

중급항공기 개발사업

194
200

다목적 소형항공기 개발 연구
(3차년)

Developmental Study of a Multi-purpose Light Aircraft
(3rd year)

연구기관

한국항공우주연구조합

贈

과학기술처

一九九〇年十一月十五日

과학기술처

제 출 문

과학기술처 장관 귀하

본 보고서를 “중급항공기 개발사업”의 세부과제인 “다목적 소형항공기 개발 연구”의 3차년도 최종보고서로 제출합니다.

1991년 9월 5일

주관연구기관 : 한국 항공 우주 연구소

수행연구기관 : 한국항공우주연구조합

대 한 항 공

삼 선 공 업

한 국 화 이 바

위탁연구기관 : 한국 항공 우주 연구소

한국 해사 기술 연구소

연구책임자 : 홍 용 식

여 백

요 약 문

I. 제 목

다목적 소형 항공기 개발연구

II. 연구개발의 목적과 의의

전형적인 연구개발형 종합산업으로써 부가가치가 매우 높은 항공산업은 모든 기술분야에 막대한 활력소와 기술 파급효과를 제공하여 산업 전반의 기술수준과 산업구조를 선진화시키는데 큰 기여를 하며 선진국과 개발도상국 사이의 기술 격차를 심화시키는 요인을 만들고 있다. 우리나라와 같은 신흥공업국이 세계 기술발전의 흐름에 능동적으로 참여하며 선진국으로 진입하기 위해서 항공산업은 필히 추구되어야 할 것으로 인식되고 있다. 이에 관련하여 과학기술처는 항공우주 기술개발 사업 등의 10대 중점사업을 골자로 하는 핵심 첨단기술 개발계획을 공표하여 2000년대에는 세계 10위권의 기술수준 보유국이 되겠다는 과학기술정책을 전개하고 있다.

우리나라는 항공기 제작능력은 상당한 수준으로 확보하였으나, 아직까지 설계에서부터 소재개발, 제작, 비행시험까지 감항성 규정에 의거하여 체계적으로 항공기를 개발한 경험이 없는 상태로서 특히, 미흡한 기술분야는 시스템 통합·관리기술과 설계기술이라 하겠다. 이러한 기술은 실제로 항공기를 개발함으로써만

얻어지며 개발 체제와 대상 기종에 따라 습득되는 기술수준 뿐만 아니라 경제적, 기술적 리스크에 큰 차이가 있게 된다. 우리의 기술수준과 경제력 및 지리적 환경과 항공기의 활용성을 고려하여 볼때 여러 전문업체가 연구조합을 결성하여 다목적 소형항공기를 공동 개발하는 것이 효율적인 것으로 판단된다. 이를 통하여, 단기적으로는 시스템 통합·관리기술과 설계기술을 경제적으로 확보하여 추후의 고급기종 개발에의 디딤돌이 되게 하거나 국제공동개발사업 참여에 요구되는 기술력과 관리력을 배양하여, 궁극적으로는 국내 관련 학계, 연구기관, 산업계의 분산된 개발역량과 설비를 적극 활용하는 분담 협력체제를 구축하여 국제 경쟁력이 있는 항공기 개발 엔지니어링 체계를 실현하는 것이 본 개발연구의 목적과 의의라 하겠다.

III. 연구개발의 내용 및 범위

한국 항공우주연구조합의 주관아래 대한항공, 삼선공업 및 한국 화이바 3사가 1988년 6월부터 5년동안 공동으로 수행하는 본 과제는 설계, 소재개발, 제작, 비행시험, 감항증명 획득 등 완벽한 항공기 개발과정을 거치면서 항공기용 소재의 개발과 아울러 실물크기 구조시험기 1대와 감항성을 갖는 실용적인 시제기(창공-91) 2대를 개발하는 것이다.

1차년도(1988~89)에는 창공-91 형상설계와 항공기용 소재의 개발 및 시편 시험이 이루어지며 2차년도(1989-90) 개발사업에서는 기본설계의 완료 및 세부설계의 착수와 개발된 소재로 부품을 시제, 시험하는 것으로 구성되어 있다. 국책과제로 한국항공우주연구소와 공동으로 수행한 3차년도(1990~91)에서는 실물크기 구조시험기의 제작과 구조시험 및 시스템기능시험이 수행되고 비행시험용 시제 1호기가 제작된다. 여기서 대한항공은 설계 개발 및 인테그레이팅

업무를 담당하고, 삼성공업은 알루미늄 압출 시제품 개발 및 시험을 주관하며, 한국화이바는 꼬리날개와 엔진 카울 등에 적용될 복합재료의 개발과 그 부품의 제작과 시험을 담당한다. 한국항공우주연구소는 기초설계자료를 검증하며 감항성 분석과 형식 증명절차를 확립하도록 한다.

IV. 연구개발 결과 및 활용에 대한 건의

지난 3년동안 개념설계, 기본설계, 세부설계 및 치공구 설계 등의 과정을 통하여 서울-제주간의 왕복거리를 5시간 이내로 비행할 수 있는 5인승 200마력 피스톤 엔진 소형 항공기(창공-91)가 개발되어 실물크기 구조시험기가 제작되었다. 이 항공기의 구조시험이 한국해사기술연구소에서 실시되고 있으며 비행시험용 시제 1호기의 제작과 비행시험을 위한 준비가 진행되고 있다.

이 과정동안, 형상정의와 세부설계에 CAD용 소프트웨어 CATIA를 사용하여 1200여장의 제작도면을 출도하였으며, 이의 구조해석은 NISA II 프로그램이 이용되었다. 주요 연구개발 결과는 분야별로 해외전문기관으로부터 평가 받음으로써 공인성을 갖도록 하였으며, 아울러 인하대학교와 서울대학교에서 각기 풍동실험과 VSAERO 코드를 사용한 유체 수치해석으로 설계결과의 신빙성을 확인하였다. 또한, 항공기 외형과 내부공간의 효율적인 설계를 위하여 class II급 실물크기 cabin 모캡이 제작 활용되었으며, test stand가 제작되어 추진계통과 계기계통의 기능 시험이 수행되었다.

항공기용 알루미늄 압출소재(2024와 7075)와 복합소재(G-FRP와 C-FRP)의 개발사양이 확정되어 시편과 부품제작을 통하여 재질특성이 시험되었다. 동체와 주 날개의 보강재와 스파용으로 17종의 알루미늄 압출 시제품이 개발되고 꼬리 날개, 엔진 카울 및 전후방 도어 등 13종의 부분품이 탄소섬유와 유리섬유 복

합소재로 개발되었다.

다음 4차년도(1991~92)에는 비행용 시제 1호기의 비행시험이 이루어지며 이를 평가하여 개선된 시제 2호기가 제작될 예정이다. 시제 1호기의 시험비행을 위해서는 비행장 사용과 시험비행 허가 등으로 관련 정부 부처의 협조가 필요하며 또한, 5차년도에 시제 2호기로서 감항성과 형식승인 등 제증명인가를 취득하려면 법적 근거확립과 집행을 위한 전담기구의 구축 등 정부차원에서의 노력이 요구되는 바이다.

SUMMARY

I . Title

Developmental Study of a Multi-purpose Light Aircraft

II . Objective and Significance of the Program

The aircraft industry, as a typical-multi-disciplinary high technology industry which results in high value-added products, contributes to the advancement of one nation's technological status and its industrial infrastructure. For an emerging industrial nation like Korea, the aircraft industry is the next logical step to take. 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. No attempt has been made in any governmental or industrial sectors, however, 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 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 viewed Korea's technological level and the economy as well utilization of aircraft in Korea the most sensible and effective approach is believed to be to organize an industrial association and develop jointly a multi-purpose light aircraft. By going through, step-by-step, the entire process of aircraft development stages 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 to 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

The present program, which was started in June of 1988 under KIAFAR (Korean Industrial Association For Aerospace Research), will extend for 5 years

during which period development of raw materials and production of a life size model of the aircraft for structural testing purpose and two airworthy prototype Chang Gong-91 aircrafts for flight testing will be 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 was 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) program and KARI(Korea Aerospace Research Institute) joined the program as a co-developer. A life size structural testing model aircraft has been constructed and the required structural testing as well as the system functional tests are to be conducted. The first flight model prototype aircraft is under construction with the target of roll-out in September. Korean Air has been responsible for the design development, and system integration of Chang Gong-91. Development and testing of aluminum extrusion prototype parts have been 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 has reviewed the basic design materials and analyzed the airworthiness. Establishment of type-certificate acquisition procedure is also being pursued at KARI.

IV. Results and Recommendations

As a result of three 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 has rolled out Korea Air's Kimhae plant and is currently undergoing various structural testing stages at Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering. Construction of the first flight test prototype aircraft and preparation of the flight test is in progress.

During the process of both configuration definition and manufacturing detail design over 1200 manufacturing drawings have been produced using CATIA(a CAD code developed by Marcel Dassault-Breguet) software. NISA II program was used for the structural analysis. At each critical stages of the design and development, technical review and consultation by overseas expertises have been fully utilized so as to enhance the design. The accuracy of the design results has been verified both in numerical analysis using VSAERO(Seoul University) code and in wind tunnel testing(INHA University). In order for an effective aircraft outer configuration and cabin interior designs, a real-size class II cabin mock-up has been made. A test stand for the purpose of functional test of propulsion system and gauges has also been constructed.

Materials characteristics of the developed aluminum extrusion materials for aircraft(2024, 7075) and the composite materials(G-FRP, C-FRP) have been 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 have been developed. Both carbon-fiber and glass-fiber composite material parts totaling 13 kinds have also been developed for the empennage, engine cowling, and doors.

In the next fourth year(1991~92) program period flight tests and evaluation of the first flight model aircraft will be conducted and the second flight model aircraft, which may be improved or modified according to the flight test and evaluation, will be constructed. For the successful flight testing of Chang Gong-91 assistance at the government level in the use of airfield and in obtaining flight permit appears absolutely necessary. Also, acquisition of airworthiness and type-certificate for the second prototype aircraft in the fifth year(1992~93) program requires establishment of legal foundation and a responsible organization for which the government should extend her effort.

여 백

CONTENTS

Chapter 1. Program Overview	29
Section 1. Significance of the Program	31
Section 2. Scope of the Program	34
Section 3. Developmental Approaches	36
Chapter 2. Design and Development	41
Section 1. Detail Design	43
1. Configuration	43
2. Aerodynamics	47
3. Structures	56
4. Systems	77
Section 2. Structural Analysis	84
1. Objectives	84
2. Analysis Method and Modeling	85
3. Wing and Carrythrough Beam Analysis	86
4. Tail Wing Analysis	94
5. Engine Mount Analysis	103
6. Dynamic Analysis	108
7. Aeroelastic Analysis	112
Chapter 3. Tests and Quality Assurance	125

Section 1. Structural Test	127
1. Overview	127
2. Structural Test Articles	128
3. Test Methods	130
4. Preliminary Test	143
Section 2. System Function Tests	156
1. Powerplant system	156
2. Electrical, Electronics, and Instrument Systems	165
Section 3. Flight Tests	172
1. Overview	172
2. Flight Test Parameters	173
3. Selected Equipments and Their Usage	175
4. Test Articles	176
5. Data Processing and Analysis	179
6. Airport Environment and Test Pilot	181
Section 4. Quality Assurance	183
1. General	183
2. Quality Assurance Requirements	184
3. Quality Assurance of Chang Gong-91	185
4. Quality Assurance Documentations	185
Chapter 4. Prototype Construction	187
Section 1. Aluminum Extrusion Parts Developments	189
1. Overview	189
2. Prototype Manufacturing	190

3. Materials Property Test	197
4. Test Results and Discussion	202
5. Conclusions	206
Section 2. Composite Materials Developments	207
1. Overview	207
2. Parts Manufacturing	210
3. Developmental Results	214
Section 3. Jig and Fixture Developments	218
1. Jigs and Fixtures of Chang Gong-91	218
2. Design and Manufacturing	223
Section 4. Manufacturing and Assembly	228
1. Overview	228
2. Parts Manufacturing	229
3. Assembly	237
 Chapter 5. Technical Descriptions of Chang Gong-91	 257
 Chapter 6. Achievements and Prospects	 283
Section 1. Achievements	285
Section 2. Prospects	288
 References	 291
Appendices	301

여 백

목 차

제 1 장 사업개요	29
제 1 절 사업배경과 목표	31
제 2 절 사업내용	34
제 3 절 추진방법	36
제 2 장 설계개발	41
제 1 절 세부설계	43
1. 형 상	43
2. 공 력	47
3. 구 조	56
4. 시 스템	77
제 2 절 구조해석	84
1. 목 적	84
2. 해석방법 및 모형	85
3. 날개 및 관통보 해석	86
4. 꼬리날개 해석	94
5. 엔진마운트 해석	103
6. 동특성 해석	108
7. 공탄성 해석	112
제 3 장 시험 및 품질인증	125

제 1 절	구조시험	127
1.	개요	127
2.	구조시험 항목	128
3.	시험방안	130
4.	예비시험	143
제 2 절	시스템 기능시험	156
1.	동력장치계통	156
2.	전기, 전자 및 계기계통	165
제 3 절	비행시험	172
1.	개요	172
2.	비행시험 매개변수	173
3.	선정장비 및 용도	175
4.	시험항목	176
5.	데이터 처리 및 분석	179
6.	비행장 및 시험조종사	181
제 4 절	품질인증	183
1.	일반사항	183
2.	항공기 품질인증 대상	184
3.	창공-91 품질인증	185
4.	창공-91 제 2 호 시제기 품질인증을 위한 서류	185
제 4 장	시제기 제작	187
제 1 절	항공기용 압출재 개발	189
1.	개요	189
2.	시제품 제작	190

3. 시제품 재질 특성시험	197
4. 시험결과 및 고찰	202
5. 결 론	206
제 2 절 복합소재 부품 개발	207
1. 개 요	207
2. 복합소재 부품의 제작	210
3. 복합소재 부품개발 결과	214
제 3 절 치공구 개발	218
1. 창공-91의 치공구	218
2. 치공구 설계 및 제작	223
제 4 절 제작 및 조립	228
1. 개 요	228
2. 부품제작	229
3. 조 립	237
제 5 장 창공-91 제원	257
제 6 장 개발성과 및 전망	283
제 1 절 개발성과	285
제 2 절 전 망	288
참고문헌	291
부 록	301

여 백

표 목 차

표 1-1	연도별 연구개발 내용	36
표 1-2	개발업무 분담	38
표 1-3	조합 3사 및 지원기관의 개발참여 항목	39
표 2-1	창공-91 형상 개발과정	46
표 2-2	ISA 조건에서의 성능(W=2750lb)	51
표 2-3	하중해석 결과	60
표 2-4	날개스팬방향의 강성(정상비행시)	67
표 2-5	날개스팬방향의 강성(배면비행시)	68
표 2-6	수평꼬리날개 부품 및 적층수	75
표 2-7	꼬리날개 재료물성치	97
표 2-8	꼬리날개의 안전율	97
표 2-9	꼬리날개의 고유진동수	98
표 2-10	수평꼬리날개의 하중분포	98
표 2-11	수직꼬리날개의 하중분포	99
표 2-12	꼬리날개의 최대변위	99
표 2-13	작용 하중 종합	106
표 2-14	엔진마운트의 축하중과 안전율	107
표 2-15	엔진마운트의 고유진동수	107
표 2-16	고유진동수 비교표	112

표 3-1	지상 런업시험 결과	157
표 3-2	지상시험 결과	158
표 3-3	전자장비계통 점검항목 및 결과	170
표 3-4	엔진 런업 점검항목 및 결과	172
표 3-5	비행시험 매개변수	174
표 3-6	비행시험 장비	175
표 3-7	비행시험 실시내용의 예(대기속도 보정)	177
표 3-8	대기속도 보정 데이터 용지	180
표 3-9	제주지역 기상자료	181
표 4-1	개발 시제품(17종)	190
표 4-2	합금별 균질처리 조건	194
표 4-3	용체화 처리시 493°C에서의 유지시간	195
표 4-4	시험항목 및 적용규격	197
표 4-5	화학성분 분석결과	203
표 4-6	경도 및 전기전도도 시험결과	204
표 4-7	인장시험 결과	205
표 4-8	T형상의 전단시험 결과	206
표 4-9	창공-91 복합소재 부품 내역	209
표 4-10	품목별 적용소재	213
표 4-11	창공-91에 사용된 치공구	218
표 4-12	협력사별 치공구 제작 분담	226
표 4-13	Form Block 사용부위 및 수량	227
표 4-14	주요부품의 소성가공유형 분류	231
표 4-15	최종조립 내역	254

그 립 목 차

그림 1-1	창공-91 개발과정	35
그림 2-1	CONF-II 삼면도	45
그림 2-2	공력설계과정	48
그림 2-3	순항시의 양·항력곡선	49
그림 2-4	이·착륙시의 양·항력곡선	49
그림 2-5	창공-91의 받음각에 따른 동방향안정계수	54
그림 2-6	창공-91의 꼬리날개 감쇠력계수	54
그림 2-7	창공-91의 불균형 롤링모멘트계수에 의한 스피너회복기준 ..	55
그림 2-8	구조세부설계 계통도	56
그림 2-9	3차년도 하중해석의 전개과정	58
그림 2-10	날개 구성도	61
그림 2-11	날개세부설계 계통도	63
그림 2-12	날개구조부재의 Effectivity	64
그림 2-13	전산프로그램 WINGLOD의 기능 및 구성	65
그림 2-14	플랩 구조	69
그림 2-15	에일러론 구조	69
그림 2-16	동체형상	71
그림 2-17	수평꼬리날개	75
그림 2-18	수직꼬리날개	76

그림 2-19	유한요소해석 모형	89
그림 2-20	날개/동체 결합도(시제1, 2호기)	90
그림 2-21	날개의 탄성변형된 형상	90
그림 2-22	날개 스파캡(상, 하) 내력	91
그림 2-23	스파 웹 전단응력	91
그림 2-24	Von-Mises 응력	92
그림 2-25	외피 전단응력	92
그림 2-26	스트링거 내력 분포	93
그림 2-27	수평꼬리날개의 하중분포도	100
그림 2-28	수평꼬리날개의 탄성변형된 형상	101
그림 2-29	수직꼬리날개의 탄성변형된 형상	101
그림 2-30	수평꼬리날개의 축방향 응력	102
그림 2-31	수직꼬리날개의 축방향 응력	102
그림 2-32	엔진 토크 하중 종합	104
그림 2-33	Down Load 종합	104
그림 2-34	엔진마운트 Beam 모델링	105
그림 2-35	(a) 비대칭 1차 굽힘 모드	111
	(b) 대칭 1차 굽힘 모드	111
그림 2-36	(a) 비대칭 1차 비틀림 모드	111
	(b) 대칭 1차 비틀림 모드	111
그림 2-37	역학적 평형상태	113
그림 2-38	날개의 탄성 비틀림 평형관계	114
그림 2-39	창공-91 날개의 비틀림 발산 속도	119

그림 3-1	창공-91 구조시험 체계도	144
그림 3-2	창공-91 구조시험 시스템	145
그림 3-3	(a) PC02U 조건 : 날개의 Whipple Tree 구성	146
	(b) PC02U 조건 : 동체의 Whipple Tree 구성	147
그림 3-4	LV01U 조건 : 동체의 Whipple Tree 구성	148
그림 3-5	날개의 Whipple Tree 구성 모습	149
그림 3-6	(a) 날개의 스트레인지이지 부착위치(상부)	150
	(b) 날개의 스트레인지이지 부착위치(하부)	151
	(c) 날개의 스트레인지이지 부착위치(주스파 웨브)	152
그림 3-7	(a) 구조시험용 프레임(3차원 형상)	153
	(b) 구조시험용 프레임(3면도)	154
그림 3-8	매니폴드 압력	160
그림 3-9	연료 소모량	160
그림 3-10	오일 압력	161
그림 3-11	오일 온도	162
그림 3-12	실린더 헤드 온도	163
그림 3-13	배기가스 온도	163
그림 3-14	배기 압력	164
그림 3-15	설계된 대기속도 회전분	176
그림 3-16	대기속도 보정을 위한 시설, 장비 및 인원 배치도 예	178
그림 3-17	대기속도 보정결과 예	179
그림 3-18	대한항공 기초비행훈련원(제주) 비행장 개략도	182
그림 4-1	시제품 생산공정도	191

그림 4-2	7075-0 열처리 조건	196
그림 4-3	7075-T73 열처리 조건	196
그림 4-4	(a) 시편형상(인장시편)	200
	(b) 시편형상(압축시편)	200
	(c) 시편형상(Bearing 시편)	201
	(d) 시편형상(Shearing 시편)	201
그림 4-5	창공-91 복합소재 적용부분	208
그림 4-6	창공-91 Sub-Ass'y 구성	229
그림 4-7	판재 성형 공정도	232
그림 4-8	절삭 가공품 가공 공정도	235
그림 4-9	엔진마운트 프레임 제작공정도	236

사 진 목 차

사진 3-1	(a) 예비시험(Box Beam 시편)	155
	(b) 진동시험장치	155
사진 3-2	지상시험	159
사진 3-3	계기판 모킵(#1)	171
사진 3-4	계기판 모킵(#2)	171
사진 4-1	주조 단계	192
사진 4-2	압출 단계	192
사진 4-3	용체화 처리단계	193
사진 4-4	시제품(17종)	198
사진 4-5	나무 조합(엔진 카울)	211
사진 4-6	마스터 모델 제작	211
사진 4-7	부품제작용 몰드(엔진카울 하부)	212
사진 4-8	프리프레그 적층(엔진카울 하부)	213
사진 4-9	엔진카울	214
사진 4-10	전방도어	215
사진 4-11	후방도어	215
사진 4-12	수평꼬리날개	216
사진 4-13	수직꼬리날개	216
사진 4-14	도살 편	217
사진 4-15	날개끝 페어링	217

사진 4-16	Form Block	219
사진 4-17	중앙동체 상부 조립지그	219
사진 4-18	중앙동체 하부 조립지그	220
사진 4-19	후방동체 및 최종 조립지그	221
사진 4-20	좌/우 날개 조립지그	222
사진 4-21	중앙동체 상부외피 Stretch Forming Block 및 부품제작	225
사진 4-22	광학장비를 이용한 조립지그 검수	226
사진 4-23	도어 팬 Form Block	227
사진 4-24	Hydro-Forming된 리브 및 기타 부품류	233
사진 4-25	완성된 엔진배기튜브와 마스터 틀	233
사진 4-26	엔진 테스트 베드에 장착된 엔진마운트 프레임	237
사진 4-27	완성된 본 날개 샤시	241
사진 4-28	후방 상부외피의 리베팅 작업	241
사진 4-29	플랩외피의 가조립	242
사진 4-30	에일러론의 조립	242
사진 4-31	조립된 상부동체 구조물	244
사진 4-32	하부동체 프레임의 조립	245
사진 4-33	후방동체 기본 구조물과 조립지그	247
사진 4-34	후방동체의 외피 조립 작업	247
사진 4-35	방화벽 앞의 동력장치 계통	250
사진 4-36	계기판 부분의 와이어 하니스	252
사진 4-37	최종 조립지그에서의 동체 조립	255
사진 4-38	동체부 최종조립	255
사진 4-39	기체 최종조립	256
사진 4-40	완성된 창공-91	256

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 인식하에 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 선진화시키는데 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 통과시키며 과학기술처는 1989년 8월 항공우주 기술개발사업 등의 10대 중점사업을 골자로 하는 핵심첨단 기술개발 계획을 공포하며 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 [73, 74, 75, 76, 77, 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 생산하는 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 국제협력과 국제 경쟁력을 갖기 위해서는 설계 개발 엔지니어링 기술의 자립과 소재 및 주요부품의 국산화가 요체이며 이를 상품화하기 위하여는 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 산업체 등의 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 기술수준과 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 국책연구과제에 포함되어 계속되었다.

한국항공우주연구조합과 한국항공우주연구소의 주관아래, 대한항공, 삼선공업, 한국화이바 3사의 공동개발 형식으로 추진되고 있는 본 개발사업의 다섯가지 장기목표를 요약하면 다음과 같다.

- 첫 째, 실용성과 감항성을 갖춘 다목적 경항공기 개발
 - 설계 기술과 시스템 통합관리 기술 실증
- 둘 째, 항공기용 소재(알루미늄과 복합소재)의 국산화 및 국산소재의 신뢰성 실증
 - 첨단 소재 개발
- 셋 째, 기술력 집결로 국제 경쟁력이 구비된 항공기 개발 협력 체제 구축
 - 산학연 연계와 산업구조 선진화
- 넷 째, 감항성과 형식승인 절차 확립 및 BAA 체결을 위한 전담기구 구성 추진
 - 품질보증의 국제화
- 다섯째, 차기 대형 개발사업 전개를 위한 능력 완비
 - 중급 항공기 개발 태세 완비

제 2 절 사업내용

다목적 소형 항공기 시제개발 사업은 1988년 6월부터 5년간 수행되는 과제로서, 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 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 형상 개발 및 풍동실험과 항공기용 소재개발 및 시편시험이 이루어졌다. 2차년도(1989~90)에는 정부지정 특정연구사업으로 바뀌어 수행되었는바, 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 비행을 위한 시제 1호기가 제작되었다. 4차년도(1991~92)에는 시제 1호기의 비행시험이 이루어지며 이 결과를 이용하여 개량된 시제 2호기를 제작한 후 5차년도(1992~93)에 비행시험을 완료하여 교통부의 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 설계되고 있다.

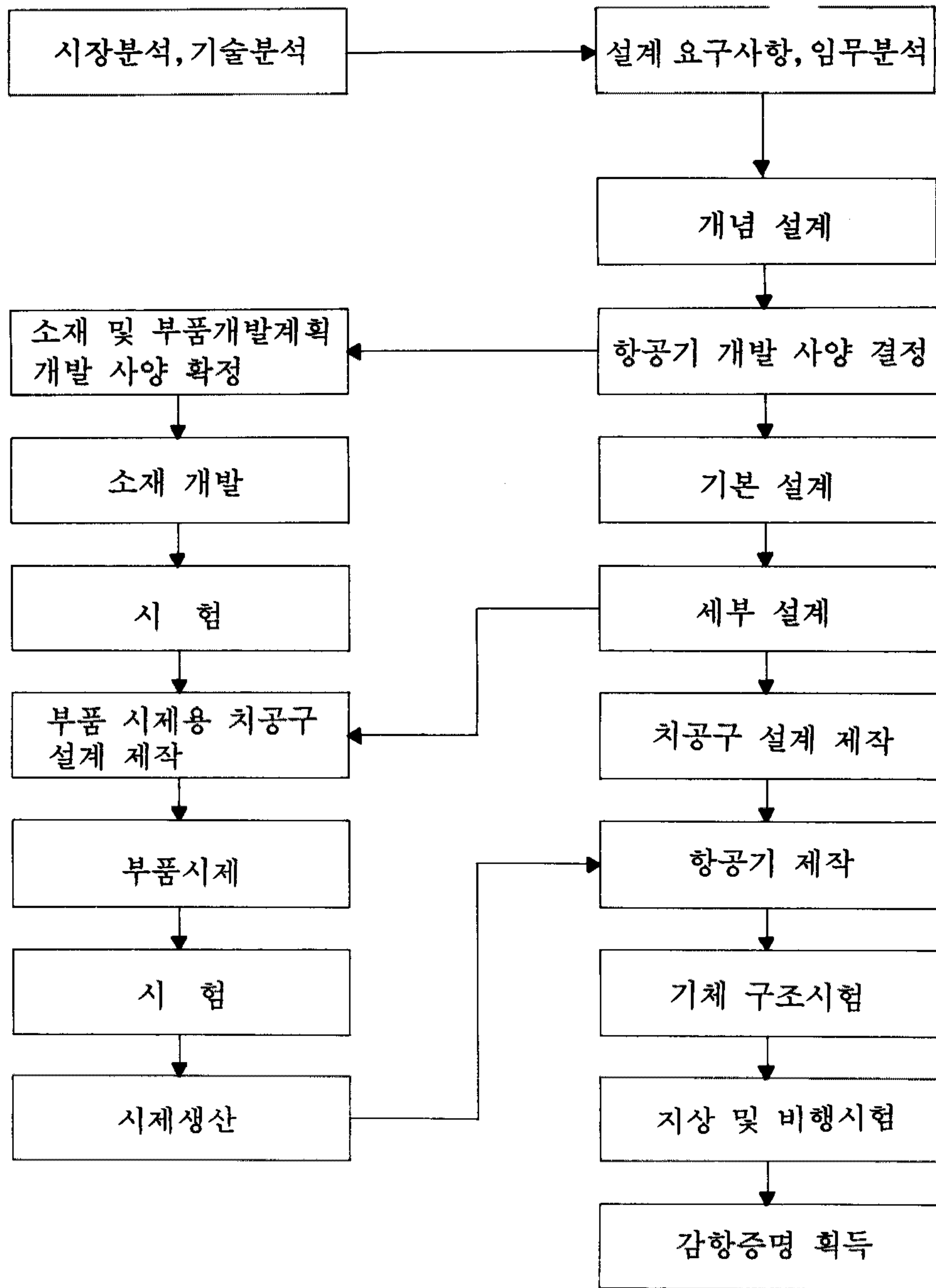


그림 1-1 항공-91 개발과정

표 1-1 연도별 연구개발 내용

구 분	연구개발내용
1차년도 ('88.6 - '89.6)	<ul style="list-style-type: none"> * 개발관리방안 수립 * 개념설계 및 형상개발 * 기체 기본설계 및 Cabin 모캡 제작 * 항공기용 국산소재 Qualification Test (알루미늄 압출재/복합소재)
2차년도 ('89.7 - '90.7)	<ul style="list-style-type: none"> * 기체 기본설계 완료 및 세부설계 * 풍동실험 및 전산유체해석 * 개발시제 부품시험 완료 (국산 알루미늄 압출재 및 복합소재 부품)
3차년도 ('90.9 - '91.9)	<ul style="list-style-type: none"> * 시스템 기능 시험 * 실물크기 구조시험기 제작완료 및 구조시험 * 치공구 및 시제 1호기 제작 * 항공기용 국산소재 및 부품개발 완료
4차년도 ('91.9 - '92.9)	<ul style="list-style-type: none"> * 시제 1호기 비행시험 * 시제 2호기 제작 완료 * 시제 2호기 지상시험 완료
5차년도 ('92.9 - '93.9)	<ul style="list-style-type: none"> * 시제 2호기 비행시험 완료 * Service Manual 작성 * 교통부 감항증명 획득

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 진행하고 있다.

이 공동개발 사업을 효과적으로 통합/조정키 위하여, 이들 3사를 주축으로 한국항공우주연구조합이 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.

표 1-2의 개발업무 분담과 개발참여 항목이 좀 더 세밀하게 분류된 표 1-3에서 보인 바와 같이 공동개발 3사 이외에도 풍동실험, 소재시험, 구조시험, 모첩개발, 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
한국항공우주연구소 조합	조 합	<ul style="list-style-type: none"> 개발관리, 자재조달 및 위탁연구 관리
	(주)대한항공	<ul style="list-style-type: none"> 시제기 설계 및 시험 치공구 설계/부품제작 및 조립
	삼선공업(주)	<ul style="list-style-type: none"> 알루미늄 압출재 개발 및 동 부품 제작 시제용 자재조달 및 치공구 제작
	(주)한국화이바	<ul style="list-style-type: none"> 복합소재 개발 및 동 부품 제작 시제기용 치공구 제작
한국항공우주연구소 한국해사기술연구소	<ul style="list-style-type: none"> 기초 설계자료 검증 및 구조시험 감항성 분석 및 형식증명 절차 개발 	
인하대학교	<ul style="list-style-type: none"> 풍동실험 	
서울대학교	<ul style="list-style-type: none"> 알루미늄 압출재 시편시험 공기역학 분포하중 해석 	
한국항공대학교	<ul style="list-style-type: none"> 비행시험 방안 연구 	
한국치공구(주) 한국정밀(주) 한국금형(주)	<ul style="list-style-type: none"> 치공구 및 조립 Jig 제작 	

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	시제 엔지니어링	*	*	*		
	치공구 설계	*	*	*		
	치공구 제작	*	*	*	한국치공 구 등3사	
	부품제작 및 시제기 조립	*	*	*		
	품질관리 및 보증시험	*	*	*	항우연	
시제기 시험	지상 시험	*				
	비행 시험	*			항공대	
운용 및 지원 엔지니어링		*	*	*		
감항성 분석 및 형식증명 절차개발					교통부 항우연	

특히, 한국항공우주연구소는 항공기 기초설계자료를 검증하여 감항성과 형식 증명 절차를 개발하여 창공-91의 감항증명 획득을 위한 기반구축을 담당하고, 한국해사기술연구소는 전 항공기 구조시험을 수행한다. 이러한 산학연 협동연구를 통하여 전후방 기술파급 및 개방효과를 배가시키며 중급민간수송기와 군용훈련기 등 차기 대형개발사업전개를 위한 국가적 협력체제를 구축하도록 한다.

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 수립하여 이에 따라 연구조합이 체계적으로 개발사업을 진행시키도록 한다.

제 2 장 설계개발

제 1 절 세부설계

제 2 절 구조해석

여 백

제 2 장 설계개발

제 1 절 세부설계

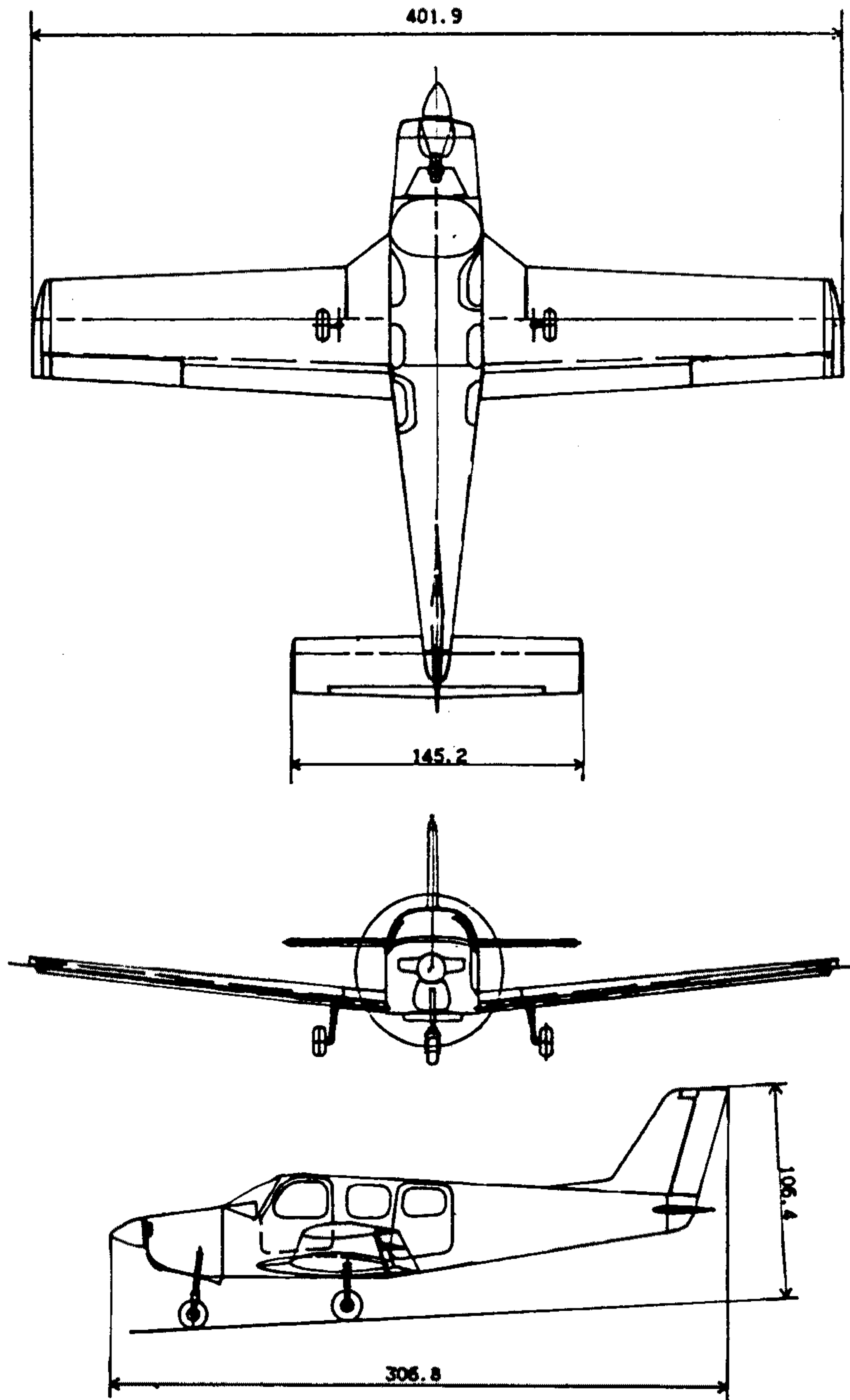
1. 형 상

본 개발사업의 3차년도에는 2차년도 최종 형상인 CONF-II(그림 2-1)로서 항공기를 제작하기 위한 설계도면의 출도, 부품제작 및 조립의 단계를 거쳐 구조시험용 시제 1호기 제작을 완료하였다. 최종형상 확정후 현재까지의 제작 및 조립에 있어서 품질검사와 병행한 제작/조립의 방법 또는 공정에 따라 일부 부품들의 설계 변경(특히 현장 맞춤도면)이 이루어졌으나 항공기 외형 및 구조상에 영향을 미치는 형상 변경은 없었으며 이는 3-D CAD용 컴퓨터 프로그램인 CATIA를 이용하여 모든 형상 자료를 입력 추출한 당연한 귀결이다.

현재 진행중인 시제 1호기 구조시험(제 3 장 제 1 절 참조)의 결과를 구조 해석결과(제 2 장 제 2 절 참조)와 비교 분석 검토한 후, 보강재의 필요성이나 구조부재 재배치의 문제점이 대두되면 이를 반영하기 위한 외형 또는 구조상의 형상 변경이 초래될 여지가 있으나 NISA II, NASTRAN 등의 구조해석의 최신 기법을 적용하여 구한 구조해석 결과의 분석에 따르면 충분한 구조강도를 갖는 것으로 파악되어 구조형상 변경이 이루어질 가능성은 매우 희박하다고 판단된다.

최종 형상 CONF-II의 자세한 형상 개발과정은 1, 2차년도 보고서(참고문헌 [1]과 [2])를 참조하기 바람에 본 보고서에서는 그 개략만 약술하기로 한다. 개념설계 단계에서의 항공기 형상인 CONF-0(참고문헌 [1]의 그림 2-4)는 형상설계 및 공력 성능해석(양항력 해석, 성능 해석, 안정성 및 조종성 해석)의 기본설

계진전에 따라 설계 요구 조건의 일부 완화, 해외 전문가의 자문 등을 통하여 CONF-I(참고문헌 [1]의 그림 2-5)으로 변경되었으며 나아가 캐빈 모퉁의 실제작을 통해서 외형상의 개선점과 인체공학적인 측면에서의 변경 필요성이 드러났고, 공력 성능해석과 1차 풍동실험과의 비교분석 과정을 거친 후 2차 기본설계 형상 CONF-IR(참고문헌 [1]의 그림 2-6)을 확정하게 되었다. 2차년도 최종형상인 CONF-II는 CONF-IR로부터 공력 성능해석, 하중해석, 제작용이성, 정비성 등에 대한 일련의 검토과정을 수행한 후 그 형상 변경사항이 제안되고 구체화되었으며 제작 부서와의 PDR(Preliminary Design Review)과정을 공동 수행하면서 제작방안 등이 충분히 고려된 후 형상 CONF-II가 최종 확정되었다. 최종형상에 대한 2차 풍동실험과 공력분포 하중해석 등을 통하여 종합적인 분석을 완료한 후 현재까지의 세부설계, 제작 및 조립이 진행되었다. 이상과 같은 CONF-0에서 CONF-II 까지의 형상 개발과정을 종합 정리하면 표 2-1과 같다.



단위 : inch

그림 2-1 CONF-II 삼면도

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 모캡 평가 결과 수렴						· 해외전문가 자문 · 3-D LOFT LINE 확정						· 제작·조립 방안수렴 · 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 round 화						· 판금, 기계가공품 선별확정					
동체 폭×높이	46in×54in		48in×51in						48in×51in						46in×51in											
에어포일	NACA 63 ₂ -415		NACA 63 ₂ -415						GA(W)-1						NACA 63 ₂ -415											
날개면적	170ft ²		160ft ²						160ft ²						160ft ²											
수평꼬리 날개면적	32.44ft ²								26ft ²						28.4ft ²											
수직꼬리 날개면적	16.49ft ²								17.48ft ² (동체포함)						14.3ft ²											
연료탱크	분리형 (2개)		분리형(4개)						일체형(2개)						일체형(2개)											
연료량	400 lbs		400 lbs						400 lbs						350 lbs											
주요 일정			▲ 해외전문가 자문						▲ Cabin 모캡제작 ▲ 1차 풍동실험 ▲ 해외연수/전문가 자문						▲ PDR ▲ 형상확정 ▲ 2차 풍동실험 ▲ 공력하중해석											

2. 공 력

창공-91의 최종형상(CONF-II)은 전항(1. 형상)에서 설명되었듯이 일련의 검토과정과 제작방안 등이 검토되어 확정되었다. 이 최종형상을 확정하기까지의 공력에 관련된 사항은 그림 2-2와 같은 과정으로 설계요구성능과 FAR part 23 등의 규정을 만족하는가를 반복 계산하여 확인하였다.

그림 2-2의 각 과정에 사용된 공력해석방법은 참고문헌 [3], [12], [69] 등을 주로 참조하였으며, 여기서는 계산절차와 가정, 계산결과에 대해서만 약술한다.

가. 양 · 항력

양력은 날개, 동체, 꼬리날개, 플랩 등 각 구성요소에서 발생하는 양력을 구한 후, 이들의 상호간섭효과를 고려하여 수평꼬리날개 고정인 조건과 트림조건에서 계산하였다. 날개의 양력은 에어포일의 풍동실험자료에 표면거칠기, 레이놀즈수를 보정하고 날개의 평면형 제원과 비틀림각 등을 고려하여 구하였다. 날개와 동체가 결합되면 양력곡선 기울기에 약간 영향을 주며, 수평꼬리날개는 날개와 동일한 방법으로 계산하며 down wash와 프로펠러 후류효과를 고려하였다. 이 · 착륙시 플랩으로 인한 양력의 증분은 먼저 에어포일에 대해 계산하고 플랩크기를 고려하여 날개 전체에 대한 증가분을 구하였다.

항공기의 무게중심은 중량이나 비행중의 연료소모에 따라 변화하므로 비행시 트림에 필요한 수평꼬리날개의 양력과 이로 인한 트림항력도 고려하였다.

항력은 기체의 각 구성부분에 대하여 각각의 항력을 계산한 다음, 간섭효과 등을 고려하여 합산함으로써 산출된다. 즉, 날개, 동체, 수평/수직꼬리날개, 플랩, 착륙장치, 윈드실드, 트림, 간섭효과, 기타 항력 등의 합으로 구성되며

- 형상 변경 제안
- 주날개, 수평/수직 꼬리날개(면적, 에어포일, ...)
 - 동체(길이, 폭, ...)
 - 조종면(크기, 형식, 변위각, ...)
 - 중량중심

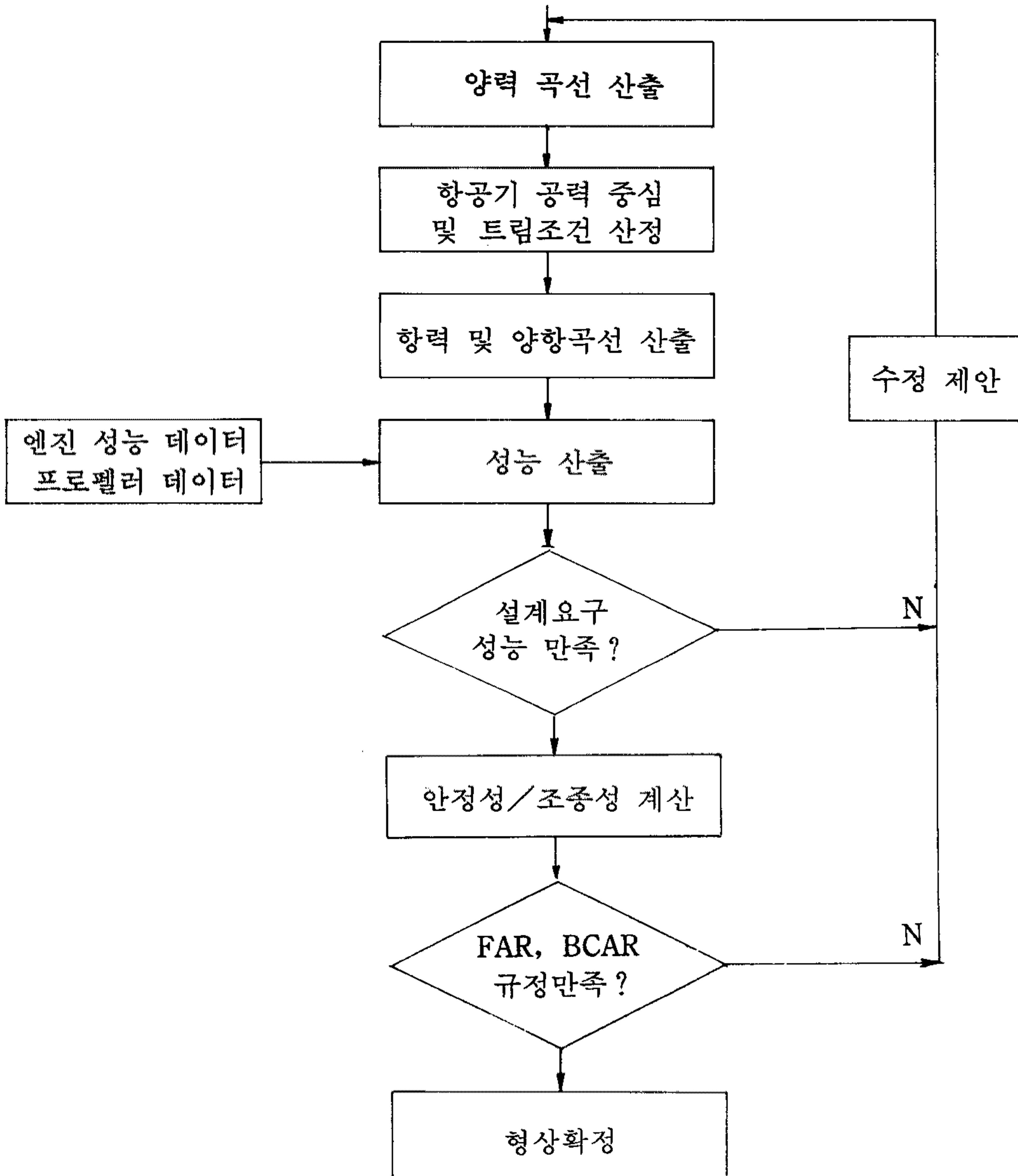


그림 2-2 공력설계과정

일반적으로 양양력항력(C_{D_0})과 양력으로 인한 항력(C_{D_i})의 합으로 표시된다. 그림 2-3, 4에 순항시와 이·착륙시의 양·항력 곡선을 나타내었다.

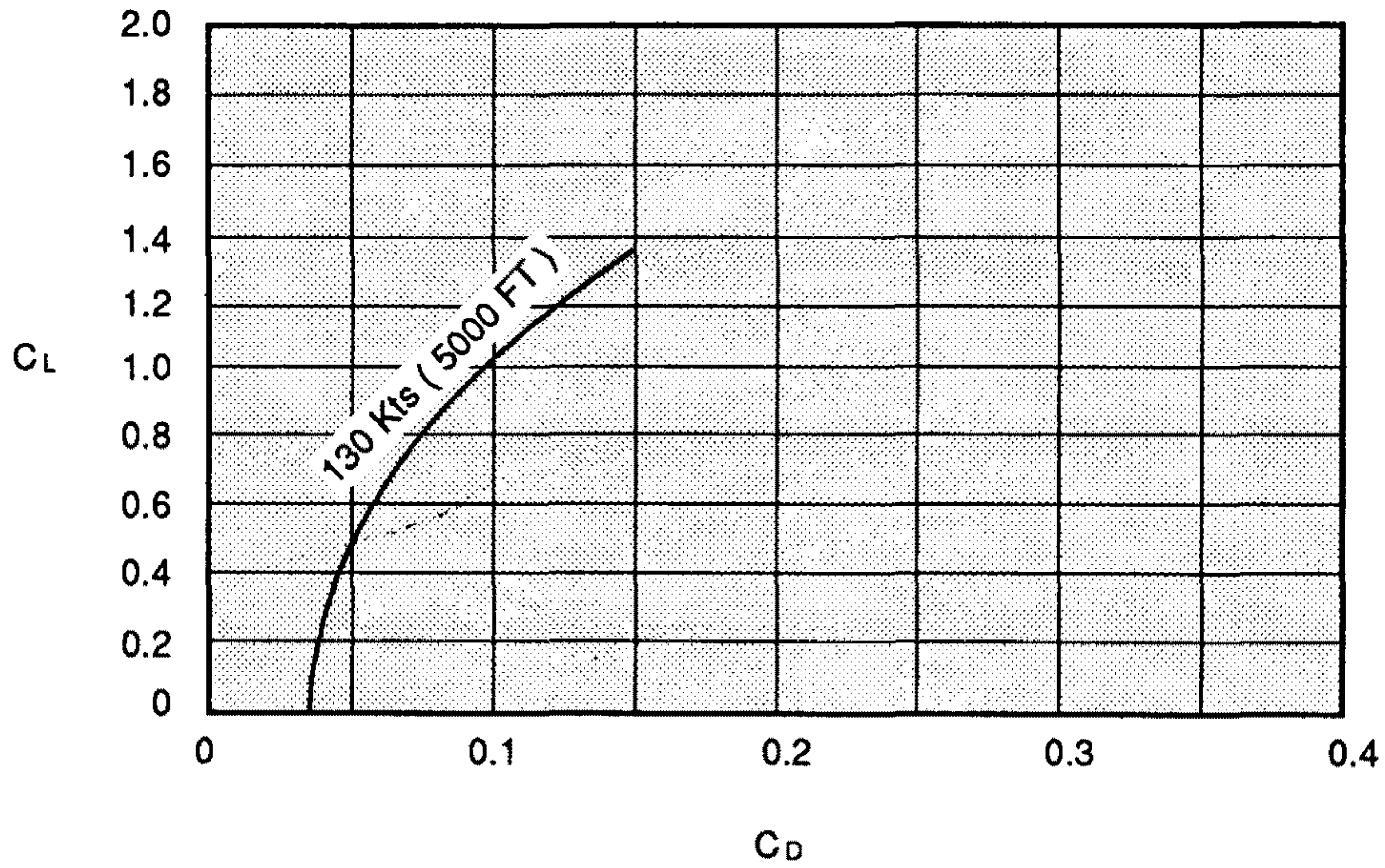


그림 2-3 순항시의 양·항력 곡선

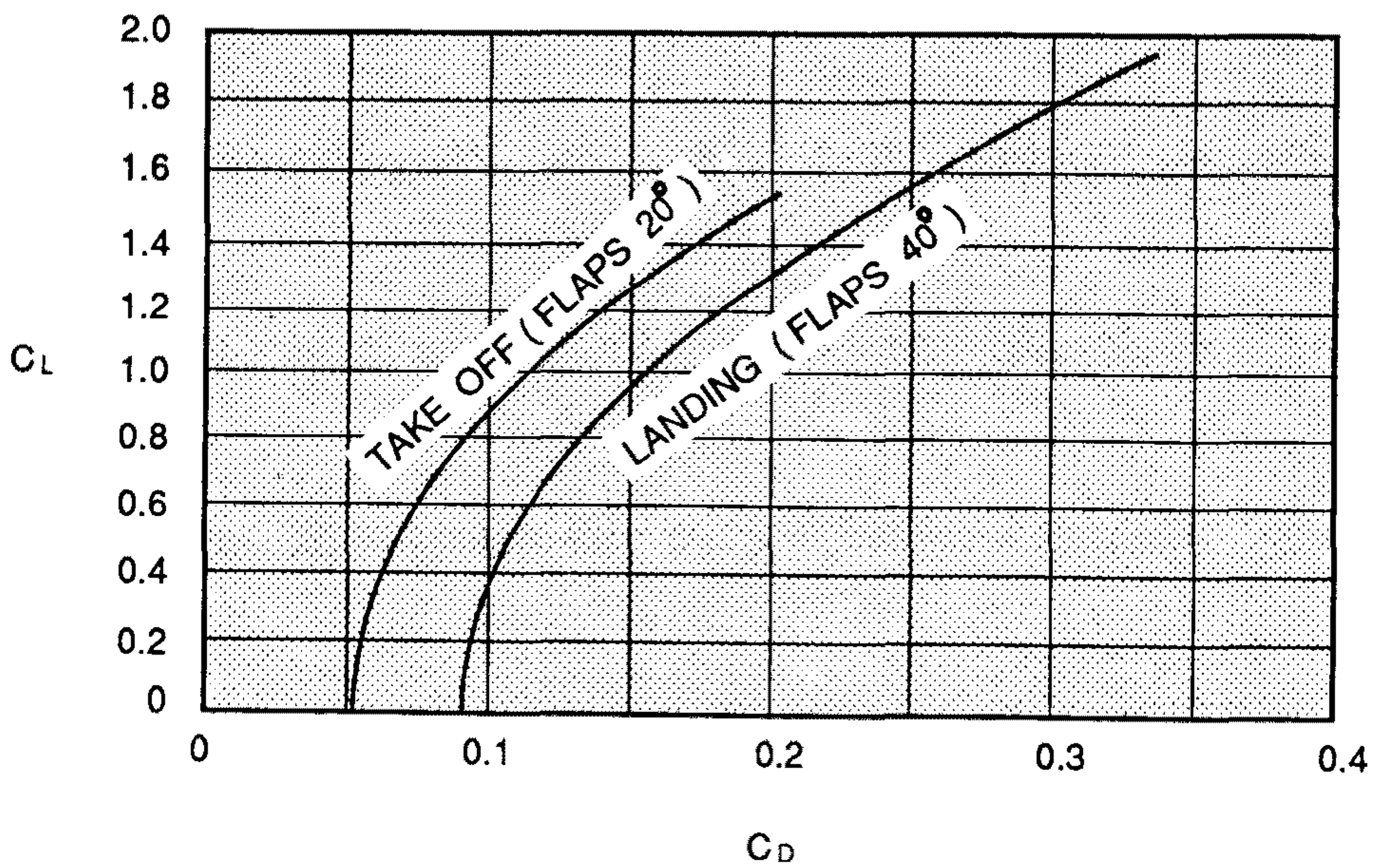


그림 2-4 이·착륙시의 양·항력 곡선

나. 성능

항공기의 성능은 중량, 형상에 의한 양·항력 특성 그리고 엔진과 프로펠러에 의한 추력특성에 의해 결정된다.

성능에 크게 영향을 미치는 엔진은 Avco Lycoming사의 IO-360-A1B6로서 참고문헌 [37], [38]의 방법으로 고도, 엔진 회전수 및 출력설정에 의한 출력을 보정하였으며, 프로펠러는 direct-drive, 2 blades constant speed 프로펠러로 직경이 74 inch인 Hartzell사의 HC-C2YK-1BF/F7666A-2로서, 프로펠러 효율은 Hartzell사의 프로펠러효율 테이블을 사용하여 계산하였으며 냉각항력은 참고문헌 [38]로 계산하였다.

성능계산은 위의 추력특성과 전항의 양·항력 특성에 의거하여 참고문헌 [14]의 방법으로 계산하였으며 계산결과 그래프는 제 5장에 수록하였고, 여기서는 중량이 2750 lbs일때 ISA 조건에서의 성능결과를 표 2-2에 표시하였다.

표 2-2 ISA 조건에서의 성능(W=2,750 lb)

50ft까지의 이륙거리(해면고도에서)	1,452	ft	443	m
지상활주거리	892	ft	272	m
50ft에서 착륙거리	1,228	ft	374	m
지상활주거리	631	ft	192	m
최대상승률				
해면고도	979	fpm	5.0	m/sec
5,000ft 고도	703	fpm	3.6	m/sec
7,000ft 고도	595	fpm	3.0	m/sec
실용상승한도	14,500	ft	5,029	m
실속속도(해면고도에서)				
플랩변위 40 deg	51.0	kt	94.4	km/h
플랩변위 20 deg	57.1	kt	105.7	km/h
플랩변위 0 deg	63.4	kt	117.4	km/h
최대 수평 비행속도				
해면고도	135	kt	250	km/h
5,000ft 고도	135	kt	243	km/h
7,000ft 고도	129	kt	239	km/h
순항속도(5,000ft 고도에서)				
75% rated power	125	kt	231	km/h
65% rated power	116	kt	215	km/h
항속거리(고도 5,000ft, 연료 350 lb, 75% rated power)				
	762	n. m.	1,410	km

다. 안정성과 조종성

항공기의 안정성/조종성은 정안정성/조종성과 동안정성/조종성으로 구분된다. 항공기가 만족스러운 안정성 및 조종성을 갖기 위해서는 설계요구사항에 부합하도록 날개와 조종면을 설계하여야 하며, 이러한 과정으로 설계된 항공기에 대하여 동안정성을 해석하여 그 결과 역시 설계요구사항에 부합하여야 한다. 이와 같은 과정은 참고문헌 [69]의 방법으로 계산하였으며, 해석결과는 참고문헌 [2]를 참조하기 바란다.

(1) 정안정성 및 조종성

만족스러운 세로 안정성/조종성을 갖기 위해서는 항공기의 중량변화에 의한 무게중심 변화의 한계 범위를 수평꼬리날개에 의하여 수용할 수 있는 전후방 무게중심의 한계가 정적여유를 갖고 포함하도록 날개와 조종면이 설계되어야 한다. 창공-91은 전방무게중심한계에 있어서 플랩이 최대하향 변위를 갖고 지면효과를 고려하였을 때 수평꼬리날개 앞전의 최대하향변위 이하에서 트림이 가능하여야 하고 최대 g 당 조종력이 설계요구사항에 부합하게 설계하였다. 후방무게중심한계에 있어서는 조종간 고정시 중립점과 최소 g 당 조종력이 FAR 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, 그리고 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 [69]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 판명될 때에 개량, 또는 개조되어야 할 것이다.

실제와는 많은 차이가 있으나 경험식 및 통계적 방법에 의하여 해석한 창공-91의 실속/스핀 회복특성을 검토하였다.

(1) 요우이탈 분석

요우이탈은 비행기의 비행경로에 대한 안정성을 예측하고 세로 조종입력으로 부터의 이탈특성을 판단하는 기준이 된다. 참고문헌 [64]의 방법으로 받음각이 $0^{\circ} \sim 20^{\circ}$ 일 때 창공-91의 무게조건 4가지 경우에 대하여 해석하였다. 이 결과를 그림 2-5에 비교 검토한 결과, 동방향안정계수(dynamic directional stability parameter)가 0.001286~0.002412의 값을 보여 이 받음각의 범위에서는 요우이탈가능성이 없을 것으로 추측된다.

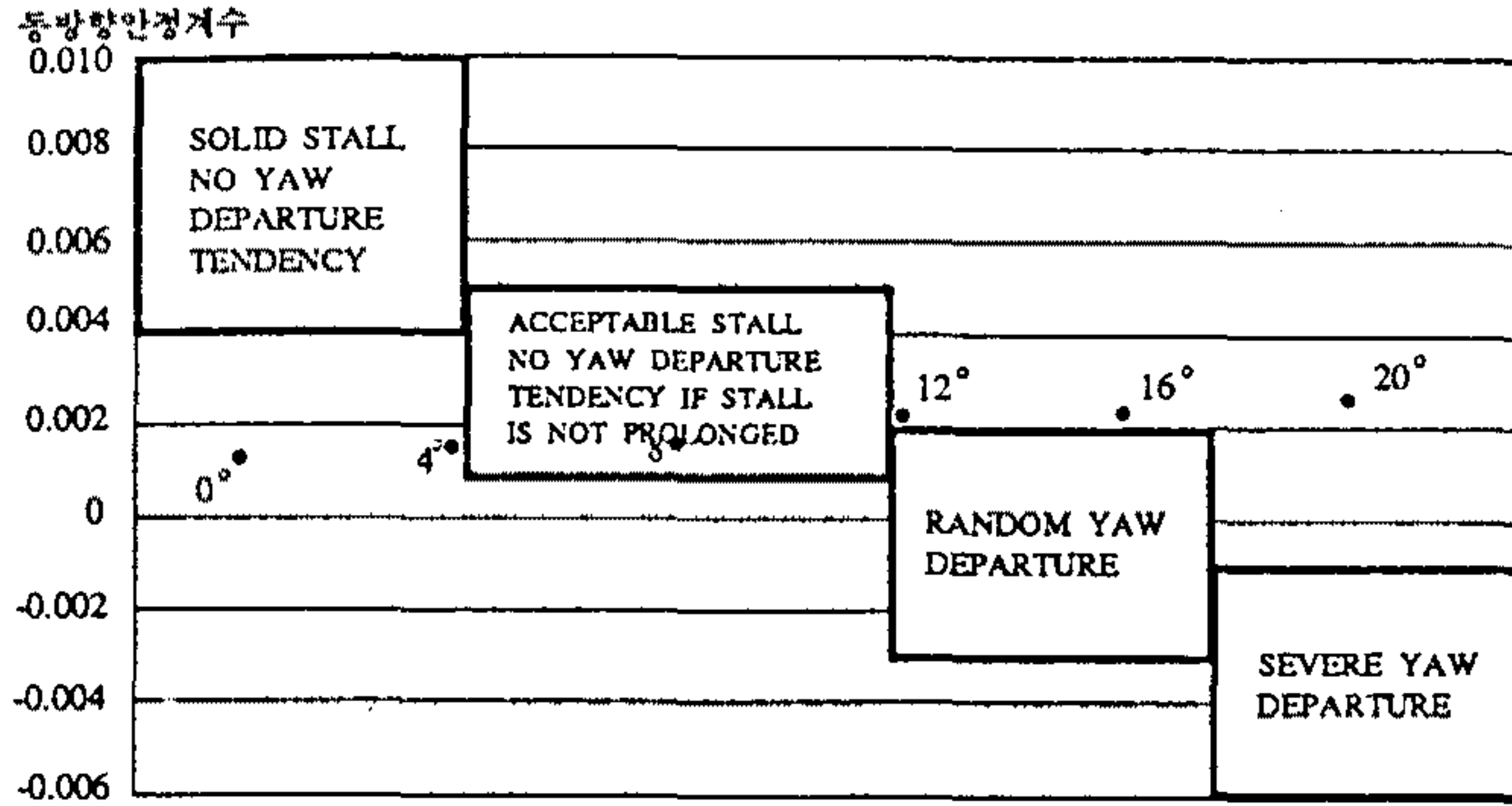


그림 2-5 창공-91의 받음각에 따른 동방향안정계수

(2) 꼬리날개 감쇠력계수(Tail Damping Power Factor) 분석

스핀회복특성을 분석하기 위하여 많이 사용되는 통계적 경험식을 이용한 방법으로 수평꼬리날개의 후류에 러더가 포함되지 않은 면적 및 스핀회전의 감쇠를 주기 위한 수평꼬리날개 하부의 동체면적에 의하여 분석하는 방법이다. 참고문헌 [16]의 방법으로 4가지 창공-91의 무게조건에 대한 스핀 회복특성을 분석한 결과는 그림 2-6과 같다.

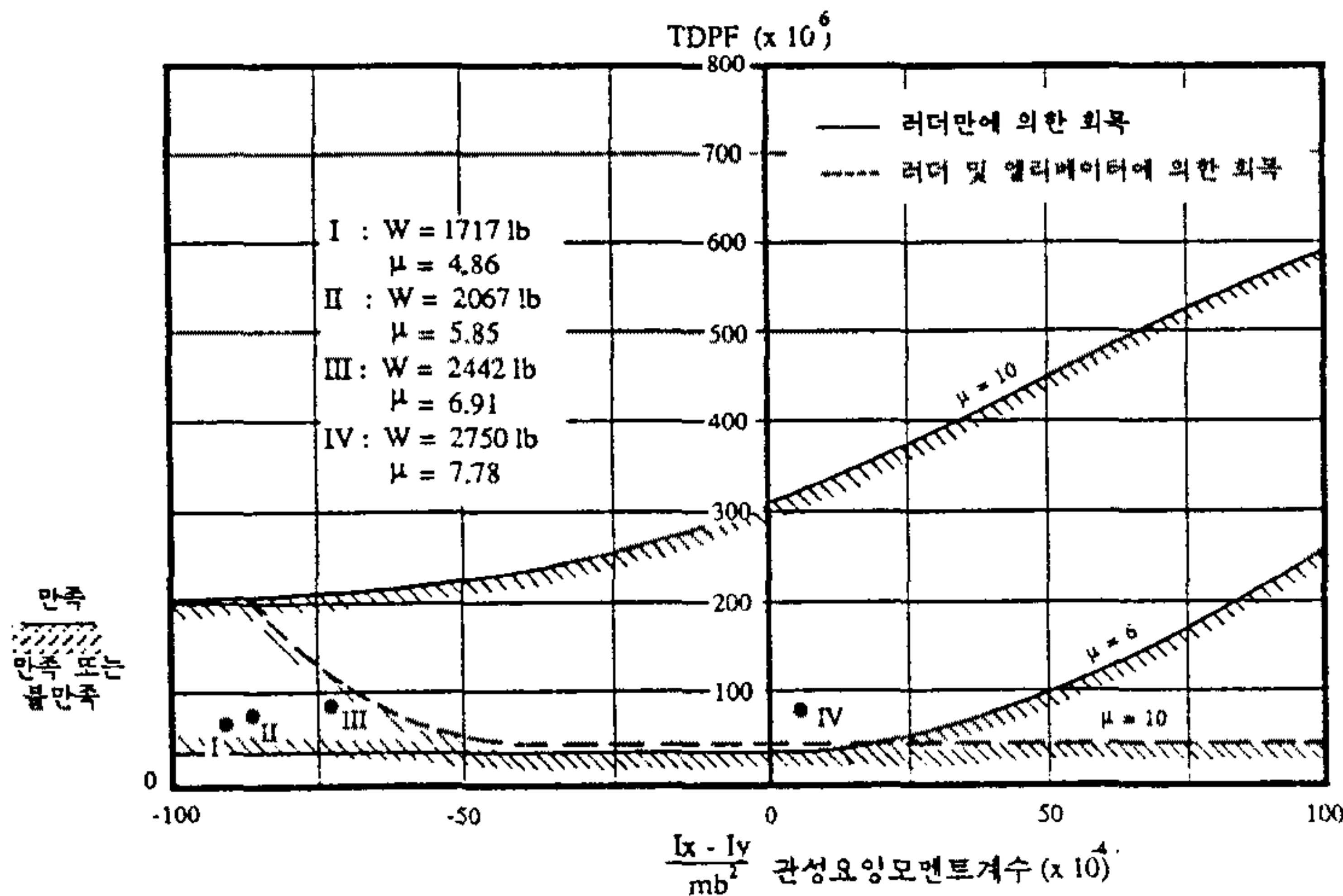


그림 2-6 창공-91의 꼬리날개 감쇠력 계수

(3) 불균형 롤링 모멘트계수(unbalanced rolling moment coefficient) 분석

항공기가 평형상태에서 날개에 의한 스핀지향모멘트가 항공기의 동체와 꼬리 날개에 의한 스핀억제모멘트 보다 작아야 스핀회복이 가능하다는 분석방법인데, 참고문헌 [13]의 방법으로 창공-91의 4가지 무게조건에 대한 불균형 롤링 모멘트계수 분석방법에 의한 스핀 회복특성을 분석한 결과는 그림 2-7과 같다.

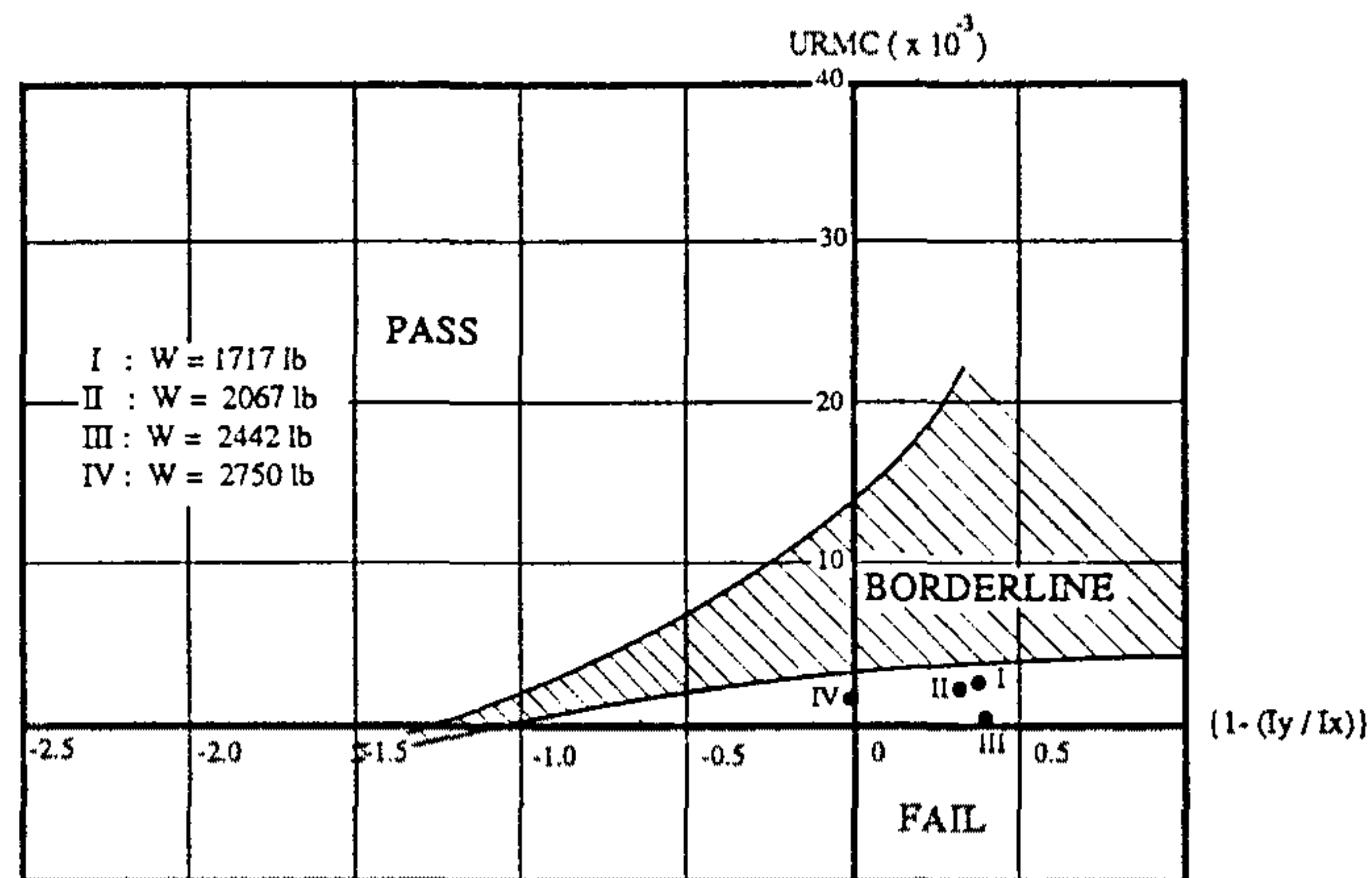


그림 2-7 창공-91의 불균형 롤링모멘트계수에 의한 스핀회복 기준

3. 구조

3차년도도의 구조 세부설계는 2차년도도의 구조 기본설계(CONF-II)를 기본으로 하여 그림 2-8의 과정으로 수행하였다.

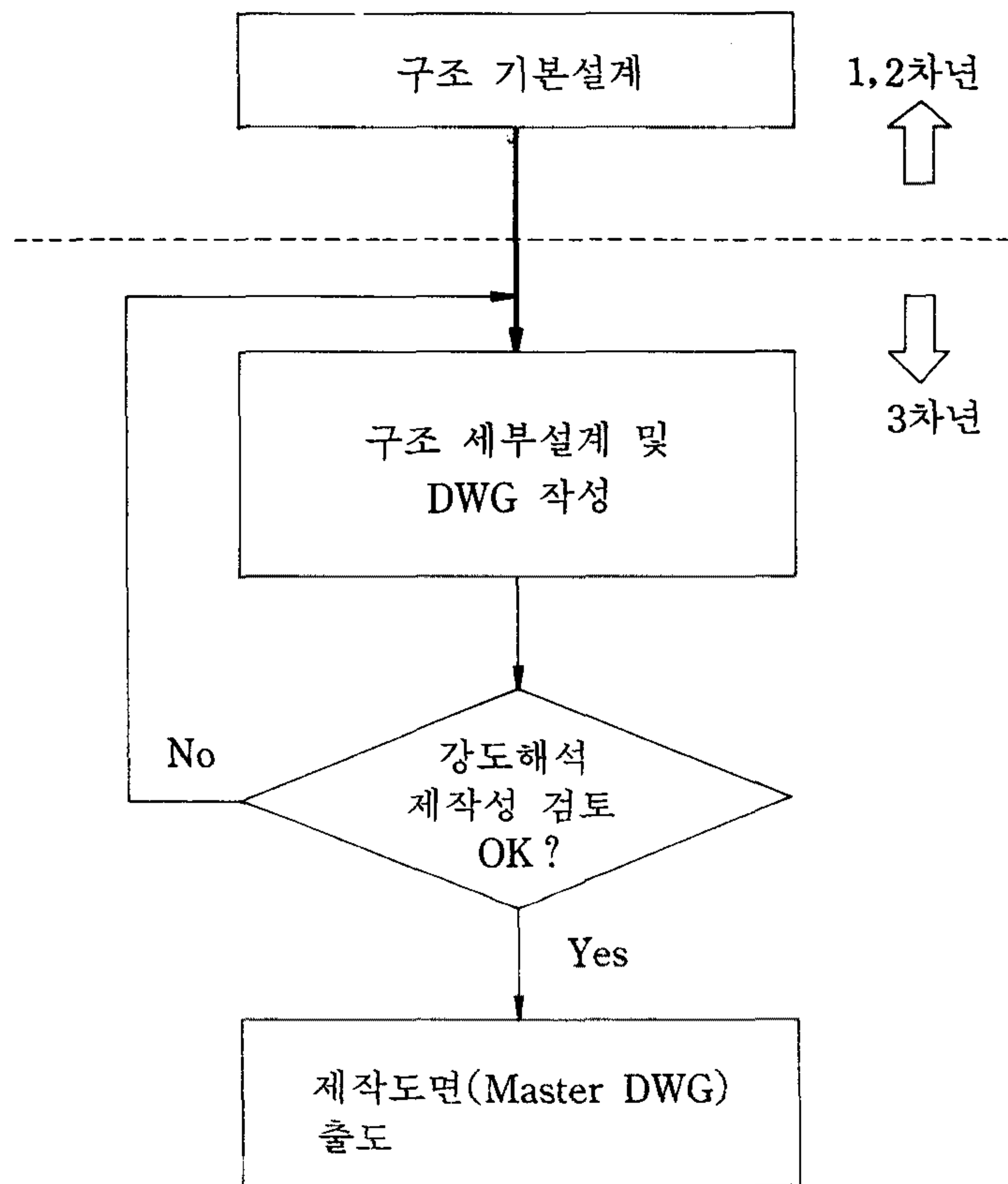


그림 2-8 구조 세부설계 계통도

구조 세부설계의 근간이 되는 구조배치 및 구조형식은 근본적으로 CONF-II와 동일하며, 다만 제작성 검토 및 강도해석 결과를 감안하여 일부 단품류들의 소재변경, 또는 국부적인 구조배치의 변경이 있었다. 이에 따라 3차년도 구조 세부설계는 주로 제작도면의 작성에 중점을 두어 진행하였다.

구조 세부설계는 FAR Part 23 [19]을 기준으로 하였고, 또한 Northrop사의 design manual [100]과 DAC(Douglas Aircraft Company)의 design handbook [24]을 주로 참조하였다. 제작도면 작성 및 표기법은 DAC의 draft manual [27]을 기본으로 하였고, 일부 단품류의 UDM(Undimensioned Drawing) 도면작성에는 Northrop사의 Draft Manual [101]을 따랐다. 한편, 제작공정의 지침은 DAC의 process standard를 기준으로 하였으며, 일부 MIL-Spec.을 참조하여 보완하였다.

이상의 과정을 통한 구조 세부설계의 결과로 약 1,000매의 제작도면을 출도하였고, 그 구성에 대한 개요는 부록의 I. 조립도면 체계도에 나타내었다. 또, 그중 특히 중요하다고 판단되는 조립도면은 부록 III. 도면에 실었다.

본 절에서는 3차년도에 수행한 구조 세부설계의 진행과정을 가. 하중해석, 나. 날개설계, 다. 동체설계, 라. 꼬리날개설계의 순으로 기술하고자 한다.

가. 하중해석

(1) 하중해석 조건

창공-91의 외형이 CONF-II를 유지하고, 또한 내부의 구조/시스템 배치가 2차년도의 구조 기본설계 결과를 유지함에 따라, 3차년도의 구조 세부설계에 적용하기 위한 하중해석의 과정 및 결과는 기본적으로 2차년도의 경우와 동일하다. 즉, 3차년도의 하중해석은 2차년도와 같은 방법으로, CONF-II의 외형 및 2

3차년도 구조 기본설계 결과를 바탕으로 하여, 총 24가지의 중량 형상에 대해 각각 29가지의 비행 및 지상 하중해석조건을 적용하여 수행하였다(참고문헌 [2] 참조). 이에 따라 3차년도의 하중해석은 도합 696가지의 경우에 대해 수행하였으며, 그 과정은 그림 2-9에 나타낸 비와 같다.

하중해석은 FAR part 23을 기준으로 하여 수행하였으며 일부 지상 하중해석에 있어서 MIL-A-8862를 참조하였다.

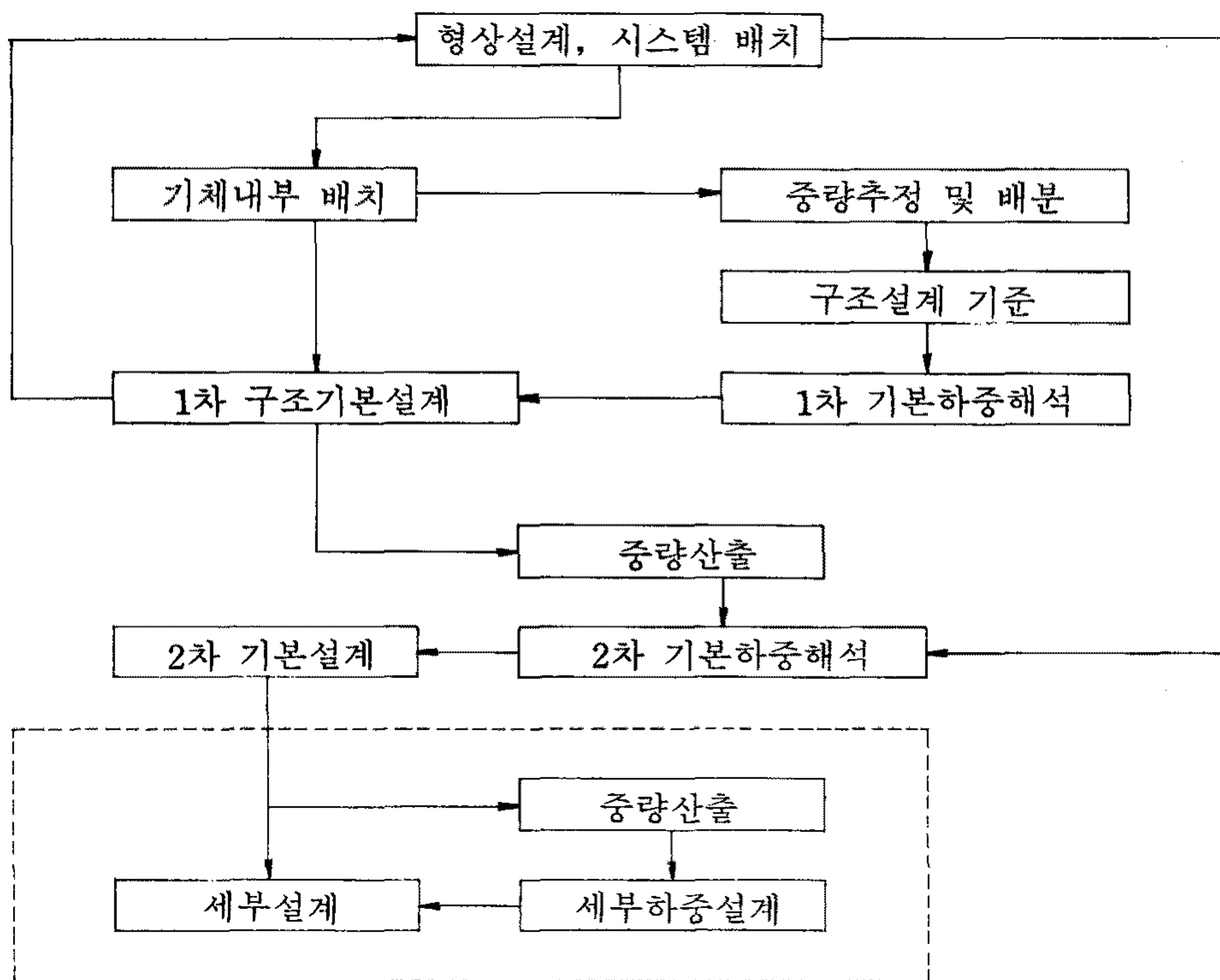


그림 2-9 3차년도 하중해석의 전개과정(점선부위)

(2) 하중해석 결과

전술한 바와 같이 3차년도 하중해석 조건은 기본적으로 2차년도의 경우와 유사하므로, 하중해석 과정에 대한 상세한 기술은 피하기로 하고, 본 절에서는 구조 세부설계의 기준이 된, 최대 외력조건결과를 추출하여 기술하였다.

즉, 도합 696가지의 경우에 대하여 수행한 하중해석의 결과중, 항공기 각 부문에 대해 최대하중이 걸리는 경우를 추출하여 정리하였으며, 그 대표적인 주요 결과를 표 2-3에 수록하였다. 표 2-3의 내용중 중량형상 및 하중조건의 기호와 하중 방향의 좌표계는 참고문헌 [2]와 동일하다.

나. 날개 설계

날개는 그림 2-10에 나타낸 바와 같이 기본날개, 플랩, 에일러론으로 구성된다. 플랩은 4개의 플랩 힌지로써 기본 날개에 장착되고 플랩 토크 튜브 및 푸시-풀 로드로 구동되며, 에일러론은 3개의 피아노 힌지로 기본날개에 장착되며 역시 푸시-풀 로드로 구동된다. 날개 설계에 대한 외형조건과 날개의 구조 배치는 2차년도의 기본 설계결과와 동일하며, 이를 바탕으로 3차년도에는 구조 세부설계 및 이의 도면화 작업을 중점적으로 수행하였다.

날개의 외형조건은 2차년도의 CONF-II와 동일하며, 3차년도의 날개 세부설계는 이 외형조건 및 전항의 하중해석결과를 바탕으로 하여, 아래와 같이 설정된 구조 설계 목표하에 수행되었다.

- 날개 구조 설계 목표
 - U급 기동하중 발생 및 지지
 - 지상 하중 지지
 - 고정식 착륙장치 부착
 - 착륙 등, 피토 등의 장비 부착

표 2-3 하중해석 결과

순번	중량형상	중량 (lbs)	하중조건 기 호	C.G. 위치 (ft)	Nx	Nz	각 가속도 (rad/sec ²)	날개하중 (lbs)	꼬리날개하중 (lbs)	비 고
1	U3000	1,900	VG06U	8.025	-1428.7	<ul style="list-style-type: none"> · 수평꼬리날개 하중 최대조건(upward) · 수직돌풍조건 · 최대 전방 중심위치
2	U3313	2,700	LV03U	8.458	0.607	3.427	$\ddot{\theta} = 0.676$ (nose-up)	<ul style="list-style-type: none"> · 주착륙 장치의 최대 반력조건 -Vmx=1,638.0 lbs(forward) -Vmz=6,553.0 lbs(upward) · 꼬리하향착륙의 최대수직 하중조건
3	U3313	2,700	PC02U	8.458	0	4.286	$\ddot{\theta} = 2.4475$ (nose-up)	Lw=12,789.6	Lh=-1,216.4	<ul style="list-style-type: none"> · 동체 최대전단/굽힘모멘트 하중조건 -Vz, max ; F.S. 136.611~170.0 구간 -My, max ; F.S. 112.15~117.125 구간 · 기동피칭조건의 checked maneuver
			PC04U	8.458	0	4.508	$\ddot{\theta} = -2.4475$ (nose-down)	Lw=12,790.0	Lh=-619.6	<ul style="list-style-type: none"> · 동체 최대전단 하중조건 -Vz, max ; F.S. 78.45~114.0 구간 · 기동피칭조건의 checked maneuver
			PC01U	8.458	0	4.228	$\ddot{\theta} = 3.729$ (nose-up)	Lw=12,444.6	Lh=-1,030.3	<ul style="list-style-type: none"> · 동체 최대전단 하중조건 -Vz, max ; F.S. 114.0~136.611 구간 · 기동피칭조건의 checked maneuver

- 좌·우 각각 175 lb의 연료 탑재
- 조종사 및 승객 탑승용 디딤판
- 날개 구조 설계 목표 중량(한쪽 날개)
 - 기본 날개 : 137 lb
 - 연료 탱크 : 17 lb
 - 플랩 : 9 lb
 - 에일러론 : 7 lb

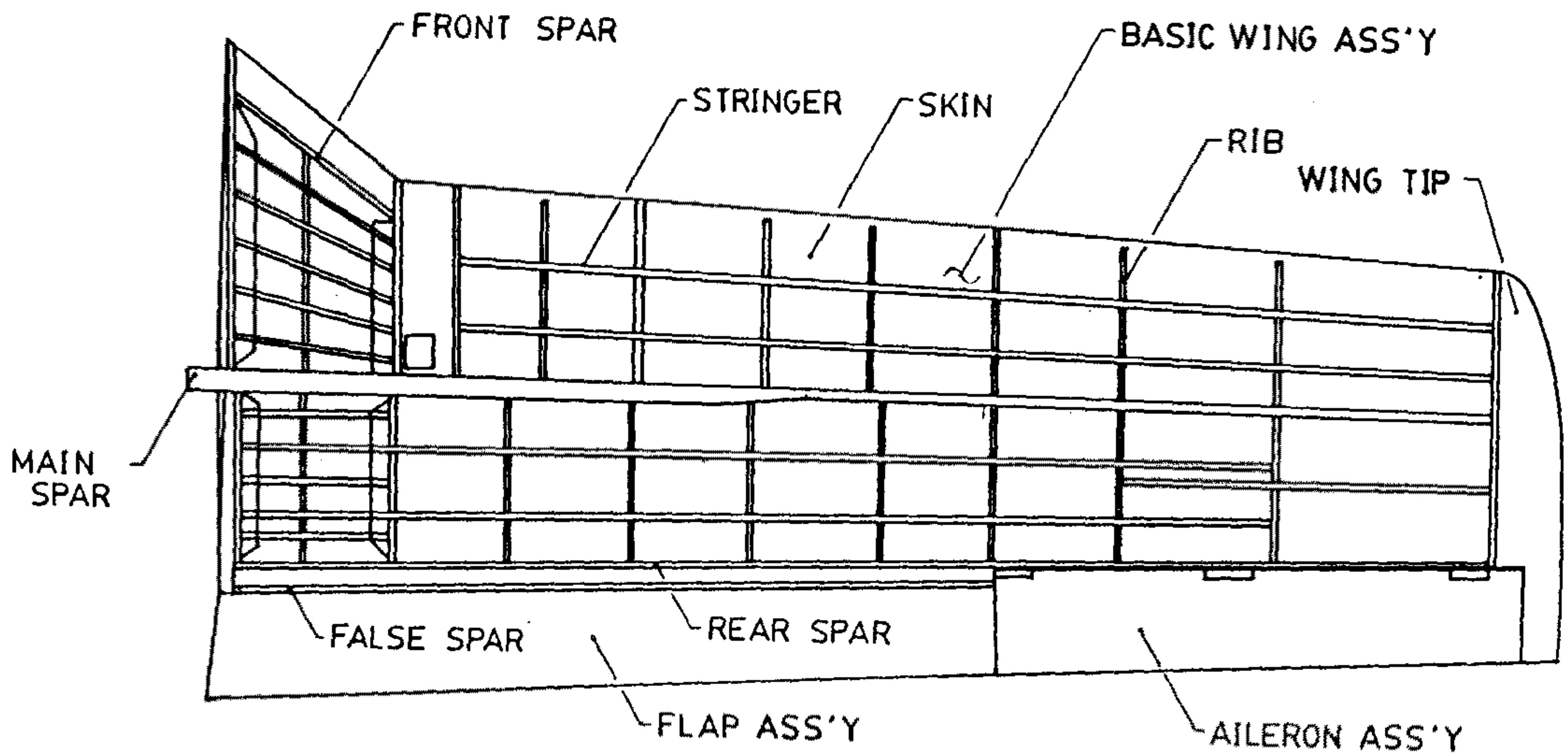


그림 2-10 날개구성도(우측 날개)

(1) 기본날개 세부설계

기본날개의 구성은 그림 2-10에 나타낸 바와 같이 3개의 스파(주스파, 전방 및 후방 보조스파)와 23개의 전, 후방 리브 그리고 각 단면에서 7개의 스트링거로 골조를 이루게 하였다. 기본 날개의 소재는, 큰 압축하중을 지탱하는 주스파 상부캡이 7075계열의 알루미늄 압출재인 것을 제외하면 거의 모두 2024계열의 알루미늄 합금이고, 다만 연료 탱크 내부의 채널에 일부 6061계열의 알루미늄 판재가 적용되었다.

3차년도의 날개 세부설계에 있어서 치수 세부설계 과정은 그림 2-11에 나타낸 설계 계통도에 따라 진행되었는데, 2차년도의 치수설계 과정과 다른 점은 3차년도에 있어서는 날개 각 구조 부재의 하중지탱에 대한 효율성을 부여한 점이다.

즉, 3차년도의 경우, 날개 각 구조 부재에 작용하는 내력조건을 보다 정확히 계산하기 위하여, 날개-동체 결합조건에 따른 shear-lag 현상을 감안하여 그림 2-12와 같이 구조 부재의 effectivity를 가정하였다.

이와 함께 기본 날개의 각 구조 부재에 작용하는 내력조건을 보다 정확히 계산하기 위하여, 2차년도에 이미 사용한 바 있는 전산 프로그램 WINGLOD의 기능을 향상시켜 활용하였다. 그림 2-13에 WINGLOD의 구조 및 내용을 간략히 나타내었다. 그림 2-13의 날개 축 시스템은 날개 세부 설계도면의 기준축(WS, WNS, WCS)과 WINGLOD에 사용된 축 시스템과의 상관관계를 보이고 있다.

날개 구조의 치수 설계에 사용된 하중조건으로는 그림 2-11에서 보는 바와 같이(3개의 중량형상에 대한 각각 10개의 비행조건) 도합 30개의 비행하중조건 및 전항에 기술된 지상하중 해석결과를 적용하였다. 날개에 주어지는 스펜방향의 외력 분포는 WINGLOD의 부프로그램인 AIRLOD, INERTIA, LOAD를 통해 계산되었으며, 해석결과 지상하중조건 보다는 비행하중이 보다 임계적인 것으로 나타났다. 이에따라 날개 구조설계 하중으로 선별된 대표적인 비행하중에 대한

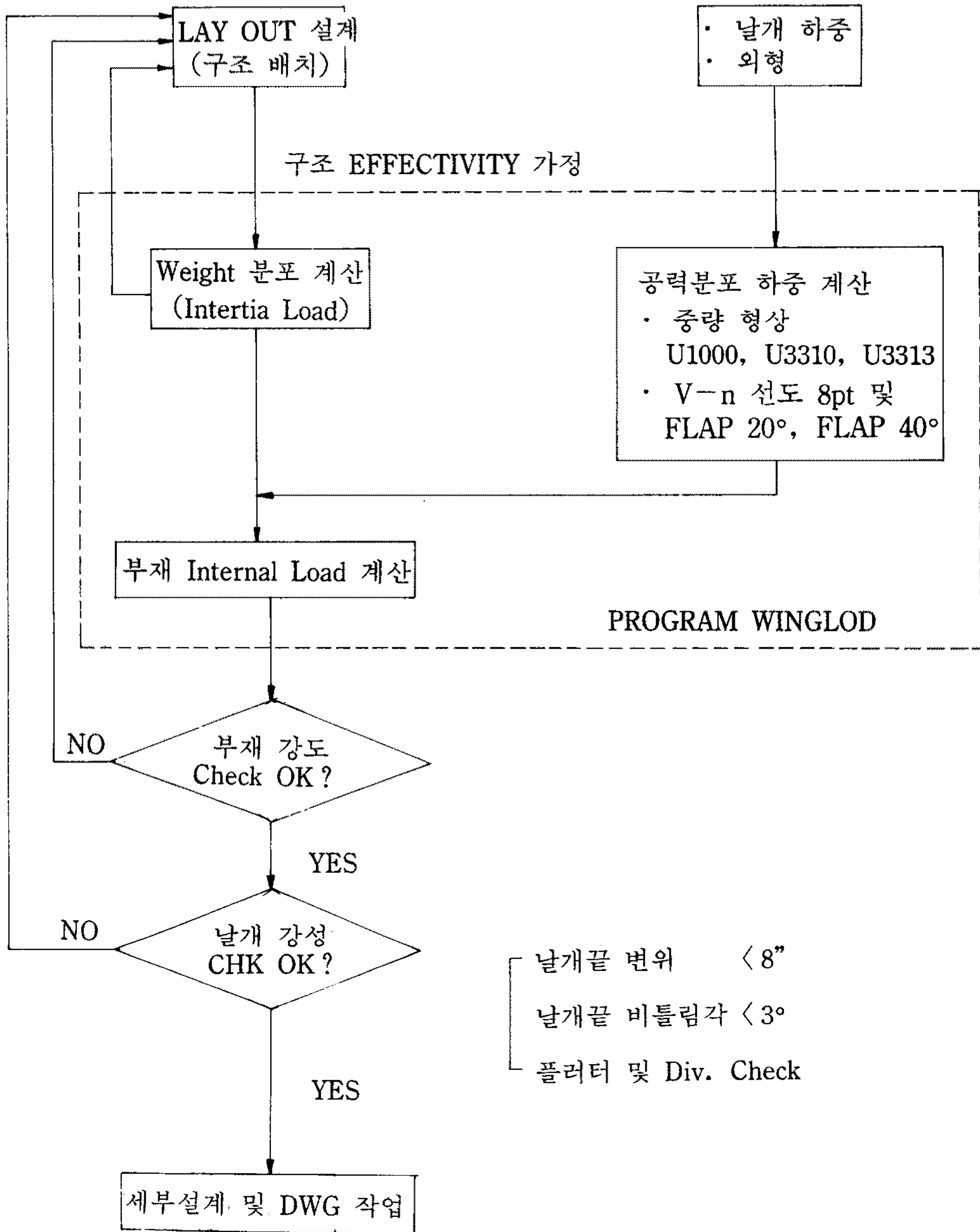


그림 2-11 날개 세부설계 계통도

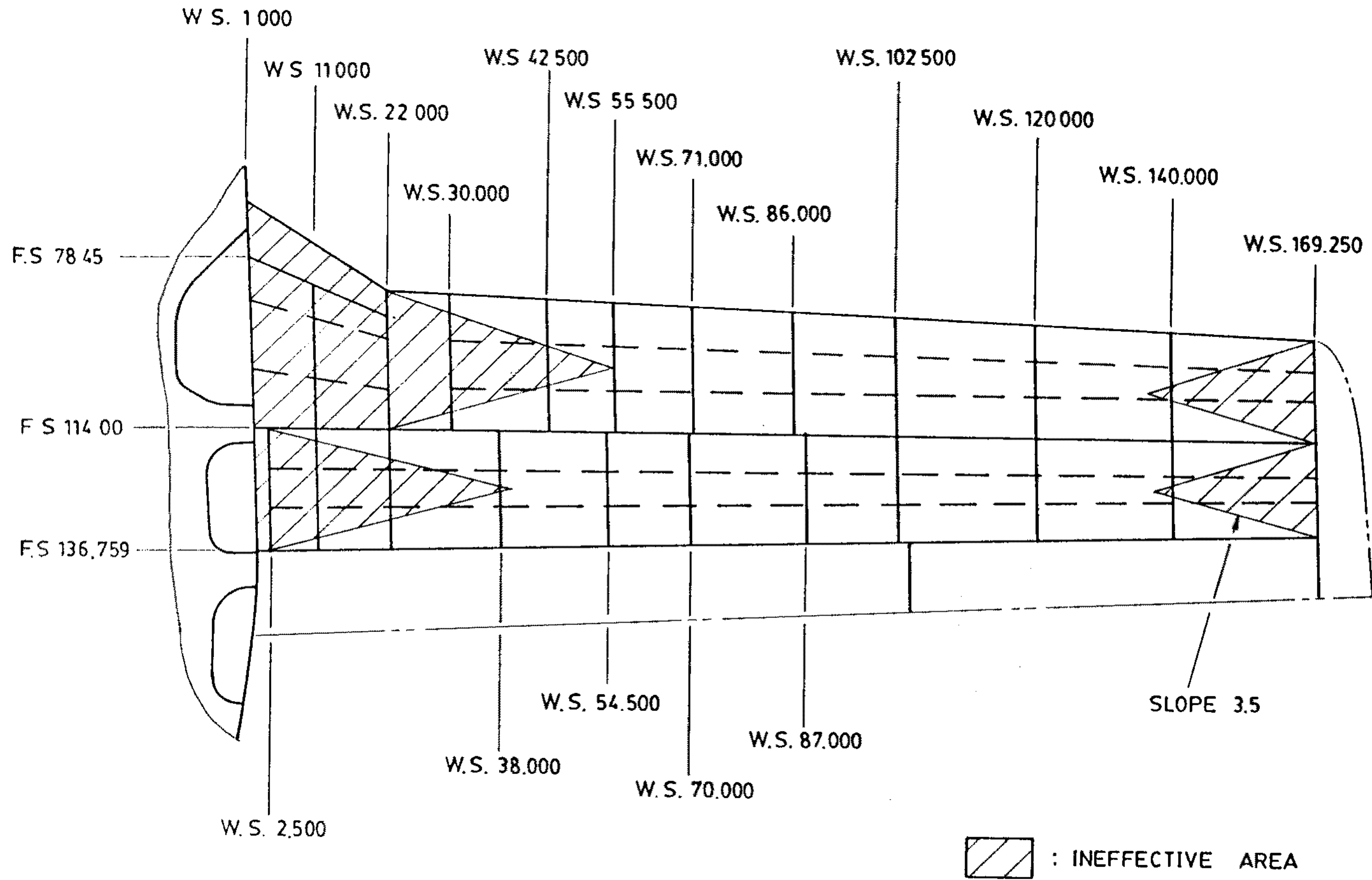
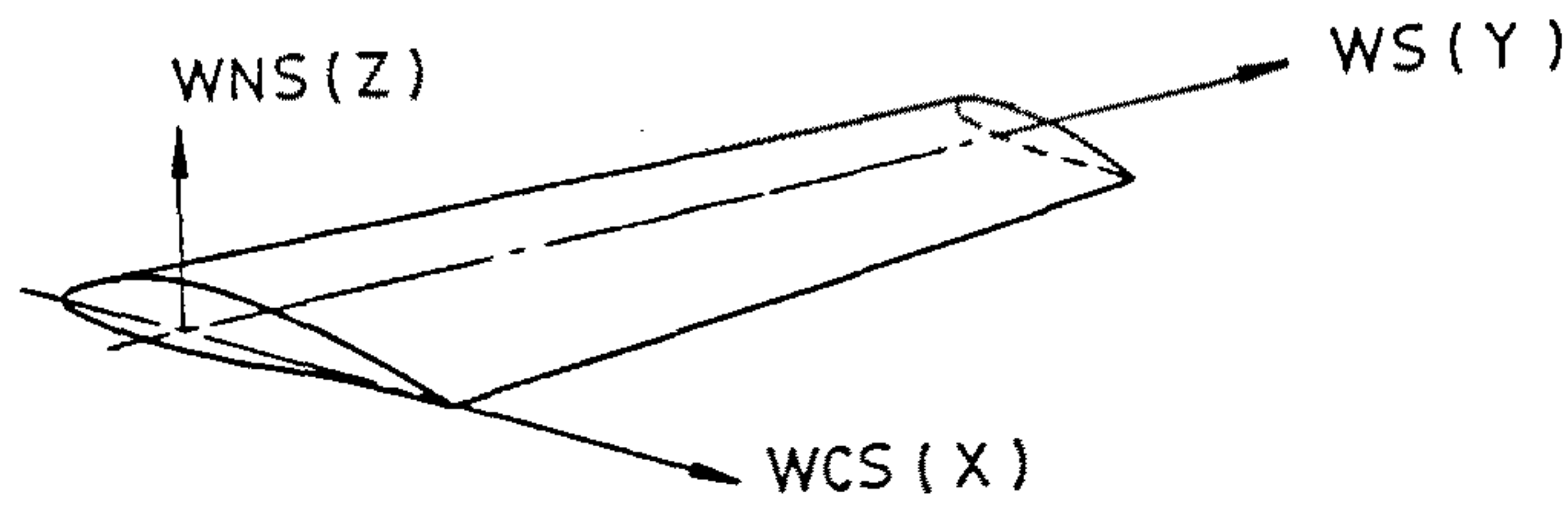


그림 2-12 날개 구조부재의 Effectivity



WING COORD SYS.

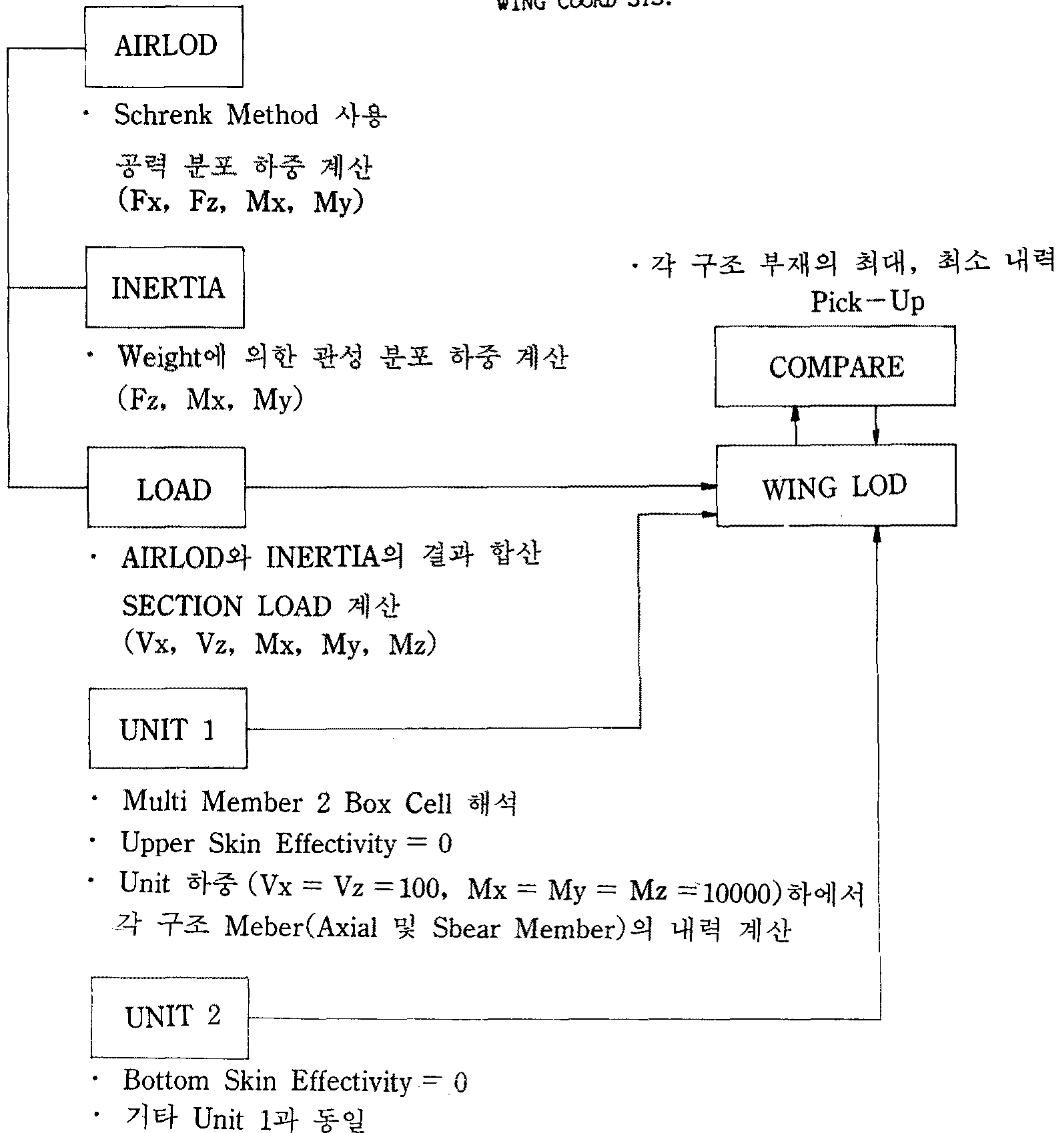


그림 2-13 전산 프로그램 WINGLOD의 기능 및 구성

날개 분포하중 결과와 날개 구조 배치 및 각 부재의 치수와 형상 설계 결과를 종합, WINGLOD의 부프로그램 LOAD, UNIT1, UNIT2 등에 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 반복 계산을 하였으며, 최종적으로 날개의 강성을 확인하여 치수설계를 완료하였다(그림 2-11 참조). 최종적으로 확정된 기본날개의 각 단면의 강성 계수들은 다음 표 2-4, 5와 같다.

3차년도에 수행한 날개 세부설계의 결과는 약 450매의 도면으로 출도하였으며, 그중 중요한 조립도면을 선별하여 부록 III. 도면란에 수록하였다.

(2) 플랩 세부설계

플랩은 날개 기본구조와는 달리 초기 비틀림을 갖지 않도록 설계함으로써 제작의 용이성을 도모하였다. 구조 형식은 그림 2-14에 나타낸 것처럼 플랩스파, 리브, 외피로 구성되어 있으며 2024계열의 알루미늄 판재를 기본 소재로 하였다.

기본날개와 플랩의 결합은 기본날개의 4개의 리브(W.S 2.5, W.S 22, W.S 54.5, W.S 102.5)에 부착된 4개의 브래킷과 각각의 브래킷 위치에 대응하여 플랩스파에 부착된 Horn을 베어링 힌지로 연결하였다. 설계시 하중조건은 FAR Part 23 Appendix B를 기준으로 하였다. 세부 설계 내역은 부록 III. 도면란에 수록하였다.

(3) 에일러론 세부 설계

에일러론 역시 제작의 용이성을 고려하여 비틀림을 갖지 않도록 설계하였으며, 구조 형식은 그림 2-15에 보인 바와 같이 에일러론 스파, 리브, 외피로 구성되며,

표 2-4 날개 스펀방향의 강성(정상비행시)

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	0.554	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	68.033	193.368	3.003	200.967	-1.607	2.473
9	30.000	3.935	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	66.633	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	0.339	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	14.536	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

표 2-5 날개 스펀방향의 강성(배면비행시)

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	0.892	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	230.628	0.630	165.135	-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	-0.796	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

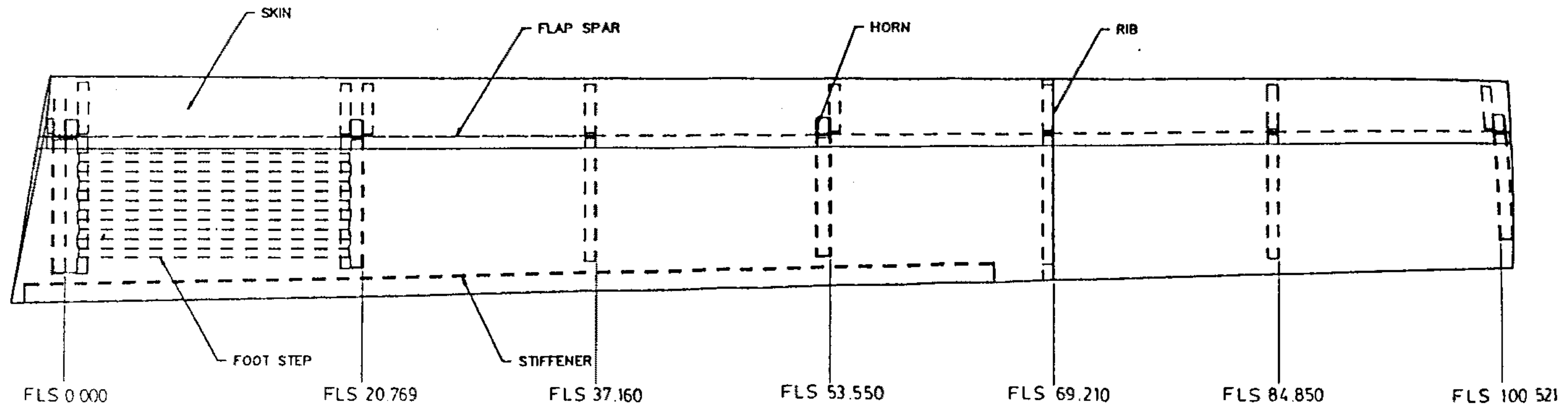


그림 2-14 플랩 구조

69

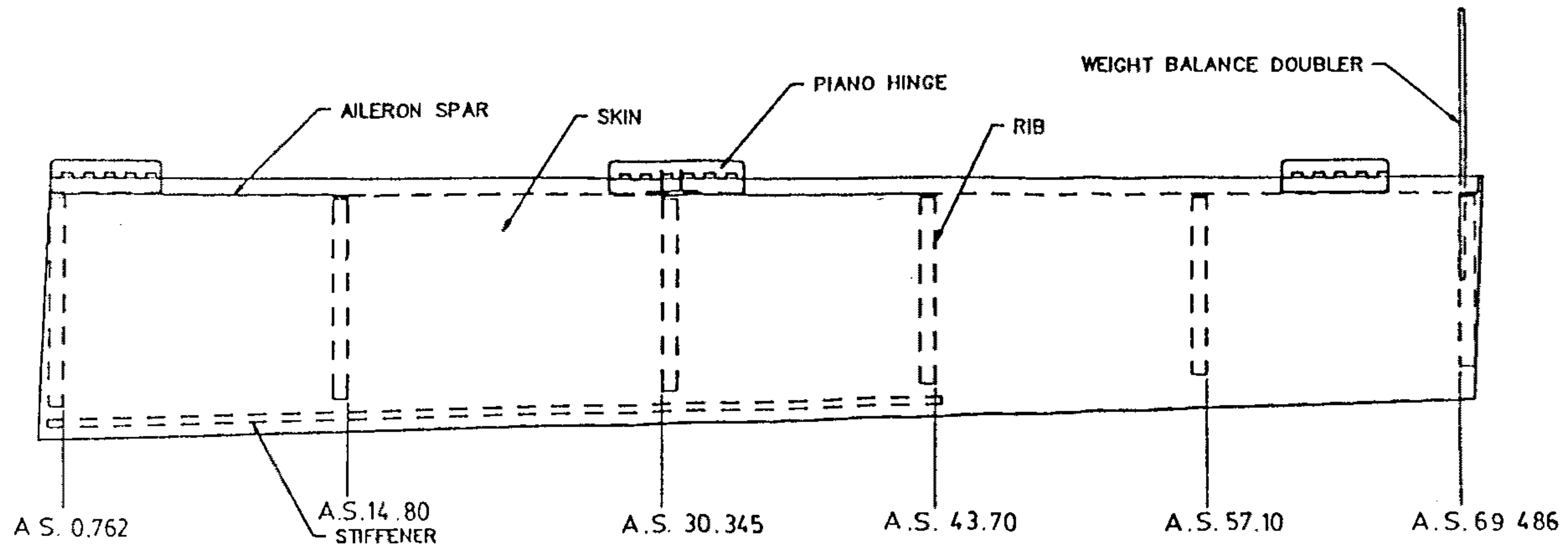


그림 2-15 에일러론 구조

마지막 리브에는 플리터를 방지하기 위한 weight balance용 더블러를 부착하였다. 기본날개와 에일러론의 결합은 3개의 피아노 힌지를 사용하였다. 세부 설계내역은 역시 부록 III. 도면란에 수록하였다.

다. 동체 설계

창공-91의 동체는 설계 및 도면작업의 효율성 제고를 위하여 그림 2-16과 같이 전방동체, 중앙 상부동체, 중앙 하부동체 및 후방동체로 분리하여 세부 설계작업을 수행하였다. 이에 따라, 본 절에서는 전방동체, 중앙동체, 후방동체로 나누어서 그 설계과정을 기술하고자 한다.

(1) 전방동체

전방동체는 FS 0~FS 55.0 사이의 동체 구조를 지칭하며, 엔진 및 관련 추진계통, 엔진 카울, 엔진 마운트 등으로 구성된다. 이들 중, 엔진 및 관련 추진계통에 대해서는 뒷 절에서 다루기로 하고 본절에서는 엔진 카울 및 엔진 마운트의 설계에 관하여 기술하겠다.

(가) 엔진 카울 설계

엔진 카울은 상, 하 2개의 구조로 이루어지게 하였으며, 그 연결은 latch로 이루어지게 하여, 엔진의 정비가 용이하도록 하였다. 또한, 방화벽과의 결합은 스크류를 이용하여 조립이 간편하도록 하였으며, 이때 엔진의 진동으로 인해 발생할 수 있는 충격을 감소시키기 위해 고무 완충판을 사용하였다. 엔진 카울의 구조는 외피, 보강재, 점검창 등으로 구성되어 있으나, 큰 하중을 받지 않는 2차 구조물이므로 상세한 하중해석은 수행하지 않았으며, 이와 관련하여 엔진 카울은

glass/epoxy 복합재를 적용하는 것으로 설계하였다. 그 세부 설계내역은 부록 III에 수록하였으며, 제작된 형상은 제 4장 제 2절 복합소재 부품개발편에 나타내었다.

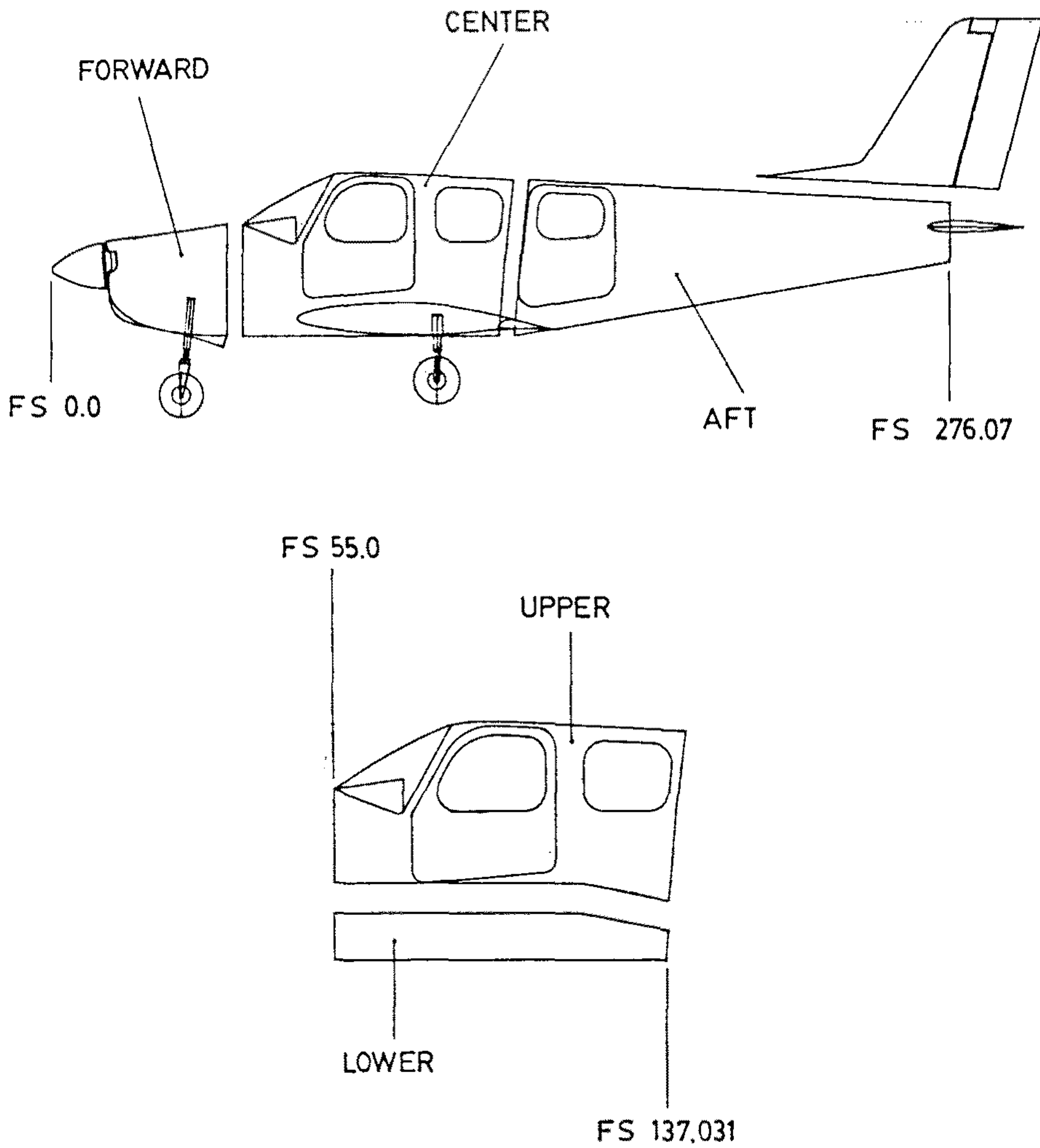


그림 2-16 동체 형상

(나) 엔진 마운트 설계

엔진 마운트는 엔진을 동체의 론저론에 부착시켜 자체의 중량과 기동시 발생하는 여러 하중을 전달하여 지지케 한다. 경항공기의 경우 여러 형식이 있으나 엔진의 특성을 고려하여 Dynafocal Mount 방식에 의한 튜브형 트러스 구조 형식을 채택하였다. 전방착륙장치의 장착구조는 부록 III. 도면에 나타낸 바와 같이 엔진 마운트와 방화벽에 스트러트(철강재 튜브)로 연결되도록 하였다. 착륙시 전방착륙장치에 발생하는 하중은 착륙장치 장착구조인 스트러트에 의해 엔진 마운트에 전달되므로 착륙장치 장착구조와 엔진 마운트 구조를 합쳐 전체를 하나의 구조물로 가정하여 강도계산 및 치수설계를 수행하였다.

설계하중 조건은 FAR 23에 의거하였으며 그 상세한 내역은 다음과 같다.

- 엔진 토크 하중조건(FAR § 23.361)
- 착륙시 엔진 마운트에 부착된 전방 착륙장치에 의해 전달되는 하중조건(FAR § 23.499)
- 측방하중조건(FAR § 23.363)
- 자이로 스코프 하중(FAR § 23.371)
- 돌풍 하중 조건

이상의 각 조건에 따른 해석 및 세부설계의 과정은 2차년도와 동일하며, 3차년도에 수행한 세부 설계 결과는 5매의 도면으로 출도하였으며, 이를 부록 III. 도면란에 수록하였다.

(2) 중앙동체 설계

중앙동체는 전술한 바와 같이 설계의 편의를 위하여 중앙 상부동체 및 중앙 하부동체로 구분하여 설계작업을 수행하였다(그림 2-16 참조). 그러나, 구조 기능상 중앙 상·하부 동체의 구분이 무의미하므로 본절에서는 이를 종합하여

기술한다. 중앙동체는 방화벽(F.S 55.0)~F.S 137.031 프레임까지의 동체구조를 지칭하며, 전·후방 동체가 각각 중앙동체에 결합되어 최종 동체 ass'y로 된다. 또한, 중앙동체는 엔진 마운트로부터 고정 볼트를 통해 전달되는 하중 및 날개로부터 전달되는 하중 등을 지지하는 4개의 프레임, 2개의 carry-through빔, 4개의 하부 론저론, 좌우 각 2개의 측면 론저론으로 구성된다.

중앙동체의 설계하중조건은 FAR part 23의 관련규정을 따랐으며, 각 세부구조 부재설계에 대한 상세한 내역은 1, 2차년도 보고서에 기술되어 있다[참고문헌 1, 2]. 3차년도에 수행한 중앙동체의 세부설계 결과는 약 500매의 도면으로 출도되었으며 그중 주요한 것을 선별하여 부록 III. 도면란에 수록하였다.

(3) 후방동체 설계

후방동체의 구조는 5개의 프레임, 8개의 론저론으로 골조를 이루며 전자계기 장착구조물, 수평, 수직꼬리날개, 테일콘 장착 구조물 등이 이에 부착된다. 각 세부구조 요소의 설계과정을 요약하면 다음과 같다.

후방동체는 세미 모노코크 구조이며, 론저론은 후방 동체의 굽힘 모멘트를 지탱할 수 있도록 상·하·좌·우 각 2개씩 배치하며 그 소재는 AL2024-T3511 압출재로 하였다.

외피는 전단하중에 유효하게 지지하도록 설계하며 특히, 취약한 부분은 스티프너로서 보강하였다. 외피의 소재는 ALCLAD2024-T3 판재이며, 0.025" 두께 및 0.03" 두께의 판재를 주로 적용하여 설계하였다.

프레임은 론저론의 위치와 외피의 두께를 고려하여, 그 간격을 결정하였다. 론저론이 통과하는 부분을 일누 절단하여 cleat로서 프레임-론저론을 연결시켰으며 수직·수평꼬리날개가 장착되는 2개의 프레임은 0.063" 두께의 AL2024-T3 판재로, 나머지는 0.032" 두께의 판재를 가공하여 제작할 수 있도록 설계

하였다.

한편, 후방동체에 부착되는 배터리, 리셉터클, 안테나 등의 전기/전자 장비와 꼬리날개의 비행조종계통관련 시스템이 상호간섭이 없도록 배려하여 설계를 수행하였으며, 이와 관련한 세부 설계내역은 부록 III. 도면란에 수록하였다.

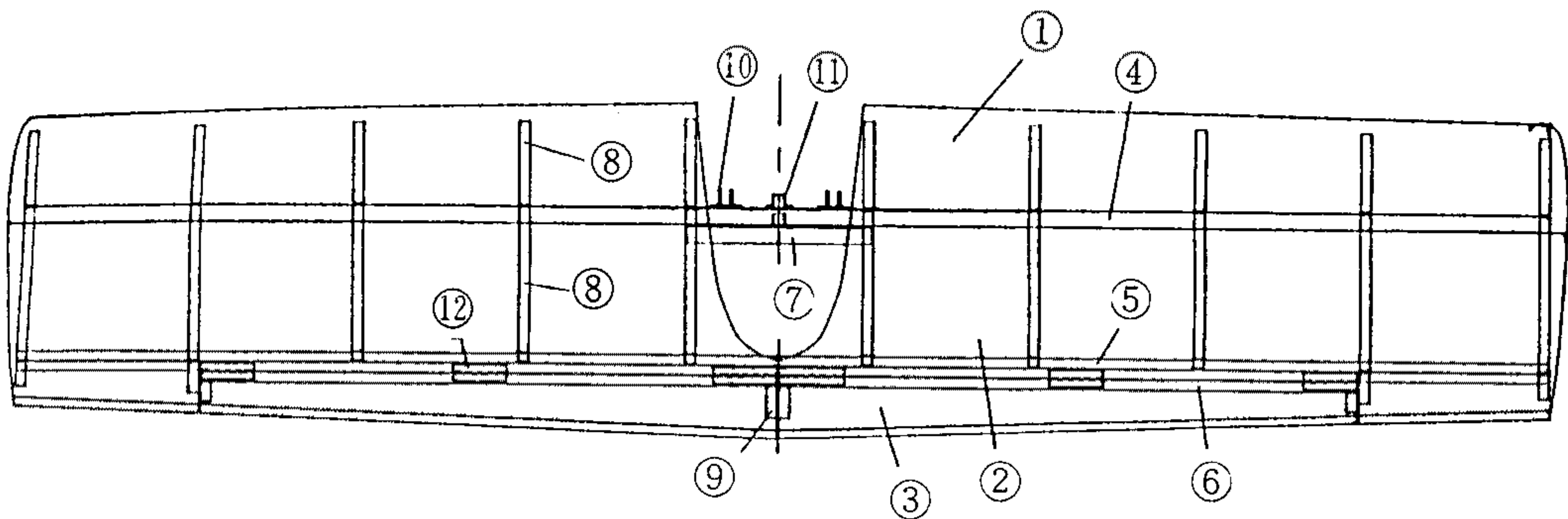
라. 꼬리날개 설계

(1) 수평꼬리날개

수평꼬리날개는 1, 2차년도에 구조설계에 변화없이 3차년도에도 세미모노코크형으로 제작성과 기능면을 고려하여 설계하였다. Fitting 부위를 제외한 각 부품들은 복합재료를 사용하였고, 제작성을 고려하여 가능하면 일체형으로 설계하였으며, 복합재료는 (주) 한국화이버에서 개발하여 MD사의 품질검인을 받은 Carbon Fabric Prepreg(CF331P-R39P)를 사용하였고, galvanic 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 접착제를 함께 사용하여 구조적인 신뢰성을 도모하였다. 수평꼬리날개의 간략한 형상은 그림 2-17에 나타낸 바와 같으며, 각 단품들의 치수(두께) 내역은 표 2-6에 나타내었다. 3차년도에 수행한 수평꼬리날개의 세부설계결과는 부록 III. 도면란에 수록하였다.

표 2-6 수평꼬리날개 부품 및 적층수

부 품		수 량	적층수
꼬리날개	외피	2	4
	전방 스파	1	30~9
	후방 스파	1	8
	뿌리 리브	4	8
	리브	20	8
탭	외피	4	4
	스파	2	8
	리브	4	8



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

그림 2-17 수평꼬리날개

(2) 수직꼬리날개

수직 꼬리날개는 그림 2-18에서 보는 바와 같이 페어링, 도살핀, 핀, 러더 등으로 구성되어 있으며 이중 도살핀과 페어링류는 glass/epoxy 프리프레그로, 나머지는 carbon fabric 프리프레그(CF3319-R39P)를 적용, 제작할 수 있도록 설계하였다. 수직꼬리날개의 구조배치는 1, 2차년도의 구조설계와 별다른 변화가 없이, 3차년도에는 그 세부설계를 수행하였다. 설계에 사용된 소재 및 물성치는 1, 2차년도의 보고서에 나타낸 바와 동일하다[참고문헌 1, 2]. 수직꼬리날개의 세부 설계결과는 부록 III. 도면란에 수록하였다.

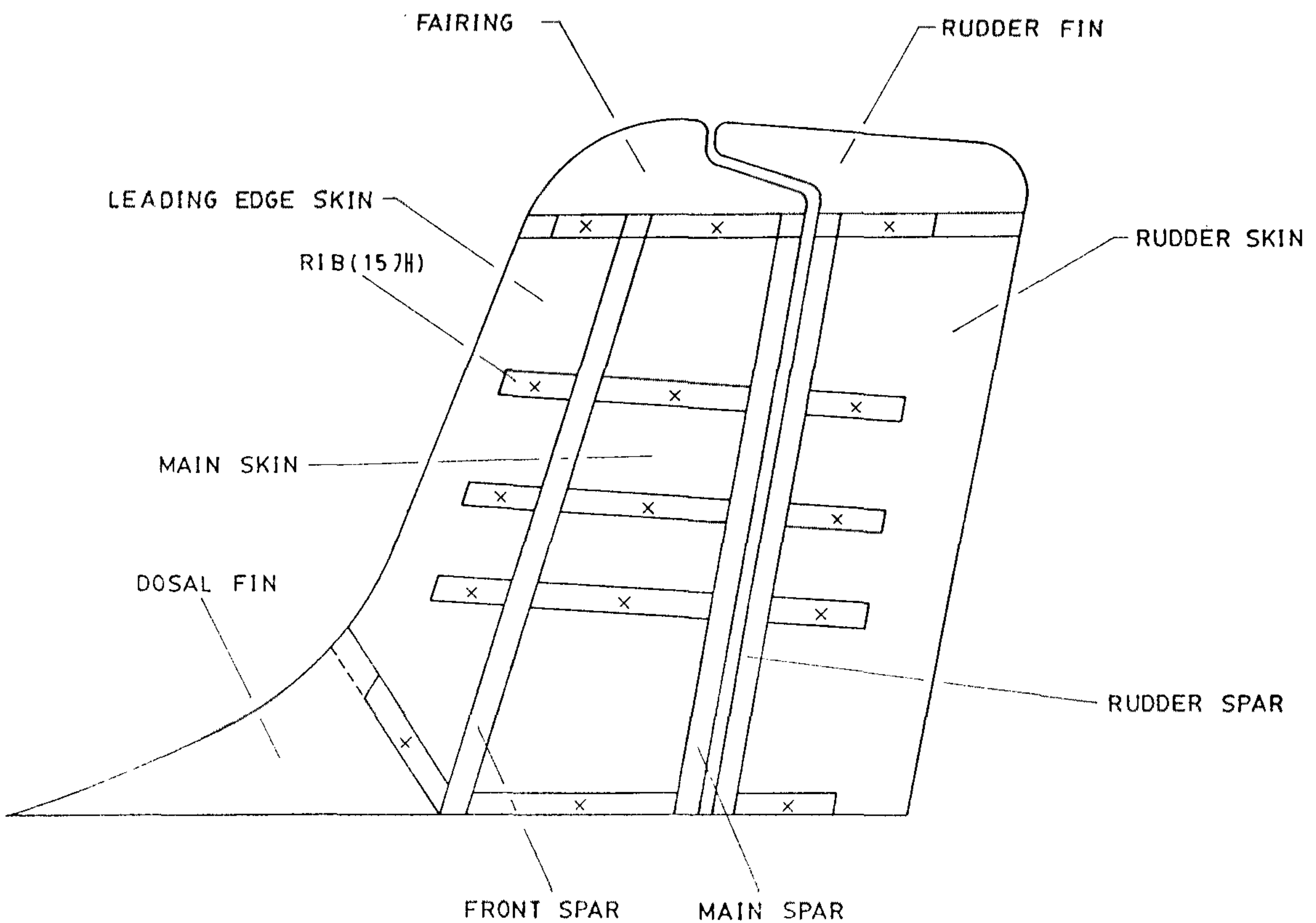


그림 2-18 수직꼬리날개

4. 시스템

가. 조종계통

조종계통의 세부설계는 자체 제작되는 부품의 제작도면, 구입되는 부품의 수정작업, 그리고 이들 부품을 조립하는 조립도면 작업으로 진행되며, 도합 70매의 세부 설계도면이 작성되었다.

(1) 자체 제작 부품설계

조종계통에서의 자체 제작부품은 주로 조종케이블에 대한 지지부위 및 조종간, horn 및 그밖에 비교적 큰 하중을 받는 부위의 지지 구조물들로서 주로 판금작업에 의한 제작 부품들이 주류를 이루고 있다. 이들 부품은 대부분이 알루미늄 T3 판재를 사용하며 굽힘가공시의 균열 발생을 고려하여 최소 허용곡률로 설계되었다. 또한 부품이 서로 겹쳐져서 리벳작업이 이루어지는 부분에서는 한쪽 부품에만 리벳구멍을 가공하여 조립작업시 리벳구멍이 이중으로 뚫리는 것을 방지함으로써 리벳강도를 유지할 수 있도록 하였다.

(2) 수정부품 설계

비행조종계통에 사용되는 부품중 자체 제작경비가 큰 부품일 경우, 구입하는 것을 원칙으로 하였으며, 주어진 설계 요구조건과 설계치에 맞도록 이에 만족하는 범위내에서 부품에 대한 재설계 및 가공을 시행하였다. 특히 T-bar, 러더페달, 트림조종장치 등이 이러한 부품에 속한다. 또한 부품의 어느 한부분을 제거하고 설계치에 맞도록 재가공하는 부품도 있으며, 플랩 레버와 플랩 작동장치 그리고 러더 페달의 케이블 암 등이 이러한 부품에 속한다. 이들 부품들은 시제기 제작에

있어서 제작시간 및 제작경비 등을 고려하여 부품을 구매하여 재가공하는 방법을 채택하였으나, 대량생산의 경우 부품가격을 고려할 때 자체제작이 필수적으로 요구된다.

(3) 조립도면 작업

조립도면은 기 제작된 부품 및 수정된 부품이 제대로 맞추어질 수 있도록 정확히 그려져야 하며 특히 조립전 및 조립후에 수행될 작업의 진행에 대한 명확한 판단이 근거가 되어 한다. 몇가지 경우에 있어서는 조립후 작업이 조립전 보다 훨씬 정확하게 맞추어질 수 있기 때문이다.

조립도면 작업시 기준선이 표기되거나, 기준이 되는 부품에 기준 리벳 구멍이 뚫려 있을 경우에는 이 구멍을 기준으로 하여 조립될 수 있도록 도면에 해당 사항이 표기되었다. 이러한 이유는 정하여진 위치에 부품 장착을 용이하게 하기 위함이며, 부품의 장착공차를 쉽게 알 수 있기 때문이다.

또한, 비행조종계통의 조립도면은 동체 구조 및 날개 구조 조립도면에 반드시 삽입되어야 하므로, 구조도면과 상호 연관성있게 표현되도록 작성되었다.

나. 동력장치 계통

동력장치 계통은 엔진의 연료계통, 흡입, 배기 및 냉각계통, 엔진 및 프로펠러 제어계통과 캐빈 내의 환기, 난방, 서리제거장치 계통을 포함하고 있다.

동력장치계통에 포함되는 부품중 엔진 및 프로펠러 제어계통과 흡입, 배기 및 냉각계통에 쓰이는 대부분의 부품이 구매부품으로 창공-91의 엔진인 Avco Lycoming IO360-A1B6의 성능유지를 근거로 부품을 그대로 사용하거나 개조하여 사용하기로 한다.

(1) 연료계통

연료계통의 설계는 날개 양쪽의 연료 탱크에서 연료 파이프라인을 하나씩만 배치하여 동체 좌측면에 두 라인이 함께 병합하고 좌측, 우측, 잠금의 3 방향 선택 밸브에 연결되도록 하였다. 이러한 설계는 저익 경비행기에서 많이 채택되고 있는 방법이다.

연료 탱크의 밴드라인은 일체형 연료 탱크가 주 스파 앞의 공간을 모두 차지하므로 주 스파에 구멍을 뚫어 주 스파 뒷쪽으로 배치하였으며 탈, 장착을 고려하여 날개의 리브에 홈을 파내어 장착하기로 하였다. 연료라인의 경우 창공-91이 다른 비행기에 비해 연료탱크로부터 엔진까지의 거리가 길기 때문에 압력손실을 줄이기 위해 날개내부에서는 직경 1/2"를 사용하고 동체 좌측 벽면에서는 3/8"라인을 사용하였으며 방화벽 뒷쪽은 금속, 앞쪽은 호스를 사용한다.

(2) 흡입, 배기 및 냉각계통

(가) 흡입계통

일반적으로 200마력 정도의 엔진에 추천되는 air filter의 면적은 약 40~50 in²이며, 창공-91에서 쓰이는 Brackett사에서 제작된 모델 BA-7110 airfilter의 면적은 40 in²이다. 이를 카울 전방의 외곽선에 적합하게 개조하여 공기흡입구를 설계하였으며 참고문헌 [19]의 관련규정에 따라 alternate 공기흡입구도 injector 앞부분에 제작 설치하였다.

(나) 배기계통

창공-91에 사용되는 머플러는 비슷한 성능 및 출력을 갖고 있는 Piper사의 경비행기 Arrow-III에 사용되고 있는 머플러를 기본설계 고려사항에 맞도록

개조, 사용하며 좌우 독립식 머플러 역시 시험하여 성능을 비교하여 선택하였다.

(다) 냉각계통

엔진 냉각용 배플은 참고문헌 [37]에 따라 설계된 냉각 공기흡입구 면적을 고려하여 설계하였다. 또한 비행시험 결과에 의거 실린더 냉각 상태에 따라 배플을 변형하여 각 실린더마다 알맞은 냉각이 되도록 설계변경이 이루어질 예정이다.

오일쿨러 설계에서 오일쿨러의 냉각공기 흡입방법은 엔진 냉각공기의 일부를 엔진 배플내에서 흡입하는 방법을 채택하였다.

(3) 엔진 및 프로펠러 제어계통

Fuel injector에는 스톱틀과 mixture control arm이 부착되어 있다. 이것들은 원하는 방향으로 돌려서 장착할 수 있으며 이 control arm들과 조종석의 엔진 control quadrant 사이에는 push-pull control line을 사용한다. Control quadrant는 계기판 중앙하단에 배치하였으며 각각의 레버들은 injector의 각각의 arm 운동 범위보다 약간 넓은 범위에서 멈추도록 stopper를 설치하였다.

또한, 프로펠러 control lever와 가버너암을 push-pull cable을 사용하여 장착 되도록 하였다.

(4) 환기, 난방 및 서리제거장치 계통

캐빈 내의 환기를 위해 주날개의 양쪽 뿌리부분에 공기흡입구를 배치하여 이로부터 공기를 자연흡입하여 캐빈내로 유입되도록 하였다.

난방 및 서리제거 장치는 겨울철 및 갑작스러운 온도변화에 대비해 보온과 시계유지를 위해 외부공기를 머플러 shroud를 통해 더운 공기로 바꾸어 캐빈 keel

box 양옆과 창문 앞쪽 바람구멍을 통하여 분배되어 흐르도록 하였다. 그 중간에는 조절밸브를 설치하여 공기의 양을 조절할 수 있도록 하였다.

다. 착륙 및 제동장치 계통

(1) 착륙장치

창공-91의 착륙장치는 참고문헌 [1]에 의거하여 전륜은 PA-28-161을 주륜은 PA-28-236을 선정하였다. 선정된 전륜 및 주륜은 FAR part 23에서 규정하고 있는 조건을 충분히 만족한다. 또한 타이어의 선택 역시 참고문헌 [1]에서 계산된 결과를 근거로 전륜 타이어는 5.00-5 6 plies를, 주륜 타이어는 6.00-6 6 plies를 선정하였다. 이들 착륙장치계통에 대한 10매의 세부설계도면이 작성되었다.

(2) 제동장치

축 브레이크 시스템은 두 세트의 페달 사이에 상호연결이 유압으로 되어 있으며, 휠 및 브레이크는 6.00-6 Cleveland wheel disc brake를 선정하여 적용설계하였다.

라. 전기/전자 계통

전기/전자 계통의 소요장비 및 자재는 도입이 완료된 상태이며, 그 구입경로는 주로 전기계통 및 보기류는 Piper사와 Spruce사, 전자장비는 Bendix/King사, 그리고 wire류는 Raychem사이다. 총 50여매의 세부설계 도면이 작성되었고 현재 시제기 모컵에 장비 및 와이어 하니스를 장착하여 Hot Bench Test가 진행중이다.

(1) 전기계통

(가) 전원계통

12V, 60 AMP 직류발전기의 출력조절용 voltage와 overvoltage relay는 일체형의 compact한 장비(Piper P/N 68804-004)를 사용하며, ammeter는 직류발전기의 출력단과 bus사이에 직렬로 연결하여 배터리 충전전류를 포함한 직류발전기의 부하전류만을 표시하도록 하였다. 보조전원으로는 가격이 저렴하고 점검이 용이한 lead-acid 배터리(Piper P/N 450-035)를 사용한다.

(나) 전력배분 장치

Main bus외에 별도의 circuit breaker를 통하여 avionics 장비를 위한 avionics bus를 설치할 예정이었으나, 시제기인점을 감안하여 작업이 용이하도록 avionics bus를 main bus에 통합시켰으며, circuit breaker panel에는 후방동체에 장착될 14V-28V DC converter용의 circuit breaker 및 28V DC bus도 설치하였다.

(다) Utility

① 조명계통

착륙등은 좌측날개에 택시등과 함께 2조의 등으로 장착하였으며, FAR § 23.1385 및 § 23.2401에 의거 항법등과 조합된 충돌방지등을 좌우측 날개의 가장 끝부분에 장착하였다. 계기판에 장착되는 스위치는 자체 illumination이 가능한 self-lit 방식의 스위치(Piper P/N 688-296)를 사용하였다.

② 계기류 및 전자장비

계기판에 장착될 circuit breaker panel을 통하여 bus에 접속되는 계기류 및

전자장비는 gyro horizon, encoding altimeter, 선회 및 경사계, RMI, NAV/COM #1, #2, compass system, audio panel, ADF, DME, transponder, marker beacon 그리고 하나의 circuit breaker를 통하여 bus에 접속될 오일 온도계와 좌우 연료량계 등이다.

③ 기 타

그외 계기판의 circuit breaker panel을 통하여 bus에 접속될 것들은 좌측날개의 앞전에 장착될 실속탐지를 위한 warning horn, fire wall에 장착될 연료펌프 그리고 좌측날개 하단부에 장착될 pitot head heat이다.

(2) 보기계통

(가) 비행 및 항법계기

좌우측에 복수로 장착되는 고도계중 좌측 고도계는 encoding이 가능한 고도계로 결정하여 transponder에 고도입력을 제공하도록 하였고, 우측에는 일반적인 고도계를 장착하였다. 항법계기인 HSI를 구동할 compass system을 구성하는 장비중 계기판외의 부위에 장착될 remote gyro와 magnetic slaying transmitter의 장착 위치는, remote gyro는 점검이 용이하도록 배터리와 마찬가지로 후방동체에 그리고 magnetic slaying transmitter는 magnetic flux의 측정이 용이한 좌측날개의 첨단 가까운 부분으로 결정하였다.

(나) 엔진계기

엔진계기 역시 기본설계에서 선정한 계기(참고문헌 [1], p.187)와 동일하나 복합계기를 검토중이던 EGT(Exhausted Gas Temperature)와 CHT(Cylinder Head Temperature)는 별도의 EGT 및 별도의 CHT 계기를 장착하기로 하였다.

(3) 전자장비

기본설계에서 선정된 장비(참고문헌 [1], p.188) 외에 KX-155 NAV/COM transceiver의 항법정보를 Nav converter 기능이 내장되어 있지 않은 KI-525 HSI에 제공할 Nav converter(KN-72)를 장착하도록 하였다.

전자장비와 관련된 안테나는 동체 상단부에 2개의 COM Ant(AV-529 Broad Band), 수직꼬리날개 상단부에 Nav Ant(AV-532L OMNI VOR), 동체하단부에 장착되는 blade형의 Transponder Ant(KA-26), DME Ant(KA-60), Glide Slope Ant(KA-22), Marker Beacon Ant(KA-26) 그리고 Loop 및 Sense Ant가 결합된 flush 형태의 ADF Ant(KA-44B) 등이 설치되었다. 한편 계기판에 stack configuration으로 장착되는 전자장비의 냉각문제를 고려하여 KA-33 blower kit를 계기판 후면에 장착하여 냉각문제를 해결하였다.

제 2 절 구조해석

1. 목 적

본 구조해석은 외력 하중 해석에 의해 산출된 하중분포에 의해 항공기의 구조가 감당해야 할 내력과 외력에 의한 부재들의 내력 하중 경로 해석을 통해 항공기의 주요 부재가 운항중 경험할 수 있는 최대하중에서 영구변형이나 이 제한하중에 안전계수를 곱한 극한하중에서 3초내에 파괴가 일어나지 않음을 경험적으로 신뢰할 수 있는 해석방법이나 실물 구조강도 시험을 통해 입증하는 데 있다. 이러한 사항은 미국 연방항공규정(FAR 23)에 명시되어 있으며 감항성 인증의 핵심적인 문제라 할 수 있다.

창공-91 항공기의 설계 개념은 응력 외피구조로써 굽힘과 축력을 담당하는 종통재 및 보강재 부재와 전단력을 담당하는 외피 및 전단력을 외피에 분산 전달해주는 프레임과 리브들로 구성되어 있고 엔진마운트는 강철튜브의 용접구조로 조립 제작되어 방화벽 론저론에 부착되며 꼬리날개는 복합소재로 제작된다. 이러한 부재들이 감당해야 할 내력 및 하중경로 해석을 통해 각 부재의 안전율을 산출하여 구조설계를 확인할 수 있으며 실기 지상 구조 강도시험을 통해 최종적으로 항공기의 구조강도를 확인 및 평가할 수 있게 된다.

이러한 사항을 정리하면 본 구조 해석은 연구 목적을 다음 세가지로 크게 나눌 수 있다.

- 가. 구조물의 임계하중하에서의 안전성 예측 및 설계강도 확인
- 나. 실기 지상구조시험을 위한 내력 및 하중경로 예측 자료
- 다. 3호기 설계변경시 해석/시험 종합자료 확보

2. 해석 방법 및 모형

70년대 이후 선진국에서의 항공기 구조해석은 유한요소방법이 개발 활용되어 왔으며 범용 유한요소프로그램으로써 항공기 제작회사에서 공인된 NASTRAN, ASELF 그리고 이와 유사한 상당수의 프로그램들이 경쟁적으로 개발 보급되고 있다.

경항공기 제작회사에서는 연구 개발투자가 미약하여 종래의 단순 이론 및 실험적으로 보정된 경험식들이 사용되어 새로운 설계 개념을 도입할 경우 구조해석이 난이하여 고전적인 설계를 일부 수정하여 제작하고 있는 실정이다.

따라서 본 연구에 있어서 이용하는 구조해석 방법은 궁극적인 구조물의 강도 확인뿐만 아니라 해석기술 수준의 향상을 위해 범용 유한요소 프로그램중 NISA II

및 NASTRAN을 사용하였고 또한 고전적인 방법에 의해 예상값의 범위를 가늠하는 형식으로 진행하였다. 유한요소 해석 모형은 그림 2-19에서 보는 바와 같이 CAD나 도면에서 형상 자료를 획득한 다음 부재의 구조적 역할을 고려한 요소들로 구성하여 강도 확인이 요구되는 하중조건에서 항공기의 자세와 구조적 연결성을 고려한 경계조건을 부가하여 부재 내력 및 응력들을 계산하였다.

3. 날개 및 관통보 해석

항공기 설계에 있어 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-91의 경우 그림 2-20에서 보는 것처럼 날개와 동체를 연결 관통보를 사용하여 체결하며 굽힘을 담당하는 주 스파와 비틀림을 담당하는 전 후방 보조 스파가 동체, 힌지로 결합되어 있다. 날개는 기본날개, 플랩과 에일러론으로 구성되며 주스파 상부 캡에 사용되는 7075계열의 알루미늄을 제외하고는 거의 2024계열의 알루미늄이 사용된다. 에어포일은 NACA 63₂-415이며 스펠에 따라 3°의 비틀림 각이 주어진다(뿌리에서 2°, 끝에서 -1°). 좌우측 날개는 동일하나 우측 날개에는 발판을 위한 스트링거가 뿌리 부근에 추가되어 있다. 기본 날개에는 구조적으로 단일 스파 구조이나 비틀림 지지 및 일부 압축력 재배치를 위한 전후방 보조 스파가 있으며 23개의 리브와 각 단면에서의 7개의 스트링거, 그리고 외피로 구성되어 있다. 날개에 미치는 공기력은 CONF-II 형상의 설계 요구 조건과 공력해석에 의해 결정된 외형설계에 의거하여 재차 공력해석을 상용 VSAERO

Code와 자체 개발된 VLMAERO로 이중 계산하여 검증하였다. 이러한 계산에 의해 산출된 분포 공기력을 유한요소의 Node에 집중력으로 대치하여 구조물의 외력으로 가정하였다. FAR 23에 의거하여 구조설계하중으로 채택될 수 있는 조건들 중에서 최대 하중조건으로 동체에 최대 전단/굽힘모멘트를 미치는 PC02U 기동피칭조건과 날개 최대 하중 조건인 SB06U를 예의 경우로 선택하였다. 총 유한요소 개수는 744개이며 경계조건은 관통보 하부 중간지점이 단순 지지되어 있는 것으로 가정하였다. 이는 기동 피칭이나 돌풍시 기체 관통보 주위가 무게 중심점이 되며 대칭 비행에 의한 역학적 중심이 되기 때문이다. 주스파 상하부 캡 및 스트링거는 Beam 요소화되었으며 각 부재의 단면적과 면적 관성 모멘트는 정밀 계산하여 산출하였다. 또한 리브와 주스파 웨브, 외피는 얇은 Shell 요소로 가정하였다.

그림 2-21은 날개 및 연결 관통보의 최종유한요소 모델링이며 PC02U 조건에서의 탄성변형된 형상을 보여준다. 날개끝에서의 최대 변위는 4.42 inch이며 탄성 비틀림각은 1°내외이다.

굽힘에 의한 주스파 상하부의 축력은 그림 2-22에서 보는 바와 같이 최대 33000 lb 정도로써 스파 캡 단면에 최대 30 Ksi 정도의 응력이 발생할 것이며 이는 설계강도를 만족하는 값이다. 그림 2-23은 스파 웨브의 전단응력을 보여준다.

구조물의 항복강도는 각 3차원적인 응력들의 조합으로써 여러가지 방법으로 예측할 수 있고 Von-Mises 이론을 적용한 경우가 그림 2-24에 나타나 있다. 최대응력 발생 예상지점은 그림 2-24에서처럼 동체연결부의 주스파 상부캡 부분으로써 22.5 Ksi 정도의 평균응력을 보인다. 이는 Al 소재의 항복 강도보다 낮으므로 제한하중하에서 영구변형이나 극한하중에서 파괴는 일어나지 않으리라 판단된다. 제한하중일때 최대 날개끝 변형은 4.5 inch 정도이며 1°정도 내외의 비틀림이 예상된다. 극한하중일때의 변형은 소성영역에 속하므로 선형탄성해석

으로 예측하기는 난해하다. 주스파 웨브는 최대전단응력이 10.4 Ksi로 예상되며 이는 요소의 평균응력이므로 스파 웨브의 중심부근에서는 12 Ksi 정도일 것으로 추정된다. 주스파 웨브의 극한허용 전단응력은 20 Ksi 정도로써 극한하중일때 11% 정도의 안전율을 가진다. 웨브의 극한허용 전단응력은 다음 식으로 결정된다.

$$F_s = 0.90F_y \left[1 + 0.5 \left(\frac{F_{tu}}{F_y} - 1 \right)^2 \right] \left[0.5 + (1-k)^3 \left(\frac{F_{su}}{F_{tu}} - 0.5 \right) \right]$$

외피 전단응력은 그림 2-25와 같이 동체연결부 전의 리브 주위 외피에 최대값이 나타남을 보여준다. 외피는 굽힘보다 비틀림에 의한 전단응력을 담당하는 요소들로 단순지지조건으로 가정할 때 1.5g 정도의 하중에서 좌굴이 예상되며 이보다 큰 하중에서의 부재 내력은 스트링거들과 스트링거에 인접한 외피의 일부가 담당한다. 그림 2-26은 설계하중시 스트링거에 분포되는 내력들으로써 최대 1871 lb 정도가 W.S. 30에 발생하는데 이는 극한하중시 이 스트링거가 좌굴하중에 근접해 있음을 보여준다. 스트링거의 좌굴응력은 20 Ksi 정도이고 스트링거에 분포되는 내력은 유효 외피를 포함하는 값이므로 반복계산이 요구된다. 관통보의 좌굴강도는 최대축력 33,000 lb 일때 충분한 강도를 가지며 국부적인 항복이나 파괴현상은 없는 것으로 단정되고 날개와 동체 체결부의 AN6 볼트에 대한 전단강도, 베어링 강도, 인장 강도 및 Tear-out에 대한 강도들을 확인한 결과 모두 100% 이상의 안전율을 보여 날개/동체 연결부에는 제한하중에서 항복이나 극한(설계) 하중에서 파괴현상은 일어나지 않을 것으로 판단된다.

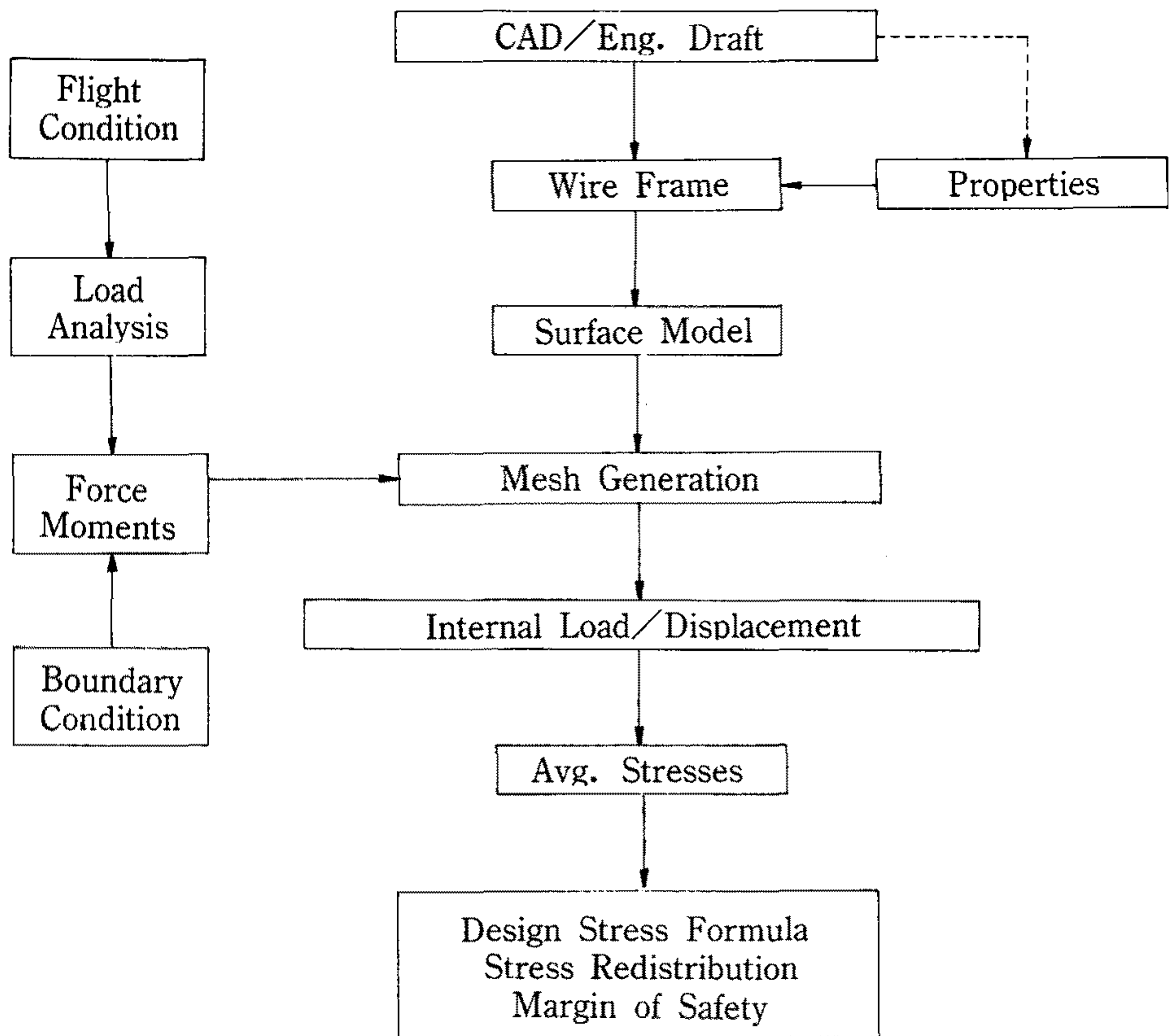


그림 2-19 유한요소 해석모형

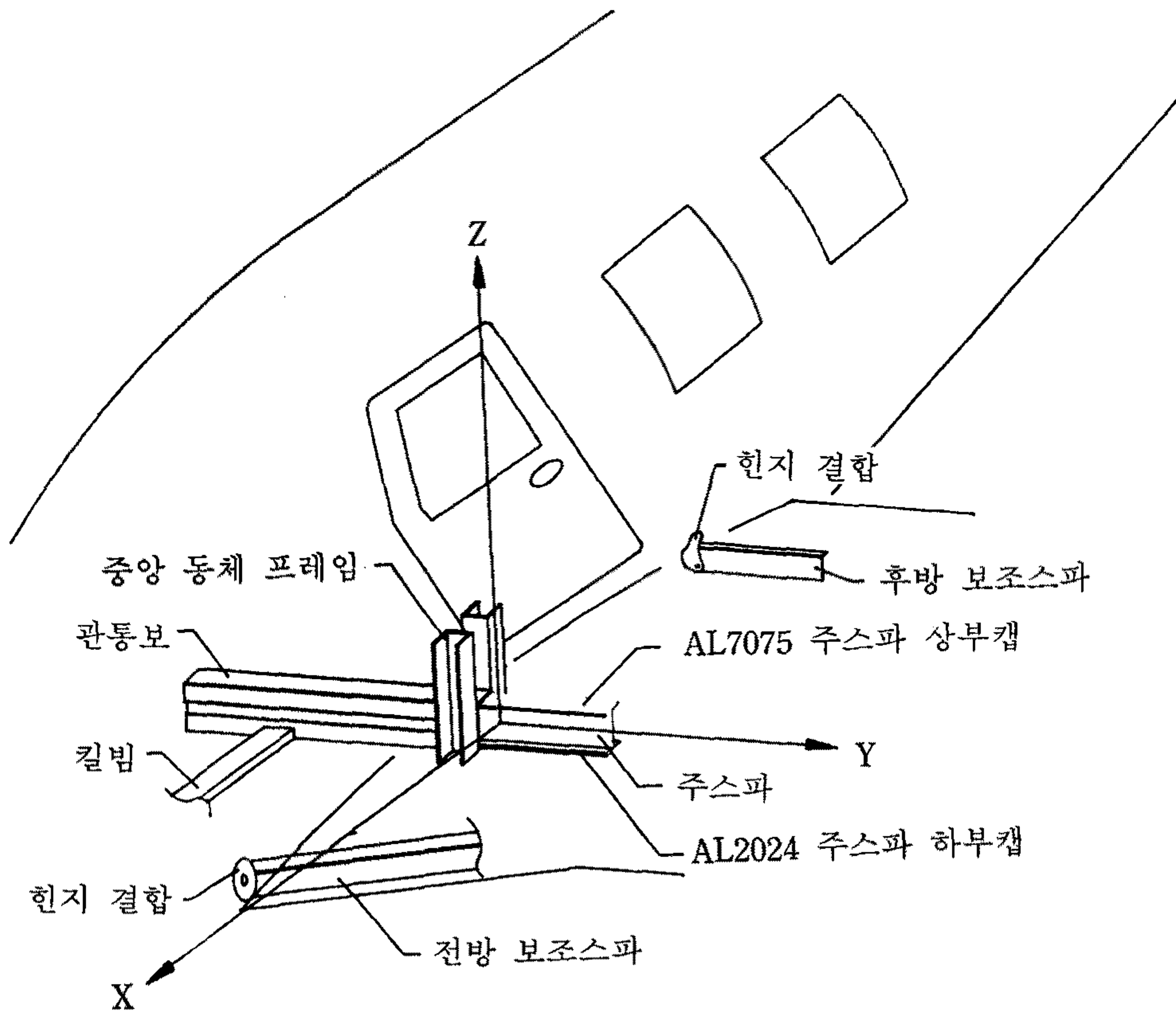


그림 2-20 날개/동체 결합도(시제 1,2호기)

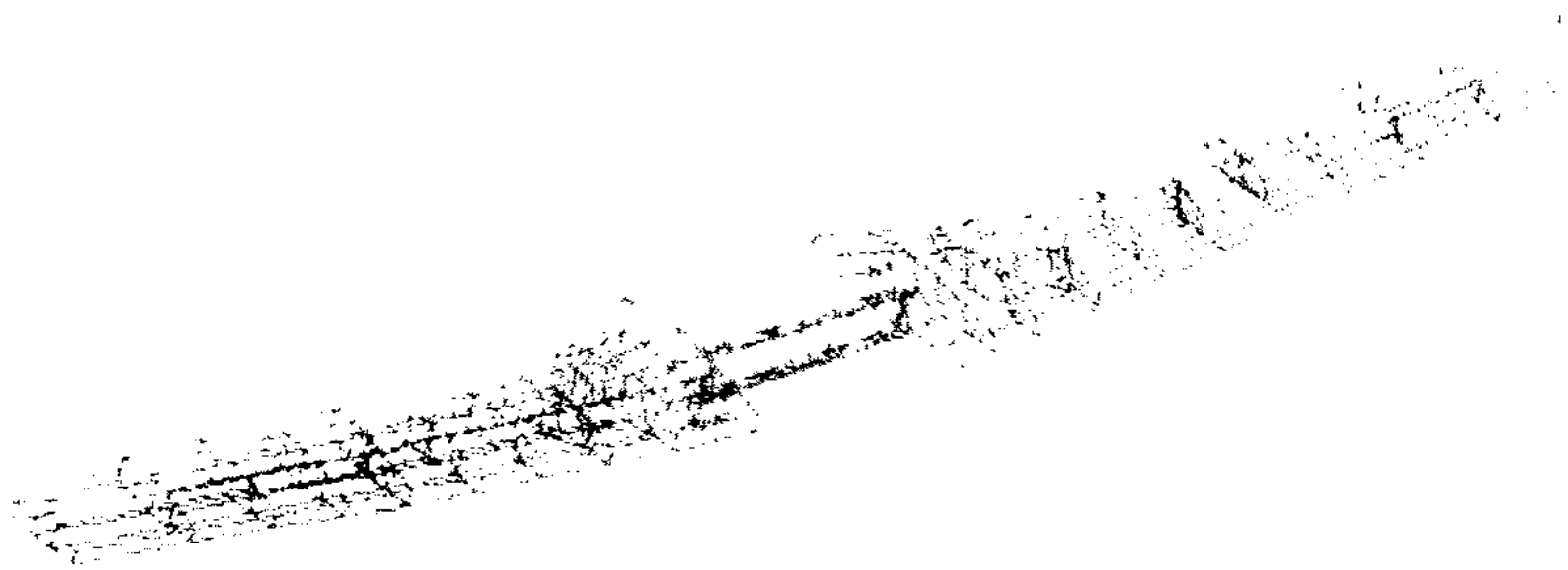


그림 2-21 날개의 탄성변형된 형상

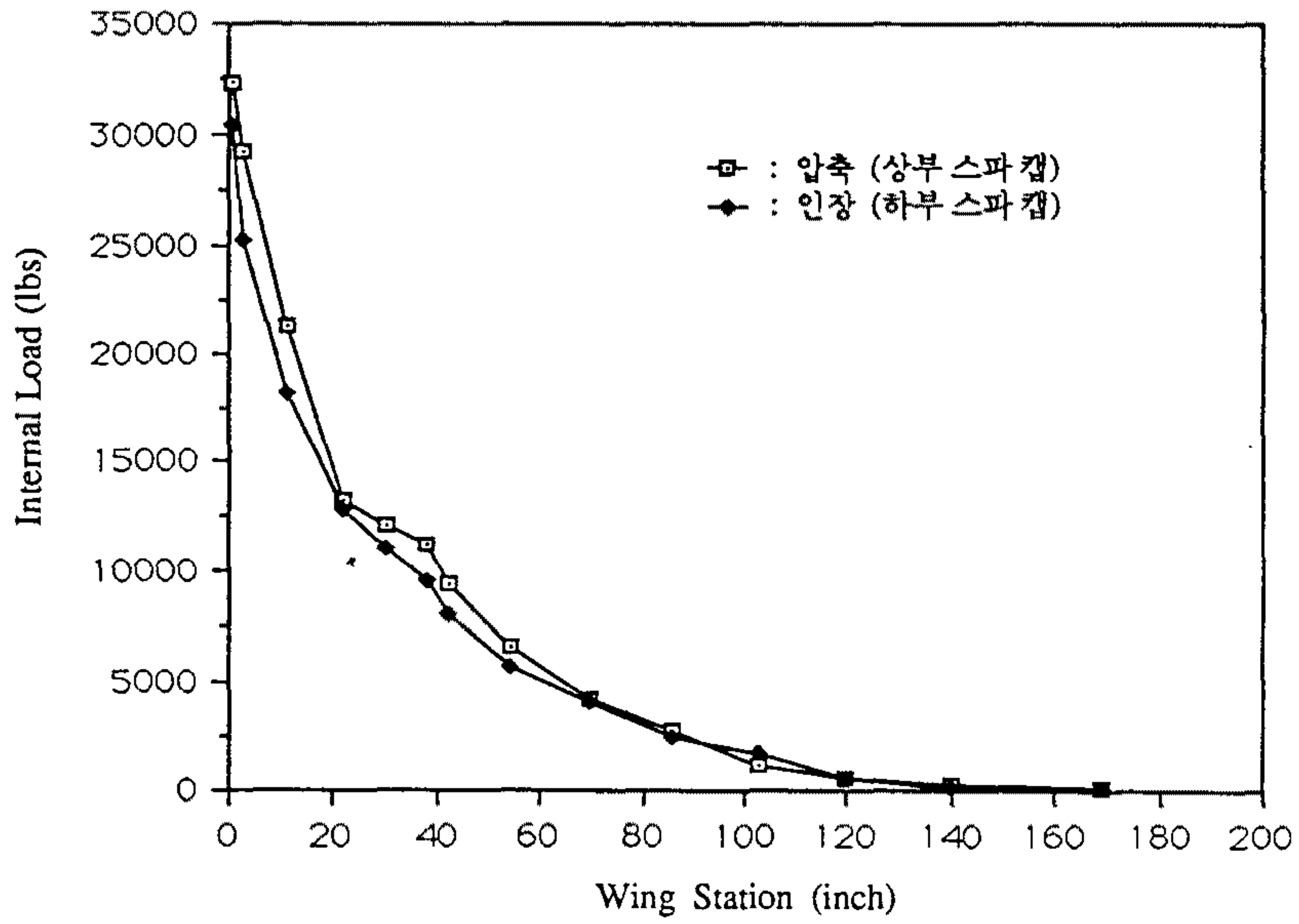


그림 2-22 날개 스파캡(상, 하) 내력

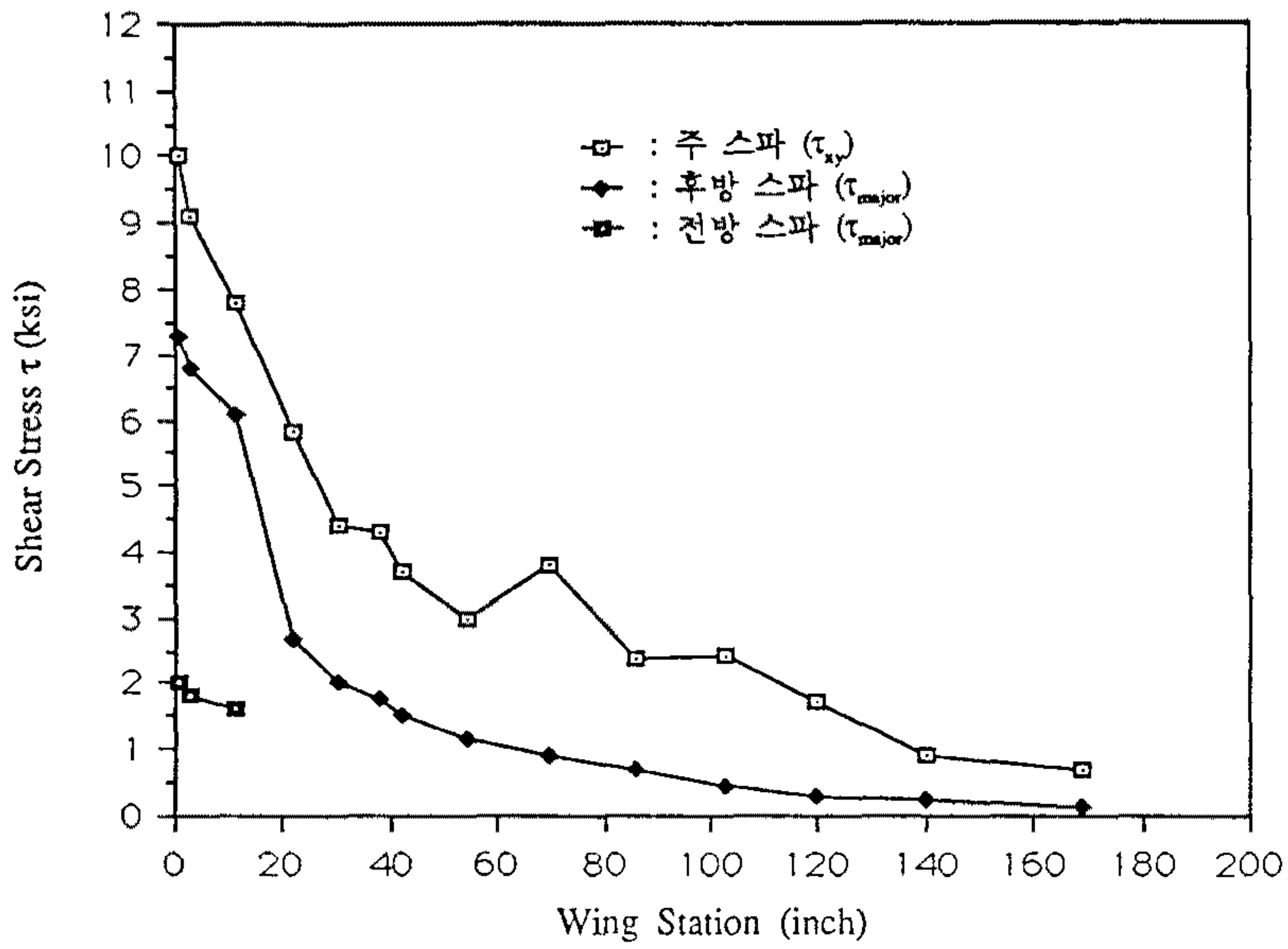


그림 2-23 스파 웨브 전단응력



그림 2-24 Von-Mises 응력

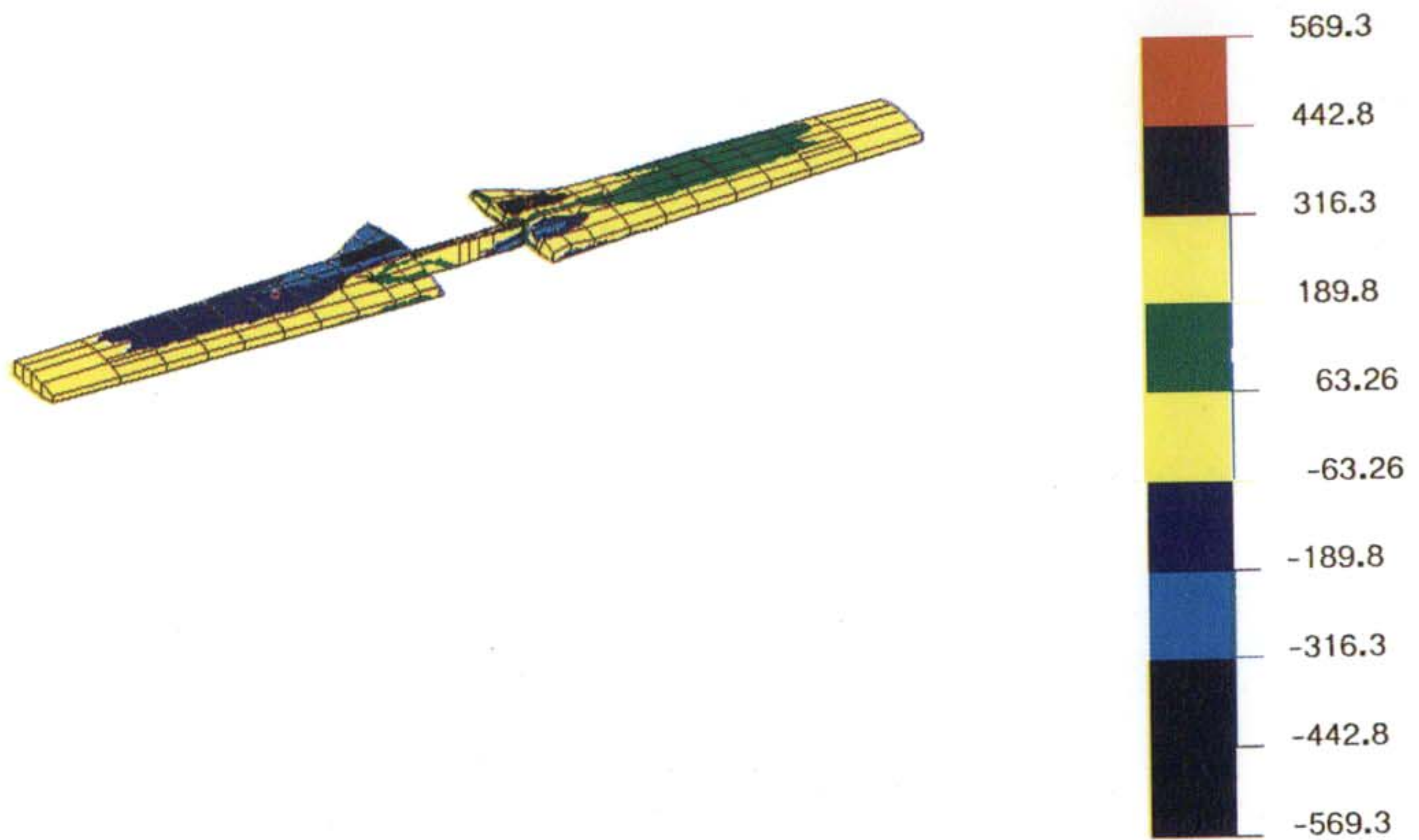


그림 2-25 외피 전단응력

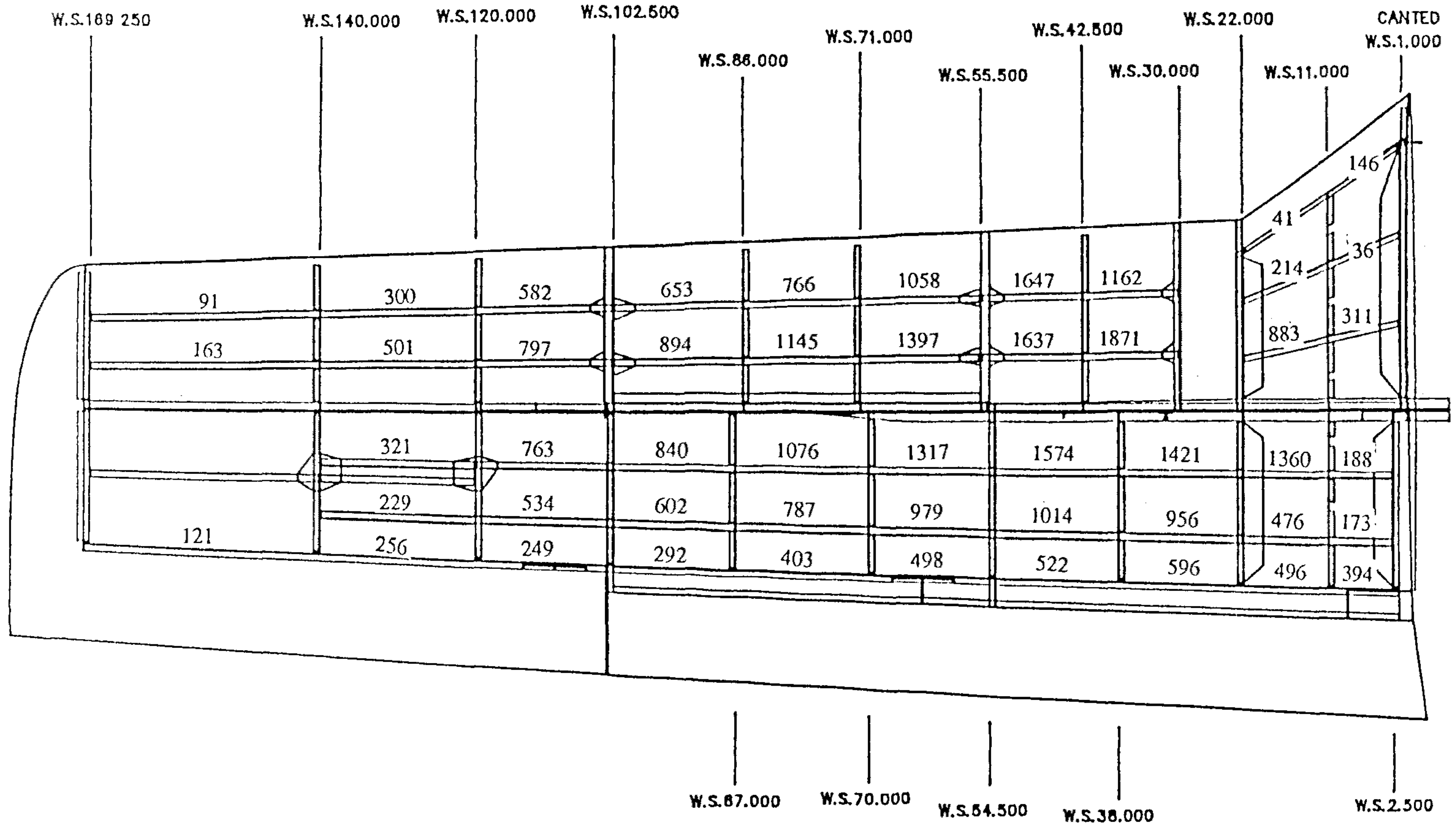


그림 2-26 스트링거 내력 분포

4. 꼬리날개 해석

창공-91의 꼬리날개는 체결부 금속 연결(fitting)부를 제외하고는 모두 비등방성 복합재료(carbon fabric) 적층판으로 제작되므로 항공기 기동시 자세 트림을 위한 최대 하중 조건에 안전율(1.5)을 곱한 하중에서 구조 부재의 주 내력 경로 부위에 적층 분리(delamination) 현상이나 파괴(failure)가 일어나지 않아야 한다.

금속재에 비해 탄소성 특성 변화가 매우 특이하고 난해하므로 설계시 내력 경로 예측과 구조물 배치에 있어 축 방향 응력 부재나 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 탄성 계수에 기인하며 이것은 다른 형태의 응력과 변형을 관계를 가지게 하는데 복합 적층판의 강성(stiffness)과 응력은 적층판 이론(Lamination Theory)을 사용하여 구할 수 있으며 두께방향으로 적분한 합력과 모멘트-곡률과 변형을 관계식이 등방성 재료와 상이하므로 커플링 효과가 수반되며 적층순서와 적층수를 구조 부재 내력 분담 등의 설계 목적에 합치하게끔 유의하여야 한다. 현재, 시제 1, 2호기 꼬리날개부품은 모두 적층각이 $\pm 45^\circ$ 와 $(0/90)^\circ$ 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) 복합 재료 적층판으로 모델링하고 ASTM의 시편 시험을 통해 얻은 재료 물성치(표 2-7 참조)와 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 판단 이론을 적용하여 강도안전율을 계산하였다.

현 꼬리날개 구조는 최대 제한 하중의 150%에 해당되는 실제 하중에 전반적으로 안전하나 수평꼬리날개의 주스파는 적층각 배치의 불량 및 내력에 집중적으로 발생하는 구조설계로 안전율이 상대적으로 낮은 값(표 2-8)을 보여준다. 그리고 꼬리날개 버퍼팅(tail buffeting) 등 공탄성적 불안정 현상의 요인이 되는 질량 균형(mass balancing) 불량과 동적 강성을 검토하기 위해 꼬리날개의 고유 진동수(표 2-9)를 계산하여 최저진동수를 검증하였다.

가. 수평꼬리날개

카본 복합재료로 제작된 수평꼬리날개는 평판 요소 518개, 빔 요소 192개로 모델링을 하였으며, 수평꼬리날개에 작용하는 하중은 공력과 관성력을 고려하였다. 수평꼬리날개의 하중분포 및 수치는 각각 그림 2-27, 표 2-10에 나타나 있다. 또한 경계조건은 수평꼬리날개가 후방동체 끝 프레임에 부착된 러그 및 강철 튜브에 연결되어 있기 때문에 그 절점에서의 변위 및 기울기를 영으로 놓았다.

나. 수직꼬리날개

수직꼬리날개 또한 카본 복합재료로 제작되었으며 수평꼬리날개와는 달리 각 구조물을 평판으로 가정하여 모델링하였으며, 모델링한 요소의 갯수는 사각형 요소 345개, 삼각형 요소 34개로 이루어졌다. 수직꼬리날개에 작용하는 하중은

수평꼬리날개와 동일하며, 수직꼬리날개의 하중조건은 U3323(참고문헌 [2], 표 2-15, 표 2-11)에 따라 하중분포를 주었으며, 공력 하중은 2개의 스파에만 작용한다고 가정하였으며 분포 및 수치는 표 2-11에 나타나 있다. 또한 경계 조건은 수직꼬리날개가 후방동체 외피와 프레임에 부착된 러그에 연결되어 있기 때문에 그 절점에서의 변위 및 기울기를 영으로 놓았다.

다. 해석결과

유한요소 프로그램인 MSC/NASTRAN과 EMRC/NISA II를 이용하여 하중조건 150%를 작용했을 때 해석결과를 비교하였다. 그림 2-28, 29는 각 꼬리날개의 변위 형상을 나타내고 있으며, 형상을 통해 알 수 있듯이 상당히 스티프(stiff)하므로 끝단에서의 최대 변위(표 2-12)가 작음을 알 수 있다. 수직꼬리날개와 수평꼬리날개의 축방향 응력이 각각 그림 2-30과 그림 2-31에 나타나 있다. 꼬리날개가 후방동체 프레임과 연결 부분에서 응력이 집중됨을 예측할 수 있으며 응력이 집중된 부분의 요소들을 ASHIZAWA-BLACK의 파괴이론을 이용하여 안전율(margin of safety-표 2-8 참조)을 구하였다. 또한 꼬리날개의 기본적인 동적 특성으로 고유진동수(표 2-9 참조)를 구하였으며, 최저 진동수-굽힘 모드 우드가 상당히 큼을 알 수 있다.

이상의 결과로부터 꼬리날개의 정적 강도(strength)는 표 2-7의 값을 가정할 때는 안전여유를 가지나 표 2-7의 물성치는 ASTM 시편시험 결과치이므로 만일 압축강도가 표 2-7의 값보다 실제로 작을 경우에는 강도상 부족하므로 재설계가 요망된다. 그리고 압축강도에 대한 정확한 물성치를 본 꼬리날개 구조에 사용된 재질로서 구하여야 할 필요가 있다고 판단된다. 또한, 동적 불안정성 영역(dynamic unstable region)은 창공-91 최대 설계 비행 속도보다 훨씬 높으므로 안정성이

표 2-7 꼬리날개 재료 물성치

Carbon Fabric(CF3319-R39P) 물성치	
Tensile Strength	
Axial	79,632(psi)
Transverse	76,788(psi)
Tensile Modulus	
Axial	9,733,590(psi)
Transveres	9,284,238(psi)
Compressive Strength	
Axial	79,632(psi)
Transverse	76,788(psi)
Compressive Modulus	
Axial	7,791,138(psi)
Transverse	7,327,566(psi)
Shear Strength	17,064(psi)
Shear Modulus	1,768,968(psi)

표 2-8 꼬리날개의 안전율

Ashizawa-Black Failure Criteria				
Composite Laminated Plate-Margin of Safety				
Element No.	No. of Lamina	Direction	M. S	비 고
1127	3	F	1.62	수직꼬리날개 조건 1
1133	2	F	1.60	
1127	3	F	1.52	수직꼬리날개 조건 2
2132	3	F	1.69	
1127	3	F	1.45	수직꼬리날개 조건 3
2132	3	F	1.62	
143	4	M	0.18	수평꼬리날개
150	4	M	0.18	
193	30	M	0.16	
197	30	M	0.17	

표 2-9 꼬리날개의 고유진동수

수평 및 수직꼬리날개 고유 진동수(Hz)					
수직꼬리날개	1	2	3	4	5
NASTRAN	76.15	103.56	109.85	139.48	142.99
NISA II	79.10				
수평꼬리날개	1	2	3	4	5
NASTRAN('91.7)	31.06	31.39	34.49	101.97	104.01
NISA II('91.6)	33.00				
실험('91.9)	26			106	

표 2-10 수평꼬리날개의 하중분포

Horizontal Tail Load-150%								
Y	L	V	M	P1	P2	P3	P4	P5
0.000		1071.53	34752.1					
8.741	273.53			104.21	66.74	54.80	24.30	23.46
		798.0	19450.0					
23.999	276.00			105.16	67.34	56.55	24.53	22.42
		798.0	9379.8					
39.257	247.50			94.30	60.39	51.88	21.99	18.94
		798.0	3309.2					
54.485	274.50			104.58	66.98	58.89	24.36	19.68
70.982		0.0	0.0					

표 2-11 수직꼬리날개의 하중분포

Vertical Tail Load-150%												
P1	P2	P3	P4	P5	P6	P7	P8	P9	P10	P11	P12	P13
Condition 1 ; Front Spar 100% 작용했을 경우												
50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50
Condition 2 ; Front Spar 70%, Main Spar 30% 작용했을 경우												
35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35
15	15	15	15	15	15	15	15	15	15	15	15	15
Condition 3 ; Front Spar 50%, Main Spar 50% 작용했을 경우												
25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25
25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25

표 2-12 꼬리날개의 최대변위

Maximum Displacement		
수직꼬리날개	MSC/NASTRAN	NISA II
조건 1	0.519(in)	0.489(in)
조건 2	0.543(in)	0.525(in)
조건 3	0.560(in)	0.541(in)
수평꼬리날개	MSC/NASTRAN	NISA II
	1.30(in)	1.25(in)

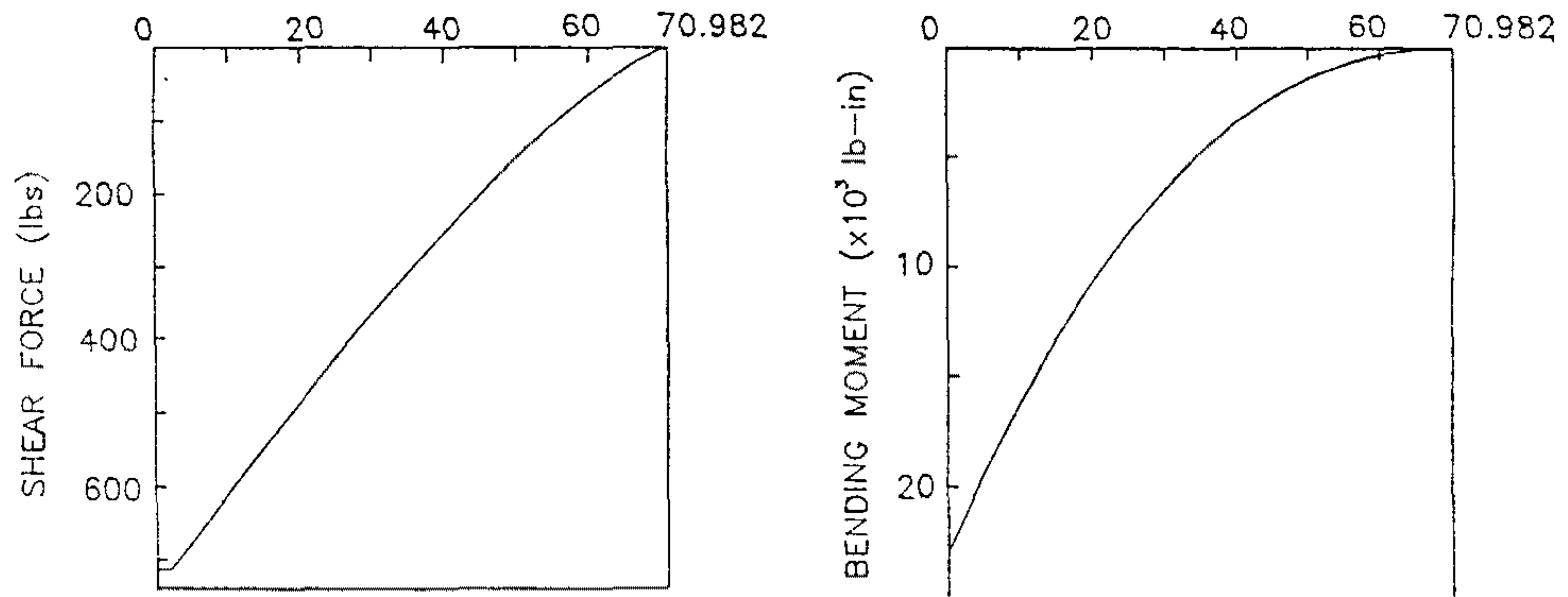
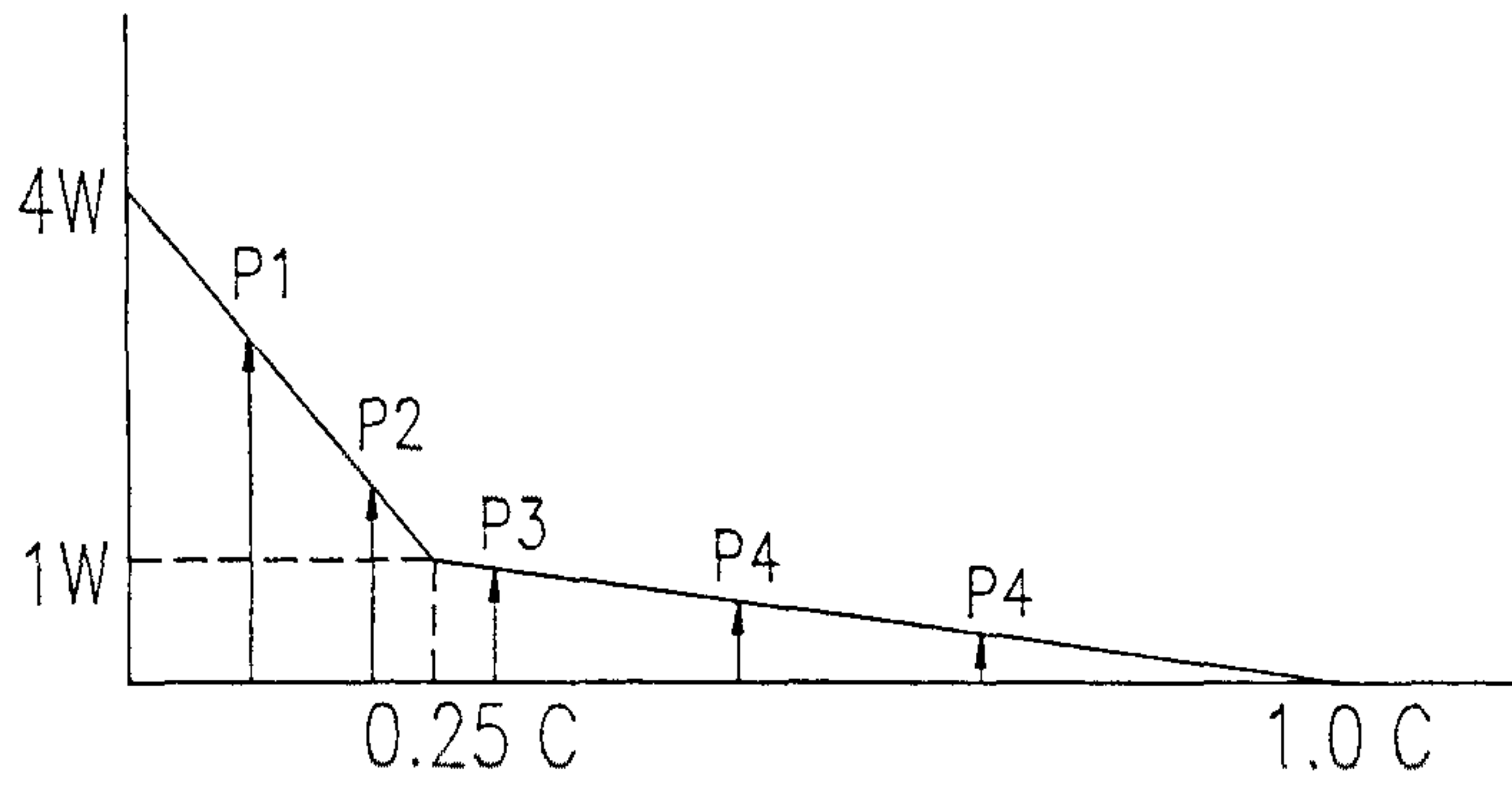
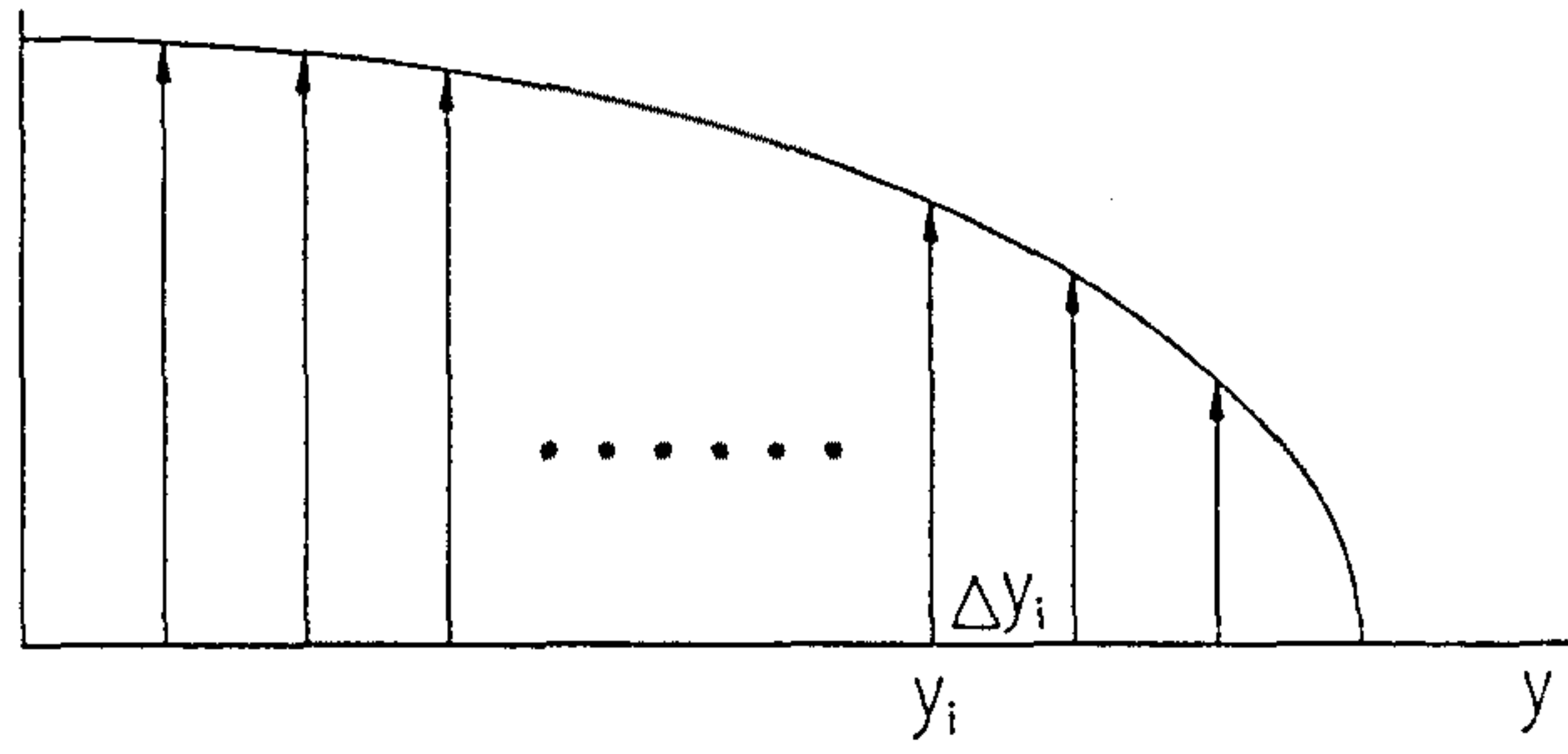


그림 2-27 수평꼬리날개의 하중 분포도

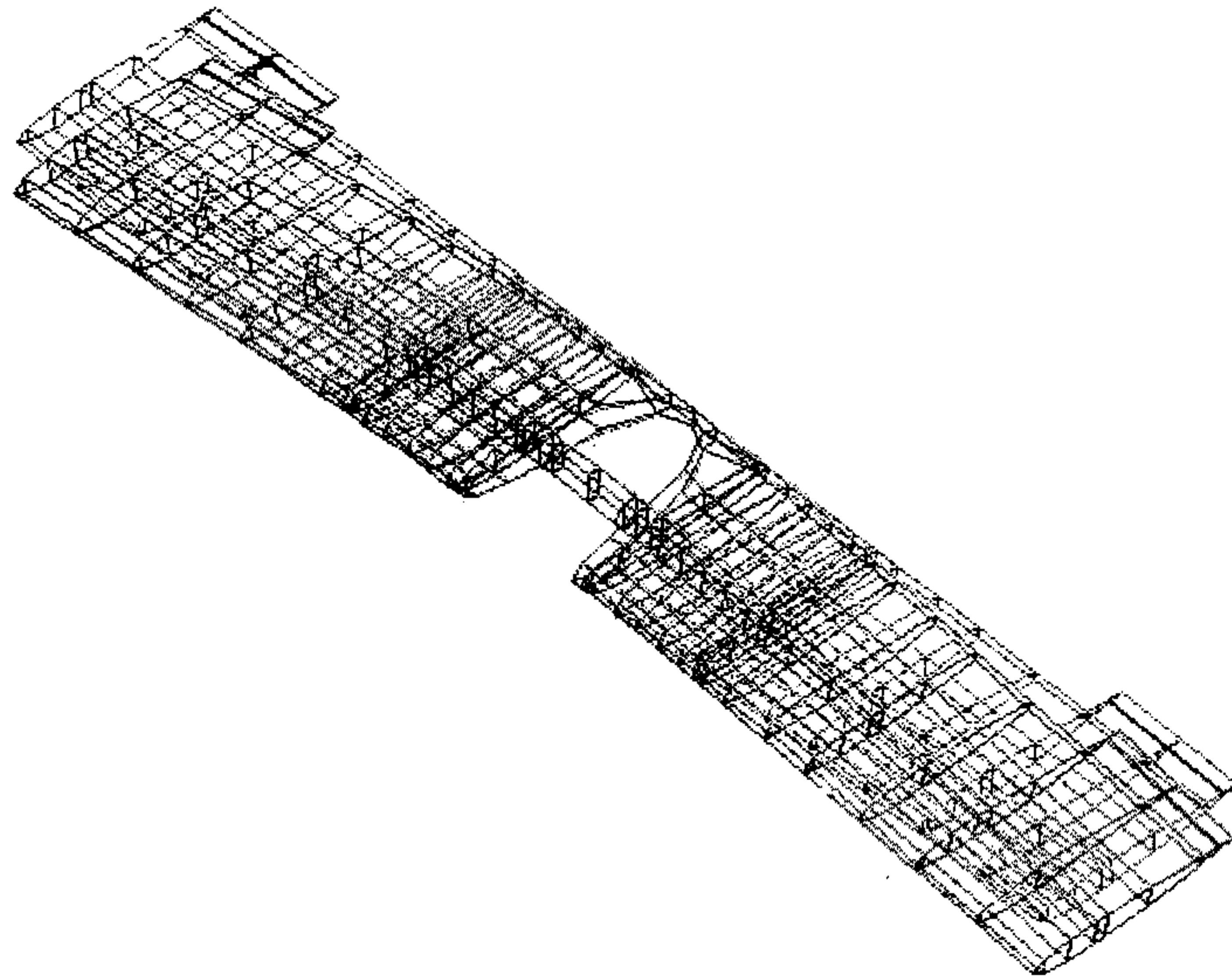


그림 2-28 수평꼬리날개의 탄성변형된 형상

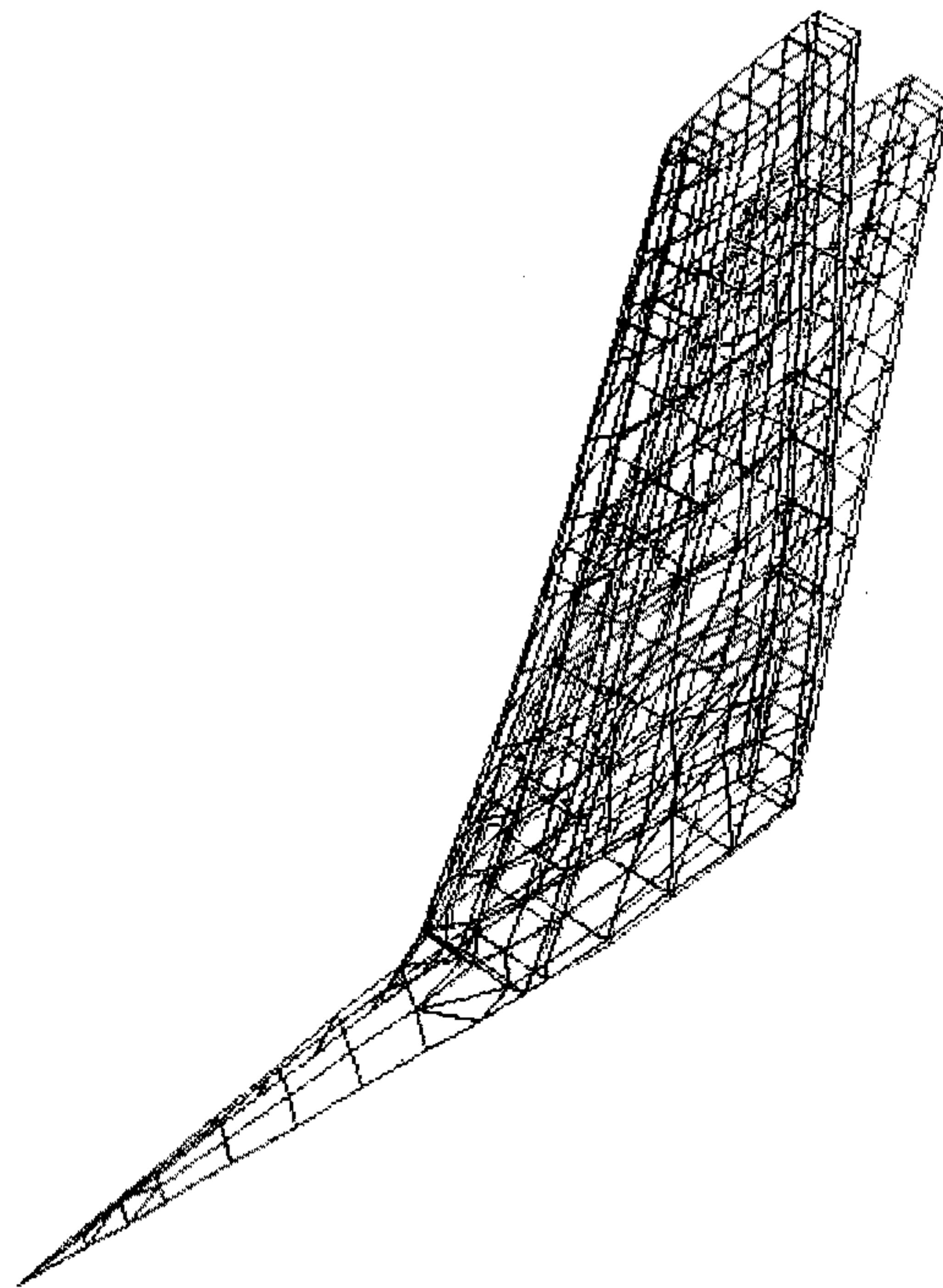


그림 2-29 수직꼬리날개의 탄성변형된 형상

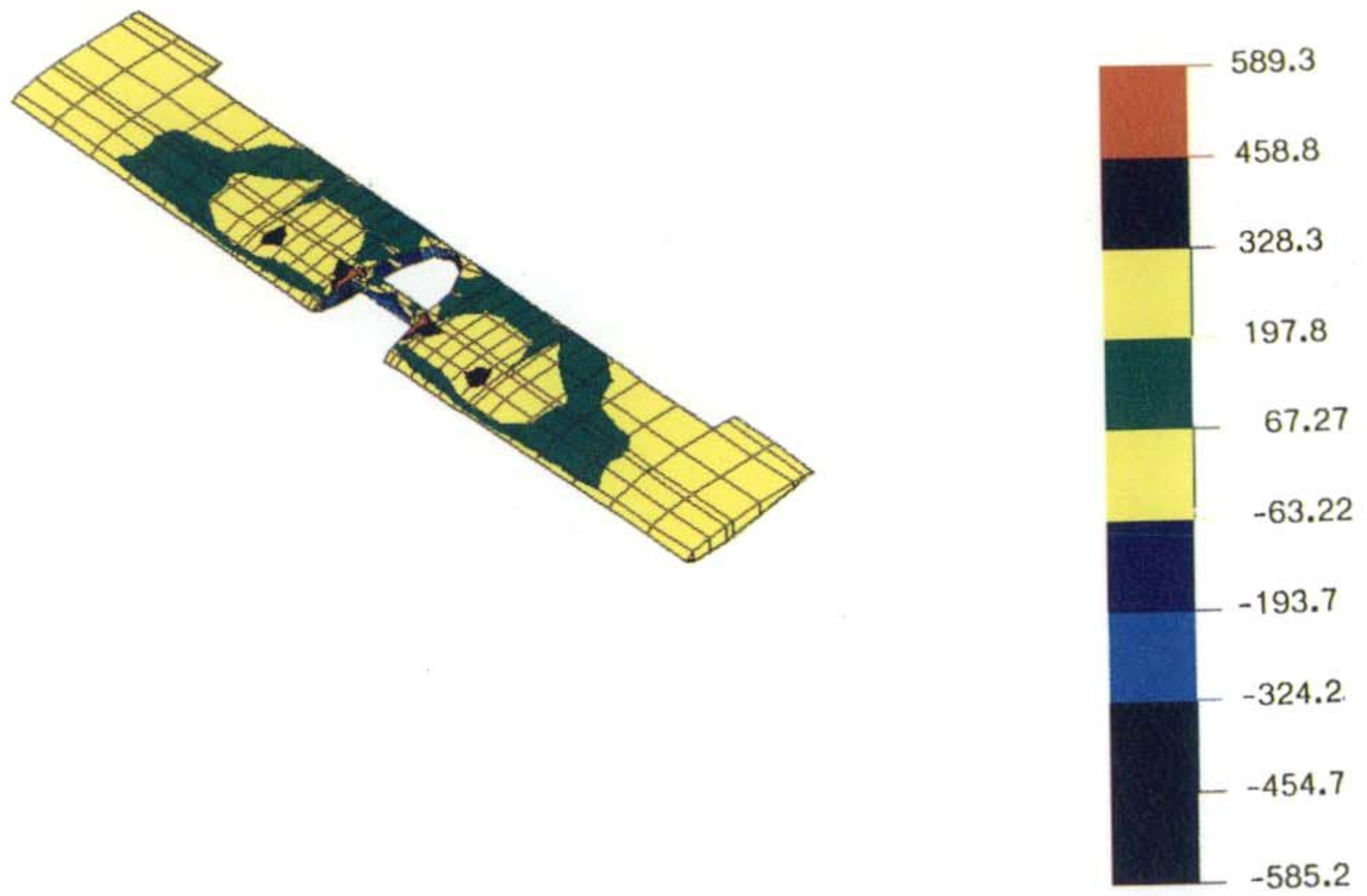


그림 2-30 수평꼬리날개의 축방향 응력

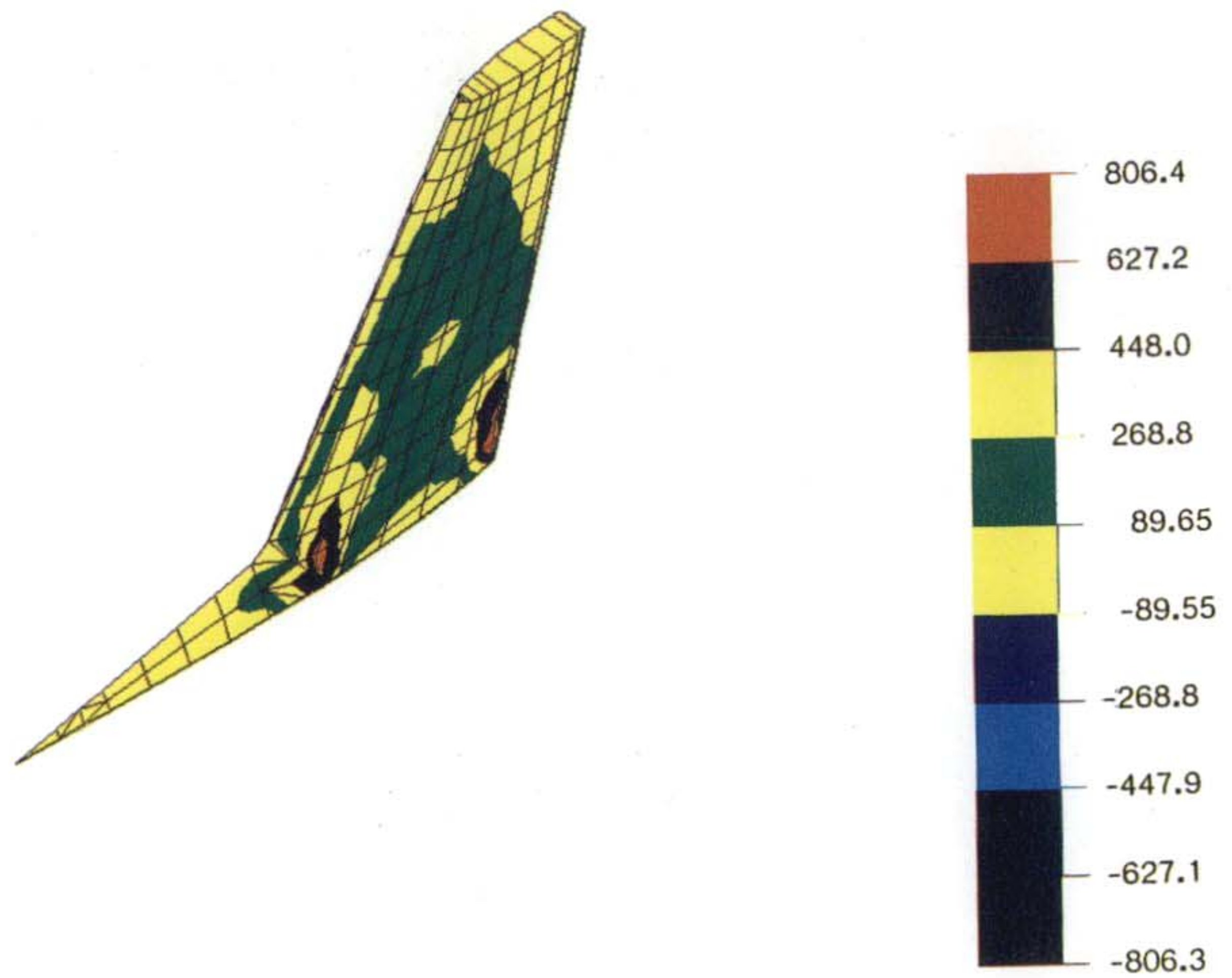


그림 2-31 수직꼬리날개의 축방향 응력

좋다고 예측할 수 있으나 상세한 해석은 추후 검토할 예정이다.

5. 엔진 마운트 해석

엔진 마운트는 AVCO LYCOMING IO-360-A1B6 엔진을 방화벽 위치에서 동체의 주 구조물인 른저론에 연결시켜 자체 중량에 의한 관성력과 기동시 발생하는 하중 및 착륙시 지상반력 등의 하중을 지지케 하므로 하중해석에 의해 예상되는 최대하중에서 Dynafocal Mount 방식에 의한 4130Steel 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.

가. 설계하중 조건

FAR 23에 의하면 엔진마운트는 다음과 같은 하중에 대해 충분한 강도를 유지하여야 한다.

- (1) 기동시 엔진 토크에 의한 하중 및 아랫방향 극한하중을 복합시킨 하중
- (2) 착륙시 전륜에 전달되는 하중 및 엔진 토크를 복합시킨 하중
- (3) 측방하중 및 gyroscopic 하중(turbo-propeller 엔진시 필수적으로 고려)

상세한 하중 해석을 통하여 엔진 마운트 각 부재에 작용하는 하중을 계산한 결과가 표 2-13에 수록되어 있고 그림 2-32, 33에는 엔진 토크 하중과 돌풍에

의한 최대 down loads가 예로써 나타나 있다.

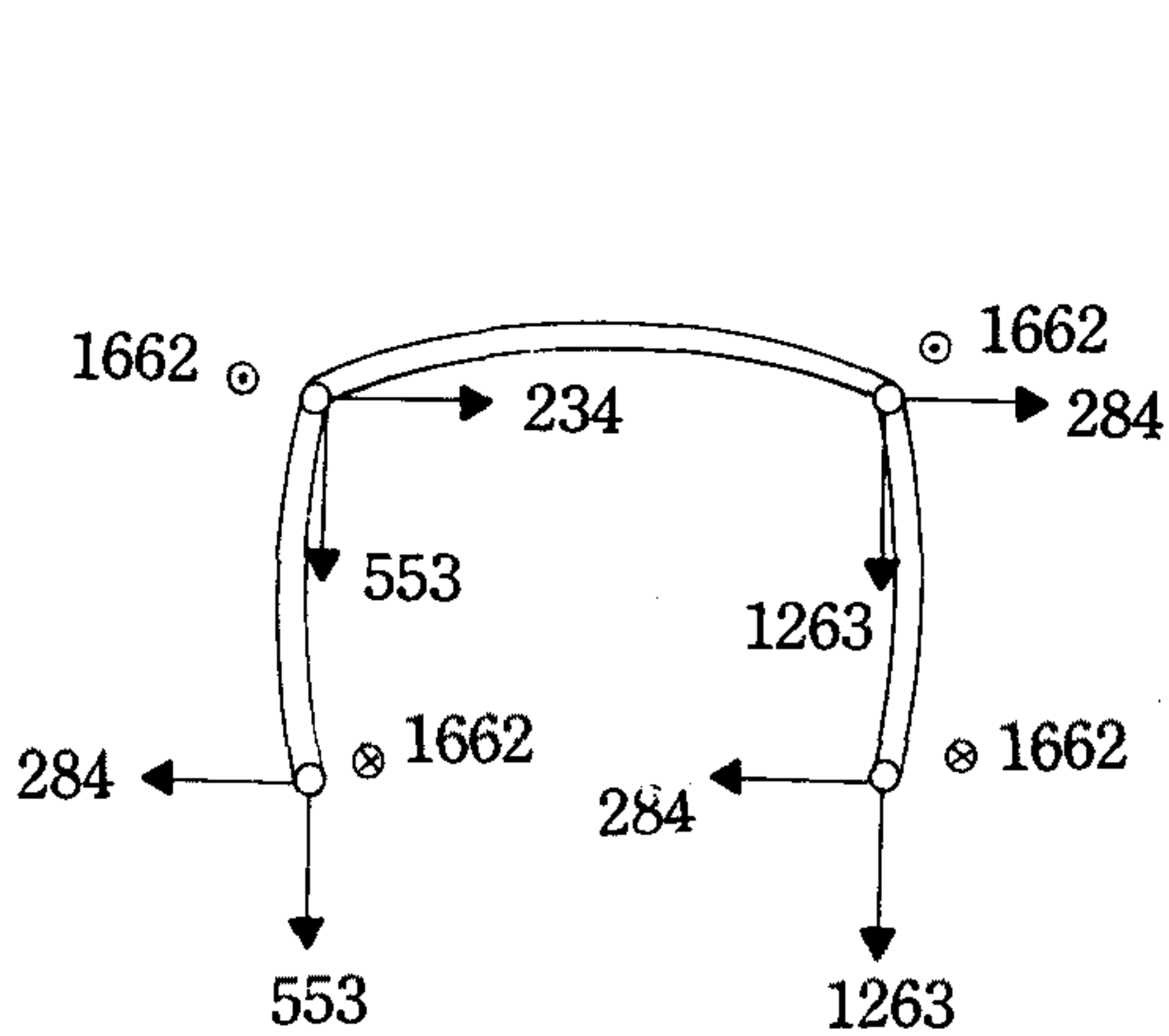


그림 2-32 엔진 토크 하중 종합

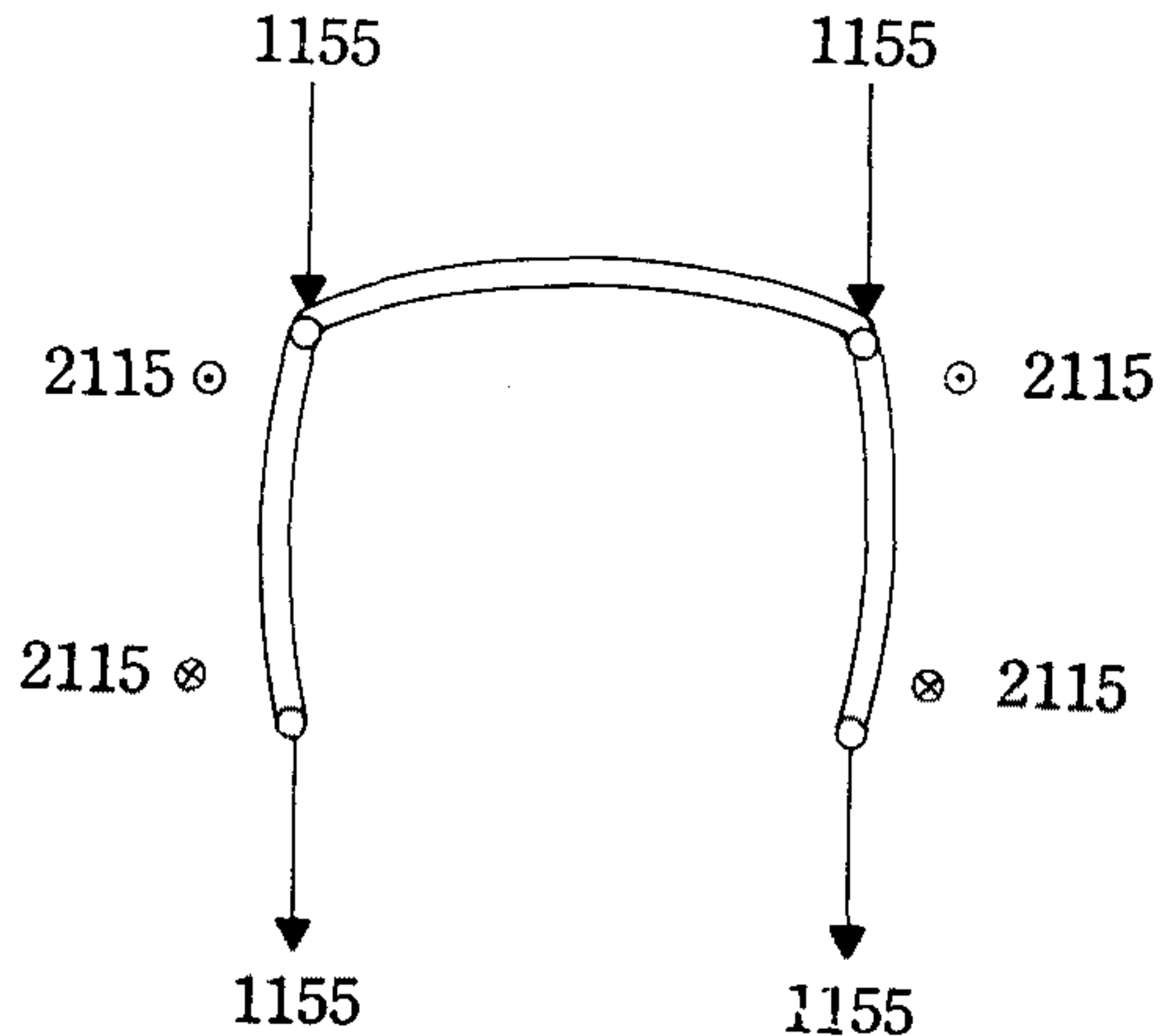


그림 2-33 Down Load 종합

나. 강도 해석

예상되는 최대 하중에 의한 부재 좌굴 강도를 계산하기 위하여 엔진 마운트를 용접 프레임 구조로 beam 모델링하여 방화벽 세로대에 볼트로 접합되는 경계 조건을 부여하여 NISA II로 부재 축력을 구하였고 부재 좌굴 축력은 beam 길이와 단면 관성 모멘트 및 면적을 고려한 Johnson의 좌굴 압축력 공식을 beam의 끝단 경계조건을 고려하여 산출하여 강도 안전율을 표 2-14에 수록하였다. 결과 검토로써 최대 엔진 토크와 착륙시 전륜에 전달되는 지상하중의 경우에는 그림 2-34의 ④번 및 ⑮번 부재에 최대 축력이 작용하나 상대적으로 단면적이 작은 ④번 부재 경우 32%의 안전율을 가지는 반면 최대 엔진 토크와 돌풍에 의한 최대 down loads가 동시에 작용하는 경우 ⑥번 부재의 안전율이 여유가 없는 결과를 보여 주므로 이 부재들은 단면적이 큰 부재로 대체할 필요가 있다. 설계시 최대 내력을 계산할 때 엔진 마운트를 핀 조인트(pin joint)로 결합되는 트러스 구조물로 간

주하였기 때문에 용접에 의한 실제 구조물 상 발생하는 굽힘 모멘트가 일으키는 축력이 고려되지 않아 내력 예측에 다소 차이가 발생하였다고 판단된다. 그리고 튜브 부재의 전단응력과 부재들이 구조물에 접합되는 세밀한 조건들이 고려된 엄밀한 좌굴 해석이 추가적으로 요망된다. 방화벽 론저론에 최대 전단반력은 ⑤, ⑥부재가 연결되는 3번 지점으로 전단력 성분의 합력크기 3780 lbs로서 AN6 볼트 이상을 사용하면 충분한다.

다. 고유 진동수 해석

엔진 마운트의 고유 진동수는 표 2-15에서 처럼 최저 250 Hz이상이고 엔진의 최대 운용 초당 회전수가 45 RPS(2700 RPM)이므로 엔진 회전에 의한 공진 현상은 일어나지 않으리라 판단되며 10개의 최저 진동수를 나타낸다.

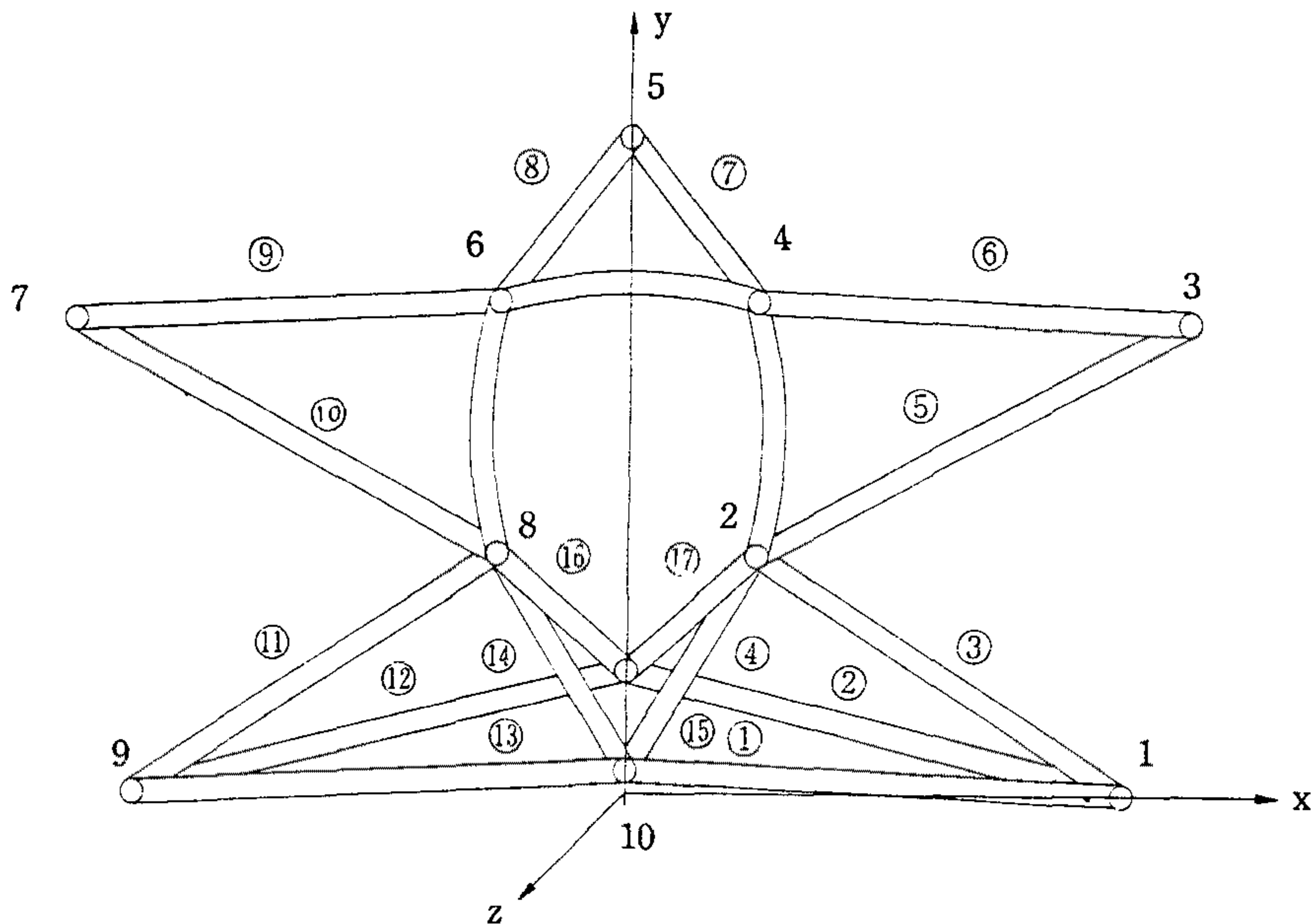


그림 2-34 엔진 마운트 beam 모델링

표 2-13 작용 하중 종합

하중 종류	작용점	X	Y	Z
E/G Torque 하중	2	-284	-1263	-1662
	4	284	-1263	1662
	6	284	-553	1662
	8	-284	-553	-1662
Side Load	2	304	0	-445
	4	304	0	-445
	6	304	0	445
	8	304	0	445
Gust Load (Down)	2	0	-1155	-2115
	4	0	-1155	2115
	6	0	-1155	2115
	8	0	-1155	-2115
Gust Load (Up)	2	0	743	1360
	4	0	743	-1360
	6	0	743	-1360
	8	0	743	1360
Gyroscopic Load (Case I)	2	0	-516	1590
	4	0	-516	-444
	6	0	-516	-1096
	8	0	-516	938
Gyroscopic Load (Case II)	2	0	-516	-444
	4	0	-516	1590
	6	0	-516	938
	8	0	-516	-1096
Supplementary Condition (I)	10	0	1520	-4475
	11	0	316	3006
Supplementary Condition (II)	10	0	2065	2918
	11	0	-230	-2184
Supplementary Condition (III)	10	4346	1884	-454
	11	-3061	-48	-454

표 2-14 엔진마운트의 축하중과 안전율

부재	면적 (in ²)	Buckling Load (lbs) (c=2)	Axial Force (lbs) Margin of safety			
			E/G Torque + Gust Down	E/G Torque + Ground Load	E/G Torque + Gust Down	E/G Torque + Ground Load
1	0.146	9583.5	+ 250	+2891		
2	0.108	5815.8	+2861	- 382		14.2
3	0.108	5195.7	-3905	- 202	0.33	24.7
4	0.108	5062.6	-2451	-3309	1.06	0.32
5	0.108	5566.8	+7006	+1578		
6	0.089	4026.0	-3355	-1142	0.19	2.52
7	0.089	4594.8	-1451	- 370	2.14	4.27
8	0.089	4920.7	-1911	-1509	1.57	2.25
9	0.089	4324.3	-2845	- 612	0.51	6.06
10	0.108	5834.3	+5695	+ 324		
11	0.108	5299.7	-2264	+1389	1.34	
12	0.108	5815.8	+3642	- 141		40.0
13	0.146	9583.5	- 966	+2136	8.92	
14	0.108	4939.4	+ 232	-1747		1.82
15	0.528		+2116	+3329		
16	0.146	10302.	+3816	+2395		
17	0.146	10437.	+4740	+2708		

참고) + : Tension(인장력), - : Compression(압축력)

표 2-15 엔진마운트의 고유진동수

Mode No.	Frequency		Period (Sec)	Tolerance
	(Rad/Sec)	(Cycles/Sec)		
1	1.601135E+03	2.548286E+02	3.924206E-03	4.712866E-07
2	1.641728E+03	2.612892E+02	3.827177E-03	3.321585E-05
3	1.727242E+03	2.748991E+02	3.637698E-03	1.013920E-07
4	1.740037E+03	2.769356E+02	3.610948E-03	6.315860E-05
5	1.861759E+03	2.963082E+02	3.374865E-03	8.643734E-06
6	1.893770E+03	3.014028E+02	3.317819E-03	2.250522E-05
7	1.964174E+03	3.126079E+02	3.198895E-03	1.696981E-06
8	1.966359E+03	3.129557E+02	3.195340E-03	1.703538E-05
9	1.980081E+03	3.151397E+02	3.173196E-03	4.847886E-06
10	2.044834E+03	3.254454E+02	3.072712E-03	7.508097E-05

6. 동특성 해석

비행중 예상되는 항공기의 최대하중에서 주 구조물의 소성적인 영구 변형이 일어나지 않아야 하며 극한하중 이하의 하중에서도 항공기가 적절한 정적 강도 (static strength)를 지녀야 하지만 돌풍이나 급격한 기동시 주 구조물의 강성(stiffness)과 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(dynamic stiffness) 특성을 고려하여야 한다. 특히 항공기의 구조 중량을 감소하기 위해 주 구조물의 배치를 정적 강도에 의존하여 설계할 때에는 주 구조물의 진동 모드 별 최저 진동수 값에 유의하여야 하며 경험적으로 신뢰할 수 있는 이론적 방법이나 실험에 의해 동적 강성을 입증하여야 한다.

가. 모드 특성 해석(Modal Analysis) 방법

전술한 개념하에 창공-91의 날개에 대한 모드 별 고유 진동수를 고전적인 방법과 정적 강도 해석에서 사용된 유한 요소 방법의 구조 강성을 이용하여 계산하고 결과를 상호 비교하여 표 2-16에 표시하였다.

(1) 구조적 강성 영향 계수 이론(Structural Influence Coefficient)

설계에서 결정된 부재의 배치와 치수를 바탕으로 단면 관성 모멘트 및 비틀림

상수를 계산하여 변형 에너지 이론에 근거한 변형 행렬을 산출하고 이의 역행렬에 의한 굽힘 및 비틀림 강성 행렬로써 고유치(eigen value) 문제를 정립하여 계산한 고유치로써 모드 별 고유 진동수를 환산한다. 굽힘 방향의 구조적 탄성계수는 날개의 j번째 section에 단위하중을 가했을 때 날개의 i번째 section에서의 변위으로써 결국 행렬 형태로 구해지며 마찬가지로 비틀림 방향의 구조적 탄성계수도 날개의 η번째 section에 단위 토크(torque)를 작용했을 때 날개의 y번째 section에서의 비틀림각으로 구해지며 이들의 역행렬이 바로 강성행렬 [K]가 된다.

$$C_{ij} = y_i y_j \int_0^{y_j} \frac{d\lambda}{EI} - (y_i + y_j) \int_0^{y_i} \frac{\lambda d\lambda}{EI} + \int_0^{y_i} \frac{\lambda^2 d\lambda}{EI} + \int_0^{y_i} \frac{d\lambda}{GK}$$

$$C_{\theta\theta}(y, \eta) = \int_0^y \frac{d\lambda}{GJ}$$

(2) Myklestad-Holzer 방법

구조적으로 연속체인 날개를 이산계(discrete model)로 분할하여 인접된 분할구조의 굽힘, 비틀림 강성과 관성 및 질량 중심축과 탄성 중심축 사이의 거리로 인한 연계(coupling)들로 구조 천이 행렬(transfer matrix)을 구성하고 경계조건을 부여한 다음 고유치 문제화하여 해석한다.

$$[u]_i = \begin{bmatrix} \left(1 + \frac{\omega^2 m_i l_i^3}{6EI_i}\right) & l_i & \frac{l_i^2}{2EI_i} & \frac{l_i^3}{6EI_i} & \frac{\omega^2 m_i e_i l_i^3}{6EI_i} & 0 \\ \frac{\omega^2 m_i l_i^2}{2EI_i} & 1 & \frac{l_i}{EI_i} & \frac{l_i^2}{2EI_i} & \frac{\omega^2 m_i e_i l_i^2}{2EI_i} & 0 \\ \omega^2 m_i l_i & 0 & 1 & l_i & \omega^2 m_i e_i l_i & 0 \\ \omega^2 m_i & 0 & 0 & 1 & \omega^2 m_i e_i & 0 \\ \frac{\omega^2 m_i e_i l_i^2}{GJ_i} & 0 & 0 & 0 & \left(1 - \frac{\omega^2 m_i (\rho_i^2 + e_i^2) l_i}{GJ_i}\right) & \frac{-l_i}{GJ_i} \\ -\omega^2 m_i e_i & 0 & 0 & 0 & -\omega^2 m_i (\rho_i^2 + e_i^2) & 1 \end{bmatrix}$$

(3) 유한요소 해법

정적 강도 해석에 사용한 유한요소 모델링의 구조 강성 행렬[K]와 날개 질량 행렬[M]을 반복법에 의해 수렴 오차를 만족하는 범위에 까지 반복하고 연료 중량 변화에 대해 진동 특성을 계산한다. 연료량에 따른 고유 진동수 변화는 1차 굽힘 진동수에 민감하나 대략 7% 정도의 범위내에서 변화한다. 그림 2-35(a)는 비대칭 1차 굽힘 모우드, 그림 2-35(b)는 대칭 1차 굽힘 모우드, 그리고 그림 2-36(a)는 비대칭 1차 비틀림 모우드, 2-36(b)는 대칭 1차 비틀림 모우드를 각각 나타낸다.

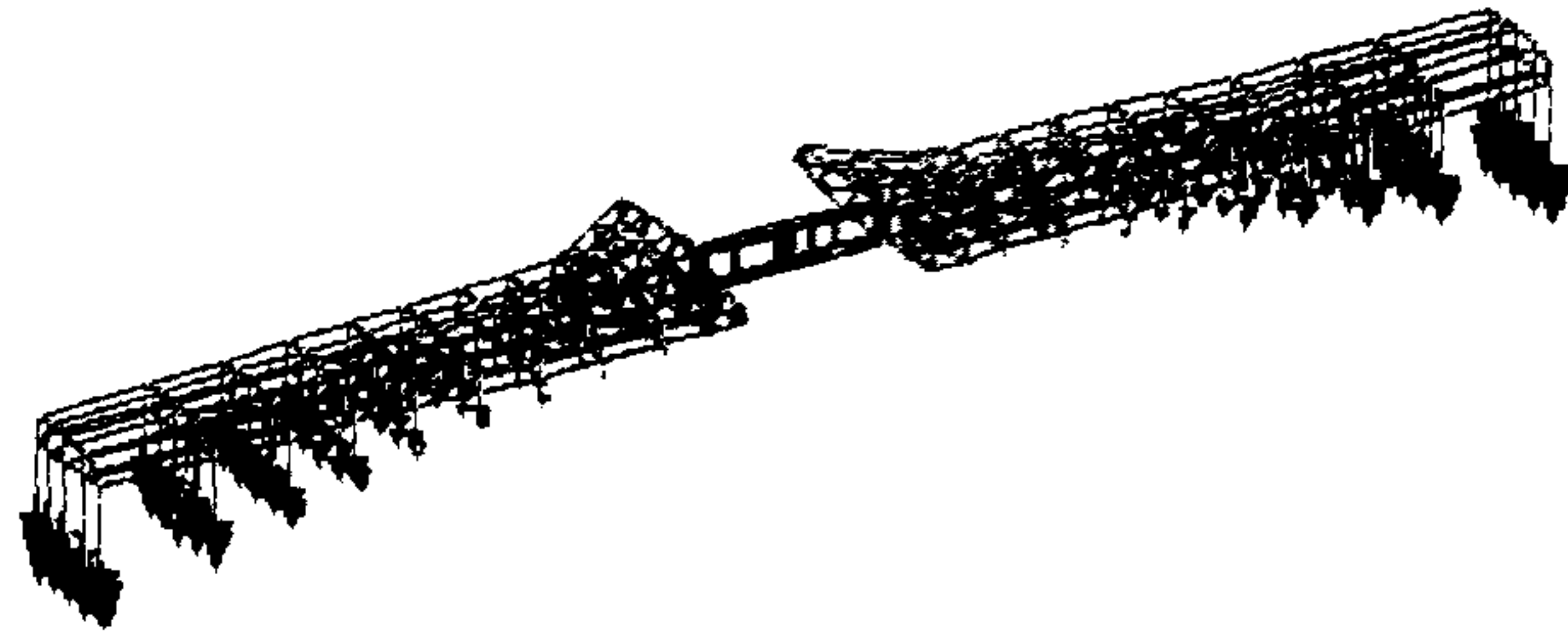
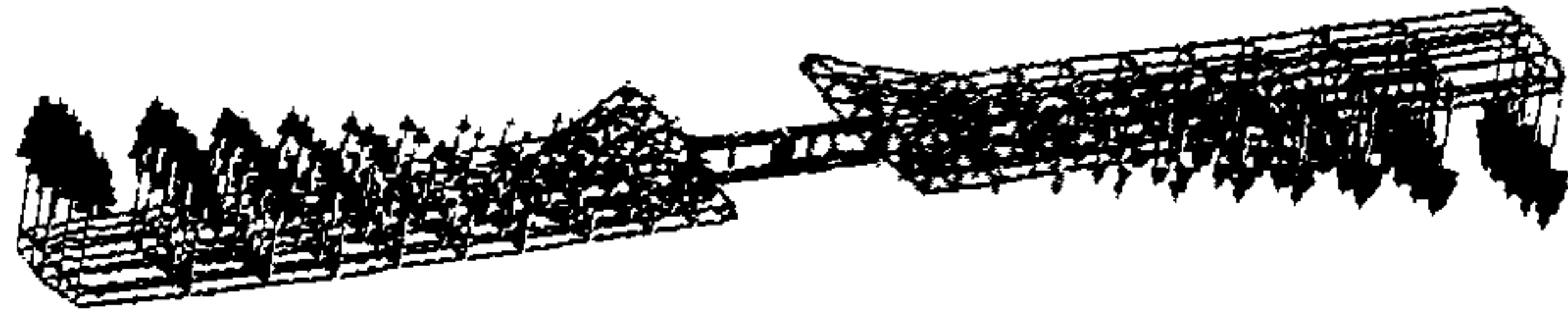


그림 2-35 (a) 비대칭 1차 굽힘모우드
(b) 대칭 1차 굽힘모우드

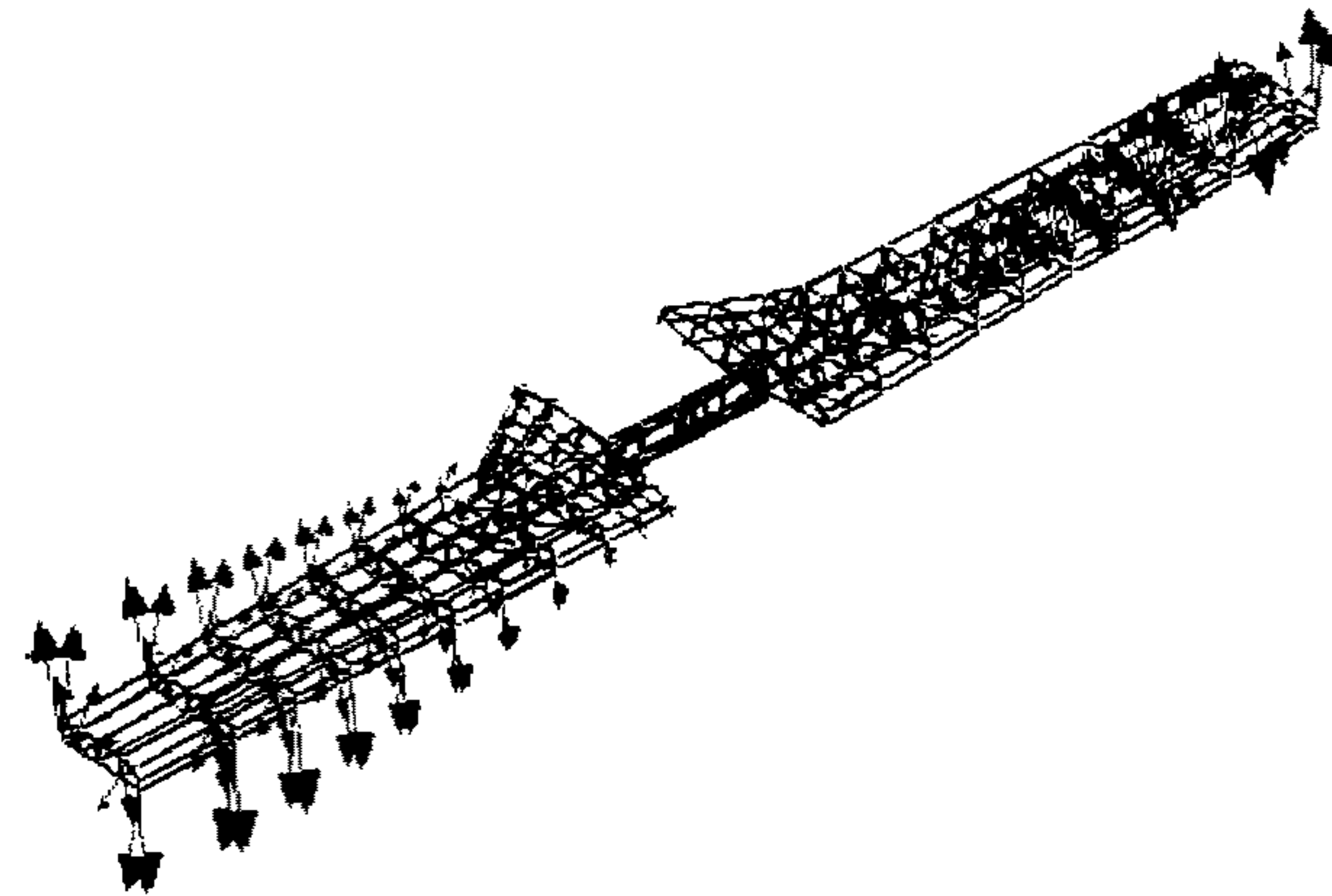
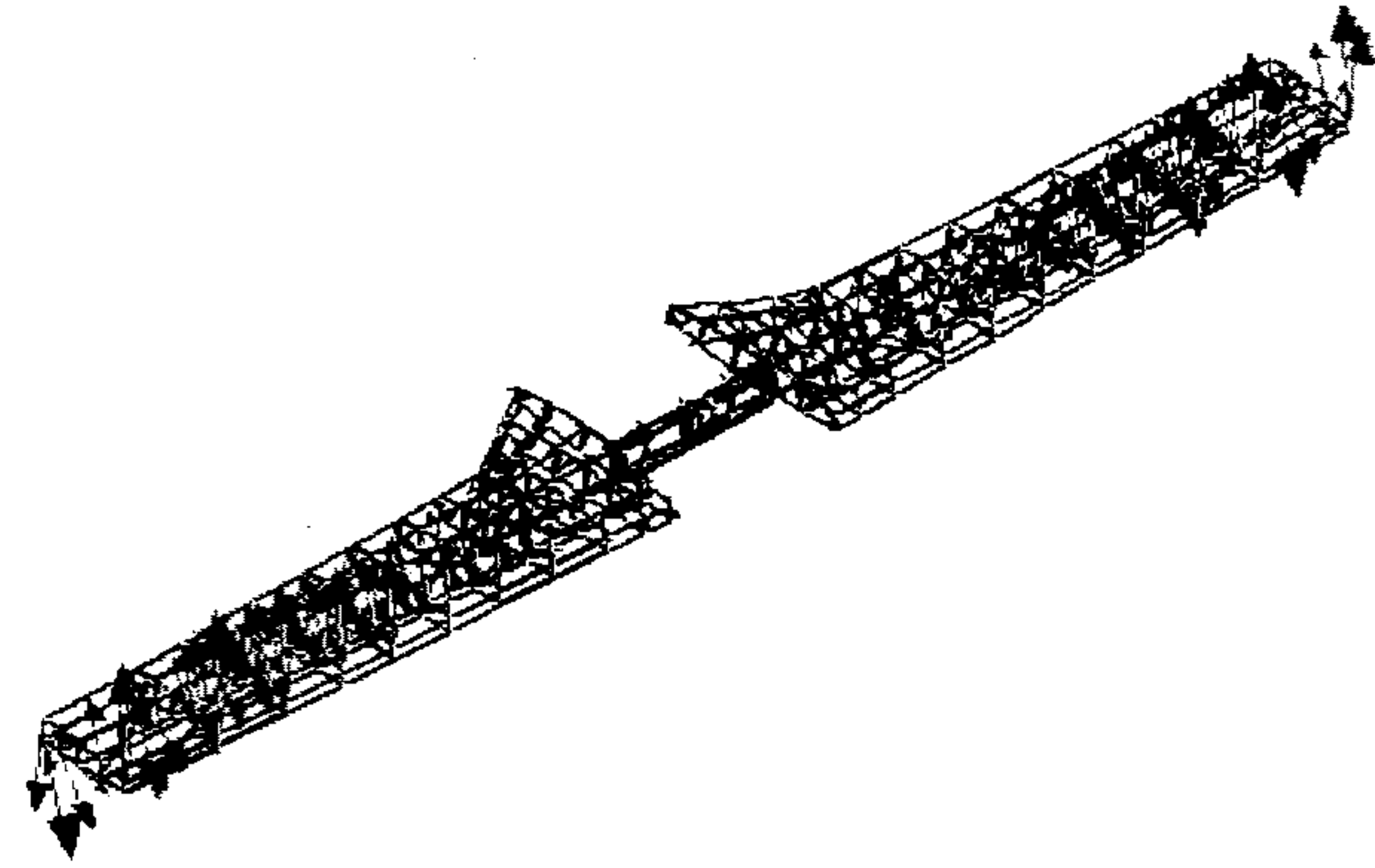


그림 2-36 (a) 비대칭 1차 비틀림모우드
(b) 대칭 1차 비틀림모우드

표 2-16 고유 진동수 비교표

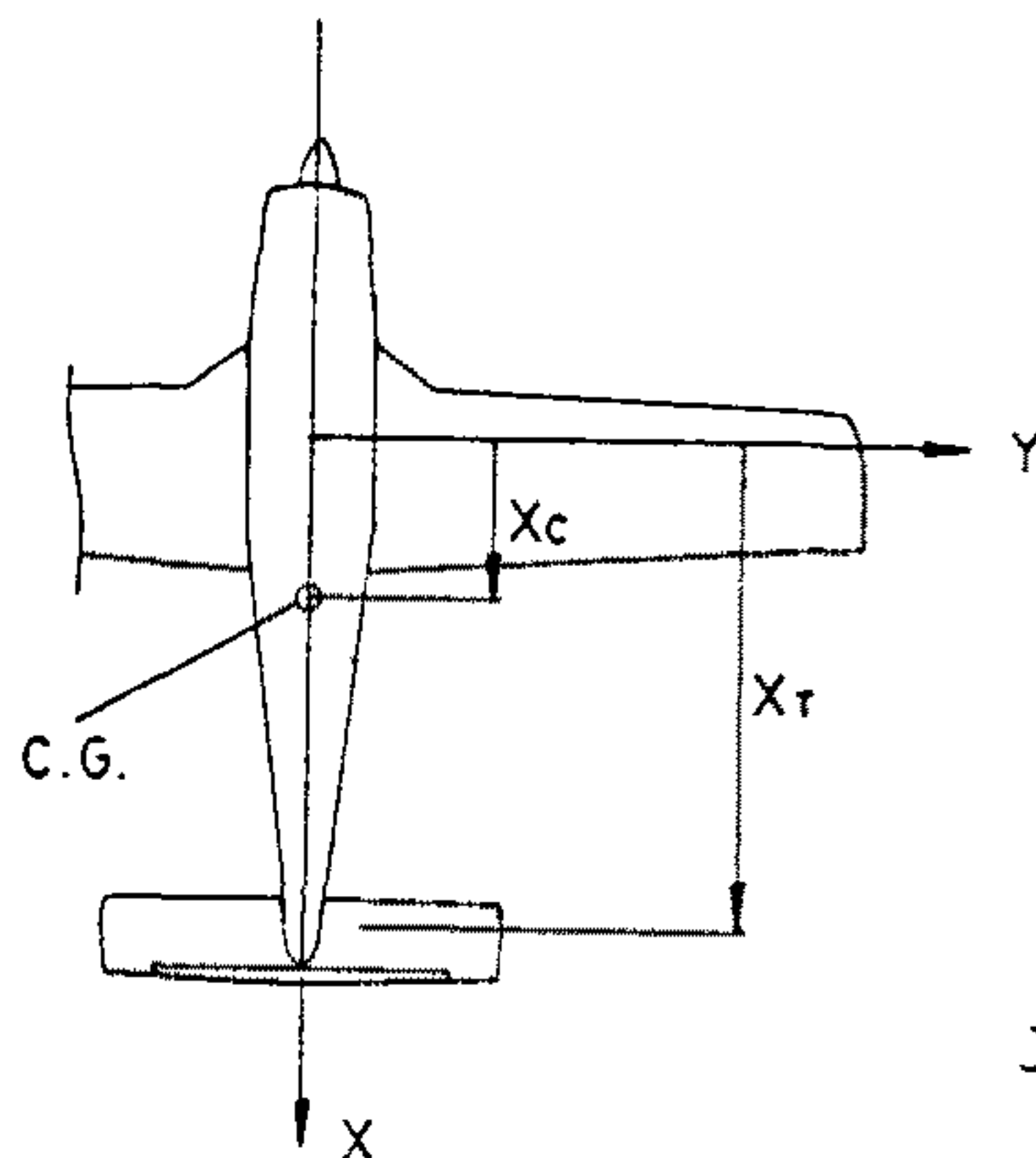
해석방법		고유진동수		최대 중량일때 예	
		1차 굽힘(HZ)		1차 비틀림(HZ)	
고전적 ('90.12)	Myklestad-Holzer	9.48		103.5	
	Eigen Value	9.74		119.0	
FEM ('91.3)		비대칭	대칭	비대칭	대칭
	NISA II	10.75	14.73	91.56	91.50
	NASTRAN	10.05	14.44	88.95	88.70
실험('91.8)		9.6	16.8	89.6	91.2

7. 공탄성 해석

반강성(semi-rigid) 개념으로 설계되는 항공기에 있어 구조 설계자는 구조물이 공력, 관성력, 추력, 원심력 등 비행하중과 착륙 등의 지상하중을 받을 때 탄성 변형효과를 고려해야 한다. 특히 비행중 날개에 발생하는 공력과 구조적으로 날개의 공력중심과 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 모멘트(twisting moment)가 설계된 날개의 비틀림 강성(torsional stiffness)이 지지할 수 있는 한계치를 초과할 때는 날개가 파괴되는 비틀림 발산 현상(torsional divergence)을 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(flutter), 돌풍(gust)에 대한 동적 응답 특성(dynamic response characteristics)도 검토되어야 한다. 날개 설계시 각 부재의 치수와 물성(physical

properties)은 설계상 항공기의 제한하중에 안전계수를 고려한 하중에서 소성변형이나 파괴가 일어나지 않도록 정하므로 국부적인 부재강도만을 고려하여 중량을 분포시킬 경우 날개의 전단 중심(shear center)이나 무게 중심 등의 배치가 날개의 고유 진동수 등 동적인 특성을 변화시켜 불안정해 질 수 있으므로 유의해야 한다. 현재까지 이러한 정적 공탄성 해석에 있어서는 특정 단면 이론(Typical Section Theory)이나 양력선이론(Lifting Line Theory) 등으로 공력을 계산하고 있으나 높은 캠버(high cambered wing)를 가지는 에어포일에 있어서는 유한 날개 효과 및 전체적인 비틀림 강도 분포를 보정하지 못하는 Strip Theory나 날개의 캠버 효과를 실험적인 2-D data를 사용하여 zero lift line과 V_0 사잇각을 임의적으로 보정하는 양력선 이론이 주로 사용되고 있다. 본 연구에서는 정적 공탄성 해석중 비틀림 발산 현상에 대한 공탄성 해석 모델을 와류 격자법을 이용한 양력면 이론으로 수치 계산을 행하여 그 결과를 제시하며 양력선 이론과 단순한 Strip Theory에 의한 결과를 비교한다.

그림 2-37과 같이 트림된 상태로 비행중인 전기(complete aircraft)에 있어 역학적 평형 상태란 비행 진행방향으로 무게중심에 대해 피칭 모멘트가 0이며 하중계수가 고려된 자중과 양력이 평형을 이루고 또한 날개의 탄성 변형이 공력 계산에 고려된 평형상태를 의미하며 이를 수식으로 표현하면 다음과 같다. 단, 여기서 동체와 꼬리날개의 탄성 변형은 무시된다.



$$\int_{A/C} F dx dy = 0$$

$$\int_{A/C} F x dx dy = 0$$

$$\theta = \int_0^L c^{\theta\theta}(y, \eta) \tau(\eta) d\eta$$

그림 2-37 역학적 평형상태

세로방향 트림은 보통 꼬리날개 조종면을 조종하여 얻어지므로 동체에 부착된 받음각을 α 라 표시하면 전체 꼬리날개 양력은 다음과 같이 된다.

$$L^T = qS^T \left(\frac{\partial C_L^T}{\partial \alpha_i} \alpha_i + \frac{\partial C_L^T}{\partial \delta} \delta \right)$$

또한, 날개의 탄성 비틀림 평형관계는 그림 2-38에서 처럼 다음 식으로 표시된다.

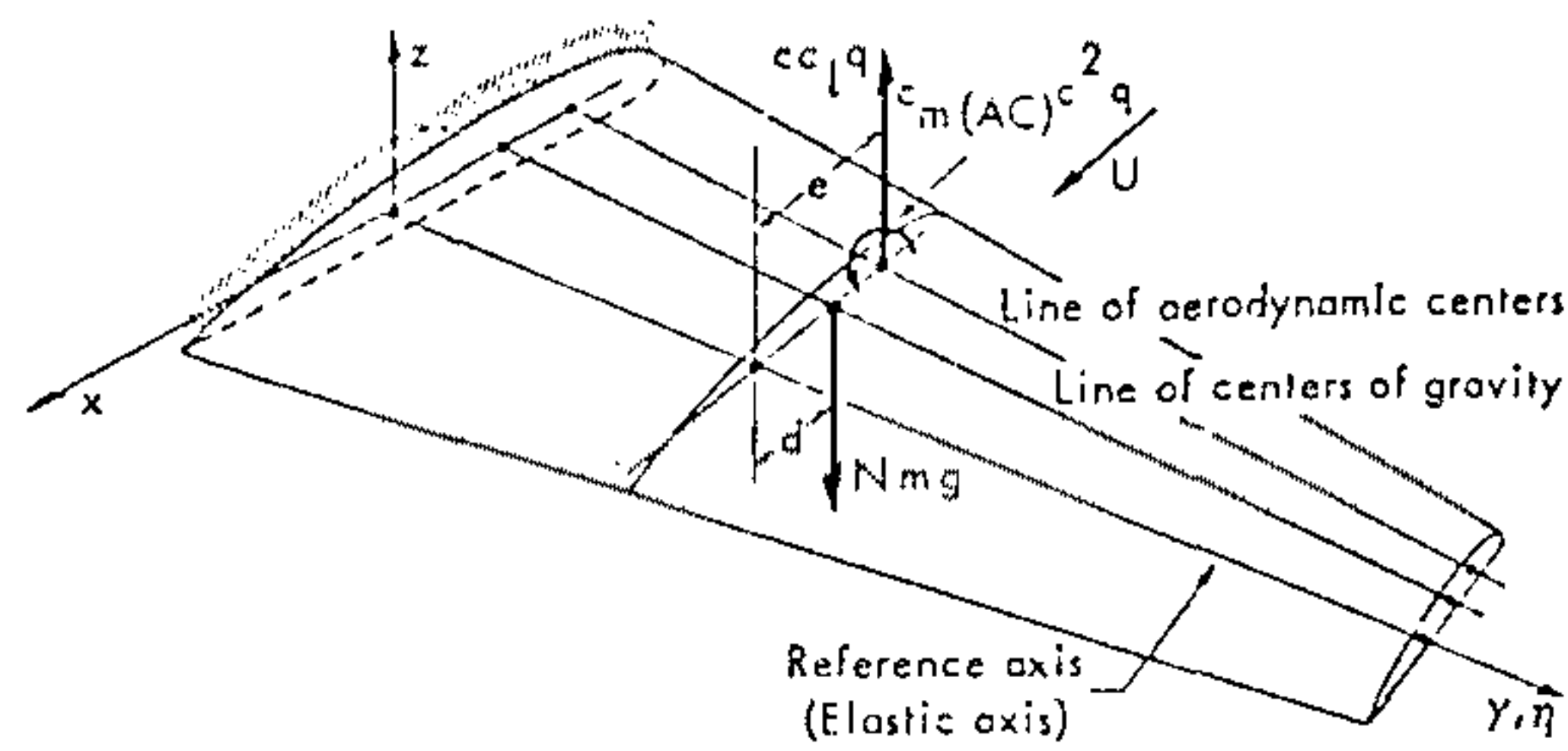


그림 2-38 날개의 탄성 비틀림 평형관계

여기서 단위 스패당 작용하는 구조적 비틀림 모멘트는 (1)식과 같이 되며

$$\tau = M_{AC} + Le - Nmgd \quad (1)$$

$$= C_{MAC}qc^2 + qcLe - Nmg$$

또한 구조 영향 계수(structural influence coefficient)의 정의에서 탄성 비틀림 받음각은 다음과 같이 표시된다.

$$C_{ij} = \frac{\Delta \theta_i}{\Delta T_j} \rightarrow \theta_i = \sum_j C_{ij} \Delta T_j$$

$$\{\theta\} = [C^{00}] \{T\}$$

따라서 탄성 변형각은

$$\theta(y) = \int_0^1 C^{00}(y, \eta) [qc^2(\eta)C_{mac}(\eta) + qcc_1(\eta)e(\eta) - Ngm(\eta)d(\eta)]$$

적분시 무게함수를 $[w]$ 라 하면 다음과 같은 행렬식으로 표현할 수 있다.

$$\{\theta\} = q[C^{00}][w][e]\{cc_1\} + q[C^{00}][w][c^2]\{c_{mac}\} - Ng[C^{00}][w][d]\{m\} \quad (2)$$

$$\{\theta\} = q[E]\{cc_1\} + q[F]\{c_{mac}\} - Ng[G]\{m\}$$

여기서,

$$[E] = [C^{00}][w][e]\{cc_1\}$$

$$[F] = [C^{00}][w][c^2]\{c_{mac}\}$$

$$[G] = [C^{00}][w][d]\{m\}$$

여기서 공력 영향 계수 $[A]$ 는 양력선 이론 및 캠버와 유한 날개 효과를 고려한 양력면 이론(Lifting Surface Theory)으로 각각 구하여 비교 검토하며 이에 대한 수치적 모형은 참고문헌 [82]에 상세히 기술되어 있다.

$$A_{ij} = \frac{\{\Delta cc_1\}_i}{\{\Delta \alpha\}_j} \rightarrow \{cc_L\}_i = \sum_j A_{ij} \Delta \alpha_j$$

$$\{cc_L\} = [A]\{\alpha\}$$

$$\{\alpha\} = \alpha_r(0)\{1\} + \{\alpha_t\} + \{\theta\}$$

여기서, $\alpha(0)\{1\}$ 은 강체 회전(rigid body rotation)으로 생기는 받음각, α 는 기하학적 비틀림(geometrical built-in twist) 받음각, θ 는 탄성변형 받음각이다.

고로, $[A]^{-1}\{cc_L\} = \{\alpha\}$

$$= \alpha_r(0)\{1\} + \{\alpha_i\} + q[E]\{cc_L\} + q[F]\{c_{MAC}\} - Ng[G]\{m\} \quad (3)$$

또한 총 양력은 비행 하중계수가 N일때

$$NW = L$$

$$= 2\left\{\int_0^l qcc_L dy + qS^T\left(\frac{\partial C_L^T}{\partial \alpha} \alpha_i + \frac{\partial C_L^T}{\partial \delta} \delta\right)\right\}$$

행렬형으로는

$$2q[1][w]\{cc_L\} + qS^T\left(\frac{\partial C_L^T}{\partial \alpha} \alpha_i + \frac{\partial C_L^T}{\partial \delta} \delta\right) = NW \quad (4)$$

그리고 총 피칭 모멘트는

$$2\int_0^l q[(e+x_c)cc_L + c^2c_{MAC}]dy - (x_T - x_c)qS^T\left(\frac{\partial C_L^T}{\partial \alpha} \alpha_i + \frac{\partial C_L^T}{\partial \delta} \delta\right) = 0$$

x의 계수는 NW와 같으므로 행렬형으로 표시하면

$$2q[e][w]\{cc_L\} + 2q[c^2][w]\{c_{MAC}\} - x_TqS^T\frac{\partial C_L^T}{\partial \alpha} \alpha_i - x_TqS^T\frac{\partial C_L^T}{\partial \alpha} \alpha_i + x_cNW = 0 \quad (5)$$

식 (3), (4), (5)를 연립하면 $\{cc_L\}$, α_i 그리고 δ 에 대해 풀 수 있게 된다.

$$\begin{bmatrix} [A]^{-1} - q[E] & -\{1\} & 0 \\ 2q[1][w] & qb_a & qb_\delta \\ 2q[e][w] & -x_r qb_a & x_r qb_\delta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \{cc_L\} \\ \alpha_f \\ \delta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \{\alpha_f\} + q[F]\{c_{MAC}L - Ng[G]\{m\} \\ NW \\ -2q[c^2][w]\{c_{MAC}\} - x_c NW \end{bmatrix} \quad (6)$$

여기서 좌변의 상수 계수 행렬의 역행렬을 구하여 우변에 곱하면 마지막의 $\{cc_L\}$, α_f 그리고 δ 를 구할 수 있게 된다. 여기서 비틀림 발산에 대한 조건은 외부 교란이 없을 때 $\{cc_L\}$ 이 유한해야 한다는 점에 착안하면 다음 관계식으로

$$[[A]^{-1} - q[E]]\{cc_L\} = \{0\} \quad (7)$$

부터 반복 계산하여 최소 동압 q 를 구할 수 있게 된다(참고문헌 [82] 참조).

여기서 NACA 63₂-415와 같은 고양력 에어포일일 경우 양력 분포 계산에 있어 양력선 이론을 사용할 경우에는 반드시 실험에 의한 2-D data를 원용하여 캠버 효과를 보정해 주어야 하는 불편이 따르며 또한, 낮은 가로세로비를 가지거나 큰 후퇴각을 가지는 날개에서는 앞전 분리(separation) 등에 의한 효과를 보정해 줄 수가 없는 이론적 한계가 있다. 따라서, 본 연구에서는 이러한 결점들을 모두 보완해 줄 수 있는 양력면 이론에 의한 공력모형을 사용하여 탄성 변형하는 날개의 정적 공탄성 해석을 시도한다. 날개의 정확한 비틀림 발산 속도는 후류 영역에서의 와류 roll-up을 고려한 Vortex Lattice Method, 그리고 캠버 효과를 2-D data로 보정한 양력선 이론 및 특정 단면이론 결과와 비교한다.

가. 비틀림 발산 속도

식 (7)의 해는 분해하면 다음과 같이 되므로 반복계산시 초기 $\{cc_L\}$ 을 임의의 유효한 값으로 주어 수렴시까지 반복한다.

$$\frac{1}{q} \{cc_L\} = [A][E]\{cc_L\}$$

수렴한 동압 q 로부터 비틀림 발산 속도는 다음에서 얻는다.

$$q = \frac{1}{2} \rho U_D^2 \rightarrow U_D = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}$$

참고적으로, 특정단면 이론에서 발산속도는 다음과 같다.

$$U_D = \frac{\pi}{2L} \sqrt{\frac{GJ}{c_{ea} \frac{\rho}{2}}}$$

창공-91 날개에 대한 비틀림 발산 속도(divergence speed)는 위의 3가지 방법으로 계산한 결과 고도에 따라 그림 2-39와 같이 650 ft/sec 이상으로 되며 최대 순항 속도가 211 ft/sec 임을 고려할 때 충분한 비틀림 강성을 가진다고 판단되고 아울러 최적 설계를 위해 다소의 무게 경감도 가능하다고 여겨진다.

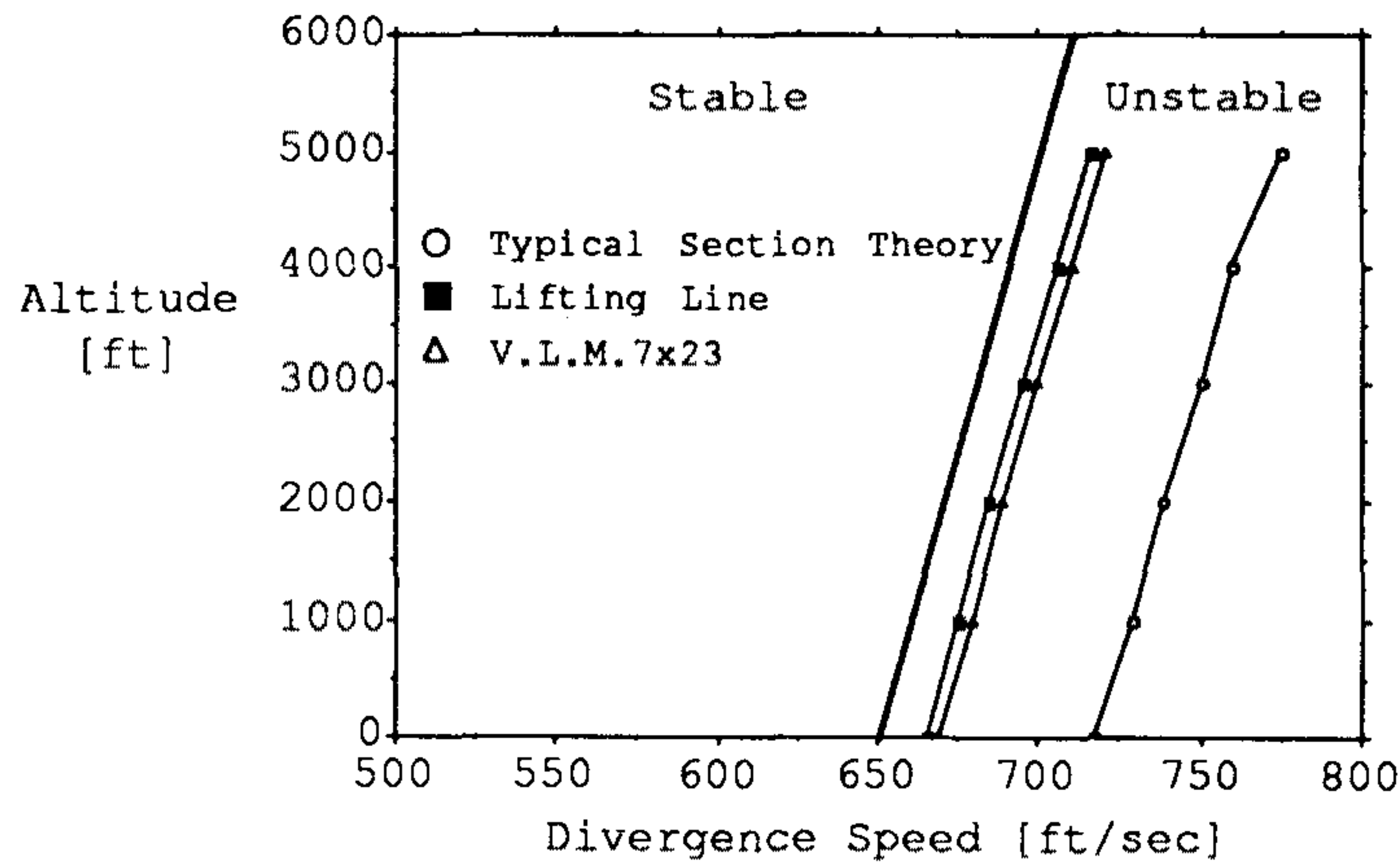


그림 2-39 창공-91 날개의 비틀림 발산 속도

나. 질량 균형법(Mass Balancing)

실제 항공기의 날개에 대한 3차원적인 플러터 모델링은 방대한 작업이며 오랜 시간이 필요로 되는 일이니 만큼 초기 설계를 확인하는 목적으로 보통 경험적인 방법으로 플러터를 예방하는 동적 균형(dynamic balance) 방법을 사용하는데 이 방법은 급강하 속도가 300 mph(260 knot, 440 fps) 이하일 때 좋은 결과를 보이므로 창공-91의 경우 V_D 가 204 knot이므로 적용가능하다고 본다.

동적균형방법은 wing bending-aileron, fin bending-rudder, fuselage torsion-elevator 혹은 rudder, 그리고 stabilizer bending-elevator 플러터 등의 경우에 공탄성 문제를 피하는 설계기준으로 사용될 수 있다. 이러한 부위의 설계시 최대 허용할 수 있는 동적불균형 계수(dynamic unbalance coefficient)는 다음 식으로 표현된다.

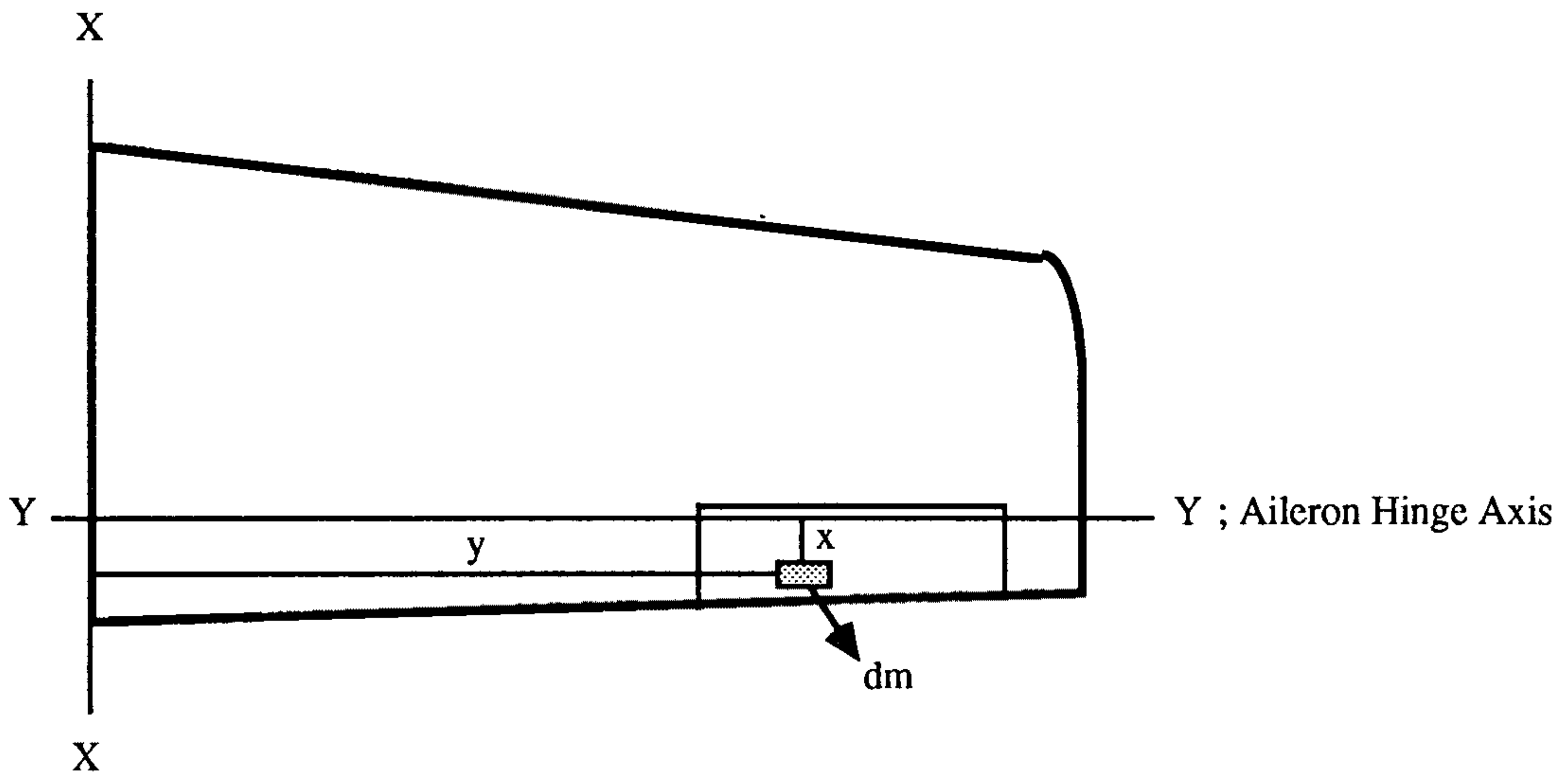
$$\frac{K}{I\beta} = 0.20 \left[6 - \left(\frac{V_D}{150} \right)^2 \right]$$

여기서, $K =$ Product of Inertia w.r.t. the Axes under Consideration

$I =$ Control Surface Mass Moment of Inertia about its Hinge Line

$V_D =$ Max. Permissible Dive Speed of the Airplane

이와 같은 동적불균형 계수의 물리적 의미를 다음의 그림으로부터 고찰한다.



먼저 항공기가 동체 중심축에 대해 롤 할때 힌지축에 대해 회전하고자 하는 에일러론에 대한 효과를 분석해 보자. 동체가 θ 각 만큼 롤 할 경우 에일러론의 미소 질량 dm 이 X-Y축에 대해 $S=y\theta$ 만큼의 선형변화하므로 dm 의 선형 가속도는 $\frac{d^2S}{dt^2} = y \frac{d^2\theta}{dt^2}$ 이 되고, dm 의 관성력은 $dF = y \frac{d^2\theta}{dt^2} dm$ 으로 되며, 에일러론 힌지

축 Y-Y에 대한 관성 모멘트는 $dM_{Y-Y} = x dF = xy \frac{d^2\theta}{dt^2} dm$ 으로 표시된다.

따라서 에일러론 전체의 관성 모멘트는 아래와 같이 표시되고

$$M_{Y-Y} = \int_{\text{Aileron}} xy \frac{d^2\theta}{dt^2} dm = \frac{d^2\theta}{dt^2} \int_{\text{Aileron}} xy dm$$

또한 앞에서 $\int xydm = K$ (Product of Inertia)라 표시했으므로 최종적으로 다
Aileron

음으로 된다.

$$M_{Y-Y} = K \frac{d^2\theta}{dt^2}$$

위 식을 살펴보면 X-X, Y-Y축에 대한 product of inertia K는 동체 중심
축에 대한 단위 각가속도시 ($\frac{d^2\theta}{dt^2}$) 에일러론 힌지축(Y-Y축)에 유도되는 토
크와 같고, 이 토크는 힌지축(β)에 대해 회전하려는 에일러론의 질량 관성 모
멘트(I_β)와 같으므로 $M_{Y-Y} = I_\beta \frac{d^2\beta}{dt^2}$ 로 직관적으로 등가된다.

따라서,

$$M_{Y-Y} = K \frac{d^2\theta}{dt^2} = I_\beta \frac{d^2\beta}{dt^2}$$

고로,

$$\frac{K}{I_\beta} \frac{d^2\theta}{dt^2} = \frac{d^2\beta}{dt^2} \quad \text{혹은} \quad \frac{d^2\theta}{dt^2} = \frac{I_\beta}{K} \frac{d^2\beta}{dt^2}$$

이 식을 살펴보면 날개가 동체 중심축에 대해 롤 하고자 $\frac{d^2\theta}{dt^2}$ 회전 각가속도만
큼 회전하려 할 때 에일러론에 대해서도 동적불균형 상수에 비례한 만큼의 회전을
유도하게 되므로 만약 에일러론이 동체 중심축과 에일러론 힌지축에 대해 동적
불균형이 전혀 없도록 설계되었다면 동체 중심에 대한 롤 회전이 에일러론 힌지에

대해 회전을 유도하지 않는다는 사실로 귀착된다(참고; 여기서는 날개의 탄성 변형효과를 고려하지 않았으므로 물리적으로 엄밀하지 못한 점이 있다).

한가지 더 언급할 사실은 위에서 처럼 시위방향의 질량 분포도 중요하지만 플러터를 방지하기 위해서 또 그리고 중량감소를 위해서 스펜방향의 효과적인 질량 분포도 중요하다. 보통 균형질량(balance weight)은 조종면의 앞전에 분포시켜 정적불균형(static unbalance)이 균일하도록 하고 조종면의 비틀림 강성이 충분할때는 조종면 양끝에 두어 무게를 줄이는 것도 권할 만한 방법이다. 요약하면 창공-91의 경우 다음과 같은 에일러론의 질량 균형을 점검한다.

① 에일러론 힌지축에 대한 관성모멘트를 계산한다.

② 에일러론의 product of inertia K 를 계산한다.

$$\textcircled{3} \frac{K}{I_p} = 0.20 \left[6 - \left(\frac{V_D}{150} \right)^2 \right], \text{ 창공-91의 경우 } V_D = 204 \text{이므로 } \frac{K}{I_p} < 0.83$$

이하임을 확인한다.

<검토>

(1) FAR 23에서 $V_F \geq 1.2V_D$ 로 규정하고 있으므로 창공-91의 경우 $V_D = 204$ (실제 절대 초과 금지속도는 180 knot 정도)이므로 V_F 가 245 knot(실제 절대 초과 금지속도를 고려하면 216 knot)이상되어야 하므로 부족하고 divergence 속도가 385 knot로 계산되고 있어 보통 후퇴각이 없는 conventional 날개의 경우 divergence speed > flutter speed이며 플러터는 70% 정도의 divergence speed로 되므로 예상되는 최저 플러터 속도는 270 knot 이상 될것으로 판단되고 날개의 비틀림 고유 진동수가 상대적으로 타 기종에 비해 높으므로 창공-91의 경우 비행 영역에서 플러터 현상은 없다고 결론지을 수 있다.

(2) 플러터 속도를 향상시키는 방법은 비틀림 진동수 즉 비틀림 강성 GJ 를

높이거나 탄성축이나 무게중심을 전방으로 이동시키는 방법을 생각할 수 있으나 후자는 전체적인 주 구조 재배치를 해야 하는 큰 문제가 되므로 재료를 바꾸지 않는 이상 J값을 크게 해야 하는데 이 J는 다음 식으로 표현된다(창공-91처럼 2-cell box의 경우).

$$J=4D(P_1P_2-P_{1,2}^2)$$

$$D=F_1^2P_2+2F_1F_2P_{1,2}+F_2^2P_1$$

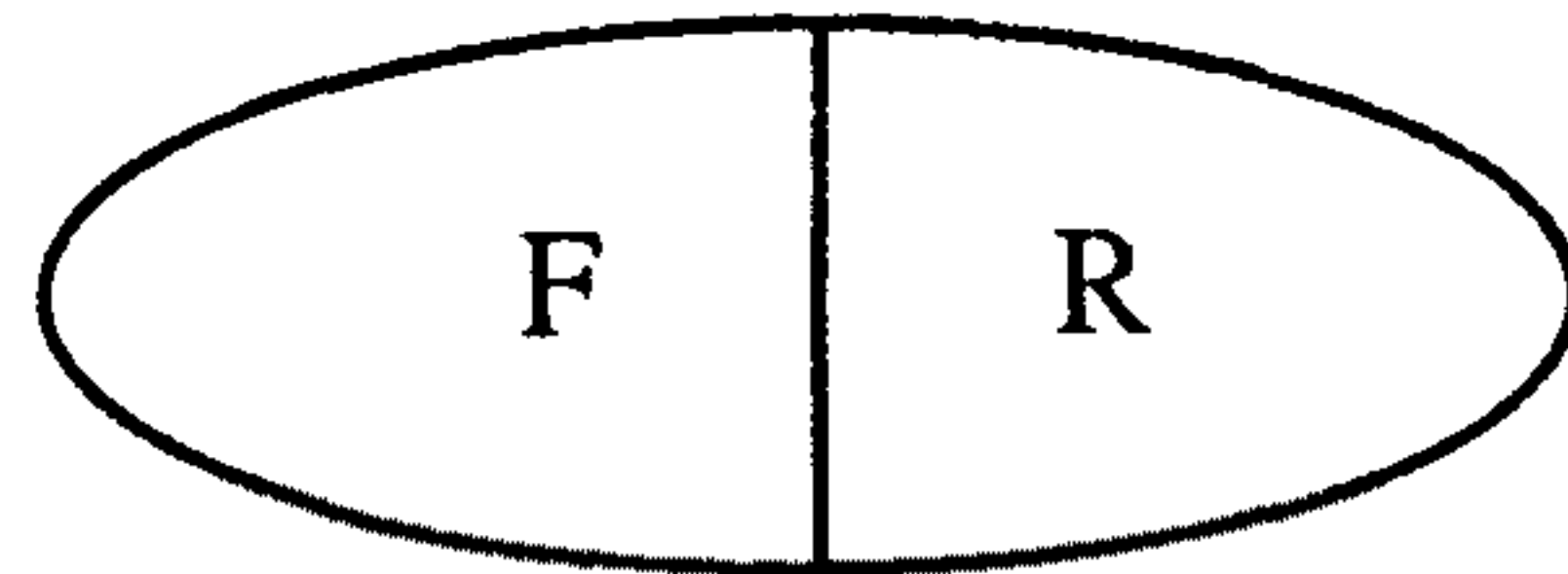
$$F_1=A_{\text{Front}} \text{ (앞 Cell의 Area)}$$

$$F_2=A_{\text{Rear}} \text{ (뒤 Cell의 Area)}$$

$$P_1=\rho ds/t \text{ Front(내부 Web 포함)}$$

$$P_2=\rho ds/t \text{ Rear(내부 Web 포함)}$$

$$\rho_{1,2}=\rho ds/t \text{ 내부 Web}$$



따라서 형상을 변경하지 않고 J를 크게 하는 방법은 외피를 두껍게 하는 방법이 유일하나 이는 중량의 관점에서 제한적이다.

여 백

제 3 장 시험 및 품질인증

제 1 절 구조시험

제 2 절 시스템 기능시험

제 3 절 비행시험

제 4 절 품질인증

여 백

제 3 장 시험 및 품질인증

제 1 절 구조 시험

1. 개 요

전기(full scale aircraft) 구조 강도시험은 시제기 시험비행 및 앞으로의 감항성 인증을 위한 연구개발의 일환으로 기체구조강도의 검증과 후속기 설계변경에 필요한 기술자료를 얻기 위하여 실시한다.

전기 구조시험을 통하여 창공-91 기체구조가 FAR 및 MIL에 규정된 구조강도를 만족하며 실기의 내력 경로를 파악하여 기체구조 설계시의 구조배치개념을 확인하고, 비행중의 최대하중에서 주 구조물의 영구변형이나 설계하중 이하의 하중에서 주 구조물의 파괴가 일어나지 않음을 보여야 한다. 또한 비행 영역에서 공력탄성학적 불안정성이 발생하지 않음을 신뢰할 만한 해석방법이나 실기 비행시험을 통해 증명하여야 하는데, 이를 위하여 지상 진동시험을 수행하여 고유진동수 및 진동모드를 실험적으로 측정하고 플러터 해석에 이용한다.

각 비행조종계통과 그 지지구조, 용접구조인 엔진마운트 및 복합소재를 사용하여 제작된 꼬리날개 등에 대한 강도를 전기구조시험을 통해 확인하게 되며 이는 설계변경시 해석에 의한 강도 예측 자료로서 활용된다.

2. 구조시험 항목

가. FAR Part 23/MIL 관련 규정

(1) 기체 정적 구조시험

- ① 대칭하중조건 : § 23.333 (b), (c) 항의 운동기준과 돌풍기준에 의해 규정된 비행포위선의 경계내에서 대기속도와 하중계수의 모든 조합에 대하여 강도가 증명되어야 한다 (§ 23.333).
- ② 비대칭하중조건 :
 - 날개와 그 받침 지지물은 비대칭 날개 하중에 의한 롤링 상태에 대하여 설계되어야 한다 (§ 23.349).
 - 항공기는 § 23.441에서 § 23.445까지에 규정된 하중에 의한 수직꼬리 표면에 작용하는 요잉하중에 대해 설계되어야 한다 (§ 23.351).
- ③ 최대조종력조건 : 각 비행조종계통과 그 지지구조는 § 23.391에서 § 23.459까지에 규정된 상태하에서 가동 조종면의 계산된 힌지 모멘트의 최소한 125%에서, 해당되는 하중에 대해서 설계되어야 한다 (§ 23.395).
- ④ 지상하중조건 :
 - 제한 지상반작용 하중계수도 설계최대하중에서 2.0보다 작을 수 없다 (§ 23.473).
 - 항력하중은 최대 수직 지상반작용(날개양력무시)의 25%보다 작을 수 없다 (§ 23.473).

(2) 기체 동적 구조시험

- ① 피로 및 내구성 : 항공기 구조는 피로한계를 넘어서는 가변응력이 정상운

용상태에서 발생할 것 같은 곳에서 응력집중을 피할 수 있도록 실제적으로 설계되어야 한다(§ 23.627).

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

나. 구조시험 항목

구조시험은 하중해석결과를 바탕으로 항공기 구조물에 가장 임계적 조건을 선택하여 수행한다. 2호기 시험비행전 수개월에 걸쳐 수행하게 될 시험항목은 다음과 같다.

- (1) PC02U 기동피칭조건
- (2) LV01U 수평 3점착륙의 최대 수직하중조건
- (3) 최대조종력 조건
- (4) 지상진동시험 : 창공-91 주날개 고유진동수 파악
- (5) 복합재 꼬리날개 강도시험
- (6) 엔진마운트 강도 및 진동 시험
- (7) 엔진 토크에 의한 비대칭하중 시험

3. 시험 방안

가. 비행하중 및 지상하중 조건

(1) 부가하중

비행중 실제 항공기에는 공기흐름의 압력차로 인해 날개, 꼬리날개 등의 면은 물론 동체에도 양력 및 항력이 작용하고 구조물의 무게에 의한 중력과 각가속도가 있을 시 원심력, 그리고 엔진에 의한 추력 등이 복합적으로 기체에 분포된다. 기체 구조시험시 이러한 분포하중들을 주구조물에 집중하중으로 재분포하여 서로 일치되도록 조정한다. 특히 최대내력이 예상되는 날개/동체 연결부와 중앙동체 하부의 부재들의 최대굽힘모멘트 예상값에 근접하도록 집중하중들을 재분포시켜야 하며 항공기 전체의 평형에 유의하여야 한다.

(가) PC02U 조건

① 날개

동체 기여분을 제외하면 날개에 의한 양력은 약 11,190 lbs이므로 한쪽 날개에는 5595 lbs의 양력이 발생하게 된다. 하지만 구조시험시 하중작용을 위한 패드의 부착이 곤란한 W.S. 1의 리브를 제외시키면 다음과 같은 스펜 방향의 양력분포를 나타낸다.

W.S. (inch)	11	22	30	42.5	55.5	71	86	102.5	120	140	169.25	Total
양력 (lbs)	496	368	455	517	556	530	523	509	503	576	225	5258

② 꼬리날개

꼬리날개에서는 1,216 lbs의 하중이 아랫방향으로 작용한다. 따라서 한쪽 꼬리날개에 걸리는 힘은 608 lbs이고, 스펜 방향으로의 분포는 아래와 같다.

B. L. (inch)	8.7	24	39.3	54.5	Total
양력(lbs)	155.2	156.6	140.4	155.8	-608

③ 동 체

해석 결과에 의해 산출한 동체의 부가 하중은 아래와 같으며, 이것은 피칭을 고려한 것이다.

F. S. (inch)	289.2	277.6	253.9	225.7	198	170	142	139.5	136.6	117.1
하중(lbs)	0.77	171.9	80.6	77.2	139.2	530	260.2	15.7	965.2	840.2
115.9	114	112.2	93	78.5	73.5	72	55	16.6	0	Total
10.9	13.1	296.4	1806.3	111.3	17.1	349.5	1092.7	1427.2	99.7	8305.2

위에서 처럼 해석결과에 따라 하중을 동체의 20점에서 가해주는 것은 위치상 하중부가가 곤란한 경우가 생기므로 모멘트 선도에 큰 변화가 없도록 부가하중의 수를 줄인다. 하중부가가 용이하도록 하중수를 13개로 줄인 결과가 아래와 같다.

F. S. (inch)	277.6	253.9	225.7	198	170	142	136.6	117.1	112.2	93
하중(lbs)	172.7	80.6	77.2	139.2	530	260.2	980.6	864.5	296.4	1806.3

(나) LV01U 조건

① 날 개

날개에서 발생하는 양력의 분포 형태는 PC02U 조건일 때와 거의 유사하므로, LV01U 조건에서는 따로 양력 분포를 고려치 않고 PC02U 조건 시험시 사용하는 Whipple Tree 하중 분포 장치를 그대로 사용하기로 한다.

② 동 체

해석 결과에 의해 산출한 동체의 부가 하중은 아래와 같다.

F. S. (inch)	289.2	277.6	253.9	225.7	198	170	142	139.5	136.6	117.1
하중(lbs)	1.0	220.7	98.9	89.9	154.3	297.7	117.1	15.8	968.1	818
115.9	114	112.2	93	78.5	73.5	72	55	16.6	0	Total
10.0	12.7	286.4	1696.8	102.4	15.6	318.6	972.7	1206.6	82.5	7486.4

PC02U 조건에서와 마찬가지로 하중부가수를 13개로 줄이면 다음과 같다.

F. S. (inch)	277.6	253.9	225.7	198	170	142	136.6	117.1	112.2	93
하중(lbs)	221.7	98.9	89.9	154.3	297.7	117.1	983.6	841.6	286.4	1696.8
	72	55	16.6	Total						
	420.2	972.7	1303.2	7484.1						

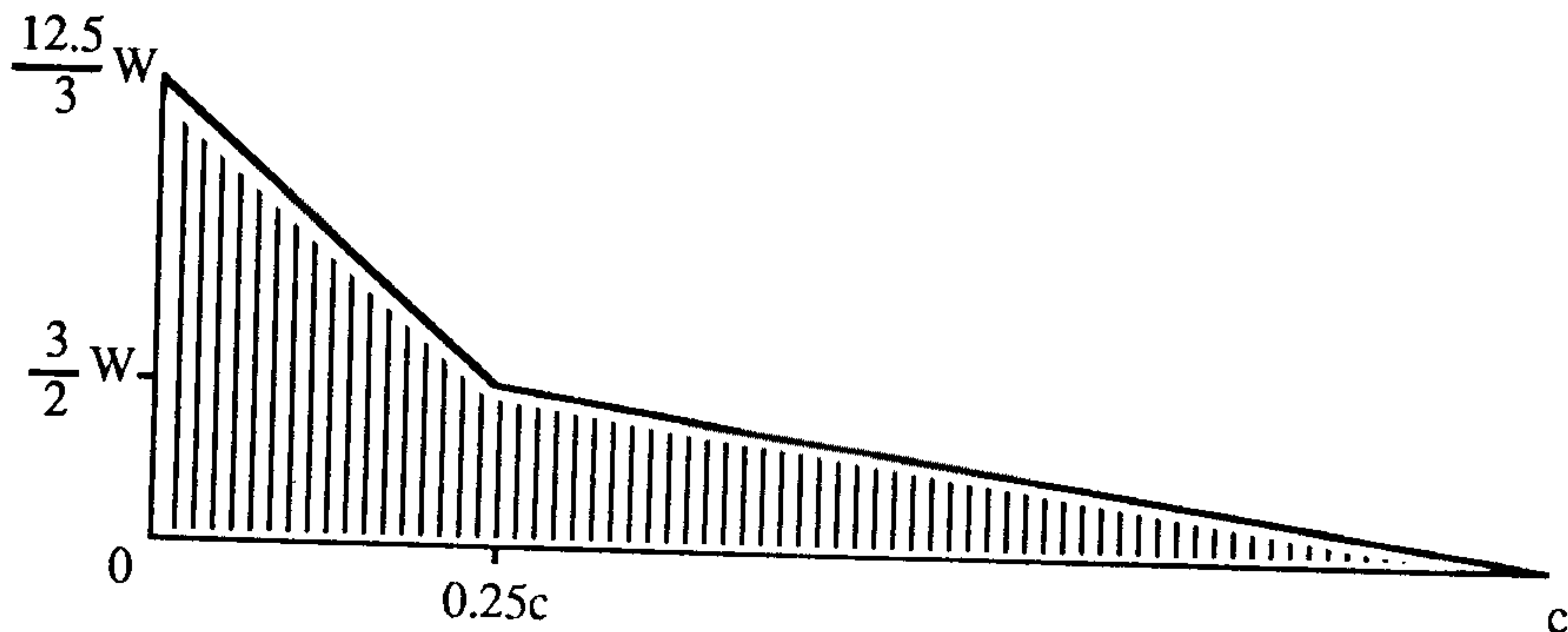
③ 착륙장치 반력

해석결과에 따르면, 전방 및 주 착륙장치에 작용하는 하중은 다음과 같다(+ : 상방향, 후방향).

전방 착륙장치		주 착륙장치(좌우)	
V_{n_x} (lbs)	V_{n_z} (lbs)	V_{m_x} (lbs)	V_{m_z} (lbs)
1031	4127	977	3909

(다) 시위방향 공력 분포

날개에 작용하는 비틀림의 영향을 고려하기 위해서는 하중을 날개의 스펜 방향뿐만 아니라 시위 방향으로도 적절히 가해 주어야 한다. 참고문헌 [51]의 p.43과 FAR23의 Fig B8을 참고하면, 창공-91의 시위 방향 양력 분포는 다음과 같다고 할 수 있다(양력의 중심은 25% MAC에 위치).

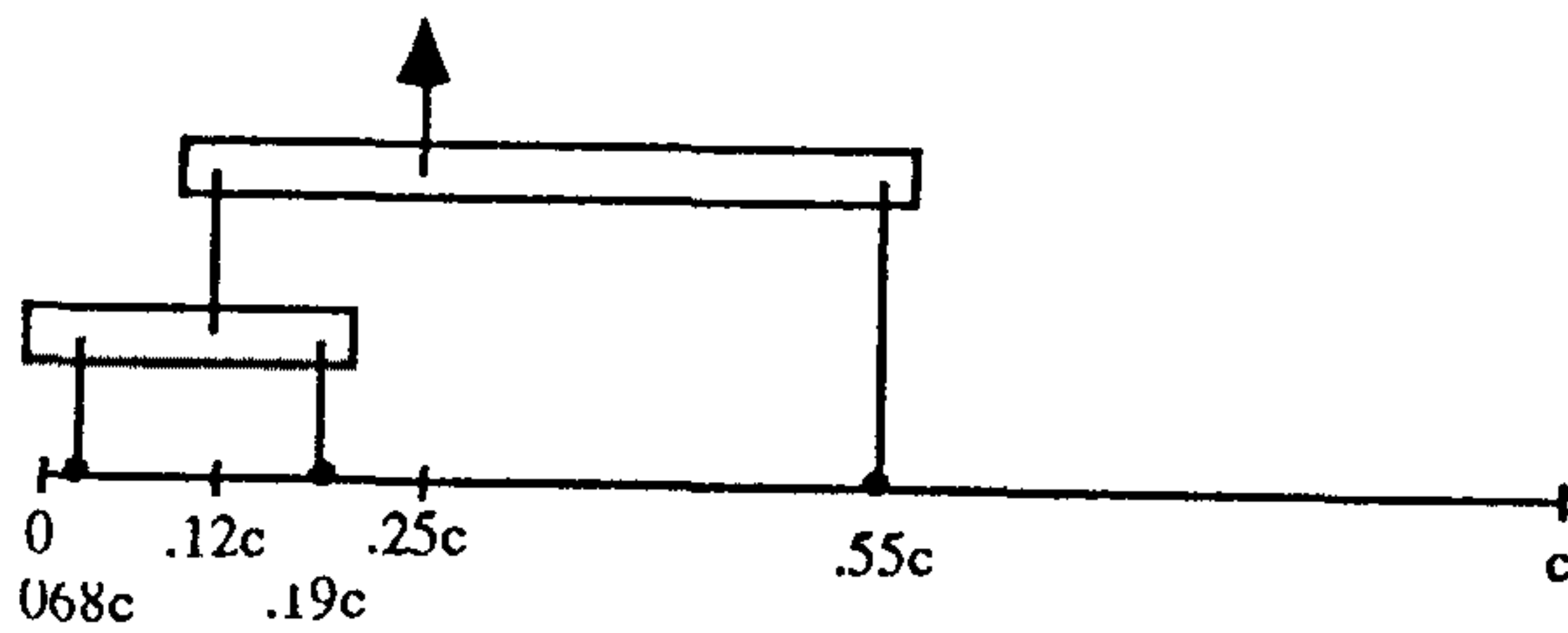


〈가정된 시위방향 공력 분포(창공-91)〉

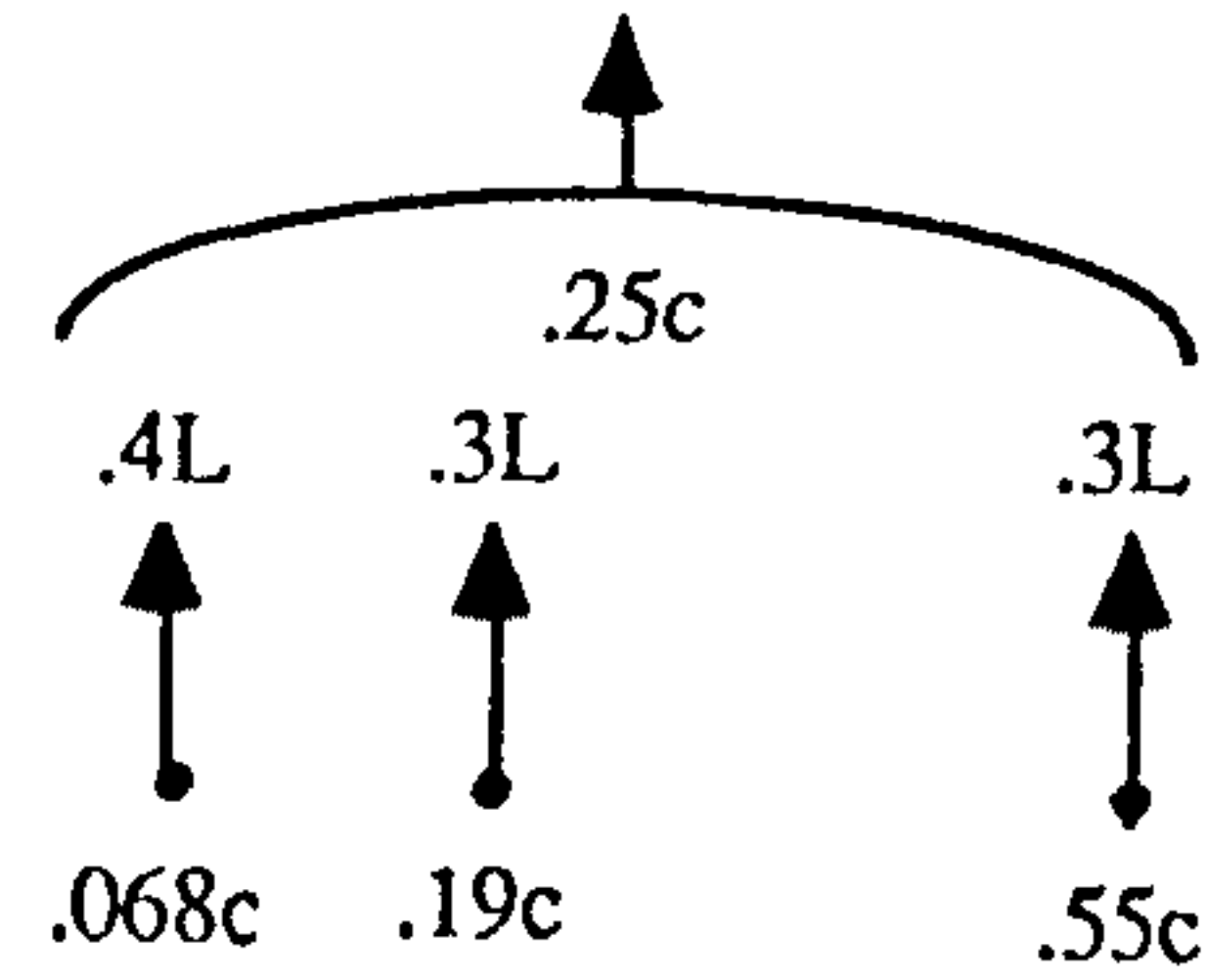
시위 방향의 양력 분포를 위한 패드의 부착은 그 숫자가 많을 수록 정확하나, 본 실험에서는 미국 Mooney사의 실험 예를 참조하여 3개의 패드로써 시위 방향의 양력을 분포시킨다.

각 리브 위치의 시위에서 3개의 패드를 이용하여 하중을 재분포시킨 결과는

아래와 같다.



〈시위방향의 Whipple Tree 구성〉



〈시위방향의 부가하중 분포〉

(2) 하중 부가 방법

여러가지 하중상태에서의 항공기 응력분포 및 변위거동을 살피기 위해 날개의 양력과 동체의 하중 등을 고려한 연결계통을 구성하여 전체 하중의 크기를 조정하도록 한다.

하중부가방식은 동체와 꼬리날개에 작용하는 하중을 유압 작동기를 사용하여 아랫방향으로 작용시키고 날개에서는 그 반력이 작용하는 형태인데, 프랑스의 SOCATA사에서 이러한 방식으로 구조시험을 수행한 바 있다.

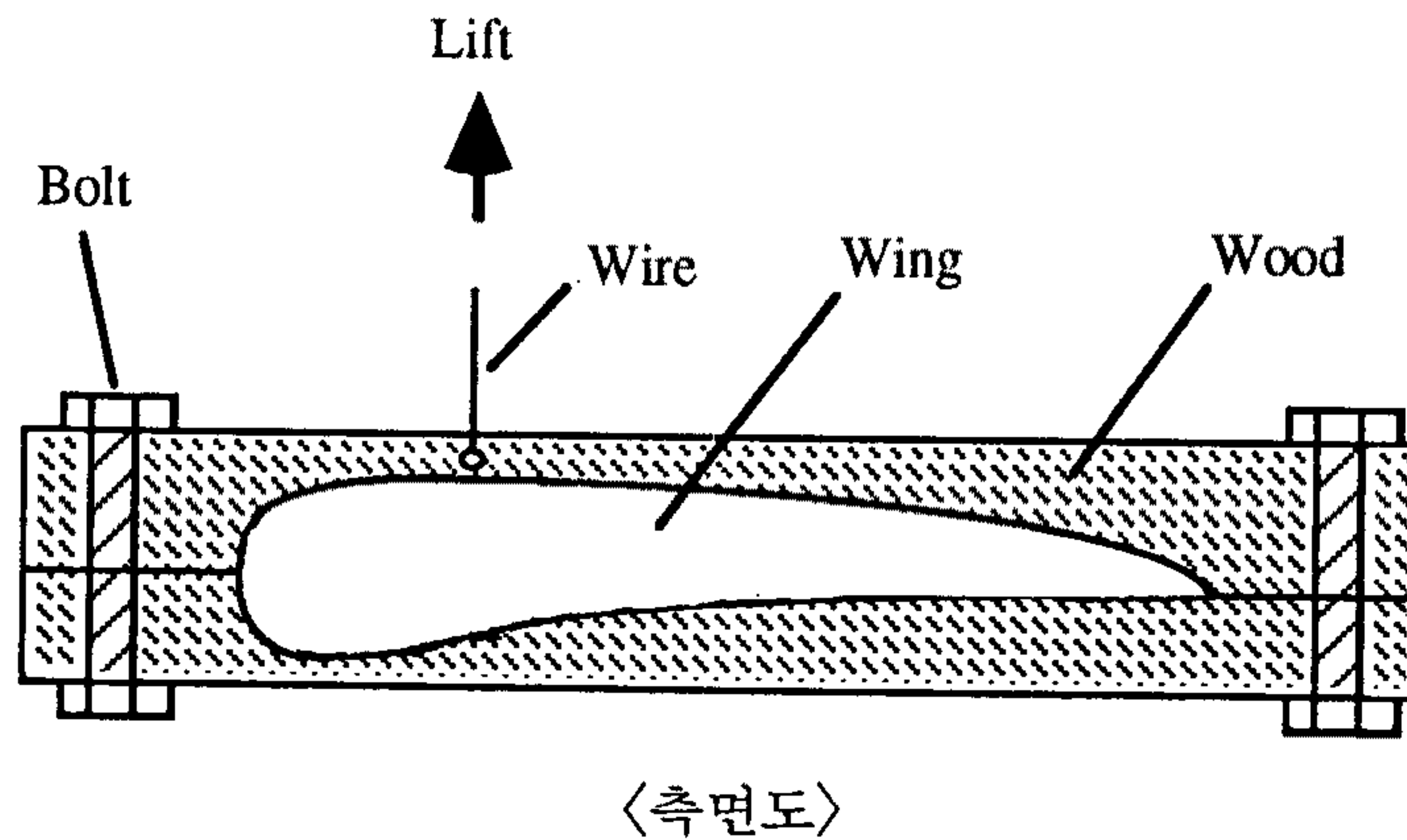
날개, 꼬리날개 및 동체에 대한 하중부가장치와 하중분포를 위한 Whipple Tree의 구성은 다음과 같다.

(가) 날개 및 꼬리날개의 하중부가장치

날개 및 꼬리날개에 대한 하중부가장치는 Wooden Strap을 사용하는 방법과 Tension Patch를 사용하는 방법이 있다. Wooden Strap 방법은 나무를 날개 형상에 맞게 깎은 strap으로 만들어 날개에 부착시킨 후 여기에 wire를 연결하여 하중을 전달시키는 방법이며, Tension Patch 방법은 알루미늄 패드를 날개표면에 부착시키고 wire를 연결하여 하중을 전달시키는 방법이다. Wooden Strap 방법은 스펀

방향으로 집중하중만을 가할 수 있으므로 시위 방향으로의 정확한 양력분포를 구현할 수 없다는 단점이 있지만, 상대적으로 시험이 간편하고 비용이 절약되는 장점이 있다. Tension Patch 방법은 보다 정확한 하중분포를 실현할 수 있지만, 시험이 복잡해지고 어려워지는 단점이 있다. 하지만 대부분의 구조시험에서는 정확한 실험을 위해 Tension Patch 방법을 사용하고 있다.

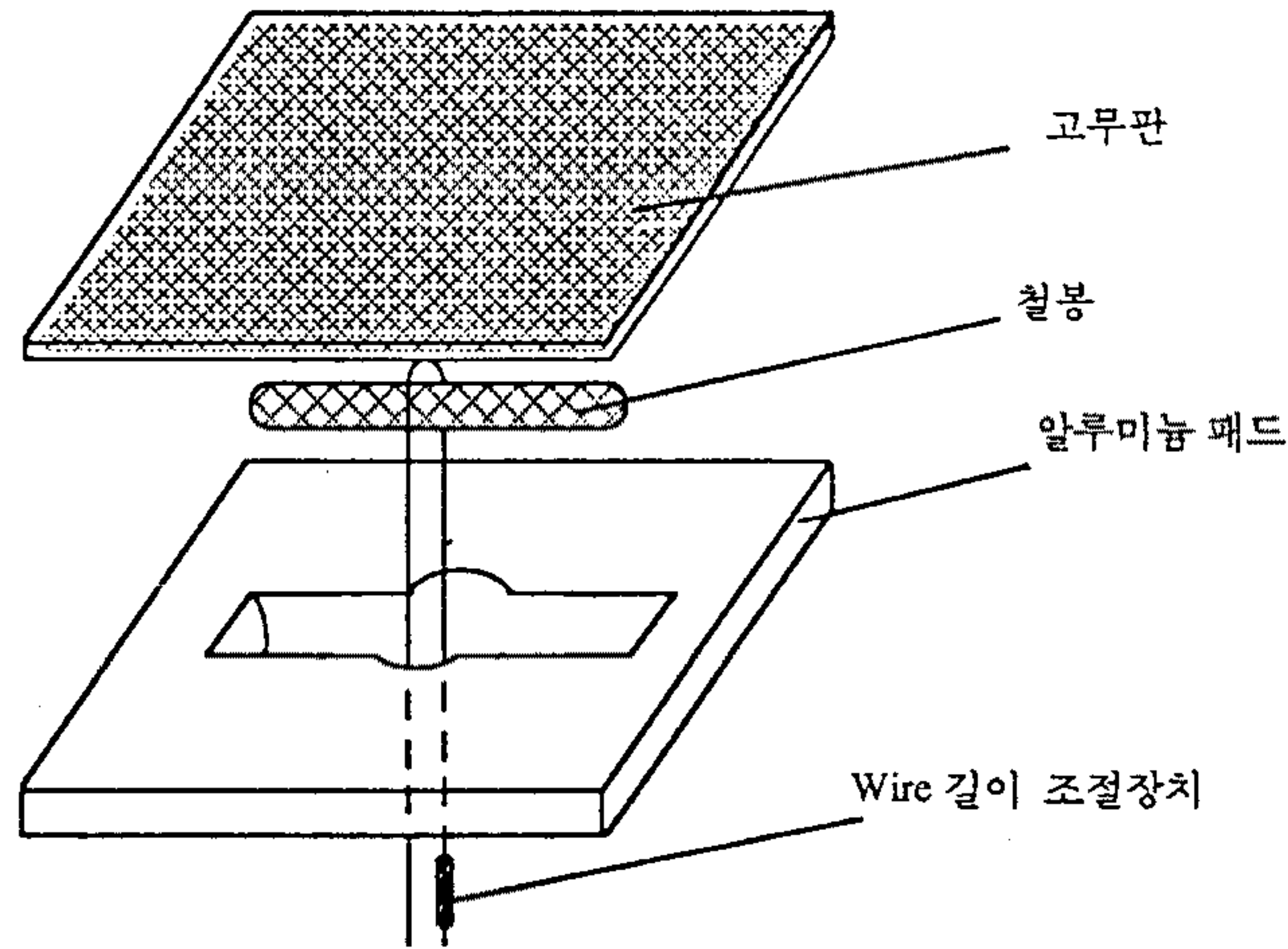
① Wooden Strap 방법



위의 그림들과 같이 날개표면 보호를 위해 우선 고무판을 날개표면에 실리콘 고무 접착제로 접착시키고 날개 형상으로 깎은 나무판 2장을 그 위에 볼트로 접착시킨 후, 상부 나무판의 25% MAC 지점에 뚫려진 구멍에 wire를 끼워 이 wire를 통해서 하중이 Wooden Strap으로 전달되도록 한다.

날개에서는 리브가 위치하는 곳에 strap을 부착시켜 하중이 작용하게 한다. 따라서 창공-91의 경우는 한쪽날개에 12개의 하중부가점이 있으며, 꼬리날개는 하중부가점을 4개로 하여 하중을 분포시킨다.

② Tension Patch 방법

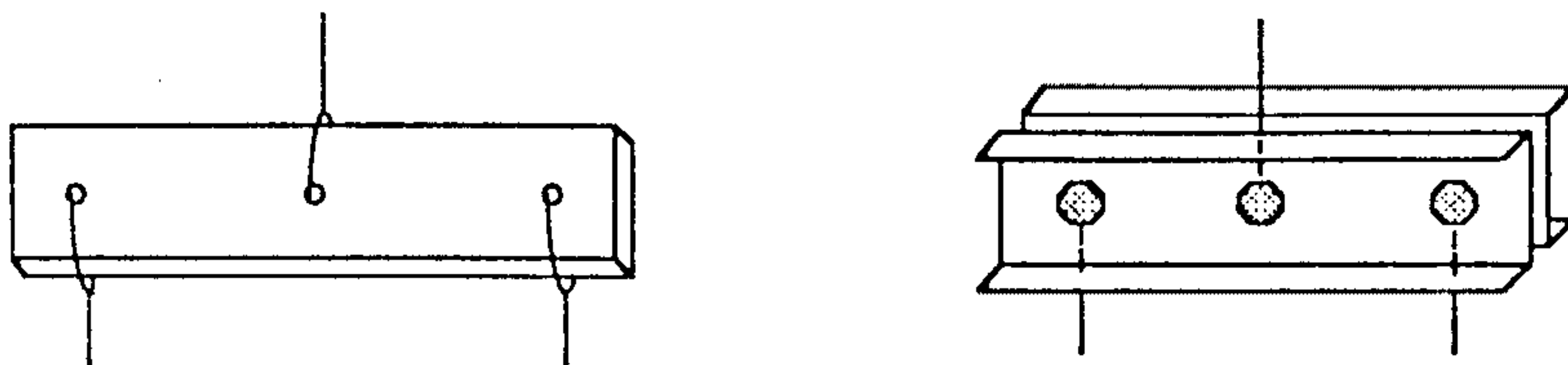


〈장치 구성도〉

Tension Patch는 위의 그림과 같이 철봉, 알루미늄 패드 및 고무판, 그리고 wire로 구성된다. 알루미늄 패드에 원통형 또는 사각형의 홈을 파서 철봉을 끼워 넣고, 이 철봉에 알루미늄 패드 중앙의 홈을 통해 삽입된 wire를 연결하여 당기게 된다. 알루미늄 패드 아랫면과 날개표면 사이에는 고무판을 끼워서, 실리콘 고무 접착제를 이용하여 Tension Patch와 날개표면을 접착시킨다. 실리콘 고무 접착제는 General Electric사의 RTV60과 RTV9950을 무게비 10 : 1로 혼합하여 사용하며, 24시간동안 굳히면 단단히 접착된다.

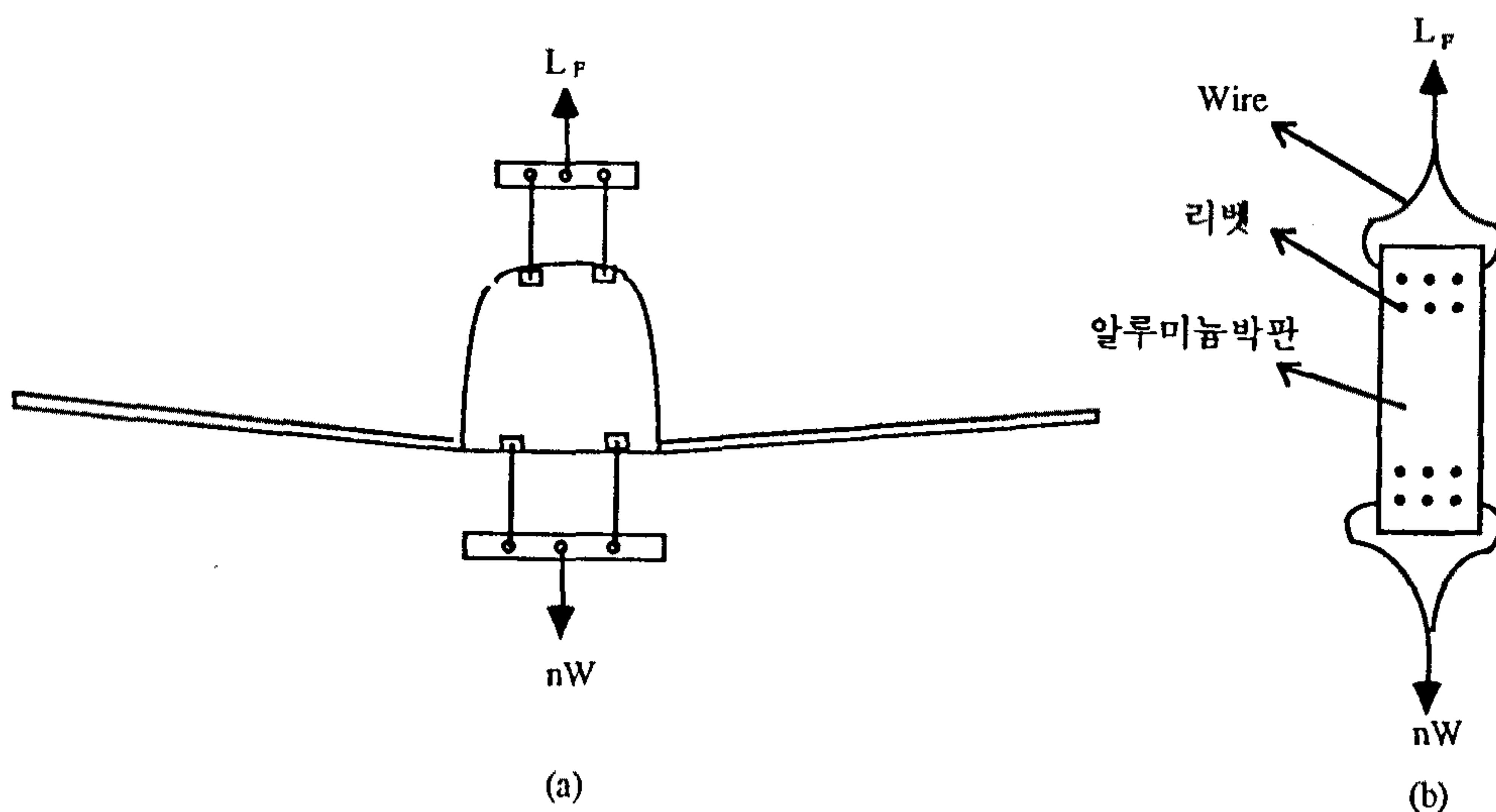
③ Whipple Tree 장치

하중분포를 위한 Whipple Tree는 아래와 같은 장치로 구성된다.



작은 하중이 걸리는 곳은 왼쪽 그림과 같이 알루미늄 평판에 구멍을 뚫어 wire를 연결시키고, 큰 하중이 걸리는 곳은 오른쪽 그림처럼 보 2개를 볼트로 결합시킨 후 이 볼트의 중앙에 wire를 연결시킨다. 이때 구멍과 볼트의 위치는 하중분포 조건에 따라 결정된다.

(나) 동체의 하중부가장치

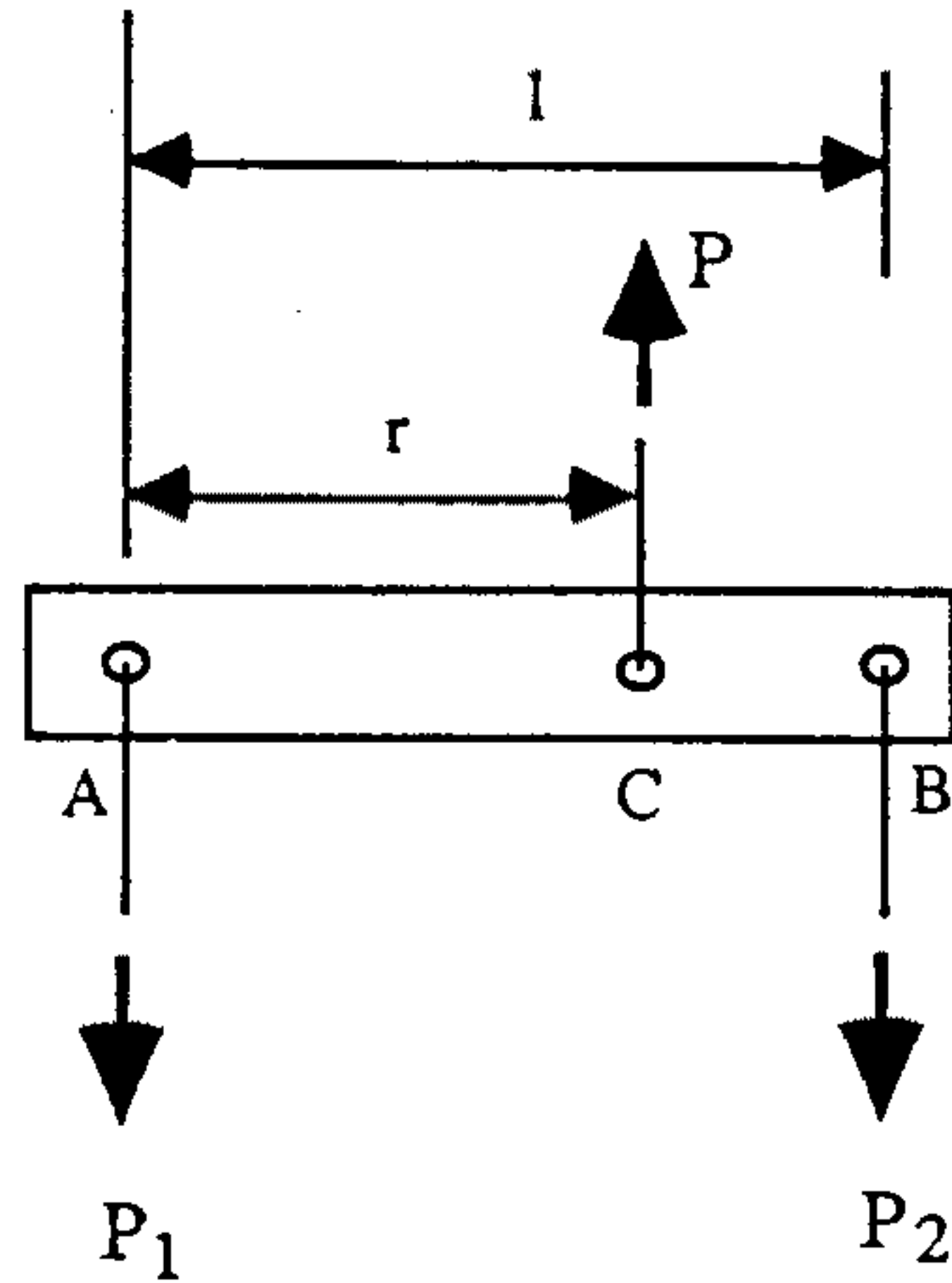


동체에 작용하는 하중은 그림 (a)에서 처럼 동체 플랜지에 wire를 걸어서 하중을 가하는 방법이나 또는 그림 (b)에 보이는 것과 같은 사각형의 알루미늄 박판을 동체에 리벳으로 부착시키고 이 박판에 wire를 연결하여 하중을 전달시키는 방법을 사용하여 부가할 수 있다. 그런후 이 wire를 보 또는 평판에 연결하여 날개의 경우처럼 Tree를 구성한 후 유압 작동기로 하중을 가한다.

(다) Whipple Tree 구성

보/평판과 wire의 연결을 위한 구멍의 위치는 원하는 하중분포에 따라 정해지며,

다음과 같은 방법으로 결정된다.



위의 그림에서와 같이 전체 하중 \$P\$가 A, B의 절점에서 각각 \$P_1, P_2\$로 분포되어 작용하기 위해서는 절점 C의 구멍이 다음과 같은 계산으로 결정되는 \$r\$의 위치에 뚫어져야 한다. 즉, 합력 \$P(=P_1+P_2)\$가 작용하는 점에서 모멘트 평형을 이루어야 하므로,

$$\Sigma M_c = 0 = P_1 r - P_2 (l - r)$$

$$\therefore r = \frac{P_2 l}{(P_1 + P_2)} \quad \text{이 된다.}$$

Tension Patch 방법을 사용하여 날개와 꼬리날개에 하중을 분포시킬 때는 우선 시위 방향으로 Tree를 구성한 후, 이를 바탕으로 계속해서 스펠 방향으로의 Tree를 구성한다.

PC02U 조건에서의 Whipple Tree 구성이 그림 3-3에, LV01U 조건에서의 Whipple Tree 구성이 그림 3-4에 나타나 있다. 그리고 날개에 Whipple Tree가 구성되어 부착된 모습이 그림 3-5에 보인다.

(3) 스트레인 게이지 부착

전기 구조시험을 위한 스트레인 게이지의 부착은 유한요소 구조해석결과를 면밀히 분석하여 얻고자 하는 실험결과에 적합한 위치를 선정된 후 부착작업을 수행한다. 스트레인 게이지 부착 위치 선정에 요구되는 사항은 항공기 부재의 내력경로와 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. 보통 창공-91의 경우와 같은 소형기는 부착갯수가 대략 300개 정도이다.

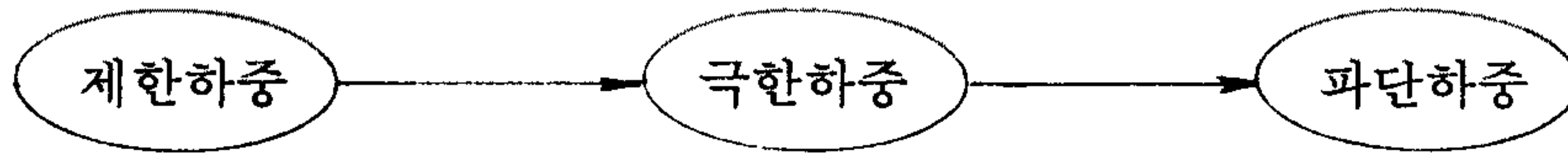
(가) 날개의 스트레인 게이지 부착

창공-91 날개의 설계강도 평가를 위해서 왼쪽 날개에 총 116개의 스트레인 게이지를 부착하여 구조시험을 실시한다. 부착위치는 구조해석 결과를 토대로 하여 날개에 나타나는 축력과 전단력, 모멘트, 비틀림 등을 정확히 알 수 있도록 그 목적에 따라 적절히 선정되었다. 각 부재에 대한 부착 갯수 및 위치가 각기 아래의 표와 그림 3-6에 나타나 있다.

부재	주스파	웹	스트링거	상부외피	하부외피	리브	전방스파	후방스파	합계
갯수	14	18	34	18	16	14	1	1	116

(4) 시험 하중형태 및 부가 순서

시험은 작은 하중부터 시작하여 점차 부가하중을 증가시키면서 수행한다. 증가하중은 대략 설계하중의 10% 정도로 하는 것이 적당하며, 이때 하중을 증가시키면서 기체의 변형과 항복현상이 발생하는 부위를 잘 관찰하도록 한다. 하중부가순서는 다음과 같다.



(5) 시험 결과

주어진 조건에 따라 구조시험을 수행함에 있어서 관찰/기록해야 할 시험결과로는 다음과 같은 것들이 있다.

- 가. 하중의 크기에 따른 변형도 변화
- 나. 변위거동
- 다. 항복현상 발생부위
- 라. 균열 발생시작 순서
- 마. 파단부, 파단모드, 변형후 치수변화

(6) 시험지지대 설계

창공-91 전기 구조시험을 위한 시험지지대는 그림 3-7과 같으며, 이 설계는 미국 Piper사의 전기 구조시험용 시험지지대의 형태를 참고로 하였다.

구조물은 H형 보로 구성되며, 보 간의 연결부위에는 보강재를 대도록 한다. 날개의 하중을 지탱할 상부보는 이중으로 하여 지지대가 휘지 않게 하고 안전성을 갖도록 한다. 측면 앞쪽 중앙 부근에 위치한 보강 보는 전기 시험시 발생할지도 모를 하중 불균형으로 인한 시험용 항공기 롤링 등에 대비할 수 있도록 날개위의 알맞은 높이에서 결합시킨 것이다.

나. 최대 조종력 조건

창공-91이 전 비행포위선도내의 어떠한 비행상태하에서도 조종가능함을 증

명하기 위해서 각 조종면에 최대의 힘이 걸린 상태에서 조종륜/페달이 작동 가능한지를 알아보는 시험을 수행한다.

FAR part 23에 근거하여 계산된 각 조종면의 최대 힘은 다음과 같으며, 여기서 모멘트 길이는 MAC 25% 지점이다.

조종면	제한조종력	최대힌지모멘트 (M)	모멘트 길이 (A)	부가 최대하중 (M/A)
플랩	100 lbs	260.6 lb-ft	4.6 inch	678.3 lbs
에일러론	50 lbs	92.6 lb-ft	2 inch	555.7 lbs
러더	130 lbs	98.0 lb-ft	3.25 inch	361.7 lbs

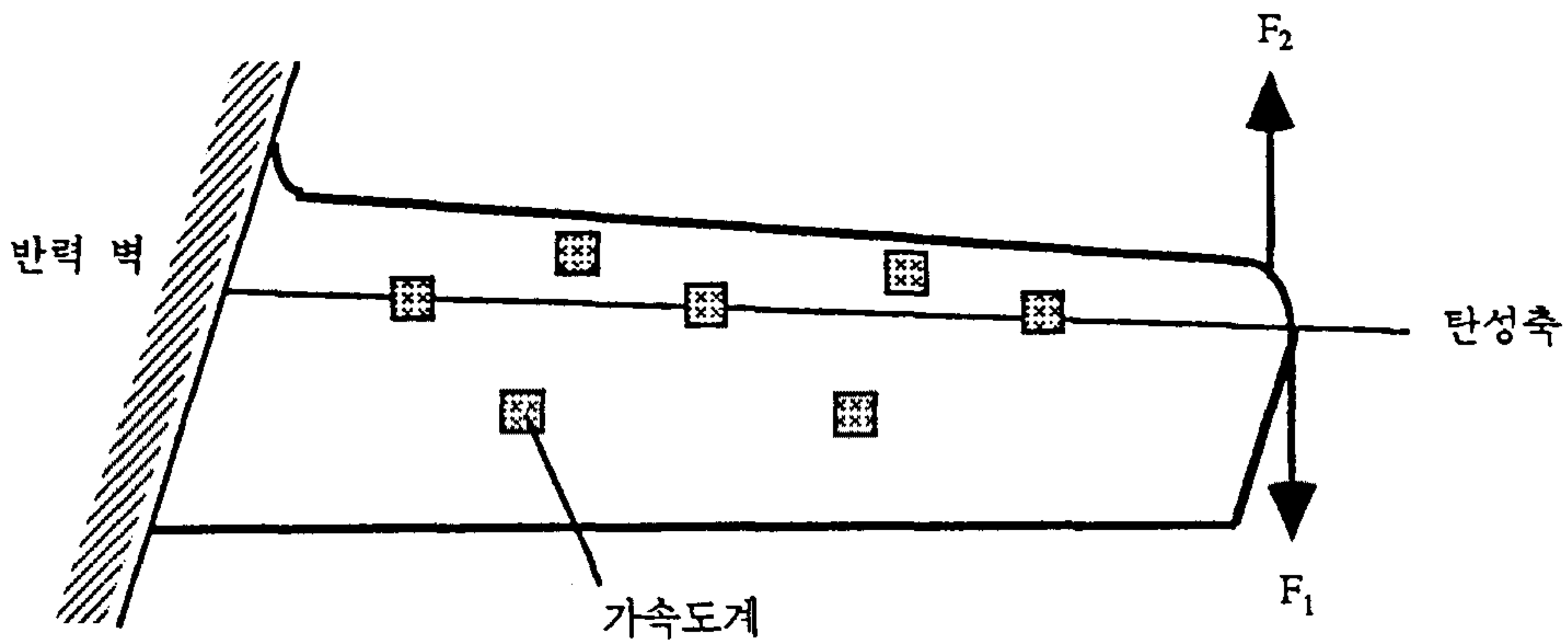
실제 시험 수행방법은 각 조종면의 해당 위치에 Tension 패드를 부착한 후 이것을 유압 작동기에 연결하여 최대 하중을 가한 후 조종륜/페달을 작동시키는 것이다.

다. 지상 진동 시험

비행체를 설계하는데 반드시 고려되어야 할 부분이 공탄성 관련 안전성 문제이다. 공탄성에 관련된 안전성 문제에는 공기력과 탄성력의 간섭작용으로 나타나는 하중분포, 다이버전스, 조종면 반전 등의 정적 공탄성과 공기력, 탄성력 및 관성력의 간섭작용으로 발생하는 플러터, 버페트, 공탄성 반응 등의 동적 공탄성 현상이 있다. 창공-91이 전 설계영역내에서 공력탄성학적 불안정성이 발생하지 않음을 보여야 하며, 이를 위한 목적으로 지상진동시험(ground vibration test)을 수행하여 창공-91 날개의 고유진동수를 측정한다. 이 시험의 주목적은 항공기의 모델링과 가정을 확인시켜주는 실험적 자료를 얻는 것이며,

플러터 해석에 사용된 수학적 모델의 정확성을 확인시켜 준다는 의미에서 매우 중요하다. 또한 설계에 사용된 계산에 의한 고유 진동모우드 및 진동수와 시험에 의한 것을 직접 비교할 수 있다.

(1) 시험 방법



(가) F_1 경우

날개 끝의 탄성축 위치에 충격량 F_1 을 가한다($F_1 = F_0\delta(t)$). 이때 날개는 굽힘만을 받게 되므로 반응 신호는 수직방향의 변위에 대해서만 나타난다.

(나) F_2 경우

날개끝 앞전위치에서 충격량 F_2 를 가한다. 이때 날개는 굽힘과 비틀림을 동시에 받게 되므로 반응신호는 수직방향의 변위 $h(t)$ 와 각도 $\theta(t)$ 가 복합되어 나타난다.

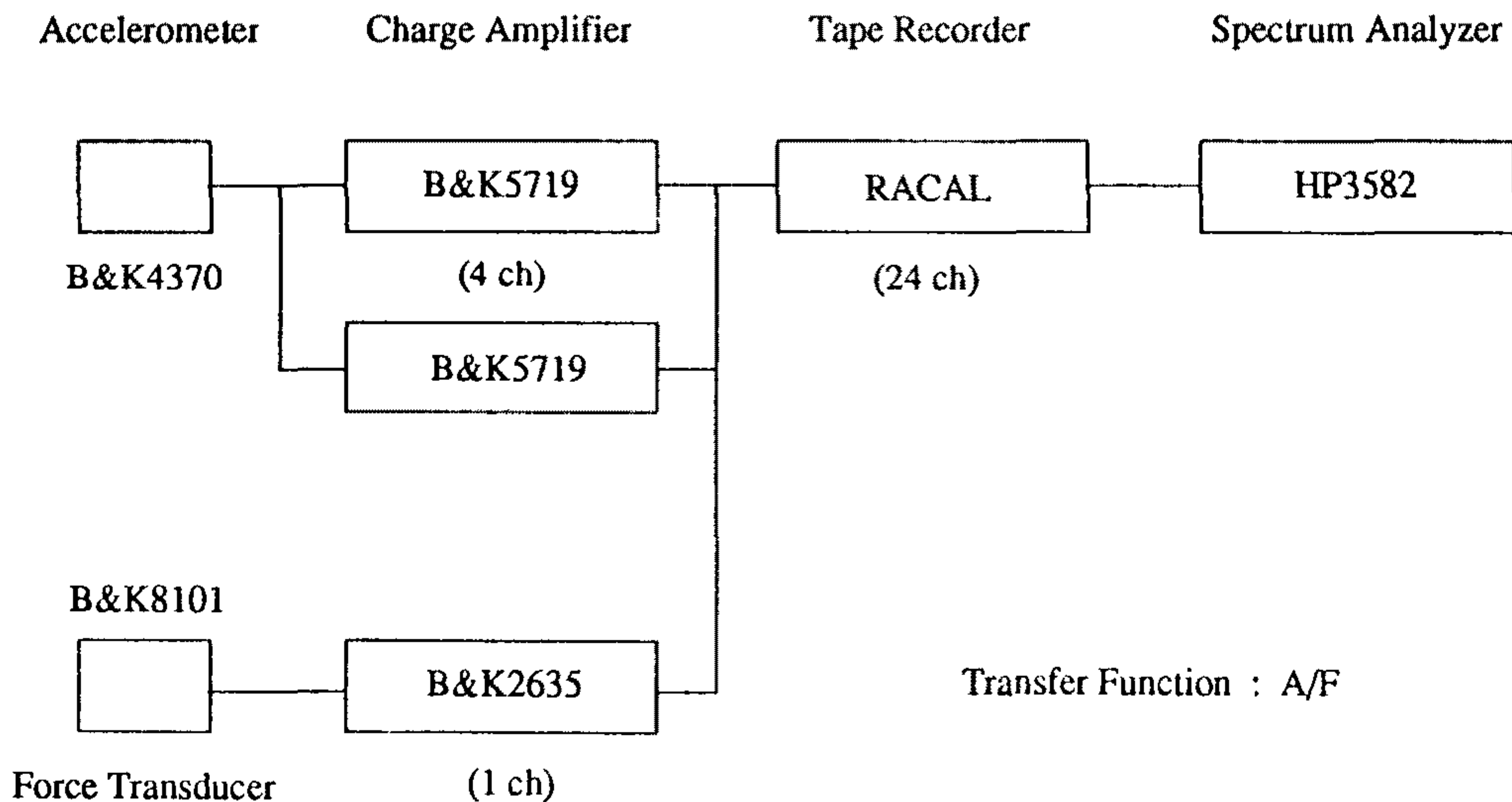
(2) 반응 측정

반응 측정은 이중적분 가속도계를 사용하며, FFT(Fast Fourier Transformer)를 이용하여 진동수 분석을 한다. 가속도계는 그림과 같이 탄성축 위치에 3개, 날개 표면에 4개를 부착하여 반응을 측정한다.

4. 예비 시험

창공-91 전기 구조시험에 앞서 간단한 구조시험용 시편에 대한 구조시험을 수행함으로써 시험절차 확립과 보정, 데이터 획득 등 실제시험 제반사항에 대한 토대 구축을 꾀하도록 한다.

시험용 시편은 상자보의 형태로 만들어지며, 창공-91에 사용되는 알루미늄 외피, Hat Section 스트링거, L형 앵글 등으로 제작된다. 동 시편에 대한 진동 시험과 정하중시험의 결과를 해석결과와 비교 검토(해석 확인, 시스템 보정, FFT) 하여 전기 구조시험 및 날개 진동시험에 대한 기초자료를 얻는다. 사진 3-1(a)에 시편에 대한 예비시험 모습이 나타나 있다. 사진 3-1(b)는 날개 및 꼬리날개의 동적특성을 파악하기 위하여 설치된 장비를 보여주며 사용된 장비 및 데이터 획득 과정은 아래표에 나타나 있다. 순간 충격하중으로부터 날개의 반응을 기록하고 스펙트럼 분석기를 통하여 날개의 고유진동수를 전달함수특성에서 산출한다.



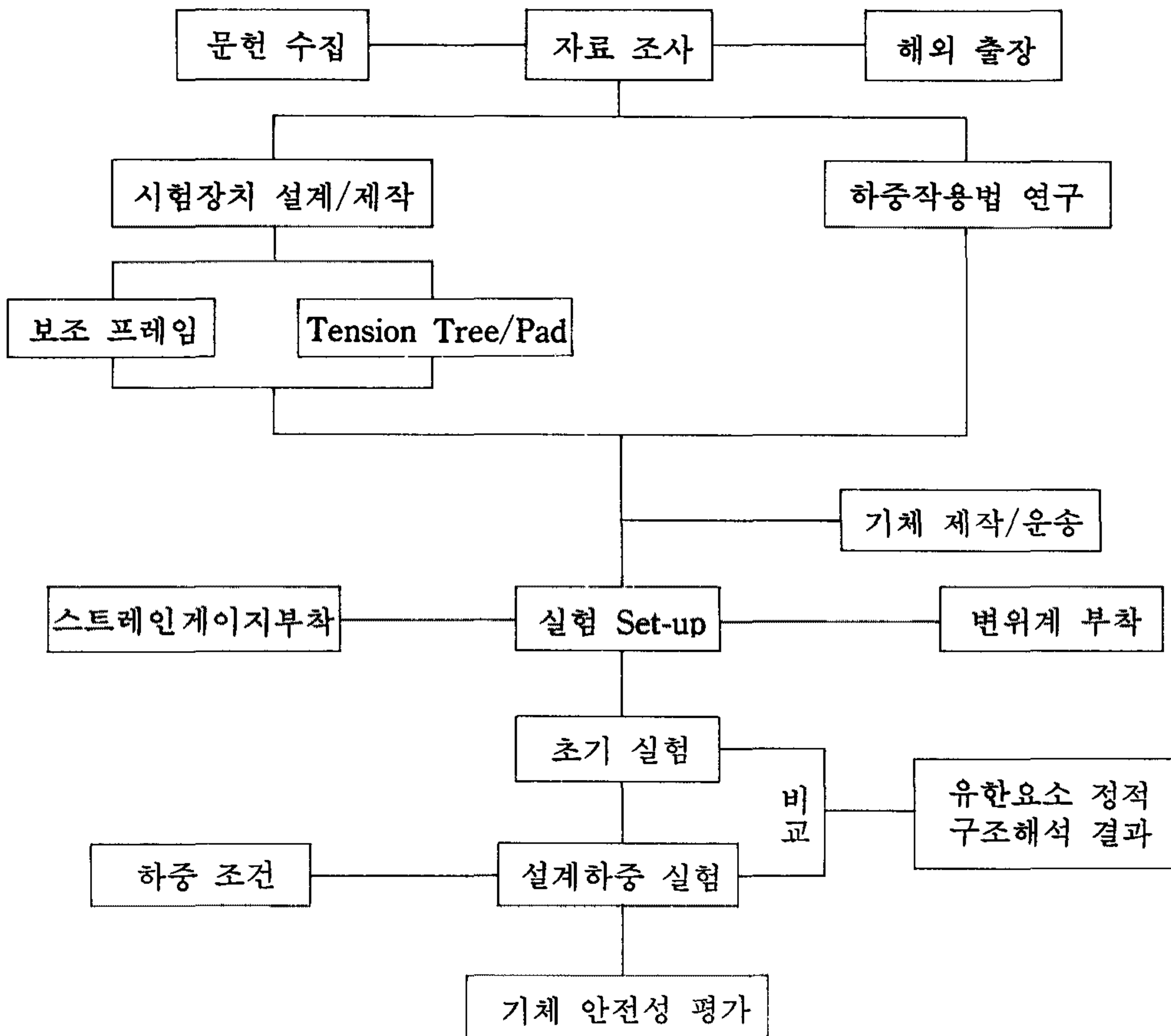
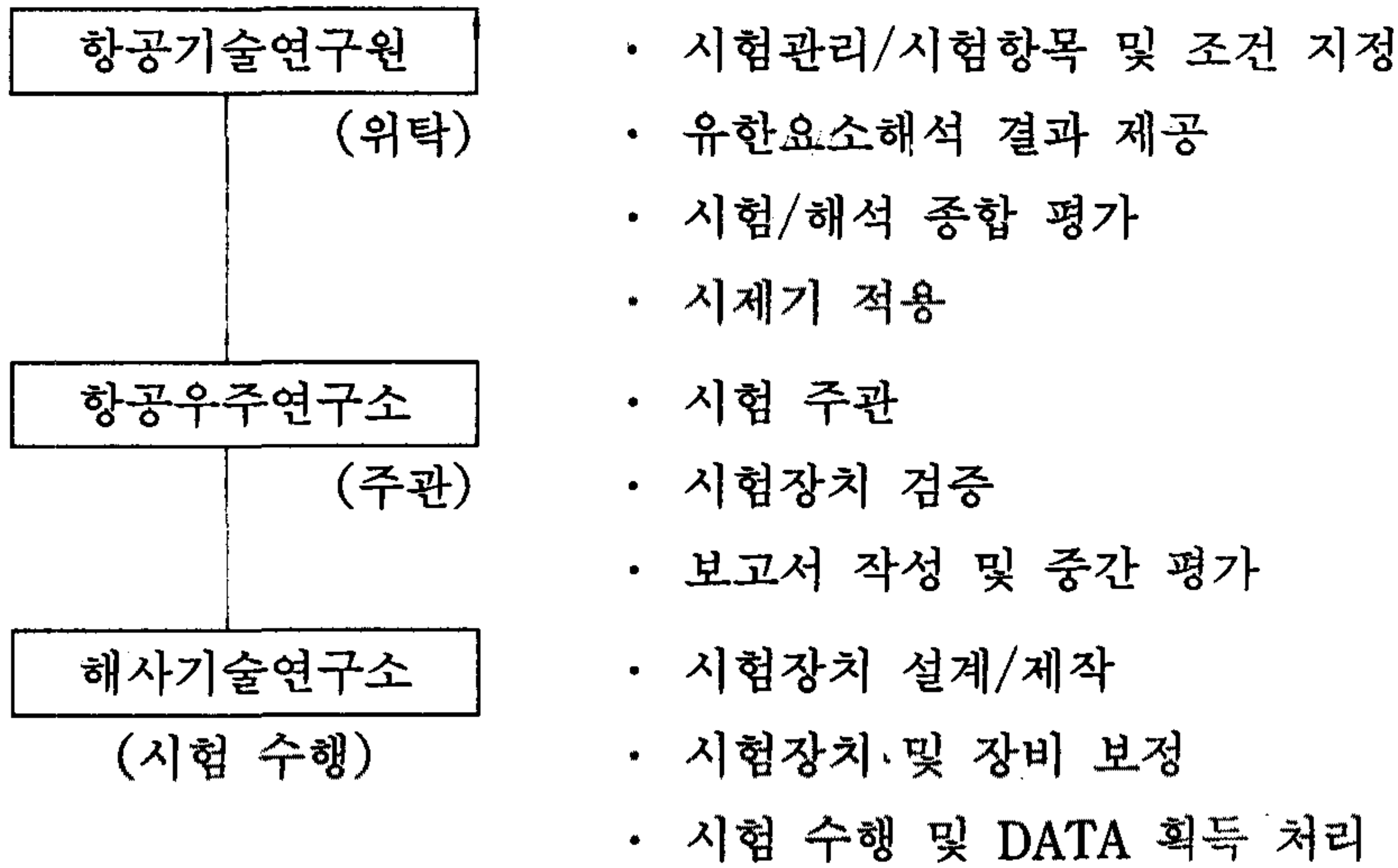


그림 3-1 창공-91 구조시험 체계도

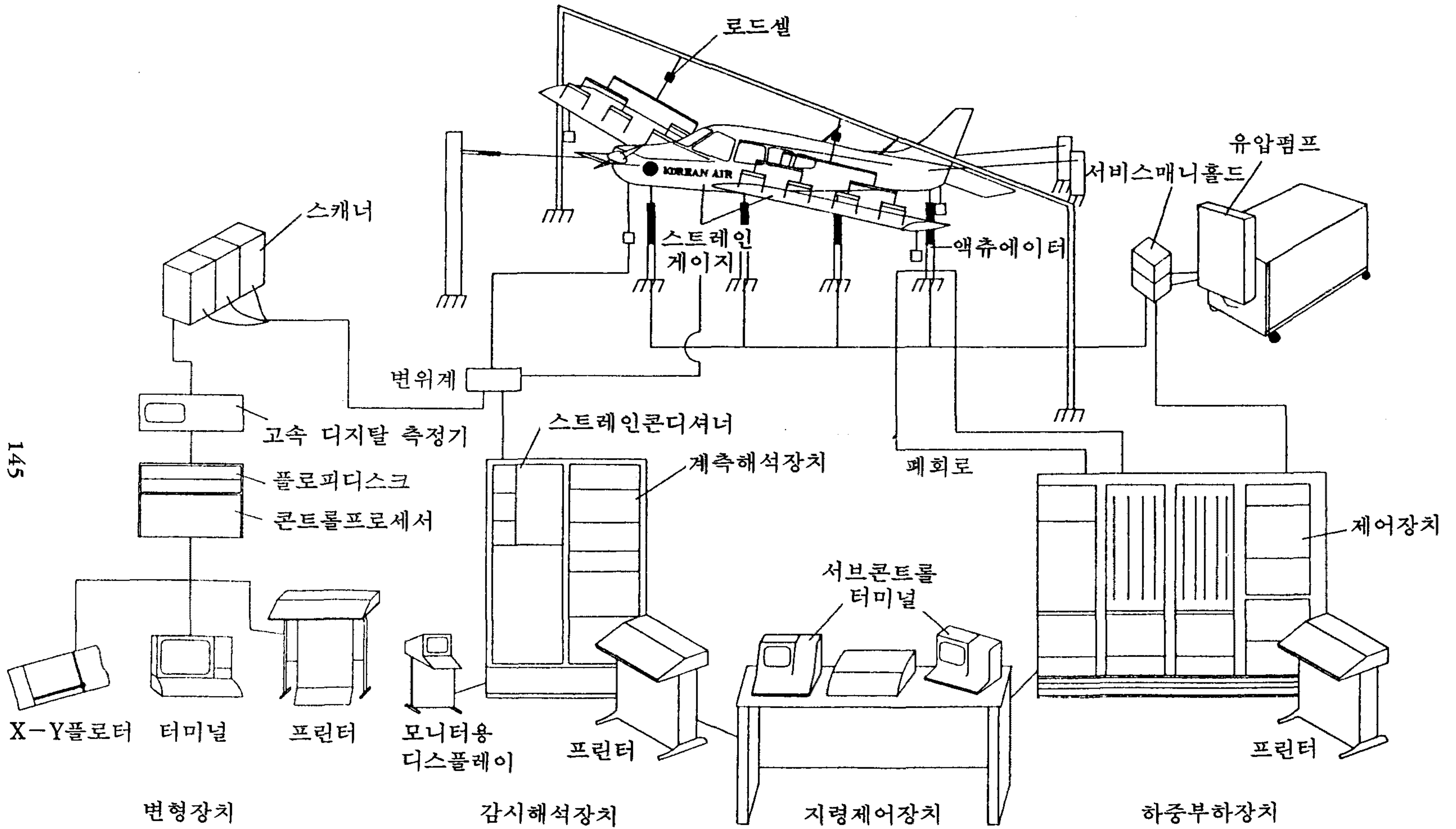


그림 3-2 창공-91 구조시험 시스템

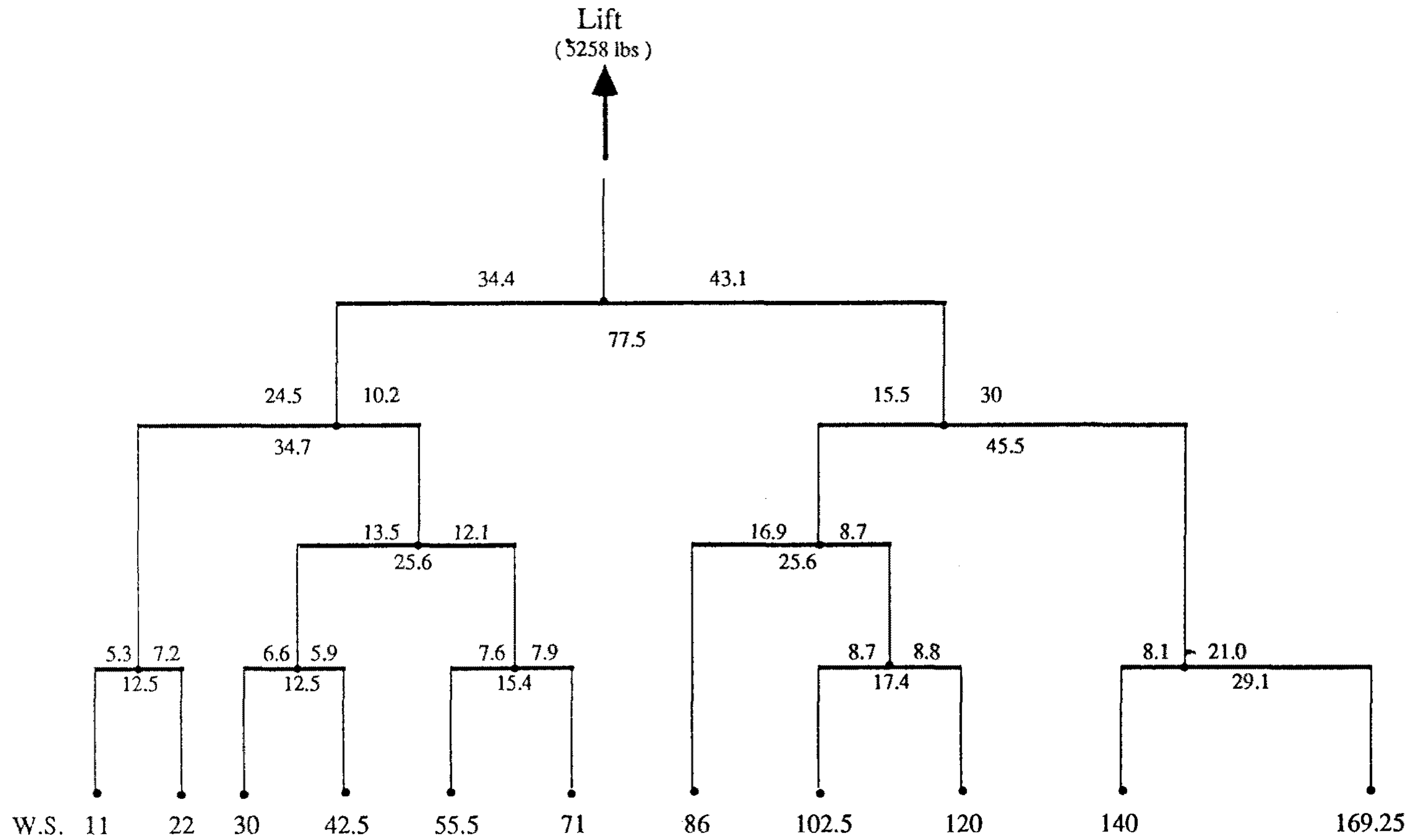


그림 3-3 (a) PC02U조건 : 날개의 Whipple Tree 구성

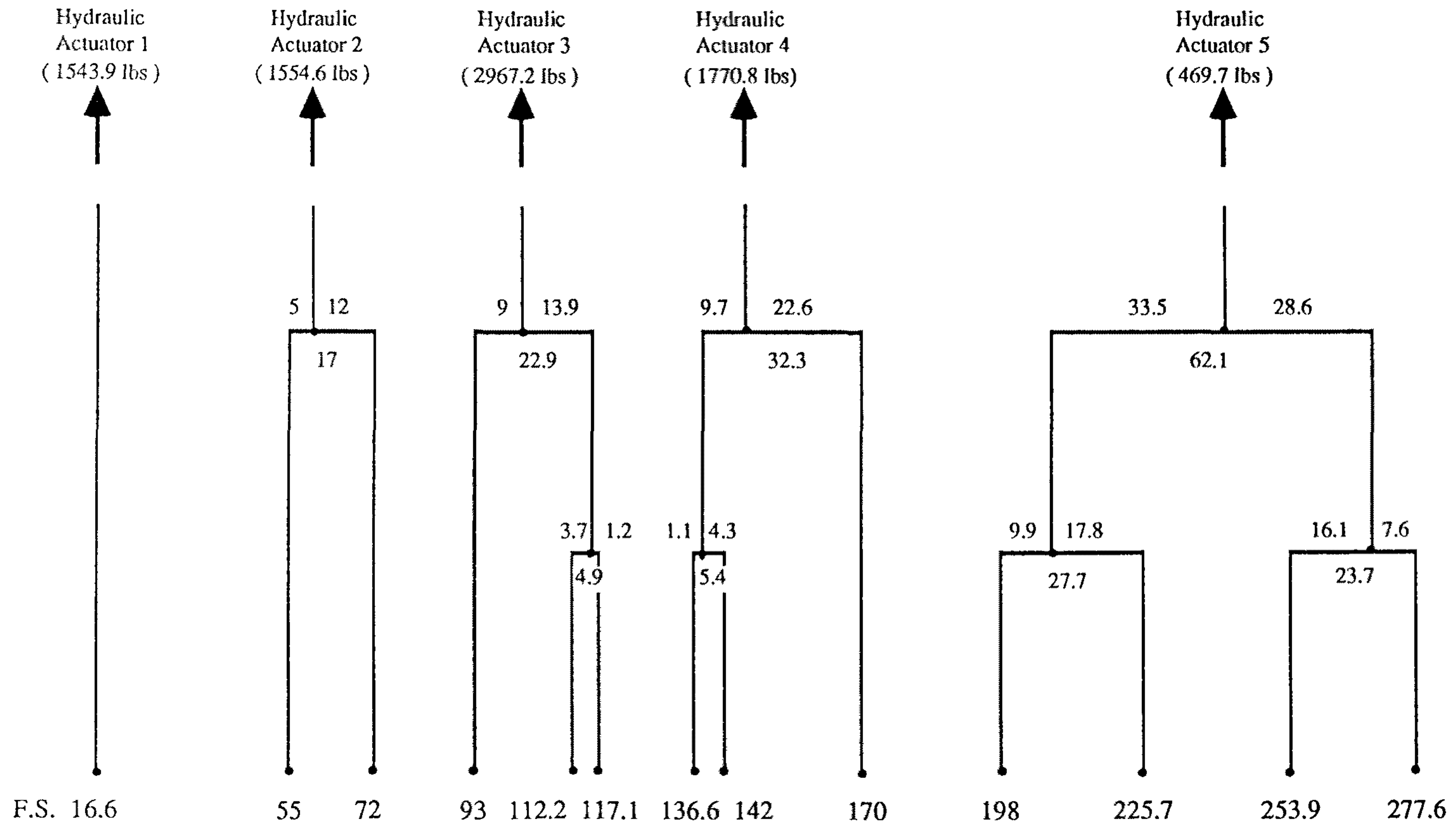


그림 3-3 (b) PC02U조건 : 동체의 Whipple-Tree 구성

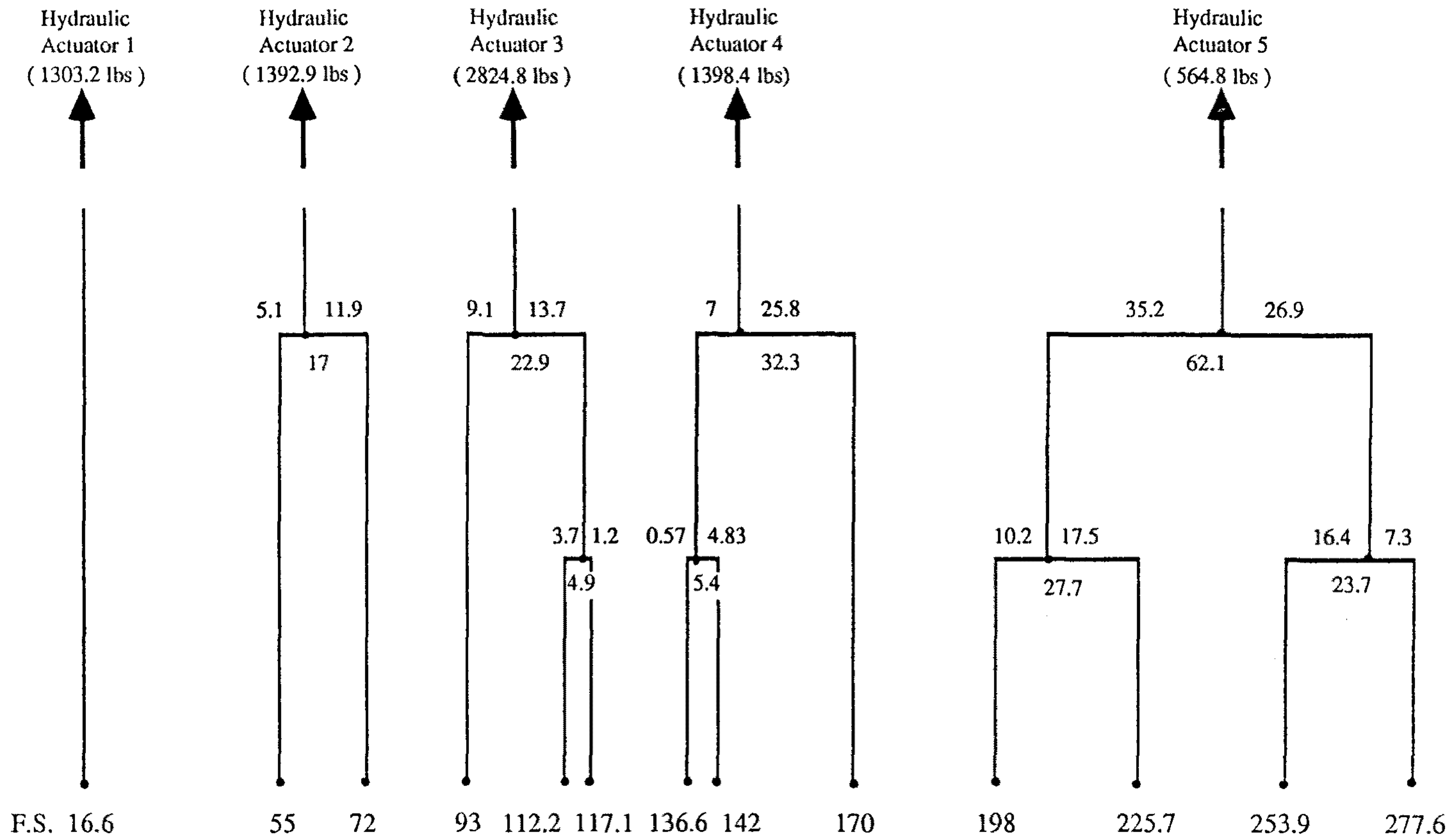


그림 3-4 LV01U조건 : 동체의 Whipple Tree 구성

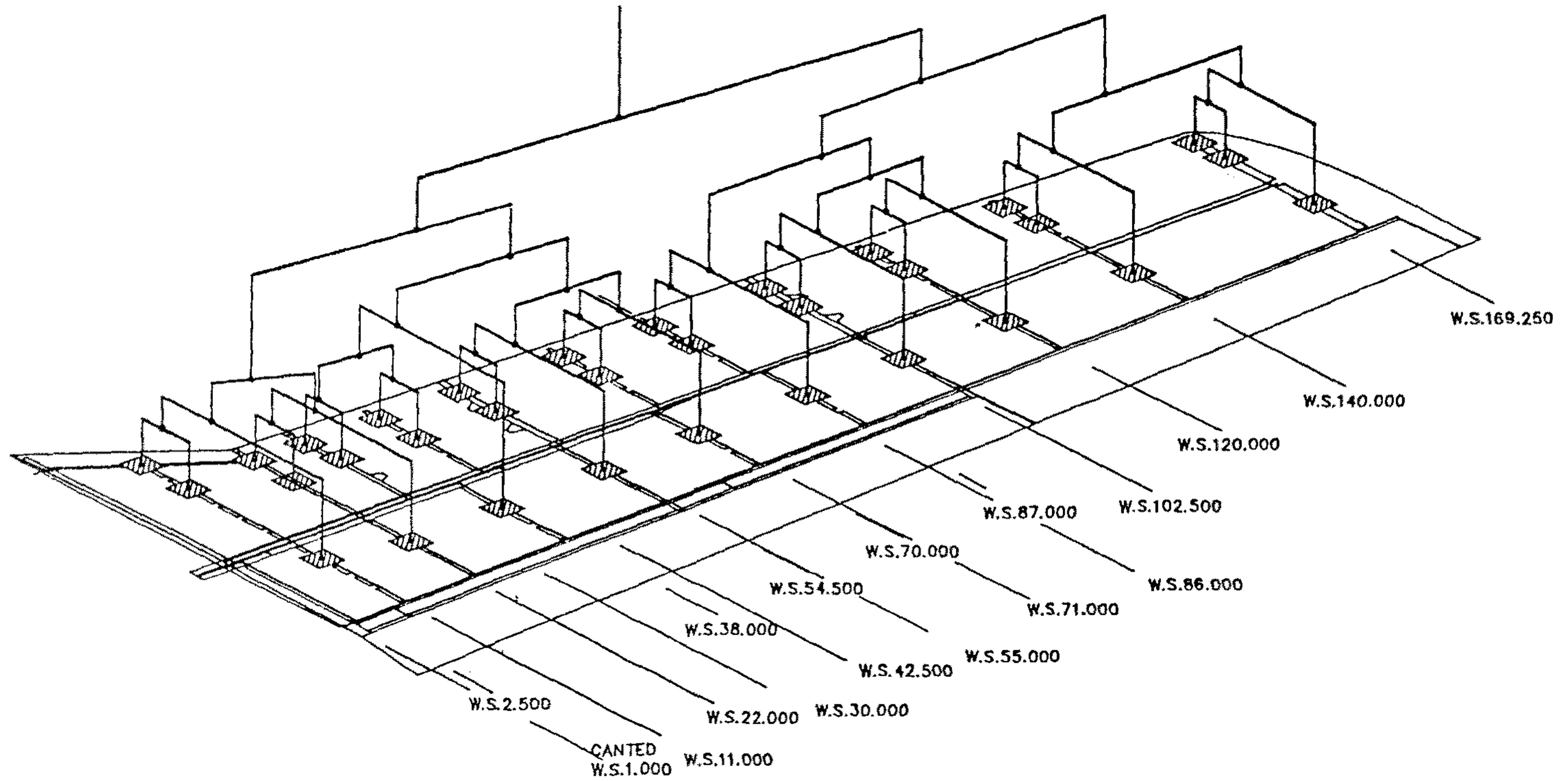


그림 3-5 날개의 Whipple Tree 구성 모습

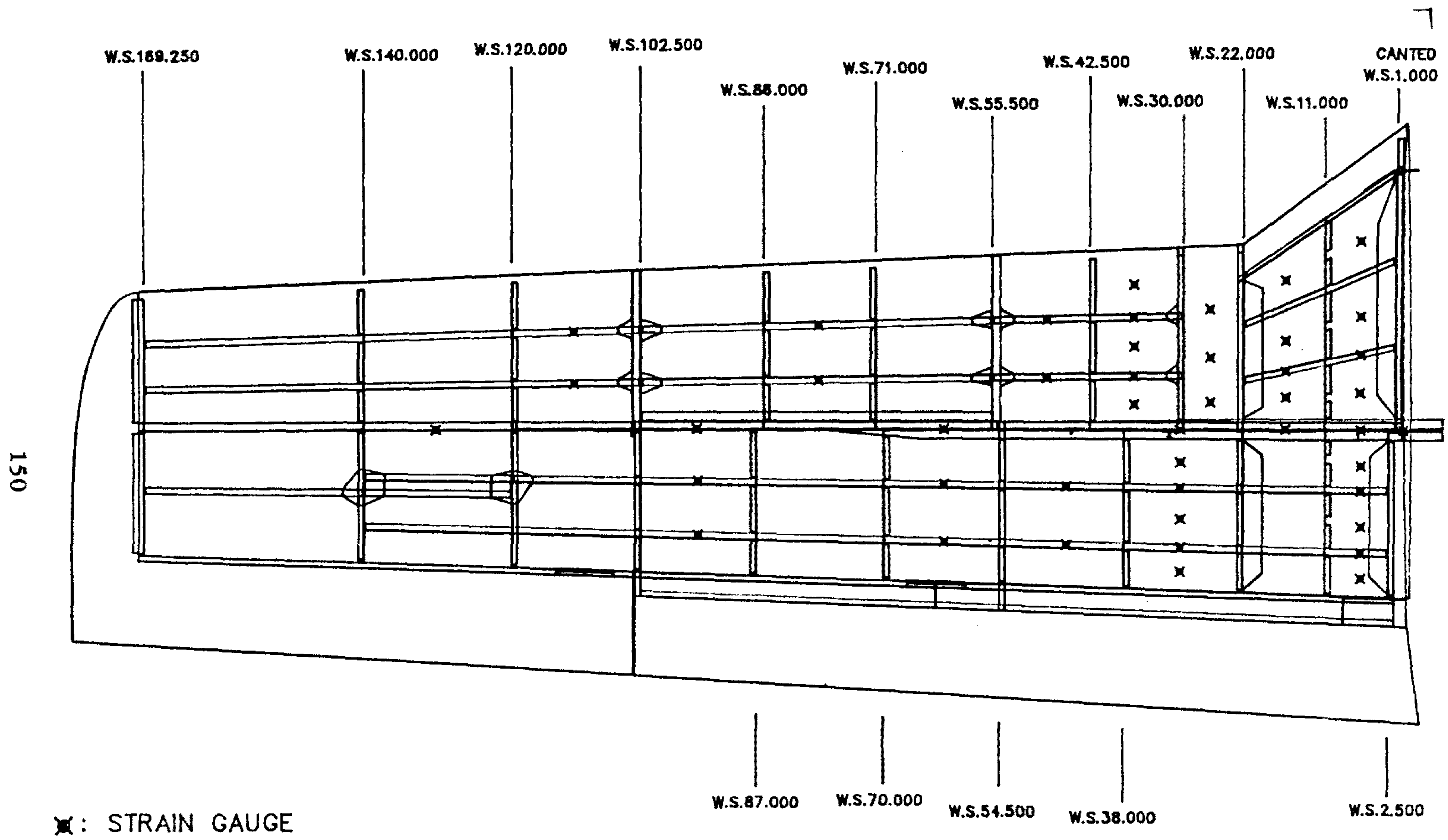


그림 3-6 (a) 날개의 스트레인 게이지 부착 위치(상부)

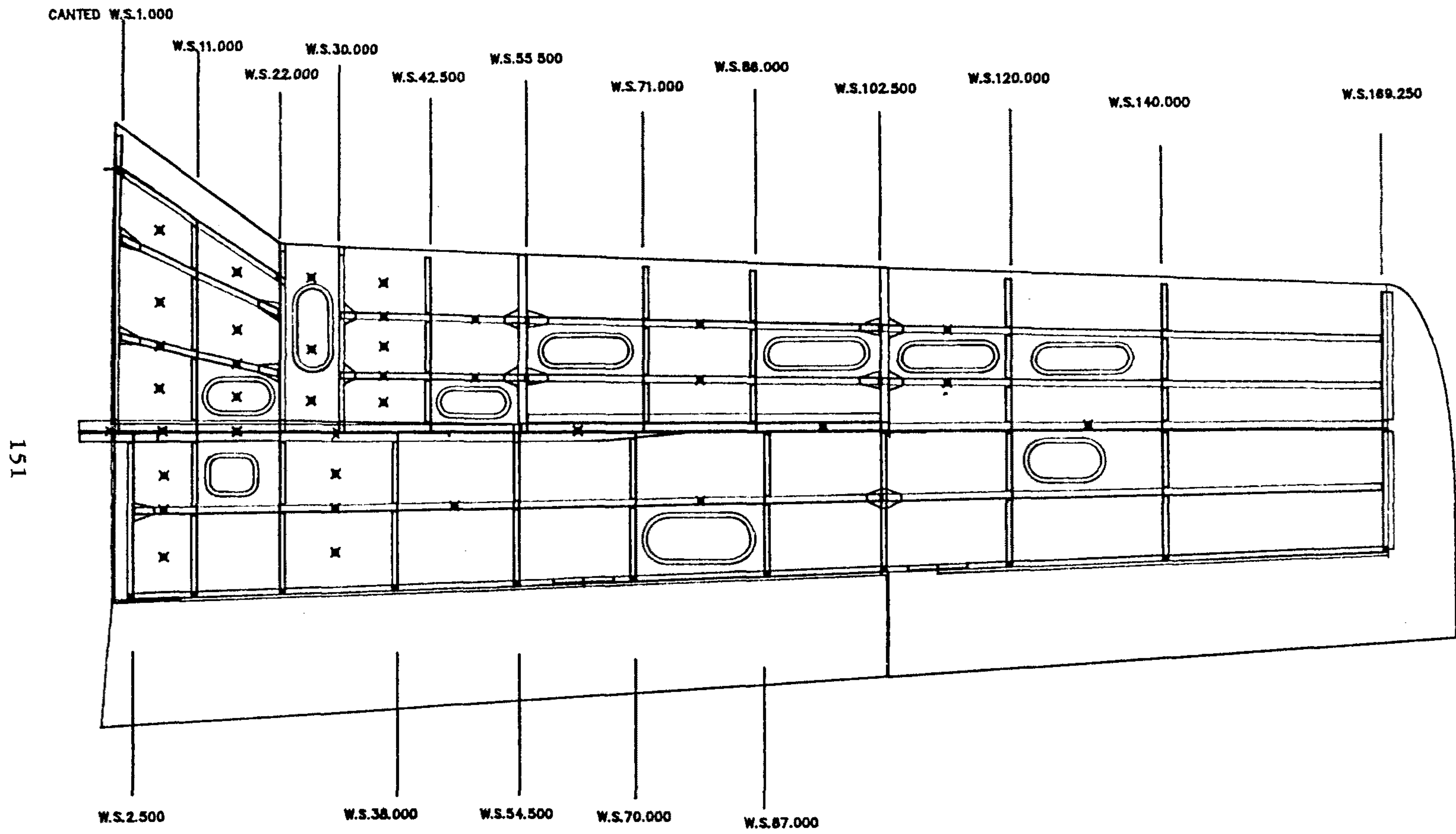


그림 3-6 (b) 날개의 스트레인 게이지 부착 위치(하부)

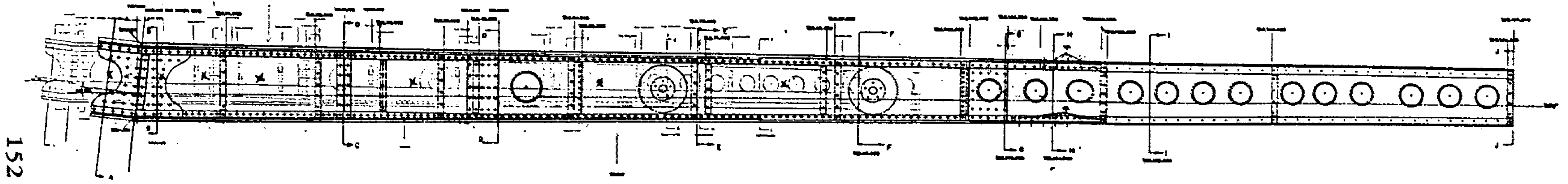


그림 3-6 (c) 날개의 스트레인 게이지 부착 위치(주스파 웨브)

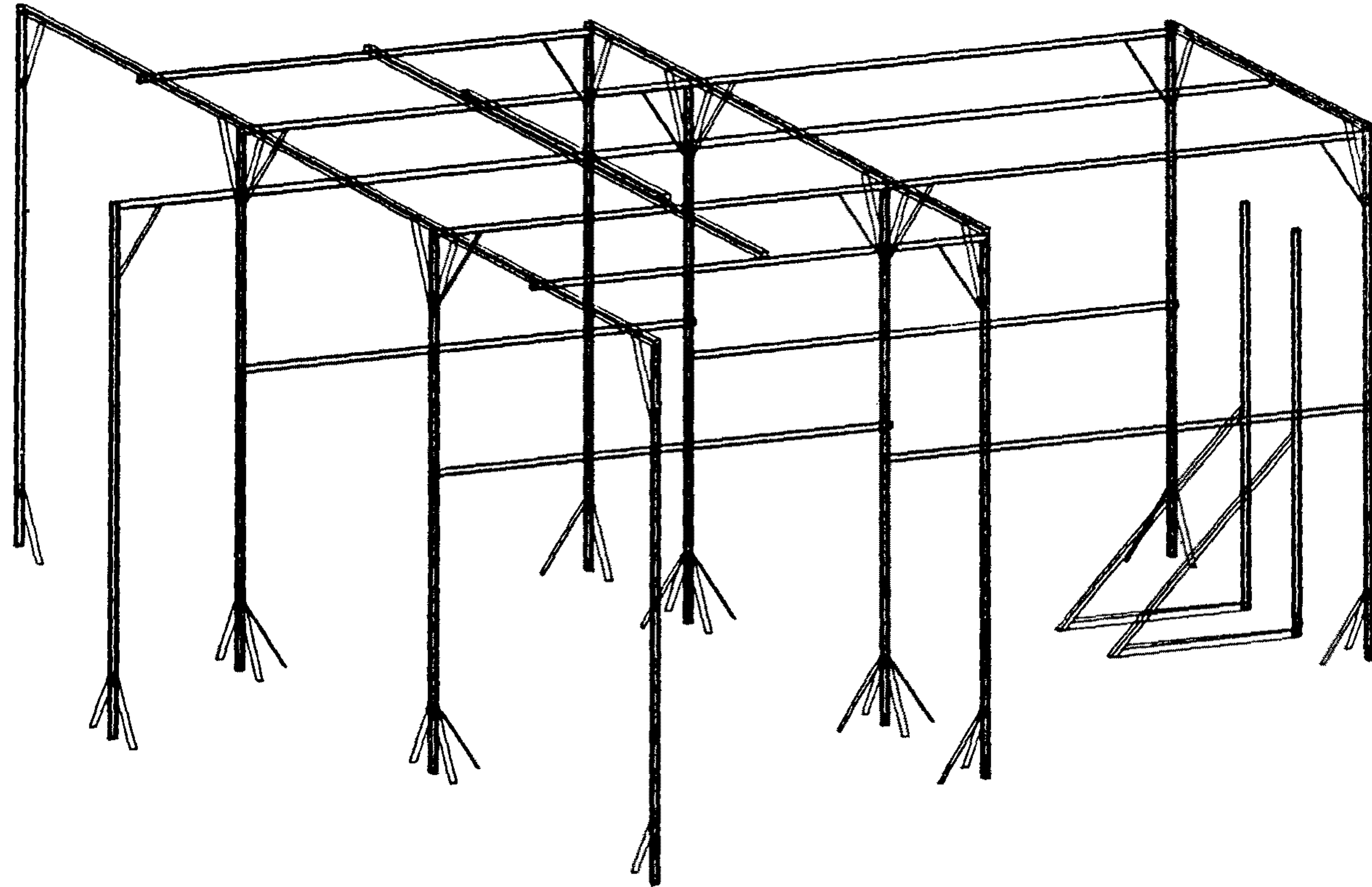


그림 3-7 (a) 구조시험용 프레임(3차원 형상)

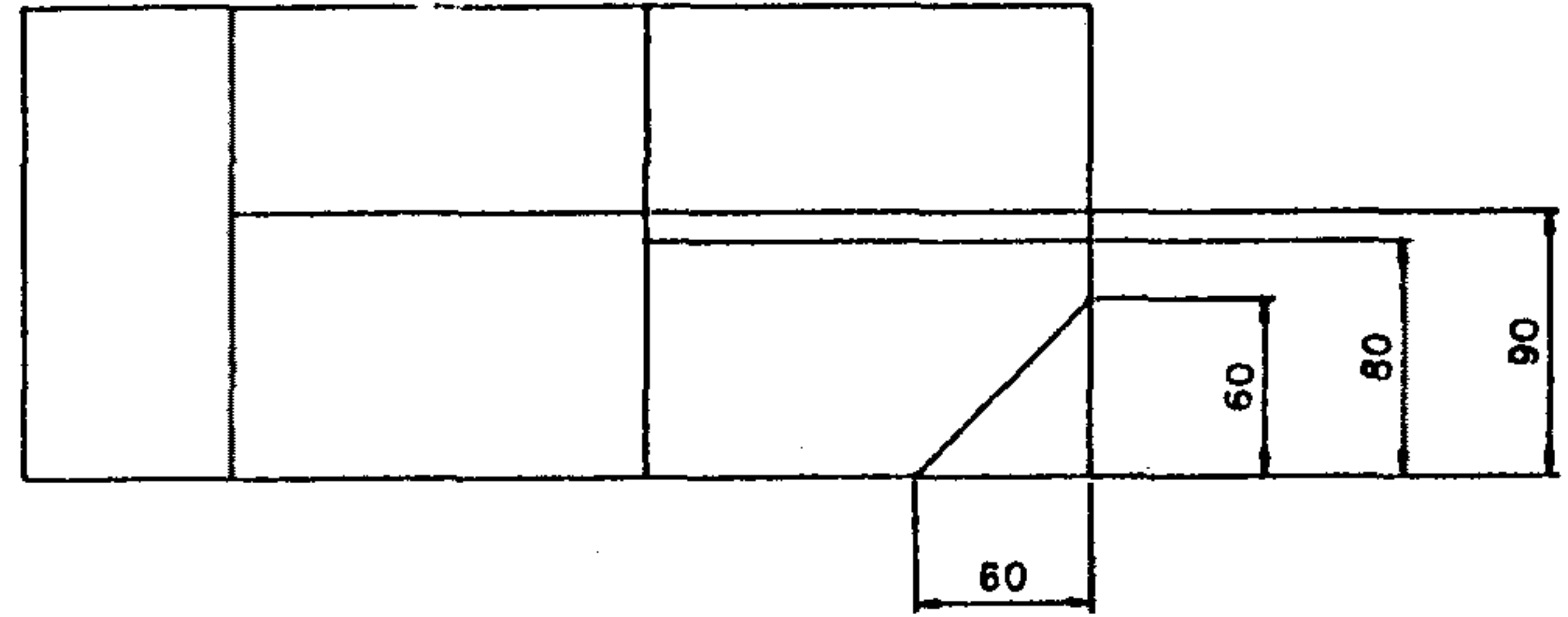
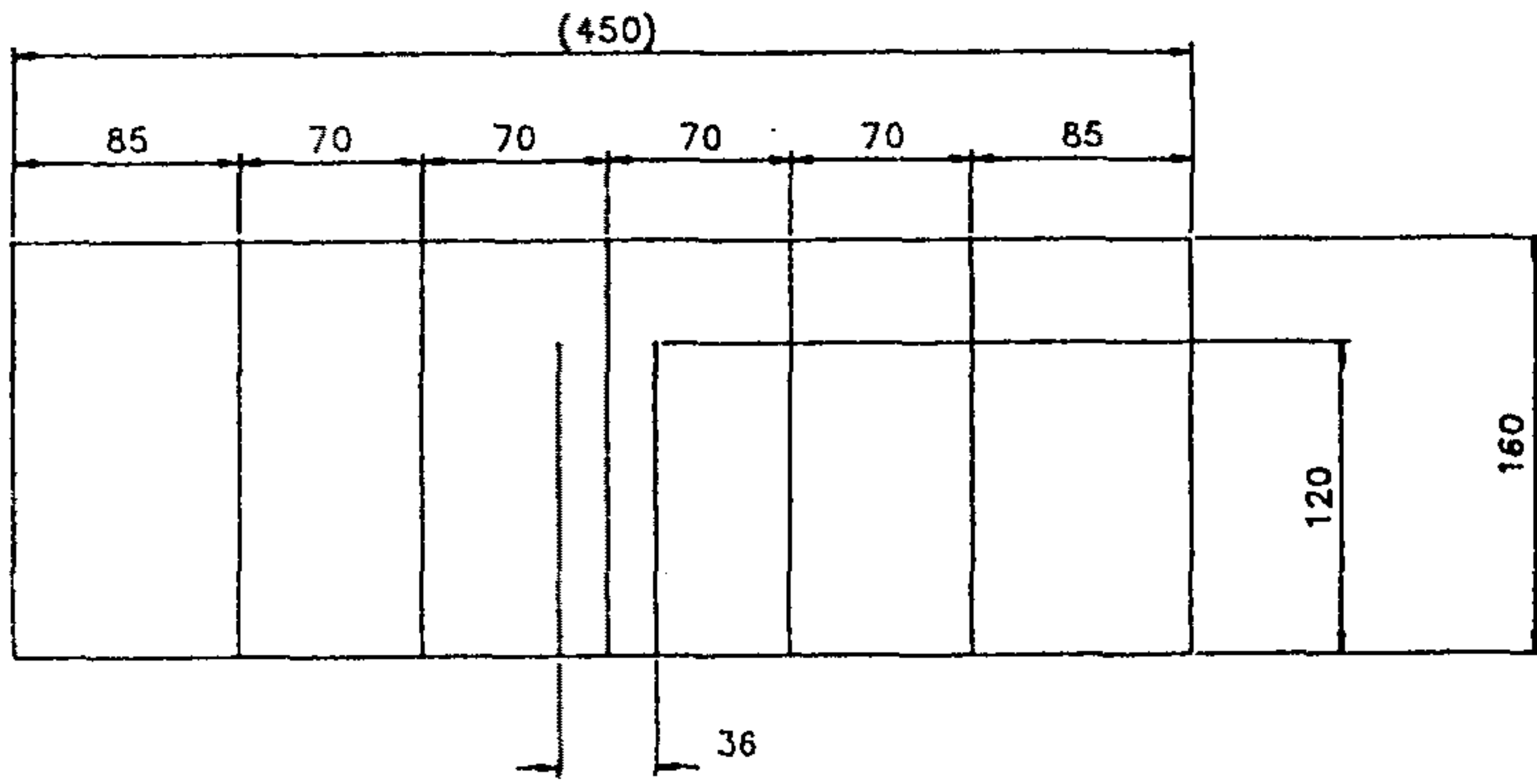
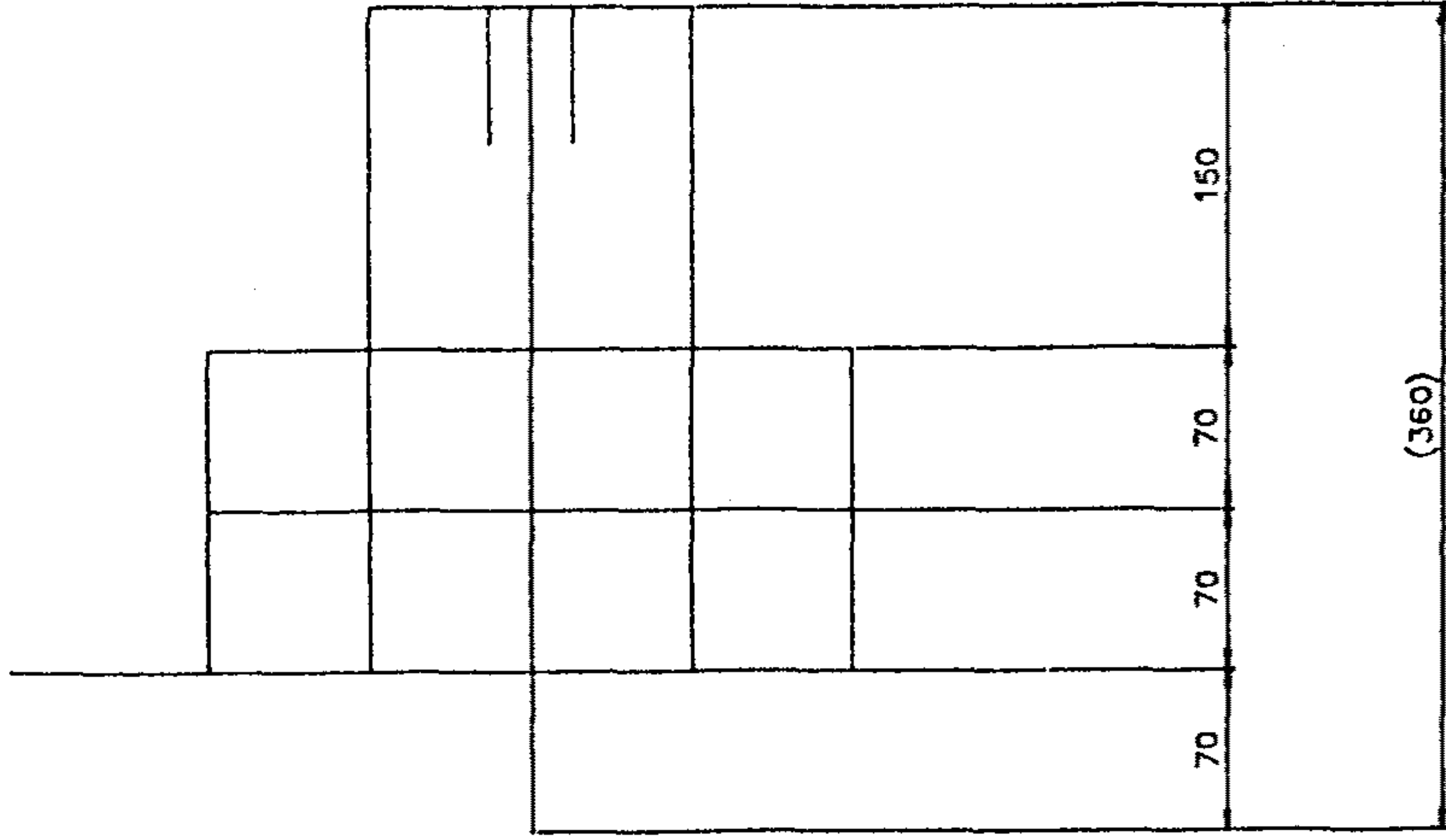


그림 3-7 (b) 구조시험 프레임(3면도)

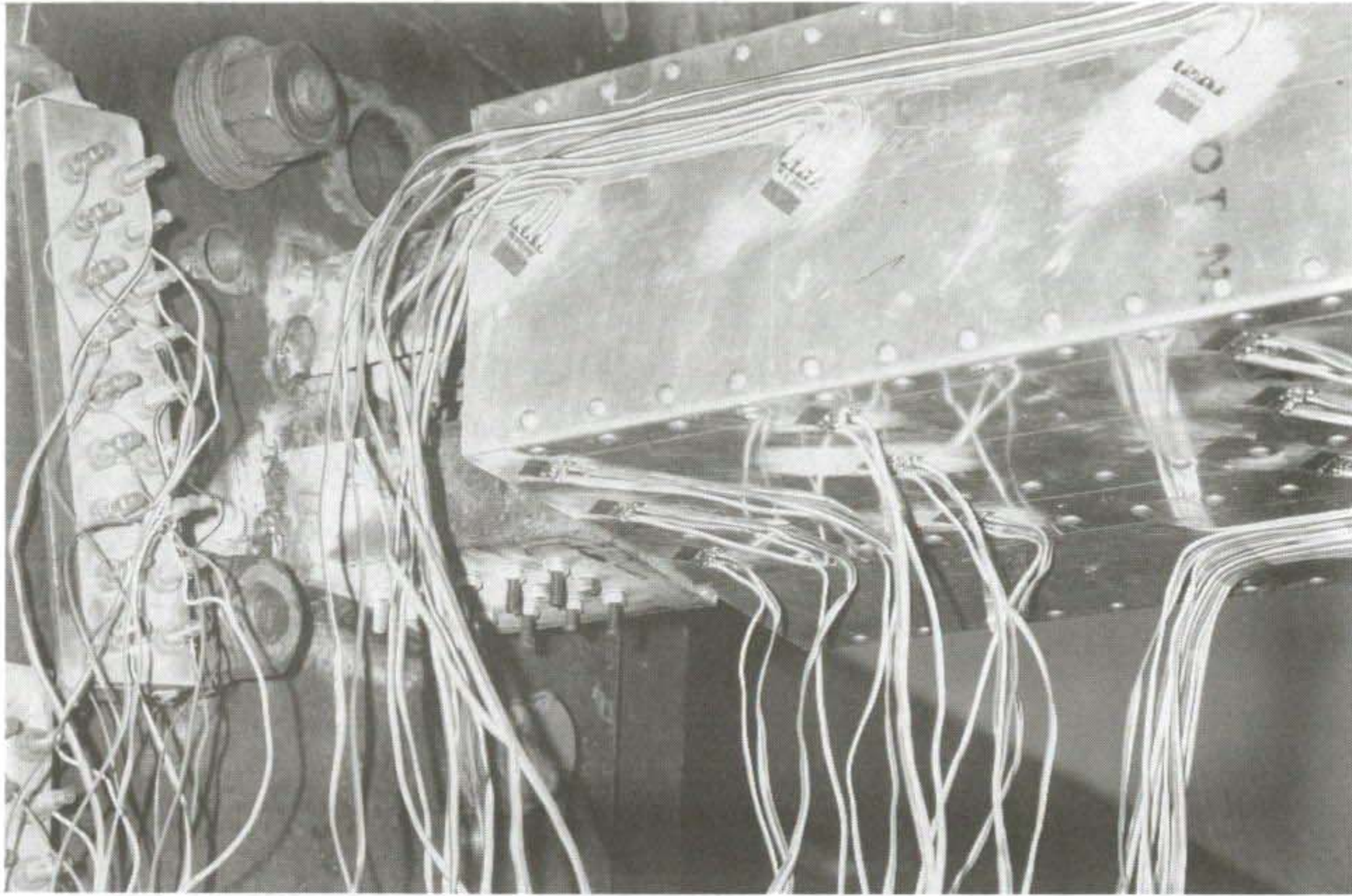


사진 3-1(a) 예비시험(Box Beam 시험)



사진 3-1(b) 진동시험장치

제 2 절 시스템 기능시험

1. 동력장치 계통

조립 장착이 완료된 동력장치 계통은 우선 조립작업의 확인 및 엔진의 미세 조정을 위하여 일차적으로 지상 런업시험(ground run-up test)를 수행하였다(표 3-1). 지상 런업시험으로 엔진 및 각종 보기들의 원활한 작동을 확인하였고, 각종 보기들의 미세 조정을 완료하여 엔진이 최적의 작동상태가 되도록 조정되었다. 이와 같이 미세조정이 완료된 동력장치 계통은 엔진 제작사에서 추천하는 성능범위 및 각종 보기의 동작범위를 만족하는지의 여부와 엔진이 최대 성능을 발휘하고 있는지 점검하기 위하여 이차적으로 지상시험을 실시하였다(사진 3-2). 지상시험으로 엔진 및 각종 보기들이 적정 운용 범위내에서 작동하고 있음을 확인하였으며 각 항목별 시험결과는 다음과 같다(표 3-2).

표 3-1 지상 런업 시험결과

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 _____ INJECTOR Rich limit
 5. DATE : 91.5.29
 6. RUN-UP BY : 윤강원 오호영

GROUND RUN

◆ STATUS Uninstalled ◆ 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	
START 14:20															
14:24	1000	12.5	2.5	70	24	75	180	180	210	210	1175	1200	1200	1200	
14:27	1400	14.2	3.0	75	24	95	225	225	260	255	1260	1275	1275	1275	
14:30	1700	17.5	5.5	85	24	120	230	230	270	260	1275	1280	1275	1280	
14:33	2000	19.5	8.7	90	25	160	265	270	310	300	1300	1325	1310	1325	Mag. Check
14:36	650			50		175	240	250	290	270	1000	1100	1025	1100	idle check
14:39	2610	29.0	18.0	100	25				300					1370	Max power check

◆ Mag. check O.K. (LH 40, RH 60)
 ◆ Idle check O.K. (MIXTURE INC. 50)
 ◆ Fuel 115/145, Oil 15W50

◆ REMARKS 계류도 정비사 조원준, 김찬권 등 3명
 인위 상의 Check 받음.



사진 3-2 지상 시험

가. 매니폴드 압력

Injector와 실린더 밸브 사이의 공기압은 엔진의 출력을 산출해낼 수 있는 가장 기본적인 변수이다. 다음 그림 3-8은 지상시험결과로서 가버너는 low pitch position, 혼합비는 full rich position의 조건에서 측정한 값이다.

나. 연료 소모량

다음 그림 3-9는 fuel distributor에서의 연료소모량을 측정한 값이다.

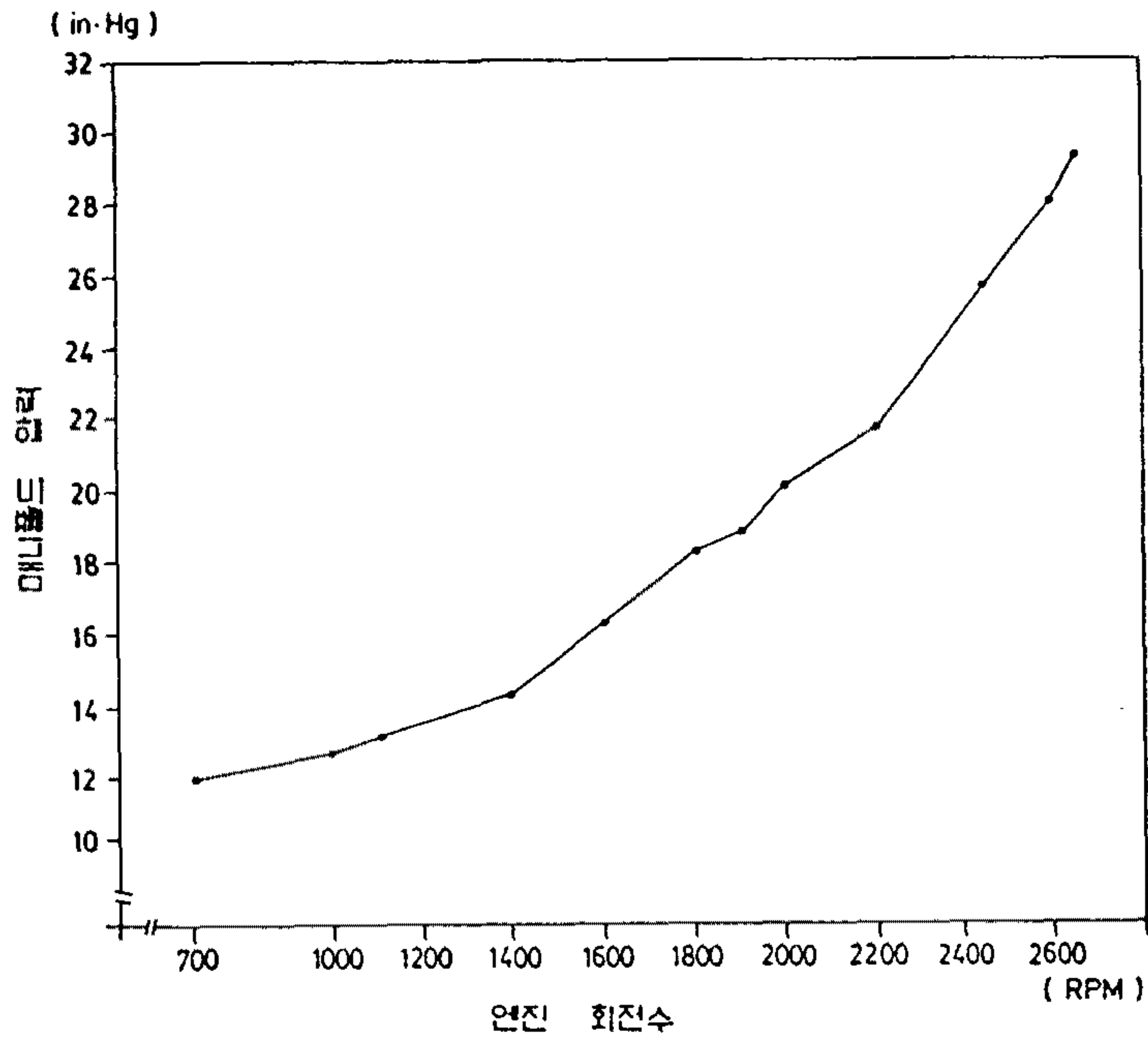


그림 3-8 매니폴드 압력

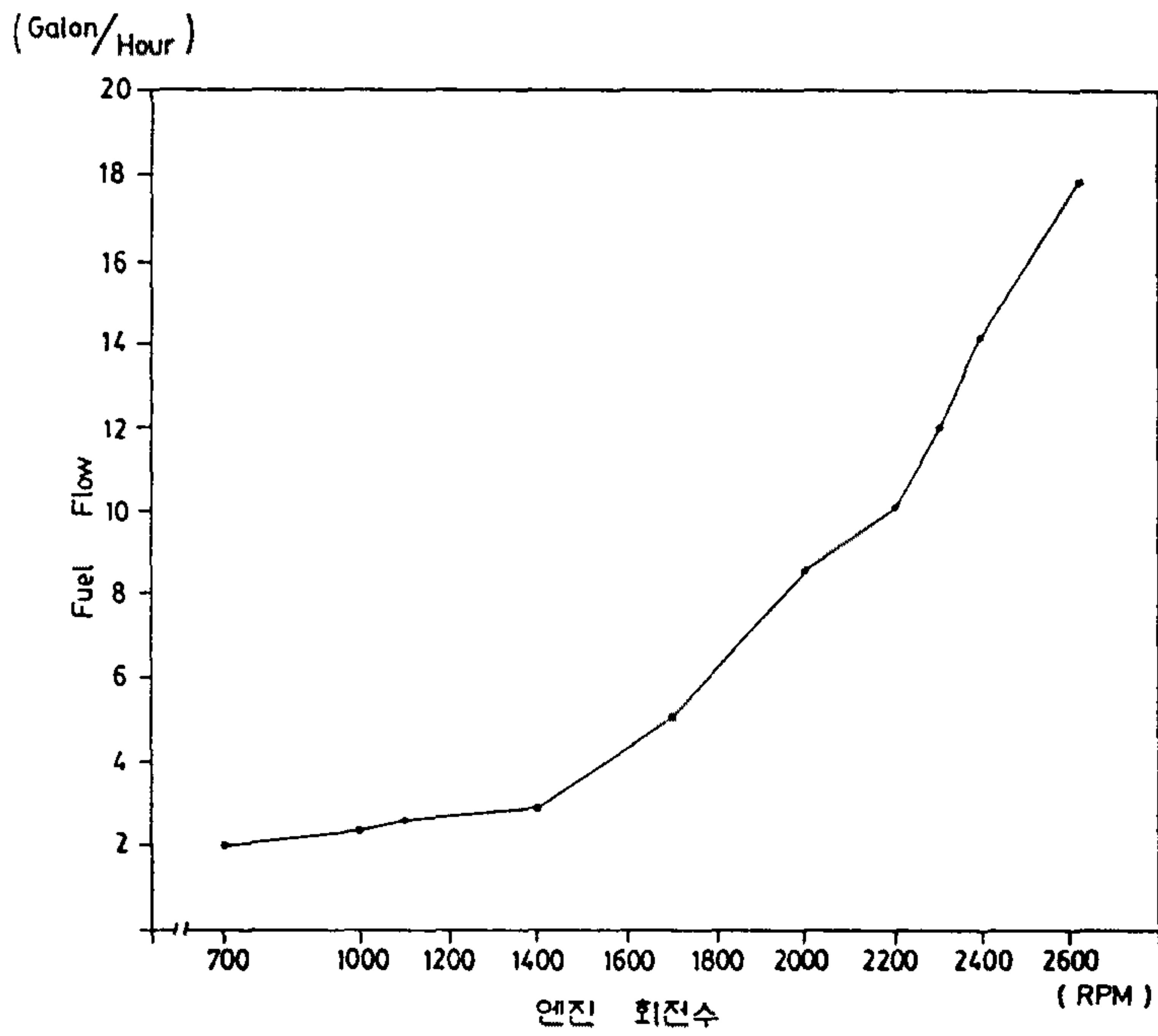


그림 3-9 연료 소모량

다. 연료 압력

연료 압력 측정은 연료펌프의 작동상태를 알 수 있으며, 지상시험 동안 연료 압력은 항상 약 24~25 psi를 유지하였다.

라. 오일 압력

오일 압력 측정은 오일의 흐름 및 오일 밸브의 작동상태를 알 수 있다.

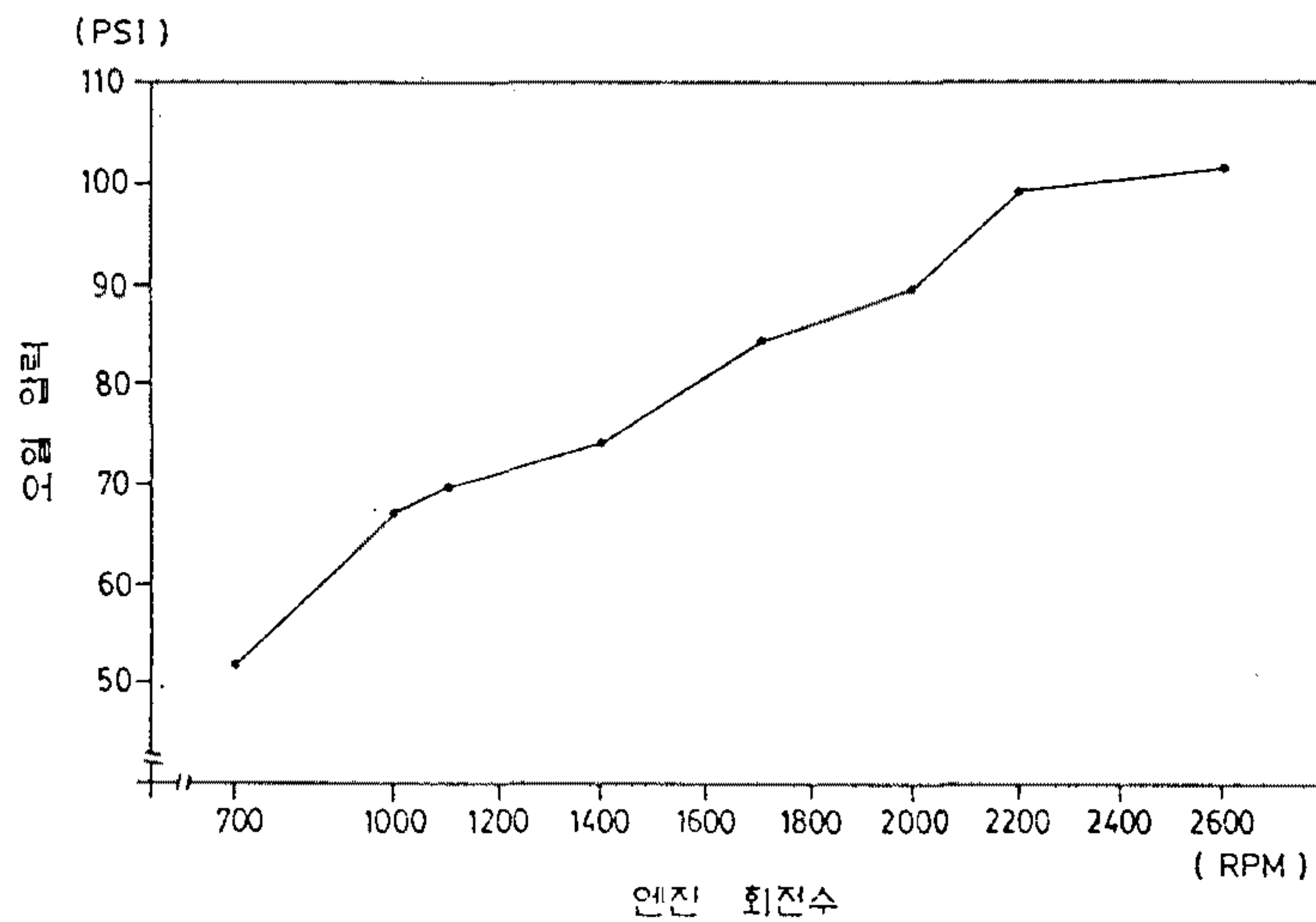


그림 3-10 오일 압력

마. 오일 온도

오일 온도 측정은 오일 냉각기의 작동상태와 엔진 냉각상태를 알 수 있다. 5분간 1100 rpm에서 warm-up후 측정된 값이다.

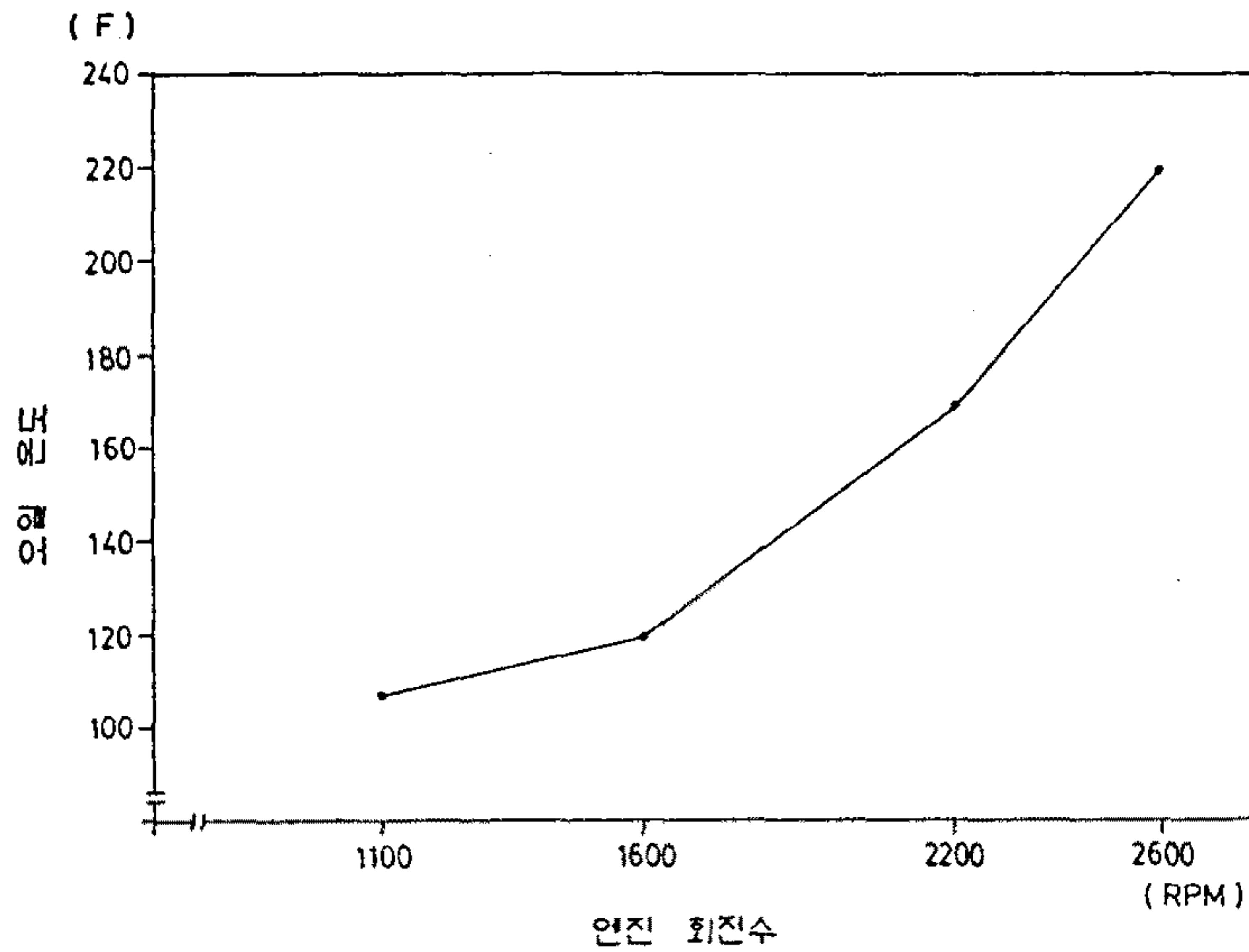


그림 3-11 오일 온도

바. 실린더 헤드 온도(CHT)

실린더 헤드 온도는 지상시험시 가장 주의깊게 관찰해야 할 사항으로서 엔진 냉각 실린더 배플의 설계가 잘되었는지를 냉각상태로 판단할 수 있다. 비행시험후 각 실린더가 과열 및 과냉이 되지않도록 실린더 배플의 간격을 조정하여야 한다.

(측정결과 : 그림 3-12 참조)

사. 배기가스 온도

엔진 실린더 내부의 연소상태는 각각의 엔진 실린더 배기관 플랜지의 2 in 아래에 K Type chromel alumel thermocouple을 장착하여 엔진 작동시 폭발되어 나오는 배기가스의 온도를 측정하여 알 수 있다(측정결과 : 그림 3-13 참조). 온도는 대략 1600°F~1800°F(870°C~980°C) 이하를 반드시 유지하여야 한다(참고문헌 [81]).

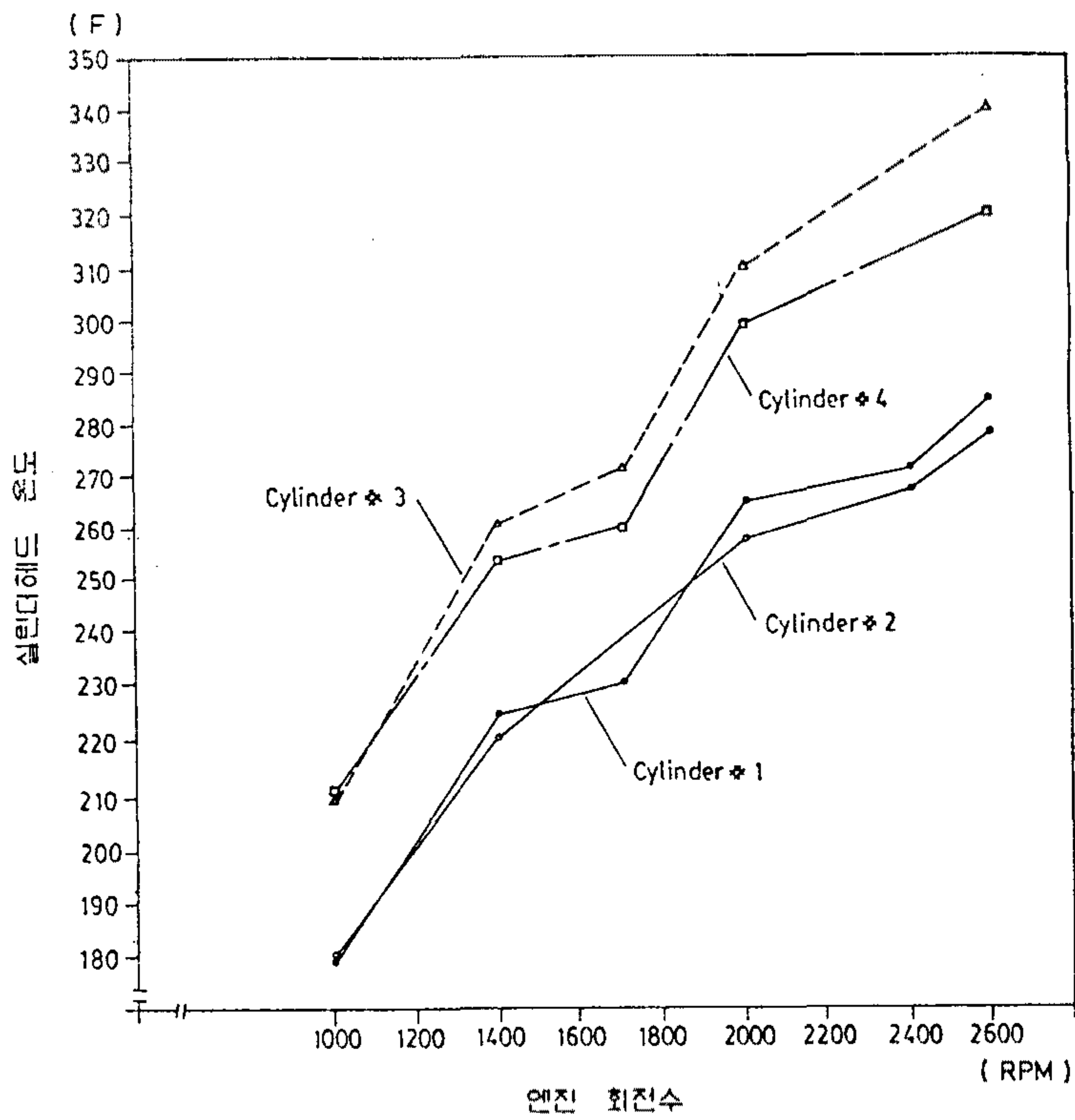


그림 3-12 실린더 헤드 온도

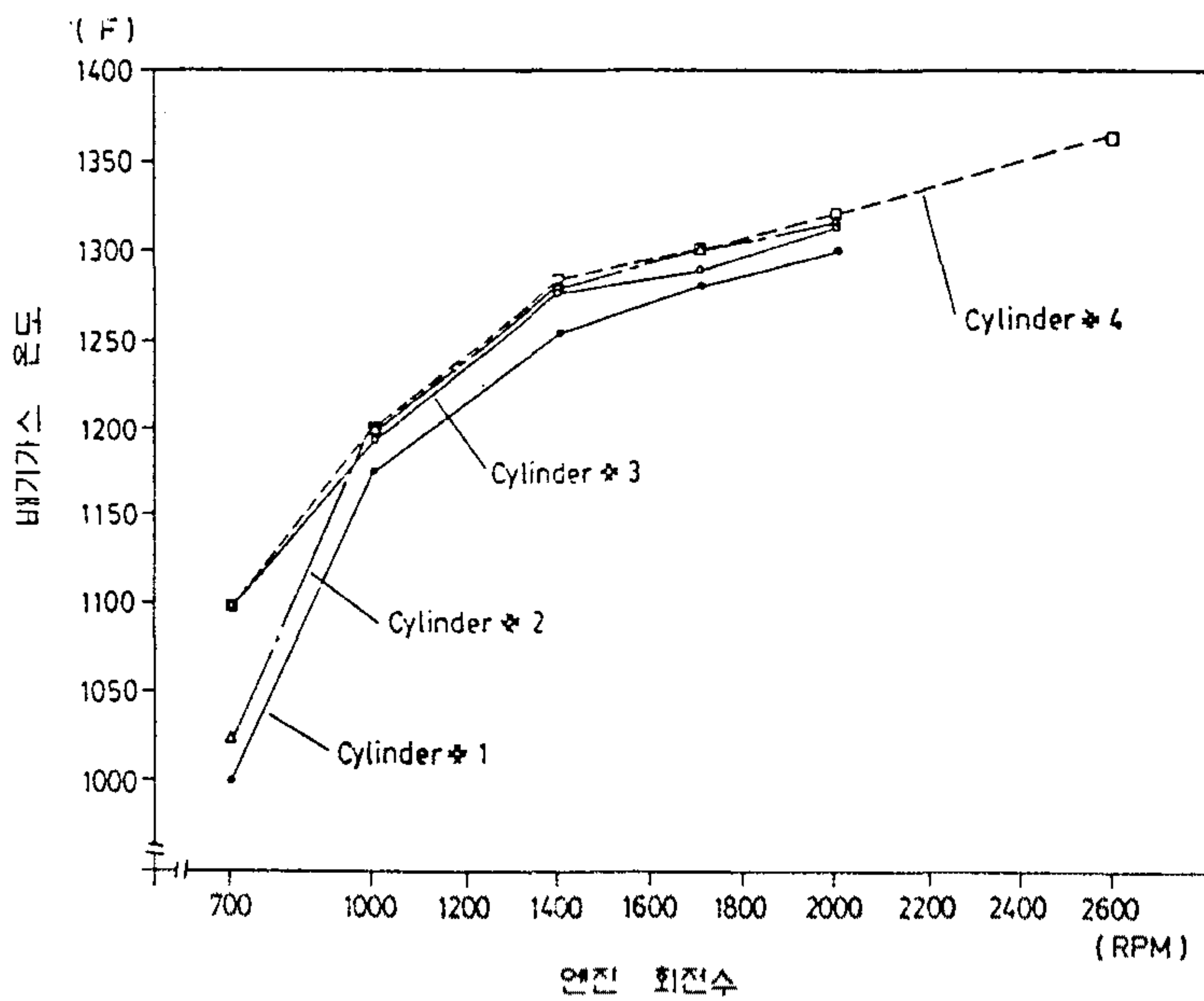


그림 3-13 배기가스 온도

아. 배기 압력

배기가스 압력은 배기 파이프가 엔진의 출력손실을 최소화할 수 있도록 설계되었는지 확인하기 위하여, 각각의 실린더 배기 플랜지 1.5 inch 아래 $\phi.03$ inch 구멍을 뚫고 변환기(transducer)를 장착하여 측정하였다. 이때 대기압과의 압력차는 688 mmH₂O 이하이어야 한다(참고문헌 [81]).

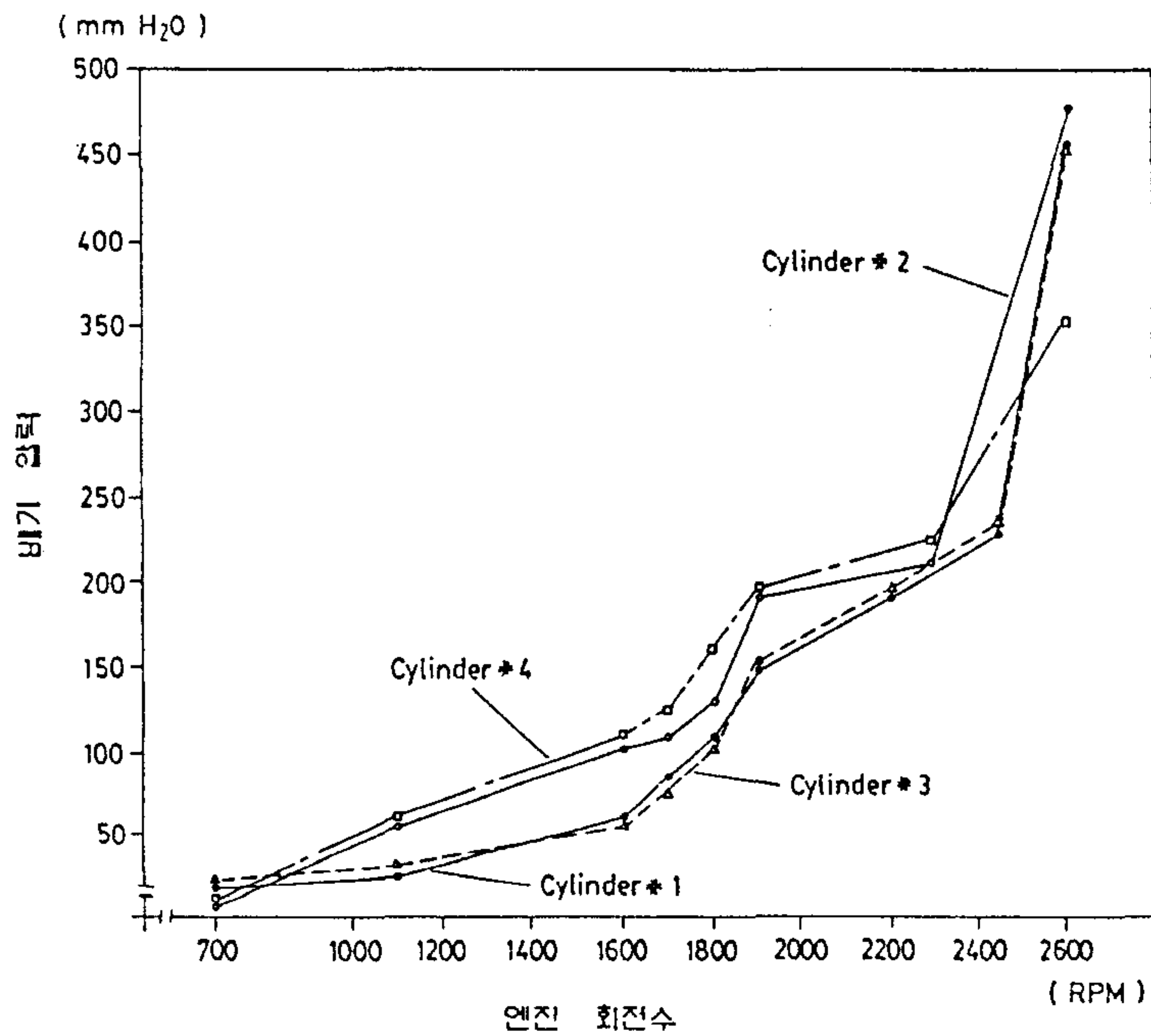


그림 3-14 배기 압력

자. 마그네토 drop 점검

2000 rpm에서 좌측 마그네토 drop은 40 rpm이고 우측 마그네토 drop은 60 rpm으로서 좌우의 차이가 20 rpm이므로 기준치 50 rpm을 만족한다.

차. 아이들 점검

아이들 rpm(650 rpm)에서 혼합비 레버를 움직이면 rpm이 50 정도 상승하며 적절한 값이다.

2. 전기, 전자 및 계기계통

전기, 전자 및 계기계통에 대한 hot-bench test는 계기의 기능시험, 전자장비 계통의 점검, 그리고 엔진 런업시험을 통한 전기계통 및 엔진계통의 점검으로 나누어 실시하며, 전자장비계통 점검을 위한 모킵, 엔진 런업을 위한 모킵을 각각 제작하여 시험에 사용하였다.

가. 계기의 기능시험

계기 기능시험은 계기 자체만의 기능점검으로서, 계기를 계기판에서 분리하여 각 담당 shop에서 시험 장비로 input을 simulation하여 검사하였고, 온도 sensor 및 계기는 sensor에 직접 열을 가하여 측정하였으며 기능시험 결과는 다음과 같다.

(1) 비행계기

① 고도계(시험 장비 : Air Data Test System)

입력(ft)	지시값(ft)	오 차	판 정
2000	1990	0.5% 이내	양 호
6000	5990		
10000	9970		
16000	15950		
20000	19950		

② Encoding 고도계(시험 장비 : Air Data Test System)

입력(ft)	지시값(ft)	오 차	판 정
2000	2000	0.3% 이내	양 호
6000	6000		
10000	9980		
16000	15950		
20000	19940		

③ 상승율 계기(시험 장비 : Air Data Test System)

입 력		지시값		오 차	판 정
고도(ft)	상승율(f/m)	상승율(f/m)	소요시간(sec)		
2000→2500	+500	+500	64	8.3% 이내	양호
2500→2000	-500	-500	63		
2000→3000	+1000	+1000	65		
3000→2000	-1500	-1500	44		
2000→3000	+2000	+2000	32		

④ 대기속도계(시험 장비 : Air Data Test System)

입력(knots)	지시값(knots)	오 차	판 정
40	40	1.5% 이내	양 호
80	80		
120	119		
160	159		
200	197		

⑤ 수평 자이로(시험 장비 : Tilt & Turn Table)

- 소요전류 측정

구 분	기준값	측정값	판 정
Starting	< 1.00A	0.78A	양 호
Running	< 0.75A	0.60A	

- "GYRO" Flag ON/OFF 확인

구 분	Power 조건	기준값	측정값	판 정
Flag ON	감소	18V	18.2V	양 호
Flag OFF	증가	20V	19.0V	

- 10° 롤 후 수평 복귀시간 측정

구 분	복귀시간	판 정
Right 10°	3분 30초	양 호
Left 10°	3분 30초	

⑥ 선회 및 경사계(시험 장비 : Turn Table-Instrument Test)

- 소요전류 측정

구 분	기준값	측정값	판 정
Starting	< 1.0A	0.9A	양 호
Running	< 0.5A	0.4A	

- 선회율 측정

입 력		소요시간 측정값	판 정
Turn Rate	Turn 방향		
360°/2분	Right	2분	양 호
360°/2분	Left	1분 55초	
360°/4분	Left	3분 55초	

(2) 엔진 계기

① 회전계(시험 장비 : Tachometer Test Set)

입력(RPM)	지시값(RPM)	오 차	판 정
500	512	2.4% 이내	양 호
1500	1530		
2000	2028		
2500	2510		
3000	3004		

② 매니폴드 압력(시험 장비 : Air Data Test System)

입력(INHG)	지시값(INHG)	오 차	판 정
30	30.5	3% 이내	양 호
25	25.5		
20	20		
15	15.5		
10	10.3		

③ 오일 압력(시험 장비 : Air Press TX Test Set)

입력(PSI)	지시값(PSI)	오 차	판 정
25	27	8% 이내	양 호
40	43		
60	65		

④ 오일 온도(시험 장비: Thermo Unit-Model 3603)

입력(°C)	지시값(°C)	오 차	판 정
50	55	10%이내	양 호
100	107		
190	180		

* 비고: 계기판 눈금간격이 커서 판독오차가 있을 수 있음.

⑤ 실린더 헤드 온도(시험 장비: Thermo Unit-Model 3603)

입력(°F)	지시값(°F)	오 차	판 정
250	253	10%이내	양 호
350	370		
450	490		

* 비고: 계기판 눈금이 커서 판독오차가 있을 수 있음.

⑥ 배기가스 온도(시험 장비: Test Temperature Furnace)

입력(°F)	지시값(°F)	오 차	판 정
720	820	14%이내	양호

* 비고: Furnace의 한계로 1회만 측정.

나. 전자장비 계통 점검

전자장비계통 점검은 사진 3-3과 같은 모형을 이용하여 각 계통의 integration 상태 및 장비의 작동상태를 bench에서 시험장비로 input을 simulation하여 점검하였으며, ADF는 안테나를 장착하여 직접 수신하였고, 나침반 시스템은 완전한 시스템을 구성하여 직접 탐지하였으나 자이로 compassing은 실시하지 못하여 정확한 magnetic heading은 산출하지 못하였다. 한편 intercom은 headset를 이용하여 직접 시험하였다.

표 3-3 전자장비계통 점검 항목 및 결과

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

다. 엔진 런업점검

엔진 런업점검은 사진 3-4와 같은 모킹을 이용하여 electrical power, 엔진 시동계통 및 엔진 관련 계기의 작동상태를 엔진 런업시에만 점검 가능한 부분에 대하여 점검하였으며 그 결과는 표 3-4와 같다.

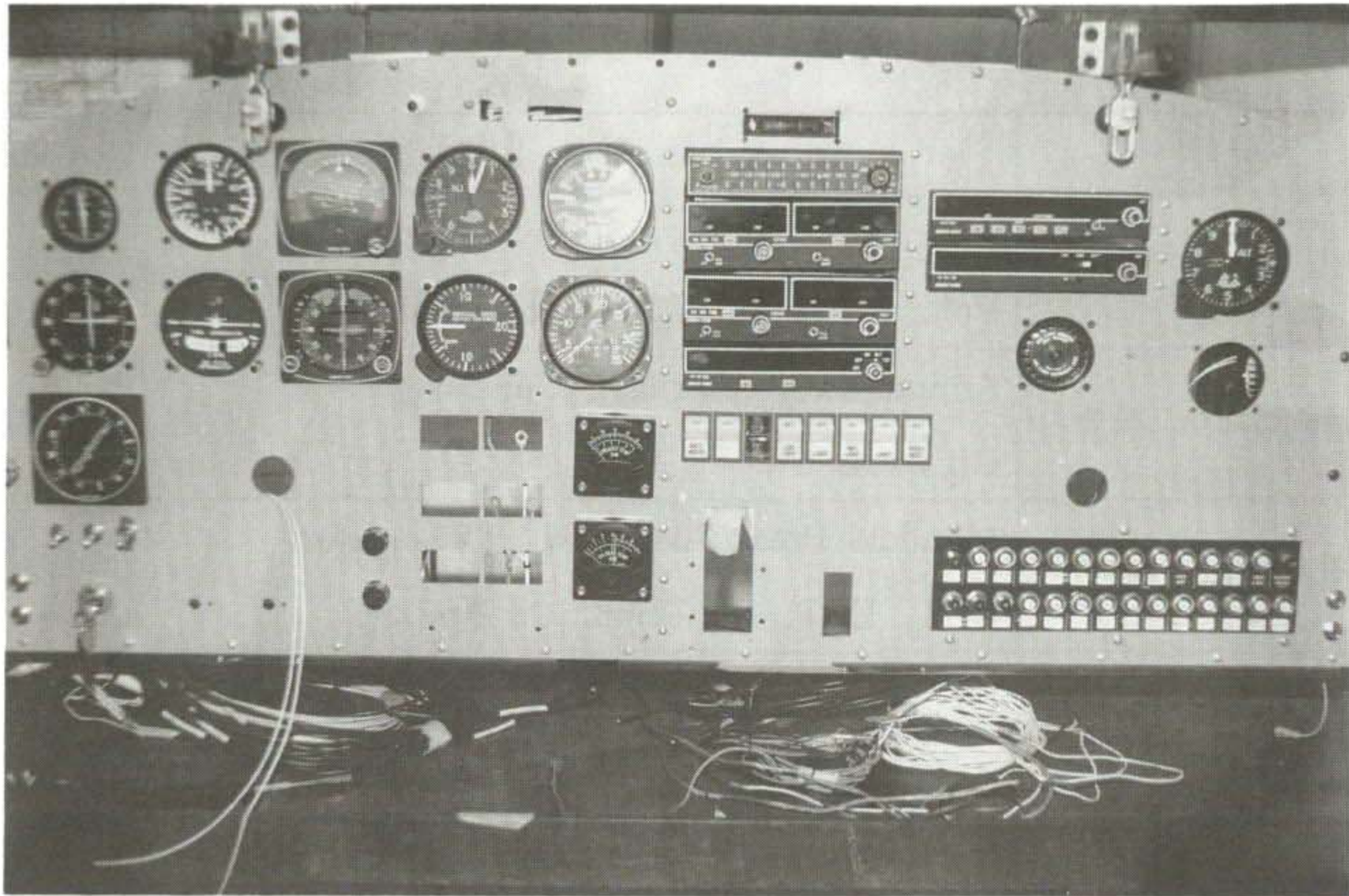


사진 3-3 계기판 모킵(#1)

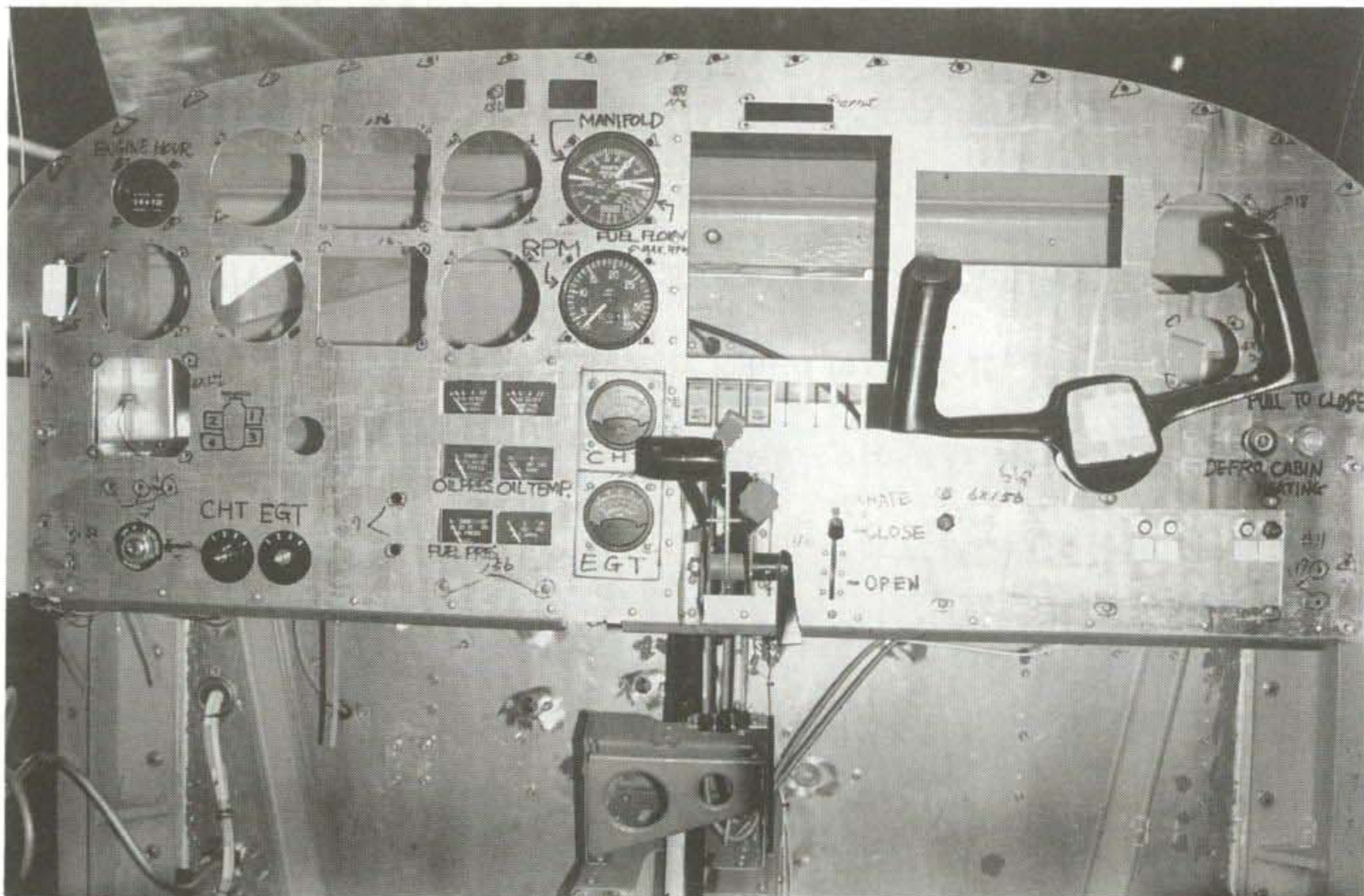


사진 3-4 계기판 모킵(#2)

표 3-4 엔진 런업 점검항목 및 결과

항 목	관련 장비	판정
엔진시동 및 출력	Alternator, Battery, Starter, Fuel Pump, Voltage Regulator, Magneto, Ammeter	양호
Annunciation 계통	Annunciator, Alternator Out SW, Oil Press SW	양호
엔진 계기	Manifold Press/Fuel Flow, Tachometer, CHT, EGT, Oil Temp, Oil Press	양호

제 3 절 비행시험

1. 개 요

비행시험은 형식증명의 일부로서 비행에 관한 사항을 실행하는 것과 알려지지 않은 새로운 기술에 대한 검증이나 차후 비행성능 개량을 위한 시험 등으로 분류된다. 형식증명의 일부로서 비행시험을 실시할 경우에는 형식증명을 허가해주는 측에서 요구하는 규정이 있으며, 신청인은 이 규정에 따라 요구되는 제반 문서의 제출 및 시험을 행하여야 한다.

비행시험에 관련하여 참고되고 있는 규정은 미 연방항공국의 항공기의 형식 증명과 감항성에 관한 것이다. 구체적으로 CFR CHAPTER 1 SUBCHAPTER C-AIRCRAFT의 § 21.35~§ 21.39, PART 23의 SUBPART B-FLIGHT(§ 23.21~§ 23.253)[19]이며, 참고지침으로 AC23-8[57]이 있다.

§ 21.35~§ 21.39는 형식증명에서 비행시험에 관해 규정하고 있으며, 그 내용은 다음과 같다[19].

- 시험전 보고사항
- 보고사항의 FAA ADMINISTRATOR가 찾아낸 추가 요구사항
- 실제 실행 가능한 시험들의 수행
- 비상출구와 낙하산 사용을 위한 적절한 대비
- 위험사항에 대한 시정후 시험
- 시험비행사의 요건
- 비행시험 계기 보정과 교정 보고서에 관한 일반사항

§ 23.21~§ 23.253에서는 비행시험의 실제적인 사항에 대해 규정하고 있다. 여기서는 중량의 체계적인 검토, 벨러스트의 사용, 비행시험의 공차, 하중의 한계 등 비행시험에서의 일반적인 사항을 담고 있다. 그리고, 성능과 비행특성에서는 어떠한 사항들을 어떻게 수행해야 하는가를 규정하고 있다.

AC 23-8은 PART 23의 비행중 관련부분에 대한 비행시험과 조종판정에 관해 기술한 것으로 적합성을 보여주기 위한 관련 정보와 지침을 제공하며, 강제적이거나, 제한적인 것은 아니고 규정을 포함하지도 않는다. 실제 비행시험을 수행하는데 있어서는 관련 규정뿐 아니라 그 규정을 이행하기 위한 적절한 장비와 장소, 그리고 인원이 필요하다.

2. 비행시험 매개변수

비행시험 결과를 분석하는데 필요한 계수를 구성하는 매개변수를 선정하고, 이에 대한 데이터를 취득하는 기기를 선정하여 시스템을 구성한다. 비행시험에서 취득할 매개변수는 표 3-5와 같다[62].

표 3-5 비행시험 매개변수

항 목	매 개 변 수	기 호
대기데이터	대기속도	U, V, W
	고도	h
	전 대기온도	T _t
	고도율	h'
관성데이터	피치/롤/요오 자세	θ, ϕ, ψ
	피치/롤/요오 각속도	q, p, r
	세로/가로/수직 가속도	a _x , a _y , a _z
조종면 변위	수직 안정판	δ_e
	러더	δ_r
	에일러론	δ_a
조종력	피치	F _s
	롤	F _a
	요오	F _r
	브레이크 힘	F _b
진행방향	받음각	α
	옆미끄럼각	β
엔진 및 연료계통	엔진회전수	rpm
	매니폴드압력	P _m
	연료 흐름율	\dot{m}

3. 선정장비 및 용도

비행시험을 위한 장비는 크게 나누어 항공기 탑재용과 지상장비용으로 구분한다. 그 장비의 내역을 살펴보면 표 3-6과 같다.

표 3-6 비행시험 장비

	품 목	용 도	선 정 장 비
항 공 기 탑 재 장 비	Testboom	대기데이터(대기속도 고도) 획득장비	자체 설계제작
	True Airspeed Indicator	Testboom과 연결되는 진대기속도계기	Spruce 1105-0009
	Encoding Sensitive Altimeter	Testboom과 연결되는 고도계	Spruce 0-2000 lighted
	Directional Gyro	요오각 및 롤각 측정	비행기 계기 이용
	Vertical Gyro	피치각 및 롤각 측정	비행기 계기 이용
	Rate Sensor	3축 각속도 측정	Humphrey RT02-0201-1
	Accelerometer	3축 가속도 측정	MagneTek 3001-01-111
	Data Recorder	시간변화에 따른 측정된 파라미터의 기록	TEAC XR-7000
	Fuel Flow Indicator	연료소모측정과 이에 의한 중량변화 및 C.G. 변화 예측	Hokins FT-101
	Stick Force Indicator	피치방향 조종력 측정	Brooklyn Tools & Machines Model 916
지 상 장 비	Video Camera	계기판 상황변화 기록	SONY CCD-V100
	Theodolite	항공기 궤적 측정	Topcon DT-10/10R
	Thermal printer	Theodolite data 기록용	AD-8117
	Video Camera	항공기 궤적 추적확인	SONY CCD TR-75
	Data Analysis Computer	기록된 데이터의 확인	Mackintosh II-Si
비	무전기	총괄책임자-운용자-조종사-감적수 간의 교신	Bendix/King X-99
	풍향/풍속 측정기	기상상태 측정	MINI AIR 4

자체 설계된 대기속도 회전봉은 AC 23-8의 23 b(1)(i)(A)에 의해 용인되도록 하였다. 정압 시스템이 제 역할을 하기 위해서는 봉의 헤드 부분이 공기 흐름과 평행되도록 하고, 그 위치는 장착되는 곳에서의 시위길이 만큼 앞으로 튀어나와 있어야 한다[57]. 일반적으로 장착위치는 비행기에 장착되는 피토와 반대위치, 즉, 창공-91에서는 우측날개의 끝에 장착된다. 참고문헌 [64, 65]의 방법으로 설계된 봉의 헤드부분의 제작도면은 그림 3-15와 같다.

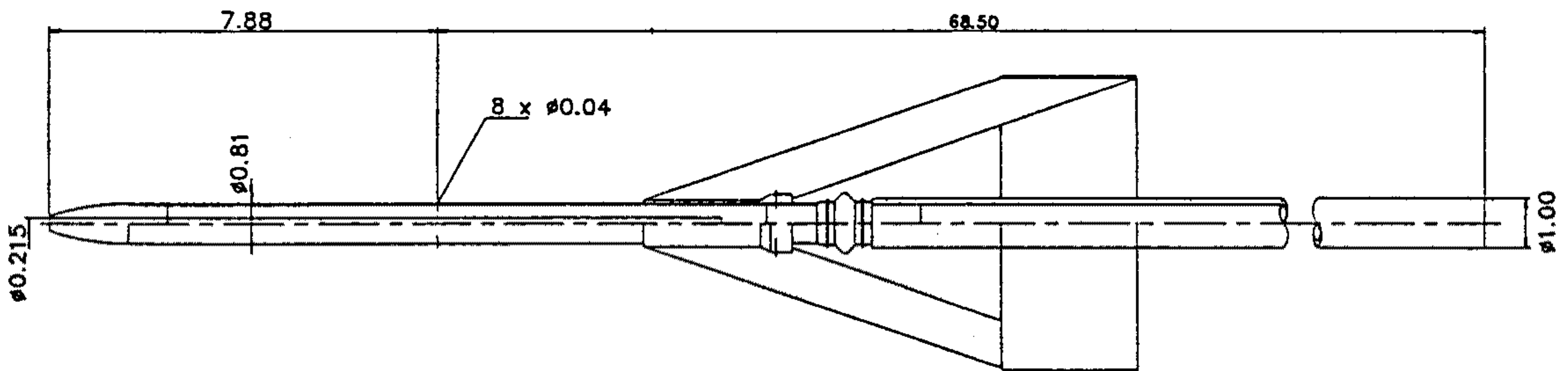


그림 3-15 설계된 대기속도 회전봉

4. 시험항목

비행시험항목은 FAR part 23에 잘 나타나 있으며, AC 23-8에는 좀 더 구체적으로 기술되어 있다. 창공-91의 비행시험은 아래와 같은 항목에 대하여 실시할 예정이며, 그 실시에 관한 내용의 예로 속도보정방법을 표 3-7에 나타내었다[2].

- 지상검증 및 지상시험
- 대기속도 및 고도계 보정
- 실속속도 측정
- 이륙/착륙

- 엔진장착상태의 출력결정
- 상승/하강
- 양향곡선
- 순항속도/순항거리/체공시간/연료소모율
- 비행특성

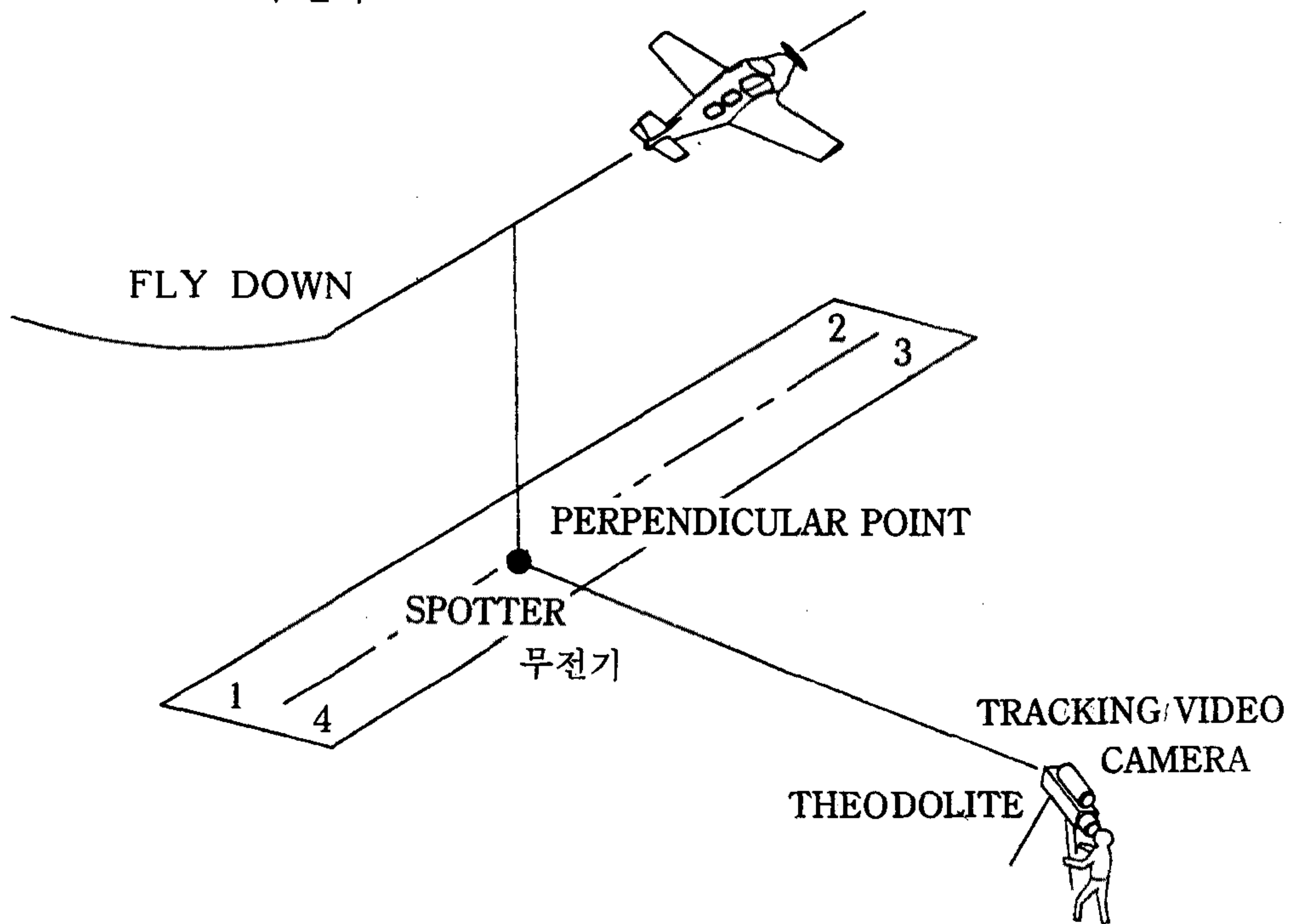
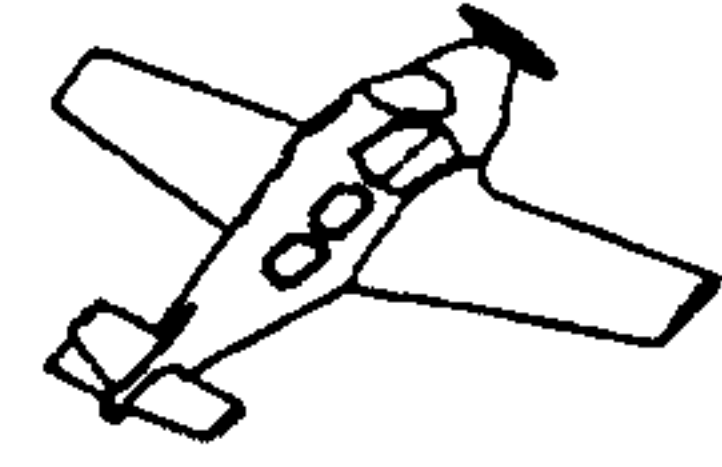
표 3-7 비행시험 실시내용의 예(대기속도 보정)

시험 조건	시험 절차	데이터 획득	데이터 처리	예상장비
<ul style="list-style-type: none"> · 대기질 : 평온 안정 · 중량/C.G. : 최대이륙중량 · 속도범위 : 1.3V_{SO}~1.8V_{SI}, V_{MO}/V_{NE}까지 조사 	<ol style="list-style-type: none"> 1. TOWER운전실과 같은 높이 혹은 무선고도계 사용. 50에서 100ft까지 일정높이유지 활주로 따라 비행기 수평비행으로 안정 2. 여러대기속도 중분과 여러 풀랩에서 1.을 반복 	<ul style="list-style-type: none"> · 비행기 IAS · 비행기 지시 압력고도 · 지상관측자 지시 압력고도 · 레이더 고도계 지시 (활주로 따라 비행) · 날개풀랩위치 · 착륙장치위치 	<p>방법</p> <ul style="list-style-type: none"> - 지시된 압력고도를 계기오차로 수정 - 지상관측압력고도를 레이더로 조정. TOWER운전자와 같은 높이인때는 조종불요 <p>· 제도 : 해면고도정오차는 시험 보정된 대기속도에 대해 도화</p> <p>· 정밀도 : 해면압력고도 100 knots이상 100knots당± 30ft 100knots이하± 30ft 모든 풀랩설정과 1.3V_{SO}~1.8V_{SI}까지 적용</p>	<ul style="list-style-type: none"> · 고도계 · Theodolite · Video · 무전기 · 스톱워치 · 풍향풍속계 · 온도계

표 3-7의 내용을 세부시험계획의 일부로 일목요연하게 그림으로 도시하면 그림 3-16과 같다.

— 기내 구성장비 —

1. SWIVEL BOOM
2. CALIBRATED AIRSPEED INDICATOR
3. CALIBRATED ALTIMETER
4. VIDEO CAMERA
5. 무전기



— 인원 —

1. 총괄
2. 시험비행사
3. THEODOLITE 조작자
4. 감적수
5. 비행기내의 엔지니어

— 지상 구성장비 —

1. THEODOLITE
2. THERMAL PRINTER
3. VIDEO CAMERA
4. ANNEMOMETER(온도)
5. 무전기
6. CALIBRATED ALTIMETER

그림 3-16 대기속도 보정을 위한 시설, 장비 및 인원 배치도 예

5. 데이터 처리 및 분석

비행시험 시나리오에 적합하게 비행시험을 실시하고 특히 신속한 사항을 분석하기 위해서는 비행시험을 실시할 때마다 DATA SHEET가 필요하다. 비행시험을 위해 작성된 DATA SHEET의 예로 대기속도 보정의 경우를 표 3-8에 나타내었다[61].

그리고 데이터 분석은 비행시험 실시후 처리된 데이터가 요구사항에 적합한지 여부를 판단하는 것으로서, 특히 창공-91의 경우에는 FAR에 대한 적합성 및 설계개념 확인, 그리고 신기종 개발을 위한 기본 데이터 축적 등을 그 목적으로 한다.

실제 처리된 데이터의 예는 그림 3-17과 같다[63].

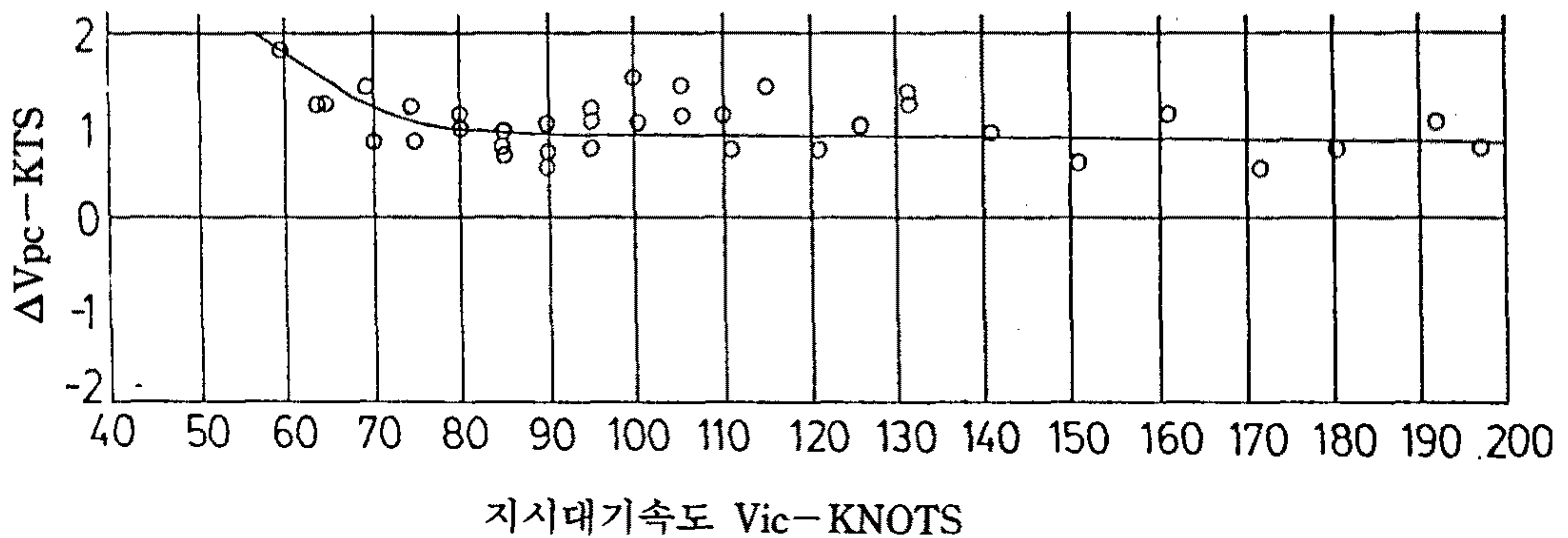


그림 3-17 대기속도 보정 결과 예

6. 비행장 및 시험 조종사

비행시험을 수행하기 위한 비행장으로 기본계획에서는 세군데를 고려하였으나, 제주도의 대한항공 기초비행훈련원 비행장으로 결정하였다. 또, 시험비행사로 대한항공 훈련원 교관중에서 결정하였다. 제주도 대한항공 기초비행훈련원 비행장의 개략도는 그림 3-18과 같다. 그곳의 일반적인 기상조건은 표 3-9와 같다 [80].

표 3-9 제주지역 기상 자료

(가) 쾌청일수

월 \ 년	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	TTL
TTL	132	149	186	182	189	121	102	92	146	201	188	157	1847
평균	13	15	19	18	19	12	10	9	15	20	19	16	15

* 1975~1984(10년간) 낮 12시 기준,

시정 10km이상, 운고 3000FT이상일 경우의 통계.

(나) 운항제한 측풍 발생일수

월 \ 년	82	83	84	85	86	평균일수
12	4	8	6	6	0	4.8일
1	0	4	5	5	8	4.4일
TTL	4	12	11	11	8	9.2일

(다) 풍속현황

년 \ 풍속	10knot 이하	11~20 knot	21~30 knot	31~40 knot	41~50 knot	51~60 knot	61knot 이상
84	59	132	66	48	8	7	0
85	41	92	95	43	29	7	3
86	81	67	81	56	22	1	2
평균	60일	97일	80일	49일	20일	5일	1.6일

(라) 강설현황

년 \ 월	11	12	1	2	3	TTL
84년		11	13	8	1	33일
85년			13	3	1	17일
86년	1	3	11	6		21일
평균	0.3일	4.6일	12.3일	5.7일	0.6일	24일

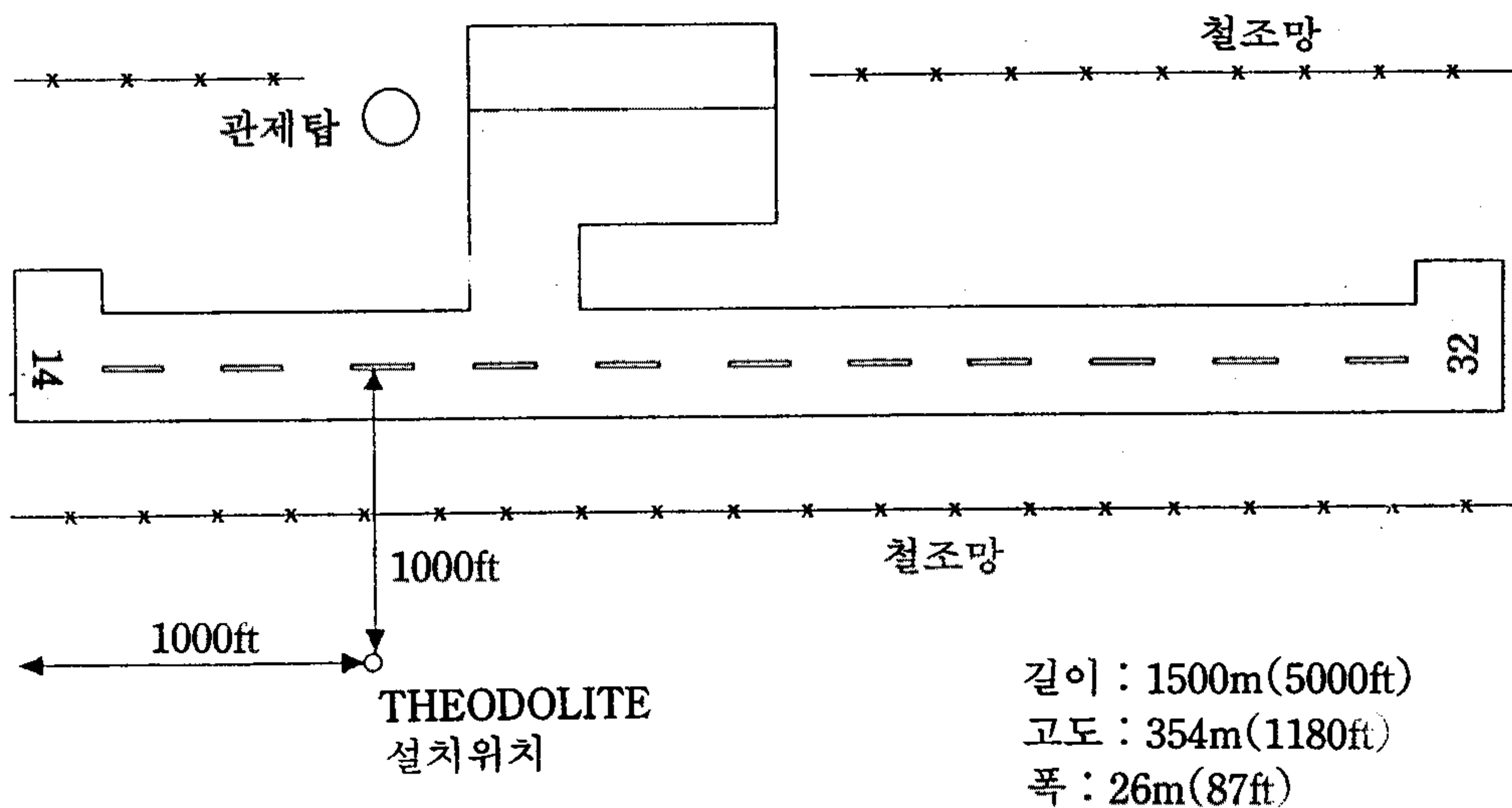


그림 3-18 대한항공 기초비행훈련원(제주) 비행장 개략도

제 4 절 품질 인증

1. 일반 사항

항공기에 관한 품질인증 절차는 개발된 항공기의 형식증명 및 감항성 획득을 위한 제작 및 개발 항공기에 대한 국가적으로 공인된 품질검사 및 품질보증 행위이다.

항공기 품질인증을 위한 관계법은 항공우주산업개발 촉진법(상공부) 제 10 조(성능검사 및 품질검사)와 항공법 제 12 조(형식증명)과 제 13 조(감항증명)이며 기술적 지표로서 항공법 부속서와 FAR이 있다. 현재 국내법에서 개발된 항공기에 대한 품질인증 체계와 이를 위한 비행시험 및 감항성 증명 법체계가 확실히 정립되어 있지 않으나 창공-91 개발사업으로 법 체계를 정립해 보기 위한 하나의 기회와 연구과제가 되고 있다.

창공-91 개발 사업에는 대한항공, 삼선공업, 한국화이바 3개 협력사가 각각 진행하고 있는 설계, 제작, 소재 개발, 비행시험에 관한 제반 사항에 대하여 품질인증 절차가 수행되고 있다.

창공-91 품질인증은 항공우주산업 개발촉진법과 항공법에 명기되어 있듯이 정부 공인 기관에 위임되어 수행되며, 해외 부품 수출사업에서의 품질인증 사업을 전개하고 있는 한국항공우주연구소(KARI)가 중급항공기 개발사업의 세부과제를 수행하면서 본 품질인증 체계를 확립해 가고 있다. 특히 설계 및 제작과 비행시험에 관한 기술 검증은 한국항공우주연구소의 각 담당 연구실에서 수행하며, 전반적 품질인증 관련 진행은 품질인증실이 위임 수행하고 있다.

조합협력사의 품질인증은 한국항공우주연구소 품질인증실 지도하에 각사의 품질관리부(과)에서 품질관리 관련 진행을 하며, 소재 및 부품강도시험에 관하

여서는 정부공인 시험소의 시험성적서를 첨부 공인받도록 되어 있다.

2. 항공기 품질인증 대상

가. 설계에 관한 사항

- (1) 성능
- (2) 중량 및 중심위치
- (3) 조종성 및 안정성
- (4) 기초 하중 및 강도
- (5) 피로하중 및 강도
- (6) 동력장치 및 주요 장비품
- (7) 각종 계통(조종, 전기, 계기, 방빙, 항법장치 등)의 부하해석 및 특수구조에 관한 자료
- (8) 최신장비 및 특수구조에 관한 자료
- (9) 각종 시험에 관한 사항
강도시험, 기능시험 및 비행시험 등

나. 제작에 관한 사항

- (1) 제조공정에 관한 사항
- (2) 부품 또는 장비품에 관한 사항
- (3) 품질관리에 관한 사항
- (4) 기타 사항

다. 비행시험에 관한 사항

개발된 항공기에 대하여 비행시험을 실시코져 할 경우 비행시험허가 증명을 위해 품질 검증 확인에 필요한 사항.

3. 창공-91 품질 인증

창공-91의 품질인증 실시는 개발제작된 시제 3호기가 형식증명과 감항성 획득을 위한 전제로 교통부와 상공부로부터 한국항공우주연구소의 품질인증실이 품질인증에 관한 권한을 위임받아 형식증명과 관련된 품질인증절차를 확립하여 수행하고 있다. 기본 비행시험을 위한 창공-91 제 2호 시제기는 제한된 비행시험이 제한된 기간동안 실시되므로 품질인증을 위한 절차와 이에 필요한 제시 자료를 한국항공우주연구소 품질인증실과 협조하에 준비하고 있다. 특히 비행시험을 위한 시제 2호기에 대한 품질인증은 제조과정 검사에 강조하여 실시토록 하였다.

4. 창공-91 제 2호 시제기 품질인증을 위한 서류

- (1) 설계 계획서
- (2) 설계서
- (3) 도면목록
- (4) 주요설계 도면
- (5) 부품표
- (6) 제조 계획서 등

여 백

제 4 장 시제기 제작

제 1 절 항공기용 압출재 개발

제 2 절 복합소재 부품개발

제 3 절 치공구 개발

제 4 절 제작 및 조립

여 백

제 4 장 시제기 제작

제 1 절 항공기용 압출재 개발

1. 개 요

알루미늄 합금은 비강도(중량에 대한 강도비), 열전도도와 전기전도도가 뛰어나며, 또한 비자성이고 독성이 없는 특징이 있다. 특히 Al-Cu-Mg-Mn계 2024 및 Al-Zn-Mg-Cu계 7075 소재는 열처리에 의해 석출경화되는 고강도 알루미늄 합금으로서 강도뿐 아니라 성형성, 기계가공성이 좋아 항공기용 구조재로서 널리 사용되고 있다[참고문헌 84].

1차년도에는 2024-T3511 및 7075-T73511 압출소재를 대상으로 항공기용 소재로서 요구되는 제반 재질특성 시험과 예비시제품 2종의 개발연구를 수행하였고, 2차년도에는 동체와 주날개에 소요되는 angle, channel, Tee 형상의 시제품 17종을 선정하여 소재의 균일성과 생산공정 안정도를 위주로 하여 2024 및 7075 알루미늄 합금 압출소재규격인 QQ-A-200/3, QQ-A-200/11에서 요구되는 재질시험 외에 고온인장시험을 실시하였다[참고문헌 1, 2, 85, 86].

본 3차년도 연구에서는 1, 2차년도의 연구결과를 바탕으로 시제품 17종에 대해 항공기용 소재로서 요구되어지는 규격시험 외에도 압축, bearing 및 shearing 시험의 재연성에 중점을 두어 실시하였고, 시험결과의 정확성을 기하기 위해 자체시험 및 공인기관 시험을 병행하였다.

2. 시제품 제작

가. 개요

3차년도의 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 7075-0 재질이었는데 그 상세 내역은 표 4-1과 같다.

표 4-1 개발시제품(17종)

형 상	재 질	부품번호	용 도	적용범위
Angle	2024-T3511	10133-0702	스트링거	동 체
		10134-0702		
		10134-1005	론저론	
		10134-1205		
		60-3173	Outboard 스파캡	
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	날 개	
Tee	2024-T3511	60-8530	Inboard 스파캡	날 개
		60-21118	착륙장치 핏팅	
	7075-0	60-0618	Inboard 스파캡	

나. 시제품 생산

시제품은 소재균질성과 생산공정의 안정성 등 재연성을 위주로 하여 평가하고자 노력하였으며, 모든 소재는 삼선공업(주) 작업표준에 따라 생산하였고, 2024-T3511, 7075-0 및 7075-T73 재질에 대한 열처리는 MIL-H-6088의 조건을 따랐다[참고문헌 87].

그림 4-1은 시제품의 생산공정도이며, 이의 주요 제조공정을 사진 4-1~3에 나타내었다.

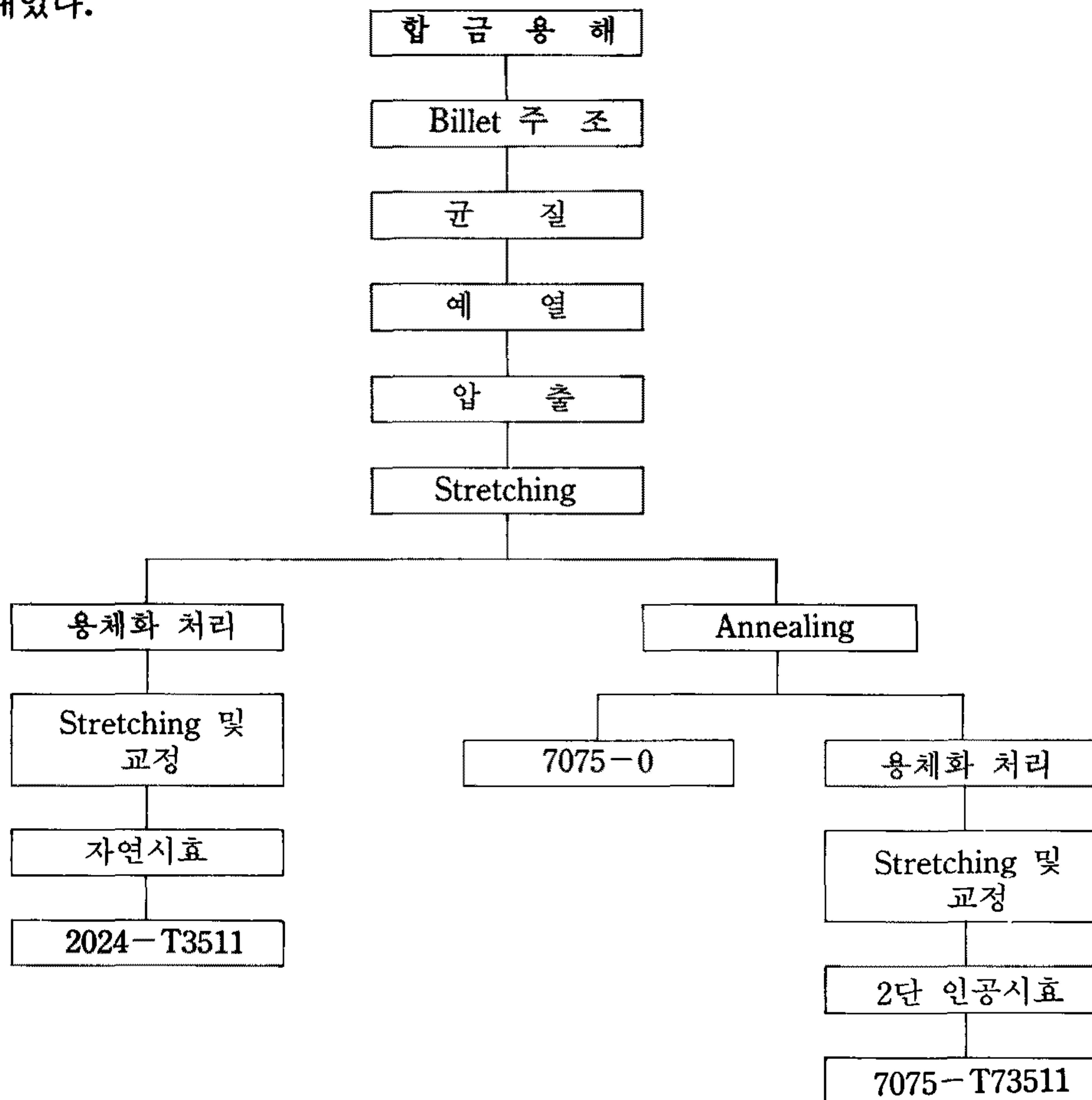


그림 4-1 시제품 생산공정도



사진 4-1 주조 단계

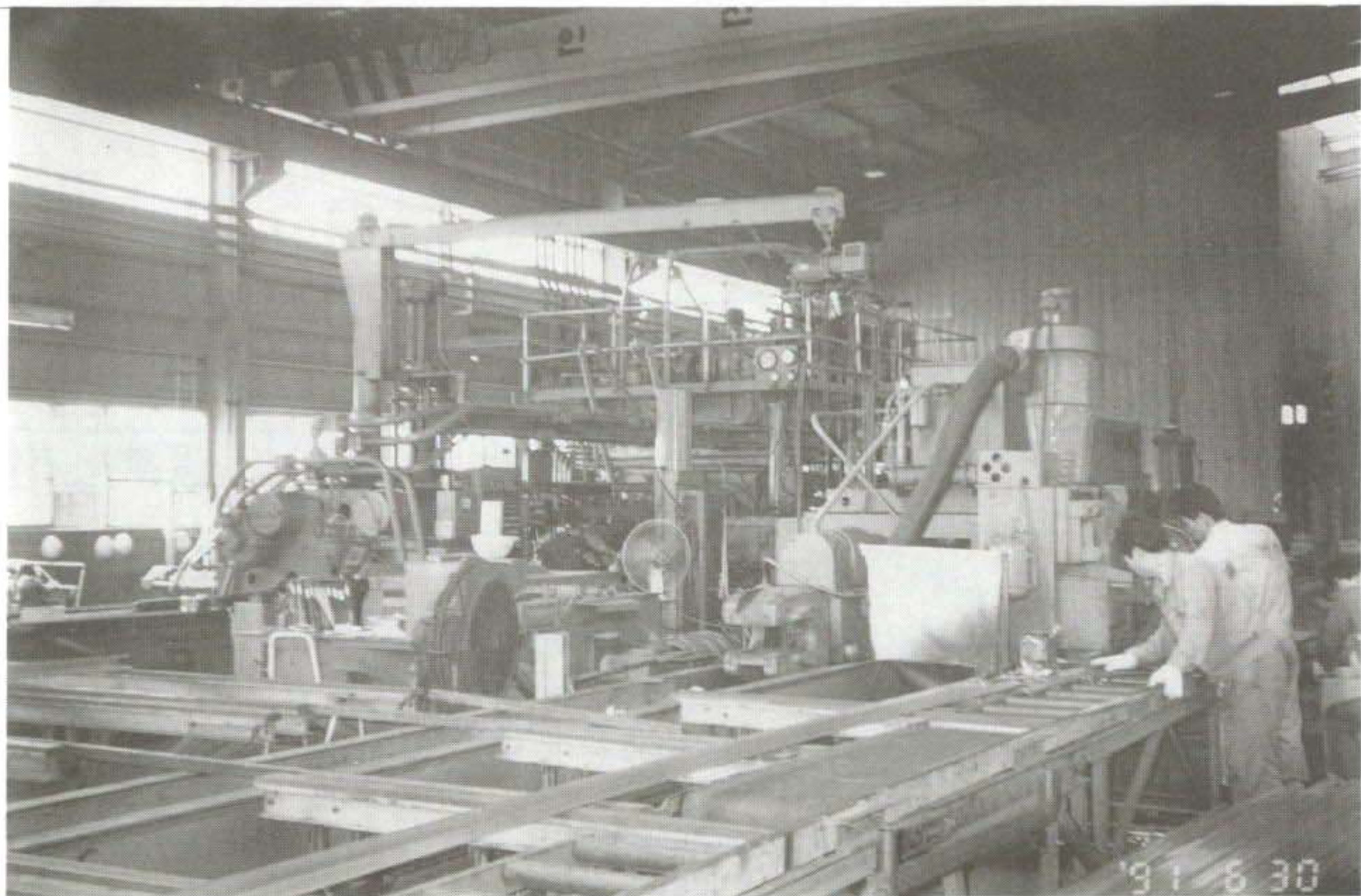


사진 4-2 압출 단계



사진 4-3 용체화 처리단계

(1) 합금용해 및 주조

합금은 Fe 및 Si 등 불순물의 함량을 낮추기 위해 순도 99.8% 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 filtering 한 후, air slip 반연속주조기를 사용하여 외경 7인치의 billet를 주조하였다. 알루미늄 합금에 치명적인 영향을 주는 수소함량을 제어하기 위해 수소가스 분석기를 사용하여 수소함량을 0.5ppm 이하로 관리하였고, 액체침투탐사시험을 통하여 billet의 주조 결함여부를 검사하였으나, 주조이상은 발견되지 않았다[참고문헌 88].

(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	10시간	공냉
7075	460°C	22시간	공냉

(3) 압출

시제품 압출에 사용된 dies로는 제품형상 및 압출비에 따른 hole 배치를 고려하여 외경 200mm와 250mm Dies가 설계 제작되었으며, 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] 참조).

압출은 균질처리된 절단 billet를 유도가열장치를 이용하여 430°C로 예열한 후 2200톤 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 493°C로 가열한 후, 소입시 열처리 변형을 감소시키기 위해 Glycol 수용액에 침적 급냉시켜 용체화 처리를 하였다. 493°C에서의 유지시간은 시제품의 두께에 따라 달리하였는데 이는 표 4-3과 같다.

표 4-3 용체화 처리시 493°C에서의 유지시간

유지시간	30분	40분	50분	60분
부품 번호	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		

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. 또한 진직도, 비틀림 및 치수를 정확히 맞추기 위하여 형재교정기를 사용하였다.

(나) 7075-0 및 7075-T73

압출상태의 시제품을 stretching 하여 진직도 및 치수를 맞춘 후 12톤 용량의 소둔로에서 그림 4-2의 조건으로 소둔처리하여 7075-0 재질을 생산하였다. 또한 7075-0 재질의 heat-tracability를 알아보기 위해, 7075-0 재질의 시제품을 462℃에서 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.

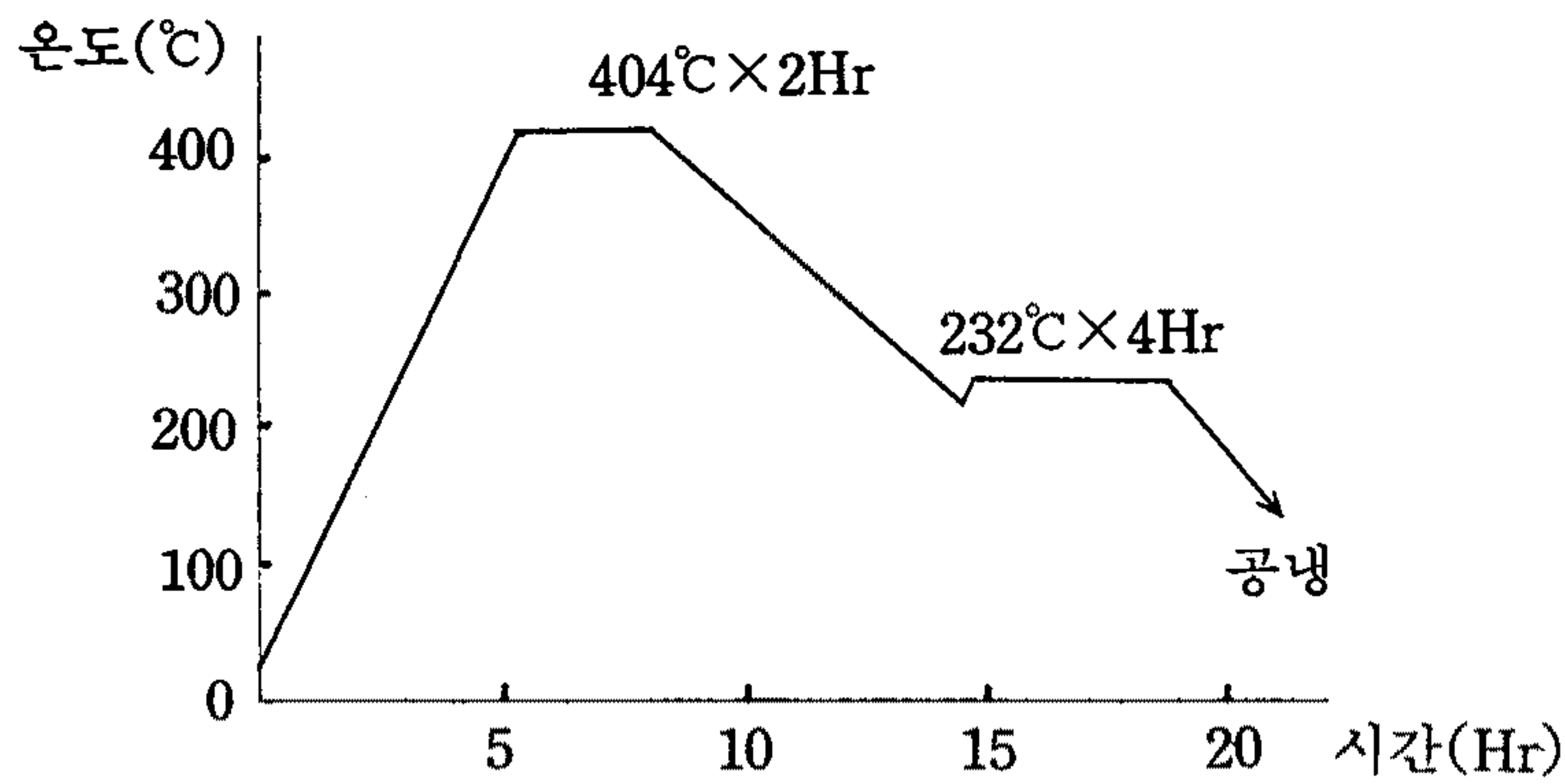


그림 4-2 7075-0 열처리 조건.

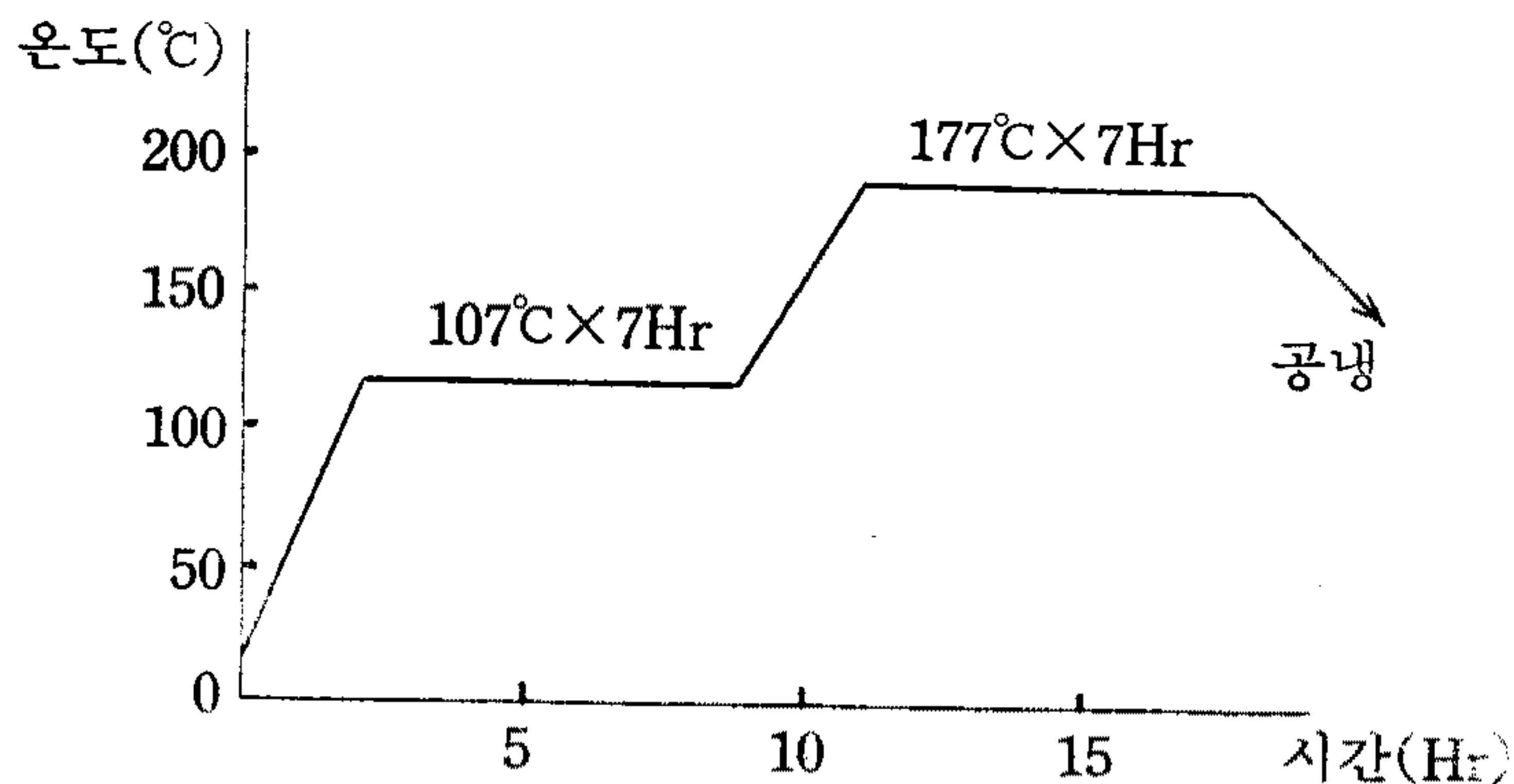


그림 4-3 7075-T73 열처리 조건

3. 시제품 재질 특성 시험

열처리가 완료된 각 시제품의 형상은 사진 4-4와 같으며, 이들 시제품에 대한 재질특성 시험은 2024와 7075 알루미늄 압출소재 규격인 QQ-A-200/3 및 QQ-A-200/11을 적용하여 수행하였고, 규격요구 특성시험 외에도 압축, bearing, shearing 시험을 실시하였다.

각 시험항목별 적용규격은 표 4-4와 같다.

표 4-4 시험항목 및 적용규격

시험항목	적용규격	시험장비
치 수 검 사	ANSI H 35.2	Micrometer 외
화 학 성 분 분 석	ASTM E 60	JY-32 분광기
인 장 시 험	ASTM B 557	Instron 4206 인장시험기
압 축 시 험	ASTM E 9	Instron 4206 인장시험기
전 기 전 도 도 시 험	MIL-STD-1537	FM 40 전기전도도 측정기
경 도 시 험	ASTM E 18	AR-10 경도시험기
Shearing 시 험	ASTM B 769	Instron 4206 인장시험기
Bearing 시 험	ASTM E 238	Instron 4206 인장시험기
초 음 파 탐 상	MIL-STD-2154	USIP-II 초음파 탐상기

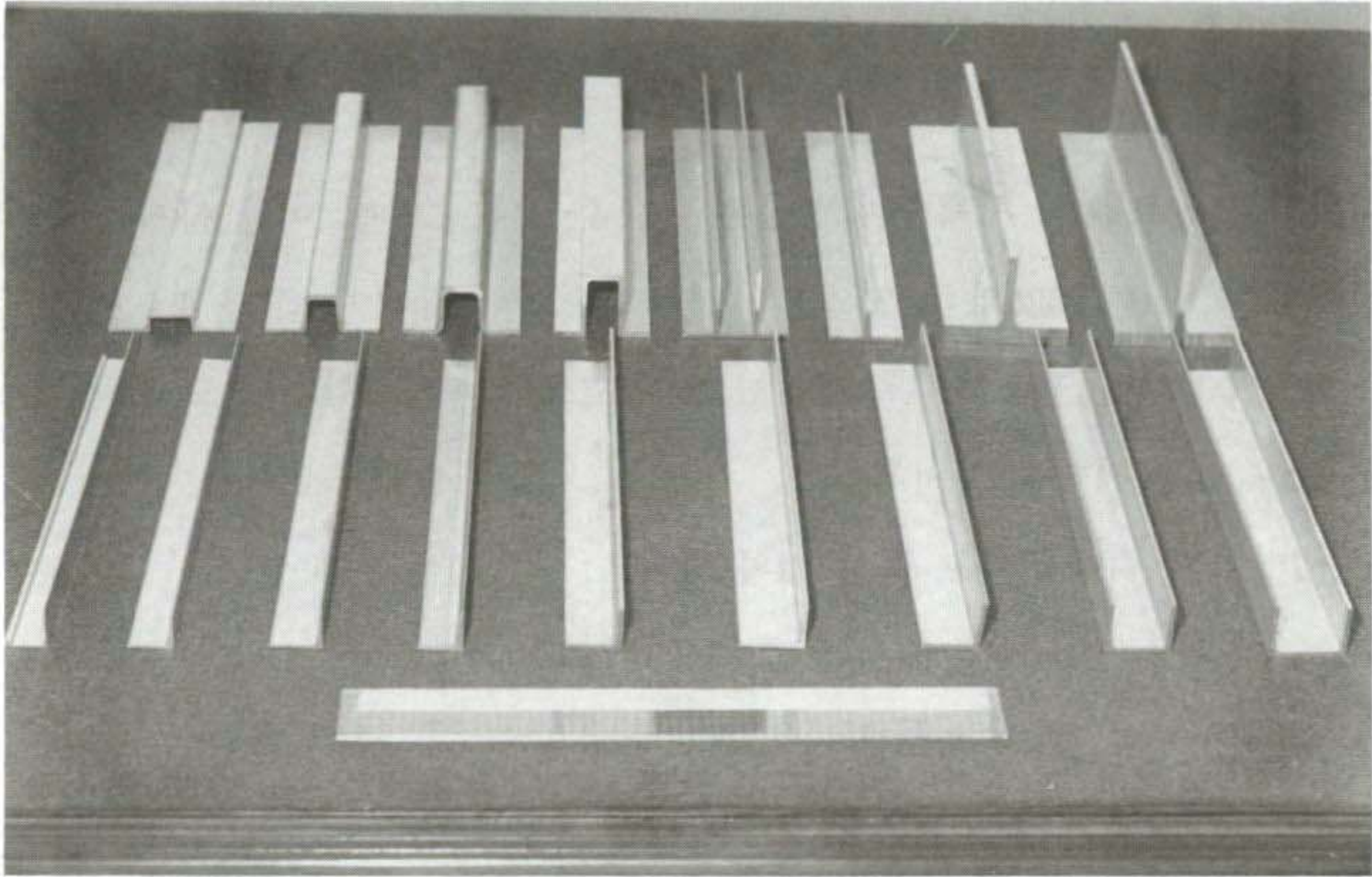


사진 4-4 시제품(17종)

가. 화학성분 분석

주조직전의 용탕으로부터 분석시료를 채취하여 표면을 선삭한 후 JY-32 분광분석기로 합금의 화학성분을 분석하였고, 열처리 완료된 시제품 17종 각각에 대해서도 화학성분 분석을 실시하였다[참고문헌 89].

나. 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 90,91].

다. 인장시험 및 압축시험

25톤 용량의 Instron 4206 인장시험기를 사용하였으며, 인장시편은 ASTM B557의 표준인장시편으로 가공하였으며, 그 형상은 그림 4-4(a)와 같다[참고문헌 92].

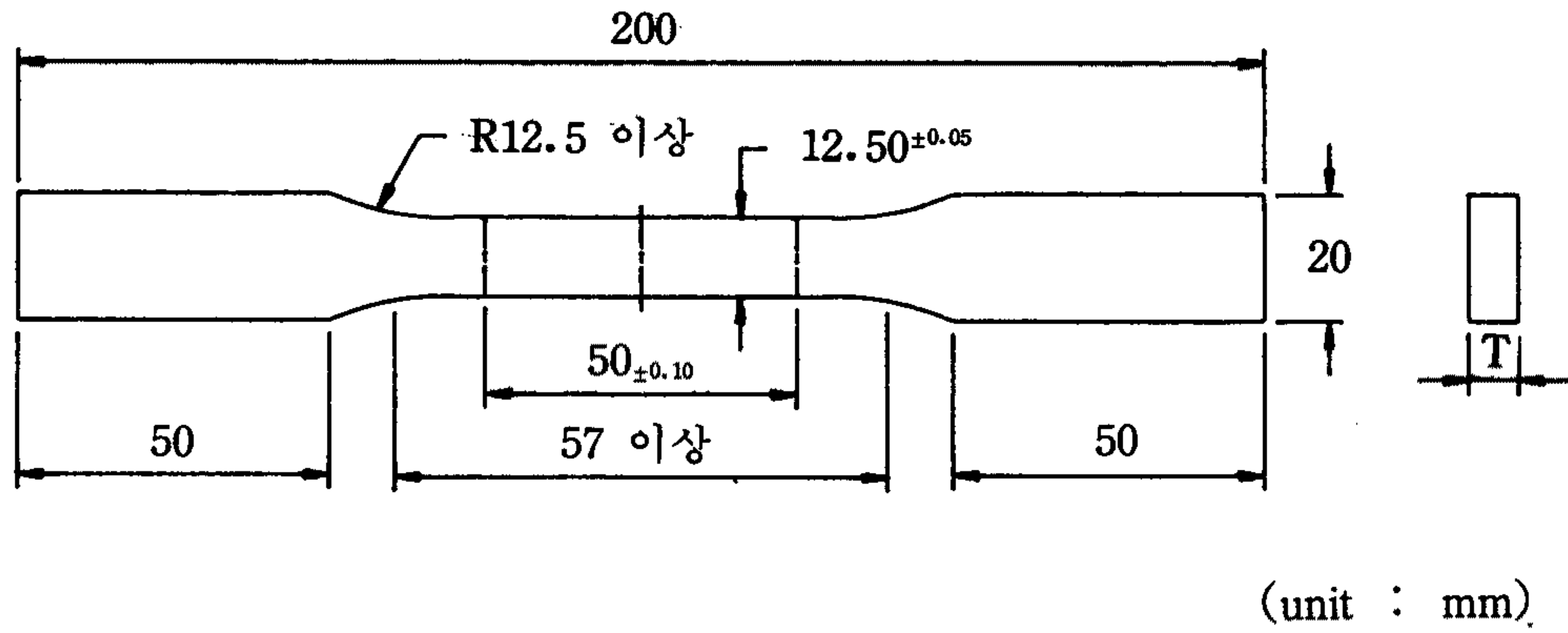
압축시험은 시편채취가 가능한 시제품 2종(부품번호 : 60-8530, 60-0618)에 대해서 실시하였으며, 압축시편의 형상은 그림 4-4(b)와 같으며 L/D=2로 하였다[참고문헌 93].

라. Bearing 시험

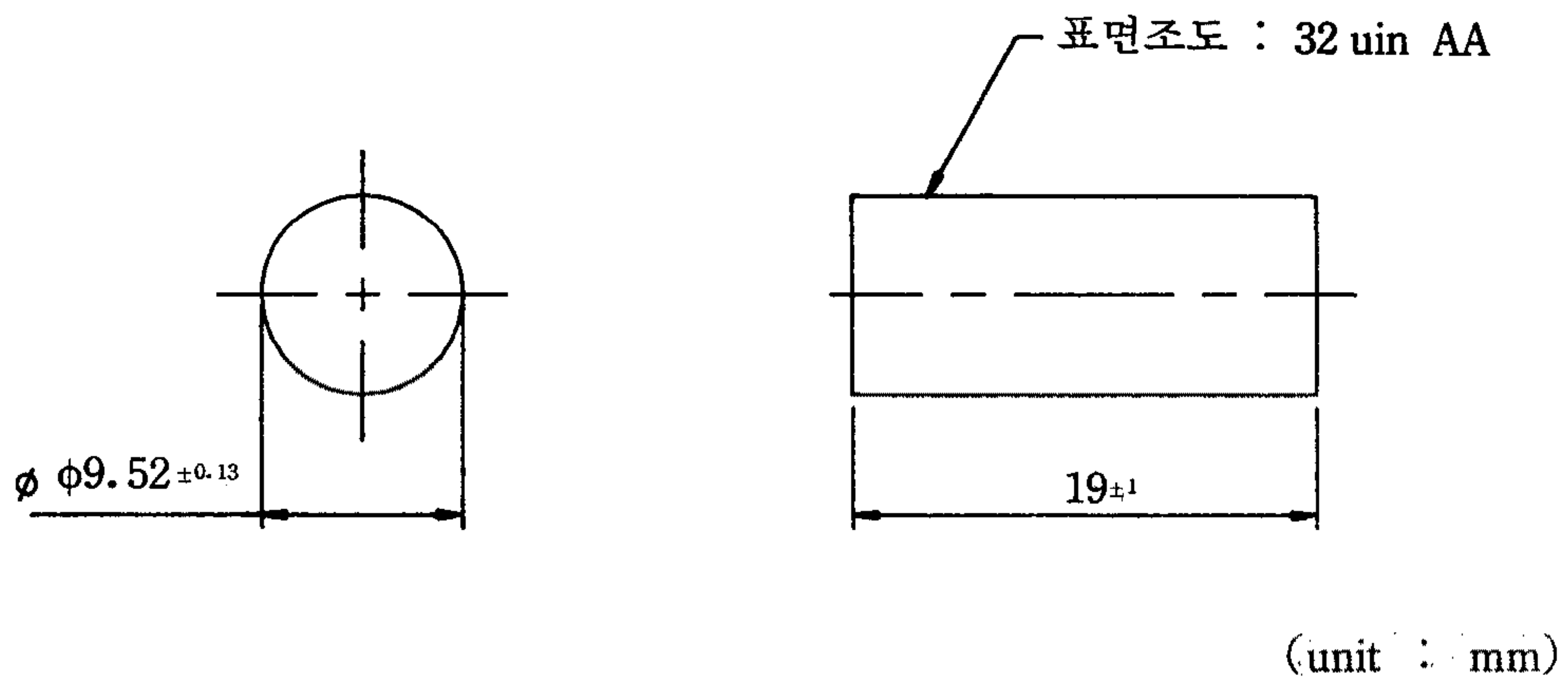
Bearing 시편은 ASTM E 238의 e/D=2인 표준시편으로 시편형상은 그림 4-4(c)와 같고, 25톤 용량의 Instron 4206 인장시험기를 사용하여 시험하였다[참고문헌 94].

마. Shearing 시험

항공기 구조재의 설계에 요구되는 최소물성치를 계산하는데 shearing 시험을 이용한다. 압축시험과 마찬가지로 시편 채취가 가능한 시제품 2종에 대해서만 시험하였으며, 25톤 용량의 Instron 4206 인장시험기를 사용하여 그림 4-4(d)와 같은 형상의 ASTM B-769 표준시편으로 시험하였다[참고문헌 95].

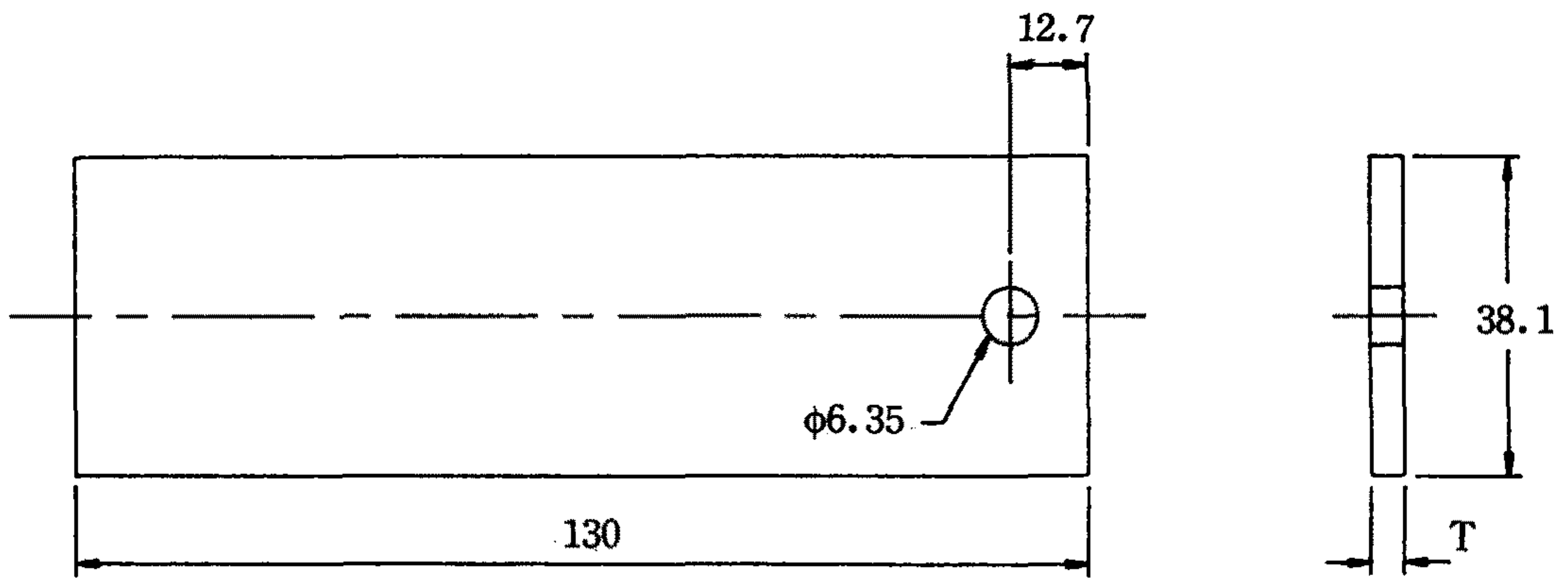


(a) 인장시편 (T: 소재두께)



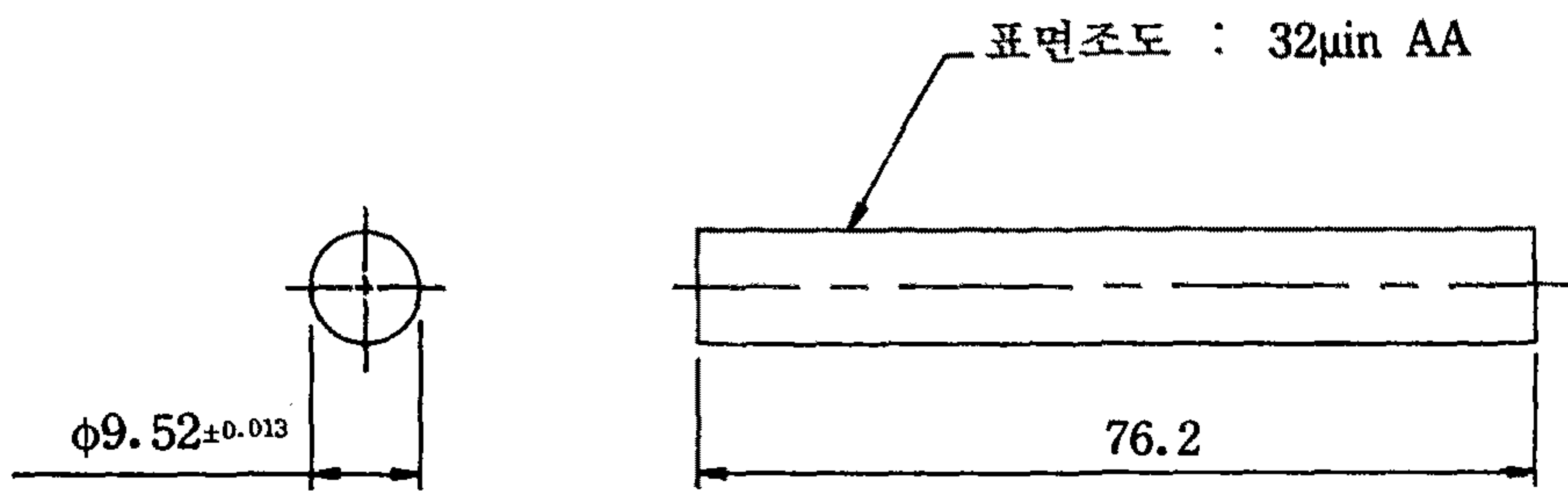
(b) 압축시편

그림 4-4 시편형상



(unit : mm)

(c) Bearing 시편(T: 소재두께)



(unit : mm)

(d) Shearing 시편

그림 4-4 시편형상

4. 시험결과 및 고찰

가. 결함 및 치수검사

열처리 및 교정이 완료된 시제품의 외관에 대하여 육안검사를 실시한 결과 아무런 이상이 발견되지 않았으며, 내부결함 여부를 검사하기 위해 부품번호 60-8530 및 60-0618 시제품에 대해 초음파탐상을 실시한 결과도 양호하였다. 치수공차 규격인 ANSI H35.2에 따라 작성된 시제품 도면에 의거 치수검사를 한 결과 모든 치수가 공차 범위를 만족하였다[참고문헌 96, 97].

나. 화학성분 분석

용탕시료와 시제품에 대하여 JY-32 분광분석기로 화학성분을 분석한 결과는 표 4-5와 같으며, 모든 성분분석 결과가 미연방 규격(QQ-A-200/3 및 QQ-A-200/11)을 만족하고 있다.

표 4-5 화학성분 분석 결과

성분 합금	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	비 고
2024	0.05	0.05	3.8- 4.9	0.4- 0.9	1.2- 1.8	0.10	0.25	0.15	규 격
	0.12	0.12	4.34	0.67	1.63	0.004	0.01	0.01	용탕시료
	0.07	0.16	4.34	0.59	1.47	0.006	0.02	0.01	10133-0702
	0.11	0.09	4.53	0.65	1.50	0.005	0.06	0.01	10134-0702
	0.12	0.09	4.43	0.63	1.49	0.005	0.06	0.01	10134-1005
	0.10	0.08	4.55	0.62	1.48	0.005	0.07	0.01	10134-1205
	0.11	0.08	4.63	0.56	1.56	0.005	0.06	0.01	60-3173
	0.08	0.16	4.34	0.60	1.45	0.006	0.02	0.01	60-17136
	0.11	0.05	4.52	0.62	1.49	0.005	0.06	0.01	60-11778
	0.09	0.07	4.59	0.62	1.58	0.005	0.07	0.01	10137-1205
	0.11	0.07	4.58	0.65	1.49	0.006	0.06	0.01	10137-1405
	0.13	0.09	4.60	0.63	1.45	0.005	0.07	0.01	60-1467
	0.08	0.15	4.31	0.59	1.36	0.006	0.01	0.01	60-3443
	0.11	0.07	4.56	0.63	1.49	0.005	0.06	0.01	60-9776
	0.08	0.16	4.37	0.61	1.39	0.007	0.02	0.01	60-12527
	0.09	0.17	4.43	0.62	1.50	0.006	0.03	0.01	60-20503
	0.06	0.16	4.30	0.60	1.38	0.006	0.02	0.01	60-8530
0.09	0.16	4.36	0.61	1.46	0.007	0.02	0.01	60-21118	
7075	0.40	0.50	1.2- 2.0	0.30	2.1- 2.9	0.18- 0.28	5.1- 6.1	0.20	규 격
	0.06	0.05	1.69	0.006	2.50	0.23	5.52	0.01	용탕시료
	0.07	0.08	1.65	0.005	2.53	0.23	5.64	0.01	60-0618

* 첨가원소 이외의 규제원소 규격값은 최대 허용치임.

다. 경도 및 전기전도도 시험

시제품 각각에 대해 측정된 경도 및 전기전도도의 값은 표 4-6과 같으며, MIL-H-6088에 명시된 2024-T3511 및 7075-0 재질 요구값을 만족하고 있어 열처리 상태가 양호함을 알 수 있다.

표 4-6 경도 및 전기전도도 시험결과

재 질	형 상	부품번호	경도(HRB)	전기전도도(% IACS)	
2024-T3511	Angle	10133-0702	75.4	29.7	
		10134-0702	74.7	30.4	
		10134-1005	74.9	29.6	
		10134-1205	75.7	29.4	
		60-3173	74.3	30.6	
		60-17136	74.4	30.8	
		60-11778	74.2	29.6	
	Channel	10137-1205	74.9	31.3	
		10137-1405	76.5	31.2	
		60-1467	74.9	30.5	
		60-3443	76.7	29.8	
		60-9776	76.2	29.6	
		60-12527	76.8	30.9	
		60-20503	74.7	29.7	
	Tee	60-8530	76.1	30.8	
		60-21118	77.6	31.1	
		규 격	69 이상	28.5-32.5	
	7075-0	Tee	60-0618	19.8	45.6
		규 격		22 이하	44.0-48.0
7075-T73	Tee	60-0618	84	41.8	
	규 격		78 이상	40.0-43.0	

라. 인장시험

시제품 각각에 대해 측정한 인장시험 결과는 표 4-7과 같으며, 소재규격인 QQ-A-200/3, QQ-A-200/11의 규격값을 만족하고 있다.

표 4-7 인장시험 결과

재 질	형 상	부품번호	TS(Kg/mm)	YS(Kg/mm)	EL(%)
2024-T3511	Angle	10133-0702	47.2	34.8	18.1
		10134-0702	46.0	33.7	15.5
		10134-1005	46.4	33.2	17.2
		10134-1205	46.9	34.5	18.2
		60-3173	50.6	33.5	17.7
		60-17136	47.8	34.0	18.5
		60-11778	46.6	33.5	15.2
	Channel	10137-1205	47.6	36.7	17.5
		10137-1405	48.9	36.0	15.9
		60-1467	46.6	33.5	14.0
		60-3443	47.7	34.7	20.4
		60-9776	46.4	33.4	21.0
		60-12527	51.6	35.3	16.9
		60-20503	48.3	35.3	17.2
	Tee	60-8530	47.5	35.9	21.5
		60-21118	46.9	35.2	17.4
	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
7075-0	Tee	60-0618	22.7	11.4	18.4
	규 격	두께 6.35mm 이상	28.1 이하	16.9 이하	10 이상
7075-T73	Tee	60-0618	54.6	47.5	14.3
	규 격	두께 6.35mm 이상	49.2 이상	42.2 이상	8 이상

마. Shearing 시험

Tee 형상의 시제품 60-8530 및 60-0618에 대한 shearing 시험결과는 표 4-8과 같으며, MIL-HDBK 5의 요구값을 만족하고 있다.

표 4-8 T형상의 전단시험 결과

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	-

5. 결 론

- (1) MIL-H-6088 열처리 조건에 따라 angle, channel, Tee 등 19종의 시제품을 생산하였다.
- (2) ANSI H35.2에 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 화학성분분석, 인장시험, 경도시험, 전기전도도 시험을 실시한 결과 모두 규격값을 상회하였다. 또한 초음파 탐상검사 결과, A등급을 만족하여 내부결함이 없는 건전한 소재임이 판명되었다.
- (4) 규격요구특성시험 외에 압축, bearing, shearing 시험을 실시하였으며, 현재 압축 및 bearing 시험은 진행중에 있다.

본 3차년도의 연구목표였던 알루미늄합금 압출 시제품 17종의 개발을 성공적으로 수행하여 창공-91 동체 및 주날개 제작용 압출소재를 한국항공우주연구조합에 공급 완료함으로써 계획된 목표를 달성하였다. 이를 계기로 엄정한 제조공정 관리 및 소재품질 보증체계 확립이 요구되는 항공기용 알루미늄 합금 압출재의 조기 국산화에 이바지하게 될 것으로 기대한다.

제 2 절 복합소재 부품개발

1. 개 요

복합소재의 높은 비강도, 비강성도의 특성을 활용하여 창공-91의 고성능화를 도모하고자, 1차년도의 개념설계 단계에서부터 몇개의 부품을 선정, 복합소재를 적용하는 타당성을 검토했으며, 2차년도의 구조기본설계 단계를 거쳐 그림 4-5에 보는바와 같은 부분에 대하여 복합재를 적용하는 것으로 결정되었다(참고문헌[2] 참조). 이에 따라, 3차년도에서는 이상의 각 부품(표 4-9)에 대해 각각 구조세부설계를 수행하였으며, 그 상세내용은 부록 III. 도면에 나타내었다. 본절에서는 세부설계된 각 복합재 부품의 제작에 대해 중점적으로 기술하고자 한다.

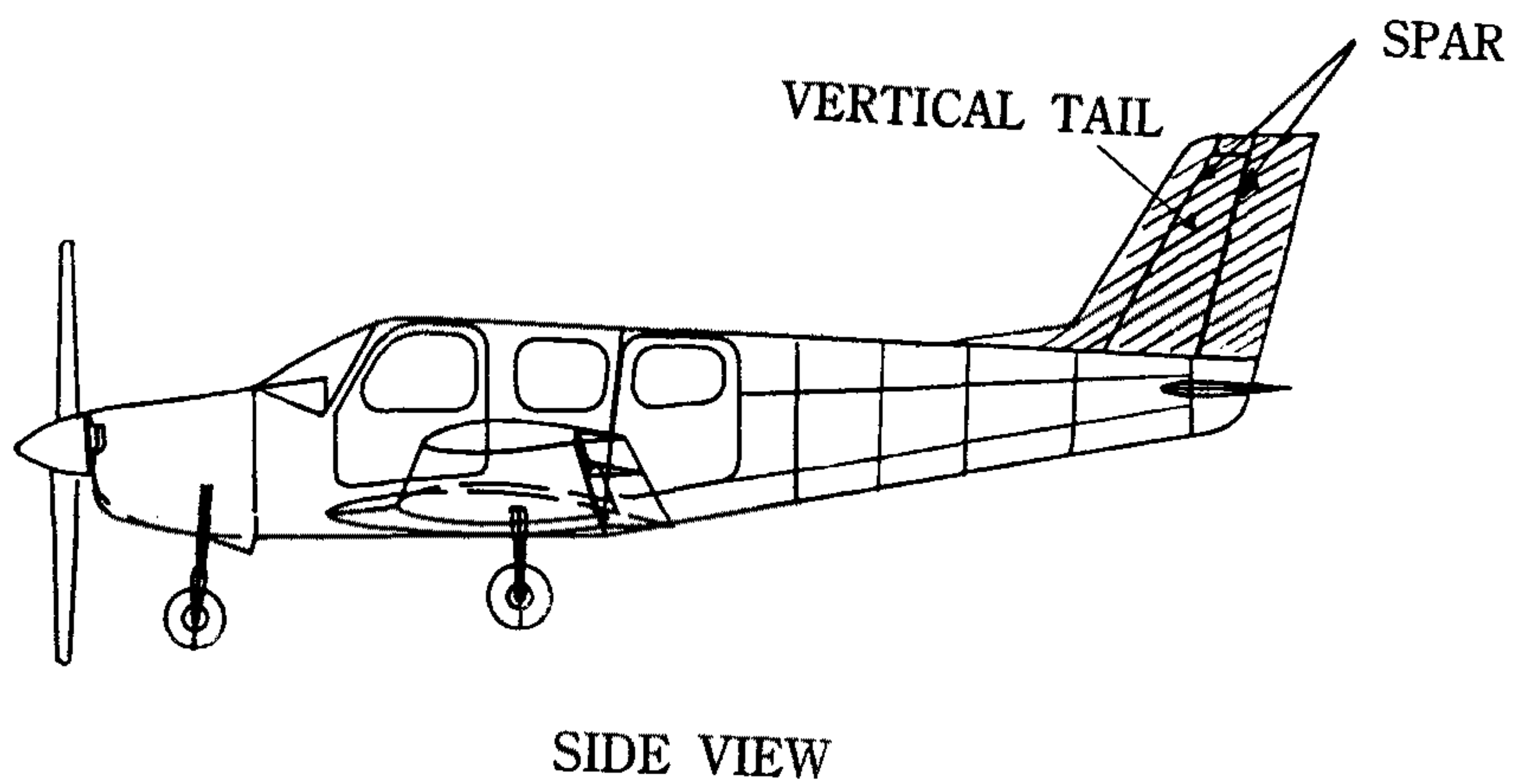
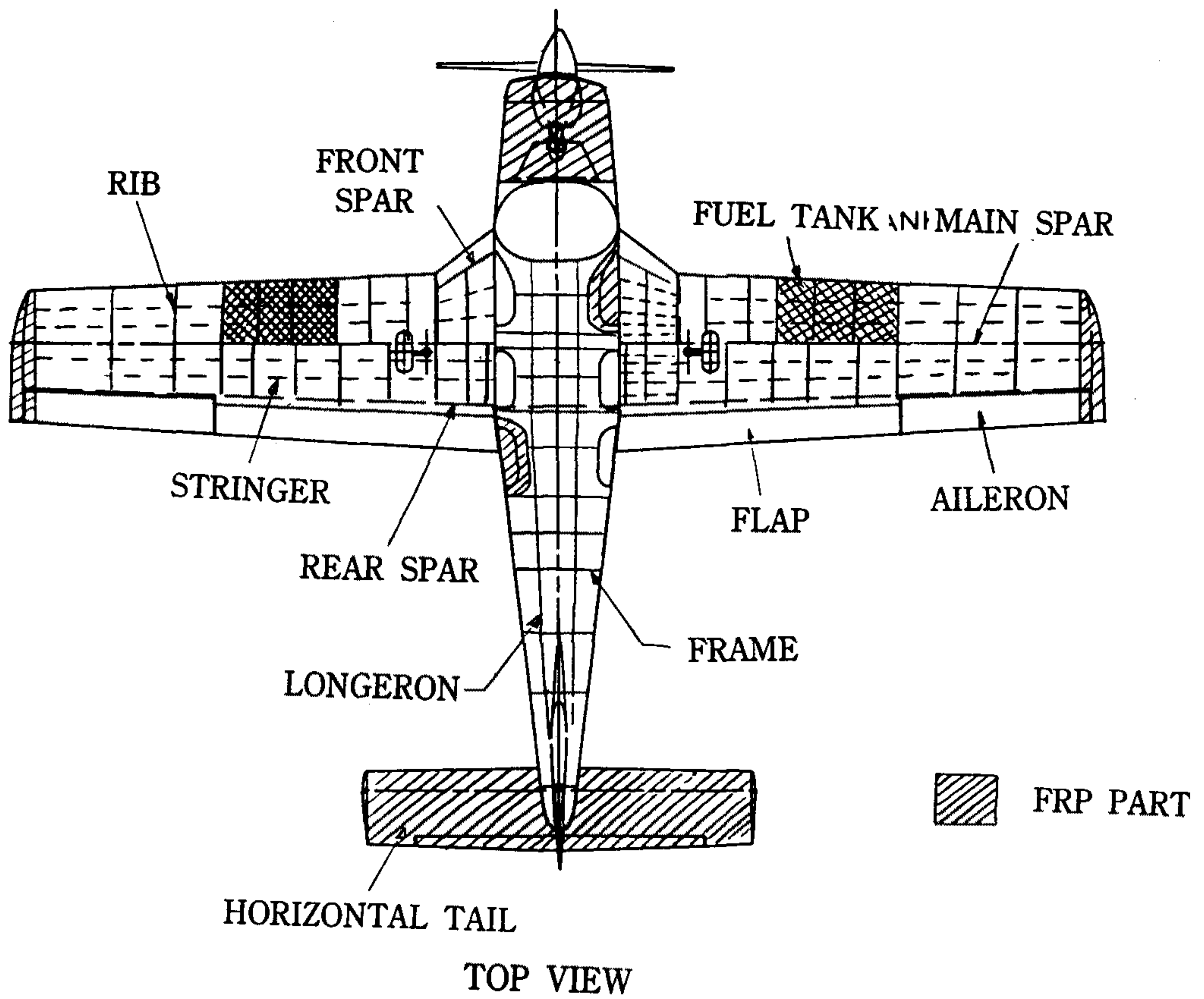


그림 4-5 창공-91 복합소재 적용부분

표 4-9 항공-91 복합소재 부품내역

번호	품 명	구 성 부 품	수 량	비 고
1	엔진 카울	상부 카울	1개	
		하부 카울	1개	
2	도어	전방도어 외피	1개	
		전방도어 내피	1개	
		후방도어 외피	1개	
		후방도어 내피	1개	
3	수직꼬리날개 조립체	앞전 외피	1개	
		뒷전 외피	2개	
		러더 외피	2개	
		스파	3개	
		리브	15개	
4	수평꼬리날개 조립체	전방 외피	2개	
		후방 외피	4개	
		탭 외피	2개	
		스파	5개	
		리브	28개	
5	날개 끝 페어링		2개	좌, 우
6	테일 콘		1개	
7	도살 편		1개	
8	착륙장치 페어링		3개	전방 : 1 주착륙장치 : 2

2. 복합소재 부품의 제작

복합소재 부품은 기본적으로 1단계 : 각 부품의 마스터 모델 제작 2단계 : 프리프레그 적층용 몰드 제작 3단계 : 부품성형 및 조립 등의 3단계를 거쳐 제작된다. 그러나 부품의 정밀도는 위의 1단계 : 마스터 모델의 제작 단계에서 결정되므로, 철저한 공차관리가 요구된다. 이에 따라 3차년도에 제작된 각 복합소재 부품에대한 56개의 마스터 모델을 $\pm 0.01"$ 의 공차안에서 제작되도록 하였다. 본 절에서는 각 제작 단계의 작업내용을 기술한다.

가. 1단계 : 부품의 마스터 모델 제작

CATIA를 이용하여 3차원 모델링된 각 복합소재 부품의 단면도를 1:1 스케일로 출도하고, 이를 바탕으로 사진 4-5에 보는 바와 같이 나무를 사용하여 적분방식으로 조합한 후 사진 4-6과 같이 표면을 다듬어 마스터 모델을 제작하였다. 제작된 마스터 모델은 3차원 측정기를 이용, 정밀도를 확인하였으며, 공차범위를 만족하도록 수정작업을 하였다.

나. 2단계 : 프리프레그 적층용 몰드 제작

1단계에서 제작된 마스터 모델을 사용하여 사진 4-7과 같이 Epoxy resin과 glass fabric 소재로 부품제작용 tool을 제작하였다. 제작된 tool은 250°F, 100psi의 고온, 고압에서 견딜수 있는 내구성을 갖는다.



사진 4-5 나무 조합(엔진 카울)

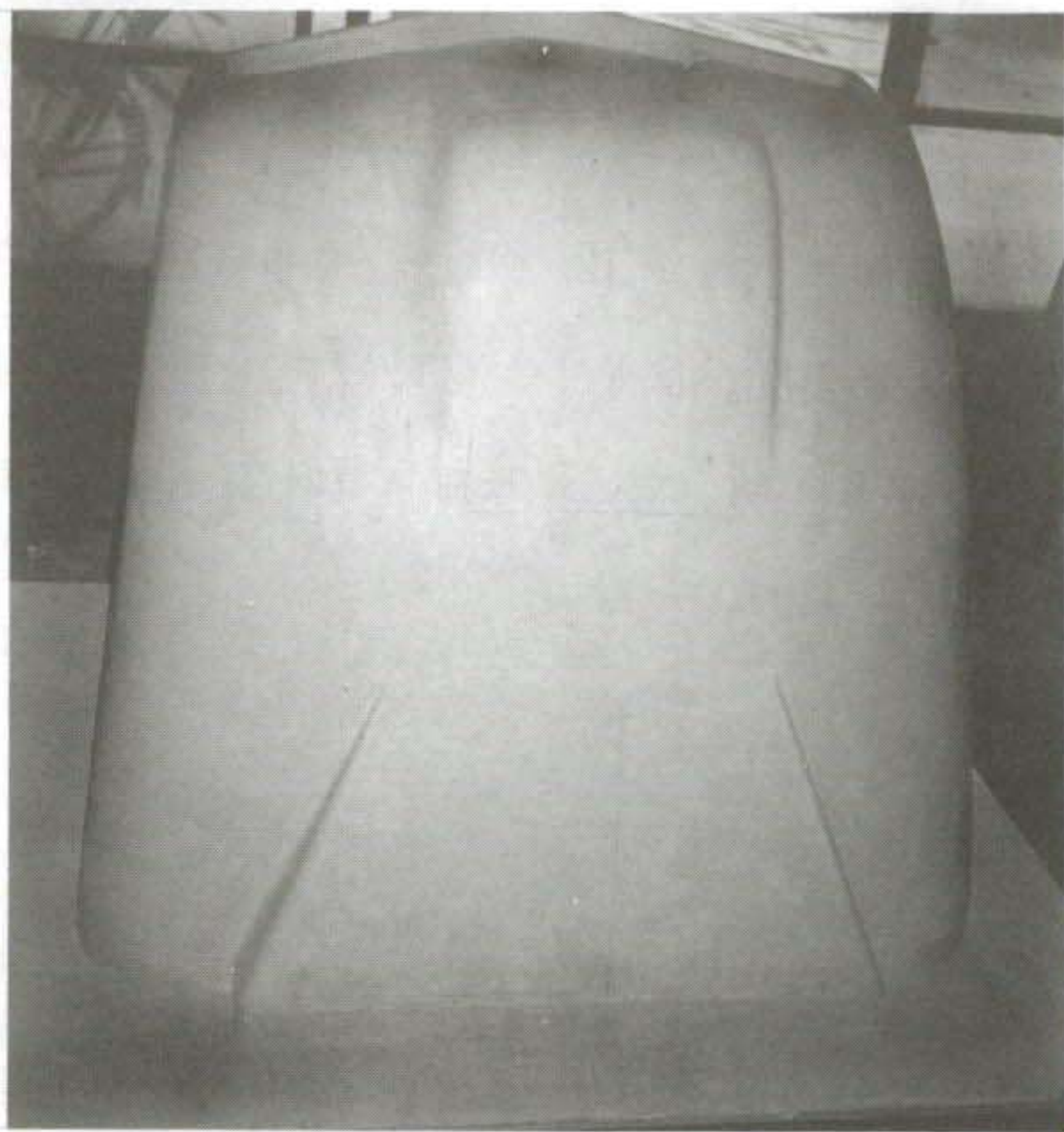


사진 4-6 마스터 모델 제작

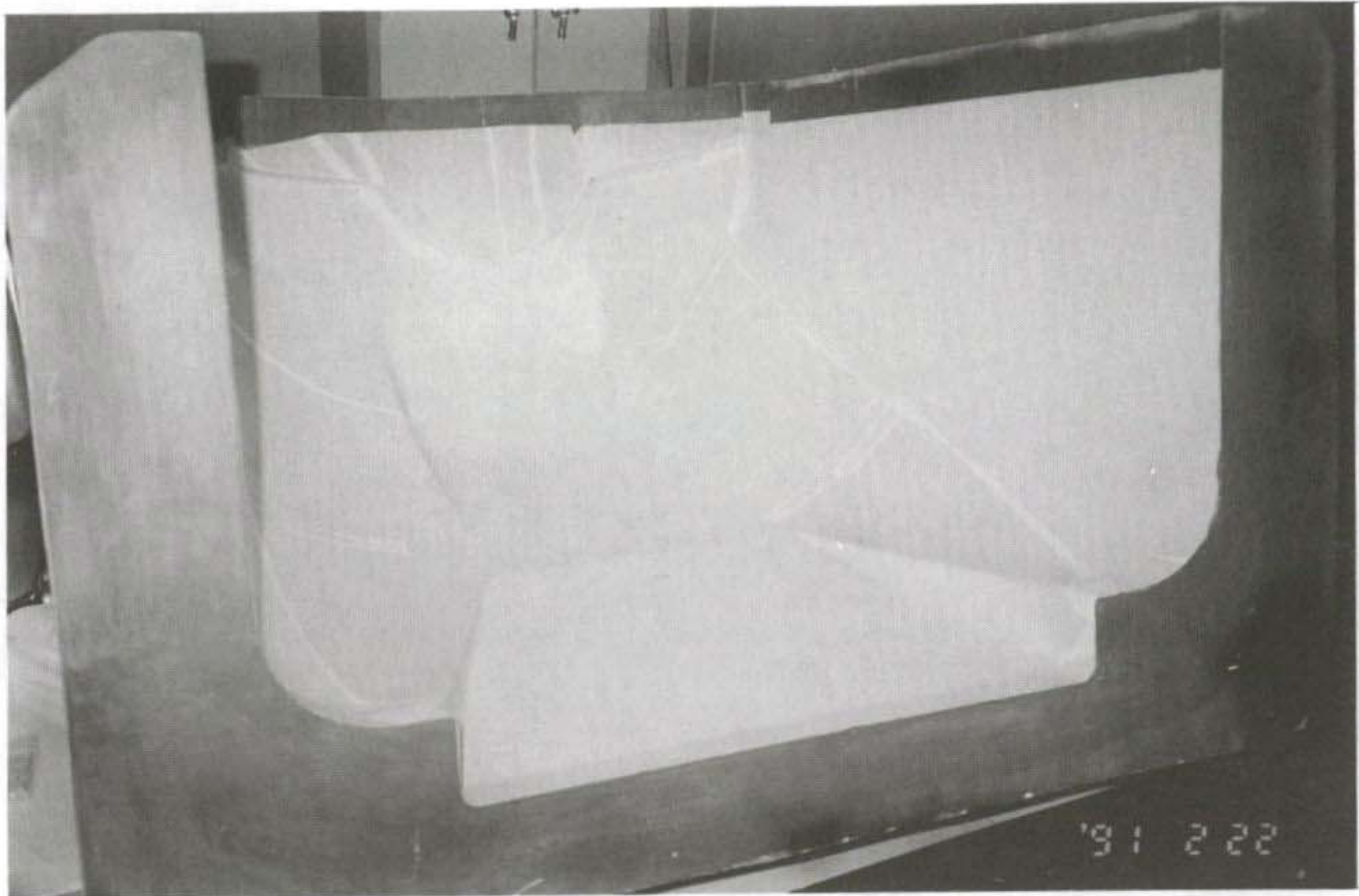


사진 4-7 부품제작용 몰드(엔진카울, 하부)

다. 3단계 : 부품제작 및 가공

2단계에서 제작된 tool을 사용, 부품 제작에 적용되는 프리프레그를 몰드에 적층한 후 고온 고압(250°F, 100 psi)에서 성형하여 제작되었다(사진 4-8). 이때 복합소재 부품에 사용된 프리프레그는, 구조세부설계 도면에 따라 적층하였으며, 각 소재에 대한 내역은 표 4-10과 같다.

표 4-10 품목별 적용소재

번호	품 목 명	적 용 소 재	관련규격	비 고
1	엔진 카울	Glass Fabric Prepreg	BMS 8-79	
2	도어	Glass Fabric Prepreg	BMS 8-79	
3	수직꼬리날개 조립체	Carbon Fabric Prepreg	DMS 2288	
4	수평꼬리날개 조립체	Carbon Fabric Prepreg	DMS 2288	
5	날개끝 페어링	Glass Fabric Prepreg	BMS 8-79	좌, 우
6	테일 콘	Glass Fabric Prepreg	BMS 8-79	
7	도살 편	Glass Fabric Prepreg	BMS 8-79	
8	착륙장치 페어링	Glass Fabric Prepreg	BMS 8-79	

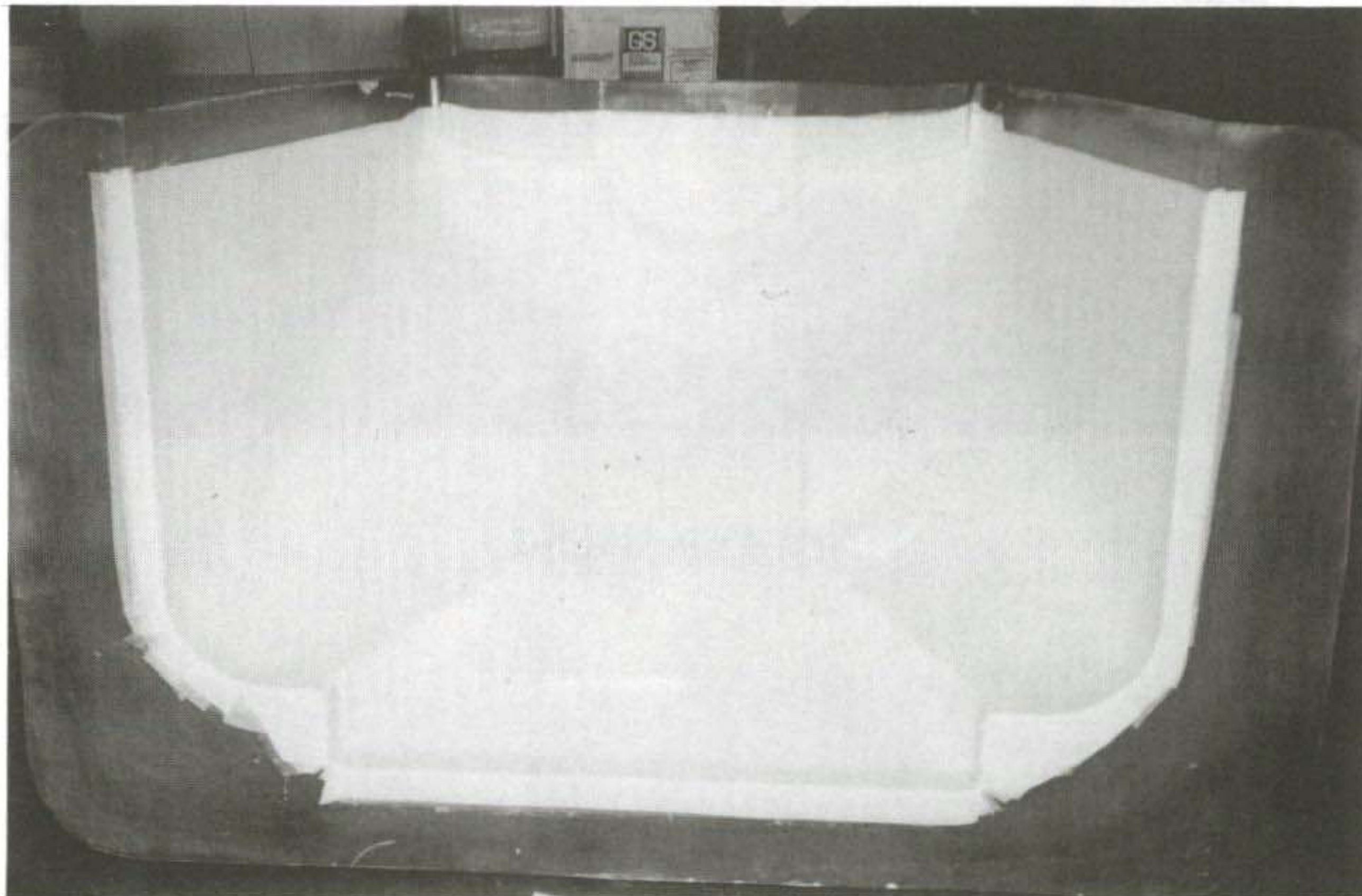


사진 4-8 프리프레그 적층(엔진카울 하부)

3. 복합소재 부품개발 결과

3차년도에 복합소재 부품개발 결과는 표 4-9의 8개 품목중 착륙장치 페어링을 제외한 7개 품목이 제작 완료되었으며, 완성된 각 복합소재 부품은 사진 4-9~15와 같다.



사진 4-9 엔진카울



사진 4-10 전방도어



사진 4-11 후방도어

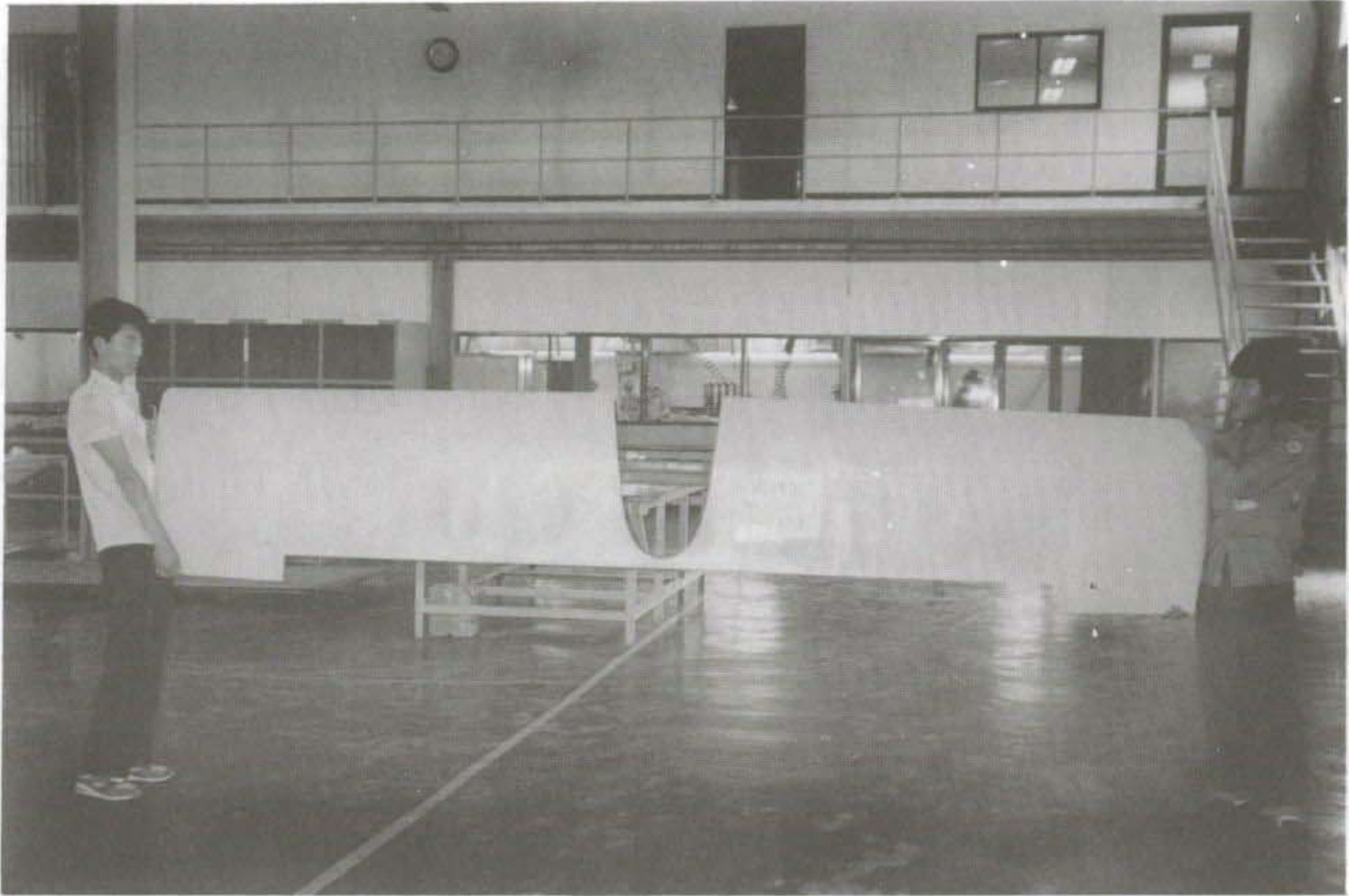


사진 4-12 수평 꼬리날개



사진 4-13 수직 꼬리날개

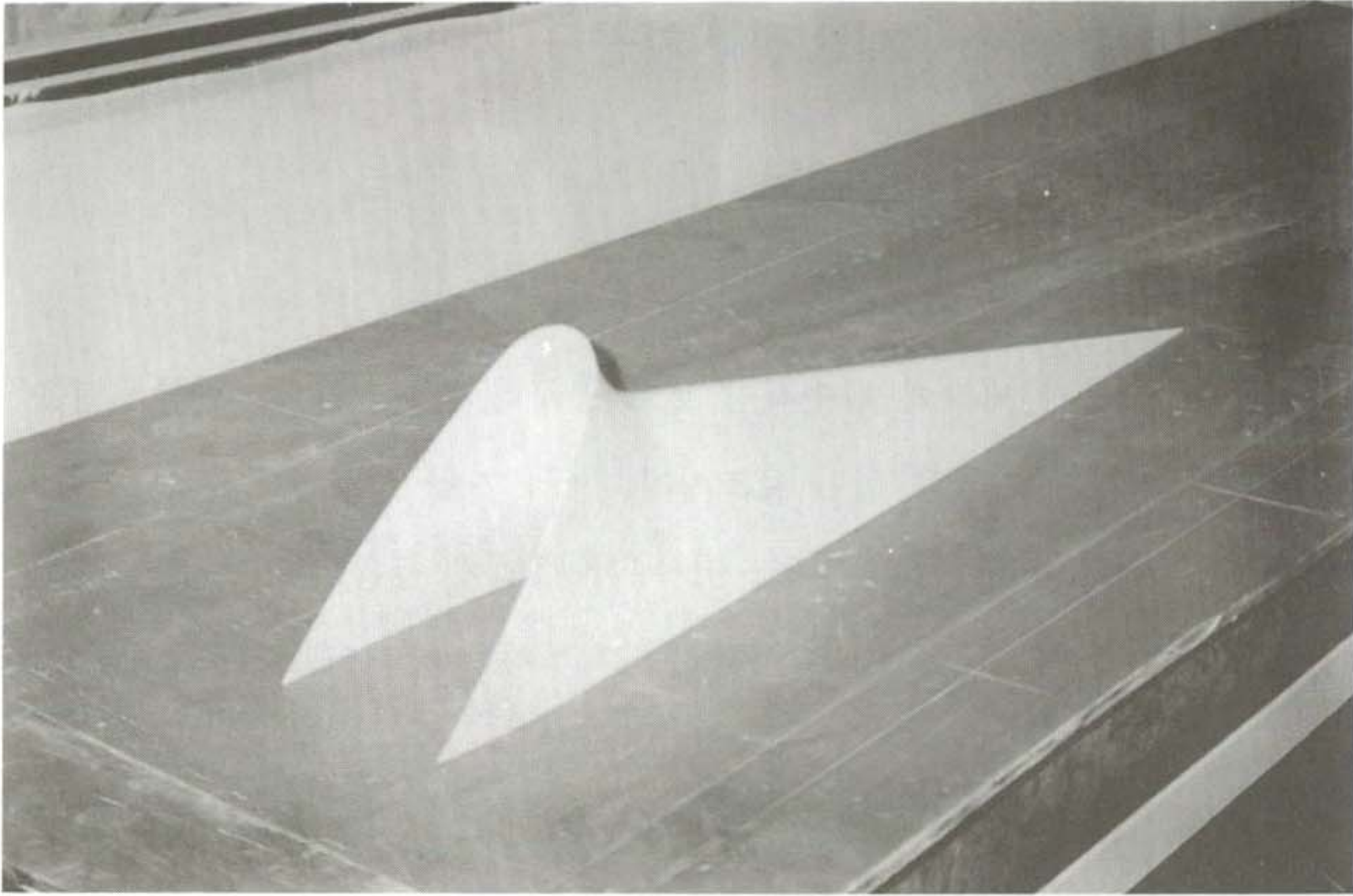


사진 4-14 도살 핀

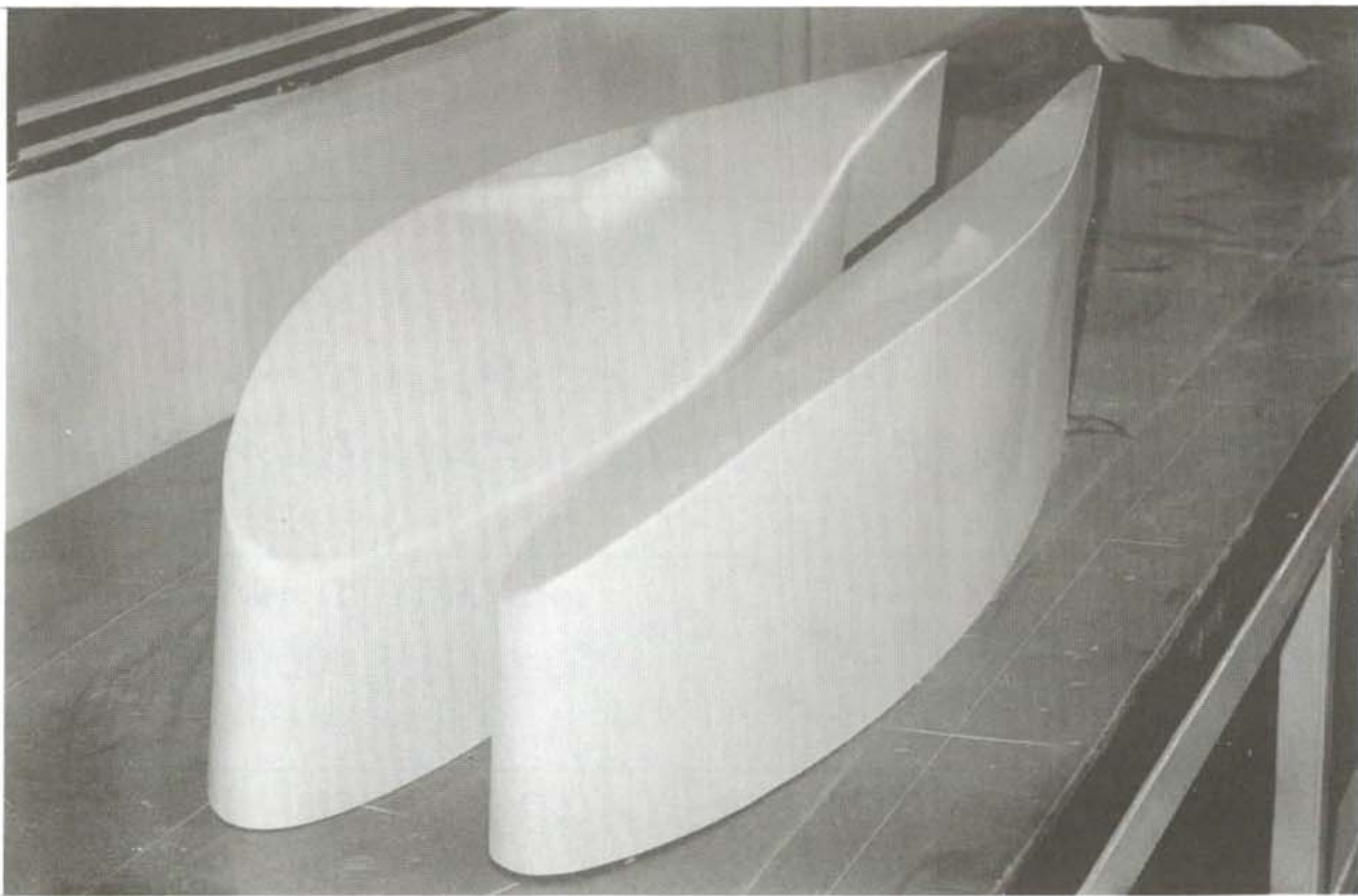


사진 4-15 날개끝 페어링

제 3 절 치공구 개발

1. 창공-91의 치공구

치공구는 항공기 제작에 필수적인 보조 공구라 할 수 있다. 판금성형을 위한 압수틀, 부품 기계 가공을 위한 보조지지 치구, 가공 성형된 부품의 조립지그와 최종조립지그 및 dolly 등이 창공-91 제작 사업에 사용된 치공구이다.

창공-91 개발 사업에는 3대의 시제기를 제작하는 개념으로 치공구가 설계 제작되었다.

표 4-11 창공-91에 사용된 치공구

종 류	수 량	비 고
· FORM BLOCK 및 STRETCH FORMING BLOCK		· 플라스틱 및 알루미늄(사진 4-16) · NON-DESIGN TOOL
· ASSEMBLY JIG (조립 지그)	5	· 중앙동체 상부(사진 4-17) · 중앙동체 하부(사진 4-18) · 후방동체 및 최종 조립지그(사진 4-19) · 좌/우 날개(사진 4-20)
· SHOP-AID TOOL		· STANDARD TOOL · 현장작업 TOOL (판금 및 기계가공 치구)
· WOOD PATTERN	1	· WINDSHIELD 및 WINDOW MASTER TOOL

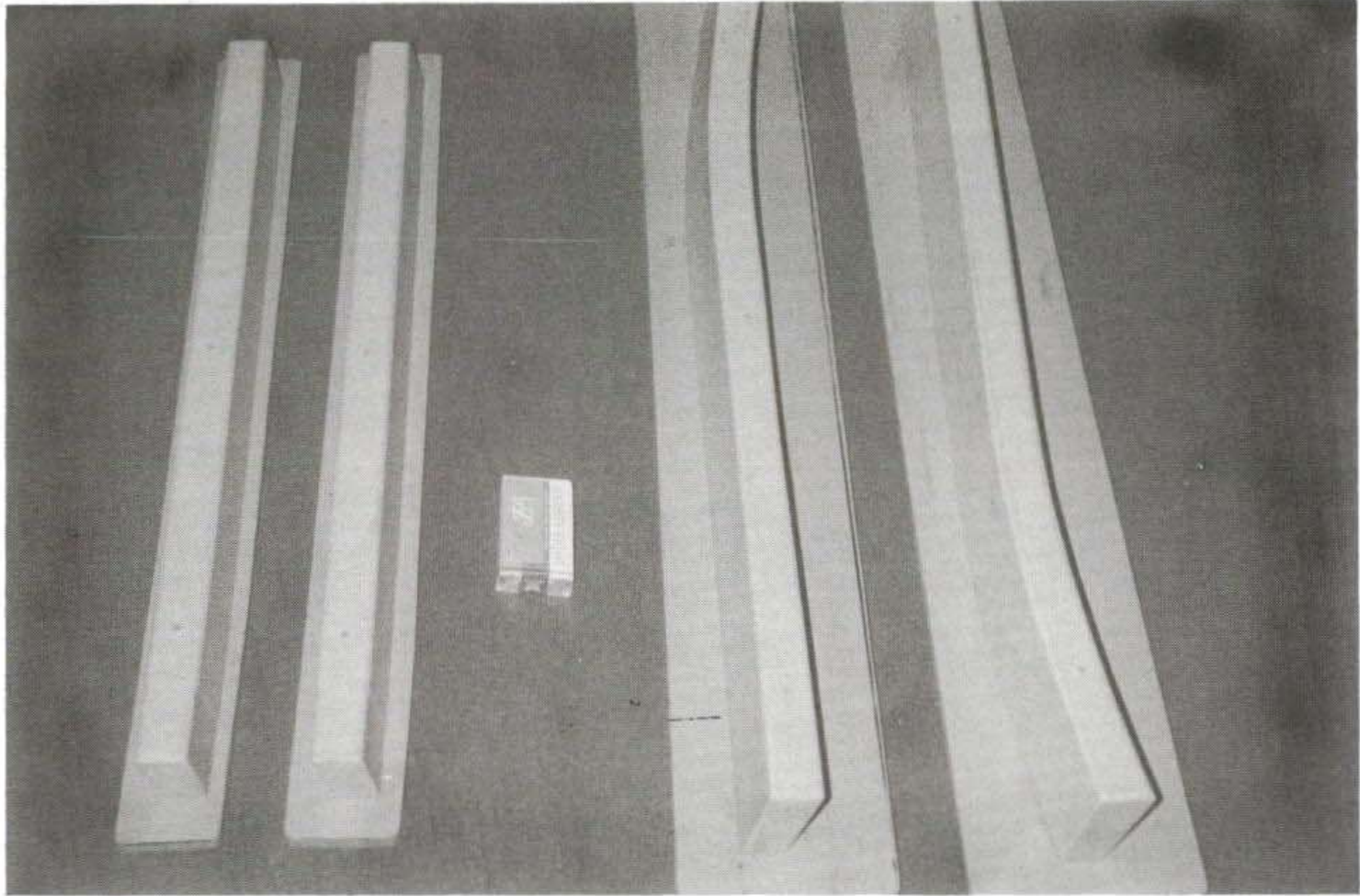


사진 4-16 Form Block

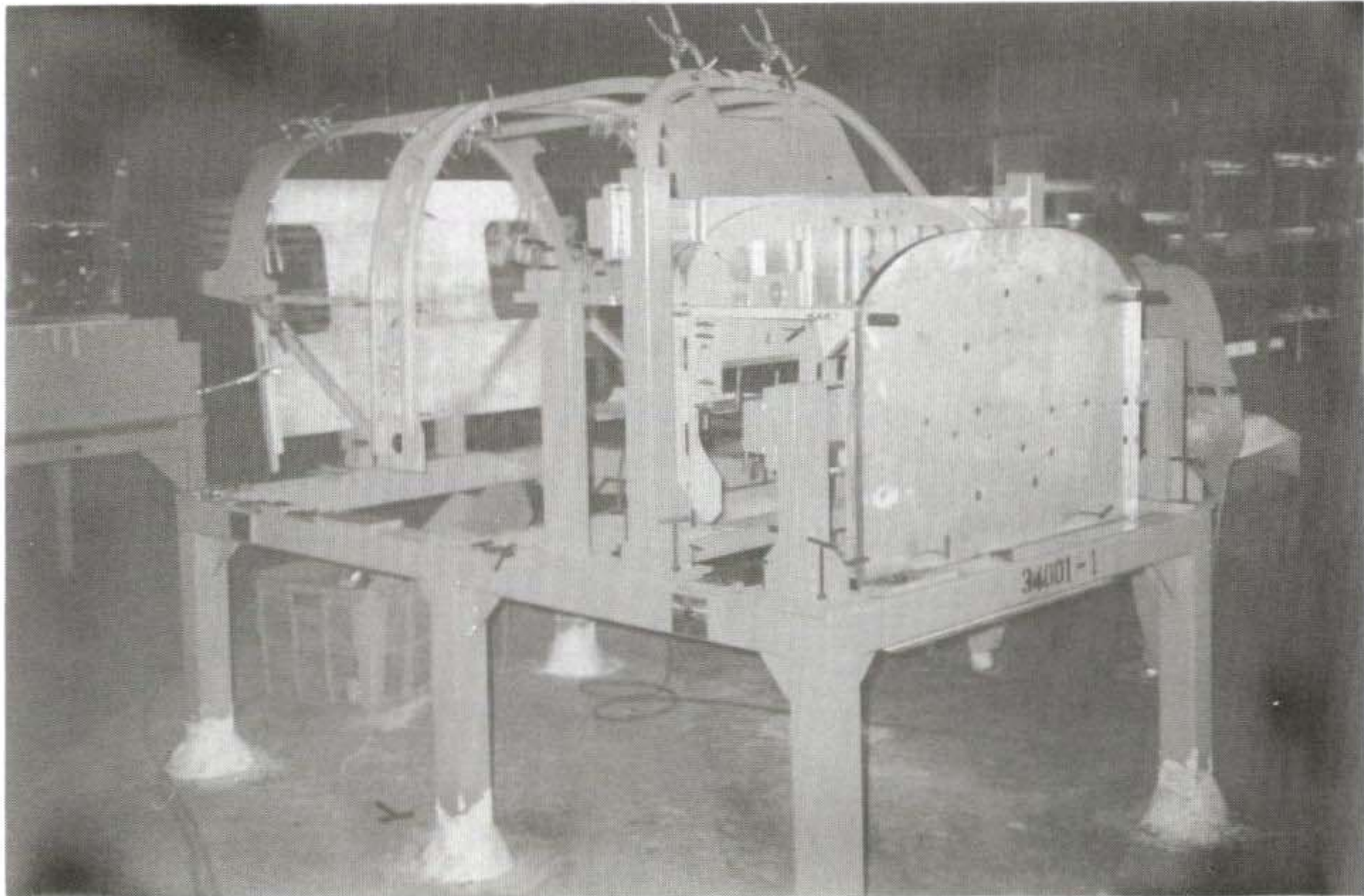
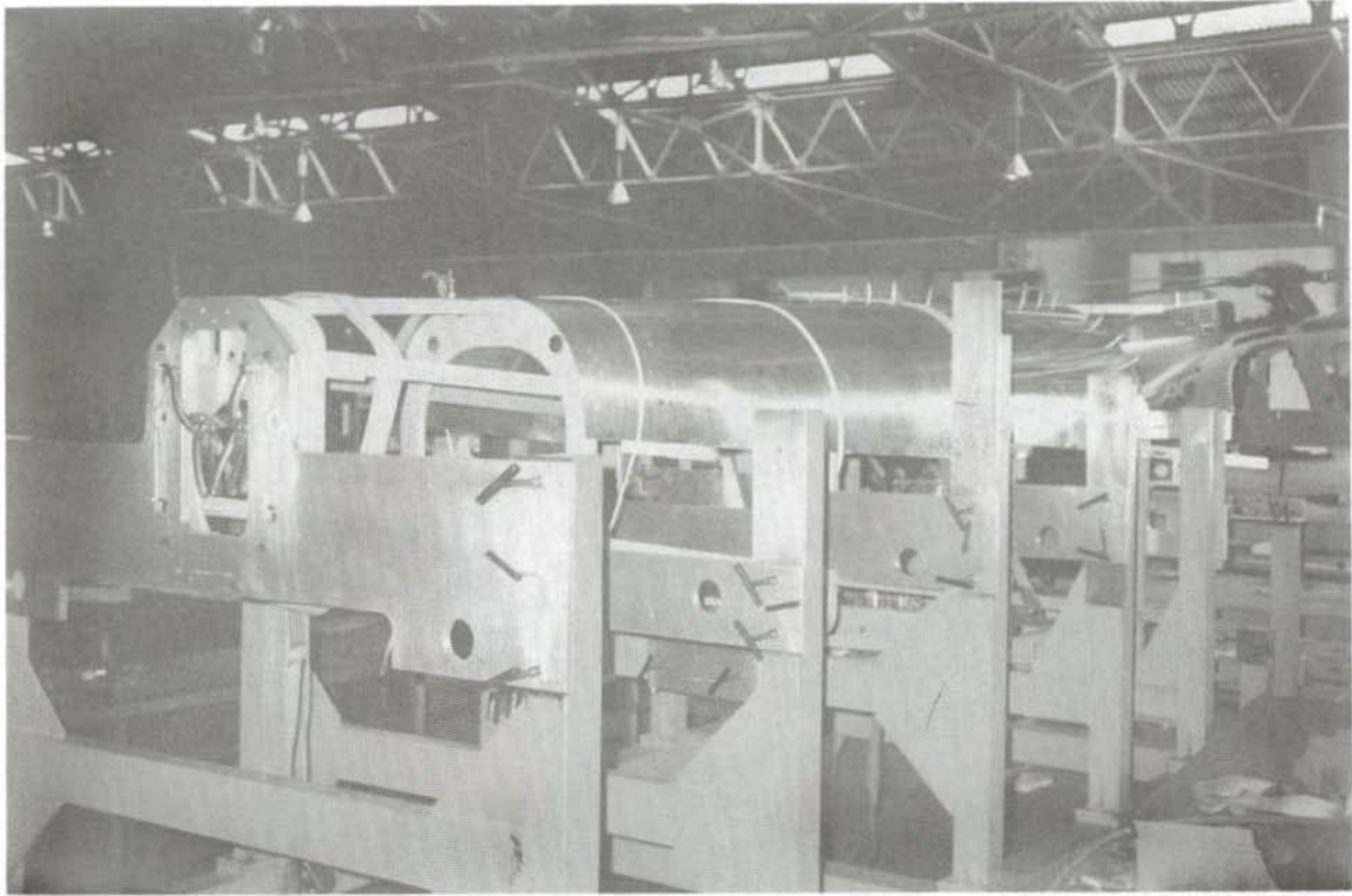


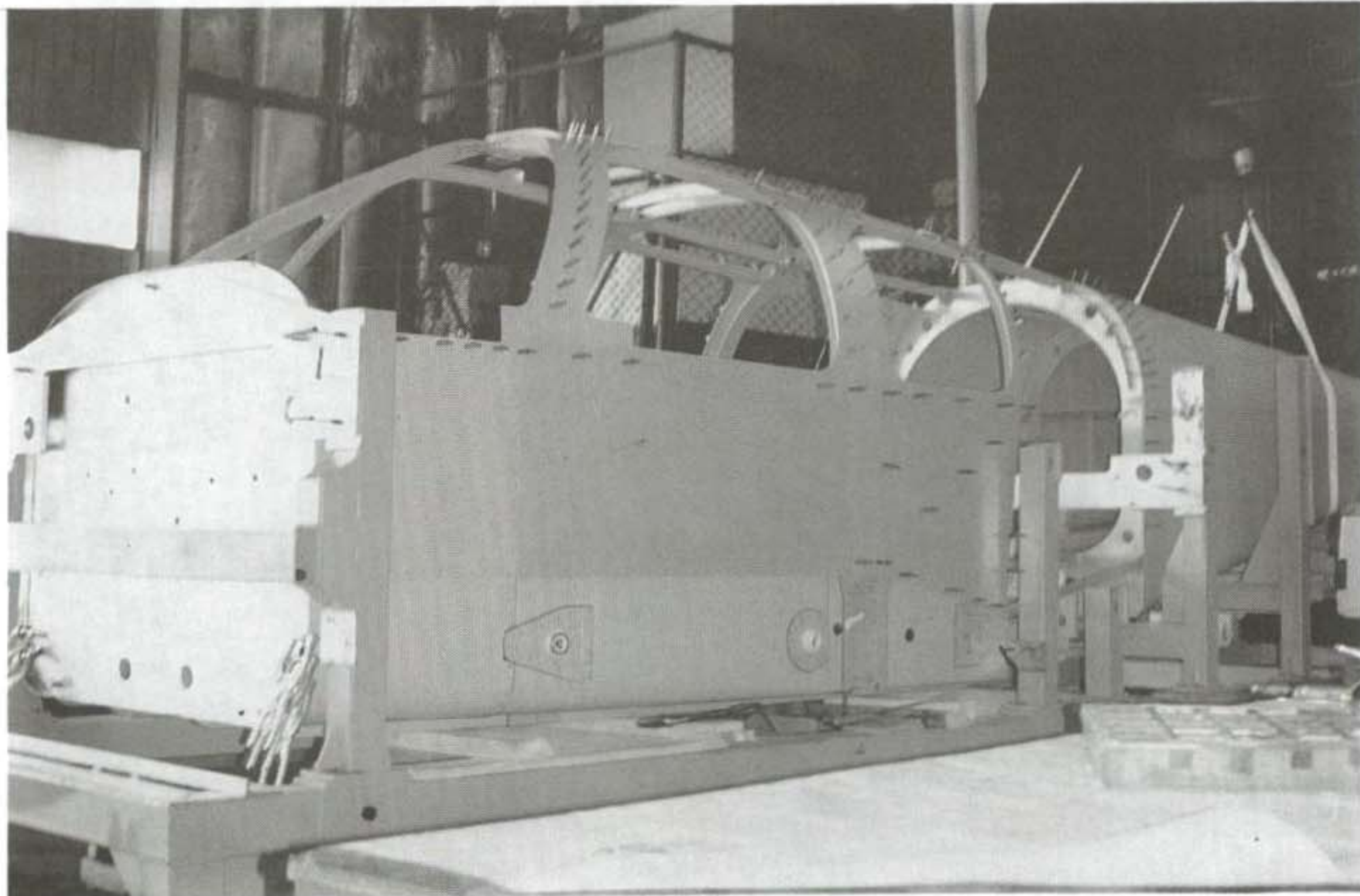
사진 4-17 중앙동체 상부 조립지그



사진 4-18 중앙동체 하부 조립지그

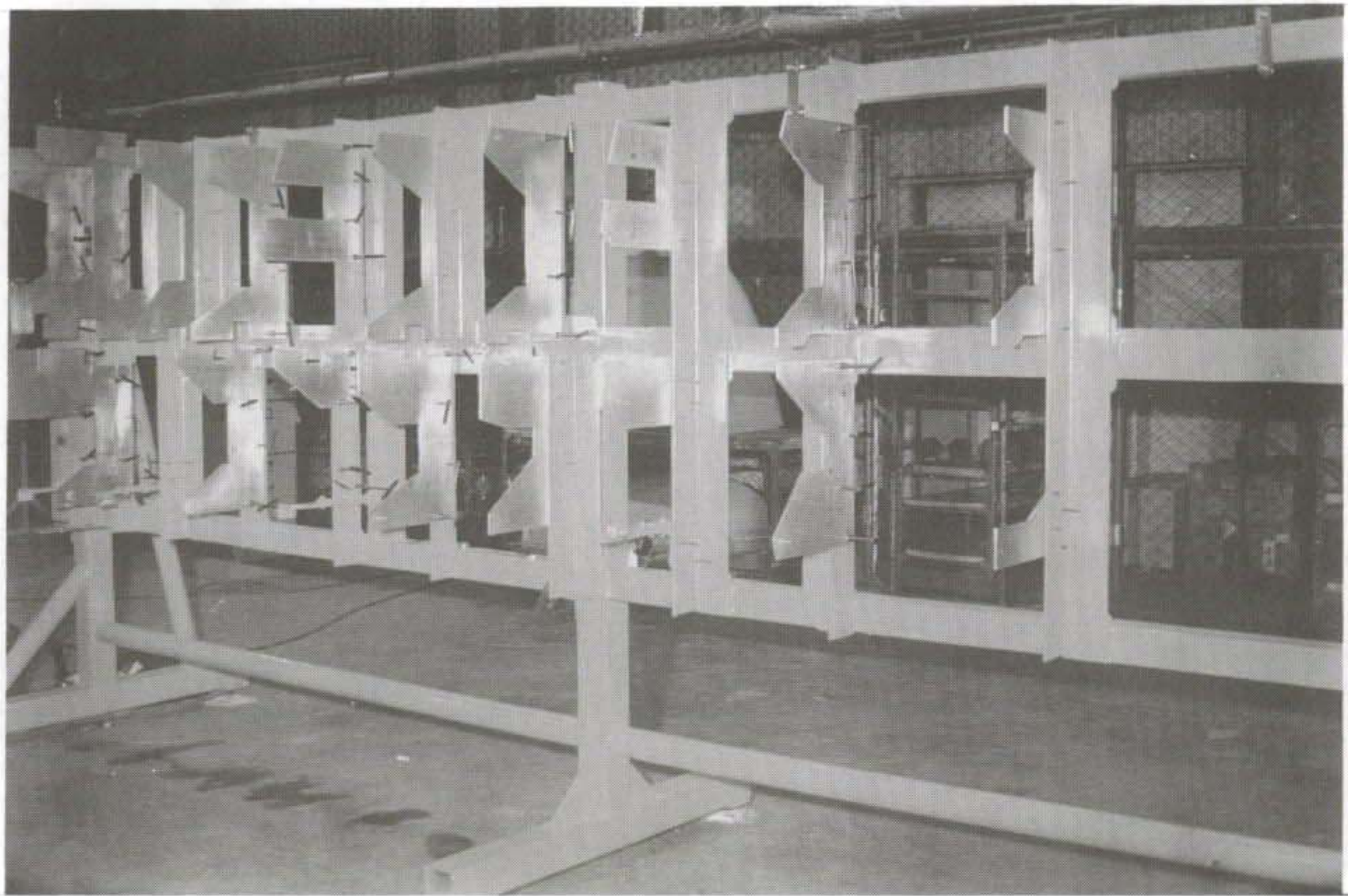


(a)

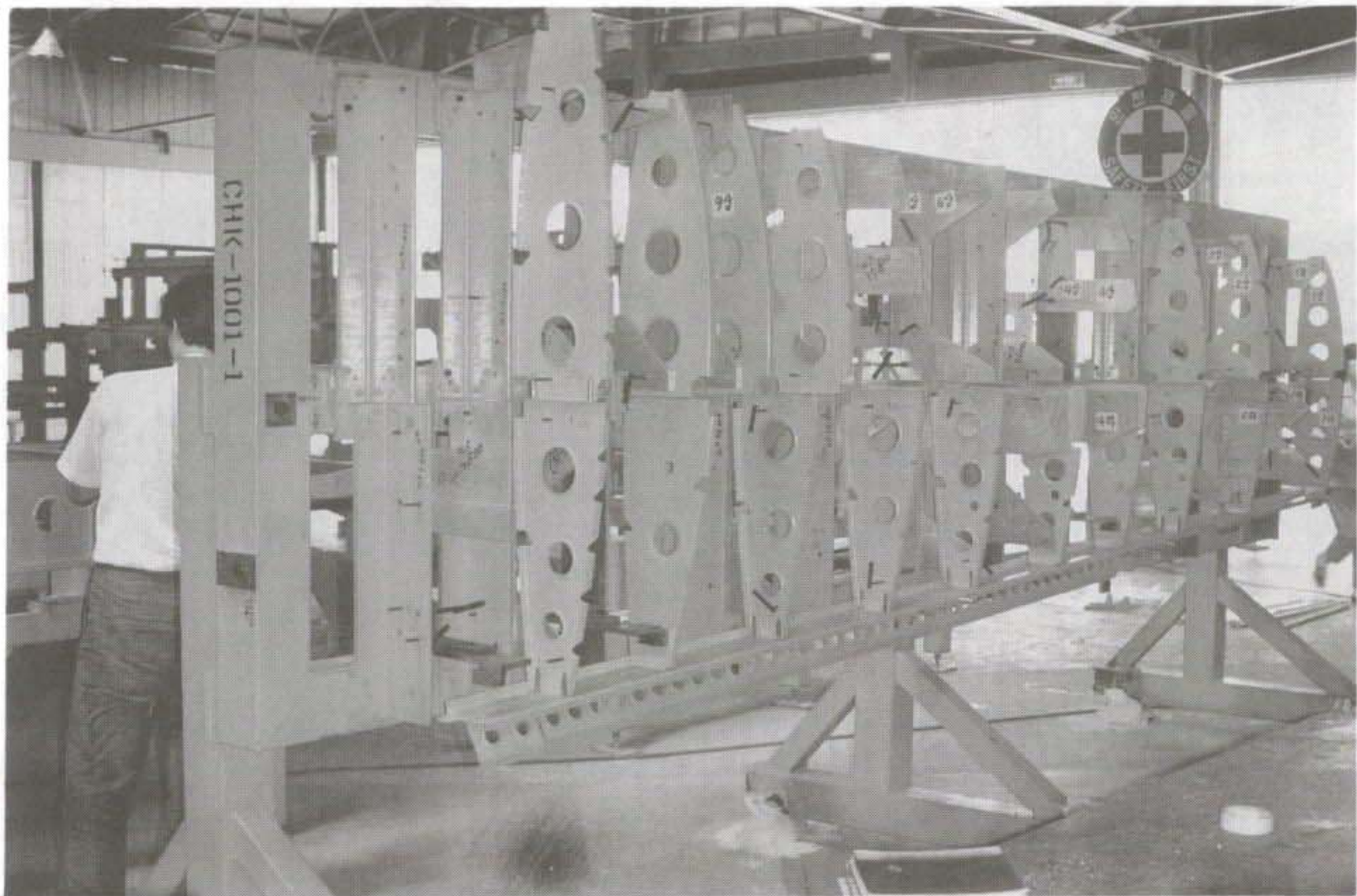


(b)

사진 4-19 후방동체 및 최종조립지그



(a)



(b)

사진 4-20 좌/우 날개 조립지그

창공-91에 사용된 form block은 알루미늄과 플라스틱으로 제작되어 알루미늄 판재 부품 성형에 이용되었으며, 동체의 3차원 외피 성형을 위하여 stretching forming block을 5축 밀링 머신으로 가공 사용하였다. 조립지그(assembly jig)는 성형 및 가공된 부품을 조립 고정하기 위하여 각각의 부품을 정해진 점에 위치하게 하며 클립(clip)으로 임시로 잡아주는 역할을 한다.

Shop-aid Tool은 항공기 제작 공장이 보유하고 있는 standard 공용 tool과 부품 제작중 기계가공 및 판금작업 등에서 필요로 할 경우 현장에서 제작 사용하게 되는 Tool이다.

2. 치공구 설계 및 제작

창공-91 개발 사업에서 제작된 form block은 non-design tool로써 마일러지에 제도된 부품도면에 의거해서 template 없이 제작되었다. 창공-91 제작에서 사용된 form block을 구조 부위별로 구분 정리하면 표 4-13과 같다.

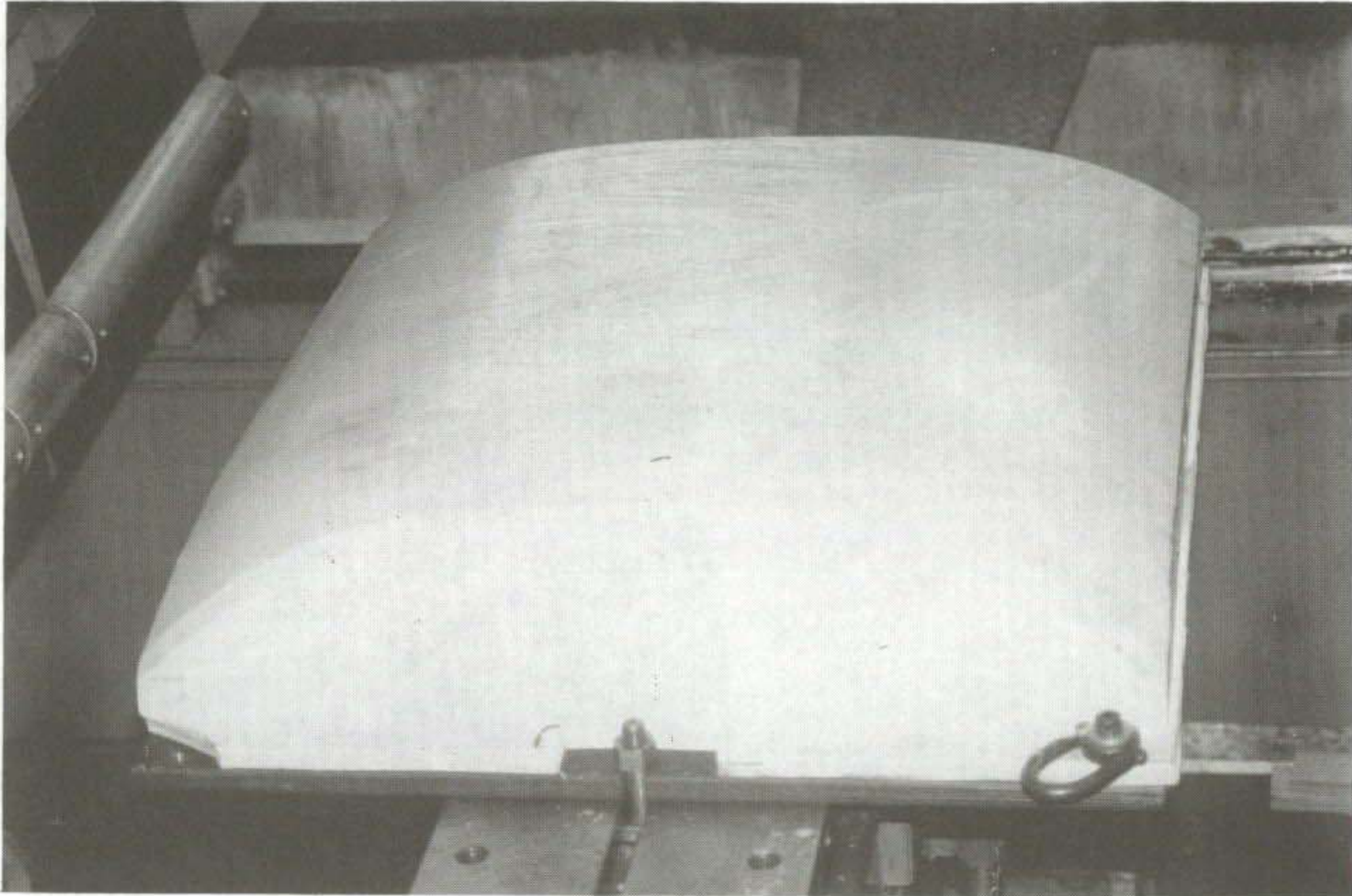
중앙동체 상부의 3차원 외피 성형에는 stretching forming block을 가공하여 사용하였다. 본 치공구는 설계도면 CATIA 데이터로부터 NC 밀링 가공 프로그래밍을 사업본부 기술개발부 CAD/CAM과에서 실시하여 부품부 5축 밀링머신에서 가공하였다. 사용된 소재는 플라스틱품을 사용하여 양호한 결과를 낳았다(사진 4-21).

창공-91의 알루미늄 구조 부분을 5개의 소조립으로 분리하여 제작 조립후 결합하는 공법을 도입하였으므로 조립지그 또한 5개의 소조립으로 구분 설계 제작되었다(표 4-11). 조립지그의 설계는 대한항공 사업본부 부품부 치공구소에서 수행되었다.

조립지그 설계 기준은 부품도면과 조립도면에 지정되어 있는 tool hole이며, 각각의 부품이 전구조물 내에서 위치하는 좌표를 결정지으며 주변 부품과의 상호 간섭과 위치를 지정하여 정확한 구조형성을 유도토록 설계되어야 한다.

조립지그의 구조는 강성을 중요시하며 조립과정의 리벳 작업과 같은 진동유발 및 작업중 무리한 외력에 대해서도 변형이 발생되지 않아야 하기 때문이다. 또한 조립과정(외피작업, 전기/조종계통 배선작업) 중에서 작업자의 능률과 작업의 효율성을 극대화 할 수 있도록 기능적으로 최적 설계되어야 한다.

창공-91에 사용된 치공구는 조합협력사(대한항공, 삼선공업, 한국화이바)에 의해 분할 제작되었다. 제작 입고된 치공구는 대한항공 사업본부 품질검사부에서 품질검사를 실시하여 필요시 재작업에 의해 정밀한 치공구를 사용토록 하였다 (사진 4-22).



(a)



(b)

사진 4-21 중앙동체 상부 외피 Stretch Forming Block 및 부품제작

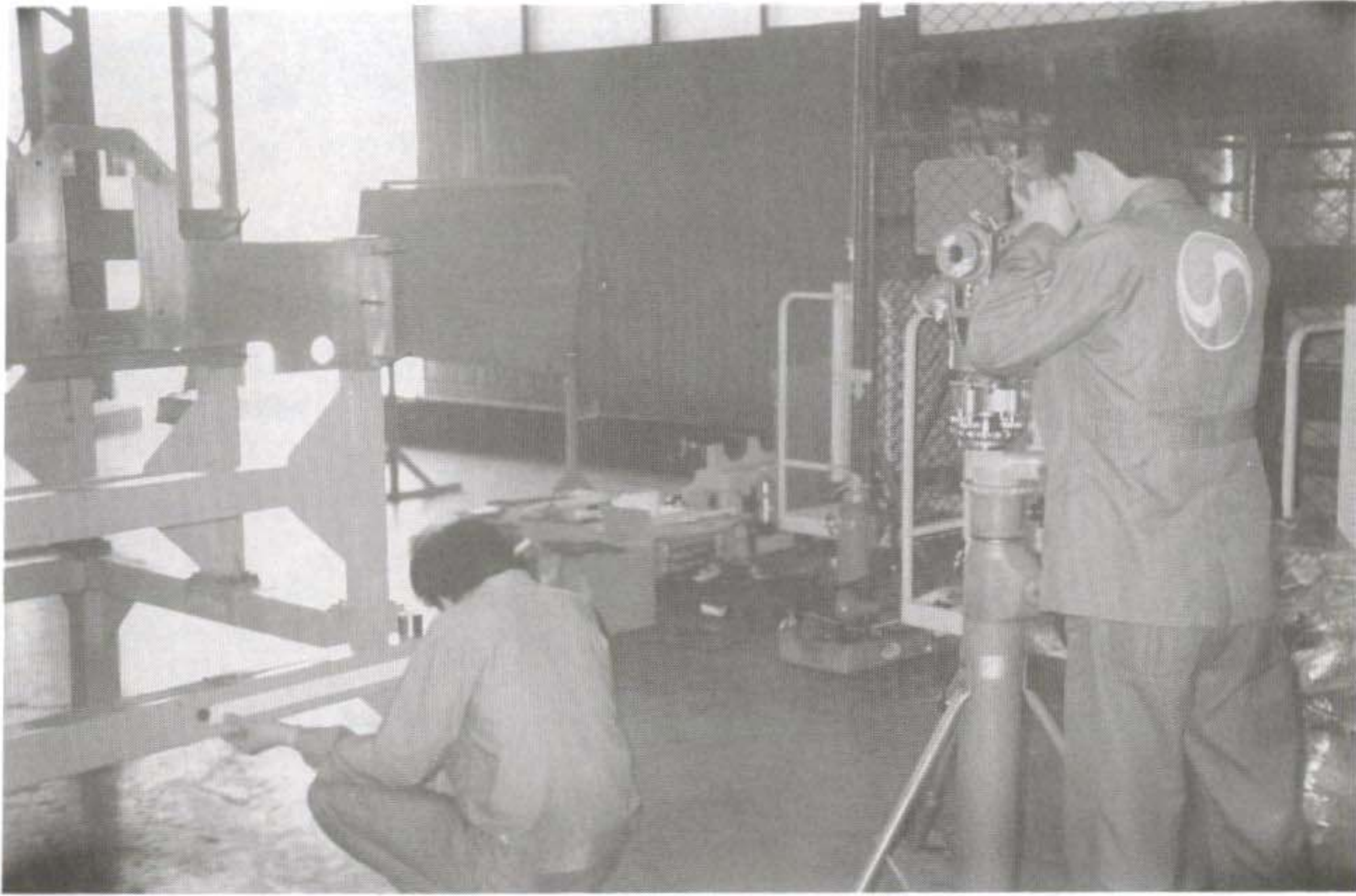


사진 4-22 광학장비를 이용한 조립지그 검수

표 4-12 협력사별 치공구 제작 분담

협 력 업 체	치 공 구	하 칭 업 체
대한항공	STRETCH FORMING BLOCK FORM BLOCK SHOP-AID TOOL	
삼선공업	FORM BLOCK 중앙동체 상부 좌/우 날개	한국정밀 한국금형 한국치공구
한국화이바	FORM BLOCK 후방동체 및 최종조립지그 중앙동체 하부	한국정밀 한국금형

표 4-13 Form Block 사용 부위 및 수량

부 위	수 량	비 고
후방동체	9	프레임
중앙동체 상부	70	상부외피, 론저론, 프레임
중앙동체 하부	63	프레임
중간동체	28	도어팬 등(사진 4-23)
날 개	118	리브, 글릿
조종계통	14	폴리하우징 등
전기, 전자, 엔진	6	



사진 4-23 도어 팬 Form Block

제 4 절 제작 및 조립

1. 개 요

창공-91은 그림 4-6에서 보는 바와 같이 10개의 sub-ass'y로 구성되며 각각 별도의 조립과정을 거쳐 최종조립이 이루어진다. 각각의 sub-ass'y는 또한 수개의 sub sub-ass'y로 구성되며, 이들은 총 1600여개의 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'y는, 주로 조립지그에서 각 부품들을 1차 가조립하여 제반 조립상의 문제점과 주요치수 등을 확인한 후 fastening 작업으로 체결하며, 동시에 비행조종계통, 동력장치계통 및 전기·전자계통 등의 해당되는 시스템 부품을 장착하여 완성된다.

창공-91의 FRP 부품, 즉 전·후방 도아, 수평꼬리날개 및 수직꼬리날개, 엔진카울 등은 별도의 적층/경화/조립 공정으로 이루어지며, 이들의 제작 및 조립내역은 제 4 장 제 2 절 복합소재부품 개발편에 상세히 기술되었다. 따라서 본 절에서는 FRP 부품을 논외로 하고, 먼저 창공-91 시제에 적용된 주요 부품제작 기술과 적용부품에 대하여 서술하며, 이어 각 sub-ass'y 및 최종 조립품의 조립과정을 기술토록 한다.

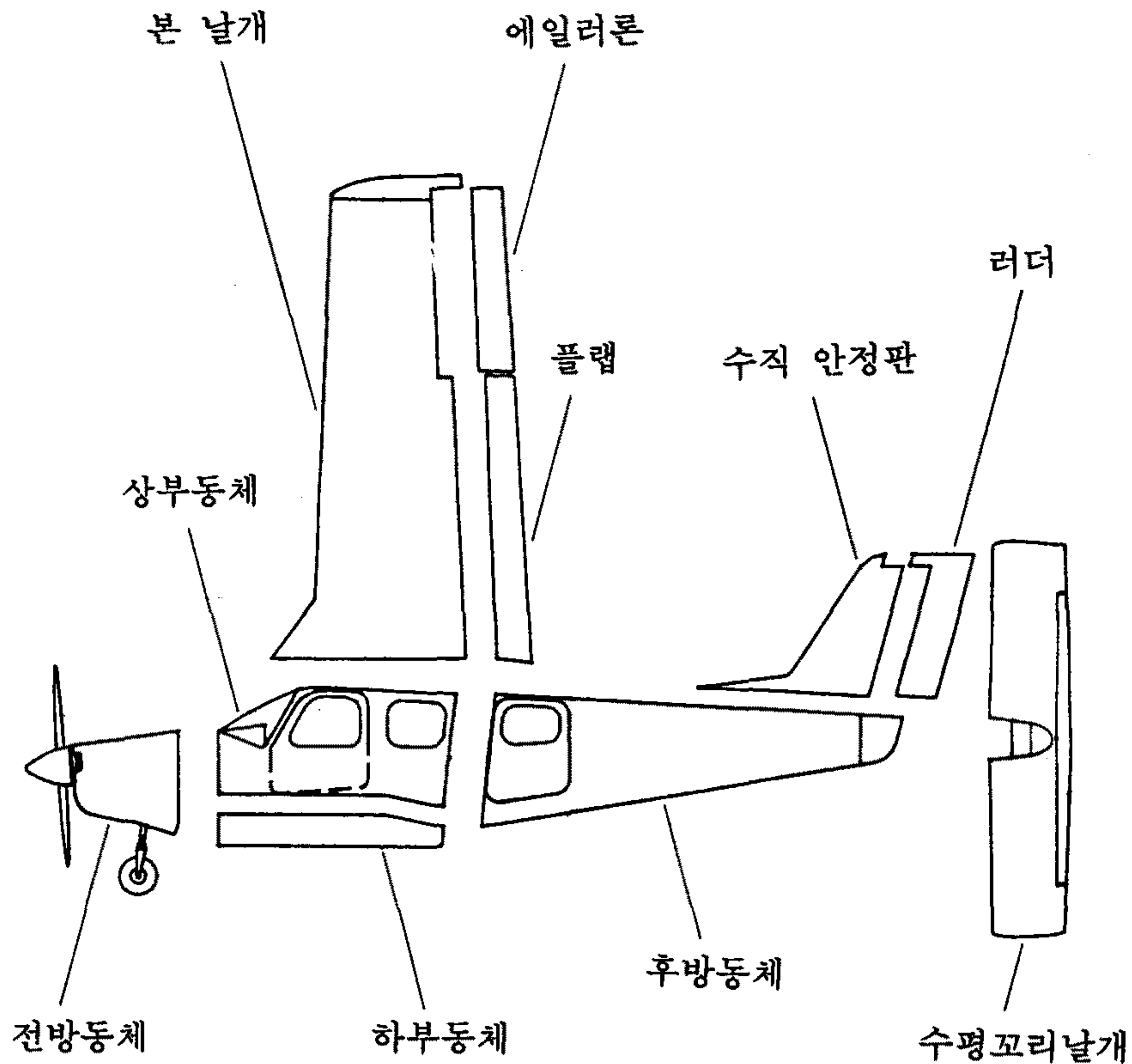


그림 4-6 창공-91 Sub-Ass'y 구성

2. 부품 제작

창공-91 기체의 각 부품 제작에는 기계가공, 용접, 납땜, 표면처리 및 기타 비파괴 검사 등 다양한 제작기술이 이용되나, 여기서는 시제 개발에 따른 다중 소량생산 특성을 고려하여 선택된 대표적인 제작기술을 중심으로 서술토록 한다.

가. 소성 가공품

주지하는 바와같이, 항공기 기체의 가장 많은 구성비를 갖고 있는 것은 소성 가공품이다. 창공-91 기체 제작에는 주로 알루미늄 20계열 판재에 대한 소성 가공이 주종을 이루고 일부 압출품에 대한 성형이 윈드실드 프레임 제작에 적용되었다.

판재의 소성가공에는 metal plastic form block 및 rubber pad를 사용한 hydro-forming, brake press를 사용한 brake forming, rolling, stretching, hand forming, tubing 등의 작업이 수행되었다.

날개의 리브, 동체의 프레임, 론저론, 스티프너 등 성형라인이 곡선을 이루고 있거나 정밀한 성형이 요구되는 품목에는 form block에 의한 hydro-forming이 적용되었고, 직선 성형라인을 갖는 비교적 단순한 품목-크리트, 킬빔 및 일부 스파 등에는 brake forming이 적용되었다. 특히, 성형율이 크고 복잡한 형태의 성형에는, 공정의 단순성을 위해 W-temper 성형을 피하고 최상의 성형성을 갖는 annealed temper(0) 상태의 성형을, 그리고 단순 형상은 T3 상태의 성형을 채택하였다. 이들 hydro 및 brake forming 품목에 적용된 대표적 제작공정과 완성된 부품은 그림 4-7과 사진 4-24와 같다.

기체 외피의 성형에는, 단일곡면을 갖는 외피는 rolling이, 이중 곡면을 갖는 외피에는 stretch forming이 사용되었으며, 특히 상부동체 전방 상부외피 및 도아판 등 다중곡면의 성형품 제작에 필요한 삼차원 성형 다이는, CAD/CAM 기법을 활용하여 기체 loft 데이터로부터 NC 가공데이터를 생산, 5축 자동 밀링머신으로 제작되었다.

주로 튜브에 대한 굽힘가공이 행해진 tubing 부품으로는 동력 장치 계통의 엔진 배기튜브와 연료라인 등이며, 이중 엔진 배기튜브의 제작에는 현장맞춤식

으로 제작된 가이드용 마스터 틀을 사용하여 자동튜브벤딩 머신으로 3차원 형상의 굽힘가공이 수행되었다(사진 4-25).

·항공-91 기체 제작에 적용된 상기의 소성가공기술 별로 각 sub-ass'y의 주요 부품을 종합 분류하면 다음 표 4-14와 같다.

표 4-14 주요 부품의 소성가공 유형 분류

구 분		Hydro Forming	Brake Forming	Rolling	Stretching
날개	본 날개	· Rib · Stiffener	· Spar Web · Cleat	· Skin · Doubler	
	플랩 및 에일러론	· Rib	· Spar · Doubler	· Skin · Doubler	
동체	중앙동체	· Frame · Longeron · Door Pan · Bracket	· Cleat · Retainer · Keel Beam · Bracket	· Upper & Bottom Skin	· Front Upper Skin
	후방동체	· Frame · Battery Shelf · Channel	· Bracket · Cleat	· Rear Skin	
시스템		· Pully Bracket · Flap Support Bracket	· Bracket · Rudder Horn · Oil Cooler Upper Box		

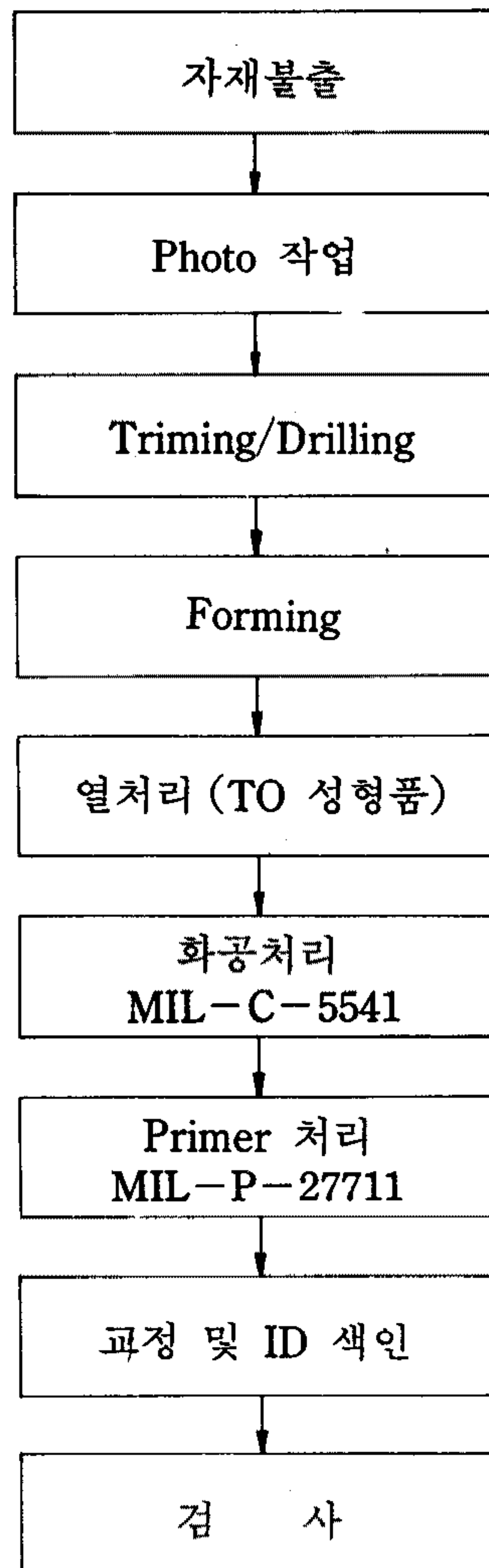


그림 4-7 판재성형 공정도



사진 4-24 Hydro-Forming된 리브 및 기타 부품류

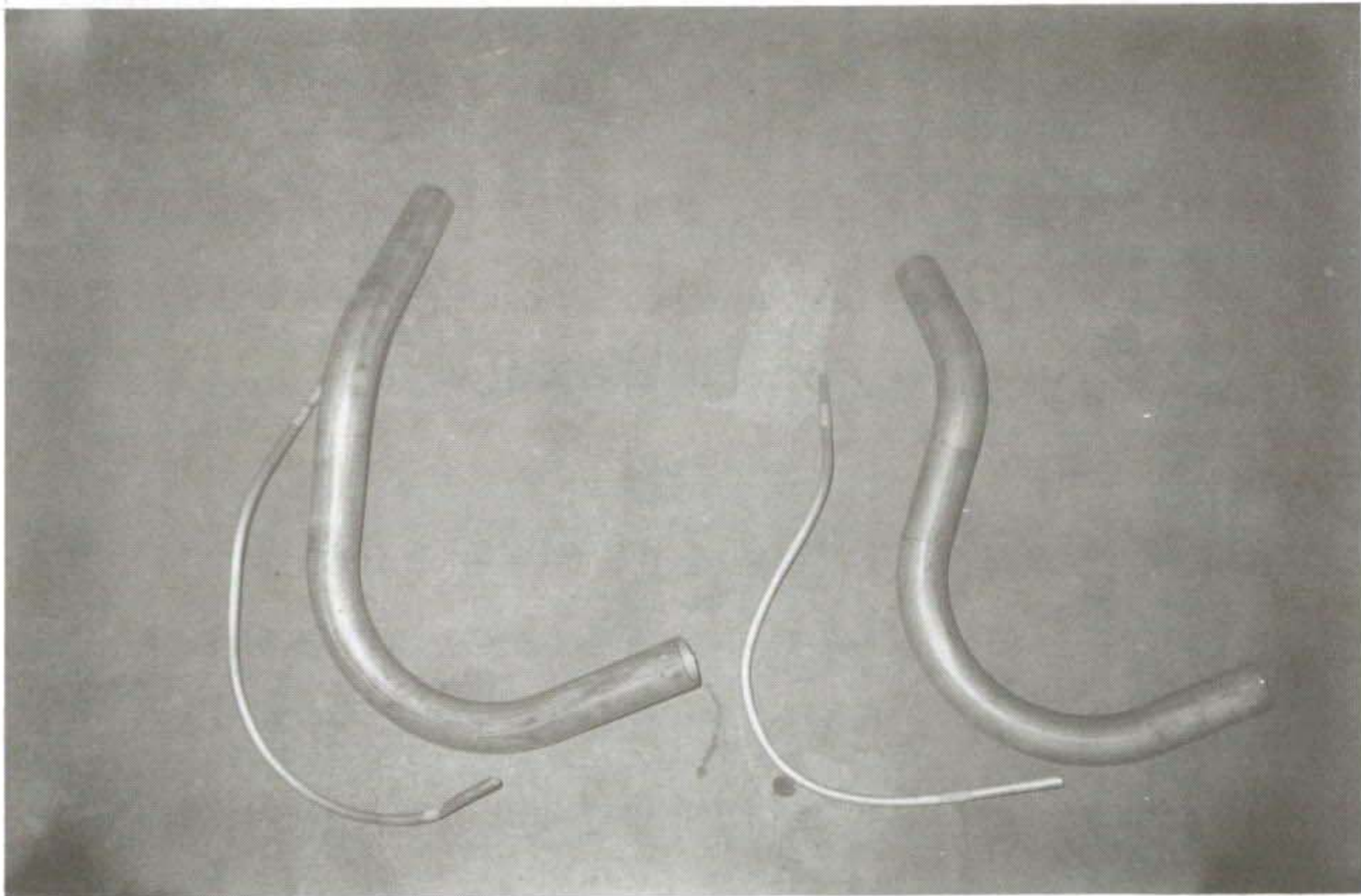


사진 4-25 완성된 엔진배기 튜브와 마스터 툴

나. 절삭 가공품

창공-91의 절삭 가공 부품은, pivot block, 구동 브래킷, 베어링 홀더 등의 시스템용 기계요소 부품과 구조재 및 구조 결합용 금구에 사용되며, 그 소재는 일부 steel 재를 제외하면 주로 알루미늄 20 및 70 계열의 판재와 압출품이 대종을 이루고 있다.

따라서 고강도 강의 가공시 요구되는 절삭성 확보 및 가공 후 처리를 위한 별도의 열처리가 불필요하고, 가급적 milling fixture나 지그의 사용을 억제한 범용장비로 가공함을 원칙으로 하였으며, 일부, 날개의 스파캡 등의 가공에 Gantry Type 다축 NC 밀링 머신이 활용되었다.

본 절삭가공품에 적용된 대표적 가공 공정을 예시하면 그림 4-8과 같다.

다. 용접부품

본 기체에 적용된 용접부품 중 대표적인 것은 엔진 마운트 프레임이며, 그외에 날개의 연료탱크 channel ass'y, 동력장치계통의 oil cooler box, 조종계통의 러더 혼, 러더 패달, 에일러론, 밸크랭크, 플랩레버 등이 용접에 의해 제작되었다. 이들 부품중 연료탱크 channel ass'y와 oil cooler box에는 60계열 알루미늄 판재에 대한 fusion 용접이 행해졌고, 나머지 대부분의 부품에는 steel 튜브에 대한 아아크 용접이 수행되었다. 특히 엔진 마운트 프레임은 용접부위의 설계 인장 강도가 100Ksi 이상으로서, 열처리용 용접봉 선택과 용접 부품에 대한 예열 및 후열처리가 행해졌으며 이에 적용된 용접 프로세스로는 KPS(Korean Air Process Specification)가 채택되었다. 부품의 장착 정밀도 확보를 위해 용접용 지그상에서 용접이 이루어진 본 엔진 마운트 프레임에 대한 제작 공정을 예시하면 그림 4-9와 같다(완성품은 사진 4-26 참조).

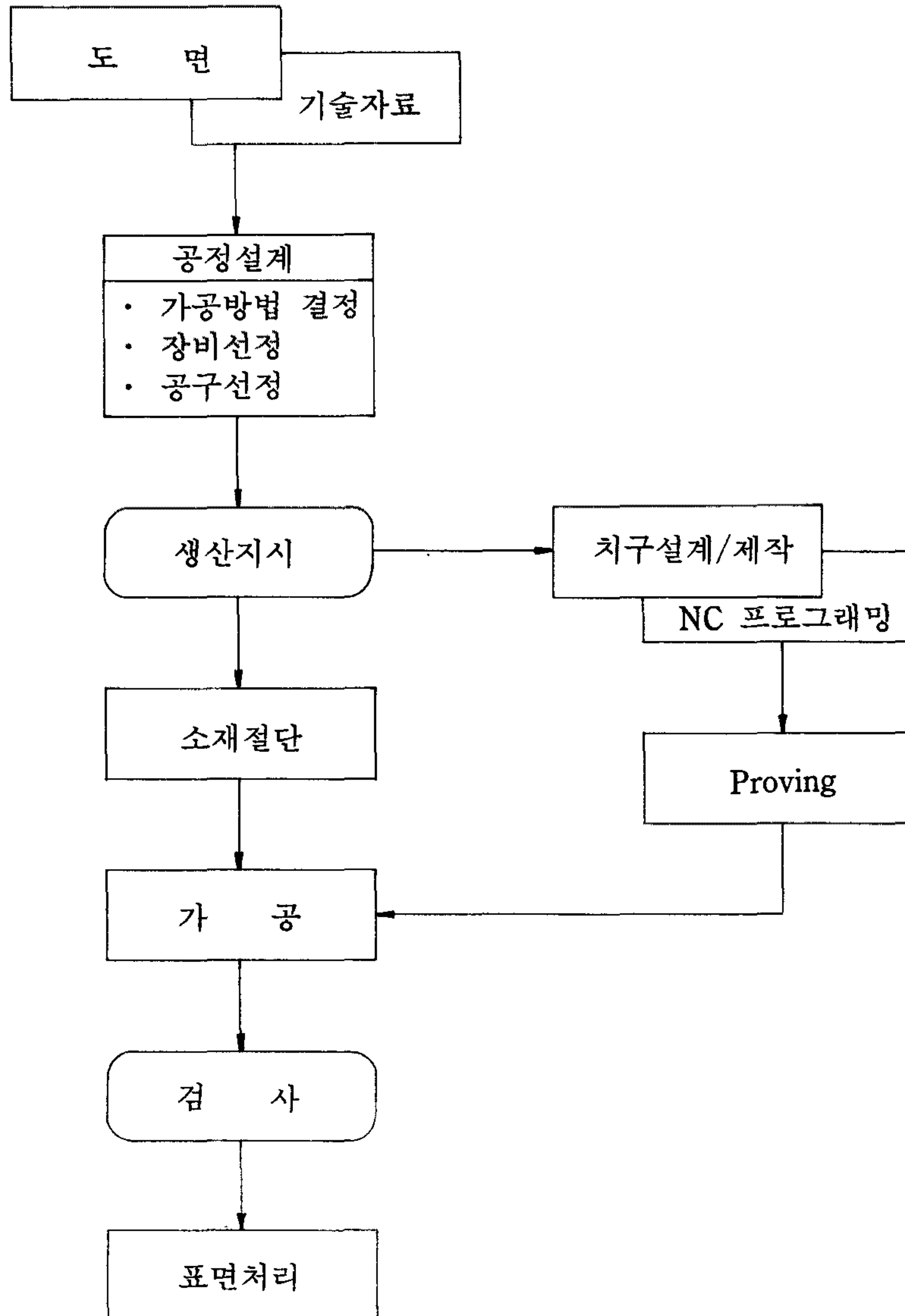


그림 4-8 절삭 가공품 가공 공정도

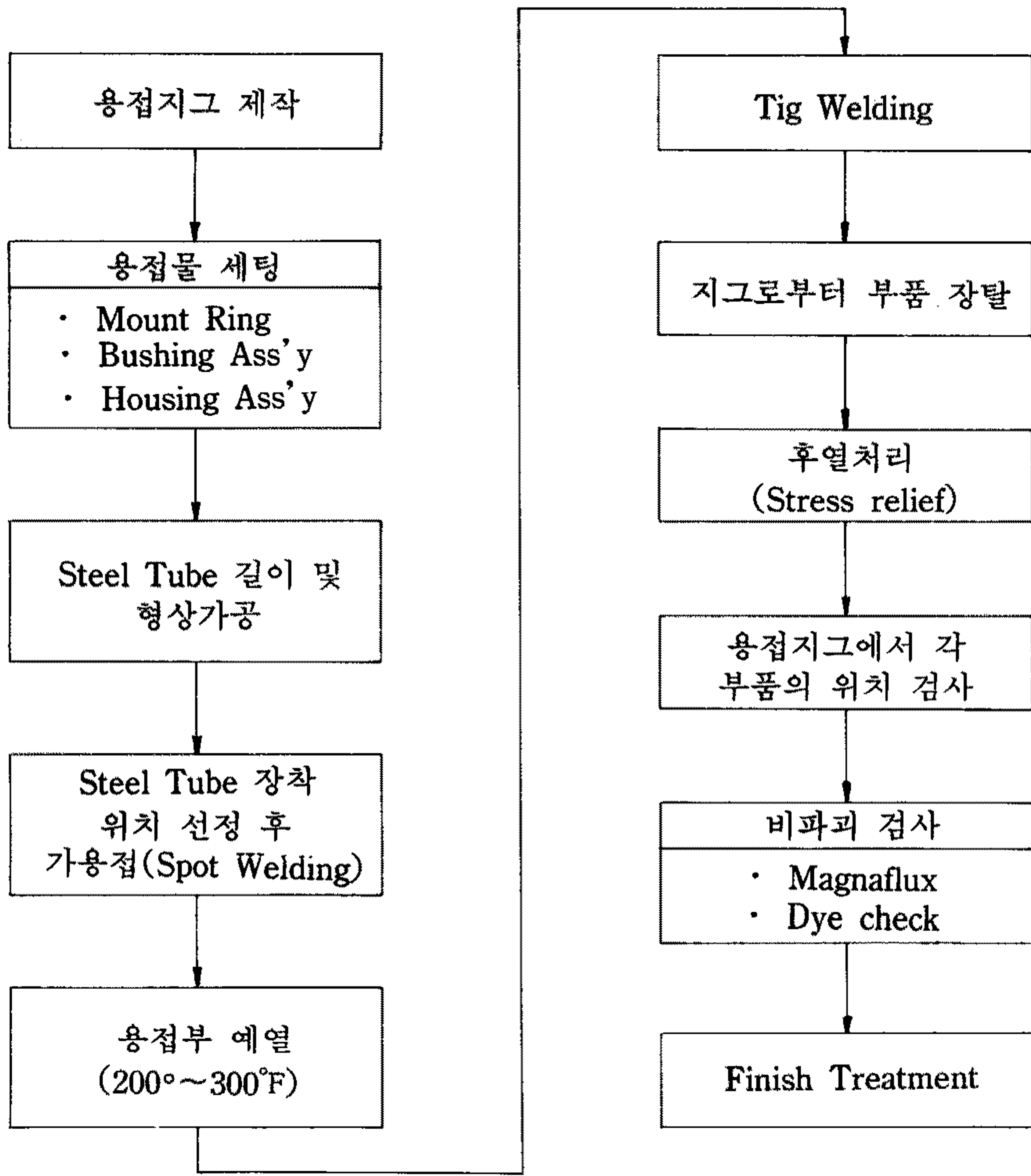


그림 4-9 엔진마운트 프레임 제작 공정도

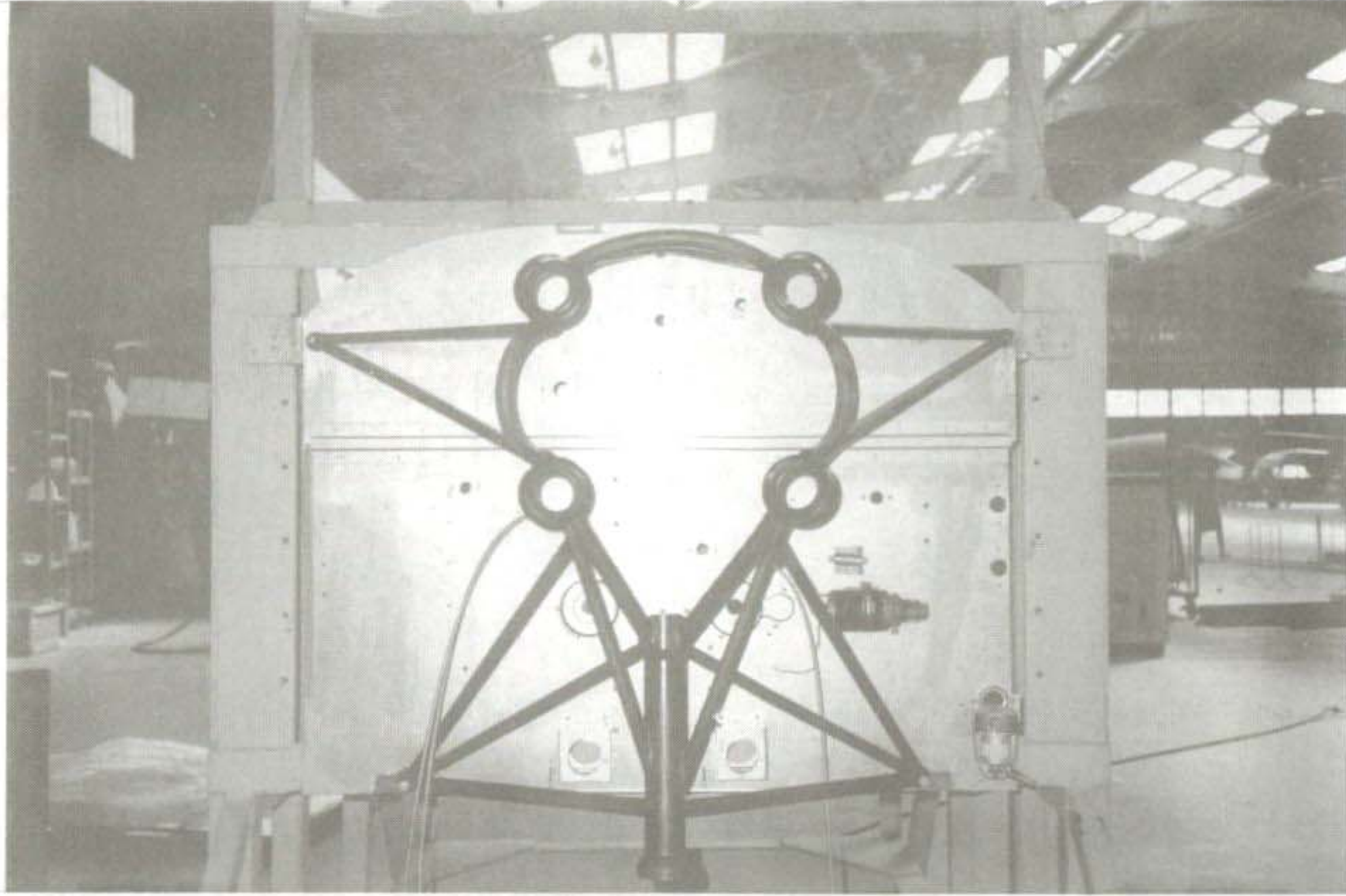


사진 4-26 엔진 테스트 베드에 장착된 엔진마운트 프레임

3. 조립

창공-19 기체 조립에는 $\pm 20/1000$ 인치 이내의 station 공차에서 조립 작업이 이루어질 수 있도록 설계·제작된 5개의 조립지그, 즉 좌측 날개 및 우측 날개 조립지그, 상부동체 조립지그, 하부동체 조립지그와 동체 최종조립지그가 사용된다.

후방 동체는 별도의 지그 없이 동체 최종조립지그에서 조립되며, 중앙동체의 상부 및 하부가 각각 조립 완성된 후 본 동체 최종조립지그에서 전방 동체를 제외한 동체의 최종결합이 이루어진다. 동체 조립이 완성되면 동체(전방동체 제외)는 지그로부터 장탈된 후, 날개, 꼬리날개 및 엔진 마운트 프레임 등이 장착된다.

동력장치계통, 전기·전자계통의 각 시스템 부품은 각각 엔진 테스트 베드와

전기·전자 계통 테스트 벤치에서 1차 조립되어 각종 기능 및 성능 시험을 통해 시스템의 이상 유무가 확인된 후, 동체와 날개의 조립 단계에 따라 기체 구조물에 장착된다.

본 항에서는, 상기의 광범위한 작업항목을 포함하고 있는 창공-91 조립과정에 대하여, 날개와 동체의 Sub-Ass'y로부터 기체 최종조립 단계까지 순차적으로 그 주요 작업내용을 요약 서술토록 한다.

가. 날 개

날개는 3개의 Sub-Ass'y(본 날개, 플랩, 에일러론)가 각각 조립된 후, 본 날개에 플랩과 에일러론을 장착하여 완성된다.

(1) 본 날개 조립

본 날개의 조립은 다음과 같은 순서로 수행된다.

- ① 조립지그 setting 및 검사
- ② 부품 수령
- ③ 수령한 부품으로부터 다음 조립품을 제작
 - 주스파 Ass'y
 - 전방 스파 Ass'y
 - 후방 스파 Ass'y
 - 연료탱크 Channel Ass'y(용접부품)
 - 리브 Ass'y
- ④ 스파 및 리브의 가조립 : 조립지그 상의 각 리브 장착위치에 리브 ass'y 들을 그의 tooling hole을 이용하여 고정한다. 다음, 주 스파의 리브 station과

일치함을 확인하고 클레코(Cleco)로 가조립한 후, 전방 스파와 후방 스파를 각 리브 station에 맞춰서 클레코로 가조립한다.

- ⑤ 샤시조립 : 조립지그에서 차탈된 주 스파와 리브의 가조립품을 리벳팅하여 결합한 후, 이들 조립지그에 고정시키고 전·후방 스파를 리벳팅하여 샤시의 기본 구조물을 완성한다.
- ⑥ 연료탱크 channel ass'y를 sealant와 함께 조립.
- ⑦ 샤시완성 : 샤시 기본구조에 스트링거를 클리트를 사용하여 고정시킨다 (사진 4-27 참조).
- ⑧ 시스템 장착 : 연료계통, 유압계통, 조종계통, 전기·전자계통의 각 부품과 피토 튜브 등을 장착한다. 이때 구조시험용 날개는 스트레인 게이지를 부착한다.
- ⑨ 전·후방 외피 가조립 : 후방 외피는 외피를 고정시킨 후 리브, 스트링거, 스파의 리벳 홀에 맞춰 리벳 홀을 가공하며, 전방 외피는 앞전 무위를 roll forming한 후 샤시에 크램프로 조인상태에서 일부의 리벳 홀을 가공하고 크램핑된 상태에서 가공이 불가능한 홀은 template를 사용하여 가공한다.
- ⑩ 후방 상부외피 리벳팅(사진 4-28 참조).
- ⑪ 외피 조립 : 날개 주구조 전체를 조립지그로부터 차탈한 후, 착륙장치 장착용 볼트 홀을 가공하고, 관련 유압장치를 설치하여 착륙장치를 가조립한 후, 착륙장치가 다시 제거된 상태에서 후방 하부 외피를 리벳팅하고 다음 전방 외피를 리벳·결합한다.
- ⑫ 날개끝 페어링 부품의 장착

(2) 플랩 조립

플랩은 다음 순서로 조립된다.

- ① 샷시 가조립 : 플랩 스파에 리브와 혼(horn)을 클레코로 가조립한 후 본 날개의 플랩힌지 브래킷과 맞추어 보고 이상 유무를 확인한다.
- ② 샷시 리벳팅
- ③ 외피 가조립 : 성형된 외피를 플랩 샷시에 맞추어 리브, 스파, 더블러, foot step 등의 리벳홀과 일치하도록 리벳홀을 가공한 후 클레코로 가조립한다(사진 4-28 참조).
- ④ 외피 조립 : 클레코로 가조립된 상태에서 클레코를 떼어내면서 리벳팅한다.

(3) 에일러론 조립

에일러론은 플랩과 비슷한 과정으로 다음과 같이 조립된다.

- ① 샷시 조립 : 에일러론 스파에 리브를 클레코로 가조립한 후 본 날개 후 방스파의 피아노 힌지에 맞추어 보고 이상이 없으면 리벳팅한다.
- ② 외피 조립 : 외피를 샷시에 맞추어 리브와 스파에 리벳홀을 뚫고 클로코로 가조립한 후 이상이 없으면 리벳팅하여 조립한다(사진 4-30 참조).

(4) 날개 조립

본 날개와 플랩의 조립은 4개의 베어링 힌지로 결합한 후 플랩 push-pull rod를 체결한다.

본 날개와 에일러론의 조립은 3개의 피아노 힌지를 에일러론 쪽에서 나사로 체결하고 에일러론 push-pull rod를 장착한다. 에일러론은 조립된 후 weight balance의 무게중심을 맞춘다.



사진 4-27 완성된 본 날개 샤시

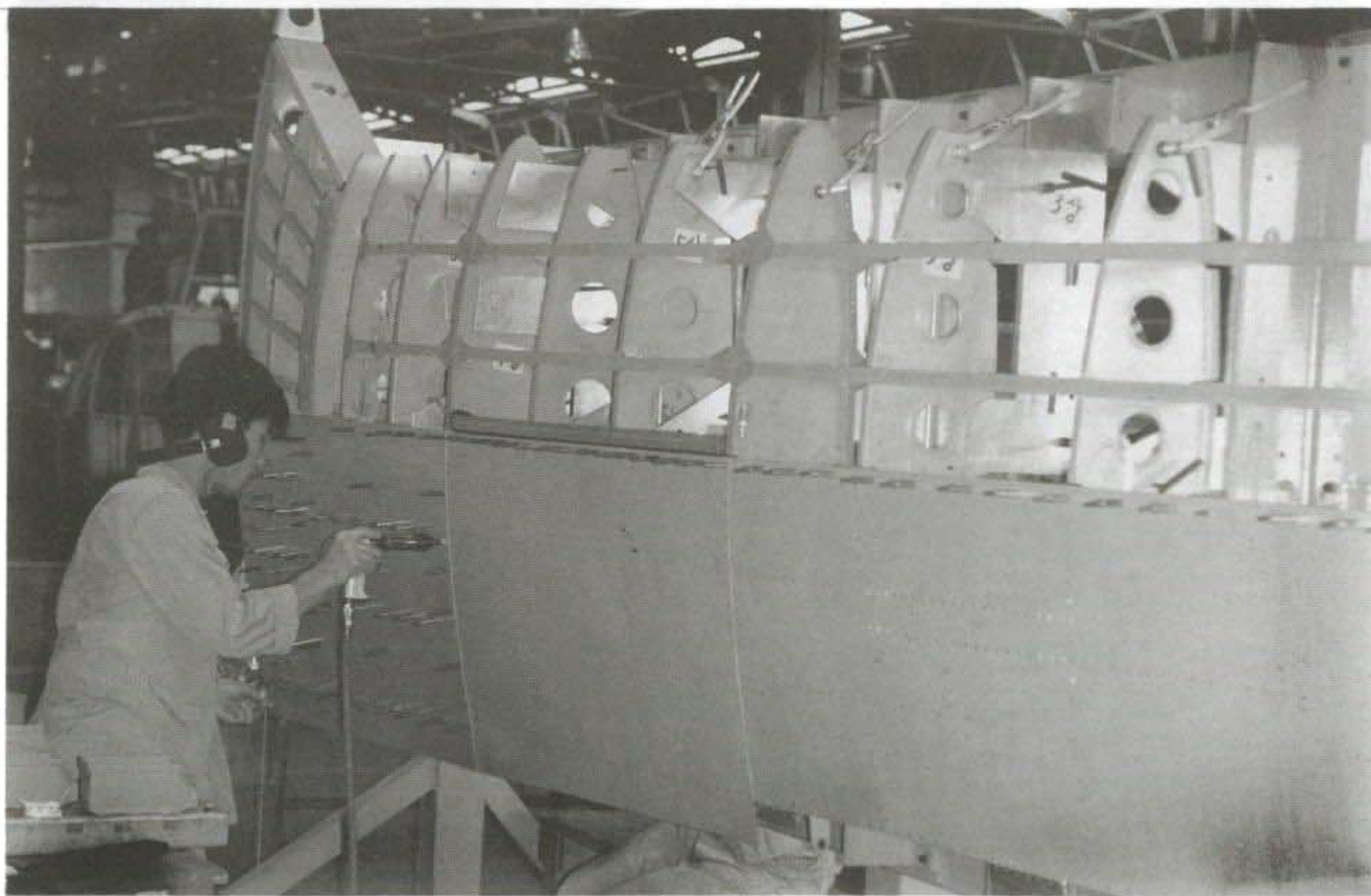
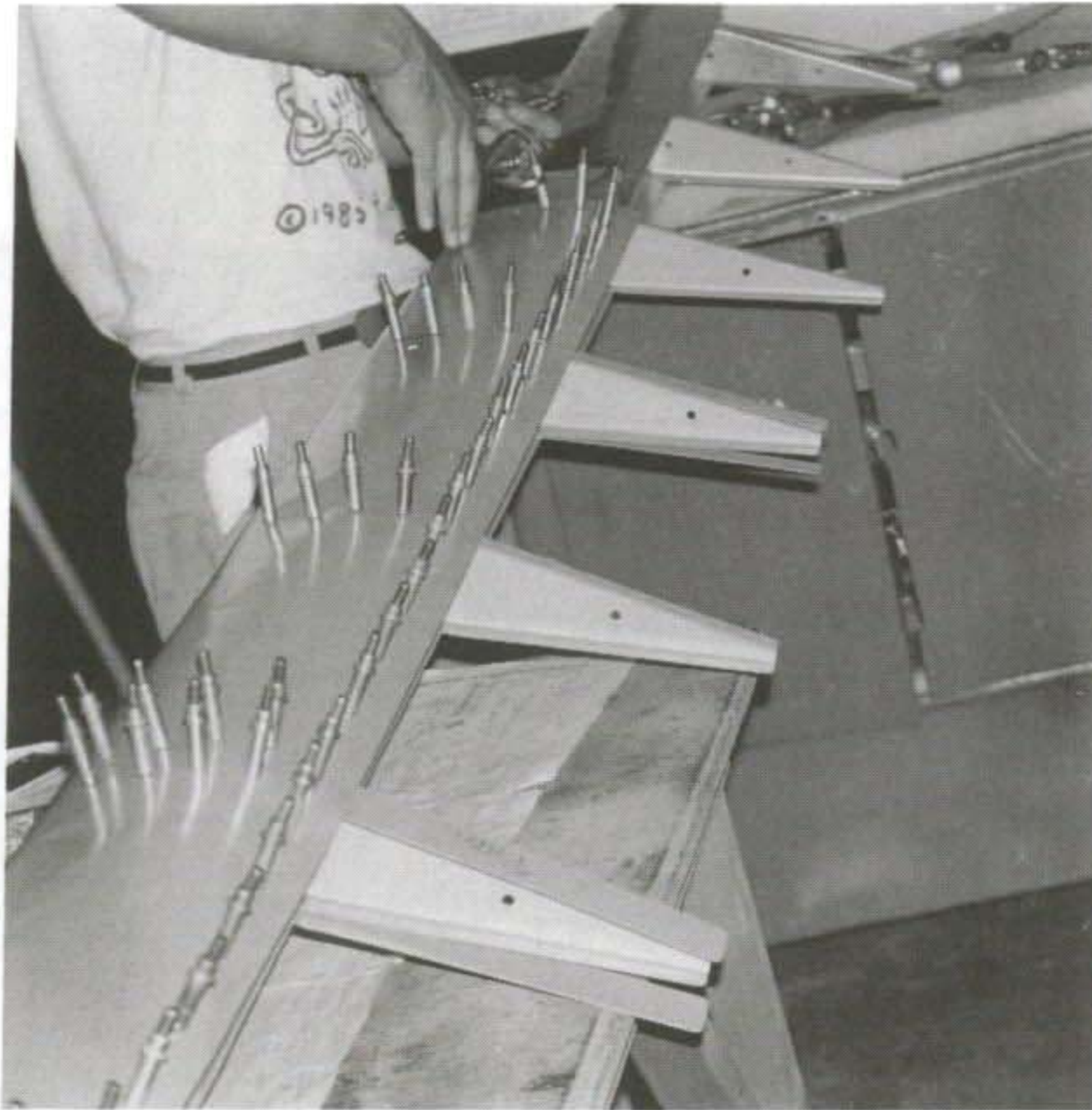


사진 4-28 후방 상부외피의 리벳팅 작업



(사진 4-29 플랩 외피의 가조립)

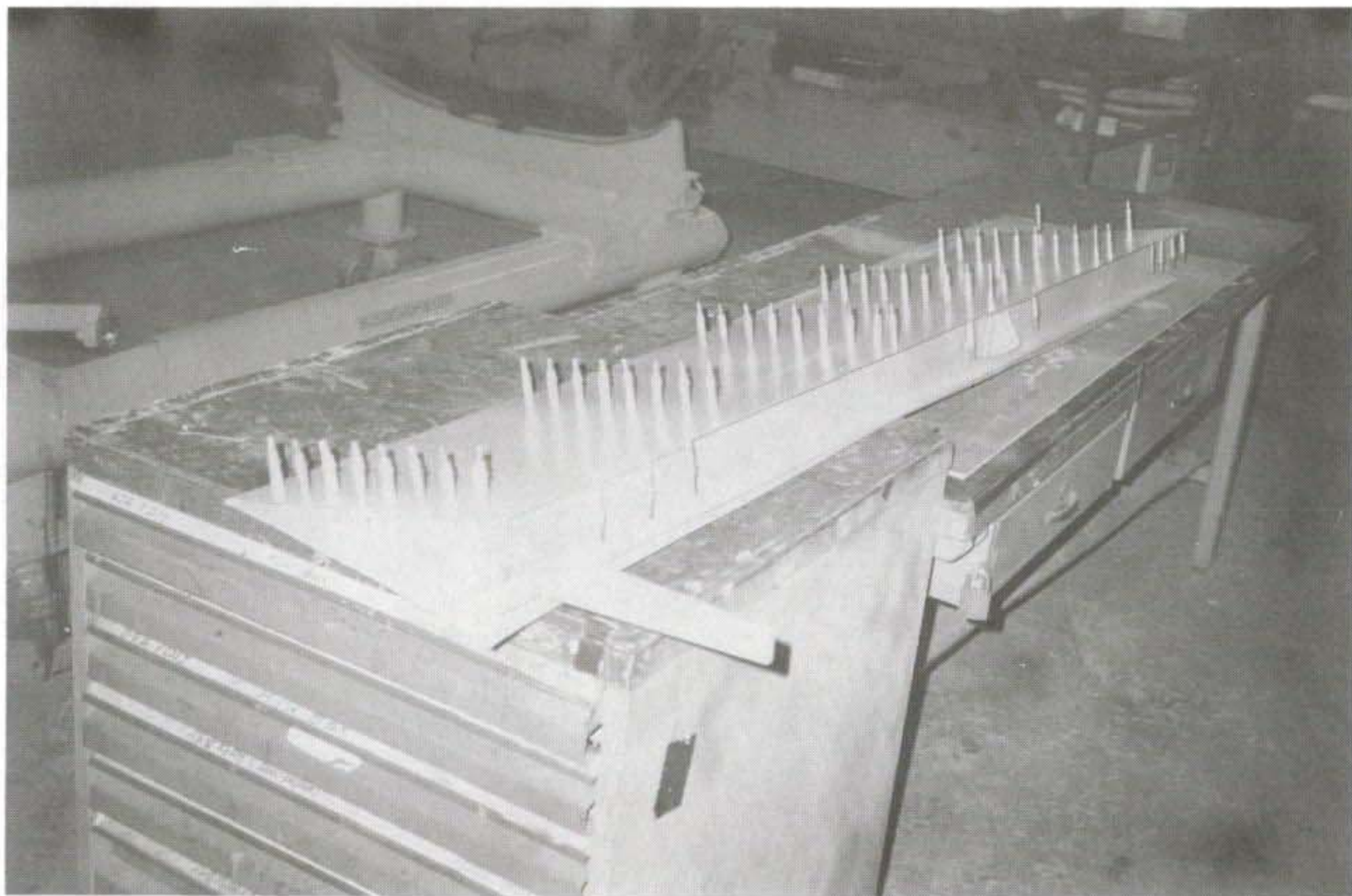


사진 4-30 에일러론의 조립

나. 동 체

전술된 바와 같이 동체는, 3개의 조립지그에서 각각 조립된 중앙 상부동체, 중앙 하부동체, 후방동체를 동체 최종조립지그에서 결합한 후, 지그로부터 장탈된 상태에서 도아, 꼬리날개 및 전방동체를 형성하는 엔진마운트 프레임과 엔진카울 등을 기체 최종 조립시 장착하여 완성된다. 여기서는 이들 동체의 조립과정을 각 Sub-Ass'y를 중심으로 기술토록 한다.

(1) 중앙 상부동체 조립

상부동체는 다음과 같은 순서로 조립된다.

- ① 조립지그 setting 및 검사
- ② 부품수령
- ③ 프레임 sub-ass'y 설치 : 윈드실드 프레임과 중앙동체 연결 프레임, 그리고 후방동체와의 결합용 프레임을 각각 sub-ass'y로 제작하여 지그에 고정한다.
- ④ 측면 론저론 장착 : 고정된 프레임에 결합용 fitting 및 클리트 등을 사용하여 체결한다.
- ⑤ 상부 론저론 장착 : 상부 론저론을 클리트와 함께 구조물에 리벳팅하고 FS 112.087 프레임을 세운다.
- ⑥ 스티프너, inner skin, 더블러 등을 주 구조에 리벳팅하여 결합(사진 4-31 참조).
- ⑦ 외피 장착 : 외피는 도면을 기준으로 1인치의 여유분을 두어 절단하고, pilot hole을 이용하여 동체에 가조립하여 형상을 맞춘 후 트리밍되었으며, 프레임 및 론저론 등의 리벳홀에 맞추어 홀을 가공하여 리벳팅한다.

- ⑧ 지그 장탈 : 전방 및 후방동체 결합부의 치수와 공차 등을 확인 후 조립 지그로부터 상부동체를 장탈한다.

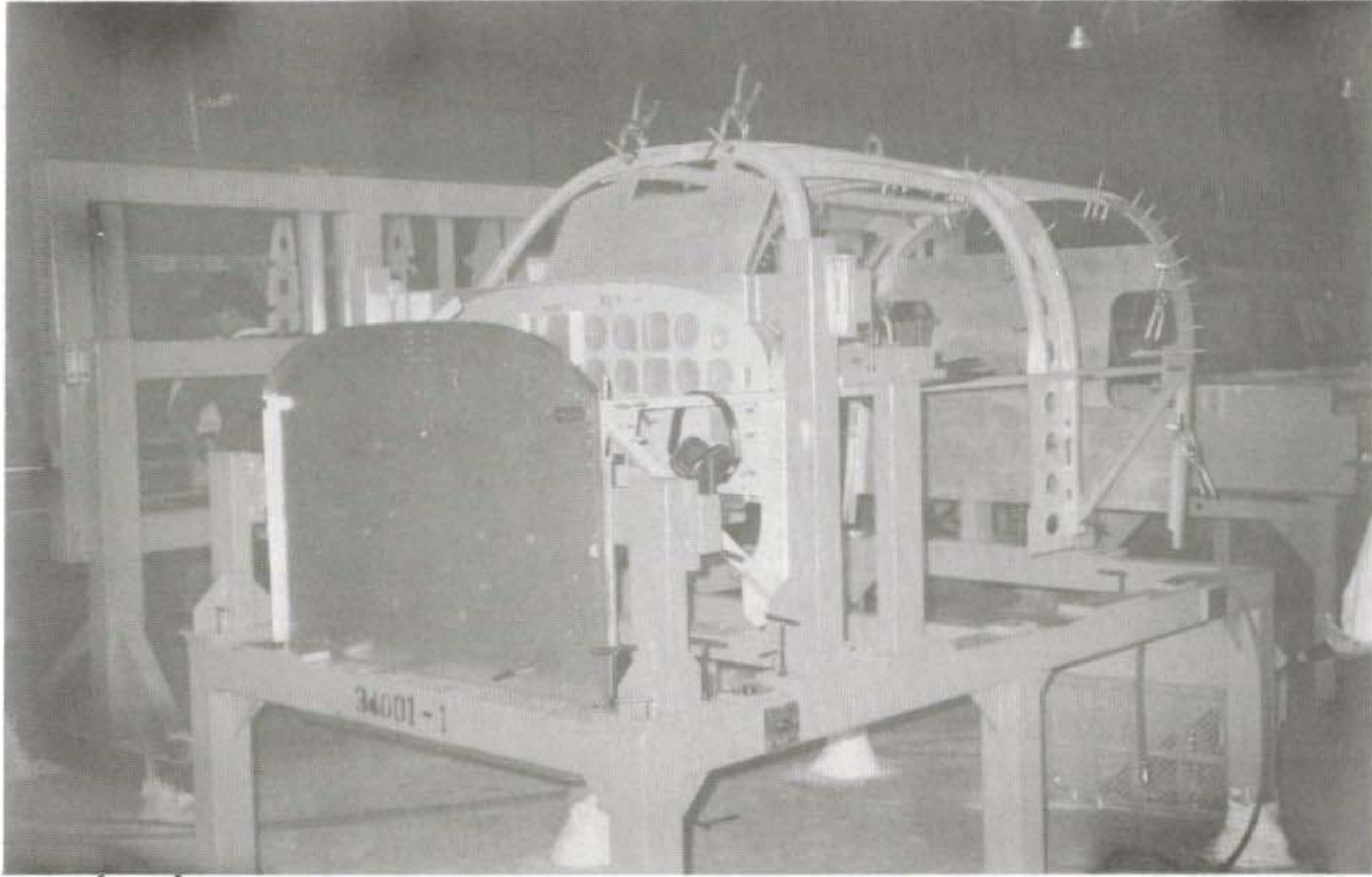


사진 4-31 조립된 상부동체 구조물

(2) 중앙 하부동체 조립

하부동체의 조립은 다음 순서로 수행된다.

- ① 조립지그 setting 및 검사.
- ② 부품 수령.
- ③ 수령한 부품으로부터 다음 조립품을 제작.
 - 프레임 Ass'y
 - C-T Beam Ass'y
 - Keel Beam Ass'y 등

- ④ 조립품 장착 : Sub-ass'y된 부품을 조립지그에 고정한다. 이 때 조립지그 상에서 조립이 가능한 sub-ass'y는 지그에서 조립 결합한다(사진 4-32 참조).
- ⑤ 측면 론저론을 체결하고, 하부 외피를 장착한 후, 하부 론저론을 체결한다.
- ⑥ 기타 구조부품 체결
- ⑦ 시스템 장착 : 조종계통, 연료 및 유압계통, 전기·전자계통 설치에 필요한 홀 및 브래킷 등을 장착한다.
- ⑧ 지그 장탈 : 상부동체 및 후방동체 결합부와 날개 mating 부위의 치수 및 공차 등을 확인한 후 조립지그로부터 하부동체를 장탈한다.

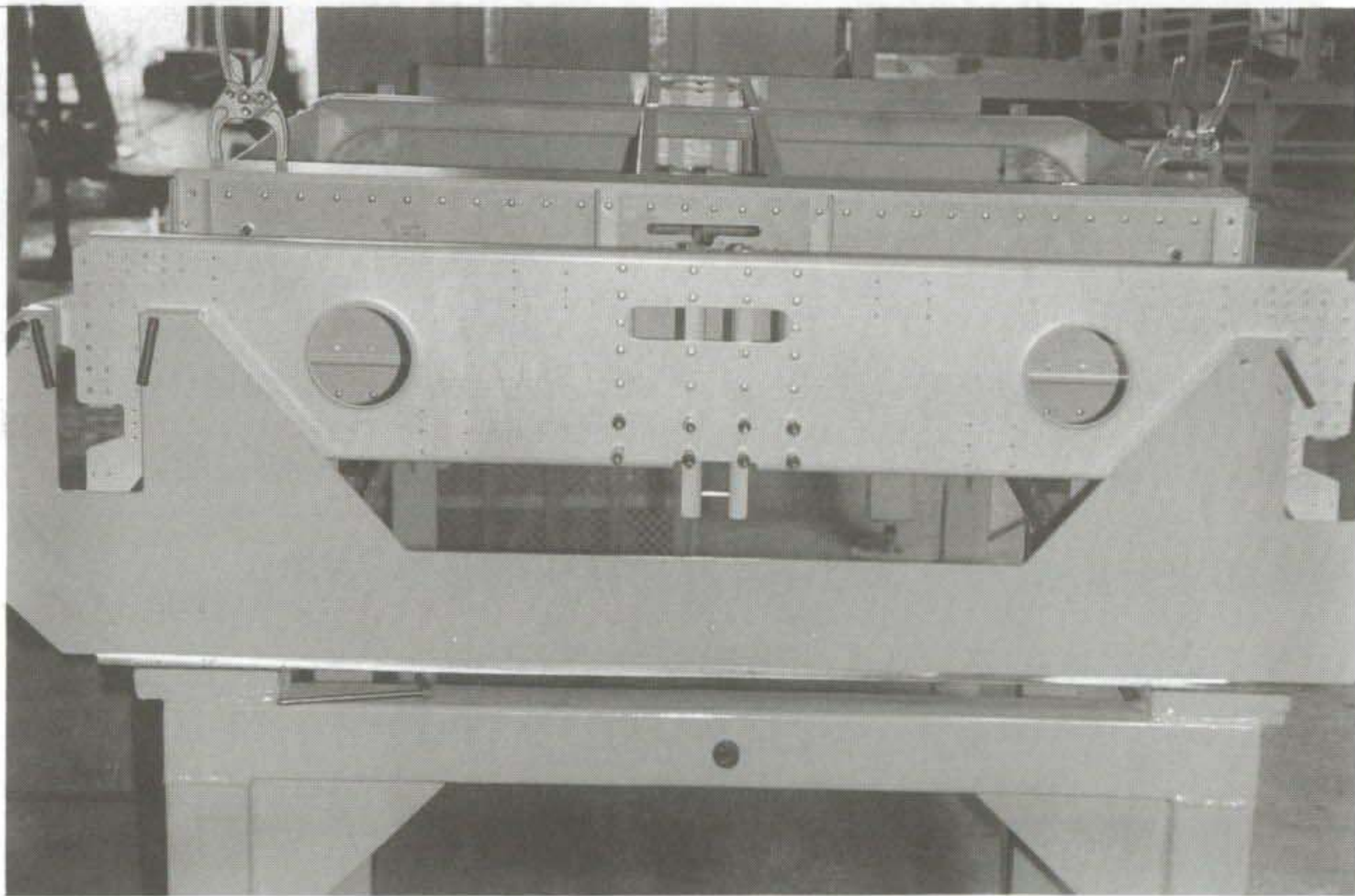


사진 4-32 하부동체 프레임의 조립

(3) 후방동체 조립

후방동체의 조립은 동체 최종 조립지그에서 행해지며, 후방동체 완성 후, 최종 조립지그에서 중앙동체의 론저론과 결합되고 이어 후방 도아팬 및 플로어 등이 체결, 조립된다.

후방동체는 다음의 순서로 조립이 수행된다.

- ① 조립지그 setting 및 검사
- ② 부품 수령
- ③ 프레임 sub-ass'y 제작 : 후방동체의 5개 프레임에 더블러, 브래킷, 크리트 등을 장착하여 sub-ass'y를 제작한다.
- ④ 프레임 장착 : 조립지그의 각 프레임 station에 tooling hole pin과 clamp로 프레임을 고정한다.
- ⑤ 론저론 체결 : 론저론의 위치를 정한 후, fitting 및 크리트로 프레임과 리벳 결합한다(사진 4-33 참조).
- ⑥ 기타 부품 체결 : 러그, 판넬, battery shelf, 스티프너 등을 본 구조에 리벳 결합한다.
- ⑦ 외피 장착 : 외피는 다음과 같이 가공하여 주 구조와 리벳 결합하여 완성한다. 이 때 조립지그에서 리벳팅이 불가능한 부위는 후방 동체를 지그로부터 장탈한 후 리벳 작업을 실시한다(사진 4-34 참조).
 - 외피 치수 결정 후 절단(현장 맞춤 여유 고려)
 - 성형 곡률이 큰 외피에 대한 roll forming
 - 외피 고정 후, 프레임 및 론저론의 리벳홀에 맞추어 최종 홀 가공
 - 외피의 최종 치수 결정 후 트리밍

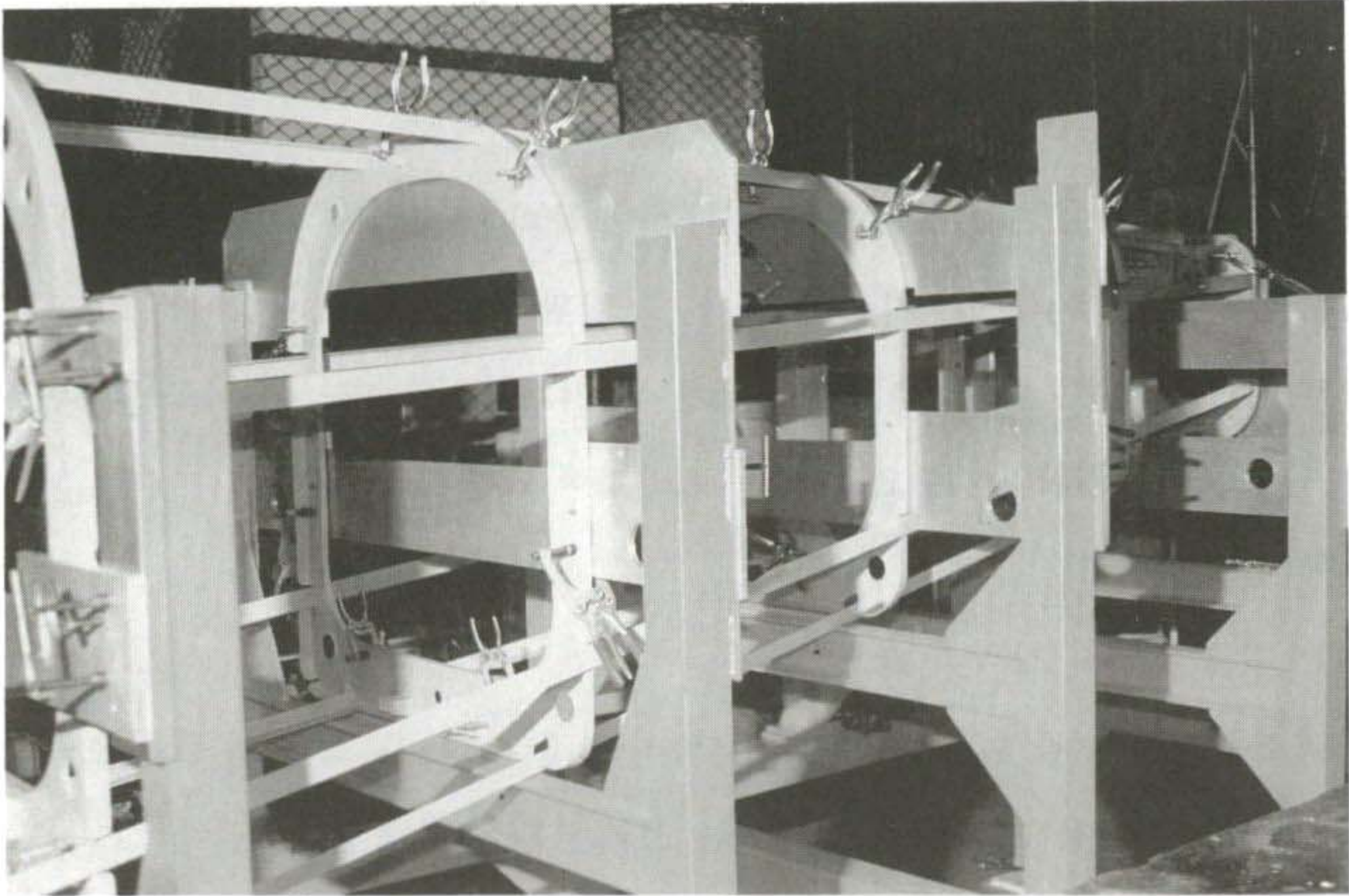


사진 4-33 후방동체 기본 구조물과 조립지그



사진 4-34 후방동체 외피 조립작업

다. 시스템

전술된 바와같이, 시스템 부품은 기체 구조물의 sub-ass'y 단계로부터 최종 조립단계까지 단계적으로 기체에 장착·조립된다. 본 보고서에서는 창공-91 시스템을 조종계통, 동력장치계통, 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 조립 내역을 작업단위 별로 구분 기술하면 다음과 같다.

(가) 엔진 및 엔진 보기의 장착

본 부품의 장착 과정은 다음과 같다. 즉, 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 4-35 참조).

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 파악 되도록 한다.

(나) 연료 계통의 조립

연료 계통의 조립에는 연료 누출 방지를 위한 sealing 작업이 가장 중요하다. 각 연료라인의 배관작업 후에는 연료 탱크를 비롯한 연료라인에 대한 압력 및 누출검사가 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, 엔진 배플 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 배기 가스에 의한 배기관의 열 팽창을 수용토록 한다.

(마) 기 타

엔진과 프로펠러의 조종에는 push-pull control line이 사용되며, 난방계통은 중아동체 하부에, 환기계통은 날개의 각각 장착된다. 연료계통이나 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

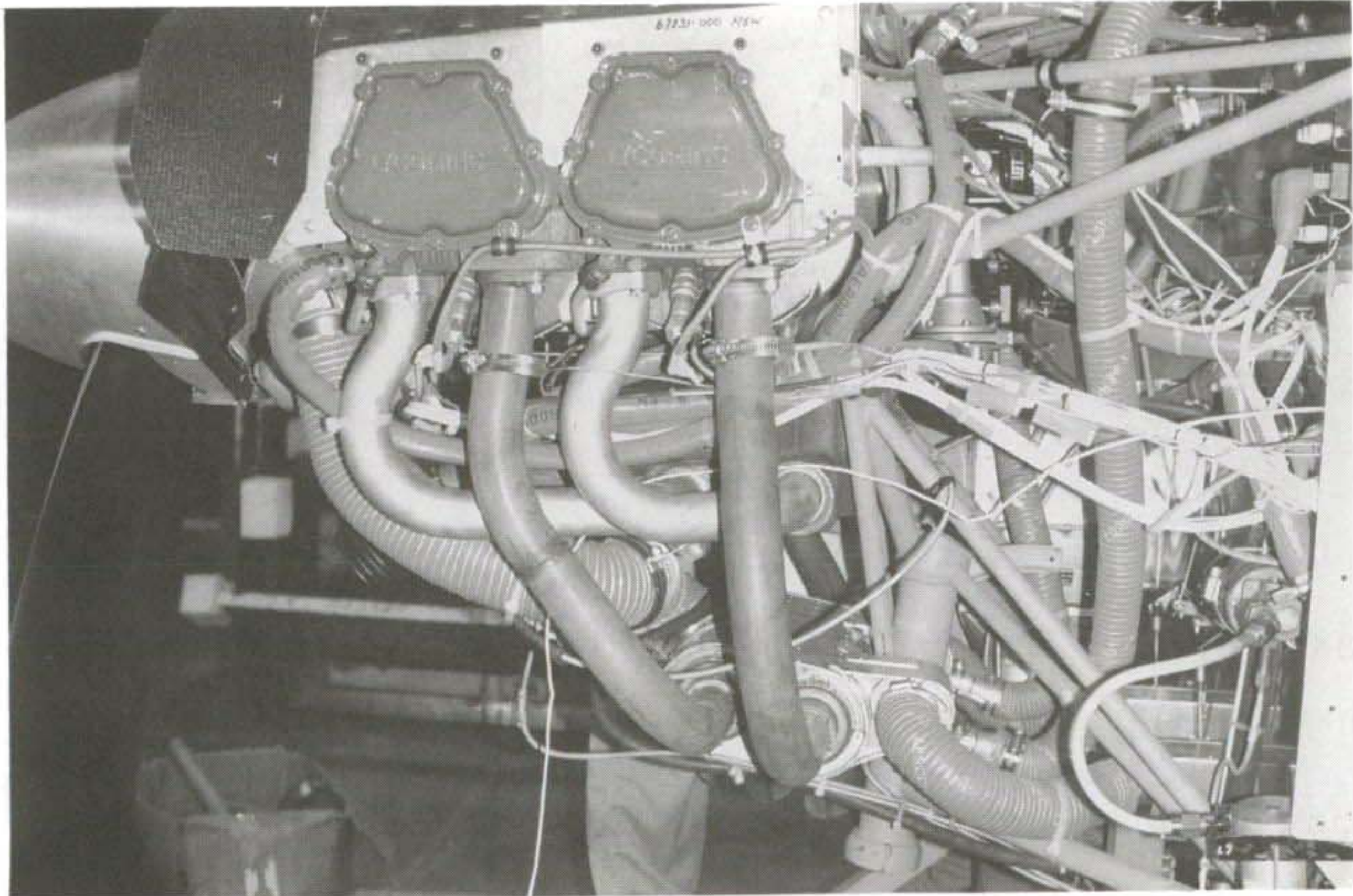


사진 4-35 방화벽 앞의 동력장치계통

연결한다. 엔진 압력 게이지 라인은 방화벽 앞쪽 부분을 hose로 연결하여 엔진 진동의 영향을 줄이고, 라인 중간 중간을 엔진 마운트 프레임에 clamping 한다.

(3) 전기·전자 계통의 장착과 조립

본 계통의 장착과 조립은 와이어 하니스(wire harness)의 제작 과정과 와이어 하니스 및 장비의 장착 과정으로 나누어 수행된다.

(가) 와이어 하니스 제작

와이어 하니스는 크게 나누어 계기판 부분, 동체부분, 엔진부분, 그리고 날개부분의 4부분으로 나누어 제작되며, 대량 생산시는 EJB(Electrical Jig Board)를 사용하여 제작하는 것이 편리하나, 창공-91은 시제 개발의 형태이므로 현장 작업에서 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 marking 하고 나머지 한쪽을 커넥터 혹은 장비에 결합한다(사진 4-36 참조).

② 동체, 엔진 및 날개 부분

계기판 부분을 제외한 3부분은 와이어 하니스 제작을 현장 작업에서 완성하기 위하여 제작의 마지막 단계에서 bundle의 형태로 묶지 않고 한쪽 끝에 terminal

lug 혹은 커넥터를 결합하지 않은 채 그대로 두어 항공기 장착시 routing이 용이하도록 한다.

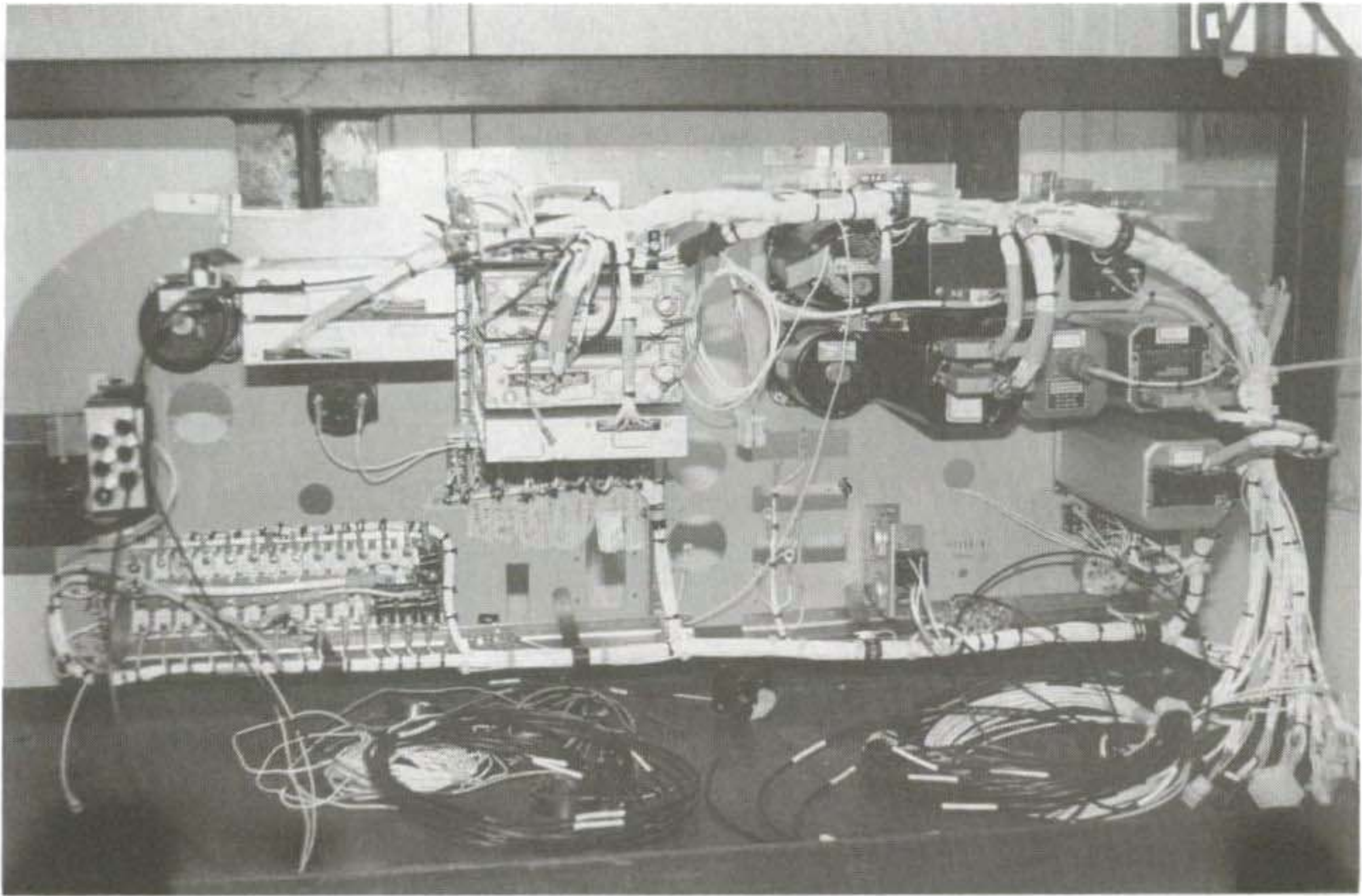


사진 4-36 계기판 부분의 와이어 하니스

(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 후에 장비를 장착하며, 계기판 부분 및 엔진 부분은 장비장착을 한후에 와이어 하니스를 장착한다.

① 와이어 하니스 장착

와이어 하니스 제작시와 같이 계기판 부분, 동체부분, 엔진부분 그리고 날개부분의 4부분으로 나누어 장착되며, 장착전 단계에서 장착 경로를 확인하여 미비된

작업을 한 후 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.

라. 최종 조립

각각의 조립 지그에서 완성된 동체와 날개의 각 sub-ass'y 들은 전기 조립을 위한 기체 최종 조립지그 위에서 최종적으로 조립된다. 이 최종 조립은 크게 동체부와 날개부로 나누어 조립되며 그 주요 내역을 요약하면 다음과 같다(사진 4-37, 38, 39, 40 참조).

표 4-15 최종 조립내역

구 분	조립 내역
동체부	1) 하부동체와 상부동체를 최종 조립지그에서 결합하여 중앙동체를 조립 2) 후방동체와 중앙동체 결합 3) 후방동체에 테일콘, 꼬리날개를 장착 4) 상부동체의 방화벽에 엔진 마운트 프레임, 엔진, 프로펠러 등의 전방동체 구성품을 체결 5) 전방동체에 전방착륙장치 장착 6) 각 Sub-Ass'y에 기 설치된 조종계통, 전기·전자 계통, 연료계통 및 브레이크 시스템들을 연결
날개부	1) 날개 조립체에 각 해당 시스템 설치 2) 주 착륙장치 장착
동체-날개 최종조립	1) 최종 조립된 날개를 동체에 결합 2) 각 시스템 연결 3) 전·후방 도아, 윈드실드, 창문 및 엔진카울 장착 4) 내장재 설치 5) 좌석 설치

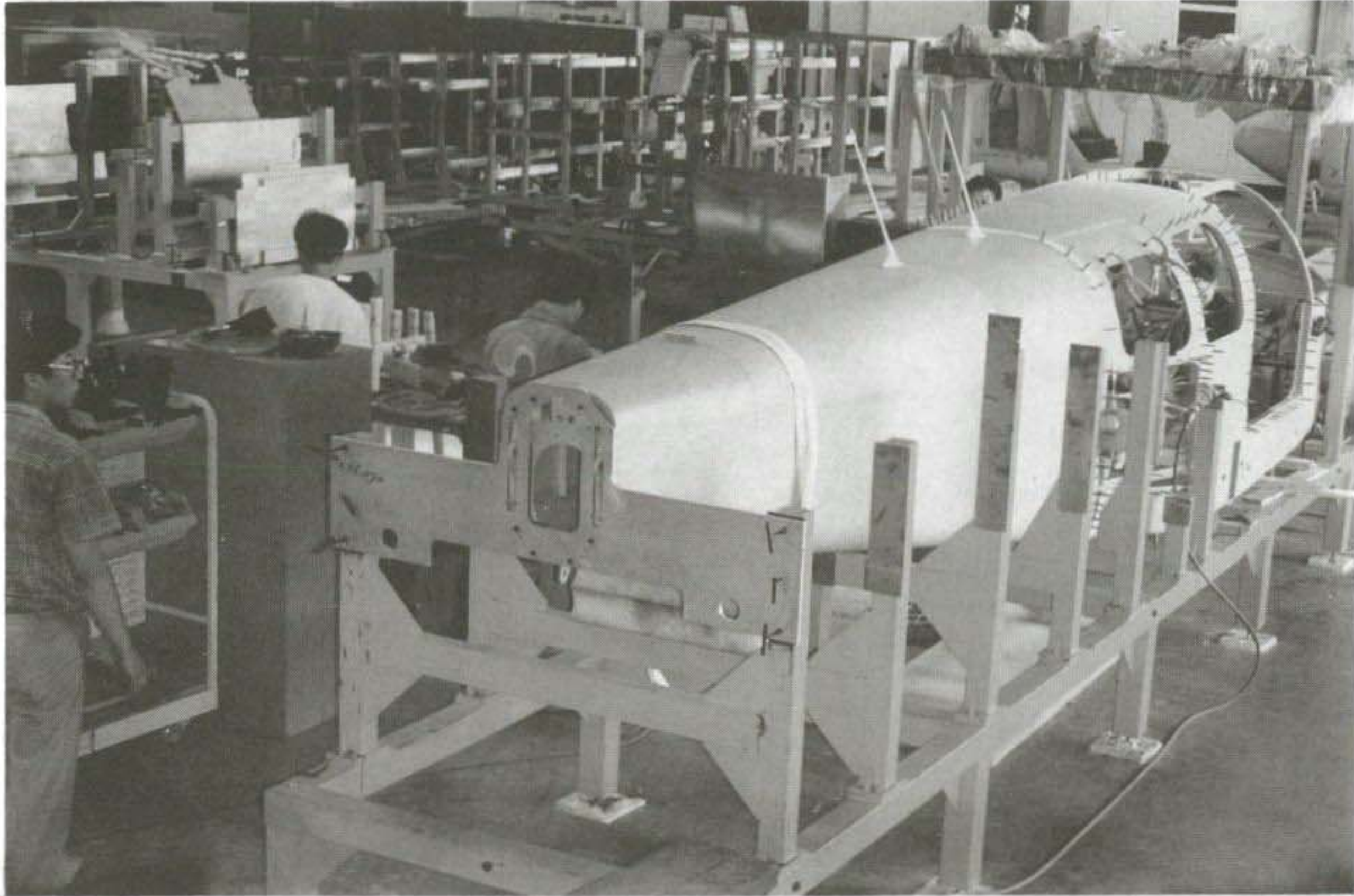


사진 4-37 최종 조립지그에서의 동체조립



사진 4-38 동체부 최종조립



사진 4-39 기체 최종조립



사진 4-40 완성된 창공-91

제 5 장 창공-91 제원

- 형식 및 유형
- 형식 증명
- 주요 제원
- 중 량
- 성 능
- 구 조
- 브레이크 계통
- 연료 계통
- 난방/샤리제거 계통
- 환기 계통
- 조종 계통
- 계기 판넬
- 전기 계통
- 전자 계통

여 백

■ 형식 및 유형(Designation & Type)

창공-91은 4/5인승의 다목적 단발 피스톤 경항공기로서, 첨단 복합재료의 꼬리날개, 엔진카울, 도어 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)

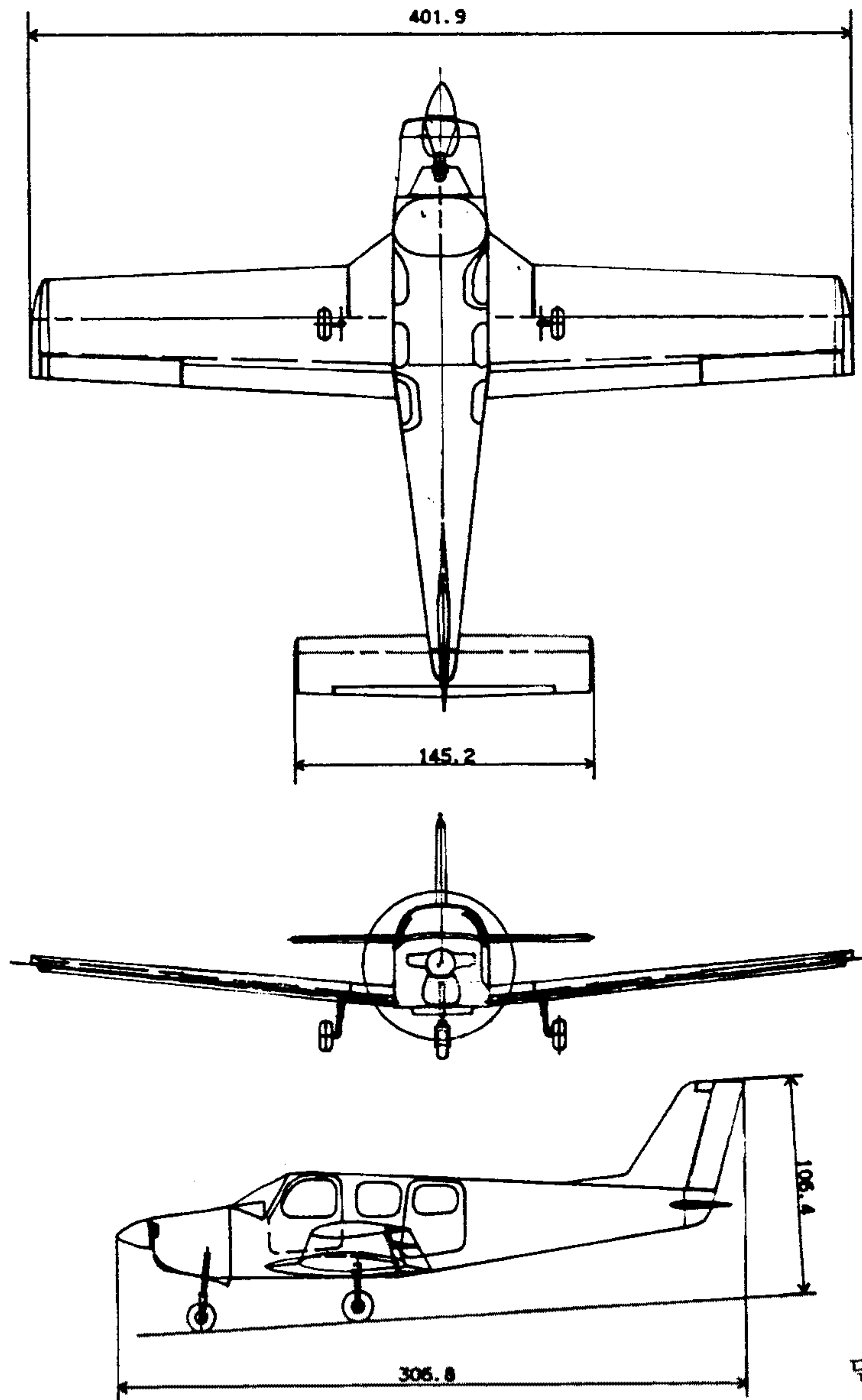
FAR part 23의 Normal Category 및 Utility Category의 규정을 만족하는 general aviation 급의 경항공기로서, 시계비행과 계기비행 규정을 만족한다.

■ 주요 제원

전장	25.1 ft	7.7 m
전폭	33.5 ft	10.2 m
전고	8.87 ft	2.7 m
날개면적	160 ft ²	14.86 m ²
자중	1,717 lb	780 Kg
유상하중	683 lb	311 Kg
최대이·착륙중량	2,750 lb	1,250 Kg
연료중량	350 lb	159 Kg

창공-91

● 삼면도



단위 : inch

● 날 개

에 어 포 일	NACA 63 ₂ -415	
면적(동체포함)	160 ft ²	14.86 m ²
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)	
붙 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	20°/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 ²	2.64 m ²
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 ²	1.11 m ²
스팬	53.3 in	1.35 m
평균공력시위	39.5 in	1.0 m
테이퍼비	0.58	
가로세로비	1.38	
후퇴각	29° (25% 시위선에서)	
리더면적	5.58 ft ²	0.5 m ²
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 5.005-5 6 PLY	
Pressure	... 50 psi	
Nose tire : Size 6.00-6 6PLY	
Pressure	... 42 psi	

● 프로펠러

직경 74"인 2-blade constant speed propeller로서 HARTZELL HC-C2YK-1 BF/F 7666 A-2를 사용.

항공-91

● 엔진

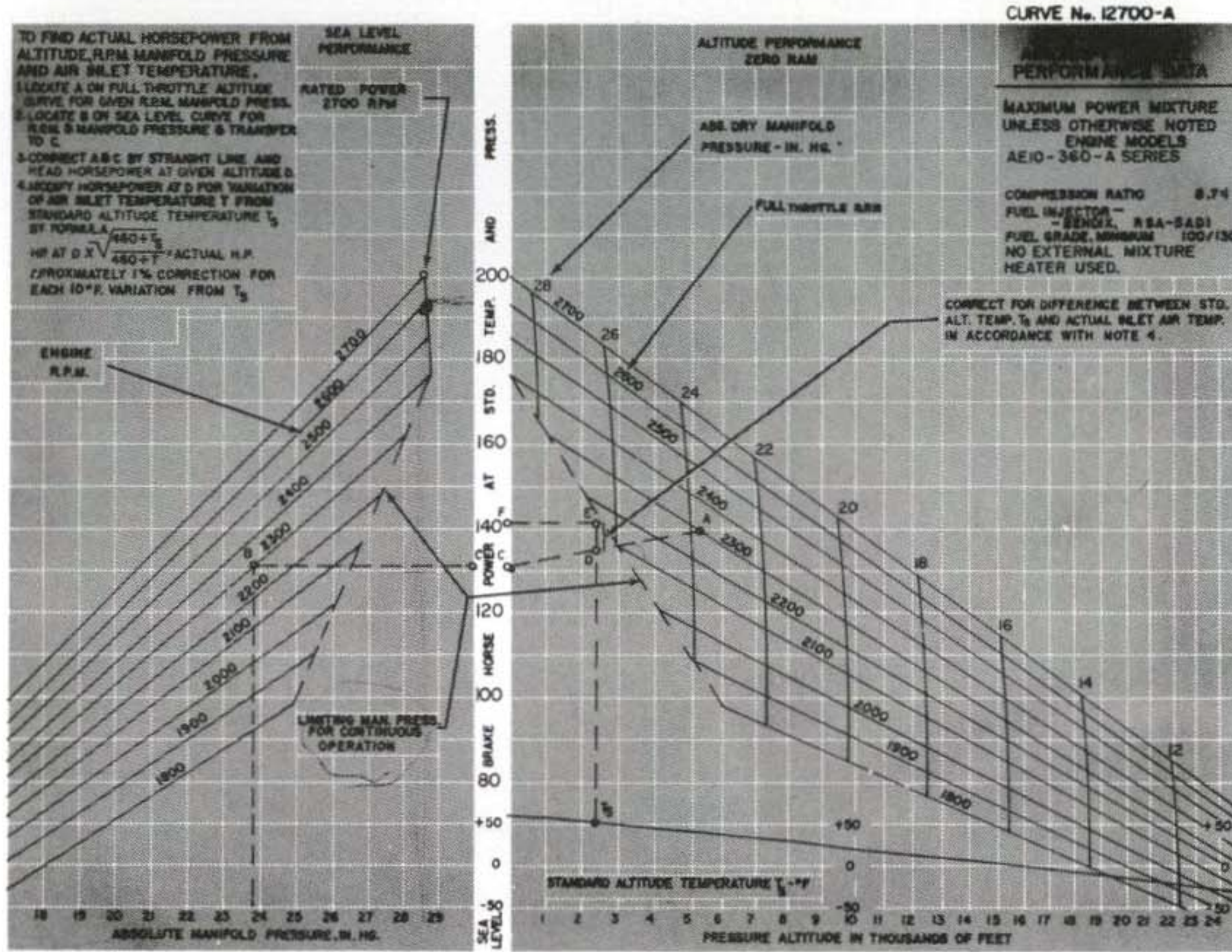
Avco Lycoming IO-360-A1B6 엔진(최대출력 200HP) 으로서 spec., 운용조건 및 출력 특성은 다음과 같다.

SPECIFICATIONS

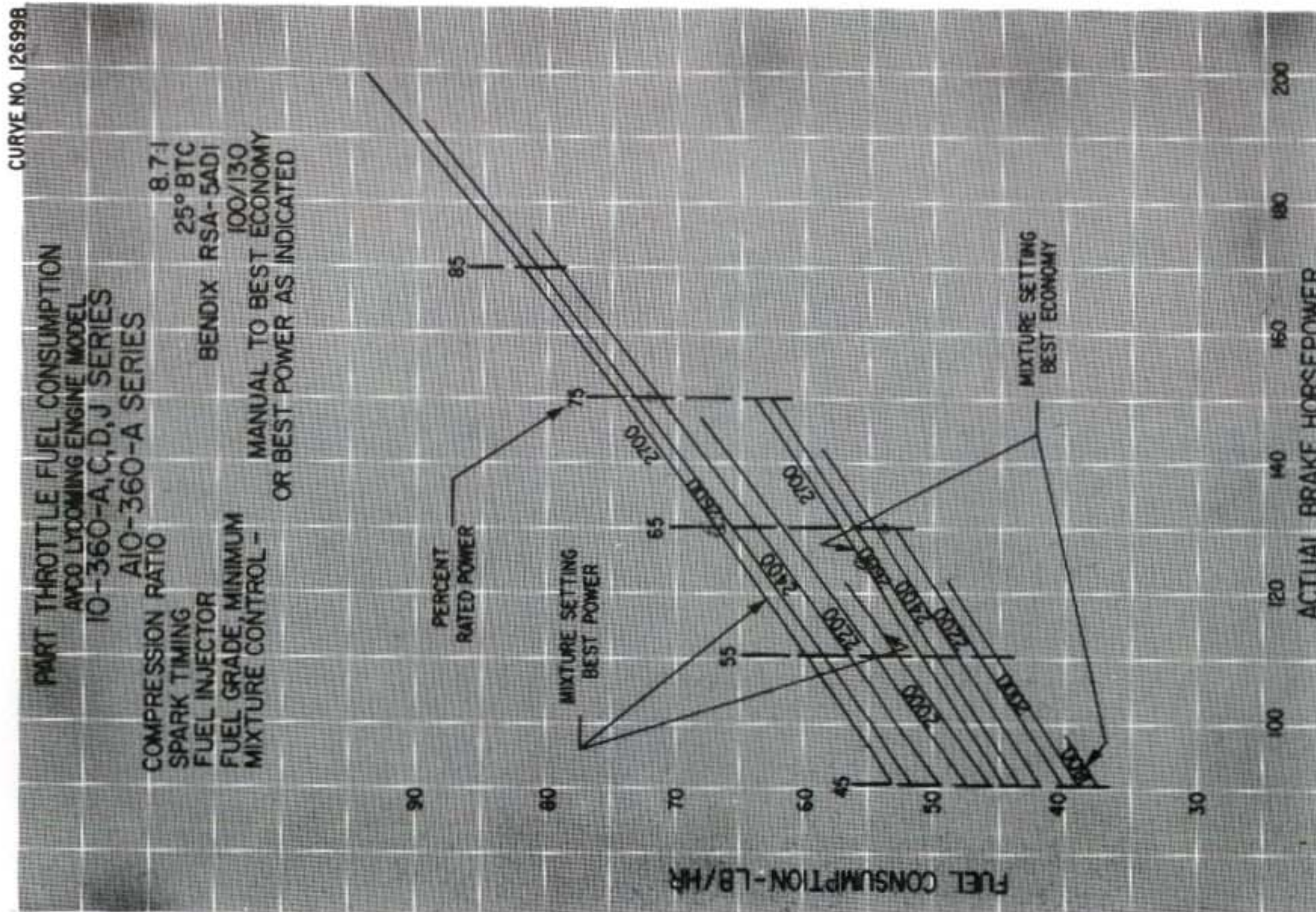
FAA Type Certificate	1E10
Rated horsepower	200
Rated speed, RPM	2700
Bore, inches	5.125
Stroke, inches	4.375
Displacement, cubic inches	361.0
Compression ratio	8.7 : 1
Firing order	1-3-2-4
Spark occurs, degrees BTC	25°
Valve rocker clearance(hydraulic tappets collapsed)	028-.080
Propeller drive ratio	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	475°F. (246°C.)
Performance Cruise (75% Rated)	2450	150	12.3	.50	475°F. (246°C.)
Economy Cruise (65% Rated)	2350	130	9.5	.44	475°F. (246°C.)



IO-360-A1B6 엔진의 출력 성능

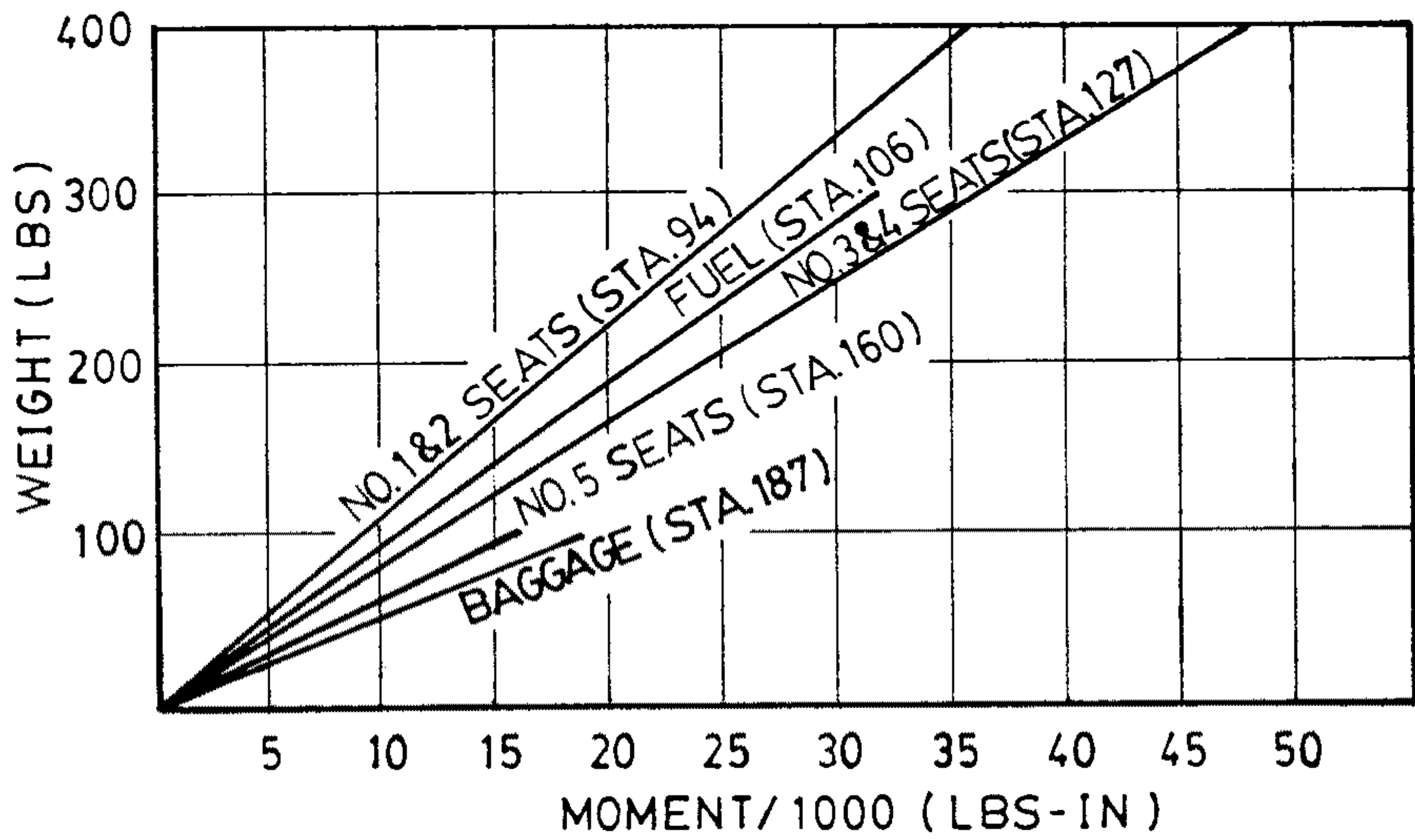


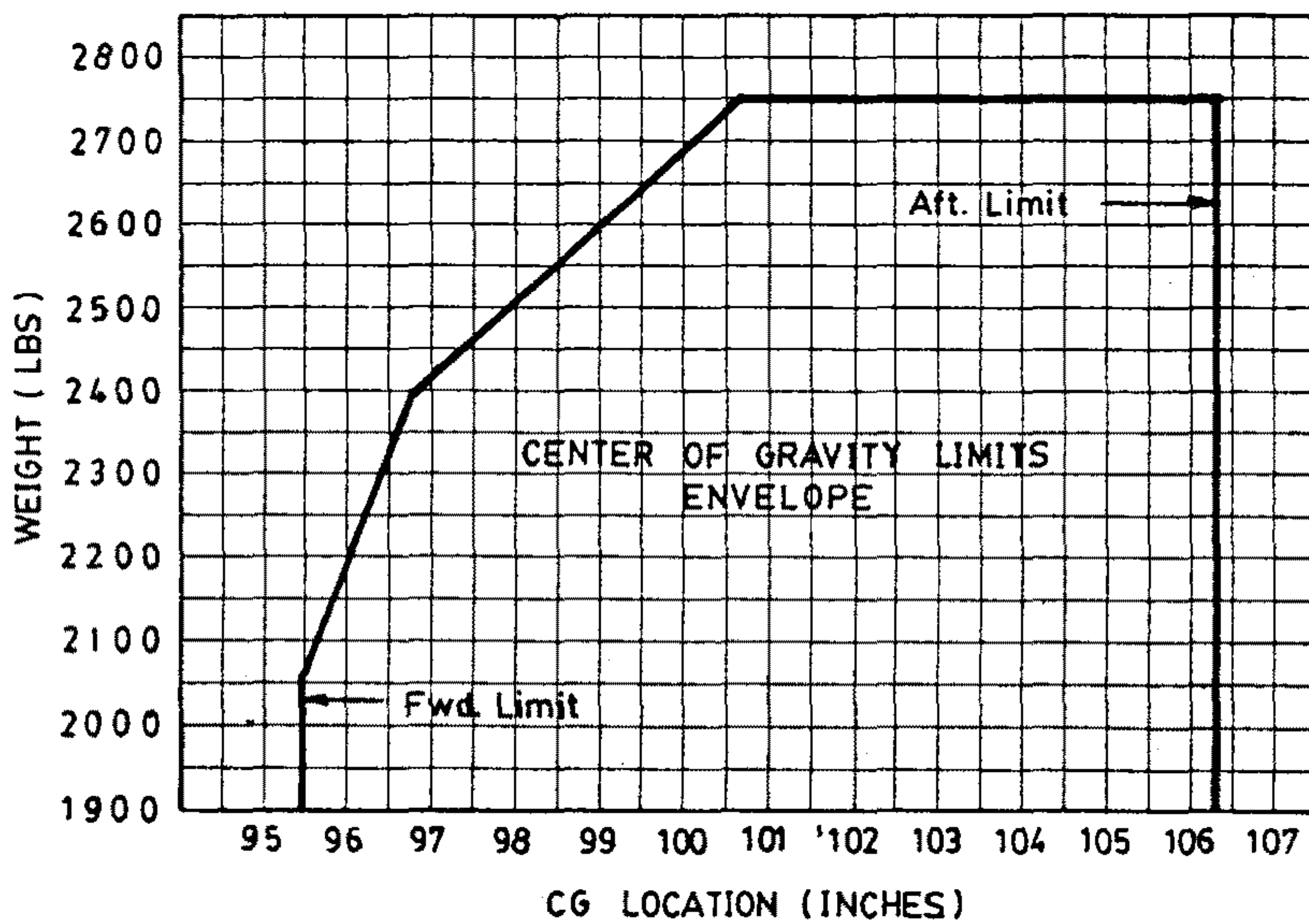
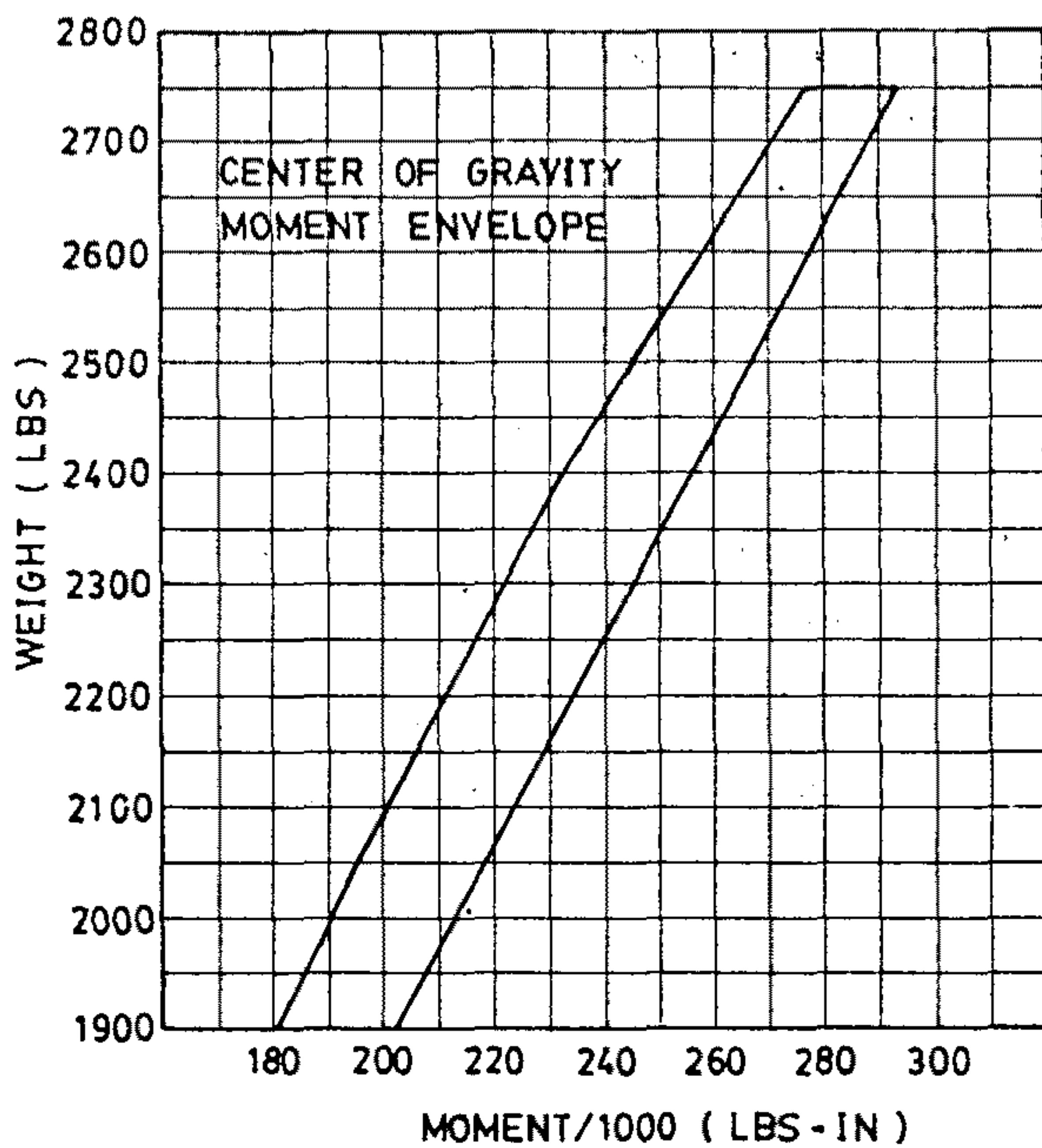
IO-360-A1B6 엔진의 연료 소모율

항공-91

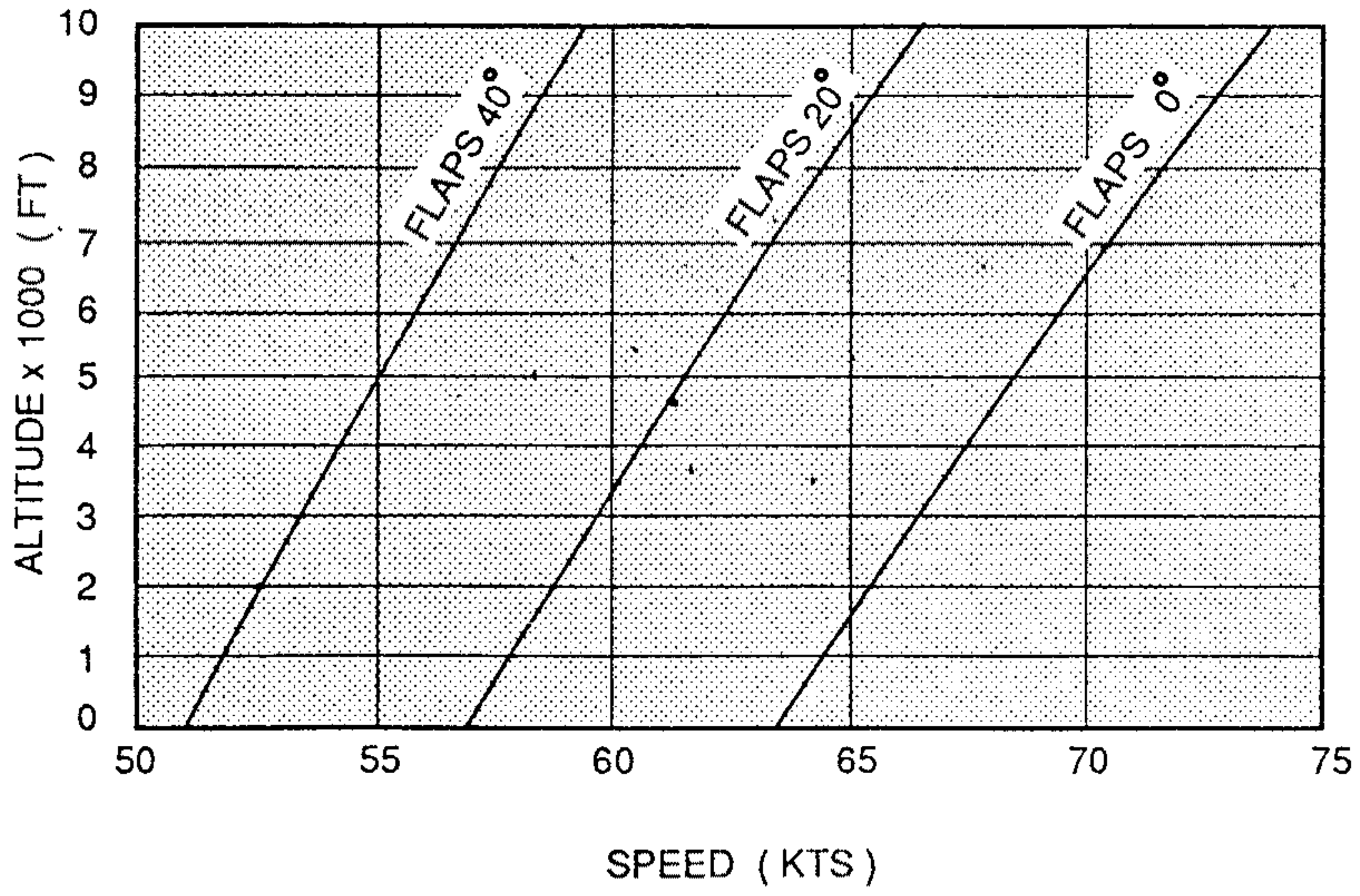
■ 중 량

중 량 항 목	중 량 (LBS)	모멘트 (LB-INS/1000)
자 중	1717	163.82
조종사 ⁽¹⁾ , 전방승객 ⁽²⁾	350	32.90
승객 (2 명) ^(3,4)	350	44.45
후방승객 ⁽⁵⁾ (최대 100 LBS)	—	—
연료 (최대 58.3 Gal.)	300	31.80
수하물 (최대 100 LBS)	41	76.67
램프 중 량	2758	280.64
엔진시동, 택싱, run-up 시 사 용 연 료	-8	-0.85
이 륙 중 량	2750	279.79

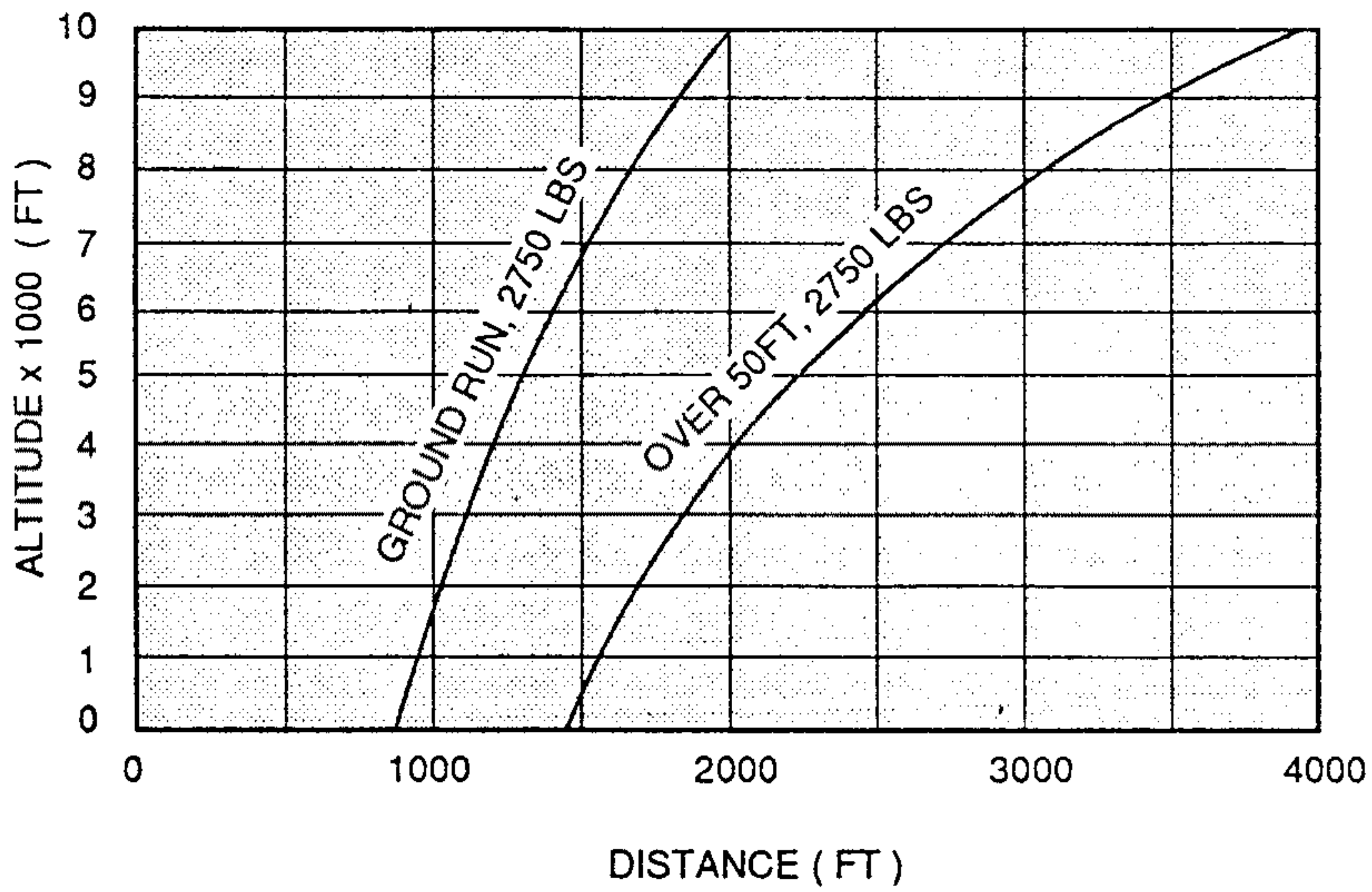




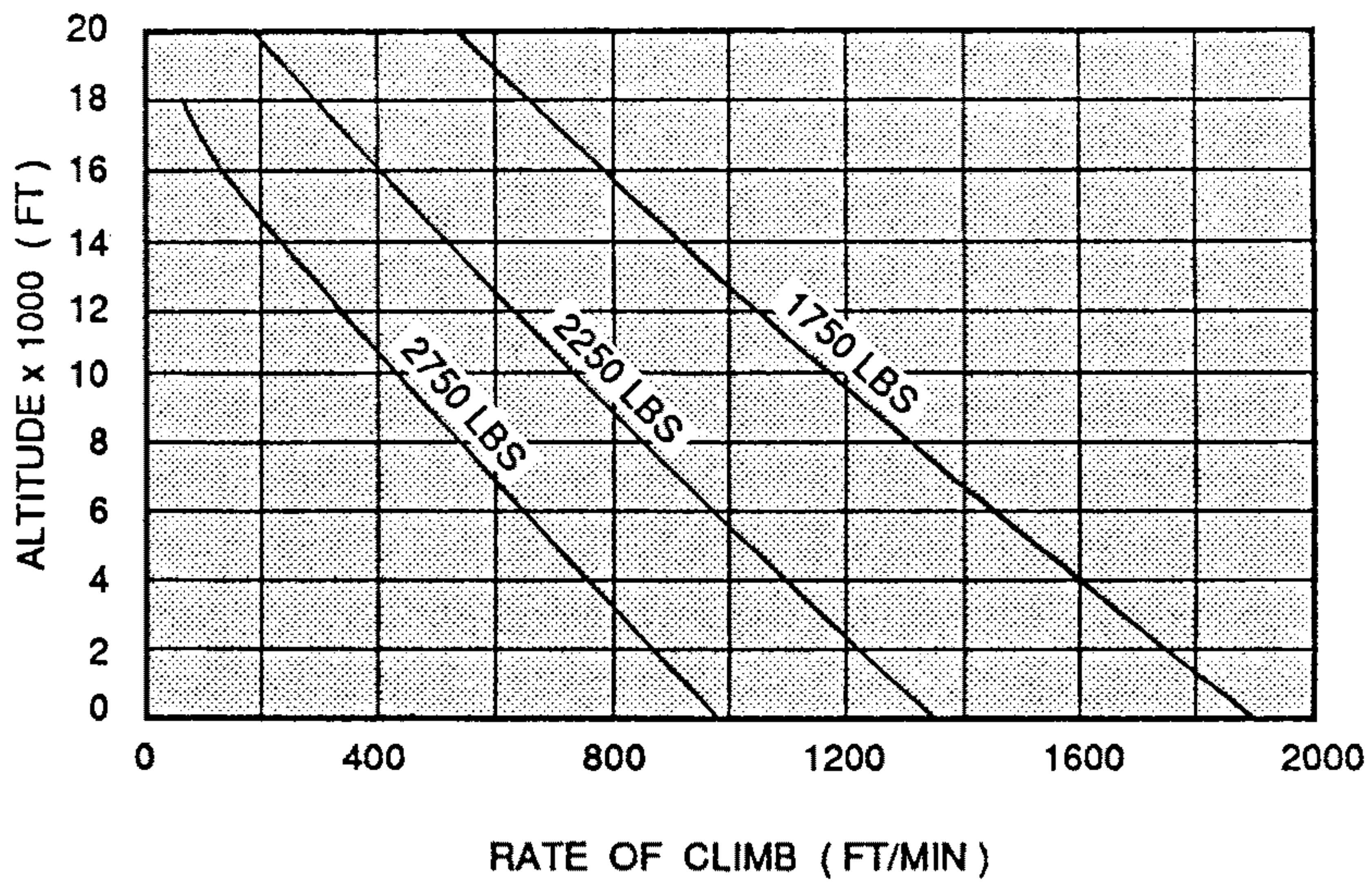
■ 성능



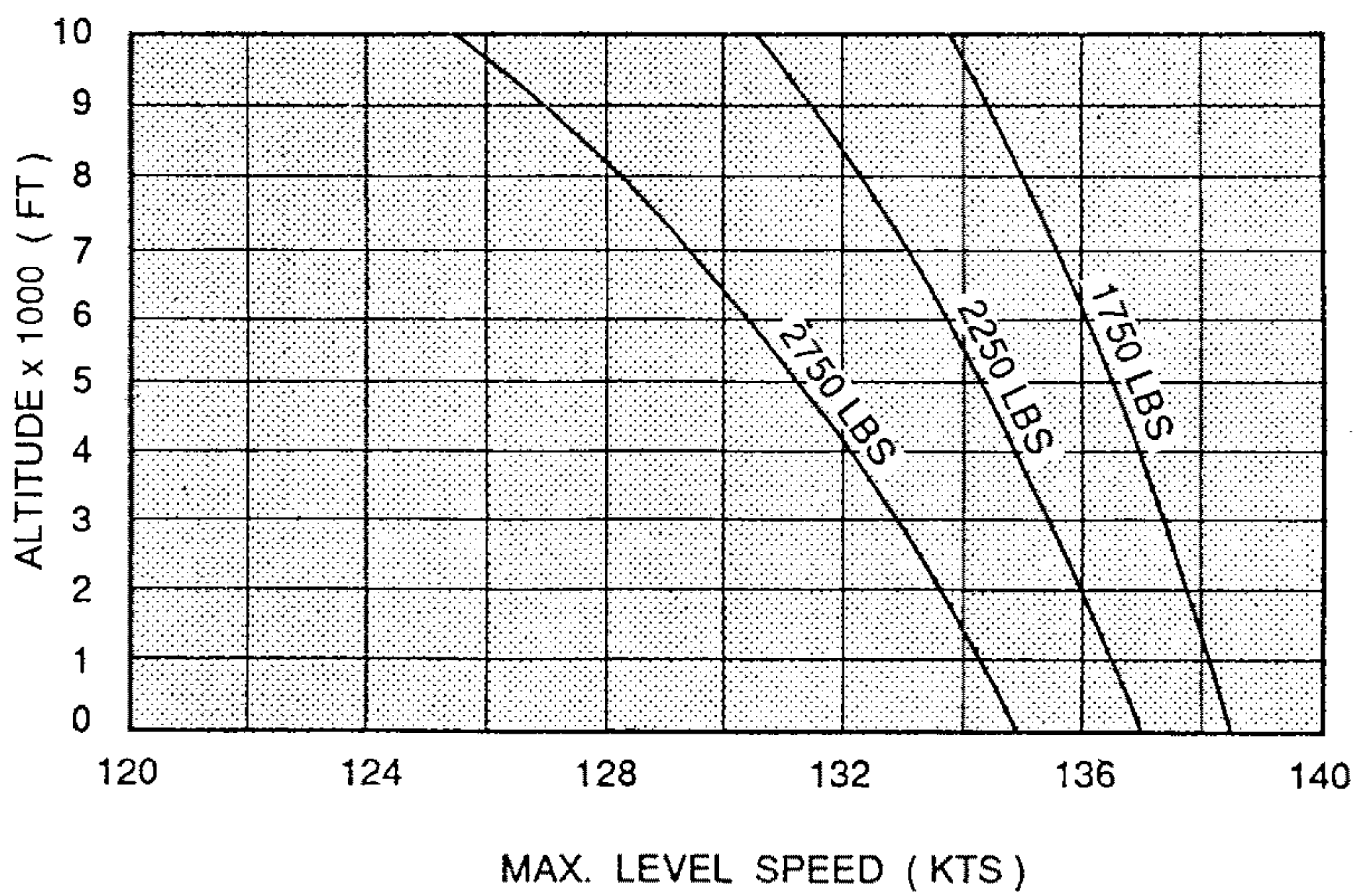
실속속도(W=2750 LBS)



고도에 대한 이륙거리

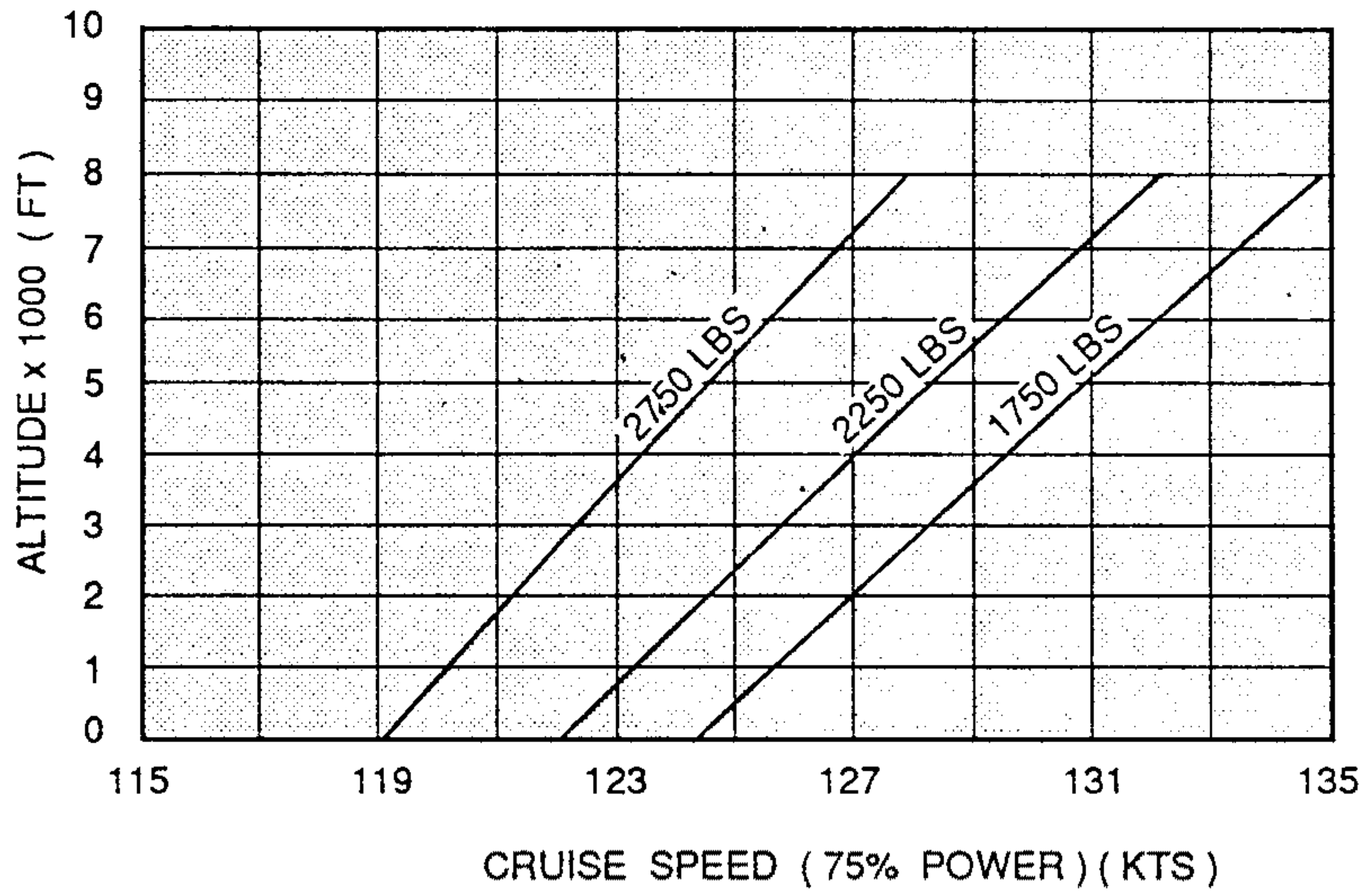


고도 및 중량에 대한 최대 상승률

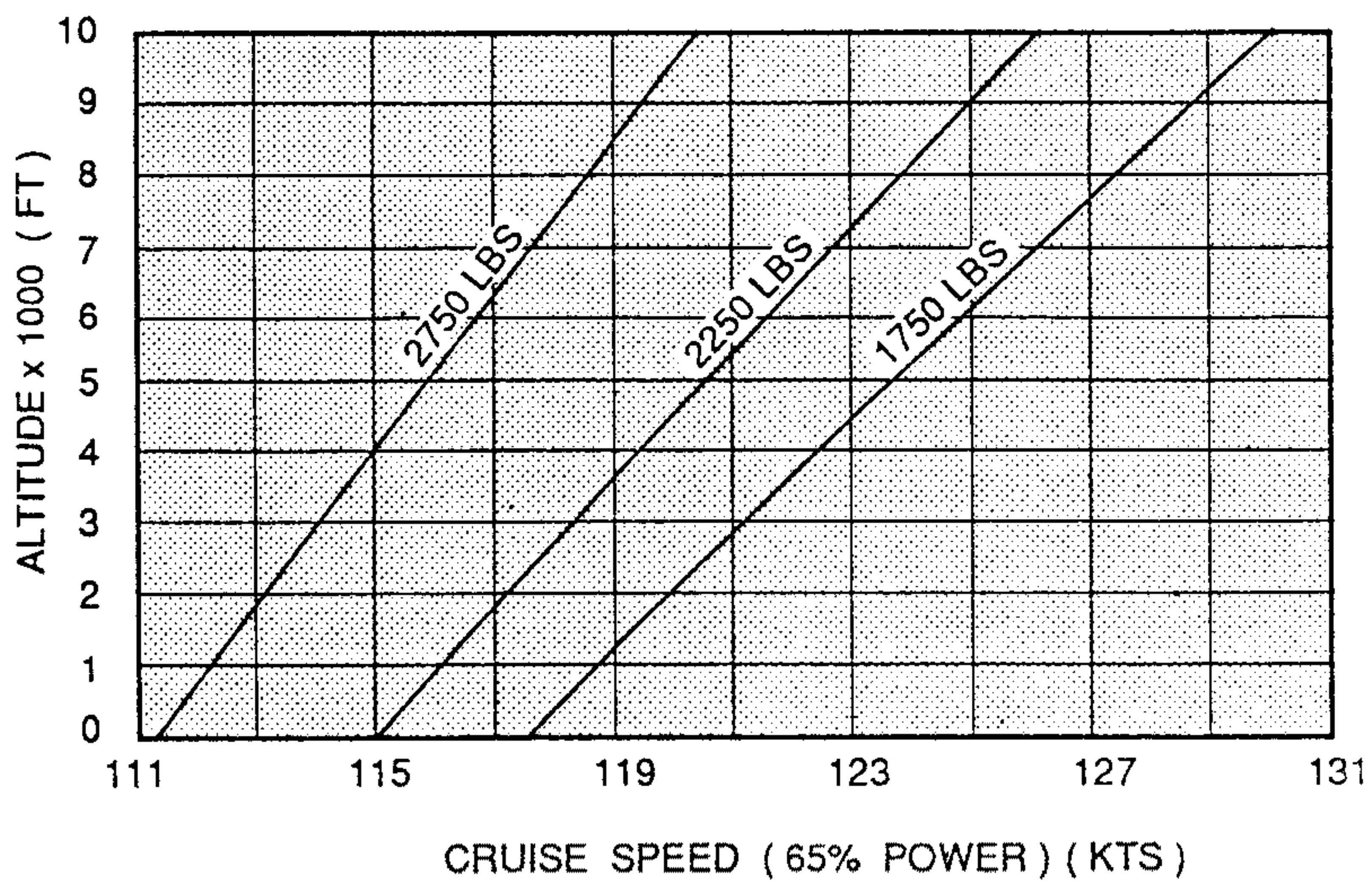


중량 및 고도에 대한 최대 비행속도

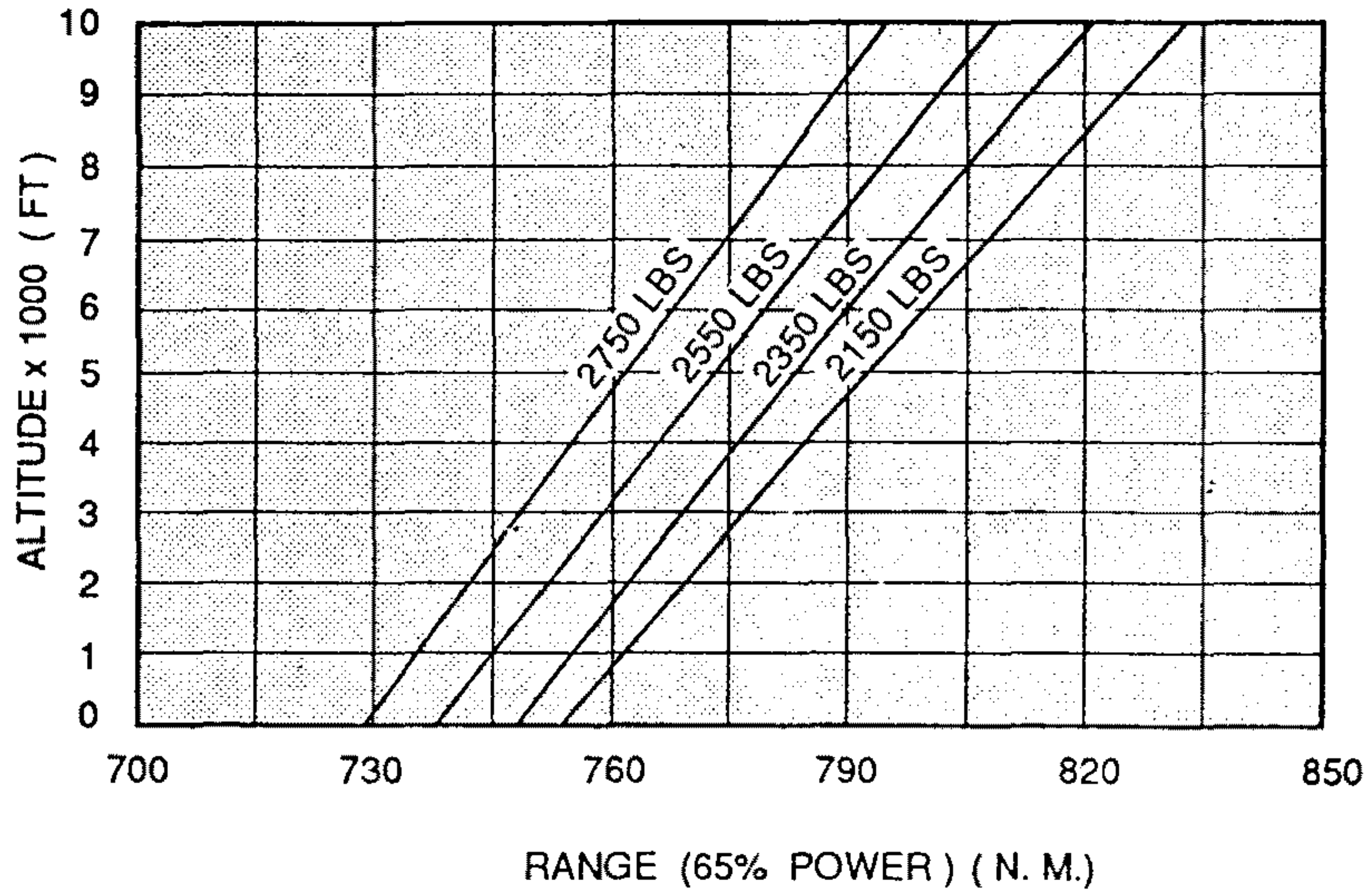
참공-91



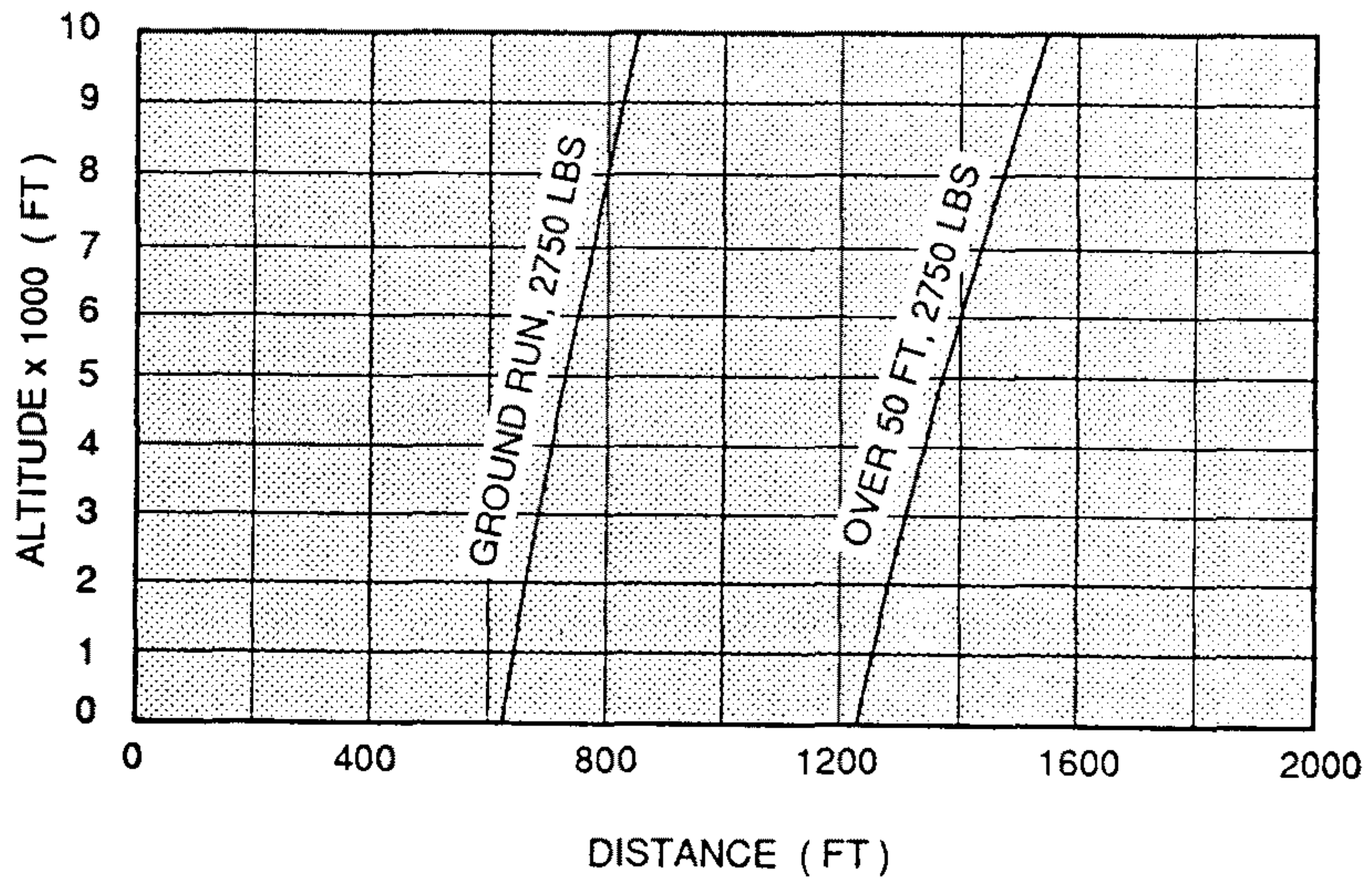
고도 및 중량에 대한 순항속도(75% power)



고도 및 중량에 대한 순항속도(65% power)



고도에 대한 최대항속거리(65% power)



고도에 대한 착륙거리

■ 구조

기체 구조는 전형적인 세미 모노코크 응력외피 형식으로, 외피는 Alclad 2024 계열의 판재로 이루어지고, 내부 골재는 2024 AL 판재 성형품 및 압출재와 부분적으로 7075 계열의 AL 판재 및 압출재로 이루어 진다.

특히 엔진카울, 수평 및 수직 꼬리날개, 도아 및 기타 페어링류들은 복합재료로 이루어진다.

● 날개구조

날개는 기본날개와 플랩 및 에일러론으로 구성된다. 일체형 연료탱크를 포함한 2개의 박스 구조를 갖는 기본날개는 주스파, 전후방 스파, 23개의 리브, 스트링저로 이루어져 있으며, 양쪽 날개에 고정식 착륙장치가 장착된다.

플랩과 에일러론은 날개와는 달리 비틀림이 없는 구조로서, 각각 소성가공된 스파와 리브들로 제작되며, 플랩은 4개의 러그, 에일러론은 피아노 힌지로 기본날개와 결합되고 push-pull rod에 의해 구동된다.

● 동체구조

동체는 전·후방 및 중앙동체 3개의 부분 조립체로 이루어지며, 모두 10개의 프레임과, 론저론, 스티프너 등이 주 구조를 형성한다. 중앙동체엔 4개의 좌석이 2열로 배치되고 화물실로 결합할 수 있는 제 3열 공간에 좌석 1개가 추가 탑재되며, 두개의 탑승용 도아가 기체 좌·우에 설치된다.

날개는 중앙동체 하부구조와 lap joint 및 러그 방식으로 체결된다.

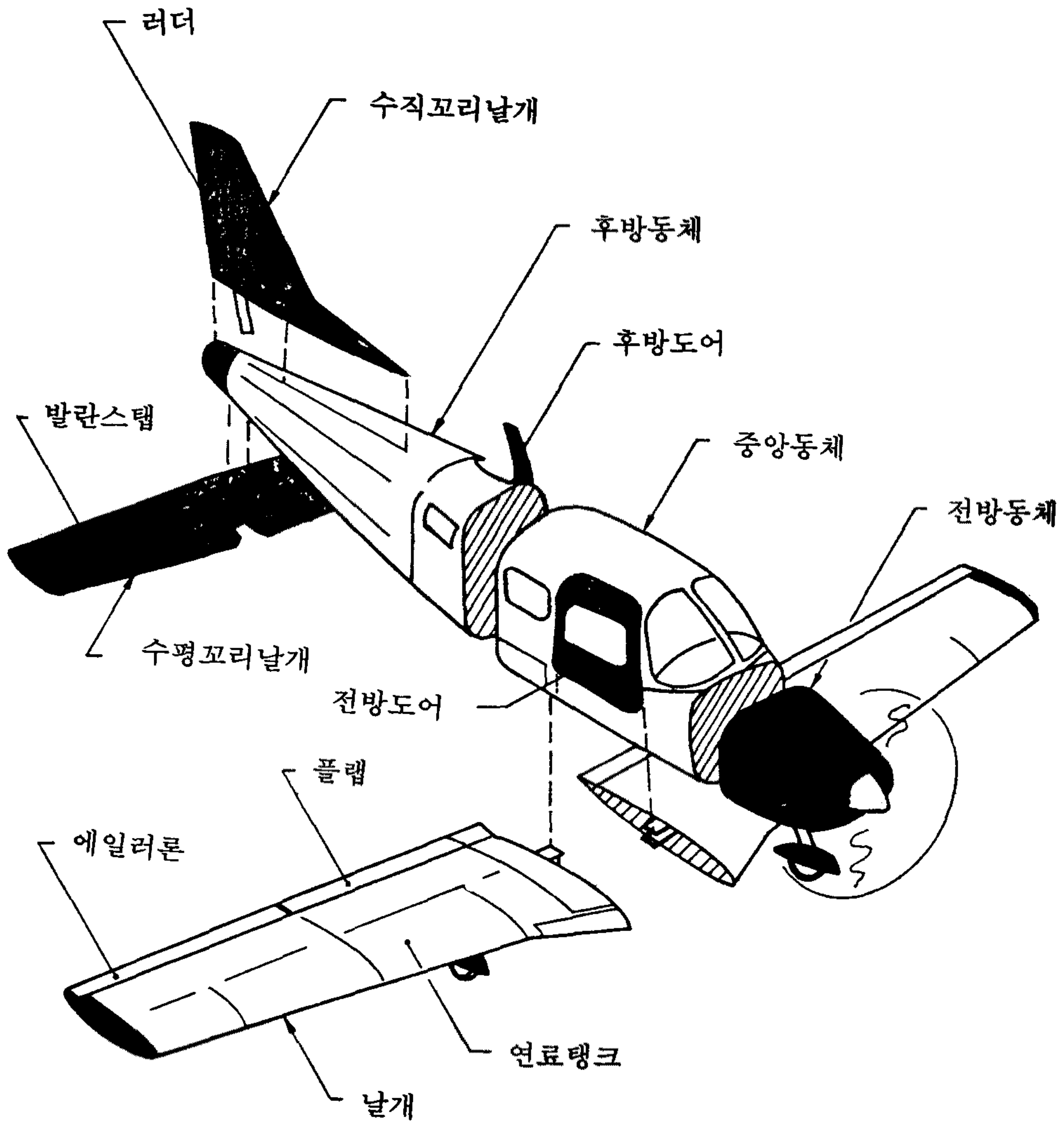
엔진카울을 형성하는 전방동체는 유리강화 수지로 제작되어 있으며, 내부의 엔진 마운트에 고정식 전방 착륙장치가 장착되고 방화벽은 CRES 판재로 설치된다.

● 꼬리날개 구조

수평 및 수직 꼬리날개는 각각 스파, 리브, 외피로 구성된 세미모노코크 구조로서 모두 carbon/epoxy 복합재료로 제작된다. 전 구동식인 수평 꼬리날개는 두개의 러그형 힌지로 동체 최종 프레임에 장착되며, 발란스 탭을 피아노 힌지로 결합하고 있다.

수직 꼬리날개는 안정판과 러더로 구성되며 안정판의 두 스파와 후방동체 프레임이 볼트로 체결되고, 러더는 수직꼬리날개의 주 스파에 러그형 힌지로 장착된다.

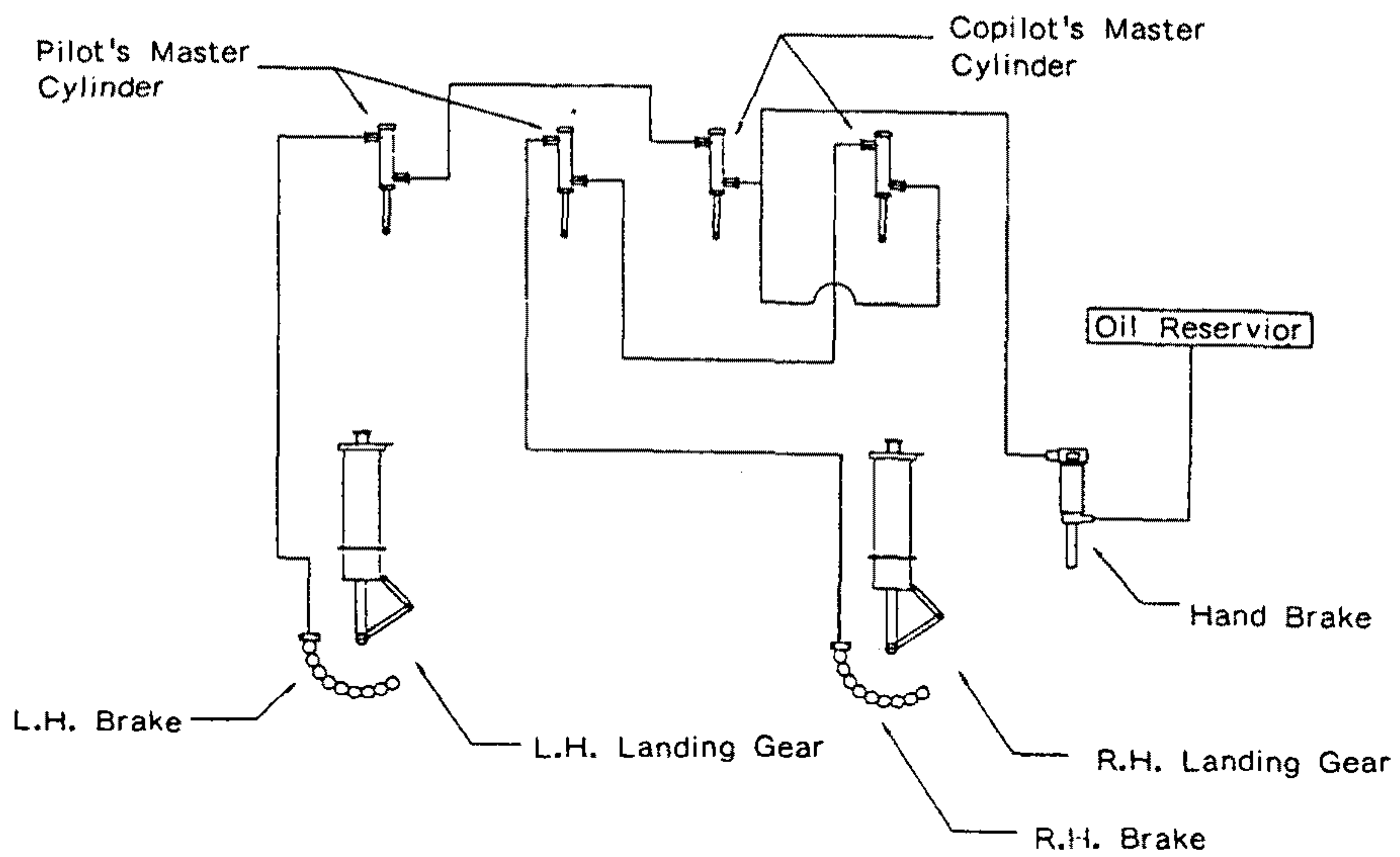
항공-91



복합소재

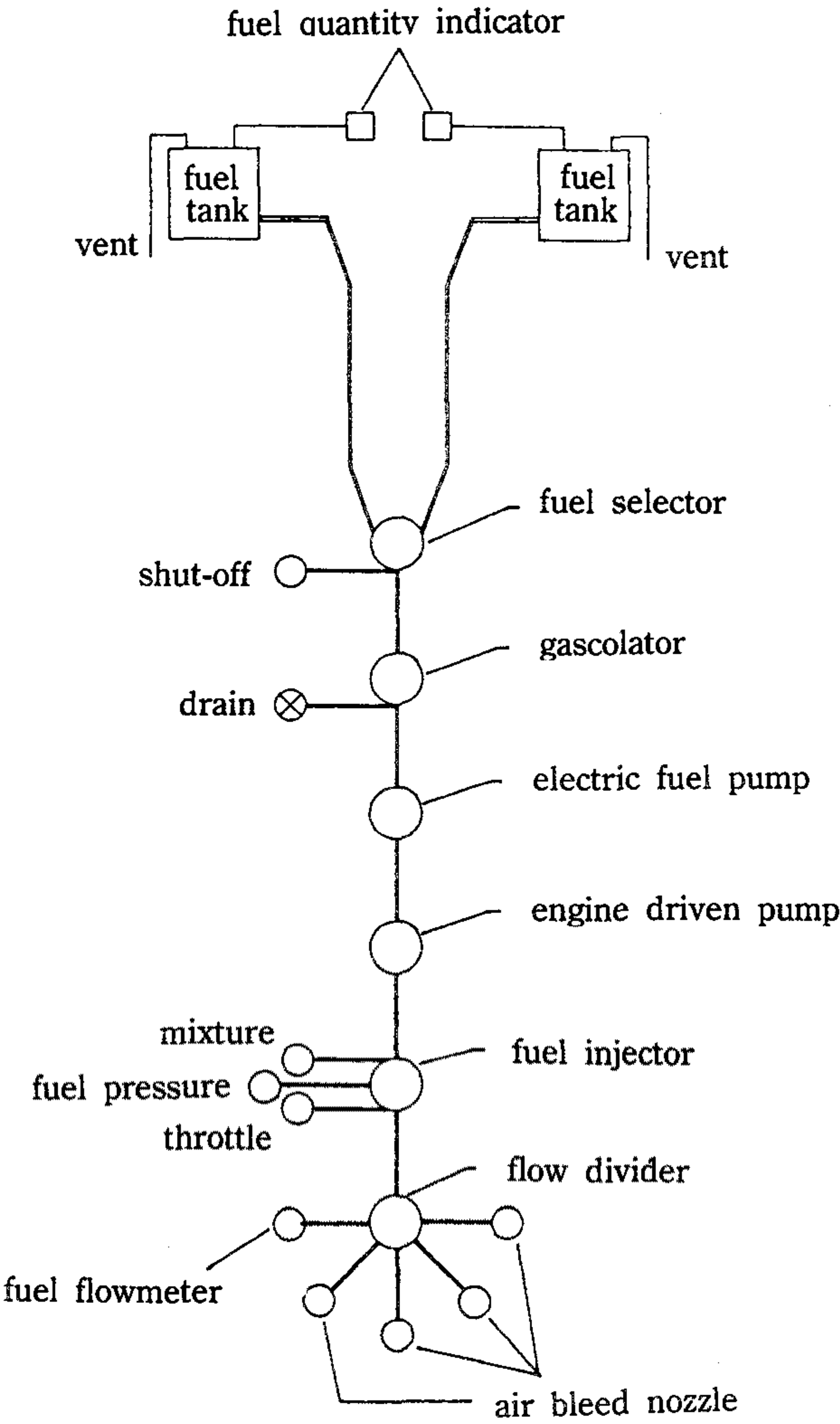
■ 브레이크 계통

제동장치는 주조종석과 부조종석에 장착하며 parking을 위해 조종석 앞쪽에 수동조작 제동 핸들을 설치한다. 브레이크 오일은 재 보충이 가능하도록 브레이크 오일 저장통을 firewall 외부에 설치하며, 마스터 실린더는 토우 브레이크 시스템에 의해 모두 러더 페달과 함께 연동되도록 한다.



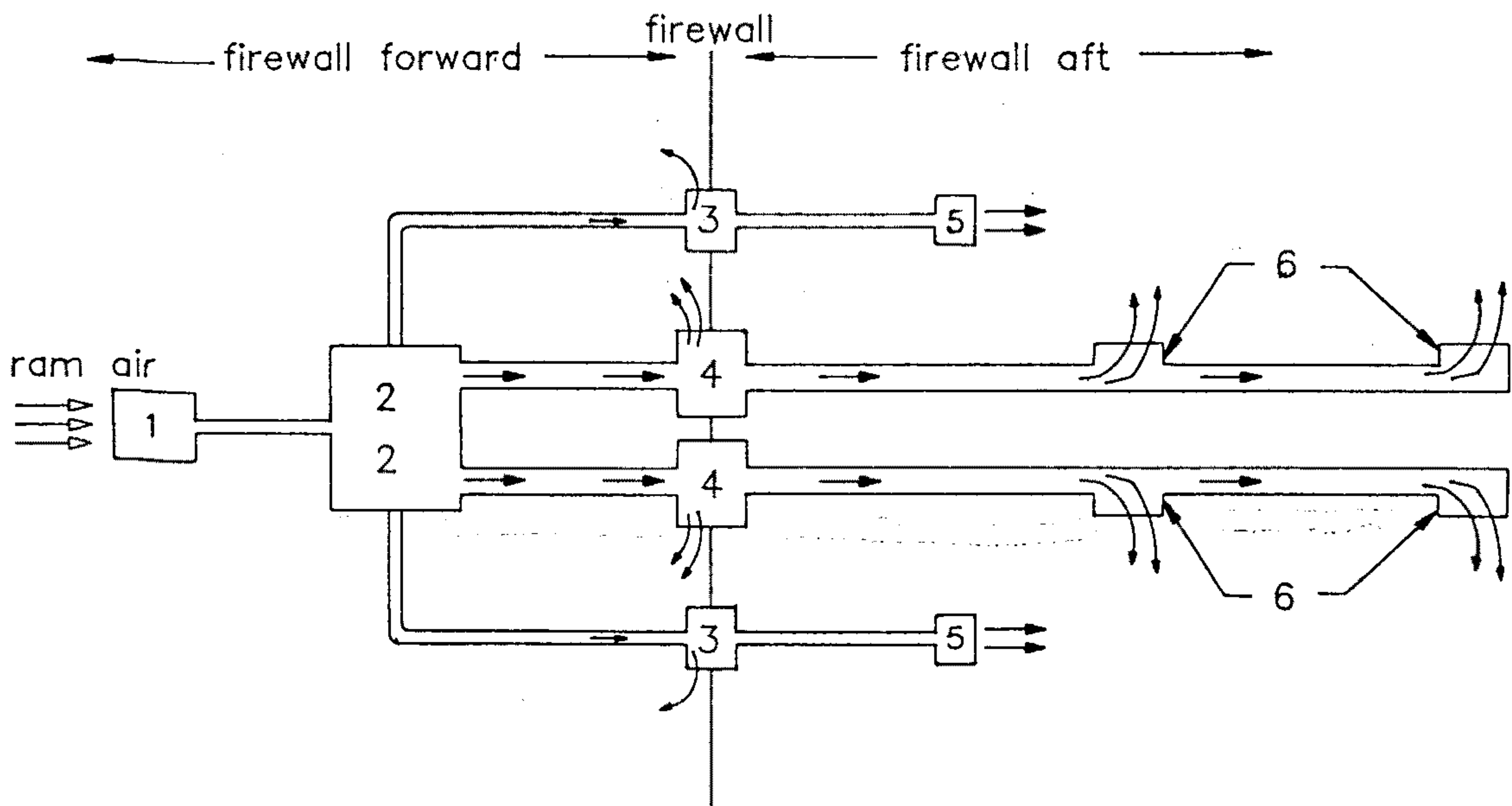
■ 연료 계통


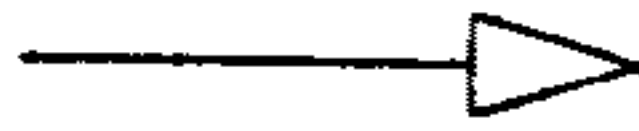
연료는 조종석 좌측에 부착되어 있는 fuel selector를 통해 조종사에 의해서 좌우 연료탱크 중 하나가 선택되며 mixture와 throttle 레버로 엔진에 들어가는 연료의 양이 조절된다. 연료는 air bleed 노즐을 통해 실린더로 분사된다.



■ 난방/서리 제거 계통

Muffler(heat exchanger)에서 가열된 공기는 덕트(aero duct, scat)에 의하여 각각 나뉘어져 cabin에 공급된다.

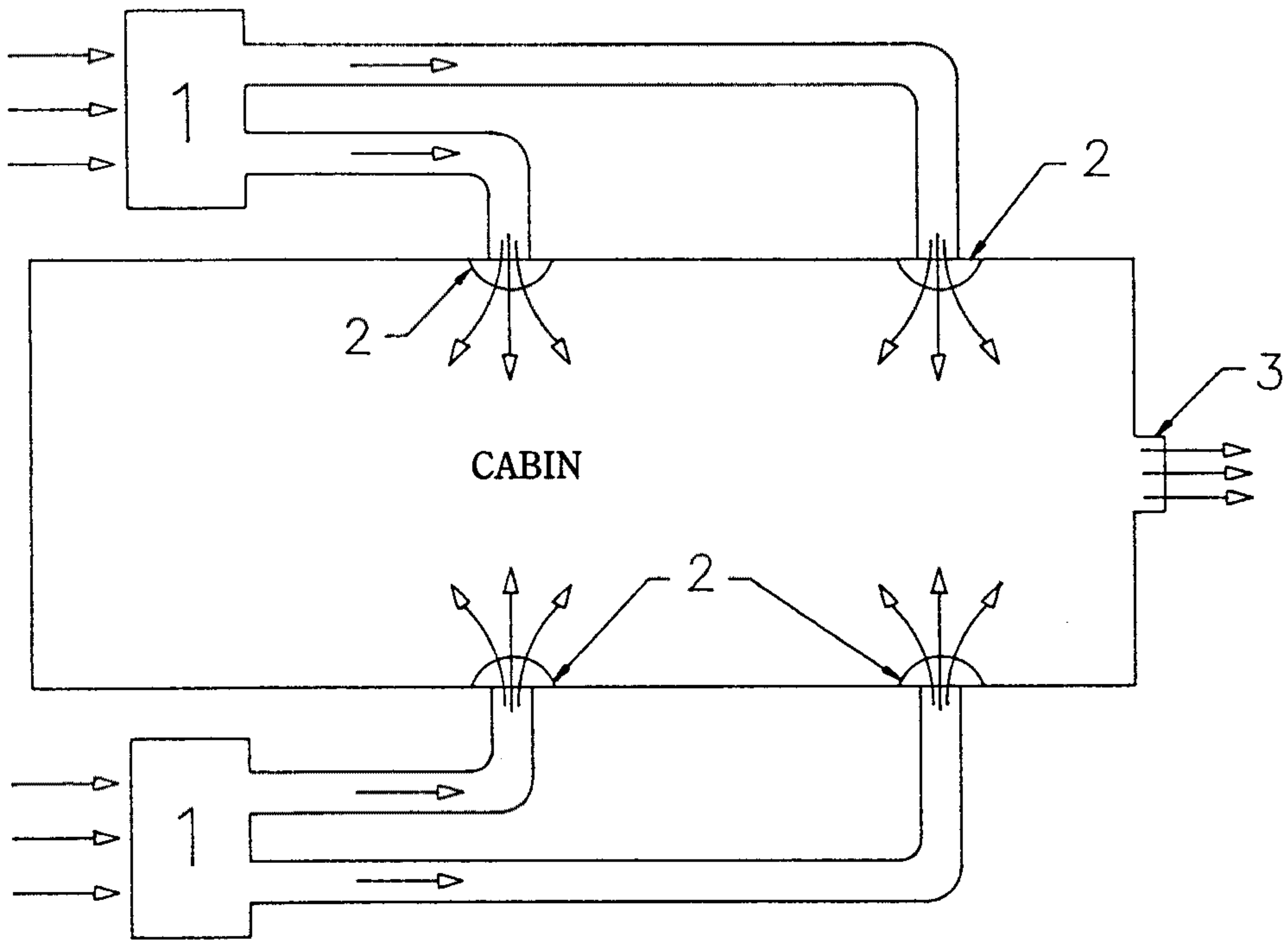


 : Heated air
 : Ambient air

NO	Description
1	Air inlet
2	Heat exchanger
3	Defroster door
4	Cabin heat door
5	Outlet
6	Outlet

■ 환기 계통

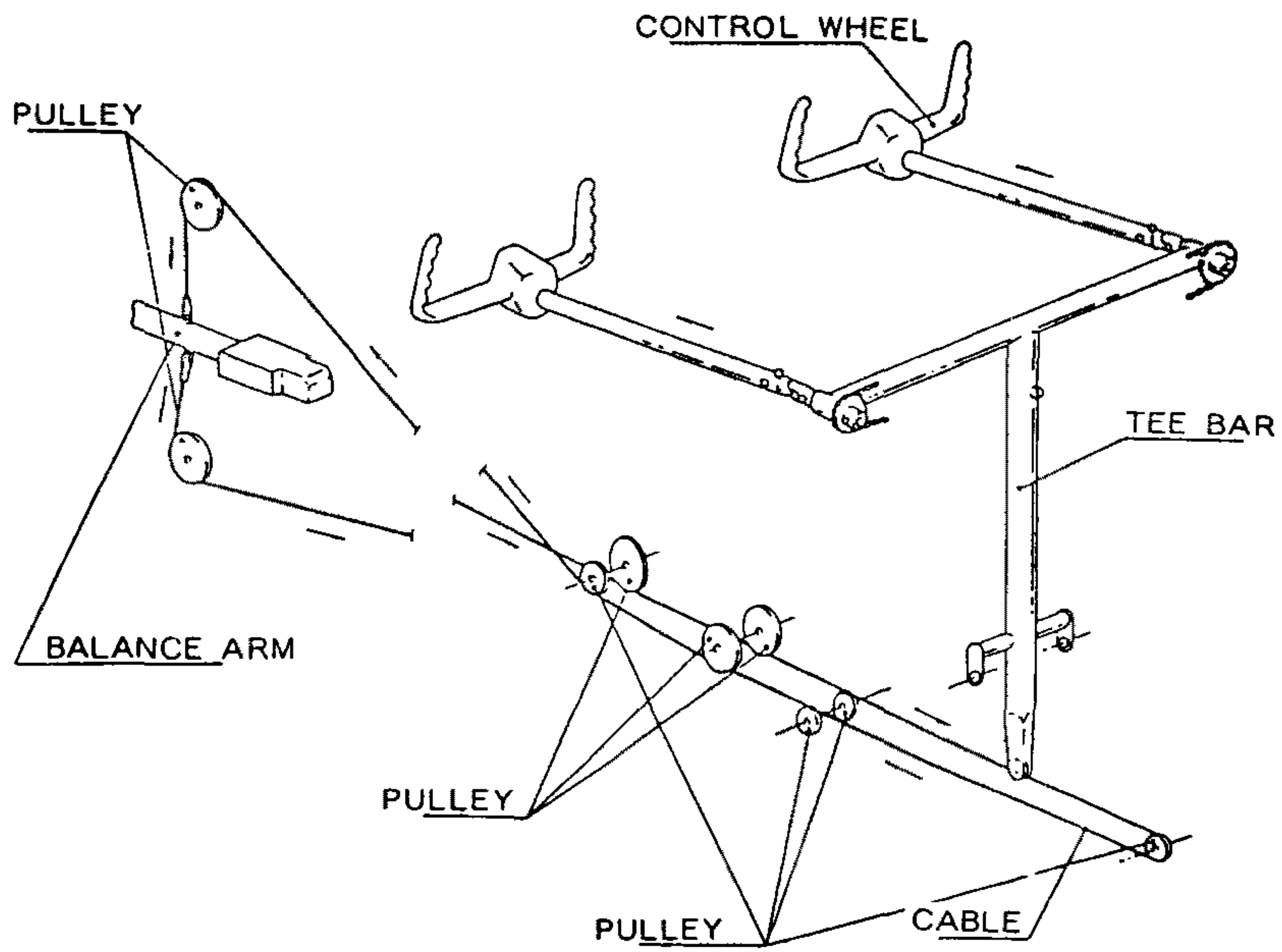
Cabin의 환기를 위해 양쪽 날개의 뿌리부분에 air intake scoop를 설치하며 흡입되는 공기는 먼지나 배기가스가 섞이지 않도록 한다. 이 공기는 동체 양쪽 벽면에서 각 좌석 양쪽으로 공급되도록 한다.



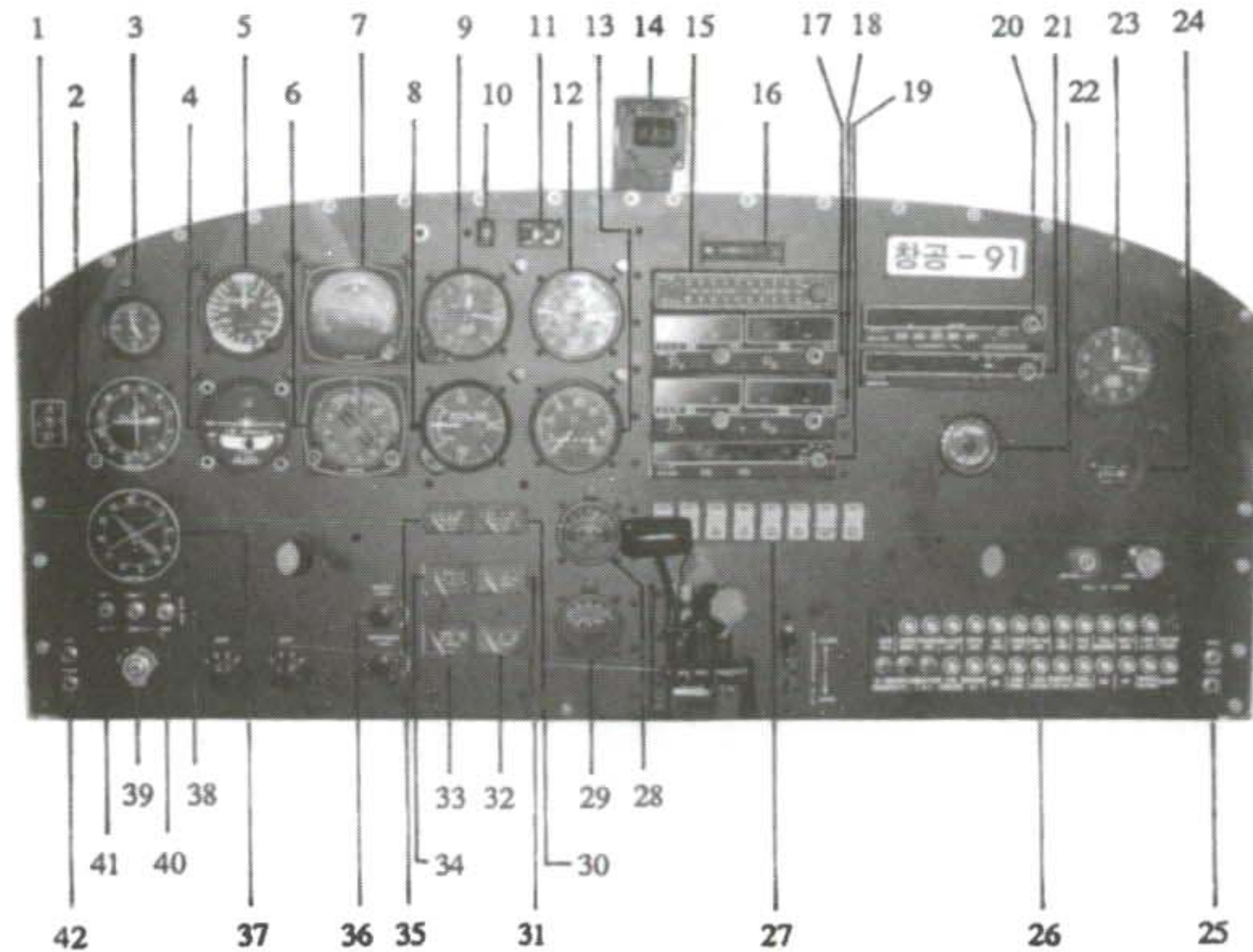
NO	Description
1	Air intake scoop
2	Valve
3	Air outlet

■ 조종 계통(Stabilator)

조종륜은 T bar에 의해 좌우 동시에 연동되며 작동은 모두 케이블에 의해 구동된다. 케이블은 balance arm에 접속되며 풀리는 조작이 원활하도록 적절한 위치에 설치한다.



■ 계기 판넬

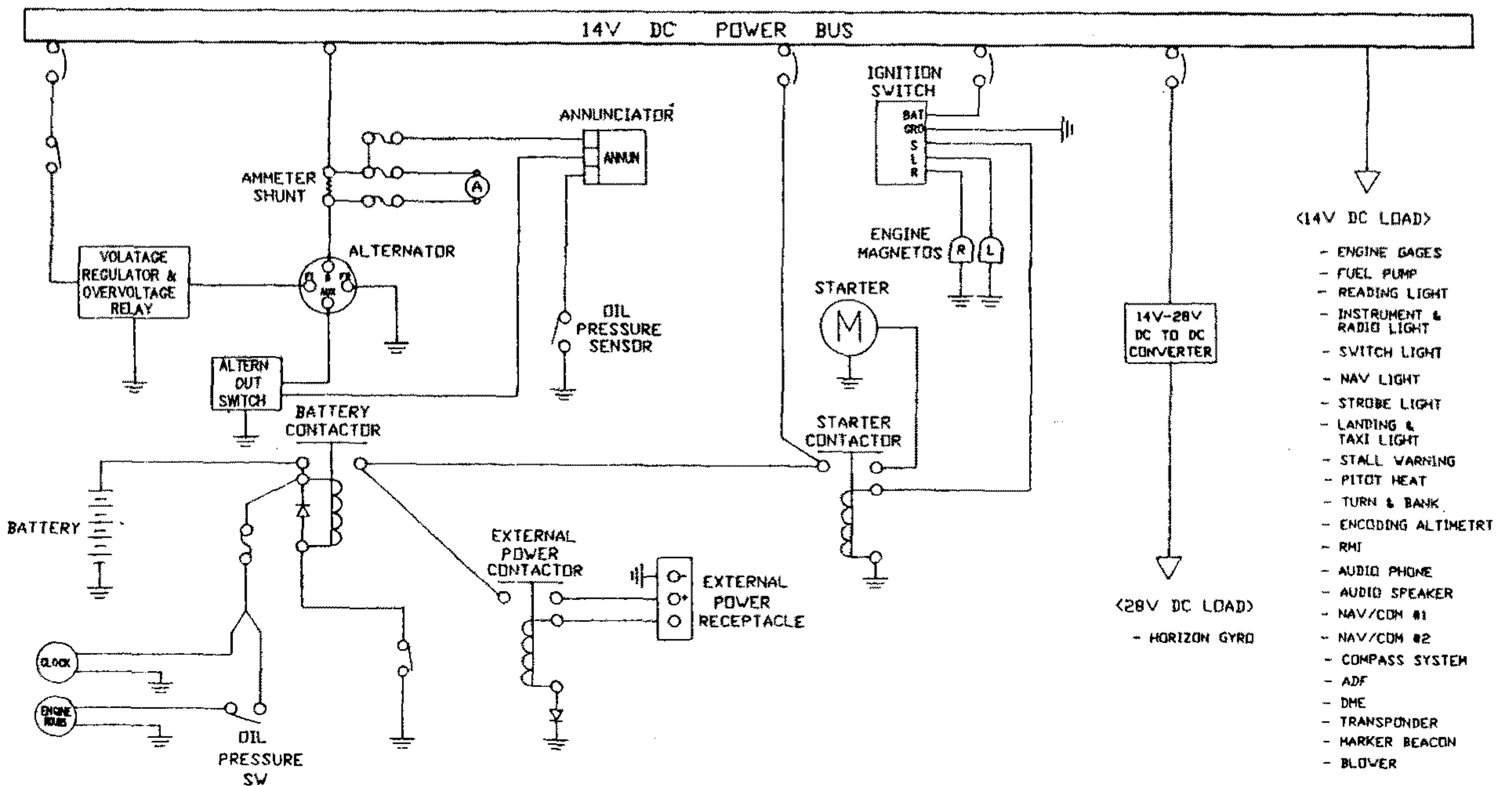


- | | |
|-----------------------------|--------------------------------|
| 1. SLAVING ACCESSORY | 22. STALLING WARNING RAMP/HORN |
| 2. VOR/LOC GLIDESLOPE 지시계 | 23. 고도계 |
| 3. 시 계 | 24. 엔진가동 시간계 |
| 4. 선회 및 경사지시계 | 25. MIKE AND PHONE JACK |
| 5. 속도계 | 26. CIRCUIT BREAKERS |
| 6. PICTORIAL NAVIGATION 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 |

■ 전기 계통

주전원은 DC 14V 60A alternator가 제공, 보조전원은 DC 12V 35A-H lead acid battery로 제공하며, 외부전원도 공급가능하다.

DC 14V 부하는 main bus에 접속되어 circuit breaker나 fuse를 통해 보호되며, DC 28V 부하는 14V-28V DC TO DC converter를 통하여 접속된다.



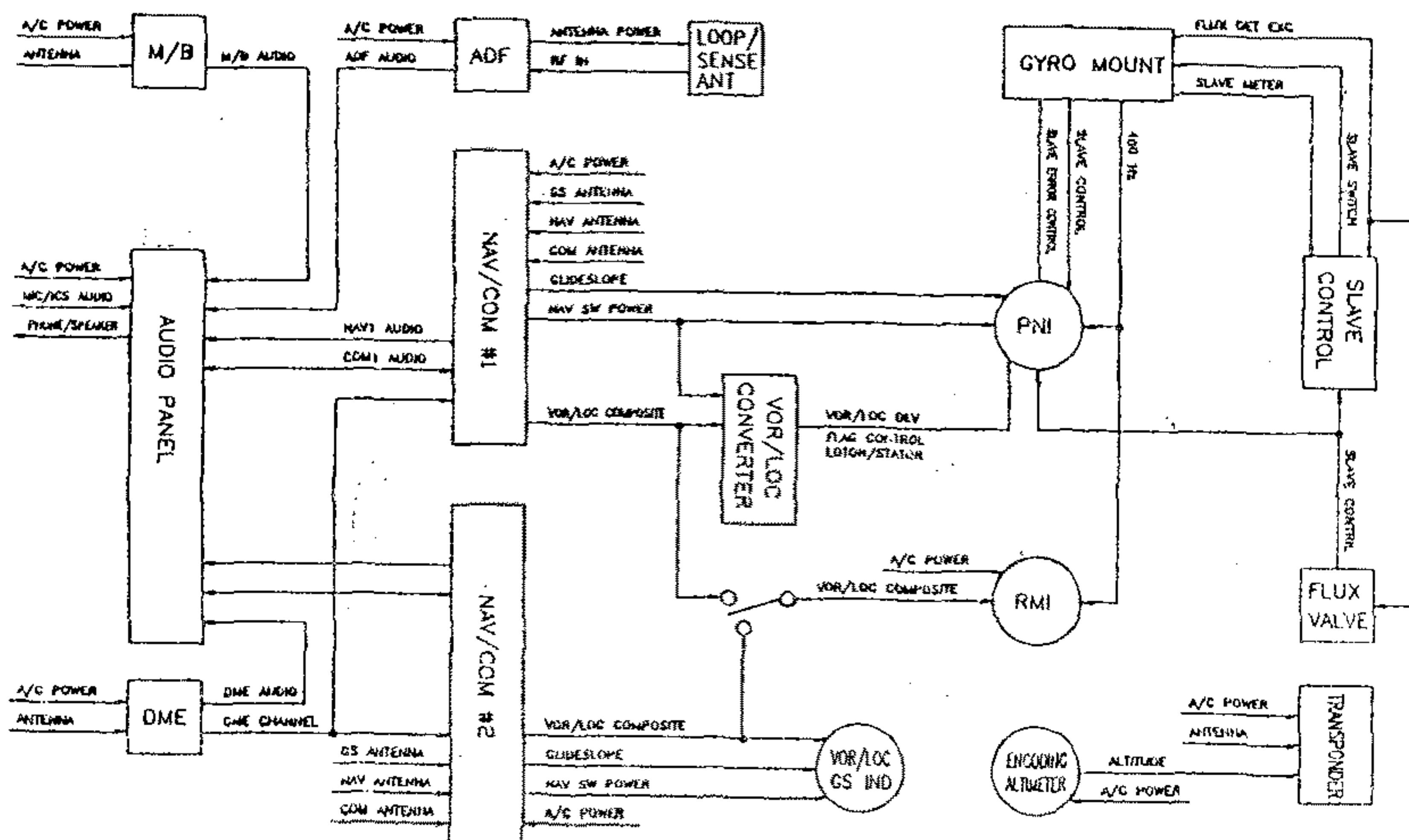
■ 전자 계통

● 항 법

- NAV/COM #1, #2는 PNI, RMI, VOR/LOC GLIDESLOPE 지시계를 통한 VOR/LOC, GLIDESLOPE 정보를 제공
- ADF는 지상의 방향 정보를 제공
- DME는 지상의 방향 정보를 제공
- Marker Beacon Receiver는 착륙시 Marker 정보를 제공
- Compass System은 항공기의 방향 정보를 제공

● 통 신

- Audio Control Panel은 항법용 audio 제어, NAV/COM #1, #2를 통한 지상국과 송수신 제어 및 기내통신을 제어
- Transponder는 항공기의 위치 및 고도를 지상국에 송신



제 6 장 개발성과 및 전망

제 1 절 개발성과

제 2 절 전 망

여 백

제 6 장 개발성과 및 전망

제 1 절 개발성과

과학기술처의 지원사업으로 1988년 6월부터 5년간 수행되는 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, 네째, 품질보증의 국제화, 다섯째, 차기 대형 개발사업 준비 등 다섯가지를 목표로 하고 있다. 처음 2년간은 한국항공우주연구조합의 주관아래 (주)대한항공, 삼성공업(주) 및 (주)한국화이바의 3사가 공동으로 사업을 진행하였다. 나머지 3년간은 협동체제와 기술파급 효과를 확대하기 위하여 한국항공우주연구소가 주관연구기관이 되며, 한국항공우주연구조합이 협동연구기관이 되어 공동으로 수행하는 국책연구 개발 과제인 중급 항공기 개발사업의 세부과제로서 진행되고 있다.

1차년도(1988-89) 개발사업은 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. 지난 일 년동안 국책과제로 수행된 3차년도(1990-91)에서는 실물크기 구조시험기의 제작과 구조시험 및 시스템 기능시험이 이루어지며, 비행시험용 시제 1호기가 제작되었다. 여기서 대한항공은 설계개발 및 인테그레이팅 업무를 담당하고, 삼성공업은 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.

지난 3년동안 수행한 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 미연방 항공청(FAA : Federal 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 7075-0)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, tee 등으로 개발된 17종 알루미늄 압출소재와 시제품의 경우, 소재의 균일성과 공정의 안정도가 평가되며 MIL 규격에서 요구되는 제반 재질특성 뿐만 아니라 파괴인성시험, 피로시험, 충격시험 및 고온 인장시험 등이 실시되었다. 소재 및 시제품이 모두 양호한 시험결과를 보였으며, 시험치의 편차가 매우 적어 생산공정이 안정되어 있음이 밝혀졌다.

또한, 탄소섬유 복합재료로 개발된 수직 및 수평꼬리날개와 유리섬유 복합재료로된 전후방도어, 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 만족하며 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 수록되었다. 공력설계와 해석, 구조설계, 시스템(착륙장치, 조종계통, 추진계통, 전자 전기장비계통) 설계 등의 제반설계 및 해석작업 외에도 캐빈 모캡제작과 추진계통 및 계기계통의 기능을 시험하기 위한 test-stand의 제작과 기능시험을 수행하였다. 특히, 엔진계통 시험은 항공우주 연구소와 공동으로 수행하였다. 캐빈 모캡은 실물크기의 Class II 급으로서 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 흐름특성 등을 조사하여 설계 결과를 확인하며 형상을 개선하는데 기여하였다. 모든 측정된 결과는 유사기종의 실험 결과 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 한국 해사기술연구소에서 구조시험을 진행하고 있다. 병행하여 NISA II 소프트웨어를 사용하여 항공기 동체와 날개, 엔진 마운트 등 주요 부분에 대하여 정적 및 동적 구조해석을 수행하고 있다.

⑥ 현재 비행시험용 시제 1호기를 제작하며 비행시험 절차를 수립하고 있다. 아울러, 한국항공우주연구소와 공동으로 교통부, 상공부 등 정부부처의 시험비행 허가와 감항증명을 위한 절차 개발 및 준비작업을 서두르고 있다.

이러한 개발체제와 관리방안, 감항규정의 적용, 설계과정과 해석결과, 각종 개발시험 등을 분야별 硃 해외전문기관(Piper Aircraft Corporation, Mooney Aircraft Corporation, Aerospatiale General Aviation Socata, Textron Lycoming) 및 국내외 전문가로부터 평가 받음으로써 현재의 개발 결과와 앞으로의 개발 방향에 높은 신빙성과 공인성을 부여하며, 아울러 최근 선진국의 신기술도 본 개발연구에 반영시키고 있다.

제 2 절 전 망

2000년대에는 항공우주 분야에서 세계 10위권의 기술수준 보유국이 되겠다는 과학기술 정책을 전개하며, 1990년 9월 과학기술처는 다목적 소형 항공기 개발과 그 후속사업을 함께하여 중급항공기 개발이라는 국책 연구과제를 출범시켰다. 한국항공우주연구소의 주관과 한국항공우주연구조합의 협동으로 9년동안 수행되는 이 과제의 처음 3년간은 창공-91의 완성과 아울러 우리나라 실정에 적합하며, 세계적으로 시장성이 있는 중급항공기의 설계 사양 도출과 개념설계, 경제적 타당성 연구, 개발추진 체계 확립 등으로 되어있다. 이를 위하여 산업체, 학계, 연구기관, 정부부처 등이 참여한 항공기 개발 사업단이 구성될 계획이며, 나머지

6년간은 이러한 국내 협력 체제와 배양된 기술력을 바탕으로 국제 공동으로 중급 항공기를 개발하여 국제시장에 진출할 수 있도록 한다는 것이 본 국책과제의 장기 전략이다.

현재, 한국항공우주연구조합은 항공기 설계부터 소재개발까지의 일관된 기능을 갖추고 있는 민간 개발협력체로서 여기에 관련 학계 및 정부출연 연구소인 한국항공우주연구소와 연구개발 지원체제가 접목되고 정부의 정책적인 선도 기능이 합치되어 종합적인 항공기 개발체제로 완비되고 있다. 이러한 조직을 통하여 창공-91의 설계 초기부터 소재개발, 제작, 비행시험에 이르기까지 전 개발과정을 감항성 규정과 절차에 의거하여 진행함으로써 설계능력 뿐만 아니라 우리나라에 국제경쟁력과 공인성을 갖는 개발체제와 개발관리 능력이 확고히 뿌리내리며 실용성을 갖춘 한국 고유 모델 항공기가 탄생될 전망이다. 또한 본 개발 사업은 항공기 및 부품의 상품화와 국제협력에 필수적인 감항 규정의 제정과 감항 전담기구의 설립 및 감항성 상호인정 협정(BAA : Bilateral Airworthiness Agreement) 체결을 촉진 시키는 계기로 사용될 것이다.

이와같이 3차년도 사업이 종료된 현재의 연구조합과 항공우주연구소의 설계 기술과 관리능력, 창공-91 개발의 진척과 주변 여건을 살펴 볼 때, 본 다목적 소형 항공기 개발사업의 다섯가지 목표, 즉, 감항성을 갖춘 고유 모델 항공기 개발, 항공기 소재 개발, 개발협력 체제 구축, 품질보증의 국제화, 중급항공기 개발 태세 완비 등, 모든 목표가 성공적으로 완수될 것으로 전망된다.

여 백

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. 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.
4. McCormick, B. W., “Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics”, John Wiley and Sons, Inc., 1979.
5. Perkins, C. D. and Hage, R. E., “Airplane Performance Stability and Control”, John Wiley and Sons, Inc., 1949.
6. Wojewodka, F., “Design of Simple Light Aircraft”, Cranfield Institute of Technology, Sep., 1973.
7. Roskam, J., “Airplane Design, Part I, Preliminary Sizing of Airplanes”, Published by author, 1985.
8. Roskam, J., “Airplane Design, Part II, Preliminary Configuration Design and Integrating of the Propulsion System”, published by author, 1985.
9. Roskam, J., “Airplane Design, Part III, Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage : Cutaways and Inboard Profiles”, published by author, 1986.
10. Roskam, J., “Airplane Design, Part IV, Layout Design of Landing Gear and Systems”, published by author, 1986.
11. Roskam, J., “Airplane Design, Part V, Component Weight Estimation”,

- published by author, 1985.
12. Roskam, J., "Airplane Design, Part VI, Preliminary Calculation of Aerodynamics, Thrust and Power Characteristics", published by author, 1987.
 13. "Spinning and Spin Recovery", DEF.STAN 00-970, 1987.
 14. ESDU, "Performance", Vol. 1~7, ESDU International Ltd., 1984.
 15. Smetana, F. O., "Computer Assisted Analysis of Aircraft Performance Stability and Control", McGraw-Hill Book Company, 1984.
 16. Bowman, J. S. Jr., "Summary of Spin Technology as Related to Light General-Aviation Airplanes", NASA TN D-5662, Dec., 1971.
 17. 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.
 18. "Jane's All the World's Aircraft 1989-90", Jane's Publishing Company Limited, England.
 19. "Federal Aviation Regulations Part 23-Airworthiness Standards : Normal, Utility and Acrobatic Category Airplanes", FAA, 1987.
 20. "Structural Design Manual", Vol. I, II, III, Northrop Aircraft Division, July, 1983.
 21. "Preliminary Airframe Structural Design Load Prediction Techniques for Military Aircraft", Vol. II, AFFDL-TR-76-23, Wright Patterson Air Force Base, Ohio, Feb., 1976.
 22. Roark, R. J. "Formulas for Stress and Strain", Fifth Edition, McGraw-Hill Book Company, 1954.
 23. "Mechanical Fastener", Douglas Aircraft Company, 1985.

24. "Design Handbook", Douglas Aircraft Company, Oct., 1987.
25. Kuhn, P., "Stresses in Aircraft and Shell Structure", McGraw-Hill Book Company, 1956.
26. Bruhn, E. F. "Analysis and Design of Flight Vehicle Structure", 1973.
27. "Drafting Manual", Douglas Aircraft Company, March, 1989.
28. Peery, D. J., "Aircraft Structures", McGraw-Hill Book Company, Aug., 1950.
29. "Aluminum Alloy 2024, Bar, Rod, Shapes, Tube and Wire, Extruded", FS-QQ-A-200/3, 1983.
30. "Aluminum Alloy 7075, BAR, Rod, Shapes, Tube and Wire, Extruded", FS-QQ-A-200/11, 1983.
31. MIL-HDBK-5D, "Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures", Dept. Defence USA, 1983.
32. "Federal Aviation Regulation Part 25-Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes", FAA, 1968.
33. "Federal Aviation Regulation Part 91-General Operation and Flight Rules", FAA, 1988.
34. Pazmany, L., "Landing Gear Design for Light Aircraft", Vol. I, Pazmany Aircraft Corporation, 1986.
35. "Aircraft Powerplant Handbook", Experimental Aircraft Association, C. A. A. Technical Manual No. 107.
36. "Operator's Manual", Avco Lycoming, Williamsport Division, 1984.
37. "Detail Specification for Engine, Aircraft, Model IO-360-A Series", Avco Lycoming Specification No. 2234-J, April, 1987.

38. "Lycoming Aircraft Engine Installation Manual", Avco Lycoming, William-sport Division, 1963.
39. "Advanced Composites Structural Manual", Northrop Aircraft Division, Northrop Corporation, 1976.
40. "MSC/NASTRAN User's Manual", Vol. 1, 2, 1985.
41. "MSC/NASTRAN Handbook for Dynamic Analysis", 1983.
42. "MSC/NASTRAN Dynamics Seminar Notes", 1990.
43. "NISA II User's Manual", 1990.
44. "Piper PA-28R-201, Arrow Information Manual", Piper Aircraft Corporation, Sep., 1988.
45. "Military Specifications", MIL-A-87221(USAF), 1985.
46. "특수구조물 시험 활용기술 개발", 한국기계연구소, 1986.
47. "대형구조 시험설비 설계 및 주요시제품 제작", 한국기계연구소, 1986.
48. 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.
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 -Final Summary, NASA CR 166012, 1982.
50. Given A. Brewer, "Practical Solutions to Problems in Experimental Mechanics, 1940 - 85", Vantage Press, 1987.

51. M. Hollmann, "Modern Aircraft Design", Vol. 1, Aircraft Designs, Inc, 1986.
52. B. C. Boggs, "The History of Static Test and Air Force Structures Testing", AFFDL-TR-79-3071, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1979.
53. F. R. Steinbacher, G. Gerard, "Aircraft Structural Mechanics", Pitman Publishing Corp., 1952.
54. 이성근, "구조안전과 구조시험", 기계설계 11월호,
55. 조옥찬, "XT-중등훈련기 기술문제 개요", 인하대학교 부설 항공경영관리 연구소, 1990.
56. 한응교, "스트레인 게이지", 보성문화사, 1976.
57. "Flight Test Guide for Certification of Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplane", Advisory Circular No. 23-8, Oct., 1987.
58. Wingrove, P., Zehr, E. J., "Airplane Development and Certification Flight Testing the Total Picture", Advanced Technology Services International, June, 1989.
59. "Type Certification", FAA Order 8110.4, June, 1985.
60. "Simplifying Flight Test Aerospace Engineering", SAE, Jan., 1988.
61. "Performance Flight Test Procedures and Data Reduction Techniques", Report No. F-MMR-30, Mooney Aircraft Corporation, 1988.
62. "Flight Test Principles and Practices", Aerospace Short Courses, the University of Kansas, 1990.
63. "Swivel Head Boom No. 1 Airspeed Calibration", Report No. F-MMR-9, Mooney Aircraft Corporation, 1981.
64. E. Ower, R. C. Pankhurst, "The Measurement of Air Flow", 5th Edition,

Pergamon Press, 1977.

65. J. P. Holman, "Experimental Methods for Engineers", third Edition, 1978.
66. 이대열, "높은 받음각에서의 비행특성(실속/스핀)", 항공경영관리연구소 연구지 제 8집, 인하대학교, 1991.
67. "항공관계 법규집", 교통부, 1989.
68. "항공우주산업개발촉진 법령집", 상공부, 1990.
69. 대한항공 한국항공기술연구소, "창공-91 공력설계", KIAT RR-89-003, 1989.
70. 대한항공 한국항공기술연구소, "창공-91 1차구조 기본설계", KIAT RR-89-004, 1989.
71. 대한항공 한국항공기술연구소, "창공-91 착륙장치 및 브레이크계통 설계", KIAT RR-89-005, 1989.
72. 대한항공 한국항공기술연구소, "창공-91 엔진관련계통 설계", KIAT RR-89-006, 1989.
73. 대한항공 한국항공기술연구소, "항공기 설계 연구", KIAT RR-85-002, 1985.
74. 대한항공 한국항공기술연구소, "항공기 설계 연구(2차년), I. 공력설계", KIAT RR-86-002, 1986.
75. 대한항공 한국항공기술연구소, "항공기 설계 연구(3차년), I. 공력설계", KIAT RR-87-001, 1987.
76. 대한항공 한국항공기술연구소, "조종 및 안정성 해석 전산화 연구", KIAT RR-87-034, 1987.
77. 대한항공 한국항공기술연구소, "항공기 시제 개발에 관한 보고서", KIAT TN-89-001, 1989.

78. 김항욱, “항공기체 구조론”, 한국항공대학 출판부, 1984.
79. “Structural Welding Code-Steel”, AWS D1.1-83, 1983.
80. 고택열, “제주지역 기상분석” 창공, 제 17권 통권 154호, 한진그룹, 1991.
81. “Piston Engine Installation Guidelines for Fixed Wing Aircraft”, Avco Lycoming, Willamsport Division.
82. 유경민, 김남효, “창공-91의 정적공탄성 해석 연구”, 한국항공우주학회 추계학술대회, 인하대학교, 1990.
83. 이해경, “항공기 구조역학”, 개문사, 1985.
84. “Aerospace Structural Metals Handbook”, 1986.
85. FS QQ-A-200/3, “Aluminum Alloy 2024, Bar, Rod, Shapes, Tube and Wire, Extruded”, 1983.
86. FS QQ-A-200/11, “Aluminm Alloy 7075, Bar, Rod, Shapes, Tube and Wire, Extruded”, 1983.
87. MIL-H-6088, “Heat Treatment of Aluminum Alloys”, 1983.
88. MIL-I-6866, “Inspection, Liquid Penetrant”, 1985.
89. ASTM E60, “Practice for the Photometric and Spectrophotometric Methods for Chemical Analysis of Metals”, 1987.
90. ASTM E18, “Test Methods for Rockwell Hardness and Rockwell Superficial Hardness of Metallic Materials”, 1984.
91. MIL-STD-1537, “Electrical Conductivity Test for Measurement of Heat Treatment of Aluminum Alloys, Eddy Current Method”, 1981.
92. ASTM B557, “Method of Tension Testing Wrought and Cast Aluminum and Magnesium Alloy Products”, 1984.
93. ASTM E9, “Compression Testing of Metallic Materials at Room Tempera-

- ture”, 1981.
94. ASTM E238, “Method for Pin-type Bearing Test of Meallic Materials”, 1984.
 95. ASTM B769, “Shear Testing of Aluminum Alloys”, 1987.
 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.

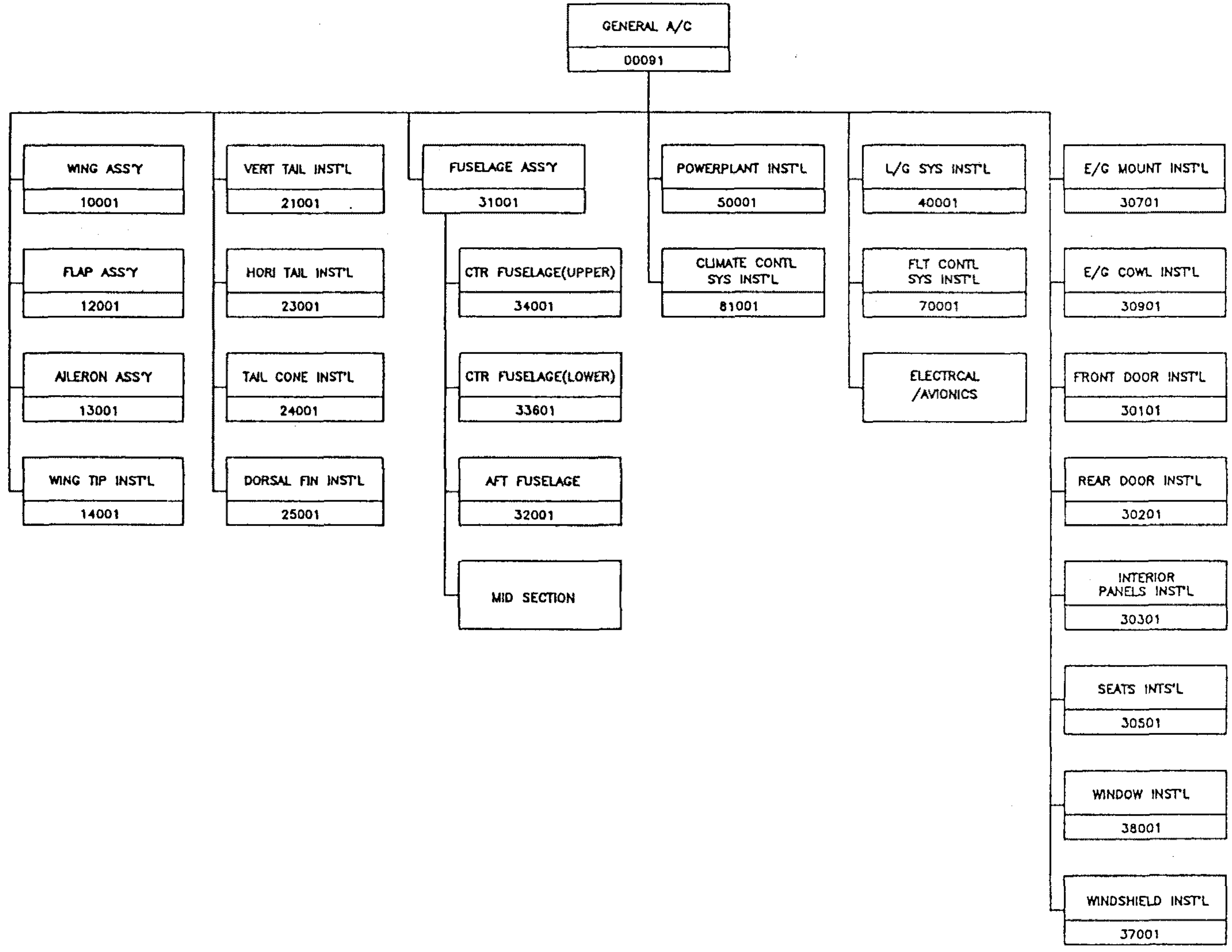
부 록

- I. 조립도면 체계도
- II. 부품 목록(날개)
- III. 도 면

여 백

I. 조립도면 체계도

여 백




여 백

II. 부품 목록(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

Q'TY. REQD.		PARTS				LIST			
		PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE	SPECIFICATION OR PROCUREMENT DATA		ITEM
-2 -1									
DASH NUMBERS OF THIS DWG. ODD DASH NUMBERS SHOWN EVEN DASH NUMBERS OPPOSITE		UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TOLERANCES			CONTRACT NO.		 KOREAN AIR KOREA INSTITUTE OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY PART LIST(WING ASS'Y) -DWG NO. 10001		
FINISH		ANGLES ±0.30° 3PLACE DEC. ±.015 2PLACE DEC. ±.03			DRAWN DESIGN <i>S.G. AHN</i> CHECKED <i>W.S. YU</i> PROGRAM				
NEXT ASSY.		FIRST RELEASE OF PRINT			DESIGN ACTIVITY APPROVAL				
USED ON		ORIGINAL DATE OF DRAWING			SIZE				
FIRST APPLICATION		ORIG. SECTION			CODE IDENT. NO.		DWG. NO.		
FOR COMPLETE USAGE DATA SEE ENGINEERING RECORDS		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

Ⅲ. 도 면

여 백

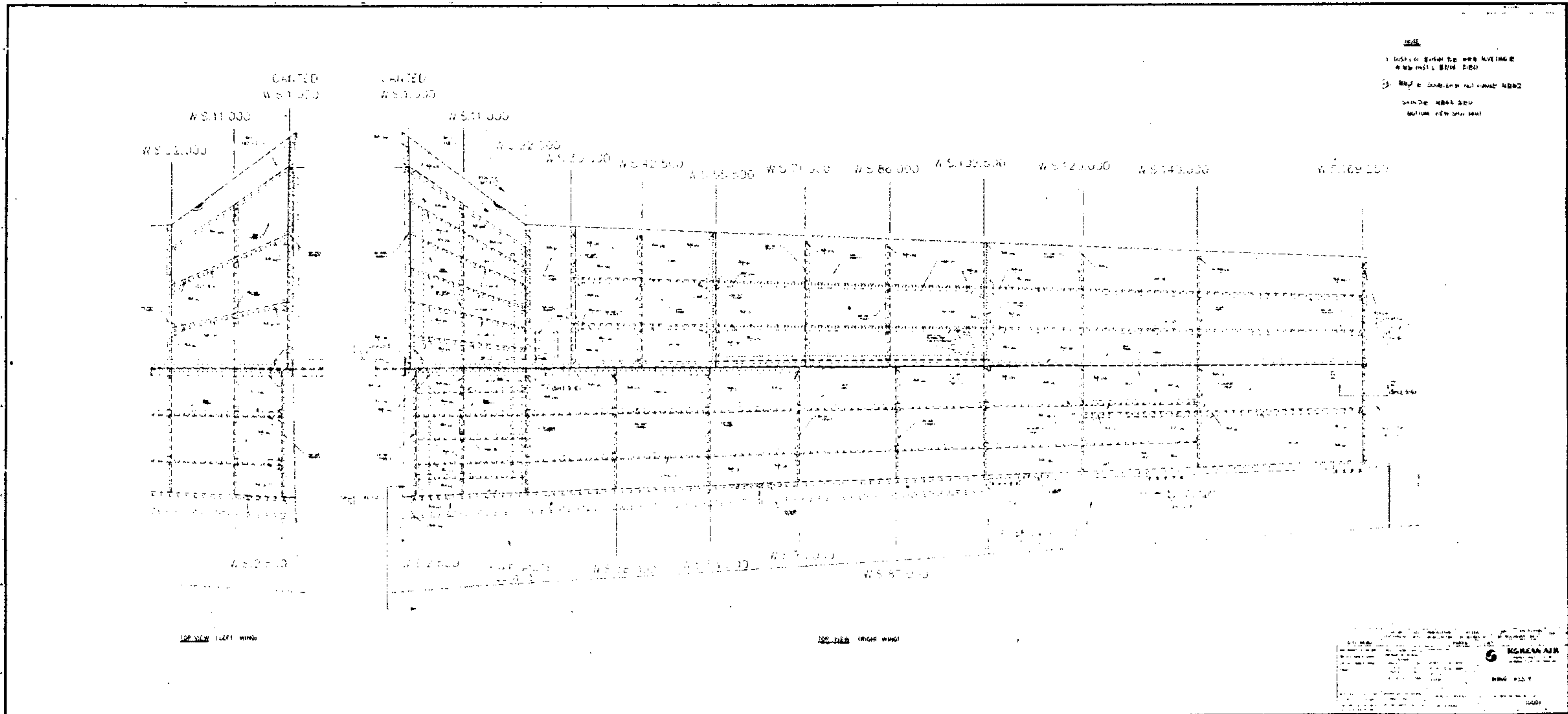
도면 목록

순서	도 면 명	수 량	도면번호
1	WING ASS'Y	1/3	10001
2	WING ASS'Y	2/3	10001
3	WING ASS'Y	3/3	10001
4	CHASSIS ASS'Y	1/2	11021
5	CHASSIS ASS'Y	2/2	11021
6	MAIN SPAR ASS'Y	1/2	11101
7	MAIN SPAR ASS'Y	2/2	11101
8	FRONT SPAR ASS'Y	1/1	11201
9	REAR SPAR ASS'Y	1/2	11301
10	REAR SPAR ASS'Y	2/2	11301
11	RIB INST-W.S 1.000 (R)	1/1	11401
12	RIB INST-W.S 2.500 (R)	1/1	11402
13	RIB INST-W.S 11.000 (R)	1/1	11403
14	RIB INST-W.S 22.000 (R)	1/1	11404
15	FLAP ASS'Y	1/1	12001
16	FLAP CHASSIS ASS'Y	1/1	12101
17	RIB INST-F.L.S -0.830	1/1	12301
18	RIB INST-F.L.S 0.000	1/1	12302
19	AILERON ASS'Y	1/1	13001
20	CHASSIS ASS'Y	1/1	13101
21	VERT. TAIL INST	1/1	21001
22	FRONT SPAR	1/1	21101
23	MAIN SPAR	1/1	21102

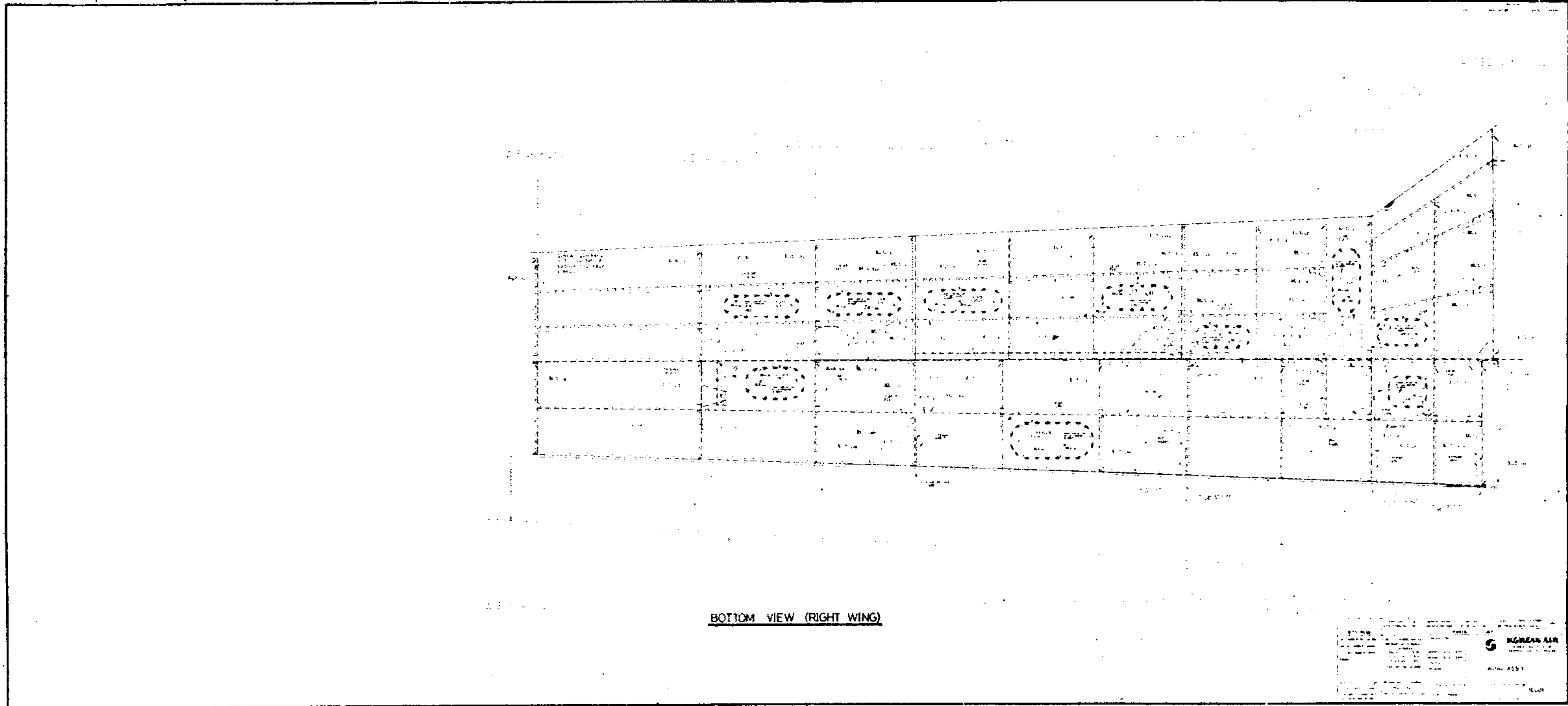
순서	도 면 명	수 량	도면번호
24	RUDDER SPAR	1/1	21103
25	RIB	1/1	21201
26	HORI. TAIL INST	1/1	23001
27	FRONT DOOR ASS'Y	1/1	30101
28	WINDOW ASS'Y	1/1	30111
29	WINDOW ASS'Y	1/1	30211
30	FUS ASS'Y	1/11	31001
31	FUS ASS'Y	2/11	31001
32	FUS ASS'Y	3/11	31001
33	FUS ASS'Y	4/11	31001
34	FUS ASS'Y	5/11	31001
35	FUS ASS'Y	6/11	31001
36	FUS ASS'Y	7/11	31001
37	FUS ASS'Y	8/11	31001
38	FUS ASS'Y	9/11	31001
39	FUS ASS'Y	10/11	31001
40	FUS ASS'Y	11/11	31001
41	AFT FUS ASS'Y	1/4	32001
42	AFT FUS ASS'Y	2/4	32001
43	AFT FUS ASS'Y	3/4	32001
44	AFT FUS ASS'Y	4/4	32001
45	FRAME INST-F.S 198.0	1/1	32105
46	LOWER CENTER FUS ASS'Y	1/3	33601
47	LOWER CENTER FUS ASS'Y	2/3	33601
48	LOWER CENTER FUS ASS'Y	3/3	33601

순서	도 면 명	수 량	도면번호
49	FRAME-F.S 70.750	1/1	33602
50	FRAME-F.S 115.85	1/1	33606
51	KEEL BEAM INST	1/2	33701
52	KELL BEAM INST	2/2	33701
53	KEEL BEAM	1/1	33702
54	FRONT C-T BEAM INST	1/1	33751
55	C-T BEAM CAP	1/2	33752
56	C-T BEAM CAP	2/2	33752
57	REAR C-T BEAM INST	1/1	33801
58	REAR SPAR FITTING	1/1	33803
59	UPPER CENTER FUS ASS'Y	1/10	34001 A
60	UPPER CENTER FUS ASS'Y	2/10	34001
61	UPPER CENTER FUS ASS'Y	3/10	34001
62	UPPER CENTER FUS ASS'Y	4/10	34001
63	UPPER CENTER FUS ASS'Y	5/10	34001
64	UPPER CENTER FUS ASS'Y	6/10	34001
65	UPPER CENTER FUS ASS'Y	7/10	34001
66	UPPER CENTER FUS ASS'Y	8/10	34001
67	UPPER CENTER FUS ASS'Y	9/10	34001
68	UPPER CENTER FUS ASS'Y	10/10	34001
69	F/W ASS'Y	1/1	34101
70	FIREWALL	1/2	34102
71	FIREWALL	2/2	34102
72	E/G MOUNT FITTING-UP	1/1	34110
73	E/G MOUNT FITTING-SIDE	1/1	34111

순서	도 면 명	수 량	도면번호
74	FRAME ASS'Y-STA. 73.25	1/1	34401
75	FITTING ASS'Y-WINDSHIELD	1/1	34405
76	FITTING-WINDSHIELD	1/1	34406
77	FRAME ASS'Y-STA. 115.913	1/1	34411
78	FRAME ASS'Y-STA. 137.031	1/1	34421
79	HAT ASS'Y INST-WINDSHIELD	1/1	34431
80	SKIN-W'SHIELD TRIM LEFT SIDE	1/1	34853
81	SKIN-UP COCKPIT TOP CTR	1/1	34871
82	STEP ASS'Y	1/1	35201
83	FUEL SYS INST (F/W AFT)	1/3	54001
84	FUEL SYS INST (F/W AFT)	2/3	54001
85	FUEL SYS INST (F/W AFT)	3/3	54001
86	AILERON CONTROL INST	1/2	73001
87	AILERON CONTROL INST	2/2	75001
88	TRIM TAB CONTROL INST	1/2	75001
89	FLAP CONTROL INST	2/2	75001
90	CABIN VENTIL. SYS INST	1/1	81301

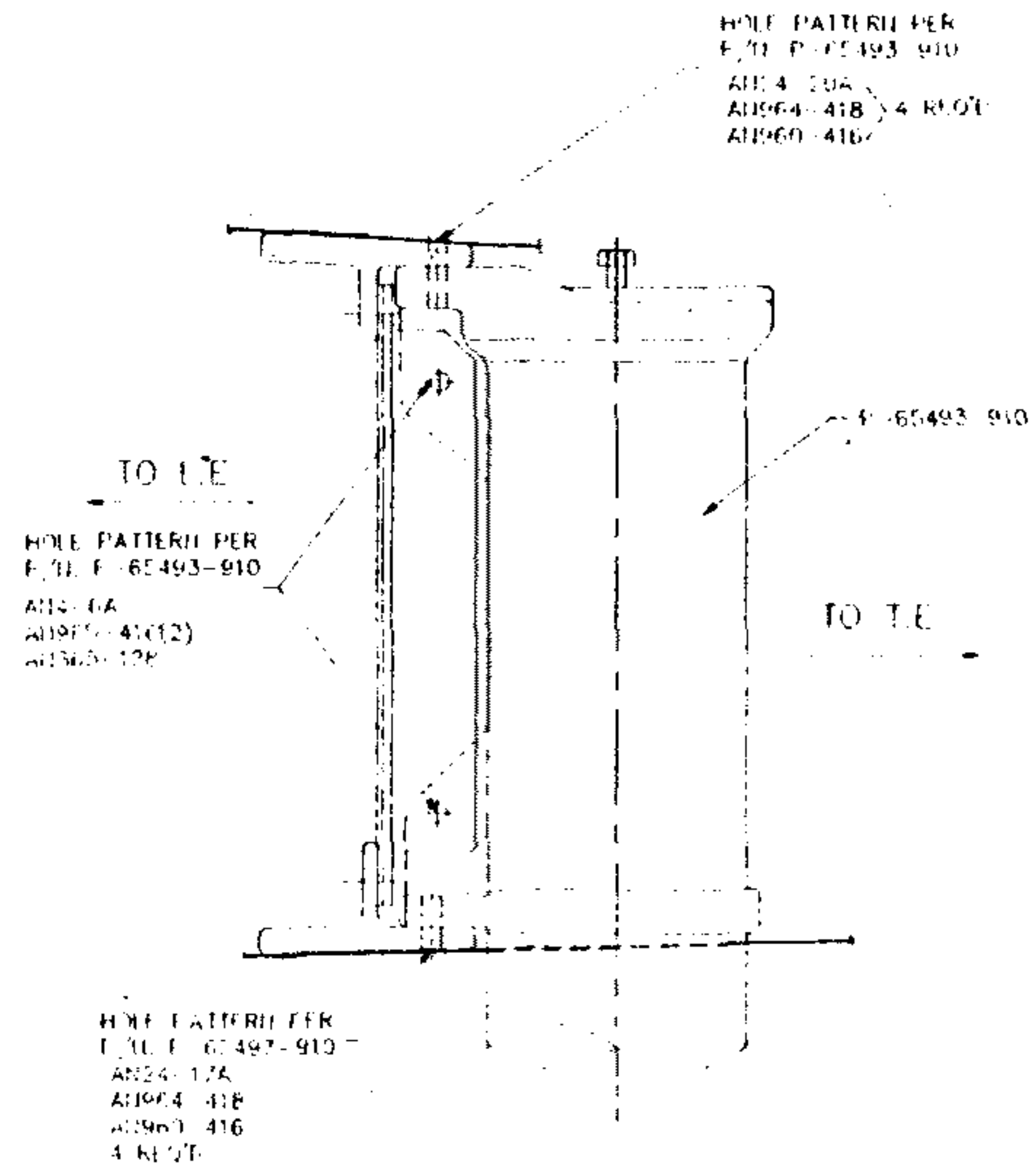


WING ASS'Y

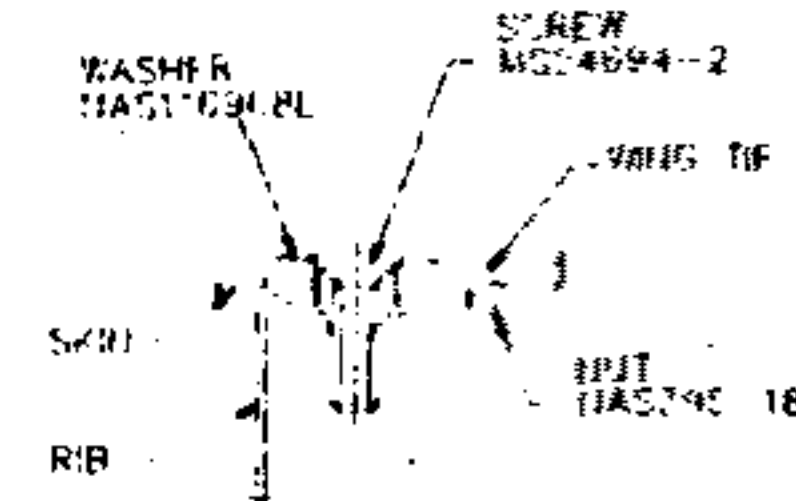


WING ASS'Y

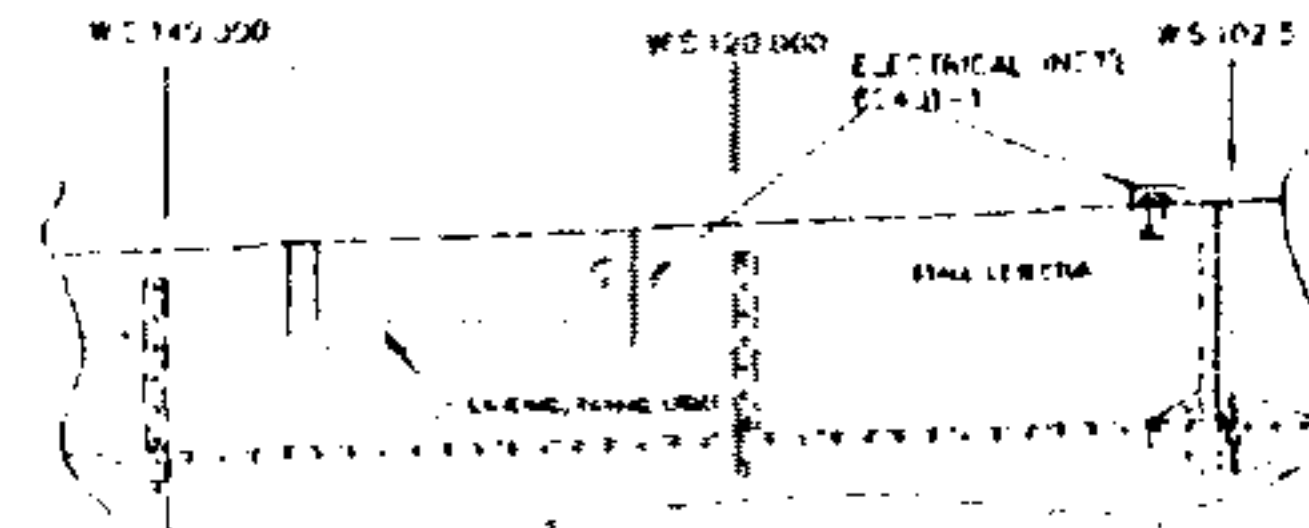
325



SECTION VIEW A-A (SH1, 12-D)
FRT. VIEW



SECTION VIEW B-B (SH1, 3-D)
TOILE SCALE



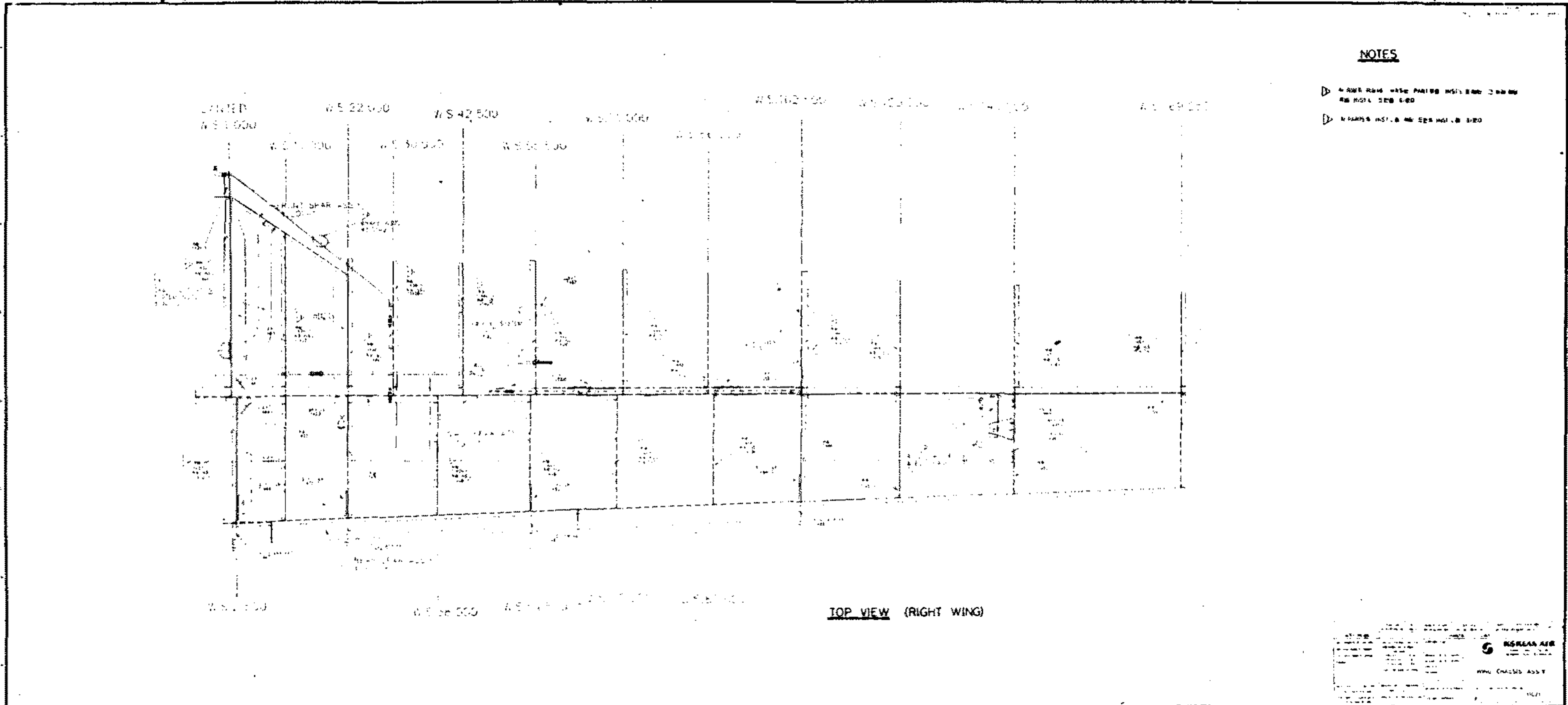
TOP VIEW (LEFT WING) (1, 5)

REV	DATE	BY	CHKD	APP'D	DESCRIPTION
1					

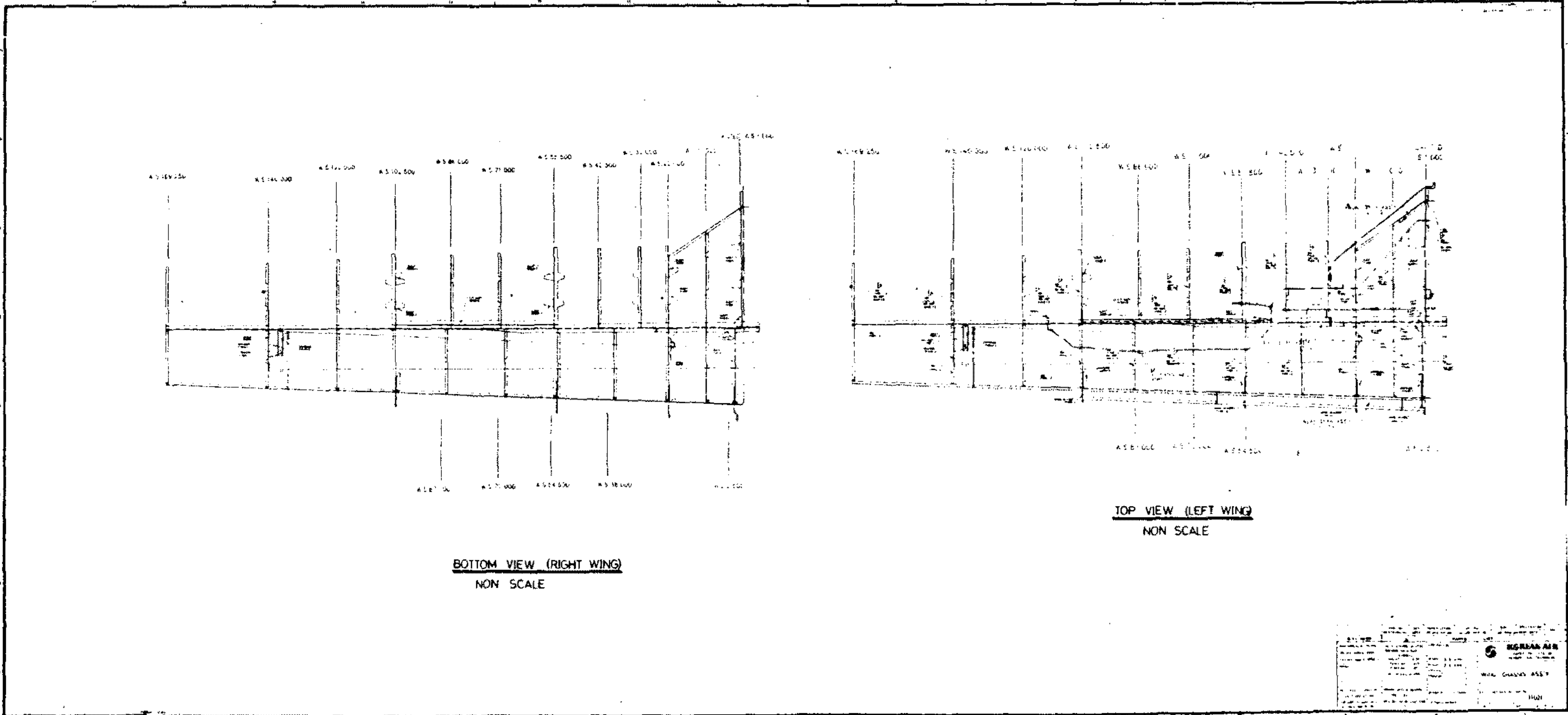
QTY	REQD	DESCRIPTION	UNIT

KSREAN AIR KOREAN AIR FORCE AIRCRAFT MAINTENANCE CENTER	
WING ASS'Y	
AO: 10001	10001

WING ASS'Y

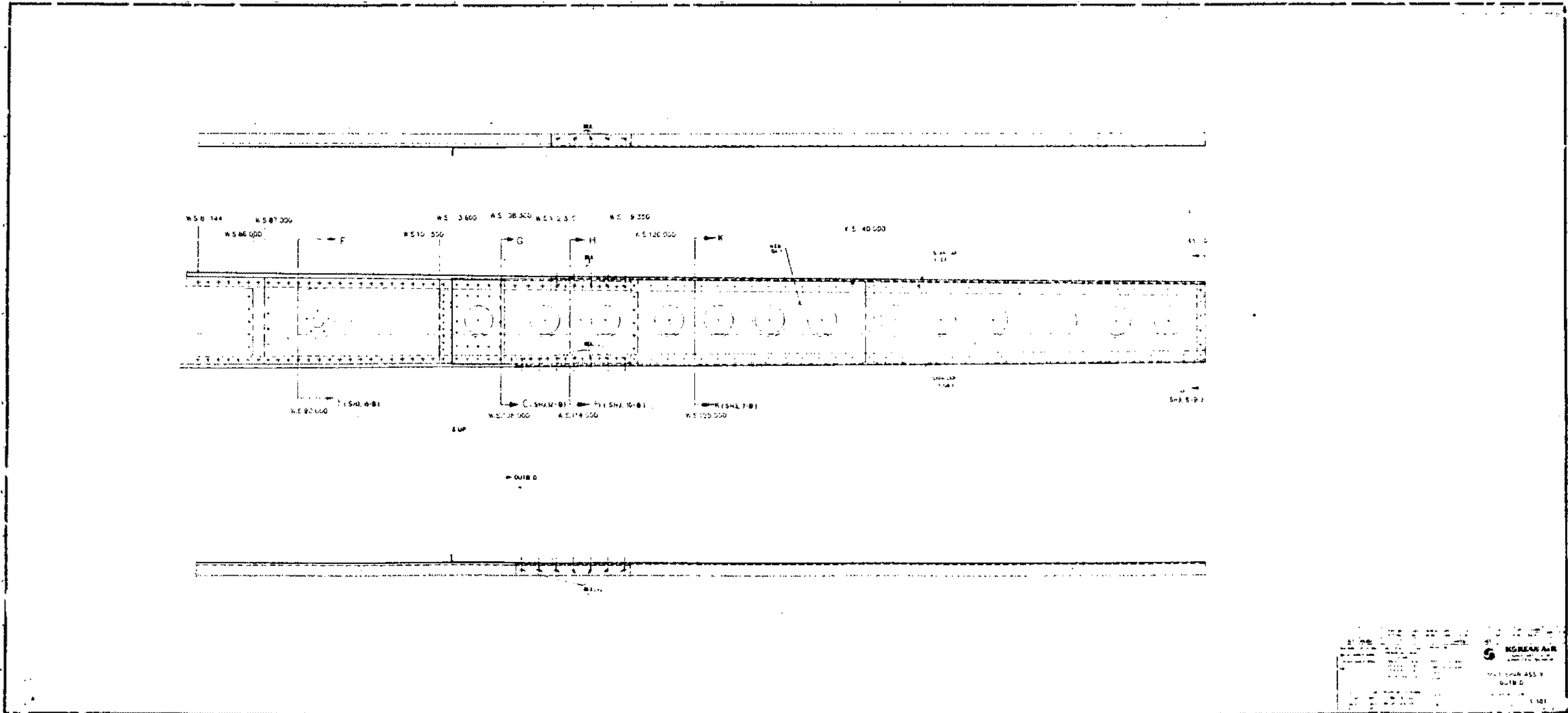


CHASSIS ASS'Y



CHASSIS ASS'Y

329



MAIN SPAR ASS'Y

REVISIONS

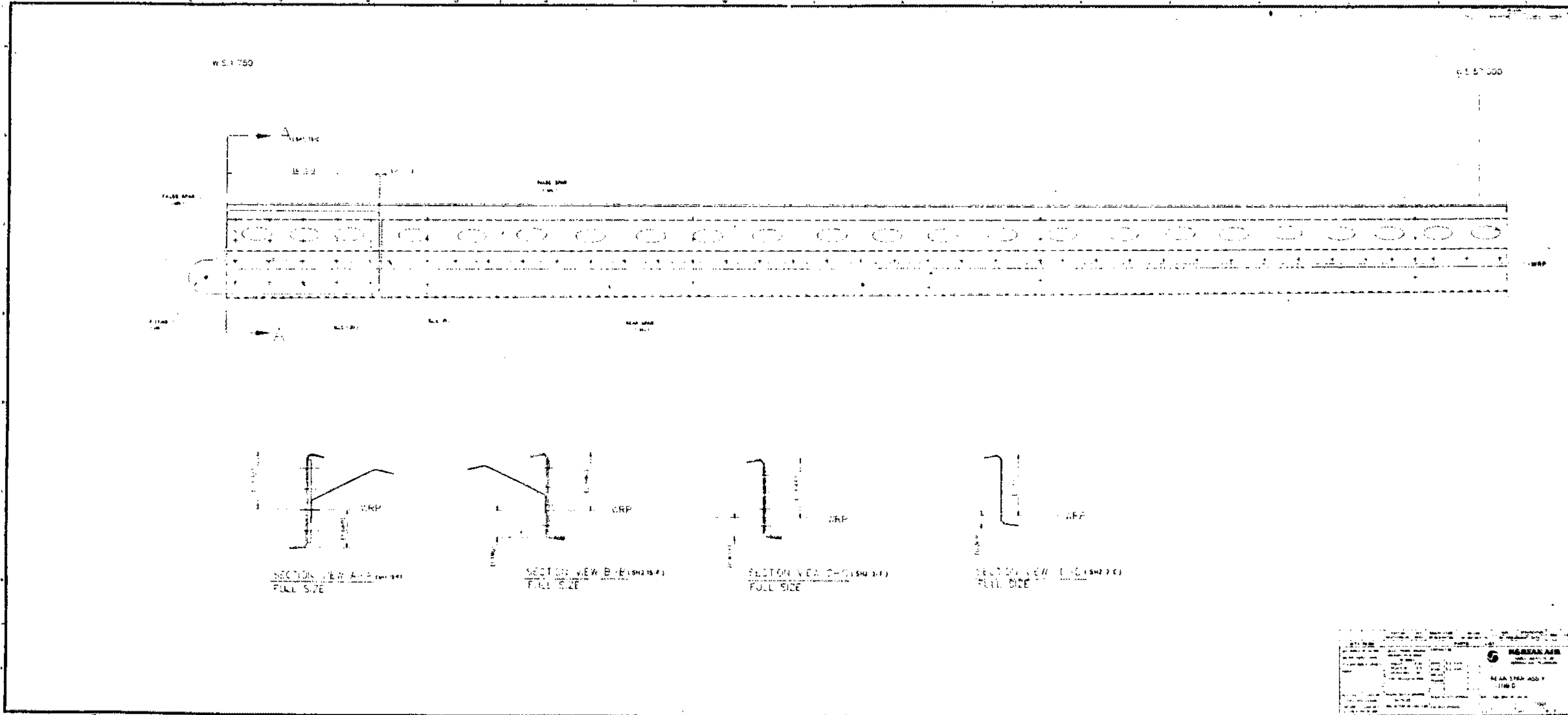
NO.	DATE	DESCRIPTION	BY	CHKD.
1				
2				
3				
4				
5				
6				
7				
8				
9				
10				

KOREAN AIR

MAIN SPAR ASS'Y

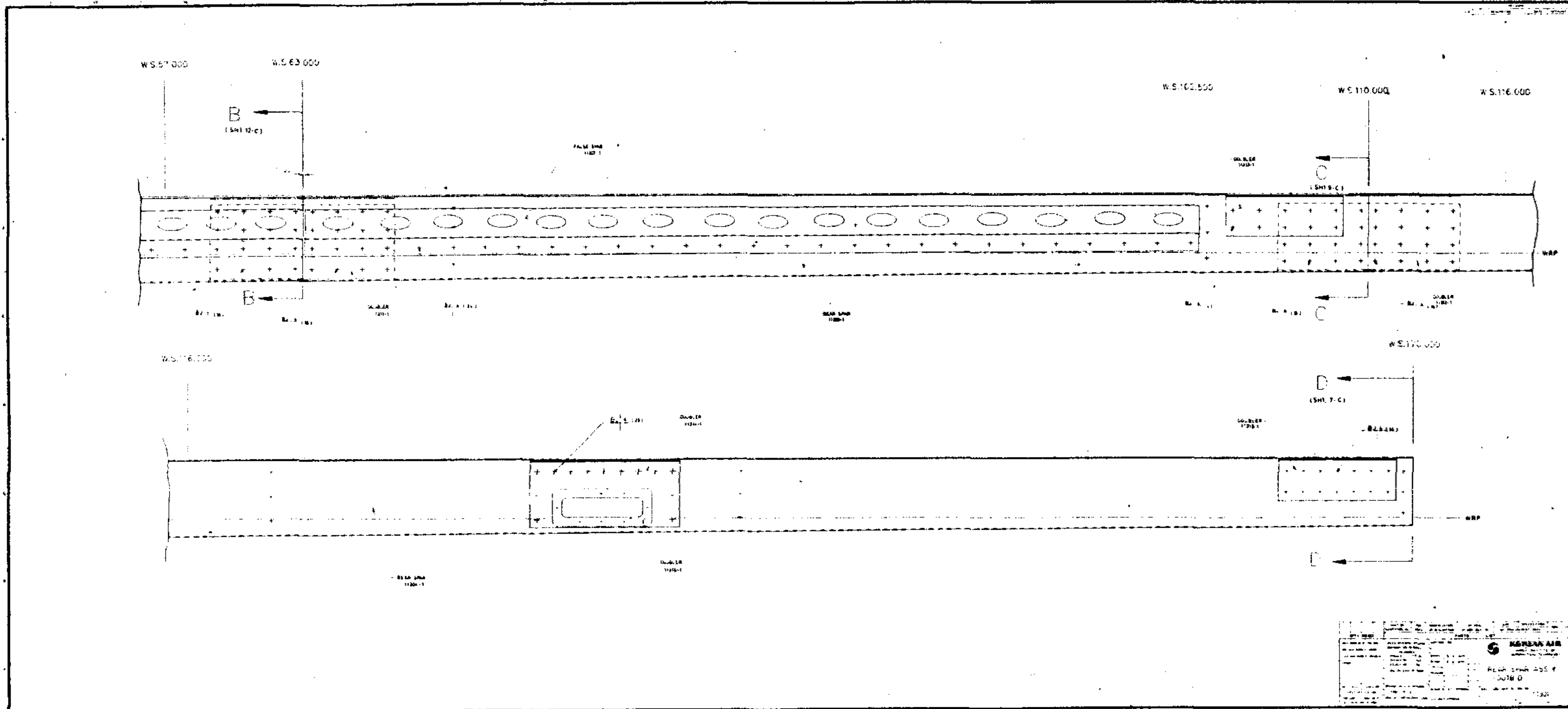
QUIN D

101



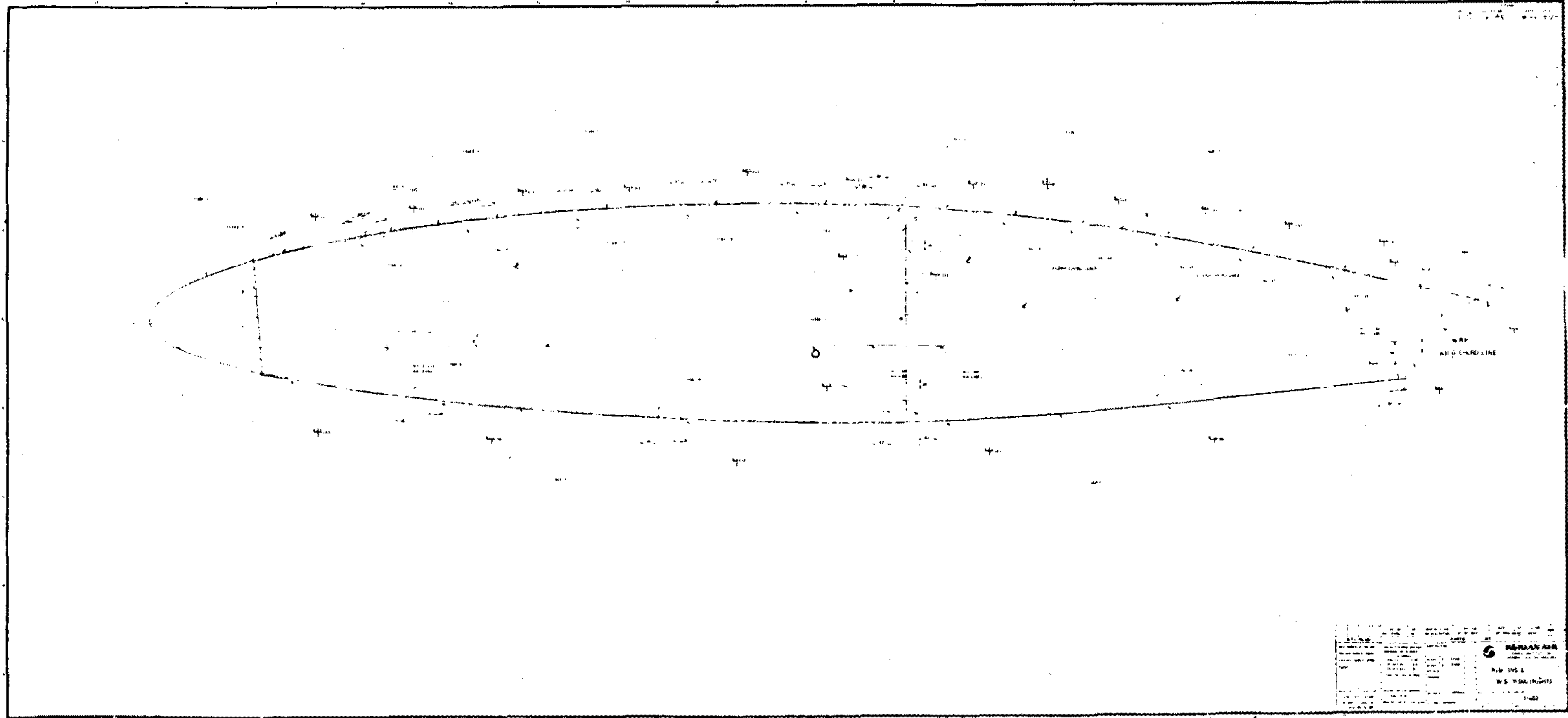
REAR SPAR ASS'Y

332



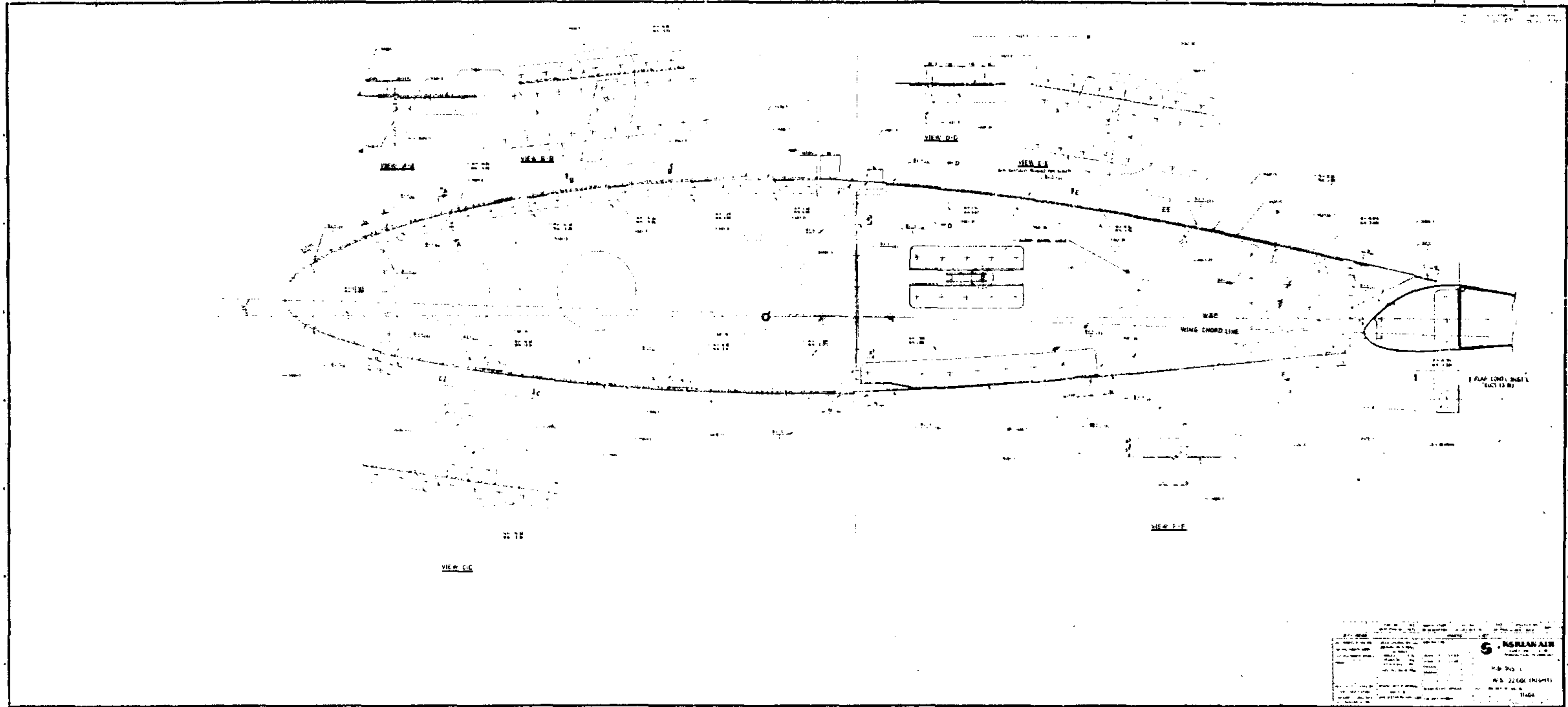
REAR SPAR ASS'Y

335



RIB INST-W.S 11,000 (R)

336

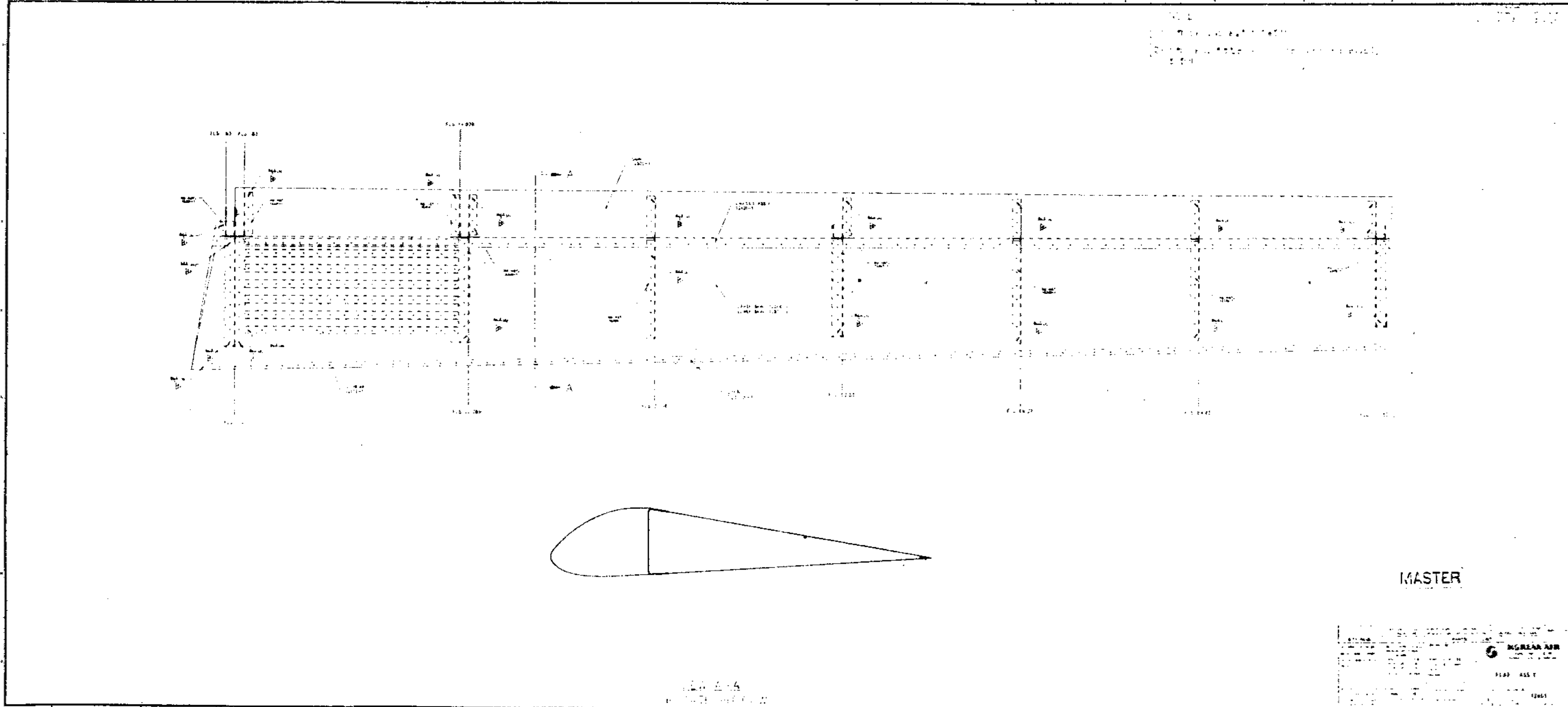


RIB INST-W.S 22,000 (R)

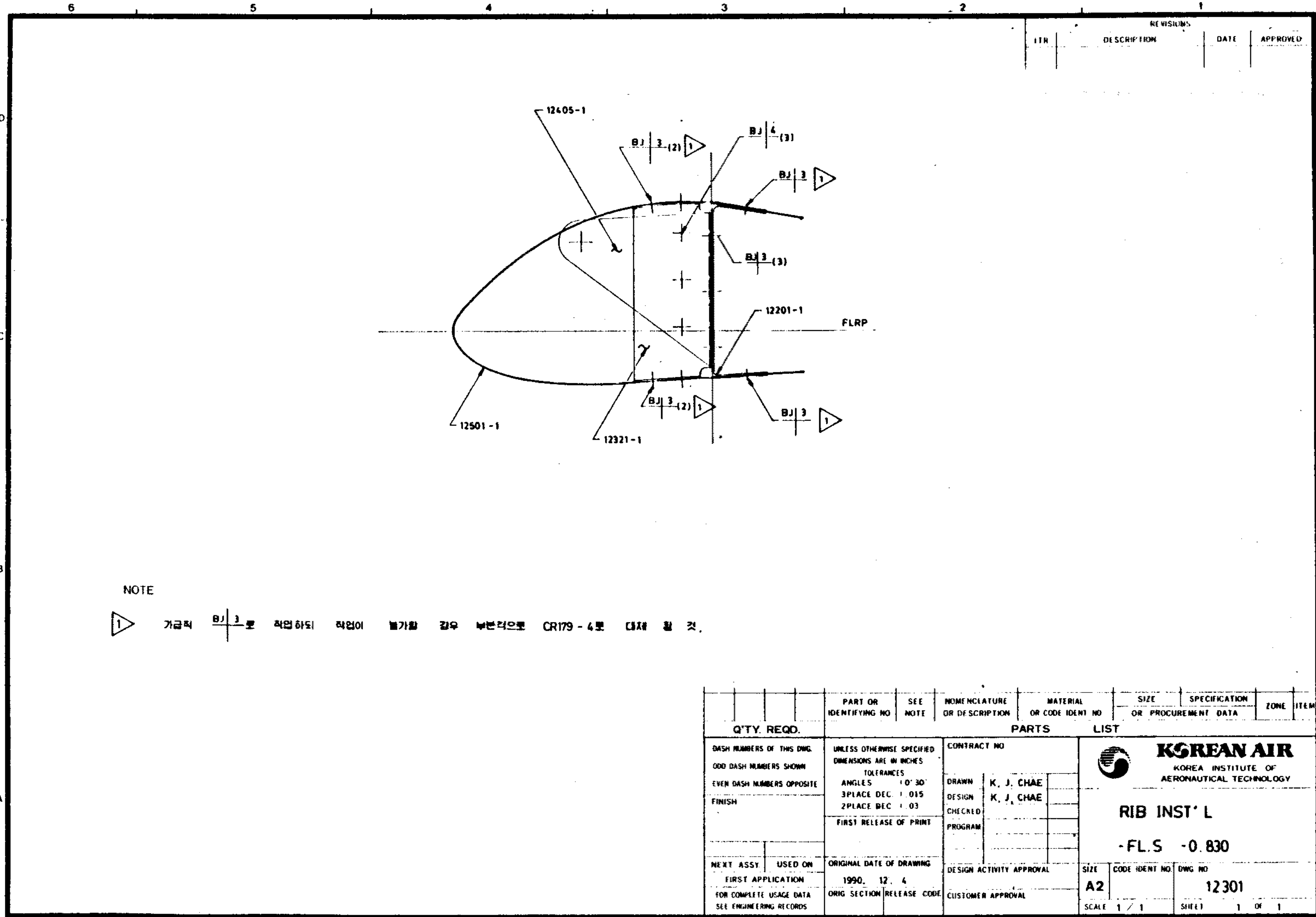
REVISIONS	
NO.	DESCRIPTION
1	AS BUILT

NSRMAN AIR
W.S. 22,000 (RIGHT)
RIP

337

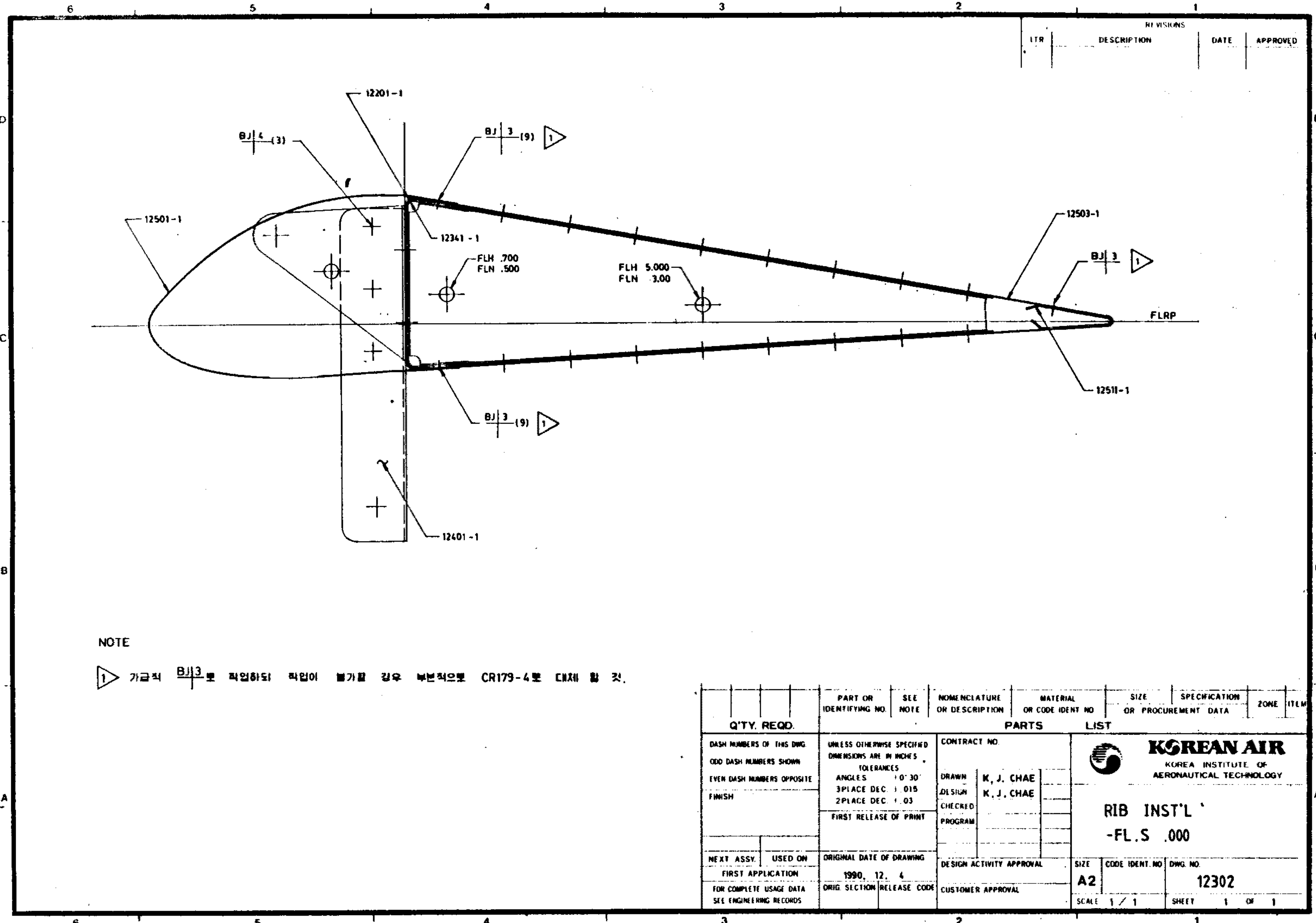


FLAP ASS'Y



339


RIB INST-F.L.S -0.830



REVISIONS			
LTR	DESCRIPTION	DATE	APPROVED

NOTE

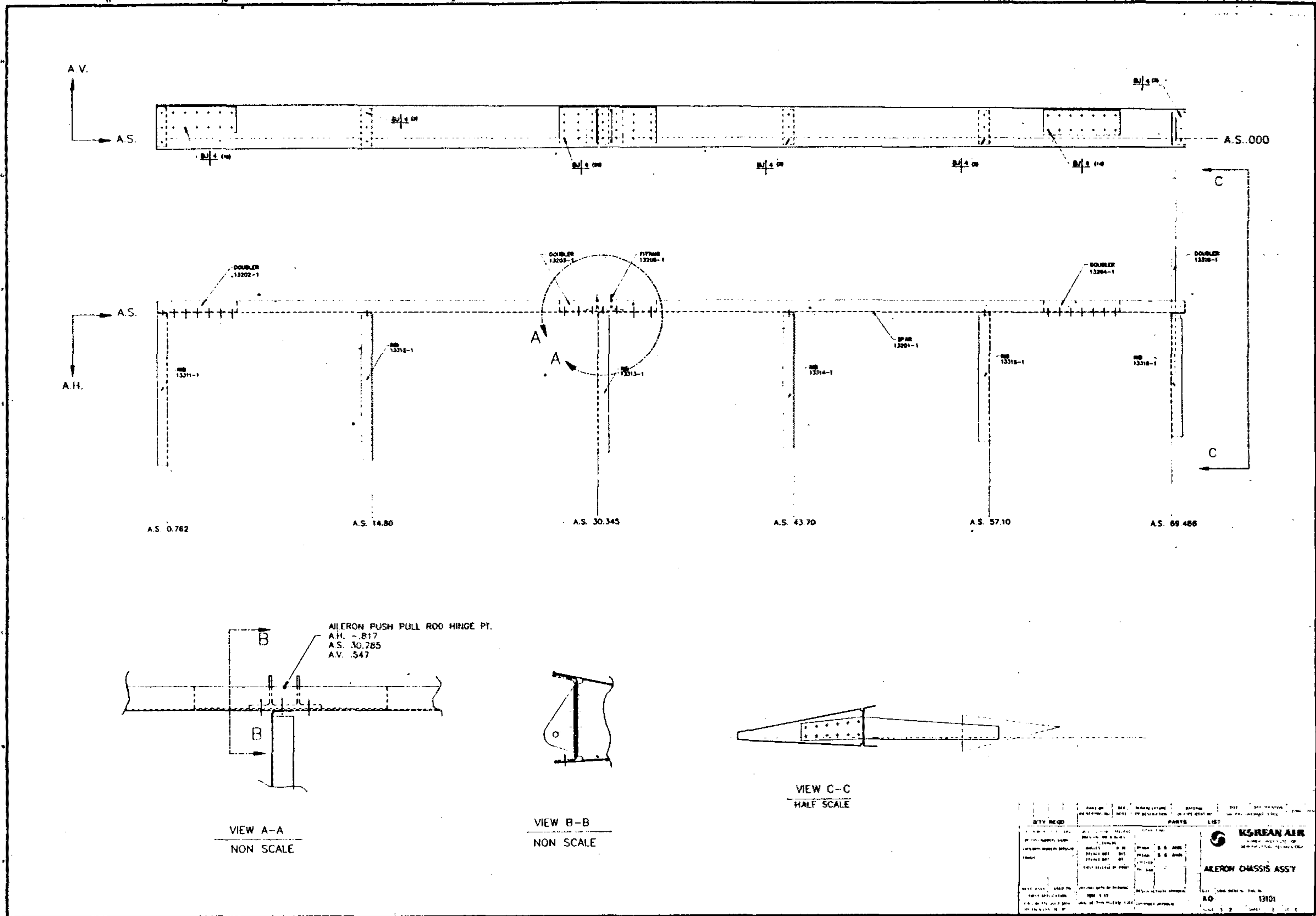
가급적 B.J.3로 작업하되 작업이 불가능 할 경우 부분적으로 CR179-4로 대체 할 것.

Q'TY. REQD.	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT NO.	SIZE OR PROCUREMENT DATA	SPECIFICATION	ZONE	ITEM
PARTS LIST								
DASH NUMBERS OF THIS DWG. ODD DASH NUMBERS SHOWN EVEN DASH NUMBERS OPPOSITE FINISH	UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TOLERANCES ANGLES 10' 30" 3 PLACE DEC. 0.015 2 PLACE DEC. 0.03 FIRST RELEASE OF PRINT		CONTRACT NO. DRAWN K. J. CHAE DESIGN K. J. CHAE CHECKED PROGRAM		 KOREAN AIR KOREA INSTITUTE OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY RIB INST'L -FL.S .000			
NEXT ASSY.	USED ON	ORIGINAL DATE OF DRAWING	DESIGN ACTIVITY APPROVAL		SIZE	CODE IDENT. NO.	DWG. NO.	
FIRST APPLICATION	1990, 12, 4	CUSTOMER APPROVAL	A2		1/1	12302	SHEET 1 OF 1	
FOR COMPLETE USAGE DATA SEE ENGINEERING RECORDS		DRG. SECTION RELEASE CODE	SCALE		1/1			

340

RIB INST-F.L.S 0.000

342



CHASSIS ASS'Y

QTY REQD		PARTS LIST	
1	CHASSIS	1	CHASSIS
1	DOUBLER 13202-1	1	DOUBLER 13204-1
1	DOUBLER 13208-1	1	DOUBLER 13208-1
1	SPAR 13201-1	1	SPAR 13201-1
1	SPAR 13312-1	1	SPAR 13312-1
1	SPAR 13314-1	1	SPAR 13314-1
1	SPAR 13316-1	1	SPAR 13316-1

KGREAN AIR
 AILERON CHASSIS ASSY
 AO 13101

344

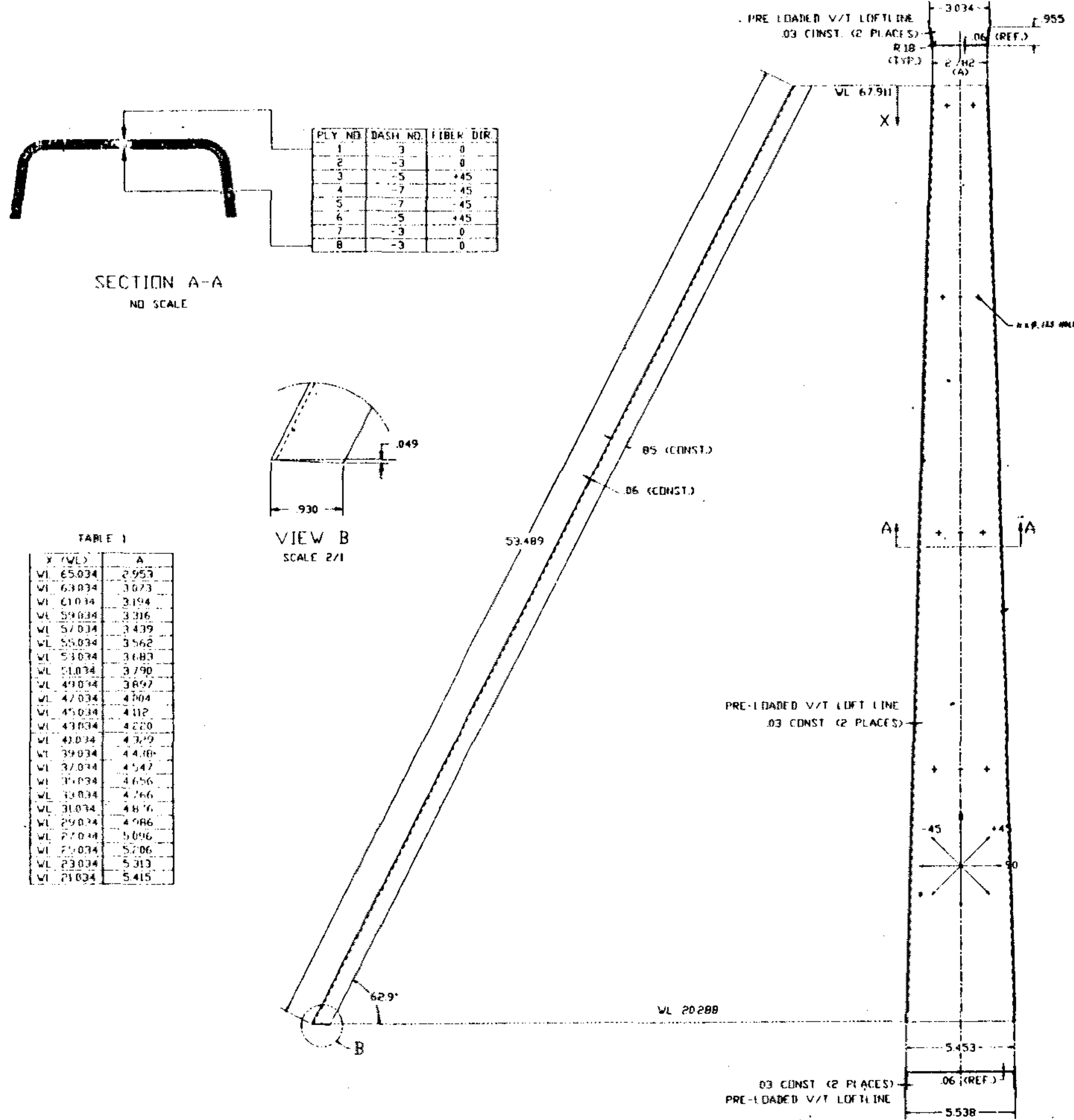


TABLE 1

Y (VL)	A
VL 65.034	2.953
VL 63.034	3.073
VL 61.034	3.194
VL 59.034	3.316
VL 57.034	3.439
VL 55.034	3.562
VL 53.034	3.683
VL 51.034	3.790
VL 49.034	3.897
VL 47.034	4.004
VL 45.034	4.112
VL 43.034	4.220
VL 41.034	4.329
VL 39.034	4.438
VL 37.034	4.547
VL 35.034	4.656
VL 33.034	4.766
VL 31.034	4.876
VL 29.034	4.986
VL 27.034	5.096
VL 25.034	5.206
VL 23.034	5.313
VL 21.034	5.415

NOTE:
 ✓ GLASS # 120 1 PLY 24 1/2" x 1/4"
 ▶ RESIN SYSTEM 330 1/2" x 1/4"
 MAKE HOLD BNC 1/2"

QTY	REQD	DESCRIPTION	UNIT	REVISION	DATE
1	7	PLY 0.5	23 1/2" x 1/4"		
1	5	PLY 3.6	"		
1	3	PLY 12.0	"		
1	1	FRONT SPAR	ALUMINUM		

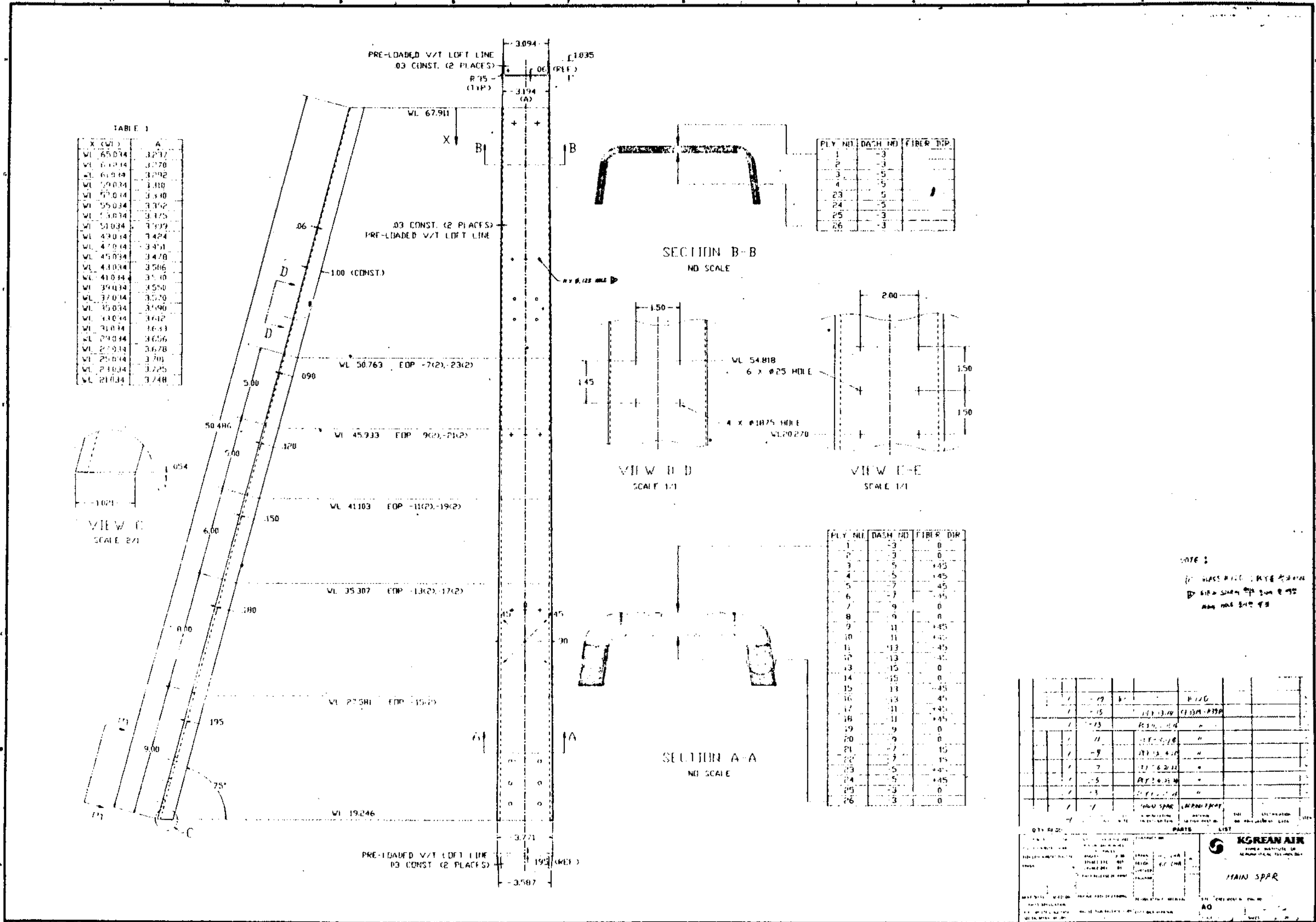
QTY REQD

FRONT SPAR

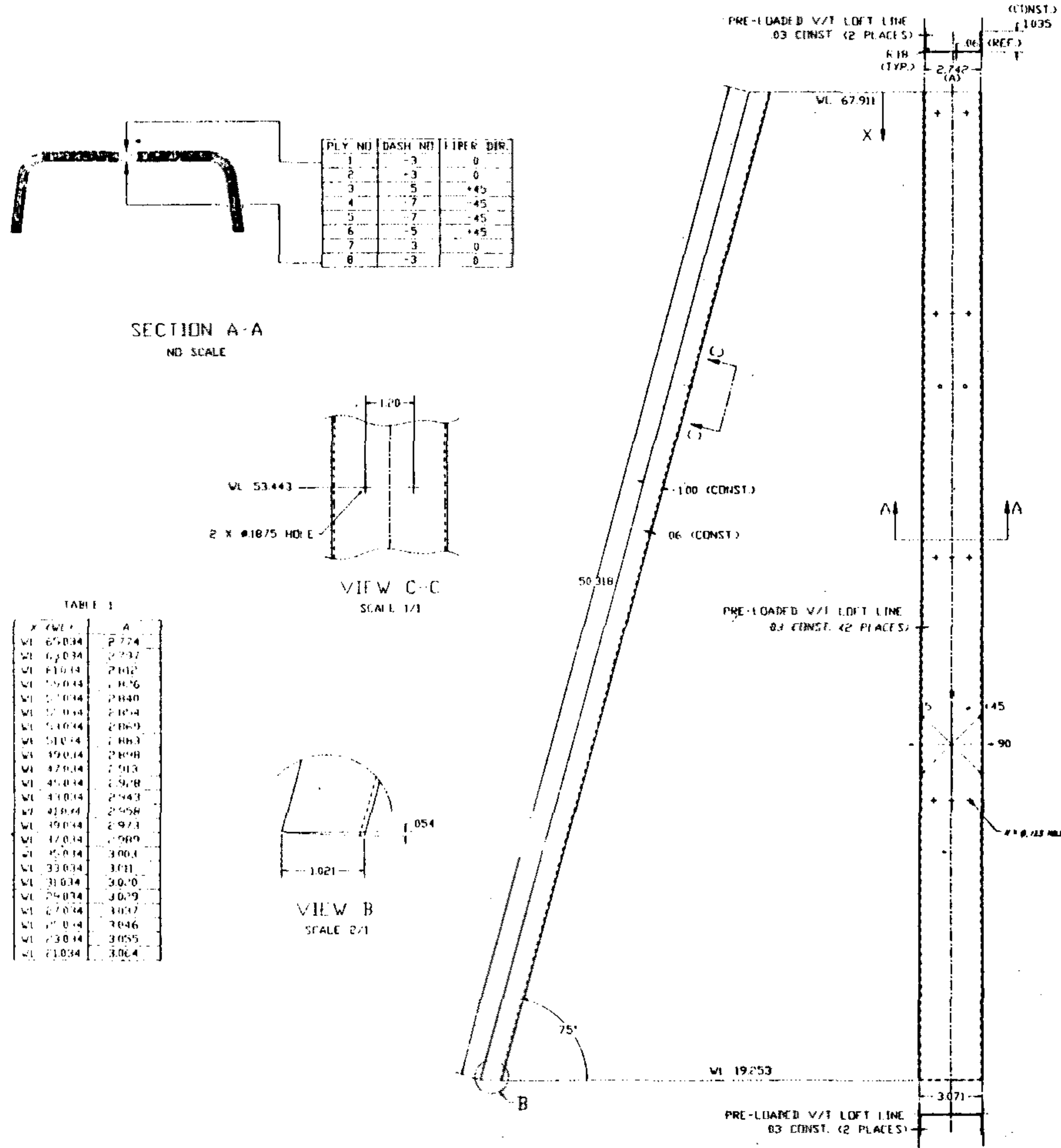
KSREAN AIR

FRONT SPAR

345



MAIN SPAR



PLY NO	DASH NO	FIBER DIR
1	-3	0
2	-3	0
3	5	+45
4	7	-45
5	7	-45
6	5	+45
7	3	0
8	-3	0

TABLE 1

X	A
WL 65034	2724
WL 65034	2737
WL 65034	2802
WL 55034	2876
WL 55034	2840
WL 55034	2854
WL 55034	2869
WL 51034	2883
WL 49034	2898
WL 47034	2913
WL 45034	2928
WL 43034	2943
WL 41034	2958
WL 39034	2973
WL 37034	2989
WL 35034	3004
WL 33034	3019
WL 31034	3034
WL 29034	3049
WL 27034	3064
WL 25034	3079
WL 23034	3094
WL 21034	3109

NOTE 1:
 ① CLASS #120 1 PLY 45/140
 ② RIB SPACING 200 mm (8 in)
 HOLES 100 mm (4 in)

REV	NO	DATE	BY	CHKD	DESCRIPTION
1	1				INITIAL
2	2				REVISED
3	3				REVISED
4	4				REVISED
5	5				REVISED
6	6				REVISED
7	7				REVISED
8	8				REVISED
9	9				REVISED
10	10				REVISED

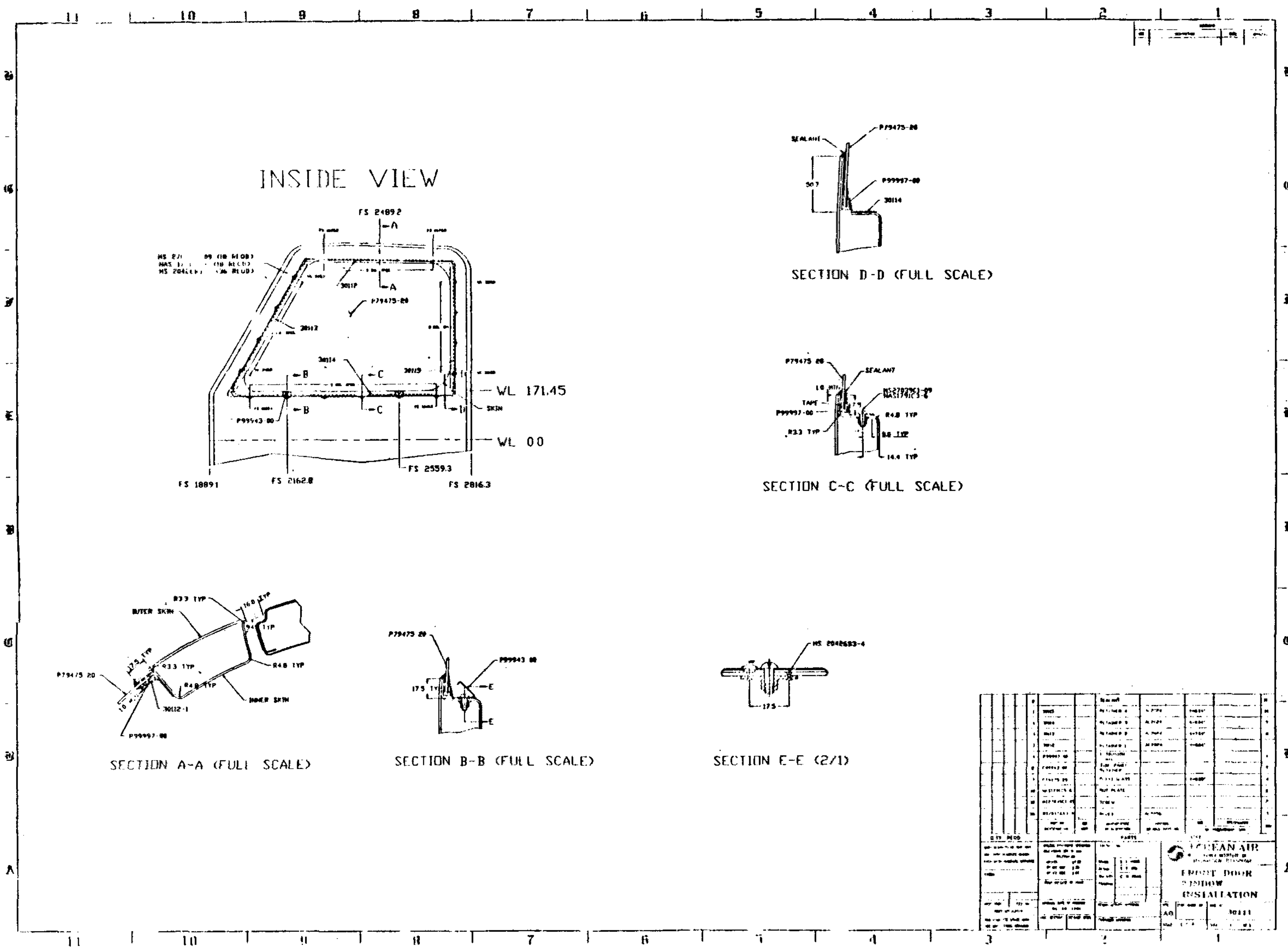
QTY REQ

PARTS	QTY	UNIT
1	1	EA

KOREAN AIR
 RUDDER SPAR
 21103

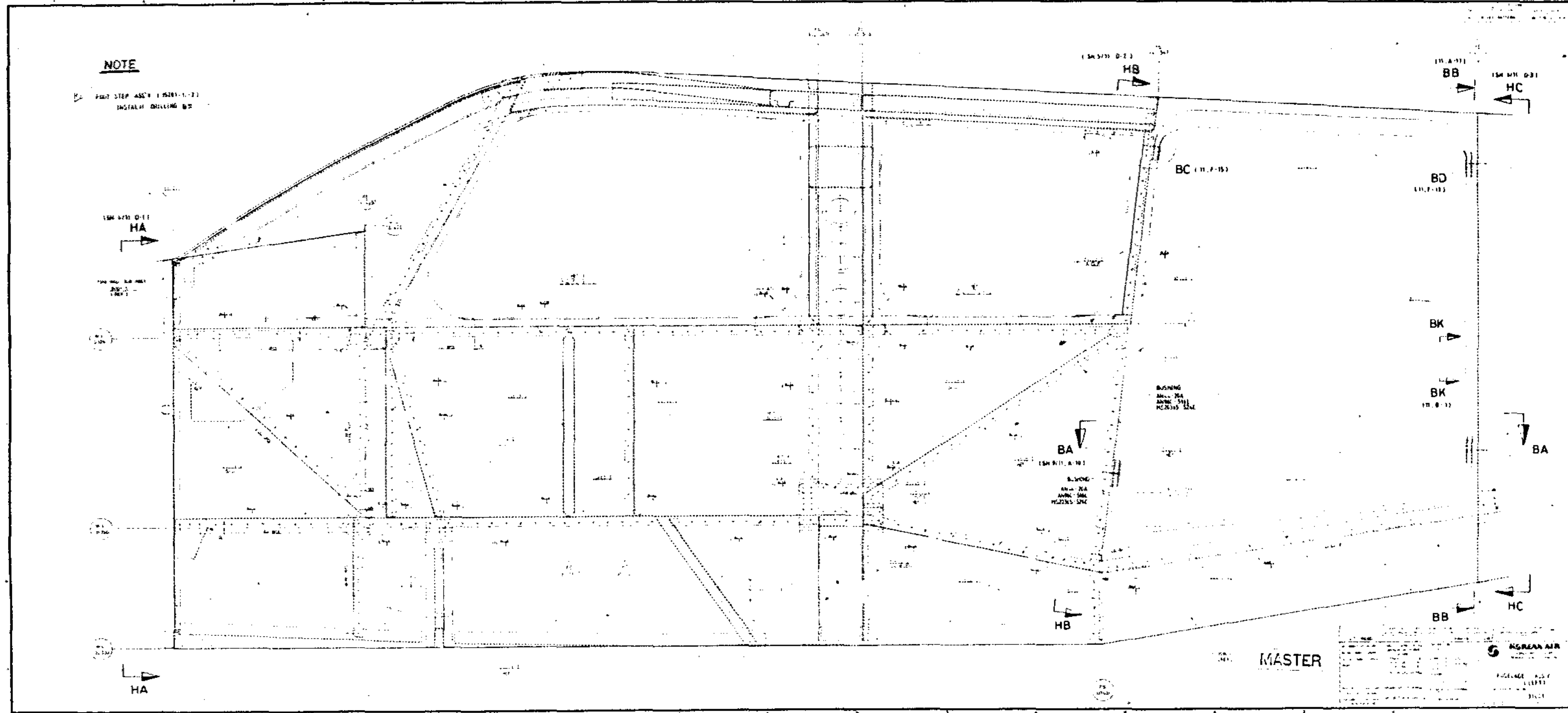
RUDDER SPAR

350



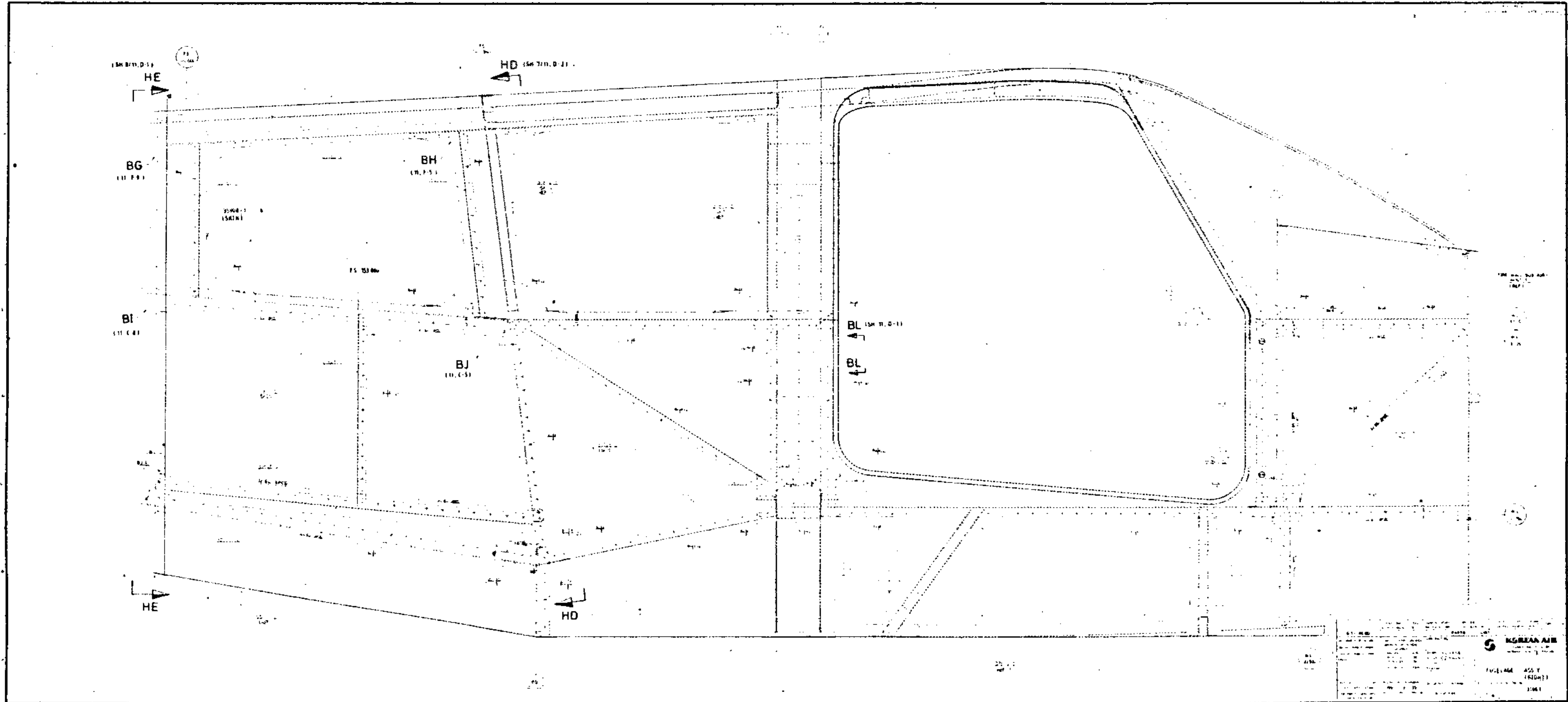
WINDOW ASS'Y

352



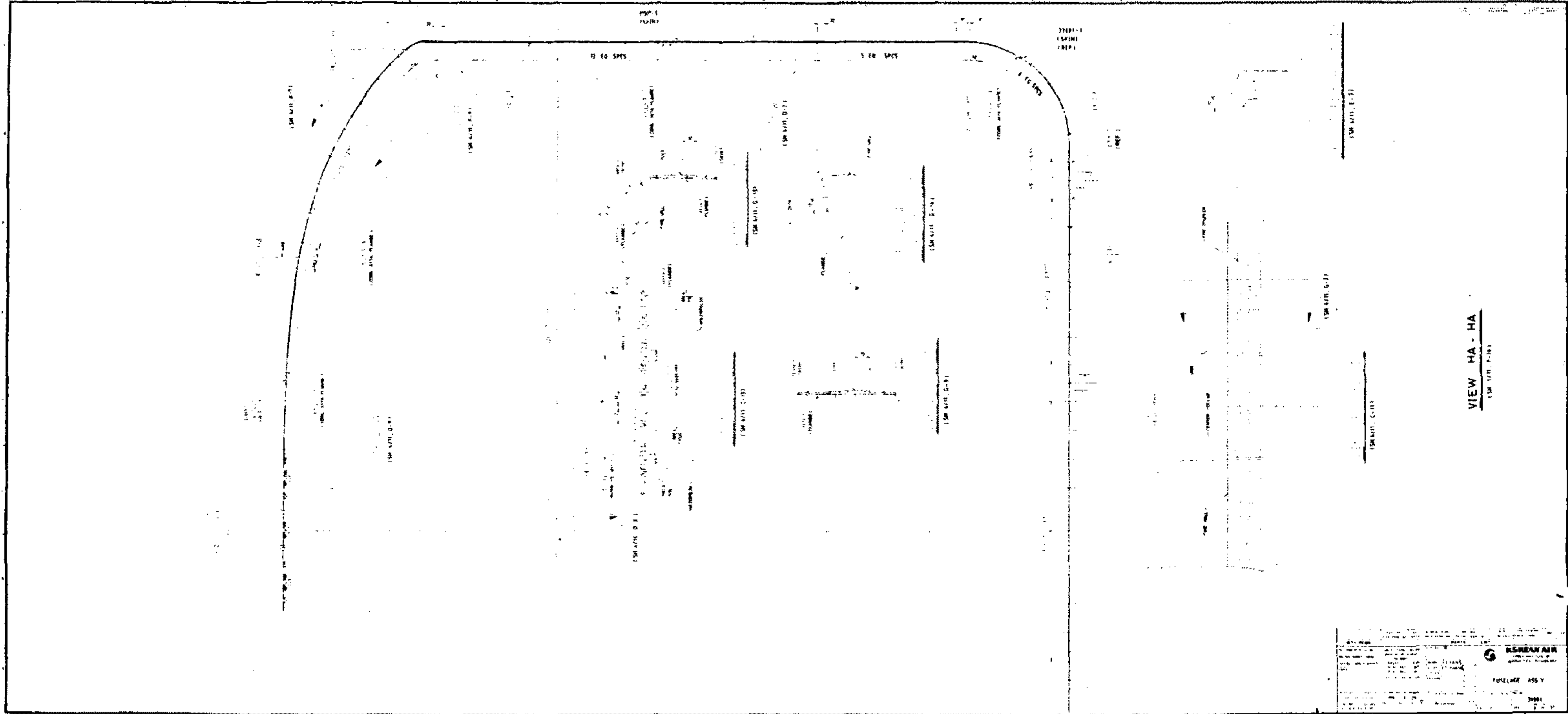
FUS ASS'Y

353

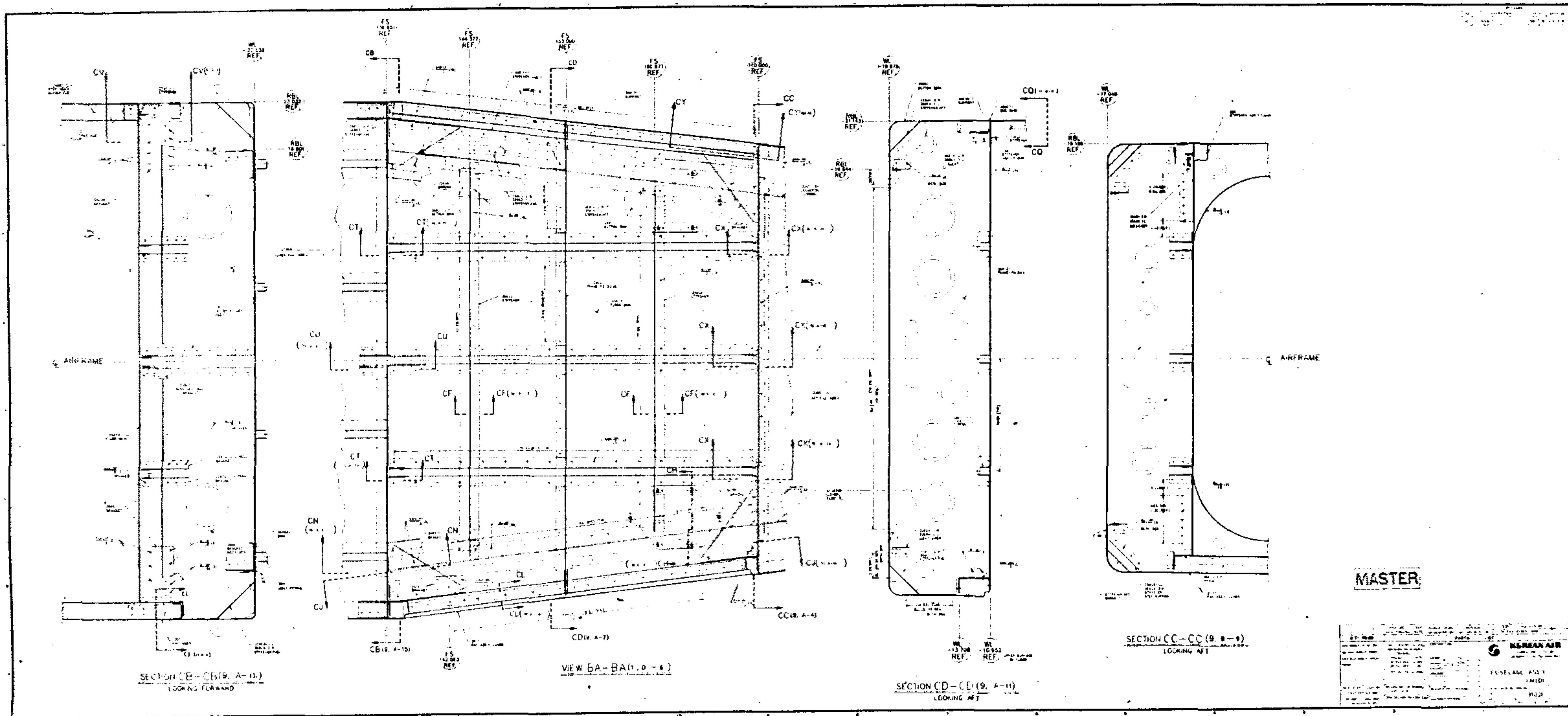


FUS ASS'Y

355

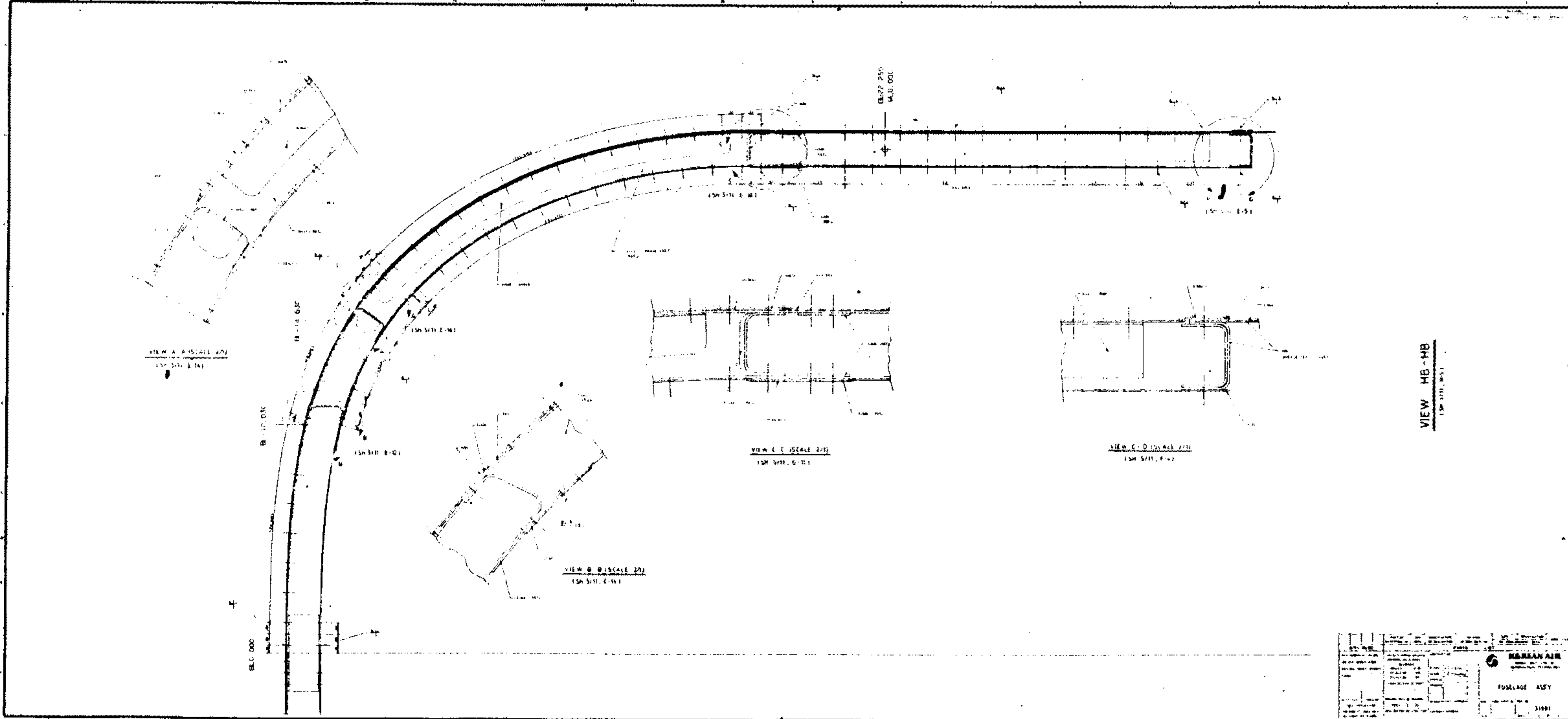


FUS ASS'Y



FUS ASS'Y

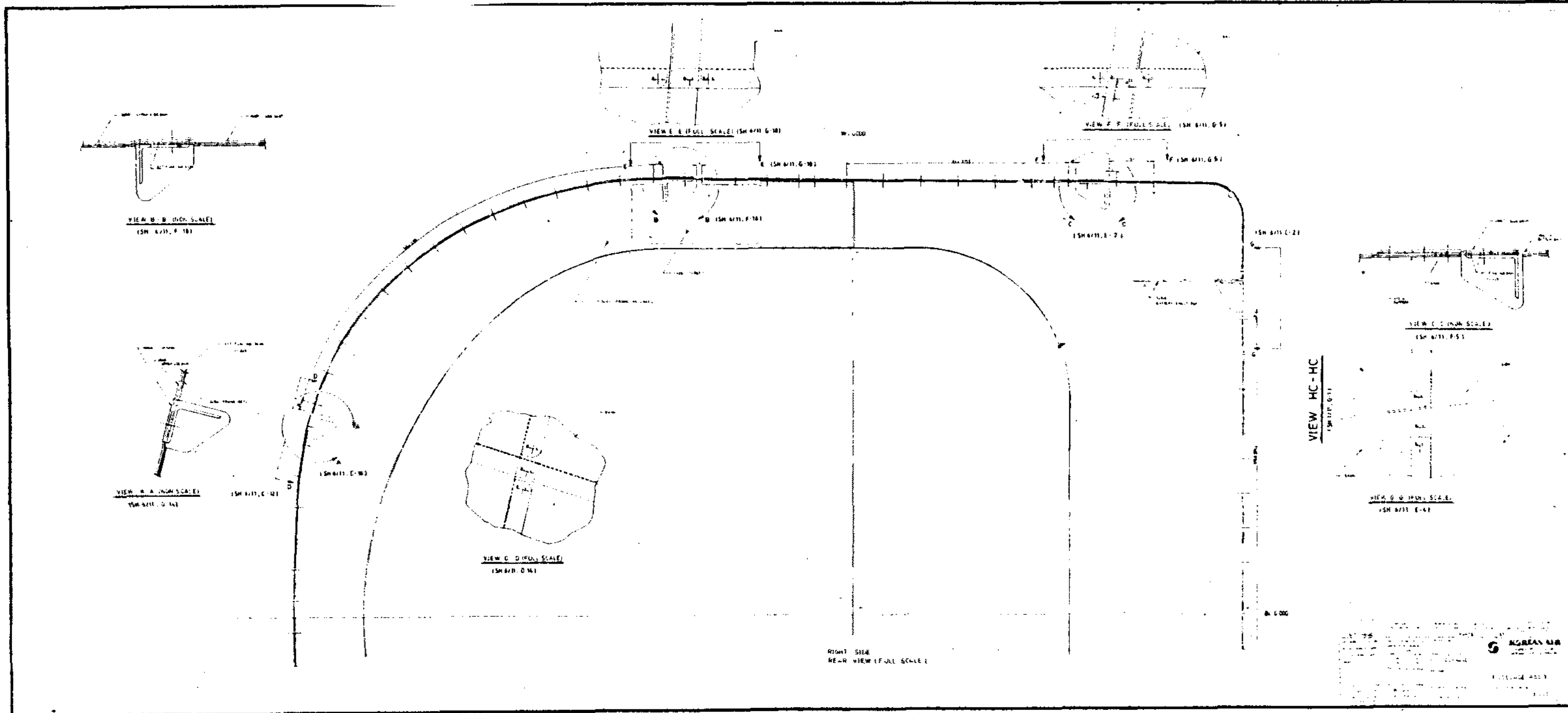
357



FUS ASS'Y

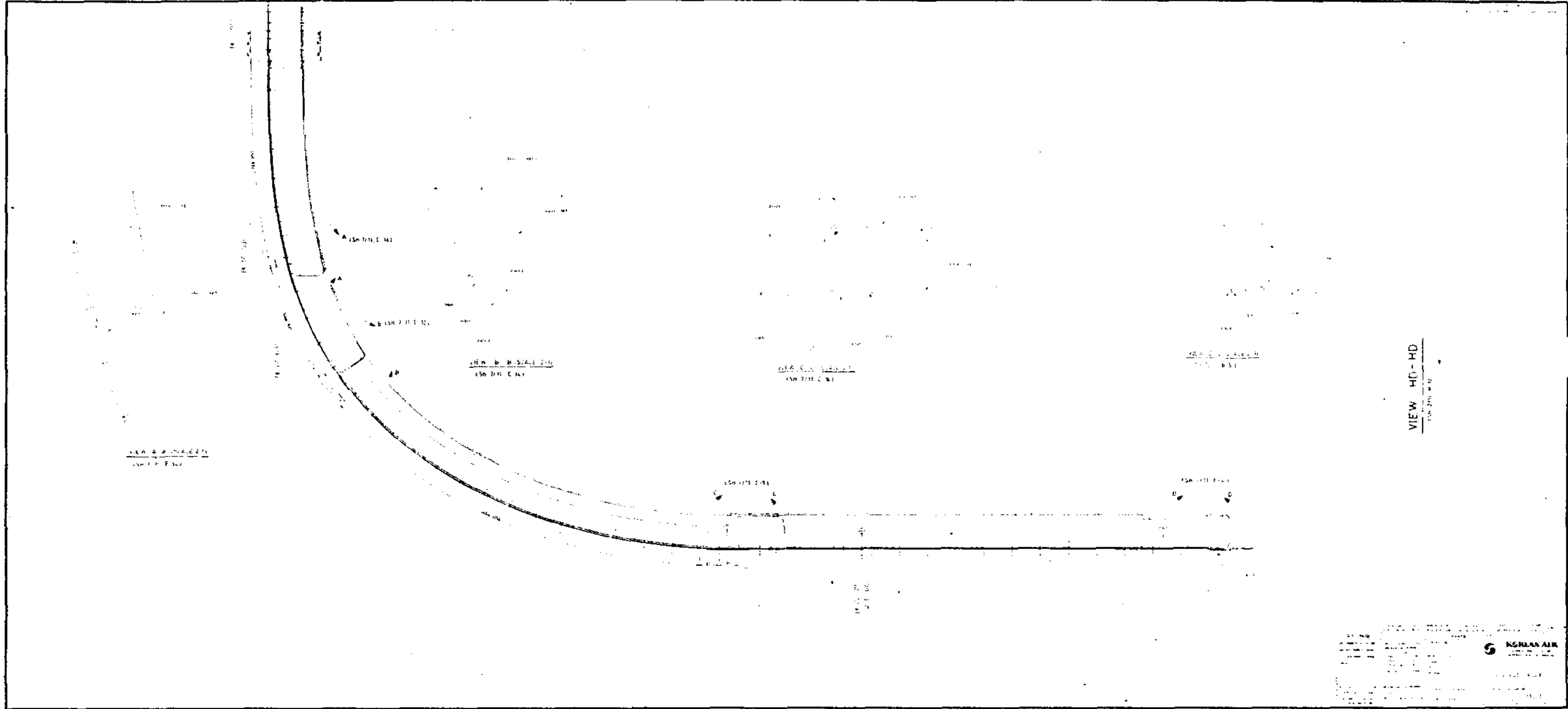
REV	DATE	BY	CHKD	DESCRIPTION
1				ISSUED FOR FABRICATION
2				REVISION
3				REVISION
4				REVISION
5				REVISION
6				REVISION
7				REVISION
8				REVISION
9				REVISION
10				REVISION

REVISION AIR
FUSelage ASSY
31881

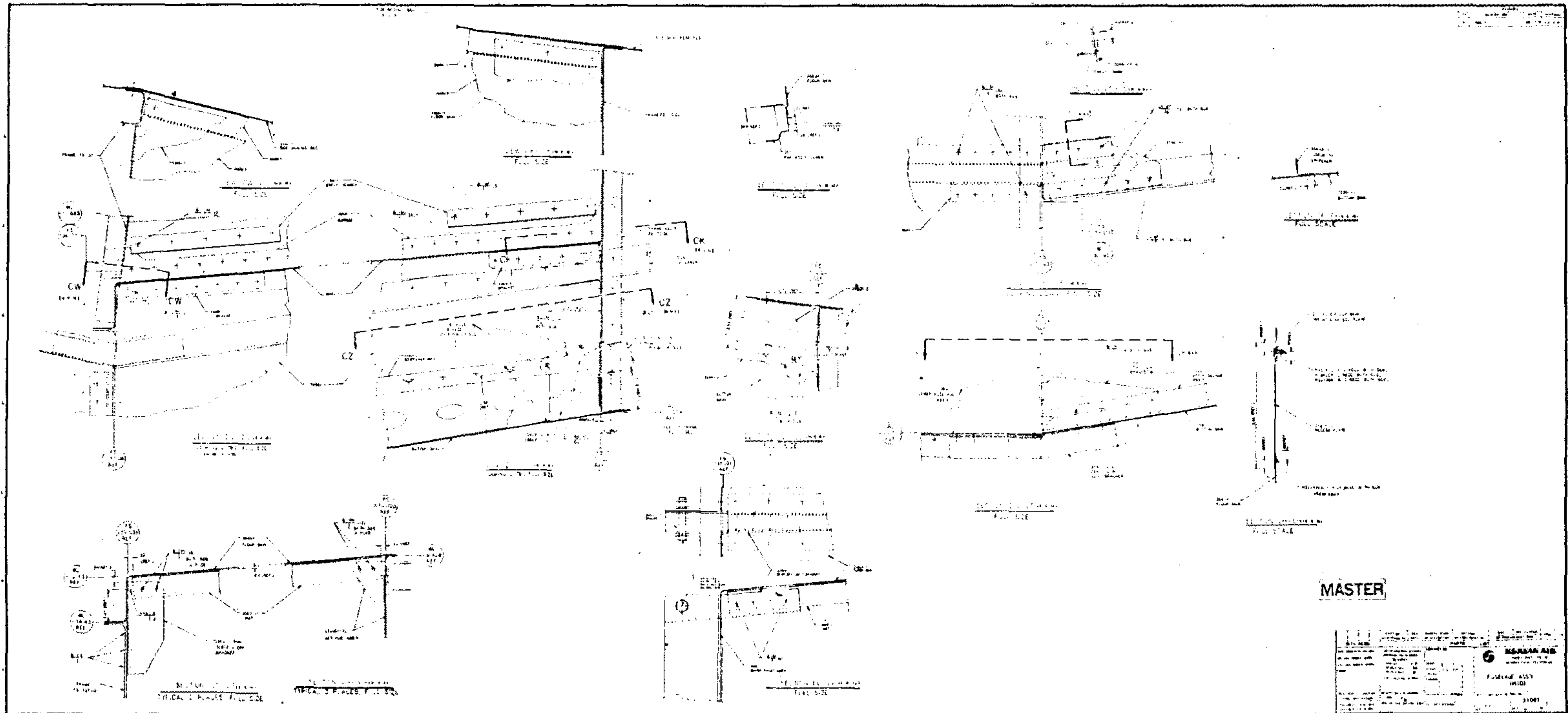


FUS ASS'Y

360

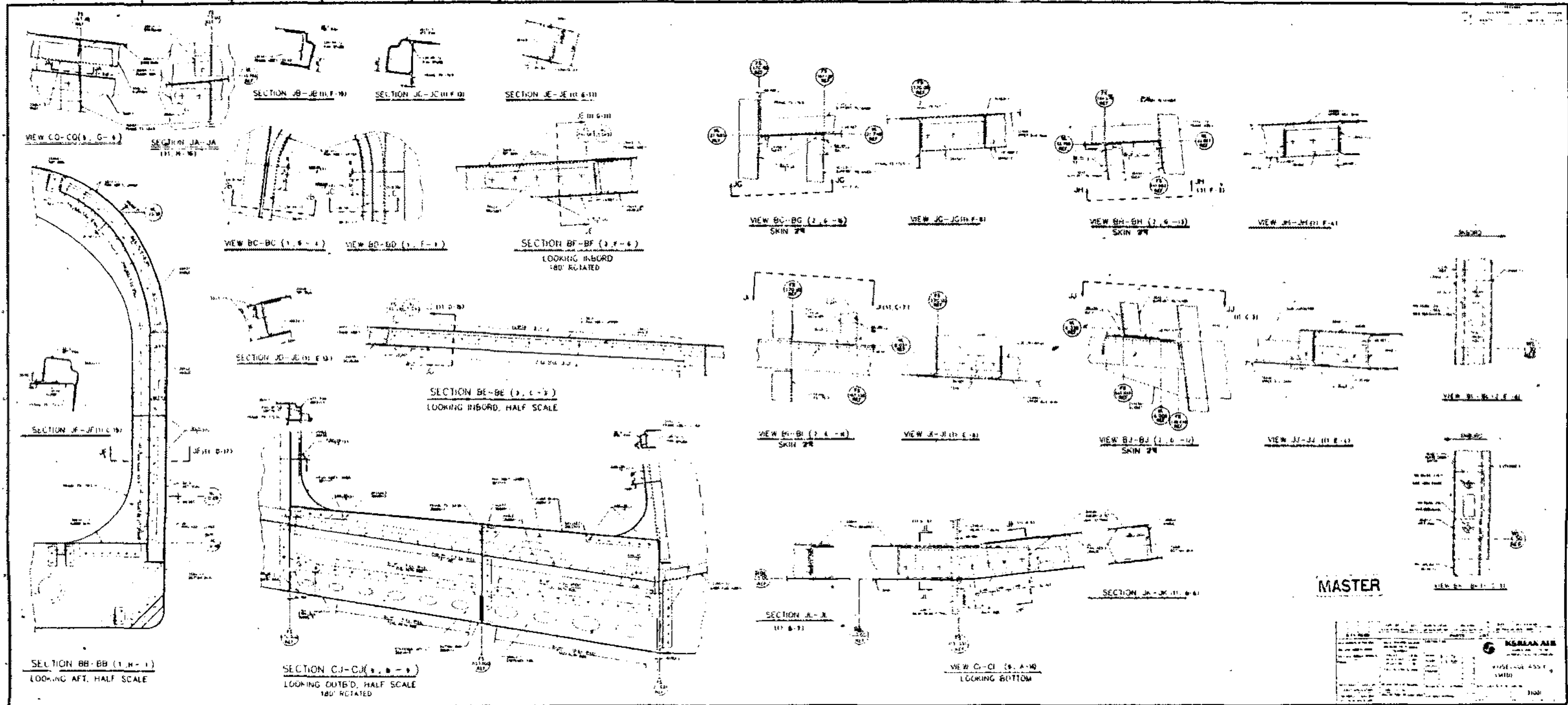


FUS ASS'Y



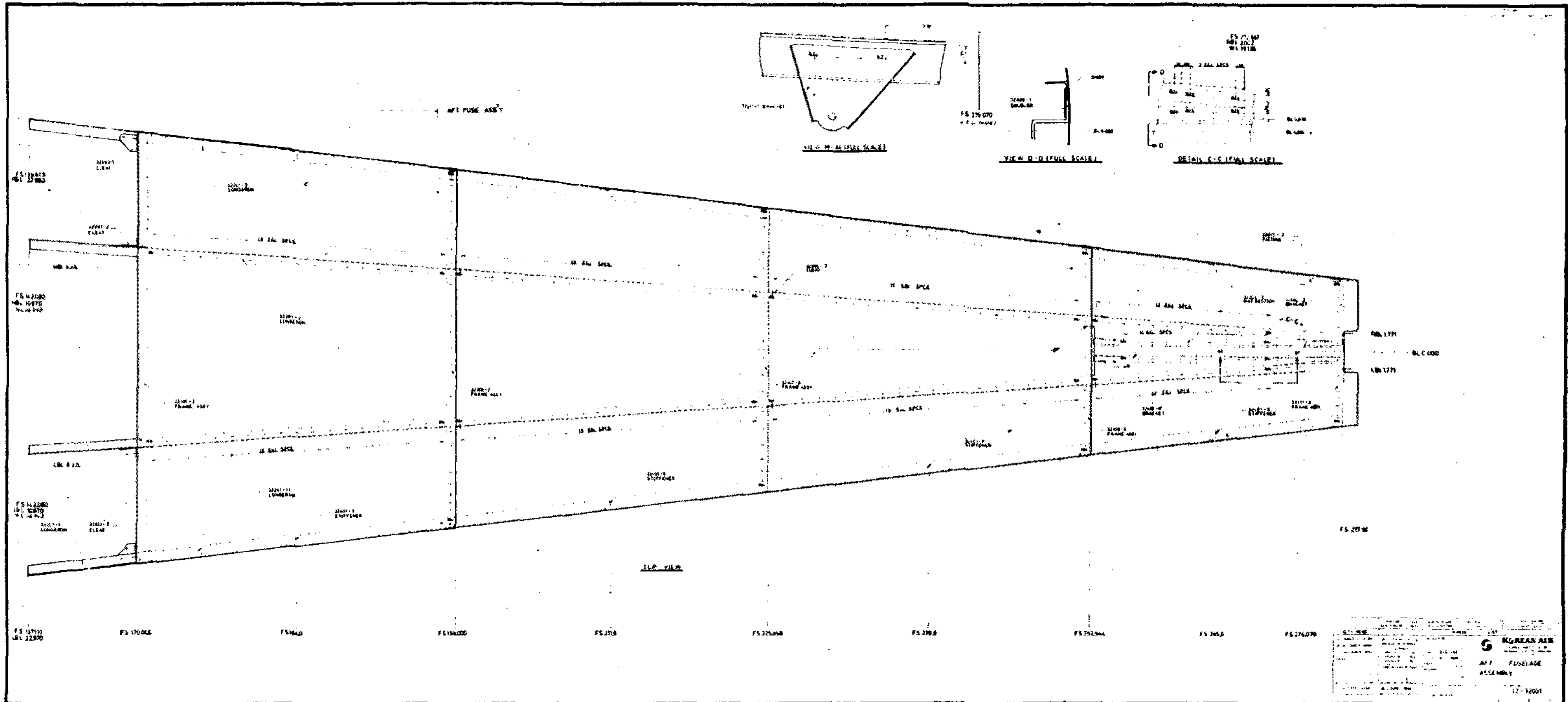
FUS ASS'Y

362

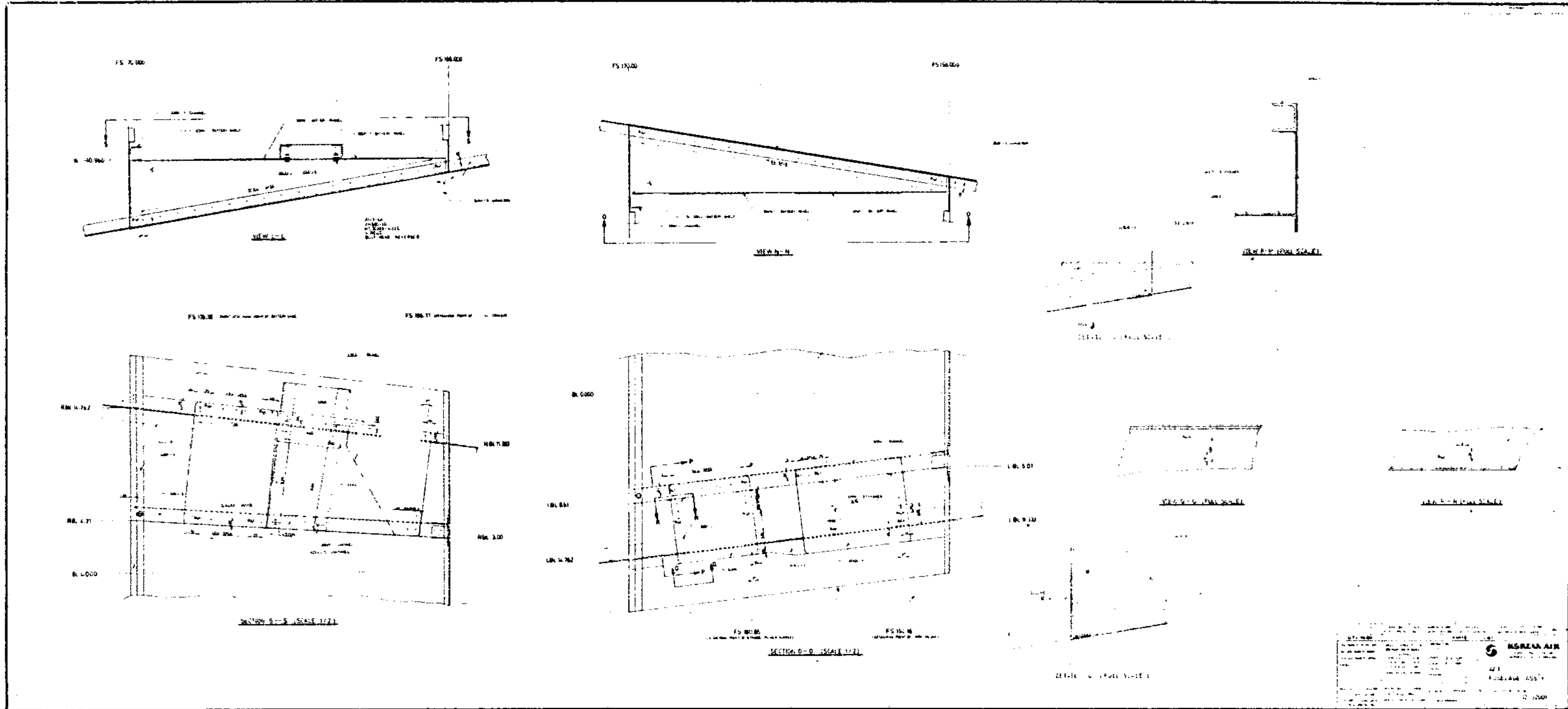


FUS ASS'Y

364

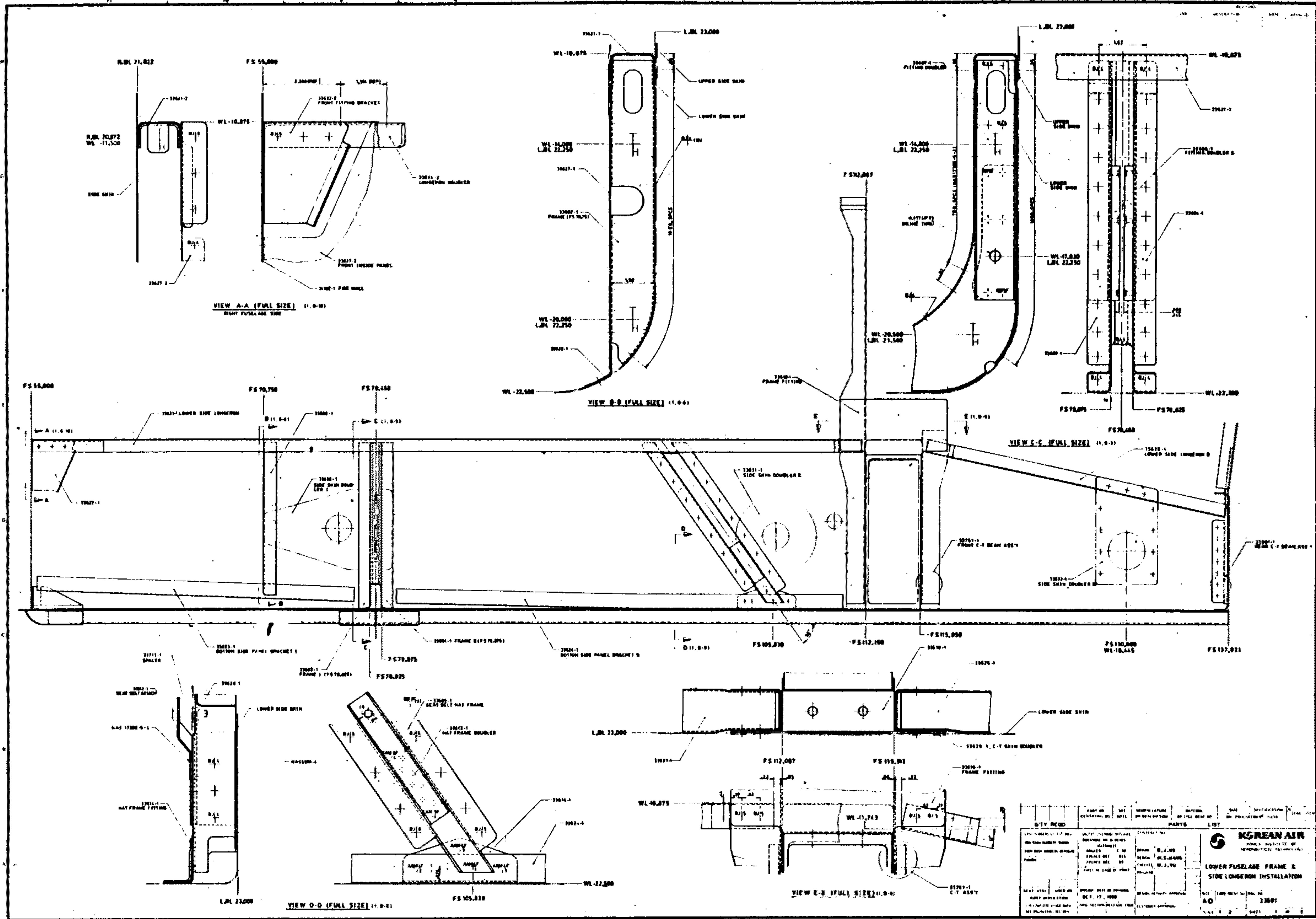


AFT FUS ASS'Y



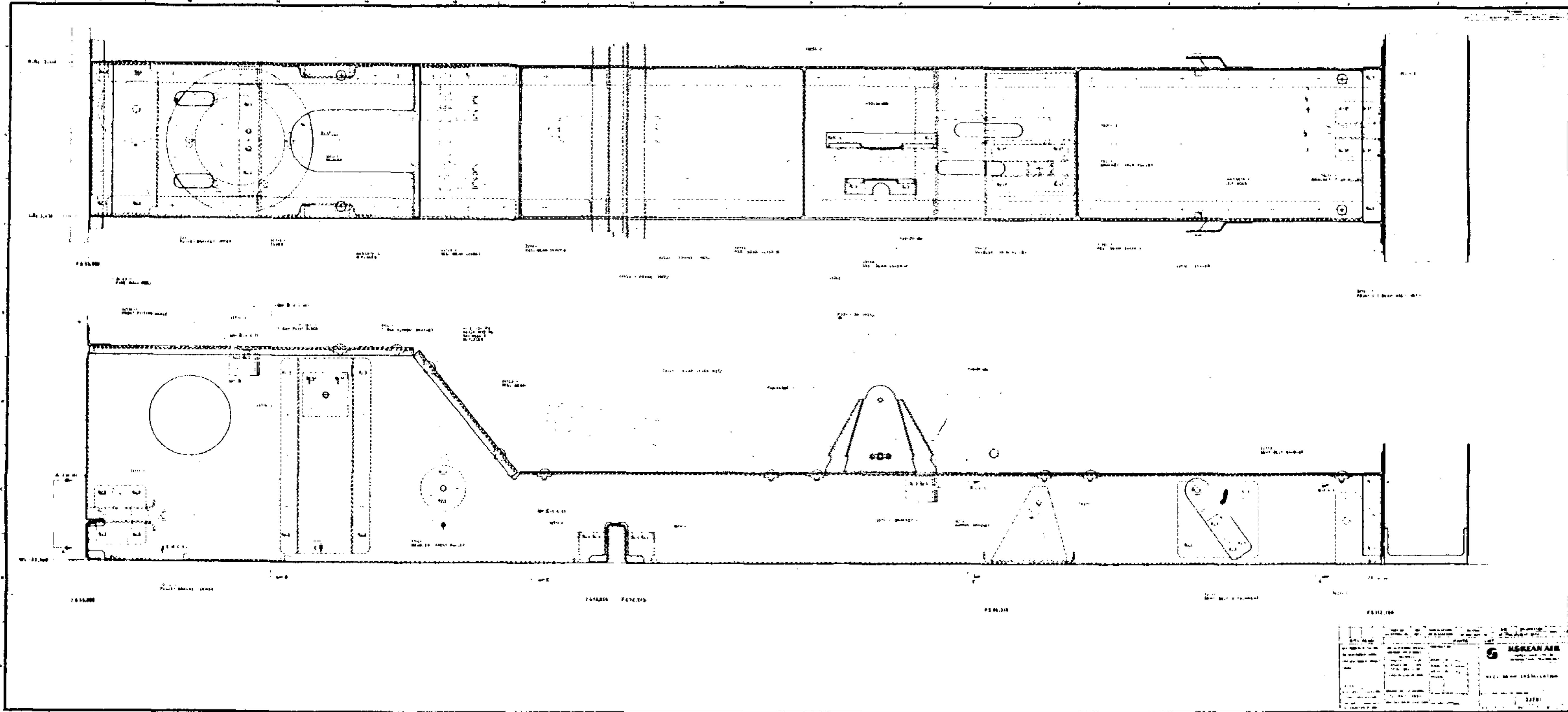
AFT FUS ASS'Y

368



LOWER CENTER FUS ASS'Y

373



KEEL BEAM INST

VIEW A-A (FULL SIZE) (1:1)

SECTION B-B (FULL SIZE) (1:1)

SECTION E-E (FULL SIZE) (1:1)

SECTION F-F (FULL SIZE) (1:1)

SECTION G-G (FULL SIZE) (1:1)

SECTION H-H (FULL SIZE) (1:1)

SECTION I-I (FULL SIZE) (1:1)

SECTION J-J (FULL SIZE) (1:1)

SECTION K-K (FULL SIZE) (1:1)

SECTION L-L (FULL SIZE) (1:1)

SECTION M-M (FULL SIZE) (1:1)

SECTION N-N (FULL SIZE) (1:1)

SECTION O-O (FULL SIZE) (1:1)

SECTION P-P (FULL SIZE) (1:1)

SECTION Q-Q (FULL SIZE) (1:1)

SECTION R-R (FULL SIZE) (1:1)

SECTION S-S (FULL SIZE) (1:1)

SECTION T-T (FULL SIZE) (1:1)

SECTION U-U (FULL SIZE) (1:1)

SECTION V-V (FULL SIZE) (1:1)

SECTION W-W (FULL SIZE) (1:1)

SECTION X-X (FULL SIZE) (1:1)

SECTION Y-Y (FULL SIZE) (1:1)

SECTION Z-Z (FULL SIZE) (1:1)

VIEW C-C (FULL SIZE) (1:1)

SECTION CA-CA

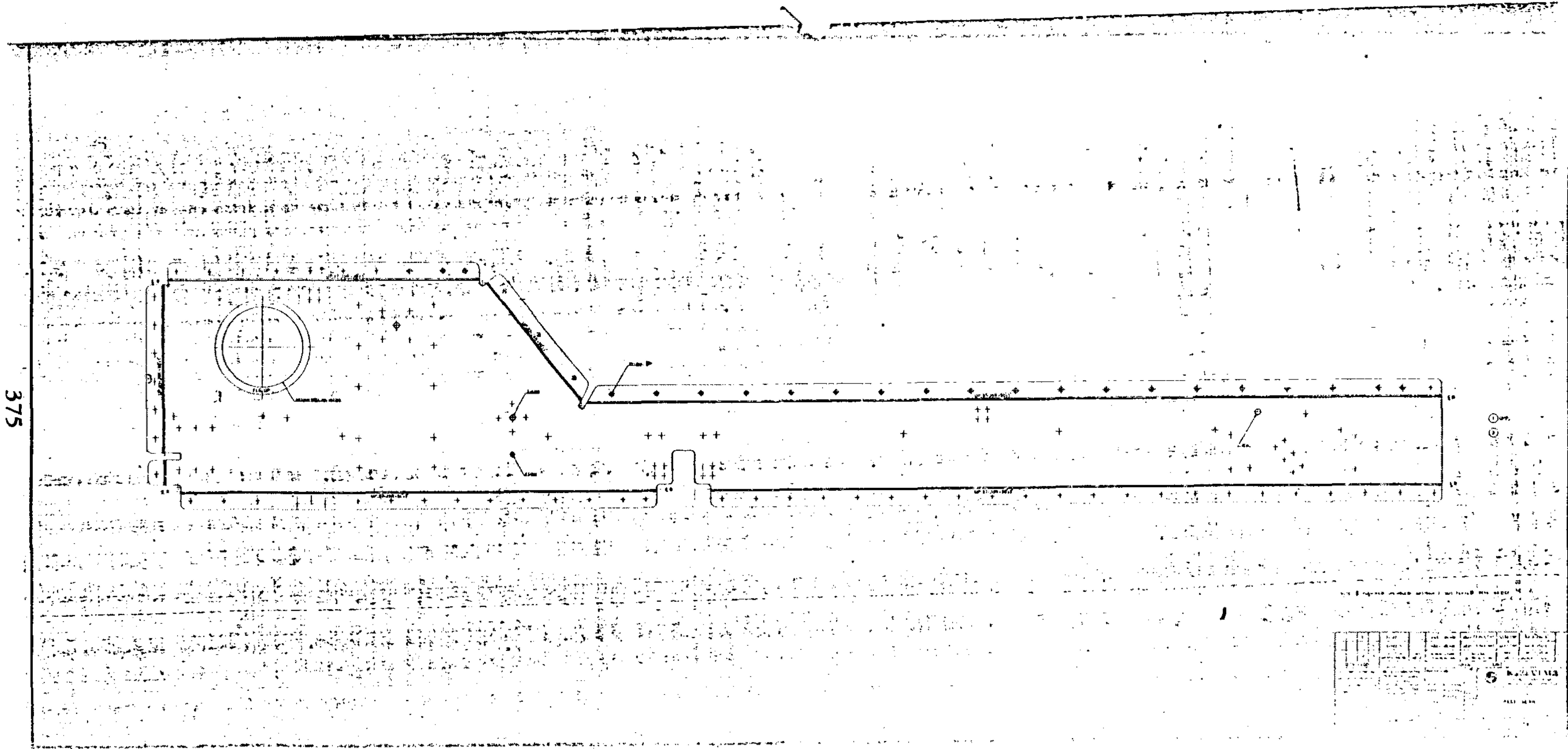
QTY	REQD	PART NO.	DESCRIPTION	UNIT	REMARKS
1	1	23701-1	COVER	EA	
1	1	23702-1	DOUBLER	EA	
1	1	23703-1	SPACER	EA	
1	1	23704-1	ATTACHMENT	EA	
1	1	23705-1	BRACKET	EA	
1	1	23706-1	BRACKET	EA	
1	1	23707-1	BRACKET	EA	
1	1	23708-1	BRACKET	EA	
1	1	23709-1	BRACKET	EA	
1	1	23710-1	BRACKET	EA	
1	1	23711-1	BRACKET	EA	
1	1	23712-1	BRACKET	EA	
1	1	23713-1	BRACKET	EA	
1	1	23714-1	BRACKET	EA	
1	1	23715-1	BRACKET	EA	
1	1	23716-1	BRACKET	EA	
1	1	23717-1	BRACKET	EA	
1	1	23718-1	BRACKET	EA	
1	1	23719-1	BRACKET	EA	
1	1	23720-1	BRACKET	EA	
1	1	23721-1	BRACKET	EA	
1	1	23722-1	BRACKET	EA	
1	1	23723-1	BRACKET	EA	
1	1	23724-1	BRACKET	EA	
1	1	23725-1	BRACKET	EA	
1	1	23726-1	BRACKET	EA	
1	1	23727-1	BRACKET	EA	
1	1	23728-1	BRACKET	EA	
1	1	23729-1	BRACKET	EA	
1	1	23730-1	BRACKET	EA	
1	1	23731-1	BRACKET	EA	
1	1	23732-1	BRACKET	EA	
1	1	23733-1	BRACKET	EA	
1	1	23734-1	BRACKET	EA	
1	1	23735-1	BRACKET	EA	
1	1	23736-1	BRACKET	EA	
1	1	23737-1	BRACKET	EA	
1	1	23738-1	BRACKET	EA	
1	1	23739-1	BRACKET	EA	
1	1	23740-1	BRACKET	EA	
1	1	23741-1	BRACKET	EA	
1	1	23742-1	BRACKET	EA	
1	1	23743-1	BRACKET	EA	
1	1	23744-1	BRACKET	EA	
1	1	23745-1	BRACKET	EA	
1	1	23746-1	BRACKET	EA	
1	1	23747-1	BRACKET	EA	
1	1	23748-1	BRACKET	EA	
1	1	23749-1	BRACKET	EA	
1	1	23750-1	BRACKET	EA	
1	1	23751-1	BRACKET	EA	
1	1	23752-1	BRACKET	EA	
1	1	23753-1	BRACKET	EA	
1	1	23754-1	BRACKET	EA	
1	1	23755-1	BRACKET	EA	
1	1	23756-1	BRACKET	EA	
1	1	23757-1	BRACKET	EA	
1	1	23758-1	BRACKET	EA	
1	1	23759-1	BRACKET	EA	
1	1	23760-1	BRACKET	EA	
1	1	23761-1	BRACKET	EA	
1	1	23762-1	BRACKET	EA	
1	1	23763-1	BRACKET	EA	
1	1	23764-1	BRACKET	EA	
1	1	23765-1	BRACKET	EA	
1	1	23766-1	BRACKET	EA	
1	1	23767-1	BRACKET	EA	
1	1	23768-1	BRACKET	EA	
1	1	23769-1	BRACKET	EA	
1	1	23770-1	BRACKET	EA	
1	1	23771-1	BRACKET	EA	
1	1	23772-1	BRACKET	EA	
1	1	23773-1	BRACKET	EA	
1	1	23774-1	BRACKET	EA	
1	1	23775-1	BRACKET	EA	
1	1	23776-1	BRACKET	EA	
1	1	23777-1	BRACKET	EA	
1	1	23778-1	BRACKET	EA	
1	1	23779-1	BRACKET	EA	
1	1	23780-1	BRACKET	EA	
1	1	23781-1	BRACKET	EA	
1	1	23782-1	BRACKET	EA	
1	1	23783-1	BRACKET	EA	
1	1	23784-1	BRACKET	EA	
1	1	23785-1	BRACKET	EA	
1	1	23786-1	BRACKET	EA	
1	1	23787-1	BRACKET	EA	
1	1	23788-1	BRACKET	EA	
1	1	23789-1	BRACKET	EA	
1	1	23790-1	BRACKET	EA	
1	1	23791-1	BRACKET	EA	
1	1	23792-1	BRACKET	EA	
1	1	23793-1	BRACKET	EA	
1	1	23794-1	BRACKET	EA	
1	1	23795-1	BRACKET	EA	
1	1	23796-1	BRACKET	EA	
1	1	23797-1	BRACKET	EA	
1	1	23798-1	BRACKET	EA	
1	1	23799-1	BRACKET	EA	
1	1	23800-1	BRACKET	EA	

KEEL BEAM INSTALLATION

KGREEN AIR

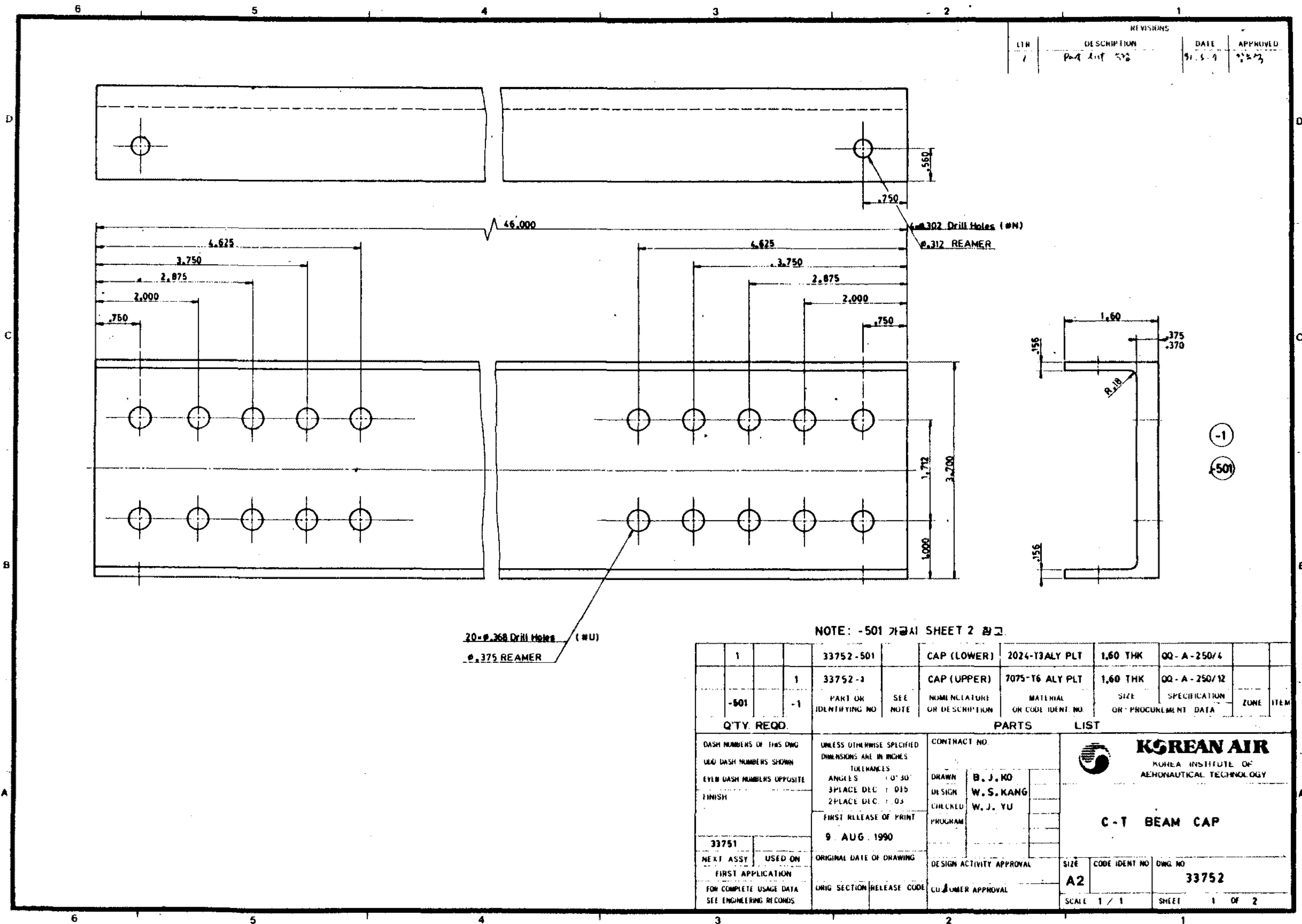
AD

KEEL BEAM INST



375

KEEL BEAM




377

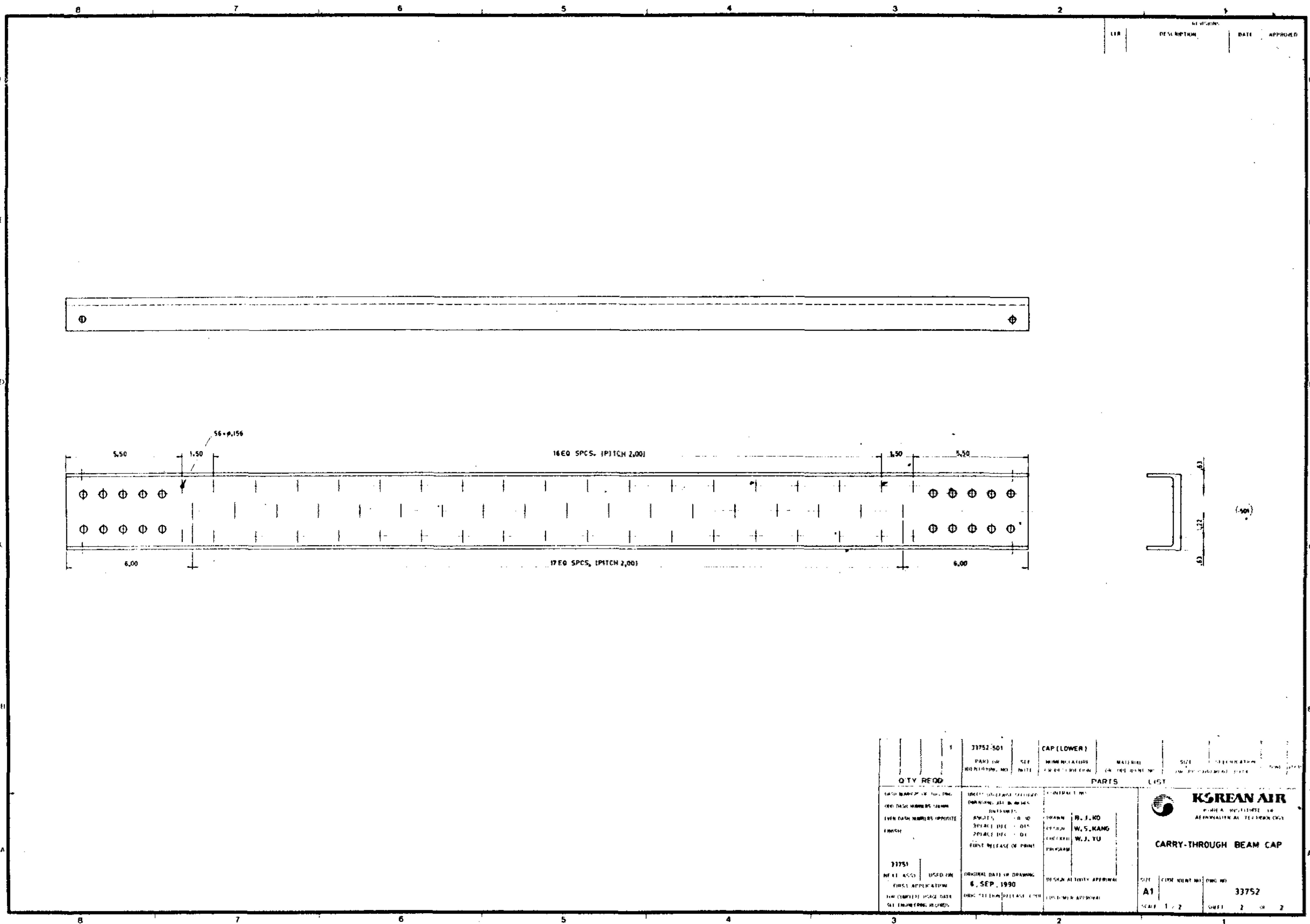
20-#368 Drill Holes (ØU)
Ø.375 REAMER

NOTE: -501 가공시 SHEET 2 참고

QTY. REQ.	1	33752-501	CAP (LOWER)	2024-T3ALY PLT	1,60 THK	QQ-A-250/4				
	1	33752-3	CAP (UPPER)	7075-T6 ALY PLT	1,60 THK	QQ-A-250/12				
	-501	-1	PART OR IDENTIFYING NO	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT NO	SIZE OR PROCUREMENT DATA	SPECIFICATION	ZONE	ITEM

DASH NUMBERS OF THIS DWG LEAD DASH NUMBERS SHOWN EVEN DASH NUMBERS OPPOSITE FINISH	UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TOLERANCES ANGLES 10'30" 3PLACE DEC 1 015 2PLACE DEC 1 05	CONTRACT NO.		 KOREAN AIR KOREA INSTITUTE OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY
		33751	9 AUG 1990	
NEXT ASSY	USED ON	ORIGINAL DATE OF DRAWING	DESIGN ACTIVITY APPROVAL	C-T BEAM CAP SIZE A2 CODE IDENT NO 33752 DWG NO 33752 SCALE 1 / 1 SHEET 1 OF 2
FIRST APPLICATION		DWG SECTION	RELEASE CODE	
FOR COMPLETE USAGE DATA SEE ENGINEERING RECORDS				

C-T BEAM CAP

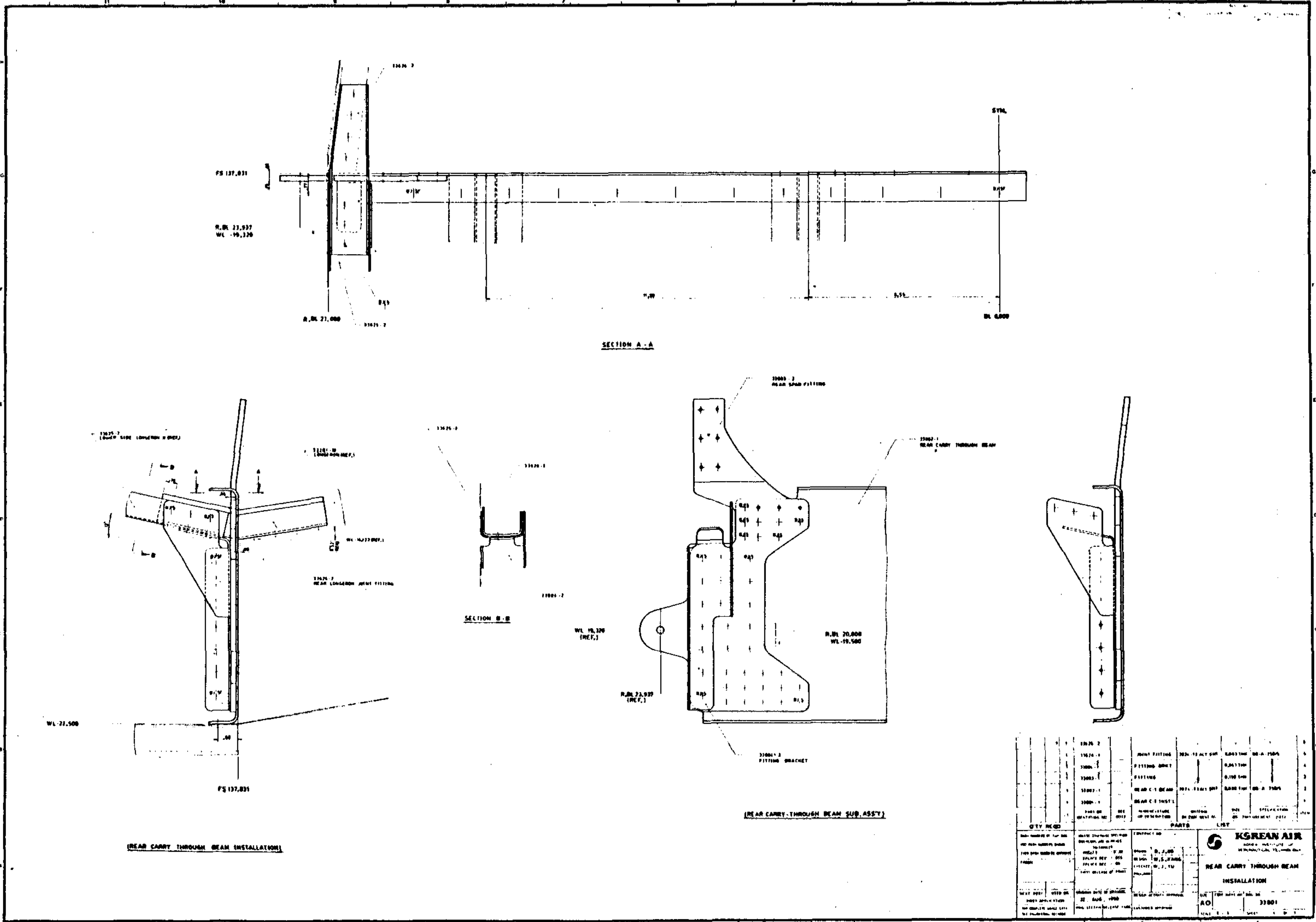


378

QTY REQ		33752-501	CAP (LOWER)	MATERIAL		SIZE	DESCRIPTION
PARTS LIST		33752-501	CAP (LOWER)	MATERIAL		SIZE	DESCRIPTION
DRAWN		CHECKED		APPROVED		DATE	
B. J. KO		W. S. KANG		W. J. YU		6. SEP. 1990	
KOREAN AIR		KOREAN AIR		KOREAN AIR		KOREAN AIR	
CARRY-THROUGH BEAM CAP		CARRY-THROUGH BEAM CAP		CARRY-THROUGH BEAM CAP		CARRY-THROUGH BEAM CAP	
33752		33752		33752		33752	
A1		A1		A1		A1	
1 / 2		1 / 2		1 / 2		1 / 2	

C-T BEAM CAP

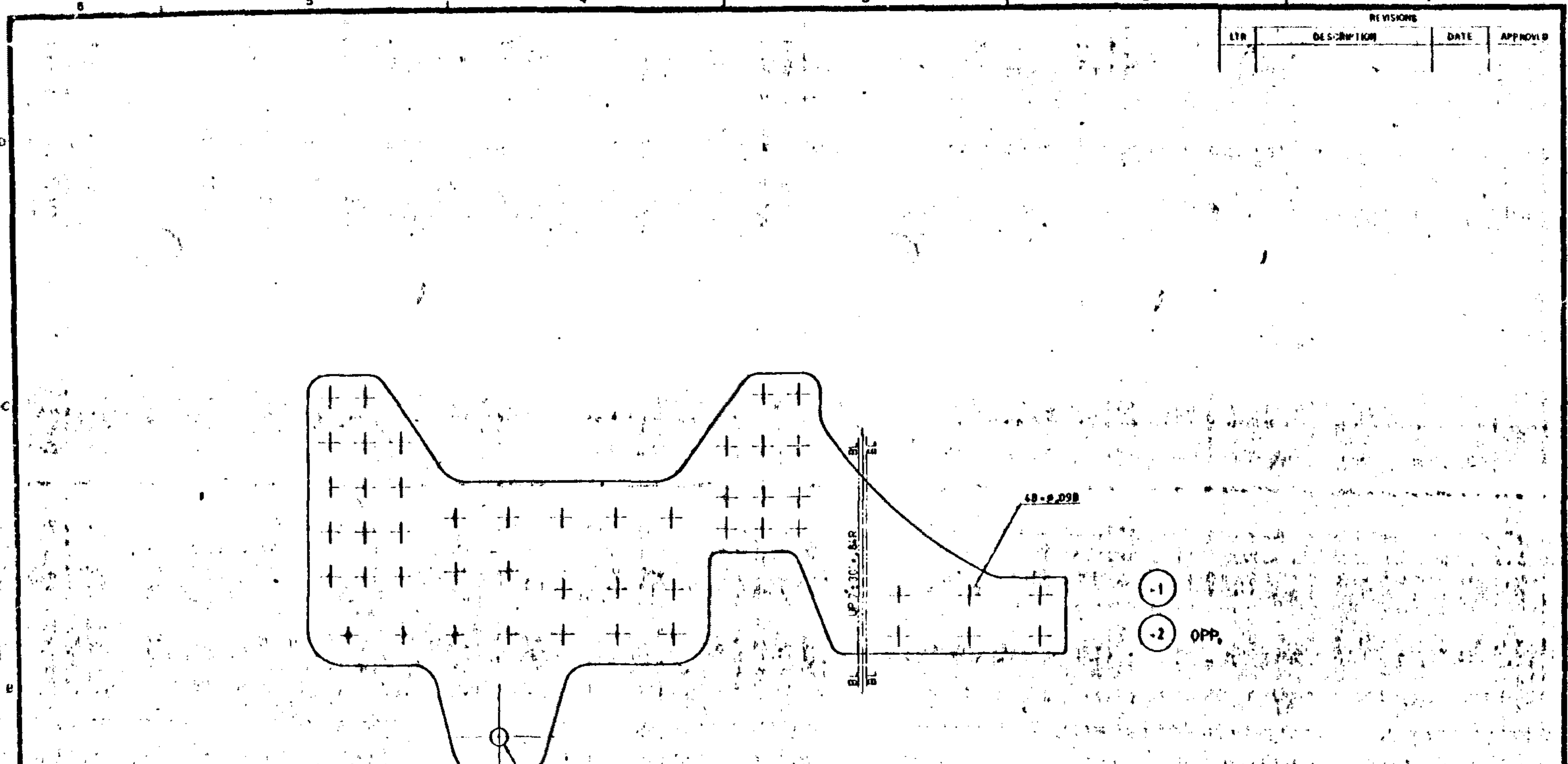
379



REAR C-T BEAM INST

QTY	NO	DESCRIPTION	UNIT	QTY	NO	DESCRIPTION	UNIT
	31020-2	REAR SPAN FITTING			31020-1	REAR CARRY THROUGH BEAM	
	31020-3	FITTING BRACKET			31020-4	REAR LONGERON JOINT FITTING	
	31020-5	REAR C-T BEAM			31020-6	REAR C-T INST L	
	31020-7	REAR C-T INST R			31020-8	REAR C-T INST L	
	31020-9	REAR C-T INST R			31020-10	REAR C-T INST L	
	31020-11	REAR C-T INST R			31020-12	REAR C-T INST L	
	31020-13	REAR C-T INST R			31020-14	REAR C-T INST L	
	31020-15	REAR C-T INST R			31020-16	REAR C-T INST L	
	31020-17	REAR C-T INST R			31020-18	REAR C-T INST L	
	31020-19	REAR C-T INST R			31020-20	REAR C-T INST L	
	31020-21	REAR C-T INST R			31020-22	REAR C-T INST L	
	31020-23	REAR C-T INST R			31020-24	REAR C-T INST L	
	31020-25	REAR C-T INST R			31020-26	REAR C-T INST L	
	31020-27	REAR C-T INST R			31020-28	REAR C-T INST L	
	31020-29	REAR C-T INST R			31020-30	REAR C-T INST L	
	31020-31	REAR C-T INST R			31020-32	REAR C-T INST L	
	31020-33	REAR C-T INST R			31020-34	REAR C-T INST L	
	31020-35	REAR C-T INST R			31020-36	REAR C-T INST L	
	31020-37	REAR C-T INST R			31020-38	REAR C-T INST L	
	31020-39	REAR C-T INST R			31020-40	REAR C-T INST L	
	31020-41	REAR C-T INST R			31020-42	REAR C-T INST L	
	31020-43	REAR C-T INST R			31020-44	REAR C-T INST L	
	31020-45	REAR C-T INST R			31020-46	REAR C-T INST L	
	31020-47	REAR C-T INST R			31020-48	REAR C-T INST L	
	31020-49	REAR C-T INST R			31020-50	REAR C-T INST L	
	31020-51	REAR C-T INST R			31020-52	REAR C-T INST L	
	31020-53	REAR C-T INST R			31020-54	REAR C-T INST L	
	31020-55	REAR C-T INST R			31020-56	REAR C-T INST L	
	31020-57	REAR C-T INST R			31020-58	REAR C-T INST L	
	31020-59	REAR C-T INST R			31020-60	REAR C-T INST L	
	31020-61	REAR C-T INST R			31020-62	REAR C-T INST L	
	31020-63	REAR C-T INST R			31020-64	REAR C-T INST L	
	31020-65	REAR C-T INST R			31020-66	REAR C-T INST L	
	31020-67	REAR C-T INST R			31020-68	REAR C-T INST L	
	31020-69	REAR C-T INST R			31020-70	REAR C-T INST L	
	31020-71	REAR C-T INST R			31020-72	REAR C-T INST L	
	31020-73	REAR C-T INST R			31020-74	REAR C-T INST L	
	31020-75	REAR C-T INST R			31020-76	REAR C-T INST L	
	31020-77	REAR C-T INST R			31020-78	REAR C-T INST L	
	31020-79	REAR C-T INST R			31020-80	REAR C-T INST L	
	31020-81	REAR C-T INST R			31020-82	REAR C-T INST L	
	31020-83	REAR C-T INST R			31020-84	REAR C-T INST L	
	31020-85	REAR C-T INST R			31020-86	REAR C-T INST L	
	31020-87	REAR C-T INST R			31020-88	REAR C-T INST L	
	31020-89	REAR C-T INST R			31020-90	REAR C-T INST L	
	31020-91	REAR C-T INST R			31020-92	REAR C-T INST L	
	31020-93	REAR C-T INST R			31020-94	REAR C-T INST L	
	31020-95	REAR C-T INST R			31020-96	REAR C-T INST L	
	31020-97	REAR C-T INST R			31020-98	REAR C-T INST L	
	31020-99	REAR C-T INST R			31020-100	REAR C-T INST L	

380

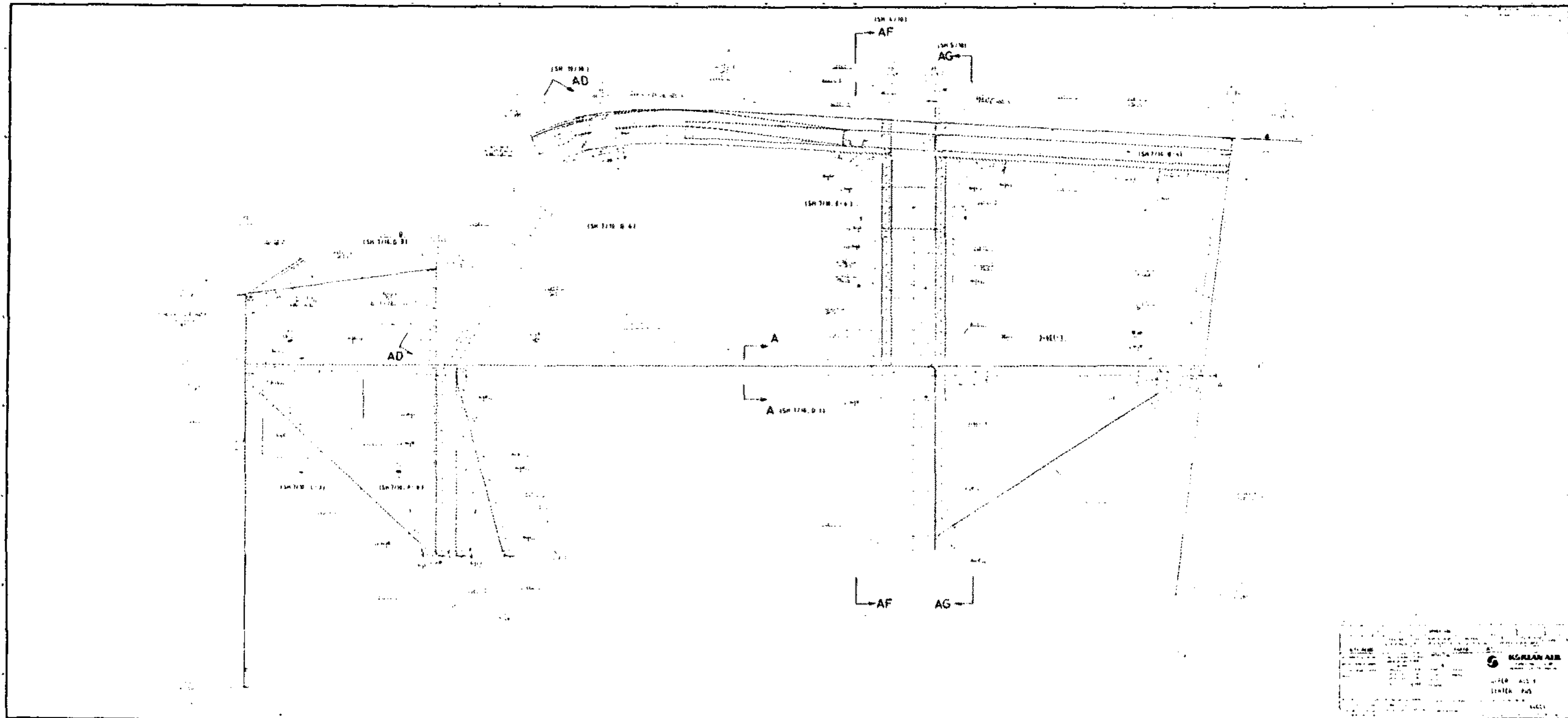


QTY	REQD	QTY	ISSD	QTY	RES	QTY	RES	QTY	RES	QTY	RES
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
33803-1	SEE PART IDENTIFYING NO	FITTING	AL2024-T3ALY SMT	0.19 THK	00-A-250/5						
	SEE PART IDENTIFYING NO	MINIATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT NO	SIZE OR PRECISEMENT DATA	SPECIFICATION						

QTY	REQD	QTY	ISSD	QTY	RES	QTY	RES	QTY	RES	QTY	RES
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
33803-1	SEE PART IDENTIFYING NO	FITTING	AL2024-T3ALY SMT	0.19 THK	00-A-250/5						
	SEE PART IDENTIFYING NO	MINIATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT NO	SIZE OR PRECISEMENT DATA	SPECIFICATION						

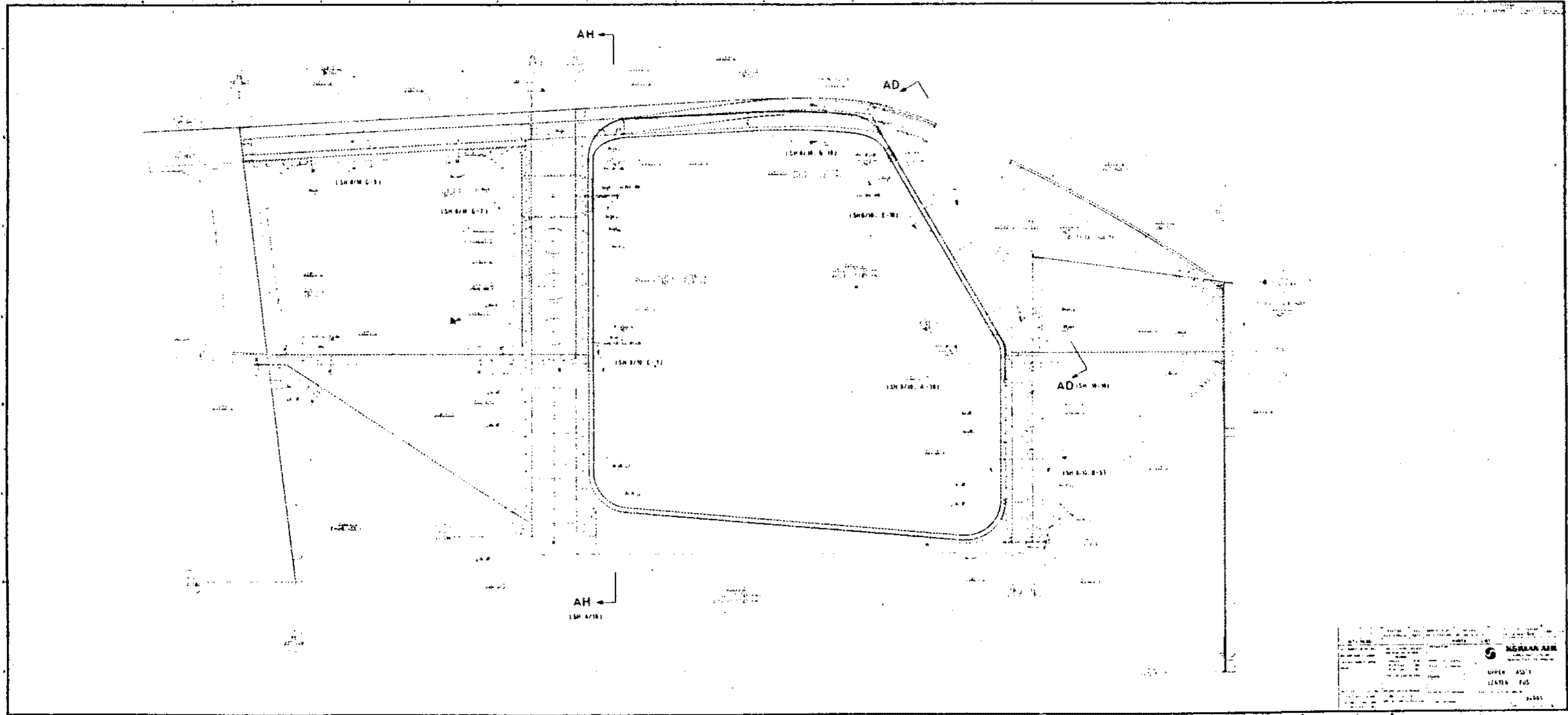
QTY	REQD	QTY	ISSD	QTY	RES	QTY	RES	QTY	RES	QTY	RES
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
33803-1	SEE PART IDENTIFYING NO	FITTING	AL2024-T3ALY SMT	0.19 THK	00-A-250/5						
	SEE PART IDENTIFYING NO	MINIATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT NO	SIZE OR PRECISEMENT DATA	SPECIFICATION						

REAR SPAR FITTING



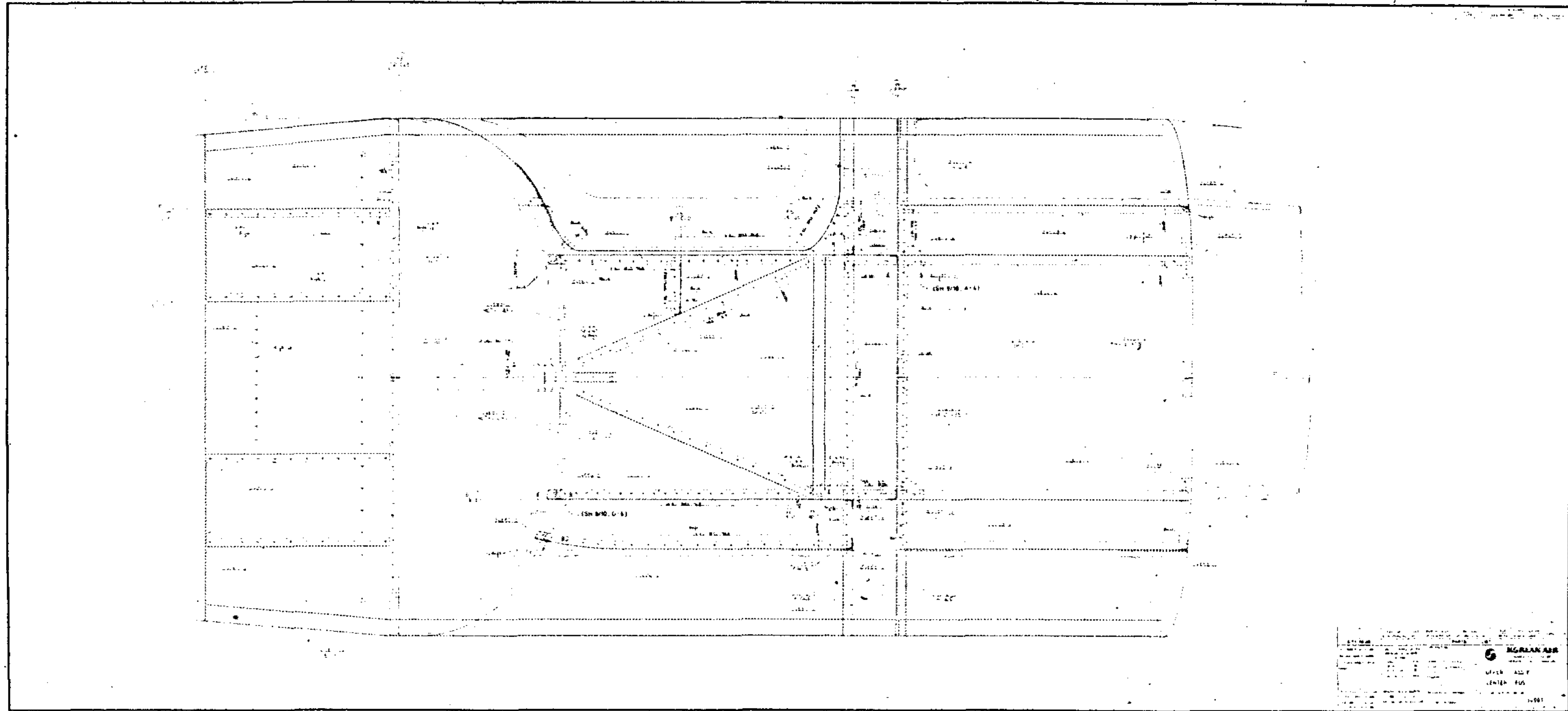
UPPER CENTER FUS ASS'Y

383

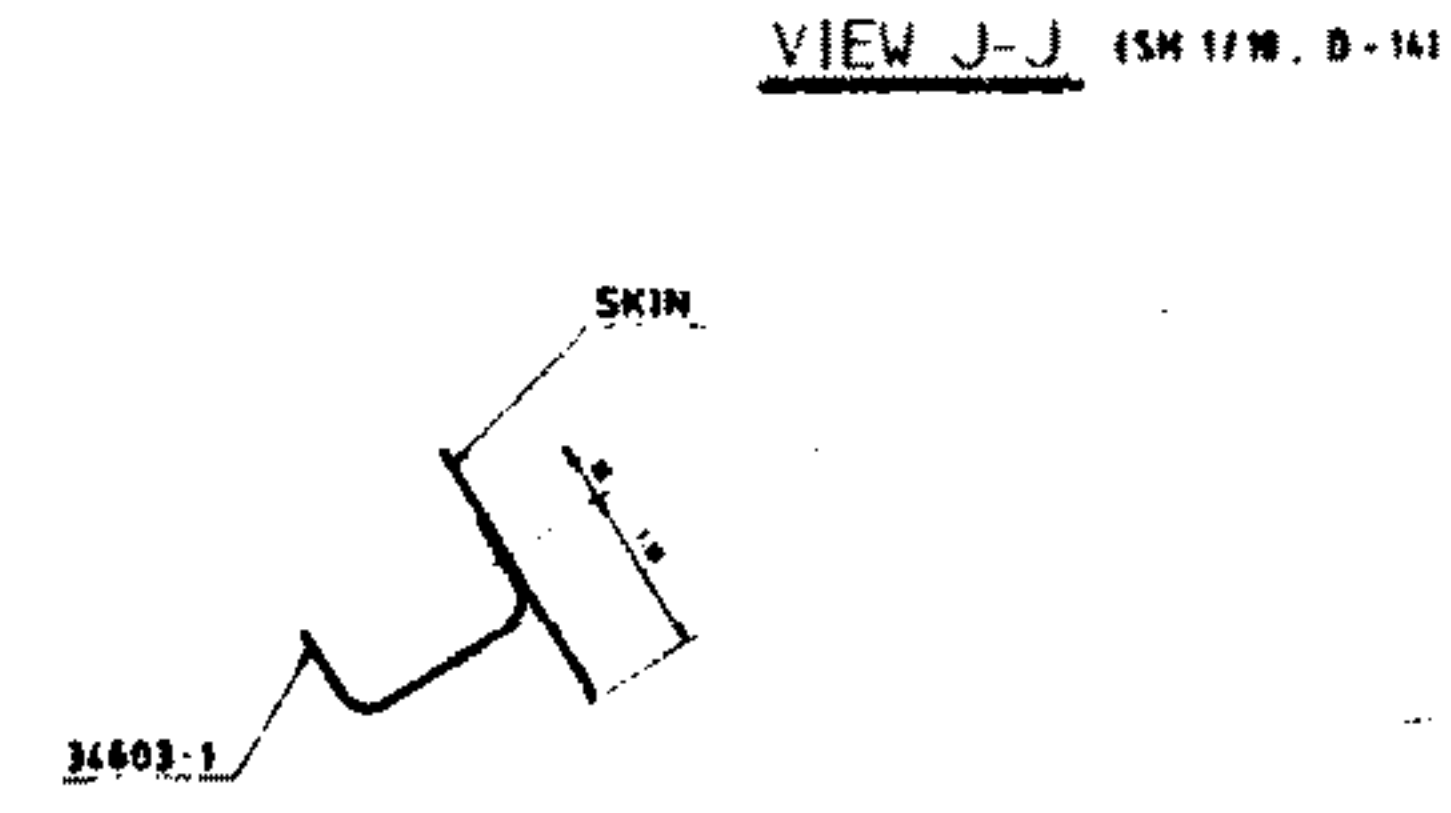
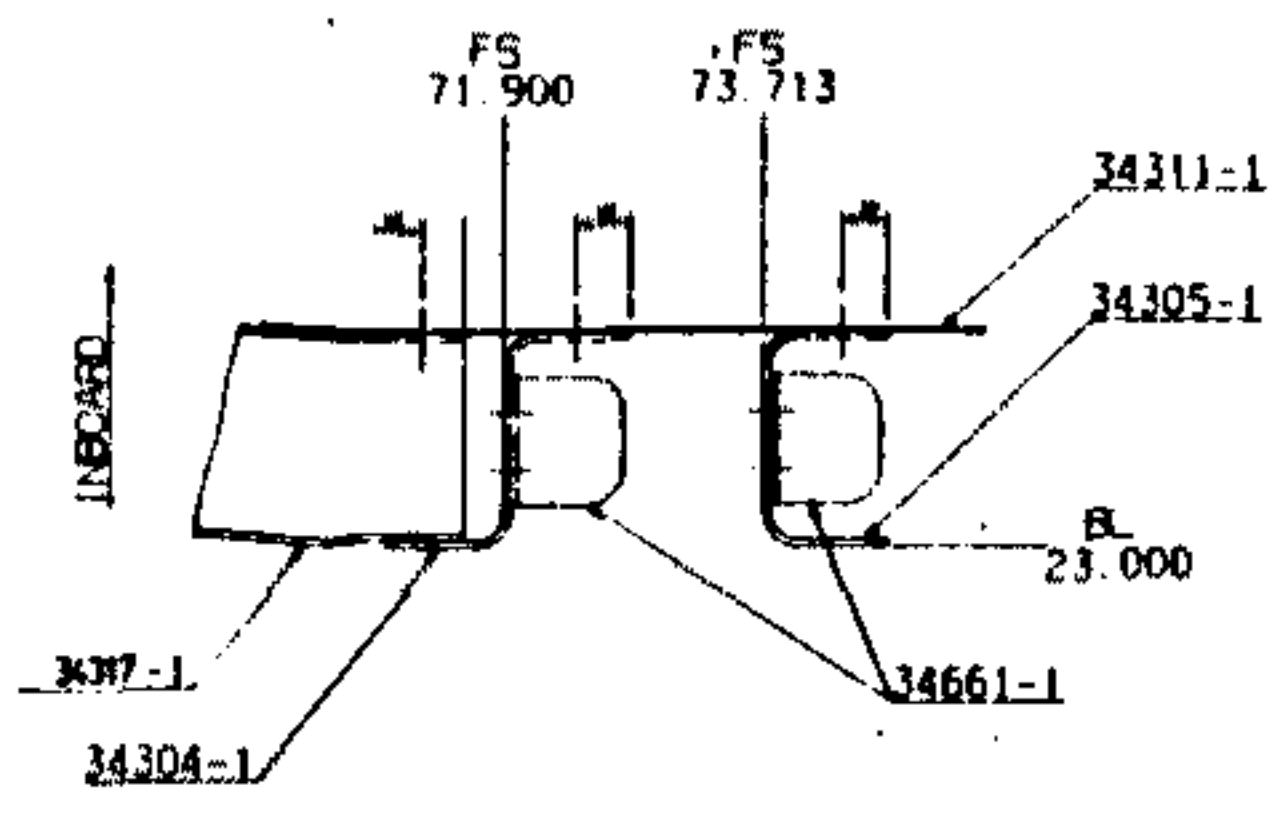
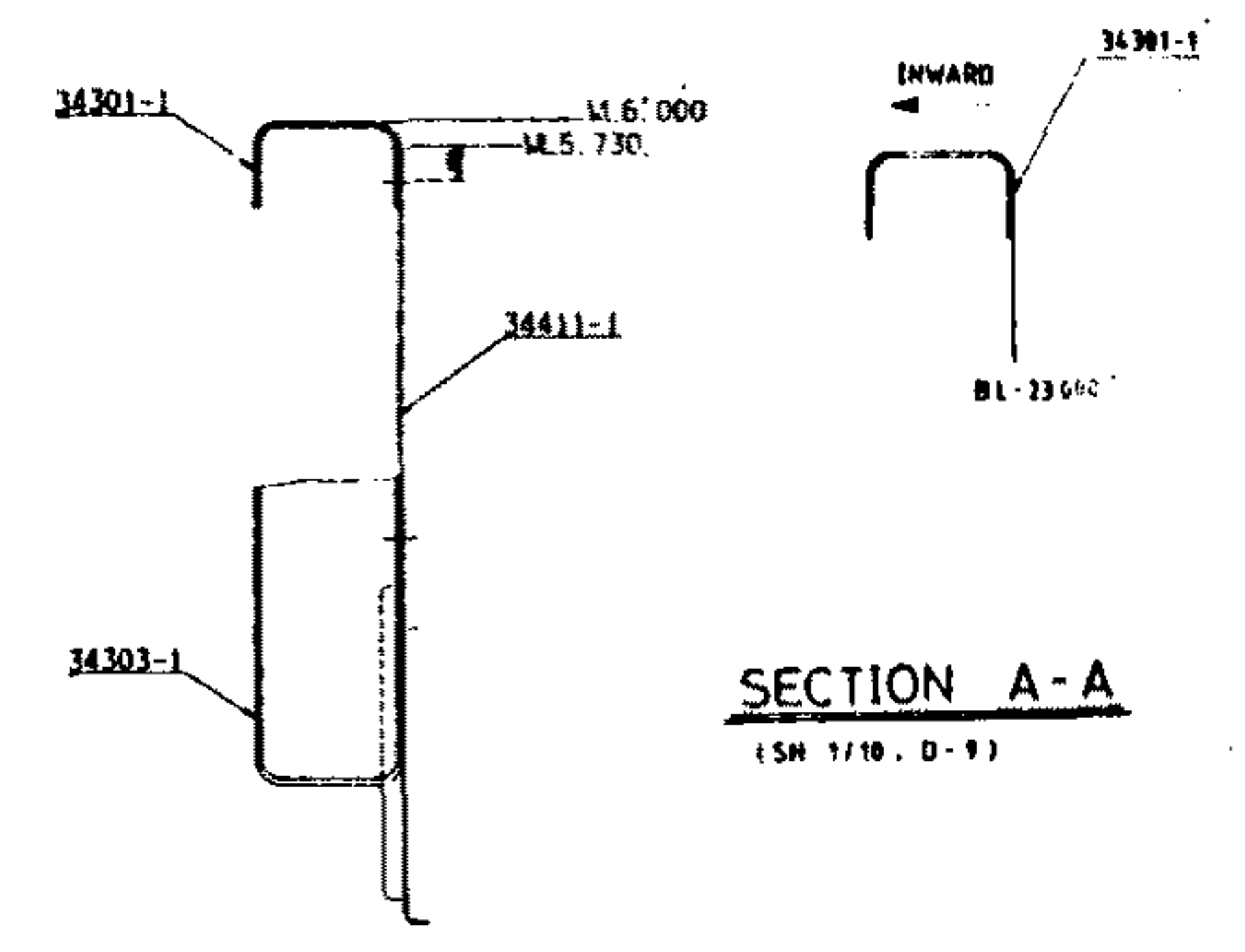
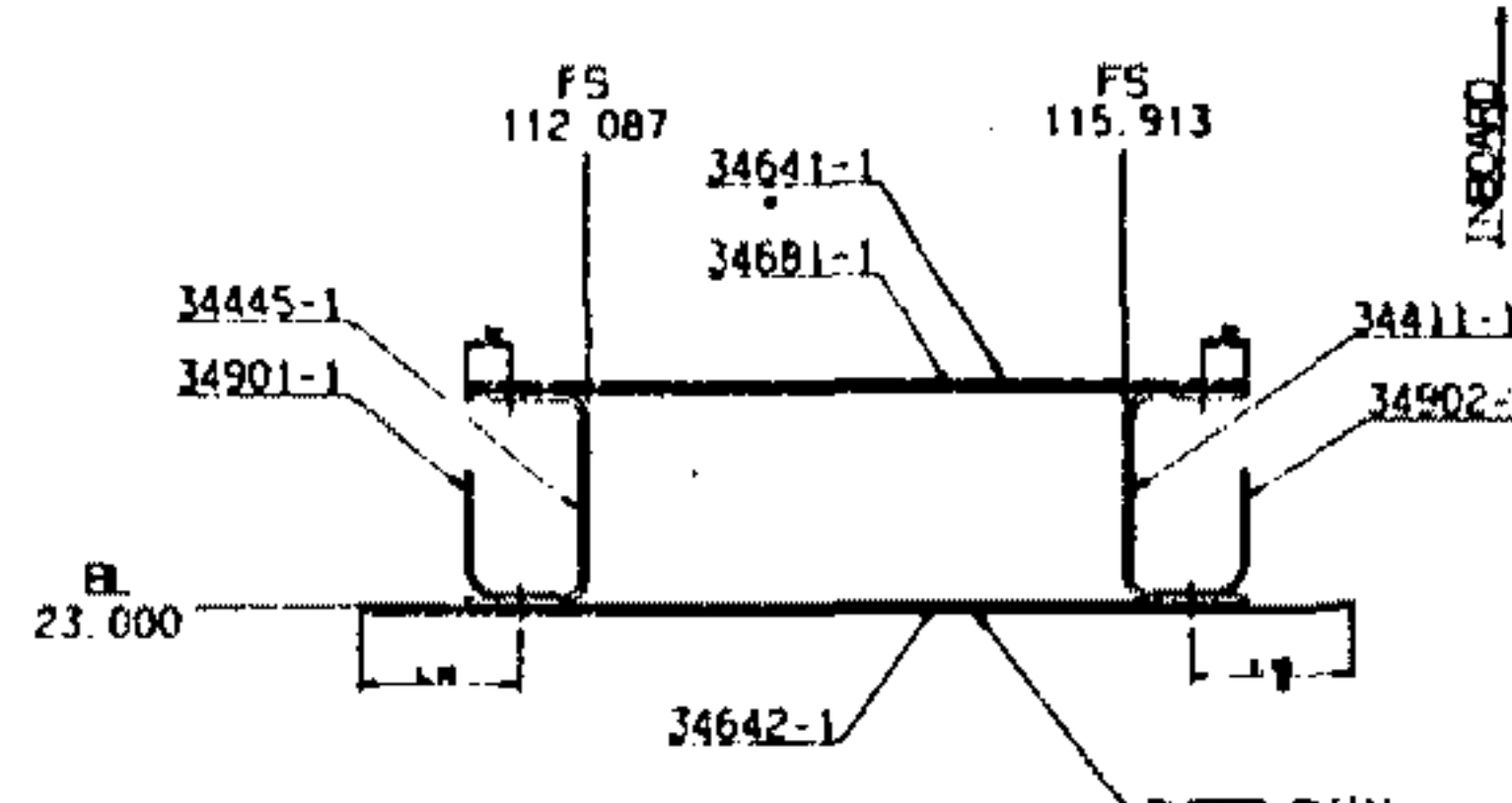
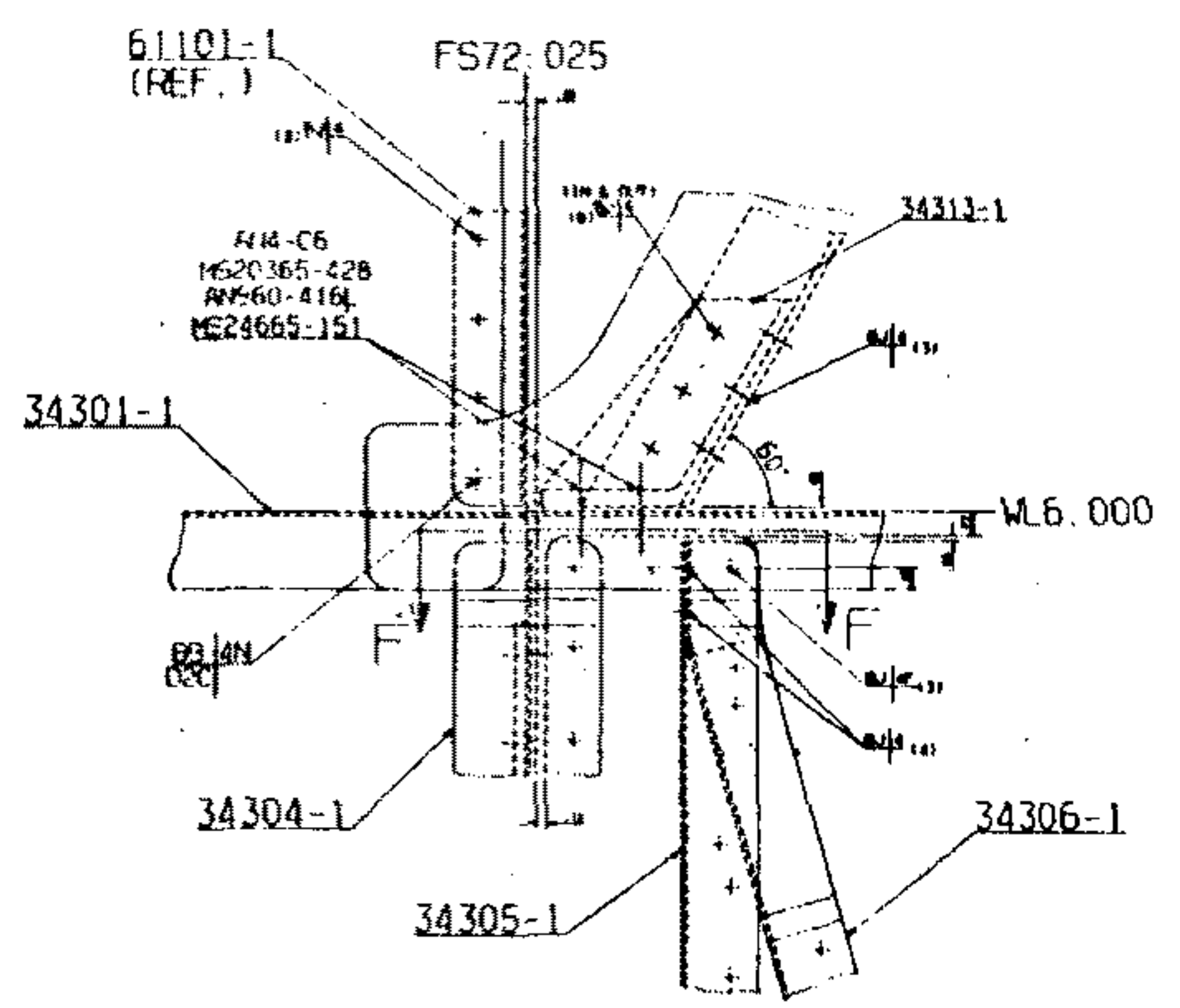
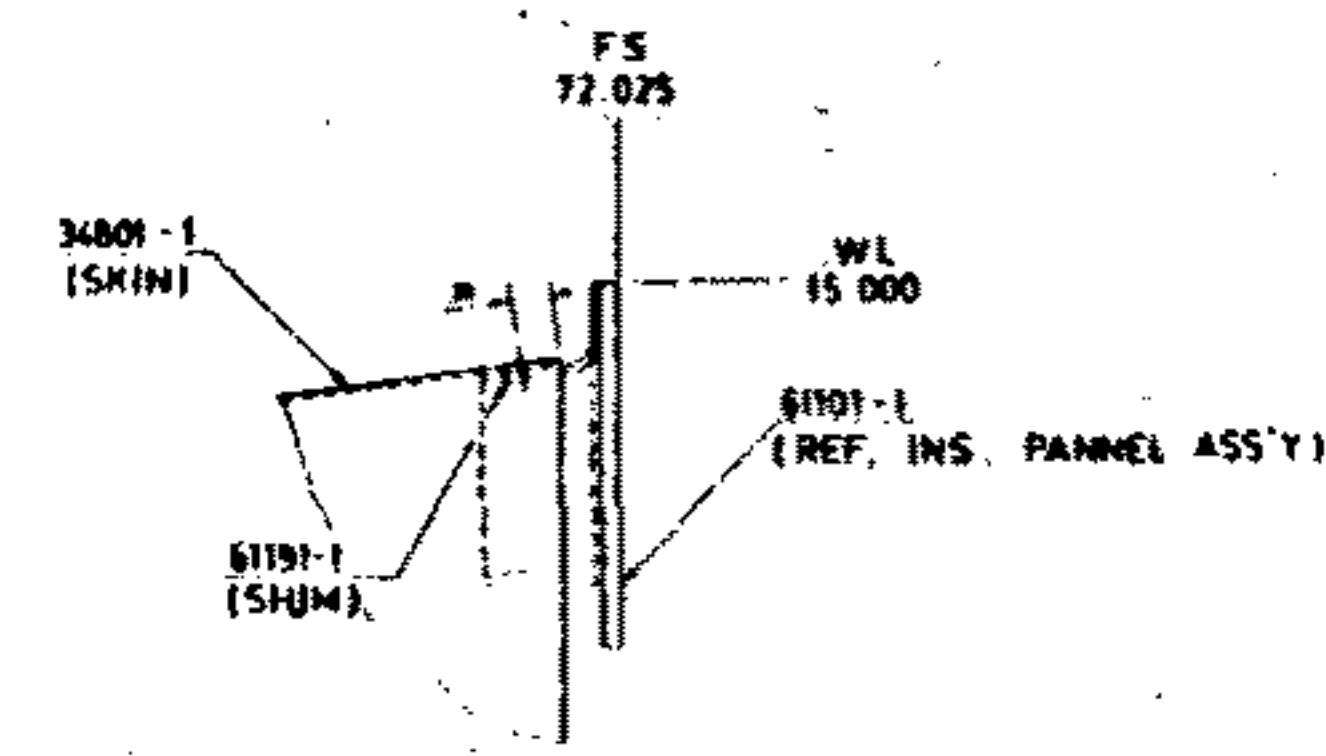
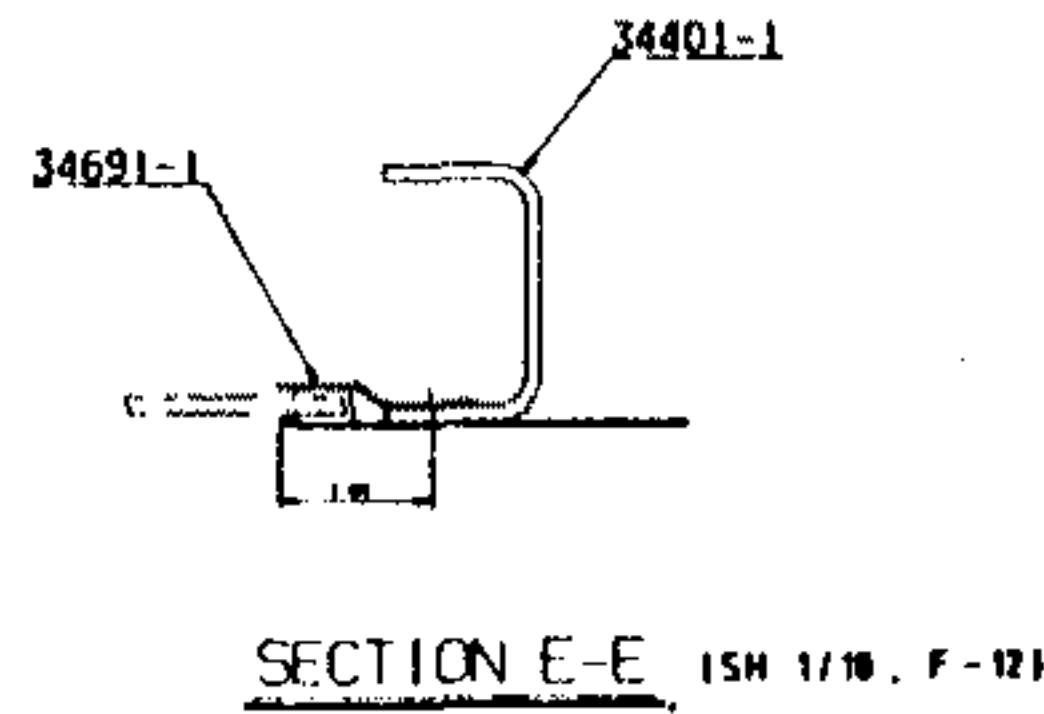
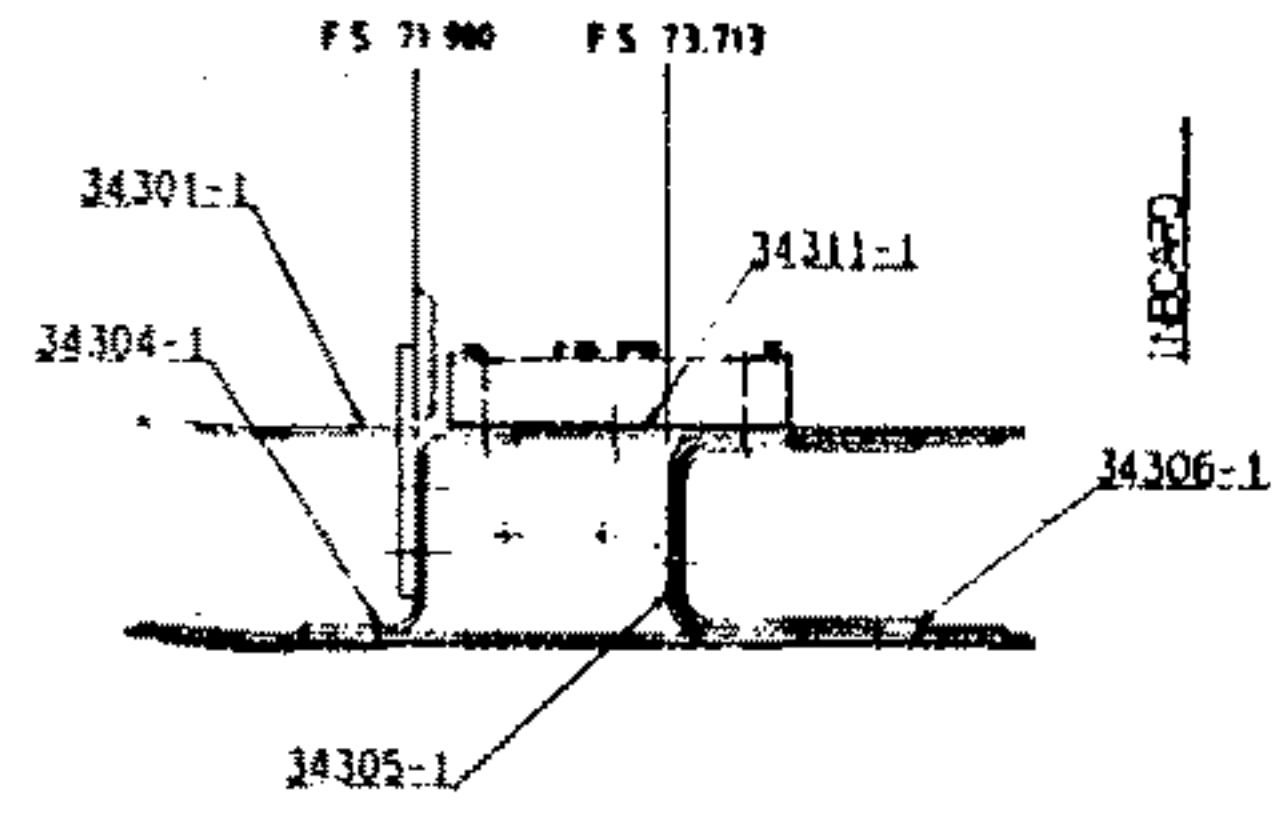


UPPER CENTER FUS ASS'Y

384

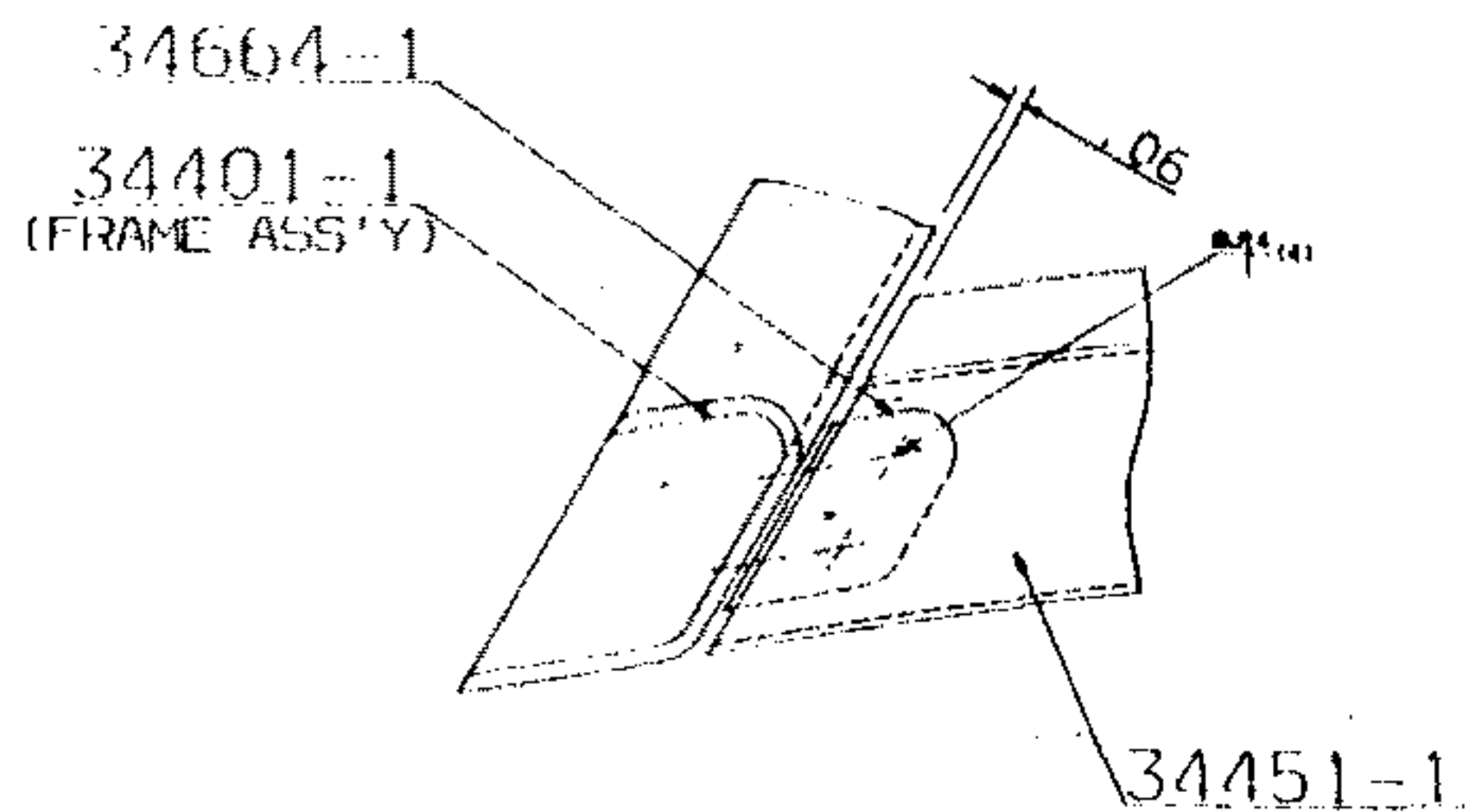


UPPER CENTER FUS ASS'Y

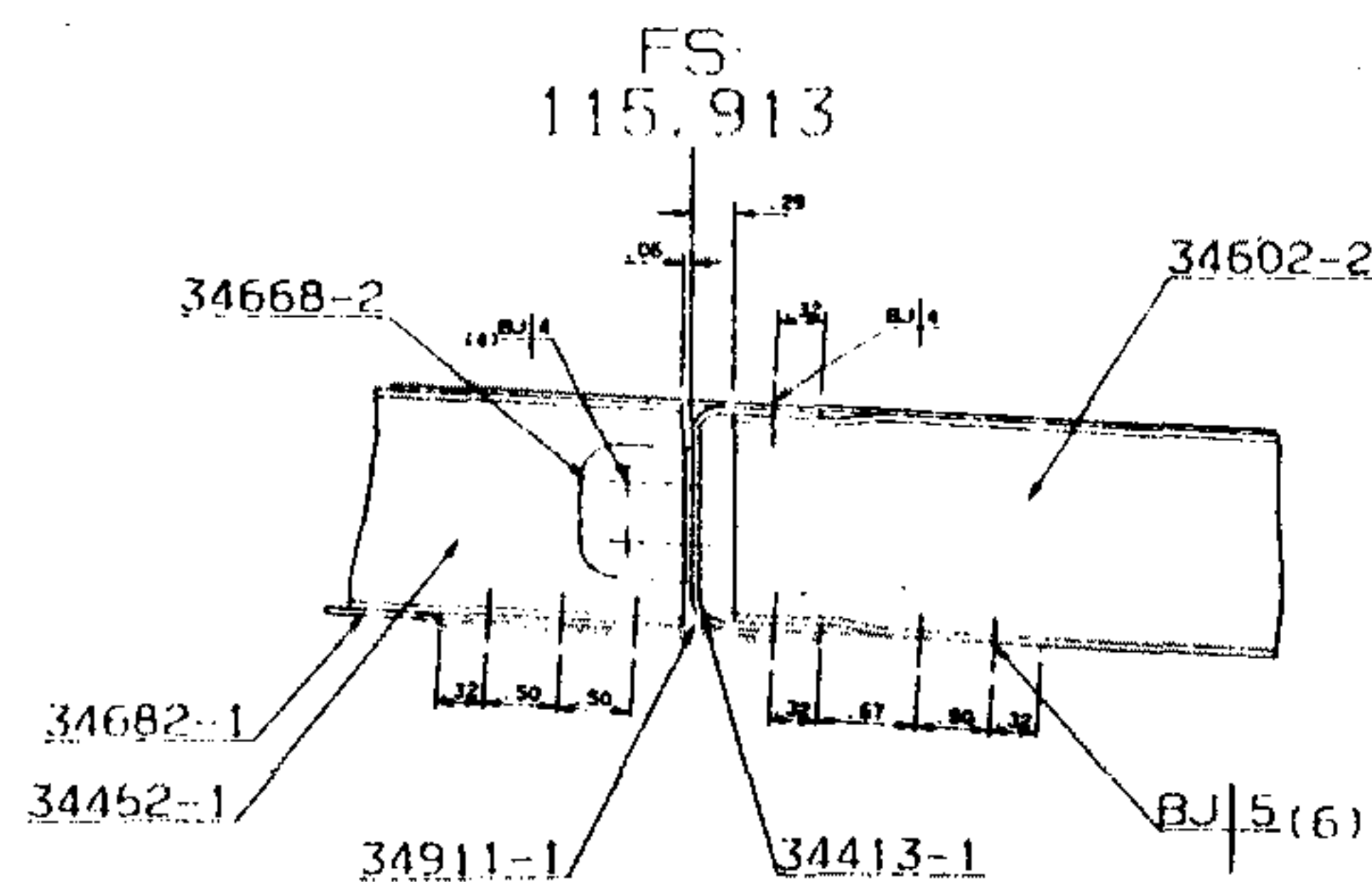


QTY. REQD.	REV. NO.	DATE	DESCRIPTION	BY	CHECKED
KOREAN AIR					
UPPER ASSY					
CENTER FUS					
AO 34001					

UPPER CENTER FUS ASS'Y



VIEW AA-AA
(SH 3/10, C-11)



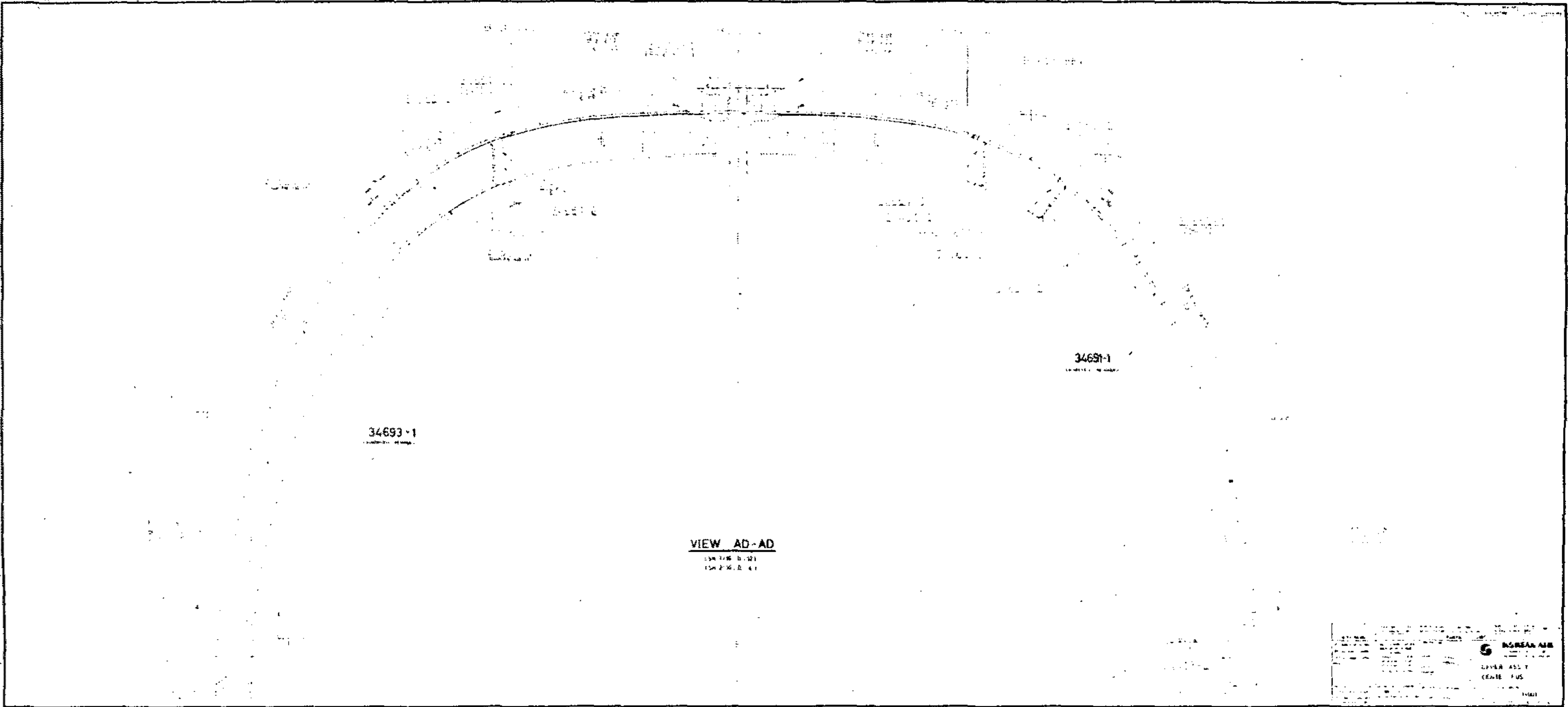
VIEW AC-AC
(SH 3/10, E-8)

389

QTY. REQD.		PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NUMERICALITY OR BY DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE	SPECIFICATION OR PROCUREMENT DATA	ITEM
		PARTS LIST						
DASH NUMBERS OF THIS DWG 000 DASH NUMBER IS SHOWN EVEN DASH NUMBER OPPOSITE FINISH		UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TOLERANCES ANGLES (0.30) 3 PLACE DEC. 0.015 2 PLACE DEC. 0.01 FIRST RELEASE OF PRINT		CONTRACT NO. DRAWN Y.C. KWANG DESIGN C.D. HWANG CHECKED PROGRAM		KOREAN AIR KOREAN INSTITUTE OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY UPPER ASS'Y CENTER FUS.		
NET ASSEMBLY USED ON	FIRST APPLICATION	ORIGINAL DATE OF DRAWING	DESIGN ACTIVITY APPROVAL	SIZE	CODE IDENT. NO.	DWT. NO.		
FOR COMPLETE USAGE DATA SEE ENGINEERING RECORDS	1991. 4. 3	ORG. SECTION RELEASE CODE	CUSTOMER APPROVAL	A1		34001		
				SHEET	1 / 1	9 OF 10		

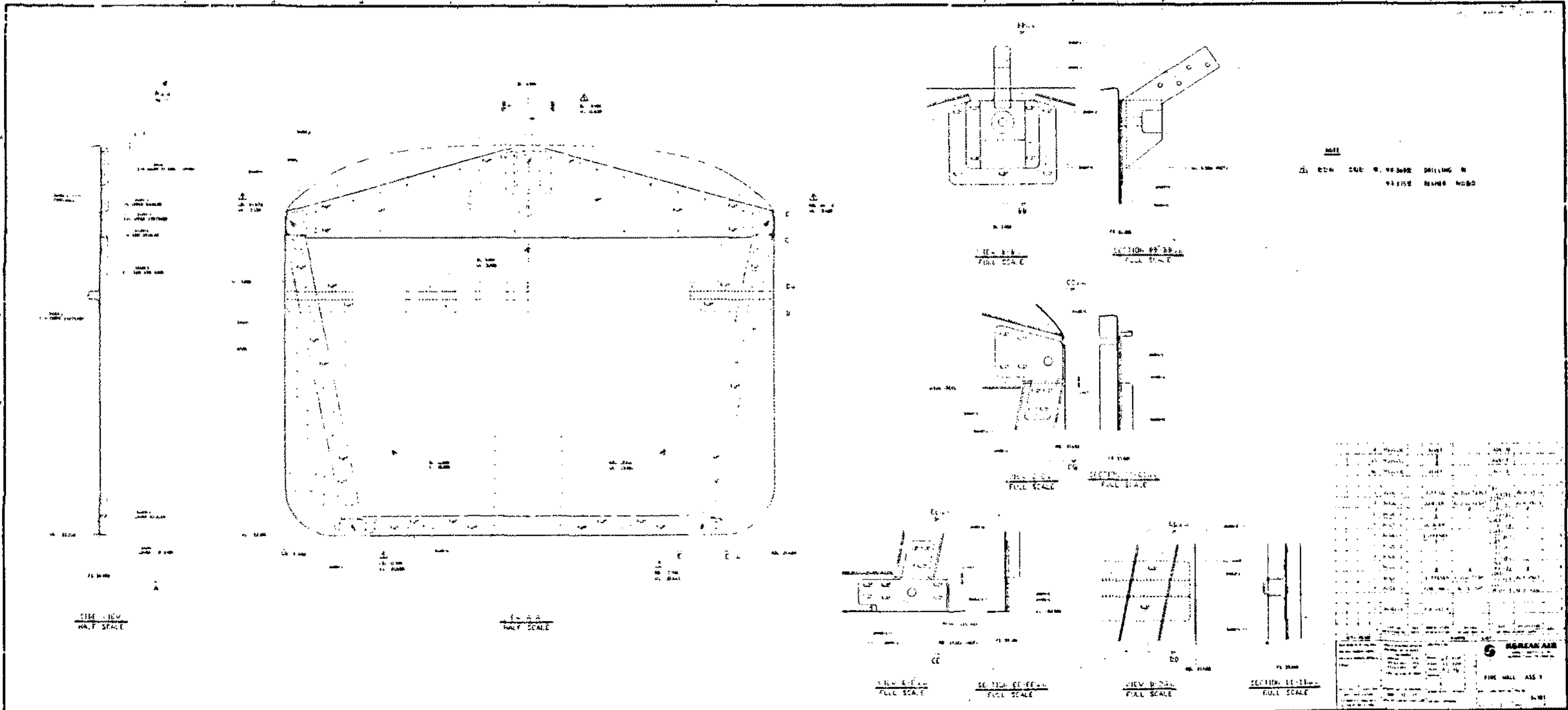
UPPER CENTER FUS ASS'Y

390

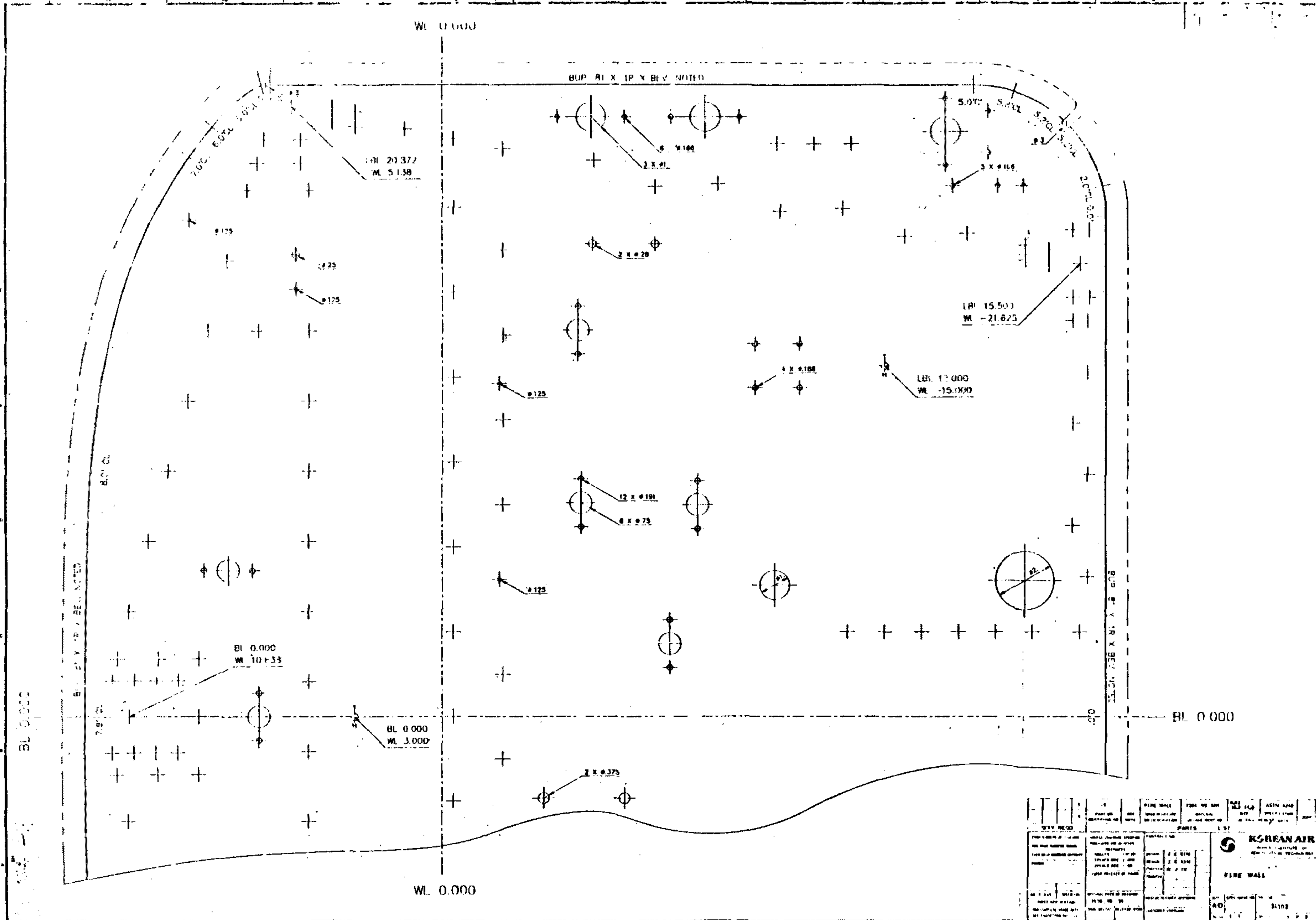


UPPER CENTER FUS ASS'Y

391

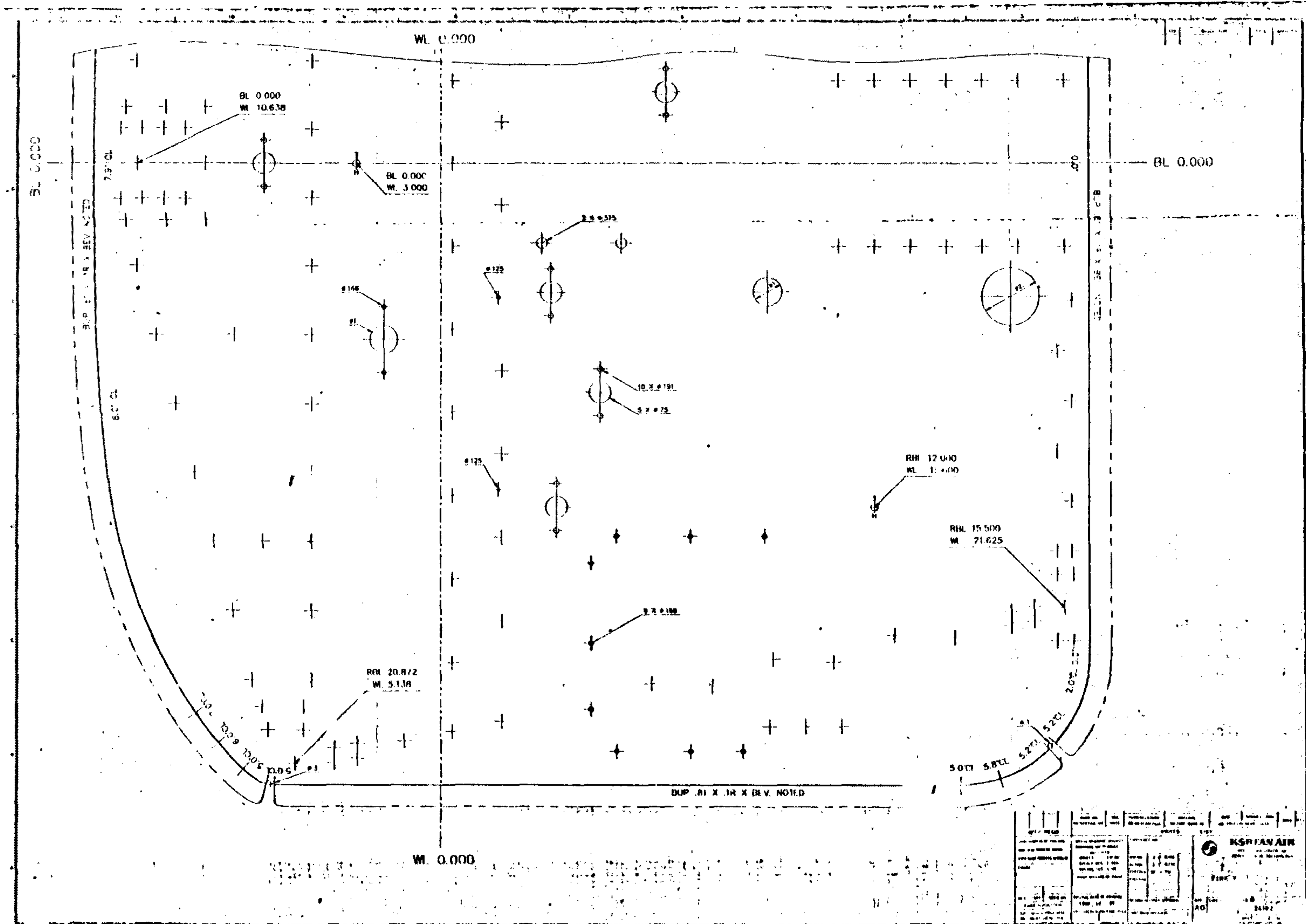


F/W ASS'Y



FIREWALL

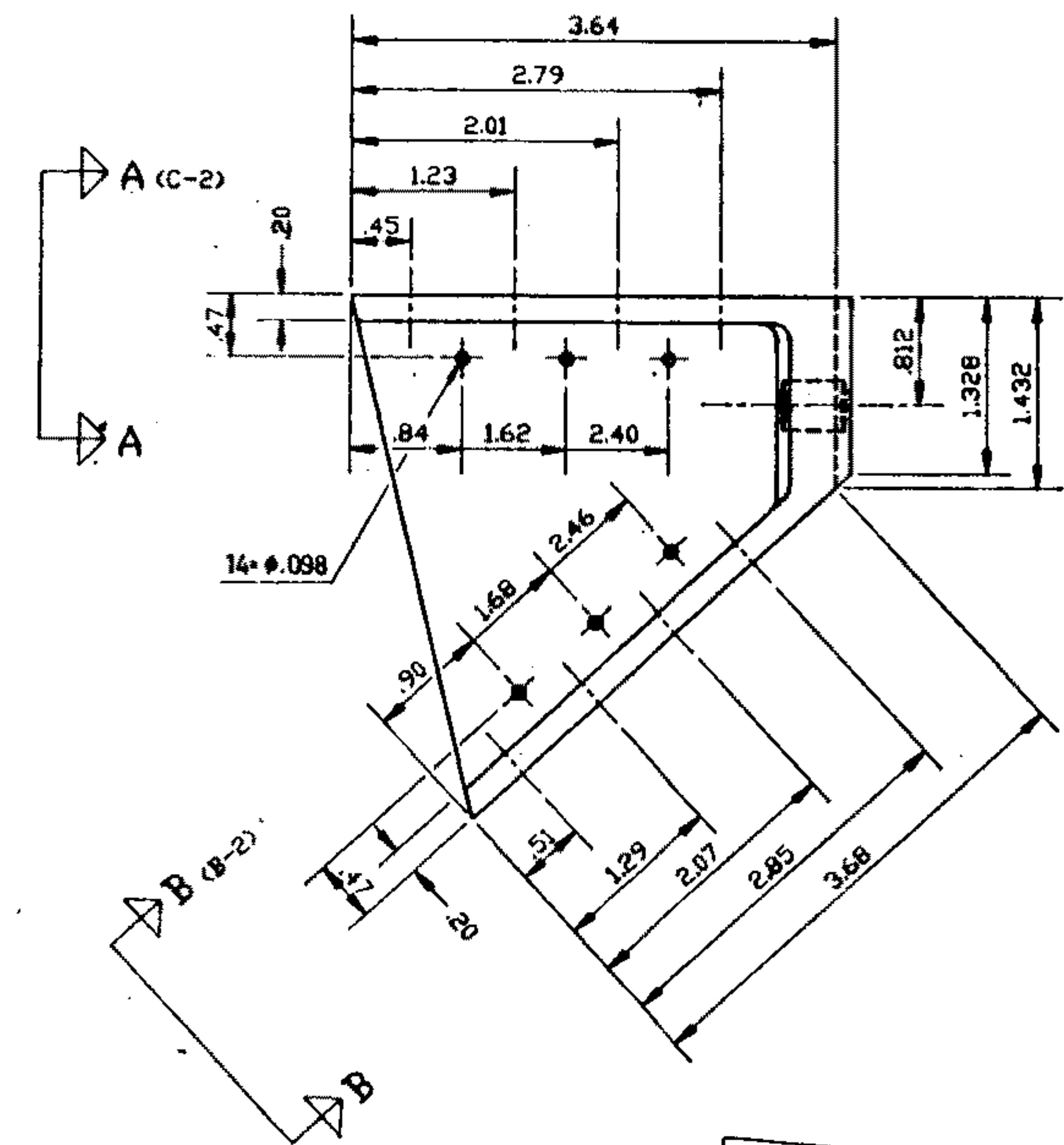
393



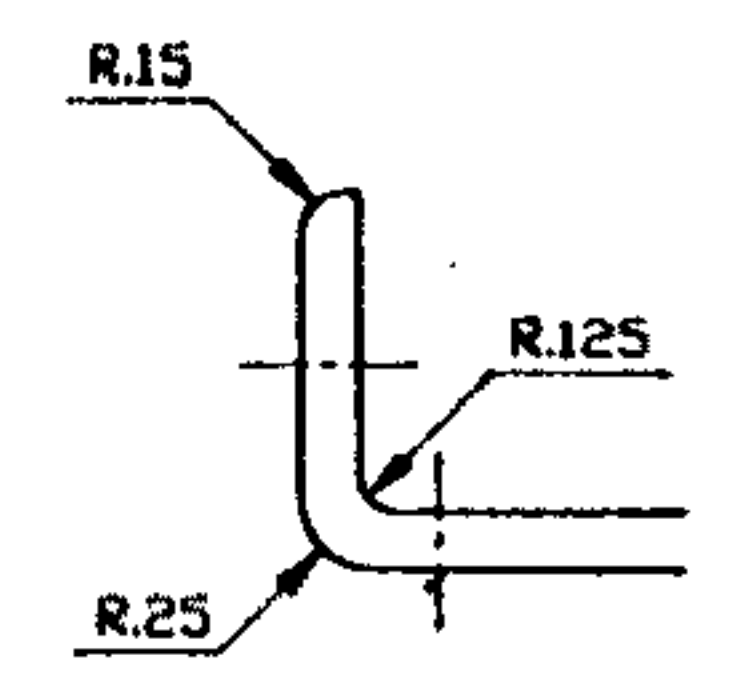
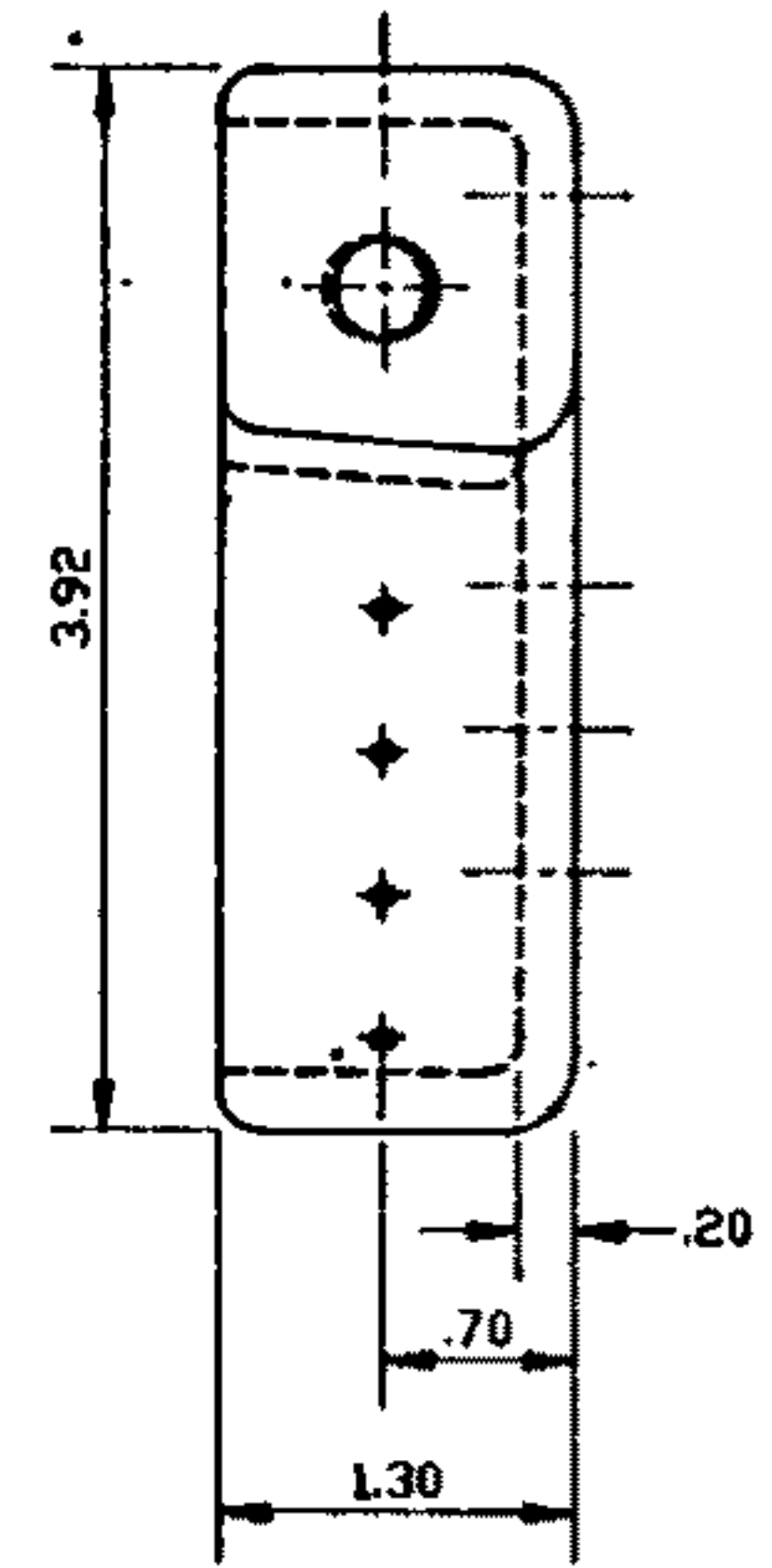
FIREWALL

REVISIONS			
LTN	DESCRIPTION	DATE	APPROVED

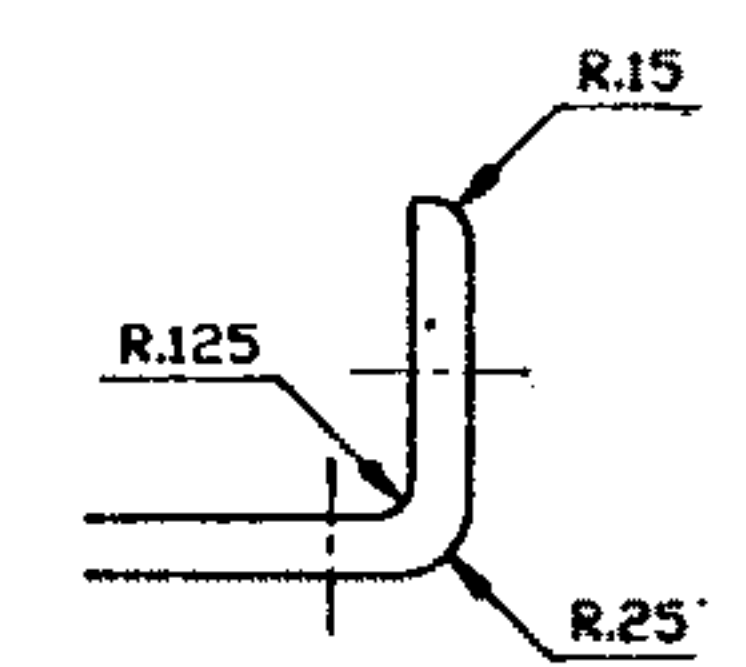
NOTE:
1. REF. TO DWG NO. 11511



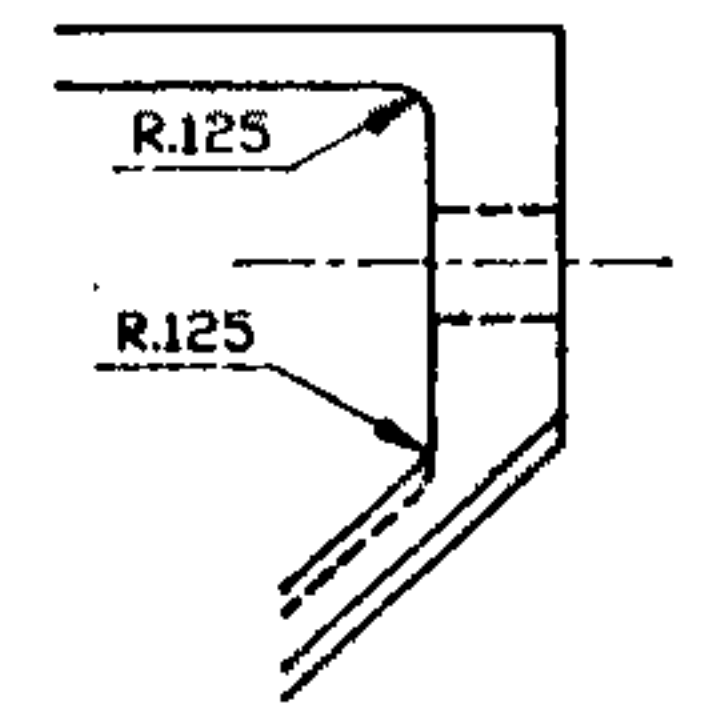
(-1)
(-2) OPP.



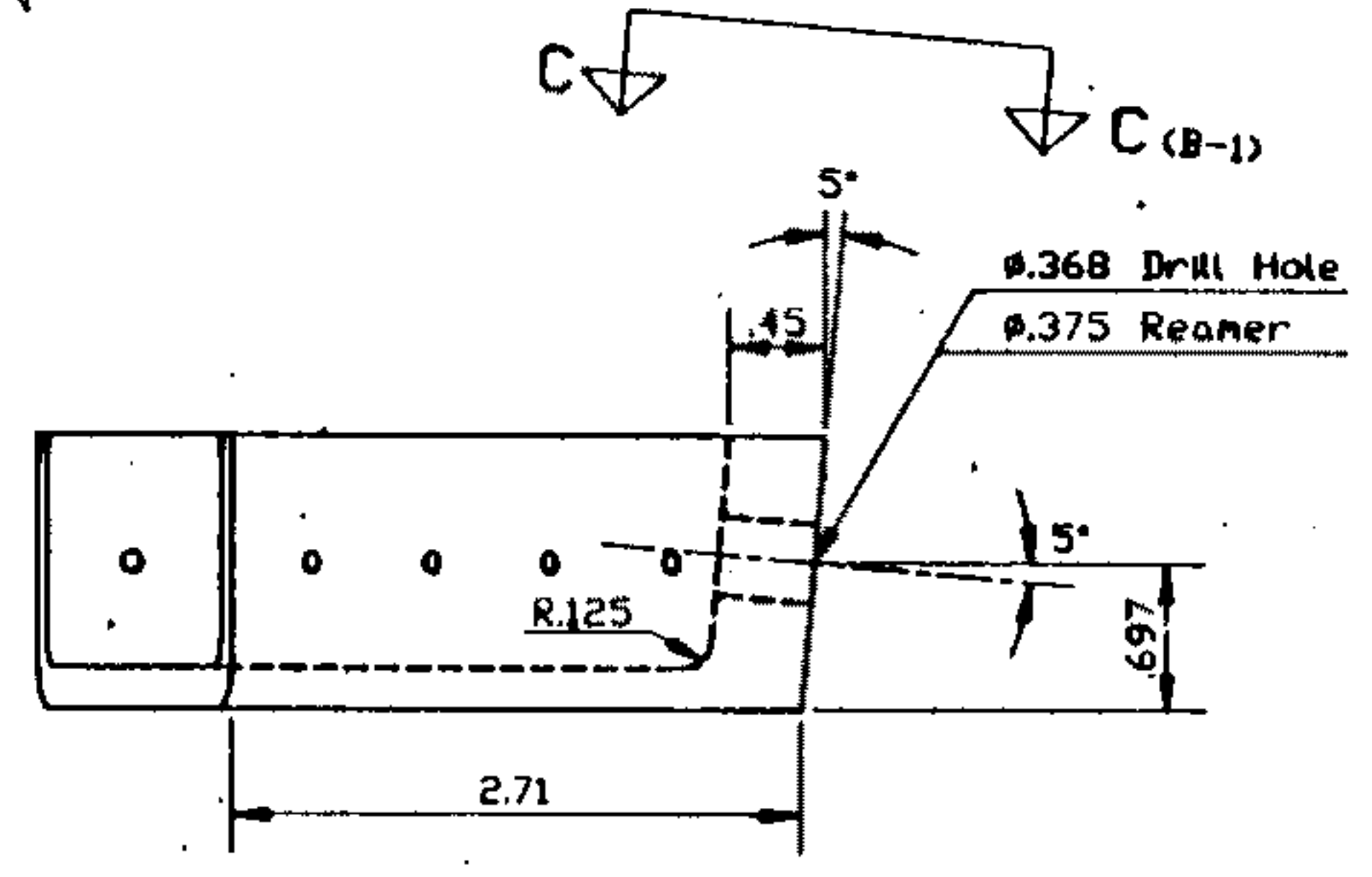
VIEW A-A (C-2)
(FULL SIZE)



VIEW B-B (B-2)
(FULL SIZE)



VIEW C-C (B-1)
(FULL SIZE)



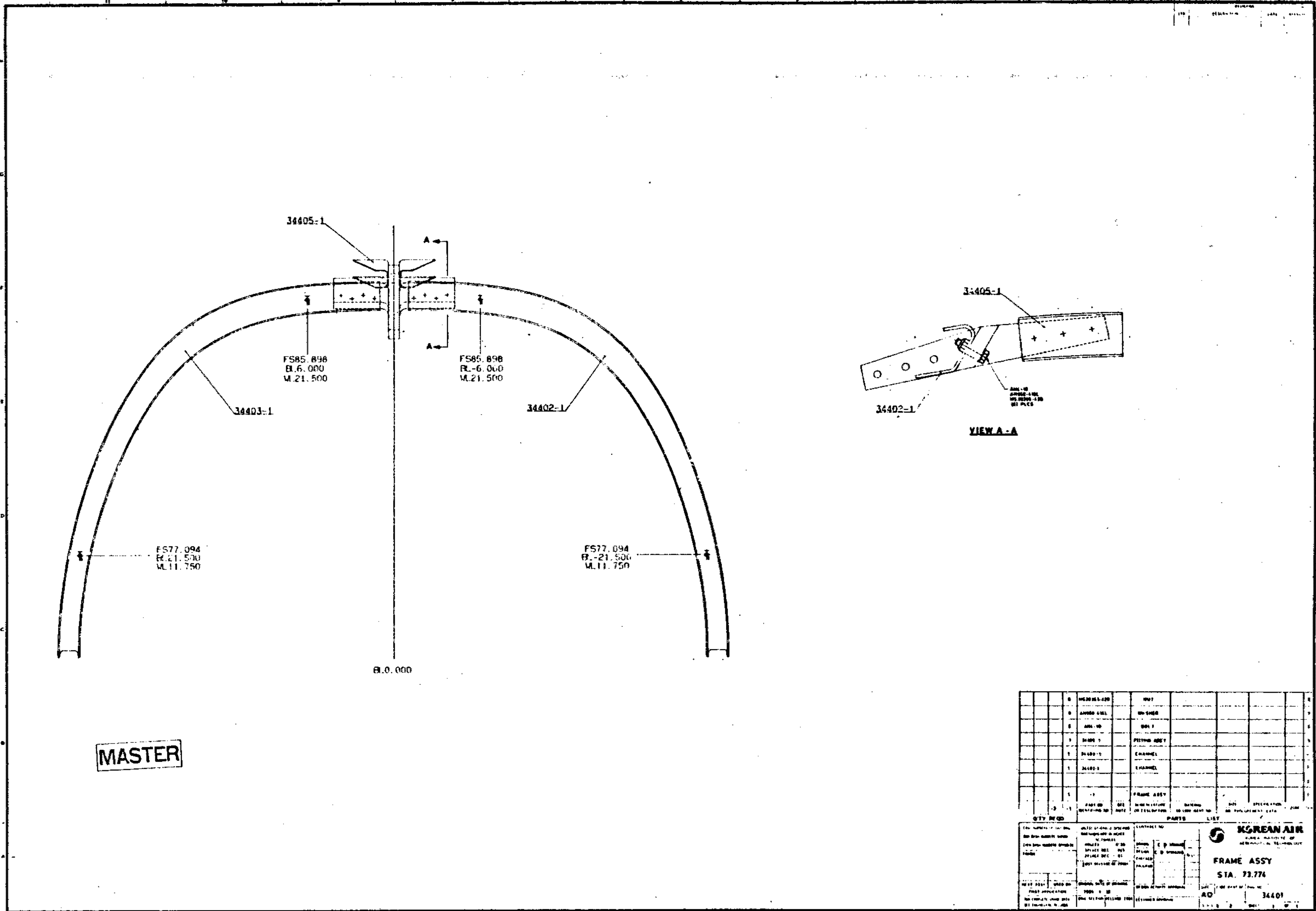
Q'TY. REQD.		PART OR IDENTIFYING NO.		SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT NO.	SIZE OR PROCUREMENT DATA	SPECIFICATION	ZONE	ITEM
1	-2	-1	-1		FITTING	AL 2024-T3	13-38-40	QQ-A-250/4		

DASH NUMBERS OF THIS DWG ODD DASH NUMBERS SHOWN EVEN DASH NUMBERS OPPOSITE FINISH	UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TOLERANCES ANGLES 10° 30' 3 PLACE DEC. 1.015 2 PLACE DEC. 1.03 FIRST RELEASE OF PRINT	CONTRACT NO.	 KOREAN AIR KOREA INSTITUTE OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY
NEXT ASSY. USED ON FIRST APPLICATION FOR COMPLETE USAGE DATA SEE ENGINEERING RECORDS	ORIGINAL DATE OF DRAWING 1990. 10. 24 ORIG. SECTION RELEASE CODE	DESIGN ACTIVITY APPROVAL CUSTOMER APPROVAL	
		DRAWN J.C. KIM DESIGN J.C. KIM CHECKED W.J. YU PROGRAM	E/G MOUNT FITTING -SIDE
		SIZE A2 SCALE 1 / 1	CODE IDENT. NO. DWG. NO. 34111 SHEET OF

E/G MOUNT FITTING-SIDE

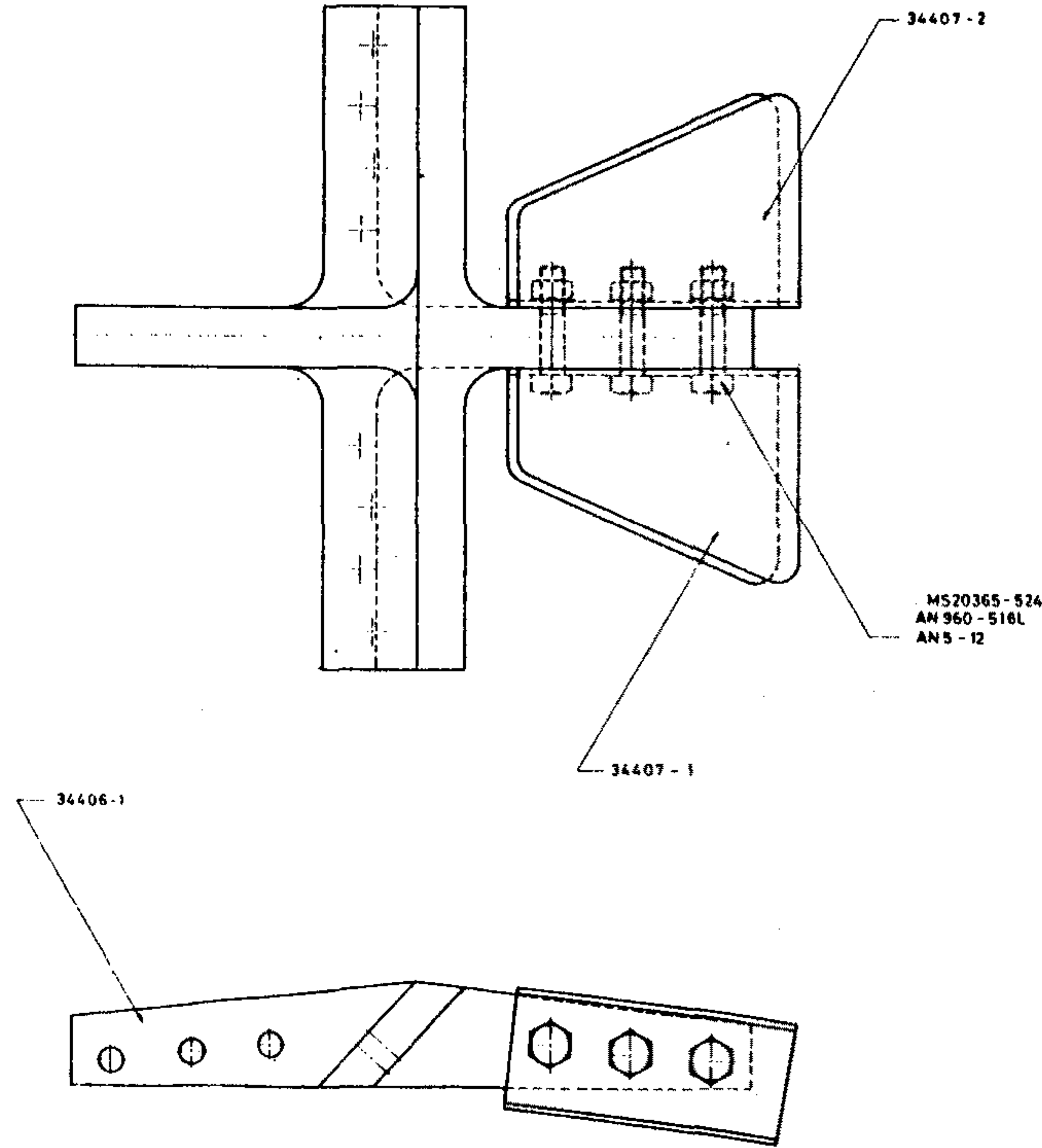
395

396



FRAME ASS'Y-STA. 73.25

397

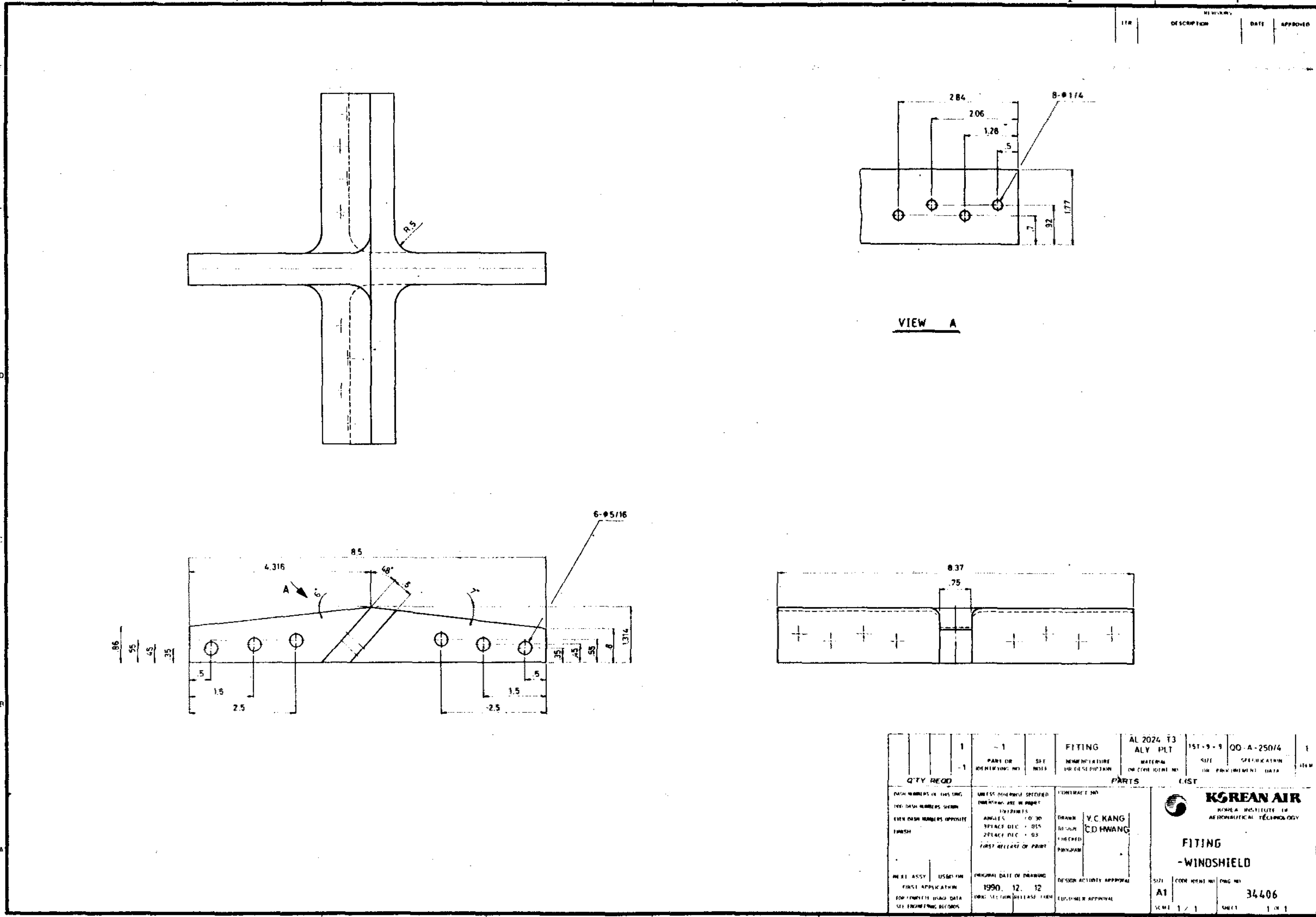


QTY.	REQD.	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	SYMBOLIC DESCRIPTION OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE OR DIMENSIONS	SPECIFICATION OR PART IDENT. DATA	ITEM
3		MS20365-524		NUT				7
3		AN560-516L		WASHER				6
3		ANS-12		BOLT				5
1		34407-2		BRACKET	AL 2024 T3 SH1	071-4-7	QQ-A-250/4	4
1		34407-1		BRACKET	AL 2024 T3 SH1	071-4-7	QQ-A-250/4	3
1		34406-1		FITTING	AL 2024 T3 ALY PLT		QQ-A-250/4	2
1		- 1		FITTING ASSY				1

<p>DATE NUMBERS OF THIS DOC</p> <p>ODD PAGE NUMBERS SHOWN</p> <p>EVEN PAGE NUMBERS OPPOSITE</p> <p>TURNS</p>	<p>UNLESS OTHERWISE SPECIFIED</p> <p>CONFORMS TO THE FOLLOWING</p> <p>TOLERANCES</p> <p>FRACTIONS - 1/8" MIN</p> <p>DECIMALS - 0.015</p> <p>ANGLES - 1/4" MIN</p> <p>FIRST RELEASE OF PRINT</p>	<p>FIGURE NO.</p> <p>DRAWN BY Y.C. KANG</p> <p>CHECKED BY C.D. HWANG</p> <p>PROGRAM</p>	<p>KGREAN AIR</p> <p>KOREAN INSTITUTE OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY</p> <p>FITTING ASS'Y</p> <p>- WINDSHIELD</p>
<p>34001</p> <p>USED ON</p> <p>FIRST APPLICATION</p> <p>FOR COMPLETE USAGE DATA</p> <p>SEE ENGINEERING RECORDS</p>	<p>ORIGINAL DATE OF DRAWING</p> <p>1990. 12. 12</p> <p>CONV. SECTION/RELEASE CODE</p>	<p>BY SIGN AUTHORITY APPROVAL</p> <p>CUSTOMER APPROVAL</p>	<p>SIZE</p> <p>A1</p> <p>CODE IDENT. NO.</p> <p>34405</p> <p>SCALE 1/1</p> <p>SHEET 1 OF 1</p>

FITTING ASS'Y-WINDSHIELD

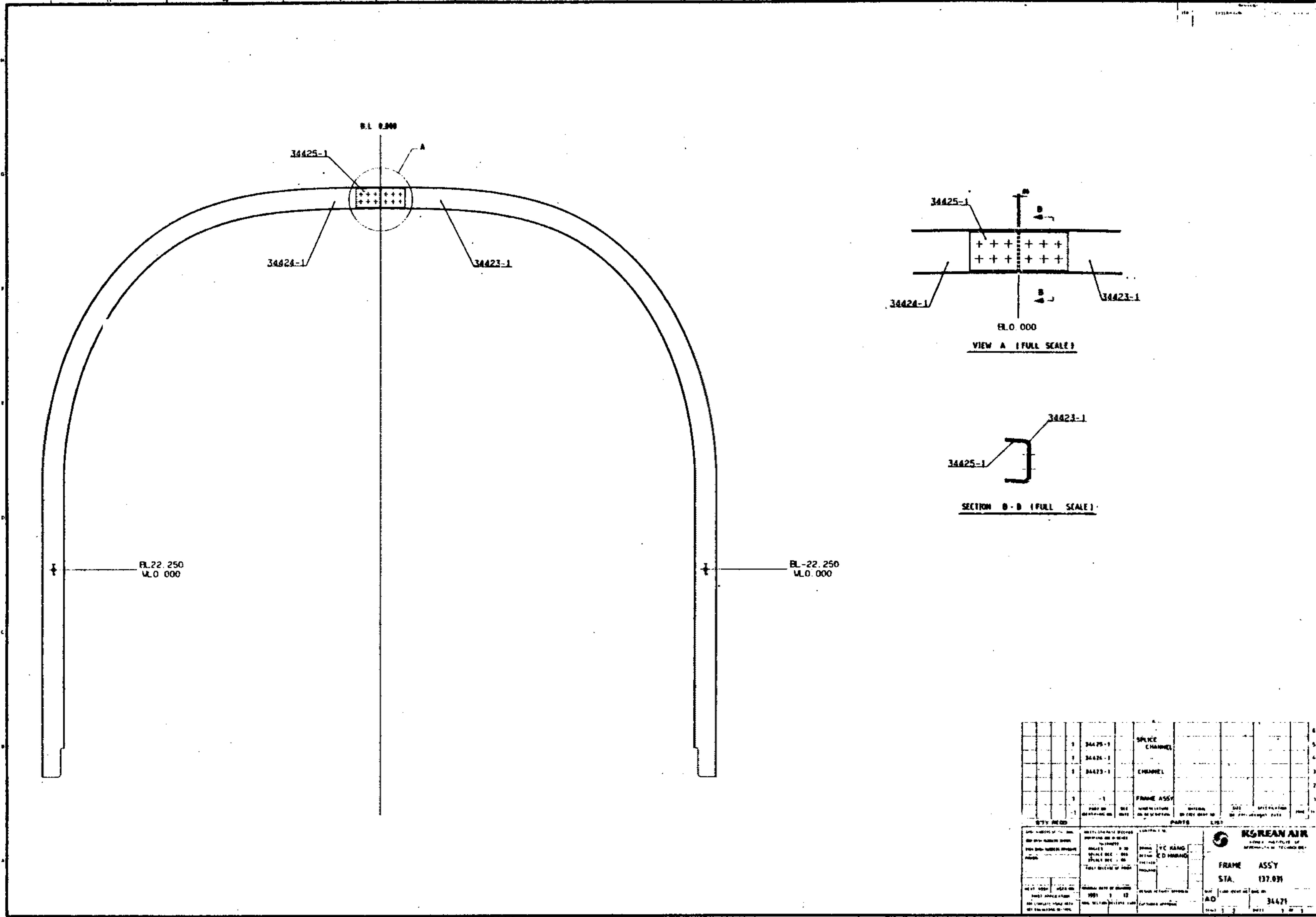
398



FITTING-WINDSHIELD

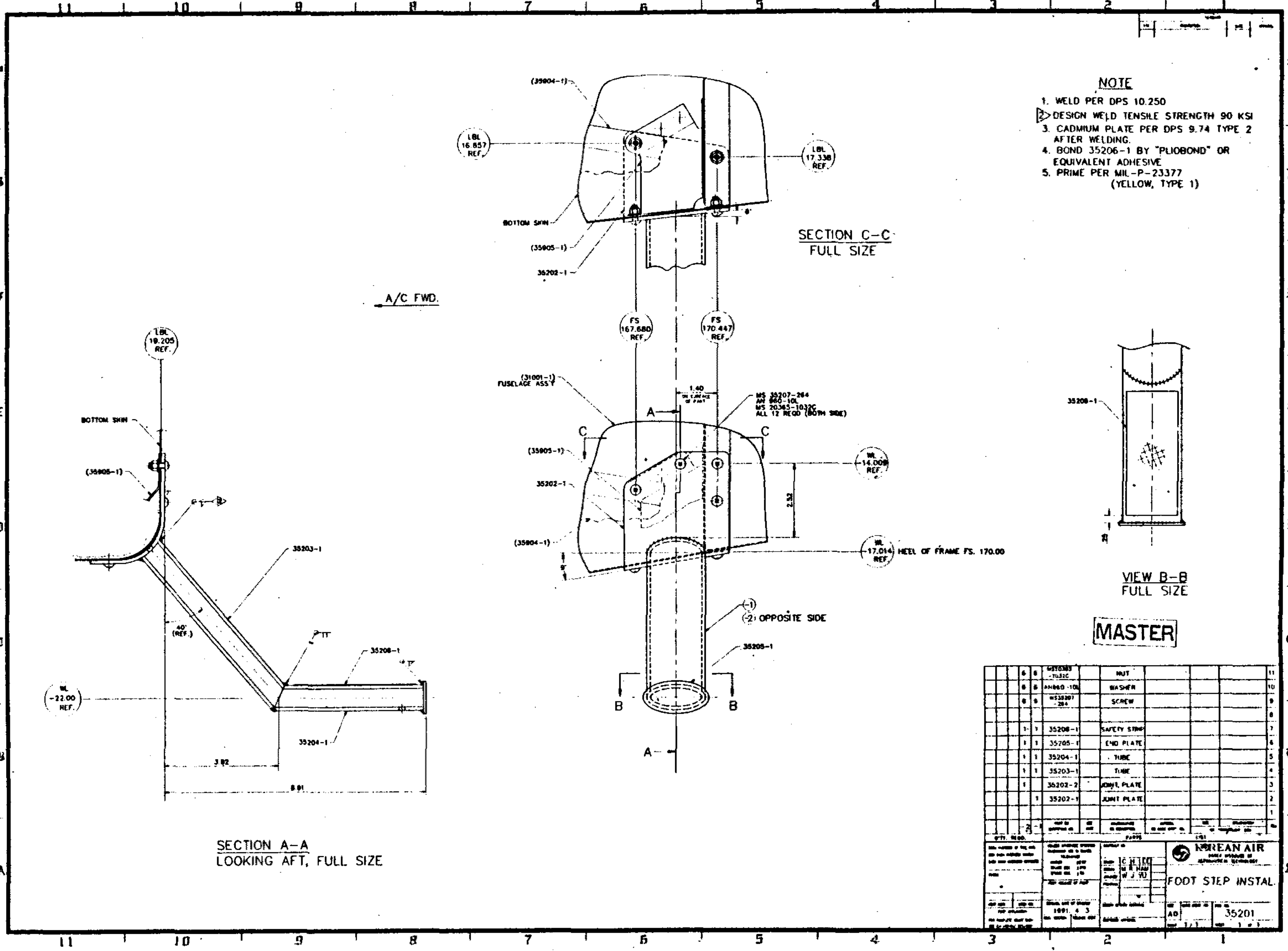
1		- 1		FITTING		AL 2024 T3		15T-9-3		OO-A-250/4		1	
PARTS		SEE		TEMPERATURE		MATERIAL		SIZE		SPECIFICATION		TEAM	
QTY REQD		REV		REV		REV		REV		REV		REV	
PARTS LIST		DRAWN		CHECKED		DESIGN		SCALE		SHEET		NO.	
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED		V.C. KANG		C.D. HWANG		1990. 12. 12		A1		34406		1 OF 1	
DRAWN		CHECKED		DESIGN		EQUIPMENT		SCALE		SHEET		NO.	
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED		DRAWN		CHECKED		DESIGN		SCALE		SHEET		NO.	
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED		DRAWN		CHECKED		DESIGN		SCALE		SHEET		NO.	

400



FRAME ASS'Y-STA. 137.031

404



- NOTE**
1. WELD PER DPS 10.250
 2. DESIGN WELD TENSILE STRENGTH 90 KSI
 3. CADMIUM PLATE PER DPS 9.74 TYPE 2 AFTER WELDING.
 4. BOND 35206-1 BY "PLIOBOND" OR EQUIVALENT ADHESIVE
 5. PRIME PER MIL-P-23377 (YELLOW, TYPE 1)

QTY	DESCRIPTION	REF	QTY	DESCRIPTION	REF
1	35208-1		1	SAFETY STRIP	
1	35205-1		1	END PLATE	
1	35204-1		1	TUBE	
1	35203-1		1	TUBE	
1	35202-2		1	JOINT PLATE	
1	35202-1		1	JOINT PLATE	

MASTER

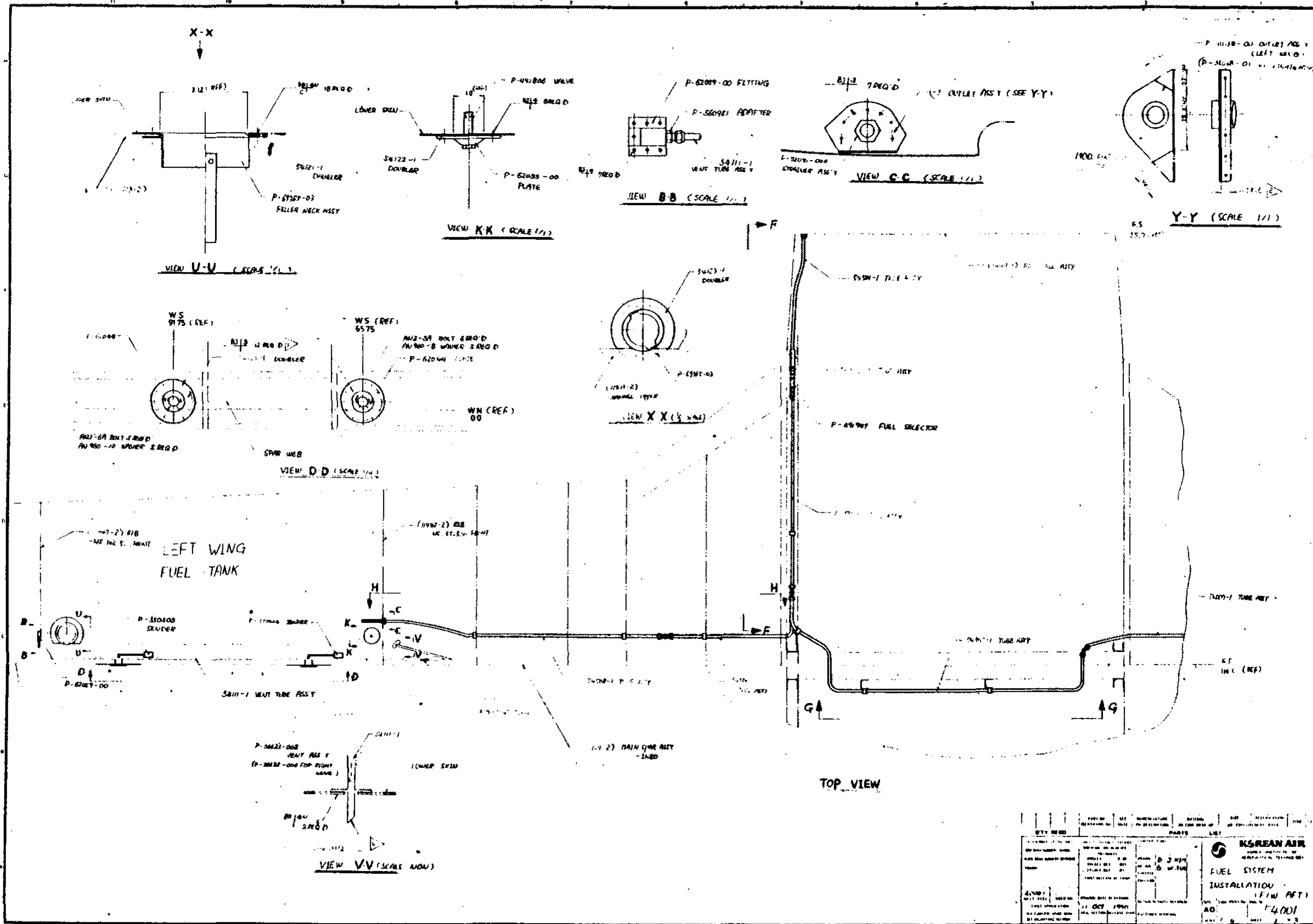
FOOT STEP INSTAL.

35201

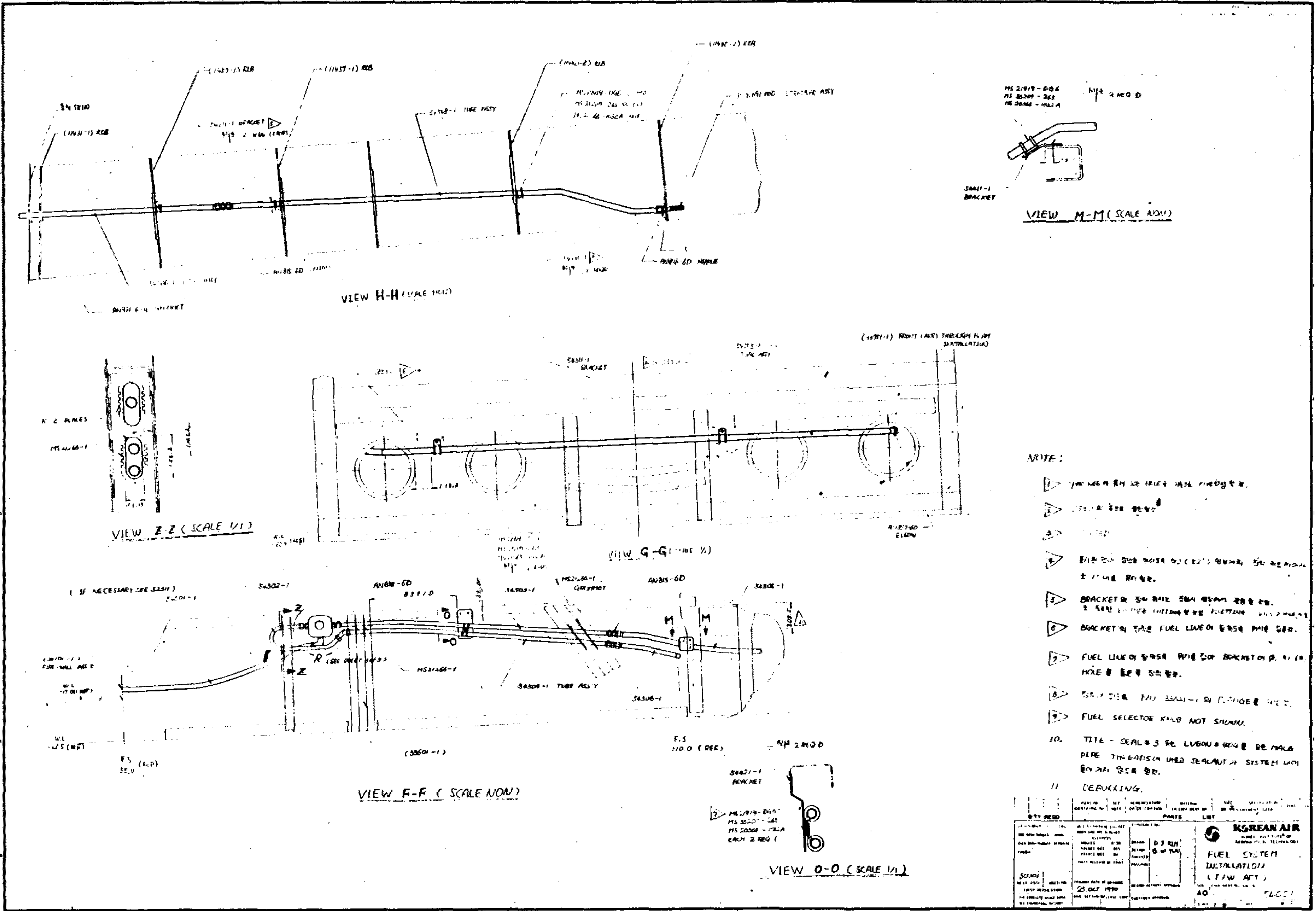
RECREAN AIR

STEP ASS'Y

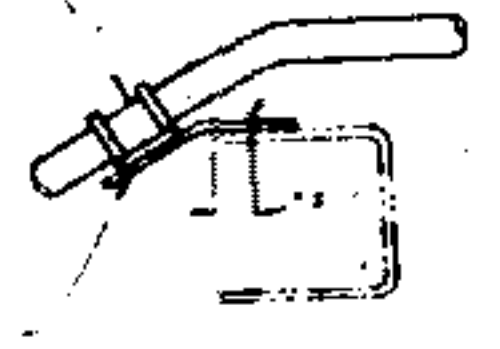
405



FUEL SYS INST (F/W AFT)



MS 2049-004
MS 2039-265
MS 2036-125A



VIEW M-M (SCALE 1/10)

VIEW H-H (SCALE 1/12)

VIEW Z-Z (SCALE 1/12)

VIEW G-G (SCALE 1/2)

VIEW F-F (SCALE 1/10)

VIEW O-O (SCALE 1/1)

NOTE:

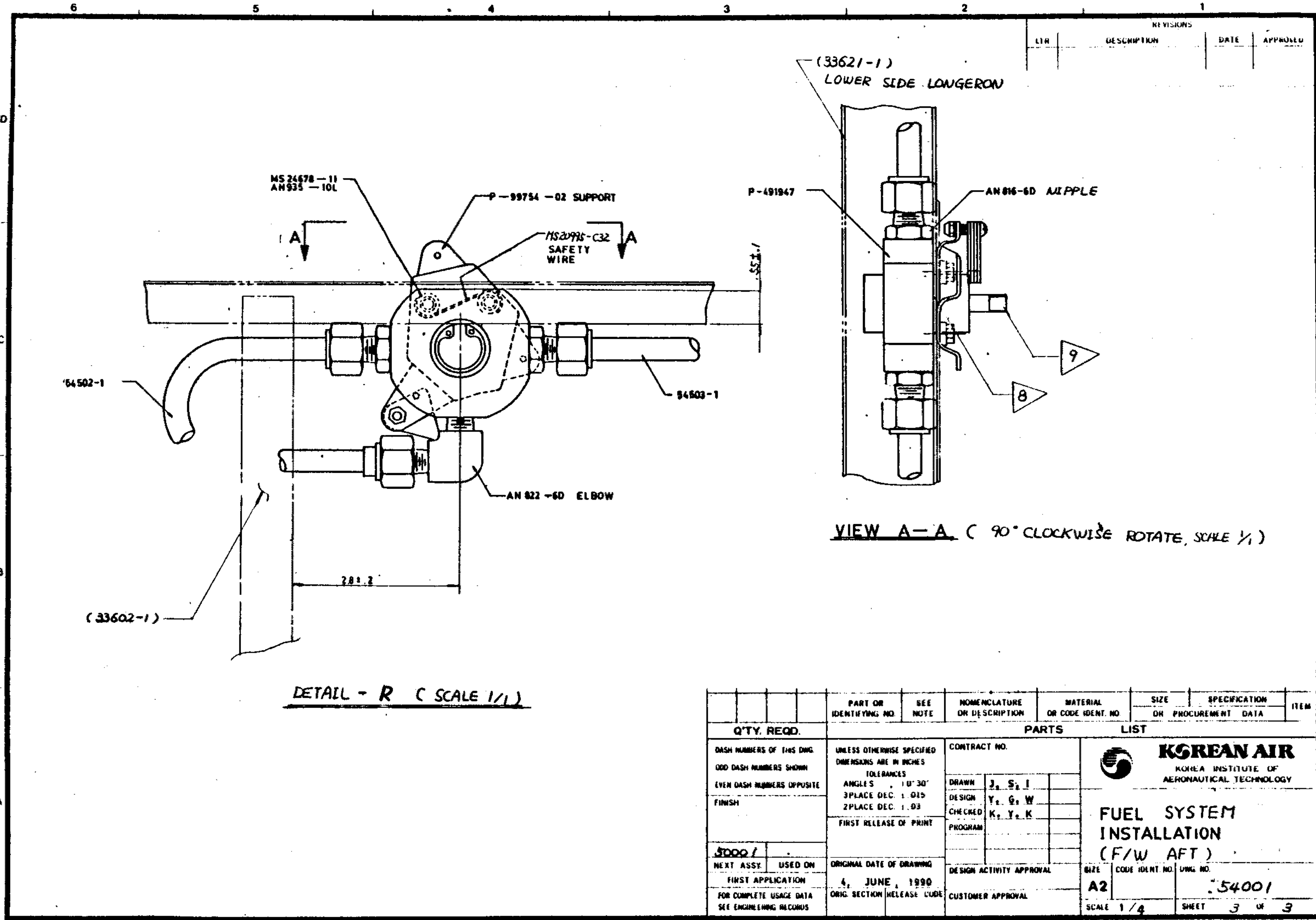
1. FUEL LINE BRACKET SHALL BE INSTALLED AS SHOWN.
2. FUEL LINE BRACKET SHALL BE INSTALLED AS SHOWN.
3. FUEL LINE BRACKET SHALL BE INSTALLED AS SHOWN.
4. FUEL LINE BRACKET SHALL BE INSTALLED AS SHOWN.
5. BRACKET ON FUEL LINE SHALL BE INSTALLED AS SHOWN.
6. BRACKET ON FUEL LINE SHALL BE INSTALLED AS SHOWN.
7. FUEL LINE BRACKET SHALL BE INSTALLED AS SHOWN.
8. FUEL LINE BRACKET SHALL BE INSTALLED AS SHOWN.
9. FUEL SELECTOR KNUB NOT SHOWN.
10. TITE-SEAL 3 SE LUBRICANT SHALL BE APPLIED TO PIPE THREADS ON UNED SEALANT SYSTEM UNLESS OTHERWISE SPECIFIED.
11. DEBUKING.

QTY REQD	PART NO	DESCRIPTION	UNIT	REVISION
	MS 2049-004	FUEL LINE BRACKET	EA	1
	MS 2039-265	FUEL LINE BRACKET	EA	1
	MS 2036-125A	FUEL LINE BRACKET	EA	1
	S3502-1	BRACKET	EA	1

KOREAN AIR
FUEL SYSTEM
INSTALLATION
(F/W AFT)

AO 1000

FUEL SYS INST (F/W AFT)



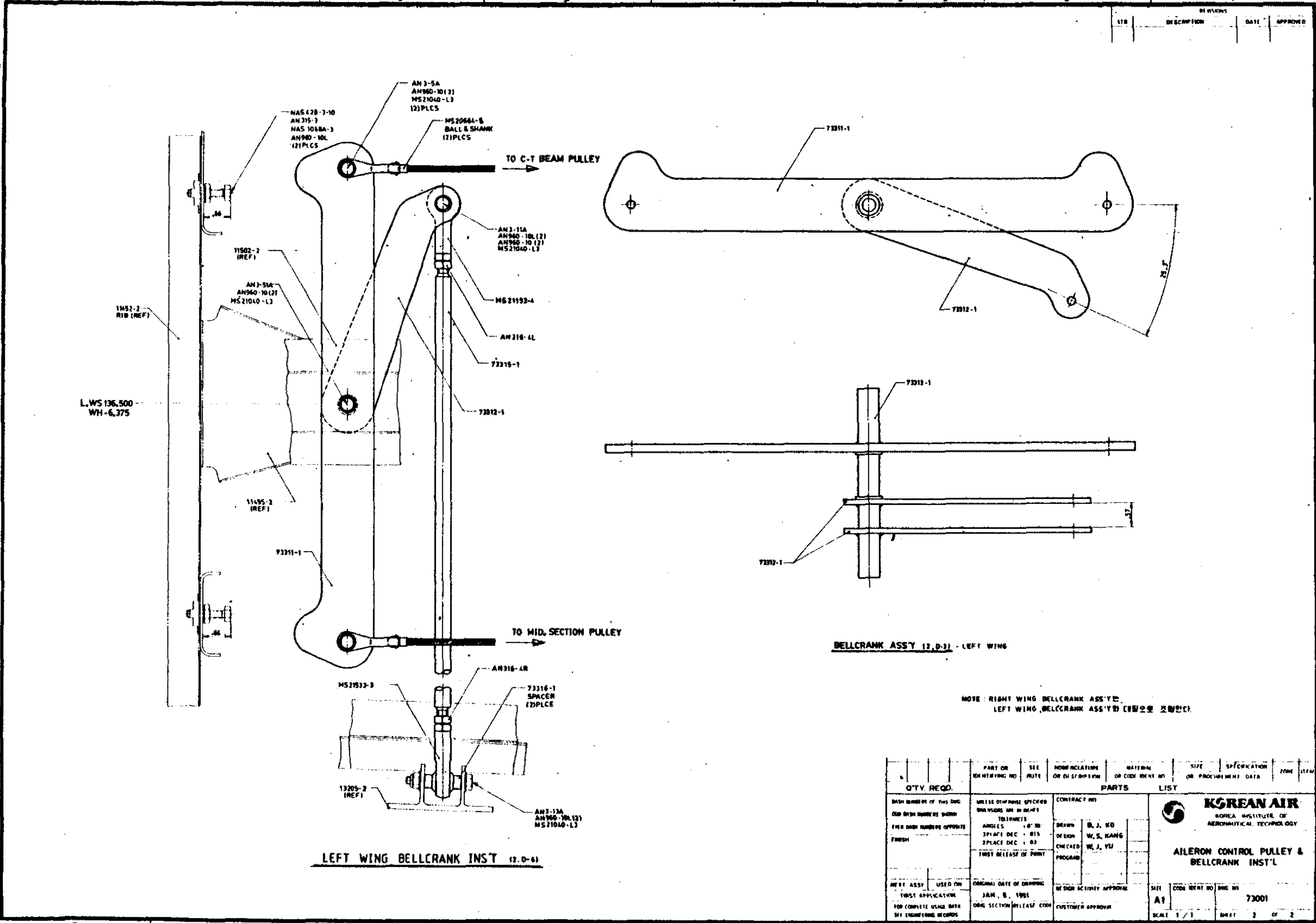
REVISIONS			
NO.	DESCRIPTION	DATE	APPROVED

407

DETAIL - R (SCALE 1/1)

QTY. REQD.	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE OR PROCUREMENT DATA	SPECIFICATION	ITEM
PARTS LIST							
DASH NUMBERS OF THIS DWG. ODD DASH NUMBERS SHOWN EVEN DASH NUMBERS OPPOSITE	UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TOLERANCES ANGLE .10' 30' 3 PLACE DEC. .015 2 PLACE DEC. .03		CONTRACT NO.		KOREAN AIR KOREA INSTITUTE OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY FUEL SYSTEM INSTALLATION (F/W AFT)		
FINISH	FIRST RELEASE OF PRINT		DESIGN	J. S. I.			
5000 /			CHECKED	Y. G. W.			
NEXT ASSY. USED ON	ORIGINAL DATE OF DRAWING		PROGRAM	K. Y. K.			
FIRST APPLICATION	4, JUNE, 1990		DESIGN ACTIVITY APPROVAL		SIZE	CODE IDENT. NO.	DWG. NO.
FOR COMPLETE USAGE DATA SEE ENGINEERING RECORDS	ORIG. SECTION RELEASE CODE		CUSTOMER APPROVAL		A2		54001
					SCALE 1/4	SHEET 3 of 3	

FUEL SYS INST (F/W AFT)



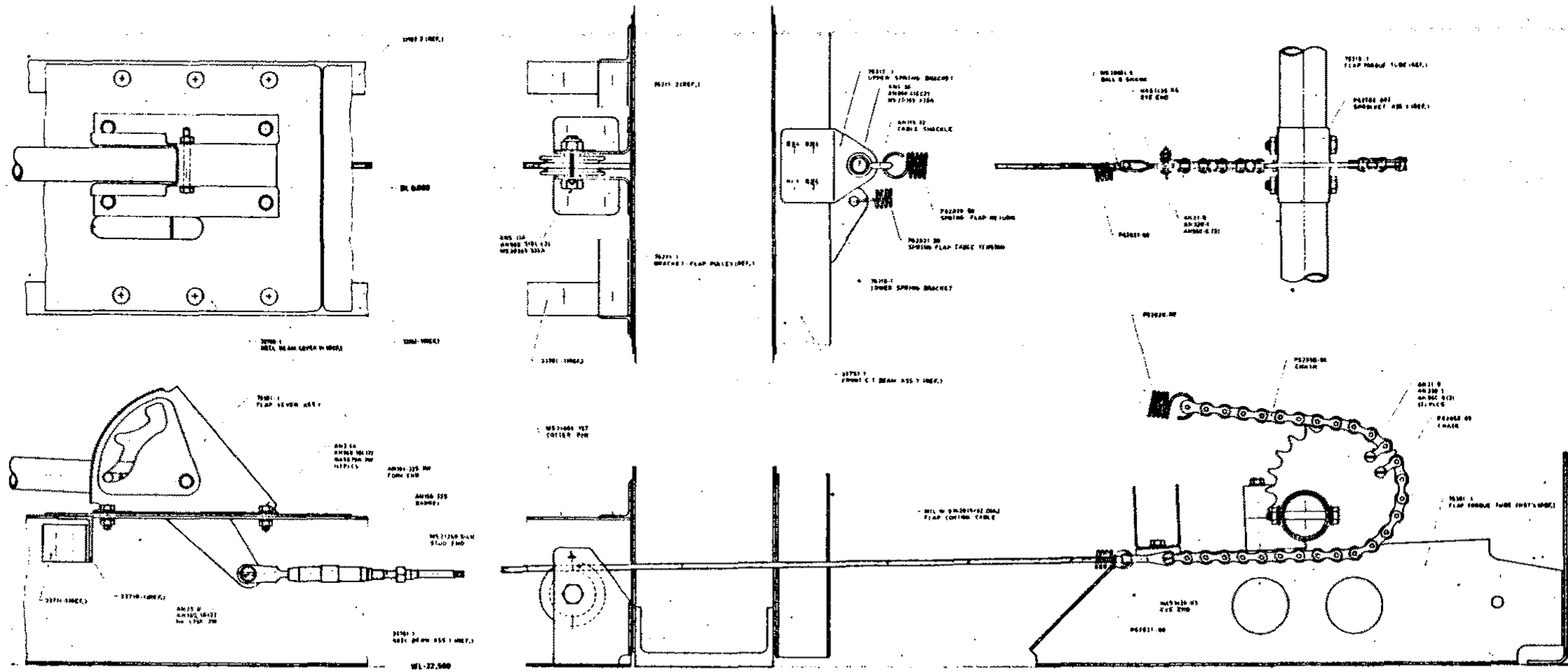
BELLCRANK ASSY (12-D-3) - LEFT WING

LEFT WING BELLCRANK INST (12-D-4)

NOTE: RIGHT WING BELLCRANK ASSY IS LEFT WING BELLCRANK ASSY (대칭으로 조립한다.)

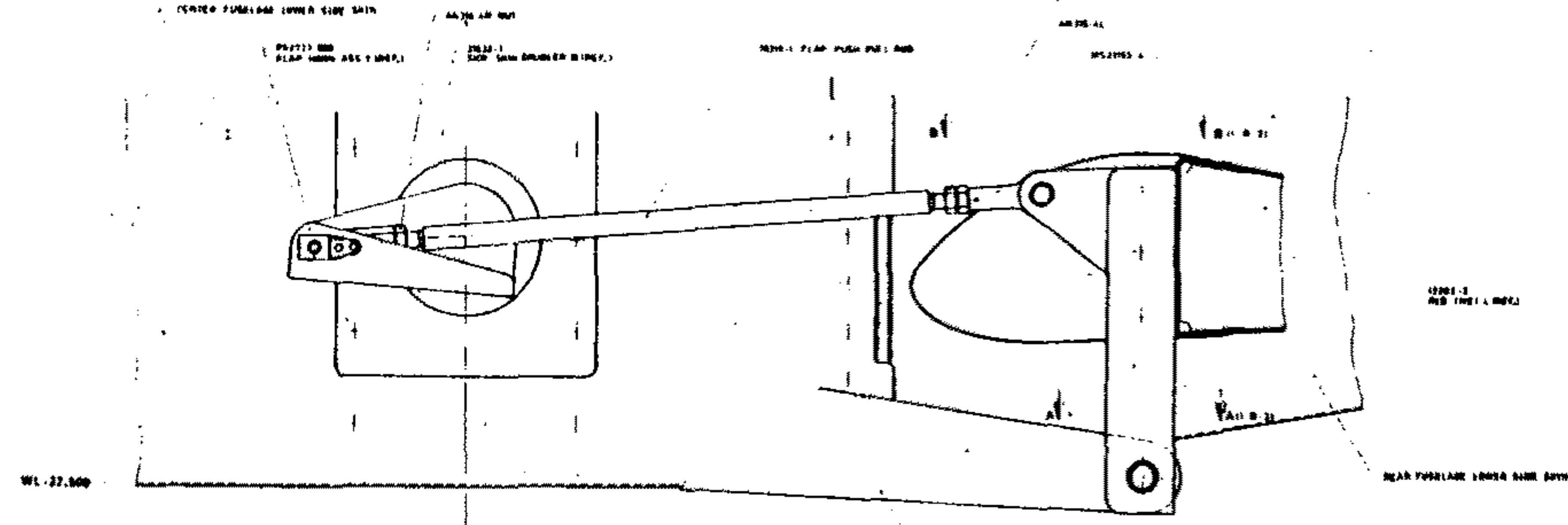
QTY. REQD.	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	NOMENCLATURE OR DESCRIPTION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE OR PROVISION DATA	SPECIFICATION	ZONE	ITEM
PARTS LIST								
DASH NUMBER OF THIS DWG OR DASH NUMBER DRAWN FINISH		UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TO 3 DECIMALS ANGLES - 10° 30' 3 PLACE DEC - 015 2 PLACE DEC - 03 FIRST RELEASE OF PRINT		CONTRACT NO. DRAWN BY: B. J. KO DESIGN BY: W. S. HANG CHECKED BY: W. J. YU PROGRAM		 KOREAN AIR KOREAN INSTITUTE OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY		
NEXT ASSY USED ON FIRST APPLICATION FOR COMPLETE USAGE DATA SEE ENGINEERING RECORDS	ORIGINAL DATE OF DRAWING JAN. 8, 1985 ORIG. SECTION RELEASE/ CDR	BY SIGN. ACTIVITY APPROVAL CUSTOMER APPROVAL		SHEET CODE IDENT. NO. DWG. NO. A1 73001		SCALE 1/1 SHEET 2 OF 2		

AILERON CONTROL INST

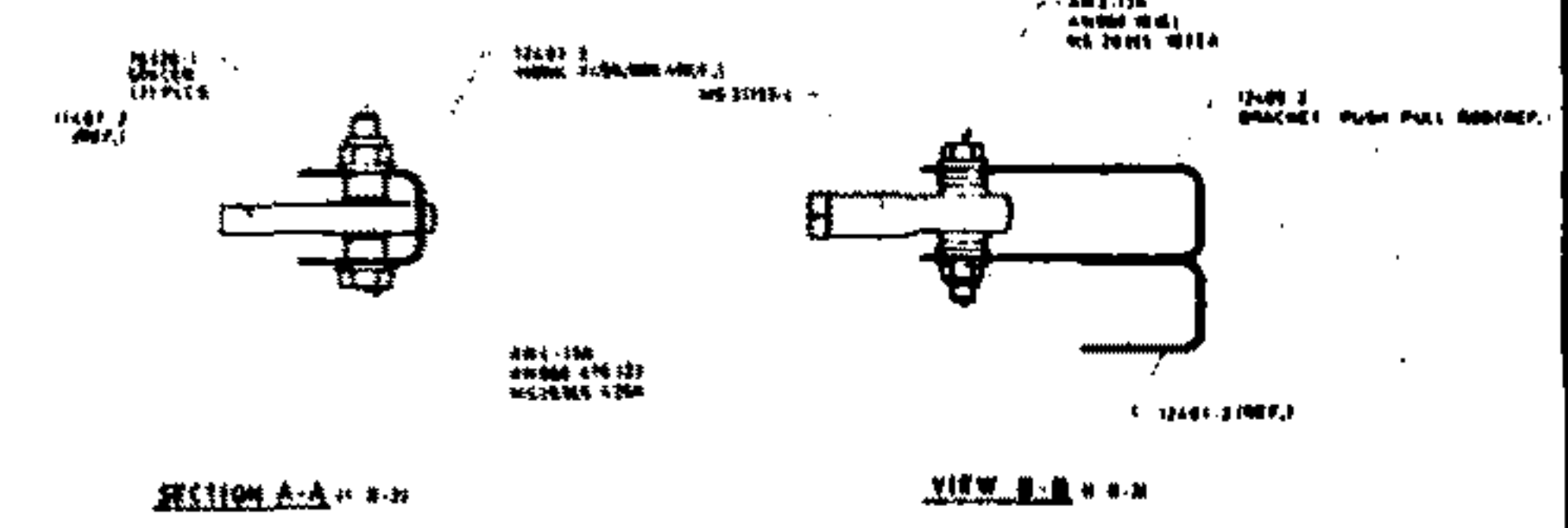


FLAP LEVER INSTALLATION (11 F 4)

FLAP TORQUE TUBE INSTALLATION (11 F 4)



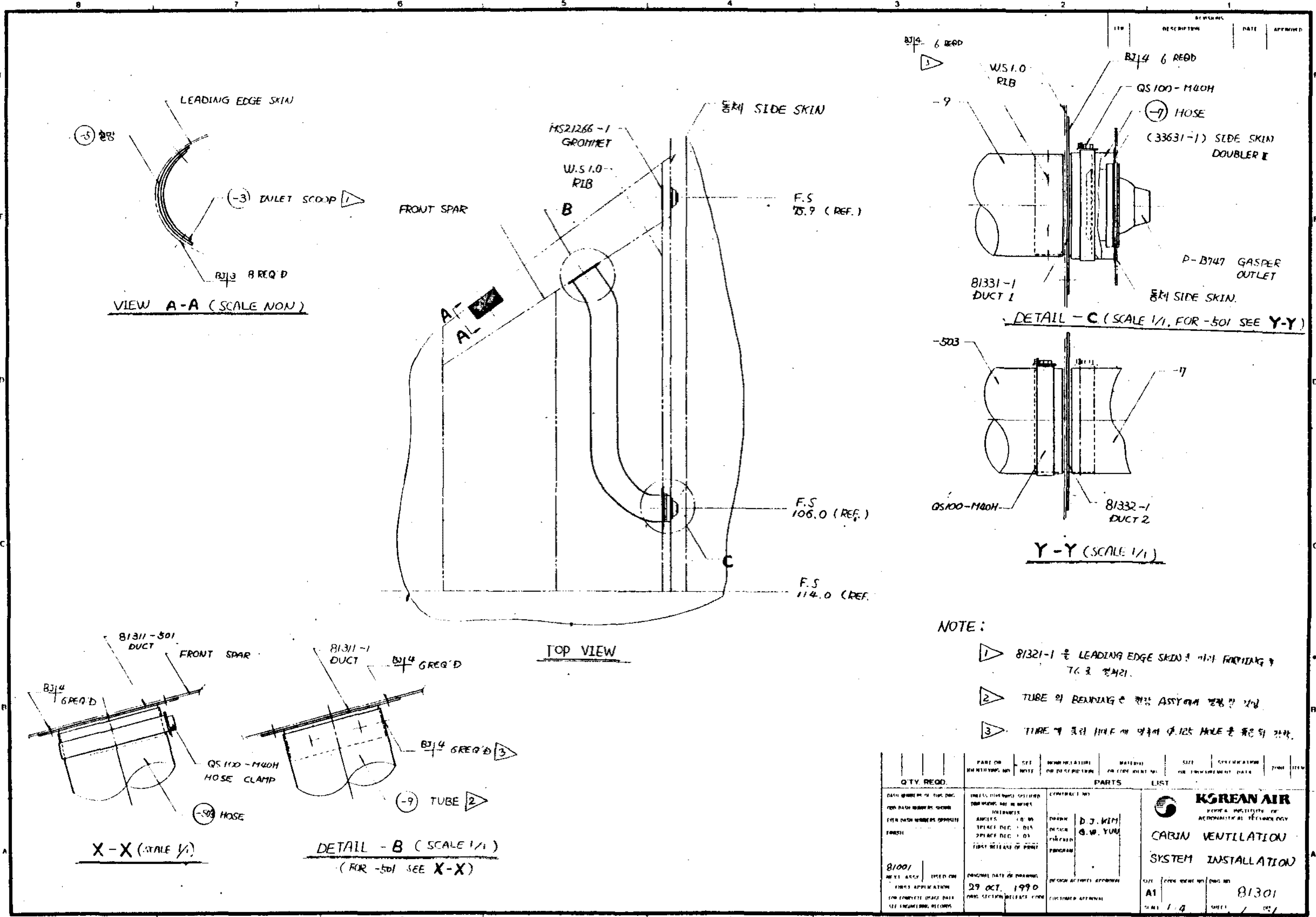
FLAP PUSH-PULL ROD INSTALLATION (11 D 4) LEFT SIDE



QTY	REQD	DESCRIPTION	UNIT	REVISION	DATE	BY	CHKD
1		FLAP LEVER ASSEMBLY					
1		FLAP TORQUE TUBE					
1		FLAP PUSH-PULL ROD					

GREEN AIR
FLAP CONTROL INSTALLATION

FLAP CONTROL INST



- NOTE:
- 1 ▷ 81321-1 은 LEADING EDGE SKIN 3 개가 FORWARD 76 로 설치.
 - 2 ▷ TUBE 의 BENDING 은 전장 ASSY 에 맞춰야 함.
 - 3 ▷ TUBE 가 유리 HOLE 에 맞춰서 125 HOLE 은 뚫지 마라.

QTY. REQ'D.	PART OR IDENTIFYING NO.	SEE NOTE	DESCRIPTION OR IDENTIFICATION	MATERIAL OR CODE IDENT. NO.	SIZE OR DIMENSIONAL DATA	SPECIFICATION	UNIT	ITEM
81001			ORIGINAL DATE OF DRAWING 29 OCT. 1990					
DESIGNED BY: [Blank] DRAWN BY: [Blank] CHECKED BY: [Blank] ENGINEER: [Blank]			APPROVED BY: [Blank] DATE: [Blank]		CONTROL NO. D.J. WIM S.W. YUN			
PARTS LIST KOREAN AIR AVIATION DIVISION OF AERONAUTICAL TECHNOLOGY				CABIN VENTILATION SYSTEM INSTALLATION				
SIZE: A1 SHEET: 1/4		DRAWING NO.: 81301 SHEET: 1/1						

CABIN VENTIL. SYS INST