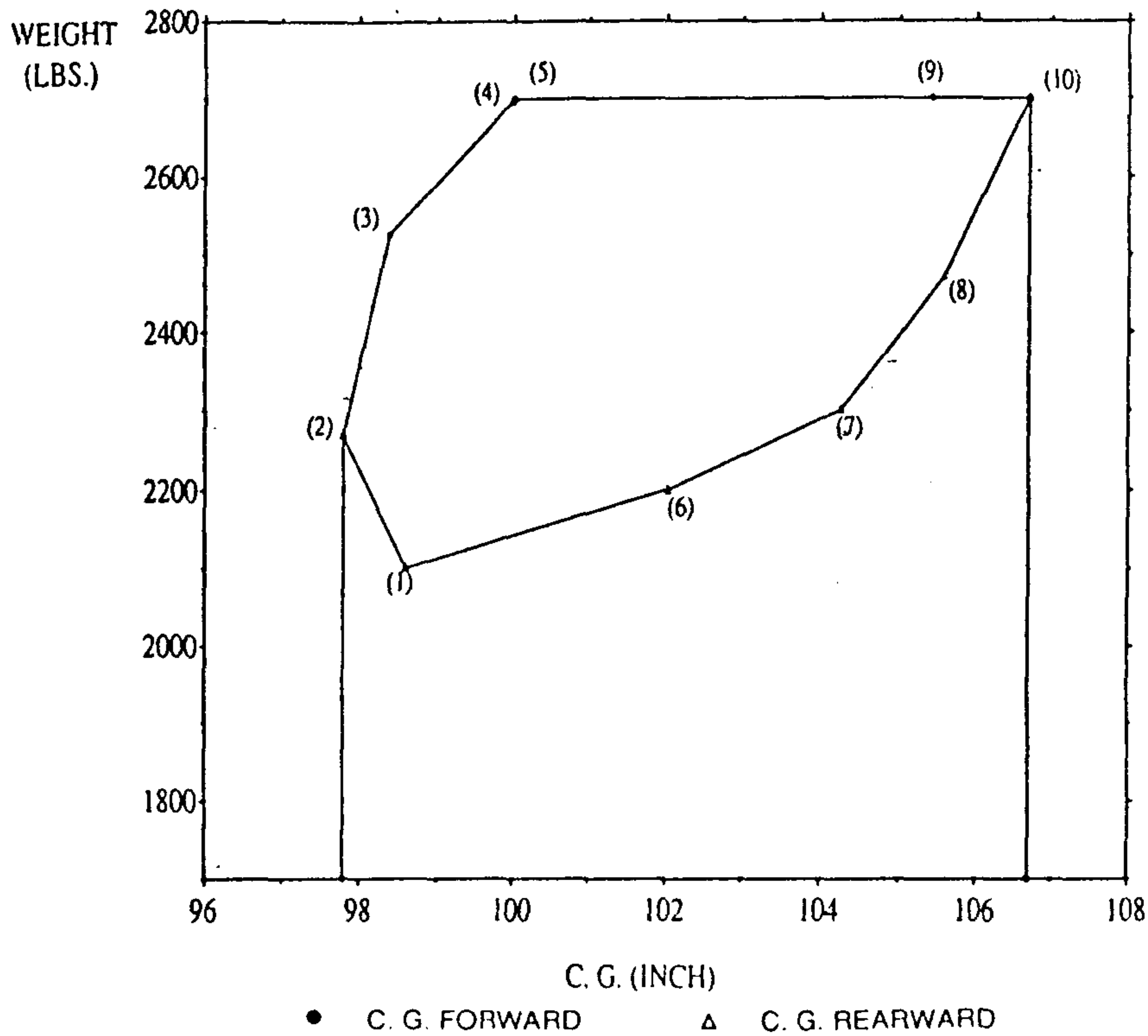


그림 3-19 창공-91 중량 및 중심 위치

뚝려 있는 정압공의 오차를 보정하는 것이다. 여기에는 몇가지 방법이 있으나, 창공-91에서는 swivel head test boom을 사용하였다. 창공-91에 장착된 test boom의 형상은 그림 3-20과 같으며, 장착 위치는 오른쪽 날개의 끝이다. 이때 테스트 붐의 정압공은 날개 앞전으로부터 날개 시위 길이 만큼 떨어져 있어야 한다.

Test boom에서 측정되는 속도는 CAS(Calibrated Air Speed : 보정 대기 속도) 값이며, 이 값으로 비행기 동체의 정압공으로부터의 속도를 비교 보정하게 된다. 최종 보정 곡선은 그림 3-21과 같으며, 각 속도별 보정 예는 표 3-8과 같다.

보정 시험에 사용된 장비는 theodolite, 비디오 카메라, test boom, 계기오차가 보정된 민감한 속도계, 계기오차가 보정된 민감한 고도계, 무전기 등이다.

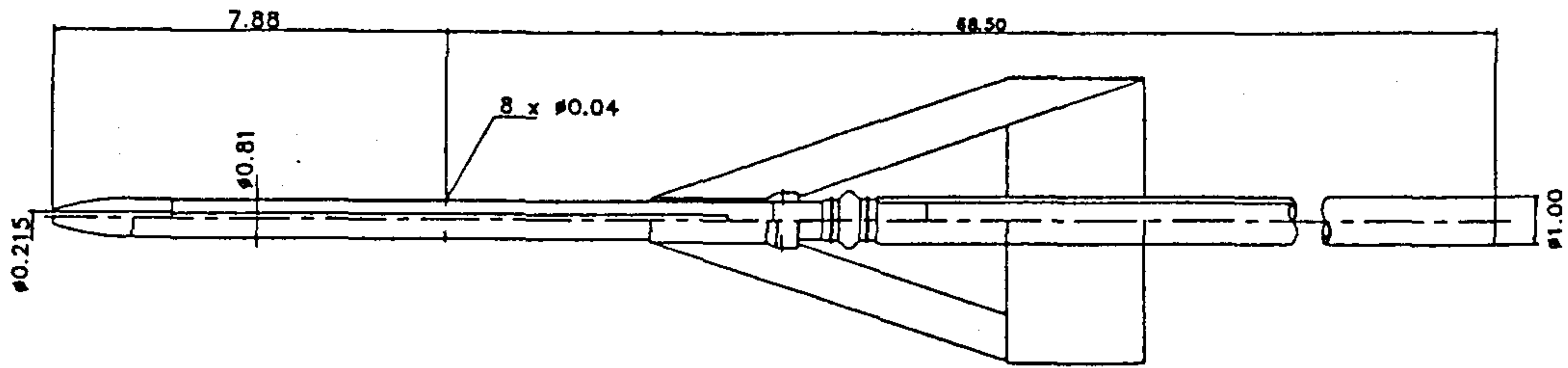


그림 3-20 창공-91 비행 시험용 분형 회전 피토

표 3-8 테스트 붐 시스템 오차

TESTBOOM 속도 범위(knots)	더해야 할 속도(knots)
- 73.0	+ 0.25
73.0 - 80.0	+ 0.50
80.0 - 93.0	+ 0.75
93.0 - 98.0	+ 0.50
98.0 - 102.0	+ 0.25
102.0 - 107.0	0.00
107.0 - 112.0	- 0.25
112.0 - 117.0	- 0.50
117.0 -	- 0.75

TESTBOOM CALIBRATION CHART

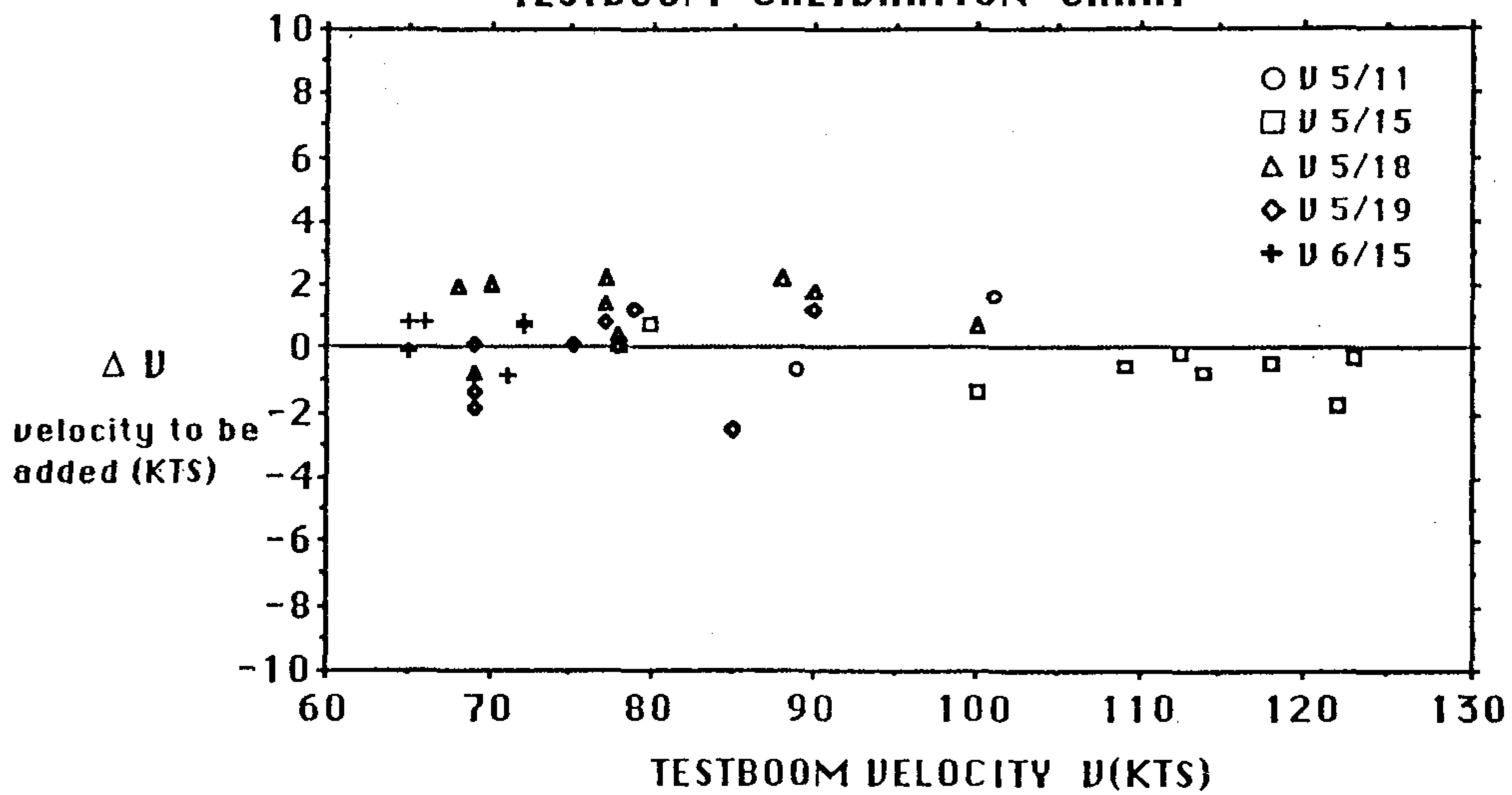


그림 3-21 Testboom 속도계 보정 도표

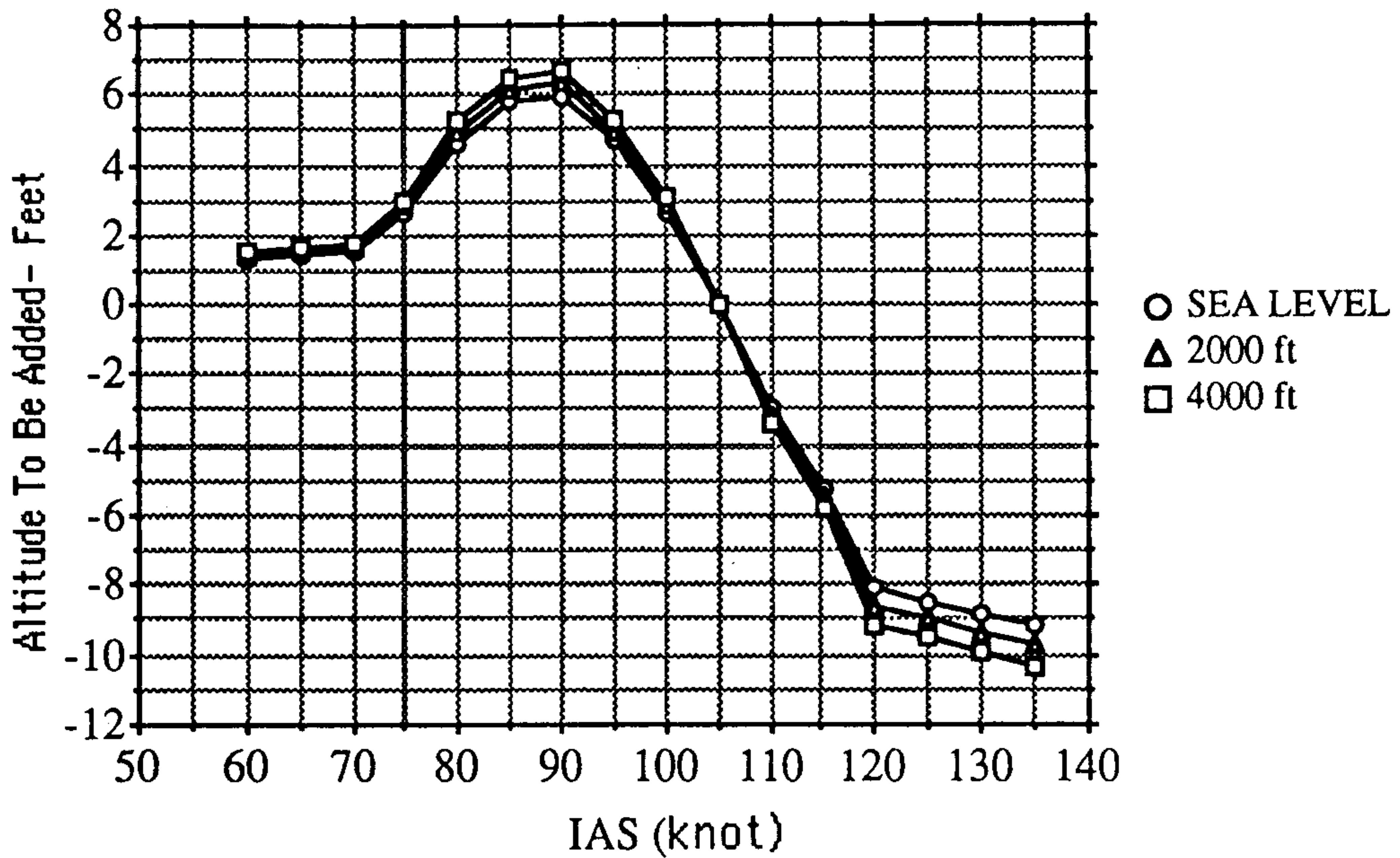


그림 3-22 속도에 대한 고도계 보정 도표

#### 다. 비행성능

##### (1) 실속속도

실속속도 측정절차는 다양한 플랩상태에서 실속시까지 초당 1 노트 이하의 속도로 감속하여 무동력 상태(엔진의 비행 아이들 상태)로 하여 실속에 진입하게 된다. 실속은 조종간을 최대로 당겨 조종면이 정지점에 도달한 상태, 또는 조종 불가능한 기수하향의 피칭운동이 발생한 상태를 의미하게 되는데, 창공-91의 경우 후자의 상태로 실속에 진입하게 된다. 수평꼬리날개 조종면이 정지점에 도달하기 전에 실속에 진입한 경우, 실속속도는 최소속도가 발생된 점이 아니고 시간경과에 따라 속도변화를 작도하였을 때 이 곡선의 변곡점이 된다(그림 3-23). 실속이 발생하기 5-10 노트 또는 실속속도의 15% 전에 조종사가 인식할 수 있는 적절한 방법의



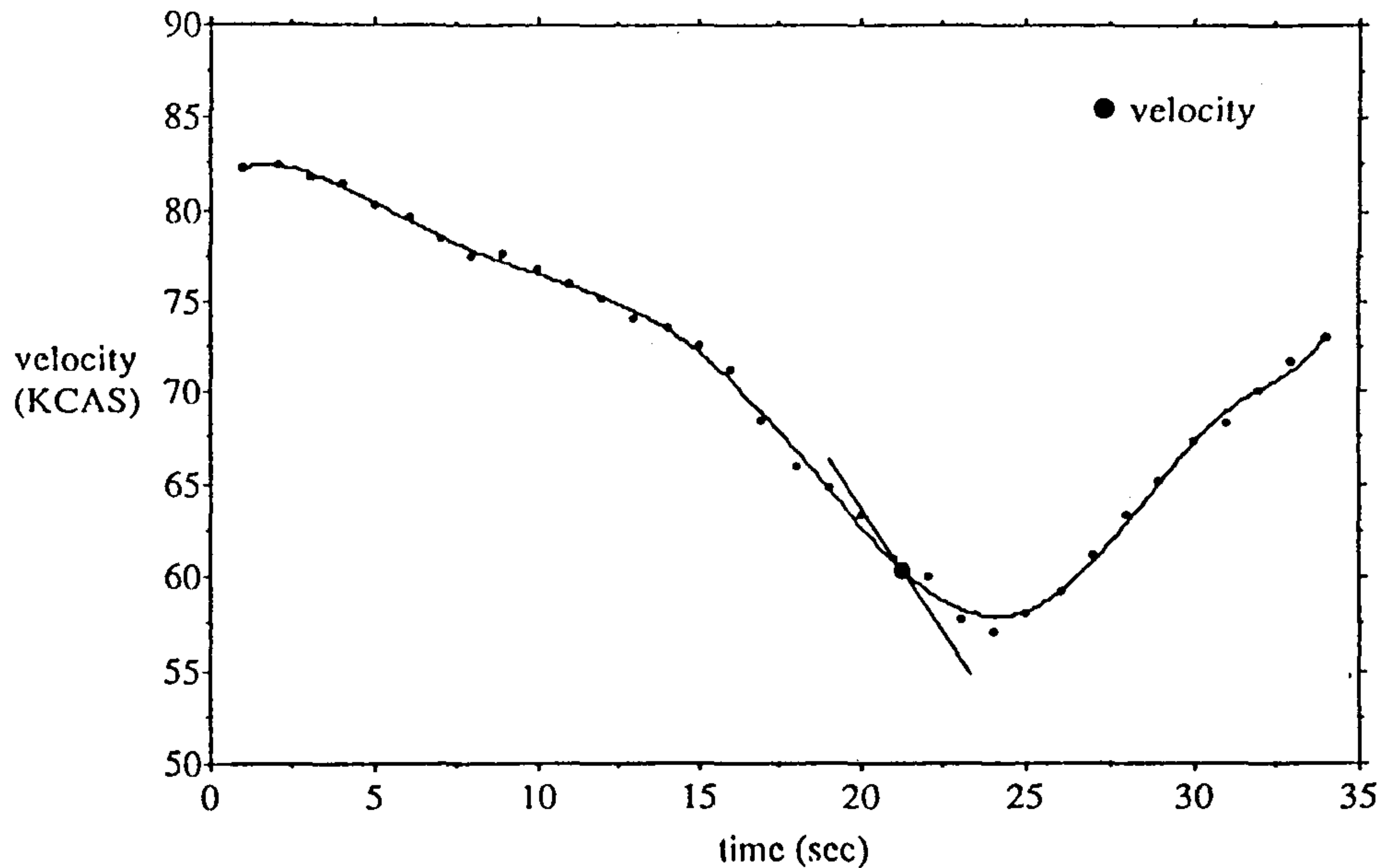


그림 3-23 실속 속도 결정 곡선( $F_{\delta}=0^{\circ}$ ,  $W=2,480 \text{ lb}$ )

실속경고기 이루어져야 한다. 또한, 시험된 실속값은 일반적으로 표준중량상태로 환산하여 보정대기속도로 표시되며, 대기속도지시계에 표시를 하기 위한 경우에는 지시대기속도로 표시된다. 창공-91은 만족스러운 실속경고 범위 및 기능을 갖고 있으며, 순조로운 실속회복특성을 갖고 있다.

## (2) 상승 성능

상승 성능은 최대 상승각 상승 속도( $V_X$ )와 최대 상승률 상승 속도( $V_Y$ )를 찾기 위해 수행되며, 부수적으로 운용 한계를 찾게 된다.

상승 성능을 파악하는 방법에는 두가지가 있다. 하나는  $V_X$ 나  $V_Y$ 값을 모를 때의 톱니형 상승이고, 다른 하나는 알 때의 연속 상승 방법이다. 연속 상승 방법은 성능의 재 검증 등에 쓰이며, 시제기에서는 톱니형 상승으로 수행한다.

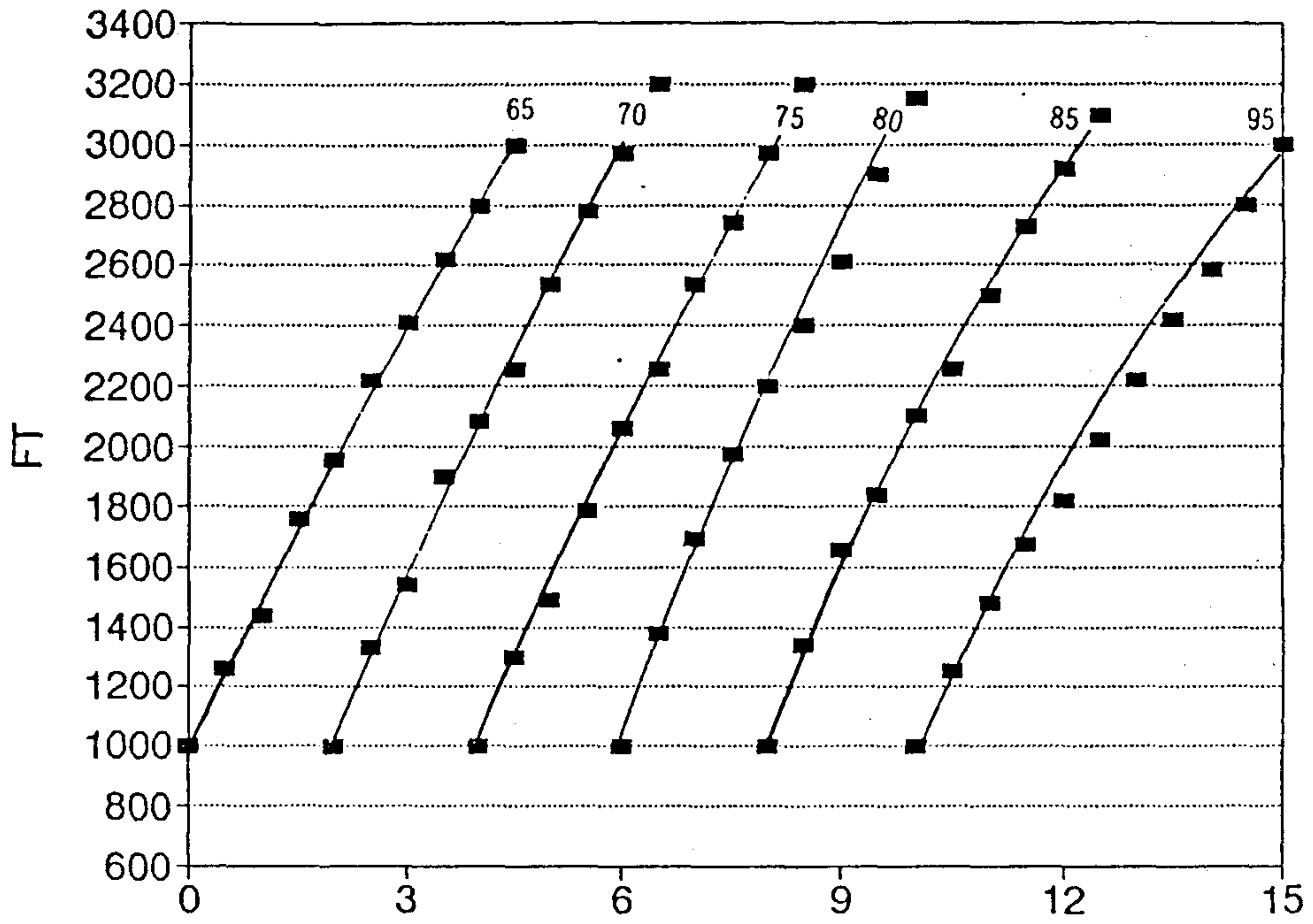


그림 3-24 MIN 톱니형 상승 곡선

**RATE OF CLIMB vs AIRSPEED**

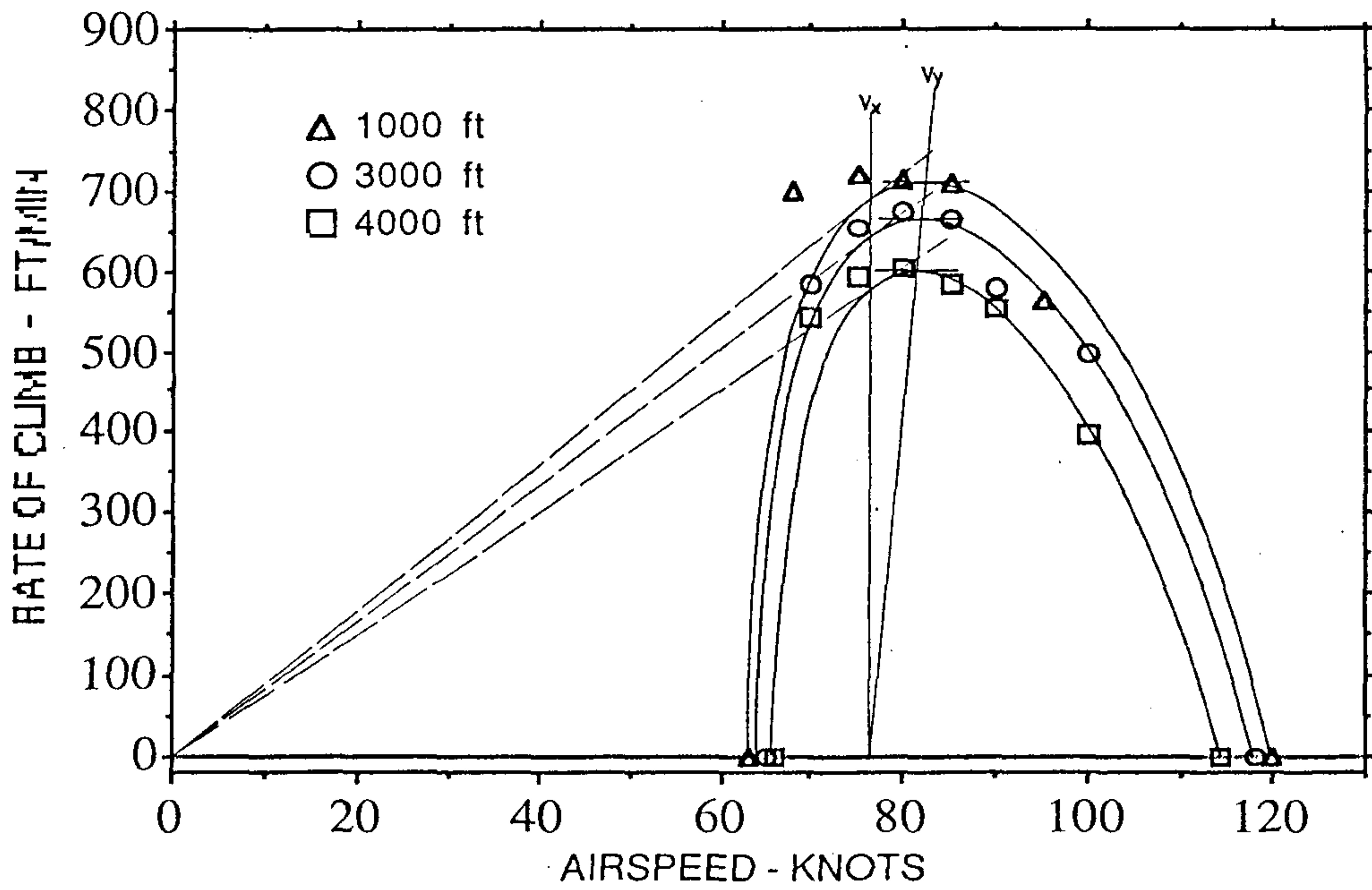


그림 3-25 상승률 곡선

톱니형 상승의 과정은 먼저 4~6개의 일정 속도로 상승하여 속도 대 압력 고도의 곡선(그림 3-24)을 얻는다. 이 곡선으로 겹보기 상승률을 구해 밀도 고도에 따른 상승률 곡선(그림 3-25)을 얻고 여기서  $V_X$ 와  $V_Y$ 를 구한다. 이  $V_X$ 와  $V_Y$ 는 상승률이 영일 때 서로 만나게 되고, 만나는 점에서 상승한도 즉 운용 한계가 결정된다.

비행 절차는 1000피트부터 65노트로 3000피트까지 상승하면서 속도, 고도, 시간, 엔진 흡입 공기 온도 등을 기록한다. 동일한 방법으로 70, 75, 80, 85, 95노트에서 수행한 후, 1000, 2000, 3000피트에서 따로 수평 비행을 실시하여 최저, 최대 수평 비행 속도를 찾아 그림 3-24를 완성한다.

### (3) 이 룩

이룩 성능은 활주로 활주 거리 및 50피트 고도까지의 이룩 거리를 말한다. 이용 장비는 stop watch, theodolite, 무전기이다. Theodolite로 관측할 때 활주로 주변의 나무나 잡풀로 인해 시야가 가려져, 비행기를 계속 추적하기가 힘들어 활주로 상에 출발 지점과 lift-off 지점을 표시하여 후에 측정하여 활주거리로 사용한다.

이룩 방법은 통상의 이룩 절차로 브레이크를 잡고, 최대 출력을 넣으며 브레이크를 풀어 이룩한다.

## 라. 비행특성

### (1) 트 림

트림은 세로 운동트림과 가로-방향운동트림으로 구분된다. 창공-91급의 항공기에서는 가로 및 방향트림은  $0.9V_H$ 나  $V_C$  중 작은 쪽에서 유지하면 된다. 창공-91은 약 95 노트에서 가로 및 방향트림이 가능하다. 세로 운동트림은 네가지 형상의

상승, 네가지 형상의 접근, 두가지 형상의 수평비행상태에서 조종간 고정 및 조종간 자유의 상태로 비행시험을 실시한다. 시험수행중, 접근상태의 비행에 있어서, 3도의 하강각을 유지하는데 조종기술상 약간의 어려움이 있으나 창공-91은 상당히 만족스러운 트림 특성을 갖고 있는 것으로 판단된다.

## (2) 세로운동 안정성/조종성

세로운동 안정성/조종성의 비행시험 목적은 비실속상태의 최소지속속도에서부터 최대허용속도까지의 속도 범위에서 다양한 비행형상 및 속도로 항공기의 트림복원능력 및 조종간력 측정과 예외적인 조종기술, 경계, 또는 힘을 사용하지 않고 정상적으로 운용가능함을 입증하는 것이다. 전방 C.G상태에서는 접근 및 착륙, 활강상태에서, 후방 C.G상태에서는 상승, 순항(고속 및 저속), 수평비행, 접근 및 착륙상태에서 수행한다. 접근 및 착륙시에는 최전방 C.G상태일 때가 임계조건이 되는데 우선 이에 대해서 평가한다. 그 절차는 플랩을 내린상태에서  $1.3V_{so}$ 와  $1.5V_{so}$  사이에서 트림속도를 결정하고 이 속도를 전 후하여 5노트 간격으로 조종력을 측정하여 그림 3-26을 얻는다.

결과를 보면 속도 변화에 따라 조종력에서 눈에 띄게 변화가 있다. 또 60 노트에서부터 트림 속도인 75 노트로 천천히 자유 귀환하였을 때 조종력 0이 되는 속도는 74.5노트, 90노트에서 부터는 76.5노트로 트림 속도의  $\pm 10\%$  (67.5-82.5노트) 내에 포함된다.

사용 장비는 힘 측정기, 속도계, 온도계이며, 측정값은 속도, 힘, 엔진 흡입 공기 온도이다.

하강각 3도를 유지하는 것이 어렵고, 속도에 따른 힘의 값이 미묘하여 읽기가 힘들다.



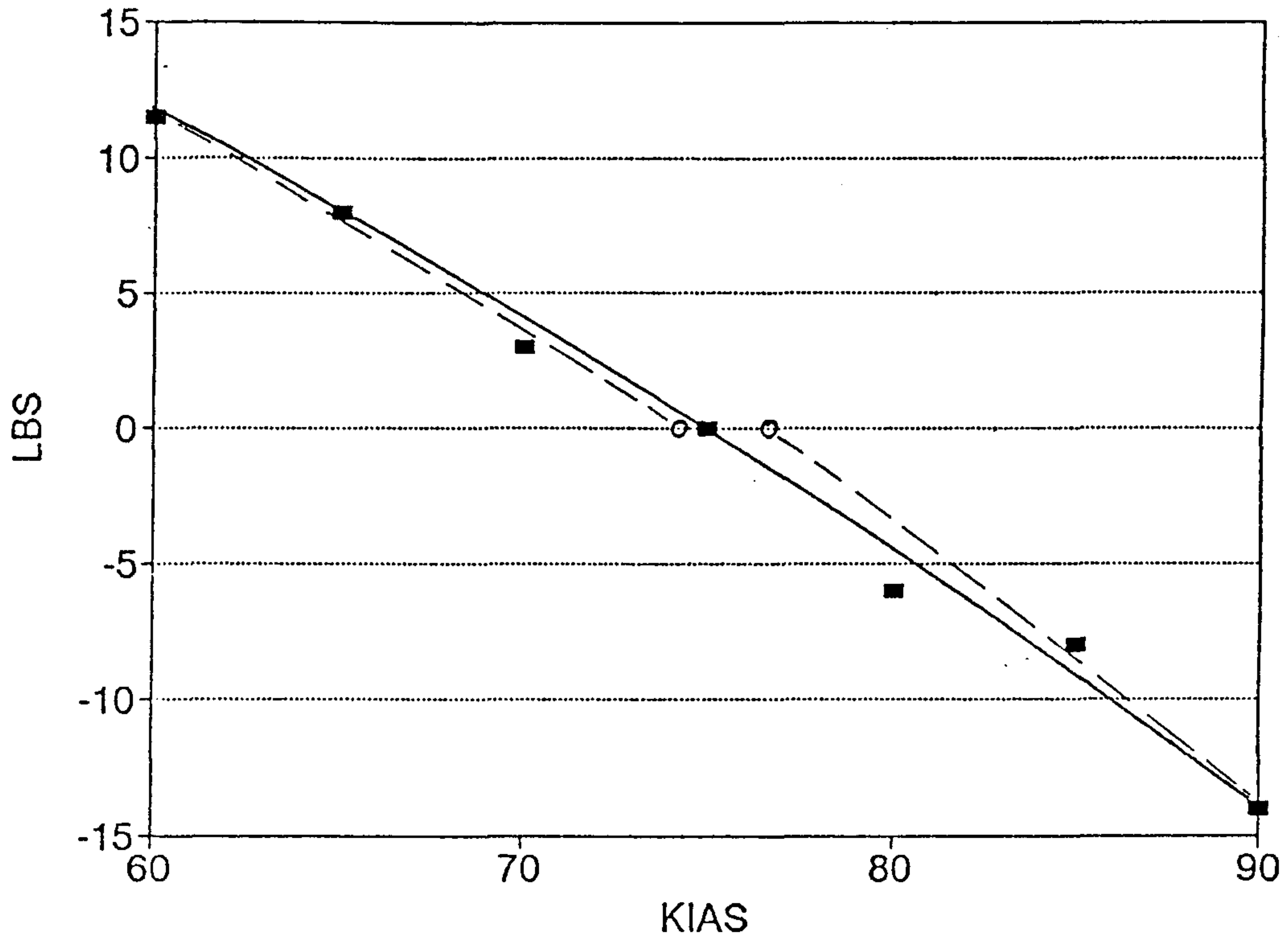


그림 3-26 정적 세로안정 조종력 및 자유 귀환 조종력

### (3) 동운동안정성

세로운동성은 실속과 최대허용속도 사이에서 단주기 진동이 조종간 고정 및 자유상태에서 조종사가 감지할 수 있는 무잔류진동을 보이든지 계기비행으로 초기 입력후 2사이클이내에 감쇠되어야 한다. 이를 위해서 다양한 중량 및 C.G에서 더블릿입력 또는 펄스입력을 사용하여 조종한다. 가로 및 방향 운동안정성은 조종간 고정 및 자유상태 각각에서 실속속도에서 최대허용속도까지 적절한 항공기 형상에 대하여 모든 더치-롤 운동이 7 사이클 이내에 1/10로 감쇠되어야 하는데 리더펄싱 또는 정상 옆 미끄럼 비행으로 시험을 실시한다. 창공-91은 만족스러운 동운동 안정성을 갖는 것으로 확인되었다.

#### (4) 수평꼬리날개 조종력

본 요구사항의 목적은 조종사가 기동비행중에 부주의하게 과도한 응력을 비행기에 가하는 것을 방지하기 위하여 순항형상에서 양의 G당 조종력수준이 충분한 크기라는 것을 확고히 하기 위함이다. 이는 일반적으로 후방 C.G의 하중에서 평가된다. 후방의 무겁고 가벼운 하중 양쪽 다 고려되어야 한다. 수평비행 트림속도를 유지하면서 선회하는 동안 수직가속도와 관련하여 수평꼬리날개의 조종력을 측정하여 이를 평가한다. 창공-91의 운동시 수평꼬리날개의 조종력을 그림 3-27에 나타내었다.

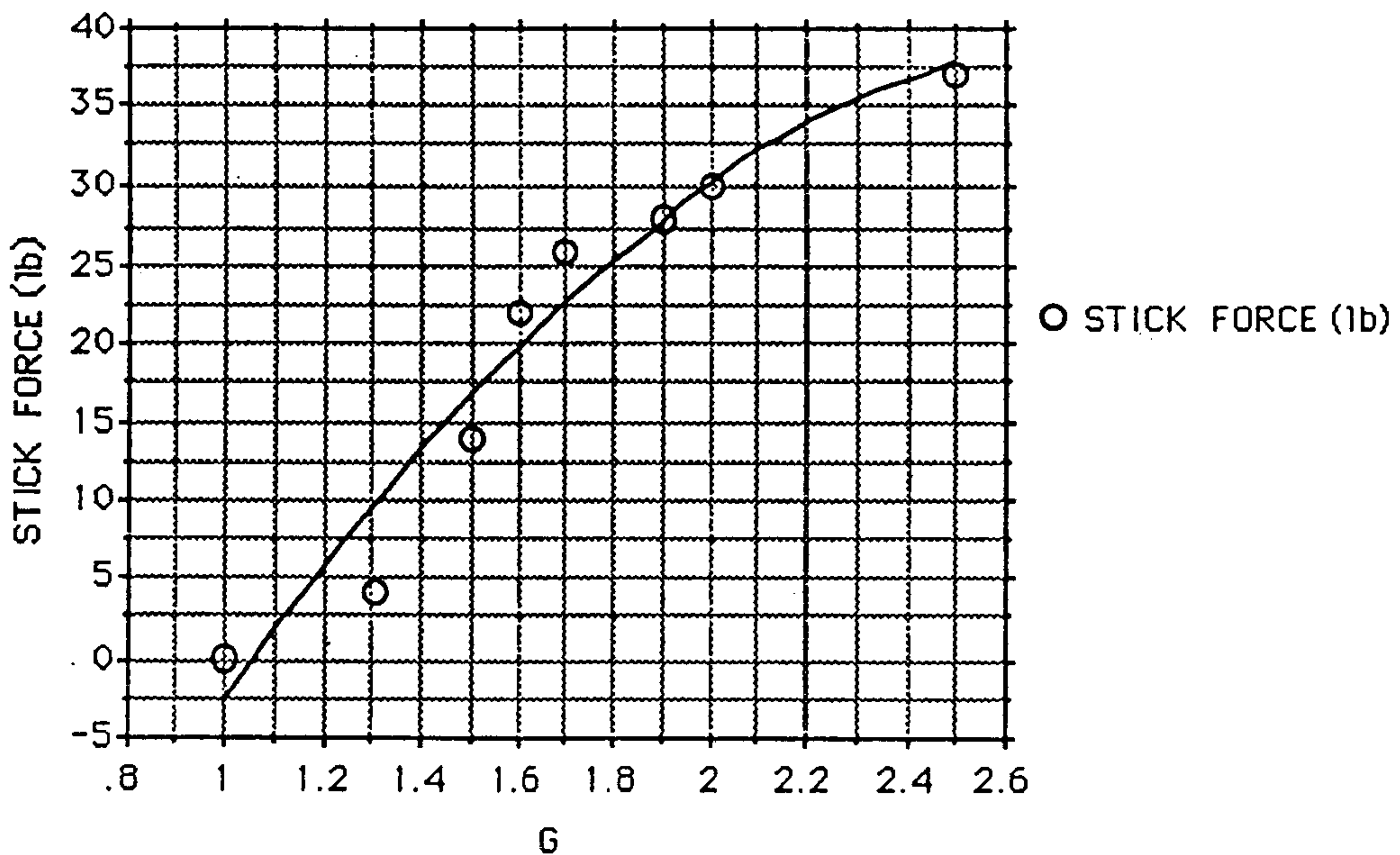


그림 3-27 수평꼬리날개 조종력

표 3-9 ISA 조건에서의 성능(W=2,700 lbs/착륙장치 fairing안된 상태)

	시 험 치	예 상 치
50ft까지의 이륙거리	535 m	510 m
-지상활주거리	315 m	301 m
50ft에서의 착륙거리	410 m	381 m
-지상활주거리	-	197 m
최대상승률		
-해면고도	780 fpm	879 fpm
-3,000 ft고도	700 fpm	-
-5,000 ft고도	630 fpm	597 fpm
최대상승속도(해면고도)	84 KCAS	83 KTS
최대상승각 속도(해면고도)	76 KCAS	63 KTS
실용상승한도	16,500 ft	14,500 ft
실속속도		
-플랩변위 0°	62 KCAS	63.6 KCAS
-플랩변위 20°	58 KCAS	57.4 KCAS
-플랩변위 40°	54 KCAS	51.3 KCAS
플랩내림속도		
-플랩변위 20°	110 KCAS	105 KCAS
-플랩변위 40°	96 KCAS	92.3 KCAS
최대수평비행속도(2,500 ft)	125 KTS	127 KTS
순항속도(5,500 ft / 65% rated power)	108 KTS	110 KTS

여 백



## 제 4 장 시제기 제작

제 1 절 항공기용 압출재 개발

제 2 절 복합소재 부품개발

제 3 절 제작 및 조립

여 백

## 제 4 장 시제기 제작

### 제 1 절 항공기용 압출재 개발

#### 1. 서 론

항공기용 소재의 최대 개발 과제는 우수한 비강도, 고강도 및 응력 부식 균열에 대한 저항성을 갖는 합금의 개발에 있다. Al 합금은 1906년, Wilm에 의해 Al-Cu-Mg계 합금의 시효경화 현상이 발견된 이래로 두랄루민(2014), 초두랄루민(2024), 초초두랄루민(7075)과 같은 여러 종류의 Al 합금이 개발되었으며, 그중에서도 Al-Cu-Mg-Mn계 2024 및 Al-Zn-Mg-Cu계 7075 소재는 열처리에 의해 석출경화되는 고강도 알루미늄 합금으로서 강도뿐 아니라 성형성, 기계가공성이 좋아 항공기 기체구조용 재료로 사용되고 있다. 특히, 항공기 재료는 연비절감을 위해 비강도가 우수한 것을 요구하기 때문에 두랄루민(1916년)의 개발 이후에 주로 정적강도의 향상을 위한 합금개발이 이루어져 왔다. 2xxx계 고강도 Al 합금은 7xxx계 합금에 비해 피로저항 특성이나 파괴인성, 응력부식균열(S.C.C ; Stress Corrosion Cracking) 저항성이 우수하기 때문에 고강도와의 조합이 요구되는 항공기용 구조재 부분에 많이 이용된다. 그러나 7xxx계 합금은 SCC 저항성에 다소 문제가 있기는 하지만 Al 합금계 중에서 가장 강도가 우수한 계열로서 고비강도를 가지기 때문에 주로 중량감소를 위해 항공기 구조재로 널리 사용되고 있다.

창공-91 알루미늄 압출 소재는 총 4년의 연구개발 기간중에 1차년도에는 2024-T3511 및 7075-T73511 압출소재를 대상으로 항공기용 소재로서 요구되는 제반 재질 특성 시험과 예비시제품 2종의 개발연구를 수행하였고, 2·3차년도에는 동체와

주날개에 소요되는 Angle, Channel, Tee 형상의 시제품 17종을 선정하여 소재의 균일성과 생산공정 안정도를 위주로 하여 2024 및 7075 알루미늄 합금 압출소재 규격인 QQ-A-200/3, QQ-A-200/11에서 요구되는 재질시험 등을 실시하였다 (참고문헌 [1,2,3,86,87]). 4차년도 연구에서는 시제품 17종에 대해 항공기용 소재로서 요구되어지는 규격시험 외에도 압축, bearing, 충격, fatigue, fracture toughness, 박리 시험의 재연성에 중점을 두어 실시하였으며 시험결과의 정확성을 기하기 위해 자체시험 및 공인기관 시험을 병행하여 시험 하였다. 따라서 본 연구에서는 삼선공업에서 개발한 Al 2024 및 7075 합금의 기계적 성질 및 피로 성질등에 관한 기초적 자료를 확보함으로써, FAA에 품질 인증을 추진하고 항공기용 소재의 국산화 및 추후의 차세대 수송기 경량화 연구를 위한 기반을 확보하고자 한다.

## 2. 시제품 제작

### 가. 개 요

창공-91 구조세부설계에 적용된 알루미늄 압출재에 대한 시제품 17종의 형상 및 재질을 분류해 보면 형상별로는 Angle 7종, Channel 7종, Tee가 3종이었으며, 재질별로는 16종의 2024-T3511 재질이었고 1종만이 7075-O 재질이었는데 그 상세내역은 표 4-1과 같다.

### 나. 시제품 생산

시제품은 소재균질성과 생산공정의 안정성 등 재연성을 위주로 하여 평가하고자



표 4-1 개발시제품 (17종)

형 상	재 질	부 품 번 호	용 도	적 용 범 위
Angle	2024-T3511	10133-0702	스트링거	동 체
		10134-0702		
		10134-1005	론저론	
		10134-1205		
		60-3173	Outboard 스파캡	날 개
		60-17136		
60-11778	스트링거			
Channel	2024-T3511	10137-1205	론저론	동 체
		10137-1405		
		60-1467		
		60-3443	보강재	
		60-9776	윈드실드 프레임	
		60-12527		
60-20503	에일러론 구동브래킷			
Tee	2024-T3511	60-8530	Inboard 스파캡	날 개
		60-21118	착륙장치 핏팅	
	7075-O	60-0618	Inboard 스파캡	

노력하였으며, 모든 소재는 삼선공업(주) 작업표준에 따라 생산하였고, 2024-T3511, 7075-O 및 7075-T73 재질에 대한 열처리는 MIL-H-6088의 조건을 따랐다(참고문헌[88]).

그림 4-1은 시제품의 생산공정도이며, 이의 주요 제조공정을 사진 4-1~4에 나타내었다.

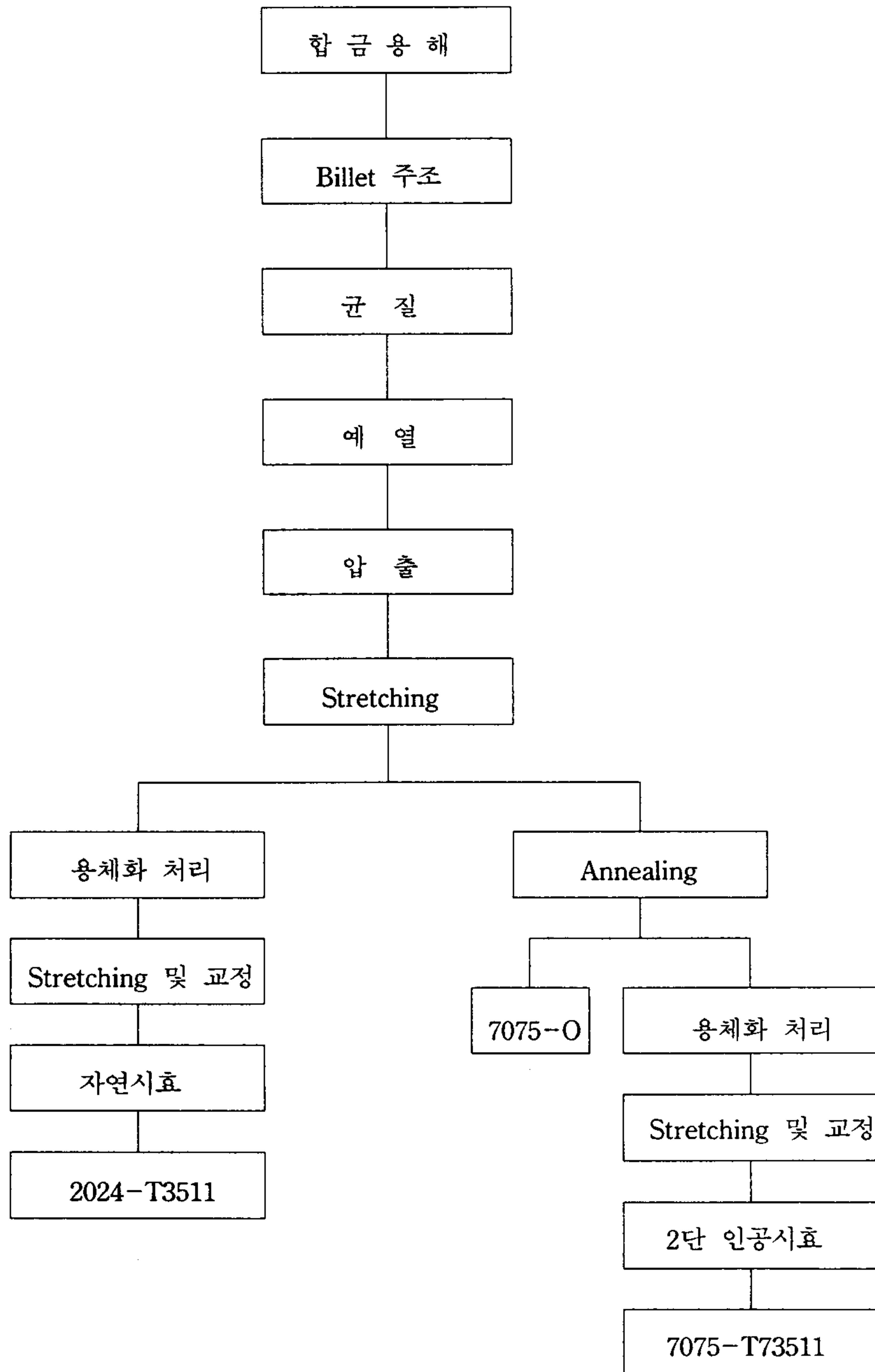


그림 4-1 시제품 생산공정도



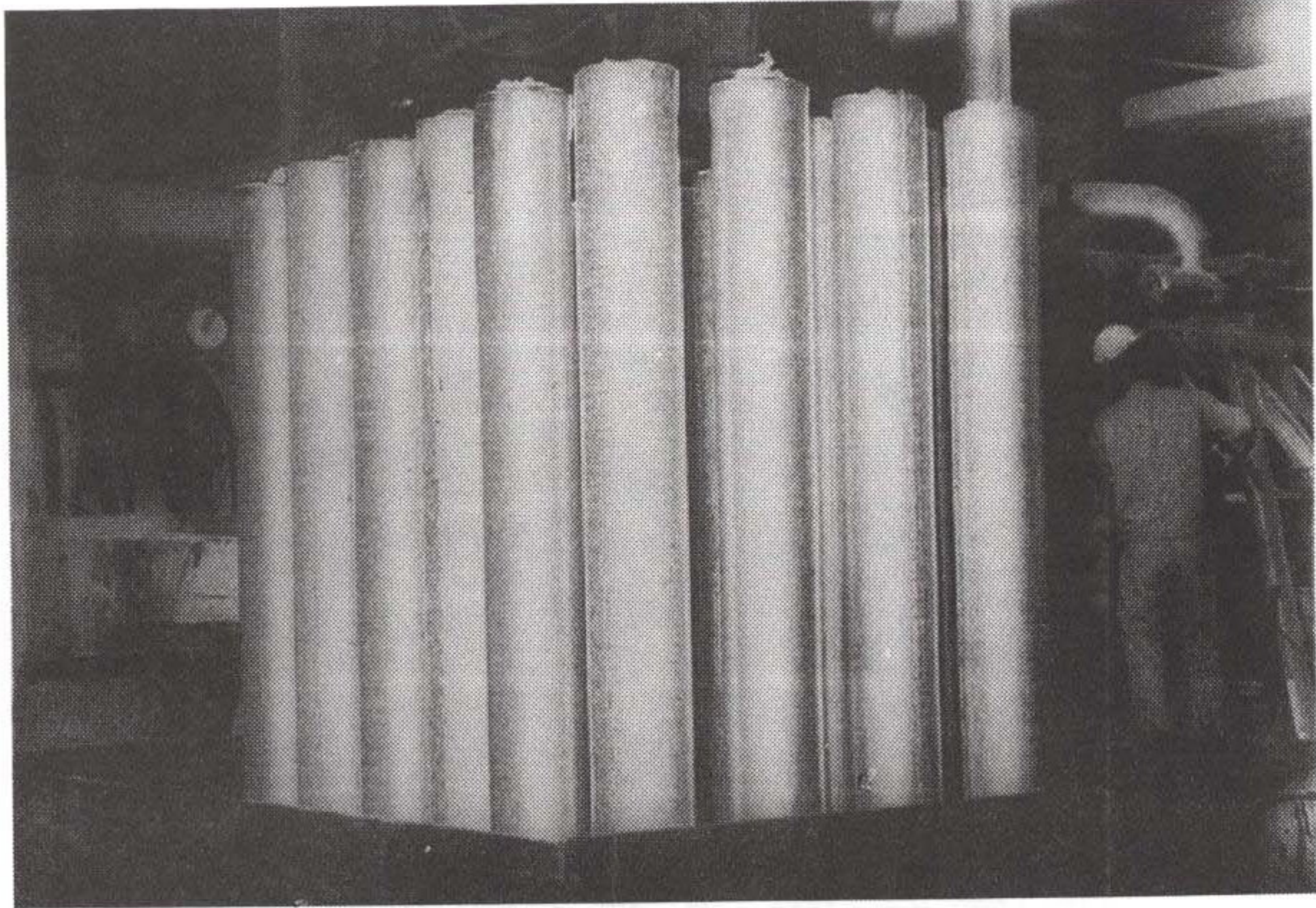


사진 4-1 주조

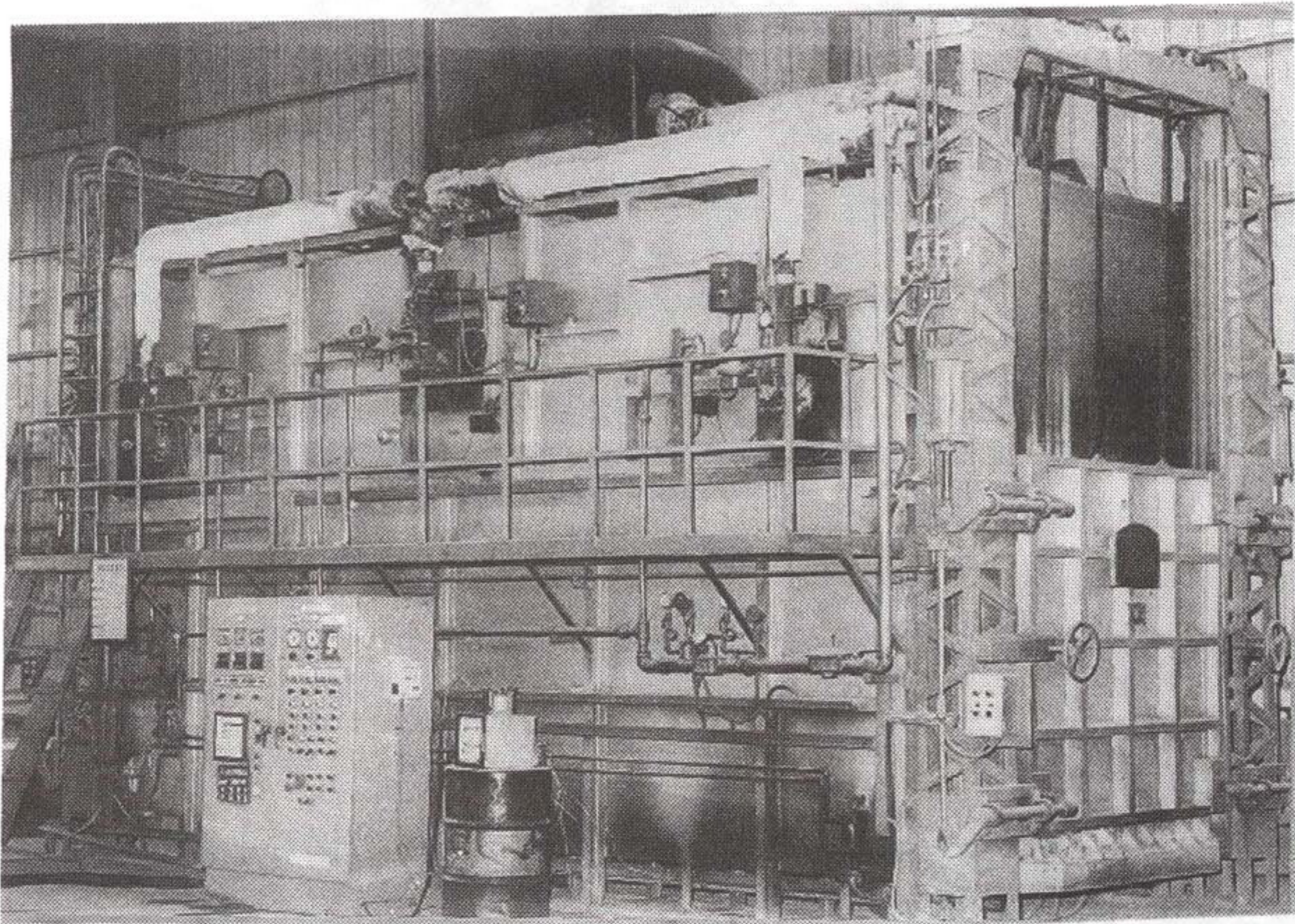


사진 4-2 균질로



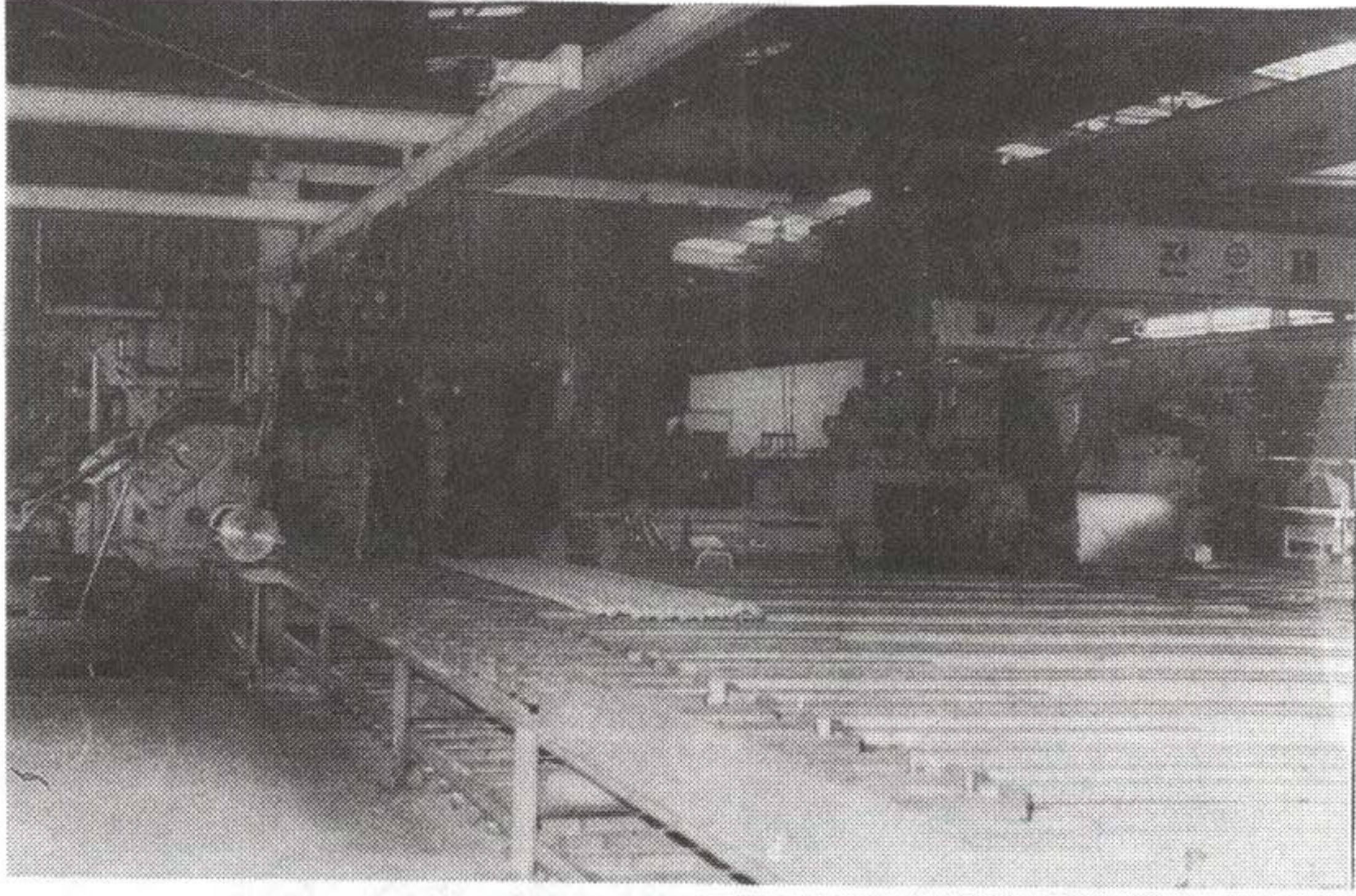


사진 4-3 압출기

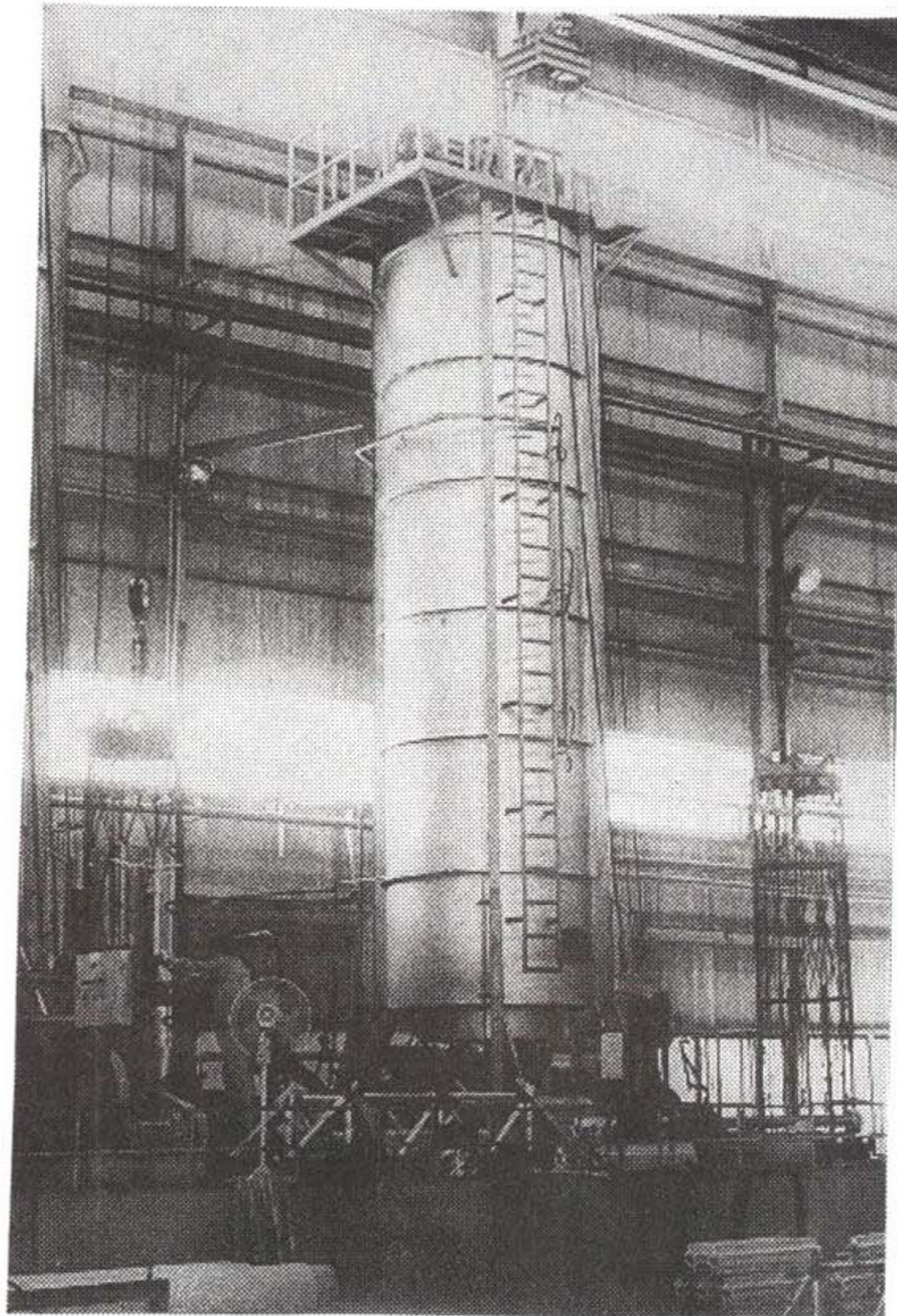


사진 4-4 용제화 처리로



### (1) 합금용해 및 주조

합금은 Fe 및 Si 등 불순물의 함량을 낮추기 위해 순도 99.7% 이상의 Al ingot를 사용하였으며, 합금원소를 장입한 다음 8톤 용량의 반사로에서 용해하였다. 용해가 완료된 후, magnetic stirrer를 이용하여 용탕을 교반시켜 합금원소가 균일하게 분포되도록 하였으며, 주조조직을 미세화시키기 위해 rod feeder를 사용하여 5% Ti-1%B를 첨가하였다.

용탕에 존재하는 수소가스 및 불순물을 효과적으로 제거하기 위해 탕로 degassing unit에서 탈가스처리 및 ceramic filtering한 후, air slip 반연속주조기를 사용하여 외경 7인치의 billet를 주조하였다. 알루미늄 합금에 치명적인 영향을 주는 수소 함량을 제어하기 위해 수소가스 분석기를 사용하여 수소함량을 0.5ppm 이하로 관리하였고, 액체침투탐상시험을 통하여 billet의 주조 결함여부를 검사하였으나, 주조이상은 발견되지 않았다(참고문헌 [89]).

### (2) Billet 균질

외경 7인치로 주조된 billet의 상·하부를 제거한 뒤 길이 12인치로 비교적 짧게 절단하여, container와 billet 사이의 마찰을 감소시켜 압출시 과도하게 초압이 상승되는 것을 방지하였다. 합금원소를 균일하게 분포시켜 압출성 및 최종 열처리 후의 기계적 성질을 향상시키기 위해 15톤 용량의 균질로를 사용하여 표 4-2의 조건으로 billet를 균질처리하였다.

표 4-2 합금별 균질처리 조건

합금명	균질온도	유지온도	냉각방법
2024	480°C	10 시간	공냉
7075	460°C	16 시간	공냉

### (3) 압 출

시제품 압출에 사용된 dies로는 제품형상 및 압출비에 따른 hole 배치를 고려하여 외경 200mm와 250mm dies가 설계제작되었으며, 단면형상 및 두께가 너무 작아 7인치 container로 작업이 불가능한 시제품 3종(부품번호 : 10134-0702, 10134-1005, 60-11778)에 대해서는 외경 100mm의 소형압출용 dies가 제작되었다(참고문헌 [2,3]).

압출은 균질처리된 절단 billet를 유도가열장치를 이용하여 430°C로 예열한 후 2,200톤 용량의 압출기로 시제품을 열간 압출하였는데, 이때의 dies 및 container의 예열온도는 각각 430°C와 410°C로 하였다.

### (4) 열처리

열처리 작업은 MIL-H-6088의 조건에 따라 다음과 같이 실시하였다.

#### (가) 2024-T3511

1톤 용량의 수직형 용체화 처리로를 사용하여 492°C로 가열한 후, 소입시 열처리 변형을 감소시키기 위해 Glycol 수용액에 침적 급냉시켜 용체화처리를 하였다. 492°C에서의 유지시간은 시제품의 두께에 따라 달리하였는데 이는 표 4-3과 같다.

용체화 처리된 시제품의 잔류응력을 제거하기 위하여 1.5% stretching을 실시하였는데 시제품의 단면형상이 복잡하고 두께가 얇기 때문에 제품 각 부위가 균일하게 stretching 될 수 있도록 전용치구를 제작하여 사용하였다. 또 진적도, 비틀림 및 치수를 정확히 맞추기 위하여 형재교정기를 사용하였다.

표 4-3 용체화 처리시 492°C에서의 유지시간

유지시간	30 분	40 분	50 분	60 분
부품번호	10134-0702	10133-0702	60-1467	60-8530
	10134-1005	10134-1205	60-3443	
	60-9776	10137-1205	60-12527	
		10137-1405	60-20503	
		60-3173	60-21118	
		60-11778		
		60-17136		

(나) 7075-O 및 7075-T73

압출상태의 시제품을 stretching하여 진직도 및 치수를 맞춘 후 12톤 용량의 소둔로에서 그림 4-2의 조건으로 소둔처리하여 7075-O 재질을 생산하였다. 또한 7075-O 재질의 heat-tracability를 알아보기 위해, 7075-O 재질의 시제품을 462°C에서 2시간 동안 유지시킨 후 수냉시켜 용체화 처리한 다음, 1.5% stretching을 실시하여 잔류응력을 제거하고, 과시효 안정상태의 7075-T73 재질을 얻기 위하여 그림 4-3의 조건으로 2단 인공시효 처리하였다.

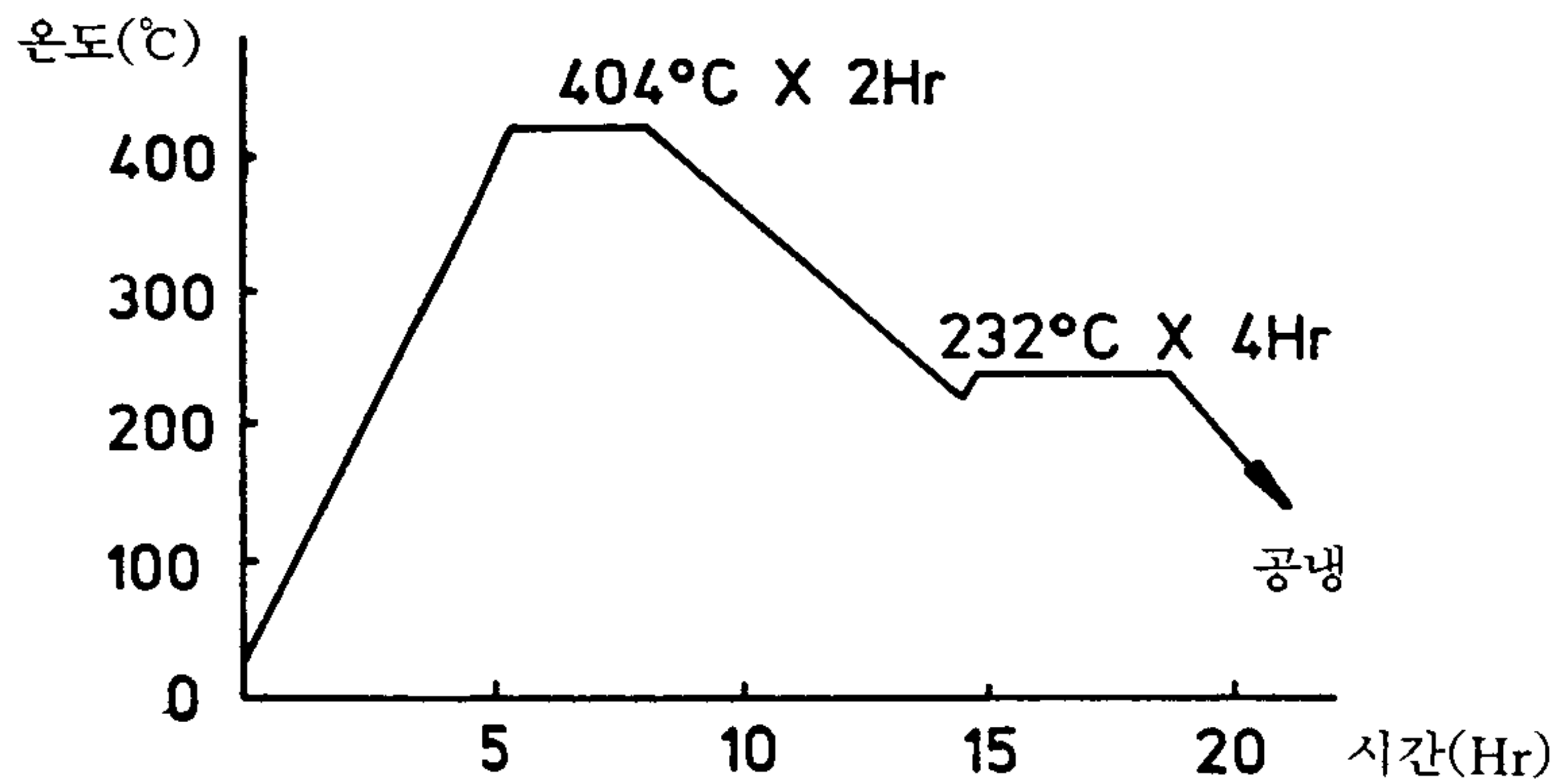


그림 4-2 7075-O 열처리 조건

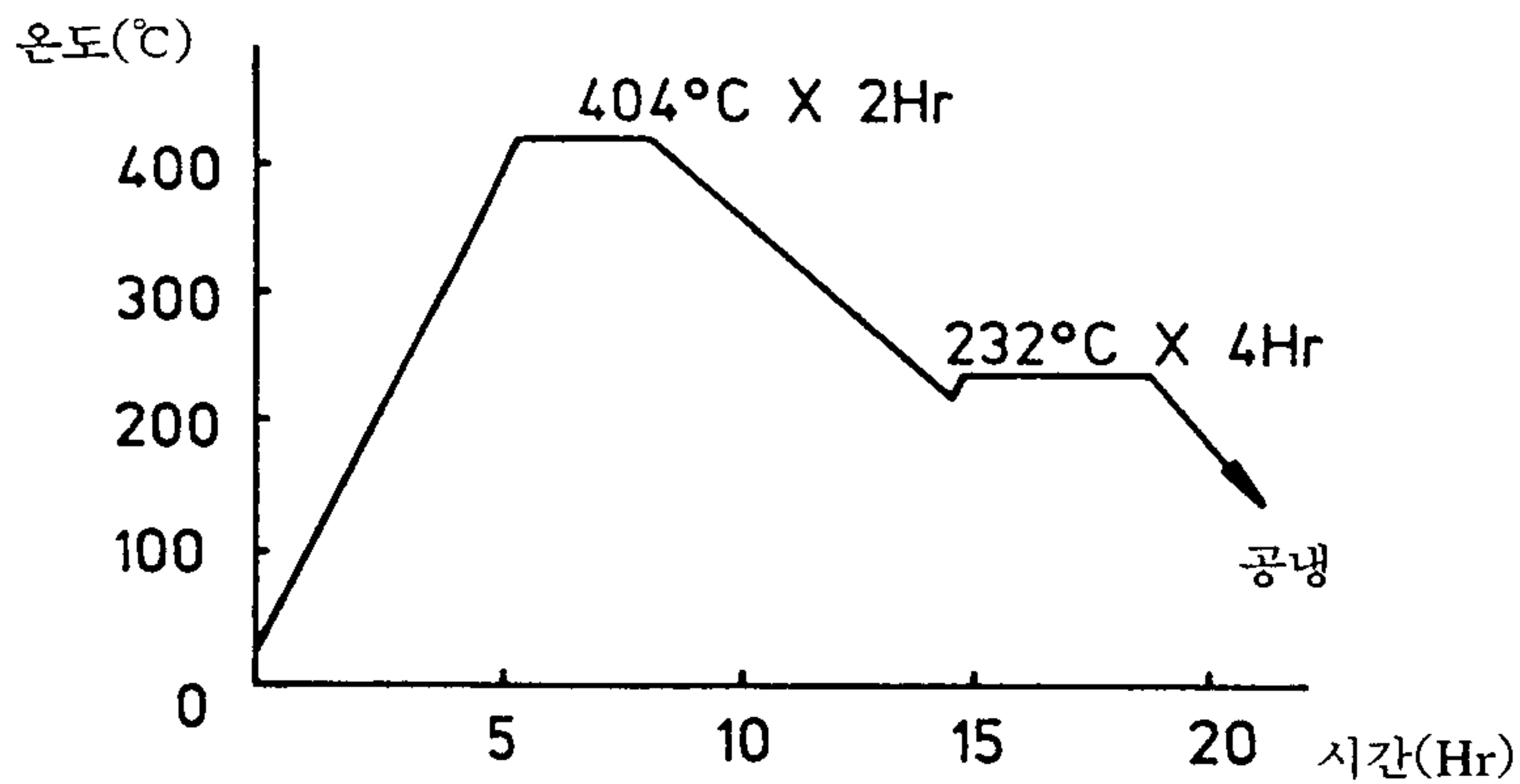
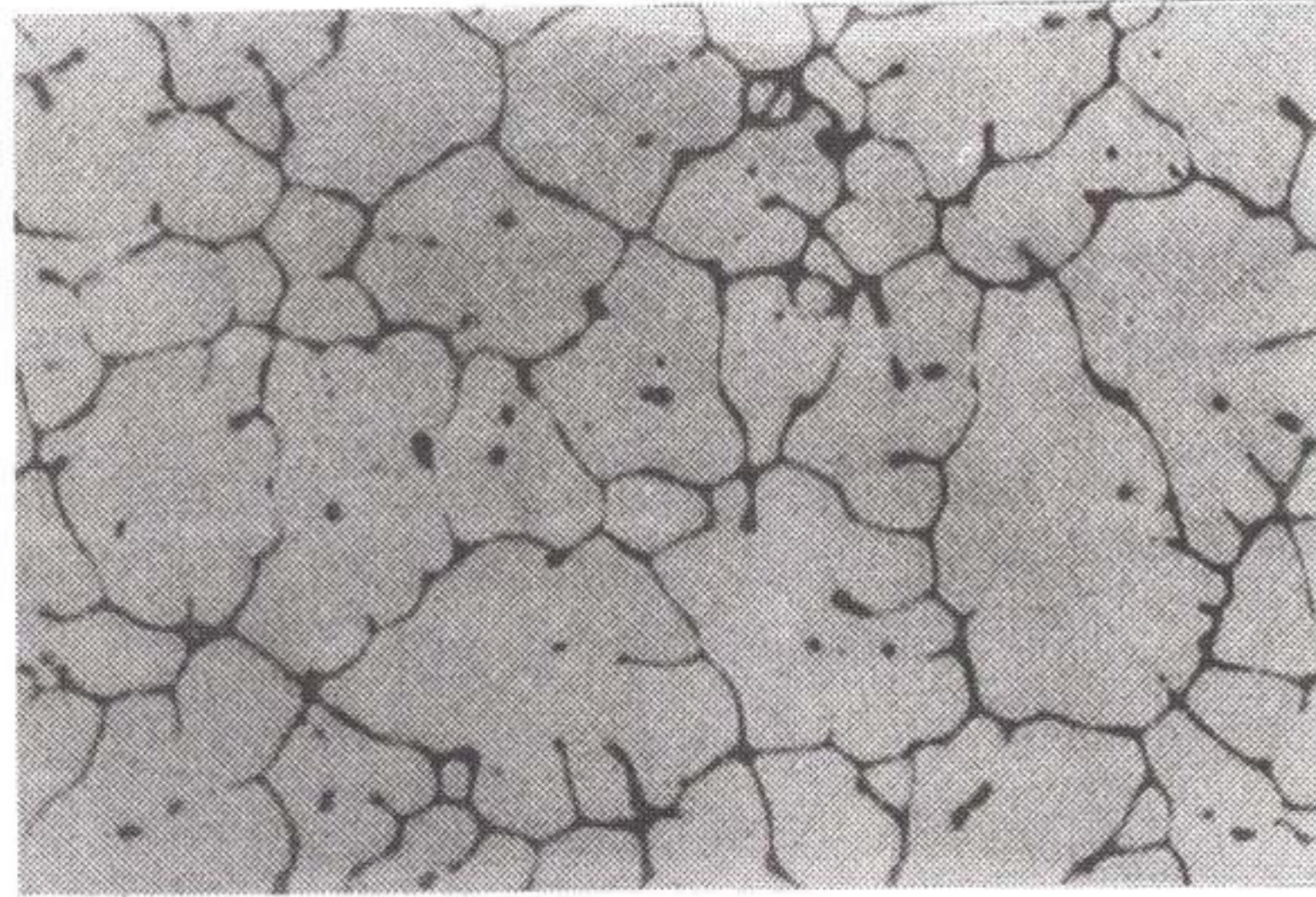


그림 4-3 7075-T73 열처리 조건

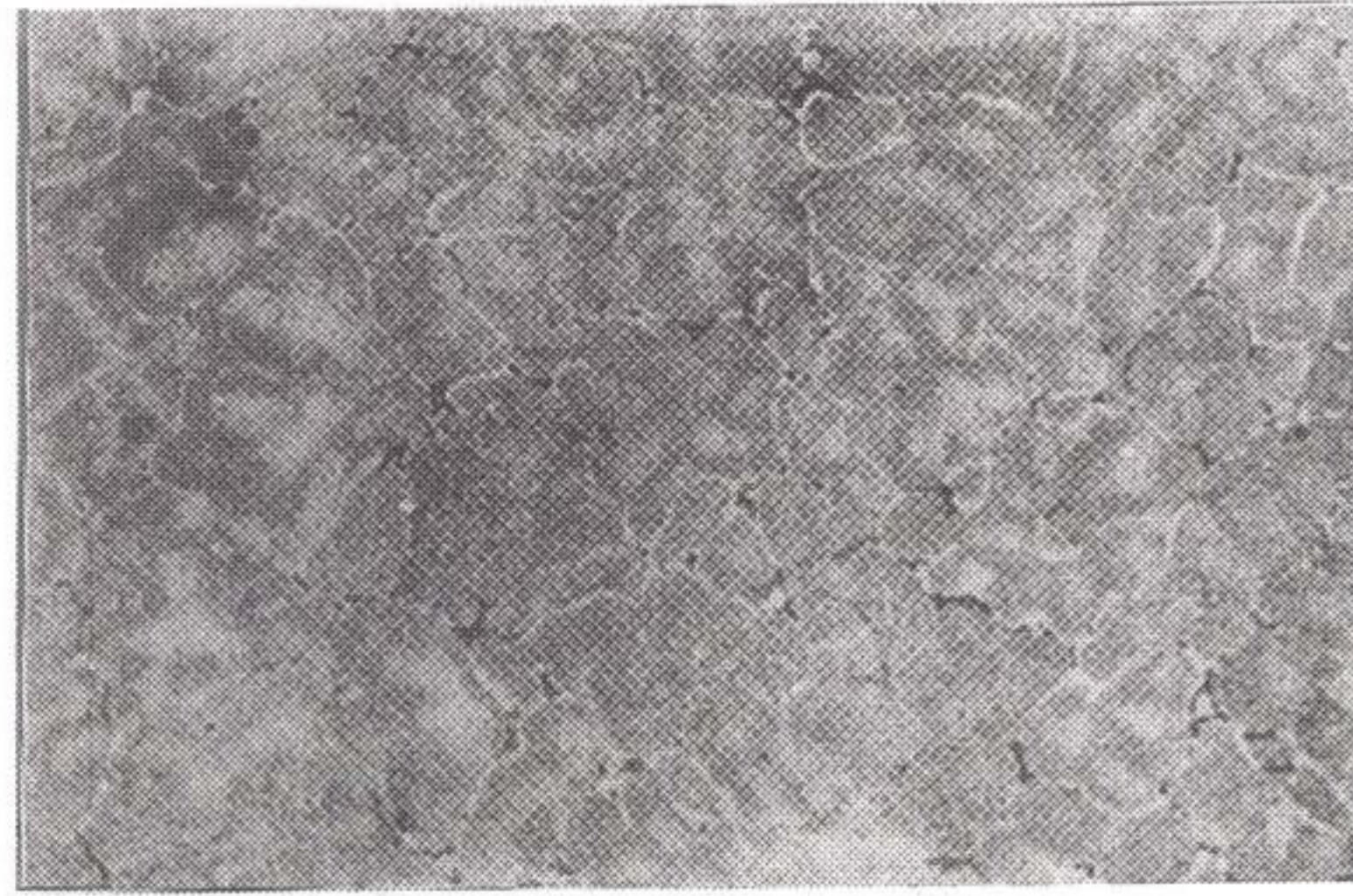
#### (5) 조직 관찰

소재 개발 순서에 따라 생산된 2024-T4 및 7075-T73 소재를 각 공정별로 시편을 채취하여 시편을 연마한 후 keller 시약으로 표면을 부식시켜 광학현미경으로 조직을 관찰하였다. 각 공정별 조직 사진은 사진 4-5, 6과 같다. 또한 최종 열처리 상태의 시료를 기계적으로 연마한 후 질산 1 : 메탄올 3 용액으로 최종연마(jet polishing) 하여 미세조직을 JEM 200 CX 투과 전자현미경으로 관찰하였다. 재질별 미세조직 사진은 사진 4-7, 8과 같다.

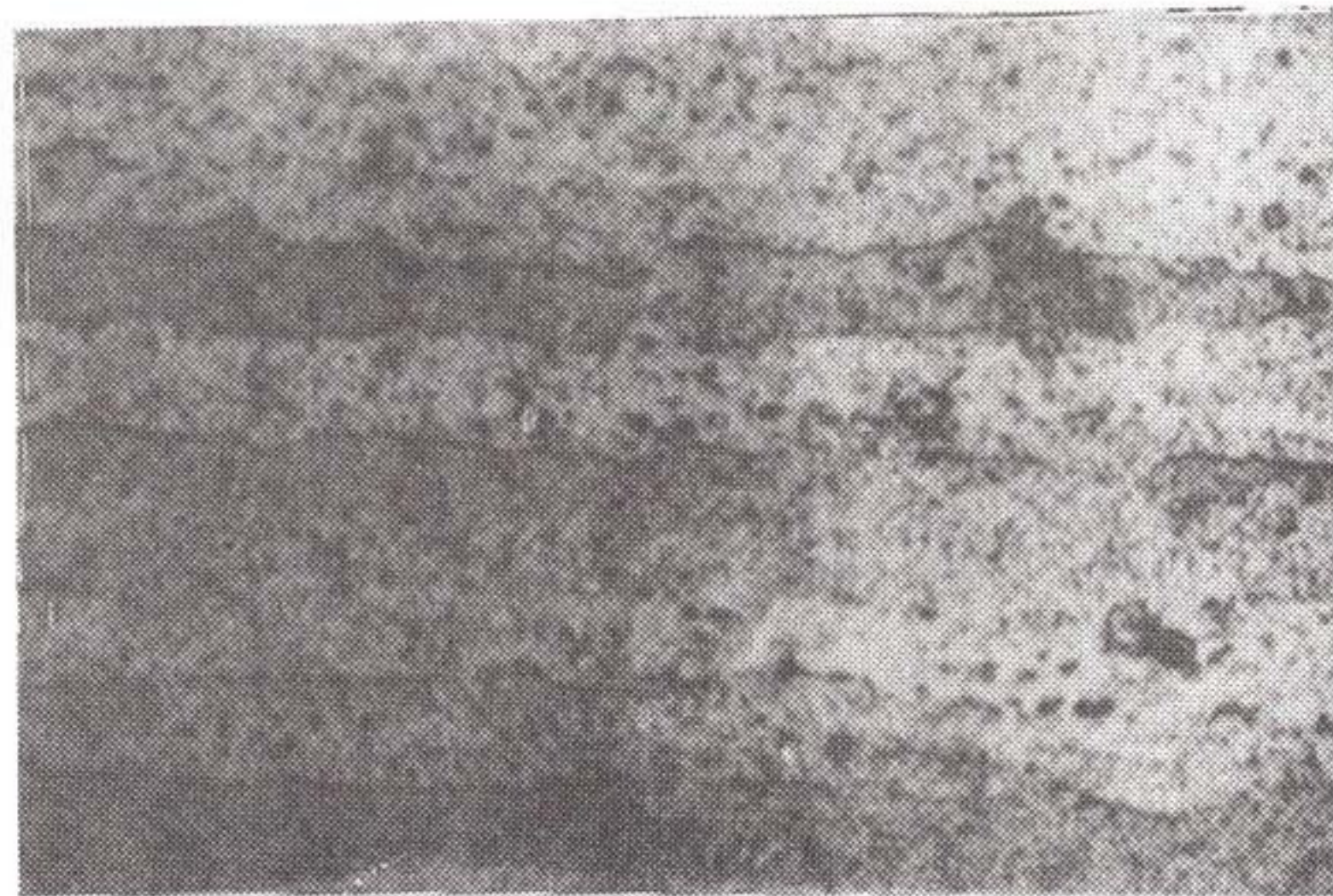




(a) 구조



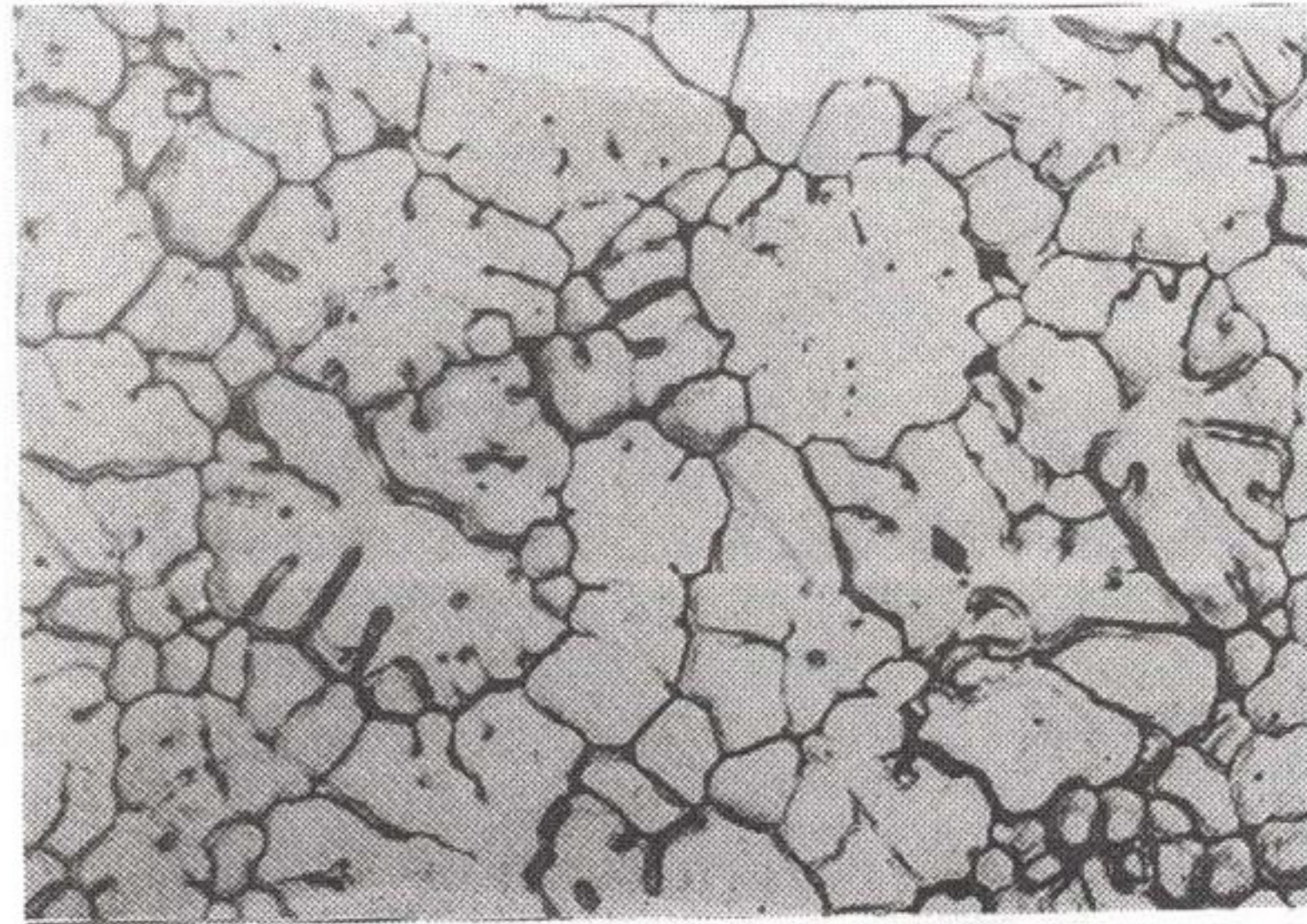
(b) 균질



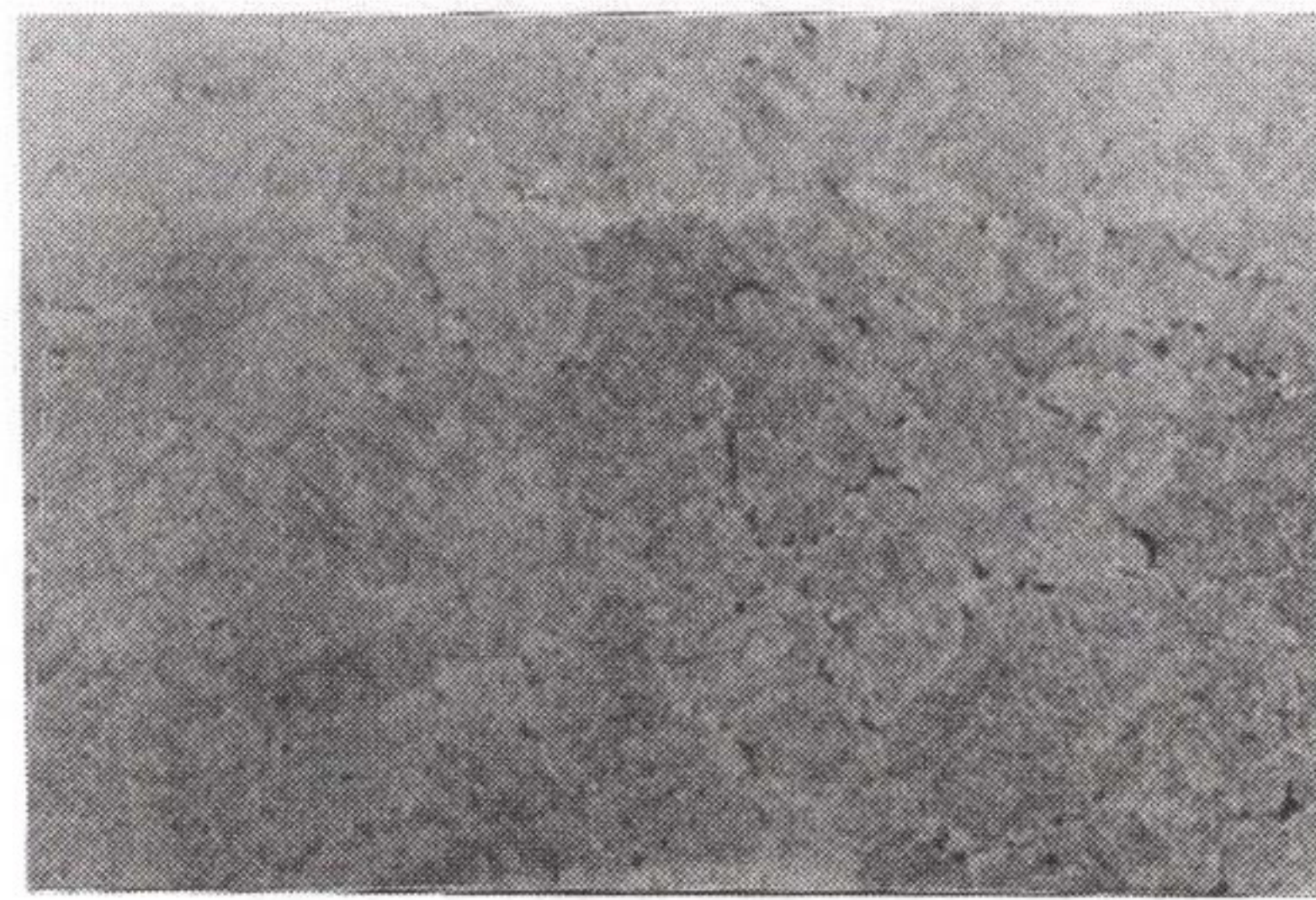
(c) T4

사진 4-5 2024 공정별 조직





(a) 구조



(b) 균질



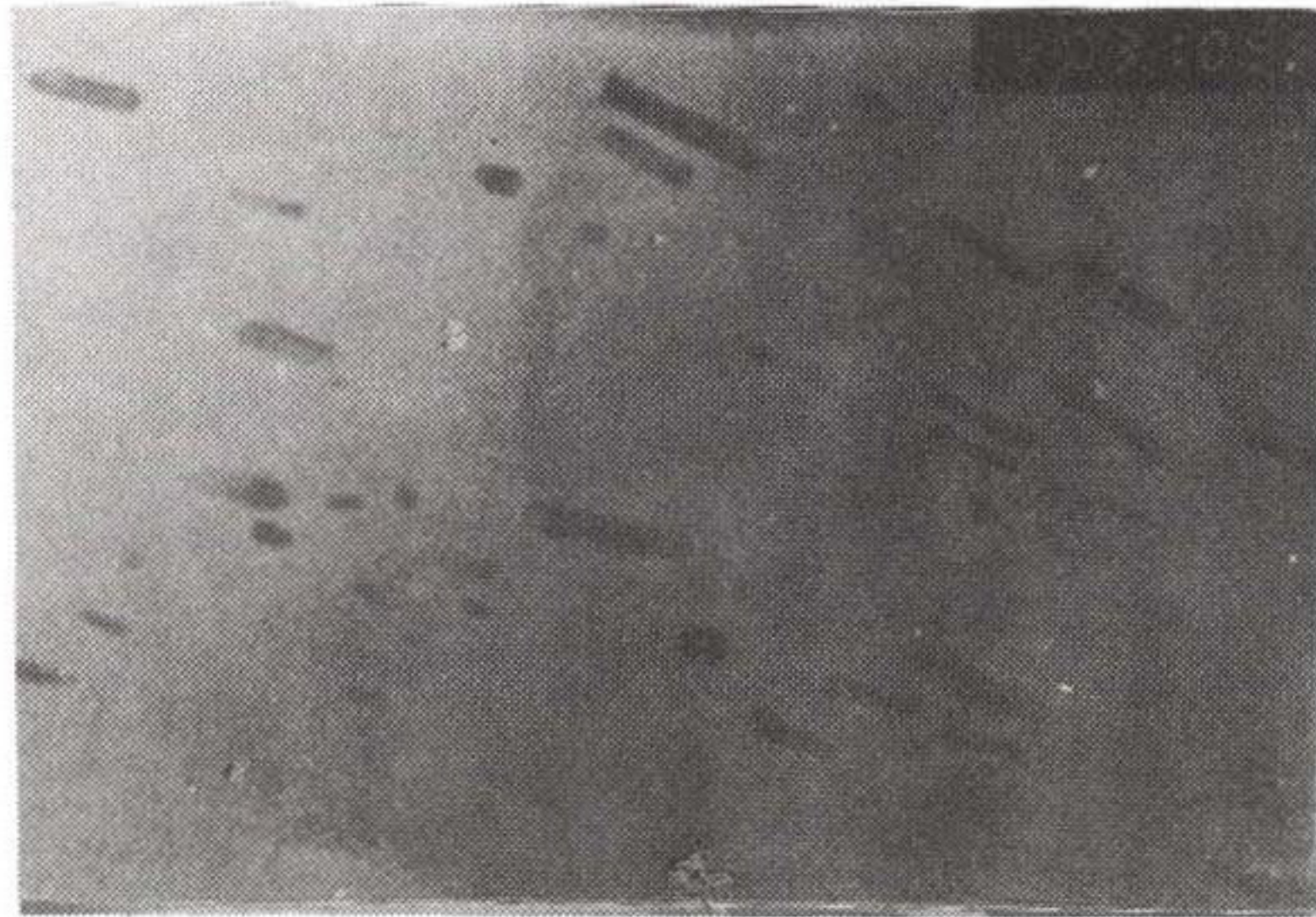
(c) T73

사진 4-6 7075 공정별 조직

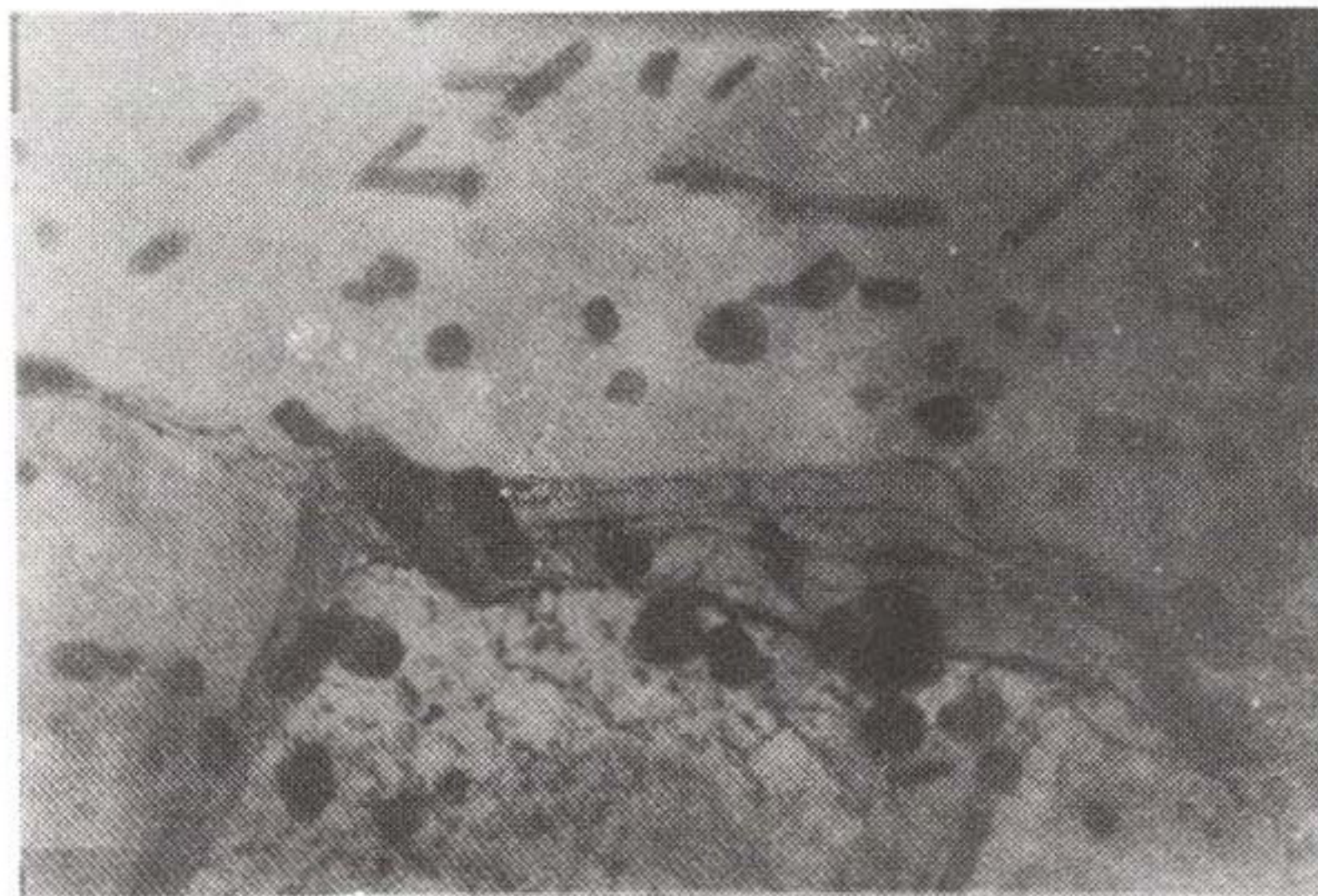




(a) Grain과 석출물



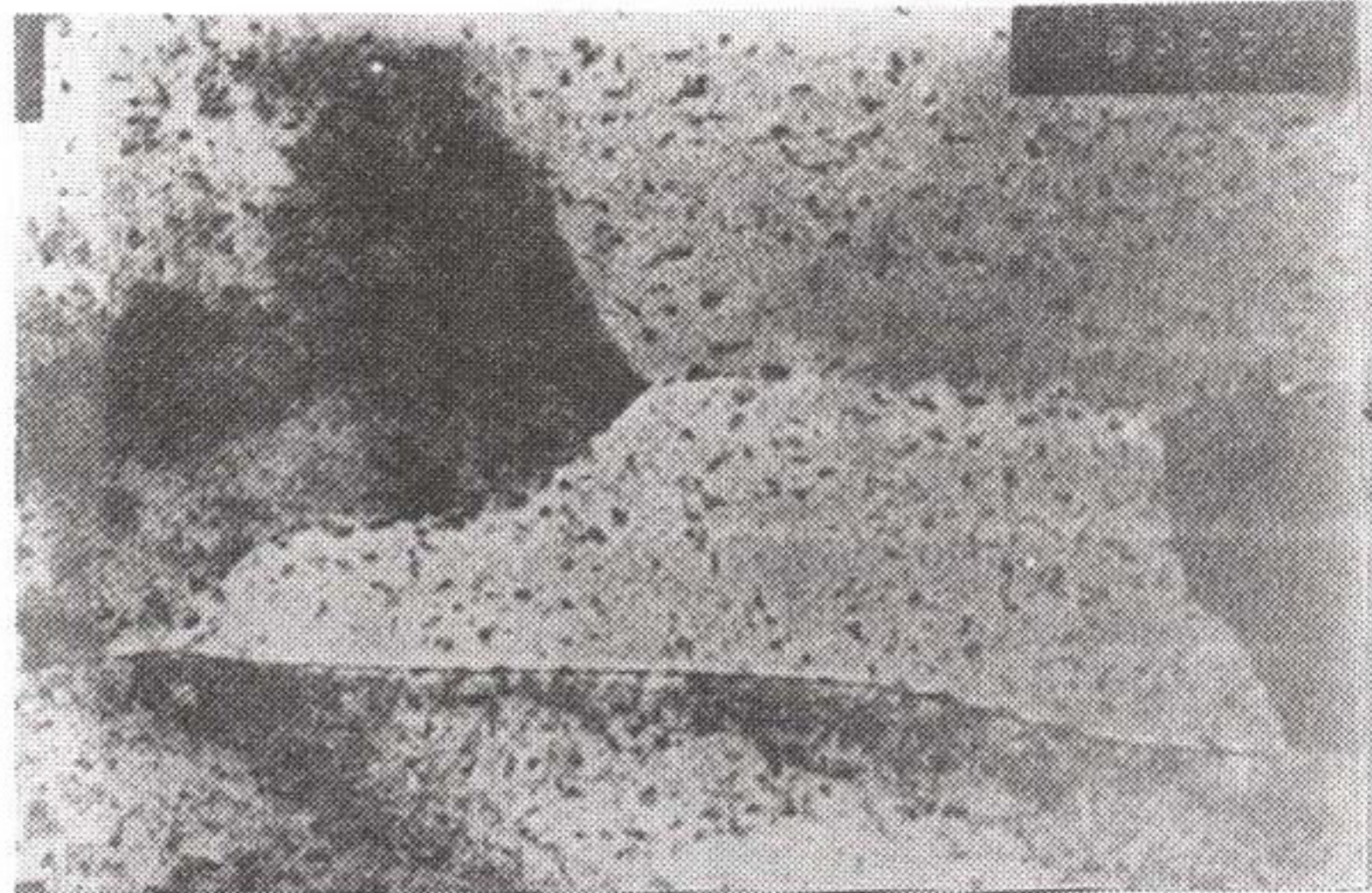
(b) 석출물



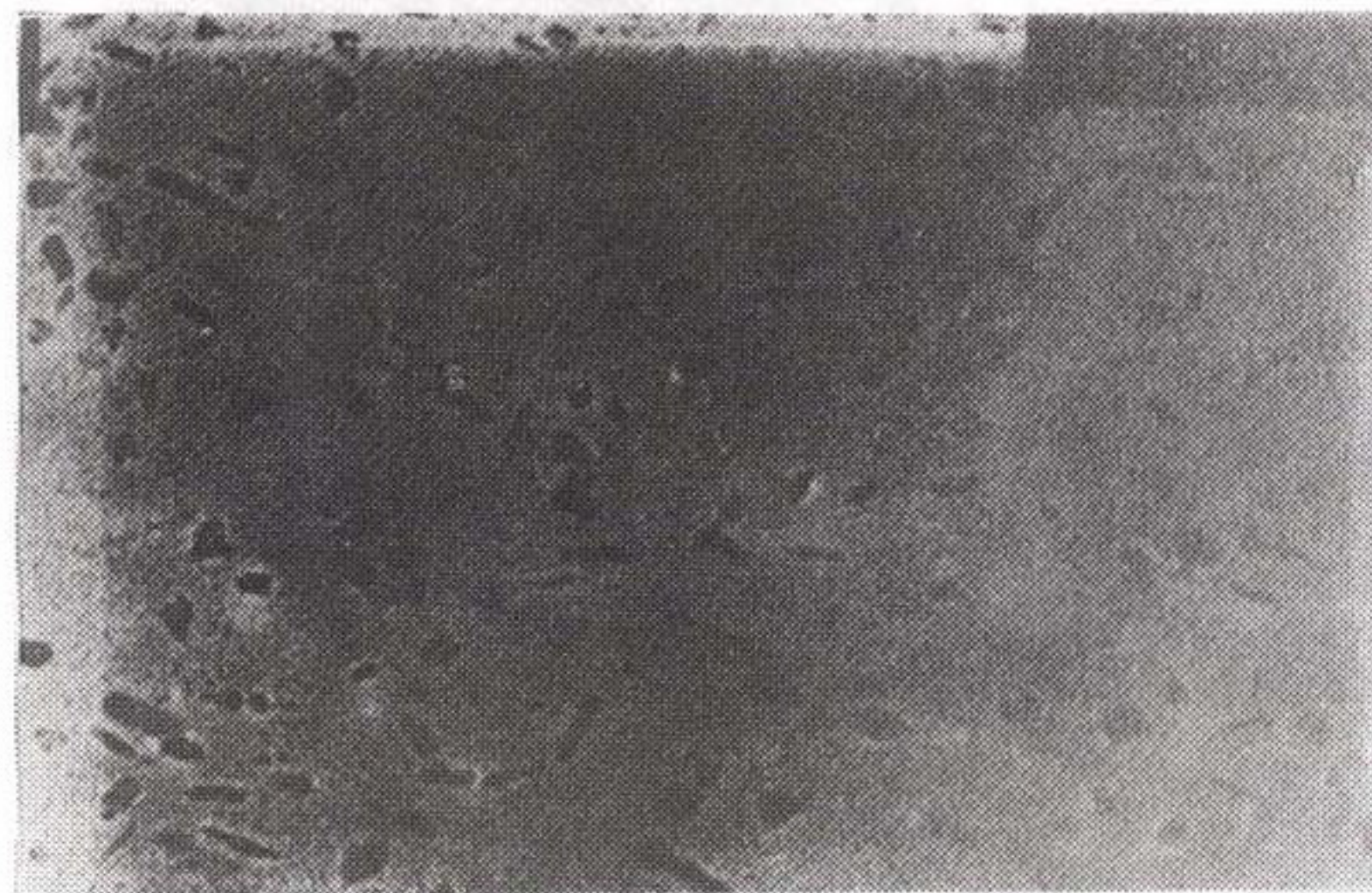
(c) Grain boundary

사진 4-7 2024-T3511 미세 조직

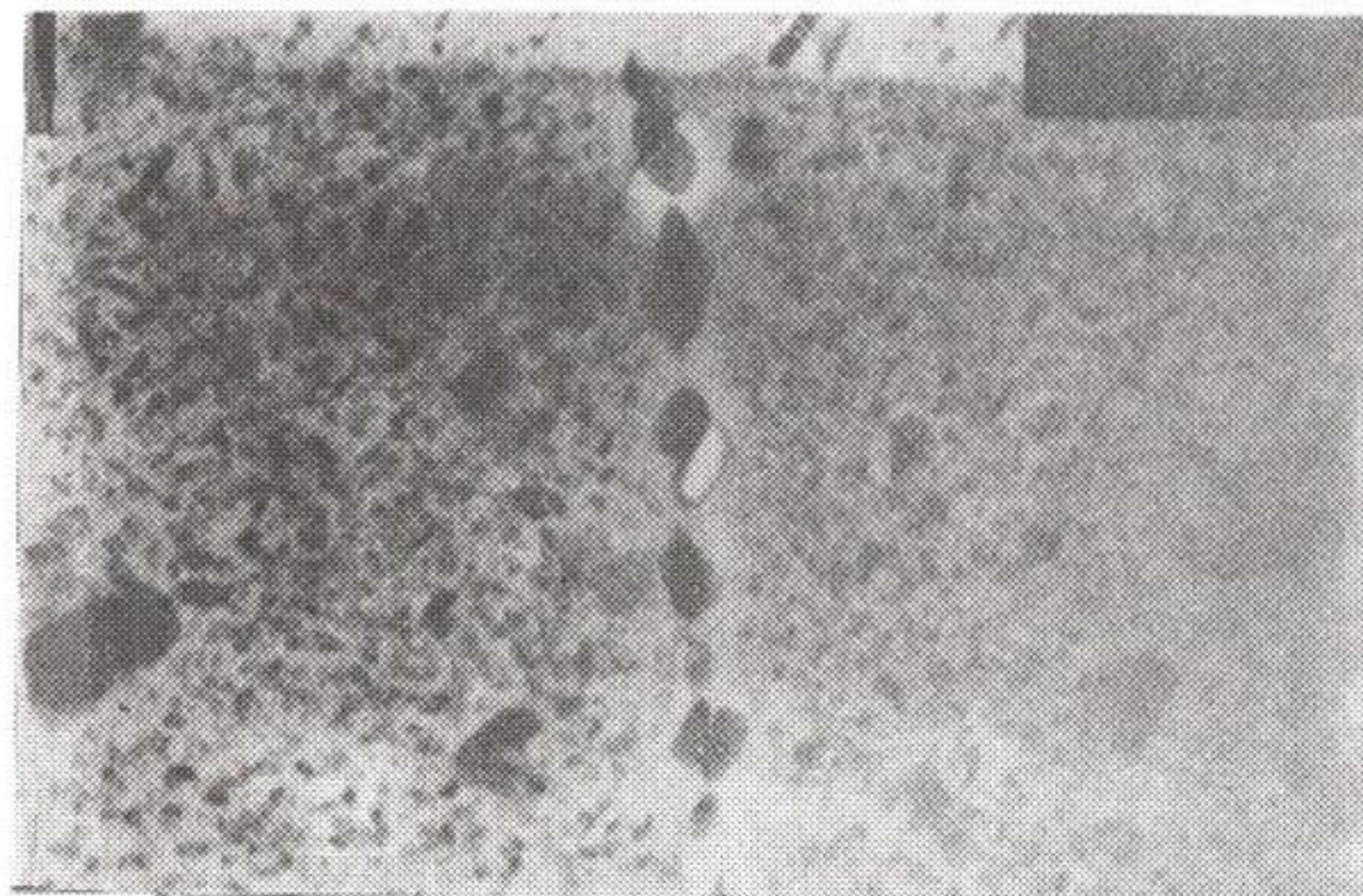




(a) Grain과 석출물



(b) 석출물



(c) Grain boundary

사진 4-8 7075-T73 미세 조직



### 3. 시제품 재질 특성 시험

#### 가. 재질 특성 시험종류 및 시험방법

열처리가 완료된 각 시제품의 형상은 사진 4-9와 같으며, 이들 시제품에 대한 재질 특성 시험은 2024와 7075 알루미늄 압출소재 규격인 QQ-A-200/3 및 QQ-A-200/11을 적용하여 수행하였고, 규격요구 특성시험 외에도 고온인장, 노치인장, 압축, shearing, bearing, 충격, 파괴인성, 피로, 박리, 응력부식시험을 실시하였다.

각 시험항목별 적용규격은 표 4-4와 같다.

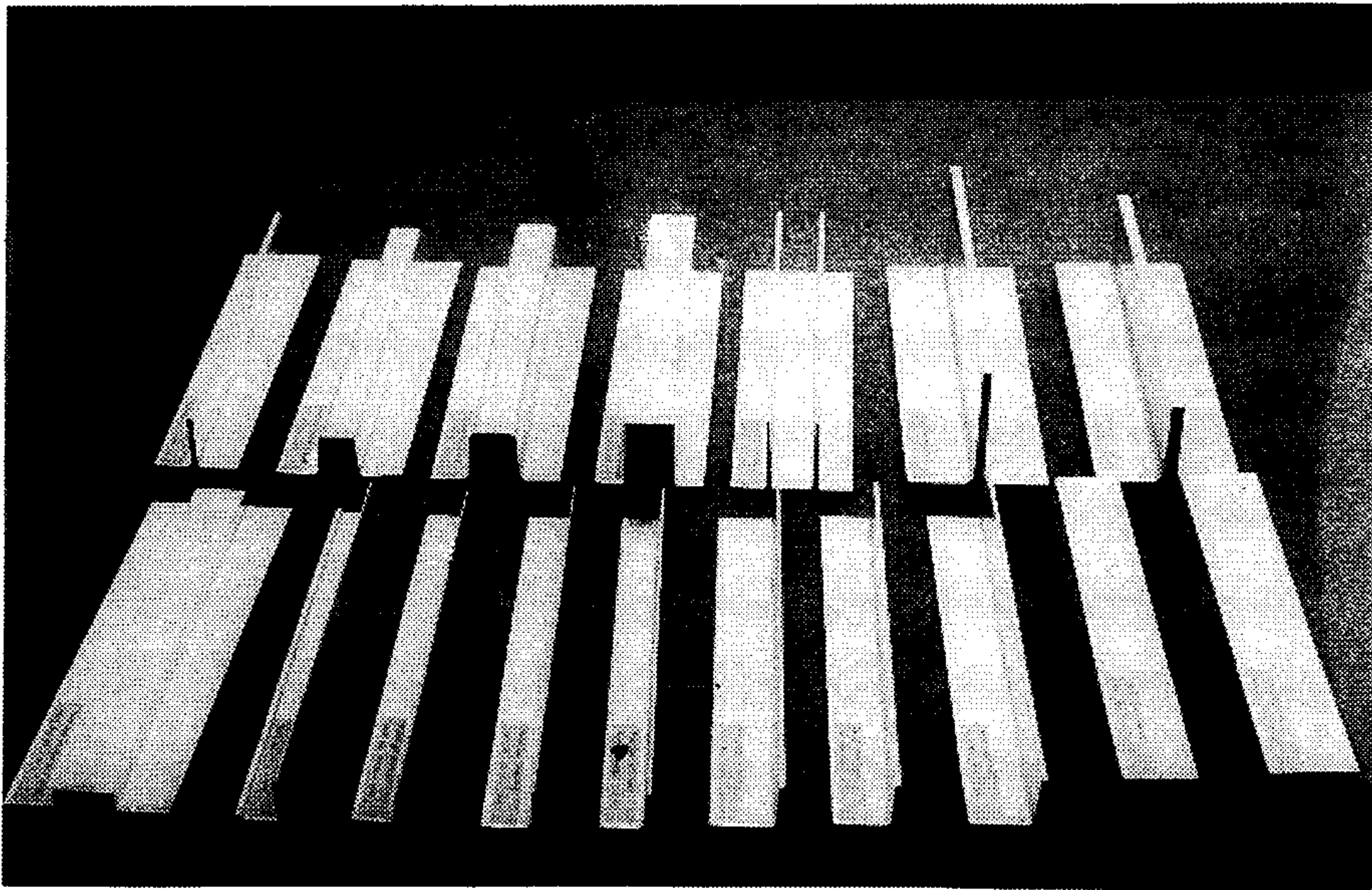


사진 4-9 시제품(17종)

표4-4 시험항목 및 적용규격

시험항목	적용규격	시험장비
치수검사	ANSI H 35.2	Micrometer 외
화학성분검사	ASTM E 60	JY-32 분광 분석기
상온인장시험	ASTM B 557	Instron 4206 인장 시험기
고온인장시험	ASTM E 21	Instron 4206 인장 시험기
노치인장시험	ASTM E 602	Instron 1125 인장 시험기
압축시험	ASTM E 9	Instron 4206 인장 시험기
충격시험	ASTM E 23	SATEC SI-1 충격 시험기
전기전도도 시험	MIL-STD-1537	FM 40 전기전도도 측정기
전단시험	ASTM B 769	Instron 인장 시험기
경도 시험	ASTM E 18	AR-10 경도 시험기
Bearing 시험	ASTM E 238	Instron 4206 인장 시험기
파괴인성 시험	ASTM E 399	Instron 8501
피로 시험	ASTM E 466	Instron 8502
박리 시험	ASTM G 34	
응력부식 시험	ASTM G 44	SCC 시험기
초음파탐상	MIL-STD-2154	USIP-II 초음파 탐상기

(1) 화학성분 분석

주조직전의 용탕으로부터 분석시료를 채취하여 표면을 선삭한 후 JY-32 분광 분석기로 합금의 화학성분을 분석하였고, 열처리 완료된 시제품 17종 각각에 대해서도 화학성분분석을 실시하였다(참고문헌 [90]).

(2) 경도 및 전기전도도 시험

경도 및 전기전도도 시험은 각 재질의 열처리 상태를 간접적으로 확인하기 위한 시험으로 인장시험편을 시편으로 사용하였으며, 경도는 AR-10 경도시험기를 사용하여 Rockwell B Scale로 측정하였으며, 전기전도도는 FM40 전기전도도 측정기를 사용하여 시험하였다(참고문헌 [91, 92]).

### (3) 인장시험

인장시험 방법에 관한 규격인 ASTM B557의 방법으로 압출방향에 대해 L방향으로 하였으며, 인장시험 속도는 2mm/min으로 하였으며, Yield strength는 0.2% offset strength로 나타내었고, 연신율은 시편 양끝 부분에 표점을 표시하여 그 늘어난 길이로 구했다. 인장시편의 형상은 그림 4-4와 같다(참고문헌 [93]).

### (4) 고온 인장시험

고온 인장시험은 7075-T73소재의 경우 200°F, 300°F의 온도에서 유지시간을 1시간 및 2시간으로 시험하였으며, 7075 알루미늄 합금 소재에 비해 고온특성이 요구되는 2024-T4소재는 400°F, 500°F의 온도에서 유지시간을 1시간 및 3시간으로 하여 시험하였다(참고문헌 [103]). 시편은 ASTM B557의 표점거리 20mm인 subsize 표준 시편을 사용하였다.

### (5) Notch 인장시험

Notch 인장 시험은 10톤 용량의 Instron 1125 인장시험기를 사용하였으며, 시편은 ASTM E 602의 표준시편으로 그 형상은 그림 4-5와 같다(참고문헌 [104]).

### (6) 압축시험

압축시험은 시편 채취가 가능한 시제품 2종(부품번호 : 60-8530, 60-0618)에 A7075-T73을 추가로 하여 실시 하였는데, 압축시편의 형상은 그림 4-6과 같으며 L/D=2로 하였다. 압축시험은 압출방향에 대해 L방향으로 하였으며, 압축시험 속도는 2mm/min으로 하였다(참고문헌 [94]).



### (7) Shearing 시험

항공기 구조재의 설계에 요구되는 최소물성치를 계산하는데 shearing 시험을 이용한다. 25톤 용량의 Instron 4206 인장시험기를 사용하여 그림 4-7과 같은 형상의 ASTM B769 표준시편으로 시험하였다.

### (8) Bearing 시험

Bearing 시험은 시편 끝부분의 정해진 거리에 일정한 크기의 구멍을 만들고 이곳에 pin을 끼워 인장함으로써 구멍이 파단되는 응력수준을 측정하는 것으로서 판재 또는 골조재의 구멍뚫린 부분에 대한 강도측정 시험이다. 항공기는 많은 부분이 리벳팅으로 조립되기 때문에 bearing 특성은 실용면에서 중요한 의미를 갖는다.

Bearing 시험은 ASTM E 238의  $e/D=1.5$ 인 표준시편으로 시편 형상은 그림 4-8과 같고 25톤 용량의 Instron 4206 인장시험기로 cross head speed는 2mm/min로 하였으며 bearing strength의 0.2% offset 값을 bearing yield strength로 구하였다(참고문헌 [95]).

### (9) 충격시험

충격시험은 주로 재료의 인성 또는 취성을 판단하기 위하여 행하는 시험으로, 노치를 가진 재료가 고속 변형을 받아 단 한번의 충격으로 파괴가 일어날 때 재료가 흡수한 에너지를 구하여 인성의 기준으로 삼는 시험이다. 충격시험에는 하중을 가하는 방법에 따라 인장, 압축, 비틀림, 굽힘 등의 시험법이 있다. 충격 굽힘 시험법에는 Charpy 충격 시험법과 Izod 충격 시험법이 있다. 본 연구에서는 Charpy 충격시험을 행하였으며, ASTM E 23 규격에 의거하여 시편을 제작하였고, 시편은 A type의 표준 Charpy 충격시편으로 그 형상은 그림 4-9와 같다(참고문헌 [105]).

#### (10) 파괴인성시험

평면변형에서의 파괴인성을 측정하기 위하여 ASTM E 399의 규정에 의거, Compact tension 시편을 제조하였다. 시편의 크기는 그림 4-10과 같다. 각 시편에는 균열의 균일한 성장을 위해 shevron notch를 가공하였고, 이 시편을 Instron사의 20톤 용량의 유압식 동적 재료시험기를 사용하여 반복하중을 가하며 점차 하중진폭을 감소시켜 매우 날카로운 피로균열을 발생시켰다. 재료의 평면변형 파괴인성을 측정하기 위하여 제작된 시편에 반복하중을 가하여 fatigue precrack을 만들었다 (참고문헌 [106]).

#### (11) 피로시험

본 시험은 평균응력 및 응력폭을 변화시키면서 해당응력에서 재료가 파괴될때까지의 cycle 수를 측정하여 재료의 수명을 예측하는 시험이다. 본 연구에서는 ASTM E 466 규정에 의거하여 그림 4-11과 같은 원통형 시편을 제작하였다. 20배 배율의 현미경으로 시편의 표면을 관찰하여 시편의 길이방향에 수직인 결함을 연마로 제거하였으며, 각 시편에 대해 직경을 측정하였다. S-N curve를 작성하기 위한 모든 피로시험은  $R = -1$ 에서 행하였다. 각각의 시편에 최대 하중을 단계별로 적용하여 파괴가 될 때의 누적 cycle을 조사하였다(참고문헌 [107]).

#### (12) 박리시험

박리부식 시험은 ASTM G 34 규격에 준하여 실시 하였으며, 시편은 2인치 X4인치 크기의 규격시편으로 표면층을 절삭 가공하여 제거시킨 뒤 사용하였다. 시편의 뒷면에는 방수 tape를 붙여서 부식액의 접촉을 막았으며, 표면은 아세톤으로 세척한 뒤 부식액에 침적시켰다. 사용된 부식액의 조성은 표 4-5 와 같으며, 용액의 온도는  $25 \pm 3^{\circ}\text{C}$ 로 유지시켰다. 시험 기간은 ASTM G 34에 따랐으며, 2024 소재는 96시간,

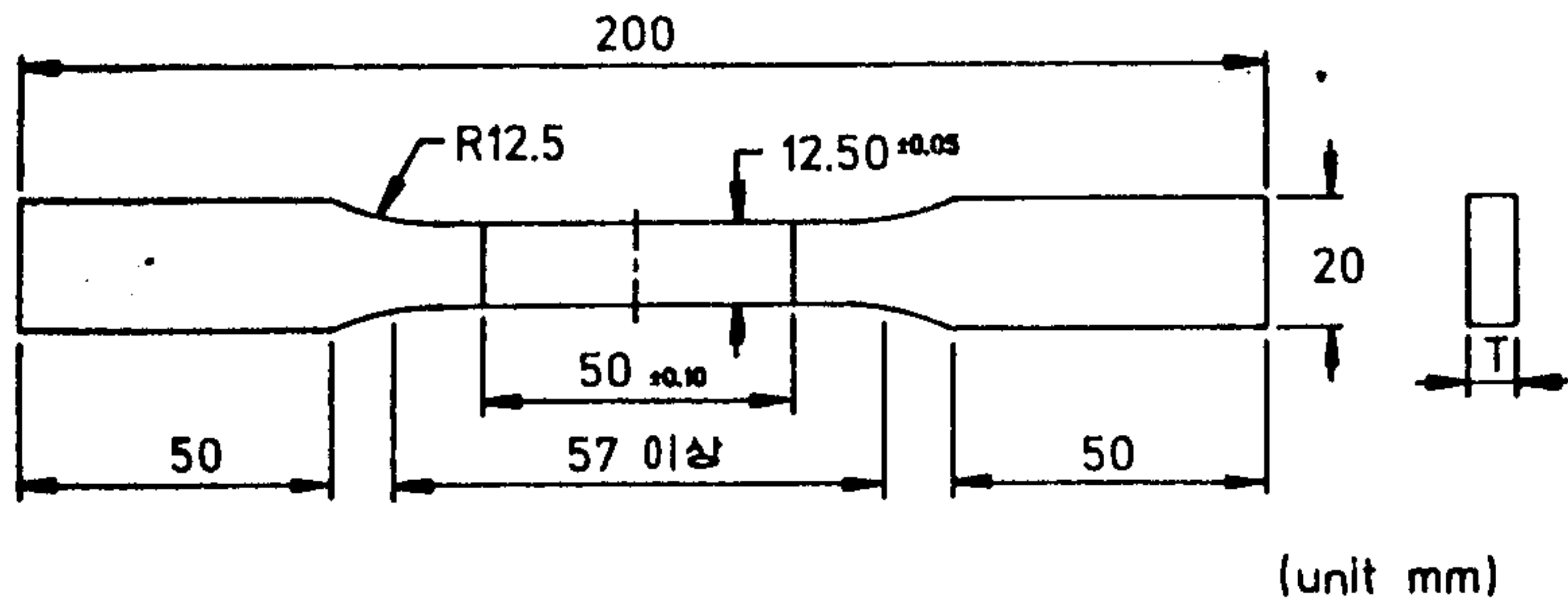


그림 4-4 인장시편

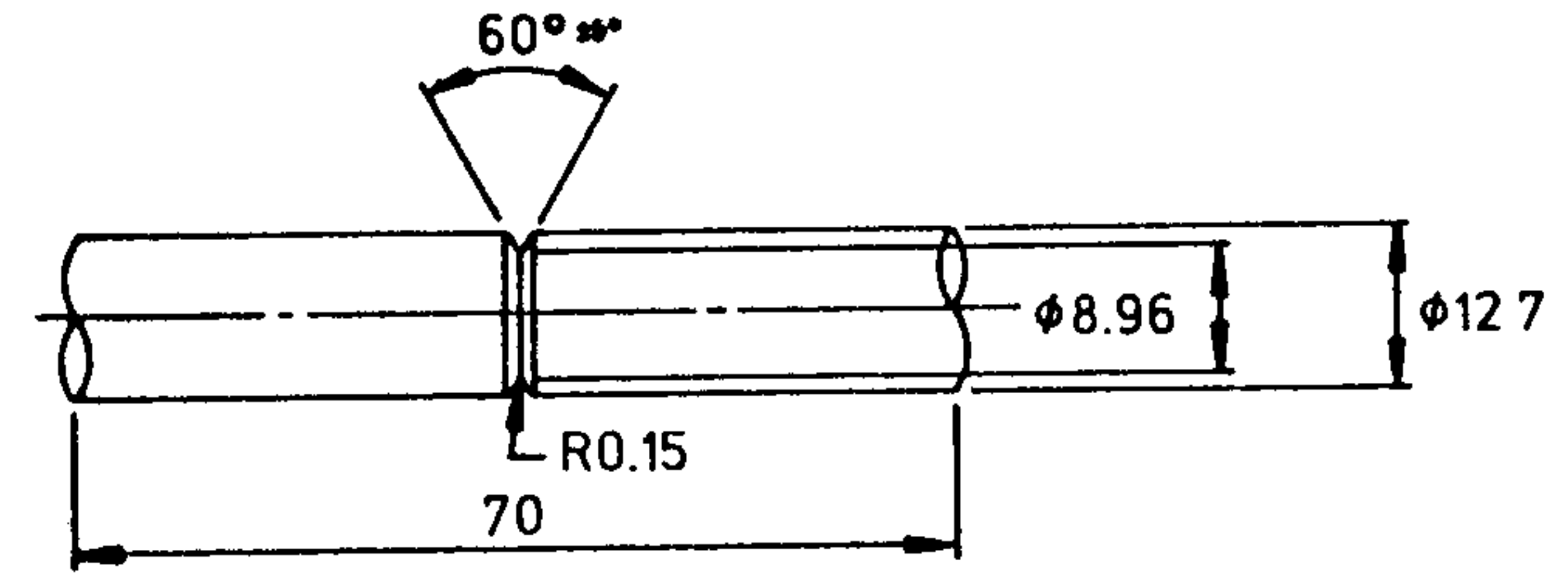


그림 4-5 노치 인장 시편

256

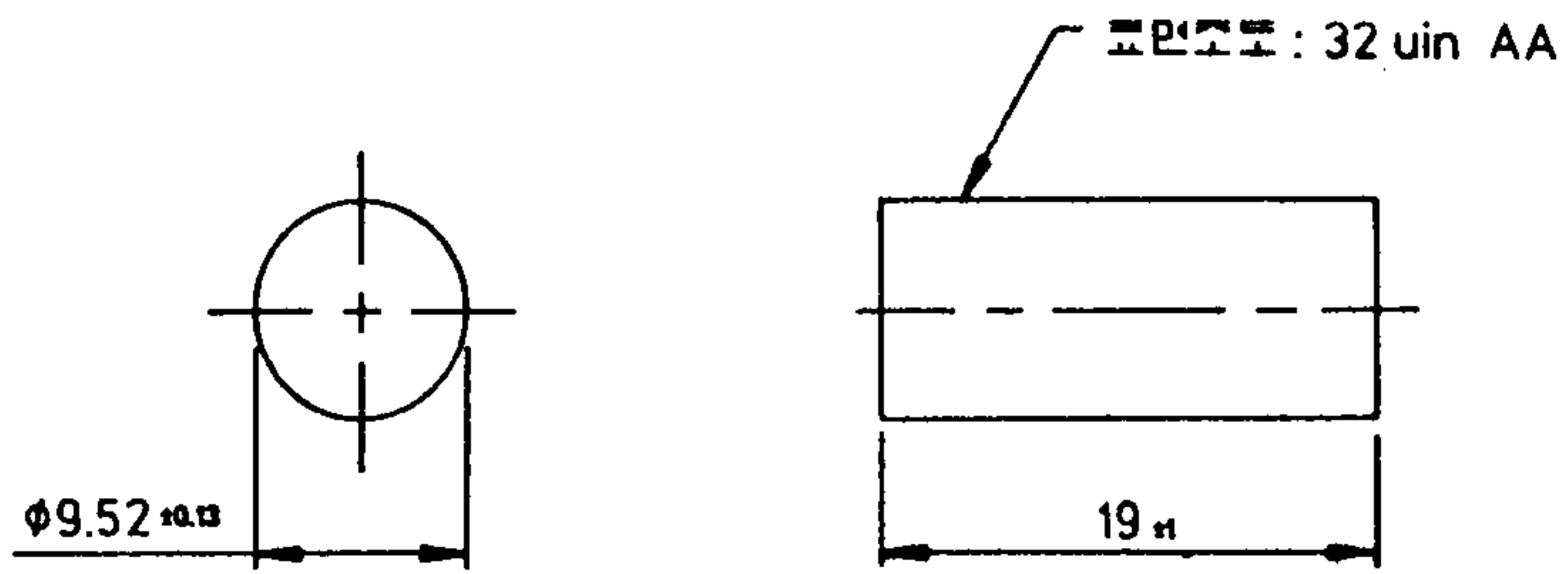


그림 4-6 압축 시편

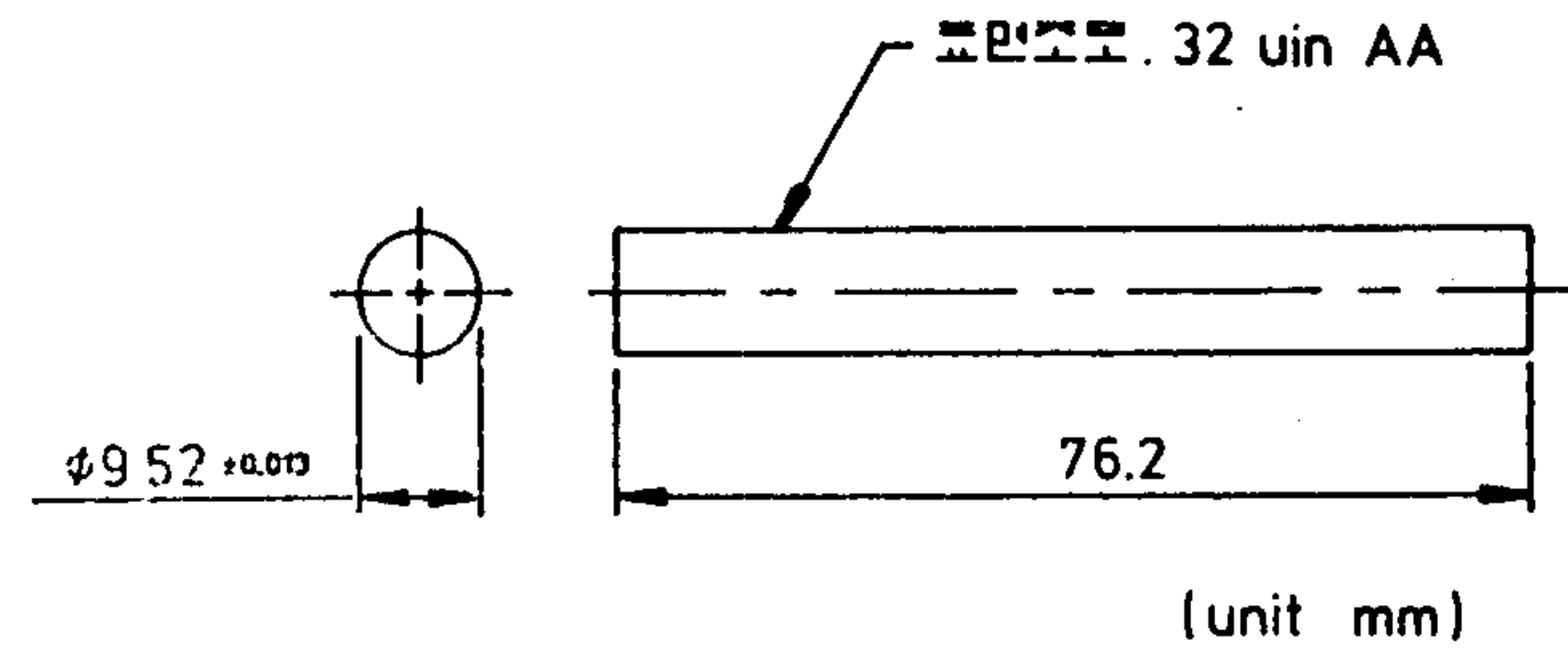


그림 4-7 전단 시편



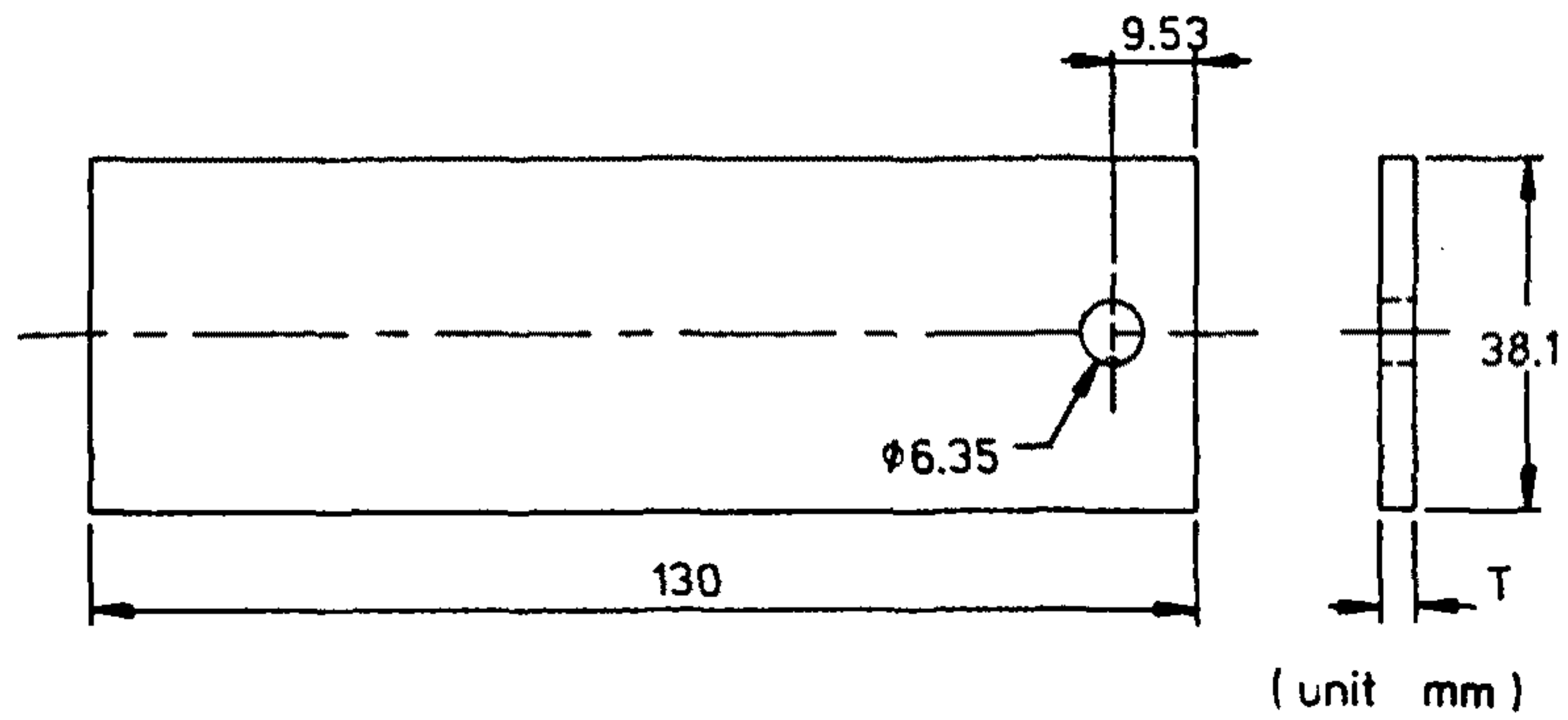


그림 4-8 Bearing 시편

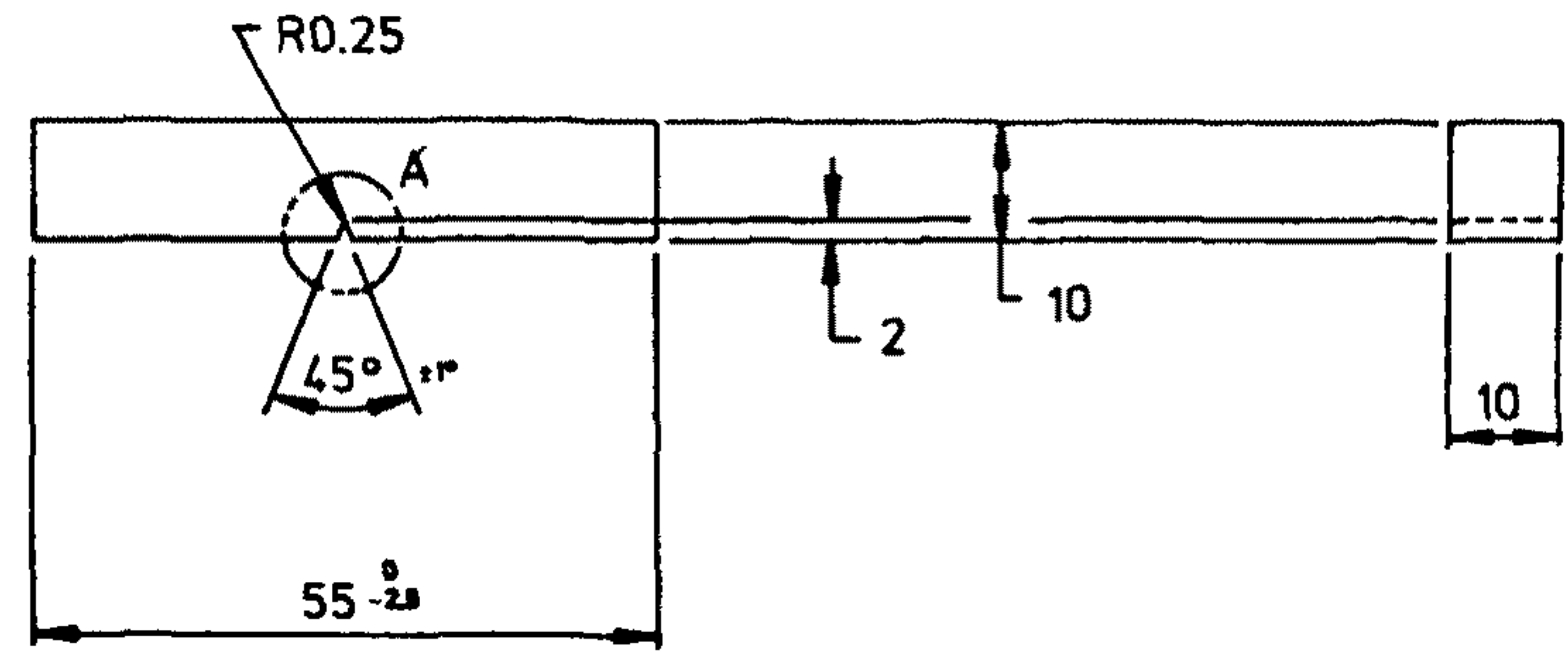


그림 4-9 충격 시편

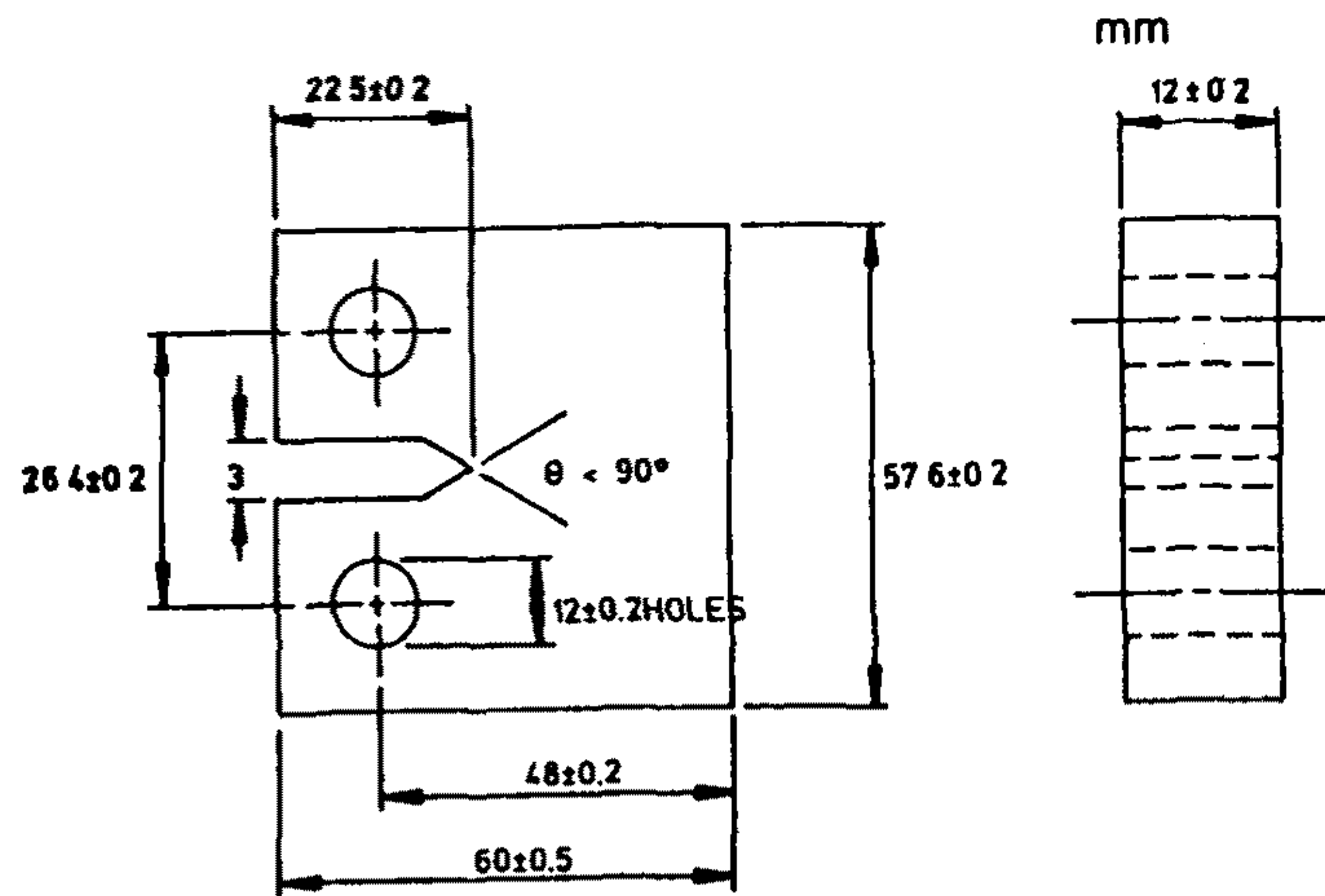


그림 4-10 파괴인성 시편

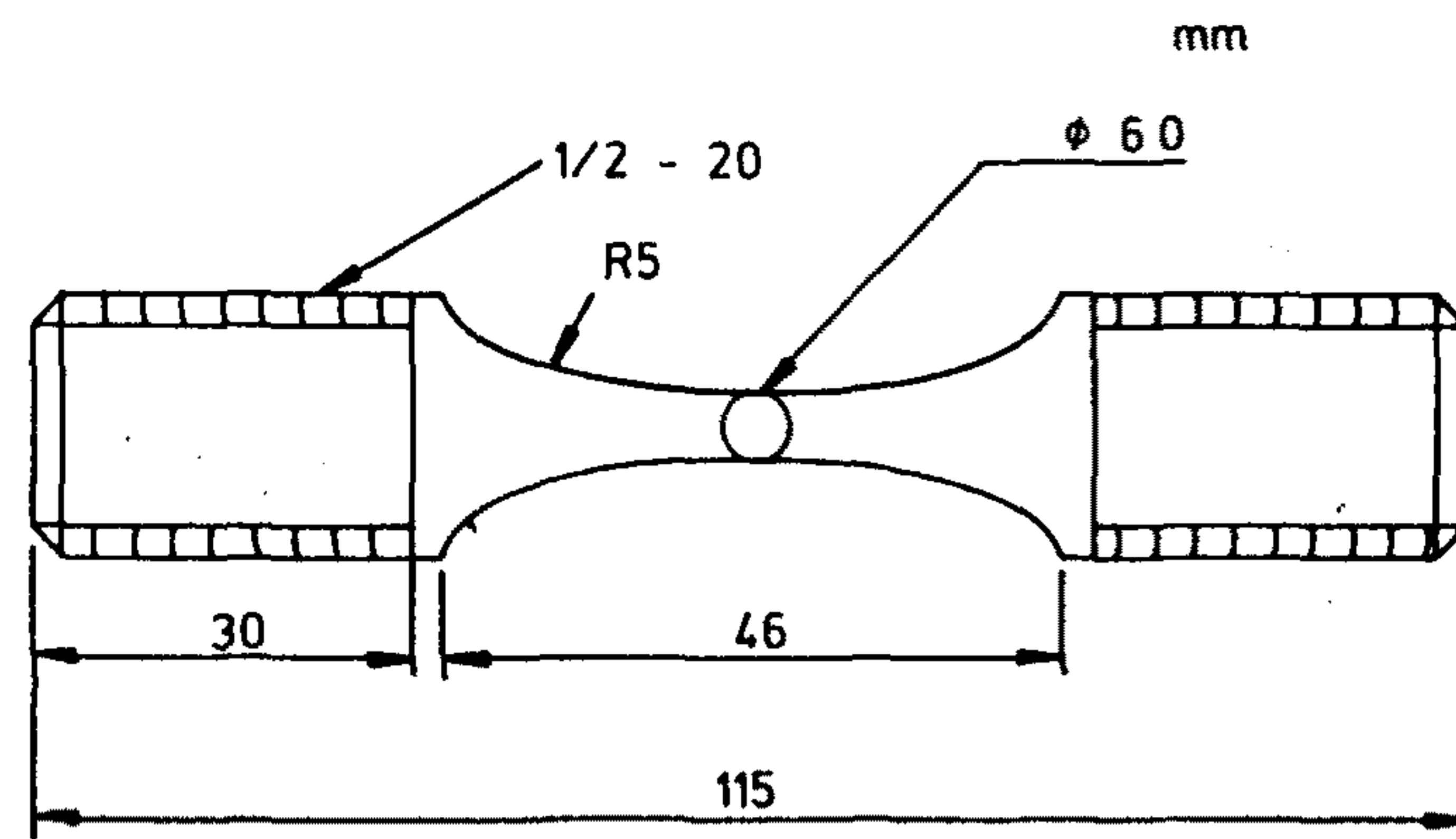


그림 4-11 피로 시편

7075 소재는 48시간 침적시켰다. 침적이 끝난 후 물로 세척한 상태에서 시편 표면을 규격의 표준 사진과 비교 검사하여 부식등급을 결정하였다(참고문헌 [108]).

표 4-5 박리부식 시험액의 조성

성분	농도
NaCl	4 M
KNO <sub>3</sub>	0.5 M
HNO <sub>3</sub>	0.1 M

### (13) 응력 부식 시험

응력부식 시험방법은 침적방법 및 시편 형상에 따라 여러가지가 있으며, 시험방법 및 시험 목적에 따라서도 부식액의 종류와 시험조건 등이 다양하다(참고문헌 [109]).

본 연구에서는 ST 방향의 C-Ring 시편을 사용하였으며, ASTM G 44의 반복 침적시험법을 적용하였다. 3.5% NaCl 수용액에 10분간 침적시키고, 50분간 공기중에 노출시키는 요령으로 반복 침적하였다. 시편 채취방법, 시험절차 그리고 시험기간 등은 ASTM G 38, G 47 및 G 64에 따랐으며 시편 형상은 그림 4-12와 같다. 구체적인 응력부식 시험조건은 표 4-5와 같으며, 시험이 끝난 후 표면을 육안 검사하여 시험결과를 판정하였다.

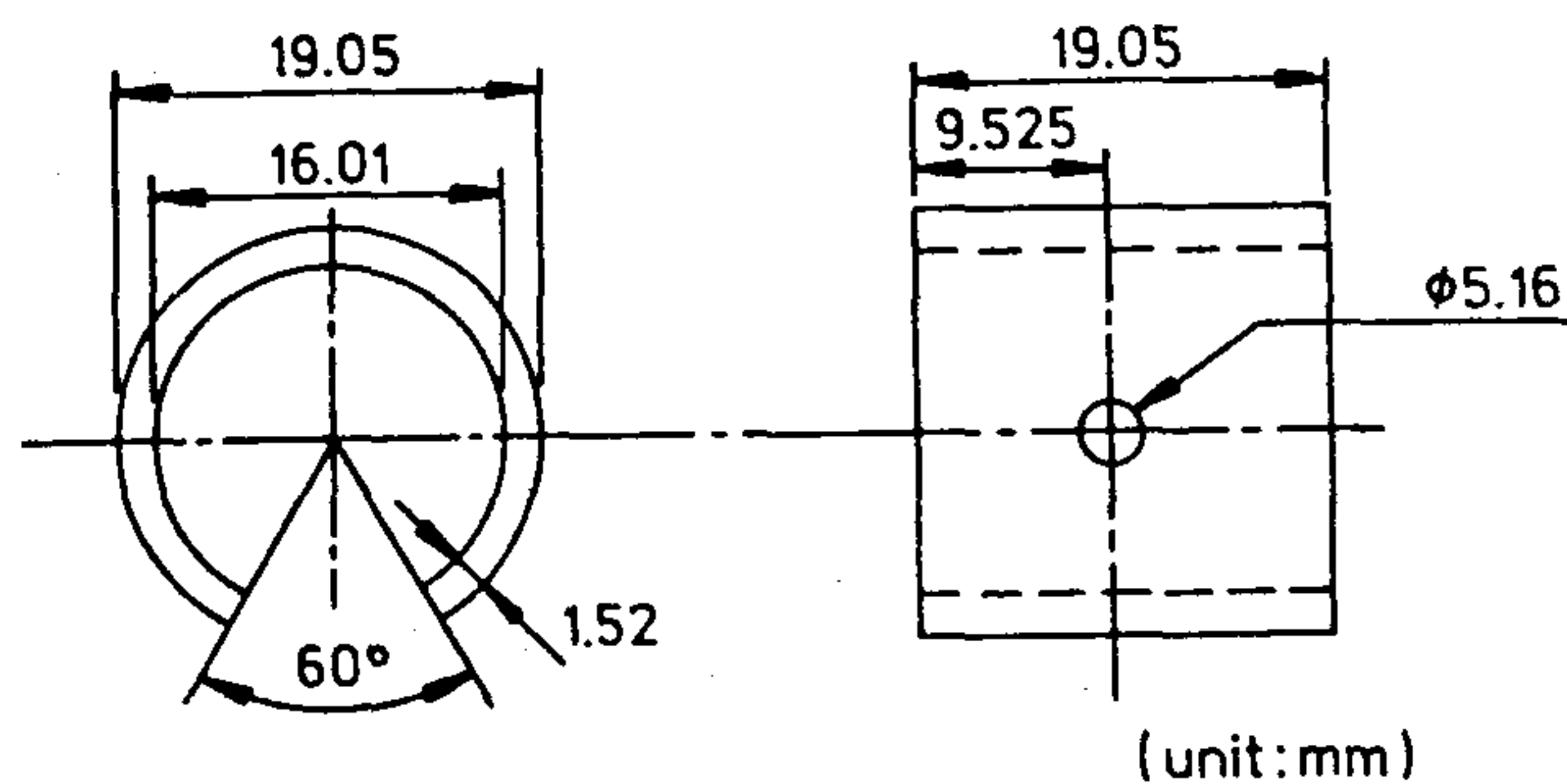


그림 4-12 응력 부식 시편

표 4-6 응력부식시험 조건

구 분	시 험 조 건	
	2024 - T4	7075 - T73
응 력 수 준	24.1 kg/mm <sup>3</sup> (항복강도의 75%)	32.1 kg/mm <sup>3</sup> (항복강도의 75%)
부 식 액 종 류	3.5% NaCl 수용액	좌 동
부 식 액 pH	6.4 ~ 7.2	좌 동
시 험 기 간	10 일	20 일

#### 4. 시험 결과 및 고찰

##### 가. 시험 결과

본 보고서 시험 결과는 1~4차년도에 대한 시험 결과로서 그 평균치를 나타내었다.

##### (1) 결함 및 치수검사

열처리 및 교정이 완료된 시제품의 내부결함 여부를 검사하기 위해 부품번호 60-8530 및 60-0618 시제품에 대해 초음파탐상을 실시한 결과도 양호하였다. 치수공차 규격인 ANSI H 35.2에 따라 작성된 시제품 도면에 의거 치수검사를 한 결과 모든 치수가 공차범위를 만족하였다(참고문헌 [96, 97]).

##### (2) 화학성분 분석

용탕시료와 시제품에 대하여 JY-32 분광분석기로 화학성분을 분석한 결과는 표 4-7과 같으며, 모든 성분분석 결과가 미연방 규격(QQ-A-200/3 및 QQ-A-200/11)을 만족하고 있다.



표 4-7 화학 성분 분석 결과

(단위 : %)

성분 합금	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	비 고
2024	0.50	0.50	3.8- 4.9	0.3- 0.9	1.2- 1.9	0.10	0.25	0.15	규 격
	0.089	0.065	4.55	0.64	1.49	0.005	0.061	0.005	용탕시료
	0.041	0.136	4.45	0.59	1.49	0.004	0.019	0.02	60-8530
	0.046	0.137	4.37	0.59	1.47	0.005	0.019	0.02	10137-1205
	0.045	0.137	4.37	0.59	1.46	0.005	0.019	0.02	10137-1405
	0.042	0.138	4.46	0.58	1.49	0.004	0.018	0.02	60-12527
	0.041	0.137	4.43	0.58	1.48	0.005	0.019	0.02	60-3443
	0.045	0.137	4.35	0.59	1.46	0.005	0.019	0.02	60-3173
	0.044	0.137	4.45	0.58	1.49	0.005	0.018	0.02	60-17136
	0.044	0.136	4.50	0.57	1.51	0.005	0.018	0.02	10134-1205
	0.046	0.138	4.49	0.58	1.51	0.005	0.019	0.02	10133-0702
	0.046	0.137	4.39	0.58	1.46	0.005	0.019	0.02	60-20503
	0.046	0.138	4.46	0.58	1.49	0.005	0.019	0.02	60-21118
	0.045	0.137	4.45	0.58	1.49	0.004	0.018	0.02	60-1467
	0.044	0.132	4.47	0.58	1.42	0.005	0.017	0.02	10134-0702
	0.042	0.138	4.45	0.58	1.45	0.005	0.017	0.02	60-11778
0.045	0.128	4.43	0.58	1.46	0.005	0.019	0.02	10134-1005	
0.046	0.137	4.38	0.59	1.45	0.005	0.019	0.02	60-9776	
7075	0.40	0.50	1.2- 2.0	0.30	2.1- 2.9	0.18- 0.28	5.10- 6.10	0.20	규 격
	0.026	0.092	1.62	0	2.56	0.23	5.68	0.01	용탕시료
	0.028	0.094	1.60	0	2.58	0.24	5.30	0.02	60-0618

\* 첨가원소 이외의 규제원소 규격값은 최대 허용치임.

(3) 경도 및 전기전도도 시험

시제품 각각에 대해 측정된 경도 및 전기전도도의 값은 표 4-8과 같으며, MIL-H-6088에 명시된 재질 요구값을 만족하고 있어, 열처리 상태가 양호함을 알 수 있다.

표 4-8 경도 및 전기전도도 시험결과

재 질	형 상	부 품 번 호	경도(HRB)	전기전도도(% IACS)	
2024 - T3511	Angle	10133 - 0702	76.1	30.2	
		10134 - 0702	75.4	30.5	
		10134 - 1005	75.4	30.0	
		10134 - 1205	76.0	30.2	
		60 - 3173	75.4	31.7	
		60 - 17136	75.5	31.7	
		60 - 11778	74.6	31.4	
	Channel	10137 - 1205	75.9	30.7	
		10137 - 1405	76.6	30.5	
		60 - 1467	75.1	30.3	
		60 - 3443	76.7	31.3	
		60 - 9776	76.6	30.0	
		60 - 12527	76.1	30.8	
		60 - 20503	74.8	30.2	
	Tee	60 - 8530	76.9	30.5	
		60 - 21118	77.3	31.8	
			규 격	69 이상	28.5 ~ 32.5
	7075 - O	Tee	60 - 0618	16.0	46.0
				규 격	22 이하
	7075 - T73	Tee	60 - 0618	83.2	41.5
				규 격	78 이상

(4) 인장시험

시제품 각 17종에 대해 측정된 인장시험 결과는 표 4-9와 같으며, 소재규격인 QQ-A-200/3, QQ-A-200/11의 규격값을 만족하고 있다.

표 4-9 상온인장시험결과

(단위 : Kg/mm<sup>2</sup>)

재 질	형 상	부 품 번 호	T.S	Y.S	EL(%)	
2024 - T3511	Angle	10133 - 0702	46.9	34.5	16.9	
		10134 - 0702	45.8	33.0	16.1	
		10134 - 1005	45.1	32.0	19.5	
		10134 - 1205	49.0	38.5	16.7	
		60 - 3173	50.1	36.4	16.7	
		60 - 17136	49.8	36.9	17.0	
		60 - 11778	45.9	35.3	14.5	
		Channel	10137 - 1205	47.0	34.3	18.5
	10137 - 1405		48.1	34.8	17.8	
	60 - 1467		46.7	34.3	16.2	
	60 - 3443		46.3	33.0	18.8	
	60 - 9776		44.4	31.7	17.0	
	60 - 12527		48.5	36.0	16.3	
	60 - 20503		47.9	36.9	15.9	
	Tee	60 - 8530	48.9	36.5	18.1	
		60 - 21118	48.1	37.0	16.5	
	규 격	두께 6.35mm 미만	40.1 이상	29.5 이상	12 이상	
		두께 6.35mm 이상	42.2 이상	30.9 이상	12 이상	
	7075 - O	Tee	60 - 0618	22.8	12.8	17.1
		규 격	두께 6.35mm 이상	28.1 이하	16.9 이하	10 이상
	7075 - T73	Tee	60 - 0618	54.5	47.0	14.6
규 격		두께 6.35mm 이상	49.2 이상	42.2 이상	8 이상	



(5) 고온인장시험

표 4-10은 고온인장시험의 결과로서 유지시간에 따른 강도변화가 거의 없는 것은 경화 석출물의 고온안정성이 양호함을 보여주는 것이다.

표 4-10 고온인장시험결과

(단위 : Kg/mm<sup>2</sup>)

재 질	온도(°F)	유지시간	TS	YS	EI
2024 - T4	400	1	31.7	23.3	12.0
		3	27.8	21.4	13.1
	500	1	17.7	16.0	18.3
		3	16.0	14.3	20.1
7075 - T73	200	1	50.3	45.8	5.0
		2	49.7	45.6	4.9
	300	1	40.2	39.3	7.0
		2	39.6	38.4	7.0

(6) Notch 인장시험

재료에 notch가 존재하면 notch의 뿌리에 응력집중이 생기며, 3축 응력상태가 되어 시편의 항복응력이 1축 응력 상태보다 커진다. Notch가 있는 시편의 유동응력과 notch가 없는 시편의 유동응력의 비(notch strength ratio, NSR)를 소성구속인자라고 하며, 이것은 재료가 갖는 인성의 척도가 된다. 표 4-11은 notch 인장시험의 결과이다. 소성 구속인자를 계산할 때 사용한 notch 없는 시편의 유동응력은 상온 인장시험의 결과를 사용했으며, notch 인장시험의 각 lot와 시편방향에 대응하는 값을 이용하였다. L방향 시편의 소성 구속인자에 비해 T방향 시편의 값이 크다는 것은 T방향 시편의 항복응력은 작지만 notch의 3축 응력 상태의 존재로 인한 notch 강화의 효과가 큰 것을 의미한다.

표 4-11 노치인장시험결과

(단위 : Kg/mm<sup>2</sup>)

재 질	방 향	SNS (kg/mm <sup>2</sup> )	NSR
2024 - T4	L	59.0	1.57
	T	56.1	1.75
7075 - T73	L	70.6	1.48
	T	68.9	1.50

(7) 압축시험

Tee 형상의 시제품 60-8530 및 60-0618에 대한 압축시험 결과는 표 4-12와 같으며, MIL-HDBK-5의 요구값을 만족하고 있다.

표 4-12 압축시험결과

(단위 : Kg/mm<sup>2</sup>)

재 질	부품번호	압축항복강도	규 격
2024 - T3511	60 - 8530	40.22	26.0 이상
7075 - O	60 - 0618	13.15	
7075 - T73	60 - 0618	49.2	40.7 이상

(8) Shearing 시험

Tee 형상의 시제품 60-8530 및 60-0618에 대한 shearing 시험결과는 표 4-13과 같으며, MIL-HDBK-5의 요구값을 만족하고 있다.

표 4-13 전단시험결과

재 질	부품번호	Fsu(kg/mm)	Fsy(kg/mm)
2024 - T3511	60 - 8530	60.6	58.0
	규 격	21.8	-
7075 - T73511	60 - 0618	64.3	64.3
	규 격	26.0	-

(9) 베어링 시험

시험 채취 가능한 시제품 6종에 대한 시험결과는 표 4-14와 같으며 MIL-HDBK-5의 요구조건을 만족시키고 있으며, bearing pin과 접촉하고 있는 pin hole의 윗부분이 직선으로 파단되었다.

표 4-14 베어링시험결과

(단위 : Kg/mm<sup>2</sup>)

재 질	부품번호	인장강도	항복강도
2024 - T3511	60 - 8530	61.71	46.13
	10137 - 1405	63.97	50.46
	60 - 12527	73.16	57.26
	60 - 20503	65.65	56.27
	60 - 21118	73.20	59.0
	규 격	59.0 이상	42.8 이상
7075 - T73	60 - 0618	76.69	63.20
	규 격	71.0 이상	56.9 이상

(10) 충격시험

Tee 형상의 시제품 60-8530 및 60-0618에 대한 충격시험 결과는 표 4-15와 같다. L-T 방향의 충격값이 T-L방향의 충격값보다 높은것은 압출로 인한 기계적 섬유조직과 개재물의 배열로 인하여 L 방향의 강도가 T 방향의 강도보다 훨씬크고 파괴는 강도가 적은면을 따라 진행하기 때문이다.

표 4-15 충격시험결과

(단위 : J/cm<sup>2</sup>)

재 질	부품번호	L-T 충격 강도	T-L 충격 강도
2024 - T3511	60 - 8530	11.7	6.7
7075 - O	60 - 0618	36.3	31.3
7075 - T73	60 - 0618	16.2	5



(11) 파괴인성 시험

Tee 형상의 시제품 60-8530 및 60-0618에 대한 평면변형 인성시험을 표 4-16에 나타내었다. 시편 size가 ASTM 규격을 충족시키지 못해 K<sub>ic</sub> 값이 아닌 KQ 값을 나타내었다.

표 4-16 파괴인성 시험결과

재 질	부품번호	시 편 방 향	KQ, kg.mm <sup>3/2</sup>
A7075 - T73	60 - 0618	L - T	186.4
	60 - 0618	T - L	139.3
A2024 - T3511	60 - 8530	L - T	155.8
	60 - 8530	T - L	144

(12) 피로시험

Tee 형상의 시제품 60-8530 및 60-0618에 대한 피로시험 결과를 표 4-17에

표 4-17 피로 시험결과

재 질	Stress ( $\Delta\sigma/2$ ) Ksi	Cycles to Failure, N <sub>f</sub>	비 고
A7075 - T73	70	296	
	50	12349	
	40	45263	
	30	108377	
	20	11669840	Not failed
A2024 - T3511	50	8002	
	40	26460	
	30	987577	
	20	3034429	Failed out of the G.L. limit
	20	11296848	Not failed

나타내었으며 S-N Curve 모습을 그림 4-13에 나타내었다. 이 결과를 MIL-HDBK-5의 규격과 비교해본 결과 규격값을 만족하고 있다.

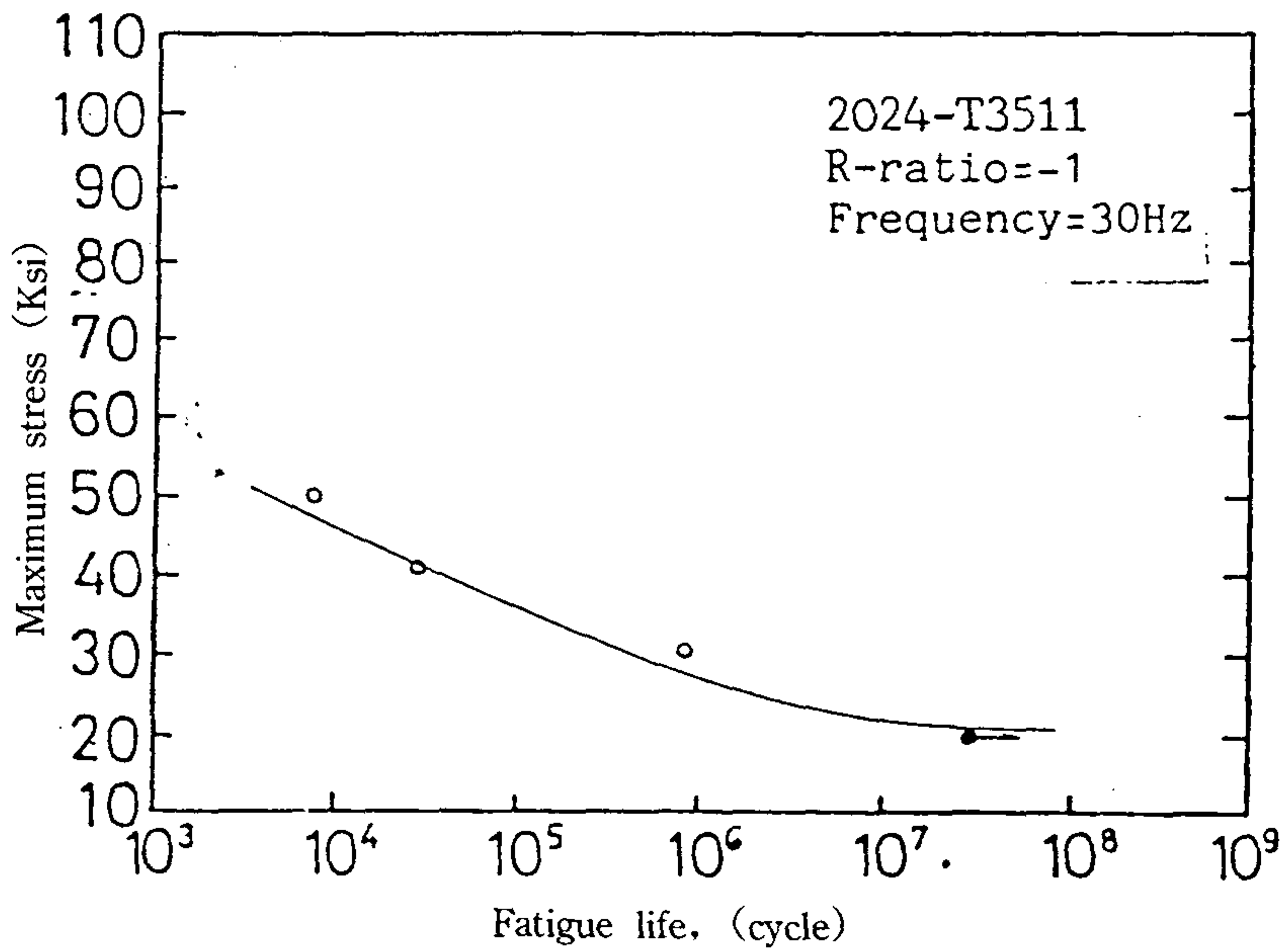
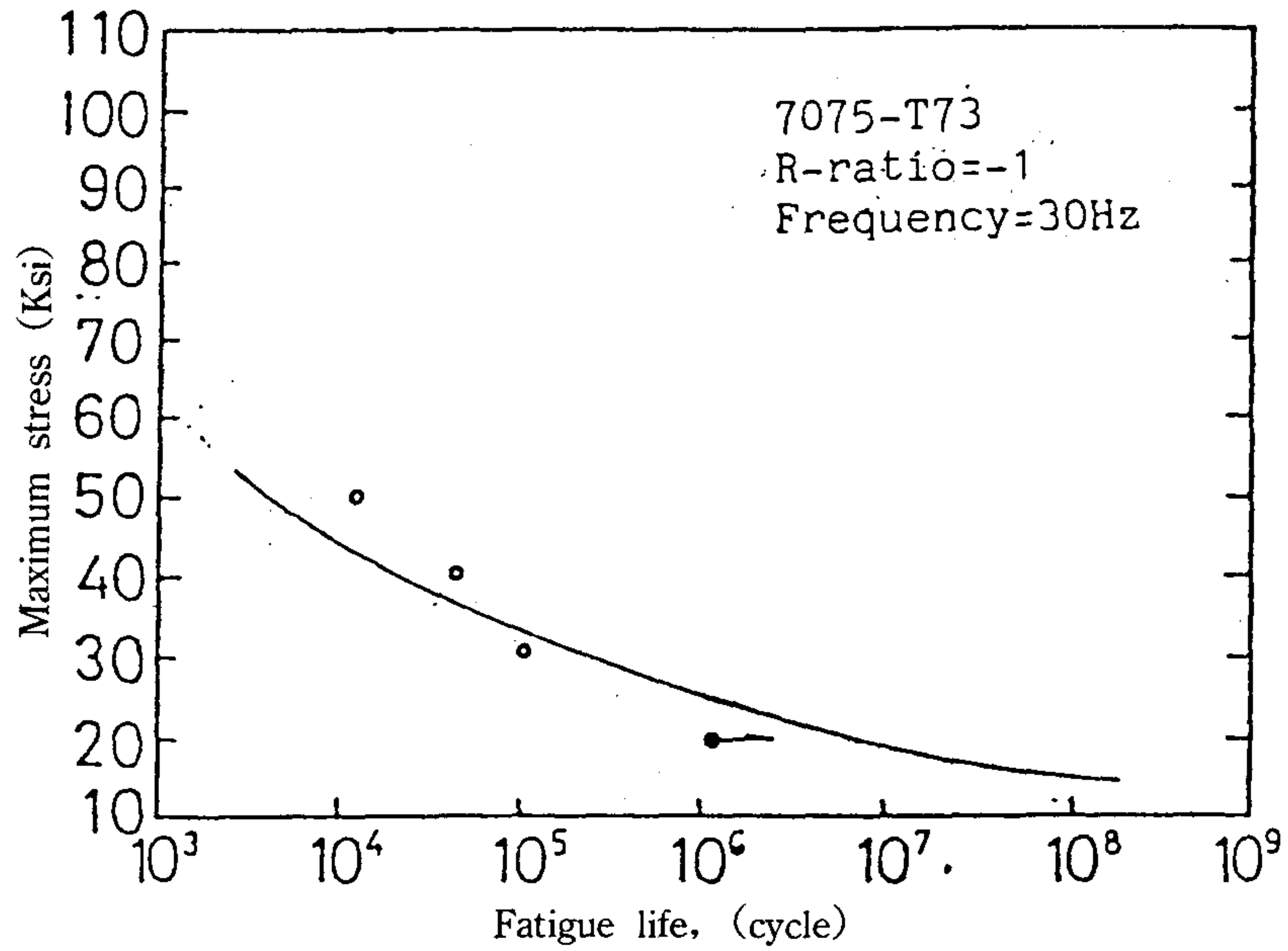


그림 4-13 피로시험 (S-N곡선) 결과



### (13) 박리시험

박리부식시험은 ASTM G 34 규격에 따른 부식정도의 기준을 참조하여 시편표면을 육안검사한 결과, 2024-T3511 및 7075-T73 소재 모두 pitting type으로 부식이 발생된 양호한 재질로 판명되었으며 그 결과는 사진 4-10에 나타내었다.

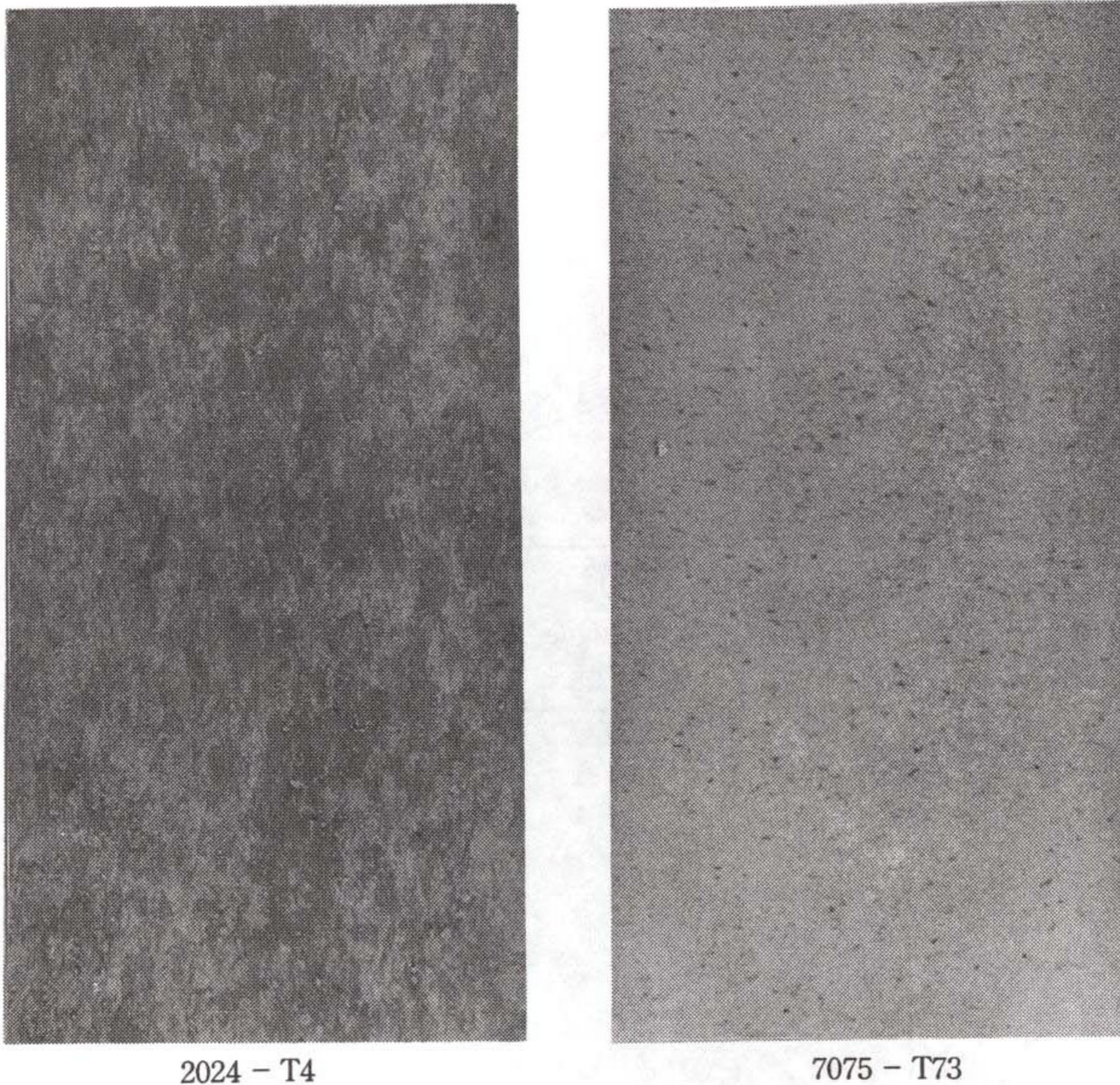


사진 4-10 박리 시험

### (14) 응력부식시험

7075-T73 소재의 경우에는 항복강도 및 전기전도도 특성에 의해 일차적으로 응력부식 특성이 양호한 것으로 판단되었으나, C-Ring 시편을 이용하여 반복 침적



시험을 한 결과, 2024-T4 및 7075-T73 소재 모두에서 응력부식 균열은 발생하지 않았다.

## 나. 결 론

(1) MIL-H-6088 열처리 조건에 따라 Angle, Channel, Tee 등 17종의 시제품을 생산하였다.

(2) ANSI H 35.2에 따라 작성된 도면을 기준으로 치수검사를 한 결과, 시제품 각 부위의 치수가 모두 규격공차범위를 만족하였다.

(3) 2024 및 7075 압출소재규격인 QQ-A-200/3과 QQ-A-200/11에서 요구되는 화학성분 분석, 인장시험, 경도시험, 전기전도도 시험을 실시한 결과 모두 규격값을 상회하였다. 또한 초음파 탐상검사 결과, A등급을 만족하여 내부결함이 없는 건전한 소재임이 판명되었다.

(4) 규격요구특성시험 외에 고온인장, 노치인장, 압축, bearing, 충격시험, fatigue, fracture toughness, 박리부식, 응력부식 시험을 실시한 결과 모두 규격값을 상회하였다.

창공-91 압출소재 개발의 연구목표였던 알루미늄합금 압출 시제품 17종의 개발을 성공적으로 수행하여 창공-91 동체 및 주날개 제작용 압출소재를 한국항공우주 연구조합에 공급 완료함으로써 계획된 목표를 달성하였다. 이를 계기로 엄정한 제조공정 관리 및 소재품질 보증 체계 확립이 요구되는 항공기용 알루미늄합금 압출재의 조기 국산화에 이바지하게 될 것으로 기대한다.

## 제 2 절 복합소재 부품 개발

### 1. 개 요

복합재료는 금속에 비해 매우 우수한 비강도, 비강성, 치수안정성등의 기계적 특성을 가져, 기계공업 분야에서 그 활용성이 기대되고 있으며, 특히 우주항공분야에 있어서 구조재료로서의 비중이 점차 증대되고 있는 추세이다. 최근의 군용 및 민간 항공기를 불문하고 동량의 연료로 최대의 항속거리를 비행하기 위하여 비행체의 중량을 감소시키는 것을 최대의 목표로 하고 있다. 이러한 목표 아래 복합재료가 가진 재료로서의 이점 즉, 무게의 경량화, 제품의 cost down 등에서 다른 재료에 비해 훨씬 이점이 많은 최신복합재료(advanced composite material)의 활용에 많은 연구와 개발 노력으로 강화섬유와 모재수지를 사용한 재료로서 보론섬유, 아라미드섬유, 유리섬유, 탄소섬유, 아라미드섬유와 탄소섬유를 혼합사용한 복합재료 등 많은 복합재료가 개발되었고, 앞으로도 내열성 등의 우수한 성능을 가진 복합재료의 연구가 진행되고 있다.

창공-91은 이러한 항공기 경량화 추세에 따라 1차 구조물인 수평꼬리날개 및 수직꼬리날개에는 탄소섬유를 사용한 복합재(Carbon/Epoxy), 엔진카울, 출입문, 날개끝 및 기타 페어링류에는 유리섬유를 사용한 복합재료(Glass/Epoxy)를 사용하였다.

### 2. 복합소재 부품 제작

창공-91의 복합재 부품 개발은 1차년도에 FAA인준 소재인 DMS2288 소재를

개발하였고 2차년도에 개발소재의 McDonnell Douglas사 부품제작 공정개발을 수  
 행완료하여 3차년도에는 표 4-18과 같이 소재를 개발, 그림 4-14와 같이 창공-91의  
 소재로 적용하였다.

본 4차년도에는 3차년도의 경험적 확인을 바탕으로 형식증명을 목표로한 모든  
 공정 및 검사절차를 수행하여 시제 2호기 부품을 제작하였다. 이러한 복합재 부  
 품제작은 vaccum bagging & autoclave curing 방법으로 일반적인 항공기 부품제작에  
 사용되는 공정으로 그림 4-15의 공정에 따라 세부부품을 제작하고, secondary

표 4-18 창공-91 복합소재 부품 내역

No.	Sub-Assembly Name	Detail Part Name	Quantities	Material
1	VERTICAL TAIL ASSEMBLY	LEADING EDGE	1 EA	HPW 193/RS1222
		MAIN SKIN	2 EA	HG 120/RS1222
		RUDDER SKIN	2 EA	
		SPAR	3 EA	
		RIB	15 EA	
2	HORIZONTAL TAIL ASSEMBLY	LEADING EDGE	2 EA	HPW 193/RS1222
		MAIN SKIN	4 EA	HG 120/RS1222
		TAB SKIN	4 EA	
		SPAR	5 EA	
		RIB	28 EA	
3	DOOR	FRONT OUTER SKIN	1 EA	HG 181/RS1222
		FRONT INNER SKIN	1 EA	HG 120/RS1222
		REAR OUTER SKIN	1 EA	
		REAR INNER SKIN	1 EA	
4	ENGINE COWLING	UPPER SKIN	1 EA	HG 181/RS1222
		LOWER SKIN	1 EA	HG 120/RS1222
		AIR INLET DUCT	1 EA	
5	WING TIP	LEFT, RIGHT	2 EA	〃
6	TAIL CONE		1 EA	〃
7	DORSAL FIN		1 EA	〃
8	LANDING GEAR FAIRING		3 EA	〃



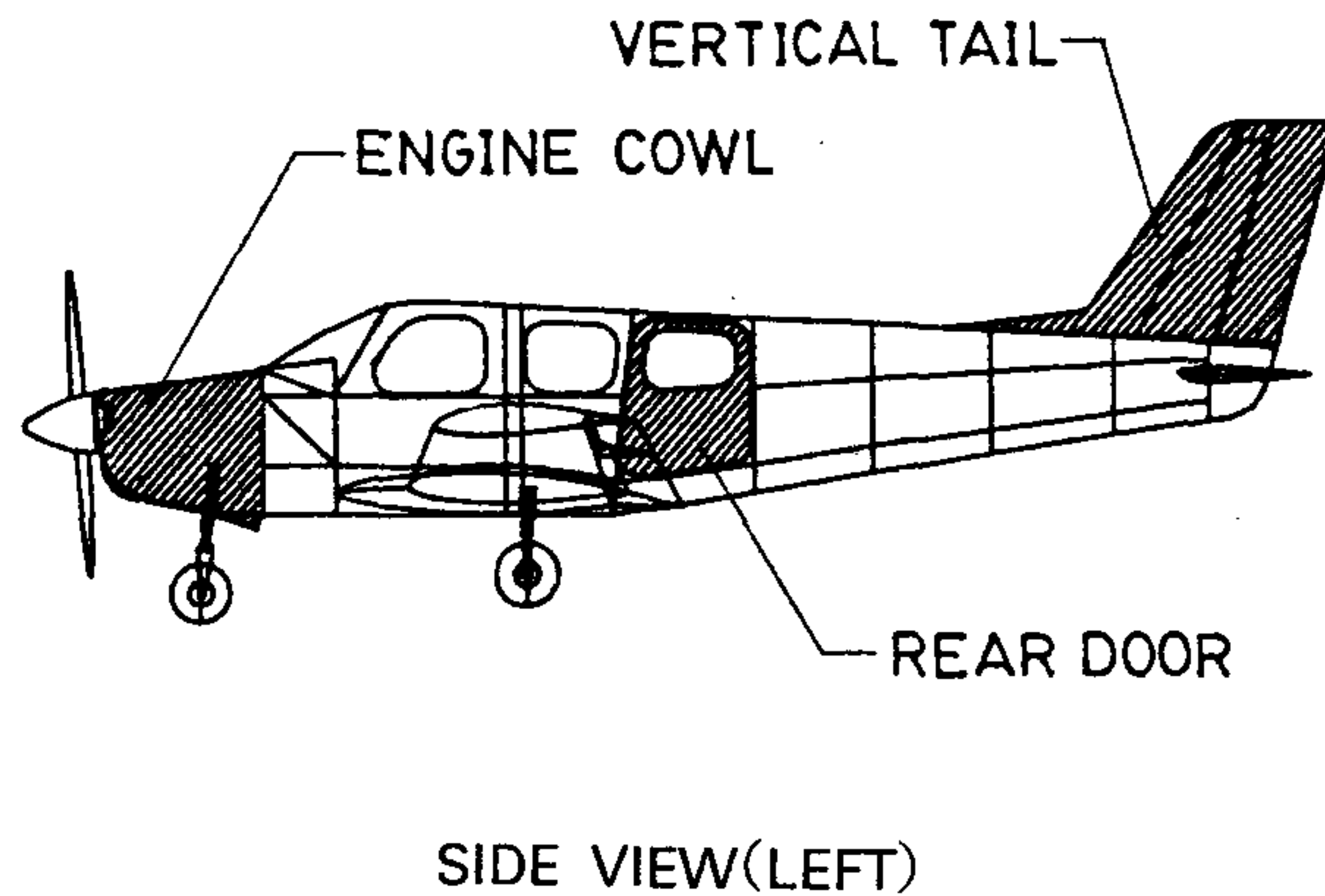
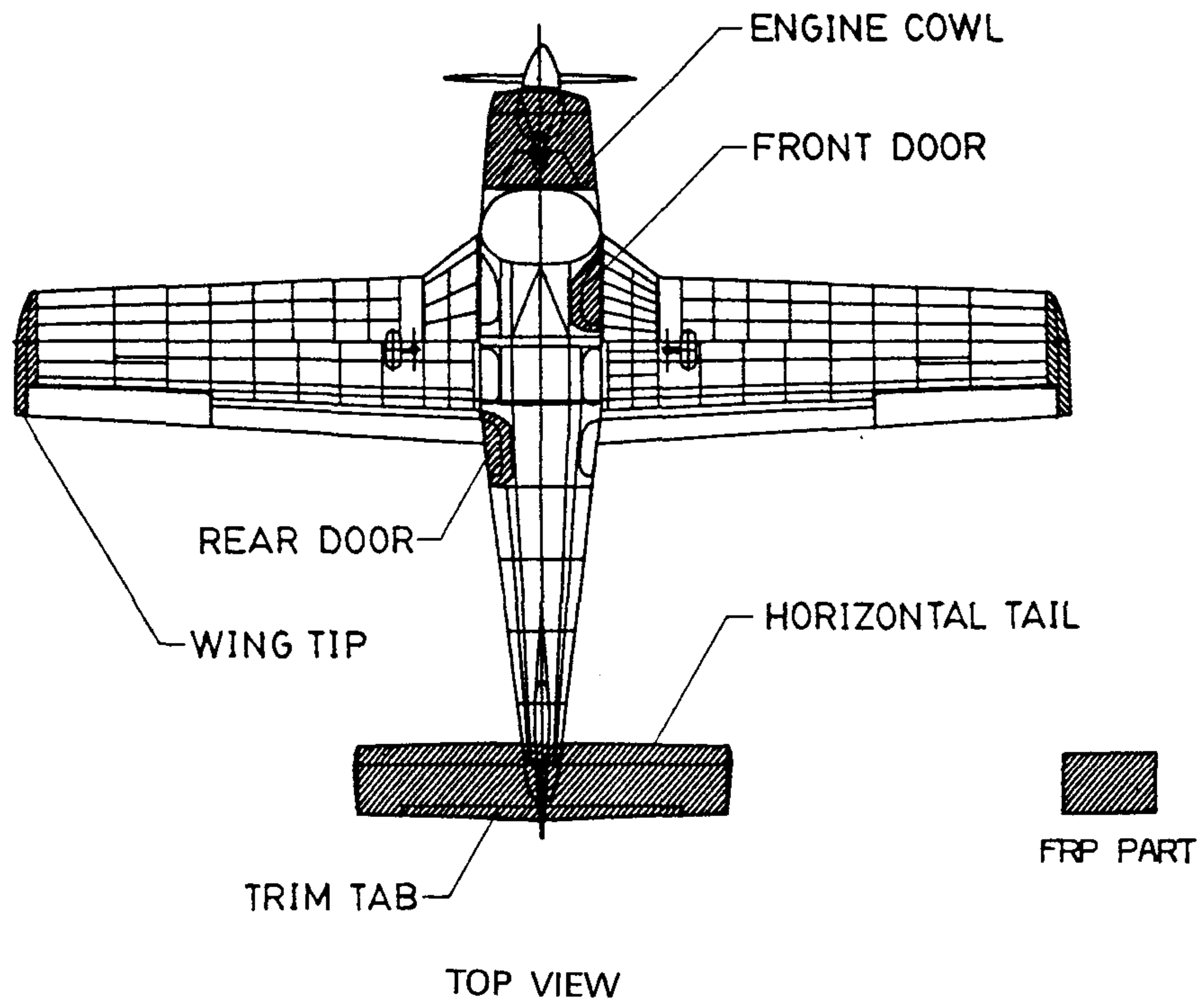


그림 4-14 창공-91 복합소재 적용부분

bonding과 mechanical fastening을 함께 사용하여 조립지그를 제작하였으며 그림 4-16의 공정도에 따라 조립하였다. 그리고 각 공정은 표 4-19의 DPS(Douglas Process Standard) 절차에 따라 작업과 검사가 수행되었다.

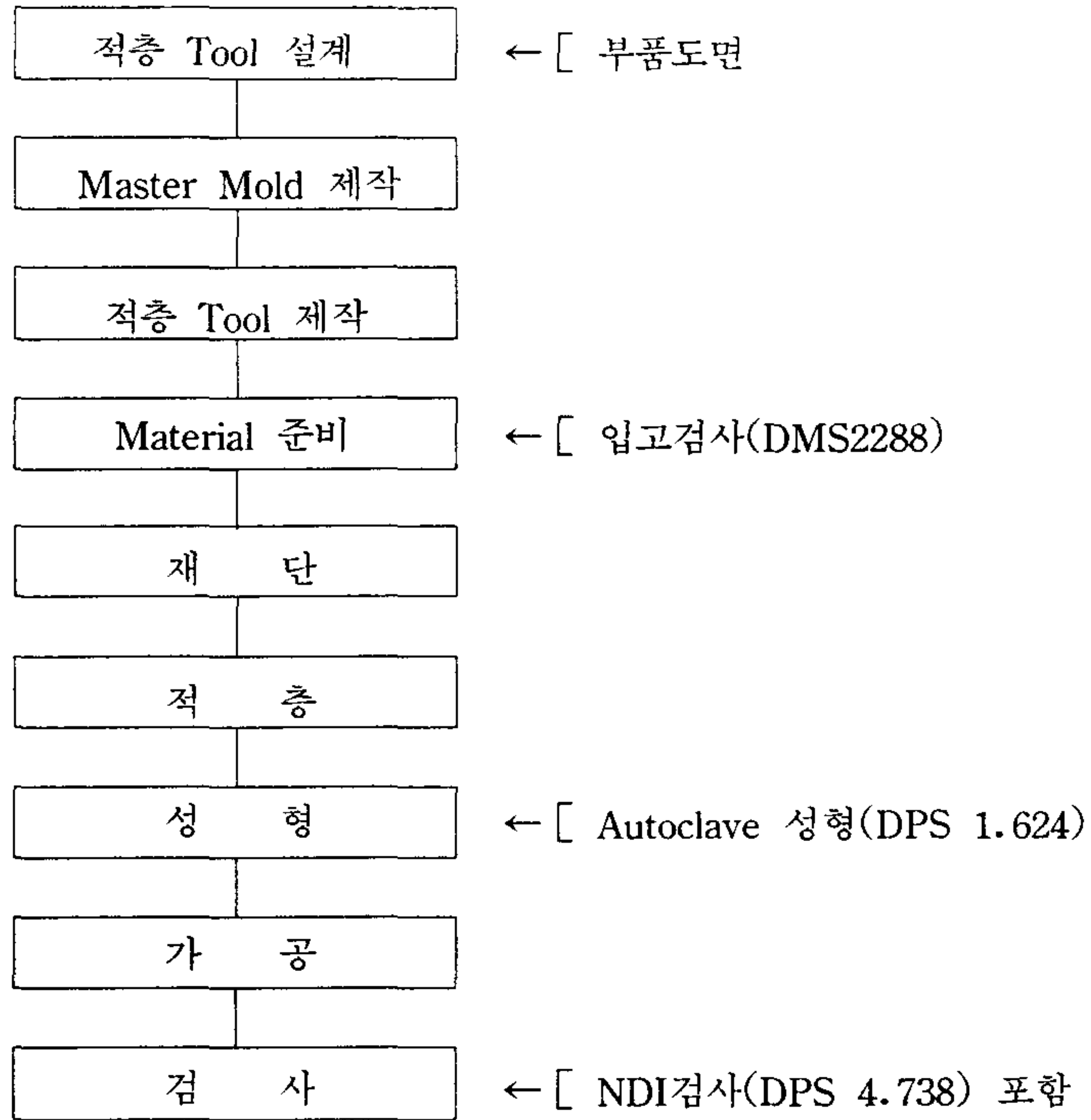


그림 4-15 세부부품제작공정

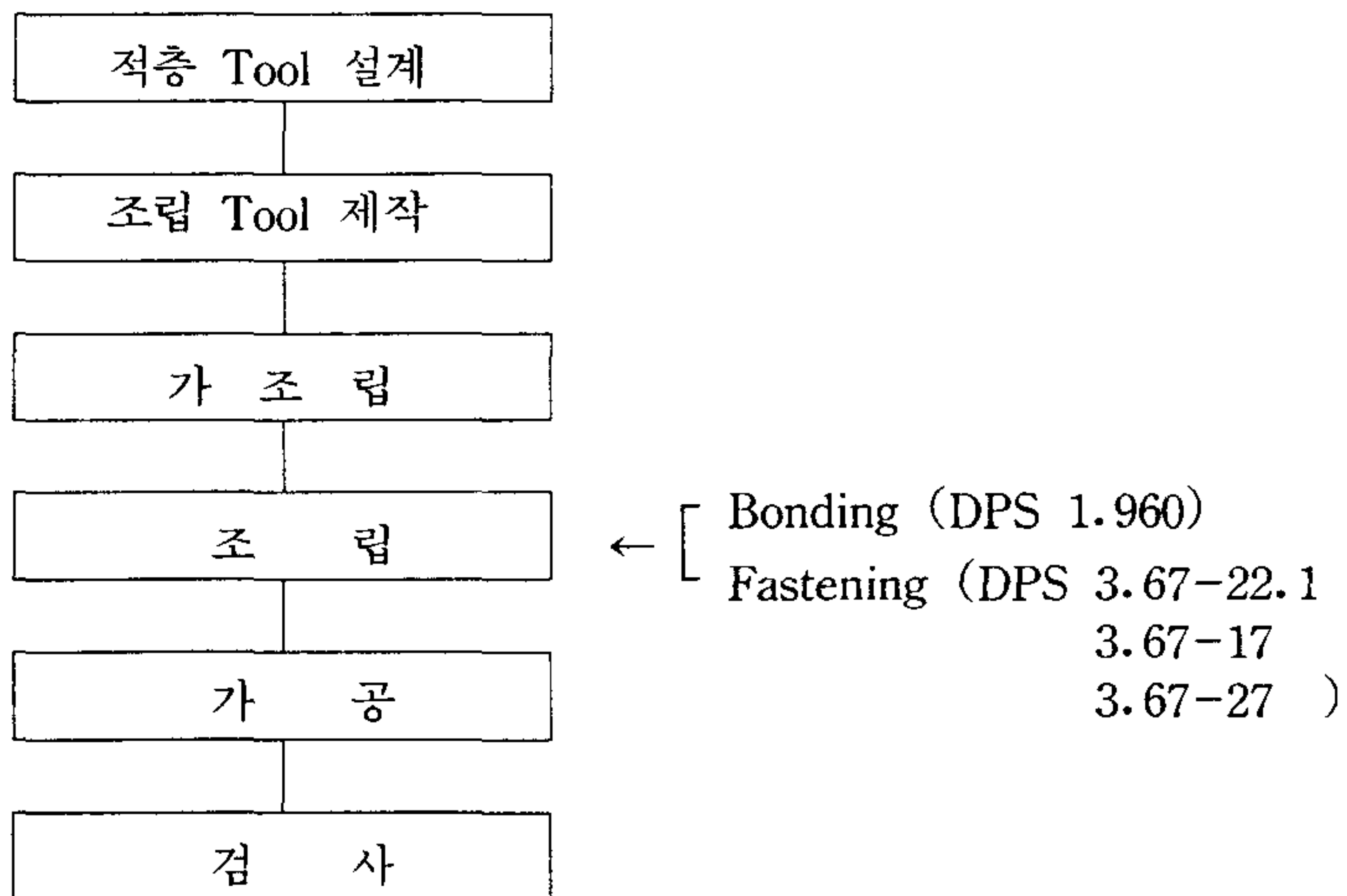


그림 4-16 조립공정도

표 4-19 공정별 적용 기준

DPS No.	제 목	비 고
1.624	Autoclave Processing of Advance Composite Prepreg	
1.960	Adhesive Bonding of Composite Structure	
3.67-22.1	Hole Preparation - Graphite Epoxy Composite	
4.738	Nondestructive Inspection of Composite Structures	수평/수직 꼬리날개 스파
4.738-1	Nondestructive Inspection Acceptance Criteria for Composite Structures	〃
4.738-2	Ultrasonic Inspection of Composite Structures	〃
3.67-17	Installation of Pull Pin Blind Rivets	
3.67-27	Riveting Procedures of Solid Rivets	

#### 가. 수평꼬리날개

수평꼬리날개의 단품은 모캡 및 시제 1호기 같이 형상 변경은 없으나 전방스파와 후방스파, 그리고 전방스파와 후방스파 사이의 리브 10개는 시제 1호기의 스파와 리브들간의 조립상의 문제점을 수정하고자 스파몰드는 female에서 male로 변경 재제작하였다. 또한 시제 1호기에 사용하였던 조립지그의 문제점을 보완하기 위해 스파, 리브, 피팅의 위치를 조립지그상에서 control할 수 있도록 재제작하였으며, 낙뢰방지용 conductive primer coating을 하였다.



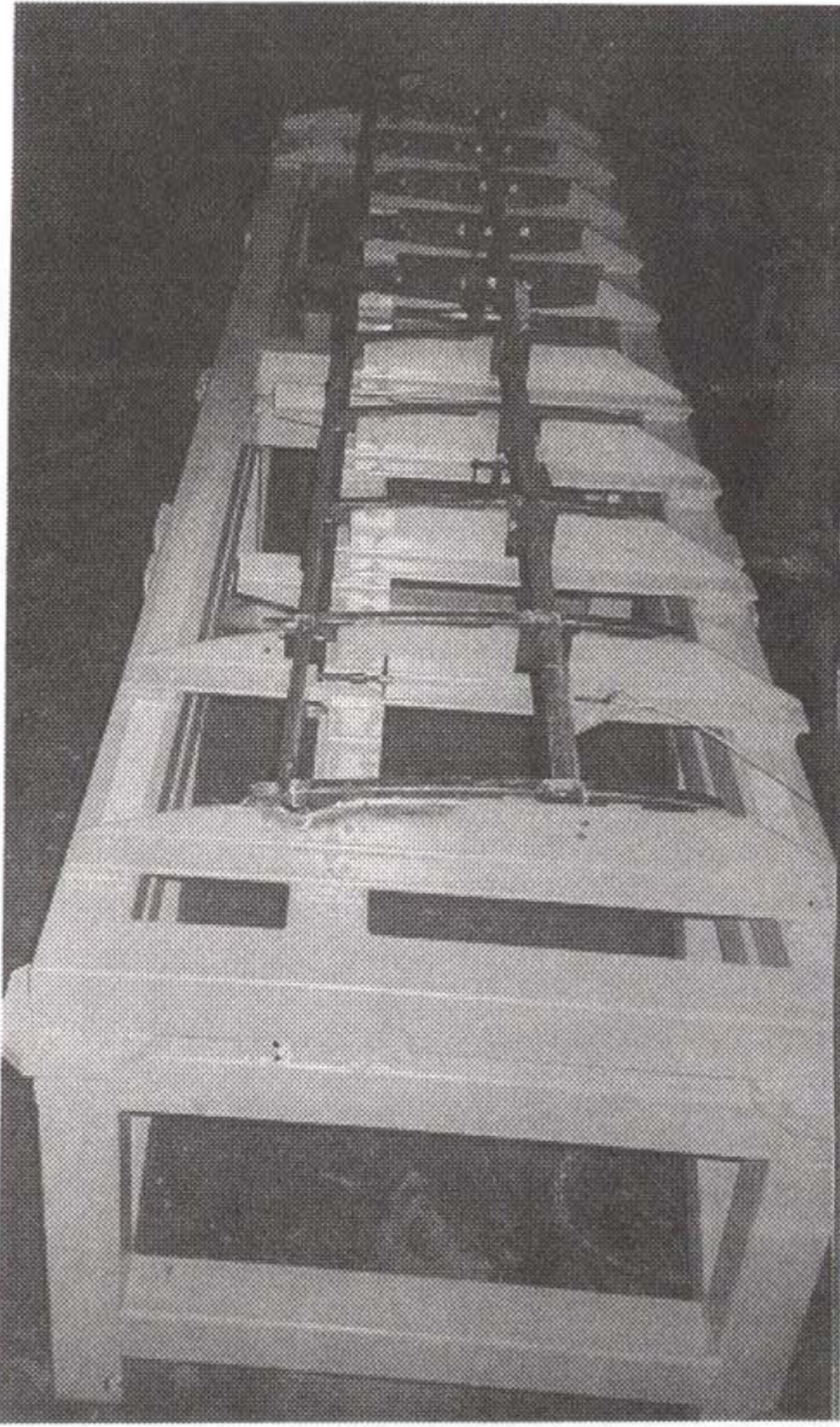


사진 4-11 수평꼬리날개 조립 지그

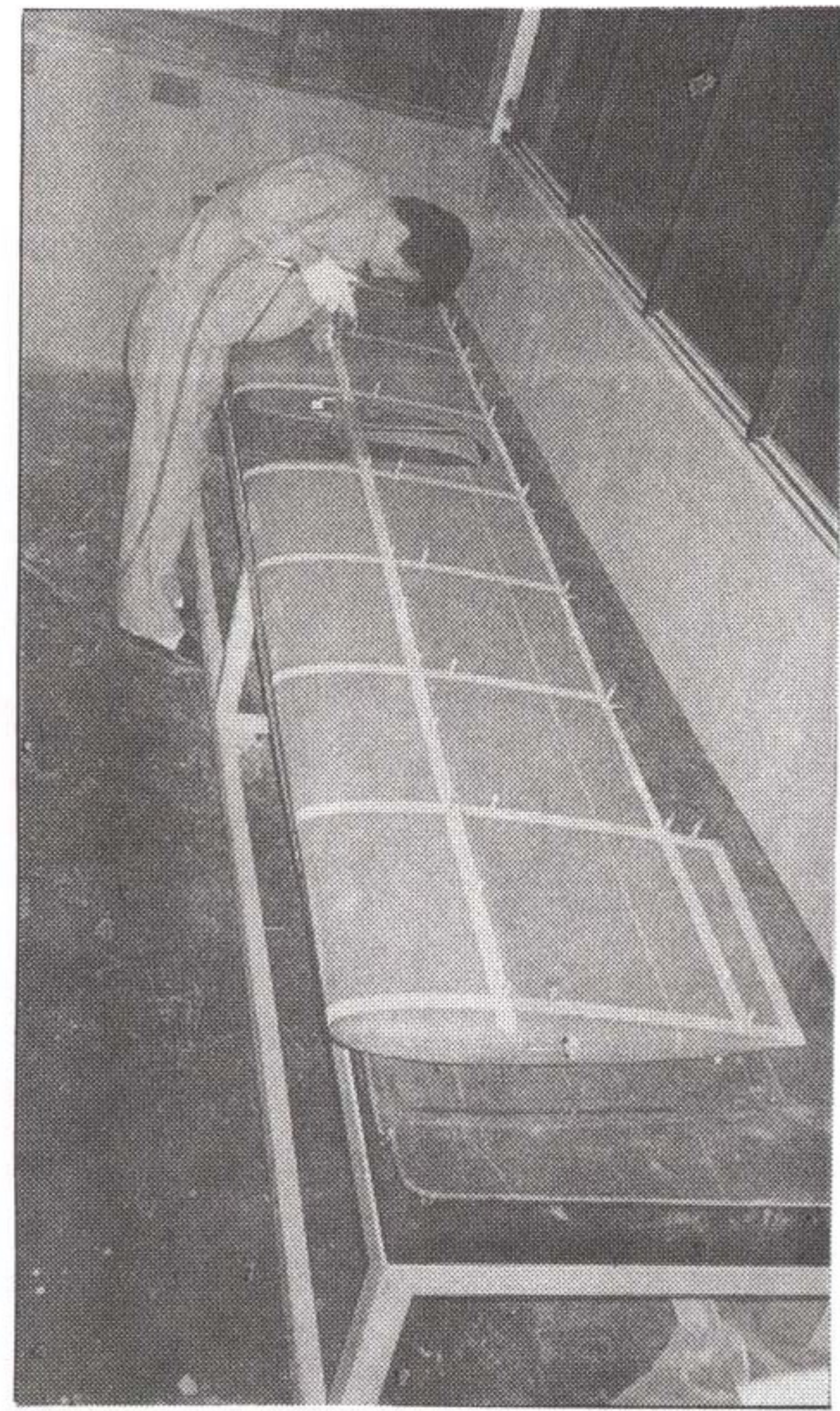


사진 4-12 수평꼬리날개 조립체

#### 나. 수직꼬리날개

시제 2호기의 수직꼬리날개는 스파, 리브, 외피 모두 모컵 및 시제 1호기의 lay-up tool을 그대로 사용하였으며, 조립지그는 시제 1호기에 사용하였던 조립지그의 문제점을 보완하기 위해 스파, 리브, 힌지의 위치를 조립지그에서 control할 수 있도록 재제작하였고 낙뢰방지용 conductive primer coating을 하였다.



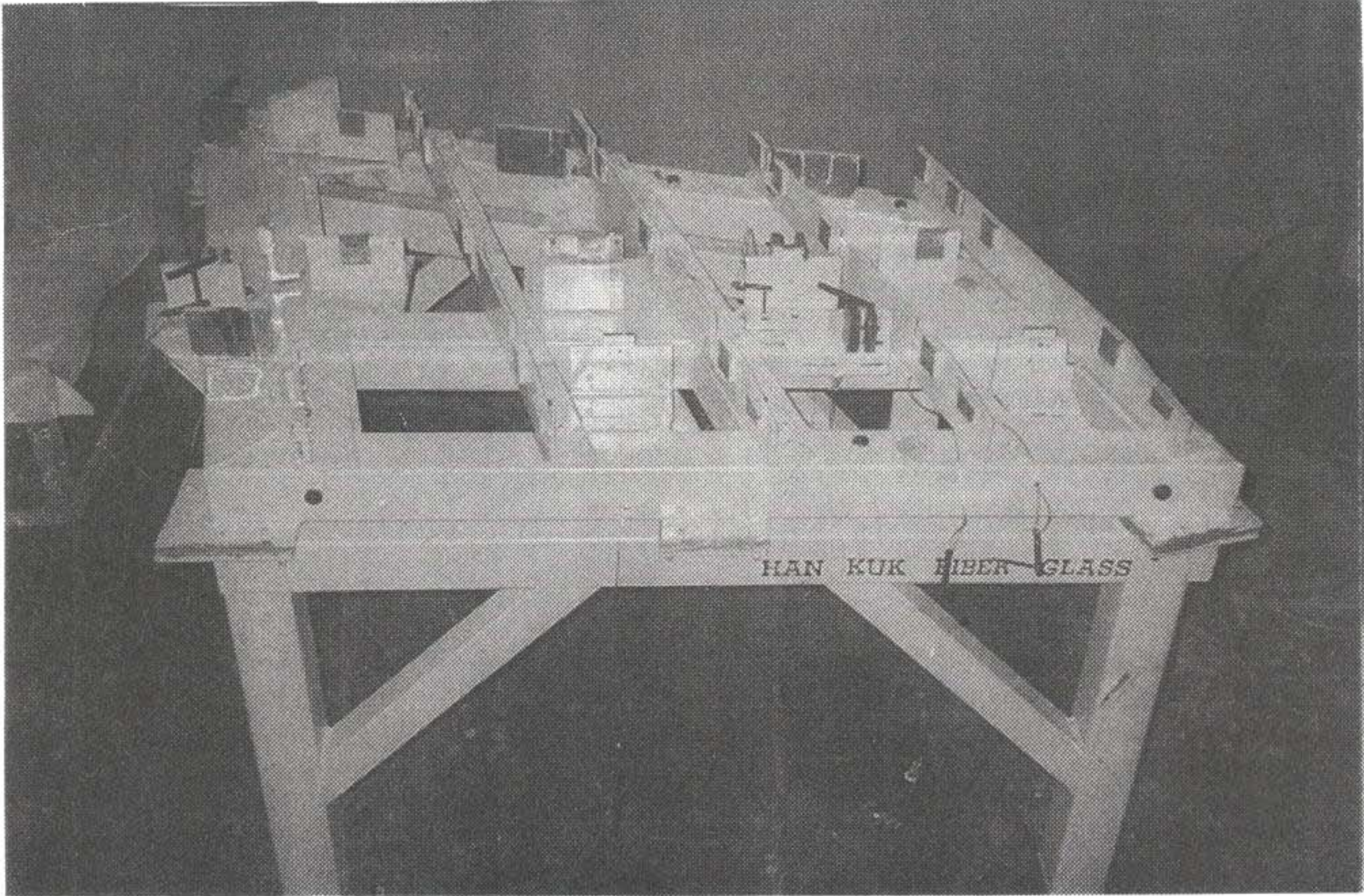


사진 4-13 수직꼬리날개 조립 지그

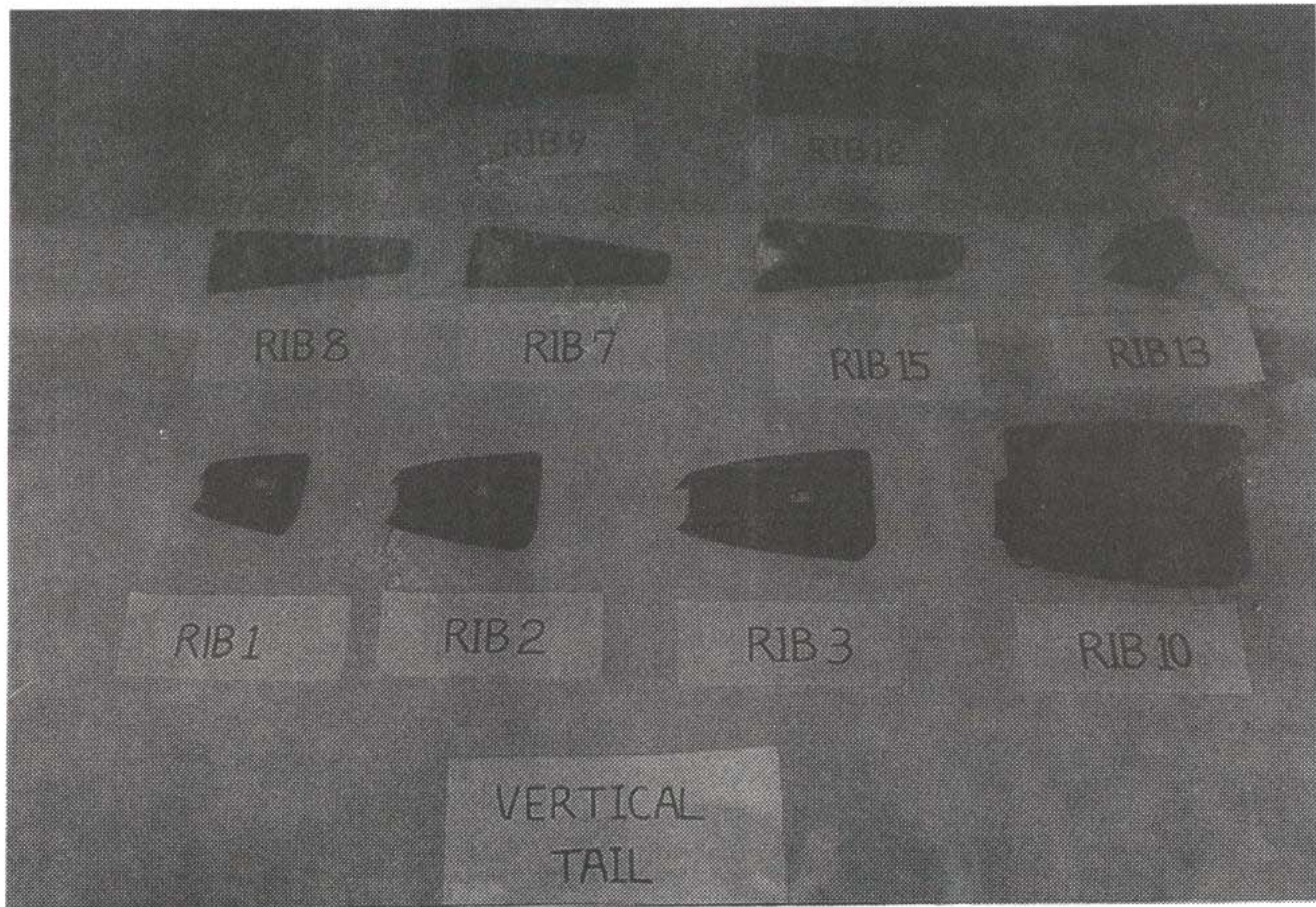


사진 4-14 수직꼬리날개 리브



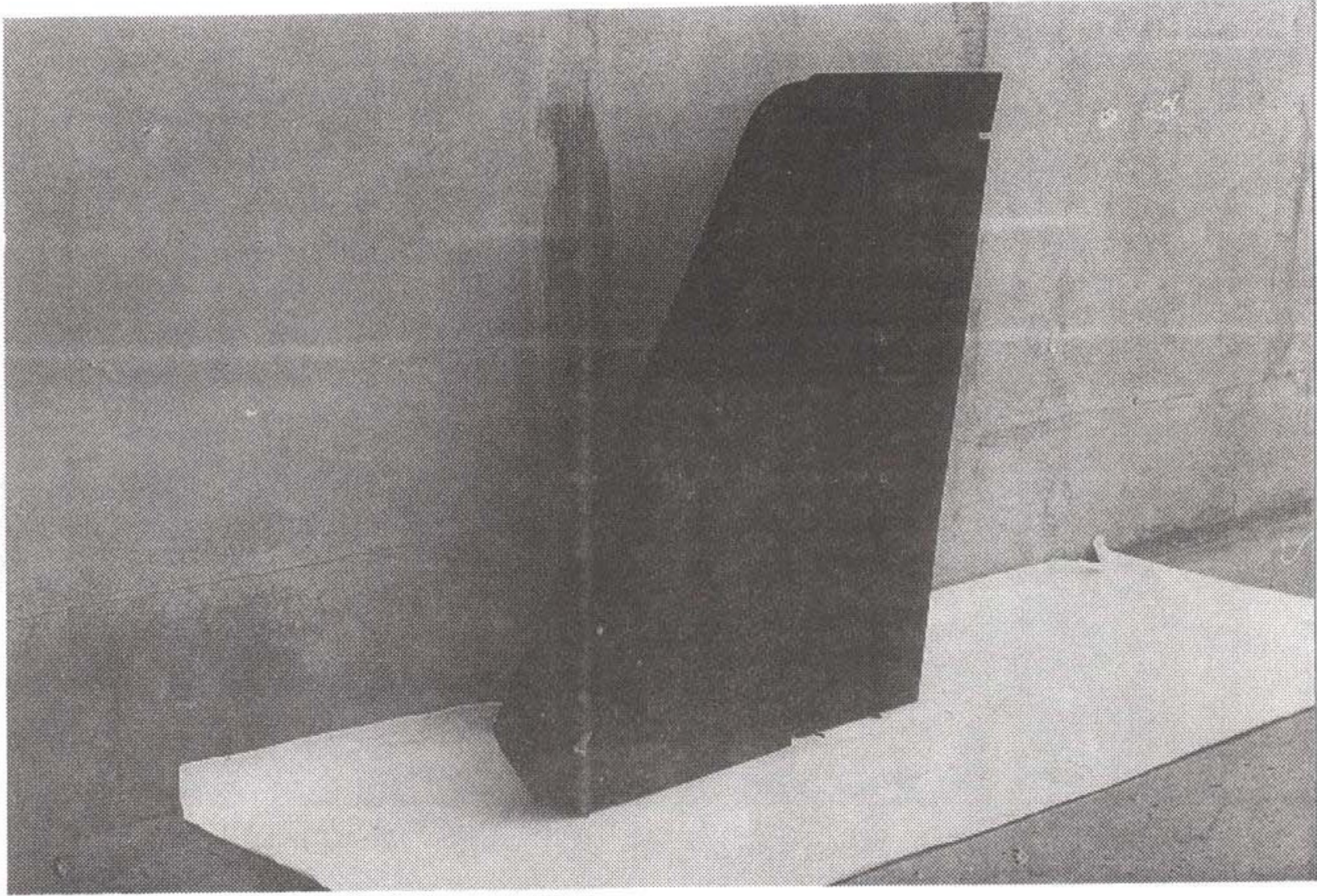


사진 4-15 수직꼬리날개 조립체

#### 다. 엔진카울

엔진카울은 모컵, 시제 1호기 및 시제 2호기의 전체적인 형상은 변경되지 않았지만 점검창의 위치가 측면에서 밑면으로 바뀌었다.

#### 라. 전·후방 출입문

전·후방 출입문은 시제 1,2호기 모두 형상변경없이 시제 1호기 때의 동체와 결합시 mismatching되는 부위를 바로잡기 위하여 접착지그(bonding jig)를 사용하여 제작하였다.



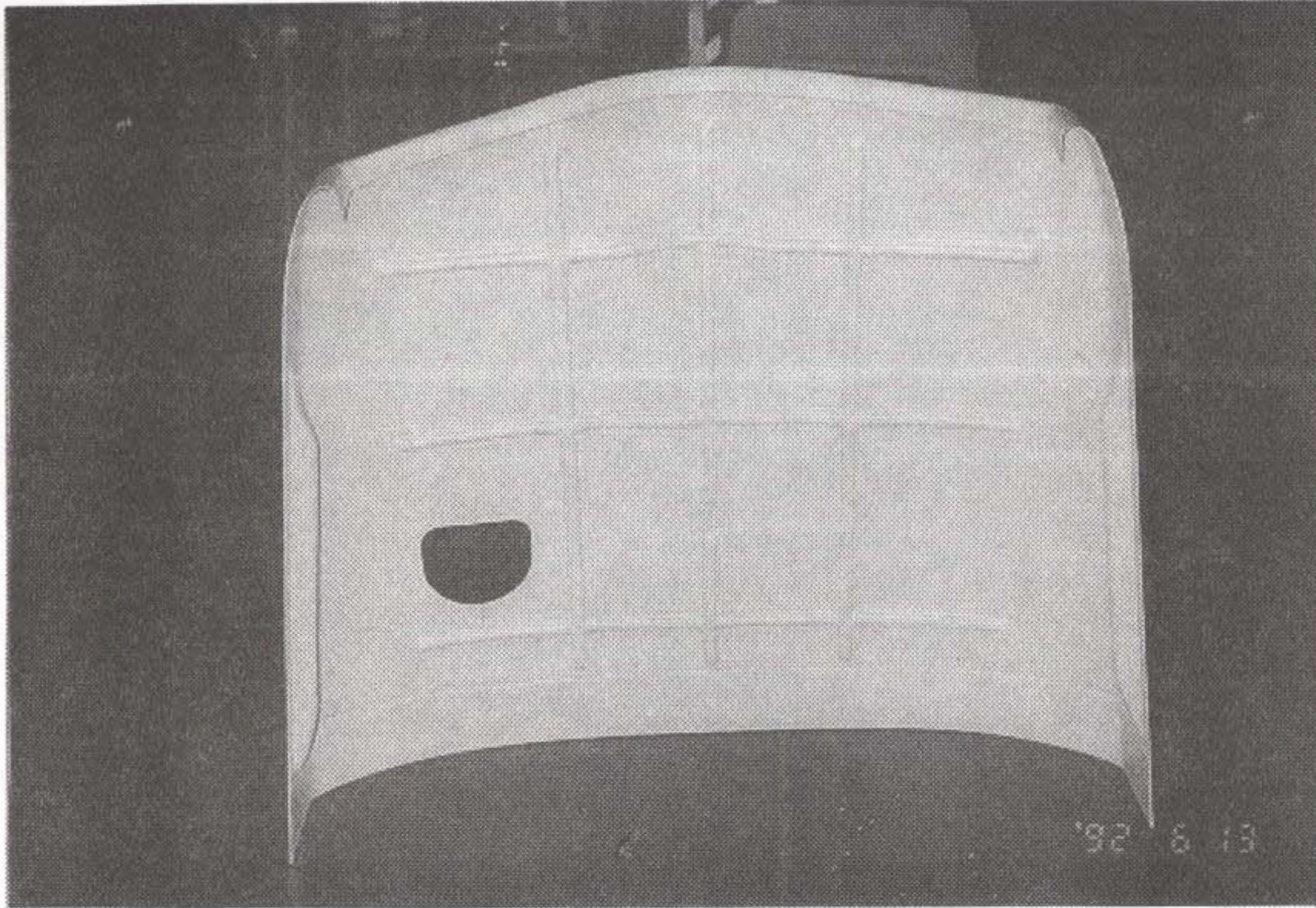


사진 4-16 상부 엔진 카울

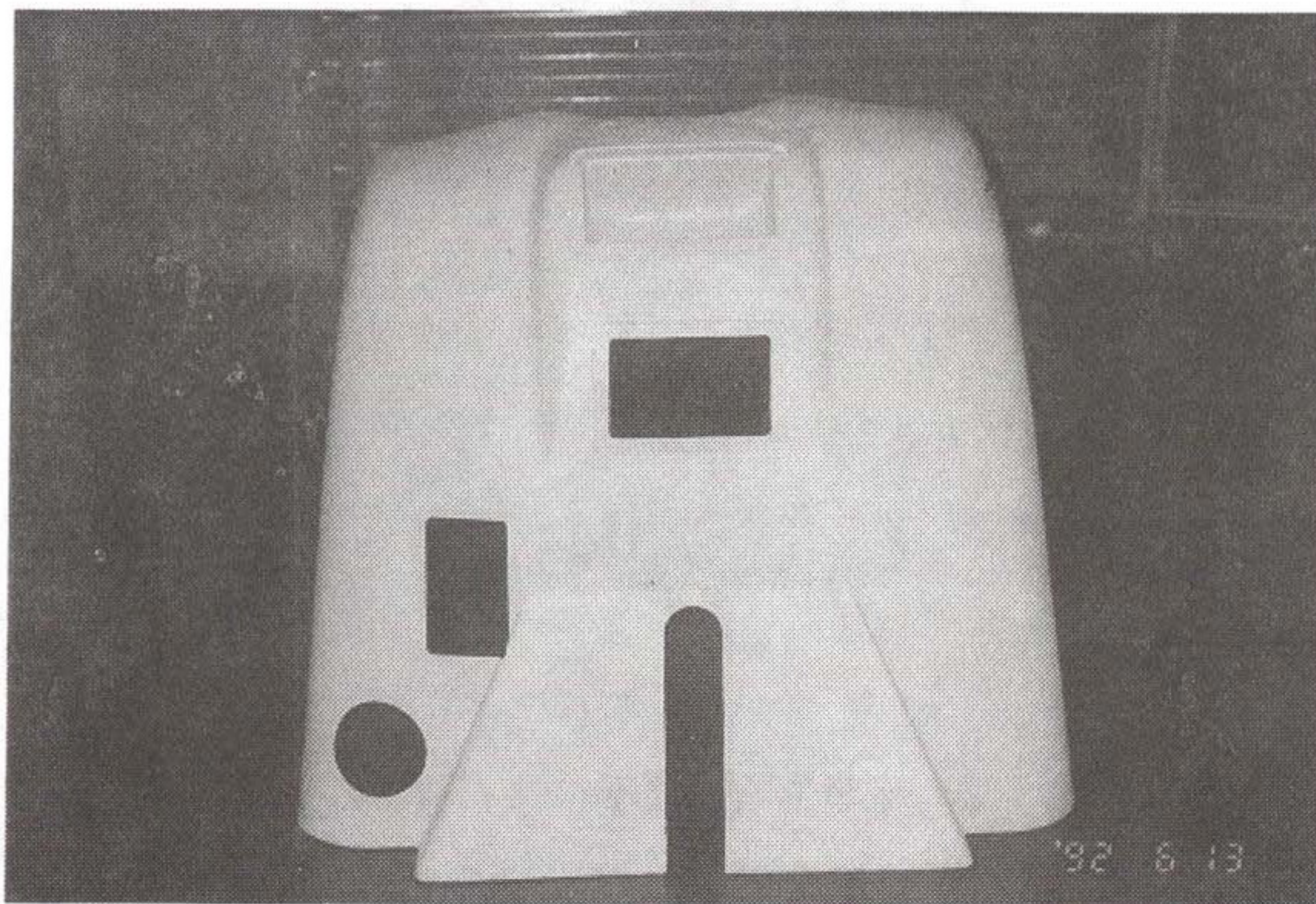


사진 4-17 하부 엔진 카울



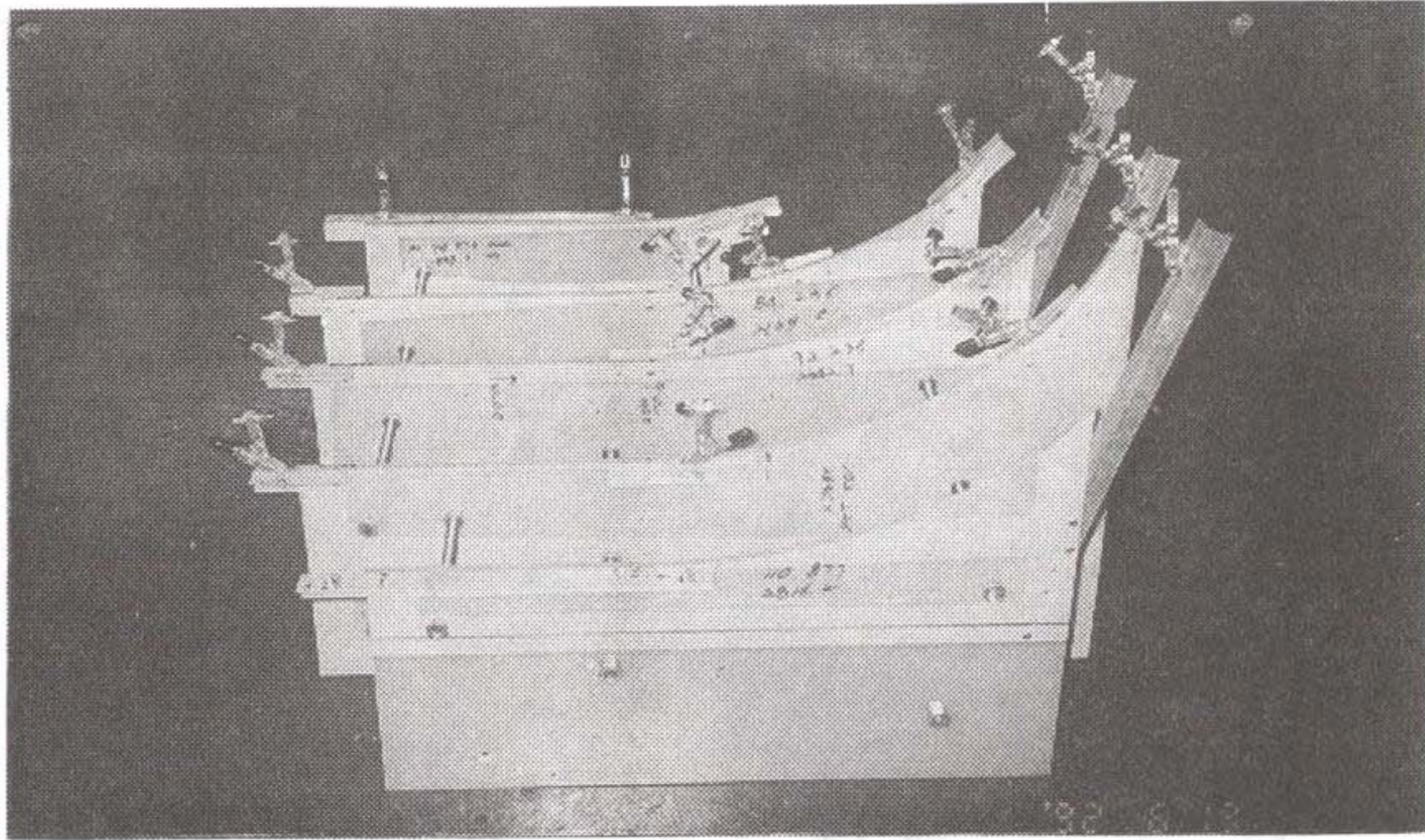


사진 4-18 출입문 접착 지그

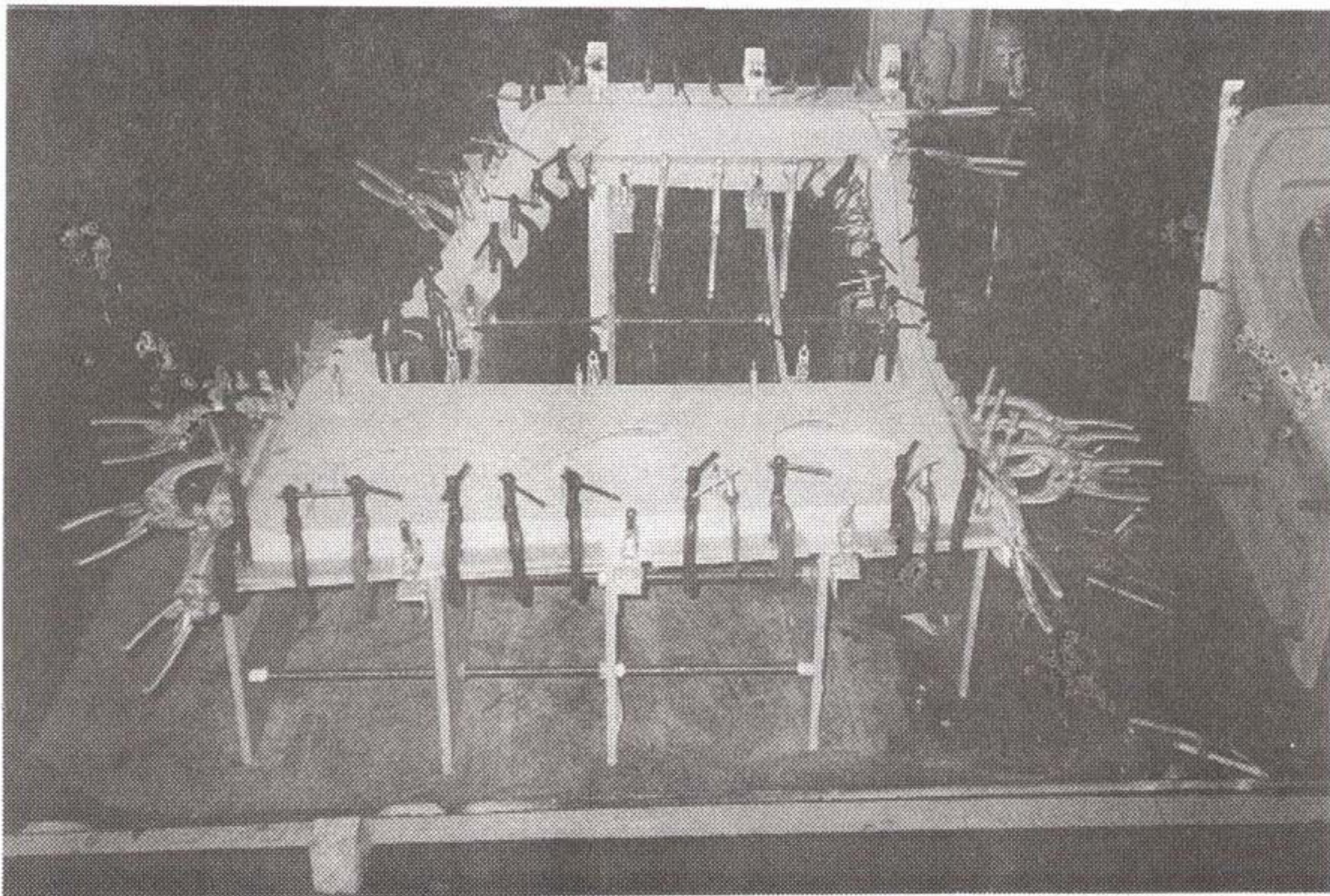


사진 4-19 출입문 접착 상태



#### 마. 날개끝 페어링

날개끝형상은 시제 1호기와는 달리 형상변경을 하여 conventional type으로 형상을 바꾸었고 그외의 특별한 변경은 없다.

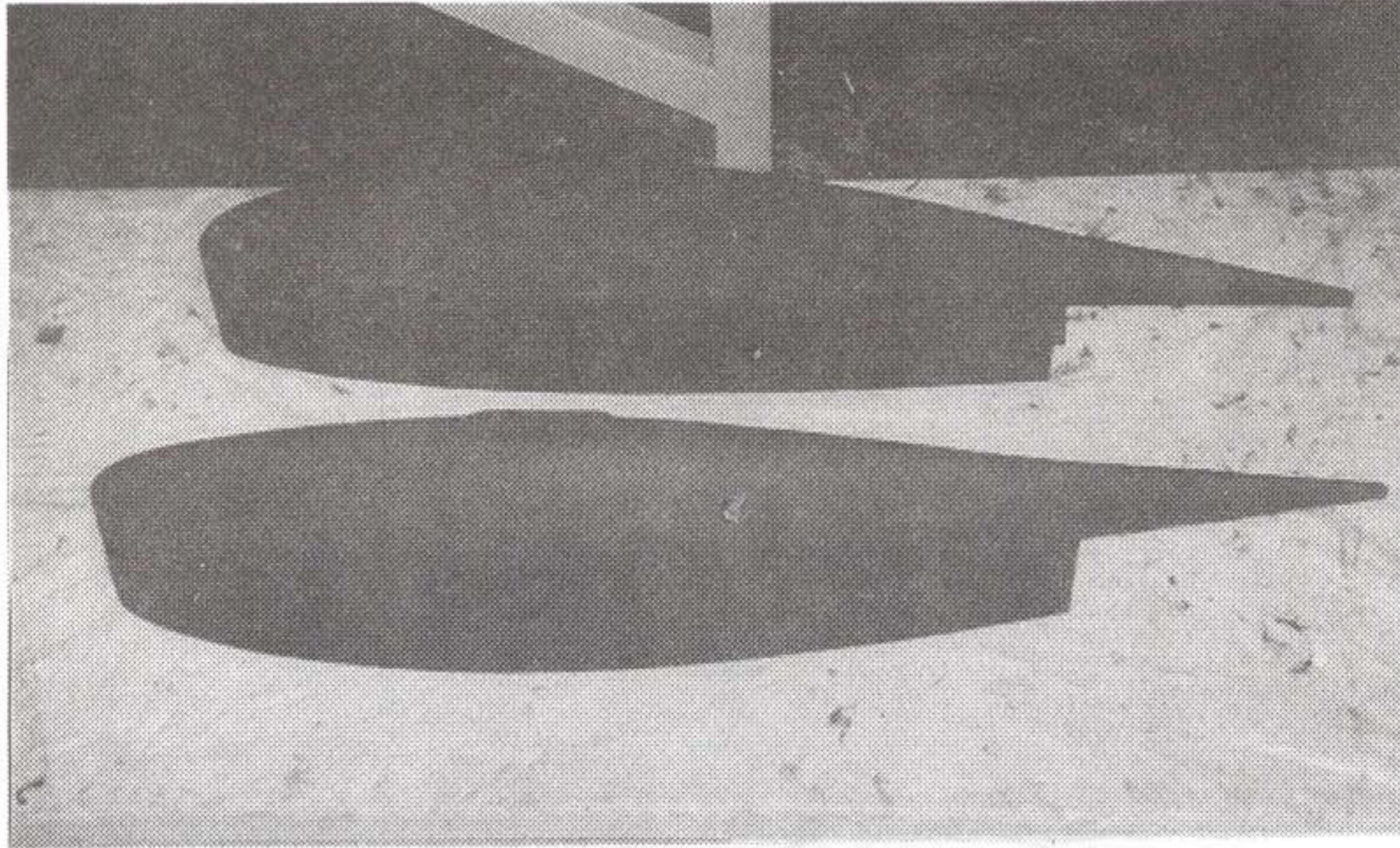


사진 4-20 날개끝 페어링

#### 바. 도살 핀

도살 핀은 시제 1호기의 경우 수직꼬리날개의 앞전 부위와 잘맞지않아서 2호기에서는 목형 및 lay-up tool을 재제작하여 제품을 만들었다.

#### 사. 착륙장치 페어링

착륙장치 페어링은 시제 1호기의 착륙시 충격에 의한 파손을 방지하기 위해 착륙장치와 볼트로 조립되는 부위를 전체적으로 1/3가량 보강 lay-up을 하여 제작했다.



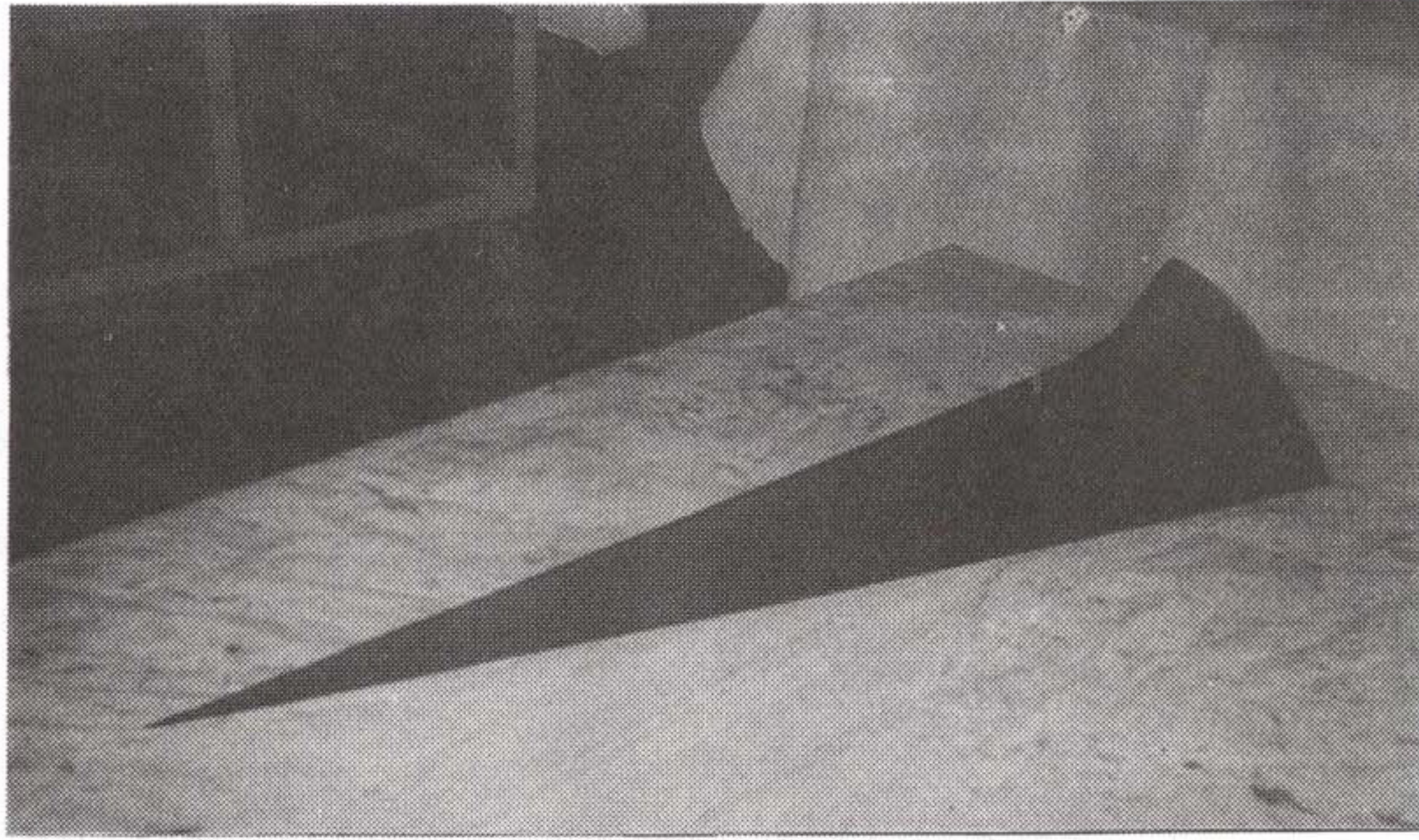


사진 4-21 도살 핀

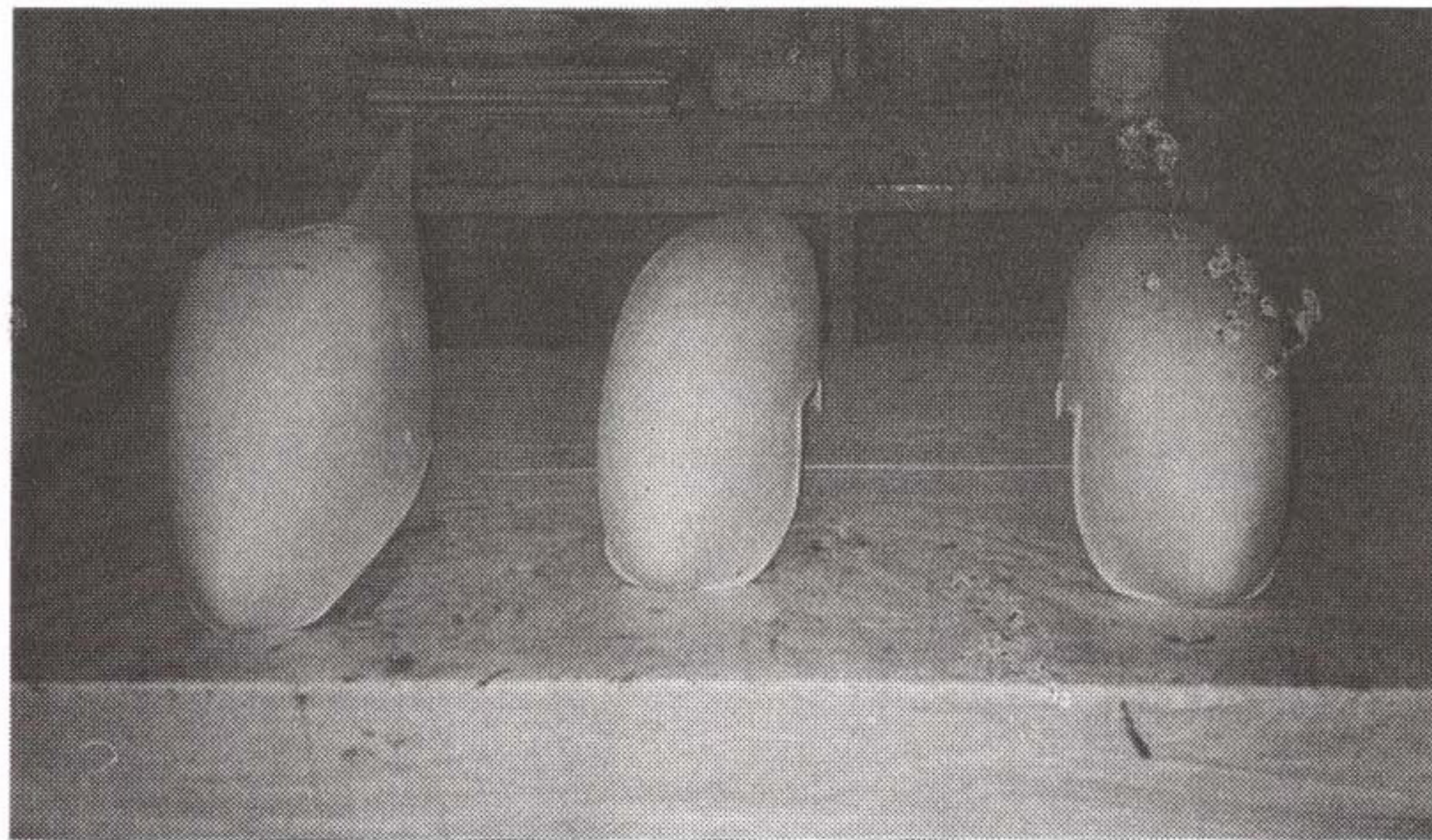


사진 4-22 착륙장치 페어링



### 3. 품질인증

창공-91 시제 2호기는 시제 1호기와는 달리 형식증명을 획득하기 위해 제작된 제품으로서 자체품질보증과 항공우주연구소 품질인증실의 복합소재 부품에 대한 단품 및 부조립체의 품질인증을 받았다. 소재검사는 DMS 2288에 따라 수행되었으며 각 공정은 표 4-19의 DPS에 따라 검사가 수행되었고, 특히 수평꼬리날개 및 수직꼬리날개의 모든 스파류는 비파괴검사인 A-Scan 검사를 수행하였다.

## 제 3 절 제작 및 조립

### 1. 개 요

설계부서에서 부품 및 조립에 대한 상세설계가 완료되면 그 결과를 도면으로 작성하여 제작부서에 전달한다. 창공-91의 제작 및 조립은 FRP 부품을 제외하고는 모두 대한항공 항공우주사업본부의 김해공장에서 이루어졌다. 모든 도면은 3매씩 작성되어 1매는 기술담당(M.E. ; Mechanical Engineer)에게 전달된다. M.E.는 부품 생산 및 조립에 필요한 치공구설계, 제작 관련 사항 검토와 품질 보증 방안에 따른 검토사항을 거친 작업공정서를 작성하여, 제작 계획을 수립하고 작업지시서 계통을 관리하는 제작 계획 담당에게 송부한다. 나머지 도면은 필요에 따라 full scale의 mylor 도면을 첨부하여 부품 생산 부서와 부품 조립 부서로 전달되어, 작업공정서 및 작업지시서에 의거하여 제작 및 조립을 한다.

창공-91 시제 2호기는 시제 1호기의 제작 결과와 비행시험 및 구조시험에서 지적된 개선사항을 반영하여 설계/제작되었다. 그 결과 부품의 제작 및 조립에

사용되는 tool을 몇가지 수정하거나 추가 제작이 요구되었다.

창공-91은 전방동체, 상부동체, 하부동체, 후방동체, 날개본체, 플랩, 에일러론, 수평꼬리날개, 수직 안전판 그리고 러더등의 10개의 sub-ass'y로 구성되며, 각각 별도의 조립과정을 거쳐 최종 조립이 이루어진다. 각각의 sub-ass'y는 또한 수개의 sub-ass'y로 구성되며, 전체적으로 총 1,600여개의 단품으로 구성된다. 이들 단품은 주로 판재성형품과 절삭가공품 및 FRP processing 부품 등이 주종을 이루고 있고, 각 sub-ass'y에는 이러한 수개의 부품 제작 기술이 공통적으로 적용되고 있다. 각 sub-ass'y 대부분은 주로 조립지그에서 각 부품들을 1차 가조립하여 제반 조립상의 문제점과 주요 치수 등을 확인한 후 fastening 작업으로 체결하며, 동시에 비행 조종계통, 동력장치계통 및 전기·전자계통 등에 해당되는 시스템 부품을 장착하여 완성된다. 창공-91의 FRP 부품, 즉 전·후방 출입문, 수평꼬리날개 및 수직꼬리날개, 엔진카울 등은 별도의 적층/경화/조립 공정으로 이루어지며, 이들의 제작 및 조립내역은 복합소재부품 개발편에 기술되었다.

## 2. Tool 제작

치공구는 항공기 제작에 있어서 필수적인 보조 공구이다. 창공-91의 경우 부품제작을 위해 form block 및 stretch forming block, shop aid tool, 창문 및 윈드실드 제작용 wood pattern 등의 치공구가 사용되었고, 조립을 위해 엔진마운트 용접지그, 중앙동체 상부 및 하부 지그, 후방동체 및 동체 최종 조립 지그, 좌우 날개 조립 지그가 사용되었다.

A1기의 조립결과, 다음과 같은 사항이 문제점으로 나타나서, 조립용 tool을 추가로 제작하거나 기존 tool을 수정하여 해결하였다.



제 작 부 위	개 선 항 목	조 치 사 항
날 개	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 날개 붙임각 control 요함.</li> <li>· 날개 상반각 control 요함.</li> <li>· 주착륙장치 장착 control 요함. (Close Fit Control 불가)</li> <li>· 날개/동체 결합부위 스파 구멍 검사 필요.</li> <li>· 에일러론/플랩 장착 control.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>tool 추가 제작</li> <li>tool 추가 제작</li> <li>tool 추가 제작</li> <li>tool 추가 제작</li> </ul>
동 체	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 동체 직진성 및 좌/우 대칭 유지.</li> </ul>	현 tool 점검/보완
꼬 리 날 개	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 수평꼬리날개에 초기 하중 부하시 발생하는 noise 이유 조사 요함.</li> <li>· 동체와의 결합 부위 control 요함. (위치 및 각도)</li> </ul>	tool 추가 제작
추 진 계 통	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 엔진 마운트 용접공정 control 요함.</li> <li>· 추력선 control 요함.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>tool 보완</li> <li>tool 보완</li> </ul>
비행조종계통	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 케이블과 구조물 접촉방지 제작 요함.</li> </ul>	
기 타	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 상·하 엔진 카울 결합 latch 구조로 변경.</li> </ul>	tool 추가 제작

사진 4-23은 날개 붙임각 control을 위해 수정된 날개 조립지그이다. A1기의 part 제작시 tool이 파손되었거나 contour가 설계변경된 part에 대해서는 part 제작용 tool을 다시 제작하였다. 또 엔진배기 튜브, 피토 관, 기타 유압용 튜브 등의 제작을 위해서 A1기의 현장 맞춤식으로 제작된 가이드용 part를 토대로 하여 master tool을 제작하였다.



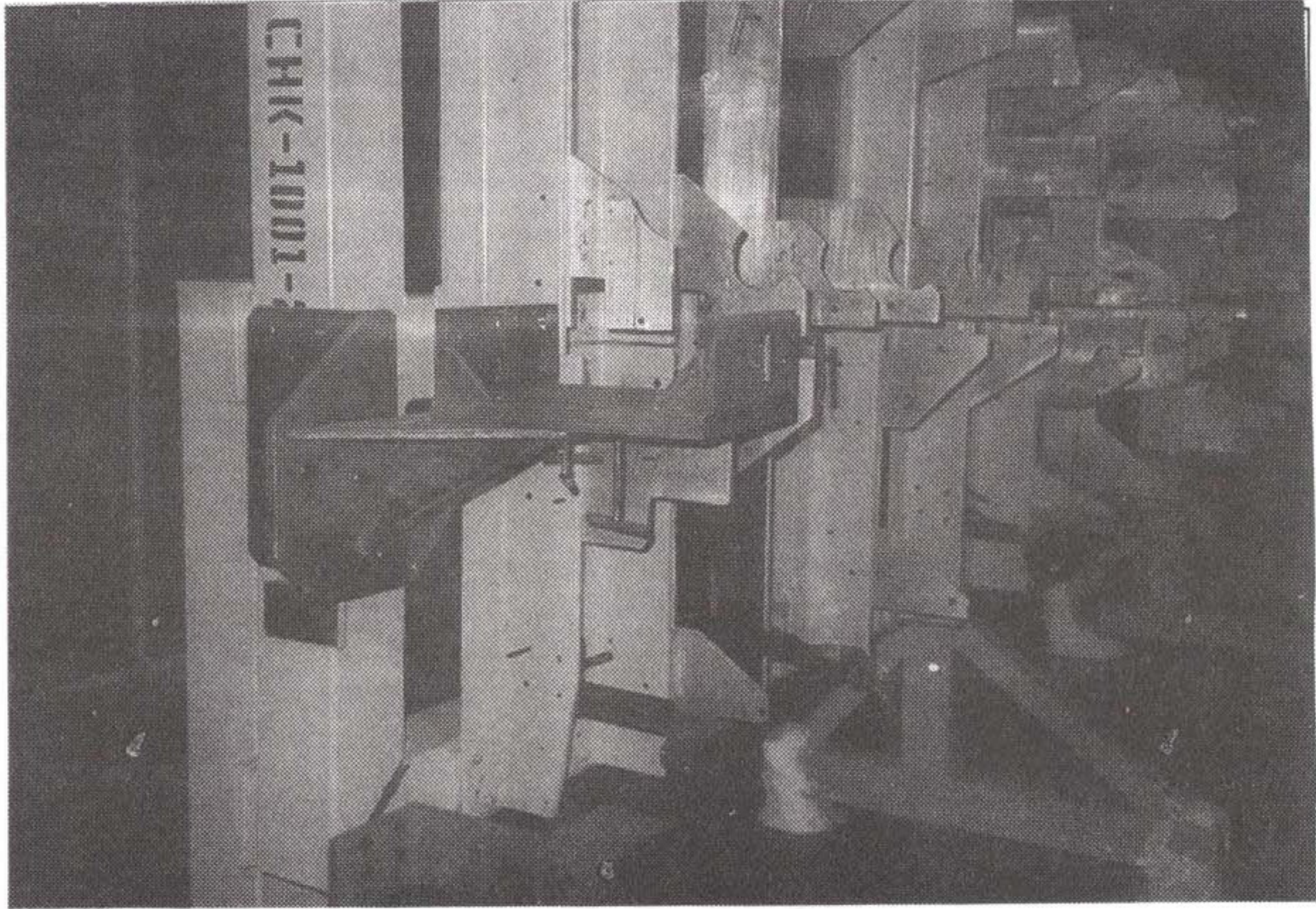


사진 4-23. 붙임각 조정을 위해 수정된 날개 조립 지그

### 3. 부품제작

금속소재로 구성된 항공기 기체의 부품은 거의 소성가공, 기계가공, 용접가공, 그리고 tubing 가공 등에 의해 제작된다. 창공-91 기체 제작에는 주로 알루미늄 20 계열의 판재에 대한 소성가공이 주종을 이루고, 일부 압출품에 대한 성형이 윈드실드 프레임 제작에 적용되었다. 각각의 sub-ass'y에 대한 부품가공 유형 및 부품 수량은 표 4-20과 같다.



표 4-20 Sub-ass'y 별 부품 가공 유형 및 수량

Sub-ass'y	수량 및 가공유형 수량 (item수)	소 성 가 공				기계가공	용접가공
		Hydro Forming	Brake Forming	Rolling	Stretching		
날개 주구조	350	·Rib ·Stiffner	·Spar Web ·Cleat	·Skin ·Doublor		·Spar Cap ·Stringer	·연료탱크 Channel
플랩 및 에일러론	110	·Rib	·Spar ·Doublor	·Skin ·Doublor		·Fitting ·Hinge	·에일러론 벨크랭크 ·플랩레버
전방동체							·엔진마운트 프레임
중앙동체	260	·Frame ·Longeron ·Door Pan ·Bracket	·Cleat ·Retainer ·Keel Beam ·Bracket	·Upper & Bottom Skin	·Front Upper Skin	·Fitting ·Bracket	
후방동체	200	·Frame ·배터리 선반 ·Channel	·Bracket ·Cleat	·Rear Skin		·Fitting ·Bracket	
시스템	320	·Pully Bracket ·플랩지지 Bracket	·Bracket ·Rudder Horn			·Pivot Block ·구동 Bracket ·베어링 Holder	·Oil Cooler Box ·러더 Horn ·러더 페달



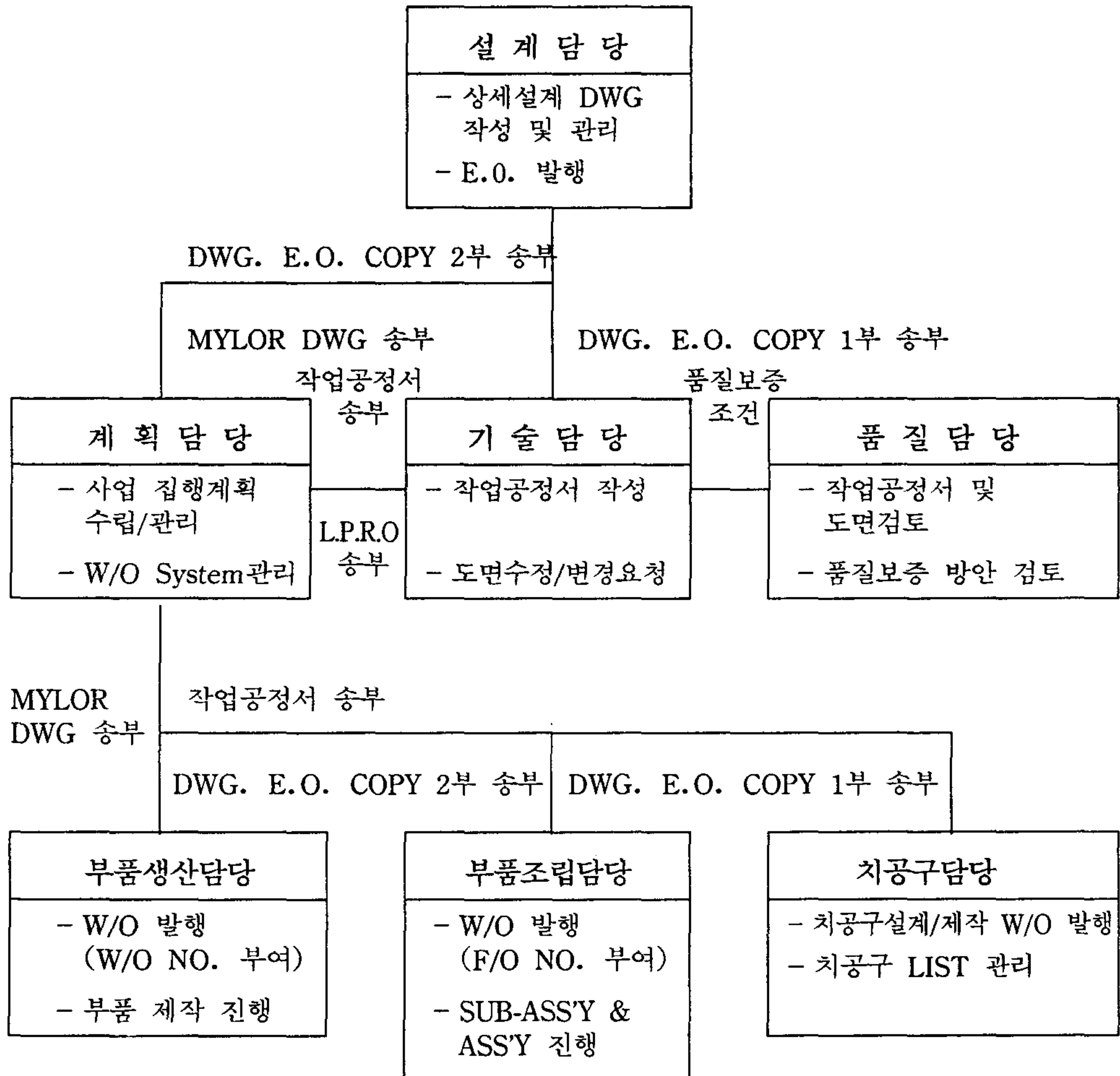


그림 4-17 창공-91 A2 제작용 도면 및 작업지시서 흐름도

A2기의 부품은 A1기와 동일한 방법으로 제작되었다. 설계도면에서 부품생산까지의 작업 흐름절차는 그림 4-17과 같으며 부품의 가공유형에 대한 가공공정 순서는 각각 다음과 같다.



i) Sheet forming part(사진 4-24)

자재불출 → photo 작업 → trimming/drilling → forming(hydro forming, brake forming, rolling, or stretching) 검사 → 열처리 → 화공처리(MIL-C-5541) → primer 처리 (MIL-P-27711) → ID 색인 → stock

ii) 기계가공 부품(사진 4-25)

도면 → 공정설계(가공방법, 장비, 공구 결정) → 치구 설계/제작 → NC 프로그래밍 → proving → 소재절단 및 기계가공 → 검사 → 표면처리 → ID색인 → stock

iii) 용접 가공 부품(엔진 마운트 프레임의 경우 ; 사진 4-26)

용접 지그 제작 → 용접물 세팅 → steel tube 길이 및 형상 가공 → steel tube 장착 위치 선정후 가 용접(spot welding) → 용접부 예열 → tig welding



사진 4-24 Brake forming중인 부품



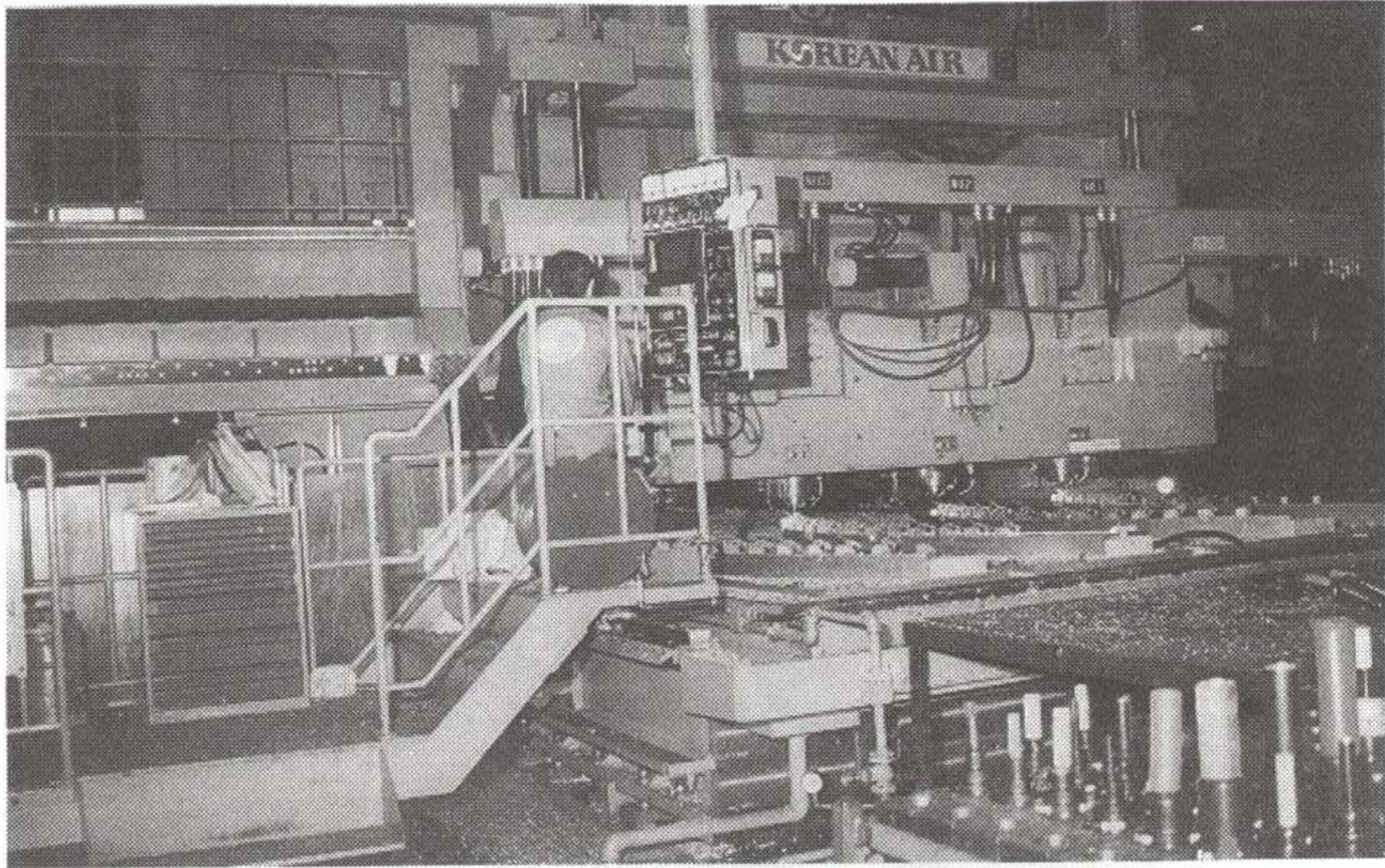


사진 4-25 기계 가공 공정중인 부품

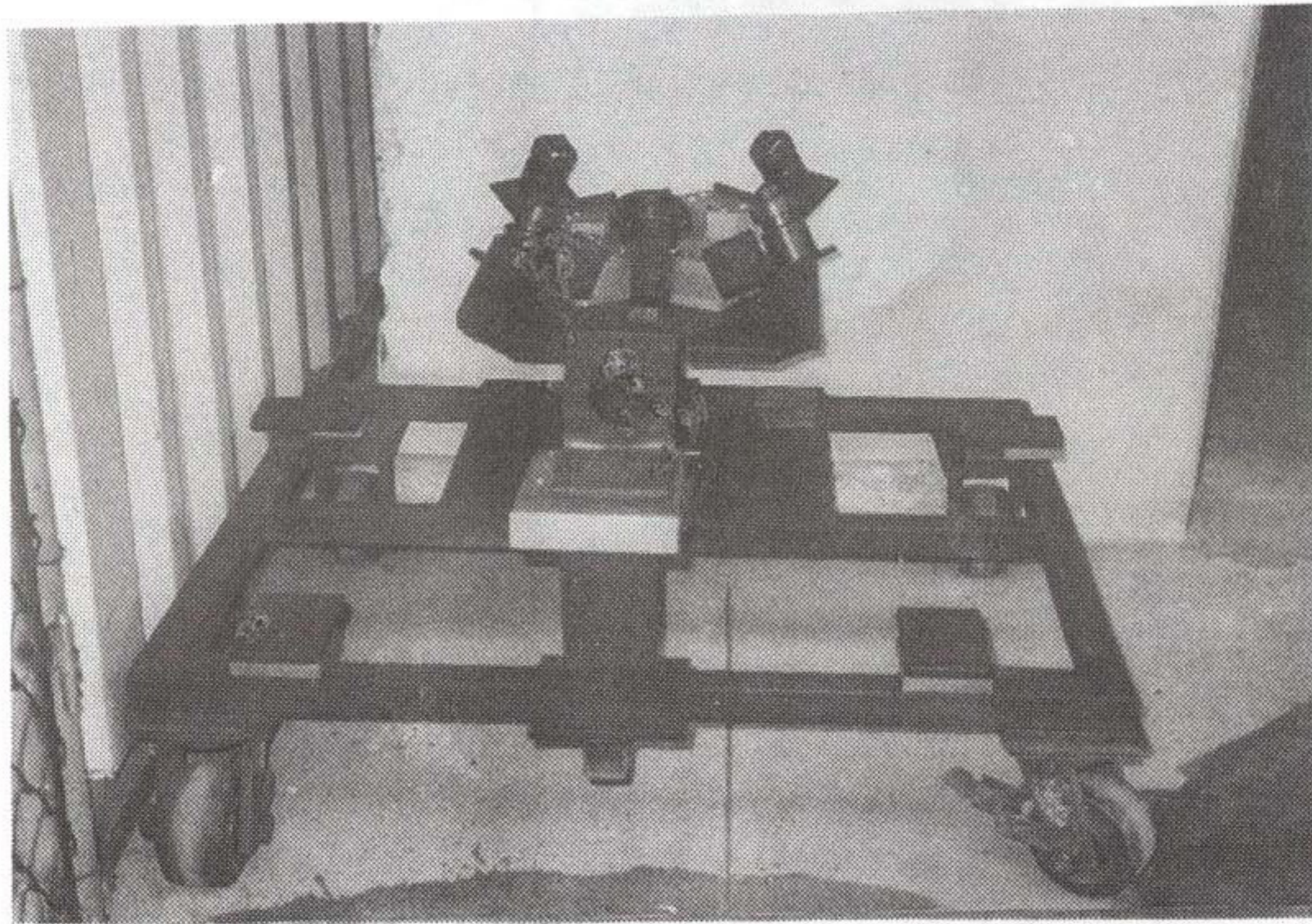


사진 4-26 엔진마운트 조립 지그위에서 용접 대기중인 마운트 프레임

→ 지그로부터 부품 장탈 → 후열처리(stress relief) → 용접지그에서 각 부품의 위치 검사 → 비 파괴검사 → 최종 표면처리



## 4. 조립

창공-91 기체 조립시  $\pm 20/1000$  inch 이내의 station 공차에는 조립 작업이 이루어질 수 있도록 설계/제작된 5개의 조립지그 즉, 좌측 날개 및 우측 날개 조립지그, 상부동체 조립지그, 하부동체 조립지그와 동체 최종조립지그가 사용되었다. 후방동체는 별도의 지그없이 동체 최종조립지그에서 조립되었으며, 중앙동체의 상부 및 하부가 각각 조립 완성된 후 본 동체 최종조립지그에서 전방동체를 제외한 동체의 최종결합이 이루어졌다. 동체 조립이 완성되고, 동체(전방동체 제외)는 지그로부터 장탈된 후, 날개, 꼬리날개 및 엔진 마운트 프레임 등이 장착되었다. 동력장치계통, 전기/전자계통의 각 시스템 부품은 각각 엔진 테스트 베드와 전기/전자 계통 테스트 벤치에서 1차 조립되어 각종 기능 및 성능시험을 통해 시스템의 이상 유무가 확인된 후, 동체와 날개의 조립단계에 따라 기체 구조물에 장착되었다.

### 가. 동체 조립

#### (1) 날개 주구조 조립(사진 4-27)

조립지그 setting 및 검사 → 부품수령 → 주 스파 ass'y → 전방스파 ass'y  
→ 후방스파 ass'y → 리브 ass'y → 연료, 유압, 조종·전기전자 시스템  
장착 → 전·후방 외피 가조립 → 후방 상부 외피 리베팅 → 외피 조립 →  
날개 끝 페어링 장착

#### (2) 플랩 및 에일러론 조립

샤시 가조립 → 샤시 리베팅 → 외피 가조립 → 외피 조립



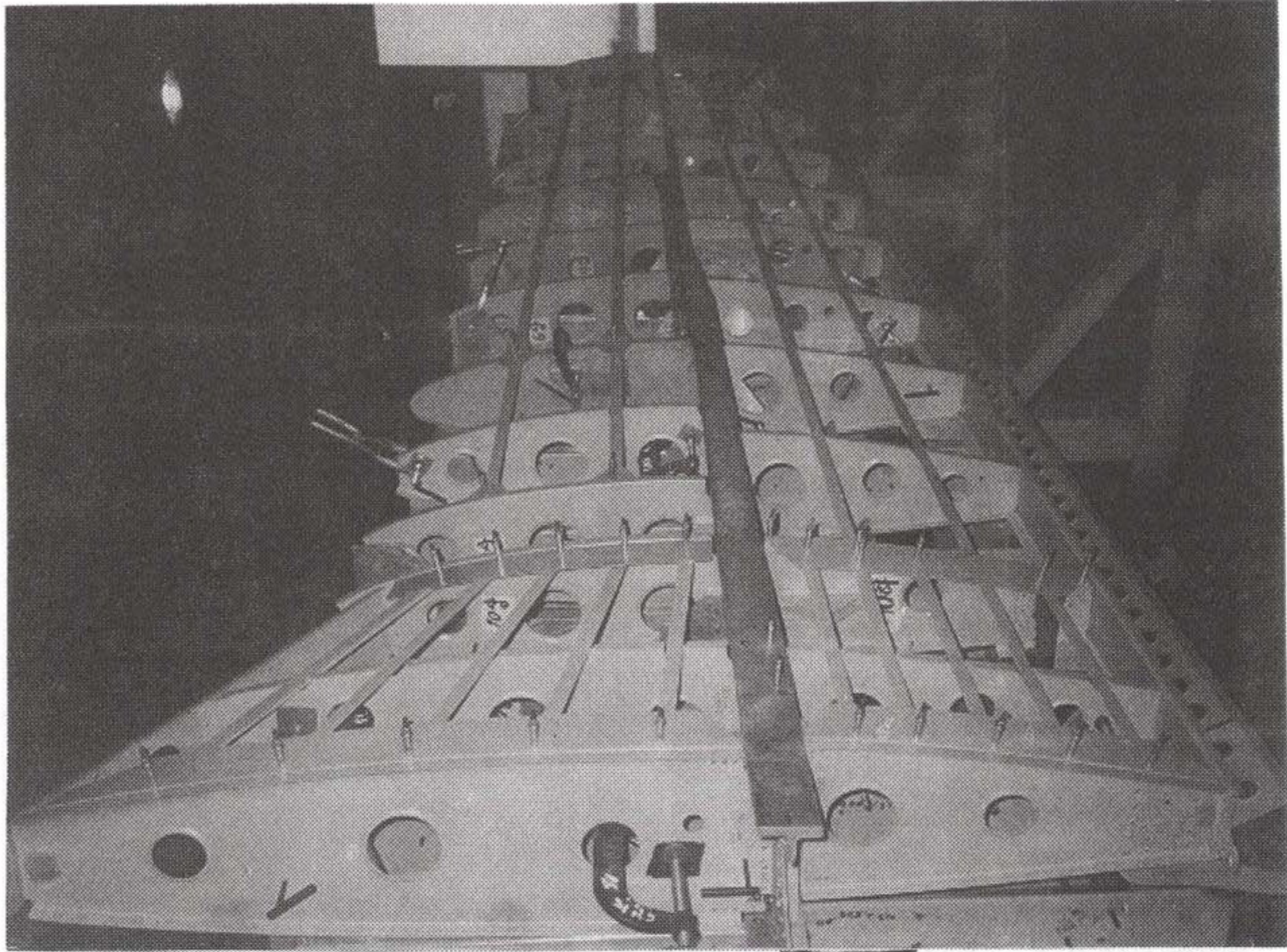


사진 4-27 날개 주 구조물의 조립

### (3) 중앙 상부 동체 조립

조립 지그 setting 및 검사 → 프레임 ass'y → 측면 론저론 장착 → 상부 론저론 장착 → inner skin 결합 → 외피 장착

### (4) 중앙 하부 동체 조립

조립 지그 setting 및 검사 → 프레임 ass'y → carry through beam ass'y → keel beam ass'y → 측면 론저론 장착 → 하부 외피 장착 → 하부 론저론 장착 → 기타 구조부품 체결 → 시스템 장착

### (5) 후방 동체 조립

조립지그 setting 및 검사 → 프레임 sub-ass'y 및 장착 → 론저론 체결 →



러그, 판넬, 스티프너 결합 → 외피 가조립 후 장착

(6) 동체 최종 조립(사진 4-28)

하부 동체와 상부 동체를 최종 조립 지그에서 결합하여 중앙 동체 조립 → 후방 동체와 중앙 동체 조립 → 테일콘 및 꼬리날개 조립 → 엔진 마운트 프레임, 엔진, 프로펠러 등의 전방동체 체결 → 전방 착륙장치 장착 → 각종 시스템(전기, 전자, 조종, 연료, 브레이크 계통) 연결

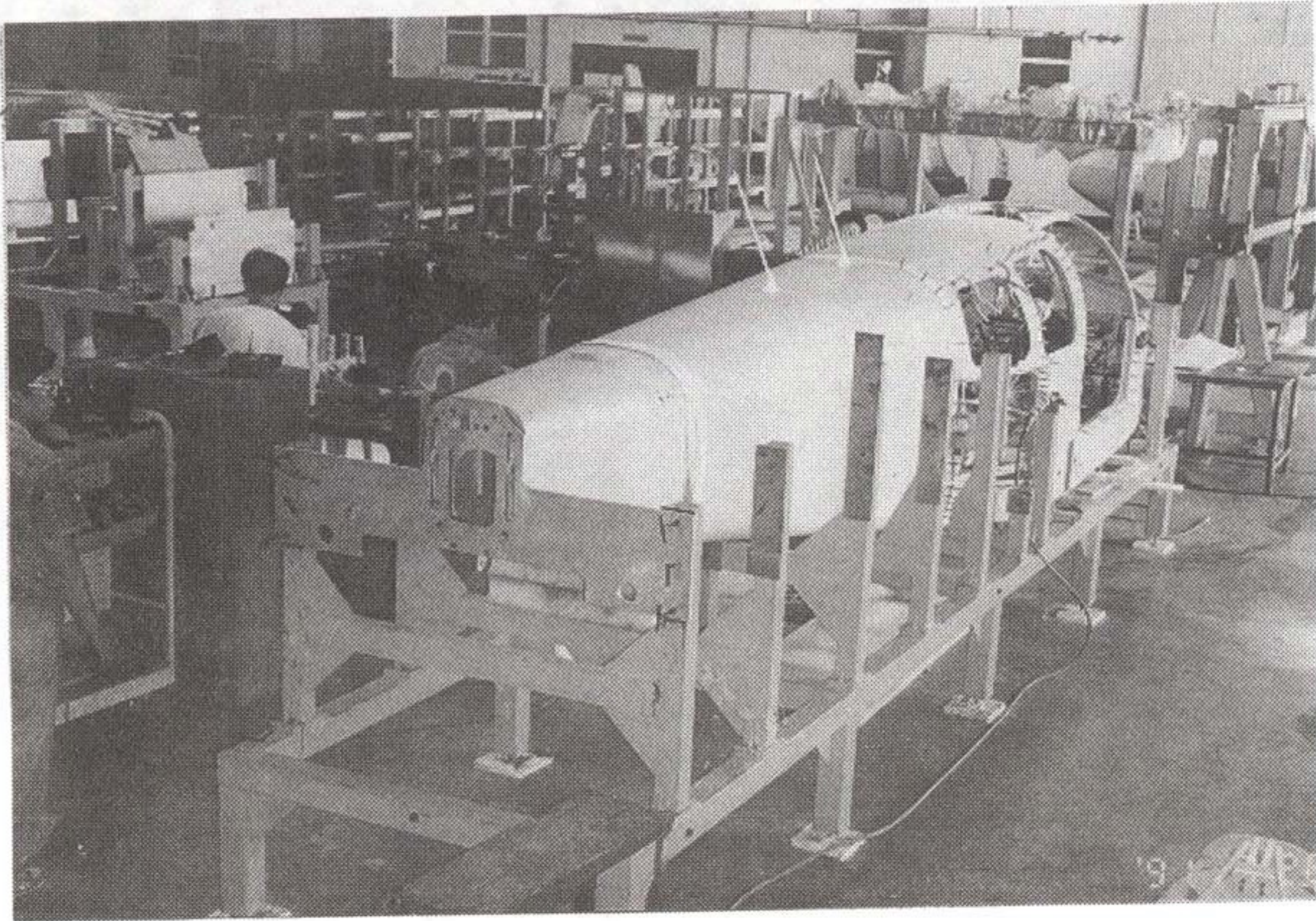


사진 4-28 최종 조립 지그에서 조립된 동체

(7) 동체-날개 최종 조립(사진 4-29)

날개 주구조부를 동체에 결합 → 플랩, 에일러론 결합 → 각 시스템 연결 → 전·후방 출입문, 윈드실드, 창문, 엔진 카울 장착 → 내장재 설치 → 좌석설치



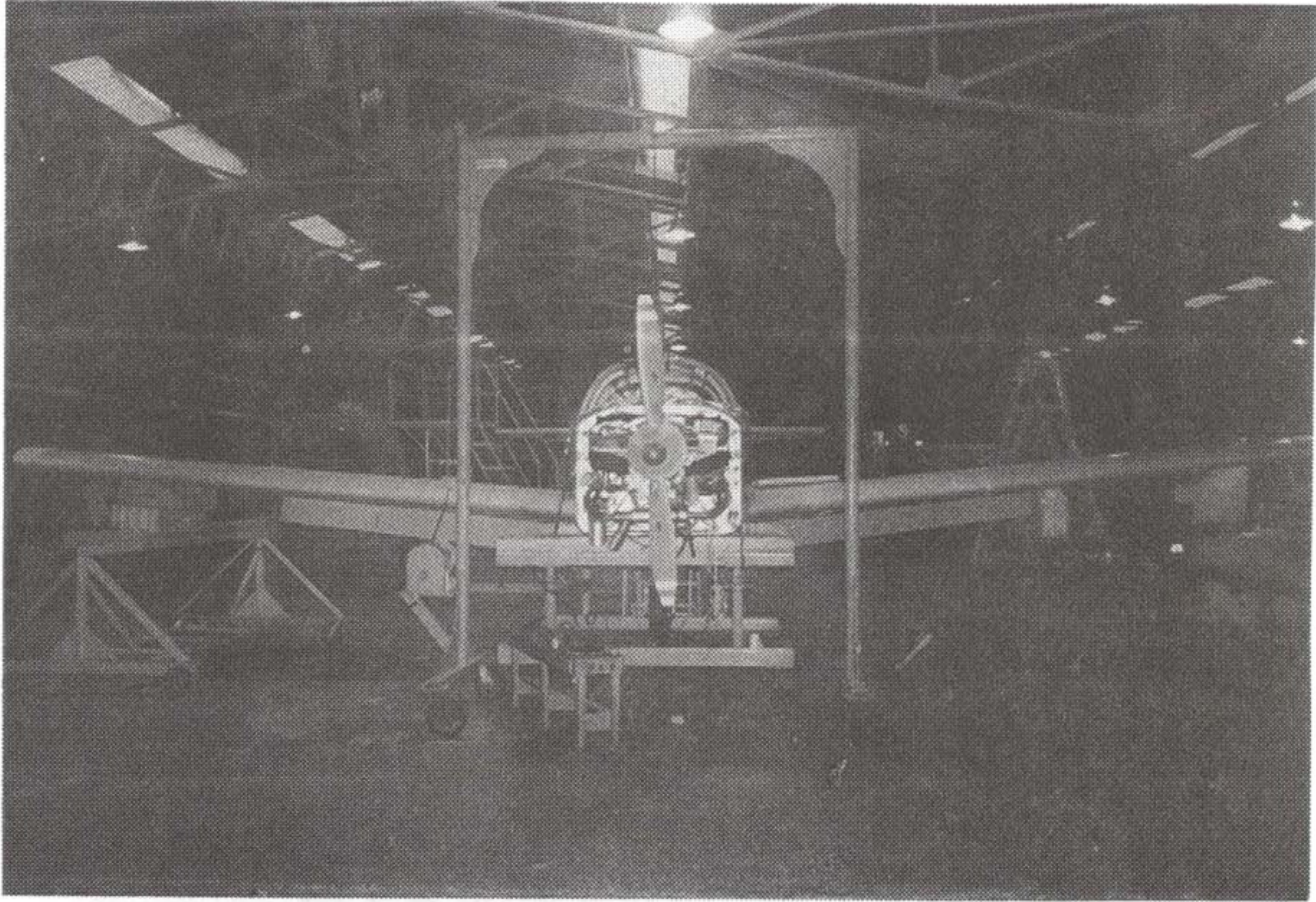


사진 4-29 날개와 동체의 조립

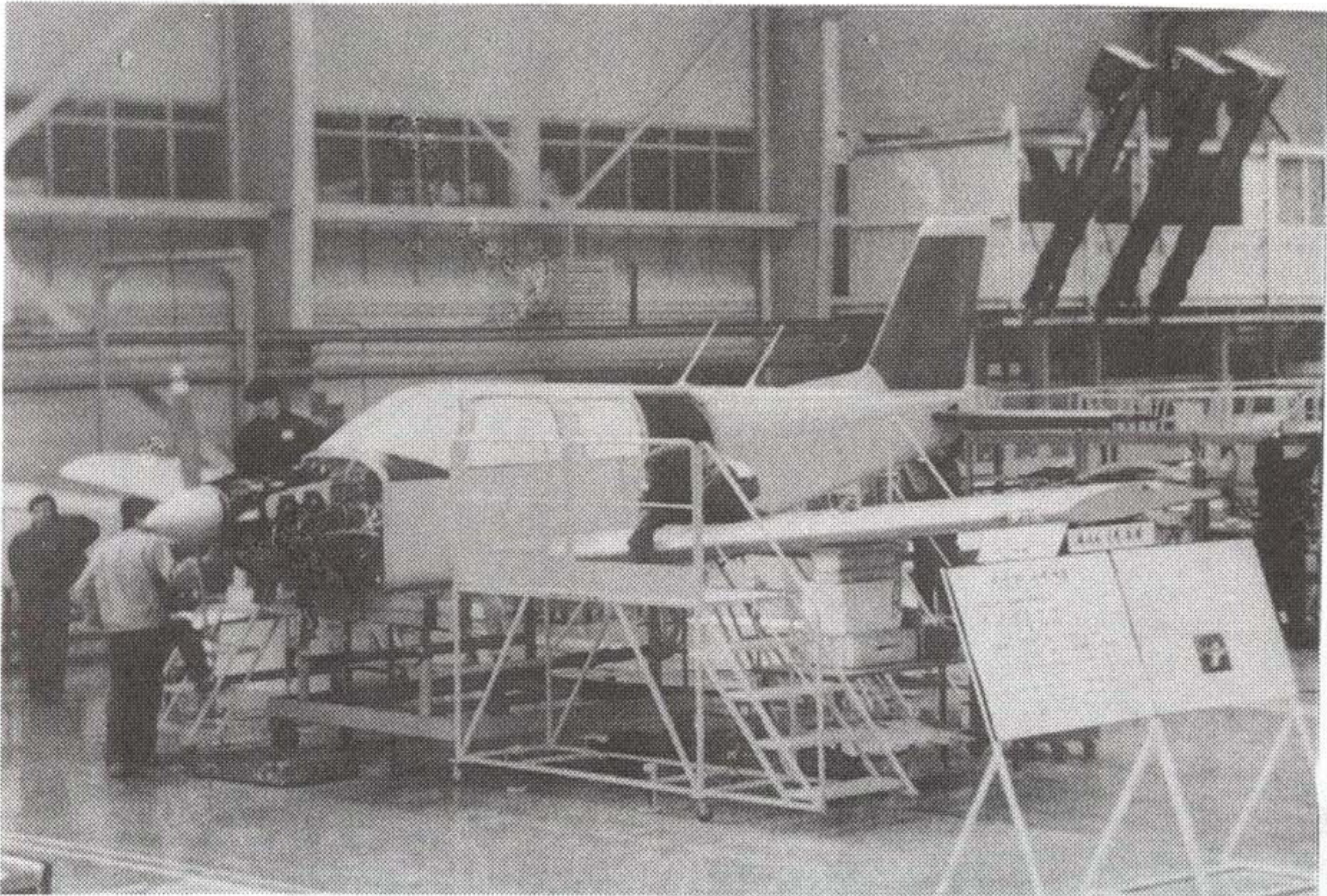


사진 4-30 최종 조립 광경



## 나. 시스템 조립

시스템 부품은 기체 구조물의 sub-ass'y 단계로부터 최종 조립단계까지 단계적으로 기체에 장착·조립된다. 본 보고서에서는 창공-91 시스템을 조종계통, 동력장치 계통, 전기/전자계통으로 나누어 이들 각 부품이 기체 구조물에 장착되는 주요 내역을 요약하여 서술토록 한다.

### (1) 조종계통의 장착과 조립

비행조종 계통은 플랩, 에일러론, 러더, 수평꼬리날개 및 트림 탭 등을 조종하는 구동 부품류와 이를 기체에 장착시키는 브래킷류로 구성된다.

주요 구성품으로는 T-bar, 러더 페달, 폴리 ass'y, 토크 튜브, 플랩 레버, 트림 휠 ass'y, 벨 크랭크 및 기타 브래킷 류로서 이중 폴리 ass'y, 벨 크랭크, 브래킷 등은 구조의 sub-ass'y시 구조물에 사전 조립되며, 나머지 부품류는 동체와 날개의 각 최종조립 단계에 장착되고 기체의 최종 조립단계에서는 케이블의 장력조절과 moving limit 작업이 이루어진다.

Moving limit 작업은 창공-91 각 비행 조종면의 구동 각도를 설계된 각도 이내로 제한하는 작업으로, 이는 각각의 힌지에 설치되어 있는 stop bolt를 조절하여 이루어진다.

### (2) 동력장치 계통의 장착과 조립

동력장치 계통은 엔진, 연료계통, 윤활계통, 흡입 및 배기계통, 냉각계통, 엔진 및 프로펠러 제어계통, 캐빈 내의 환기, 난방 및 서리 제어계통 등을 모두 포함한다. 이러한 동력장치 계통은 연료계통과 환기 및 난방 계통을 제외한 대부분의 구성 부품이 방화벽의 전면에 장착된다.



본 계통의 장착과 조립내역은 작업단위 별로 구분 기술하면 다음과 같다.

#### (가) 엔진 및 엔진 보기의 장착

본 부품의 장착과정은 먼저 방화벽에 장착되는 보기와 부품을 방화벽에 장착한 다음, 엔진 마운트 프레임에 엔진을 장착하여 이를 방화벽에 체결한다. 이어서 프로펠러 거버너, 엔진 배플, 머플러 등을 설치한 후 각종 라인을 장착하고 마지막으로 스피너와 프로펠러를 엔진에 장착한다(사진 4-31참조).

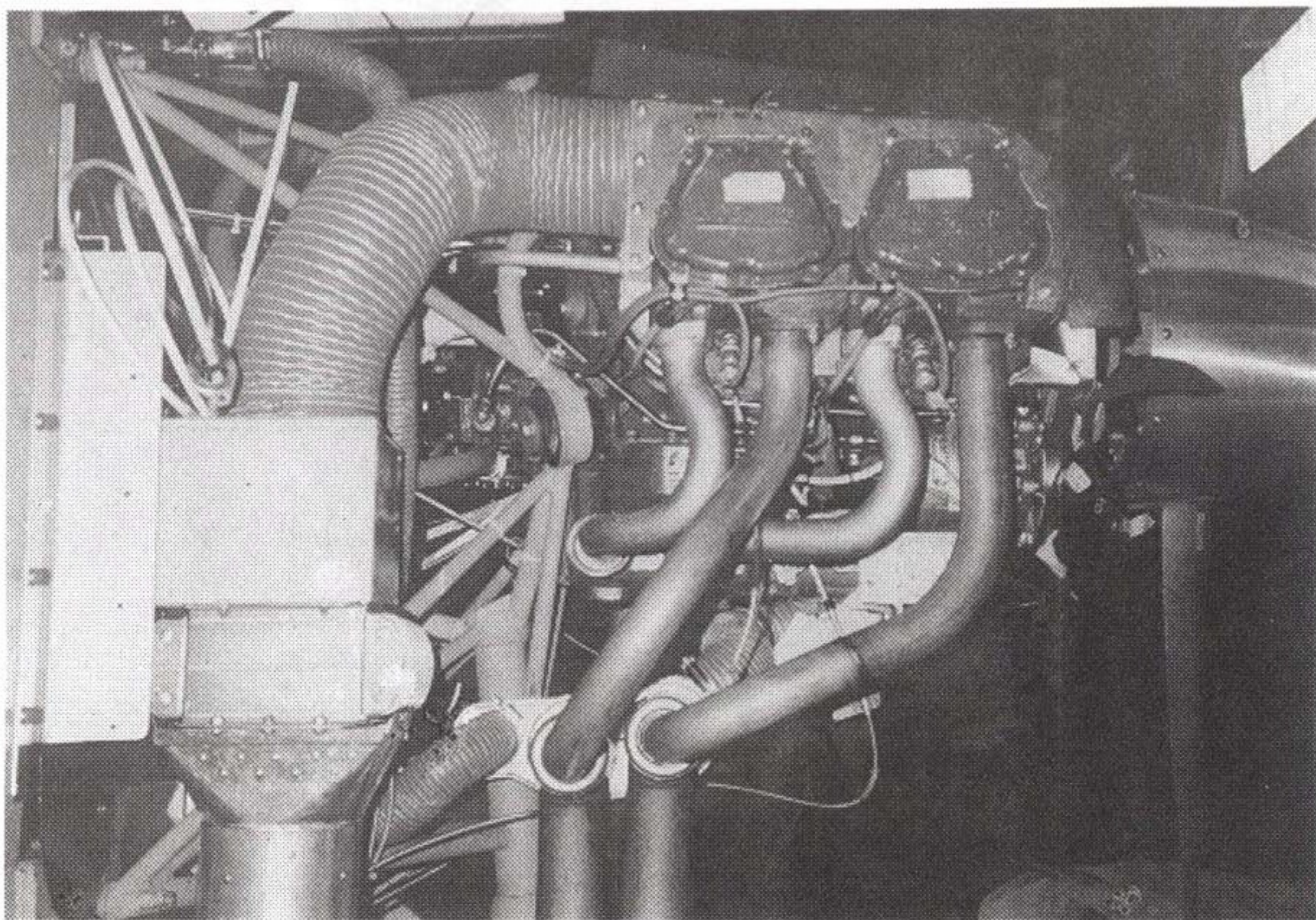


사진 4-31 방화벽 앞의 동력장치계통

엔진과 프로펠러 등의 장착 작업시에는 각각의 메뉴얼을 기준으로 체결 볼트에 standard 또는 special torque를 주어야 한다. 토크 검사가 끝난 곳에는 torque seal을 발라 가동중 진동 등에 의해 풀어졌는지를 육안으로 쉽게 파악되도록 한다.



#### (나) 연료 계통의 조립

연료계통의 조립에는 연료 누출 방지를 위한 sealing 작업이 가장 중요하다. 각 연료라인의 배관작업 후에는 연료 탱크를 비롯한 연료라인에 대한 압력 및 누출 검사가 반드시 수행되어야 한다.

#### (다) 냉각 계통의 조립

엔진에 가공되어 있는 볼트 홈에 맞추어 엔진 배플을  $\phi 1/4$ -THD20의 볼트로 엔진에 장착한다. 또한 오일냉각을 위하여, 엔진배플 후면에서 엔진과 오일쿨러를 flexible duct로 연결하고, 마그네토 냉각 튜브를 연결한다. 전방 배플과 후방 배플 사이는 steel rod로 고정시킨다.

#### (라) 흡기 및 배기 계통의 조립

흡기계통의 airfilter duct는 alternate air box까지 flexible duct로 연결하여 엔진카울의 장탈이 용이하게 하고, 배기 튜브에는 EGT 센서가 장착된다. 배기관은 muffler shroud에 끼워 넣기만 하여 배기가스에 의한 배기관의 열 팽창을 수용토록 한다.

#### (마) 기 타

엔진과 프로펠러의 조종에는 push-pull control line이 사용되며, 난방계통은 중앙동체 하부에, 환기계통은 날개에 각각 장착된다. 연료 계통이나 피토 계통은 날개, 동체의 구조물을 관통하므로 구조의 sub-ass'y 제작시 해당 부품을 장착한 후, 기체 최종 조립시 라인이 상호 연결될 수 있도록 점검창 근처에서 union으로 연결한다. 엔진 압력 게이지 라인은 방화벽 앞쪽부분을 호스로 연결하여 엔진 진동의

영향을 줄이고, 라인 중간 중간을 엔진 마운트 프레임에 clamping한다.

### (3) 전기·전자 계통의 장착과 조립

본 계통의 장착과 조립은 와이어 하니스(wire harness)의 제작과정과 와이어 하니스 및 장비의 장착 과정으로 나누어 수행된다.

#### (가) 와이어 하니스 제작

와이어 하니스는 크게 나누어 계기판 부분, 동체부분, 엔진부분, 그리고 날개 부분의 4부분으로 나누어 제작되며, 대량생산시는 EJB(Electrical Jig Board)를 사용하여 제작하는 것이 편리하나, 창공-91은 시제 개발의 형태이므로 현장작업에서 와이어 하니스를 완성한다.

#### ① 계기판 부분

와이어 하니스의 대부분을 차지하며 계기판을 고정용 지그에 설치하고 여기에 계기 및 장비를 장착한 후 다음과 같은 순서에 의하여 제작한다.

- A. Wire 혹은 cable을 실제 필요한 길이보다 다소 여유를 두어 자른다.
- B. Wire에 직접 혹은 sleeve를 사용하여 code를 marking 한다.
- C. Wire 혹은 cable의 한쪽 끝을 terminal lug 혹은 pin으로 결합한다.
- D. Bundle의 형태로 적절히 묶은 후 sleeve를 이용하여 marking하고 나머지 한쪽을 커넥터 혹은 장비에 결합한다(사진 4-32참조).

#### ② 동체, 엔진 및 날개 부분

계기판 부분을 제외한 3부분은 와이어 하니스 제작을 현장 작업에서 완성하기



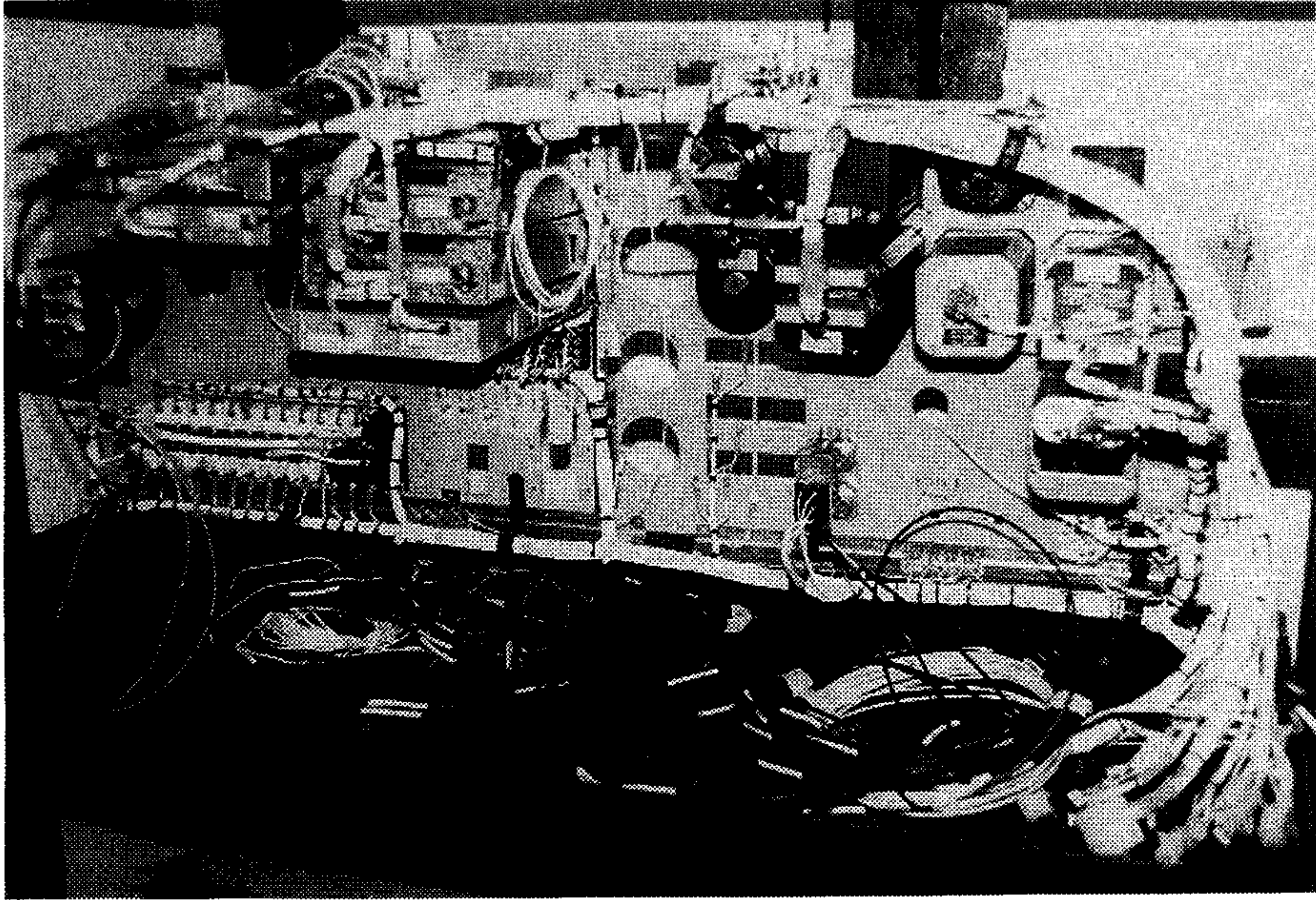


사진 4-32 계기판의 와이어 하니스

위하여 제작의 마지막 단계에서 bundle의 형태로 묶지 않고 한쪽 끝에 terminal lug 혹은 커넥트를 결합하지 않은 채 그대로 두어 항공기 장착시 routing이 용이하도록 한다.

#### (나) 와이어 하니스 및 장비 장착

와이어 하니스 및 장비 장착을 위한 위치, 경로 등은 대부분 구조설계시에 고려되었으며, 일부는 현장작업에서 결정된다. 작업순서는 동체부분 및 날개부분은 와이어 하니스를 장착한 후 장비를 장착하며, 계기판 부분 및 엔진 부분은 장비장착을 한 후에 와이어 하니스를 장착한다.

#### ① 와이어 하니스 장착

와이어 하니스 제작시와 같이 계기판 부분, 동체부분, 엔진부분 그리고 날개부분의 4부분으로 나누어 장착되며, 장착 전 단계에서 장착 경로를 확인하여 미비된 작업을 한후 grommet나 clamp를 장착한다. 와이어 하니스 제작시 완성하지 못한 한쪽 끝은 장비 장착 후 여분의 길이를 잘라낸 후 terminal lug 혹은 커넥터를 접속하여 완결한다.

## ② 장비장착

와이어 하니스와 마찬가지로 4부분으로 장착 부분을 나눌 수 있으나, 동체 부분에는 각 안테나들이, 그리고 날개 부분에는 기외 조명등 및 stall warning detector가 기체외피에 장착된다. 장비장착 위치에는 장탈이 용이하도록 필요에 따라 nut plate를 장착하며, 구조물을 보강하기 위하여 더블러 브래킷도 필요에 따라 장착한다.

## 5. 품질 검사 및 보증

제작된 부품이나 조립품에 대한 품질보증은 미리 작성된 품질보증 계획서에 명시된 품질관리 및 검사를 실행함으로써 효과적으로 수행된다. 상기 품질보증계획서는 MIL-I-45208A(Inspection System Requirements), MIL-STD-45662(Calibration System Requirements), 및 한국항공우주연구조합에서 요구하는 특수품질 요구조건 등을 관련 근거로 하여 작성되었으며, 그 주요 내용으로서 도면과 작업순서 및 품질 보증자료 관리, 정밀 측정 장비 및 검사용 치공구 관리, 구매 자재 관리, 제작 공정 관리, 특수 공정 관리 등에 대한 규정을 포함하고 있다. 그림 4-18은 부품이나 조립품에서 결함이 발생되었을 때의 처리 절차를 보여주고 있다.



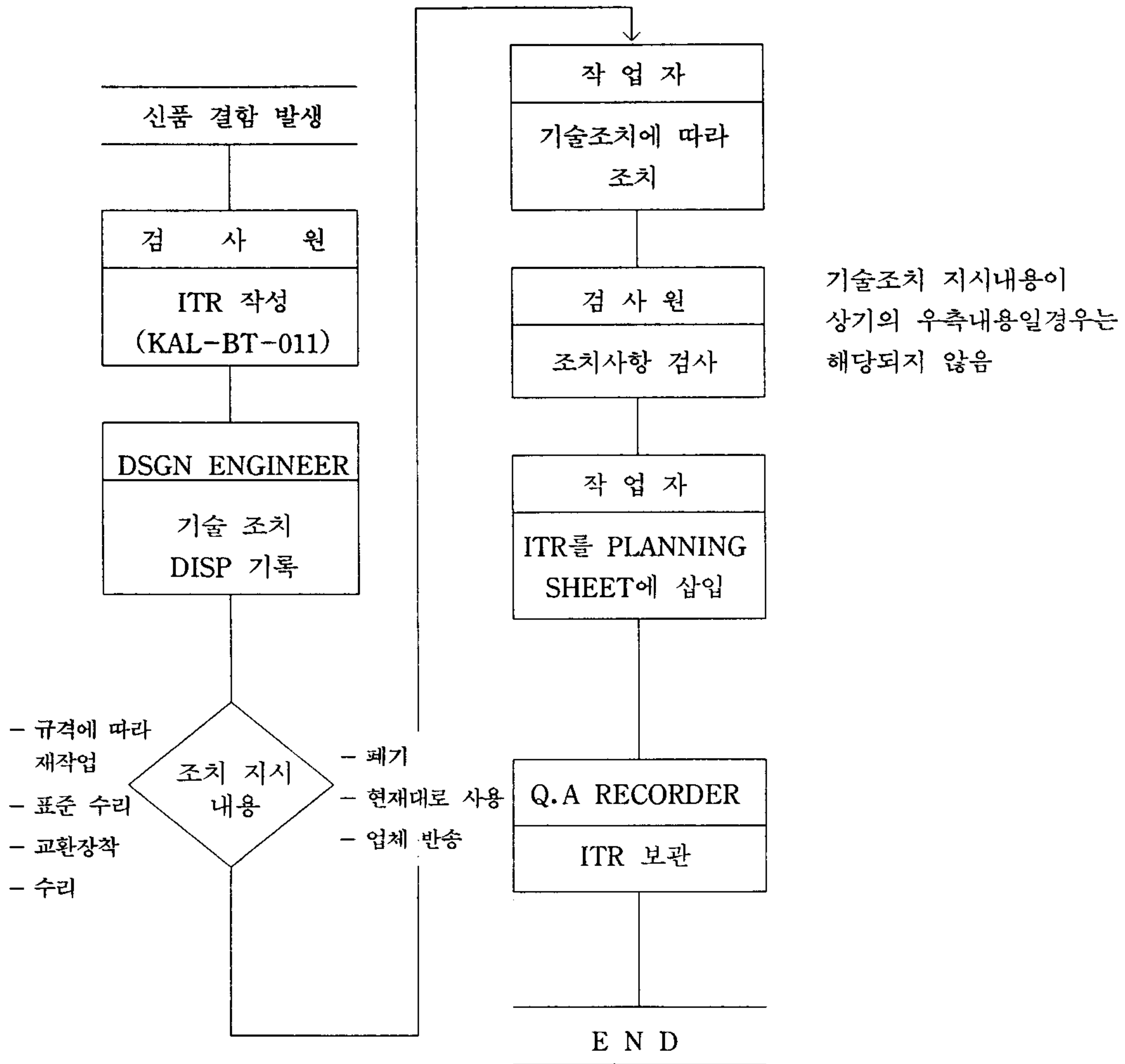


그림 4-18 결함처리 절차 흐름도

## 제 5 장 항공기 증명과 검사

제 1 절 개 요

제 2 절 형식증명

제 3 절 성능 및 품질검사



여 백

## 제 5 장 항공기 증명과 검사

### 제 1 절 개 요

항공산업은 기술집약형 산업으로 산업구조의 고도화에 기여하며 연구 개발사업으로 전체 산업의 기술수준 향상을 선도하고 또한 고부가가치 산업으로서 국가의 전략산업으로 육성하여야 하는 기본적인 특성을 가지고 있으므로 최근의 국내외 항공산업 동향을 고려하여 미래형 주력 첨단산업 분야로 지정 육성하고자 정부 당국도 관련법규를 제정 또는 개정하면서 항공기 생산기술 수준을 선진국 수준화하고 항공기 생산 능력을 확충하며 효율적인 연구 개발 체계를 정립하고 항공산업의 국제화를 추진하여 2000년대 7개 과학기술 선진국으로 진입하기 위하여 정책을 수립하고 있다.

이에 즈음하여 과학기술처의 국책과제로서 한국항공우주연구조합이 수행하고 있는 다목적 소형 항공기 개발사업은 시제 1, 2호기로서 구조시험, 비행시험을 통한 설계 확인 작업을 끝내고 시제 3호기로서 국내 최초로 관련법에 의거한 항공기 생산을 하고 이에 따른 검사를 받는다는 점에 그 역사적 의의가 있다고 하겠다.

창공-91의 생산에 적용되는 국내법에 의거한 검사의 종류는 형식증명(항공법)과 성능 및 품질검사(항공우주 산업개발 촉진법)가 있다. 이들 검사에 대한 내용은 제 2 절과 3절에 각각 언급되어 있으며 다음은 창공-91의 완제기 생산과 관련된 주요검사 내용을 간략하게 비교한 것이다.



표 5-1 항공-91 주요검사 내용

검사의 종류	형 식 증 명	성능 및 품질검사
목 적	항공기 운항의 안정성 확보	생산의 품질보증을 통한 안전성 확보
근거법령	항공법 제 17 조	항공우주 산업개발 촉진법 제 10 조
검사대상	항 공 기	항 공 기
검사단계	최초 제조시(대량생산)	매 제 조 시
규제대상	항공기 생산자	항공기 생산업자
검사기관	교 통 부	공업진흥청(전문 검사기관)

\* 전문검사기관 : 한국항공우주연구소

## 제 2 절 형식증명

### 1. 목 적

항공기의 형식증명은 어떤 형식의 항공기 설계가 강도, 구조 및 성능에 관하여, 항공법 시행규칙 부속서에 규정된 기술상의 기준에 적합한 것을 증명하는 제도로서 이에 대한 검사는 설계, 제조과정 및 완성후의 현상에 대하여 행하여진다. 그러나 대량으로 생산되는 항공기에 대해서는 당해 항공기 한대 한대에 대하여 설계등의 모든것을 검사하는 것은 매우 번잡한 일이므로 이와같은 항공기에 대하여는 일괄하여 설계에 관한 검사를 행하고 증명을 함으로써 동일형식의 개개의 항공기에 관하여는 그 검사에 당하여 설계등의 검사를 생략하기 위한 것이다.

## 2. 처리절차

항공법 시행규칙에 의거한 형식증명 절차는 다음과 같다.

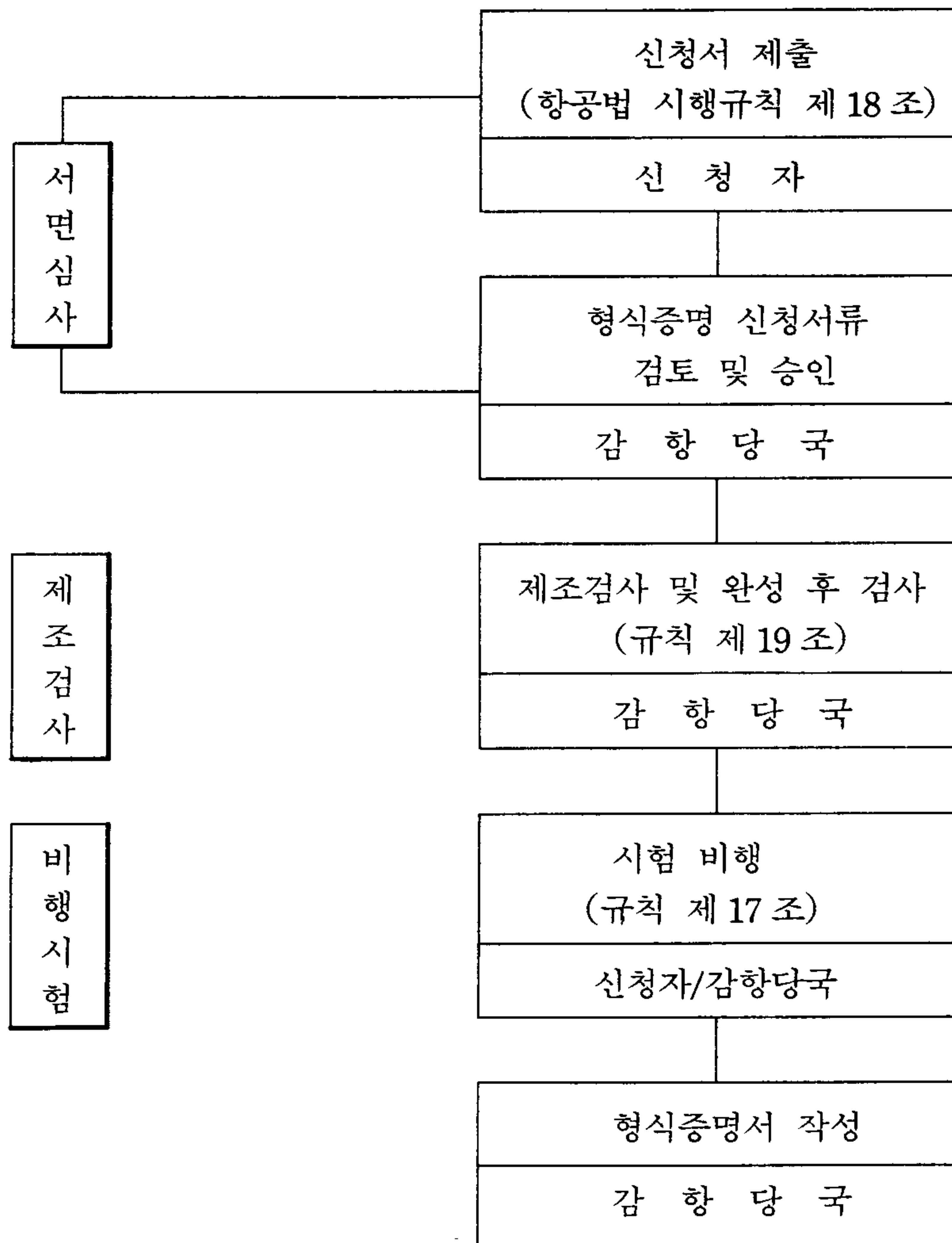


그림 5-1 형식증명 절차



### 3. 검사 내용

#### 가. 서면심사

- 1) 신청서류 검토 및 보완
- 2) 항공기 형식 설계 검증
  - 항공기 개발 과정 검증
  - 항공기 설계 단계 검증
  - 설계계획서, 설계서, 설제도면 검증

#### 나. 항공기 제조 검증

- 1) 제조 계획서
- 2) 재료시험 검증
- 3) 부품제작 검증
- 4) 제조공정 및 기체조립 검증
- 5) 항공기 계통별 상태점검

#### 다. 항공기 현상 검증

- 1) 완성후 지상점검
- 2) 시험비행

#### 라. 비행교범 및 정비교범 검증

## 4. 검사를 위한 제출 문서

### 가. 설계 제조 문서

- 1) 설계계획서
- 2) 설계서
- 3) 도면목록
- 4) 부품표
- 5) 설제도면
- 6) 제조계획서

### 나. 교 범

- 1) 비행교범
- 2) 정비교범

### 다. 관련 보고서

- 1) 하중해석 보고서
- 2) 구조해석 보고서
- 3) 구조시험 보고서
- 4) 비행시험 보고서
- 5) 복합소재 개발 보고서
- 6) AL 압출재 개발 보고서

라. 기 타

설계, 제작, 시험 관련 보고서 다수

### 제3절 성능 및 품질 검사

#### 1. 목 적

항공기의 성능 및 품질검사는 형식 설계된 항공기의 생산이 생산 체제 및 생산공정과 품질관리 체제에 있어서 그리고 당해 생산품의 성능 및 품질, 구조 및 규격, 생산에 사용된 부분품 및 원재료, 생산 및 검사에 있어서 각각 생산 기술상의 기준에 적합함을 증명하여 항공기의 안전성을 확보하고 품질을 보증하기 위한 제도이다. 이와같은 목적을 효율적으로 달성하기 위하여 공업진흥청은 성능 및 품질검사 합격기준(공진청 고시 1992-51호)을 고시하여 동 기준과의 적정성 및 동일성을 평가하는데 필요한 세부적인 기준과 방법등에 관한 사항을 규정하였다.

#### 2. 처리절차

항공우주산업 개발촉진법 시행 규칙에 의거한 성능 및 품질검사 절차는 다음과 같다.



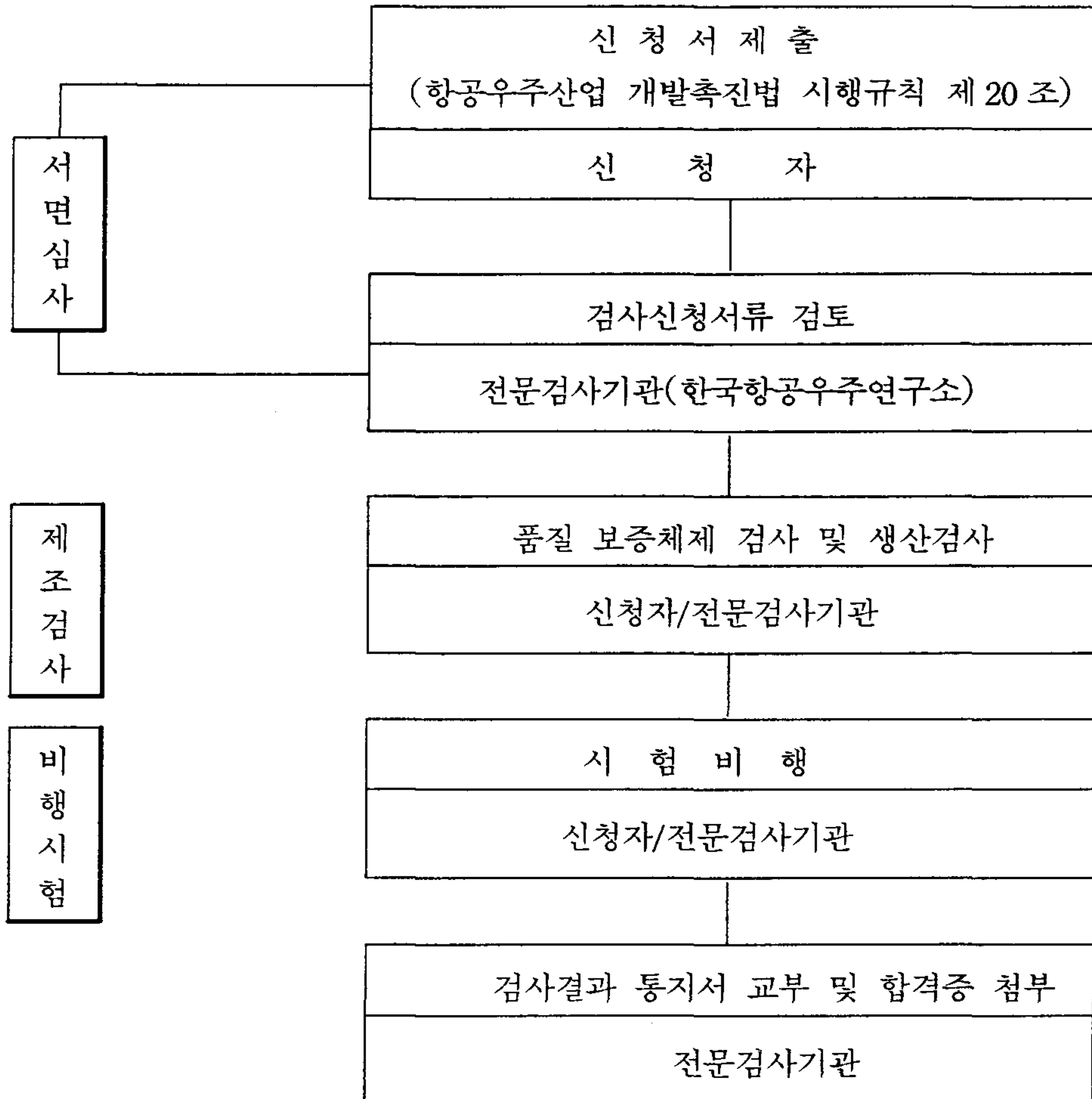


그림 5-2 성능 및 품질검사 절차

### 3. 검사내용

#### 가. 품질보증체제 검사

제조업체의 생산체제 및 생산공정과 품질 관리체제가 설계에서 정한 품질의 균질성과 안전성의 확보 및 품질보증에 적정함을 판단하기 위해 수행되는 검사로서

주요검사는 다음과 같다.

- 1) 품질 보증 체제 검사 : 품질 보증 절차
- 2) 품질 보증 자료 검토 : 품질 보증 계획서
- 3) 기술자료 관리 검사 : 공정규격서, 제조공정서
- 4) 특수공정 심사 : 해당 규격서
- 5) 비파괴 검사 : 해당 규격서

#### 나. 생산검사

제조업체가 제조한 검사대상의 성능 및 품질, 구조 및 규격, 생산에 사용된 부분품 및 원재료가 생산기술상의 기준에 의한 설계 또는 품목과의 동일성 여부와 생산 및 검사가 생산 방법 기준에 따라 적합하게 행하여 졌는지를 판단하기 위해 수행되는 검사로서 원재료, 단위부품, 부분조립품, 최종조립품등 단계별로 설계도면, 공정 규격서, 제조공정서, 기타 설계/제작 관련 매뉴얼등 서류 심사와 입회검사로 이루어진다.

### 4. 제출서류

#### 가. 검사 신청시 제출서류

- 1) 설계도면 및 설계자료
- 2) 부품 및 원재료표
- 3) 검사 및 품질 관리 체제에 관한 자료

나. 수검시 제출서류

- 1) 공정규격서
- 2) 제조공정서
- 3) 품질보증자료
- 4) 기능시험 보고서
- 5) 외관 검사 자료
- 6) 중량 및 균형 자료
- 7) 비행교범
- 8) 시험비행 절차서
- 9) 기타 제작 시험 관련 자료 다수



여 백

## 제 6 장 창공-91 제원

- 형식 및 유형
- 형식 증명
- 주요 제원
- 주요 성능
- 구조 구성
- 중량과 균형
- 엔진 제원 및 성능
- 계기판
- 항공전자 계통
- 전기 계통

여 백



## ■ 형식 및 유형(Designation & Type)

창공-91은 5인승의 다목적 단발 피스톤 엔진 경항공기로서, 첨단 복합재료의 꼬리날개, 엔진카울, 출입문 및 기타 페어링류와 알루미늄의 날개, 동체로 구성되어 있다.

고정식 전륜형 착륙장치의 저익 단엽기로서 우현 전방과 좌현 후방에 2개의 출입구를 가지며, 동체 양측에 넓은 시야를 제공할 수 있는 6개의 창문을 갖고 있다.

## ■ 형식 증명(Certification)

대한민국 교통부 항공법이 규정한 보통 및 실용기 감항유별과 FAR part 23의 Normal Category 및 Utility Category의 규정을 만족하는 general aviation급의 경항공기로서, 시계비행과 계기비행 규정을 만족한다.

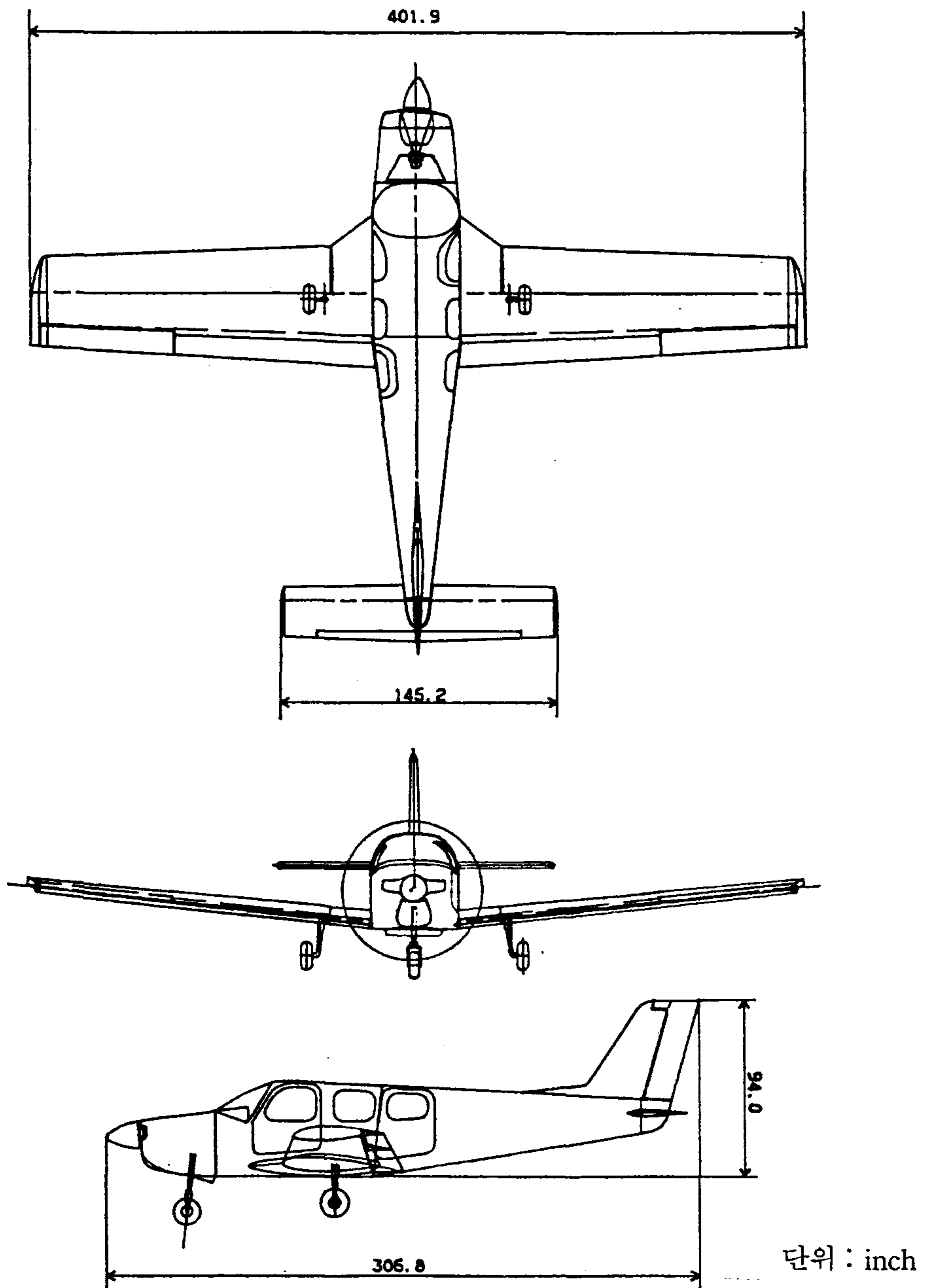
## ■ 주요 제원

전장	25.1 ft	7.7 m
전폭	33.5 ft	10.2 m
전고	8.87 ft	2.7 m
날개 면적	160 ft <sup>2</sup>	14.86 m <sup>2</sup>
자중	1,826 lb	830 Kg
유상하중	520 lb	236 Kg
최대이·착륙중량	2,700 lb	1,227 Kg
연료중량	354 lb	161 Kg

\* 개발 시제기 결과임.

# 항공-91

## ● 삼면도



● 날 개

에 어 포 일.....	NACA 63 <sub>2</sub> -415	
면적(동체포함).....	160 ft <sup>2</sup>	14.86 m <sup>2</sup>
스 팬.....	401.9 in	10.2 m
평균공력시위.....	58.2 in	1.48 m
테 이 퍼 비.....	0.7	
가로 세로 비.....	7	
후 퇴 각.....	0°(40% 시위선에서)	
불 임 각.....	2°	
상 반 각.....	6°	
비 틀 림 각.....	3°	
플 랩 스 팬.....	103 in	2.61 m
플 랩 시 위.....	날개시위의 25%	
플 랩 변 위.....	15°/30°/40°	
에일러론스팬.....	69 in	1.8 m
에일러론시위.....	날개시위의 25%	
에일러론변위.....	up 25°/down 12.5°	



● 수평 꼬리날개

geared tab을 장착한 전구동 방식(stabilator)

에어포일.....	NACA 0012	
면적.....	28.4 ft <sup>2</sup>	2.64 m <sup>2</sup>
스팬.....	145 in	3.69 m
평균공력시위.....	28.4 in	0.72 m
테이퍼비.....	0.872	
가로세로비.....	5.1	
후퇴각.....	0.281°(25% 시위선에서)	
탭스팬.....	105.7 in	2.68 m
탭평균시위.....	4.51 in	0.11 m
수평꼬리날개변위.....	up 16°/down 4°	

● 수직 꼬리날개

에어포일.....	NACA 0012	
면적.....	14.3 ft <sup>2</sup>	1.11 m <sup>2</sup>
스팬.....	53.3 in	1.35 m
평균공력시위.....	39.5 in	1.0 m
테이퍼비.....	0.58	
가로세로비.....	1.38	
후퇴각.....	29°(25% 시위선에서)	
러더면적.....	5.58 ft <sup>2</sup>	0.5 m <sup>2</sup>
최대변위각.....	25°	

● 동 체

총 길이	..... 275.5 in	7.0 m
최대 폭	..... 46.0 in	1.17 m
최대 높이	..... 51.0 in	1.30 m
전방출입문		
높이	..... 38.1 in	0.96 m
폭	..... 35.9 in	0.91 m
후방출입문		
높이	..... 38.1 in	0.97 m
폭	..... 31.2 in	0.79 m

● 착륙장치

Wheel track	..... 113.2 in	2.88 m
Wheel base	..... 76.8 in	1.95 m
Main tire : size	..... 6.00-6 6 PLY	
pressure	... 50 psi	
Nose tire : size	..... 5.00-5 6 PLY	
pressure	... 42 psi	

● 프로펠러

직경 74"인 2-blade constant speed propeller로서 HARTZELL HC-C2YK-1 BF/F 7666 A-2를 사용.

## 창공-91

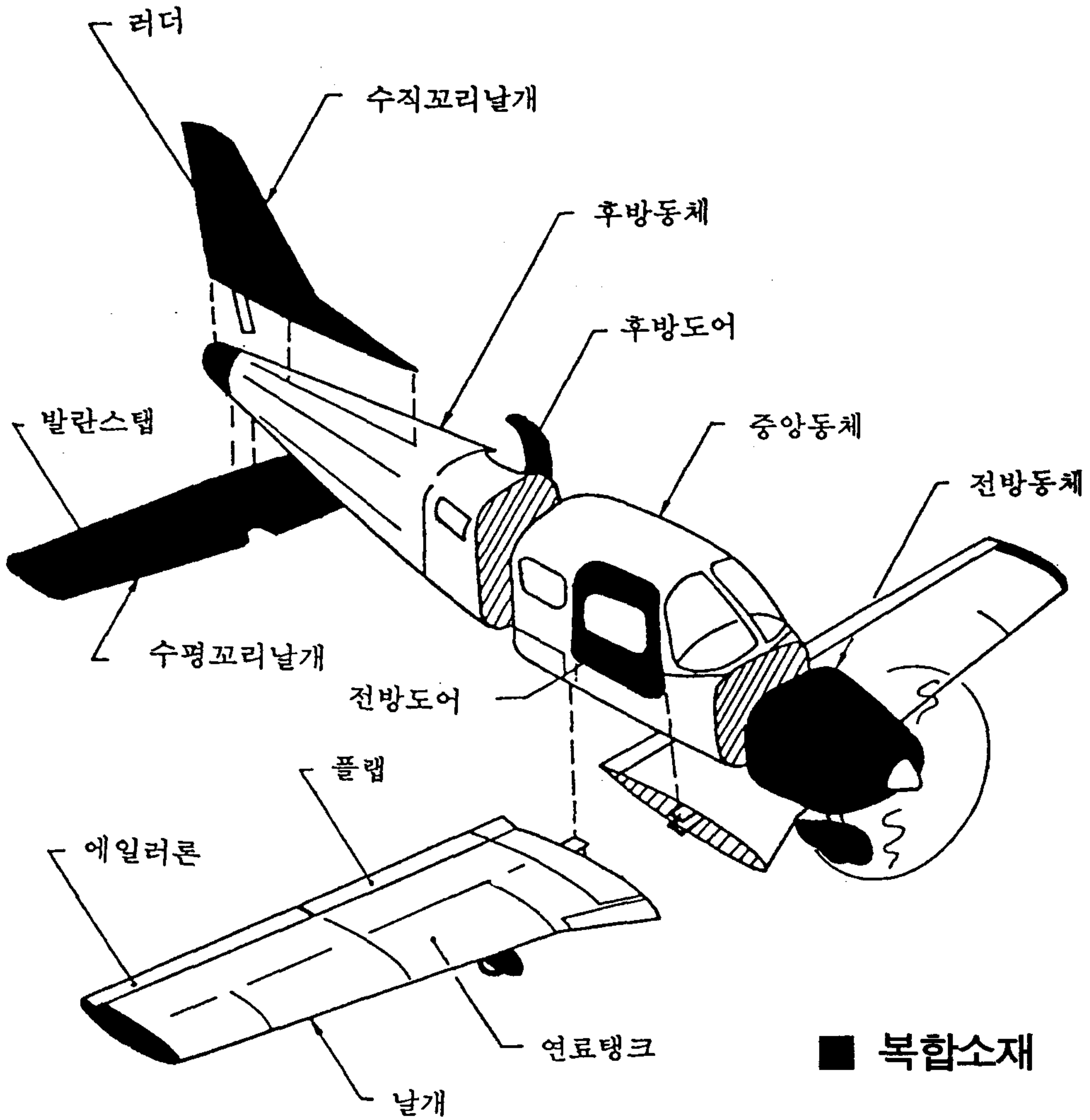
### ■ 주요 성능

50ft까지 이륙거리 -지상활주거리	535 m 315 m
50ft에서 착륙거리 -지상활주거리	410 m -
최대상승률 -해면고도 -3,000 ft고도 -5,000 ft고도	780 fpm 700 fpm 630 fpm
최대상승속도(해면고도) 최대상승각 속도(해면고도) 실용상승한도	84 KCAS 76 KCAS 16,500 ft
실속속도 -플랩변위 0° -플랩변위 20° -플랩변위 40°	62 KCAS 58 KCAS 54 KCAS
플랩내림속도 -플랩변위 20° -플랩변위 40°	110 KCAS 96 KCAS
최대수평비행속도(2,500 ft) 순항속도(5,500 ft/ 65% rated power)	125 KTS 108 KTS

\* 주: 창공-91 A1기 경우(W=2,700 lb)

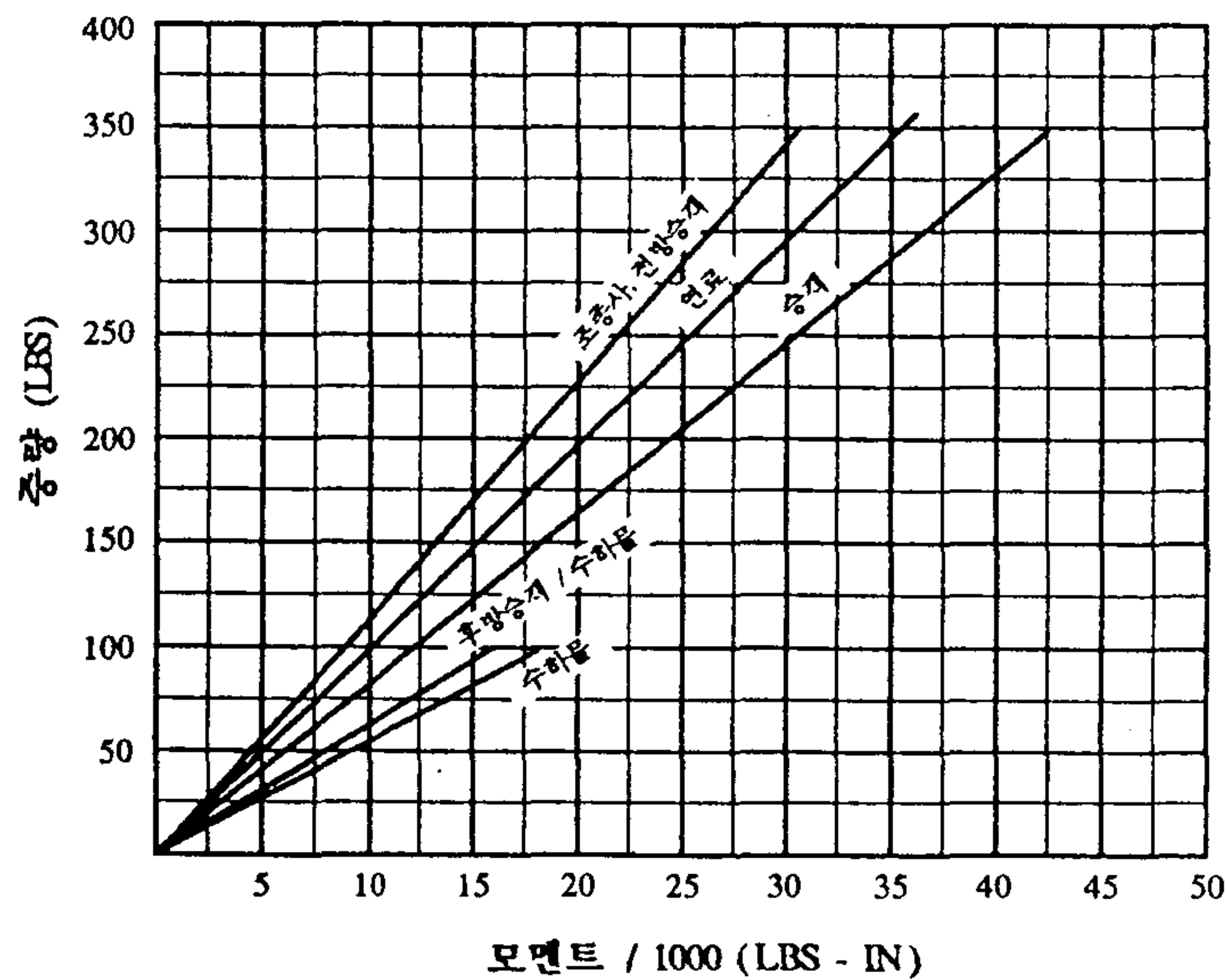


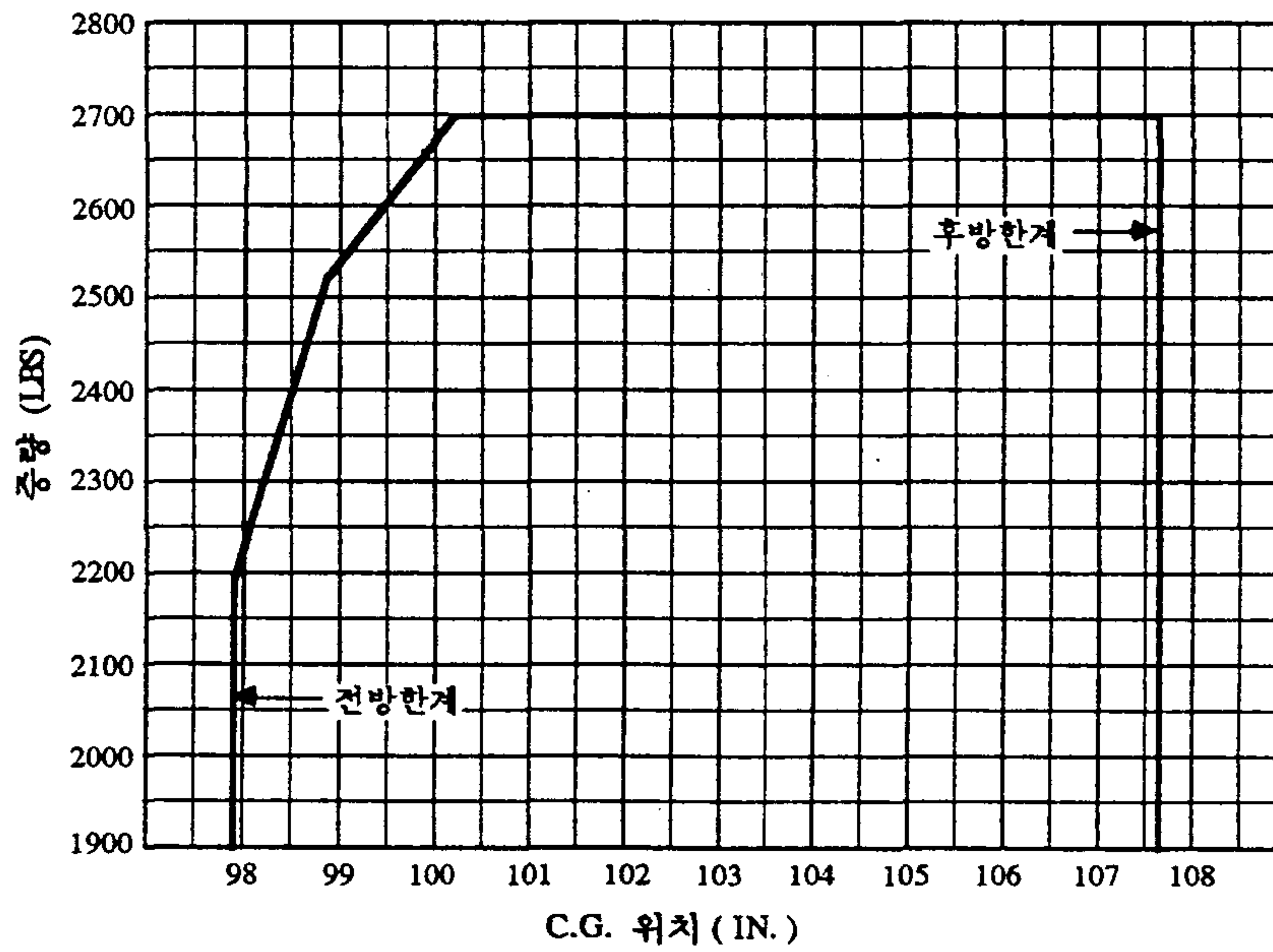
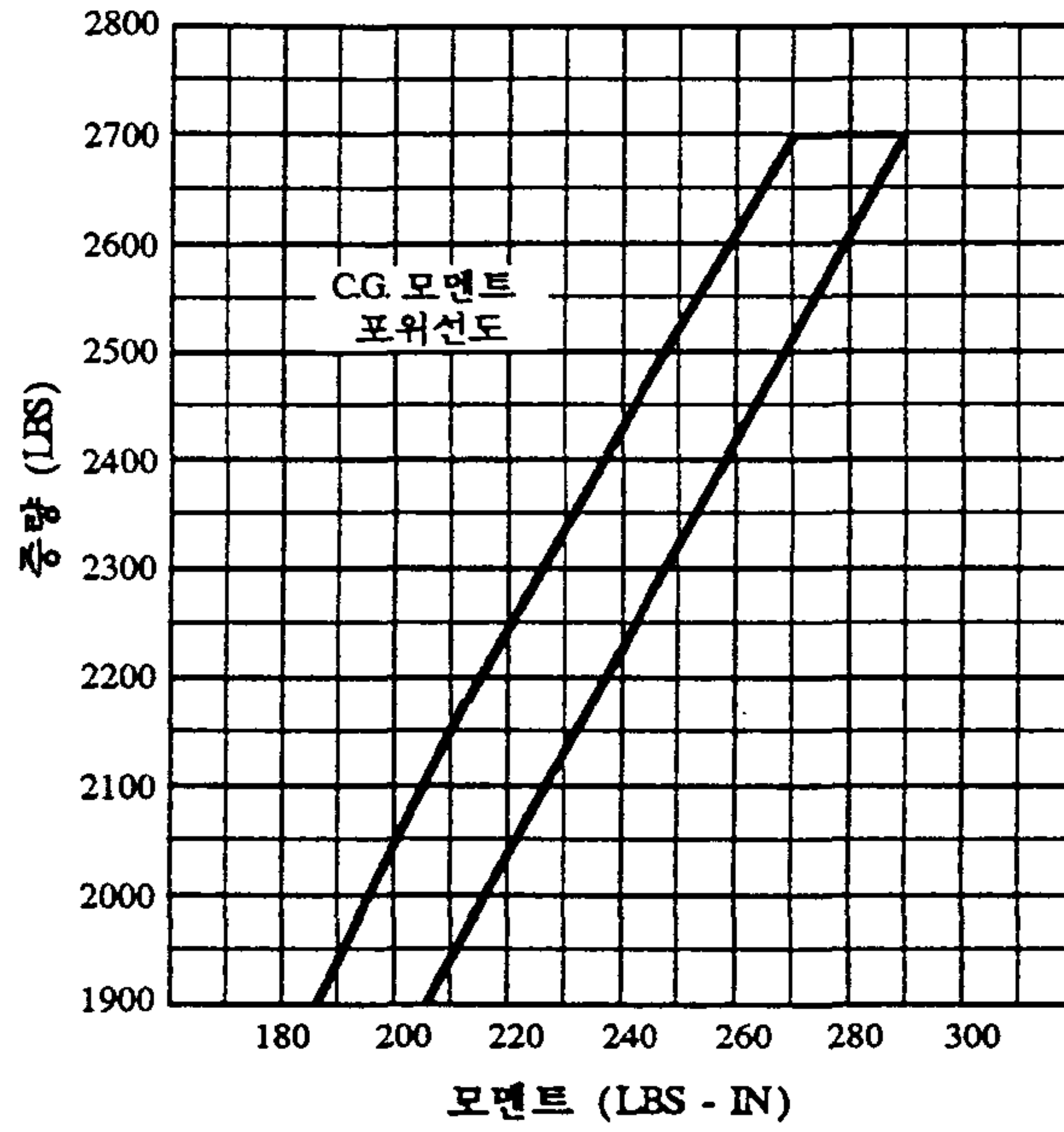
■ 구조 구성



■ 중량과 균형

중 량 항 목	중 량 (LBS)	모 멘 트 (LBS-IN/1000)
자 중	1826	182.26
조 종 사, 전 방 승 객	350	30.95
승 객(최 대 350 LBS)	175	21.62
후 방 승 객 / 수 하 물(최 대 100 LBS)	-	-
연 료(최 대 59 Gal.)	300	31.12
수 하 물(최 대 100 LBS)	57	10.09
램 프 중 량	2708	276.04
엔진시동, 택싱, run-up시 사용연료	-8	-0.83
이 룩 중 량	2700	275.21







■ 엔진 제원 및 성능

Avco Lycoming IO-360-A1B6엔진 (최대출력 200HP)으로서 spec., 운용조건 및 출력 특성은 다음과 같다.

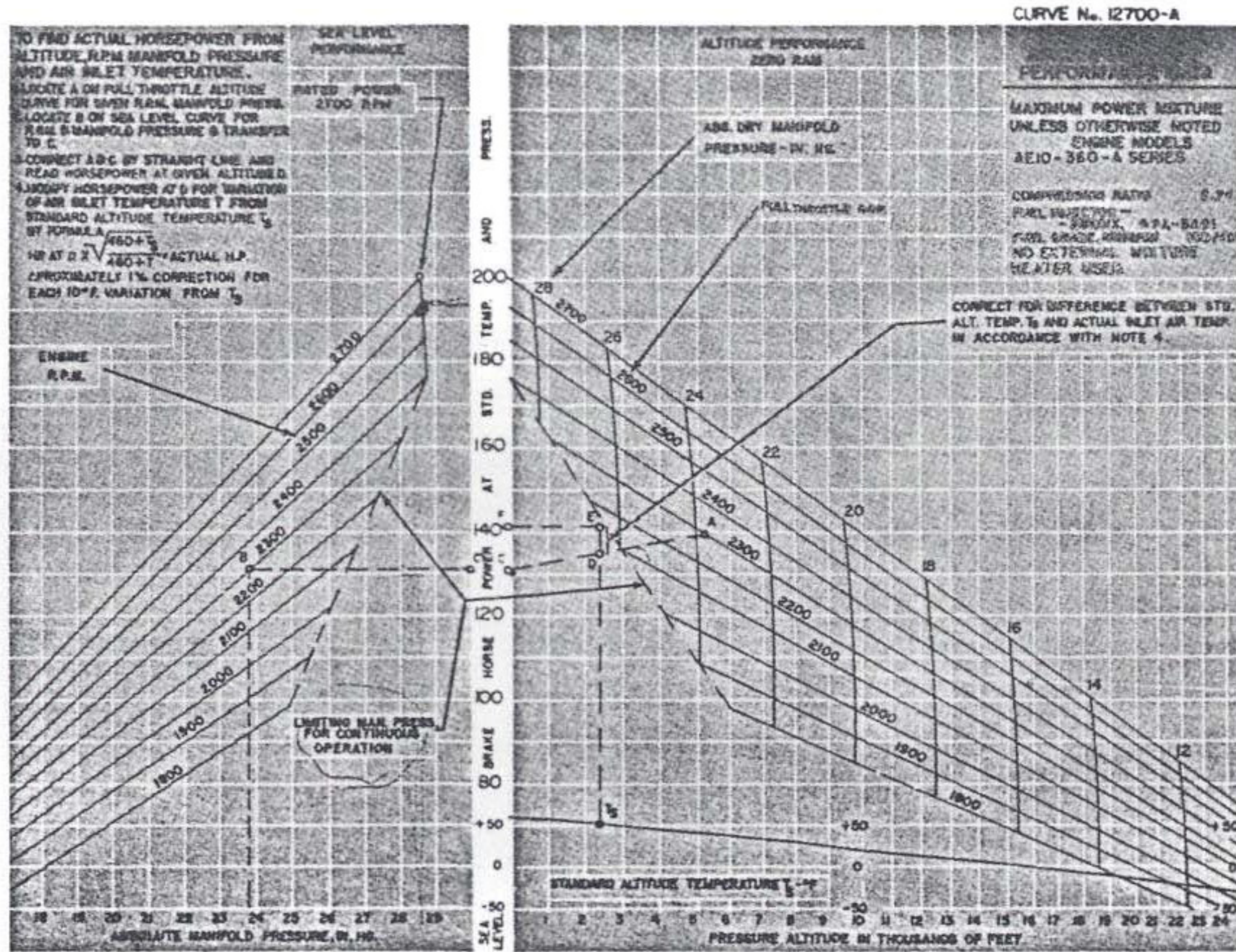
SPECIFICATIONS

FAA Type Certificate	1E10
Rated horsepower	200
Rated speed, RPM	2700
Bore, inches	5.125
Stroke, inches	4.375
Displacement, cubic inches	361.0
Compression ratio	8.7 : 1
Firing order	1-3-2-4
Spark occurs, degrees BTC	25°
Valve rocker clearance(hydraulic tappets collapsed)	028-.080
Propeller drive ratio	1 : 1
Propeller drive rotation(viewed from rear)	Clockwise

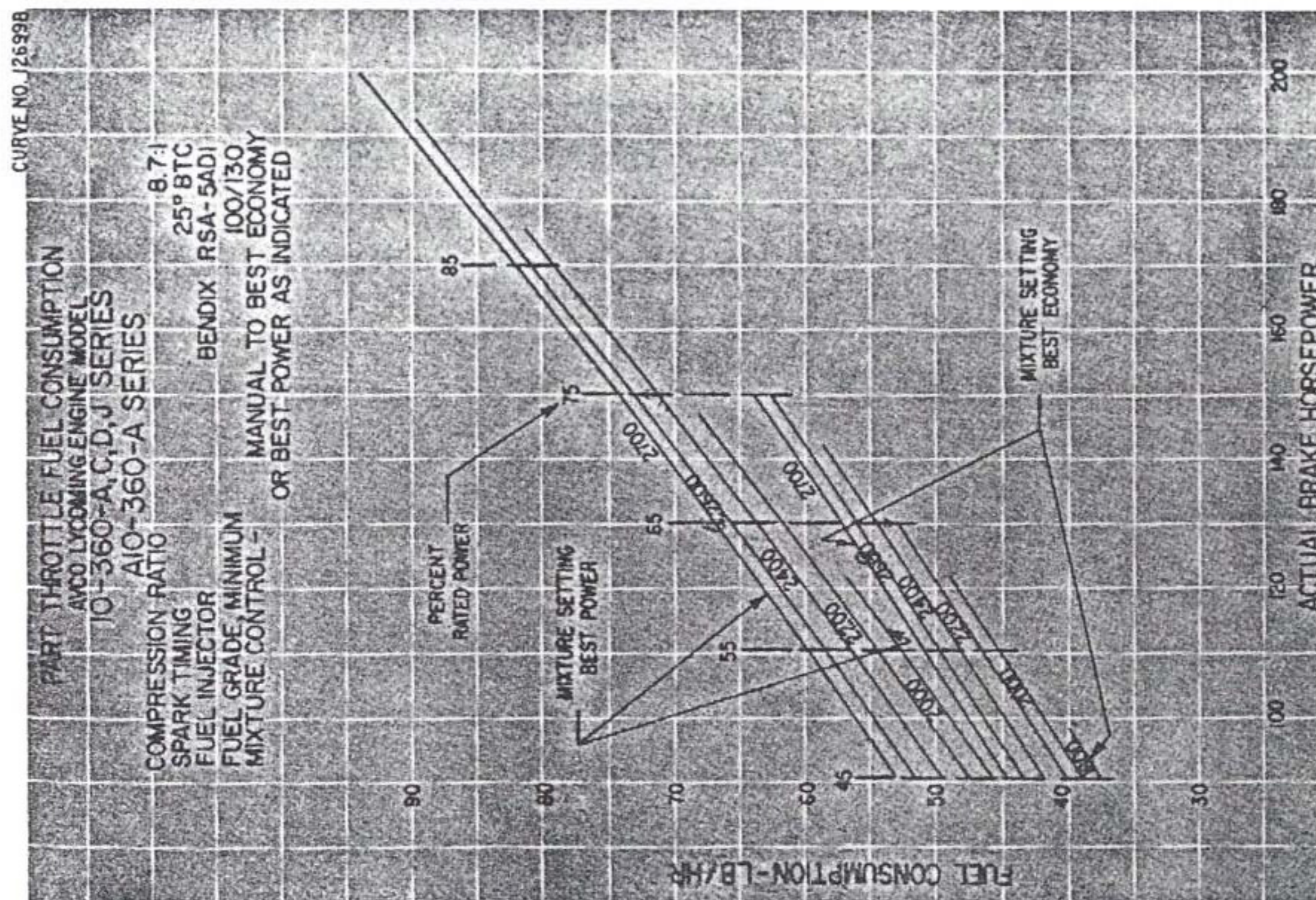
운용조건

Operation	RPM	HP	Fuel Cons. Gal./hr.	Max. Oil Cons. Qts./Hr.	Max. Cyl. Head Temp.
Normal Rated	2700	200	-	.89	475F°. (246°C.)
Performance Cruise (75% Rated)	2450	150	12.3	.50	475F°. (246°C.)
Economy Cruise (65% Rated)	2350	130	9.5	.44	475F°. (246°C.)





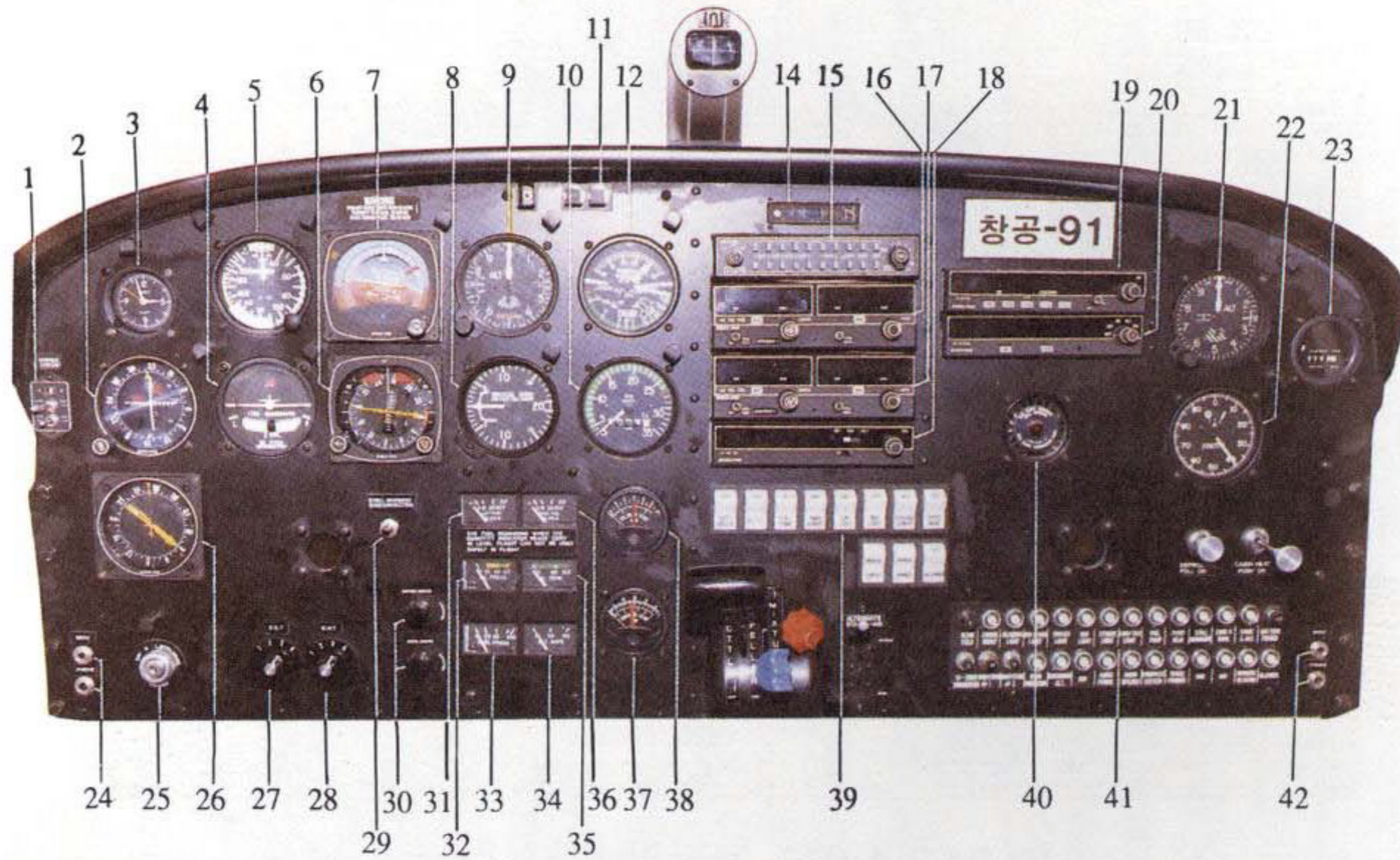
IO-360-A1B6 엔진의 출력 성능



IO-360-A1B6 엔진의 연료 소모율



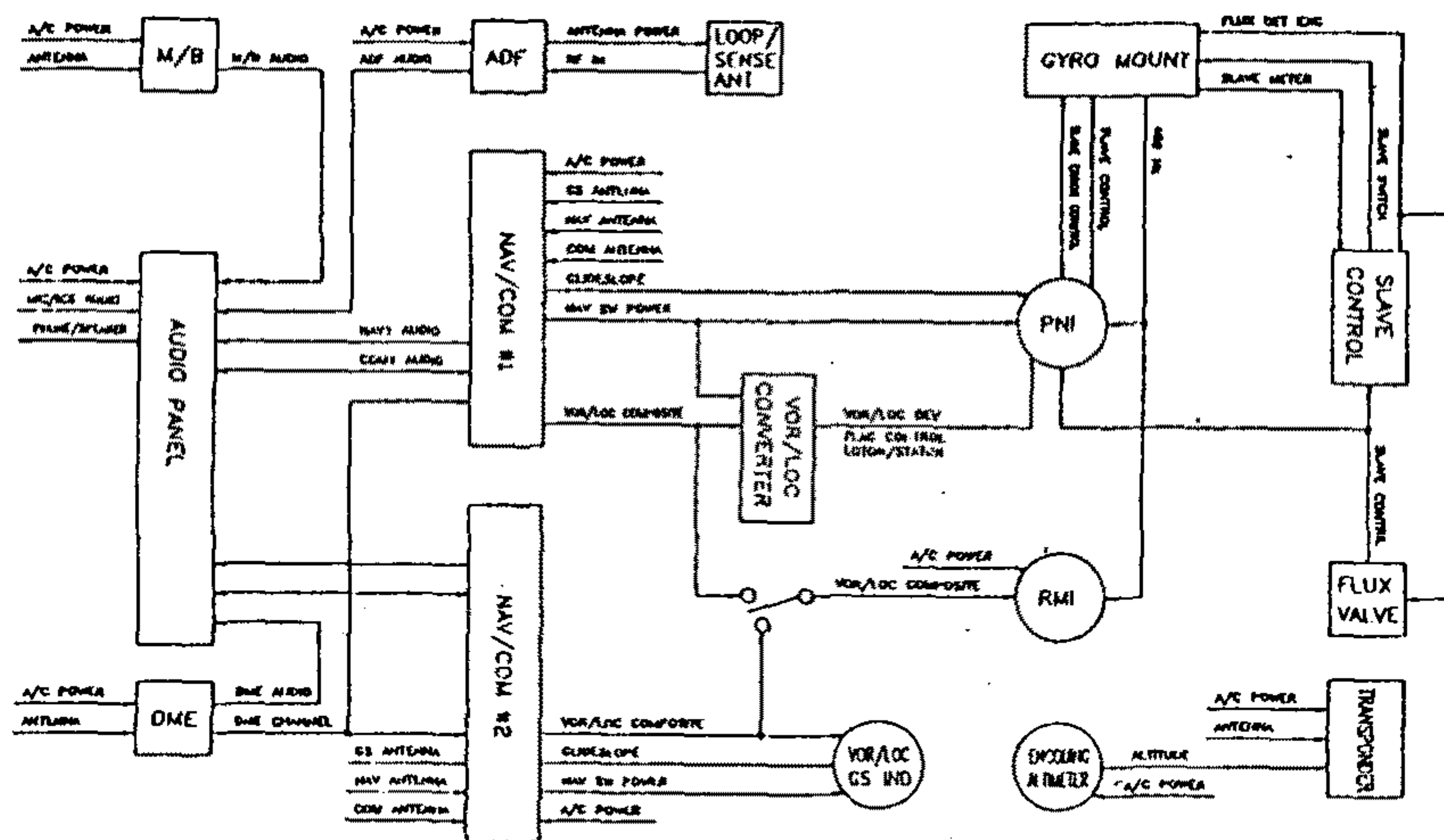
■ 계기판



- |                                      |                               |
|--------------------------------------|-------------------------------|
| 1. Slaving Accessory                 | 22. Airspeed Ind.             |
| 2. NAV Ind.                          | 23. Engine Hour Meter         |
| 3. Clock                             | 24. Mike/Phone Jack           |
| 4. Turn & Bank Ind.                  | 25. Engine Ignition Switch    |
| 5. Airspeed Ind.                     | 26. Radio Magnetic Ind.       |
| 6. Pictorial Navigation Ind.         | 27. EGT Selection Switch      |
| 7. Horizon Gyro                      | 28. CHT Selection Switch      |
| 8. Rate of Climb Ind.                | 29. Stall Warning Switch      |
| 9. Encoding Altimeter                | 30. Light Dimmer              |
| 10. Tachometer                       | 31. Fuel Quantity Gage(Left)  |
| 11. Annunciator Panel                | 32. Oil Pressure Gage         |
| 12. Manifold Pressure/Fuel Flow Gage | 33. Fuel Pressure Gage        |
| 13. Magnetic Compass                 | 34. Ammeter                   |
| 14. Audio Control Panel              | 35. Oil Temperature Gage      |
| 15. Marker Beacon Receiver           | 36. Fuel Quantity Gage(Right) |
| 16. NAV/COM Tranceiver #1            | 37. CHT Gage                  |
| 17. NAV/COM Tranceiver #2            | 38. EGT Gage                  |
| 18. DME                              | 39. Switch Group              |
| 19. ADF                              | 40. Stall Warning Ind.        |
| 20. Transponder                      | 41. Circuit Breaker Panel     |
| 21. Altimeter                        | 42. Mike/Phone Jack           |



■ 항공 전자



● 항 법

- VOR : VOR #1, VOR #2
- ILS : Localizer, Glide Slope, Marker Beacon
- DME
- ADF

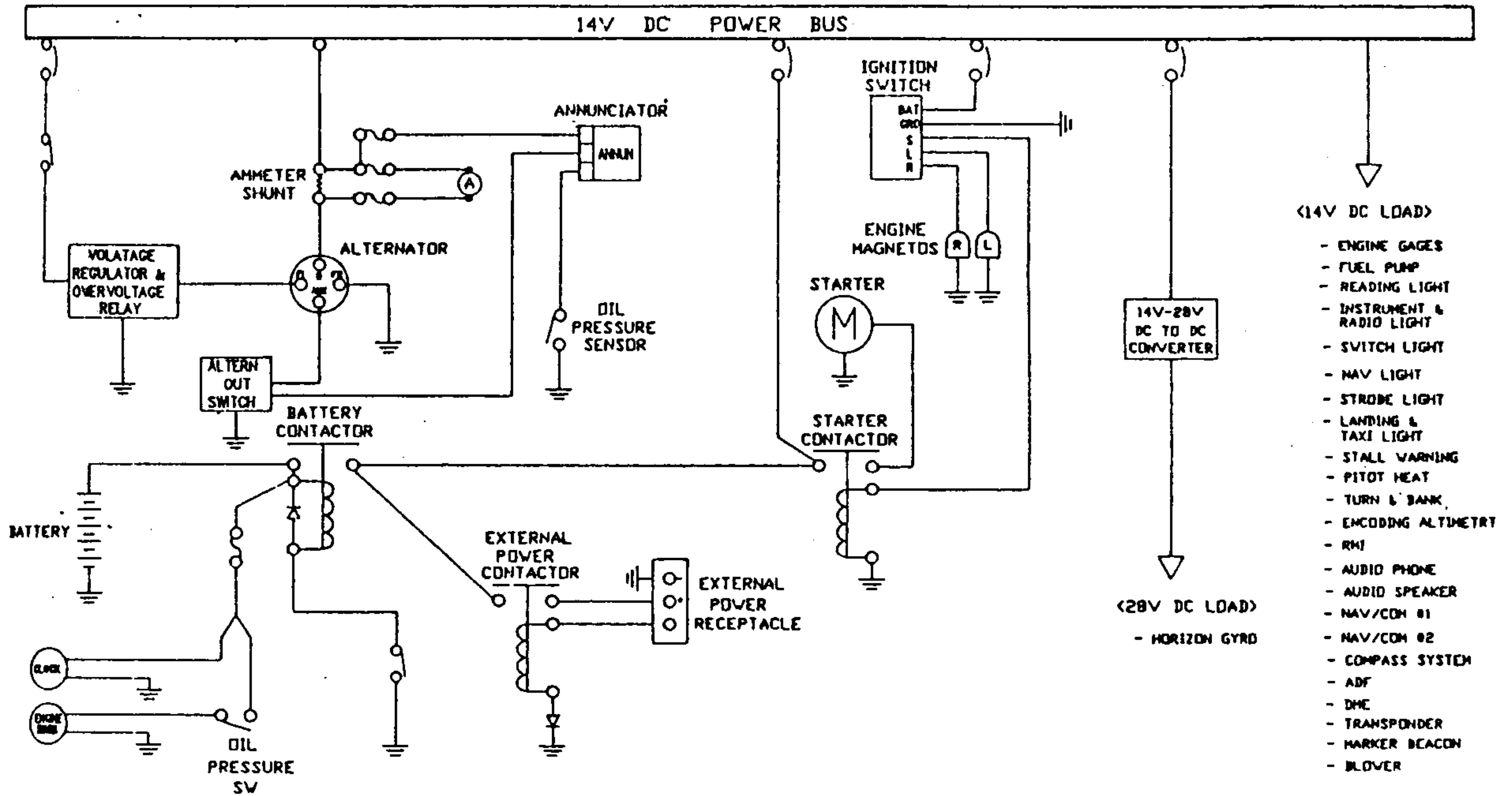
● 통 신

- VHF COM : VHF #1, VHF #2
- Intercom

● 기 타

- Transponder
- Compass System : Gyro Mount, Flux Valve
- Emergency Locator Transmitter

■ 전기계통



● 전 원

- 주전원 : DC 14V 60A ENGINE DRIVEN ALTERNATOR
- 보조전원 : 12V 35A-H LEAD ACID BATTERY
- 외부전원 : 외부전원 접속용 RECEPTACLE

● 부 하

- 엔진시동계통
- 조명계통
- 전자장비
- 전기작동 계기

## 제 7 장 개발성과 및 전망

제 1 절 개발성과

제 2 절 전    망



여 백

## 제 7 장 개발성과 및 전망

### 제 1 절 개발성과

과학기술처의 지원사업으로 1988년 6월부터 4년간 수행된 본 개발연구는 설계, 소재개발, 제작, 비행시험, 감항증명획득 등 완벽한 항공기 개발과정을 거치면서 첫째, 감항성을 갖는 고유 모델 항공기(창공-91)의 개발, 둘째, 항공기용 첨단 소재 개발, 셋째, 항공기 개발협력체제 구축, 넷째, 품질보증체제구축, 다섯째, 차기 대형 개발사업 준비 및 국제공동개발 참여등의 목표를 최대한 달성하였다. 처음 2년간은 한국항공우주연구조합의 주관아래 (주)대한항공, 삼성공업(주) 및 (주)한국화이바의 3사가 공동으로 사업을 진행하였다. 3차년도는 협동체제와 기술파급 효과를 확대하기 위하여 한국항공우주연구소가 주관연구기관이 되어 한국항공우주연구조합이 협동연구기관으로써 공동으로 수행하는 국책연구 개발 과제인 중급 항공기 개발사업의 세부과제로서 진행되었으며, 최종년도 4차년은 한국항공우주 연구 조합이 주관 연구기관이 되어 한국항공우주연구소가 협동 연구기관으로서 진행하였다.

1차년도(1988-89) 개발은 창공-91의 형상 설계와 항공기용 국산소재의 개발 및 시편시험으로 구성되며, 2차년도(1989-90)에는 기본설계의 완료 및 세부설계의 착수와 개발된 소재로 부품을 시제작하여 시험하는 것이다. 국책과제로 수행된 3차년도(1990-91)에서는 실물크기 구조시험기의 제작과 구조시험 및 시스템 기능시험이 이루어지며, 비행시험용 시제 1호기가 제작되었고, 4차년도(1991-92)에서는 시제 2호기 제작과 비행시험과 교통부의 형식증명 및 감항 증명 획득을 목표로 진행되었다.

대한항공은 설계개발 및 인테그레이팅 업무를 담당하고, 삼선공업은 알루미늄 압출시제품 개발 및 시험을 담당하며, 한국화이바는 꼬리날개와 엔진카울 등 복합재료로 된 부품의 개발과 시험을 담당하고 있다. 한국항공우주연구소는 창공-91 설계에 사용된 기초설계 자료를 검증하며 감항성 분석과 형식증명 절차 확립을 담당하였다.

지금까지 수행된 개발내역과 이를 통해 얻은 성과를 요약하면 다음과 같다.

① 각종 전문기술 분야의 집합체인 항공기를 개발하기 위해서는 체계적으로 연결된 분담체제와 이를 통합 관리하는 기술이 필수적으로 요구된다. 이 사업을 수행하면서 국제 공인성을 갖는 개발 엔지니어링 시스템을 구축하기 위하여 미연방항공청 (FAA : Fedral Aviation Administration)의 관련규정과 군용 규범서(MIL-STD) 및 해외 항공기 제작사의 운영시스템 등을 참조하여 개발체제와 개발관리 방안을 수립 운영하였다. 주요 내용은 시스템 인테그레이팅 기능인 형상관리, 중량관리, LCC(Life Cycle Cost)관리, 개발지시/정보관리, 설계종합/평가관리 등 개발관리의 주된 역할을 하는 요소로 구성되어 있다.

② 본 개발연구로 인하여 실제 항공기에 항공기용 국산 소재의 적용시험이 비로서 가능해졌다. 항공기용 알루미늄 압출소재(2024-T3511과 7075-O)와 복합소재 (G-FRP와 C-FRP)의 실용화를 위하여 각기의 개발사양을 확정하였으며, 항공선진국의 품질 요구사항을 조사하여, 각기 300여개 이상의 시편을 제작하고 재질특성을 시험하였다. 동체와 주날개의 보강재와 스파용 angle, channel, tee등으로 개발된 17종 알루미늄 압출소재와 시제품의 경우, 소재의 균일성과 공정의 안정도가 평가되며 MIL 규격에서 요구되는 제반 재질특성 뿐만 아니라 파괴 인성시험, 피로시험, 충격시험 및 고온 인장시험 등이 실시되었다. 소재 및 시제품이 모두 양호한 시험결과를 보였으며, 시험치의 편차가 매우 적어 생산공정이 안정되어 있음이



밝혀졌고, 지상 시험기의 전기 구조시험에서 미국에서 수입하여 제작된 한편의 주날개 보다 재질이 우수하고 안전함이 입증되었다.

또한, 탄소섬유 복합재료로 개발된 수직 및 수평꼬리날개와 유리섬유 복합재료로된 전후방출입문, 엔진카울, 테일 콘, 날개 끝 페어링 등 13종의 복합재료 부품이 개발되었다.

③ 제한된 시장조사를 기초로 하여 설정된 창공-91의 설계 요구사항은 서울-제주간의 왕복거리를 5시간 이내로 비행할 수 있는 5인승 피스톤 엔진 항공기로서, FAR part 23의 Normal과 Utility Category 규정을 만족하여 우리나라에서 제작되는 알루미늄 소재와 복합소재를 사용할 것 등이다. 개념설계와 기본설계 등 여러차례의 반복설계 과정을 통하여 고유 모델 형상이 확정되고 기본설계 검토(PDR : Preliminary Design Review)가 완료되었다. 이의 요약된 결과는 이미 1989-90년판 Jane's All the World's Aircraft의 KOREA, SOUTH편에 국내의 항공기로서는 처음으로 수록되어 있다. 공력설계와 해석, 구조설계, 시스템(착륙장치, 조종계통, 추진계통, 전자 전기장비계통) 설계 등의 제반설계 및 해석작업외에도 캐빈 모캡제작과 추진계통 및 계기계통의 기능을 시험하기 위한 teststand의 제작과 기능시험을 수행하였다. 특히, 엔진계통 시험은 항공우주연구소와 공동으로 수행하였다. 캐빈 모캡은 실물크기의 Class II급으로서 외형 뿐만 아니라 내부공간의 분할, 탑승의 편리성과 시야확인, 계기와 장비 배치 등 3차원적인 형상위치와 상호간섭을 조사하여 형상을 확정하는데 크게 이용되었다.

④ 설계 결과의 신빙성을 확인하며 설계기 외형을 평가하기 위하여 두차례에 걸쳐 풍동시험이 인하대학교에서 용역 수행되었고, 최종형상에 대하여는 컴퓨터를 사용한 유체 수치해석이 서울대학교에서 위탁용역으로 이루어졌다. 인하대학교 항공경영관리연구소에서 1/14.5 축소모형을 제작하여 실시된 풍동시험은 공력 특성,

날개의 압력분포 및 가시화에 의한 흐름 특성 등을 조사하여 설계 결과를 확인하며 형상을 개선하는데 기여하였다. 모든 측정된 결과는 유사기종의 실험결과 및 이론해석 값과 비교되었는데 종합적으로 축소모형의 공력 특성치는 모두 바람직한 것으로 나타났다.

⑤ CAD용 소프트웨어 CATIA로 형상정의와 기체제작을 위한 세부설계를 완료하여 1200여장의 제작도면을 출도하고 150여종의 치공구를 설계 제작하였다. 이로부터 1500여종의 부품을 제작하며, 구매된 표준품을 포함하여 2800여종의 부품으로 구조시험용 항공기를 완성하여 전기 구조 강도시험을 수행 하였으며 주날개의 피로 강도를 확인하기 위하여 한국해사기술연구소에서 시험하여 설계의 적절함을 확인할 수 있었고 국내에서 수행한 최초의 시험으로 기록되었다. 이와 병행하여 MSC/NASTRAN과 NISA II 소프트웨어를 활용하여 항공기 동체와 날개, 엔진 마운트 등 주요 부분에 대한 정적 및 동적 구조 해석을 실시하여 안전성을 확인함과 동시에 구조 해석에 대한 새로운 기술과 경험을 축적할 수 있었다.

⑥ 비행시험용 시제 1호기를 제작하여 설계시 계산한 비행 성능 값과 안정성에 관한 수치를 비행시험을 통하여 비교함으로써 계산의 정확성을 확인하여 아울러 설계 요구조건에 맞는 성능과 안정성을 갖는 항공기임을 확인 할 수 있었다. 시제 2호기에 대한 비행시험은 설계 개발자가 제시한 성능과 안정성을 만족하고 그 수치가 교통부 항공법의 부속서 기준을 만족하는지를 검증하는 비행시험으로서, 만족스럽게 실시되고 있다. 비행시험 과정 중에 동적구조 안전성 확인을 위한 데이터 수집 또한 수행하였다. 본 비행 시험을 통하여 국내에서 미개발된 비행시험 기술을 확보할 수 있었고 더욱 고도의 비행시험 기술을 수용할 수 있는 입지를 마련하였다.

⑦ 개발 항공기 설계와 제작에 적용하는 형식 증명과 성능 및 품질 검사의 법적 근거를 뒷받침하기 위한 절차를 한국항공우주연구소의 협조로 교통부와 상공부

등 관계 당국자와 함께 작업하여 개발 확립하고 수행하여 금후에 개발제작되는 항공기에 대한 형식증명과 성능 및 품질검사 집행에 좋은 본보기가 될 것이다.

이러한 개발체제와 관리방안, 감항규정의 적용, 설계과정과 해석결과, 각종 개발시험 등을 분야별로 해외전문기관(Piper Aircraft Corporation, Mooney Aircraft Corporation, Aerospatiale General Aviation Socata, Textron Lycoming) 및 국내의 전문가로부터 평가 받음으로써 개발 결과에 높은 신빙성과 공인성을 부여하며, 아울러 최근 선진국의 신기술도 본 개발연구에 반영시켰다.

## 제 2 절 전 망

기술을 통하여 우리 경제를 되살리고 고부가가치성 산업구조로 재편하겠다는 정부의 강한 의지와 21세기에는 항공우주분야에서 세계 10위권의 기술 수준 보유국이 되겠다는 과학기술처의 정책에 힘입어 국책과제로서의 다목적 소형 항공기(창공-91) 개발 사업이 4차년도를 최종 개발 연도로 최대의 성과를 얻었다. 사업 추진 첫째 목표로 삼았던 실용적 다목적 경항공기의 개발은 현재 수십시간의 비행시험과 국내외 전문 항공인들의 시운전으로 실용성이 충분히 인정되었고 상품성 가치 또한 높은 것으로 평가되었다.

본 개발사업을 성공적으로 완수함으로써 한국항공우주연구조합은 감항성 규정과 절차에 의거한 항공기 설계 및 제작과 시험 평가와 주요 소재 개발에 이르기까지 종합적이며 일관된 기능과 능력을 갖추게 된 민간 개발 협력체의 면모를 확고히 하였다. 여기에 개발과정을 통하여 관련학계 및 한국항공우주 연구소등 정부 출연 연구소인 지원 체제가 접목되었으므로 명실공히 국가적 대형 항공기 개발 사업을 수용 주도할 수 있는 전담기구의 기반이 구축되었음을 믿어 의심치 않는다.



앞에서 언급하였듯이 창공-91의 상품성 가치가 인정되었으므로 양산개발과 양산체제 확립 및 국제적 감항성 상호 인정 협정(BAA : Bilateral Airworthiness Agreement)의 체결을 통한 해외 시장 진출을 도모할 수 있도록 정부의 지원이 요청된다. 현재부터 2001년까지의 소형 항공기 시장의 수요는 약 15,000대로서 (참고문헌 [111]) 잠재력이 있는 시장이며 미국내 유명 소형기 제작사들의 연이은 몰락으로 유럽의 소형기 제작사들은 미국내 시장에 진출하고 있는 즈음에 창공-91과 같은 소형기로 미국 소형기 시장을 노크해 볼 만하다고 생각된다.

외국의 경우에서의 예와 같이 소형 항공기 제작은 중소기업형으로서 국내에서도 개발 및 시험평가와 판매는 대기업이, 제작은 중소기업 및 하청구조 하에서 이루어지도록 하므로써 가격 경쟁력 제고를 통한 해외 시장 확보의 우위를 점할 수 있다.

국내에서 최초로 우리 고유의 모델 개발과 교통부 감항당국이 인증한 항공기라는 데에 자부심을 가지며 연구개발된 항공기의 상품에 큰 기대를 가지며 외국 영공에서 우리 항공기가 비행할 수 있는 날이 빨리 오길 기대해 본다.

## 참 고 문 헌

여 백



## 참 고 문 헌

1. 한국항공우주연구조합, “다목적 소형항공기 개발연구”, 과학기술처, 1989.
2. 한국항공우주연구조합, “다목적 소형항공기 개발연구(2차년)”, 과학기술처, 1990.
3. 한국항공우주연구조합, “다목적 소형항공기 개발연구(3차년)”, 과학기술처, 1991.
4. Hook, D.E. and Finck, R.D., “USAF Stability and Control Datcom”, Proj. No. 8219, Task No. 821902. Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Div., Wright-Patterson AFB, Ohio, Oct., 1972.
5. McCormick, B.W., “Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics”, John Wiley and Sons, Inc., 1979.
6. Perkins, C.D. and Hage, R.E., “Airplane Performance Stability and Control”, John Wiley and Sons. Inc., 1949.
7. Wojewodka.F., “Design of Simple Light Aircraft”, Cranfield Institute of Technology, Sep., 1973.
8. Roskam,J., “Airplane Design, Part I , Preliminary Sizing of Airplanes”, Published by author, 1985.
9. Roskam,J., “Airplane Design, Part II, Preliminary Configuration Design and Integrating of the Propulsion System”, published by author, 1985.
10. Roskam, J., “Airplane Design, Part III, Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage : Cutaways and Inboard Profiles”, published by author, 1986.

11. Roskam, J., "Airplane Design, Part IV, Layout Design of Landing Gear and Systems", published by author, 1986.
12. Roskam, J., "Airplane Design, Part V, Component Weight Estimation", published by author, 1985.
13. Roskam, J., "Airplane Design, Part VI, Preliminary Calculation of Aerodynamics, Thrust and Power Characteristics", published by author, 1987.
14. "Spinning and Spin Recovery", DEF.STAN 00-970, 1987.
15. ESDU, "Performance", Vol. 1~7, ESDU International Ltd., 1984.
16. Smetana, F.O., "Computer Assisted Analysis of Aircraft Performance Stability and Control", McGraw-Hill Book Company, 1984.
17. Bowman, J.s. Jr., "Summary of Spin Technology as Related to Light General-Aviation Airplanes", NASA TN D-5662, Dec., 1971.
18. DiCarlo, D.J. Stough, H.P. III, Patton J.M. Jr., "Effects of Wing Leading-Edge Design on the Spin Characteristics of a General Aviation Airplane", J. of Aircraft, Sep., 1981.
19. "Jane's All the World's Aircraft 1989-90", Jane's Publishing Company Limited, England.
20. "Federal Aviation Regulations Part 23-Airworthiness Standards : Normal, Utility and Acrobatic Category Airplanes", FAA, 1987.
21. "Structural Design Manual", Vol. I, II, III, Northrop Aircraft Division, July, 1983.
22. "Preliminary Airframe Structural Design Load Prediction Techniques for Military Aircraft", Vol. II, AFFDL-TR-76-23, Wright Patterson Air Force

Base, Ohio, Feb. 1976.

23. Roark, R.J. "Formulas for Stress and Strain", Fifth Edition, McGraw-Hill Book Company, 1954.
24. "Mechanical Fastener", Douglas Aircraft Company, 1985.
25. "Design Handbook", Douglas Aircraft Company, Oct., 1987.
26. Kuhn, P., "Stresses in Aircraft and Shell Structure", McGraw-Hill Book Company, 1956.
27. Bruhn, E.F., "Analysis and Design of Flight Vehicle Structure", 1973.
28. "Drafting Manual", Douglas Aircraft Company, March, 1989.
29. Peery, D.J., "Aircraft Structures", McGraw-Hill Book company, Aug., 1950.
30. "Aluminum Alloy 2024, Bar, Rod, Shapes, Tube and Wire, Extruded", FS-QQ-A-200/3, 1983.
31. "Aluminum Alloy 7075, BAR, Rod, Shapes, Tube and Wire, Extruded", FS-QQ-A-200/11, 1983.
32. MIL-HDBK-5D, "Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures", Dept. Defence USA, 1983.
33. "Federal Aviation Regulation Part 25-Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes", FAA, 1968.
34. "Federal Aviation regulation Part 91-General Operation and Flight Rules", FAA, 1988.
35. Pazmany, L., "Landing gear Design for Light Aricraft", Vol. I , Pazmany Aircraft Corporation, 1986.



36. "Aircraft Powerplant Handbook", Experimental Aircraft Association, C.A. A. Technical Manual No.107.
37. "Operator's Manual", Avco Lycoming, Williamsport Division, 1984.
38. "Detail Specification for Engine, Aircraft, Model IO-360-A Series", Avco Lycoming Specification No. 2234-J, April, 1987.
39. "Lycoming Aircraft Engine Installation Manual", Avco Lycoming, Williamsport Division, 1963.
40. "Advanced Composites Structural Manual", Northrop Aircraft Division, Northrop Corporation, 1976.
41. "MSC/NASTRAN User's Manual", Vol. 1, 2, 1985.
42. "MSC/NASTRAN Handbook for Dynamic Analysis", 1983.
43. "MSC/NASTRAN User's Dynamics Seminar Notes", 1990.
44. "NISA II User's Manual", 1990.
45. "Piper PA-28R-201, Arrow Information Manual", Piper Aircraft Corporation, Sep., 1988.
46. "Military Specifications", MIL-A-87221(USAF), 1985.
47. "특수구조물 시험 활용기술 개발", 한국기계연구소, 1986.
48. "대형구조 시험설비 설계 및 주요시제품 제작", 한국기계연구소, 1986.
49. R.B. Aniversario, S.T. Harvey, J.E. McCarty, J.T. Parsons, D.C. Peterson, L.D. Pritchett, D.R. Wilson, E.R. Wogulis, "Full-Scale Testing, Production, and Cost Analysis Data for the Advanced Composite Stabilizer for Boeing 737 Aircraft", Vol. I -Technical Summary, NASA CR 3649, 1983.

50. R. B. Aniversario, S. T. Harvey, J. E. McCarty, J. T. Parsons, D. C. Peterson, L. D. Pritchett, D. R. Wilson, E. R. Wogulis, "Full-Scale Testing, Production, and Cost Analysis Data for the Advanced Composite Stabilizer for Boeing 737 Aircraft", Vol. I -Final Summary, NASA CR 166012, 1982.
51. Given A. Brewer, "Practical Solutions to Problems in Experimental Mechanics, 1940-85", Vantage Press, 1987.
52. M. Hollmann, "Modern Aircraft Design", Vol. 1, Aircraft Designs, Inc, 1986.
53. B. C. Boggs, "The History of Static Test and Air Force Structures Testing", AFFDL-TR-79-3071, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1979.
54. F. R. Steinbacher, G. Gerard, "Aircraft Structural Mechanics", Pitman Publishing Corp., 1952.
55. 이성근, "구조안전과 구조시험", 기계설계 11월호.
56. 조옥찬, "XT-중등훈련기 기술문제 개요", 인하대학교 부설 항공경영관리 연구소, 1990.
57. 한응교, "스트레인 게이지", 보성문화사, 1976.
58. "Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes", Advisory Circular No. 23-8A, Feb., 1989.
59. Wingrove, P., Zehr, E. J., "Airplane Development and Certification Flight Testing the Total Picture", Advanced Technology Services International, June, 1989.
60. "Type Certification", FAA Order 8110.4, June, 1985.

61. "Simplifying Flight Test Aerospace Engineering", SAE, Jan., 1988.
62. "Performance Flight Test Procedures and Data Reduction Technigues", Report No. F-MMR-30, Mooney Aircraft Corporation, 1988.
63. "Flight Test Principles and Practices", Aerospace Short Courses, the University of Kansas, 1990.
64. "Swivel Head Boom No. 1 Airspeed Calibration", Report No. F-MMR-9, Mooney Aircraft Corporation, 1981.
65. E.Ower, R.C.Pankhurst, "The Measurement of Air Flow", 5th Edition, Pergamon Press, 1977.
66. J.P.Holman, "Experimental Methods for Engineers", third Edition, 1978.
67. 이대열, "높은 받음각에서의 비행특성(실속/스핀)", 항공경영관리연구소 연구지 제 8 집, 인하대학교, 1991.
68. "항공관계 법규집", 교통부, 1989.
69. "항공우주산업개발촉진 법령집", 상공부, 1990.
70. 대한항공 한국항공기술연구소, "창공-91 공력설계", KIAT RR-89-003, 1989.
71. 대한항공 한국항공기술연구소, "창공-91 1차 구조 기본설계", KIAT RR-89-004, 1989.
72. 대한항공 한국항공기술연구소, "창공-91 착륙장치 및 브레이크계통 설계", KIAT RR-89-005 1989.
73. 대한항공 한국항공기술연구소, "창공-91 엔진관련계통 설계", KIAT RR-89-006, 1989.
74. 대한항공 한국항공기술연구소, "항공기 설계 연구", KIAT RR-85-002, 1985.



75. 대한항공 한국항공기술연구소, “항공기 설계 연구(2차년), I, 공력설계”, KIAT RR-86-002, 1986.
76. 대한항공 한국항공기술연구소, “항공기 설계 연구(3차년), I, 공력설계”, KIAT RR-87-001, 1987.
77. 대한항공 한국항공기술연구소, “조종 및 안정성 해석 전산화 연구”, KIAT RR-87-034, 1987.
78. 대한항공 한국항공기술연구소, “항공기 시제 개발에 관한 보고서”, KIAT TN-89-001, 1989.
79. 김항욱, “항공기체 구조론”, 한국항공대학 출판부, 1984.
80. “Structural Welding Code-Steel”, AWS D1.1-83, 1983.
81. 고택열, “제주지역 기상분석” 창공, 제 17 권 통권 154호, 한진그룹, 1991.
82. “Piston Engine Installation Guidelines for Fixed Wing Aircraft”, Avco Lycoming, Willamsport Division.
83. 유경민, 김남효, “창공-91의 정적공탄성 해석 연구”, 한국항공우주학회 추계학술대회, 인하대학교, 1990.
84. 이해경, “항공기 구조역학”, 개문사, 1985.
85. “Aerospace Structural Metals Handbook”, 1986.
86. FS QQ-A-200/3, “Aluminum Alloy 2024, Bar, Rod, Shapes, Tube and Wire, Extruded”, 1983.
87. FS QQ-A-200/11, “Aluminum Alloy 7075, Bar, Rod, Shapes, Tube and Wire, Extruded”, 1983.
88. MIL-H-6088, “Heat Treatment of Aluminum Alloys”, 1983.
89. MIL-I-6866, “Inspection, Liquid Penetrant”, 1985.

90. ASTM E60, "Practice for the Photometric and Spectrophotometric Methods for Chemical Analysis of Metals", 1987.
91. ASTM E18, "Test Methods for Rockwell Hardness and Rockwell Superficial Hardness of Metallic Materials", 1984.
92. MIL-STD-1537, "Electrical Conductivity Test for Measurement of Heat Treatment of Aluminum Alloys, Eddy Current Method", 1981.
93. ASTM B557, "Method of Tension Testing Wrought and Cast Aluminum and Magnesium Alloy Products", 1984.
94. ASTM E9, "Compression Testing of Metallic Materials at Room Temperature", 1981.
95. ASTM E238, "Method for Pin-type Bearing Test of Metallic Materials", 1984.
96. MIL-STD-2154, "Inspection, Ultrasonic, Wrought Metals, Process for", 1982.
97. ANSI H35.2 "Dimensional Tolerances for Aluminum Mill Products", 1973.
98. DMS 2288, "Fiber Reinforced Epoxy Prepreg, 250°F Cure", 1988.
99. BMS 8-79, "Glass Fabric Preimpregnated Epoxy Resin Low Temperature Curing", 1987.
100. "Design Manual", Northrop Corporation Aircraft Division, 1982.
101. "Draft Room Manual", Northrop corporation Aircraft Division, 1983.
102. 장극 외, "한국형 경항공기 개발", 과학기술처 N378-3226-2, 1988.
103. ASTM E21, "Recommended Practice for Elevated Temperature Tension Tests of Metals", 1979.
104. ASTM E602, "Method for Sharp-Notch Tension Testing with Cylindrical

- Specimens”, 1986.
105. ASTM E23, “Notched Bar Impact Testing of Metallic Materials”, 1986.
  106. ASTM E399, “Plane-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials”, 1983.
  107. ASTM E466, “Conducting Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials”, 1982.
  108. ASTM G34, “Test Method for Exfoliation Corrosion Susceptibility in 2XXX and 7XXX Series Aluminum Alloys”, 1986.
  109. ASTM G44, “Recommended Practice for Alternate Immersion Stress Corrosion Testing in 3.5% Sodium Chloride Solution”, 1980.
  110. “Flight Test Report Guide-FAR 23 Aircraft”, Department of Transportation, FAA.
  111. “The World Market for General Aviation/Utility Aircraft-Civil Aircraft Forecast”, DMS Market Intelligence Report, Forecast International, Jan., 1992.
  112. 한국해사기술연구소, 대한항공, “창공-91 전기 구조강도 실험연구”, 1993.
  113. 국방과학연구소, “항공기 구조의 피로수명에 대한 내구성 평가 및 손상허용 설계에 관한 연구”, ADD-92-5-006, 1992.
  114. 대한항공 한국항공기술연구원, “창공-91 주스파 세부 응력해석연구”, KIAT RR-92-001, 1992.
  115. 과학기술처, “창공-91 정적구조시험 및 동적특성 해석”, 1991.
  116. “Analytical Qualification of Aircraft Structure”, AGARD-R-772, April, 1991.
  117. 유경민 외, “창공-91 전기 구조시험”, 한국항공우주학회 추계학술대회, 1992.



여 백

## 부 록

### I. 시스템 기능시험

- Engine Ground Test and Rigging
- Altimeter Bench Check
- Encoding Altimeter Bench Check
- Airspeed Indicator Bench Check
- Horizon Gyro Bench Check
- Turn & Bank Indicator Bench Check
- Tachometer Bench Check
- Oil Pressure Gages Bench Check
- 동·정압 계통 기능 시험
- Compass Swing
- 전자 장비 기능 시험
- 전기 계통 및 엔진계기 기능 시험

### II. 창공-91 날개와 꼬리날개 진동시험 데이터

### III. 창공-91 피로응력 비행시험 측정데이터

### IV. 도면 관련자료

- 조립도면 체계도
- 부품목록(날개)
- 도면(일부)

여 백



## I. 시스템 기능시험

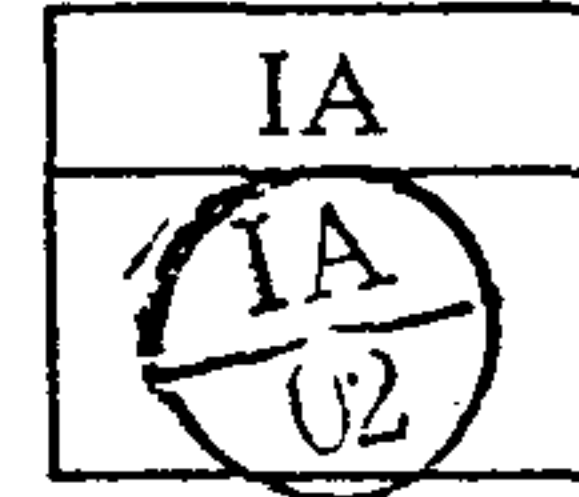
여 백

## **Engine Ground Test and Rigging**



여 백

# Engine Ground Test and Rigging



수행일 : 1992년 10월 28일, 12월 3일, 12월 4일  
 수행장소 : 김해공장  
 수행자 : 오호열, 조관표(항공대정비사)

.목적 : 엔진및 각종보기들이 원활히 작동되고 엔진이 최대성능을 발휘할수있도록  
 미세조정및 엔진작동상태확인.

.근거 : Textron Lycoming Operator's Manual  
 Cherokee Arrow III Service Manual

	점 검사 항	결 과	기 준 범 위
Rigging	Magneto Drop	(L/H)20rpm (R/H)30rpm	RPM Drop 175이하, 편차 50이하
	Idle RPM	600 RPM	600±50 RPM
	Mixture	Ok	
	Governor	Ok	Max RPM 2650RPM
	Throttle	Ok	
Test Run	Oil Temperature	76°F - 150°F (Cow1 벗긴상태)	140°F - 245°F
	Oil Pressure	65 psi - 90 psi	55 psi - 95 psi
	Fuel Pressure	26 psi	25 psi 이상

## 1. 시험 준비

1) 엔진 보기들이 완전한지 점검한다.

주) 각종 Vent와 Breather line들은 확실히 잘 장착되어 있어야 한다.

2) 엔진과 Baffle 그리고 카울의 장착 상태를 점검한다.

주) 엔진을 pre-oiling 한후 3시간 이내에 지상 시험을 수행한다.

3) 상부카울을 장착하고 적절한 장소로 이동하여 바람과 마주보게 Parking한다.

4) 엔진을 지상 운전 하는데 장애 될만한 것의 유무 확인후 CLEAR 한다.

## 2. 시동과 Warm-up

1) 엔진을 시동하여 오일 압력을 관찰한다.

만약 30초 내에 오일 압력계기에 반응이 없을시 즉시 엔진을 정지시킨다.

2) 오일온도가 140°F로 상승할때까지 RUN하고 오일 압력을 점검하여 55psi ~95psi 사이로 유지되는지 확인.

주) Warm-up을 위한 엔진 회전수는 1000RPM을 유지 하도록 하며, 이 회전수를 유지 하면서 오일 압력을 측정할 수 있도록 하며, 만일 엔진 회전수를 Idle 회전수로 줄였을 경우 오일 압력이 25psi이상이면 된다.

## 3. Magneto drop-off 측정

1) Engine 회전수 (RPM)를 2000~2100 PRM으로 올리고

2) 양쪽 Magneto의 Drop~off를 측정한다.

각각 RPM Drop은 175 RPM 이하이어야 하며, 각각의 차이는 50 RPM 이하이어야 한다.



#### 4. 엔진의 상태 점검

1) 엔진 회전수를 1000~1200 RPM으로 내려서 오일압력과 오일 온도를 면밀히 관찰 하면서 약 15분간 계속하여 운전한다.

주) Continuous Operation 동안 오일의 온도는 140°F(60°C)~245°F(118°C)이면 좋고 최적 온도는 180°F(82°C) 전후이다.

오일압력은 Nomal Operation시 55psi~95psi를 유지하고 Start, Warm-up, Taxi 및 이륙시 최고 115 psi까지 허용할 수 있다.

2) 엔진을 2000RPM으로 계속 유지하며 단계적으로 각종 전등, 환풍기 등을 사용하여 전기 부하를 걸어주어 Ammeter의 지시와 경고등이 켜지는지를 점검한다.

#### 5. 엔진 회전수 및 Mixture의 점검과 조절

1) 엔진이 적당히 냉각되고 난후 다시 엔진을 시동한다. 시동후 1500RPM에서 5분 동안 작동한다.

2) 엔진회전수를 2000 RPM으로 Set하고 Propeller Pitch Cycle test를 수행한다. 최대 RPM Drop은 600 RPM이며 3번 반복한다.

3) Throttle을 내려서 Idle RPM이  $600 \pm 50$  RPM이 되는가 점검한다. 이상이 있을시 Throttle Stop Screw를 조절한다.

4) Full Power Test를 할때 2750 RPM이 넘지 않도록 하며 10초 이상 지상에서 Full Power로 작동하지 않도록 한다.

5) Full Power 점검후 엔진의 Cool Down을 위해 1000~1200 RPM에서 잠시 운전한다.

6) 만일 Full Power 점검시 엔진회전수가 부적절한 경우 엔진을 Shut-Down 하고 Governor의 Arm을 조절한다. 조절후 재시동하여 점검한다.

(주) Idle mixture를 점검할때는 반드시 Normal Oil Temperature에 도달 되었을 때 수행하며 반복하여 조절 하거나 점검하는 경우에는 반드시 매번의 점검 이전에 엔진을 2000 RPM에서 점검시키도록 한다. 또한, Engine Mixture Lever를 Full Rich로 환원 시키는 동작이 늦어지게 되면 엔진이 정지된다.

7) 엔진회전수를 550~600 RPM에 Set시키고 Idle Mixture를 점검한다. 50 RPM 보다도 더 증가 되는 경우는 연료의 공기에 대한 Rich 상태이며, 회전수(RPM) 증가 없이 바로 감소되는 경우는 Lean 상태이다.

8) 만일, Idle Mixture가 비정상인 경우는 엔진을 Shut Down하여 Idle Mixture를 조절 한다. 25~30 RPM increase를 얻을 수 있을때까지 연료 분사기의 Idle Mixture Adjustment를 돌려서 조절한다.

9) 엔진을 정지하여 윗쪽 카울을 열고 오일 등의 누설여부를 검사 한다.

10) Oil Suction Screen과 Oil Filter를 빼내어 이물질이 걸렸는지를 검사하여 이상이 없는 경우 재장착하고 유출된 오일을 닦아낸다.

11) Oil level을 점검하여 보충하라.

12) Propeller Control Arm(Governor Arm)이 High RPM Stop에 닿아 있을 때 Propeller control knob는 Full forward stop에서 0.03~0.05 inch 떨어져 있는가 확인하고 부적절한 경우는 조절하라.

13) 엔진카울을 장착한다.

## ENGINE GROUND RUN-UP DATA SHEET

1 TYPE AIRCRAFT LIGHT AIRCRAFT  
 2 AIRCRAFT NAME CHANG GONG-91 A2  
 3 OWNER : KIAFAR

4 ENGINE MODEL LYCOMING IO-360-A1B6  
 S/N L-25590-51A INJECTOR RICH LIMIT  
 5 DATE: 1992. 10. 28  
 6 RUN-UP BY: 오현열, 조관표(항공대장바사)

### GROUND RUN

◆ STATUS 엔진조절전 시험운전 ◆ WIND VEL \_\_\_\_\_ ◆ ATM TEMP \_\_\_\_\_ ◆ ATM PRESS. \_\_\_\_\_

TIME	RPM	MAP in Hg	FUEL FLOW GPH	OIL PRESS. PSI	FUEL PRESS. PSI	OIL TEMP. °F	CHT °F				EGT °F				REMARKS
							CYL1	CYL2	CYL3	CYL4	CYL1	CYL2	CYL3	CYL4	
13:30-13:50	600-1000			65					270						첫 엔진시동 완료
14:05-14:20	1000-2000			65~70					300						두번째 시동 완료
14:20-14:30	1300-2200			65~70					300						Governor 조절된 후

359

◆ Mag. check O.K (L/H 30, R/H 40 )  
 ◆ Idle check O.K (MIXTURE INC. \_\_\_\_\_ )  
 ◆ Fuel Grade 100 , Oil MIL-L-6082D SAE 30

◆ REMARKS 아직 Control Line 등이 조정되지 않은  
상태 (Control Line Rigging 전 상태) 에서 시험운전  
한 것임, Full RPM (2650 RPM) 을 평가 위해 Governor 조절 필요  
 감성점기



## ENGINE GROUND RUN-UP DATA SHEET

1 TYPE AIRCRAFT LIGHT AIRCRAFT  
 2 AIRCRAFT NAME CHANG GONG-91  
 3 OWNER : KIAFAR

4. ENGINE MODEL LYCOMING IO-360-A1B6  
 S/N L-25590-51A INJECTOR RL  
 5. DATE: 1992. 12. 3  
 6. RUN-UP BY: 모호영, 가관표 (항공대장비사)

### GROUND RUN

◆ STATUS \_\_\_\_\_ ◆ WIND VEL \_\_\_\_\_ ◆ ATM TEMP 60°F (15.5°C) ◆ ATM PRESS. 30.5 inHg

360

TIME	RPM	MAP in Hg	FUEL FLOW GPH	OIL PRESS. PSI	FUEL PRESS. PSI	OIL TEMP. °F	CHT °F				EGT °F (25% <sub>50</sub> )				REMARKS
							CYL1	CYL2	CYL3	CYL4	CYL1	CYL2	CYL3	CYL4	
PM 2:42	1000	11	.	70	26	76	210	230	220	240					Cooling 작기 시작
2:49	1500	14.5	.	70	26	80	240	280	250	290	70	10	60	50	"
2:52	1700	17	2	70	26	85	250	310	280	310	30	.	25	25	
2:56	2000	19.5	7	70	26	100	260	310	290	320					Magneto check → OK
2:58	2650	30	19	85	26	150	280	310	300	320					Governor check → OK
3:05	1200	10		70	26	90									Engine shut Down
3:12															Idle check → OK
3:25															Mixture check → OK

◆ Mag. check 2000 RPM (L/H 20, R/H 30)  
 ◆ Idle check 700 RPM (MIXTURE INC.) ; → 조절후 Idle RPM 600  
 ◆ Fuel Grade 100, Oil SAE 15W50

◆ REMARKS \* Mixture가 Rich → 조절완료  
 \* Idle RPM이 크다 → 조절완료  
 \* Throttle Rigging 필요  
 O O

## ENGINE GROUND RUN-UP DATA SHEET

1 TYPE AIRCRAFT LIGHT AIRCRAFT  
 2 AIRCRAFT NAME CHANG GONG-91  
 3 OWNER: KIAFAR

4. ENGINE MODEL LYCOMING IO-360-A1B6  
 S/N L-25590-51A INJECTOR RL  
 5. DATE: 1992.12.4  
 6. RUN-UP BY: 오호열, 조관표 (항공대정비사)

### GROUND RUN

◆ STATUS \_\_\_\_\_ ◆ WIND VEL \_\_\_\_\_ ◆ ATM TEMP 3°C (37°F) ◆ ATM PRESS. 30.5 inHg

TIME	RPM	MAP in Hg	FUEL FLOW GPH	OIL PRESS. PSI	FUEL PRESS. PSI	OIL TEMP. °F	CHT °F				EGT °F (57°F)				REMARKS
							CYL1	CYL2	CYL3	CYL4	CYL1	CYL2	CYL3	CYL4	
AM 8:35	1200	13	.	75	26	80				280			26	Warm-up	
AM 8:49	2000	20	8	90	26	100				350			50		
AM 8:58														Shut-Down	
AM 9:58														전기점검	
AM 10:10														및 Compress Sij	
PM 1:10														전기점검	
PM 1:20															

◆ Mag. check \_\_\_\_\_ (L/H \_\_, R/H \_\_)  
 ◆ Idle check 600 RPM (MIXTURE INC. \_\_);  
 ◆ Fuel Grade 100, Oil SAE 15W50

◆ REMARKS \* Throttle 조절만

여 백





## **Altimeter Bench Check**

여 백

<ALTIMETER BENCH CHECK REPORT>

- PART NO            46-20M
- SERIAL NO        M4321
- TEST 장비        - AIR DATA TEST SET ADT-222B  
                         OR EQUIV.
- INITIATOR        김 건

	작업자	검사원
DATE	920922	920923
NAME	김영주	김건
SIGN		

● 결 과    지시값을 기록하고 허용범위를 만족하면 O표시, 그렇지 않으면 X표시

- 정확도 측정

NO.	기 준 값 (FT)	허용오차 (FT)	지 시 값 (FT)	판 정
1	1,000	± 35	1005	O
2	2,000	± 40	2005	O
3	4,000	± 45	4015	O
4	6,000	± 55	6010	O
5	10,000	± 65	9995	O
6	14,000	± 80	14000	O
7	20,000	± 95	19990	O


- 누설시험

허 용 범 위 (FT)	누설지시값 (FT)	판 정
< 100	35	O



# ASSEMBLY PLANNING SHEET

6083 91811-390

NOUN				MODIFIER				PRJ	JPS NUMBER				JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV
ALTIMETER									46-20M								174321	00
PLANNING ID	PARTIAL OR COMPLETE	MOD	SECT	POS	INSTL STD MM	START	COMPLETE	INSTL ORGN				OK TO FILE						
ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT NO	PART NUMBER			PART NAME			QTY(L)	QTY(R)	L/R	PK	F/T	REFERENCE DRAWING			
		00000		계기 수령													KE 514 930722	P
		00100		TEST CONDITION														
				1) POWER REQUIREMENT: 115.0 ± 5.0 VAC 60 ± 2Hz													KE 514 930722	P
		00200		TEST EQUIPMENT														
				1) AIR DATA TEST SET ADT-222B OR EQUIV.													KE 514 930722	P
		00300		TEST PROCEDURE														
				1) 정압도 측정: TEST 장비 WARM-UP 후 기압계 (FT)를														
ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS						TOOL SYMBOL	PROD	MECH	L/M	ASDOA	IC						
DATE: '92. 9. 1	PAGE: 1 of 2	PLANNED BY: 김민	CHCKD BY: 김민	QA CHCKD: 김민	APPRD BY: 김민													

366



여 백


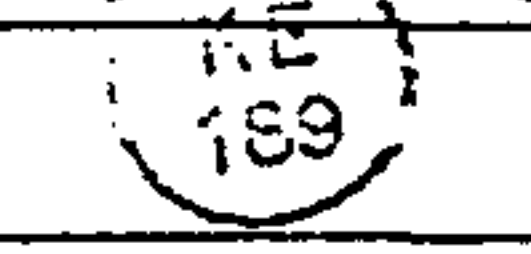


## **Encoding Altimeter Bench Check**

여 백

<ENCODING ALTIMETER BENCH CHECK REPORT>

- PART NO            066-3064-05
- SERIAL NO        2424
- TEST 장비        - AIR DATA TEST SET ADT-222B  
                          OR EQUIV.
- INITIATOR        김 건

	작업자	검사원
DATE	920922	920923
NAME	김영주	W.H.K
SIGN		

- 결 과    지시값을 기록하고 허용범위를 만족하면 O표시, 그렇지 않으면 X표시

- 정확도 측정

NO.	기 준 값 (FT)	허용오차 (FT)	지 시 값 (FT)	판 정
1	0	± 30	0	O
2	1,000	± 35	1000	O
3	2,000	± 40	2000	O
4	4,000	± 45	3990	O
5	6,000	± 55	5990	O
6	10,000	± 65	9950	O
7	14,000	± 80	13940	O
8	20,000	± 95	19920	O

- 누설시험

허 용 범 위 (FT)	누설지시값 (FT)	판 정
< 100	30	O



# ASSEMBLY PLANNING SHEET

608391811-391

NOUN		MODIFIER				PRJ	JPS NUMBER				JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV
ENCODING <sub>1</sub> ALTIMETER							066-3064-05								2424	
PLANNER ID	PARTIAL OR COMPLETE	MOD	SECT	POS	INSTL SID MAI	START		COMPLETE		INSTL ORGN			OK TO FILE			
ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT HO	PART NUMBER		PART NAME			QTY(L)	QTY(R)	L	R	FK	REFERENCE DRAWING		
		00000		711) 수링										KE 514 920722 P		
		00100		TEST CONDITION										KE 514 920722 P		
				1) POWER REQUIREMENT: 115.0 ± 5.0 VAC 60 ± 2 HZ										KE 514 920722 P		
		00200		TEST EQUIPMENT										KE 514 920722 P		
				1) AIR DATA TEST SET ADT-222B OR EQUIV.										KE 514 920722 P		
		00300		TEST PROCEDURE												
				1) 정확도 측정: TEST 장비 WARM-UP 후 기준값 (FT) 을												
ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS					TOOL SYMBOL		PROD	MECH	L/M	ASDO	CUST	IC			
DATE: '92.9.1	PAGE 1 OF 2					PLANNED BY 김지현		159	OA			KARI	005			
						CHECKED BY										

372



여 백


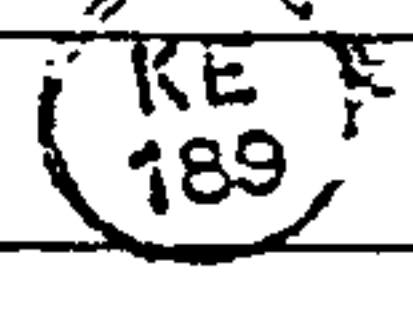


## **Airspeed Indicator Bench Check**

여 백

<AIRSPEED IND. BENCH CHECK REPORT>

- PART NO            8100
- SERIAL NO        146033
- TEST 장비        - AIR DATA TEST SET ADT-222B  
                          OR EQUIV.
- INITIATOR : 김 건

	작업자	검사원
DATE	920922	92 473
NAME	김 영주	김영주
SIGN		

- 결 과    지시값을 기록하고 허용범위를 만족하면 0표시, 그렇지 않으면 X표시

- 정확도 측정

NO.	기준값 (KNOTS)	허용오차 (KNOTS)	지시값 (KNOTS)	판 정
1	40	± 3	40	0
2	50	± 3	50	0
3	60	± 3	60	0
4	70	± 3	72	0
5	80	± 3	82.5	0
6	90	± 3	92.5	0
7	100	± 3	102	0
8	120	± 3	121.5	0
9	140	± 3	142	0
10	160	± 3	160	0

- 누설시험

허용범위 (INCH)	누설지시값 (INCH)	판 정
< 0.05	0.01	0



# ASSEMBLY PLANNING SHEET

6083 918 11 - 396<sup>5</sup>

NOUN			MODIFIER			PRJ	JPS NUMBER			JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV
AIRSPEED IND.							8100							146033	
PLANNER ID	PARTIAL OR COMPLETE	MOD	SECT	POS	INSL STD MM	START		COMPLETE		INSL ORGN			OK TO FILE		
ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT NO	PART NUMBER		PART NAME		QTY(L)	QTY(R)	L	R	F	REFERENCE DRAWING		
		00000		기타 수리									KE 514		P
		00010		TEST CONDITION									KE 514		P
				1) POWER REQUIREMENT: 115.0 ± 5.0 VAC 60 ± 2 HZ									KE 514		P
		00200		TEST EQUIPMENT									KE 514		P
				1) AIR DATA TEST SET ADT-222B OR EQUIV.									KE 514		P
		00300		TEST PROCEDURE											
				1) 정속도 측량: TEST 장비 WARM-UP 후 1시간 (KNOTS)											
ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS					TOOL SYMBOL	PROD	MECH	L/M	ASD	CUST	IC			
DATE: '92 9.1	PAGE 1 OF 2	PLNND BY 21 2	CHKD BY KE	QA CHCKD	APPRD BY 005										

378



여 백

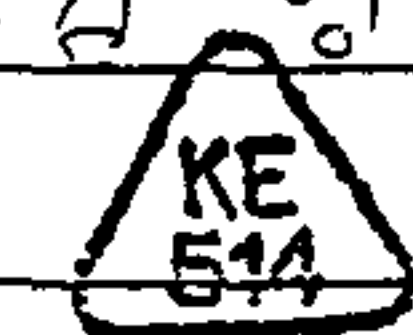
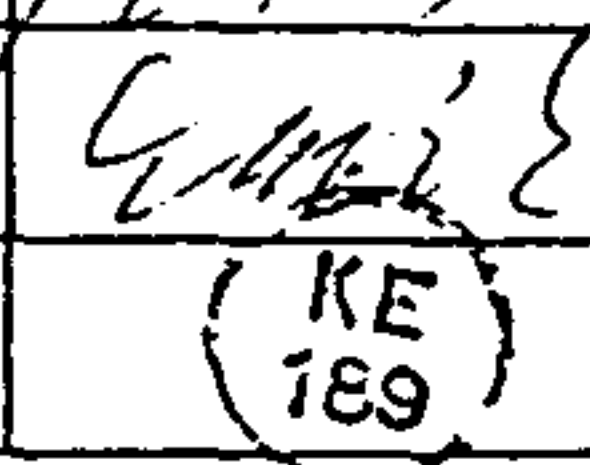


## **Horizon Gyro Bench Check**

여 백

<HORIZON GYRO BENCH CHECK REPORT>

- PART NO            060-0038-04
- SERIAL NO        115M
- TEST 장비        - SCORSBY TABLE OR EQUIV.  
                           - DC POWER SUPPLY 6255A  
                           OR EQUIV.  
                           - MULTIMETER 8024B OR EQUIV.

	작업자	검사원
DATE	920922	92.9.23
NAME	김영주	김민준
SIGN		

● INITIATOR : 김 건

● 결 과    측정값을 기록하고 허용범위를 만족하면 O표시, 그렇지 않으면 X표시

— 소요전류 측정(28V DC 입력)

구 분	기 준 값(A)	측 정 값(A)	판 정
STARTING	< 1.0	0.78	O
RUNNING	< 0.75	0.64	O

— "GYRO" FLAG ON/OFF 확인

구 분	POWER	기 준 값(V)	허용오차(V)	측정값(V)	판 정
FLAG ON	감 소	18	± 1	18.5	O
FLAG OFF	증 가	20	± 1	20.7	O

— 10° BANK후 LEVEL 복귀시간 측정

구 분	기 준 값(MIN)	측 정 값(MIN)	판 정
RIGHT 10°	< 5	4.8	O
LEFT 10°	< 5	2.7	O

— RATE TABLE에 장착하여 10분 동작후 수평상태 확인

구 분	허용오차(°)	측 정 값(°)	판 정
PITCH	± 1	0	O
ROLL	± 1	0	O



# ASSEMBLY PLANNING SHEET

6083 918 11-393

NOUN		MODIFIER				PRJ	JPS NUMBER			JAC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV
HORIZON GYRO							060-0038-04							115 M	
PLANNER ID	PARTIAL OR COMPLETE	MOD	SECT	POS	INSTR STD MM	START	COMPLETE	INSTL ORGN			OK TO FILE				
R/C	ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT NO	PART NUMBER	PART NAME	QTY(L)	QTY(R)	L/R	RK	F/T	REFERENCE DRAWING			
			00000		제11수령										P
			00100		TEST CONDITION										P
					1) POWER REQUIREMENT: 115.0 ± 5.0 V AC 60 ± 2HZ										P
			00200		TEST EQUIPMENT										P
					1) SCORSBY TABLE OR EQUIV.										
					2) DC POWER SUPPLY 6255A OR EQUIV.										
					3) MULTIMETER 8024B OR EQUIV										P
R/C	ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS				TOOL SYMBOL	PROD	MECH	L/M	ASDOA	IC				
						KE 59	QA								
DATE: '92. 9. 1		PAGE: 1 OF 3		PLANNED BY: 21 21	CHCKD BY: IA	APRVD BY: KE 59									

384

# ASSEMBLY PLANNING SHEET

385

NOUN				MODIFIER				PRJ	JPS NUMBER				JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV
HORIZON GYRO									060-0038-04									
PLANNER ID	PARTIAL OR COMPLETE		MOD	SECT	POS	INSL SID MAI	START		COMPLETE		INSTL ORGN			OK TO FILE				
R/C	ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT NO	PART NUMBER			PART NAME			QTY(L)	QTY(R)	L/R	FK	F/T	REFERENCE DRAWING		
			00300		TEST PROCEDURE													
					1) 소모전류 측정: 계기에 28V DC 임팩트를 가하여 STARTING													
					(5초이내) 및 RUN/2SIG (3초이후) CURRENT를 측정하여													
					BENCH CHECK REPORT에 기록하고 기준값을 만족하는지													
					판정한다.													
					2) "GYRO" FLAG ON/OFF 확인: 계기에 28V DC 임팩트를													
					가한후 전압을 감하시키면 FLAG가 ON임을 관찰하고, 증가시키면													
					FLAG가 OFF임을 관찰하여 그때의 전압을 BENCH CHECK													
					REPORT에 기록하고 기준값을 만족하는지 판정한다.													
					3) 10° BANK 후 LEVEL 복귀시간 측정: SCORSBY TABLE 에													
					TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS			TOOL SYMBOL			PROD	MECH	L/M	ASDQA	IC			
								K-E							CUST KARI-005			
DATE: '92. 9. 1		PAGE: 2 of 3		PLNDR: 김기		CHKD BY: 김기		59		QA CHKD		APRVD BY						

# ASSEMBLY PLANNING SHEET

386

NOUN		MODIFIER				PRJ	JPS NUMBER			JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV
HORIZONAL GYRO							060-0038-04								
PLANNER ID	PARTIAL OR COMPLETE	MOD	SECT	POS	INSTR STD MAI	START		COMPLETE		INSTL ORGN			OK TO FILE		
ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT NO	PART NUMBER		PART NAME			QTY(L)	QTY(R)	L	R	FK	FT	REFERENCE DRAWING
						테기를 SETTING 한쪽 RIGHT 및 LEFT 방향으로 10° BANK를									
						주었다가 LEVEL 상태로 복귀시켜 그 복귀시간을 BENCH CHECK									
						REPORT에 기록하고 기준값을 만족하는지 판정한다.									
						4) RATE TABLE에 장항하여 10분 진행후 수평상태 확인: SCKSBY									
						TABLE에 테기를 SETTING 하여 10분간 PITCH, ROLL									
						방향으로 진행시간후 수평상태를 측정하여 BENCH CHECK									
						REPORT에 기록하고 허용오차를 만족하는지 판정한다.									P
		00400				검사									R
ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS					TOOL SYMBOL	PROD	MECH	L/M	ASDOA	CUST	IC			
											KARI	005			
DATE: '92 9.1	PAGE	3 of 3		PLNND BY	김진 (111)	CHCKD BY	KE 59	QA CHCKD		APPRD BY					


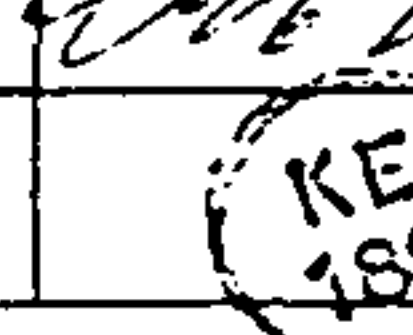


## **Turn & Bank Indicator Bench Check**

여 백

<TURN & BANK IND. BENCH CHECK REPORT>

- ① PART NO           RCA83A-11
- ② SERIAL NO        92D0357
- ③ TEST 장비        - TURN TABLE-INSTRUMENT TEST  
                      OR EQUIV.  
                      - DC POWER SUPPLY 6255A  
                      OR EQUIV.  
                      - MULTIMETER 8024B OR EQUIV.

	작업자	검사원
DATE	2009.02	2009.03
NAME	김성주	김성준
SIGN		

④ INITIATOR : 김 건

⑤ 결 과    측정값을 기록하고 허용범위를 만족하면 0표시, 그렇지 않으면 X표시

— 소요전류 측정 (12V DC 입력)

구 분	기 준 값(A)	측 정 값(A)	판 정
STARTING	< 1.0	0.2	0
RUNNING	< 0.5	0.1	0

— TURN RATE 정확도 측정

구 분		판 정 기 준	판 정
TURN RATE	TURN 방향		
360 /2MIN	RIGHT	계기내의 모형비행기 날개끝	0
360 /2MIN	LEFT	이 백색눈금을 벗어나지 않음	0



# ASSEMBLY PLANNING SHEET

608391811 = 392

NOUN		MODIFIER				PRJ	JPS NUMBER				JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV
TURN & BANK IND.							83A-11								92D0391	
PLANNER ID	PARTIAL OR COMPLETE	MOD	SECT	POS	INSL STD MM	START	COMPLETE	INSTL ORGN			LOOK TO FILE					
ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT NO	PART NUMBER		PART NAME		QTY(L)	QTY(R)	L/R	HK	F/T	REFERENCE DRAWING			
		00000		제기 수링									KE 514 920722 P			
		00100		TEST CONDITION												
				1) POWER REQUIREMENT: 115.0 ± 5.0 VAC 60 ± 248									KE 514 920722 P			
		00200		TEST EQUIPMENT												
				1) TURN TABLE - INSTRUMENT TEST OR EQUIV.												
				2) DC POWER SUPPLY 6255A OR EQUIV.												
				3) MULTIMETER 8024B OR EQUIV									KE 514 920722 P			
ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS					TOOL SYMBOL	PROD	MECH	L/M	ASDOA	CUST	IC				
DATE: '92.9.1	PAGE 1 OF 2					PLNND BY 21 22	KE 59	QA CHCKD			APRVD BY	KARI 005				

390

# ASSEMBLY PLANNING SHEET

391

NOUN				MODIFIER			PRJ	JPS NUMBER			JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV
TURN & BANK IND								RCA 83A-11-14								
PLANNER ID	PARTIAL OR COMPLETE	MOD	SECT	POS	INSTR SID MAI	START	COMPLETE	INSTL ORGN			OK TO FILE					
ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT NO	PART NUMBER		PART NAME		QTY(L)	QTY(R)	L	R	F	REFERENCE DRAWING			
		00300		TEST PROCEDURE												
				1) 소모전류 측정: 테이블에 12V DC 임력을 가하여 STARTING												
				(5초이내) 및 RUNNING (3분이후) CURRENT를 측정하여												
				BENCH CHECK REPORT에 기록하고 기준값을 반복해서												
				판정한다.												
				2) TURN RATE 측정: 테이블 TURN TABLE에 SETTING 완료												
				기준방향에 대하여 TABLE을 돌려서 테이블 모험머리의												
				앞끝이 일치되어야 할 백색능의 범위를 벗어나는지 판정하여												
				BENCH CHECK REPORT에 기록한다.												
		00400		정사												
ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS					TOOL SYMBOL	PROD	MECH	L/M	ASDQA	CUST	IC				
DATE:	92.9.1	PAGE	2 of 2	PLNND BY	IA 01	CHCKD BY	KE 59	QA CHCKD		APRVD BY	KE 189	005				

여 백

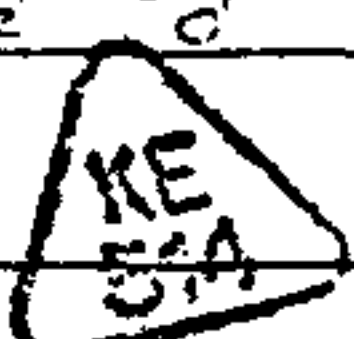
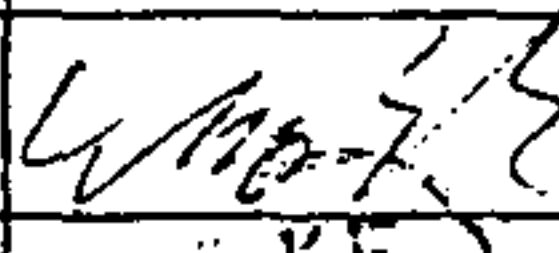


## **Tachometer Bench Check**

여 백

<TACHOMETER BENCH CHECK REPORT>

- PART NO            3320-00038
- SERIAL NO        9772
- TEST 장비        - TACHOMETER TEST SET TTU-27/E  
                          OR EQUIV.  
                          - TACHOMETER CABLE
- INITIATOR        김 건

	작업자	검사원
DATE	2022	2023
NAME	김영주	김건
SIGN		

● 결 과    지시값을 기록하고 허용범위를 만족하면 O표시, 그렇지 않으면 X표시

NO.	계기 기준값 (RPM)	허용오차 (RPM)	TEST장비 지시값 (RPM)	판 정
1	300	± 30	303	O
2	500	± 30	492	O
3	1,000	± 30	980	O
4	1,500	± 30	1485	O
5	2,000	± 30	1980	O
6	2,500	± 30	2492	O
7	3,000	± 30	2992	O
8	3,500	± 30	3485	O



# ASSEMBLY PLANNING SHEET

6083 918'11 - 394

NOUN				MODIFIER				PRJ	JPS NUMBER				JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV	
TACHOMETER									3320-0038								9772		
PLANNER ID	PARTIAL OR COMPLETE	MOD	SECT	POS	INSTR STD MAT	START	COMPLETE	INSTL ORGN			OK TO FILE								
ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT NO	PART NUMBER			PART NAME			QTY(L)	QTY(R)	L	R	HK	F	T	REFERENCE DRAWING		
		00000		계기 수리															P
		00100		TEST CONDITION															
				1) POWER REQUIREMENT: 115.0 ± 5.0 VAC 60 ± 2HZ															P
		00200		TEST EQUIPMENT															
				1) TACHOMETER TEST SET TTU-27/E OR EQUIV.															P
				2) TACHOMETER CABLE															
		00300		TEST PROCEDURE															
ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS						TOOL SYMBOL		PROD	MECH	L/M	ASDOA	CUS	IC					
DATE: '92. 9. 1	PAGE: 1 OF 2	PLNND BY: 21 22	CHCKD BY: IA 01	KE 59	OA CHCKD	APRVD BY: KARI 005													

396

# ASSEMBLY PLANNING SHEET

NOUN				MODIFIER			PRJ	JPS NUMBER				JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV			
TACHOMETER								3320-00038												
PLANNER ID		PARTIAL OR COMPLETE		MOD	SECT	POS	INSTL SID	MAI	START		COMPLETE		INSTL ORGN		OK TO FILE					
R/C	ASSIGN NO	PART TYPE	SECT STEP	ROUT NO	PART NUMBER			PART NAME			QTY(L)	QTY(R)	L/R	RK	F/T	REFERENCE DRAWING				
					1) TEST 장비라 케이블 TACHOMETER CABLE로 연결한다															
					2) TEST 장비를 WARM-UP 하여 케이블의 자시값이 기준값을															
					나사나도를 SETTING한후 그대의 TEST장비의 자시값을															
					읽어 BENCH CHECK REPORT에 기록하고 허용치분															
					만족하는지 판정한다.													P		
			00400		검사															
R/C	ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS										TOOL SYMBOL	PROD	MECH	L/M	ASDOA	IC			
		DATE: '92. 9. 1										PLNND BY: 김기	CHKD BY: 김기	KE 59	QA CHKD					
PAGE		2 OF 2		PLNND BY: 김기		CHKD BY: 김기		TOOL SYMBOL: KE 59		PROD: QA CHKD		MECH: APRVD BY:		L/M: JUST PART 005		IC:				

397

여 백


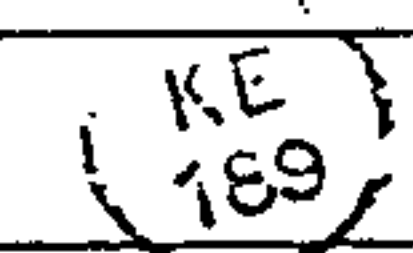


## **Oil Pressure Gages Bench Check**

여 백

<OIL PRESSURE GAGE BENCH CHECK REPORT>

- PART NO            89257-3
- SERIAL NO        6247-00357
- TEST 장비        - DEADWEIGHT TESTER 10-8000  
                          OR EQUIV.
- INITIATOR : 김 건

	작업자	검사원
DATE	9.20.22	9.21.23
NAME	김영주	김건
SIGN		


- 결 과    지시값을 기록하고 허용범위를 만족하면 O표시, 그렇지 않으면 X표시

NO.	기준값 (PSI)	허용오차 (PSI)	지시값 (PSI)	판 정
1	25	± 5	23	O
2	60	± 5	59	O
3	100	± 5	104	O



# ASSEMBLY PLANNING SHEET

6083 918 11-395

NOUN		MODIFIER				PRJ	JPS NUMBER		JMC	TPC	MDAY	DC	SERIAL NO	REV
ENGINE CLUSTER GAGES							89257-3						54	
PLANNER ID	PARTIAL OR COMPLETE	MOD	SECT	POS	INSL STD MM	START		COMPLETE		INSL ORGN		OK TO FILE		
ASSIGN NO	PART TYPE	SEQ STEP	ROUT NO	PART NUMBER		PART NAME		QTY(L)	QTY(R)	L	RK	F	REFERENCE DRAWING	
		00000				제기 수령 (5개의 GAGE를 OIL PRESS. GAGE 만 CHECK 수령)							KE 514	P
		00100				TEST CONDITION							KE 514	P
						1) TEST 장비의 작동유가 충분한지 확인한다.								
		00200				TEST EQUIPMENT							KE 514	P
						2) DEADWEIGHT TESTER 10-8000 OR EQUIV.								
		00300				TEST PROCEDURE								
						1) GAGE를 TEST 장비에 FITTING을 연결한다.								
ASSIGN NO	TOOL NUMBER/OPERATIONS/INSPECTIONS					TOOL SYMBOL	PROD	MECH	L/M	ASDOA	IC			
DATE	192 9.1	PAGE	1 OF 2		PLANNED BY	7/3/89	IA	CHECKED BY	KE 59	QA CHECKED	APPROVED BY	005		

402



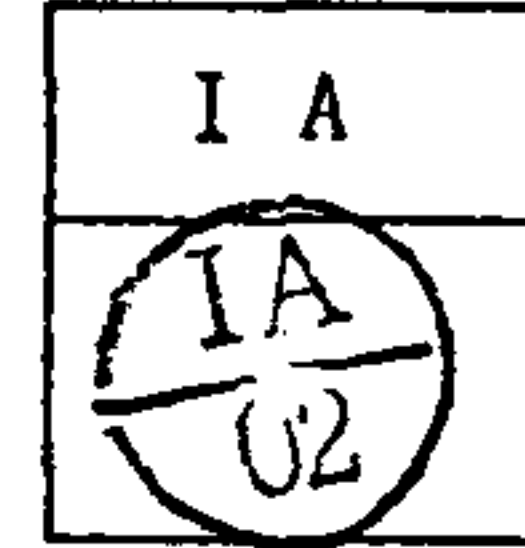
여 백



## 동·정압 계통 기능 시험

여 백

# 동 · 정압 계통 기능시험



수행일시 1992. 11. 19  
 수행장소 김해공항 (CHANGAR 41)  
 수행자 김진, 양인근  
김영철 (헬기생산부)

● 목 적

동 · 정압 계통의 누설시험 및 관련계기의 작동상태 시험

● 근 거

FAA 23.1323 AIRSPEED INDICATING SYSTEM  
 FAA 23.1325 STATIC PRESSURE SYSTEM

● 결 과

누 설 시 험		계 기 오 차		
동압	정압	속도계	고 도 계	
			SENSITIVE	ENCODING
양호	양호	최대 3 KTS (100KTS)	최대 40 FT (20000FT)	0 FT



## 1. 목 적

동정압 계통의 누설시험 및 관련계기의 작동상태 시험

## 2. 시험 대상장비

- 동정압 tube 계통
- Airspeed Indicator
- Sensitive altimeter(Encoding Altimeter포함)
- Rate of Climb Indicator

## 3. 시험장비

동정압 계통 시험장비(MB-1 혹은 M/N 1811H66-115)

## 4. 사전점검사항

- 5개의 valve를 잠근채로 vacuum pump handle을 작동시켜 외부 vacuum 지시계의 static pressure가 15~25 in.HG까지 되도록 작동시켜본다.
- Pitot pressure pump handle을 풀어 외부의 pressure 지시계가 20~40 in.HG까지 되도록 작동시켜본다.

## 5. 시험내용

가) 동압계통 누설시험

- 1) Pitot tube drain hole을 테이프로 봉한다.
- 2) 시험장비의 Pitot tube adaptor를 Pitot tube에 연결한다.
- 3) 천천히 Pitot pressure source valve를 열어 외부 속도지시계의 속도 증가가

서서히 이루어지도록 한다.

4) 앞의 과정을 진행하면서 항공기 속도계가 가해진 압력에 따라 순조롭게 작동하는지 확인한다. 이때 최대 계기지시한도를 넘지 않도록 유의한다.

5) 속도계가 150 knots를 지시하면 Pitot pressure source valve를 닫는다.

6) 1분 동안 앞항의 상태를 유지하면서 속도계의 지시값이 5 knots를 초과하여 떨어지는지 확인한다.

7) 앞의 6)항을 실시한 결과 이상이 없으면 같은 방법으로 다음 표의 경우에 따라 속도계의 오차를 측정하고, 나)항의 정압계통 누설시험으로 넘어가며 이상이 있을시는 다음항을 계속 진행한다.

NO.	기준속도(KNOTS)	지시값(KNOTS)	오차(KNOTS)
1	0	0	0
2	40	41	1
3	50	50	0
4	60	62	2
5	70	72	2
6	80	83	3
7	90	93	3
8	100	103	3
9	110	112	2
10	120	121	1
11	140	142	2
12	160	159	- 1

8) Leakage가 분당 5 knots를 초과할 경우, 각 연결부위의 연결상태를 점검하고 3)~6)의 항목을 다시 수행한다.

9) 만약 leak가 계속되면, 천천히 Pitot vent valve를 열어 항공기 속도계가 “0”을 지시하도록 BLEED시킨다.

10) Pitot vent valve를 닫는다.

11) 항공기 속도계로부터 Pitot pressure line을 분리한 후, plug cap으로 pitot line을 막는다.

12) 앞의 3)~6)항을 다시 수행한다.

13) 만약 leak가 계속된다면 Pitot tube assy에 결함이 있는 것이며, 만약 leak가 발생하지 않으면 속도계나 그 adaptor에 결함이 있는 것이다. 그러므로 system을 9)항과 같이 bleed시키고 해당된 결함을 수정한다.

14) 앞의 3)~6)항을 다시 수행한다.

#### 나) 정압계통 누설시험

1) 항공기의 static port 한쪽을 line으로부터 분리하여 시험 장비의 static line을 연결하고, 다른한쪽 port는 밀폐시킨다.

2) 양쪽의 고도계를 300 ft로 조절한다.

3) 속도계를 150 knots로 유지한 상태에서, 천천히 Cross Bleed Valve를 열어 속도계의 감소를 관찰하며, 고도계의 증가가 어느정도 이루어질때까지 vacuum source valve를 개방한다. 이때 Rate of Climb Indicator의 최대 지시범위를 초과하지 않도록 주의한다.

4) Cross Bleed Valve를 조절하여, 속도계의 지시가 약 150 knots가 되도록 유지한다. 즉, 속도계가 감소하면 valve를 시계방향으로, 속도계가 감소하면 시계반대방향으로 회전시킨다.

5) 고도계가 1000 ft에 도달하면, vacuum source valve와 Cross Bleed Valve를



동시에 닫고 system leak를 점검한다. 이때 외부의 vacuum pressure가 15~25 in.HG 사이에 유지되는지 확인한다.

6) 1분 동안의 변화를 관찰하여, 고도계의 지시값이 100 ft이상 떨어지는지, 그리고 속도계의 지시값이 8 knots이상 변하는지 확인한다. 확인결과 leakage 범위를 만족하면 17)항으로 넘어가고, 그렇지 않으면 다음항을 계속 수행한다.

7) 만약 leakage의 정도가 6)항의 범위를 초과하면 모든 계통의 연결부위 상태를 점검한다. 이때, 만약 속도계의 지시치가 증가하면 Pitot system에 leak가 있는 것이다.

8) 앞의 3)~6)항을 다시 수행한다. 만약, leak가 계속되면 다)항의 1)~3)절차에 따라 system을 bleed시킨다.

9) 항공기 속도계의 static line을 fitting으로 부터 분리하고, static 공급 line을 plug나 cap으로 막는다.

10) 천천히 vacuum source valve를 열어 시험 장비 고도계의 지시값을 관찰하여 고도계가 5000 ft를 지시하면 valve를 닫는다. 이때, 만약 leak가 발생 하지 않으면 항공기 계기 및 관련부분에 결함이 있는 것이므로 이에 대한 수정작업을 해야하며, 만약 leak가 발생한다면 다음항을 계속 수행한다.

11) Vacuum vent valve를 열어 static system을 bleed시킨다.

12) 시험장비로 부터 Pitot 및 static hose를 분리하여 static hose를 Pitot supply에 연결한다.

13) Pressure source valve를 천천히 열어 시험 장비의 속도계 지시값이 500 knots가 되면 valve를 닫는다.

14) Fitting 연결부위를 Liquid Leak Detector로 점검하여 결함을 수정한다.

15) 천천히 Pitot vent valve를 열어 속도계가 “0”을 지시하도록 bleed시키고

모든 valve를 닫는다.

16) 시험용 연결 hose를 원래의 위치로 환원하여 연결시킨다.

17) 항목 가)의 3)~6)을 만족하는지 확인하고 앞의 2)~6)의 과정을 다시 수행한다. 이상이 없을 경우 같은 방법으로 다음 표의 경우에 따라 항공기 고도계의 오차를 측정한다.

NO.	기준고도(FEET)	지시값(FEET)		오 차(FEET)	
		SENSITIVE	ENCODING	SENSITIVE	ENCODING
1	1000	1000	1000	0	0
2	2000	2000	2000	0	0
3	4000	3980	4000	- 20	0
4	6000	5960	6000	- 40	0
5	10000	9970	10000	- 30	0
6	14000	13970	14000	- 30	0
7	20000	19960	20000	- 40	0

다) 시험정리 절차

1) Static vent valve와 Pitot vent valve를 천천히 열어, 고도계가 1500 ft 이하로 떨어질때까지 속도계가 120~150 knots 사이를 유지하도록 하여 system을 적절히 bleed시킨다. 이때, static vent valve를 열면서 Rate of Climb Indicator의 최대지시 한계를 초과하지 않도록 주의한다.

2) 모든 지시계의 바늘이 정상 static pressure range를 지시할때까지 vacuum 및 pitot pressure를 계속 bleed시킨다.

3) 5개의 valve를 모두 닫는다.

4) 시험 장비의 Pitot 및 static source를 항공기로 부터 분리하고, 항공기의 Pitot tube 및 static port를 원상태로 환원시킨다.

## **Compass Swing**



여 백

# COMPASS SWING



수행일시 1992. 12. 4  
 수행장소 김해공장 (COMPASS SWING장)  
 수행자 김건, 양민준  
조관표 (항공대 정비사)

● 목 적

STANDBY COMPASS 및 COMPASS SYSTEM으로 부터 얻어지는 HEADING을 공인된 COMPASS SWING BASE의 HEADING과 비교하여 오차를 보정

● 근 거

KCS-55A INSTALL MANUAL( BENDIX/KING, P/N:006-00111-0005)  
 ARROW-III, SENECA-III COMPASS SWING 절차서(KAL 비행훈련원)

● 결 과

구 분	STANDBY COMPASS	KCS-55A COMPASS SYSTEM
기준오차	± 10°	± 2°
수행결과	3° 이내	1° 이내

## 1. 목 적

Standby compass 및 compass system으로 부터 얻어지는 heading을 공인된 compass swing장의 heading과 비교하여 오차를 보정하기 위함

## 2. 대상장비

Standby compass, KCS-55A compass system

## 3. 소요장비

Tow bar, BOB weight 및 line, Digital millivolt meter

## 4. 사전점검 및 주의사항

-Compass swing 장소는 정확히 수평을 이루고 장애물이 없어야 한다. 그렇지 않으면 오차가 발생할 수 있다.

-Reference datum line은 전방 착륙장치 바로 뒤의 하부 SKIN의 중심선과 tail support를 기준으로 한다.

-Compass swing의 정확성을 기하기 위하여 모든 문을 닫고 flap을 올린다.

-항공기를 가상비행의 상태로 만들기 위하여 Master SW, Alternator SW, Avionics Master SW를 “ON”하고 엔진을 run(가능한한 순항 RPM)한다.

-항공기의 기수변환시 항공기의 reference datum line에서 밑으로 늘어진 BOB weight가 swing base의 정해진 방위각에 정확히 닿도록 한다.

## 5. Compass Swing 절차

가) standby compass



- 1) compensator의 조절 나사를 0으로 한다. 즉 나사의 dot가 frame의 dot와 일치되도록 한다.
- 2) 항공기를 Magnetic north heading에 위치시켜라. N-S 조절나사로 compass가 정확하게 north를 지시하도록 조절한다.
- 3) 항공기를 magnetic east에 놓고 E-W 조절나사로 compass가 정확하게 east를 지시하도록 조절한다.
- 4) 항공기를 Magnetic south에 놓고 N-S 조절나사로 오차의 반만큼 조절한다.(N-S의 오차를 균등히 하기 위함)
- 5) 항공기를 Magnetic west에 놓고 E-W 조절나사로 오차의 반만큼 조절한다.(E-W의 오차를 균등히 하기 위함)
- 6) 항공기의 방향을 30°씩 변화 시키면서 오차를 기록하고 Compass deviation card를 수정한다. 오차는 어느 heading에서도 10°를 초과해서는 안된다.

구 분	오 차	구 분	오 차	구 분	오 차
North	-3	30°	-2	60°	0
East	1	120°	1	150°	2
South	2	210°	2	240°	0
West	1	300°	1	330°	-3

#### 나) Compass System

- 1) KA-51B slave control의 SW를 조절하여 slave meter의 눈금이 중앙에 오도록 한다. 항공기의 기수를 north, east, south, west로 변환시켜 가며 얻은 KI-525A HSI의 heading 오차들을 더하고 4로 나누어 index error를 구한다. KMT-112 flux valve를 Index error가 상쇄되도록 회전시킨다.

방 위	지시값(KI-525A)	오차(KI-525A)	Index Error
North	355	-5	-4.5
East	86	-4	
South	176	-4	
West	265	-5	

2) KCS-55A system을 작동시켜 KA-51B switch를 “FREE” gyro mode로 하고 계기판으로 부터 분리하여 KA-51B를 조절할 수 있도록 한다.

3) Digital millivolt meter를 시험 잭에 연결한다. Millivolt meter의 음극 단자는 KA-51B의 흑색 시험 잭에, 그리고 양극단자는 적색 시험 잭에 연결한다.

4) 항공기를 Magnetic north heading에 놓고 KA-51B의 CW/CCW SW를 이용하여 compass card의 north heading이 lubber line의 중앙에 오도록 하고 millivolt meter의 지시치가 0이 되도록 비자성 블레이드형 드라이버로 N/S 전위 차계를 조절한다.

5) 항공기를 Magnetic east heading에 놓고 KA-51B의 CW/CCW SW를 이용하여 compass card의 east heading이 lubber line의 중앙에 오도록 하고 millivolt meter의 지시치가 0이 되도록 E/W 전위차계를 조절한다.

6) 항공기를 Magnetic south heading에 놓고 KA-51B의 CW/CCW SW를 이용하여 compass card의 south heading이 lubber line의 중앙에 오도록 하고 millivolt meter 지시치의 1/2만큼 N/S 전위차계를 조절한다.

7) 항공기를 Magnetic west heading에 놓고 KA-51B의 CW/CCW SW를 이용하여 compass card의 west heading이 lubber line의 중앙에 오도록 하고 millivolt meter 지시치의 1/2만큼 E/W 전위차계를 조절한다.

8) KA-51B를 “SLAVE” gyro mode로 하고 항공기의 기수를 north, east,

south, west로 변환시켜 가며 KI-525A의 heading 오차를 구한다.

방 위	지시값(KI-525A)	오 차
North	0	0
East	89	-1
South	179	-1
West	270	0

9) 앞의 8)항에서 오차가  $\pm 2^\circ$ 이내에 들지 못하면 1)에서 8)까지의 절차를 다시 반복한다.



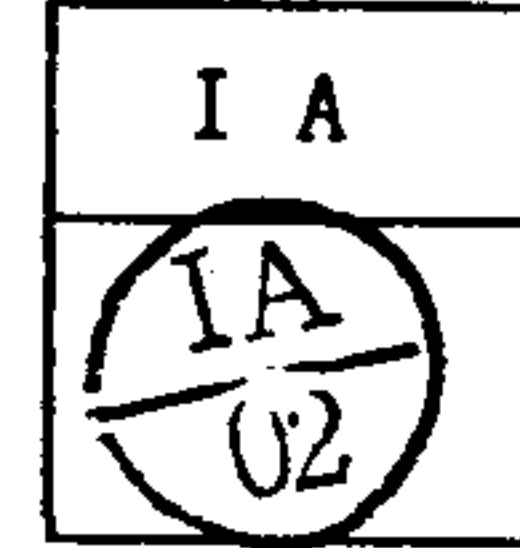
여 백

## 전자 장비 기능 시험

여 백



# 전자장비 기능시험



수행일시 1992. 11. 17  
 수행장소 김해공항 (CHANGAR LH)  
 수행자 김건, 양민근  
           김 (항공기생산부)

● 목 적

통신 및 항법과 관련된 전자장비 및 관련계기의 작동상태를 점검

● 근 거

- KX-155 NAV/COM INSTALL MANUAL(BENDIX/KING, P/N:006-0179-05)
- KN-62A DME INSTALL MANUAL(BENDIX/KING, P/N:006-00144-04)
- KT-79 TRANSPONDER INSTALL MANUAL(BENDIX/KING, P/N:006-0534-01)
- KR-21 MARKER BEACON INSTALL MANUAL(BENDIX/KING, P/N:006-5030-03)
- KMA-24H AUDIO CONTROL INSTALL MANUAL(BENDIX/KING, P/N:006-0586-01)

● 결 과

구 분	수 행 결 과
COMMUNICATION	양 호
VOR/LOC/GS	양 호
DME	양 호
TRANSPONDER	양 호
MARKER BEACON	양 호

## 〈COMMUNICATION 시험절차〉

### 1. 목 적

VHF COM 및 Intercom과 관련된 각장비의 작동상태 및 상호연결 상태 확인

### 2. 시험대상장비

KMA-24H Audio Control, KX-155 NAV/COM, Headsets, Cabin speaker

### 3. 시험장비

Wattmeter

### 4. 사전점검사항

- Battery, Antenna, Headset의 연결상태 점검
- Avionics master switch를 “ON”
- KMA-24H의 power를 “ON”
- KX-155 #1/#2의 Power를 “ON”

### 5. 시험내용

가) VHF COM 송수신상태 점검

- 1) KMA-24H의 Audio 선택버튼중 COM 1, COM 2를 선택(Speaker 및 Phone)
- 2) KMA-24H의 MIC 선택 switch를 COM 1 혹은 COM 2에 둠
- 3) KX-155 #1 혹은 #2에서 점검할 주파수를 선택(126.60MHz)

4) 조종간의 TX key를 잡고 KX-155 #1 혹은 #2의 화면에 “T”가 나타나는지 확인 ( OK )

5) 안테나로 부터 동축케이블을 분리하여 케이블에 Wattmeter를 연결한 후 TX key를 잡아 송신출력이 최소 10W인지 확인

(COM 1: OK)      (COM 2: OK)

6) 관제탑의 주파수를 잡아 Speaker 및 Headset를 통한 수신상태를 점검

(COM 1: OK)      (COM 2: OK)

7) Use, Standby 주파수가 Power down후 다시 on 하였을 때 전 주파수를 유지하는가 확인 (USE: OK)      (STANDBY: OK)

나) Intercom 및 Audio

1) Headset를 조종사, 부조종사, 그리고 후방석에 각각 조합으로 연결하여 Intercom 상태를 확인

구 분	PILOT	COPILOT	3RD SEAT	4TH SEAT
PILOT		○	○	○
COPILOT	○		○	○
3RD SEAT	○	○		○
4TH SEAT	○	○	○	

(주: ○는 양호표시)



2) KMA-24H Audio control의 Audio 선택 버튼을 이용하여 Speaker 및 Headset를 통한 각 Audio의 전달상태 확인

구 분	COM		NAV		DME	ADF	MKR
	1	2	1	2			
Speaker	○	○	○	○	○	○	○
Headphone	○	○	○	○	○	○	○

(주: ○는 양호표시)

## 〈VOR/LOC/GS 시험절차〉

### 1. 목 적

KX-155 #1, #2의 각종 SW의 작동상태 및 이와 관련된 계기인 KI-525A HSI, KI-229 RMI, KI-204 VOR/LOC/GS IND의 작동상태를 점검

### 2. 시험대상장비

KX-155 NAV/COM, KI-525A HSI, KI-229 RMI, KI-204 VOR/LOC/GS IND

### 3. 시험장비

VOR/ILS ramp tester(VOR/ILS 972Q-3)

### 4. 사전점검사항

- Battery, Antenna, Headset의 연결상태 확인
- Avionics master switch를 “ON”
- KX-155 #1/#2, KMA-24H의 power를 “ON”
- KMA-24H Audio 선택버튼중 NAV의 Headphone을 선택

### 5. 시험내용

가) VOR 수신상태 점검

- 1) Ramp tester의 power를 “ON”
- 2) NAV 주파수를 108.00 MHz로 선택
- 3) Headset로 Tone수신 확인 (#1: OK) (#2: OK)

4) Tester의 방위각을 0°에서부터 315°까지 45°간격으로 맞추고, KI-525A 및 KI-204의 지시치를 관찰하여 오차가 5°이내인지 확인

방 위	0°	45°	90°	135°	180°	225°	270°	315°
지시치	3 / 1	45 / 45	90 / 89	137 / 136	177 / 177	226 / 225	270 / 270	313 / 313
오 차	3 / 1	0 / 0	0 / -1	2 / 1	-3 / -3	1 / 0	0 / 0	-2 / -2
상 태	○	○	○	○	○	○	○	○

(주: KI-525A/KI/204, ○는 양호표시)

5) KI-229 RMI를 4)에서와 같은 방법으로 수행(NAV #1, NAV #2 장비별로)

방 위	0°	45°	90°	135°	180°	225°	270°	315°
지시치	359 / 0	46 / 47	90 / 90	135 / 137	176 / 177	225 / 226	268 / 270	315 / 313
오 차	-1 / 0	1 / 2	0 / 0	0 / 2	-4 / -3	0 / 1	-2 / 0	0 / -2
상 태	○	○	○	○	○	○	○	○

(주: NAV #1/NAV #2, ○는 양호표시)

나) LOC 수신상태 점검

- 1) Ramp tester의 power를 “ON”
- 2) NAV 주파수를 108.00MHz로 선택
- 3) “ON COURSE”가 되도록 Ramp tester를 조절하고 Needle이 중앙에 위치하는지 확인 ( OK )



4) Ramp tester를 “LEFT”로 하였을 때 Needle이 좌로 5 Dot 이동하는지  
확인 ( OK )

5) Ramp tester를 “RIGHT”로 하였을 때 Needle이 우로 5 Dot 이동하는지  
확인 ( OK )

6) “ON COURSE”상태에서 90Hz Switch를 “OFF”하였을때 Needle이 좌측을  
지시하는지 확인(1 Dot or more) ( OK )

7) 150Hz Switch를 “OFF”하였을때 Needle이 우측을 지시하는지 확인(1 Dot  
or more) ( OK )

나) GS 수신상태 점검

1) Ramp tester의 Power를 “ON”

2) NAV 주파수를 108.00MHz로 선택

3) “ON COURSE”가 되도록 Ramp tester를 조절하고 Needle이 중앙에 위  
치하는지 확인 ( OK )

4) Tester를 “DOWN”으로 하였을때 Needle이 맨 아래쪽으로 이동하는지 확인  
( OK )

5) “UP”으로 하였을때 Needle이 맨위쪽으로 이동하는지 확인 ( OK )

6) “ON COURSE”상태에서 90Hz Switch를 “OFF”하였을 때 Needle이 아  
래쪽을 지시하는지 확인(1 dot or more) ( OK )

7) 150Hz Switch를 “OFF”하였을때 Needle이 위쪽을 지시하는지 확인(1 dot  
or more) ( OK )

## 〈DME 시험절차〉

### 1. 목 적

DME 계통의 작동상태를 점검

### 2. 시험대상장비

KR-62A DME

### 3. 시험장비

DME ramp tester(T-24A)

### 4. 사전점검사항

- Battery, Antenna, Headset의 연결상태 점검
- Avionics master switch를 “ON”
- KN-62A의 power를 “ON”
- KMA-24H의 Audio 선택버튼중 DME의 Heaphone을 선택

### 5. 시험내용

- 1) KN-62A의 주파수를 108.00MHz 혹은 108.05MHz로 선택
- 2) 시험장비를 아래와 같이 Setting

DISTANCE	000.0	N.M
EFF	100%	
FUNCTION	DISTANCE	(OUT)
NORMAL	ON	(IN)
ECHO	OFF	(OUT)
SQUITTER	2700	(OUT)
FREQ	108.00	(OUT) OR 108.05(IN)
METER	150	(OUT)

3) 시험장비의 Power SW를 누르고 Battery 점검계가 흰색눈금을 지시하는지 확인

4) 4개의 Distance lever-wheel SW로 3가지 이상의 거리를 선택후 DME의 지시가 정확한지 확인(각 거리 선택시 8초 이상의 여유를 둔다) ( OK )

5) Distance SW를 임의의 값으로 하고 DME가 100% Efficiency로 Lock-on 되도록 함. EFF SW를 90%에 두고 거리를 100NM만큼 증가시켜 DME가 새로운 거리값을 지시하는지 확인. EFF SW를 80%, 70%...로 감소시키며 위와 같은 과정을 반복하여 DME가 최소 70%이상의 Efficiency에서 반응하는지 확인  
( OK )

6) IDENT 버튼을 눌러 DME의 Audio가 수신되는지 Headset로 확인  
( OK )

7) 시험장의 기능 SW를 IN(Velocity)에 두고 Velocity lever-wheel SW로 임의의 속도를 선택하여 KN-62A의 화면에 선택된 Ground-speed가 지시되며 거리값이 변화하는지 확인 ( OK )



## 〈TRANSPONDER 시험절차〉

### 1. 목 적

Transponder의 ID code setting 및 송신상태를 점검하고 Encoding 고도계에 의한 고도 송신상태 확인

### 2. 시험대상장비

KT-79 Transponder, KEA-130 Encoding altimeter

### 3. 시험장비

- Pitot static test set(1811H661-115)
- Mode S/ATCRBS transponder ramp test set(T-48)

### 4. 사전점검사항

- Battery, Antenna의 연결상태 점검
- Encoding altimeter에 Pitot static test set를 연결
- Avionics master switch를 “ON”
- KT-79의 Power를 “ON”

### 5. 시험내용

- 1) Transponder에서 임의의 ID code를 Setting하여 ID code가 정확히 송신되는지 Transponder ramp test set에서 확인 ( OK )
- 2) VFR switch가 정상적으로 작동되는지 확인 ( OK )

3) Pitot static test set를 통하여 다음표와 같은 고도입력을 가하여, Encoding altimeter의 고도출력이 Transponder를 통하여 정상적으로 송출되는지 여부를 Ramp test set에서 관찰하여 그 오차가 100FT 이내인지 확인 (Transponder의 고도 송출의 최소단위는 100FT임)

(단위 : FT)

기 준 고 도	1000	2000	3000	4000	6000	10000	14000	20000
Encoding 고도계 지시	1025	2020	3040	4040	6080	10150	14240	20100
Transponder 송출고도	1000	2000	3000	4000	6100	10100	14200	20100
오 차	-25	-20	-40	-40	20	50	40	0
상 태	○	○	○	○	○	○	○	○

(주 : ○는 양호표시)

## 〈MARKER BEACON RECEIVER 시험절차〉

### 1. 목 적

M/B receiver에 각 Marker의 Signal 입력시 Tone 및 Light의 작동상태 점검

### 2. 시험대상장비

KR-21 Marker beacon receiver

### 3. 시험장비

VOR/ILS ramp tester(VOR/ILS 972Q-3)

### 4. 사전점검사항

- Battery, Antenna, Headset의 연결상태 확인
- Avionics master switch를 “ON”
- KMA-24H(Audio control panel)의 Power를 “ON”
- KMA-24H의 Audio 선택버튼 중 MKR의 Headphone을 선택

### 5. 시험내용

- 1) Ramp tester의 Power를 “ON”
- 2) Ramp tester의 Outer marker signal 선택시 Tone 및 Light 상태 확인
- 3) Ramp tester의 Middle marker signal 선택시 Tone 및 Light 상태 확인
- 4) Ramp tester의 Inner marker signal 선택시 Tone 및 Light 상태 확인



Marker 구 분	Tone	상 태	Light	상 태
Outer (400 Hz)	Low(dash)	○	Blue	○
Middle (1300 Hz)	Medium(dot 및 dash)	○	Amber	○
Inner (300 Hz)	3000 Hz Tone	○	White	○

(주 : 상태란에서 Sensitivity high/low, ○는 양호표시)

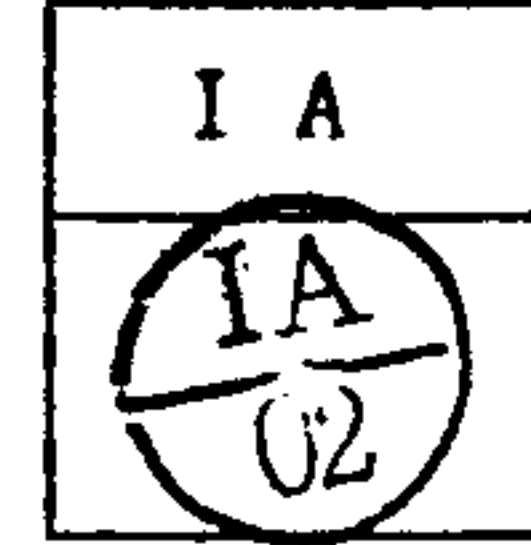
여 백

## 전기 계통 및 엔진계기 기능 시험



여 백

# 전기계통 및 엔진계기 기능시험



수행일시	<u>1992. 12. 3</u>
수행장소	<u>김해공항 (폐류항)</u>
수행자	<u>김건, 양인근</u>

● 목 적

전기계통 및 관련장비, 그리고 엔진계기에 대한 항공기에서의 작동상태를 점검

● 근 거

ELECTRICAL SCHEMATIC(도면 NO:62001)  
KC-253 HORIZON CYRO MANUAL(BENDIX/KING, P/N:006-5298-00)

● 결 과

전기계통 및 관련장비	엔진계기
양호	양호

## 1. 목 적

전기계통 및 관련장비, 그리고 엔진계기에 대한 항공기에서의 작동상태 시험

## 2. 시험대상장비

- 전기적으로 작동되는 모든장비(Electrical schematic 도면 #62001 참조)
- 엔진계기 전부

## 3. 시험장비

- Multimeter

## 4. 사전점검사항

- 계기판 및 모든 장비의 SW가 “OFF” 상태에 있는지 확인한다.
- Circuit breaker panel에서 모든 push-pull 형태의 circuit breaker들이 “PULL” 상태에 있는지 확인한다.
- Battery의 단자가 제대로 연결되었는지 확인한다.

## 5. 시험내용

가) Battery 출력을 이용한 전기계통 및 관련장비 시험

1) BATT. Master용 circuit breaker를 “PUSH”상태로 하고, BATT. Master SW를 “ON”시킨다.

2) Switch로 작동되는 장비 점검



항 목	조 건	점 검 사 항	결 과
Flood Light	객실 내부 천정의 light 바로 옆의 SW를 “ON”	light가 켜짐	○
Reading Light	객실 내부 천정의 light 바로 옆의 knob를 좌우로 조절	light의 밝기가 조절됨	○
Instrument & Radio Light	가능한한 객실 내부를 어둡게한 상태에서 Avionic Master Circuit Breaker를 “PUSH” 상태로 하고 Avionic Master SW를 “ON”함, 계기판의 knob을 “ON”하고 좌우로 조절	모든 계기등 및 관련전자 장비등 (KI-229, KMA-24H, KI-525A, KA-51B, KT-79, KR-87)이 켜지고 밝기가 조절됨	○
Switch Light	가능한한 객실 내부를 어둡게한 상태에서 계기판의 knob을 “ON” 하고 좌우로 조절	계기판 Switch panel의 모든 switch등이 켜지고 밝기가 조절됨	○
NAV Light	계기판 Switch panel의 SW를 “ON”	좌우측 날개 끝단의 해당 LICHT가 켜짐	○
LNDG/TAXI Light	계기판 Switch panel의 SW를 “ON”	좌측 날개의 해당 Light 2조가 켜짐	○
Stall Warning	좌측 날개의 Lift detector를 손으로 살짝 들어 올림	계기판의 경고등이 켜지고 경보음이 울림	○
Pitot heat	계기판 Switch panel의 SW를 “ON”	좌측 날개 하단의 Pitot Tube가 가열됨	○

(주: ○는 양호표시)

### 3) 전기적으로 작동되는 비행계기 시험

#### (가) Horizon Gyro

- Horizon gyro 및 14V-28V DC-DC converter용 circuit breaker를 “PUSH”상태로 한다.

- Horizon gyro용 circuit breaker의 단자로부터 gyro로의 입력전압이  $27.5 \pm 0.5VDC$ 임을 확인한다. (27.9VDC)

- 전력이 공급되면 gyro의 rotor가 회전하는지 확인하며, 0.5~3분 이내에 “GYRO” flag가 사라지는지 확인한다. (1분 57초)

(나) Turn & Bank

- Turn & Bank용 circuit breaker를 “PUSH”상태로 한다.

- 전력이 공급되면 gyro의 rotor가 회전하는지 확인하며, 0.5~3분 이내에 “GYRO” flag가 사라지는지 확인한다. (1분 23초)

나) 엔진 작동을 통한 전기계통 및 엔진계기 시험

1) Alternator field 및 BATT. master용 circuit breaker를 “PUSH”상태로 한다.

2) Alternator, BATT. master, Fuel pump switch를 차례로 “ON” 상태로 하여 엔진을 작동시킨다.

3) Annunciator 시험

항 목	조 건	점 검 사 항	결과
경고등 전부	BATT. master SW가 “ON”되고 엔진이 작동되기 직전	모든 경고등이 켜짐	○
ALT 경고등	엔진이 작동되어 전류계에 Alterator의 출력이 표시됨	경고등이 꺼짐	○
OIL 경고등	OIL 압력게이지가 35PSI 이상 지시함	경고등이 꺼짐	○
Test Button	모든 경고등이 꺼진 상태에서 Button을 누름	모든 경고등이 켜짐	○

(주 : ○는 양호표시)

4) 엔진계기 시험

항 목	조 건	점 검 사 항	결과
연료량	BATT. master SW가 "ON"되는 모든 상태	바늘이 Full scale 아닌 적절한 연료량을 지시	○
오일온도	엔진의 정상작동후	바늘이 75°~245°사이를 지시	○
오일압력	엔진의 정상작동후 지시함	바늘이 60°~90PSI를 지시	○
전 류 계	엔진의 정상작동후 switch로 부하를 가감	Alternator의 출력을 정상적으로 지시	○
Manifold압력/ Fuel Flow	엔진의 정상작동후	바늘이 적절한 값을 지시	○
Tachometer	엔진의 추력을 적절히 조절	바늘이 순조롭게 RPM을 지시	○
CHT/EGT	엔진의 정상작동후 선택 SW로 1, 2, 3, 4 각 위치 조절	바늘이 1, 2, 3, 4 각각의 온도를 적절히 지시	○
Engine hour Meter	엔진의 정상작동후	시간계수기의 값이 증가	○

(주: ○는 양호표시)

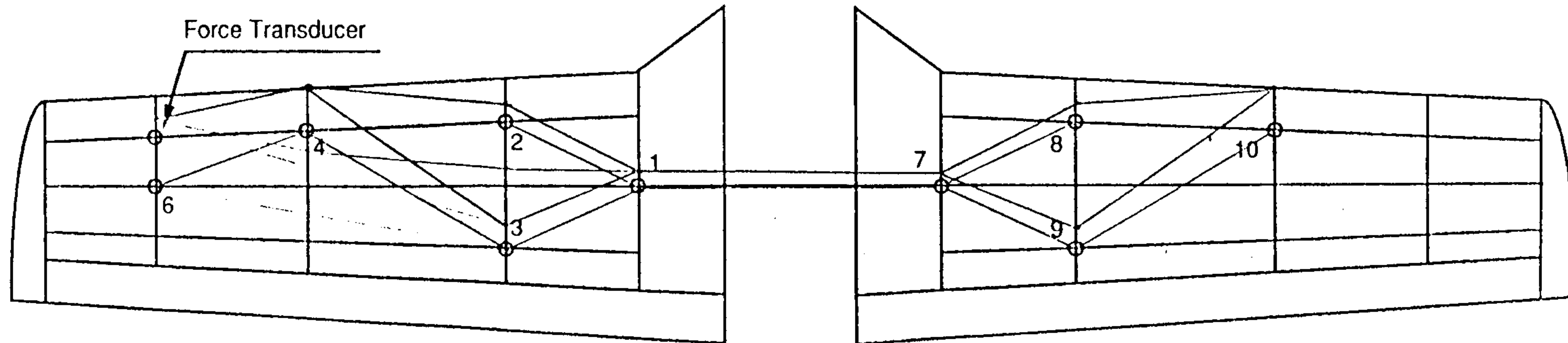


여 백

## II. 창공-91 날개와 꼬리날개 진동시험 데이터

여 백

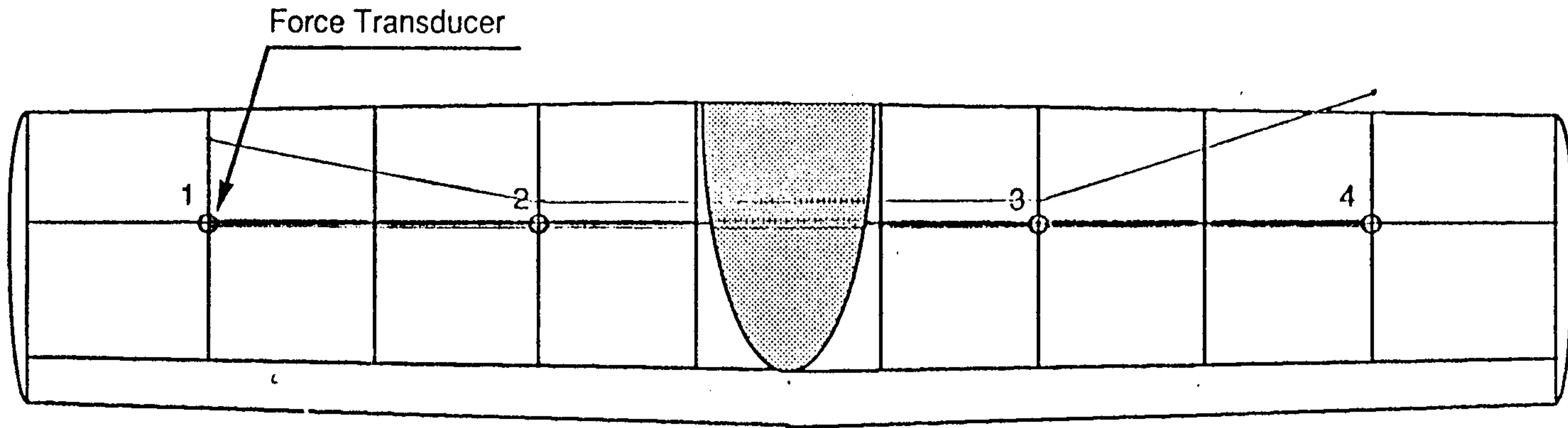




447

1st Mode Symmetric Bending Vibration  
 $f_n = 9\,474\text{ Hz}$   
 $\zeta = 1.04\%$

검출계 구성 및 1차 굽힘모우드 예(날개)



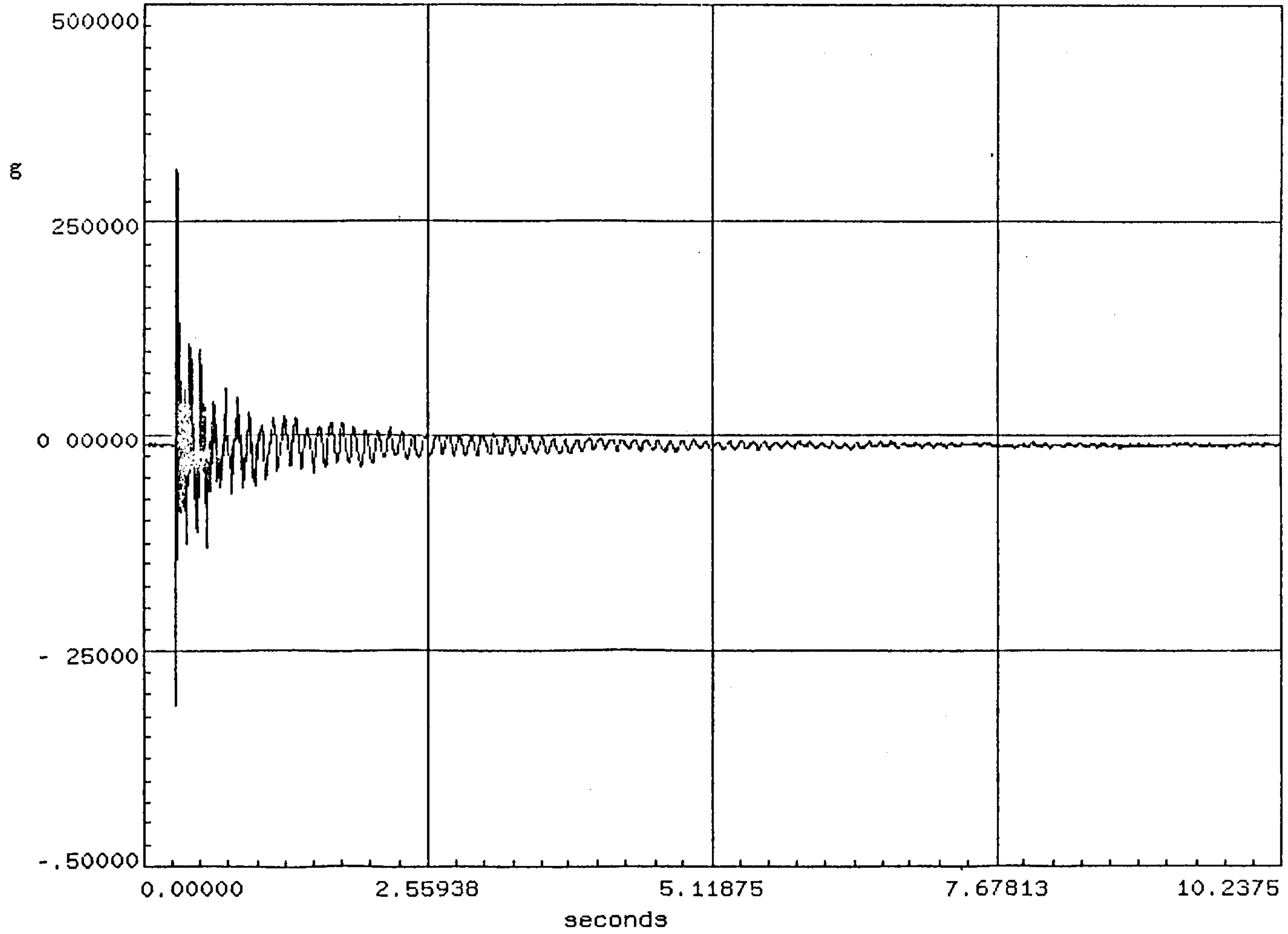
1st Mode Symmetric Bending  
 $f_n = 25.56 \text{ Hz}$   
 $\zeta = 1.92 \%$

검출계 구성 및 1차 굽힘모우드 예(꼬리날개)

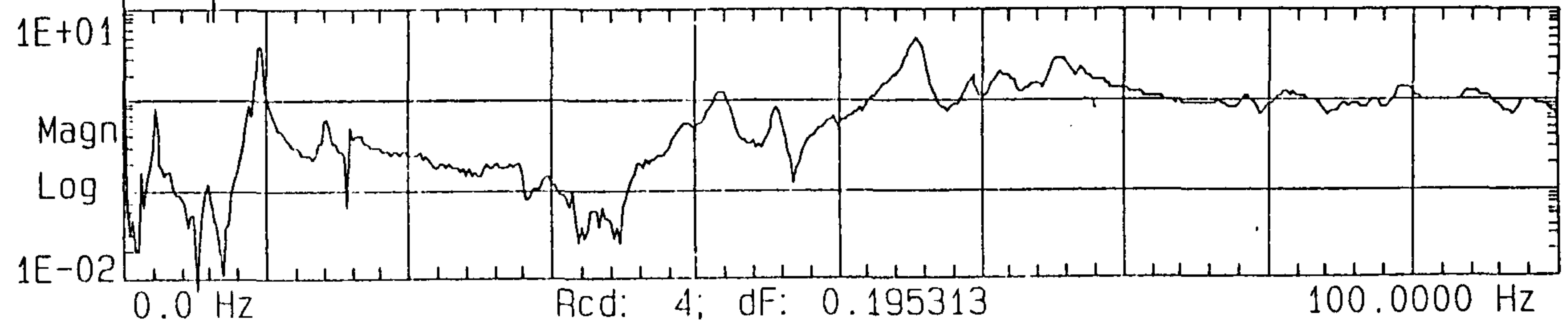
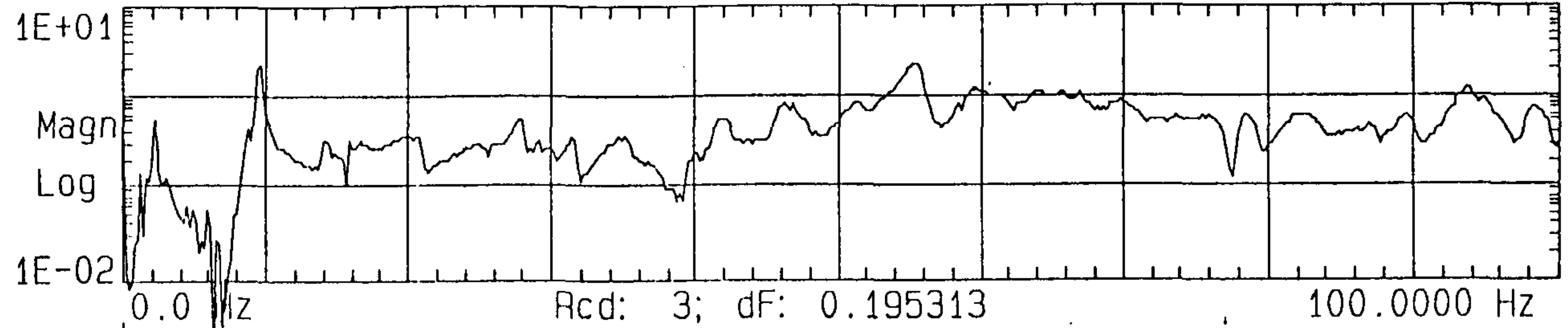
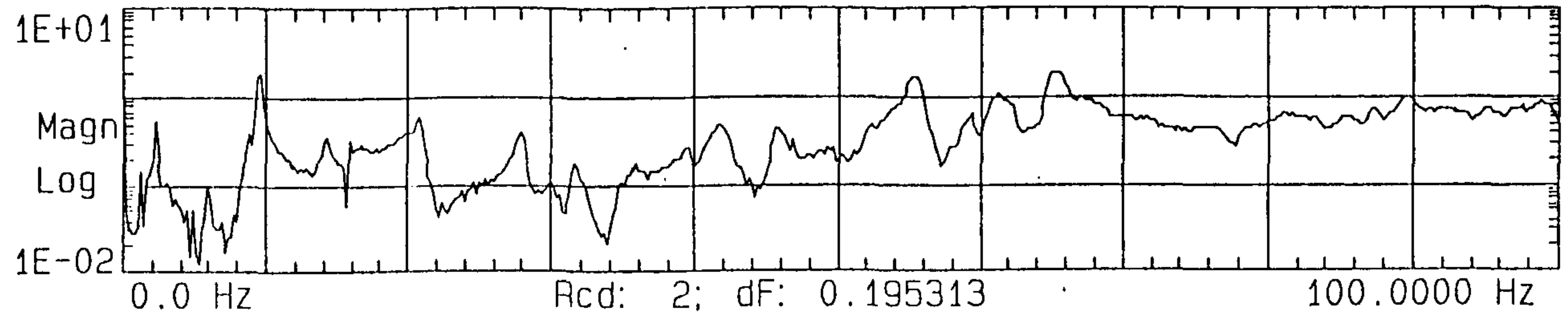
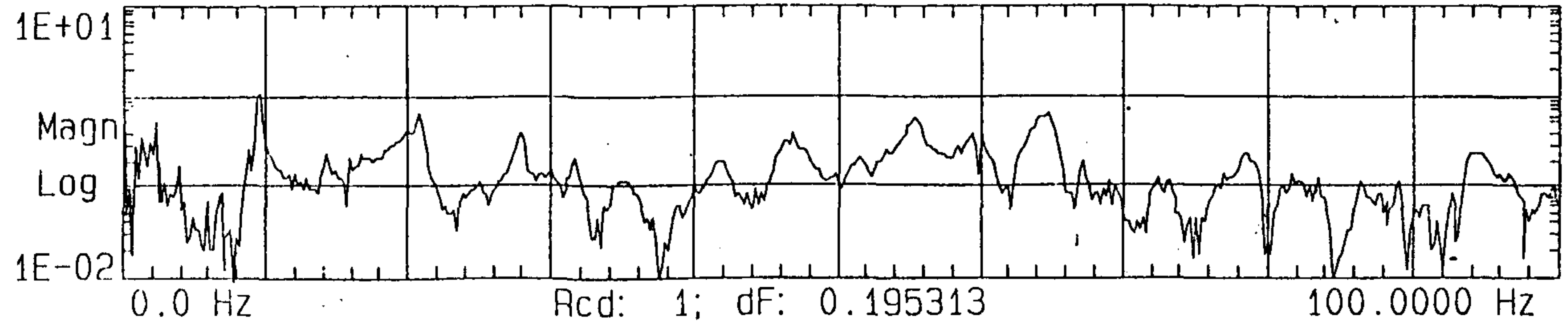
Main

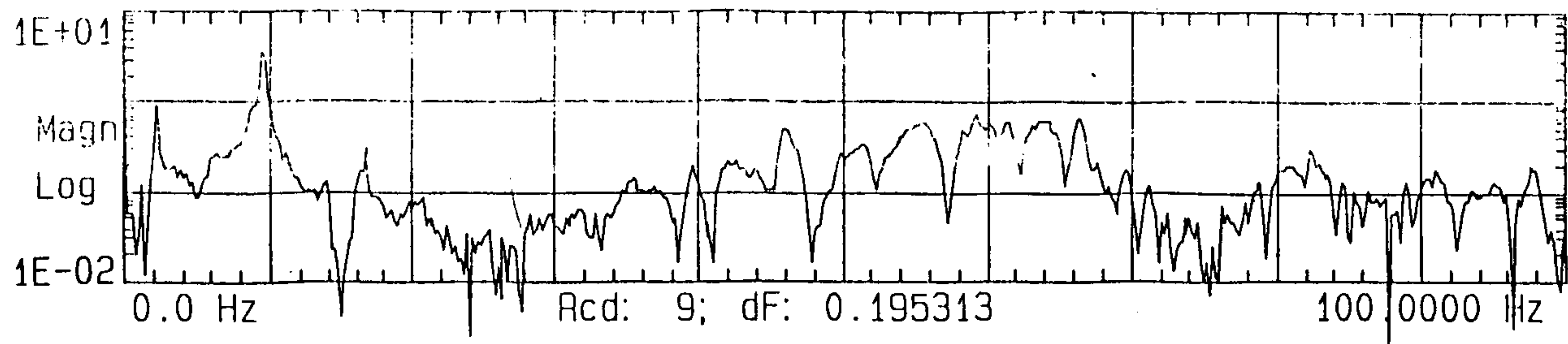
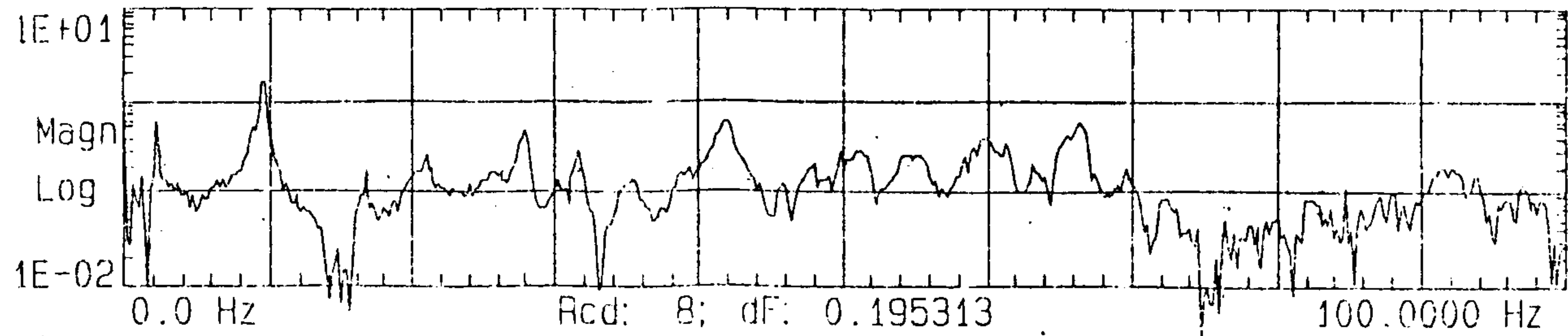
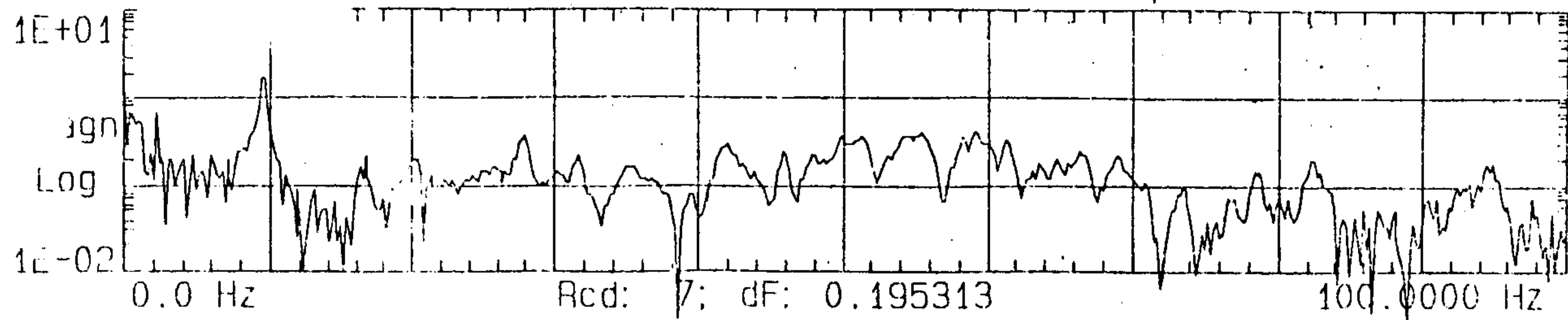
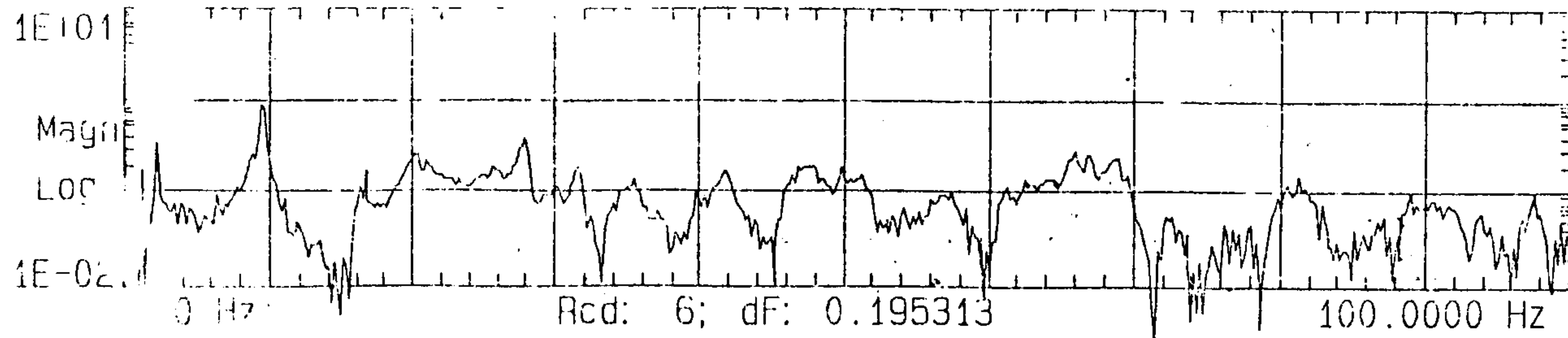
14:47:37  
27-SEP-1991

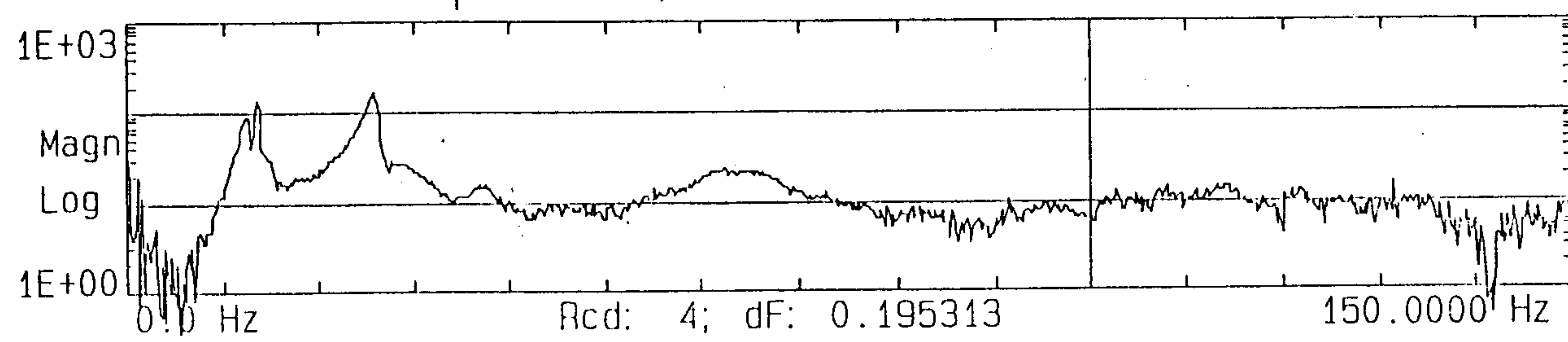
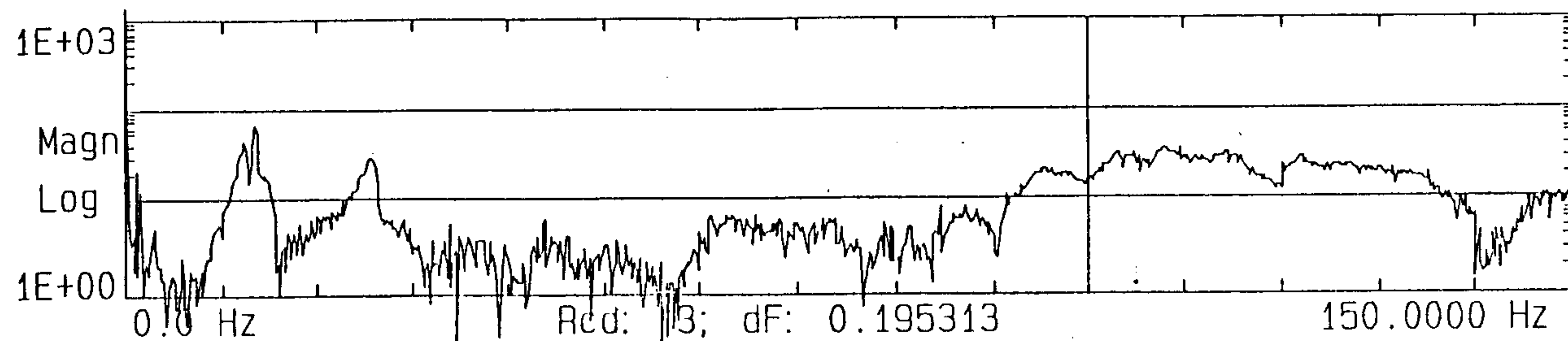
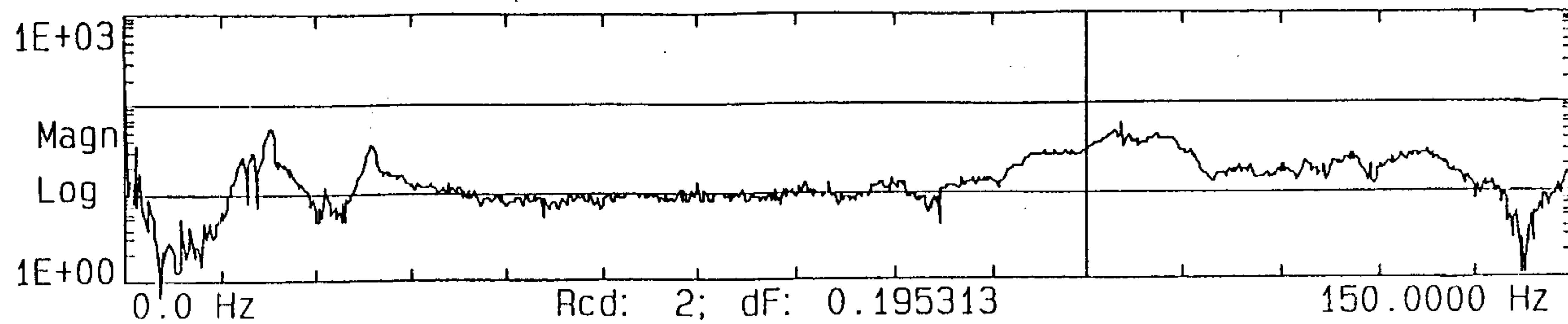
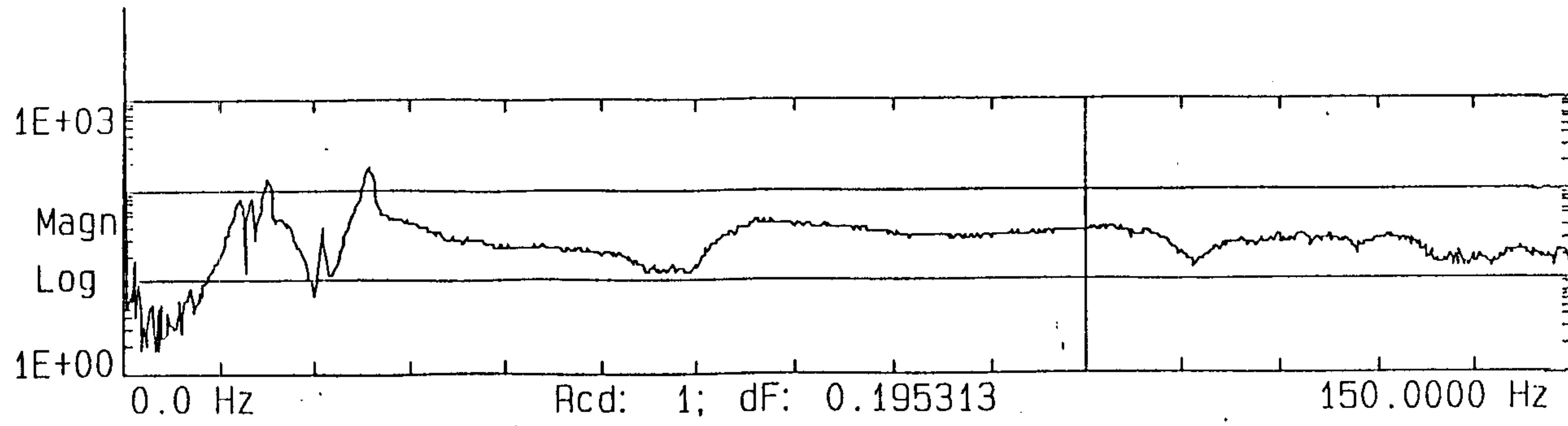
449













# DATA SHEET

## Transfer Function Characteristics

Long (X)

Excitation :  Lat (Y)

Project GYB Lead Storage Battery

Vert (Z)

Project No . 876

Order of Eigenvalue : 1st

Analyzed Date

Test Name: *Main Wing*

Location No.	Frequency (Hz)	Damping (%)	Mode Shape		Remarks
			Magnitude	Phase(°)	
1	9.503	1.246	1.0 (0.246)	0° (0.0)	
2	9.491	1.034	1.544	-6.2	
3	9.472	0.929	1.665	-0.8	
4	9.477	0.871	3.273	-0.2	
5	9.473	0.890	4.998	2.2	
7	9.450	1.326	0.827	0.8	
8	9.477	0.924	1.404	-3.9	
9	9.451	1.143	1.484	-1.6	
10	9.469	0.972	2.986	-3.9	
Result	9.474	1.04			

\* : Uncertainty is present.

Inspected by : Y. J. Kim

Witnessed by : K.M. Vso

Approved by : \_\_\_\_\_

Date : SEP 5 1997

## DATA SHEET

### Transfer Function Characteristics

Long (X)

Excitation :  Lat (Y)

Project GYB Lead Storage Battery

Vert (Z)

Project No 876

Order of Eigenvalue : 2<sup>nd</sup>

Analyzed Date . -

Test Name: *Main Wing*

Location No.	Frequency (Hz)	Damping (%)	Mode Shape		Remarks
			Magnitude	Phase(°)	
1	20.637	1.655	1.0 (1.173)	0° (-59.1)	
2	20.420	1.252	0.700	19.4	
3	20.712	1.239	0.330	3.3	
4	-	-	-	-	
6	20.766	1.560	1.576	151.0	
7	20.201	4.125	1.225	-9.5	
8					
9					
10					
Result					

\* : Uncertainty is present.

Inspected by : Y. J. Kim

Witnessed by : K. M. Yoo

Approved by : \_\_\_\_\_

Date : SEP 5 1991

# DATA SHEET

## Transfer Function Characteristics

Long (X)

Excitation :  Lat (Y)

Project . GYB Lead Storage Battery

Vert (Z)

Project No . 876

Order of Eigenvalue : 3<sup>rd</sup>

Analyzed Date

Test Name: *Main Wind*

Location No.	Frequency (Hz)	Damping (%)	Mode Shape		Remarks
			Magnitude	Phase(°)	
1	27.879	1.440	1.0 (0.220)	0° (-54.2°)	
2	27.842	1.752	1.596	-6.59	
3	27.884	1.026	0.706	-4.60	
4	-	-	-	-	
6	27.951	0.838	0.831	149.4	
7	27.911	0.835	0.598	165.4	
8					
9					
10					
Result					

\* : Uncertainty is present.

Inspected by : Y. J. Kim

Witnessed by : K. M. Yoo

Approved by : \_\_\_\_\_

Date : SEP 5 2001



## DATA SHEET

### Transfer Function Characteristics

Long (X)

Excitation :  Lat (Y)

Project . GYB Lead Storage Battery

Vert (Z)

Project No 876

Order of Eigenvalue : 9<sup>th</sup>

Analyzed Date

Test Name: *Main Wing*

Location No.	Frequency (Hz)	Damping (%)	Mode Shape		Remarks
			Magnitude	Phase(°)	
1	-	-	-	-	
2	94.829	0.156	(0.179)	(52.3)	
3	93.698	0.996	(4.938)	(-102.8)	
4	94.360	0.699	(1.782)	(42.3)	
6	-	-	-	-	
7	-	-	-	-	
Result					

\* : Uncertainty is present.

Inspected by : Y. J. Kim

Witnessed by : K.M. Yoo

Approved by : \_\_\_\_\_

Date : SEP 5 1991

# DATA SHEET

## Transfer Function Characteristics

Long (X)

Excitation :  Lat (Y)

Project . GYB Lead Storage Battery

Vert (Z)

Project No 876

Order of Eigenvalue : 1<sup>st</sup>

Analyzed Date .

Test Name : Tail Wing

Location No.	Frequency (Hz)	Damping (%)	Mode Shape		Remarks
			Magnitude	Phase(°)	
1	25.525	1.572	1.0 (396.3)	0° (71.8°)	
2	25.655	1.952	0.235	-19.6°	
3	25.559	2.543	0.262	-8.3°	
4	25.518	2.089	1.558	1.7°	
Result	25.564	1.92			

\* : Uncertainty is present.

Inspected by : Y J. Kim

Witnessed by : K.M. Yoo

Approved by : \_\_\_\_\_

Date : SEP 5 2001

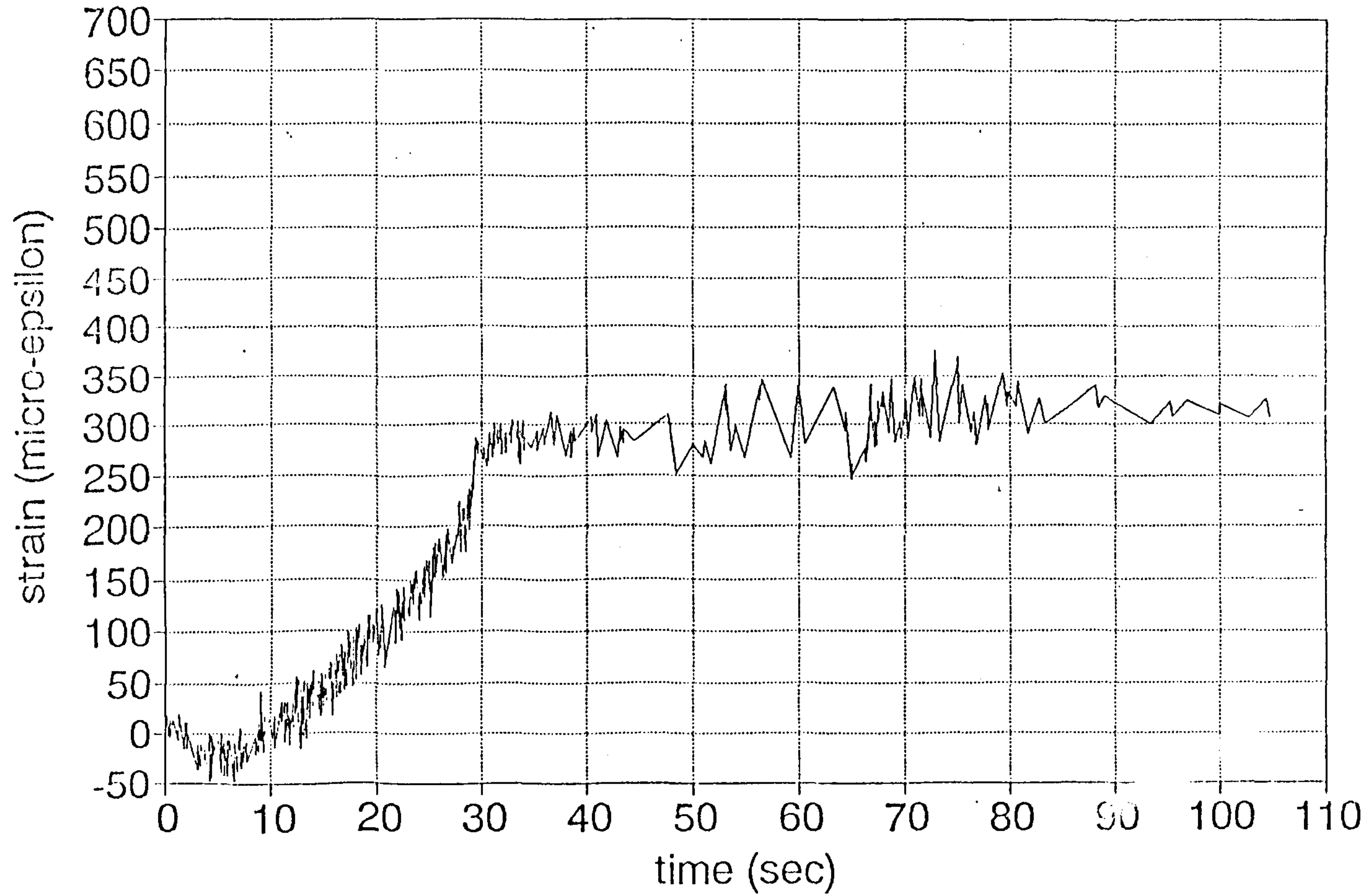
여 백



### III. 창공-91 피로응력 비행시험 측정데이터

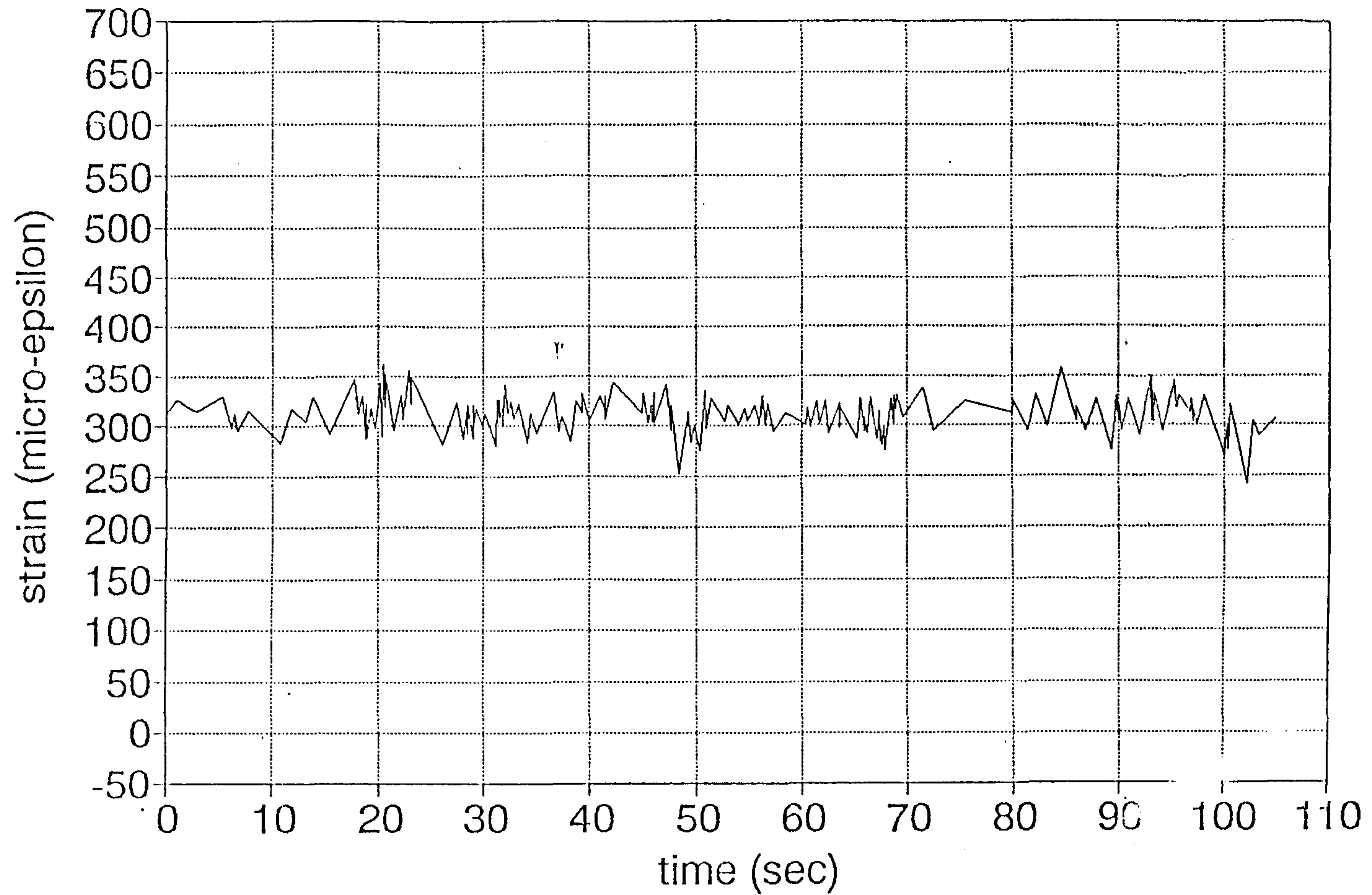
여 백

# Take-off (f0502)

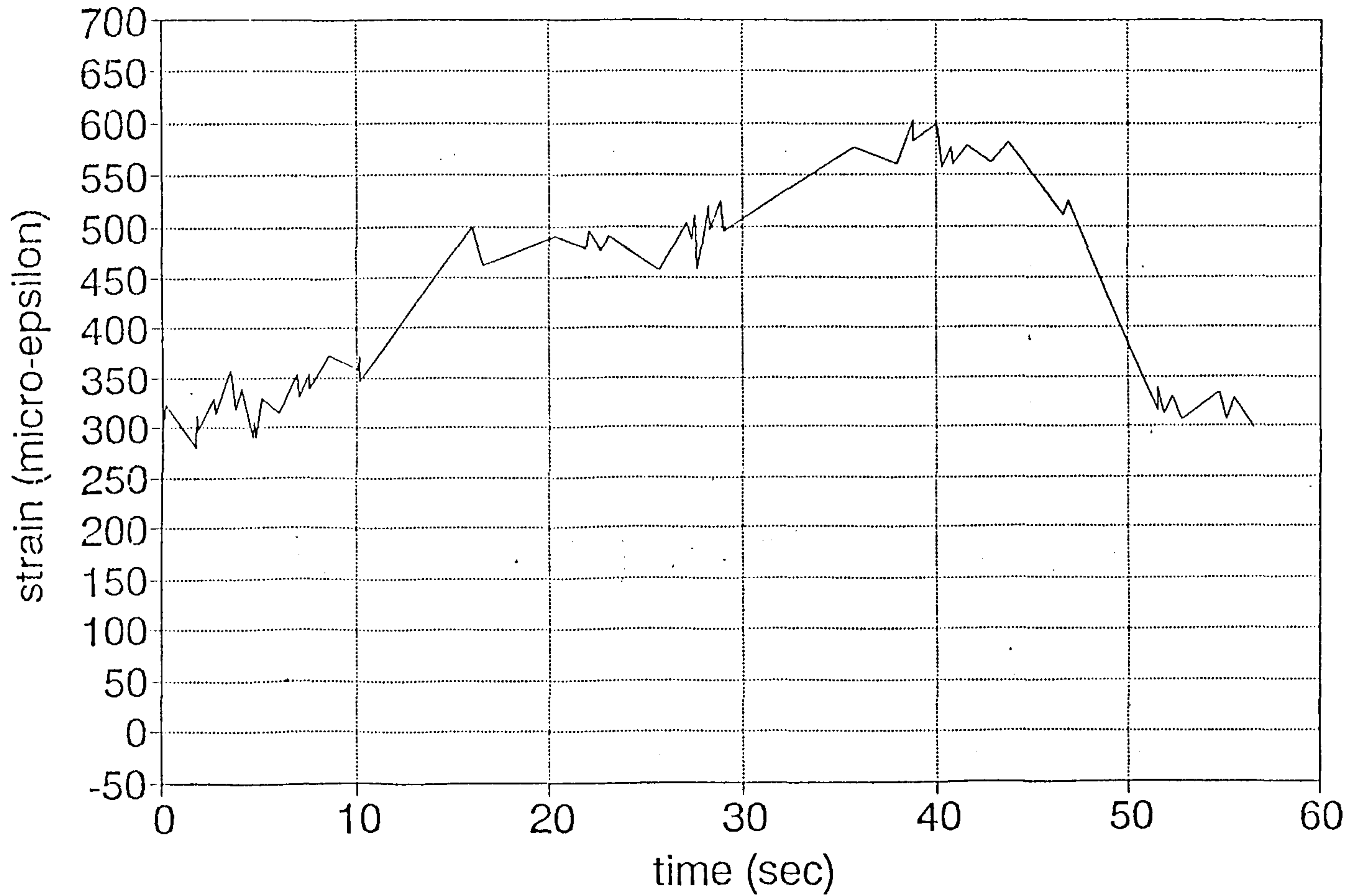




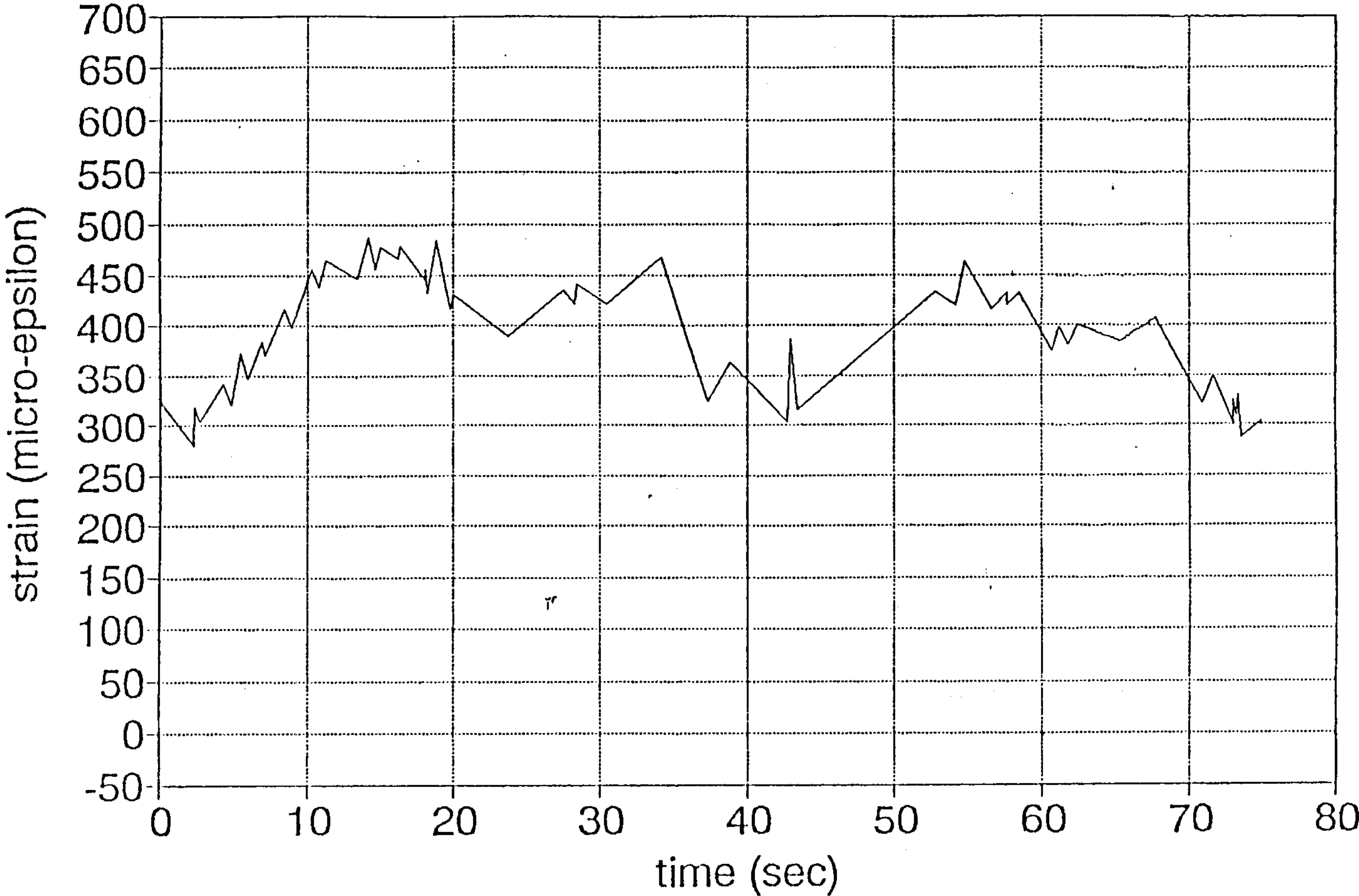
# Straight Flight at 1000 ft (f0503)



# Left 60 deg. Bank at 1500 ft (f0509)



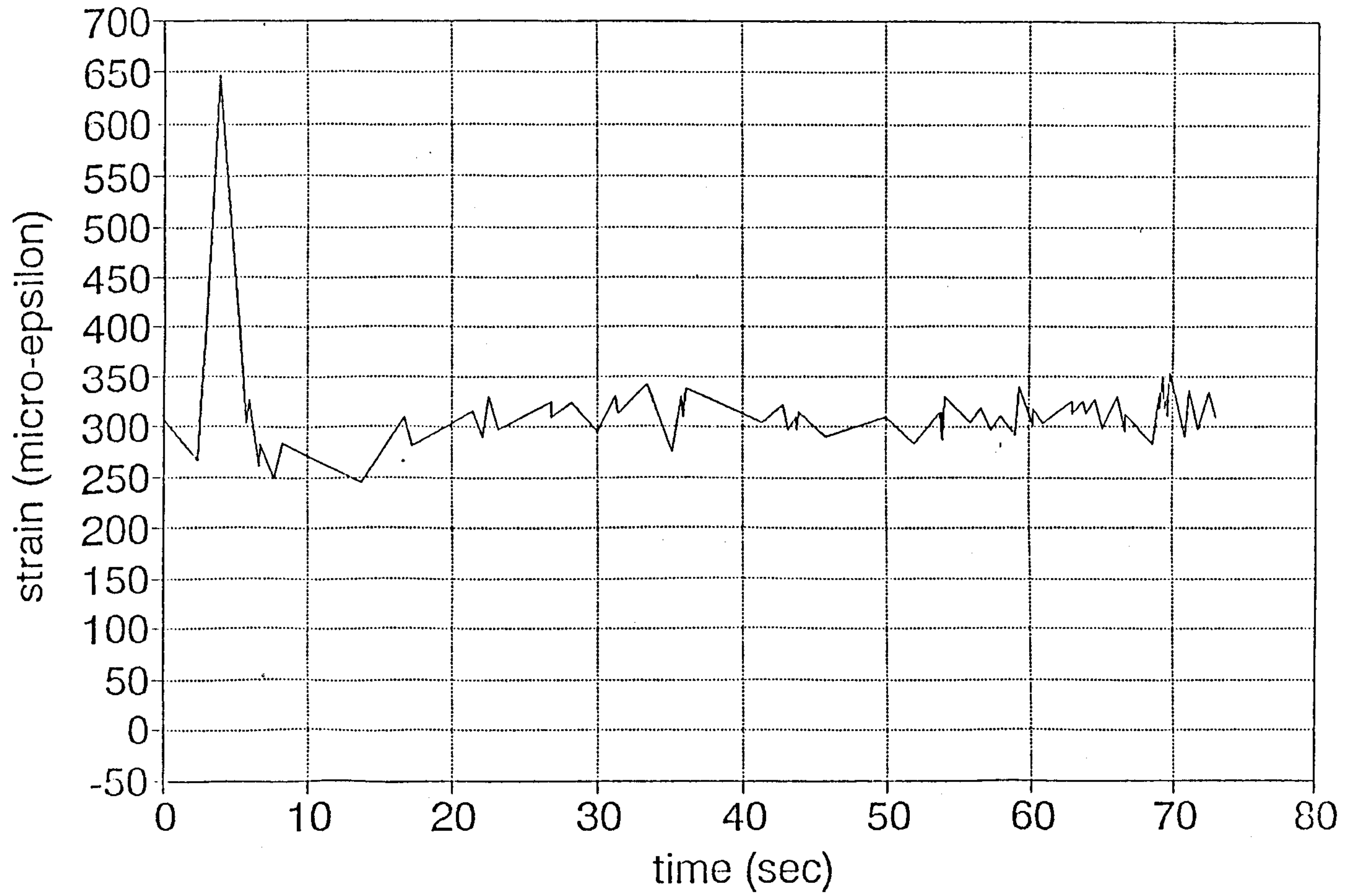
# Left and Right 4.5 deg. Bank (f0514)



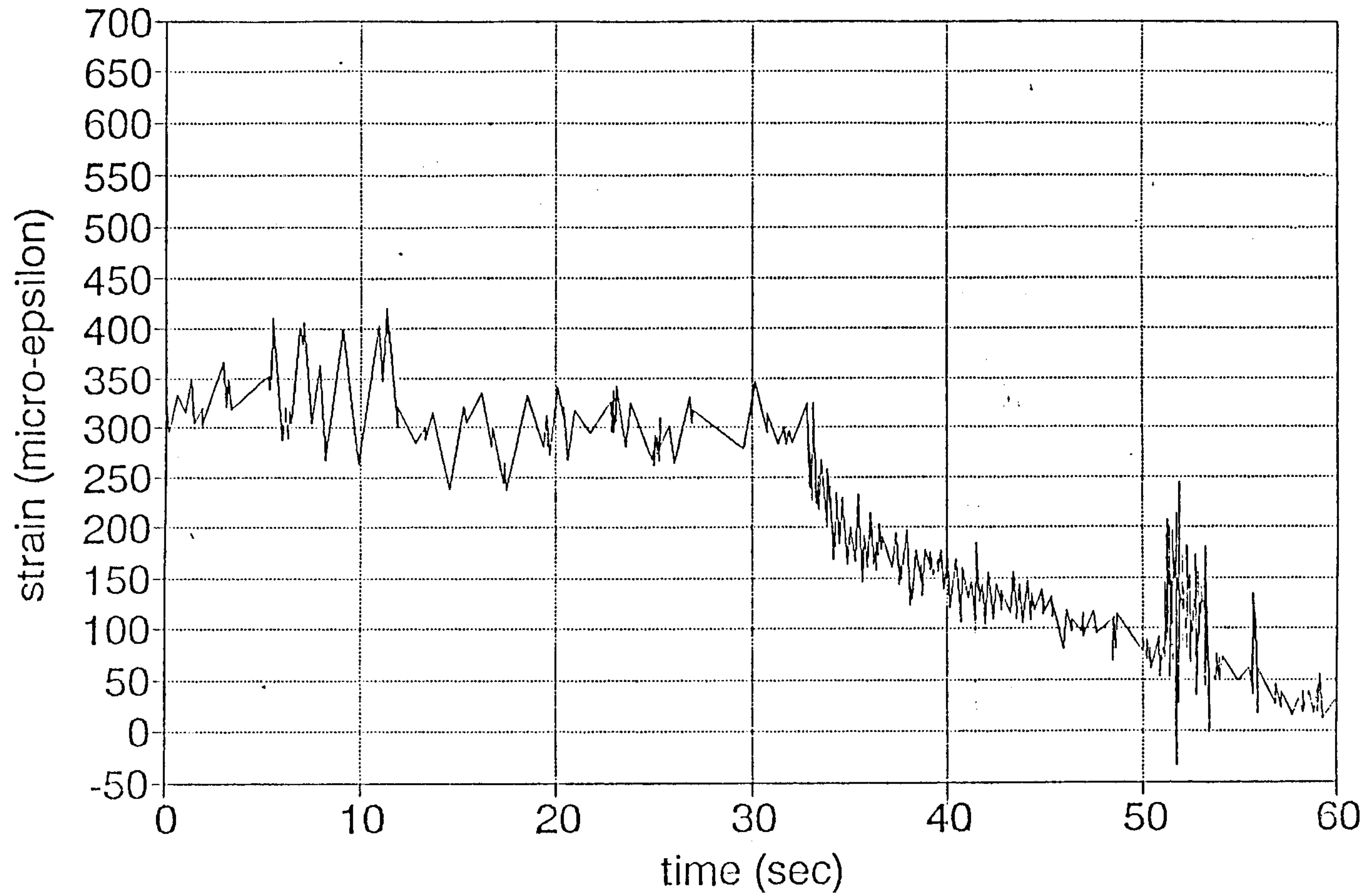


# Abrupt Ascending (1500 - 2000 ft)

(f0510)



# Touch-down (f0515)



#### IV. 도면 관련자료



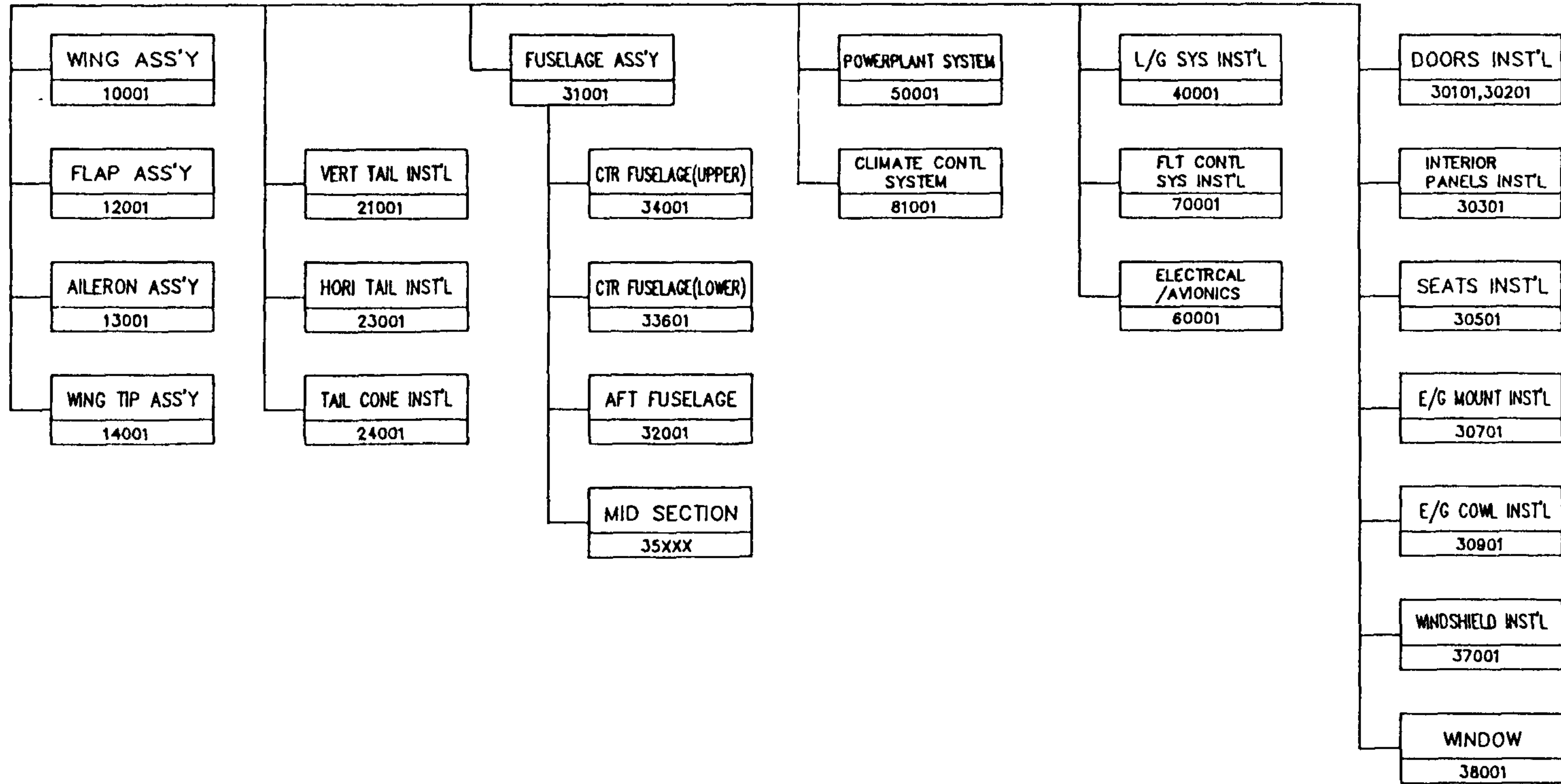
여 백

- 조립도면 체계도

여 백



CHK-91




여 백

- 부품목록(날개)



여 백

		1		11501-22		STRINGER	AL2024-T3511 EXT.	//	QQ-A-200/3	24
			1	11501-21		▲	▲	47.0 LG	▲	23
		1		11501-20				//		22
			1	11501-19				25.5 LG		21
		1		11501-18				//		20
			1	11501-17				25.5 LG		19
		1		11501-16				//		18
			1	11501-15				22.4 LG		17
		1		11501-14				//		16
			1	11501-13				24 LG		15
			1	11501-11				21 LG		14
		1		11501-10				//		13
			1	11501-9				21 LG		12
			1	11501-7				22 LG		11
		1		11501-6				//		10
			1	11501-5		▼	▼	24 LG	▼	9
			1	11501-3		STRINGER	AL2024-T3511 EXT.	24 LG	QQ-A-200/3	8
		1		11310-2		//	//	//		7
			1	11310-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.05T× 5.6×1.0		6
		1		11309-2		//	//	//		5
			1	11309-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.063T× 8.6×1.0		4
		1	1	11021		CHASSIS ASS'Y				3
		1		-2						2
			1	-1						1
		-2	-1	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE	SPECIFICATION OR PROCUREMENT DATA	ITEM
Q'TY. REQD.		PARTS LIST								
DASH NUMBERS OF THIS DWG. 000 DASH NUMBERS SHOWN EVEN DASH NUMBERS OPPOSITE		UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TOLERANCES ANGLES ±0.30° 3PLACE DEC. ±.015 2PLACE DEC. ±.03		CONTRACT NO.		 <b>KOREAN AIR</b> KOREA INSTITUTE OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY		<b>PART LIST(WING ASS'Y)</b> -DWG NO. 10001		
FINISH		FIRST RELEASE OF PRINT		DRAWN						
				DESIGN						
				CHECKED						
NEXT ASSY.		USED ON		ORIGINAL DATE OF DRAWING		DESIGN ACTIVITY APPROVAL		SIZE	CODE IDENT. NO.	DWG. NO.
FIRST APPLICATION								A3		
FOR COMPLETE USAGE DATA SEE ENGINEERING RECORDS		ORIG. SECTION		RELEASE CODE		CUSTOMER APPROVAL		SCALE	/	SHEET 1 OF 7

			1	11501-55		STRINGER	AL2024-T3511 EXT.	66.5 LG	QQ-A-200/3	54
			1	11501-54		▲	▲	"	▲	53
			1	11501-53				66.5 LG		52
			1	11501-52				"		51
			1	11501-51				46.6 LG		50
			1	11501-50				"		49
			1	11501-49				46.6 LG		48
			1	11501-48				"		47
			1	11501-47				25.1 LG		46
			1	11501-46				"		45
			1	11501-45				25.3 LG		44
			1	11501-44				"		43
			1	11501-43				67.0 LG		42
			1	11501-42				"		41
			1	11501-41				29.5 LG		40
			1	11501-39				19.3 LG		39
			1	11501-38				"		38
			1	11501-37				137.5 LG		37
			1	11501-35				19.3 LG		36
			1	11501-34				"		35
			1	11501-33				98.5 LG		34
			1	11501-31				19.3 LG		33
			1	11501-30				"		32
			1	11501-29				100 LG		31
			1	11501-28				"		30
			1	11501-27				67.0 LG		29
			1	11501-26				"		28
			1	11501-25				67.0 LG		27
			1	11501-24		▼	▼	"	▼	26
			1	11501-23		STRINGER	AL2024-T3511 EXT.	47.0 LG	QQ-A-200/3	25
			-2	-1	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE OR PROCUREMENT DATA	ITEM
Q'TY. REQD.			PARTS				LIST			
							10001 SHEET 2 OF 7			



		1		11622-2		DOUBLER	AL 2024-T3	//	QQ-A-250/4	84	
			1	11622-1		//	//	.032T x 4.9x5.8	//	83	
			1	11621-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.040T x 21.0x4.3	QQ-A-250/4	82	
		1		11607-2		SKIN	ALCLAD 2024-T3	//	QQ-A-250/5	81	
			1	11607-1		▲	▲	.020T x 68.5x21.2	▲	80	
		1		11606-2				//		79	
			1	11606-1				.032T x 50.5x22.9		78	
		1		11605-2				//		77	
			1	11605-1				.032T x 55.9x25.0		76	
		1		11604-2				//		75	
			1	11604-1				.020T x 68.5x21.5		74	
		1		11603-2				//		73	
			1	11603-1				.032T x 51.5x27.0		72	
		1		11602-1		▼	▼	//	▼	71	
			1	11601-1		SKIN	ALCLAD 2024-T3	.032T x 55.4x29.4	QQ-A-250/5	70	
										69	
										68	
										67	
										66	
										65	
										64	
										63	
										62	
										61	
										60	
		1		11503-2		STIFFENER	AL2024-T3	.04T X 12X5.3	QQ-A-250/4	59	
			1	11503-1		STIFFENER	AL2024-T3	.04T X 12X5.3	QQ-A-250/4	58	
		1		11502-2		STIFFENER	AL2024-T3	.04T X 21X5.6	QQ-A-250/4	57	
			1	11502-1		STIFFENER	AL2024-T3	.04T X 21X5.6	QQ-A-250/4	56	
		1		11501-56		STRINGER	AL 2024- T3511 EXT.	66.5 LG	QQ-A-200/3	55	
		-2	-1	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE	SPECIFICATION OR PROCUREMENT DATA	ITEM	
Q'TY. REQD.		PARTS					LIST				
							10001 SHEET 3 OF 7				

		1		11806-2		SKIN	ALCLAD 2024-T3	"	QQ-A-250/5	114
			1	11806-1		▲	▲	.040T× 54×28.5	▲	113
		1		11805-2				"		112
			1	11805-1				.051T× 54.3×12		111
		1		11804-2				"		110
			1	11804-1				.040T× 37.3×24.0		109
		1		11803-1				"		108
			1	11802-1				.040T× 37.3×23.0		107
		1		11801-2		▼	▼	"	▼	106
			1	11801-1		SKIN	ALCLAD 2024-T3	.040T× 33.0×15.0	QQ-A-250/5	105
		1		11632-2		"	"	"	"	104
			1	11632-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.032T× 3.3×5.0	QQ-A-250/4	103
		1		11631-2		"	"	"	"	102
			1	11631-1		COVER PLATE	ALCLAD 2024-T3	.040T× 11.7×6.8	QQ-A-250/5	101
		1		11630-2		"	"	"	"	100
			1	11630-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.040T× 11.7×6.8	QQ-A-250/4	99
		1		11629-2		"	"	"	"	98
			1	11629-1		COVER PLATE	ALCLAD 2024-T3	.040T× 15.9×7.7	QQ-A-250/5	97
		1		11628-2		"	"	"	"	96
			1	11628-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.040T× 15.9×7.7	QQ-A-250/4	95
		1		11627-2		"	"	"	"	94
			1	11627-1		COVER PLATE	ALCLAD 2024-T3	.040T× 7.9×6.5	QQ-A-250/5	93
		1		11626-2		"	"	"	"	92
			1	11626-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.040T× 7.9×6.5	"	91
		1		11625-2		"	"	"	"	90
			1	11625-1		ANGLE	AL 2024-0	.04T× 11.5×3.7	QQ-A-250/4	89
		1		11624-2		"	"	"	"	88
			1	11624-1		DOUBLER	ALCLAD 2024-T3	.04T× 13×3.5	QQ-A-250/5	87
		1		11623-2		"	"	"	"	86
			1	11623-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.032T× 4.9×5.8	QQ-A-250/4	85
		-2	-1	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE	SPECIFICATION OR PROCUREMENT DATA	ITEM
Q'TY. REQD.		PARTS				LIST				
						10001 SHEET 4 OF 7				

		1		11833-2		//	//	//	QQ-A-250/4	144	
			1	11833-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.040T× 14.5×5.1	QQ-A-250/4	143	
		1		11832-2		//	//	//	//	142	
			1	11832-1		C.PLATE	ALCLAD 2024-T3	.040 T× 14.9×5.5	QQ-A-250/5	141	
		1		11831-2		//	//	//	"	140	
			1	11831-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.040T× 14.9×5.5	QQ-A-250/4	139	
		1		11830-2		//	//	//	//	138	
			1	11830-1		C.PLATE	ALCLAD 2024-T3	.040T× 13.7×5.7	QQ-A-250/5	137	
		1		11829-2		//	//	//	//	136	
			1	11829-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.040T× 13.7×5.7	QQ-A-250/4	135	
		1		11828-2		//	//	//	//	134	
			1	11828-1		C.PLATE	ALCLAD 2024-T3	.040T× 11×5.1	QQ-A-250/5	133	
		1		11827-2		//	//	//	//	132	
			1	11827-1		DOUBLER	//	.040T× 11×5.7	//	131	
		1		11826-2		//	//	//	//	130	
			1	11826-1		STIFFENER	//	.040T× 5.5×5.3	//	129	
		1		11825-2		//	//	//	//	128	
			1	11825-1		STIFFENER	AL 2024-T3	.040T× 5.5×5.3	QQ-A-250/4	127	
		1		11824-2		//	//	//	//	126	
			1	11824-1		C.PLATE	ALCLAD 2024-T3	.040T× 12.7×6.3	QQ-A-250/5	125	
		1		11823-2		//	//	//	//	124	
			1	11823-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.040T× 6.3×12.7	QQ-A-250/4	123	
		1		11822-2		//	//	//	//	122	
			1	11822-1		COVER PLATE	ALCLAD 2024-T3	.040T× 10.5×6.0	QQ-A-250/5	121	
		1		11821-2		//	//	//	//	120	
			1	11821-1		DOUBLER	AL 2024-T3	.040T× 10.5×6.0	QQ-A-250/4	119	
		1		11808-2		//	//	//	//	118	
			1	11808-1		SKIN	ALCLAD 2024-T3	.025T× 71.5×48.0	//	117	
		1		11807-2		//	//	//	//	116	
			1	11807-1		SKIN	ALCLAD 2024-T3	.040T× 52.0×52.0	QQ-A-250/5	115	
		-2	-1	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE	SPECIFICATION OR PROCUREMENT DATA	ITEM	
Q'TY. REQD.		PARTS					LIST				
							10001 SHEET 5 OF 7				





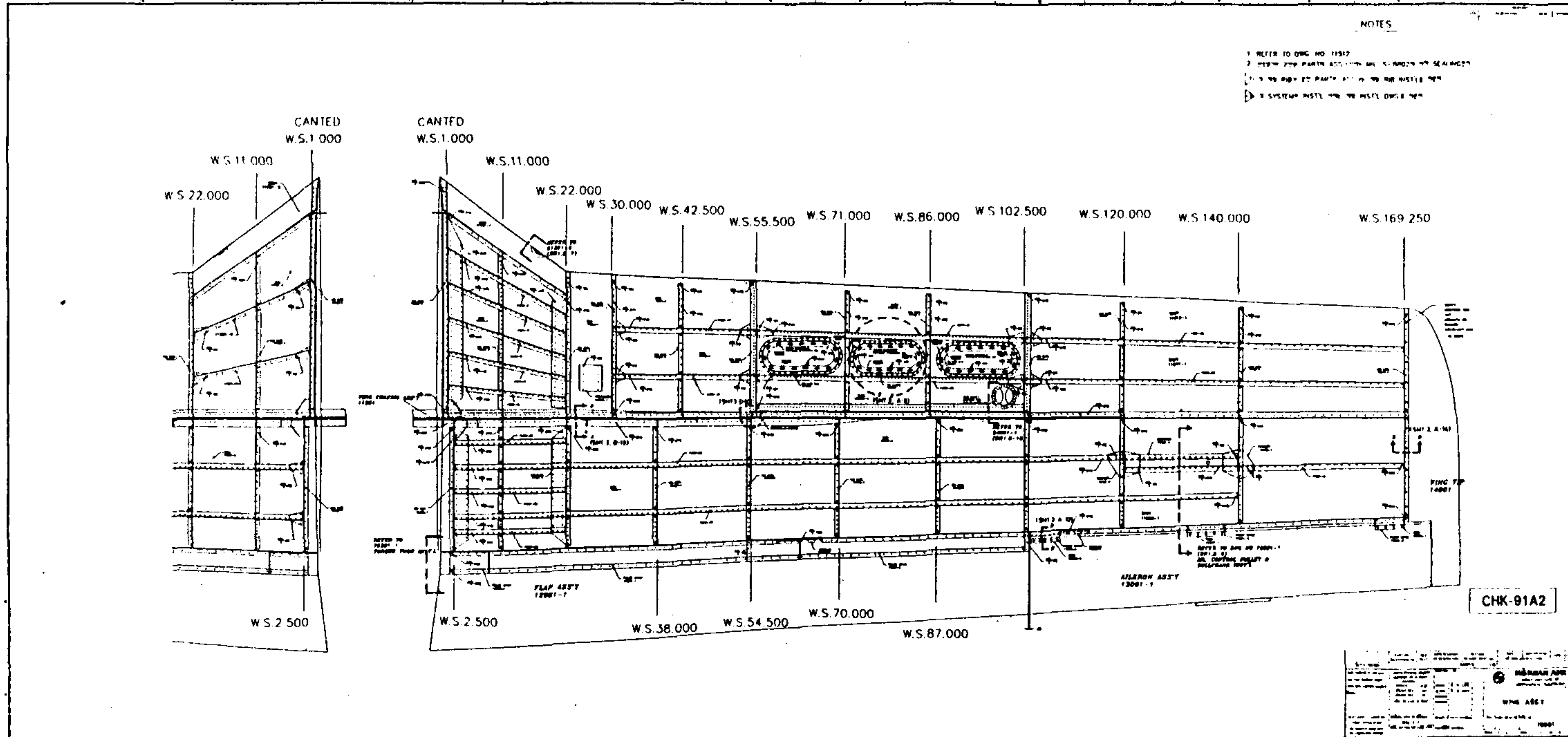


여 백



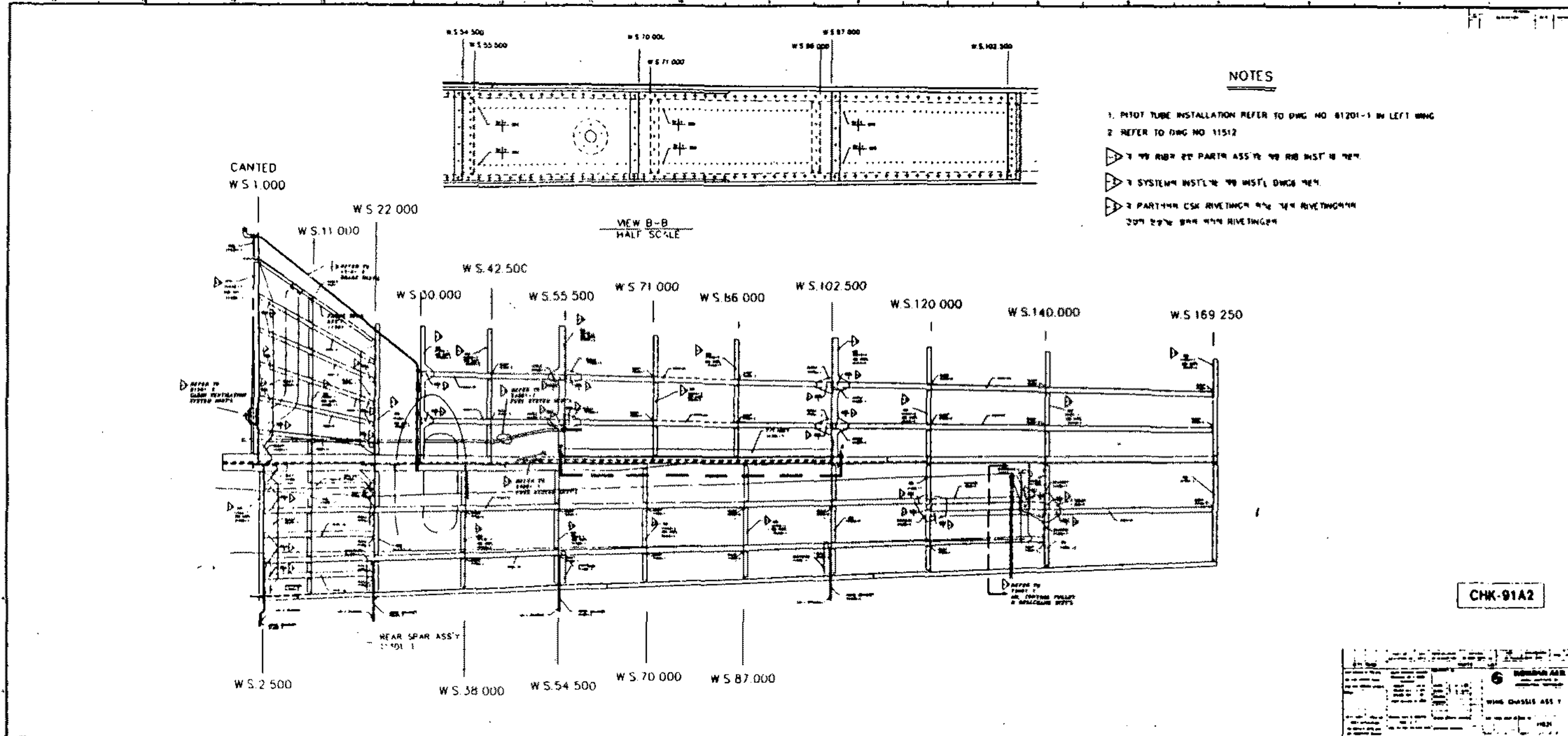
● 도면(일부)

여 백



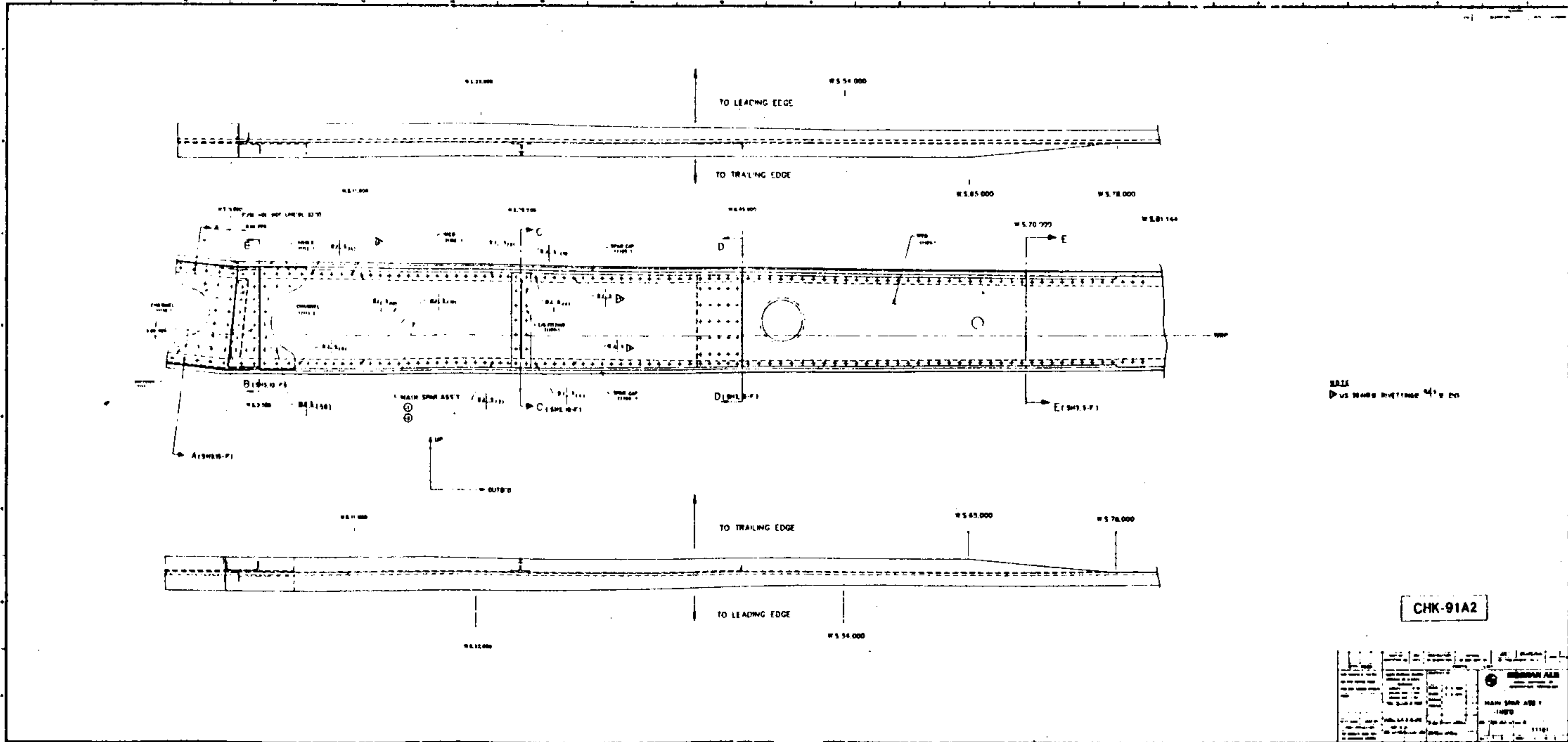
WING ASSY





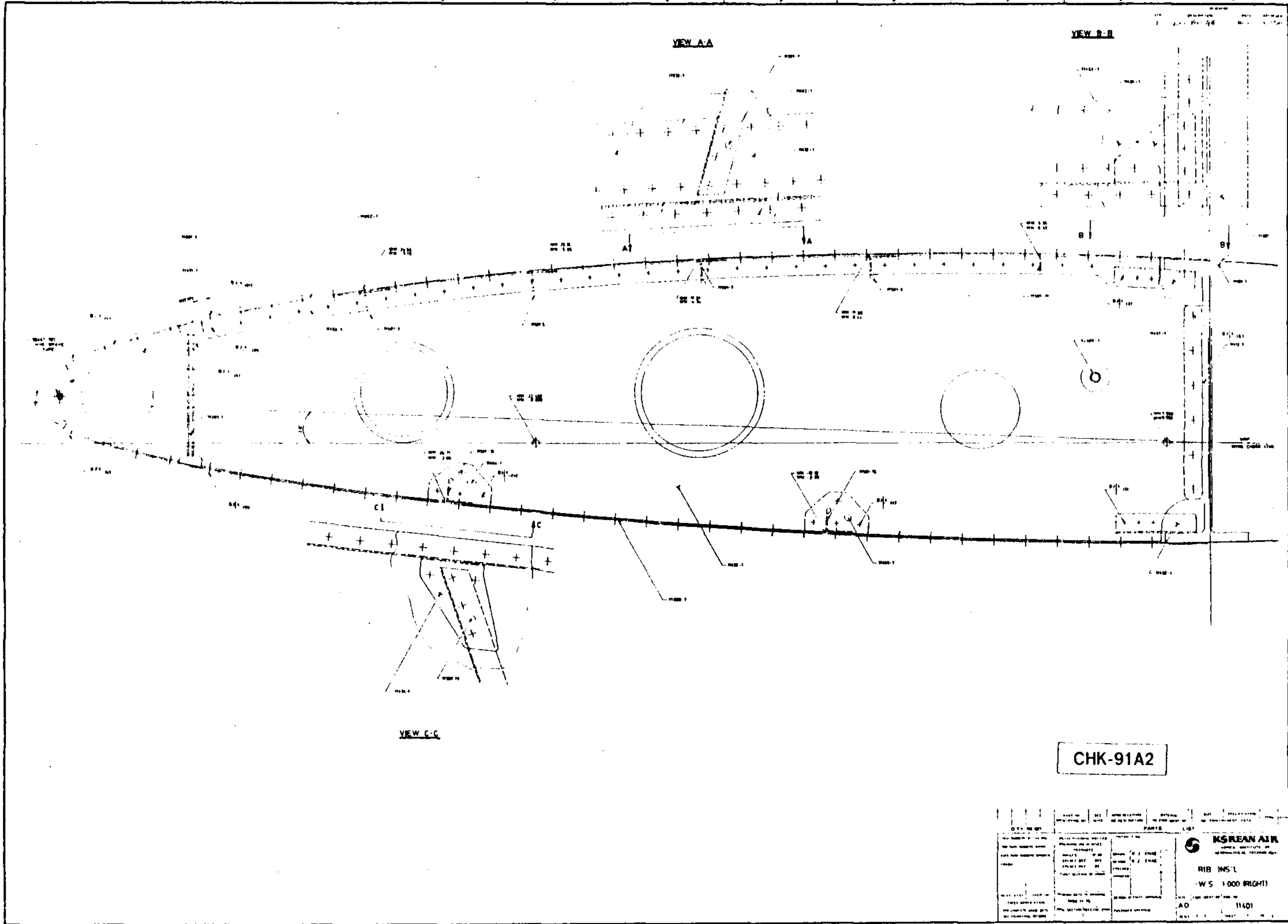
WING CHASSIS ASS'Y

487



MAIN SPAR ASS'Y INB'D

488

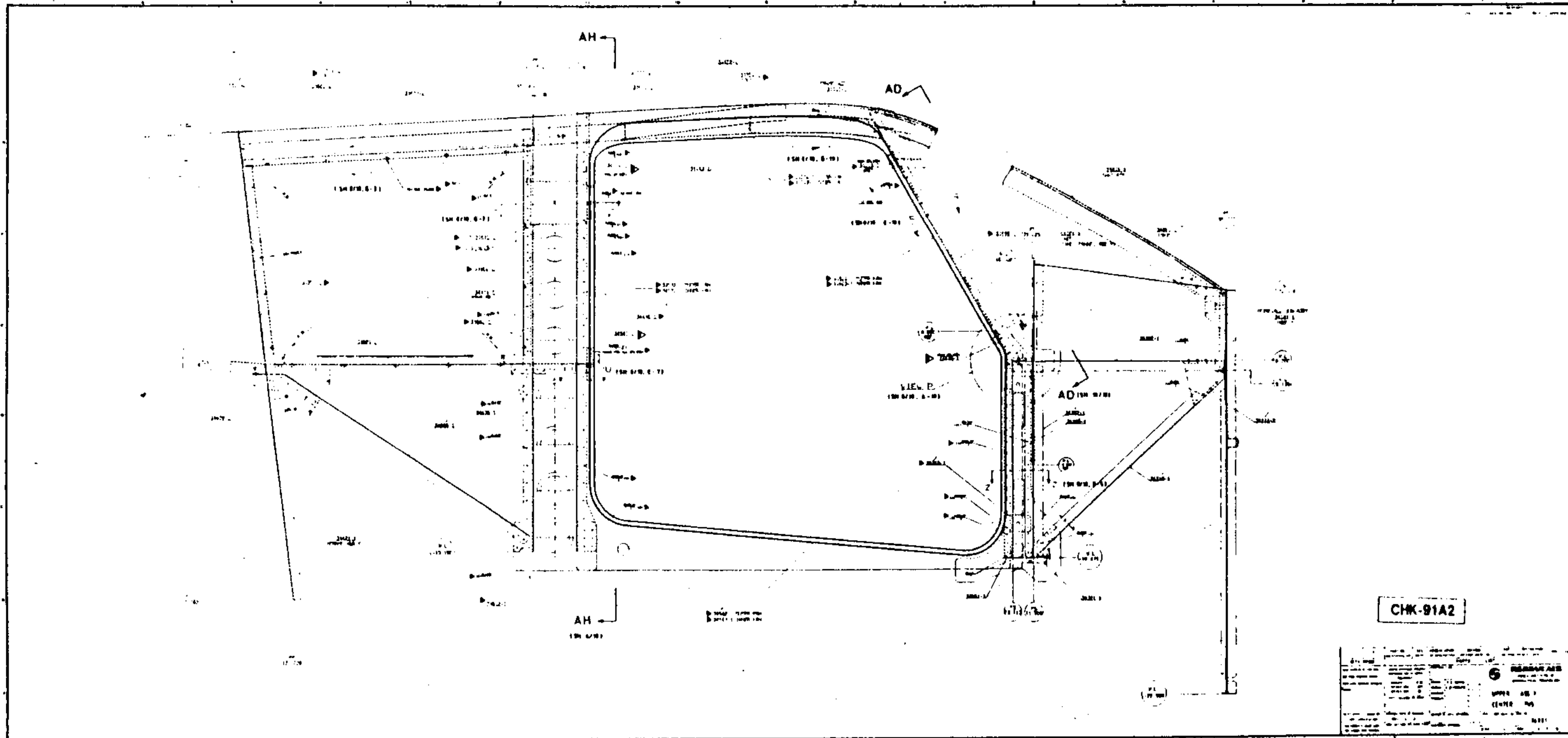


RIB INS'L -W.S. .000(RIGHT)

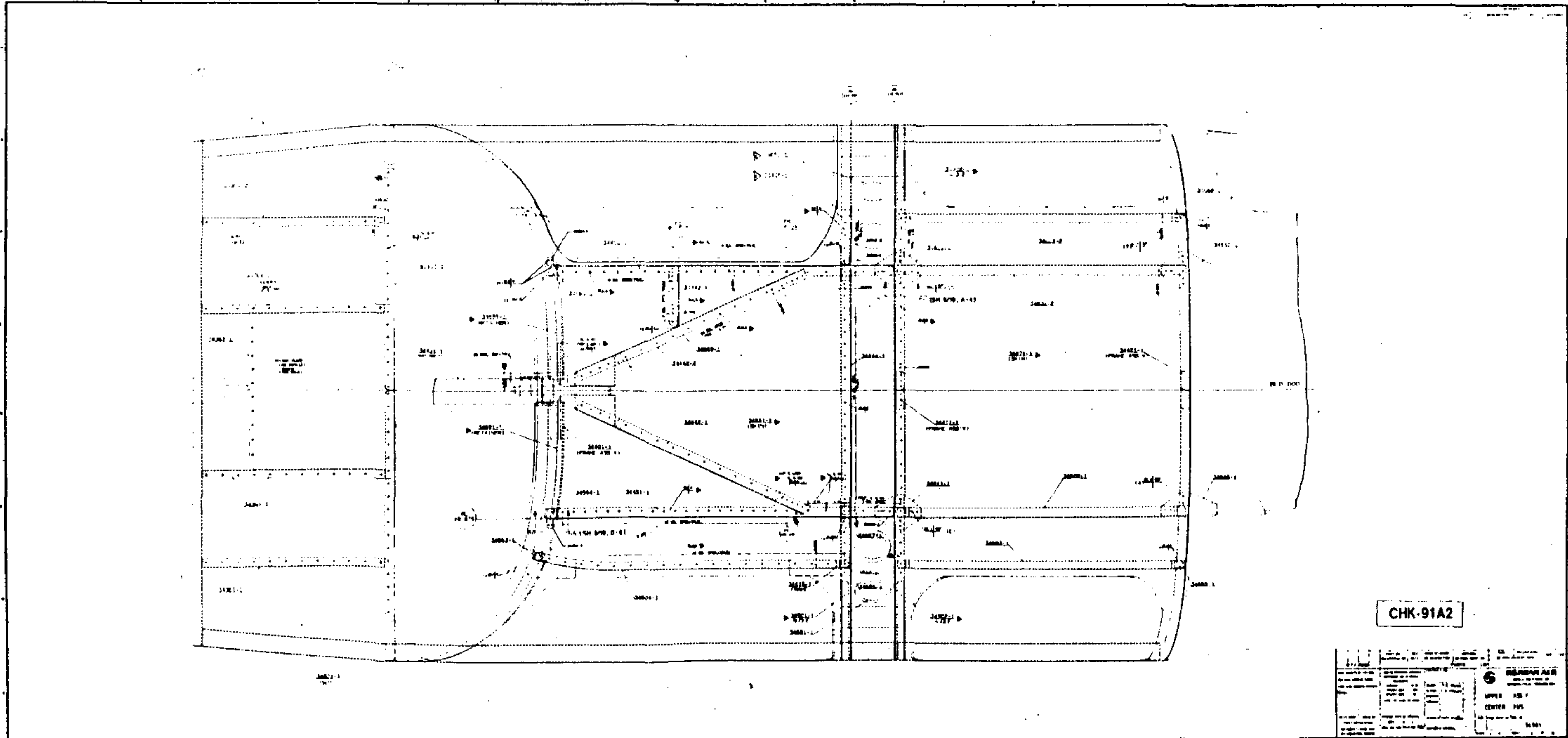




490

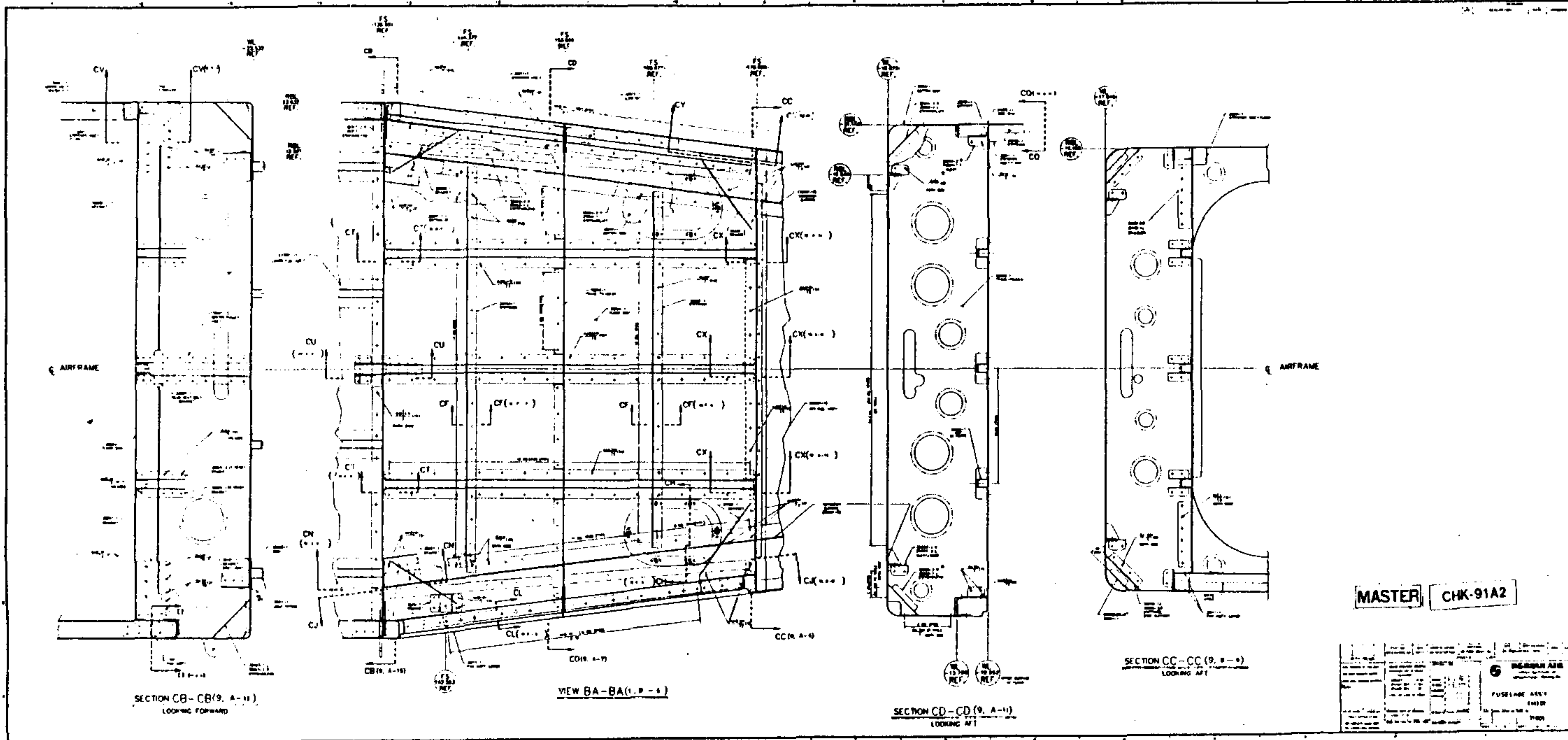


UPPER ASS'Y CENTER FUS.



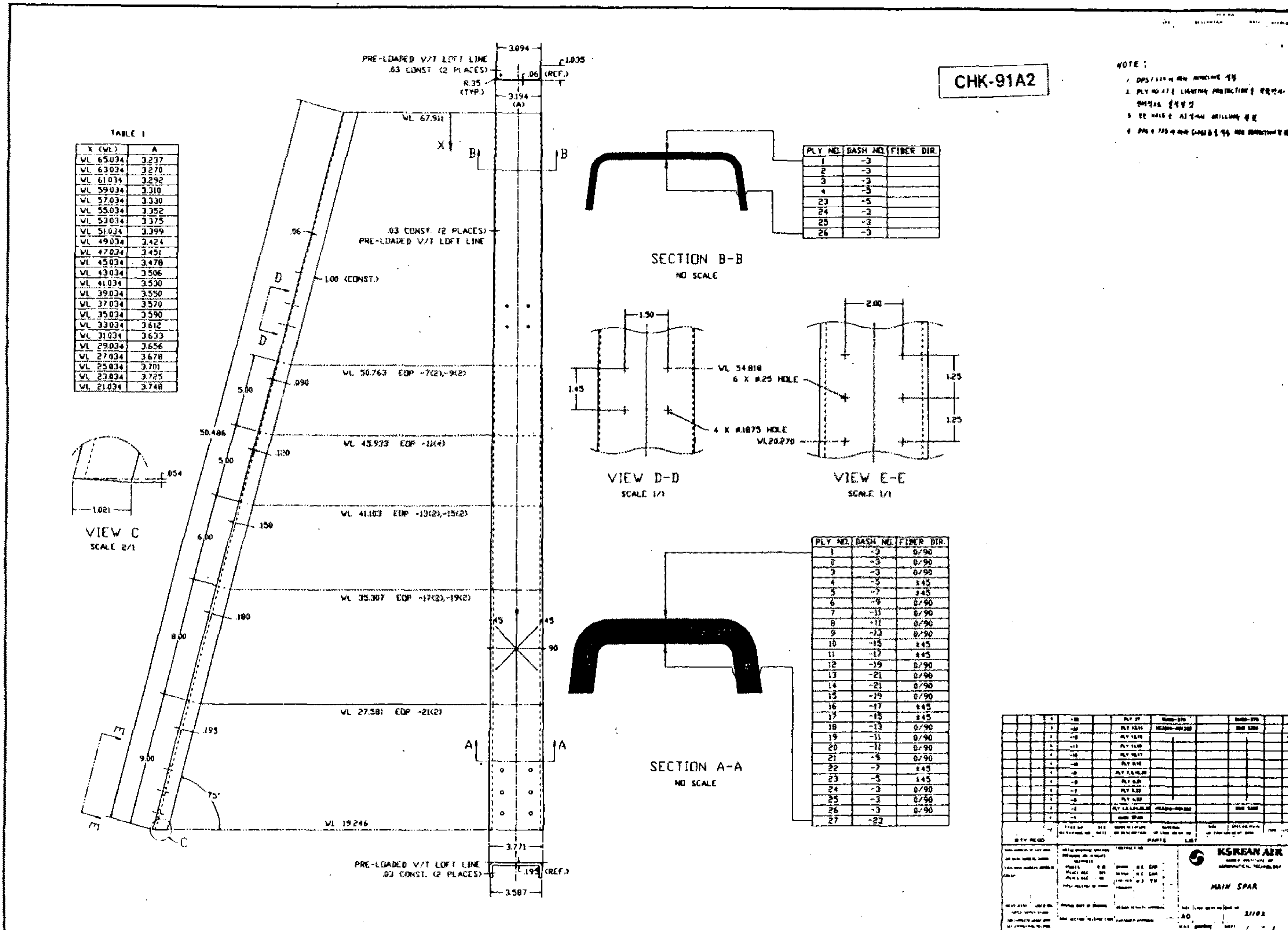
UPPER ASS'Y CENTER FUS.





FUSELAGE ASS'Y(MID)

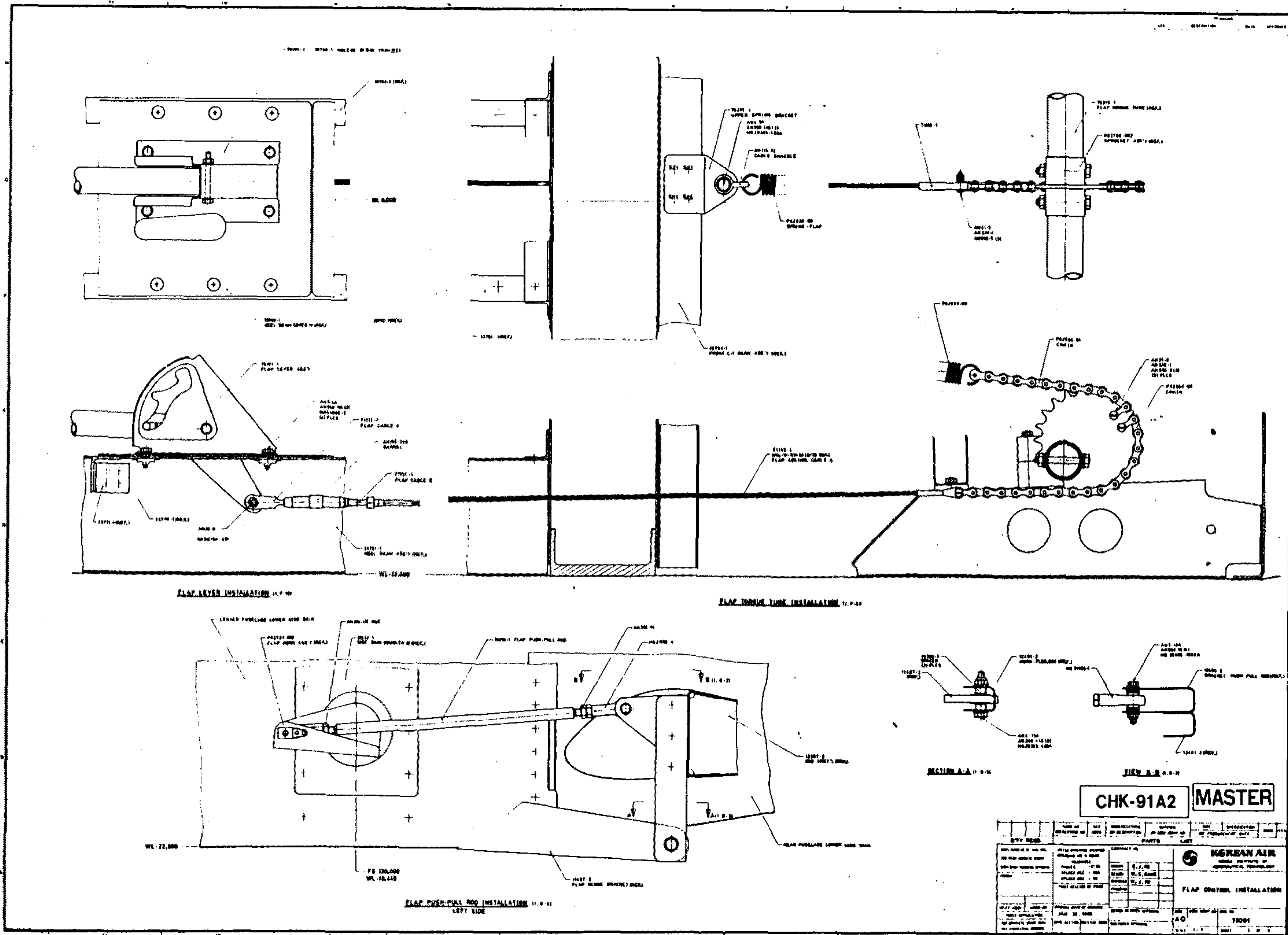




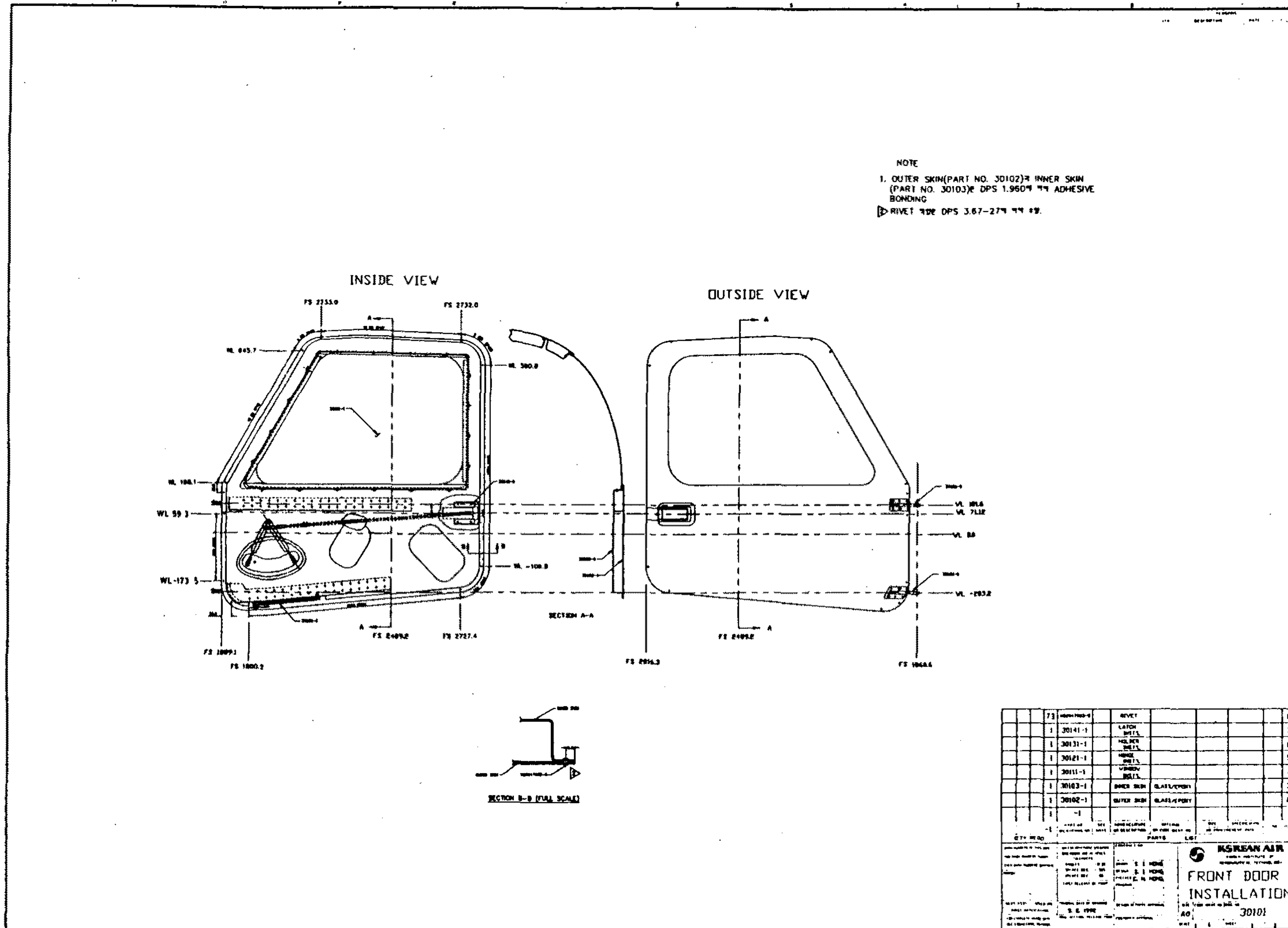
MAIN SPAR



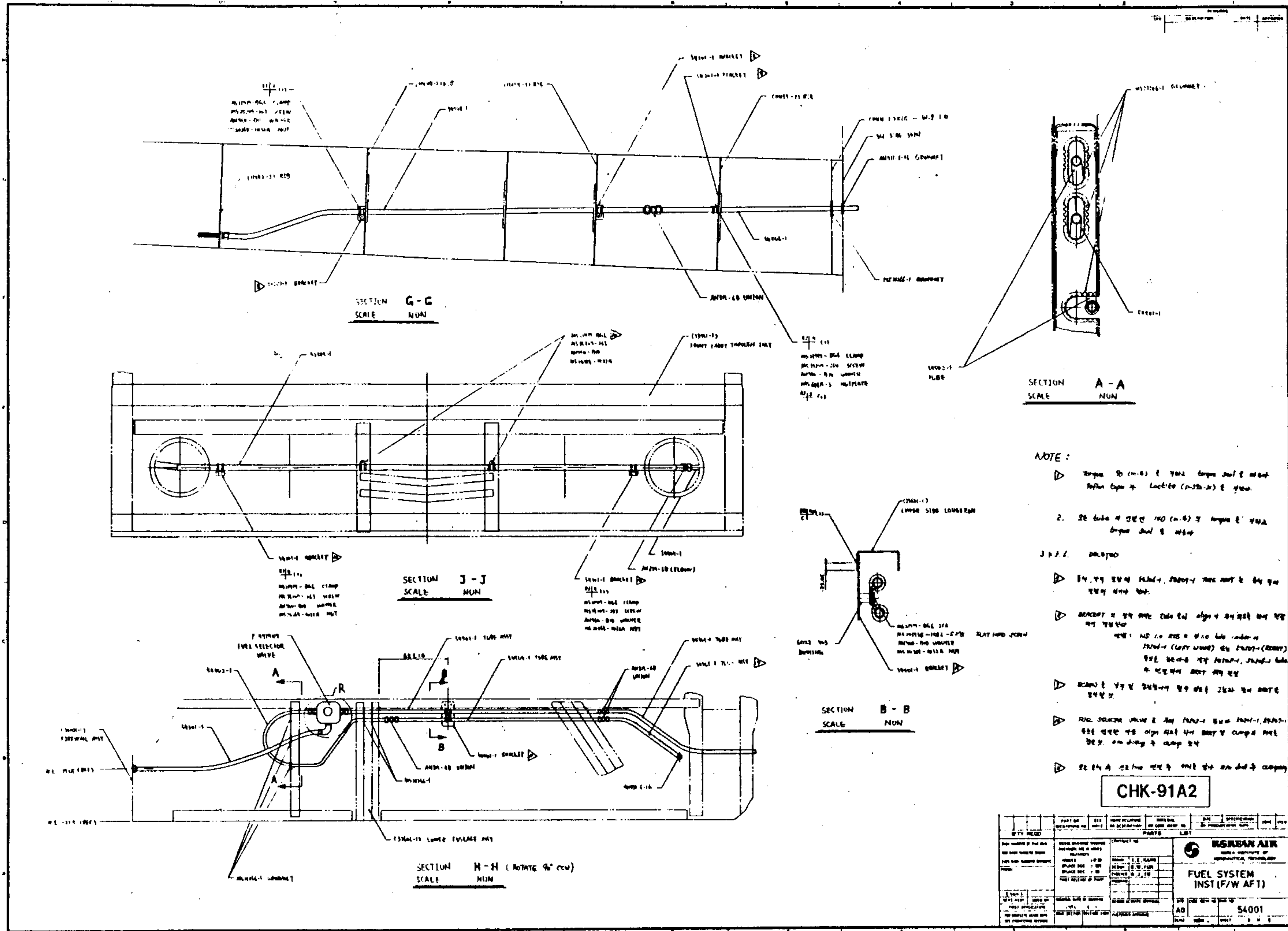
495



FLAP CONTROL INST'L



FRONT DOOR INST'L



FUEL SYS. INST'L(F/W AFT)



## 개발 참여자 명단

### (주) 대한항공

홍용식	류시용	김창호	김성훈	함명래
홍철희	최병철	김종철	오정균	유경민
유원재	김태운	윤길원	강우석	김 건
이정훈	차호철	허 경	오호열	황창덕
채광재	손원기	안상규	김종훈	홍성익
강유천	이채홍	고병주	이미정	양인근

### (주) 한국화이바

김종식	이상재	구현태	국경택	박정우
김홍식	김효식	김재용	이경봉	김형진
김영수	김정식	박종섭	진창진	박용익

### 삼선공업(주)

신영범	장익상	신돈수	이동준	김병조
이현식	윤승영	이병도	방경진	장현민