

PART I 항공기 설계 개요

(Introduction to Design)

제 1 장 항공기 설계 개요

제 2 장 설계 요구

제 3 장 설계 파라미터의 초기 추정



Part I 항공기 설계의 개요

제 1 장 항공기 설계란 ?

- 여러 분야가 참여하는 체계활동..
- 항공기 설계자는 설계과정에 대한 전반적인 이해와 설계단계별 주요업무 및 설계분야 간의 연관성을 이해 매우 중요.
- 수요자의 요구를 만족, 개발 목적에 맞도록 임무 성공적 수행 항공기 설계.
- 설계 초기 단계에서부터 개발 항공기의 운용 및 지원체계에 이르기까지 동시적으로 고려, 개발하는 통합 생산 개발 (Integrated Product Development) 개념 채택. 각 분야별 균형 있는 설계.
- 항공공학에 관한 지식 뿐 만 아니라 기계, 전기/전자, 재료, 화학, 환경공학 등의 전문분야별 공학과 시스템에 영향을 주는 신뢰성 공학(Reliability Engineering), 안전 공학(Safety Engineering), 생산성 공학(Manufacturing Engineering), 인간 공학(Human Factors Engineering), 군수공학(Logistics Engineering) 등의 특수공학 (Specialty Engineering) 분야들이 함께 통합 적용되는 종합공학.
- 항공기 설계는 부분보다 전체를 생각.
- 운영요구도(Operational Needs)를 실제 운용 가능한 현시적 체계(Configured System)로 구체화시키면서 시스템의 개발비용 및 개발 일정, 요구 성능을 충족시키기 위한 각 분야별 노력을 결집, 각 기능간의 적절한 연관성 유지하여 요구도 충족을 위한 최적의 설계.

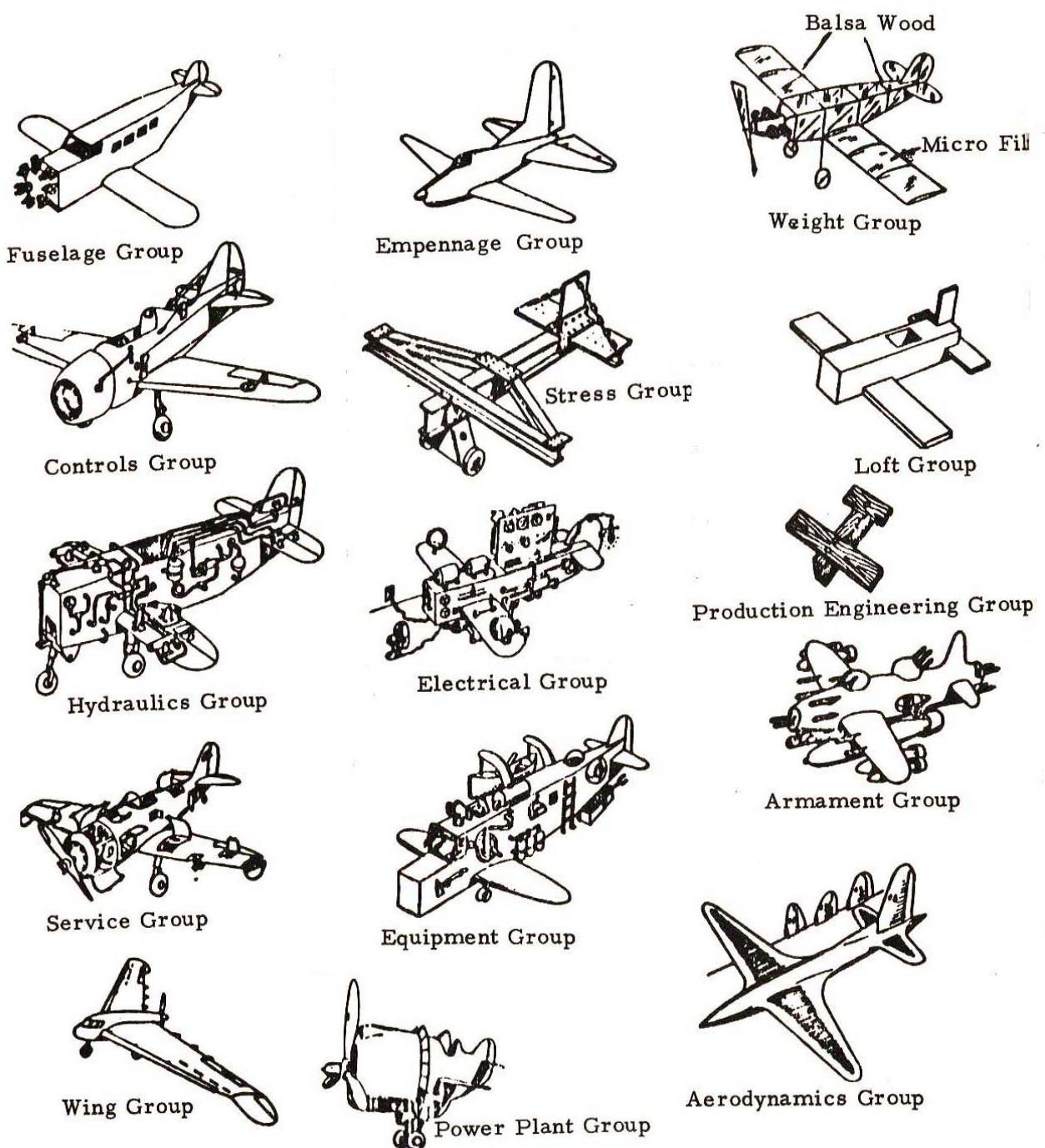


그림 1.1 Dream Airplanes

항공기 설계의 전체적인 조화를 무시하고 어느 한 분야만을 강조했을 때 나타날 수 있는 극단적인 예.



1.1 항공기 개발과정

-항공기를 설계, 개발, 획득하여 운영하는 일련의 총순기(Life-Cycle) :

수요자의 요구에 대한 개념연구, 개념 설계 단계(Conceptual Design Phase), 기본 설계 단계(Preliminary Design Phase), 상세 설계 및 개발 단계(Detail Design and Development Phase), 생산 단계(Production and Construction Phase), 그리고 운영 유지(Operation and Maintenance Phase) 및 폐기 단계(Phaseout and Disposal).

-개념 설계 단계 : 설계 요구도에 대한 연구 및 개발 가능성 연구, 수요 예측 및 시장 분석, 대상 항공기의 형상 개념 설계 및 세부 계통 구성 연구 및 사업 관리 초기 계획 수립.

표 1.1 체계 획득 과정 및 주요 설계 시점(Design Milestones)

개념설계단계	기본 설계 단계	상세 설계 및 개발 단계	생산 단계	운영유지단계
운영/정비요구도	기능분석	구성품/계통설계	주장비 부품생산	체계 운영
수요및시장성분석	기능배분/ 할당	대안분석비교	생산업체 관리	사용자 환경
개발가능성분석	대안분석/최적화	공학모형/시제품	사용자용역지원	군수지원
항공기개념설계	항공기기본설계	개발 시험평가	운용 시험평가	운용시험평가
사업추진계획	세부사업계획	생산계획	지원체계개발	개량 및 보완
체계기준형상 및 규격				
	▲ 설계시점 I 기능형상식별 체계규격 A형	▲ 설계시점 II 세부형상식별 개발규격 B 형 생산규격 C 형 공정규격 D 형 원자재규격 E 형	▲ 설계시점 III 생산형상식별 생산규격 C 형 공정규격 D 형 원자재규격 E 형	▲ 설계시점 IV 운용형상식별
체계수준 주요설계 시점				
<p>▲사업관리계 ▲개념설계검토(System Requirement Review) (PMP) ▲시험평가계획(TEMP)</p> <p>▲개념설계검토(System Requirement Review)</p> <p>▲-----▲체계설계검토(System Design Review)</p> <p>▲-----▲장비 및 S/W 설계검토</p> <p>▲중요설계검토(CDR)</p>				



- 기본설계단계: 기술적 수준을 나타내는 예비설계단계로써 기본절차는 기능분석, 요구배분, 대안분석 수행 및 최적화, 시스템 종합 그리고 각종 세부 규격서에 대한 형상을 제시하는 활동 포함. 개념설계의 결과로서 주어진 기본 형상에 대한 각 계통별, 분야별 세부 분석 연구와 각 계통에 대한 세부설계 수행.
- 상세설계 단계 : 기본 설계 활동을 통하여 얻어진 기준 형상으로부터 관련 하드웨어, 소프트웨어 및 지원 품목들을 더욱 구체적인 형상으로 구현하는 단계.
 - 첫째, 주임무 장비, 시험지원장비, 설비, 인력 및 훈련, 기술 자료, 수리 부속품 등의 군수지원 요소들을 하부 시스템, 구성품, 부분품 및 세부 부품 단위까지 세부적으로 기술.
 - 둘째, 관련 규격서, 성능 분석 결과, 대안 분석 결과 및 예측, 세부 기술 도면 및 관련 데이터 베이스 등의 모든 설계문서 준비.
 - 셋째, 각종 컴퓨터 소프트웨어를 명확히 정의하고 이를 개발.
 - 넷째, 공학 모델 실험 시제 모형 및 시제품을 제작, 개발하고 이에 대한 설계 적합성을 입증하기 위하여 개발 시험평가(Development Test and Evaluation)를 실시한 후 이를 보완
- 생산단계 : 체계의 양산을 위한 주 장비 및 구성품 생산업체를 관리하고 사용자 용역지원 및 생산자료를 수집 분석. 끝으로 사용자 환경을 고려하여 시스템을 운영유지하기 위한 원만한 군수지원 유지, 운용 시 지속적인 시험평가를 통한 자료를 수집하여 시스템을 개량 보완시키는 단계별 업무절차.
- 각종 규격서의 작성을 통해서 기술 관리 수행 : 체계규격(System Specifications: A형), 개발규격(Development Specifications: B형), 생산 규격(Product Specifications: C형), 공정 규격(Process Specifications: D형), 원자재 규격(Material Specifications: E형). 체계규격서.
 - 체계규격서는 운영 요구 및 정비 개념의 정의와 기술 가능성 분석 결과에서 도출된 각종 내용들을 포함. 체계와 그 기능에 관한 일반적 기술사항, 운용요구 성능, 정비 개념 정의, 체계의 기능도와 기능적 상호 관련성, 성능 특성, 설계특성, 제작 사항, 군수 지원 사항, 설계 문서, 품질 보증 관련 준비 사항들이 포함.
 - 체계규격서는 개념 설계 과정 동안 작성, 체계규격서(A형)를 근간으로 개발 규격서(B형), 생산 규격서(C형), 공정 규격서(D형), 원자재 규격서(E형) 등이 차례로 개발.
 - 개념설계가 끝나고 기본설계가 시작되기 전까지는 기능형상 식별(Functional Configuration Identification) 마련. 기본설계단계가 끝나면 각 계통별로 할당된 세부형상 식별(Allocated Configuration Identification)인 개발규격, 공정규격, 생산규격, 원자재규격 마련, 상세설계를 통해 공정규격, 생산규격, 원자재



규격인 생산 형상 식별(Product Configuration Identification)이 구체화.

-사업의 경영 관리적 측면, 각 단계별로 필요한 여러 계획서 작성 : 먼저 사업관리 계획서(PMP: Project Management Plan)와 체계기술관리계획서(SEMP: System Engineering Management Plan)를 개념 및 기본설계 단계에 작성하여 전체 개발 과정을 관리.

- 첫째, 기술적 사업 계획 및 통제관련 업무 분야. 체계개발에 관련되는 모든 조직을 편성, 각 조직이 수행해야 할 업무활동을 전반적으로 세분화하여 구체적으로 기술. 업무기술서(SOW: Statement of Work) 작성.
- 둘째, 체계 공학적 과정업무 분야. 운영 요구조건, 정비 개념, 기능 분석 및 분담, 체계종합, 체계 분석, 체계 설계, 시스템 실험 및 평가 등이 포함.
- 셋째, 특수 공학을 통합하는 분야. 신뢰성, 정비성, 인간공학, 군수지원, 생산성, 품질 보증 등의 내용들 기술.
- 기타 : 시험 평가계획(TEMP: Test and Evaluation Master Plan), 개념설계검토(CDR: Conceptual Design Review) 혹은 체계요구도 검토(SRR: System Requirement Review), 체계설계 검토(SDR: System Design Review), 장비 및 소프트웨어 설계 검토(ESDR: Equipment-Software Design Reviews), 중요 설계 검토(CDR: Critical Design Review) 활동.



1.2 항공기 설계 과정

새로운 항공기를 개발하기 위해서는 먼저 이에 관한 기초이론 및 기본원리를 바탕으로 새로운 개념의 항공기술을 검증하는 기반기술, 이로부터 도출되는 핵심기술과 각종 구성품 개발에 소요되는 요소기술, 항공기를 설계하고 항공기의 각종 성능을 해석하는 설계 및 해석기술, 시험 및 평가기술, 그리고 설계된 항공기를 설계도면에 따라 가공, 제작하여 조립하는 생산기술, 끝으로 이를 정비하고 운영하는 운용유지기술이 필요하다. 물론 항공기 설계자는 설계에 임할 때 이러한 모든 사항에 관해 이해하고 있어야만 하지만 여기에서는 항공기 설계 및 해석기술에 대해서만 언급하고자 한다.

- 탐색개발(Exploratory Development) : 개념설계와 기본설계
- 체계개발(Full Scale Development) : 상세 설계, 시제항공기(Prototype) 제작 및 개발시험

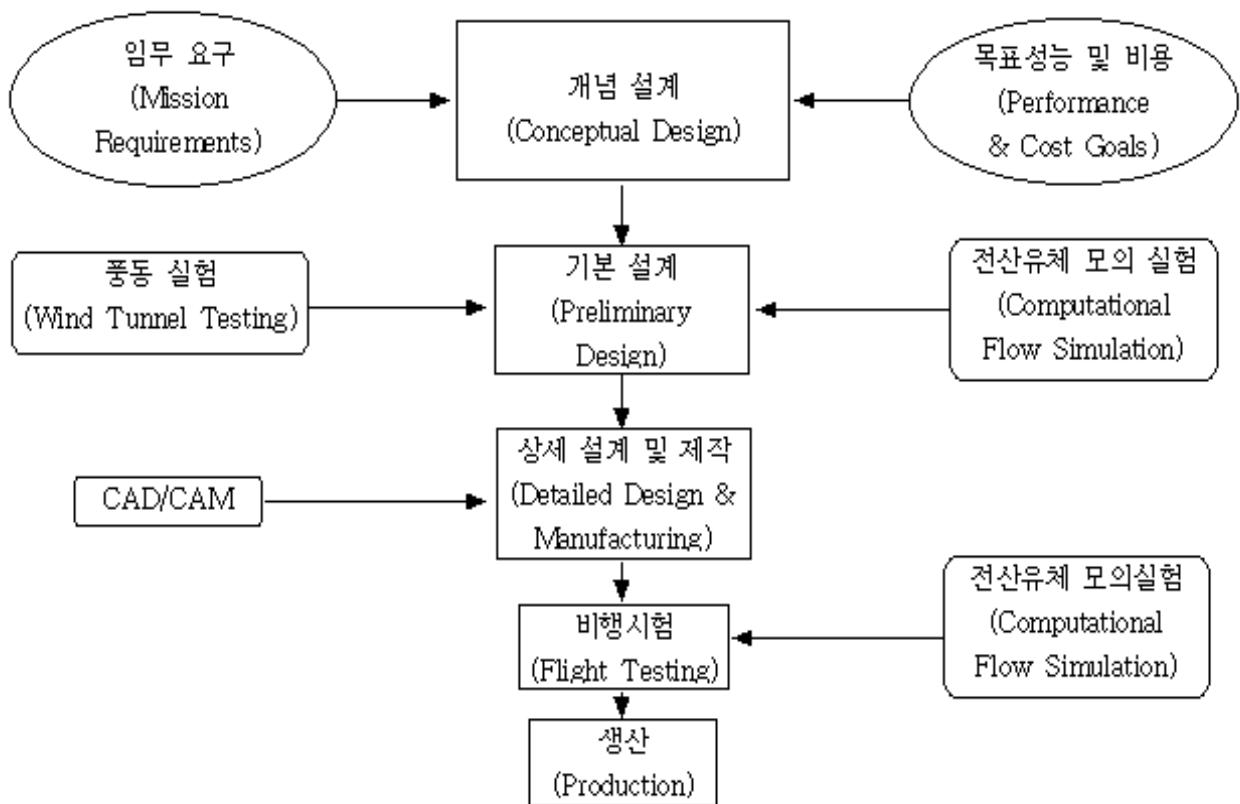


그림 1.2 항공기 개발단계



- 체계 개념 및 기본 설계 단계 필요분야 : 설계 및 해석 그룹, 설계종합 그룹, 설계평가 및 체계분석 그룹, 설계검토와 요구도 분석 및 설계 기술관리를 담당하는 체계종합 그룹

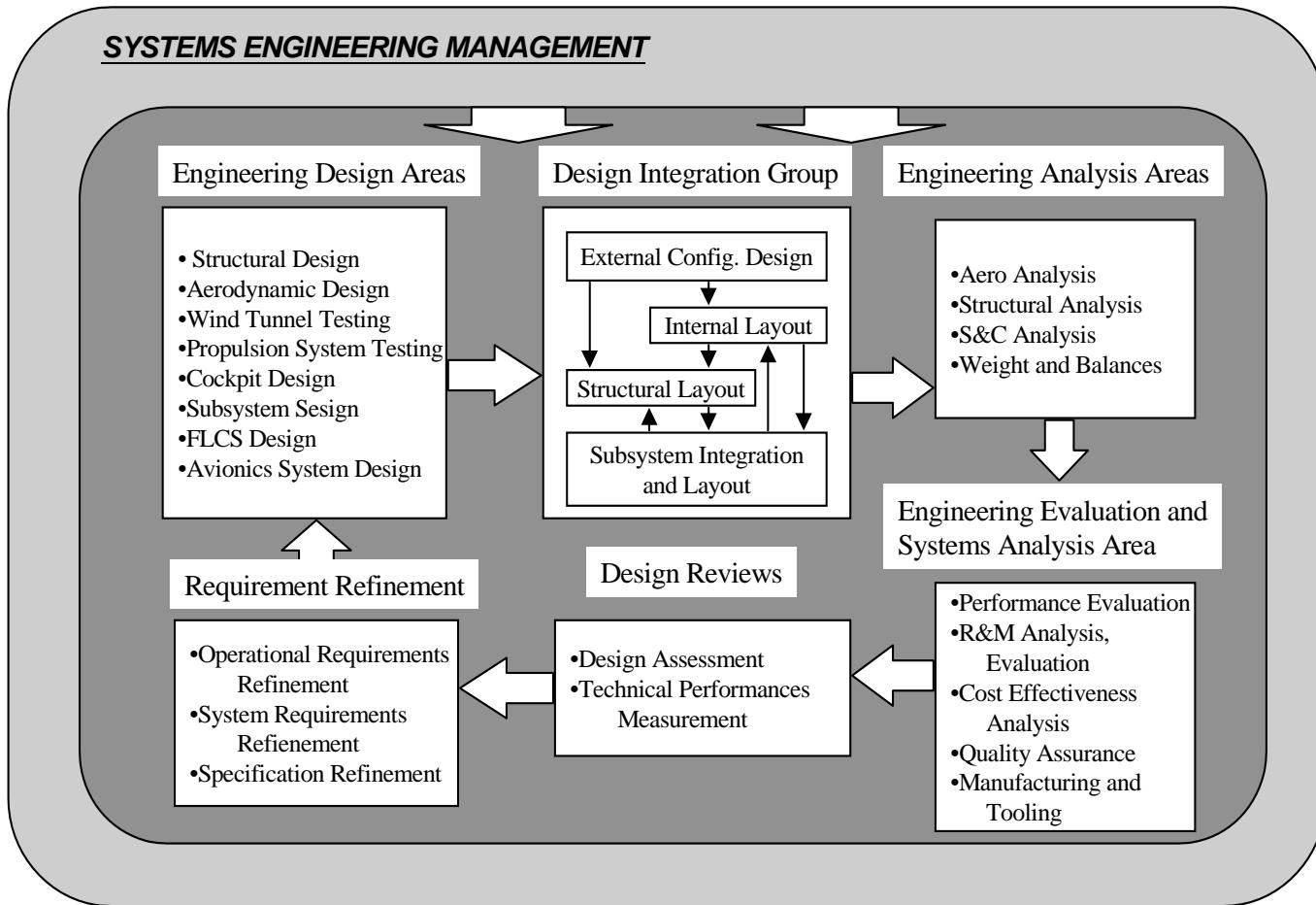


그림 1.3 항공기 설계과정 및 각 그룹간 설계 연관도

- 항공기의 설계 : 기본적인 설계 요구도를 구속 조건으로 가능한 모든 기술적인 방법을 동원하여 이를 만족 시키고자 하는 노력.
- 비교 분석 연구(Trade Study) : 초기 설계 요구도는 기술적인 측면보다는 대상 항공기 운용개념, 임무 분석결과, 경제적 구속 또는 시장성 분석 결과 등에 의하여 결정, 이를 만족시키는 기술적인 해결 방법이 없을 수도 있음. 따라서 설계 요구도 자체를 기술적으로 평가하고 수정하는 작업이 필요,. 이와 같이 서로 상치되는 조건들을 비교하여 수정 보완하는 일련의 과정, 개념 설계 및 기본 설계 과정은 각 단계별로 크고 작은 비교 분석 연구의 연속임.
- 가장 상위(Top-level) 비교분석 연구 : 설계 요구도를 설계 항공기 자체성능과 비교하여



수정하는 단계, 이 과정이 끝나면 한 순기의 설계 과정이 완료되고, 수정된 설계 요구도를 근거로 반복설계, 설계 결과가 수정된 요구도를 만족할 때까지 설계반복.

- 시스템 엔지니어 역할 : 중량통제, 설계업무 조정, 설계분야 간 입/출력 관리 (Entrance/Exit Criteria), 개발 형상에 대한 관리 및 통제, 요구도 할당 및 추적 그리고 설계 일정 등을 관리, 모든 설계 분야간의 원활한 설계업무 진행과 균형 있는 항공기 설계를 유도함. 각 분야별 설계 및 비교 연구 상황을 수시로 파악, 정리하여 현재의 설계 요구도와 비교하며, 요구도 수정 및 설계 변경에 대한 판단 자료를 작성, 이를 설계 책임자에게 건의.

1.2.1 개념 설계 과정

-개념 설계 단계의 주요 설계업무 : 운영 요구도의 정립 및 분석, 형상 개념 설계 및 비교분석을 통한 각 세부계통의 선정, 개발 항공기에 대한 체계 규격서(A 형)의 초안과 사업관리 계획서를 수립. 다음 단계인 **기본설계 수행을 위한 기준 형상 선정**.

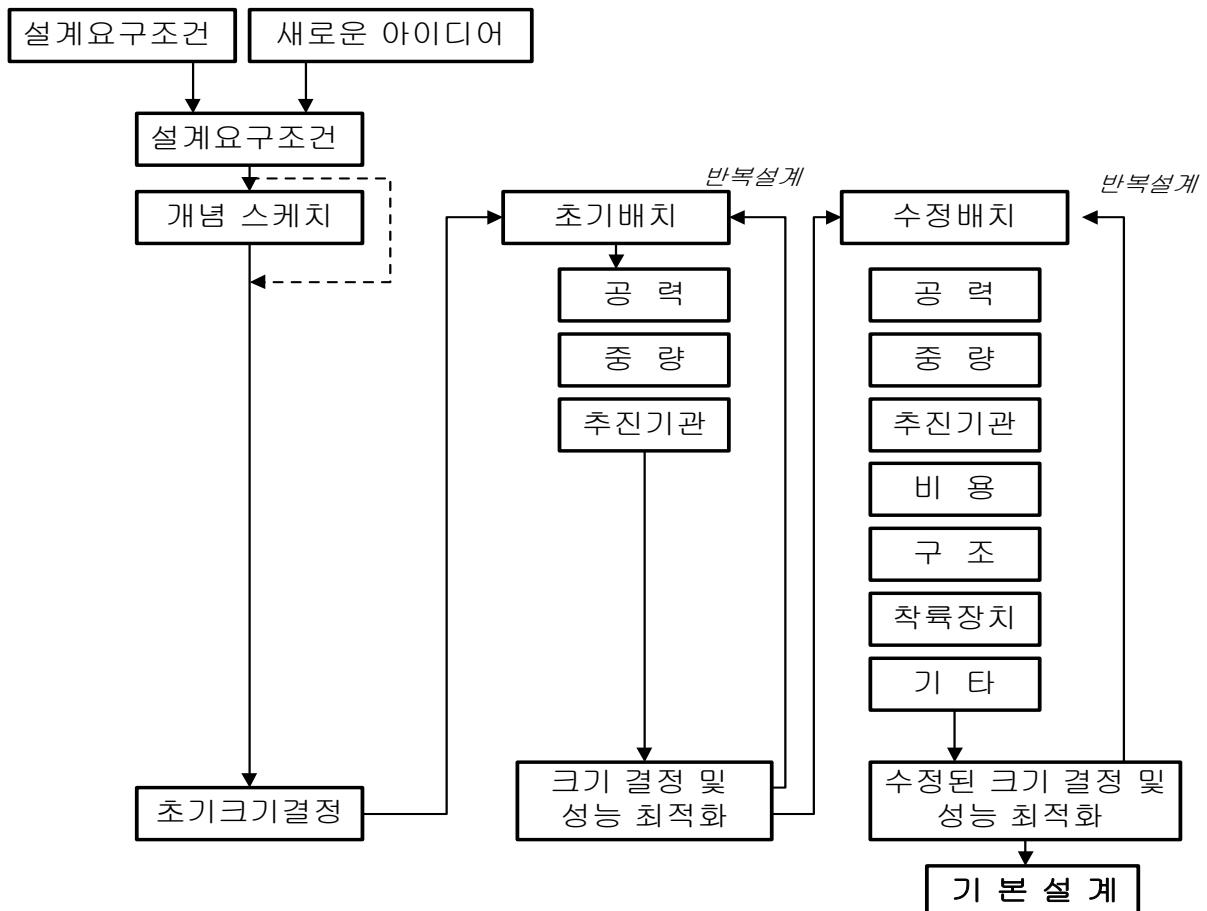


그림 1.4 항공기 개념 설계 과정



1. 설계요구조건

- 설계요구조건 : 임무 요구(Mission Requirement), 성능 요구(Performance Requirement), 운영 요구(Operation Requirement), 신뢰성, 정비성, 지원성 요구조건 등. 비용 및 경제성 분석, 시장분석 병행.
- 전형적인 요구조건 : 항속거리, 탑재하중(Payload), 이착륙거리, 기동성과 최대속도, 순항속도, 이착륙속도, 실속속도, 구조설계 한계, 조종석 시계(Cockpit Visibility), 잔류 연료 등.

2. 개념 스케치

- 개념 스케치 : 주어진 요구조건과 새로운 아이디어 바탕으로 개략적인 형태. 날개, 동체, 꼬리날개, 그리고 착륙장치 같은 외부형태와 엔진, 조종석, 탑재화물과 승객의 좌석, 연료탱크와 같은 주요 구성품의 내부배치를 개념적으로 도시.
- 개념 스케치는 기존의 항공기 설계자료를 이용하여 공력해석이나 중량 예측 때 사용, 현재 또는 가까운 미래에 적용한 기술인가 검토.

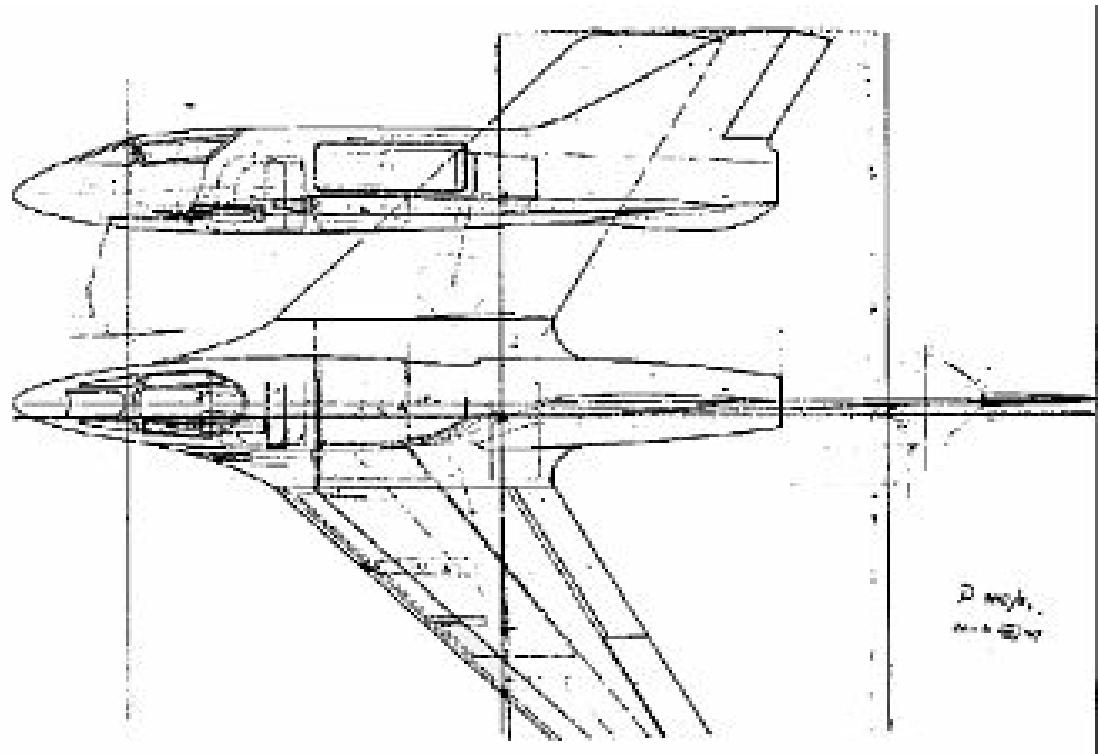


그림 1.5 개념 스케치 예 (요격 전투기)



3. 개념 설계를 위한 비교 분석 연구

- 보다 구체화한 몇 가지 후보 형상 선정, 기준 형상으로 삼기 위한 비교검토 실시.
- 항공기의 외형 : 날개-꼬리날개의 일반형(계열 A, Conventional Type), 삼각 날개(계열 B, Clipped Delta Type), 그리고 커나드-날개형(계열 C, Canard Type) 계열(Family)로 나누고 엔진의 개수, 수직꼬리날개의 개수(하나 또는 둘), 날개의 위치(고익, 중익, 저익), 그리고 흡입구의 위치(Chin Type 또는 Bifurcated Type) 등에 관하여 비교분석 연구 실시, 항공기의 개념적인 형상 도출.
- 형상 변화에 따른 가격 등에 대한 민감도 연구.
- 형상 비교 분석 연구 조합표(Configuration Trade Study Matrix). : 설계분야 별 평가항목.
 - 공력 : 항력 및 양력 특성, 날개 모양, 표면적 등
 - 조종, 안정성 : 조종성, 방향 및 세로 안정성 등
 - 중량 분석 : 설계 중량 감소 가능성 등
 - 추진 계통 : 흡입구 위치, 엔진 장착성 등
 - 구조 : 구조 배치 용이성, 중량 감소 및 하중경로 등
 - 세부계통 : 내부공간 확보, 세부계통 장착성
 - 신뢰성/정비성/지원성 : 날개, 흡입구 위치, 착륙장치 작동 형상
 - 무장 : 날개위치, 장착점 위치 등
 - 체계종합 : 기술적 위험도, 설계 일정 충족 가능성, 시장성 및 요구도 충족 가능성

표 1.2 형상 비교 분석 연구 조합표 (예)

		A 계열	B 계열	C 계열
		일반형	델타형	커나드-날개형
속도	초음속			
	아/천음속			
엔진 개수	단발			
	쌍발			
꼬리날개 개수	한개			
	두개			
날개 위치	고익			
	중익			
	저익			
흡입구 형태	기수 밑			
	양쪽 흡입구			



4. 항공기 크기결정 (Initial Sizing)

- 형상 설계 외형을 근거로 공력 해석, 추진 기관 및 세부 계통 등의 각 분야 별로 내부 배치, 무게 예측, 공력 자료 생산 등의 해석. 이를 근거로 항공기의 성능을 예측.
- 설계 항공기는 일반적으로 설계 요구 조건을 충족하지 못하거나 과다하게 충족하는 경우가 대부분, 설계된 항공기를 중심으로 크기 결정(Sizing)의 최적화 수행.
- 항공기 외형의 여러 인자의 변화에 따른 크기의 변화와 이에 수반되는 공력, 무게, 성능의 변화를 구하여 이를 분석. 일반적으로 과거 항공기 개발 경험식을 많이 이용.
- 우리가 원하는 항공기는 Sizing Chart 상에서 주어진 성능 요구도를 만족시키는 형상 중, 무게 또는 가격이 가장 작은 항공기임.

5. 설계/해석 반복 과정

- 기본 설계 기준형상 도출을 위하여, 통상 약 3-4 차례의 설계 반복 연구 수행.
- 먼저 형상 설계 팀에서 기준 설계 요구도에 기준한 항공기의 외형을 설계. 설계 된 형상이 결과적으로 모든 설계 요구 조건을 만족하면 설계 종결. 따라서 형상 설계를 담당하고 있는 연구진은 설계에 대한 풍부한 경험뿐만 아니라 공력, 구조 및 세부 계통 분야 등에 대하여도 상당한 지식을 보유.

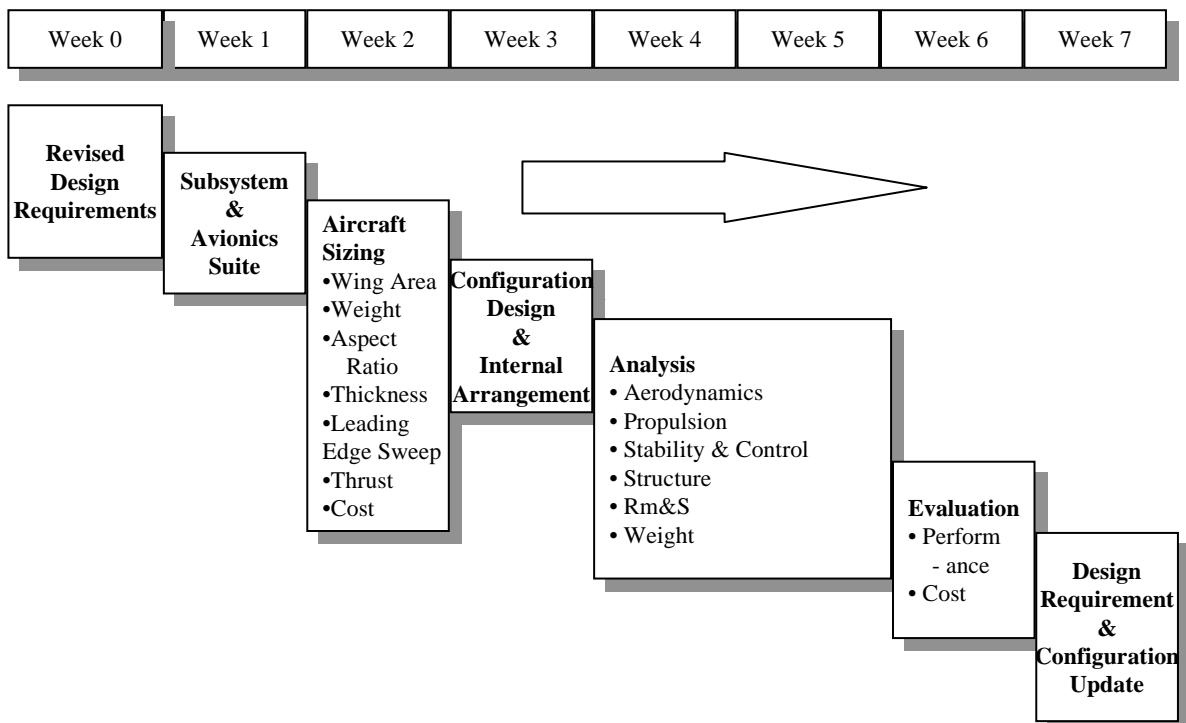


그림 1.6 개념 설계 단계의 세부 형상 반복 설계 과정



6. 기본 설계를 위한 기준 형상 선정

- 최종적인 기준 형상 선정 절차.
 - 선정에 대한 각 설계 분야별 선정기준 및 평가표 마련
 - 각 분야별로 이를 검토하여 선정 검토 항목 결정
 - 형상 선정 항목에 대하여 가중치 부여
 - 각 설계 분야는 항목별로 각 형상에 대한 점수 부여
 - 각 항목별 설계 결과를 경쟁기종과 비교, 가산점 부여
 - 채점된 점수를 종합하고, 사전에 부여된 가중치를 적용하여 최적형상 선정
- 선정된 형상은 개념설계 단계의 최종 설계 반복 연구를 통하여 수정,
- 세부계통 설계 결과와도 종합하여 기본설계의 기준 형상 제시.
- 설계 요구도 역시 수정, 발전되어 기준 형상과 기본설계의 자침으로 이용.

7. 항공기 각 부 계통별 개념 설계

- 개념설계 형상 수정을 위한 기본장비 선정, 형상자료 제공 및 최적 계통 설계를 위한 각 계통별 비교 분석 연구 등.
- 개념설계가 완료되면 각 계통별 설계 개념 및 계략적 계통 구성도, 비교 분석 연구 결과, 그리고 기본설계 기준 형상에 장착되는 각 부 계통 일람표 작성.

8. 각 설계 분야별 활동 내용

- 항공기 개념설계는 형상 설계 팀 및 성능 해석 팀이 주축
- 크기 결정 단계에서 필요한 자료의 준비 및 최종 형상에 대한 내부 설계를 위해서는 기타 분야의 도움이 필요.

9. 개발 및 양산 가격 추정(Cost Estimation)

- 항공기의 설계 과정에서 설계 요구도와 아울러 성능 및 크기에 가장 큰 영향을 미치는 인자가 바로 항공기의 가격.
- 주요 가격 항목은 양산 단가(Fly-away Cost)와 여기에 항공기 전 수명 기간동안의 운영 유지비 및 개발비를 포함한 총순기 비용(Life Cycle Cost). 총순기 비용은 양산 대수에 크게 좌우되며, 적절한 가정 하에 이를 산출



표 1.3 각 기능분야 별 개념설계 업무

기능 분야	세부 활동 내용	설계 결과
체계 종합	- 항공기 성능에 따른 요구도 조정 - 각 분야 업무 협조, 자료 통제 - 경제성 분석 및 비용 분석 - 설계 전체 업무 통제	- 세부 설계 일정 - 수정된 설계 요구도 - 설계검토 결과 및 설계수정건의
형상 설계	- 외형 설계 - 내부 배치 개념 설계 - 형상 설계 방향 정립	- 삼면도, 오측면도 - 내부 배치도, 공력 데이터
공력 설계/ 해석	- 주요 외형에 대한 설계 검토 및 방향 제시 - 최소 항력 계산 - 항공기의 양항력 특성 계산 - 안정성 해석, 풍동 실험 수행	- 최소 항력 및 유도 항력 - 양 항력 곡선
성능 해석	- 성능 해석 - 크기 결정	- 임무성능, 기동성능 및 저속성능 등
중량 분석	- 중량 산정 및 중량 감소 방안	- 중량 분석표, 연료소모곡선
구조 설계/ 해석	- 설계에 따른 무게 추산 - 주요 구조물에 대한 개념 설계	- 구조 배치도, 하중경로 예측
추진 기관	- 엔진, 추진 자료 생산 - 흡입구 외형에 따른 추진 효율 계산	- 흡입구 외형 - 엔진 성능표
세부 계통	- 주요 부품에 대한 선정	- 내부 배치도, 세부계통 구성도

- 개념 설계에서 항공기 가격은 이미 개발된 항공기의 경험식을 사용. 항공기의 중량을 추산하는 방법과 매우 유사,
- 개념 및 기본 설계 단계에서의 가격 추정은 실제 생산가격 추정보다는 각종 비교 연구에 상대적인 비교 자료(Figure of Merit) 제공 주목적.
- 설계가 변화할 때 동일한 방법으로 가격을 추산하여 그 설계 변화에 대하여 어느 정도의 대가(Cost)를 치러야 할 것인지를 파악하여 성능 및 가격 기준에 대한 설계 변경 여부 판단. 신뢰도가 높으며, 비교적 간단한 방법이어야 함.



1.2.2 기본설계과정

- 기본설계단계: 기술적 수준을 나타내는 예비설계단계, 기능분석, 요구배분, 대안분석 수행 및 최적화, 시스템 종합 그리고 각종 세부 규격서에 대한 형상을 제시.
- 기술적 위험도가 커서 주요 핵심 기술 분야에 대한 검증이 필요한 경우, [시제품 혹은 시제항공기의 제작 과정](#)이 기본설계 업무에 포함.
- 개념설계 결과 기본 형상에 대한 각 계통별, 분야별 세부 비교분석 연구 수행, 개념 설계를 통하여 파악된 소요자의 요구도(Operational Requirements)로부터 설계 요구도 정립, 각 계통에 대한 세부 설계 수행.
- 설계결과: 추후 상세설계를 수행하기 위한 기준 항공기(Baseline Aircraft)의 외부형상(External Configuration), 내부배치(Internal Arrangement), 구조배치(Structural Arrangement) 등과 각 세부계통 설계가 집약된 [개발규격서](#) (Development Specification, Type B), 또한 체계개발 수행을 위한 [체계개발제안서](#)(Full Scale Development Proposal) 및 [비용분석 결과](#) 등 작성.
- 기본설계 종료 시, [체계기본설계 검토회의](#)(System Design Review, SDR) 실시.

1. 형상 설계

가. 형상 기본설계 개념

- 형상세밀화(Configuration Refinement)로 특징, 반복적이면서도 지속적으로 수행. 각 계통별 설계 세밀화(Design Refinement)는 관련되는 타 계통의 연구 결과를 적용하면서 서로 다른 일정으로 진행, 동일한 시점에서 동일한 수준의 세부 연구 결과를 종합할 수 없음. 개발 전체 일정 (Systems Engineering Master Schedule)에 비추어 적절한 시점에서 기준 형상 정의 및 수정이 이루어짐,
- 형상 세밀화는 정의 시점 사이에서 발생하는 여러 가지 설계 사안들과 세부 연구 결과에 의거, 여러 가지 수정 형상(Revised Configuration)을 만들고 이를 기준 형상과 비교 분석함으로써 형상 정의 개념을 연속적으로 발전시킴.
- 이러한 형상 수정연구(Revision Study)를 통하여 얻어지는 결과는 여러 측면의 검토를 거쳐 기준형상 변경 개념으로 확정. 항공기 전체의 면적곡선(Area Curve), 공력해석에 필요한 각종 데이터 (가로세로비, 날개면적, 조종면, 표피면적 등), 운용분석용 데이터 (취약부분 면적 등), 외형 삼면도, 각 Section 별 단면도, 연료탱크를 포함한 내부 배치도, 항전계통, 비행조종 계통 등을 포함한 각부계통 내부 배치도 및 구조 배치도 등 작성.

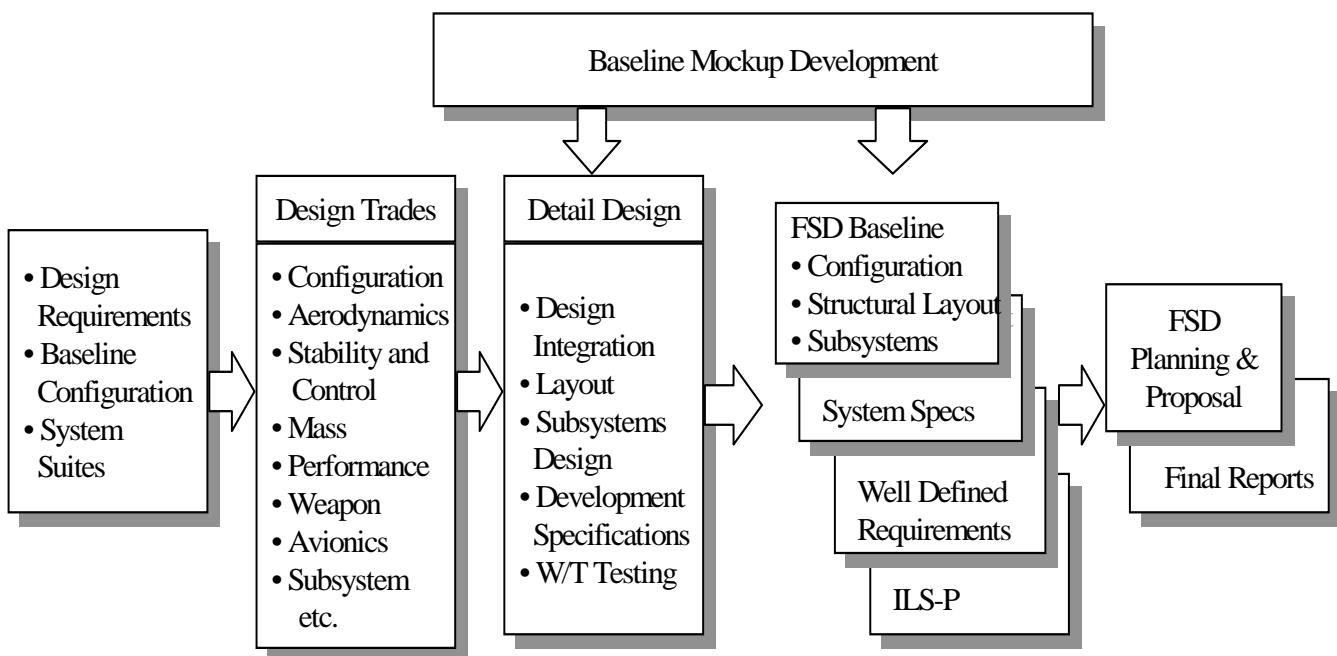


그림 1.7 기본설계 과정의 설계 업무 흐름도

나. 주요 형상 설계 변경 사항

- 날개, 스트레이크 형상 및 위치
- 엔진 흡입구 위치, 형상, ECS 흡입구 및 경계층 분리기(Diverter)의 형상
- 동체 단면적 분포
- 동체 돌출부 및 날개 접합부 페어링
- 동체 연료 공간 조정
- 세부 계통 및 구조 배치 조정
- 주/보조 착륙장치 설계 및 위치 조정
- 날개 불임각, 최적 익형 선정
- 수직 꼬리날개 및 수평 꼬리날개 형상 및 위치
- 캐노피 형상
- 스피드브레이크 형상 및 위치
- 기총 위치 및 배치 조정
- Tail Hook 설계 및 위치 조정



다. 풍동 시험

- 기본설계 단계에서 정의된 항공기의 기본 형상에 대한 공력 특성의 검증, 통상 약 500 – 1000 시간 가량의 풍동시험 필요, 결과는 추후 형상설계 수정에 반영.
- 먼저 6분력 시험을 통하여 기준형상의 공력특성을 확인, 흡입구 풍동시험을 수행하여 저속과 고속에서의 흡입구 성능 특성 확인. 병행하여 높은 받음각 및 스피드 특성 등을 확인하기 위한 Rotary Balance 시험 등 수행.
- 풍동 시험 결과를 토대로 공력 설계 및 해석 팀은 기본 설계 최종 형상 추천.

라. 모형 제작 및 형상 검증

- 전시를 위한 실물 크기의 전시용 모형(Display Mockup), 실물 크기의 기체 설계용 모형 (Engineering Mockup), 항공전자 계통과 조종석과의 인터페이스 및 조종사의 인체 공학적 측면의 검증을 위한 조종실 모형 (Cockpit Mockup) 등 제작.
- 기체 설계용 모형: 기체 구조설계 개념에 따라 몇 개의 모듈 (전방동체, 중앙동체, 후방동체, 주날개, 수평 꼬리날개 및 수직 꼬리날개 등)로 나누어 제작, 구조 하중경로, 각 세부계통 배치 및 장착성 등 검증, 엔진의 장•탈착, 착륙장치의 평/접힘성, 조종석 배열의 적절성 및 조종석 시계 (Visibility)등 검사.
- 수정의 용이를 위하여 모형의 재질은 나무, 마분지, 스티로폼 혹은 복합재 등 사용.

2. 각 계통 별 세부 비교분석 연구 (Detailed Subsystem Design Trades)

개념설계 결과로 제시된 기준형상과 각 계통구성 개념 등을 토대로 설계분야별 세부 비교분석 연구 수행.

3. 구조 설계

- 항공기 기체 구조:
 - 몇 개의 모듈 개념으로 설계,
 - 개발 및 제작 비용을 절약하기 위해 좌우 형상에 동일한 부품 많이 사용.
 - 설계수명과 g 한계 등의 설계 구속 요건들과 외부 형상 및 각 세부 계통의 내부 배열 등 고려.
- 기본 설계 동안 주요 구조물 (론저론, 퀼 빙, 벌크헤드, 날개 구조물 등) 조립도 및 배치도 등 작성, 응력 집중 부분에 대하여 하중해석 및 기본적인 응력 해석 실시.
- 기체구조 도면으로는, 조종실 및 전방동체, 중앙동체, 후방동체, 주익, 수평 및 수직 미익 등의 조립도면과 앞 착륙장치, 주 착륙장치, 엔진 장, 탈착 및 주익, 수평, 수직 미익의 주 구성품 등에 대한 배치도면 등.



4. 세부 계통 설계

- 설계 요구도를 설계 지침으로 각 세부 계통의 설계 기준을 정립하여 세부계통 일람(Subsystem Suite) 작성,
- 항공전자, 전기계통, 이차동력 계통, 유압 계통, 연료 계통, 환경 제어 계통, 착륙 계통 등의 배치도면을 종합하여 각 수정 형상에 대한 내부 배치도 작성.
- 각 계통 별로 세부 설계 비교 분석을 수행하여 계통 설계 기준 (System Baseline)을 정립, 부품 공급 업체(Vendor) 등을 조사, 계통 설계에 반영,
- 기본설계의 결과로 각 계통 별 규격서 및 중요 품목에 대한 개발 규격서 (Development Specification) 및 계통 구성도 및 배치도 등 작성.
- 개념 설계 결과 주어진 비행조종계통의 개발개념, 구성도 등을 바탕으로 비행제어계통에 대한 최적 비교연구 수행.
- 구성품, 비행조종 프로그램, 컴퓨터의 Processor 및 개발비를 포함하는 순기비용 등과 시스템 별 무게 및 크기의 차이가 항공기 형상설계에 미치는 영향 및 그로 인한 항공기의 성능에 미치는 영향 등을 검토하여 계통 세부 구성 개념을 정립
- 전기제어 비행조종계통의 경우, System Redundancy, 비행제어 컴퓨터, Air Data 계통, Actuation Type 및 비행조종 소프트웨어 등이 주요 설계 고려 대상.
- 항공전자 체계는 각종 항공전자 구성품 및 이를 제어하는 소프트웨어 등으로 구성. 기본설계에서는 탐지(레이더), 전자전 능력, 항법/공격 계통, 무선 항법, 통신 및 식별 그리고 자료 기록 등에 대한 운용요구를 충족 할 수 있도록 계통 구성과 장비선정을 위한 세부 비교 분석 연구 수행.

5. 체계 개발 세부 계획의 작성

- 체계 개발 제안서: 기본 설계 업무의 일부로서 수행.
 - 년도별, 분야별, 수행 업무별 세부 예산 및 인력 계획과 개발 대상 항공기 기준 형상, 각 계통 별 개발 규격서 및 설계도면 등의 기술적 내용
 - 체계개발 기술업무 규정서, 체계 기술 관리 계획, 형상관리 계획, 시험 및 평가 계획, 품질 보증 계획, 종합 정비지원 계획, 초도 생산 계획, 기체 건전성 계획, 도면관리 계획, 위험도 관리 계획, 자료 관리 계획 등 분야 별 계획
 - 국내외 부품공급 대상업체 자료 분석 및 평가 등의 내용.



1. 3 항공기 설계관련 규정

- 규격서(Specifications), 표준서(Standards), 규정(Regulations)체계에 따라 모든 항공기 운항을 규정
 - 군용기의 규정은 국방 규격서 및 표준체계(DODSSS: Department of Defense Specifications and Standards System)에 근거 국방부 통제
 - 민간 항공기는 연방 항공국 규정(FAR: Federal Aviation Regulations)에 근거 교통부 통제

표 1.4. Documents in the DOD specification and Standards System

Military Specifications	Military Handbooks
Military Standards	Federal Handbooks
Federal Specifications	Air Force – Navy Aeronautical Standards
Federal Standards	Air Force – Navy Aeronautical Standards
Qualified Products List	Air Force – Navy Aeronautical Standards
Industry Documents	Air Force – Navy Aeronautical Design Standards
AIA – Aerospace Industries Assn. of America	Air Force – Navy Aeronautical Design Standards
AMS – Aerospace Materials Specs	Air Force – Navy Aeronautical Specifications
ANSI – American National Standards Institute (formerly USA Standards Institute)	USAF Specifications Bulletins
ASTM – American Society for Testing And Materials	USAF Regulations
AWS – American Welding Society Assoc.	DOD Manuals
	USAF Manuals
	Navy Manuals
	AFSC Design Handbooks
	Tech Orders



제 2 장 설계요구(Design Requirements)

2. 1 임무 형상 (Mission Profiles)

- 항공기 운영요구: 기종과 임무,
- 항공기의 임무형상 기준: 개념 설계업무 진행
-
-

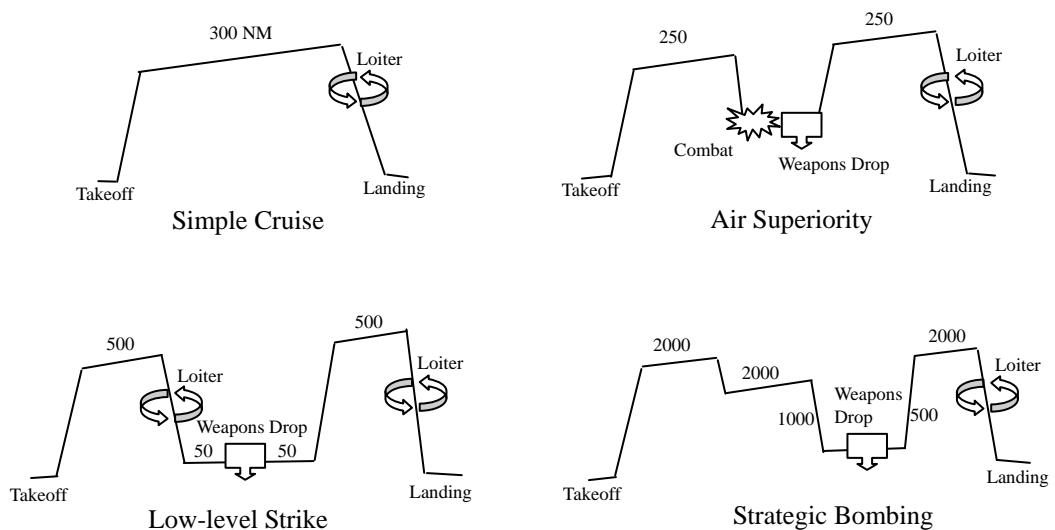


그림 2.1 전형적인 항공기 임무형상

- 임무 형상: 각 단계별 비행거리와 임무성격
- 경항공기, 여객기: 단순한 순항비행 임무
- 전투기: 공중전 및 대지공격 임무
- 전략 폭격기: 장거리 전략목표 타격 항속거리



2.2 설계 요구도(Design Requirements)의 결정

2.2.1 설계요구도의 정립 과정

- 기본 운영 요구도(Operational Requirements): 임무요구(Mission Needs) 및 운영 개념(Operational Concepts) 등 명시
- 설계 요구도(Design Requirements) 설정: 수요자 운영 요구 조건 만족, 실제 항공기로 설계 가능한 최소 사항

운영요구 사항

- 개발하고자 하는 항공기의 기능적 성능 특성과 운용특성은 무엇인가?
- 항공기는 언제 운용 가능해야 하고 기대 수명은 몇 년인가?
- 운용 횟수 및 사용주기는 얼마인가?
- 어떻게 전개되며 얼마나 어떠한 곳에 배치되어 운용될 것인가?
- 기대 효과는 무엇인가?
- 항공기가 노출되어 운용될 환경 조건인 온도, 습도, 진동 등은 어떠한가?
- 항공기를 총수명 기간 동안에 어떻게 정비 유지할 것인가?

고등훈련기 및 전투기 급 항공기의 초기 설계 요구도

- 안보환경 및 지정학적 분석
- 수요군의 운용개념 및 운영 체계
- 기존 보유 자료 및 운용군의 기술규격
- 최신 항공기의 설계 경향 분석
- 훈련 및 전투 체계와 임무
- 기존 항공기의 설계 경험
- 최대속도, 최저속도(실속속도), 순간 선회율, 지속 선회율,



최대 상승률, 이착륙거리와 가속성능 등의 기동성능과 임무시간, 작전반경 등의 임무 요구도 등 정립.

- 설계 요구도 예: 적 항공기 요격 임무 요구 → 가속 성능 설계요구도 도출 → 추력 발생 가능 엔진

요구도 분석 목적

- 항공기의 임무와 운용환경 등을 포함하는 수요자의 필요성 구체화,
- 설계기술, 개발비용 및 항공기 가격, 개발기간 등 도출
- 성능평가 기준 설정, 설계결과 효과도 측정
- 개념 설계: 설계 결과와 설계 요구도 비교, 설계 방향과 설계 요구도, 성능과 가격이 타협, 이를 정립 해 나가는 과정,
- 여러 설계 요구도의 정립: 요구도 비교 분석 연구항목을 선정하게 되는데, 항공기의 일반적인 개념에서 출발하여 설계과정에서 고려해야 할 사항이 무엇인지, 필요한 항목이 무엇인지 검토한 후 설계 요구도 도출을 위한 비교분석 연구 항목 (예:전투기)

표 2.1 요구도 도출을 위한 비교분석 연구의 항목(전투기)

항속 거리(Range)	발진 시간(Scramble Time)
항속 시간(Endurance)	대공 탐지 능력
무장(Weapon)	기동 성능(Performance)
구조 하중 능력(Structure g Limit)	항법 정확도(Navigation Accuracy)
침투 고도(Penetration Altitude)	기체 정비 능력
침투 속도(Penetration Speed)	교란 장치(Countermeasure)
체계 보안성(Redundancy)	조종석 시계(Cockpit Visibility)
대지 탐지 능력	순기 비용(Life Cycle Cost)
활주로 상태 요구도	체계 운용 수명(Service Life)

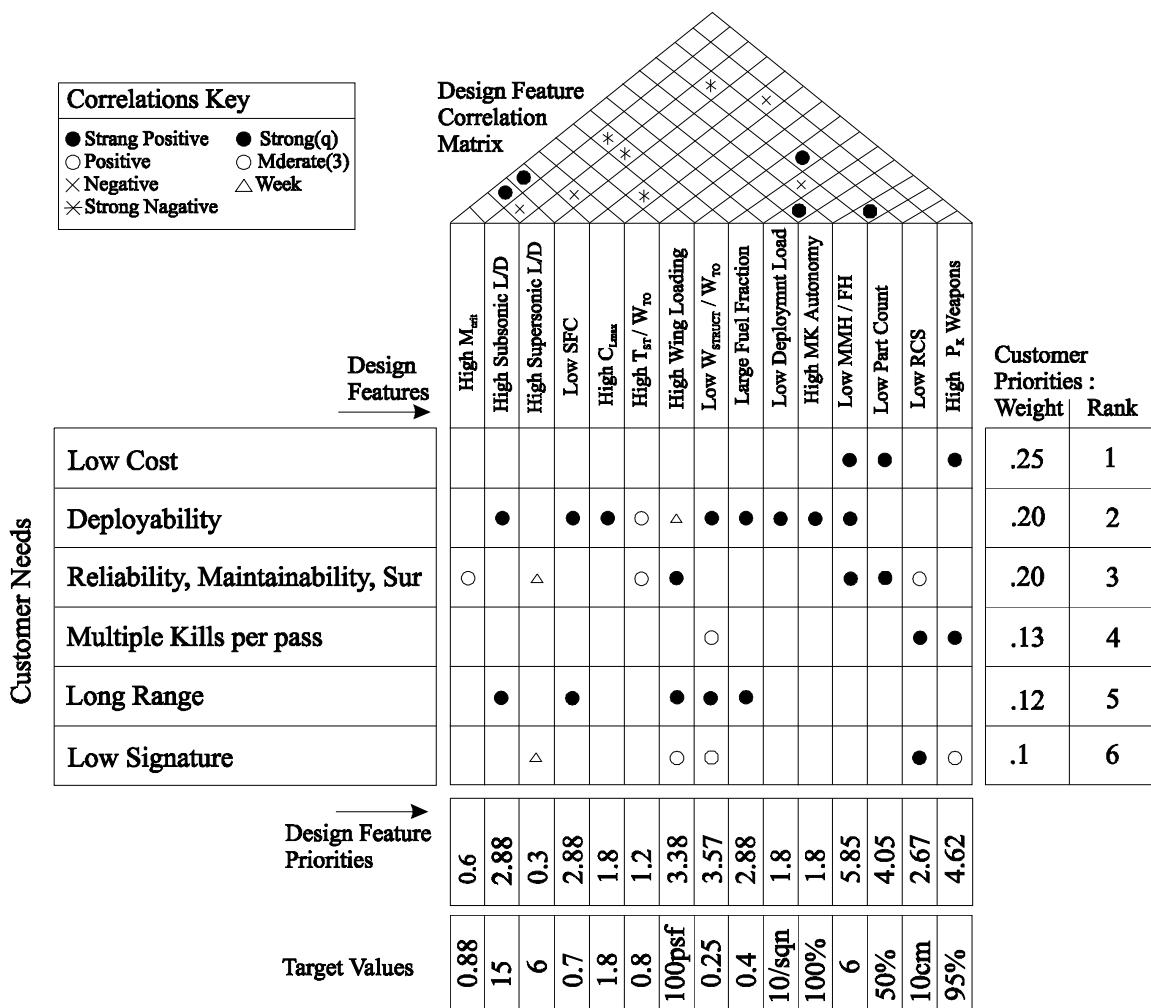


품질기능분석기법

수많은 요구도와 설계 인자 중에서 수요자의 요구에 가장 잘 부합되는 항목 추출

전투기 초기 요구도 분석용 품질기능분석표 예(그림2.2)

- 구체적인 설계인자와 수요자 요구도와의 상호관계 분석
- 설계인자의 우선 순위 결정
- 항공기의 외형 설계 인자 결정.





주요 요구사항 (원쪽)

- 저렴한 비용(Low cost)
- 전개 능력(Deployability)
- 신뢰성, 가용성, 정비성 (RAM: Reliability, Availability, Maintainability)
- 무장의 정확도/다양성(Multiple Kills per Pass)
- 긴 행동반경(Long Range)
- 스텔스성(Low Signature)

설계요소(품질기능표의 상단) : 공학적 측면에서 고려된 설계인자

- 높은 임계 마하수(High Critical Mach Number: M_c)
- 아음속에서의 높은 양항비(High Subsonic Lift to Drag Ratio)
- 초음속에서의 높은 양항비(High Supersonic Lift to Drag Ratio)
- 낮은 연료 소모율(Low Specific Fuel Consumption)
- 높은 최대 양력 계수(High C_{Lmax})
- 높은 추력 대 중량비 (High T_{st}/W_{to})
- 높은 익면 하중(High Wing Loading)
- 이륙 총중량에 대한 구조중량(Low W_{strut}/W_{to})
- 큰 연료 적재량(Large Fuel Fraction)
- 낮은 전개 하중(Low Deployment Load)
- 정비의 용이성(High Maintenance Autonomy)
- 비행시간당 정비사의 수요인원(MMH/FH: Maintenance Man-Hour per Flying Hour)
- 적은 부품 수(Low Part Count)
- 낮은 레이다 반사단면적(RCS: Radar Cross Section)



설계전투기의 최대 목표:

적기, 적 지상군의 방공망에 노출되지 않으면서 적을 무력화, 섬멸하는 것

- 수요군의 요구와 설계인자 간의 상호관계 고려, 설계인자의 우선 순위 결정
- 항목별 비중, 가중치(Weight)는 수요군의 고유 권한.
- 각각의 설계인자에 대해 수요군의 요구를 모두 비교, 상관관계 검토
- 상관관계에 따라 점수 부여, 설계인자 우선순위 (DFP: Design Feature Priorities)

설계인자 우선순위 점수별 분석

- 5.85에서 0.3
- 3%이하인 3 항목 "*High M_{cr}*", "*High Supersonic L/D*", "*High T_{st}/W_{to}*"은 여러 가지 요소를 고려한 후 제외
- 이를 그림 2.2의 요구항목에 재배치하고 항공기 형상에 관한 설계인자를 상단의 삼각형 밑에 배치한 다음,
- 위와 같은 방법으로 분석을 반복하면서 요구도의 분석 및 품질기능분석표를 작성해 나간다.



2.2.2 주요 요구 항목의 예 (전투기)

1. 운용 요구

- F-16 대체 새로운 차세대 전투기
- 기존의 F-16이나 F-15보다 성능면, 작전 수행 능력면에서 우수
- 스텔스 능력, CCV(Controlled Configured Vehicles), 복합재료, Fly-By-Light, 와류 플랩(Vortex Flap), 초음속 순항 성능 등과 같은 최첨단 기술 이용한 차세대 전투기
-

2. 성능요구조건 및 구속조건

- 제공전투임무(Air Superiority Mission) 수행
- 기온이 35° C 의 해면고도에서 예열 및 이륙하기 위해 1분 동안 예열하고 1500 ft의 활주로를 지상 활주하여 이륙하는데 3초 소요.
- 최소시간으로 가속 상승하여 최상의 순항 마하수(BCM: Best Cruise Mach Number)와 최적 순항고도(BCA: Best Cruise Altitude)에 도달.
- 출격 임무 시 초음속순항 (Supercruise Egress) 마하수는 1.8
- 단좌 조종석에 단발 엔진
- 임무 형상:

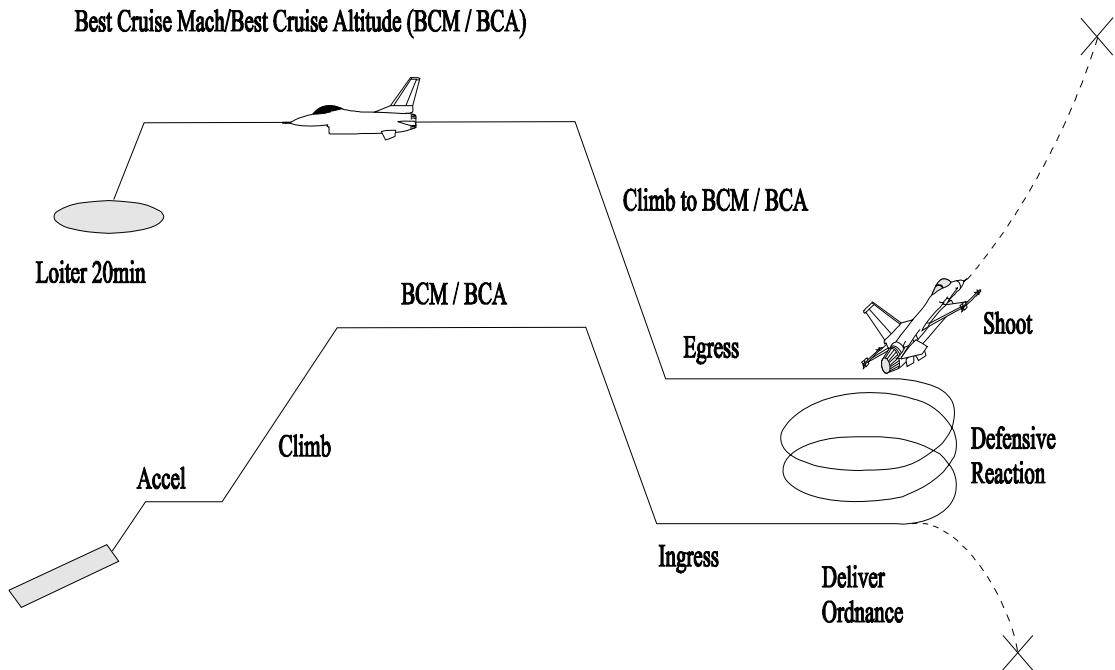


그림 2.3 설계 전투기의 임무 형상

3. 성능요구 조건

항 목	요구 성능
전투행동반경	400 nm
무장탑재능력	2×AIM-120 4×2000lb MK-84 600발 장착: 20-mm 기관포
이륙거리	2000 ft
착륙거리	2000 ft
최대 마하수	M=1.8 최적고도에서 기동 가능 중량일 때
순간 선회율	18deg/s at M=0.9 , 20,000ft
비행 잉여 동력	800 ft/s, M=0.9, 5,000ft
가속도 내성	4g at M=1.2, 20,000ft 9g at M=0.9, 5,000ft



2.3 설계 요구도의 예

2.3.1 쌍발 프로펠러 소형비행기

- 탑재하중: 승객 6명(각 175 lb, 조종사 포함), 총수하물 (200 lb)
- 항속거리: 최대 탑재하중에서 1,000 mile, 잔여 연료 임무요구연료의 25%
- 순항고도: 10,000 ft (for the Design Range)
- 순항속도: 고도 10,000 ft에서 75% power로 250 kts
- 상승률: max W_{to} 에서 10분에 10,000 ft 상승
- 이륙 및 착륙거리: $W_L = 0.95 W_{to}$ 에서 Standard Day, 해면고도에서 1500 ft의 활주길이
- 엔진: 왕복 엔진/프로펠러
- 여압장치: 비설치
- 기준 형식: FAR 23
- 임무 형상:

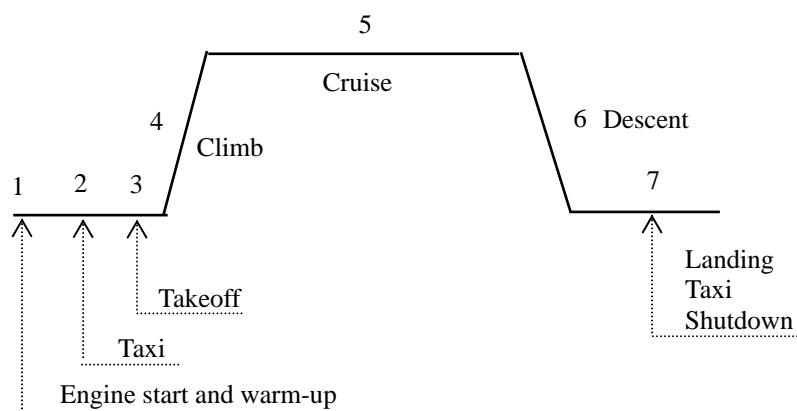


그림 2.4 소형비행기의 임무형상



2.3.2 제트 여객기

- 탑재 하중: 승객 150명(각 175 lbs, 각각 수하물 30 lbs 포함)
- 승무원: 조종사 2명, 승무원 3명(각 175 lbs, 수하물은 각 30 lbs)
- 항속거리: 1,500 nm이고, 1시간의 로이터와 100 nm의 우회비행.
- 순항고도: 35,000 ft (for the Design Range)
- 순항 마하수: 35,000 ft에서 $M = 0.82$ 에서 35,000 ft까지 지속 상승
- 이륙 및 착륙거리: FAR 25에 의해 고도 5,000 ft, 온도 95°F , $W_L = 0.85W_{to}$ 에서
이, 착륙 활주거리는 5,000 ft
- 엔진: 터보팬 엔진 2기
- 여압장치: 35,000 ft에서 5000 ft의 여압
- 인증 기준: FAR 25
- 임무 형상:

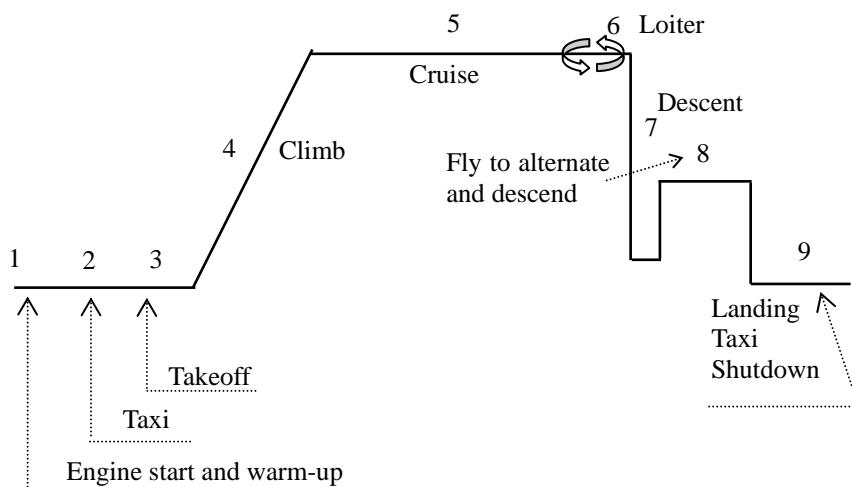


그림 2.5 제트여객기의 임무형상



2.3.3 전투기

- 탑재하중:
 - ✓ 20 × 500 lbs 폭탄
 - ✓ GAU-18A 기관포 - 탄약 2,000 lbs, 기관포 무게 4,000 lbs
- 승무원: 조종사 1명(200 lbs)
- 항속거리 및 순항고도: 임무형상도 참조
- 순항속도:
 - ✓ 해면고도
 - 외부 장착물이 있는 상태: 400 kts
 - Clean상태: 450 kts
 - ✓ 40,000 ft에서- 외부 장착물이 있는 상태: M=0.80
 - Clean상태: M=0.85
- 상승율: 8분내에 최대이륙중량으로 40,000 ft까지 지속상승 요구
온도 95° F, 최대이륙중량(max W_{lo})에서 한쪽 엔진으로 상승률이 500 fpm 이상.
- 이륙 및 착륙거리: 해면고도, 온도 95° F에서 활주거리가 2,000 ft 이내
- 엔진: 터보팬 2기
- 여압장치: 50,000 ft의 고도에서 5,000 ft의 여압
- 인증 기준: 군사규격(MIL Specifications)
- 임무 형상:

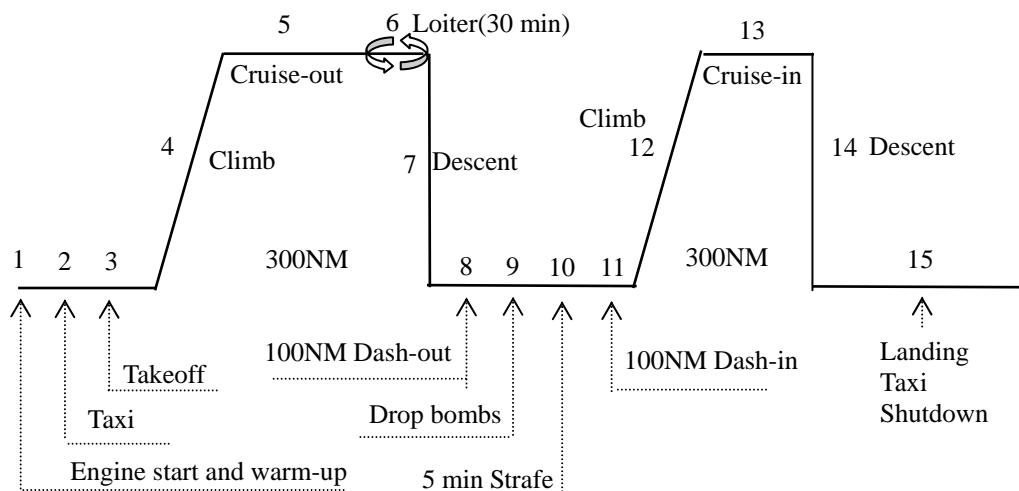


그림 2.6 전투기의 임무형상



제 3 장 설계 파라미터의 초기 추정

- 초기사이징:
 - 설계임무사항을 만족하기 위한 설계 이륙 총중량 추정치와 임무수행을 위한 연료무게(Fuel Weight), 공허중량(Empty Weight)을 결정,
 - 각 비행성능을 만족하는 설계점, 즉, 추력 대 중량비 및 익면하중의 크기를 예측하여 날개의 크기 및 요구추력 결정하는 과정
- 초기 설계 파라메터: 이륙총중량(Design Take-off Gross Weight), 추력 대 중량비(Thrust to Ratio), 그리고 익면하중(Wing Loading) 등

3.1 항공기 무게 예측

3.1.1 설계 이륙 총중량의 선정

- 설계 이륙 총중량 (W_o): 주어진 임무수행을 위한 이륙 시 항공기 전체무게

$$\text{이륙 총중량} = \text{승무원무게} + \text{유상하중} + \text{연료무게} + \text{공허중량}$$

$$W_o \quad W_{\text{crew}} \quad W_{\text{payload}} \quad W_{\text{fuel}} \quad W_{\text{empty}}$$

- 승무원 무게, 유상 하중: 설계요구사항
- 공허 중량: 구조물, 엔진, 착륙장치, 고정장비(Fixed Equipment), 및 전자장비의 무게 등
- 연료 무게 및 공허 중량: 결정되어야 할 미지수, 설계이륙 총중량의 함수 W_o 의 결정 --> 반복계산 과정

$$W_o = W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}} + \left(\frac{W_f}{W_o}\right)W_o + \left(\frac{W_e}{W_o}\right)W_o$$

$$W_o = \frac{W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}}}{1 - (W_f/W_o) - (W_e/W_o)}$$



3.1.2 공허 중량 추정

설계 이륙총중량에 대한 공허 중량비의 값(W_e/W_0): 통계적인 식

$$W_e / W_0 = A W_o^C K_{vs} \quad (3.4)$$

여기에서

K_{vs} = 1.04 if variable sweep, 1.00 if fixed sweep

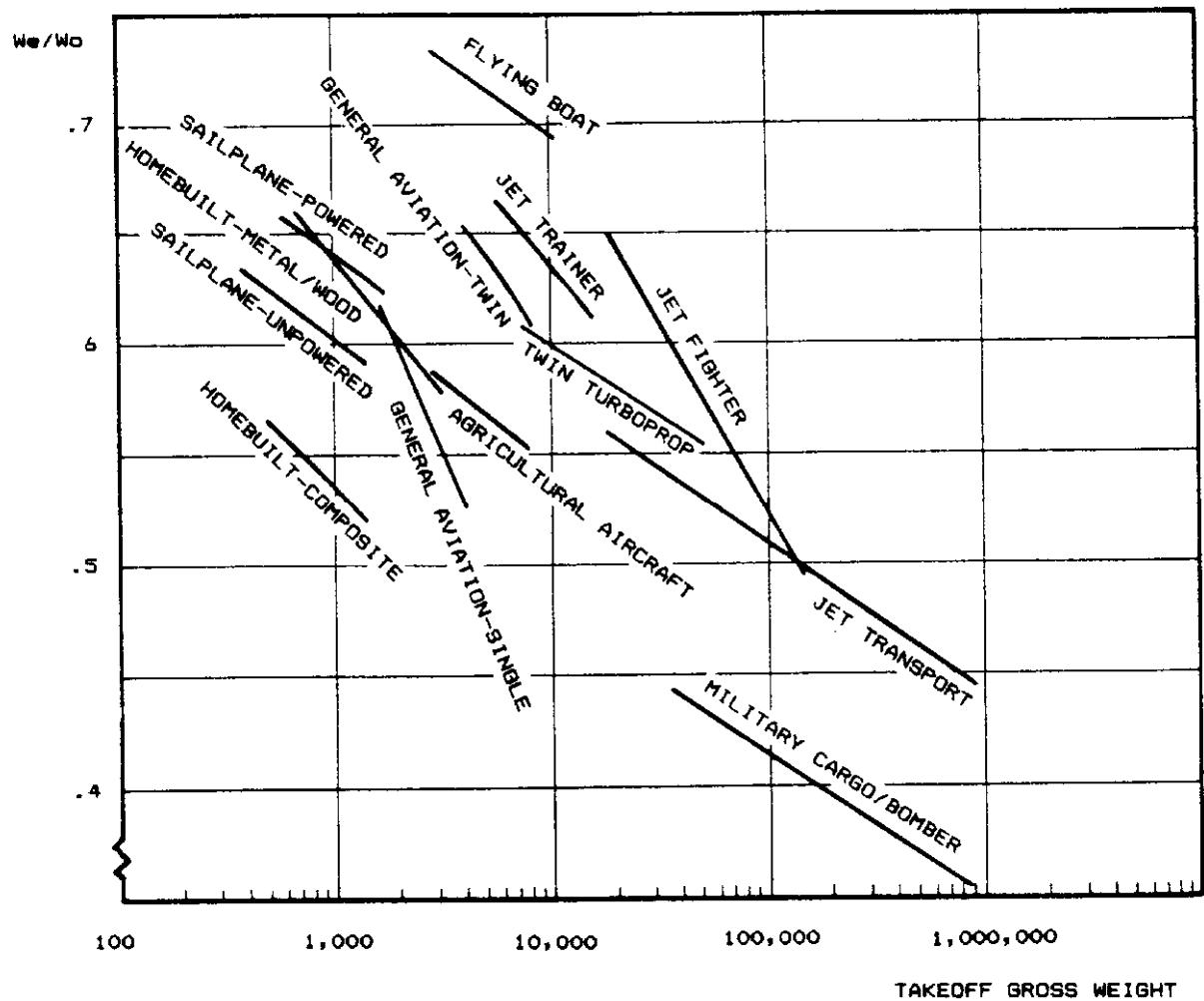


그림 3.1 공허 중량비의 경향



경험식의 매개변수(A, C):

- 지수 C 는 음의 값, 이륙 총중량이 증가하는 경우 공허 중량비 감소
- 가변익의 경우 표 3.1 에 주어진 값에서 설계이륙총중량이 대략 4%정도 증가
- 그라파이트-에폭시와 복합소재 채택 항공기의 경우, 전통적인 알루미늄 합금재 항공기 대비 공허 중량비의 통계치의 0.95
- 유리섬유와 같은 일반적인 복합소재 자작(Home-Built) 값을 사용하면 된다. 항공기의 경우 알루미늄 합금재에 비해 공허 중량비의 0.85
-

표 3.1 설계 이륙총중량비에 대한 공허 중량비의 통계적인 경향

	A	C
Sailplane-unpowered	0.86	-0.05
Sailplane-powered	0.91	-0.05
Homebuilt-metal/wood	1.19	-0.09
Homebuilt-composite	0.99	-0.09
General Aviation-single engine	2.36	-0.18
General Aviation-twin engine	1.51	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	-0.03
Twin turboprop	0.96	-0.05
Flying Boat	1.09	-0.05
Jet Trainer	1.59	-0.10
Jet Fighter	2.34	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	-0.07
Jet Transport	1.02	-0.06



3.2.3 연료 무게 추정

- 각 임무를 수행에 필요한 임무연료 무게: 수행되어야 할 설계임무, 항공기의 공기역학적 특성, 엔진의 비연료소비율
- 민간 또는 군용 규격에 따른 예비연료: 안전상 20~30 분의 로이터링 (Loitering) 연료, 인접공항으로 기착하기 위하여 순항속도로 일정시간 비행할 수 있는 연료, 미연방 항공규정 범용항공기의 경우 30 분 순항용 추가연료 의무
- 연료탱크에서 빼낼 수 없는 갇힌 연료무게(Trapped Fuel) 등을 합산

1. 설계임무 형상

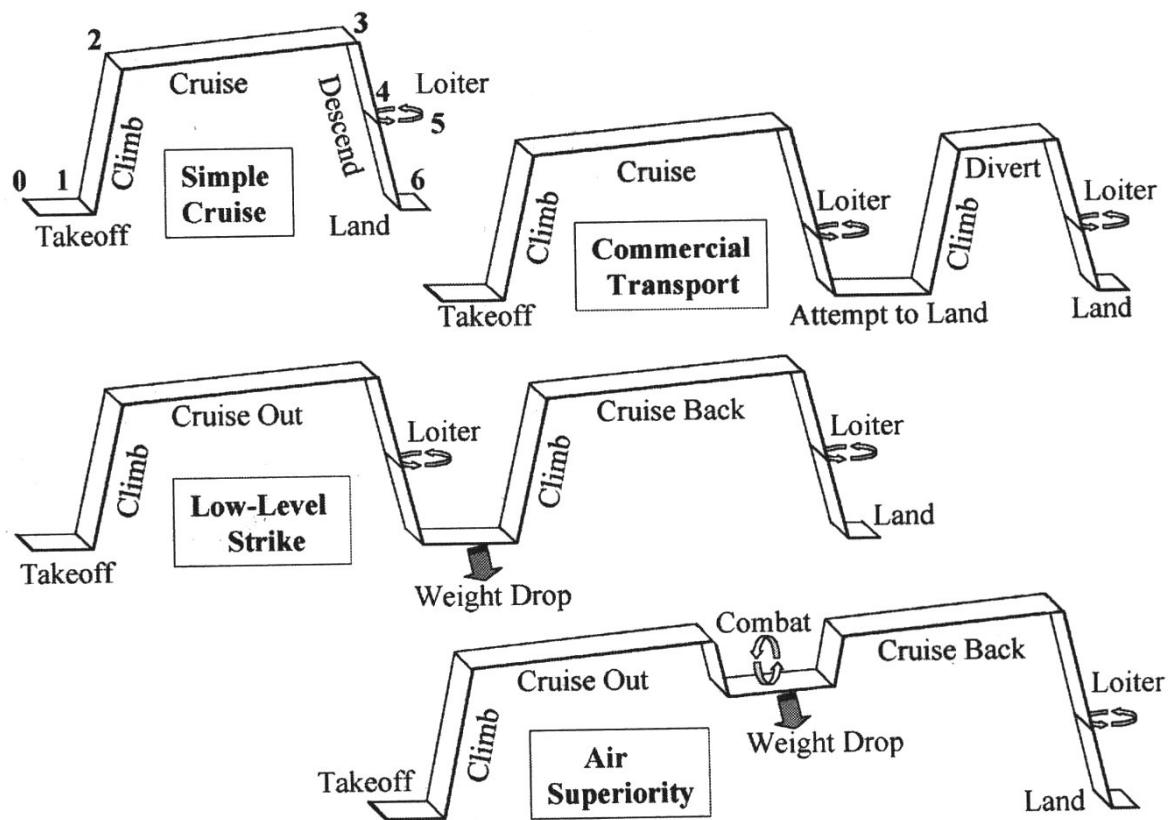


그림 3.2 초기 사이징을 위한 임무 형상의 예



- 단순한 순항:

- 기착예정 공항의 폐쇄 고려, 안전상 20–30 분의 로이터링(Loitering) 연료 추가
- 인접공항으로 기착하기 위하여 순항속도로 일정시간 추가비행 연료
- 미연방 항공규정, 범용항공기의 경우 30 분의 순항용 추가연료 의무적

- 제공권 확보 임무 형상:

- 순항 후 수회의 선회, 수분의 최대가속, 기총 또는 미사일의 발사로 이루어지는 무장투하, 발진기지로의 귀환을 위한 순항, 그리고 로이터
- 무장을 투하하지 않은 경우를 가정하여 연료 무게를 추정, 그 이유는 유리한 경우보다 불리한 경우를 고려

- 저공침투 항공기 임무 형상:

- 목표점에 접근하면 생존성 고려, 지상에서 수백 피트 고도로 돌진비행
- 이 경우 공기역학적 효율 및 엔진의 효율 저하로 연료소비 증대

- 전략폭격기의 임무 형상:

- 초기 순항 후 “R”로 표현되는 공중재급유 후 1차 순항

2. 단위임무의 무게비:

W_i / W_{i-1} : 각 단위임무 수행시 (임무수행 후의 무게) / (임무초기의 무게)

전형적인 임무 형상: (1)이륙, (2)상승, (3)순항, (4)로이터(Roiter) (5) 착륙

초기 중량(W_0): 이륙 총중량,

W_1 : 이륙후의 총중량,

W_2 : 순항고도까지의 상승 후의 총 중량,

W_3 : 순항 후의 총 중량

W_4 :로이터 후의 총중량,

W_5 : 착륙 후의 총 중량

- 모든 임무를 수행한 x 번째 단위임무의 무게비(W_x/W_0)가 계산되면 필요한 전체 연료가 구해진다.
- 웰업 및 이륙, 상승, 그리고 착륙의 단위임무에 대한 무게비(W_i/W_{i-1}) 대



한 전통적인 통계치 (표 3.3)

	(W_i/W_{i-1})
월업 및 이륙	0.970
상승	0.985
착륙	0.995

- 순항임무 무게비: Breguet 의 항속거리 공식

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \frac{-RC}{V(L/D)} \quad (3.5)$$

여기서 R = 순항거리,

C = 비연료소모율 (Specific Fuel Consumption),

V = 대기속도, L/D = 양항비

- 로이터 무게비: Breguet 의 항속시간 공식 이용

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \frac{-EC}{L/D} \quad (3.6)$$

여기서 E = 항속시간 또는 로이터 시간



3. 비연료 소모율의 추정

* 제트엔진의 비연료 소모율(C):

(단위시간당 연료 소모율) / (추력) 단위 lb/(hr/lb)

* 프로펠러 항공기의 비연료 소모율(C_{bhp}):

(단위시간당 연료소모율) / (프로펠러 구동축에서의 제동마력)

제트엔진에 대한 등가의 비연료소모율 환산, 프로펠러의 효율(η_p) 고려

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550 \eta_p} \quad (3.7)$$

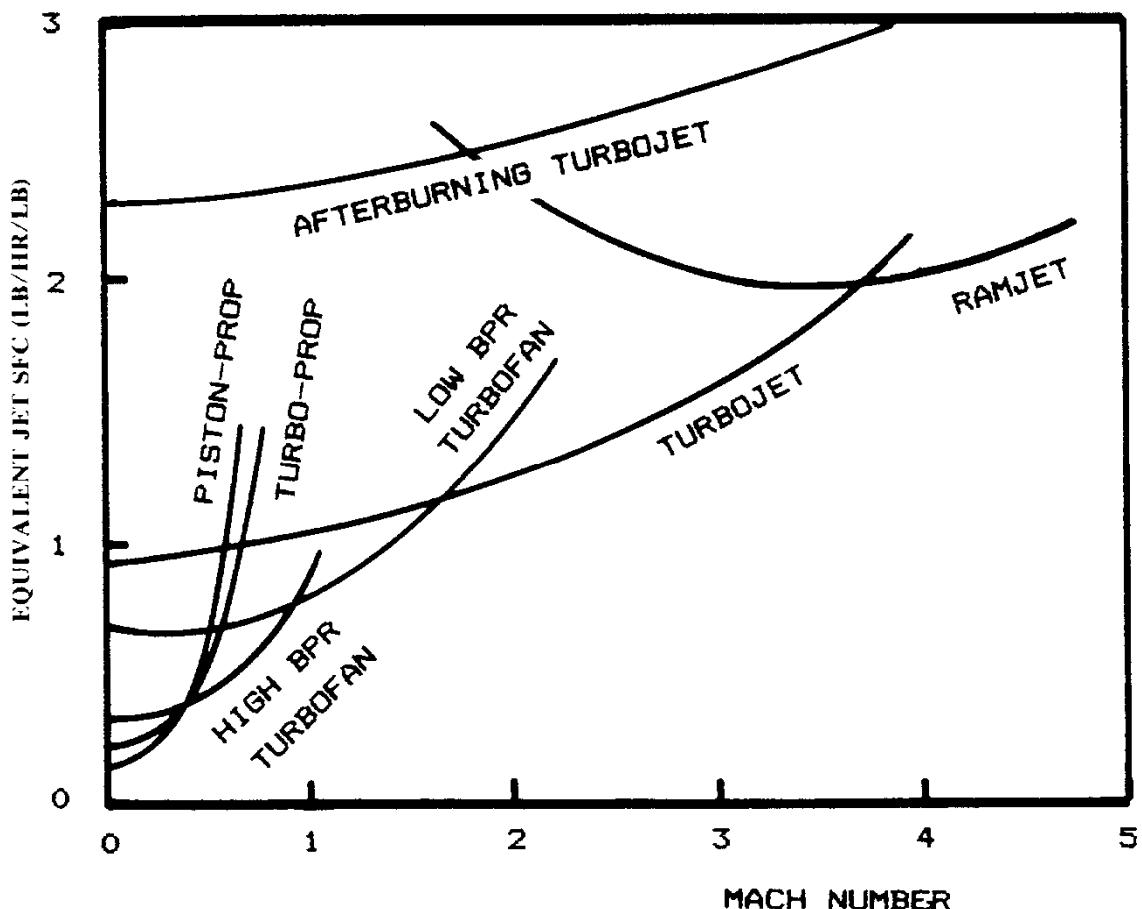


그림 3.3 비연료 소모율의 경향

표 3.4 제트엔진의 비연료소모율(C)

엔진의 종류	순항 상태	로이터 상태
터보제트	0.9	0.8
저 바이패스 터보팬	0.8	0.7
고 바이패스 터보팬	0.5	0.4

표 3.5 프로펠러 엔진의 비연료소모율(C_{bhp}) 과 프로펠라 효율(η_p)

엔진의 종류	순항상태 (C_{bhp} / η_p)	로이터 상태 (C_{bhp} / η_p)
왕복엔진 (고정피치각)	0.4/0.8	0.5/0.7
왕복엔진 (가변피치각)	0.4/0.8	0.5/0.8
터보프롭	0.5/0.8	0.6/0.8



4. 양항비의 추정

- 항공기 설계문제에서 종체적인 공기역학적 효율의 척도
- 항공기 외부형상에 의해 결정
- 아음속기의 양항비: 날개의 스팬 및 표피면적(Wetted Area)
- 유도항력: 양력에 의해 발생되는 유도항력은 날개스팬의 함수
- 유해항력: 표면마찰항력이 주성분, 공기에 노출된 항공기 전체의 표피면적에 비례
- 날개의 면적(S_{ref})에 대한 항공기 표피면적(S_{wetted})의 비(S_{ref}/S_{wetted})
- 가로세로비

→ 양항비를 결정하는 주요 2 변수

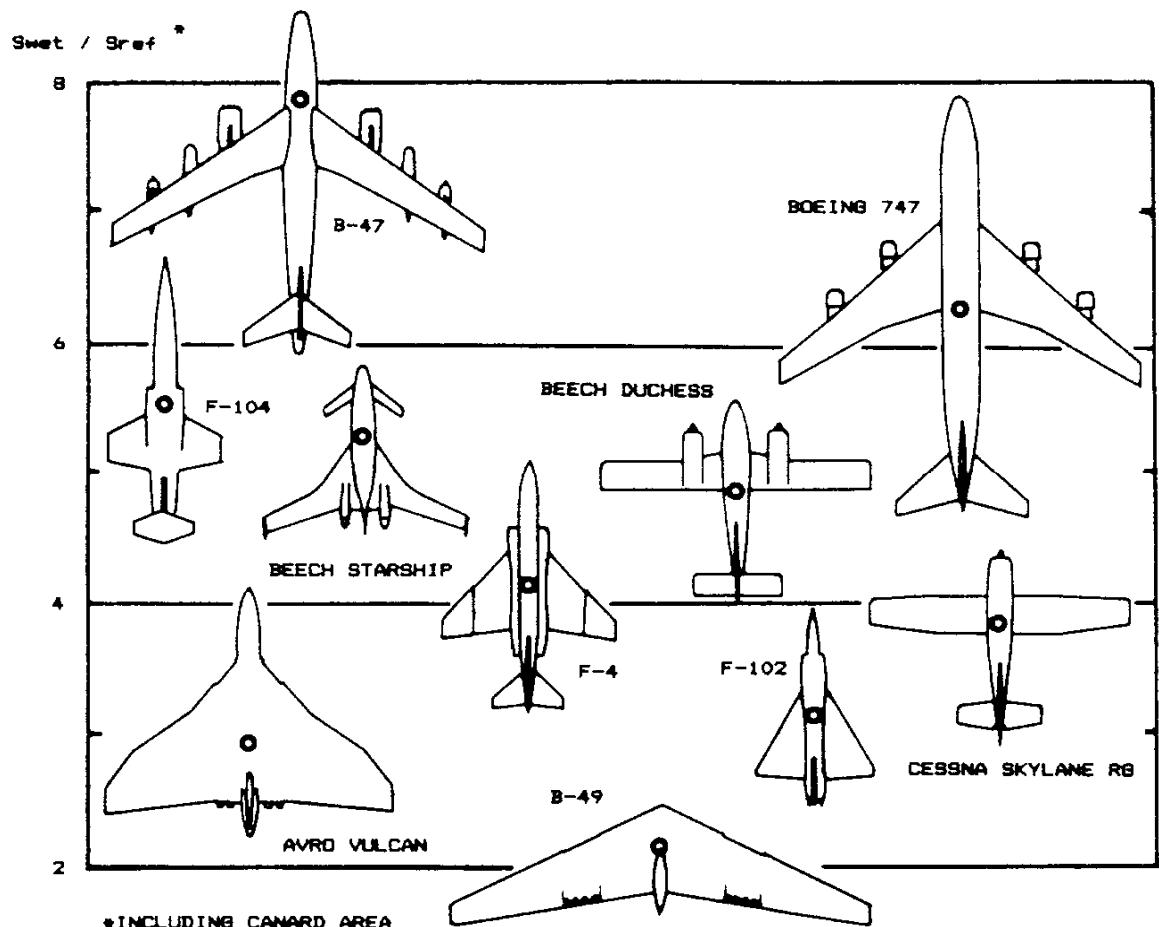


그림 3.4 항공기 형상에 따른 표피면적비



- 이 과정은 엔지니어의 직관적이고 경험적인 능력이 요구되는 특징
- 현재의 설계단계에서 양항비의 추정을 위해 날개, 동체, 꼬리날개, 엔진, 유상하중, 객실, 착륙장치, 연료탱크, 및 기타 필요한 부분에 대한 대략적인 도면 작성, 그림 3.4에서 표피면적비(S_{wetted}/S_{ref}) 대략적인 값 선정
- 그림 3.5를 이용 최대양항비를 추정

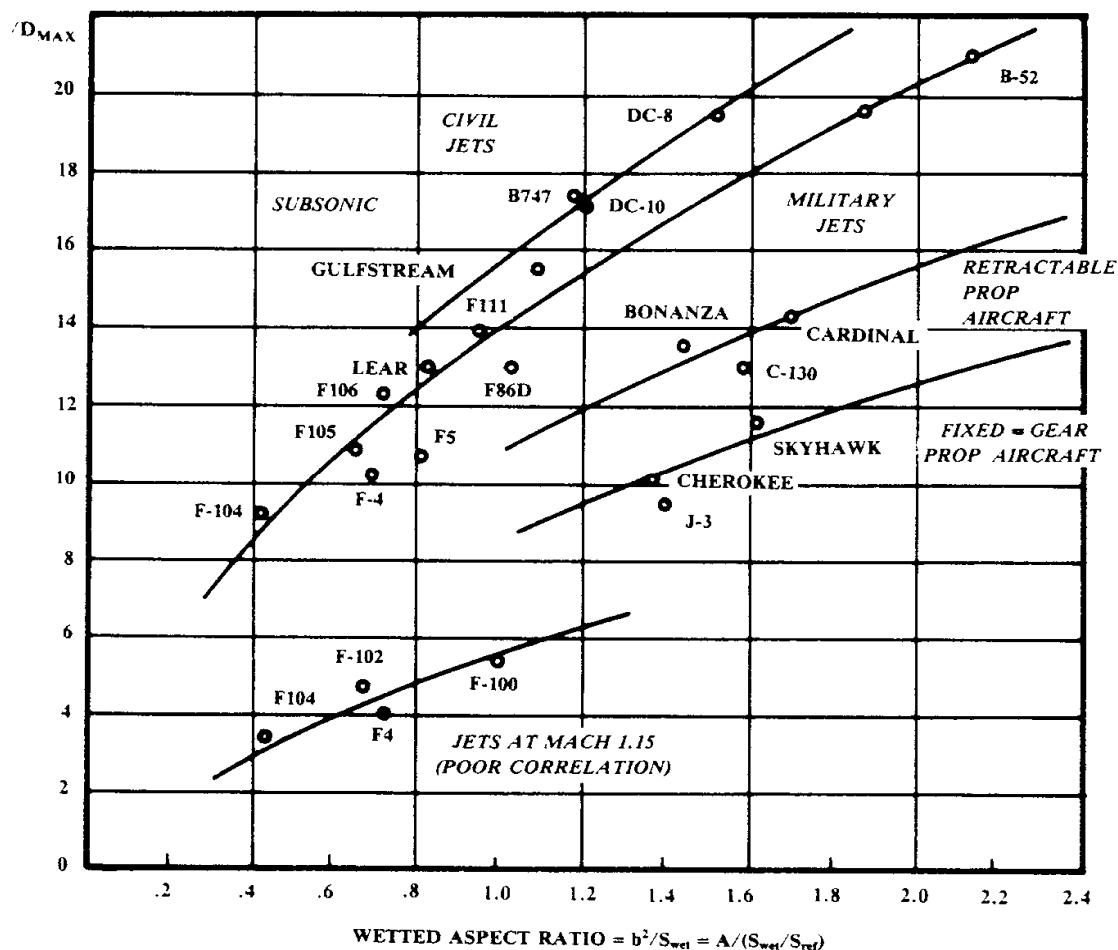


그림 3.5 최대양항비의 경향

표피면적 가로세로비(Wetted Aspect Ratio): 날개의 (가로세로비)/ (표피면적비) 따라서 기하학적 가로세로비는 표피면적 가로세로비에 기준날개면적에 대한 표피면적비를 곱하여 구한다



- 제트항공기:

- 항속시간의 최대효율은 최대 양항비의 조건
- 항속거리의 최대효율은 최대 양항비의 86.6% 해당

- 프로펠러항공기:

- 항속거리의 최대효율은 최대 양항비의 조건
- 항속시간의 최대효율은 최대 양항비의 86.6% 해당

따라서 순항 및 로이터 단위임무 계산시 이를 반영 무게비 계산

5. 연료 무게비의 산출

- 지금까지의 각 단위임무의 무게비를 모두 곱하면 전체임무를 수행한 후의 무게비 즉 W_x/W_o 가 구해짐
- 따라서 설계임무수행에 필요한 전체연료의 무게비는 $(1-W_x/W_o)$
- 예비연료와 같은 연료로서 6% 고려 시

전체 연료무게비.

$$\frac{W_f}{W_o} = 1.06 \left(1 - \frac{W_x}{W_o}\right) \quad (3.8)$$



3.2.4 설계 이륙총중량의 선정

- 즉 초기에 임의로 선정한 **이륙총중량값**과 앞에서 구한 **연료무게비** 및 **공해 중량비**를 사용하여 식 3.3 를 이용하여 구한 **설계 이륙총중량**이 맞지 않으면 그 사이의 값을 다시 초기치로 이용하여 반복계산을 수행.

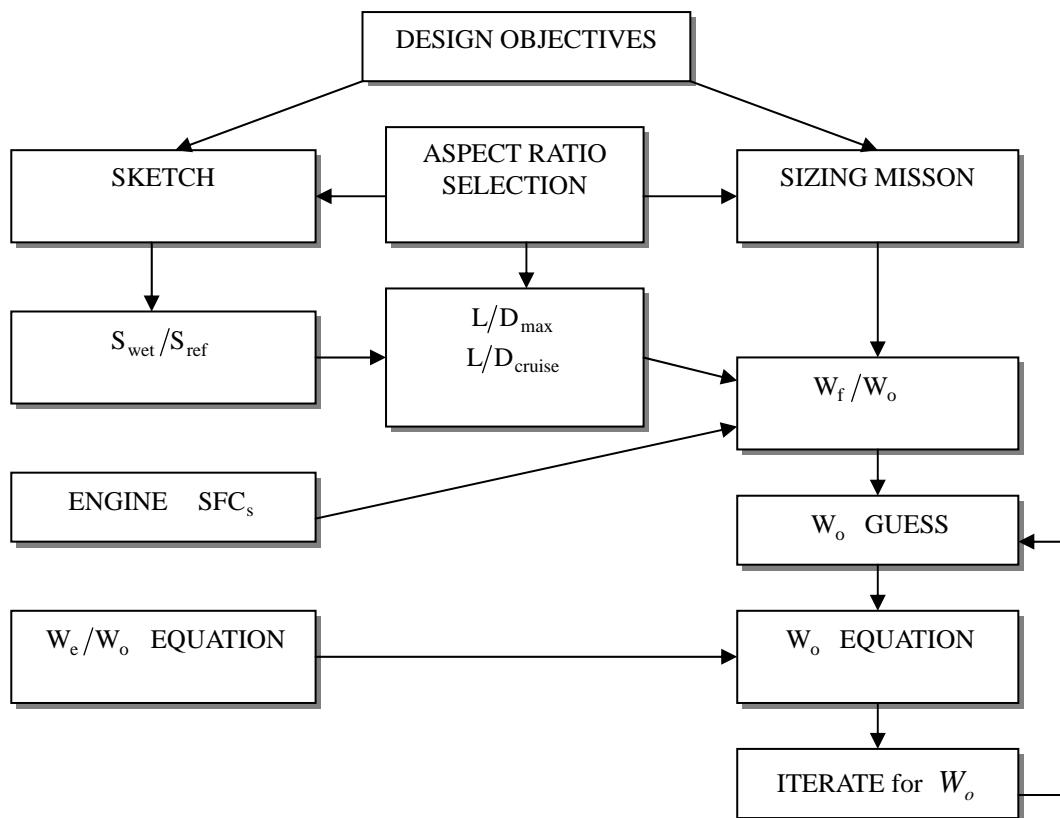


그림 3.6 초기의 이륙총중량 사이징



3.2 익면하중, 추력 대 중량비의 선정

3.2.1 개요

_ 익면하중과 추력 대 중량비:

- 항공기의 성능을 결정하는 가장 중요한 값
- 모두 설계변수, 설계대상 항공기의 설계점을 선정하는 작업
- 익면하중과 추력 대 중량비에 앞 절에서 구한 이륙총중량을 곱하면 공기의 날개면적과 필요한 추력의 크기가 결정
- 예를 들어 초기 익면하중이 작으면 이는 날개면적이 크다는 것을 의미하고 나중에 내부설계에서 착륙장치 또는 연료탱크의 공간확보에 유리,
- 그러나 나중의 최적화 결과에서 익면하중이 크게 되면 이는 날개가 작아지게 되고, 결국 착륙장치 및 연료탱크의 공간확보에 어려움이 따르게 되며, 설사 동체에 이 공간을 확보하게 조절할 경우 이는 표피면적의 증가로 이어지고, 이는 항력의 증가를 의미, 결국 성능의 저하를 초래하는 결과가 됨.
- 상호 영향을 미치는 익면하중과 추력 대 중량비는 여러 가지 설계요구 사항을 만족시키다 보면 상충되는 경우가 발생, 최적화 과정 필요.
- 이 과정에서 익면하중 보다는 추력 대 중량비가 통계치에 잘 부합, 추력 대 중량비를 먼저 선정하고, 여러 설계요구사항을 만족하는 익면하중을 구한 후, 추력 대 중량비를 재검산하는 방법 사용



3.2.2 추력 대 중량비의 선정 시 고려사항

1. 추력 대 중량비 의 정의 (제트엔진):

- $(T/W)_0$: 표준대기 해면고도 정적상태 최대 스로틀 상태의 추력에 대한 이륙시의 항공기무게의 비
- 기준점이 이와 다른 경우 무게 및 추력의 비를 적합하게 재계산

2. 동력하중 및 중량당 마력비 (프로펠러 항공기)

- 동력하중(Power Loading, W/hp): (항공기의 무게) / (엔진의 마력)
대략적인 값은 10–15
- 등가의 추력 대 중량비로 환산,

$$\frac{T}{W} = \left(\frac{550 \eta_p}{V} \right) \left(\frac{hp}{W} \right) \quad (3.9)$$

프로펠러의 중량 당 마력비

3. 추력 대 중량비의 통계적 추정

표 3.6 추력 대 중량비

항공기 종류	추력 대 중량비
Jet Trainer	0.4
Jet Fighter(Dogfighter)	0.9
Jet Fighter(Other)	0.6
Military Cargo/Bomber	0.25
Jet Transport	0.25



표 3.7 중량당 마력비

항공기 종류	중량당 마력비	동력하중
Powered Sailplane	0.04	25
Homebuilt	0.08	12
General Aviation-Single engine	0.07	14
General Aviation-Twin engine	0.17	6
Agricultural	0.09	11
Twin Turboprop	0.20	5
Flying Boat	0.10	10

- 추력 대 중량비는 최대속도와 밀접한 관계, 최대속도에서의 항력의 공기 역학적인 계산 필요
- 과거 통계적 경향을 분석, 최대 마하수에 따른 추력 대 중량비의 통계식.

표 3.8 최대 마하수에 대한 추력 대 중량비의 통계식

$$(T/W_0 = A M^C_{\max})$$

항공기종류	A	C
Jet Trainer	0.488	0.728
Jet Fighter(dogfighter)	0.648	0.594
Jet Fighter(other)	0.514	0.141
Military Cargo/Bomber	0.244	0.341
Jet Transport	0.267	0.363

표 3.9 프로펠러 항공기의 최대속도(V_{max} : mph)에 대한 중량 당 마력비

$$(hp/W_o = A V_{max}^C)$$

항공기 종류	A	C
Powered Sailplane	0.043	0
Homebuilt-composite	0.004	0.57
General Aviation-Single engine	0.024	0.22
General Aviation-Twin engine	0.034	0.32
Agricultural	0.008	0.50
Twin Turboprop	0.012	0.50
Flying Boat	0.029	0.23

4. 이륙 시 추력 대 중량비의 추정

순항 시 항공기의 추력 대 중량비는 양항비의 역수

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cruise} = \frac{1}{(L/D)_{cruise}} \quad (3.10)$$

순항상태의 양항비, 2 절의 방법으로 계산,



제트 항공기의 경우,

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{takeoff} = \left(\frac{T}{W}\right)_{cruise} \left(\frac{W_{cruise}}{W_{takeoff}} \right) \left(\frac{T_{takeoff}}{T_{cruise}} \right) \quad (3.11)$$

프로펠러 항공기의 경우,

$$\left(\frac{hp}{W}\right)_{cruise} = \left(\frac{V_{cruise}}{550\eta_p} \right) \left(\frac{1}{(L/D)_{cruise}} \right) \left(\frac{W_{cruise}}{W_{takeoff}} \right) \left(\frac{hp_{takeoff}}{hp_{cruise}} \right) \quad (3.12)$$

- 이륙에 대한 순항상태의 무게비는 앞 절의 통계식, 0.956
- 프로펠러 효율계수는 통상 0.8
- 순항고도에 따른 제트엔진의 추력비($T_{takeoff}/T_{cruise}$)는 그림 3.8
- 왕복엔진의 마력의 감소는 그림 3.9
- 대체적으로 추력 대 중량비는 통계적으로 선정된 값보다 약간 크게 잡는 것이 설계자에게는 유리
-

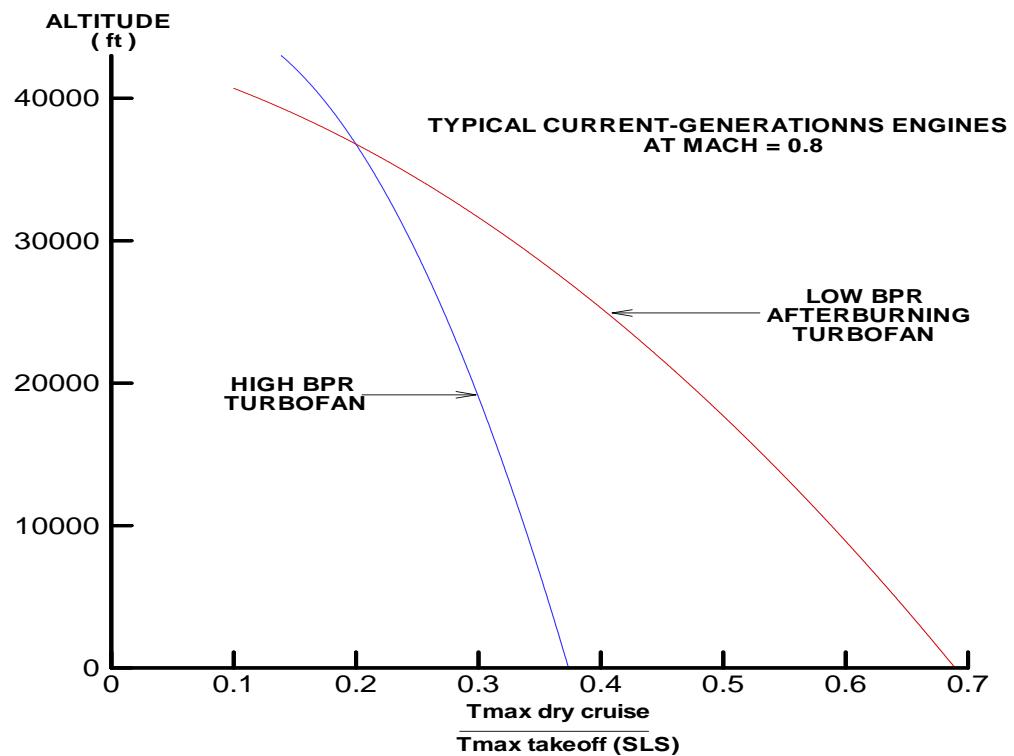


그림 3.8 순항고도에 따른 제트엔진의 추력 변화

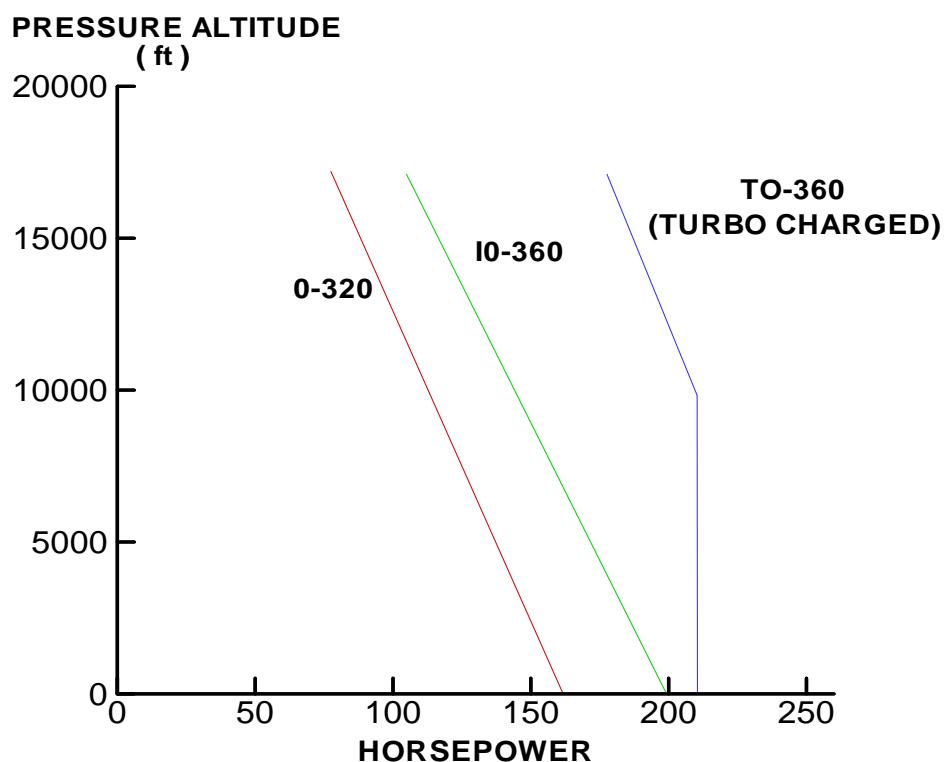


그림 3.9 순항고도에 따른 왕복엔진의 출력 변화



3.2.3 익면하중 설정 시 고려사항

- 초기설계 단계에서 익면하중은 이륙조건값 사용
- 이착륙거리, 상승율, 선회, 및 실속 등 여러 성능에 직접적인 영향
- 이로부터 항공기의 설계양력계수 결정,
- 표피면적 및 날개스팬을 결정하여 항공기의 항력에 영향을 미침
- 앞 절에서 구한 추력 대 중량비를 이용, 여러 성능에 대한 요구 조건 만족 여부 검토
- 이 때 날개에서 충분한 양력을 확보하기 위해서 되도록 낮은 익면하중을 설정하는 것이 바람직함
- 이 과정을 거치며 역으로 앞 절에서 구한 추력 대 중량비를 일차 검증

표 3.10 항공기 종류에 따른 익면하중

항공기 종류	익면하중(lb/ft^2)
Sailplane	6
자작항공기	11
단발 왕복엔진 일반항공기	17
쌍발 왕복엔진 일반항공기	26
쌍발 터보프롭 항공기	40
제트 훈련기	50
제트 전투기	70
제트 수송기 및 폭격기	120



1. 실속속도

- 민간항공규정 및 군 규정: 항공기 유형별 최대허용 실속속도
- 그 예:
 - FAR23 은 총 이륙중량 12,500 lb 이하의 항공기는 특별한 경우(다발엔진을 채택하거나 특별한 상승률을 요구하는 경우) 이 외는 실속속도가 61 knot 이하.
 - 비행시간이 많지 않은 조종사에 의해 운용되는 민간훈련기, 특별한 규정은 없지만 실속속도는 50 knot 가 최대한계
- 근접속도: 민간항공기의 경우 실속속도의 최소 1.3 배 이상,
군용기의 경우 최소 1.2 배 이상
- 실속상태의 항공기: 등속수평상태에서 최대양력계수의 상태에서 실속속도로 비행, 이 때 익면하중

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{L_{max}} \quad (3.13)$$

- 실속속도는 규정에 의해 결정,
- 남은 것은 **최대양력계수 $C_{L_{max}}$** 의 결정
 - 플랩이 없는 통상적인 날개: 1.2–1.5
 - 프로펠러 후류나 제트 후류에 놓인 큰 플랩을 채택한 날개: 5.0
 - 단거리 이착륙기(STOL)의 전형적인 최대양력계수: 대략 3.0
 - 플랩과 슬랫이 있는 통상적인 수송기의 최대양력계수: 약 2.4
 - 날개 양쪽에 플랩만 있는 항공기의 경우: 대략 1.6–2.0
- 최대양력계수는 날개의 기하학적 형상, 익형 종류, 플랩의 형상, 슬롯 및 슬랫의 형상, 레이놀즈 수, 표면의 거칠기, 그리고 동체 및 나셀 등의 간



설효과에 의해 결정, 또한 프로펠러의 후류 또는 제트 후류 속에 날개 및 플랩이 놓인 경우 동력상태에 따라 최대양력계수는 크게 변함

- 대부분의 항공기는 이착륙 시 플랩의 위치가 다름. 착륙 시에는 양력과 항력을 최대로 하기 위하여 플랩을 최대로 전개, 이륙 시에는 플랩을 최대로 전개하면 항력이 커져 가속 및 상승을 최대화할 수 없어 대략 절반 정도만 사용. 이륙 시 최대양력계수는 대략 착륙 시의 80%정도.
- 가로세로비가 5 이상인 통상적인 날개의 최대양력계수(양력분포가 타원분포 비슷한 경우), 같은 레이놀즈 수의 익형의 최대양력계수의 대략 90%정도
- 부분 플랩 날개 경우: 플랩을 전개시 양력의 분포가 크게 변하고, 이에 따라 스팬위치에 따른 유효 받음각이 변함. 일반적으로 플랩이 있는 부분이 먼저 실속에 이르게 되도록 설계되어야 함. 따라서 최대양력계수는 플랩이 있는 부분과 없는 부분의 면적으로 가중치를 주어 계산.

$$C_{L_{\max}} \cong 0.9 \left\{ \left(C_{l_{\max}} \right)_{flapped} \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} + \left(C_l \right)_{unflapped} \frac{S_{unflapped}}{S_{ref}} \right\} \quad (3.14)$$

여기서 $C_l_{unflapped}$ 는 플랩이 있는 부분의 실속 받음각에서 플랩이 없는 부분의 익형의 양력계수임.

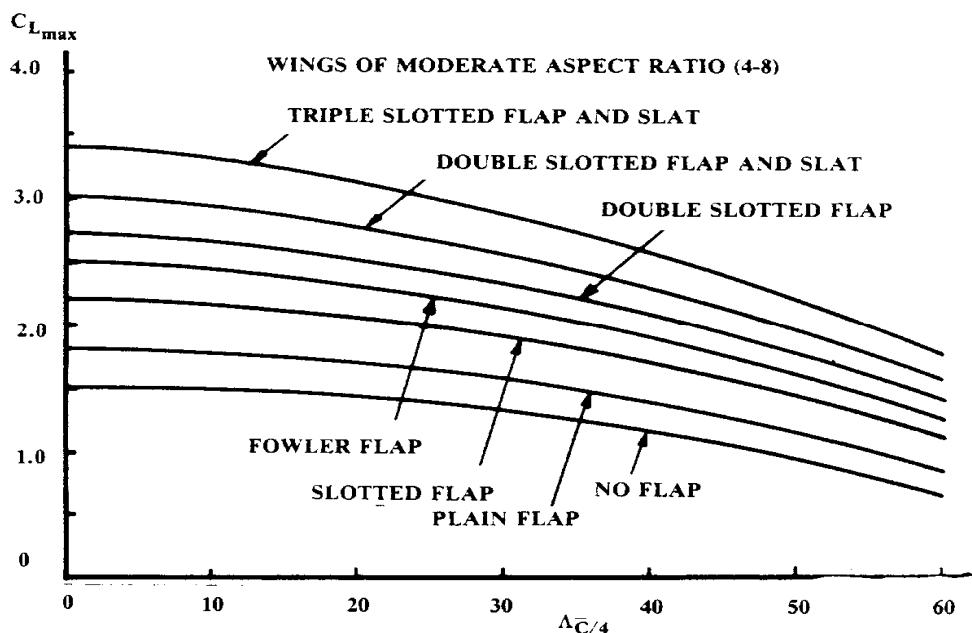


그림 3.10 최대양력계수의 경향(가로세로비 4 – 8 정도 항공기)



2. 이륙거리

- 지상활주거리(Ground Roll): 정지상태에서 가속하여 속도가 이륙속도(통상 실속속도의 1.1 배)에 이르렀을 때, 즉 바퀴가 지면을 떠날 때까지의 활주거리.
- 장애물 통과 이륙거리(Obstacle Clearance Distance): 정지상태에서 지상 활주하여 이륙고도에 도달할 때까지의 이륙거리, 이륙고도란 군용기 및 소형민간기의 경우 50 ft, 상용 민간기의 경우 35ft.
- 균형 활주로 길이(Balanced Field Length): 다발항공기의 경우 이륙 중 엔진이 고장 났을 경우, 감속하여 정지하는 경우와 OEI (One Engine Inoperated)상태로 이륙하여 이륙고도에 도달하는 두 가지 경우가 있는데 이 때 상기한 두 거리가 같게 되는 이륙속도를 임계이륙속도라 하고 이 때 이륙거리.
- 설계초기에 이와 같이 이륙거리 대한 요구사항이 결정,
- 그림 3.11로부터 이륙 매개변수(TOP: Takeoff Parameter)를 구하고
- 다음 식을 이용하여 익면하중을 결정.

$$\text{제트항공기} : \left(\frac{W}{S}\right) = (\text{TOP})\sigma C_{LTO} \left(\frac{T}{W}\right) \quad (3.15)$$

$$\text{프로펠러 항공기} : \left(\frac{W}{S}\right) = (\text{TOP})\sigma C_{LTO} \left(\frac{hp}{W}\right) \quad (3.16)$$

여기서 이륙속도는 통상 실속속도의 1.1 배, 따라서 이륙양력계수는 최대양력계수를 1.21로 나눈 값, σ 는 압력비이다.



- 나중에 설계가 구체화 되면 이는 이륙 시 속도변화에 따른 추력, 지면마찰, 중량, 공기력의 변화를 고려하여 방정식을 세워 적분하여 계산
- 또 익연하중이 다른 설계요구사항에 의해 변경 시, 역으로 추력 대 중량비를 구하게 된다.

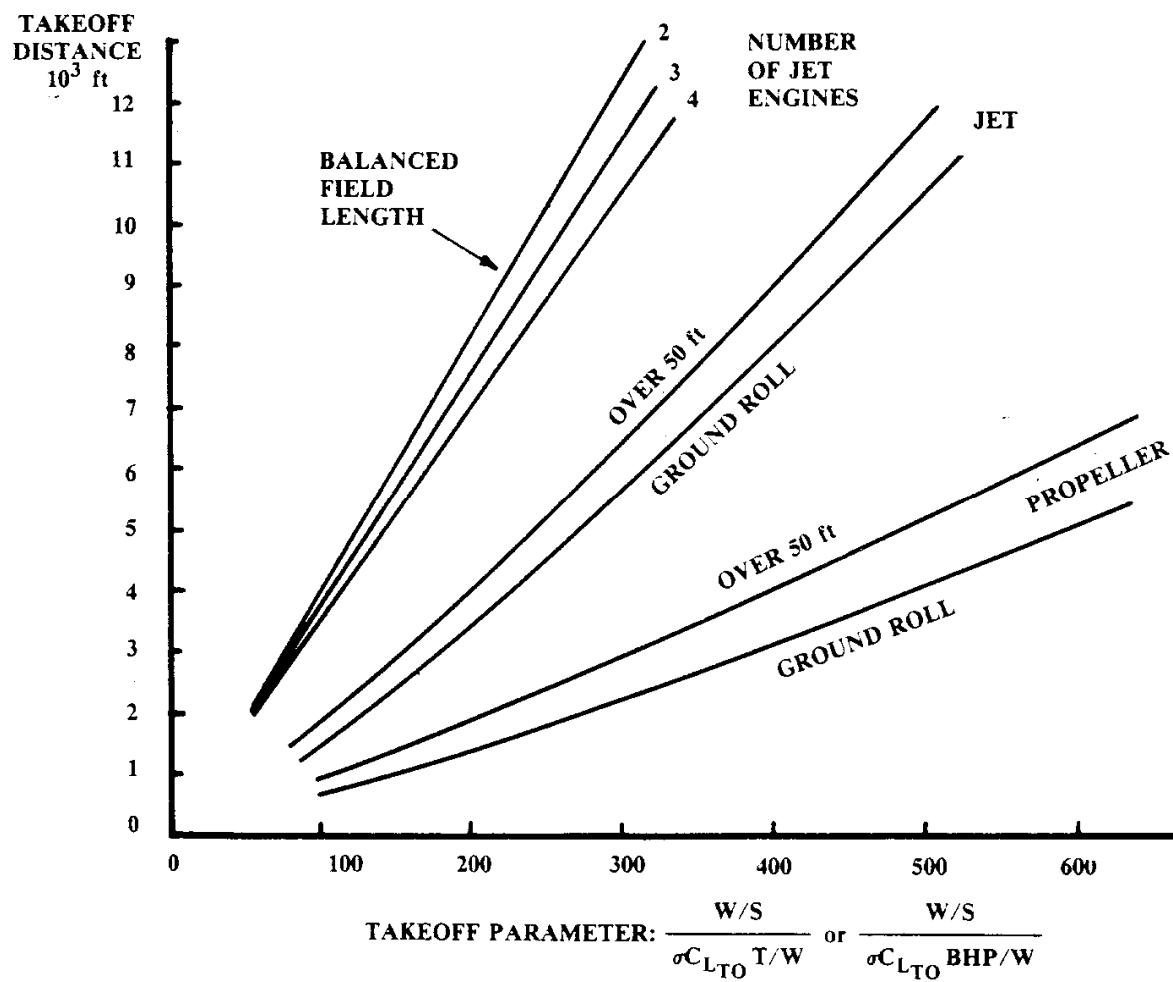


그림 3.11 이륙거리 추정 $(W/S) = (TOP) \sigma C_{L_{TO}} (T/W)$



3. 착륙거리

- 지상활주거리: 바퀴가 접지하여 정지할 때까지의 활주거리
- 착륙 활주로 길이(Landing Field Length):
 - * FAR23, 진입속도로 통상 활공각 3°에서 고도 50 ft의 장애물을 통과 후, 접지속도(실속속도의 1.15 배)로 감속하여 접지 후 정지할 때까지의 거리
 - * FAR25에서는 위의 규정에 안전도 고려, 전체착륙거리에 2/3 추가
 - * 군용기는 RFP(Request for Proposal)에 명시, FAR23 규정과 비슷
- 진입속도: 민간기, 실속속도의 1.3 배, 군용기, 실속속도의 1.2 배
- 지상활주 거리는 진입속도에 의해 결정되는 접지속도의 제곱에 비례
- 대략적인 착륙거리의 산정: 흔히 Knot 단위의 진입속도를 제곱하여 0.3 배 하면 장애물통과를 고려한 착륙거리(단위: ft)와 비슷. 이는 FAR23의 민간기 및 역추진장치를 사용하지 않은 군용기에 근사적인 추정치를 제공, FAR25의 항공기는 안전상의 거리가 추가 합산되나 대부분의 규정적용 대상 항공기가 역추진장치를 사용하므로 이 만큼 줄어들게 되어 결국 근사적인 추정치와 비슷함.
- 좀 더 정확한 추정치 경험식:

$$S_{landing} = 80 \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{1}{\sigma C_{L_{max}}} \right) + S_a \quad (3.17)$$

여기서 첫 항은 지상활주거리, 상수항(S_a)은 장애물통과거리

$$\begin{aligned} S_a &= 1000 \text{(여객기 등급, 여기서 활공각은 3 도)} \\ &= 600 \text{(일반항공기, Power-off Approach)} \\ &= 450 \text{(단거리 이착륙기, 활공각은 7 도)} \end{aligned}$$



- 역추진장치 또는 가변피치 프로펠러를 장착한 항공기의 경우 첫 항에 0.66 을 곱하여 전체 착륙거리 계산,
- FAR25 규정이 적용되는 민간 상용기의 경우 안전도를 고려, 전체 착륙거리에 1.67 배 한 값을 전체 착륙거리로 계산.

착륙시의 익면하중은 착륙 시에 대한 이륙시의 중량비를 나누어 착륙조건으로 환산.

- * 이 때의 중량비는 계산한 임무종료시의 무게를 고려하여 구할 필요는 없고 항공기 유형이나 설계자가 설계요구를 고려하여 선정한 착륙중량을 고려하여 계산.
- * 제트훈련기 또는 프로펠러항공기: 이륙 시의 무게 또는 그 근처의 값으로 중량비는 1.0,
- * 제트비행기: 이륙 시 무게의 0.85 를 착륙시 무게로 계산,
- * 군용기: 최대 하중에서 50%의 연료가 소모되는 기준.

4. 순항

- 최대 순항거리 ---→ 양항비 최대인 비행조건 계산이 필요, 이 과정에서 항력성분 중 유해항력계수 C_{D_0} 및 유도항력계수 $C_{D_{oi}}$ 을 계산하기 위하여 스팬효율 계수 e (Oswald 스팬효율계수: p. 275 참조)의 결정이 필요 함.
- 유해항력계수: 제트항공기 = 0.015, 외부 부착물이 없는 프로펠러 항공기 = 0.020, 고정식 착륙장치를 가진 프로펠러 항공기 = 0.030,
- 스팬효율 계수 e : 전투기 = 0.6, 기타 항공기 = 0.8
- 프로펠러 항공기의 최대 순항거리 비행조건: 최대 양항비 상태, 이 때 유해항력과 유도항력이 같음,

$$qSC_{D_0} = qS \frac{C_L^2}{\pi Ae} \quad (3.18)$$



순항 시 양력은 무게 동일, 따라서 양력계수는 익면하중을 동압으로 나눈 값. 이 때 익면하중은,

$$\frac{W}{S} = q \sqrt{\pi A e C_{D_0}} \quad (3.19)$$

- 순항상승을 하는 제트 항공기의 경우: 순항거리는 유해항력이 유도항력의 3 배가 되는 조건에서 최대, 이때 익면하중은,

$$\frac{W}{S} = q \sqrt{\pi A e C_{D_0} / 3} \quad (3.20)$$

5. 로이터

- 대부분의 항공기는 임무요소로서 어느 정도의 로이터 비행(착륙 전 20분 정도) 필요
- 정찰기, 공중사령기, 또는 정보수집기의 경우 항속거리보다는 항속시간에 대한 요구가 더 중요
- 제트항공기의 최대항속시간에 대한 조건 (양항비가 최대일 때):

$$\frac{W}{S} = q \sqrt{\pi A e C_{D_0}} \quad (3.21)$$

- 프로펠러 항공기의 경우 최대항속시간 조건(유도항력이 유해항력의 3 배):

$$\frac{W}{S} = q \sqrt{3\pi A e C_{D_0}} \quad (3.22)$$

결정된 익면하중은 이륙조건으로 환산, 통상 중량비는 0.85.



6. 선회

- 선회성능은 전투기의 기동성의 척도
- 순간선회(Instantaneous Turn)와 지속선회(Sustained Turn)로 구별
- 순간선회는 선회율을 극대화하기 위한 기동, 항력이 추력보다 커져 속도가 줄거나 고도가 떨어짐,
- 지속선회는 고도와 속도를 유지하면서 선회하는 경우
- **하중배수(Load Factor):** 양력 대 중량의 비, 선회 성능의 척도

$$n \equiv \frac{L}{W} = \frac{qC_L}{W/S} \quad (3.23)$$

제트 항공기의 최대하중계수 = 7.33 g, 고성능 전투기 = 8–9g 까지 허용.

- 하중계수 n 와 선회율 $d\Psi/dt$ 관계:

$$\frac{d\Psi}{dt} = \frac{g \sqrt{n^2 - 1}}{V} \quad (3.24)$$

- **기동속도(Corner Speed):**

양력은 속도의 제곱에 비례하므로 선회에 따른 최대양력이 구조물에 의해 결정되는 허용하중계수(Allowable Load Factor)와 같아지는 속도, 주어진 고도에서 항공기의 최대선회율.

현대 전투기의 경우, 고도에 관계없이 300–350 knots 지시대기속도 (Indicated Airspeed)를 갖음.



일반적으로 설계요구사항: 어떤 비행상태에서 최대 선회율을 얼마로 할 것인지 결정되면 이에 부합하는 하중계수,

$$n = \sqrt{\left(\frac{\Psi V}{g}\right)^2 + 1} \quad (3.25)$$

이렇게 결정된 하중배수가 구조물의 최대하중배수보다 크다면 설계 요구사항을 재조정, 최종적으로 결정된 하중배수에 부합하는 익면하중,

$$\frac{W}{S} = \frac{q C_{L_{\max}}}{n} \quad (3.26)$$

- 전투조건에서의 최대양력계수: 일반적으로 플랩을 사용하지 않으며, 고속에서 압축성효과에 의해 최대양력계수 값이 감소됨.
 - 단순한 뒷전플랩을 사용하는 전투기의 최대양력계수는 0.6–0.8
 - 앞전 플랩 및 뒷전 플랩을 사용하는 복잡한 시스템을 지닌 전투기의 경우 이는 1.0–1.5
 - 이 때 전투조건의 익면하중은 이륙 시의 조건으로 환산, 통상 전투 중량은 외부연료탱크를 투하한 상태에서 내부연료는 50%인 상태의 항공기 설계무게로 설정, 대략 이륙 시 항공기 무게의 0.85 배
- . 지속선회율: 고도와 속도의 감소없이 명시된 비행조건에서 최대하중계수로 표현. (예: 고도 30,000 ft, M= 0.9에서 4 g 또는 5 g로 지속선회). 지속선회 경우 항력증가와 함께 추력도 증가함,

$$n = \left(\frac{T}{W} \right) \left(\frac{L}{D} \right) \quad (3.27)$$



- 지속선회의 성능을 최대 \rightarrow (추력 대 중량비) 와 (양항비) 함께 최대화
- 양항비 최대조건은 (유도항력)=(유해항력) 때, 이 때 양력계수는 익면하중에 하중계수를 곱하고 동압으로 나눈 것으로 이를 항력방정식에 넣어 계산하면 추력 대 중량비는,

$$T = qSC_{D_o} + qS\left(\frac{C_L^2}{\pi Ae}\right) = qSC_{D_o} + \frac{n^2W^2}{qS\pi Ae} \quad (3.28)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{qC_{D_o}}{W/S} + \frac{W}{S}\left(\frac{n^2}{q\pi Ae}\right) \quad (3.29)$$

이를 익면하중에 대해 풀면,

$$\frac{W}{S} = \frac{\left(\frac{T}{W}\right)_\pm \sqrt{\left(\frac{T}{W}\right)^2 - \left(\frac{4n^2C_{D_o}}{\pi Ae}\right)}}{2n^2/q\pi Ae} \quad (3.30)$$

이 때의 (추력 대 중량비)는 전투 시의 (추력 대 중량비)임.

또한 위 식이 실근을 갖기 위해서 (추력 대 중량비)는 다음의 조건을 만족해야 함

$$\frac{T}{W} \geq 2n \sqrt{\frac{C_{D_o}}{\pi Ae}} \quad (3.31)$$



7. 상승 및 하강

상승율: 항공기 속도의 수직성분 (ft/min) 단위, 계산시에는 ft/sec

상승구배(G): 수평거리에 대한 수직거리의 비

$$G = (T - D)/W \quad (3.32)$$

또는

$$\frac{D}{W} = \frac{T}{W} - G \quad (3.33)$$

항력을 유해항력 및 유도항력으로 풀어 대입 후, 양력= 중량 관계를 이용,

$$\frac{D}{W} = \frac{qSC_{D_o} + qS\left(\frac{C_L^2}{\pi Ae}\right)}{W} = \frac{qC_{D_o}}{W/S} + \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi Ae} \quad (3.34)$$

이로부터 익면하중은,

$$\frac{W}{S} = \frac{\left[\left(\frac{T}{W}\right) - G\right] \pm \sqrt{\left[\left(\frac{T}{W}\right) - G\right]^2 - \left(\frac{4C_{D_o}}{\pi Ae}\right)}}{2/q\pi Ae} \quad (3.35)$$

여기서 (추력 대 중량비)는 비행조건과 무게비를 고려하여 환산, 익면하중 도 이륙조건으로 환산,



또한 익면하중에 관계없이 다음의 관계가 성립

$$\frac{T}{W} \geq G + 2\sqrt{\frac{C_{D_o}}{\pi Ae}} \quad (3.36)$$

하강 시: G 는 하강률을 의미, 어떤 특정 하강각을 설계상 원하는 경우 (추력 대 중량비)를 영으로 놓고 음의 G 값을 이용, 익면하중 계산.

8. 상승한계

- 일반적 운용상승한계: 상승율이 분당 100 ft/min 에 해당되는 고도로 이에 해당하는 (추력 대 중량비)를 익면하중식에 대입하여 익면하중을 계산.
- 대기 조사용 항공기나 정찰기와 같은 고고도 항공기: 낮은 동압으로 인해 익면하중이 매우 작음. (예: 고도 100,000 ft, M= 0.8 비행 경우, 동압은 10 psi) 이 때 필요동력을 최소로 하는 익면하중은

$$\frac{W}{S} = q\sqrt{\pi AeC_{D_0}} \quad (3.37)$$

이 경우 익면하중이 너무 작아 현실성이 없게 되면, 이 조건보다 양력조건으로부터 익면하중을 결정

$$\frac{W}{S} = qC_L \quad (3.38)$$

여기서 양력계수는 사용되는 익형의 설계양력계수로 통상적인 값은 0.5 근방이나, 최근의 고고도용 익형 사용 경우 1.0-1.4 정도까지도 허용.



3.2.4 추력 대 중량비 및 익면하중의 선정

항공기 개념 설계의 초기 단계에서 항공기 초기 사이징

- (추력 대 중량) 비(또는 중량 당 마력비)를 먼저 선정,
- 설계요구사항으로부터 실속속도, 이륙거리, 착륙거리, 순항, 로이터, 선회, 상승 및 하강, 그리고 상승한계를 고려하여 익면하중을 결정
- 결정한 익면하중은 항상 이륙조건으로 환산하여 비교
- 계산된 익면하중 중 가장 낮은 값을 일단 선정하여 검토
- 낮은 익면하중은 항상 항공기 무게 및 비용의 증가를 초래,
- 어떤 임무요구사항에 의해 익면하중이 너무 과도하게 작은 경우, 설계의 가정사항을 변경하여 익면하중을 증가시킴. 예를 들어 고양력장치의 공기역학적 효율을 올리면 대체로 익면하중은 증가.
- 어떤 설계요구사항에 따른 익면하중이 표 3.10 의 익면하중의 통계치를 너무 과도하게 벗어 나는 경우 이는 무시되어도 좋다.
- 적절한 익면하중이 설정되면 추력 대 중량비를 역산하는 과정
- 이 두 가지 설계변수가 만족스러우면 초기 사이징 다음 단계로.

3.2.5 날개면적 및 엔진 크기의 초기 추정

- 날개면적: 앞 절에서 구한 설계 이륙 총중량 및 날개하중으로부터 결정
- 엔진의 사이징:
 - 크기와 추력이 정해진 이미 존재하는 엔진을 이용
 - 크기와 추력을 임의로 할 수 있는 가상의 엔진(Rubber Engine)

*후자(Rubber Engine):

막대한 엔진 개발비의 부담 및 개발 소요시간 요구됨, 설계초기에 엔진 요구사항을 엔진제작사에 의뢰, 개발. 주로 전투기나 폭격기 사업



*전자 (Fixed Engine):

- 설계요구사항을 만족하는 (추력 대 중량비)가 결정되고, 요구성능과 항속거리에 따라 이를 총중량이 정해지면 추력의 크기도 결정됨.
- 엔진의 크기와 추력이 고정되어 요구성능과 항속거리가 가변적.
- 만약 항속거리가 가변적이라면 사이징 문제는 간단, 즉, 주어진 엔진 자료를 이용하여 요구되는 모든 성능을 만족하는 이를 시 (추력 대 중량 비)가 결정되면 설계 이를 총중량은 이를 총추력을 이것으로 나누어 결정,

$$W_0 = \frac{\text{엔진수} * \text{엔진1개당의 추력}}{(T/W)} \quad (3.39)$$

이를총중량이 정해지면 항속거리는 식 3.2 으로부터 주어진 이를총중량을 초기값으로 하여 항속거리를 변화시키면서 계산된 이를총중량이 초기와 같아질 때까지 반복계산, 만약 항속거리에 대한 요구사항이 만족되지 않으면 다른 성능을 희생시켜야 함. 다시 말해 연료소모량에 의해 식 3.2 으로부터 이를총중량이 결정되며 이 과정에서 엔진이 고정되어 있으므로 (추력 대 중량비)가 변화되어야 한다.

- 이 경우 전투임무에 대한 식 3.30 는 (추력 대 중량비)가 변하므로 사용 불가. 대신 엔진이 고정되어 있으므로 전투임무에 대한 무게비는 비연료 소모율(C)에 추력(T)과 전투소요시간(d)을 곱하여 결정.

$$W_f = CTd \quad (3.40)$$

이는 식 3.2 를 반복 계산하는 동안 중량의 투하로 취급. 일단 이를총중량이 결정되면 설계요구사항에 따른 다른 성능을 고려하여 추력 대 중량비가 결정되어야 한다. 만약 이러한 요구사항이 만족되지 않는다면 이는 성능요구가 너무 과도하여 설계가 잘못된 경우.



3.3 예제

3.3.1 쌍발 프로펠러 비행기의 설계 예

1. 쌍발 프로펠러 비행기의 최대이륙중량 추정

(1) 웅업, 이륙: $W_1/W_0=0.970$

(2) 상승: $W_2/W_1=0.985$

(3) 순항: Range=1,000nm, C=0.5 lb/hr/lb, L/D=11

$$\rightarrow W_3/W_2=\exp \{-RC/V (L/D)\} =0.836$$

(4) 하강: $W_4/W_3=0.992$

(5) 착륙: $W_5/W_4=0.992$

$$\begin{aligned} \text{따라서 } W_5/W_0 &= (W_5/W_4)(W_4/W_3)(W_3/W_2)(W_2/W_1)(W_1/W_0) \\ &= (0.992)(0.992)(0.836)(0.985)(0.985)(0.970)=0.811 \end{aligned}$$

연료 무게비: $W_f/W_0=1.25(1-0.811)=0.236$

공해 중량비: $W_e/W_0=A W_0^C=1.51 W_0^{-0.10}$

따라서 이륙총중량은.

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - W_f/W_0 - W_e/W_0} = \frac{1,250}{1 - 0.236 - 1.51 W_0^{-0.10}}$$

이를 반복계산하여 풀면 $W_0=8,263 \text{ lb}$ 가 얻어진다.



2. 쌍발 프로펠러 비행기의 설계 예

요구성능에 따른 설계점은 대략 P 점 근방이며 추력 대 중량비, 날개하중, 및 기타 초기 설계파라미터 결정의 결과를 도시하면 다음과 같다.

Take-off Weight: 7,900 lbs Empty Weight: 4,900 lbs

Fuel Weight: 1,706 lbs

Maximum Lift Coefficients:

최대양력계수: Clean: $C_{L_{max}} = 1.7$, Take-off : $C_{L_{maxTake-Off}} = 1.85$

Landing: $C_{L_{maxLanding}} = 2.3$

Aspect Ratio: A=8

Take-Off Wing Loading: 46 psf

Wing Area: 172 ft²

Power Loading at Take-off : 8.8 lbs/hp

Take-off Power: 898 hp

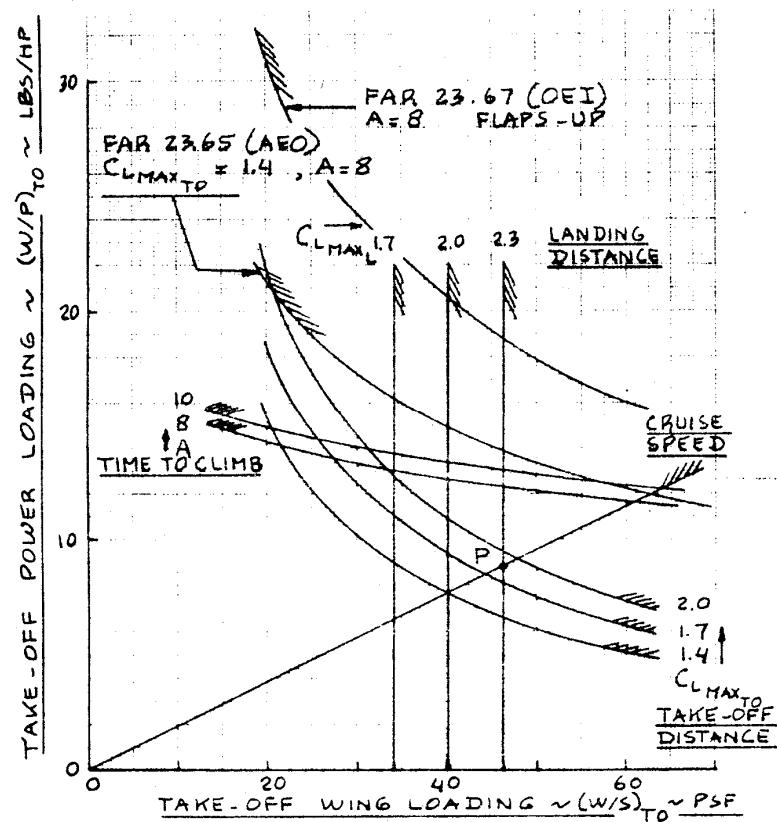


그림 3.12 쌍발 프로펠러 비행기의 설계 예



3.3.2 제트 수송기의 설계 예

1. 제트 수송기의 최대이륙중량 추정

- (1) 월업, 이륙: $W_1/W_0=0.97$
- (2) 상승: $W_2/W_1=0.985$
- (3) 순항: Range=1,500nm@35,000 ft, M=0.82, C=0.5 lb/hr/lb, L/D=16
→ $W_3/W_2=\exp\{-RC/V(L/D)\}=0.906$
- (4) 로이터 (1 시간): $W_4/W_3=\exp\{-EC/(L/D)\}=\exp\{-0.6/18\}=0.967$
- (5) 하강: $W_5/W_4=0.990$
- (6) Fly to Alternate and Descent:

$$W_5/W_4=\exp\{-(100)(0.9)/(288)(18)\}=0.965$$

- (7) 착륙: $W_6/W_5=0.995$

$$\begin{aligned} \text{따라서 } W_6/W_0 &= (W_6/W_5)(W_5/W_4)(W_4/W_3)(W_3/W_2)(W_2/W_1)(W_1/W_0) \\ &= (0.995)(0.965)(0.990)(0.967)(0.906)(0.985)(0.970)=0.791 \end{aligned}$$

연료무게비: $W_f/W_0=(1-0.791)=0.209$

공허중량비: $W_e/W_0=AW_0^C=1.02W_0^{-0.06}$

따라서 이륙총중량은

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - W_f/W_0 - W_e/W_0} = \frac{31,775}{1 - 0.209 - 1.02W_0^{-0.06}}$$

이를 반복계산하면

$$W_0=111,687 \text{ lb}$$



2. 제트수송기의 설계 예

요구성능에 따른 설계점은 대략 P 점 근방이며 추력 대 중량비, 날개하중, 및 기타 초기 설계파라메터 결정의 결과를 도시하면 다음과 같다.

Take-off Weight: 127,000 lbs, Empty Weight: 68,450 lbs

Fuel Weight: 25,850 lbs,

Maximum Lift Coefficients:

$$\text{Clean: } C_{L_{\max}} = 1.4$$

$$\text{Take-off: } C_{L_{\max \text{ Take-Off}}} = 2.8$$

$$\text{Landing: } C_{L_{\max \text{ Landing}}} = 3.2$$

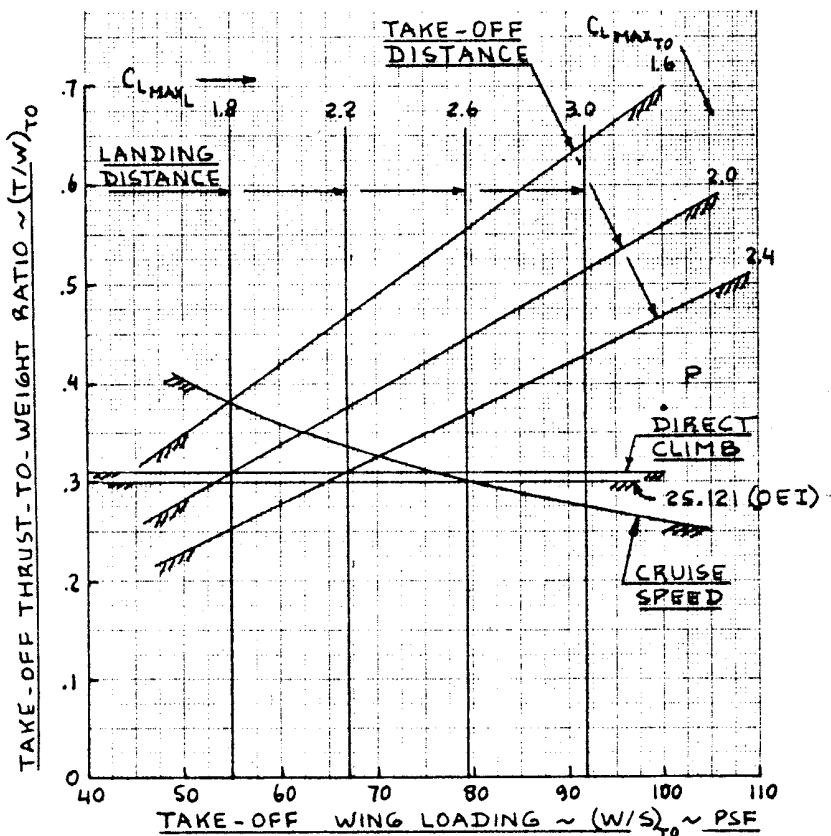
Aspect Ratio: A=10

Take-Off Wing Loading: 98 psf

Wing Area: 1,296 ft²

Take-off Thrust-to-Weight Ratio: 0.375

Take-off Thrust: 47,625 lbs





제 3 장 설계파라미터의 초기추정

그림 3.13 제트수송기의 설계 예



3.3.3 전투기의 설계 예

1. 전투기의 최대이륙중량 추정

Step 1: 탑재중량: $W_{payload} = 2,000 + 20 \times 500 = 12,000 \text{ lb}$

Step 2: 유사기종으로부터 이륙총중량의 추정값: $W_0_{guess} = 60,000 \text{ lb}$

Step 3: 임무형상으로부터 연료무게의 계산

(Phase 1: Engine Start and Warm-up): $W_1/W_0=0.990$

(Phase 2: 택싱): $W_2/W_1=0.990$

(Phase 3: 이륙): $W_3/W_2=0.990$

(Phase 4: 순항고도까지 상승 및 가속구간): $W_4/W_3=0.971$

이때 평균속도는 459 knots이고 평균상승률은 5,000 fpm이라면 40,000 ft 까지 상승하는데 8 분이 소요되며 이때 비행거리는 47 nm 이 된다.

(Phase 5: 순항):

Range = $500 - 47 = 453 \text{ nm}$, $(L/D)_{cr}=7.0$, $C_j=0.6 \text{ lb/hr/lb}$, $V_{cruise}=459 \text{ kts}$

$$\text{Range: } R_{cr} = \left(\frac{V}{C_j}\right)_{cr} \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} \ln \frac{W_4}{W_5}, \quad W_5/W_4=0.954$$

(Phase 6: 30min Loiter): $(L/D)_{Loiter}=9.0$, $C_j=0.6$ 이라고 가정하면

$$\text{Endurance: } E_{ltr} = \left(\frac{1}{C_j}\right)_{ltr} \left(\frac{L}{D}\right)_{ltr} \ln \frac{W_5}{W_6}, \quad W_6/W_5=0.967$$

(Phase 7: 하강): $W_7/W_6=0.990$

(Phase 8: Dash-in): $V=400 \text{ kts}$ 해면고도, 외부무장 탑재

$R=100 \text{ nm}$, $(L/D)=4.5$, $C_j=0.9$ 라고 가정: $W_8/W_7=0.951$

(Phase 9: 무장투하) No Fuel Panalty, So $W_9/W_8=1.000$

$W_9/W_0=0.818$ 이므로 현재의 무게는 $60,000 \times 0.818 = 49,080 \text{ lb}$ 이며 폭탄 10,000 lb 를 투하하면 무게는 39,080 lb 임.

(Phase 10: 5min 로이터) 이때 $(L/D)=4.5$, $C_j=0.9$ 라면

항속시간방정식에서 $W_{10}/W_9=0.983$ 이고 10,000 lb 폭탄투하에 의한



무게변화는 $39,080/49,080=0.796$ 이므로 이를 고려하면 수정된

$$W_{10}/W_9=\{1-(1-0.983)\times 0.796\}=0.986$$

(Phase 11: 100nm Dash-Out) ($L/D=5.5$, $C_j=0.9$, $V=450$ kts 라면

$W_{11}/W_{10}=0.964$, 그런데 기총소사에 의해 2,000 lb 무게가 감소하므로

무게비 $36,416/38,416=0.948$ 고려하면

$$W_{11}/W_{10}=\{1-(1-0.964)\times 0.948\}=0.966$$

(Phase 12: 순항고도까지 상승 및 가속)

$M=0.85$, So, $W_{12}/W_{11}=0.969$ 이며 이 사이의 항속거리는 47 nm.

(Phase 13: 순항) 속도 488 kts로 ($L/D=7.5$, $C_j=0.6$,

$$R_{cr}=300-47=253 \text{ nm } W_{13}/W_{12}=0.959$$

(Phase 14: 하강): $W_{14}/W_{13}=0.990$

(Phase 15: 착륙, 택싱, 정지): $W_{15}/W_{14}=0.983$

- 전체임무수행에 따른 무게비는 $W_{15}/W_0=0.713$ 이므로
- 연료무게비는 $W_f/W_0=(1-0.713)=0.287$

Step 4: 공허 중량비: $W_e/W_0=AW_0^C=2.34W_0^{-0.13}$

따라서 이륙총중량은 다음과 같이 된다.

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - W_f/W_0 - W_e/W_0} = \frac{12,200}{1 - 0.287 - 2.34W_0^{-0.13}}$$

이를 반복계산하면 $W_0=70,180 \text{ lb}$



2. 전투기의 설계 예

요구성능에 따른 설계점은 대략 P 점 근방이며 추력 대 중량비, 날개하중, 및 기타 초기 설계파라미터 결정의 결과를 도시하면 다음과 같다.

Take-off Weight with Stores: 64,500 lbs

Take-off Weight 'Clean': 54,500 lbs

Empty Weight: 33,500 lbs, Fuel Weight: 18,500 lbs

Maximum Lift Coefficients:

Clean: $C_{L_{max}} = \text{not determined}$

Take-off: $C_{L_{max\,Take-Off}} = 1.8$

Landing: $C_{L_{max\,Landing}} = \text{not critical}$

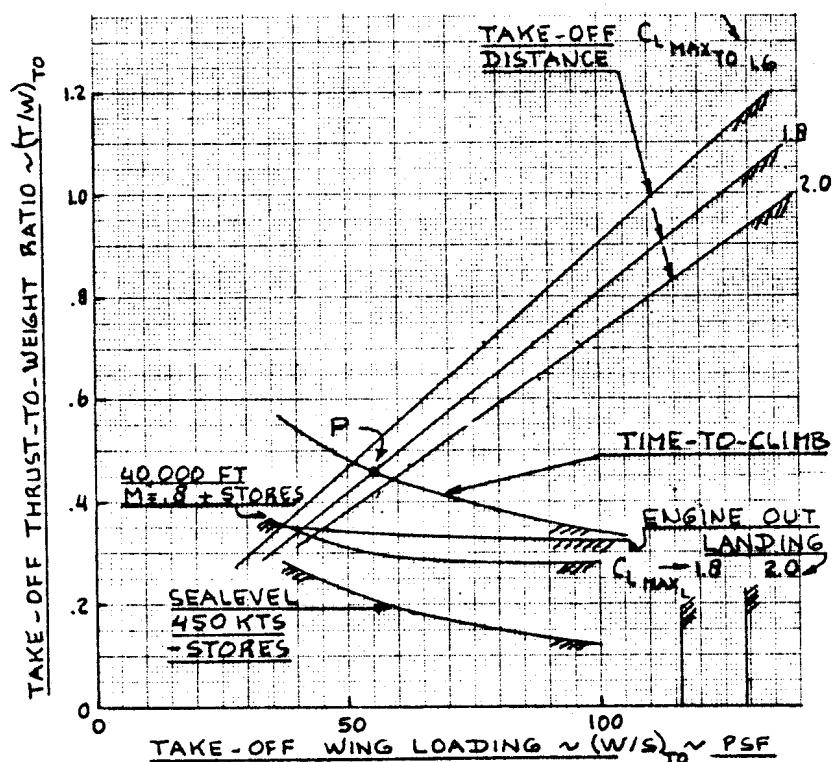
Aspect Ratio: $A = 4$,

Take-Off Wing Loading: 55 psf

Wing Area: 1,173 ft²

Take-off Thrust-to-Weight Ratio: 0.46

Take-off Thrust: 29,670 lbs





PART II 항공기 형상 설계 (Configuration Design)

제 3 장: 설계요구를 만족시킬 수 있는 날개 면적과 엔진 추력 결정.

Part II:

항공기 각 부위의 형상 및 크기를 구체적으로 결정, 항공기 전체의 형상을 완성하는 방법을 제시.

제 4 장: 형상설계의 순서, 형상해석, 형상설계 시 고려사항

제 5 장: 동체의 형상 및 크기의 결정,

제 6 장: 엔진의 출력 및 크기 산정, 흡입구, 노즐, 프로펠러의 형상 및
장착위치의 결정,

제 7 장: 익형 선정과 날개 및 꼬리날개의 형상 결정,

제 8 장: 착륙장치의 선정,

제 9 장: 세부계통의 선정



제 4 장 형상설계 및 통합

- 항공기 개념설계 단계, 주로 형상설계를 중심
- 항공기 형상설계의 결과: 배치도면(Layout Drawing), 설계의 기본적 특성 및 기하학적 형상의 정리 자료, 성능/비행특성/운영비의 예측 자료
- 1절~3절: 형상설계 과정을 통하여 결정할 사항과 그 순서,
- 4절: 형상설계 결과를 표현 방법,
- 5절: 항공기 형상 해석 및 외형 공력 해석, 세부계통 배치를 위하여 필요한 표피면적과 부피 산정 방법,
- 6절: 여객기와 전투기의 형상설계 시에 고려해야 하는 사항.

4. 1 형상설계 시 결정사항

- 형상설계과정: 항공기 전체의 형상, 동체형상, 엔진의 종류, 엔진의 개수, 엔진의 장착 위치, 날개 및 꼬리날개의 형상 및 크기, 고양력 장치의 종류 및 크기, 착륙장치의 종류 및 장착 위치, 각종 보기류의 선정, 구조의 형식 등을 결정
- 항공기 전체의 형상: 육상, 수상, 수륙양용의 용도에 따라 구별
- 선택 가능한 종류: 꼬리날개가 뒤에 있는 일반적 형상, 수평꼬리날개나 커나드가 없는 플라이윙, 커나드 또는 병렬날개 형상, 커나드/날개/꼬리날개로 구성되는 삼면형상 등으로 구별
- 동체의 형상 일반적으로는 기준에 설계된 항공기의 동체형상을 준용
- 선택 가능한 엔진의 종류: 왕복엔진, 터보프롭엔진, 터보제트엔진, 터보팬 엔진, 기타 새로운 형식의 개발중인 엔진,
- 엔진의 개수: 총 소요 추력과 구입 가능한 엔진의 추력 비교, 엔진 작동 불능 시 안정성 문제, 엔진의 구입 가격과 정비성 등을 고려 결정. 10개의 엔진을 장착한 B36D 폭격기, 일반적 1개~4개.



- 엔진의 배치 형식: 견인식(Tractor type)과 추진식(Pusher type)
- 항공기에 엔진을 장착하는 형식: 나셀을 포드로 매다는 형태와 동체나 날개 내에 장착하는 형태,
- 장착 위치: 날개의 위, 아래, 또는 중앙, 동체나 꼬리부분에 장착
- 형식이나 위치에 따라 항공기 중량, 진동/소음 정도, 엔진 효율, 조종성, 정비성 등에 크게 영향을 미침
- 날개의 형상:
 - 외팔보 날개와 버팀식 날개
 - 동체에 장착하는 위치에 따라 고익, 중익, 저익
 - 후퇴각의 관점: 후퇴익, 전진익, 가변익
 - 전체적인 형상, 가로세로비, 테이퍼비, 후퇴각, 두께비, 익형의 종류, 비틀림각, 불임각, 상반각, 고양력장치, 윙렛과 같은 설계 변수들을 결정, 이 값들은 항공기 중량 및 안정성, 조종성에 큰 영향
 - 꼬리날개의 형상: 후방동체에 장착되는 일반적인 형상, T형 꼬리날개, V형 꼬리날개
- 이 외에 스트레이크, 벤트럴핀, 도살핀을 장착
- 착륙장치: 인입식 착륙장치와 고정식 착륙장치,
배치 형태
 - 단일 주바퀴형 착륙장치 (Single Main Gear),
 - 자전거형 착륙장치(Bicycle Gear),
 - 뒷바퀴형 착륙장치(Tail Dragger),
 - 앞바퀴형 착륙장치(Tricycle) 등
 - 착륙장치는 일반적으로 날개 또는 동체에 부착.

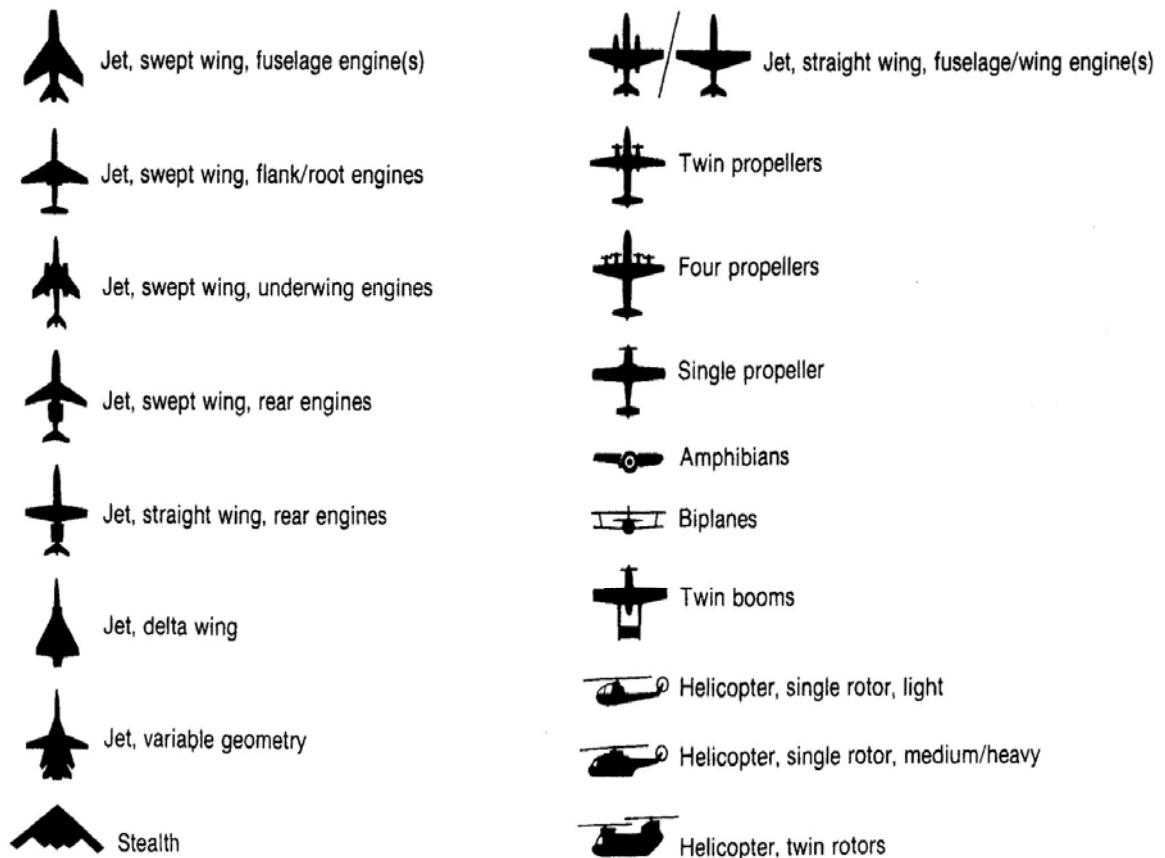


그림 4.1 항공기 형태별 종류

- 선정 대상 각종 보기류:

- 비행조종계통 (Flight Control System, FCS), 항공전자계통(Avionics System), 연료계통(Fuel System), 유압계통, 전기계통, 환경제어계통 (Environmental Control System), 보조동력장치 (APU, Auxiliary Power Unit)와 비상동력계통(Emergency Power System) 등의 이차동력장치, 무장 및 외부 장착물 등
- 구조 관점 결정 항목: 금속과 복합재료의 사용 부위, 날개, 동체 등 주요 부분품의 일차구조물 배치, 착륙장치 부착부위의 구조, 제작 및 조립 순서 등.
- 항공기형상 설계자 주목사항: 모든 부분품의 결정은 상호 연관관계를



갖고 있으므로 기존 설계를 반복적으로 수정, 결정

- 항공기의 총순기 비용의 90%는 형상설계의 초기과정에서 이미 결정.

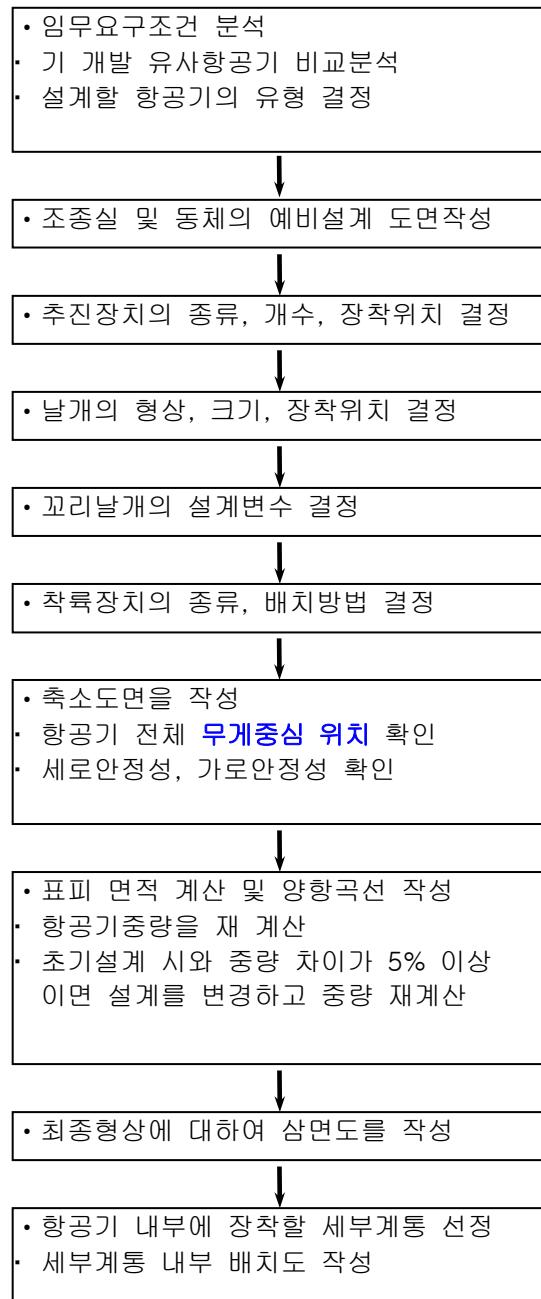


그림 4.2 형상설계 순서

4.2 형상설계 순서



- 형상 초기 설계로부터 구해지는 이륙 중량(w_{TO}), 자체 중량(w_E), 탑재 중량(w_{PL}), 연료 중량(w_F), 날개면적(s), 날개 가로세로비(A), 이륙 추력 또는 동력 (T_{TO}, P_{TO}), 양력계수 (Clean: $C_{L_{max}}$, Take-off: $C_{L_{max,TO}}$, Landing: $C_{L_{max,L}}$) 등은 계산의 초기치로 사용
- 첫째, 임무요구조건을 자세히 분석, 형상에 큰 영향을 미치는 사항을 정리하여 기존에 개발된 유사항공기의 설계 내역과 비교 분석하여 설계할 항공기의 유형을 결정
 - 일반적인 항공기의 유형: 자작 항공기, 농업용항공기, 업무용 제트항공기(Business Jet), 지역간 터보프롭 항공기, 제트여객기, 군용 훈련기, 전투기, 군용정찰기, 폭격기, 수송기, 비행정(Flying Boats), 수륙양용기(Amphibian), 수상기(Float Airplane), 초음속 순항 항공기 등
- 둘째, 임무요구조건 중 승무원, 승객, Payload에 관한 조건을 만족시키는 조종실 및 동체의 예비설계(Preliminary Design) 도면 작성, 군용기의 경우는 무장 배치 도면도 작성
- 셋째, 추진장치의 종류 및 개수, 장착위치 결정, 추진장치의 선정 및 배치는 동체, 날개 등 항공기 주요 부품의 배치에 큰 영향
- 넷째, 날개의 형상, 크기 및 동체에 대한 장착위치 결정.
 - 날개 면적(S)과 가로세로비(A)는 예비설계단계에서 이미 결정
 - 추가로 테이퍼 비(λ_w), 후퇴각(Sweep Angle, Λ_w), 두께비(Thickness Ratio, $(t/c)_w$), 익형의 종류, 불임각(Incidence Angle, i_w), 상반각(Dihedral Angle, Γ_w) 결정
- 다섯째, 날개에 장착되는 고양력 장치의 유형, 크기 및 배치방법
- 여섯째, 커나드 포함, 수평꼬리날개 및 수직꼬리날개의 설계변수 결정, 꼬리부분 설계변수들은 면적 및 위치, 가로세로비, 테이퍼 비, 후퇴각, 두께비, 익형의 종류, 불임각, 상반각 등. 꼬리에 부착되는 조종면의



형상, 크기 및 배치 방법도 결정.

- 일곱째, 착륙장치의 종류, 배치방법 및 타이어의 수량을 결정, 인입식 착륙장치의 경우에는 소요공간의 확보는 가능한지, 다른 부품 또는 구조물과의 간섭 여부 확인.
- 여덟째, 현재까지 결정된 형상에 대한 축소도면 작성. 작성된 도면상의 각 부분품들의 예측중량과 무게중심의 위치 사용하여 항공기 전체의 무게중심의 위치 확인, 설계된 항공기의 균형 확인. 연료의 소모 또는 착륙장치의 펴진 상태와 접어들인 상태에 따른 무게중심 위치의 변화 등 분석하여 설계된 항공기가 운항 전 구간에 대하여 세로안정성, 가로안정성이 확보 여부 확인. 또한 2개 이상의 엔진이 장착된 경우에는 한 개 엔진의 작동불능 시에도 조종이 가능한지를 확인.
- 아홉째, 이착륙 및 순항 조건에 대하여 표피면적 계산, 양항곡선(Drag Polar) 작성, 양항곡선 상에서 각 운항조건에 대한 양항비(L/D)를 구하여 이륙 중량(w_{TO}), 자체 중량(w_E), 연료 중량(w_F) 등을 재 계산, 초기설계에서 사용한 양항비 값으로 계산한 항공기 중량과 비교하여 차이가 5% 이상이 되면 예비설계 도면을 변경하여 양항비 및 항공기 중량을 재계산. 변경된 양항비로부터 구한 중량이 설계초기에 예측한 중량과 차이가 5%이내까지 반복.
- 열번째, 결정된 최종형상에 대하여 삼면도를 작성, 형상설계의 결과를 정리하여 보고서 작성
- 열한번째, 항공기 내부에 장착할 세부계통을 선정, 배치하여 내부 배치도 작성.

4. 3 형상설계 관련 분야

- 항공기 설계는 그 시스템, 요구조건의 복잡성: 다양한 기술분야의 많은 전문가들의 참여를 필요로 하는 다중분야적과제 (Multi-disciplinary Task)



- 각 분야 요구 설계 데이터, 일반적으로 상충, 가능한 한 많은 부분이 상승 효과적으로 타협 설계.
- 통합의 중요성 (L.M. Nicolai) “하나의 완성된 항공기 설계는 많은 전문 엔지니어들이 최선의 노력으로 타협한 결과”
- 설계총괄책임자 (Chief Engineer): 모든 기술분야의 활동을 조정, 주요 사안에 대해서나 주요시점에서 설계결정(Design Decision) 역할, 설계 전반에 대한 폭 넓은 이해력과 경험, 기술적 지도력 (Technical Leadership) 필요. 설계해를 위한 전문성 기술그룹 (형상설계그룹) 반드시 필요.
- 형상설계 그룹: 설계요구사항 부합항공기 형상을 도면 또는 CAD 자료화 하여 해석그룹에 전달, 해석그룹의 형상 변경 요구를 평가, 도면에 반영
- 중량 그룹: 항공기 중량, 무게중심, 관성력을 예측, 비행조건 및 하중에 따른 무게중심의 이동을 분석하여 형상설계 그룹에 제공, 항공기 총 중량이 증가하지 않도록 각 기술 분야들과 협력
- 임무형상 및 성능분석 그룹: 임무형상을 설정하고 설계할 항공기가 임무 수행 시 충분한 성능을 발휘할 수 있는지 확인. 이착륙거리, 기동성 및 가속성능 조건 등의 설계 요구성능을 만족시키는 최적의 추력과 중량의 크기 판단
- 공기역학 그룹: 임무를 수행하기 위한 형상의 설정 시 공기역학적 관점에서 가장 중요한 부분 판단, 공기역학 관점에서 효율을 가장 높일 수 있는 항공기 형상을 형상설계 그룹에 제공, 유도항력(Induced Drag), 유해항력(Zero-lift Drag), 조파항력(Wave Drag), 표면마찰, 형상항력, 기타 항력 및 순항 및 이착륙 시의 $C_{L_{max}}$ 값의 계산, 이착륙 시의 $C_{L_{max}}$ 를 위한 고양력 장치의 설계개념 등을 형상설계 그룹에 제공
- 조종안정성 그룹: 조종을 위해서 필요한 조종력의 크기를 계산하고 조종면의 형태 및 크기를 결정. 조종성 및 안정성, 비행성 평가를 수행하여 각종 규격에 합당한지 판단.



- 추진시스템 그룹: 설계 요구조건에 맞는 추진 시스템을 선정, 모든 비행영역(Flight Envelope)에 대한 추력 및 연료 소비율 예측, 적절한 연료흐름 방식 선정, 프로펠러, 공기흡입구, 노즐형식 및 크기 선정
- 구조 및 재료 그룹: 날개, 착륙장치 등에 대한 하중경로(Load Path) 판단하여 항공기 형상을 지탱할 수 있는 구조적 개념 설정, 구조 해석을 위한 외부하중의 종류 및 크기를 파악하고 구조물 각 부위에 사용할 재료 선정
- 항공기 시스템 그룹: 착륙장치, 전기시스템, 유/공압 시스템, 항공전자 시스템, 기타 기계적 시스템을 선정, 조종석 및 계기의 배치, 승객실 및 화물실의 배치
- 비용분석 그룹: 항공기 자체의 가격 및 운영비, 정비비 등을 계산, 설계 변경에 따른 항공기 가격에 미치는 영향 분석, 가격 요구조건에 부합하는 항공기가 설계될 수 있는지 판단.



제 4 장 형상설계 및 통합

4. 1 형상설계 시 결정사항

4.2 형상설계 순서

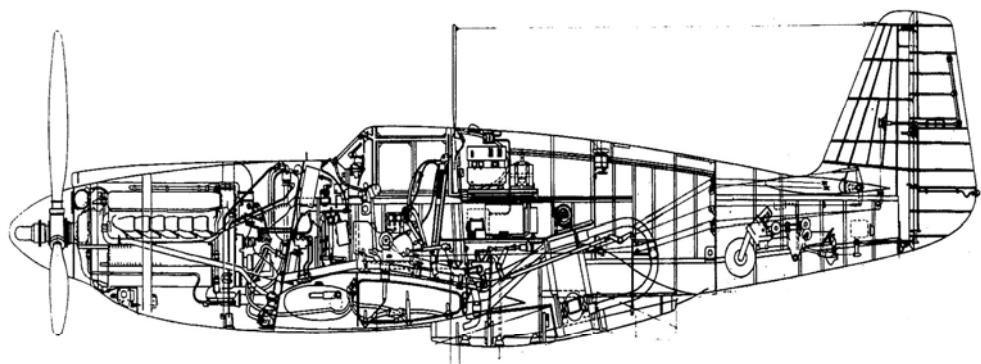
4. 3 형상설계 관련 분야

4. 4 형상설계의 결과

형상설계의 결과는 일반적으로 배치도면(Layout Drawing), 항공기 특성 및 형상 요약, 성능 및 가격 예측의 세가지로 정리.

4.4.1 배치도면(Layout Drawing)

항공기 내부 및 외부 형상의 배치, 주요 장비의 장착 위치 및 주요 구조물의 위치 표현



P-51 의 배치도면

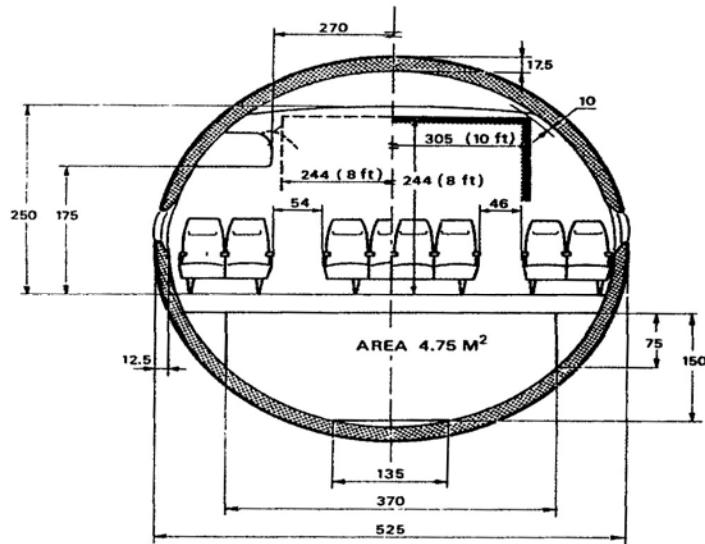


그림 4.5 단거리 여객기의 동체 단면도 (좌측:2 등석, 우측:일반석)

4.4.2 항공기 특성 및 형상 요약

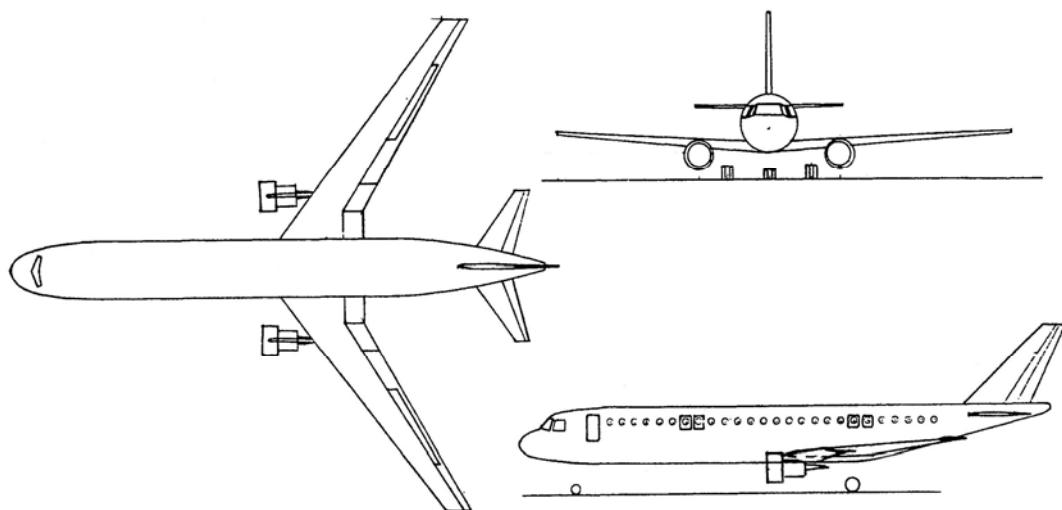


그림 4.7 Ourania 항공기의 삼면도



표 4.1 Ourania 항공기의 형상 요약

	Wing	Horizontal Tail	Vertical Tail
Area	1,296 sqft	254 sqft	200sqft
Span	113.8 ft	35.6 ft	19.0 ft
MAC	12.5 ft	7.75 ft	11.5 ft
MAC L.E. : F.S.	88.8 ft	124.9 ft	123.5 ft
Aspect Ratio	10	5	1.8
Sweep Angle	35 deg.(c/4)	35 deg. (L.E.)	45 deg. (L.E.)
Taper Ratio	0.32	0.32	0.32
Thickness Ratio	0.13 root, 0.11 tip	0.12	0.15
Airfoil root	NACA 64A413 mod.	NACA 0012	NACA 0015
tip	NACA 64A411 mod.		
Dihedral Angle	3 deg.	0 deg.	Not appl.
Incidence Angle	+1.5deg.Root – 0.5deg. tip	variable	0 deg.
Aileron chord ratio	0.30	Elevator chord	Rudder Chord
Aileron span ratio	0.23–0.34	ratio 0.30	Ratio 0.45
Flap chord ratio	0.30		
Flap span ratio	0.11–0.23 and 0.34–1.00		

	Fuselage	Cabin Interior	Overall
Length	1,243 ft	90.8 ft	1,270 ft
Max. height	13.2 ft	7.5 ft	38.3 ft
Max. width	13.2 ft	12.4 ft	113.8 ft



4.4.3 성능 및 가격 예측

- 항공기 기본설계 결과 사용, 잠재 고객과 항공기 구매에 대하여 의논.
- 이때 사용 목적 기준의 항공기 또는 경쟁 기종과의 비교를 위하여 항공기의 주요 특성을 타 항공기와 비교,
- 잠재 고객과의 협의 결과에 따라 설계자는 자신이 설계한 항공기의 적절성 판단, 향후 진행 계획을 수립
-

표 4.2 기존 항공기와 설계된 단거리 여객기의 특성 비교

	Dime n- sion	Airbus A- 300B2	Boeing 727- 200	Mcdonn ell Douglas DC- 9/30	Dassa ult Mercu re	Project 그림 4.7
Wing span	ft	147.02	107.93	93.34	100.1 6	132.13
Wing area	sqft	2,795	1,697	1,000	1,247	2,064
Wing aspect ratio	-	7.71	7.67	8.73	8.00	8.46
Length overall	ft	167.08	153.08	114.25	111.4 8	159.18
Height overall	ft	54.30	33.47	27.48	37.25	45.41
Length fuselage	ft	161.90	136.90	106.89	110.1 6	139.89
Outside fuselage width	ft	18.49	12.33	10.95	12.79	17.21
Approx.height of cabin floor above apron	ft	15.4	8.9	7.2	9.8	12.8
Cabin length	ft	119.67	92.59	70.98	81.47	104.92
Cabin height	ft	8.33	7.15	6.75	7.20	8.52
Floor area	sqft		979	645	863	1,548
Passenger, all tourist	-	259	163	105	134	185
high density	-	286	189	120	155	235
Total cargo hold volume	cuft	4,229	1,503	892	1,181	2,467



Powerplant: No of engine	–	2	3	2	2	3
Type	–	GE– CF650 A	JT– 8D–15	JT–8D– 7	JT– 8D–15	M–56– 40
SL/ISA static takeoff thrust	lb	48,953	15,500	14,000	15,50 0	22,050
Operational empty weight	lb	176,40 6	101,00 0	55,788	63,72 7	123,48 4
Max. weight limited payload	lb	69,900	39,030	26,240	35,50 0	52,922
Max. zero fuel weight	lb	240,35 3	140,00 0	82,030	99,22 6	176,40 6
Total fuel capacity	lb	75,854	65,270	24,476	22,93 3	52,922
Max. takeoff weight	lb	291,07 0	190,51 8	98,126	144,6 44	211,68 7
Max. landing weight	lb	264,60 9	159,86 8	93,495	108,0 49	201,76 4
Max. wing loading	lb/sq ft	104	112.4	98.0	91.9	102.6
Max. thrust loading	–	2.97	4.10	3.51	3.70	3.20
Max. cruising speed	kts	506	521	491	500	486
At weight of	lb	291,07 0		98,126	110,2 54	198,45 6
At cruise altitude of	ft	25,000	30,000	25,000	25,00 0	30,000
Cruise mach no. at these Conditions	–	0.84	0.84	0.816	0.83	0.825
Max. operating Mach no. (M_{M_0})	–	0.86	0.90	0.89	0.85	0.85
Max. Operating limit speed (v_{M_0} , EAS)	kts	360	390	340	380	380
Takeoff safety speed	kts	141	159	147		132
At MTOW	kts	132	137	129	124	132
Approach speed						



At MLW FAR takeoff field length at SL/ISA, MTOW	ft	6,030	8,740	6,810	6,510	5,250
FAR landing field length at SL, MLW	ft	5,840	5,330	4,920	4,740	5,110
Max. payload range (high-speed cruise)	nm	865	1,365	910	180	738
Max. fuel range (long-range cruise)	nm	2,240	2,415	1,465	825	1,920
Range with max no. of Passengers in all tourist class	nm	1,185	1,510	1,105	657	1,205

- 항공기의 총순기비용(Life Cycle Cost) : 개발에서부터 폐기까지의 전체 비용
- RDE&T (Research, Development, Evaluation, Test) 비용 : 항공기 개발에 소요되는 비용, 항공기 생산 대수와 관계없는 고정비용,
- 항공기 제작비용(Flyaway Cost) : 항공기 자체를 제작하는데 소요되는 자재비, 노무비를 의미. 항공기 생산 대수가 증가하면 습득률 때문에 노무비가 점차 절감, 이에 따라 항공기 가격도 감소
- 민항기 구매 가격(Civil Purchase Price) : 개발비와 항공기 제작비용의 적정 비율과 이윤을 포함, 운영에 소요되는 장비는 항공기와 별도로 구매
- 군용기 구매가격(Military Procurement) : 개발 비용이 정부기관에서 별



도로 지급, 항공기 제작 비용과 기본 운영에 소요되는 장비 가격 포함

- 사업비용(Program Cost) : 항공기를 개발부터 운영에 이르기까지의 필요한 모든 비용 포함, 운영정비 비용은 개발, 생산 비용보다 훨씬 크며 자재비, 인건비, 보험료, 감가상각비 등을 모두 포함,
- 항공기 총순기비용은 통계적인 방법을 기본으로 한 보간법으로 예측, 민항기 제작사 또는 미 공군 등에서 항공기 총순기비용의 예측 방법을 개발해 사용, 비교적 간단한 방법의 상용 소프트웨어도 개발.



제 4 장 형상설계 및 통합

4. 1 형상설계 시 결정사항

4.2 형상설계 순서

4. 3 형상설계 관련 분야

4. 4 형상설계의 결과

형상설계의 결과는 일반적으로 배치도면(Layout Drawing), 항공기 특성 및 형상 요약, 성능 및 가격 예측의 세가지로 정리.

4.5 형상 해석

4.5.1 표피 면적(Wetted Area)의 산정

- 표피면적 (S_{wet}) : 항공기 외부 표면 공기에 노출되는 전체 면적 , 마찰 항력에 가장 크게 기여하는 요소, 항공기 전체의 항력 예측에 필요
- 날개와 꼬리 날개의 표피면적(그림 4.9) 근사적 계산. 평면면적($S_{exposed}$)에 날개나 꼬리날개의 두께비를 고려 계산.

$$t/c > .05 \quad S_{wet} = S_{exposed} [1.997 + 0.52(t/c)] \quad (4.1)$$

$$t/c < .05 \quad S_{wet} = 2.003 S_{exposed} \quad (4.2)$$



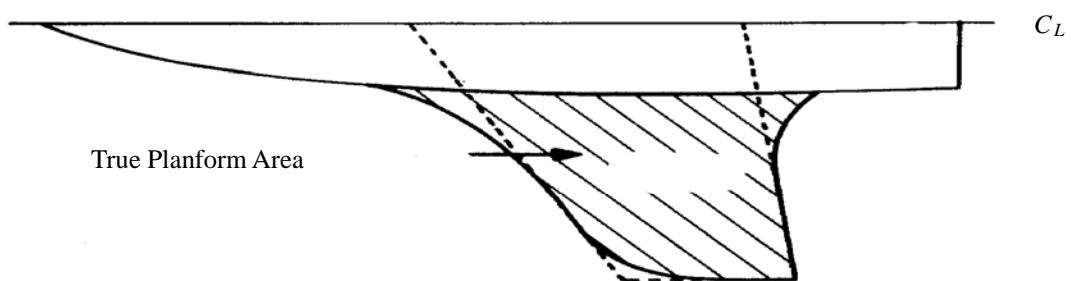
- 동체의 표피면적 (그림 4.10): 측면도와 평면도에서 투영된 면적은
도면, 측정

$$S_{wet} = K (A_{top} + A_{side}) / 2 \quad (4.3)$$

$K = \pi$ for elliptic cross section

$K = 4$ for square cross section

Typically use $K = 3.4$



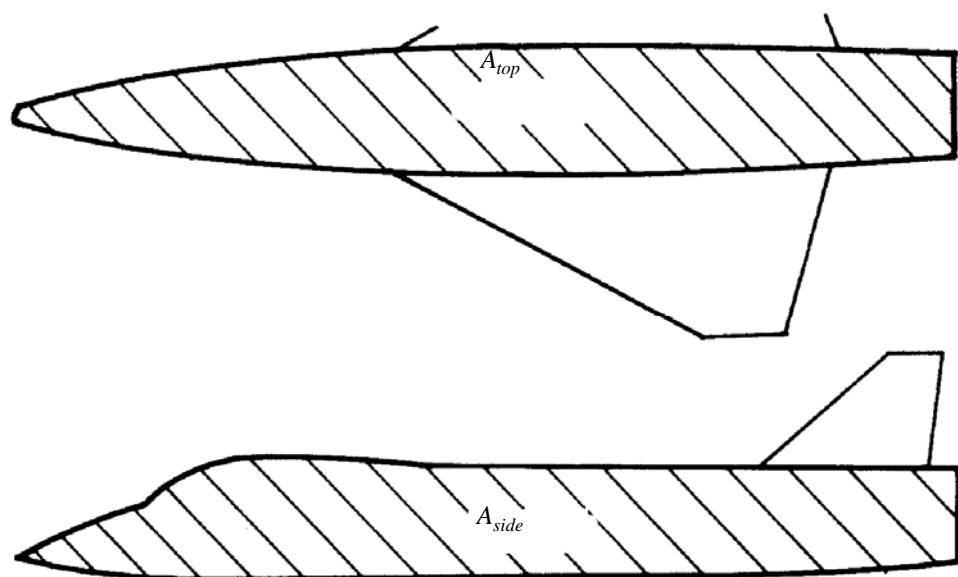


그림 4.10 간단한 동체의 표피면적 예측 방법

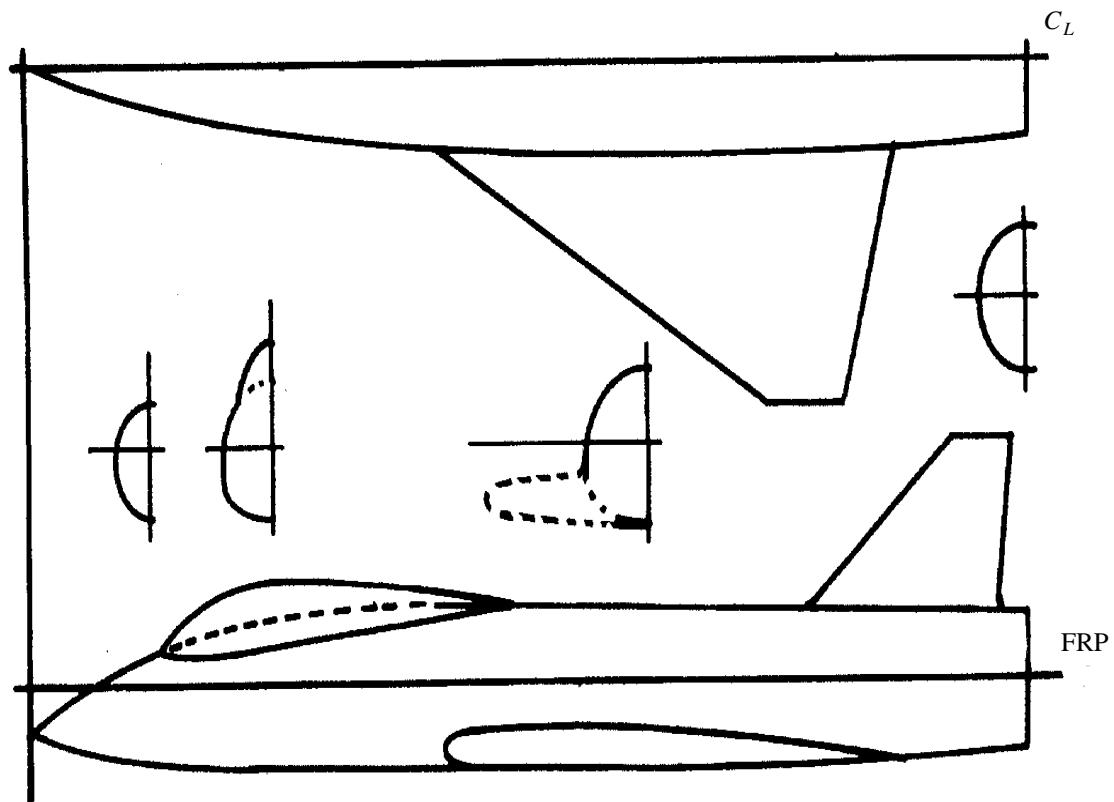


4.5.2 항공기 부피 산정

- 동급의 기존항공기의 내부 면적과 비교함으로써 설계의 적절성을 판단 기준 사용
- 기존 항공기보다 내부 부피가 작으면 각종 장착물을 설치할 장소가 협소, 정비성이 나쁨. A_{top}, A_{side} 투영한 평면 면적이고 L 은 동체의 길이

$$Vol \approx 3.4 \frac{(A_{top})(A_{side})}{4L} \quad (4.4)$$

- 부피곡선: 기하학적 적분 방법,
길이 방향 위치에 따른 각 부위의 단면적을 그리면 단면적 곡선 내부의
면적이 동체전체의 부피,
정확도를 높이기 위해서 단면적이 급격히 변하는 부위의 단면적
포함(공기 흡입구의 시작부분, 캐노피의 시작과 끝 부분, 날개와
꼬리날개의 시작과 끝 부분 등.)
부피곡선은 초음속 또는 천음속 조파항력(Wave Drag) 예측에도 사용.



Cross-Section Perimeter

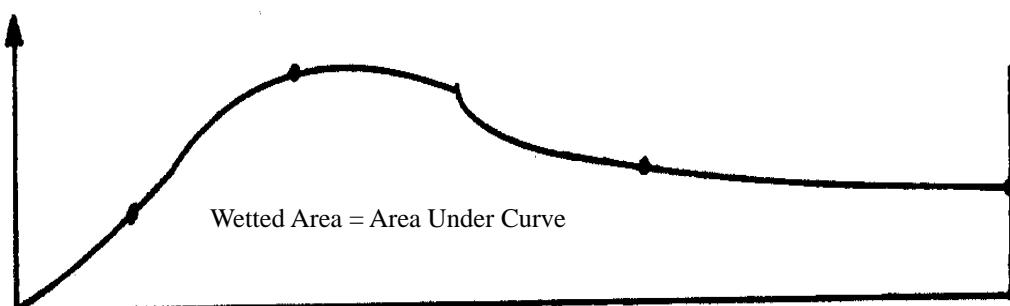


그림 4.11 동체의 표피면적 산정



제 4 장 형상설계 및 통합

4. 1 형상설계 시 결정사항

4.2 형상설계 순서

4. 3 형상설계 관련 분야

4. 4 형상설계의 결과

4.5 형상 해석

4. 6 형상설계 시 고려 사항

4.6.1 민간 여객기 형상설계 시 고려사항

- 시장 요구조건에 맞는 적절한 크기의 항공기를 선정
- 직접 운용비를 줄이기 위해서 추진기관, 공기역학, 구조재료, 세부계통, 제작 등 각 분야에 있어서 현재 가용한 기술들을 효율적으로 활용
- 동체형상: 여객의 편의성과 제작의 용이성을 합쳐서 단면이 일정한 동체형상이 기본적인 형상의 주류 (MD-11, B-747)
- 화물운송: 중요한 요소, 보잉- 747 기종은 컨테이너를 탑재하기 위해서 조종석을 객실바닥의 상부에 위치시키면서 기수부분을 위아래로 여달는 방식을 채택



- 항공기의 확장성 문제: 새로운 항공기를 설계 시 확장기 또는 파생기에 대한 고려, 관련기술에 대한 세심한 검토. 최대이륙중량, 공허중량(Empty Weight), 최대착륙중량, 추력, 연료탑재량, 탑재하중, 새로운 엔진의 장착, 날개의 확장 등과 관련된 여러 조건들에 대한 문제점 및 해결책 등을 고려하여 기본형상을 설계.
- 안전성: 가장 중요한 요소중의 하나. 충분한 비상출구, 좌석배치 유연성, 모듈 형태로 생산, 수시간 내에 변형이 가능하도록 설계



2. 날개와 추진장치의 배치

- 항공기 날개의 형상: 197 년대 중반에서 1980 년대 중반 까지는 항공 연료의 고비용 때문에 날개무게의 증가에도 불구하고, 비교적 높은 가로세로비의 날개 선호. 최근에는 바뀌는 추세. 설계 순항속도나 최대 운용 마하수를 만족하기 위하여 적당한 구조적 무게를 고려한 날개 후퇴 각과 날개의 두께비를 적절히 조합하여 날개형상을 결정
- 날개의 면적 결정 후, 이륙성능 요구조건으로부터 필요한 추력/무게비가 계산되고, 계획된 고도에서의 순항성능에 대하여도 검증.

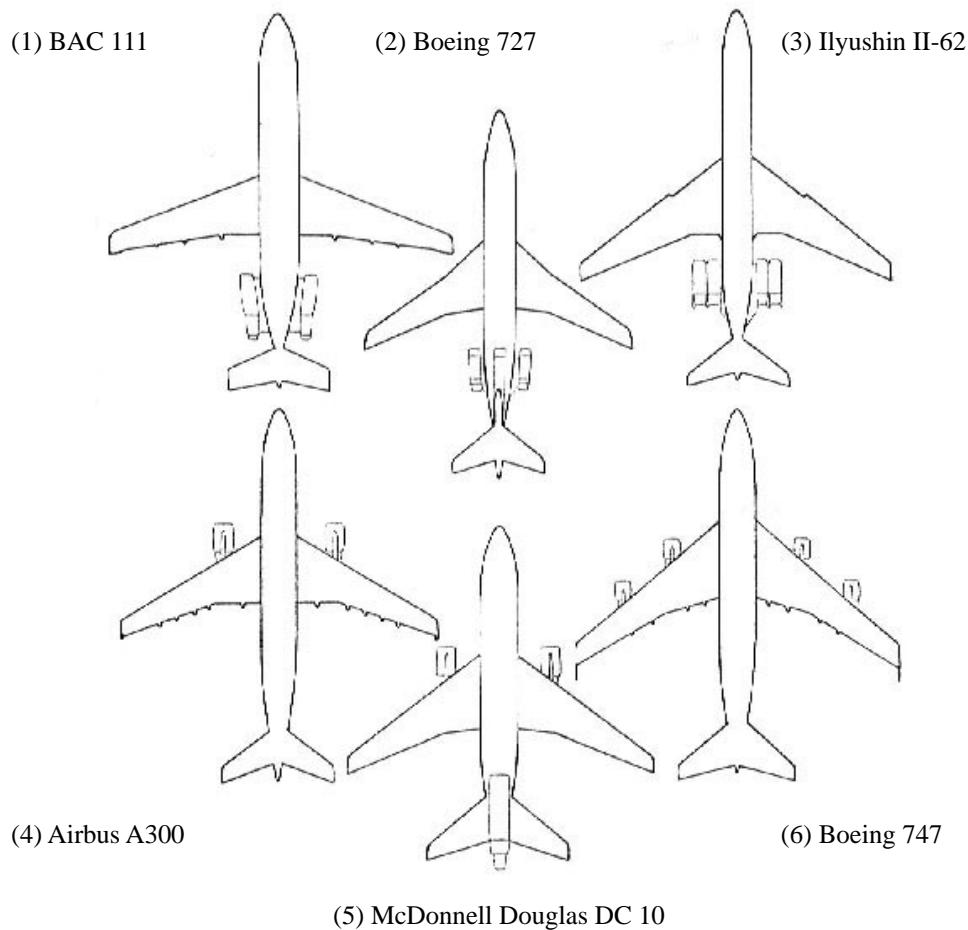


그림 4.12 항공기 엔진장착위치



- 필요한 전체 추력이 계산되면 설계자는 엔진을 선정, 기체 장착 방법 결정.
- 엔진의 수: 수가 많으면 항공기가 생존 가능성이 커지며 승객에게는 보다 안전. 대양 항로로 운항하는 2 개의 엔진 장착 장거리 민항기가 증가 추세, 하나의 엔진이 고장난 경우 항공기가 인근 공항에 도착 할 수 있는 특정 시간(일반적으로 90 분 또는 60 분)에 대한 규제 완화를 요구 중. 그러나 상당수의 승객들은 대양 항로 운항 경우 적어도 3 개 이상이 장착된 항공기를 선호. 하나의 엔진이 고장나서 나머지 엔진만으로 정비 가능한 회항할 비상시에는 3 개의 엔진이 2 개의 엔진보다는 유리.
- 반면에 3 개의 엔진을 장착할 경우 중심축에 장착될 엔진의 장착 어려움.
- 엔진이 후방 동체 안에 장착될 경우, 정비나 수리를 위한 접근이 어렵고 엔진 입구에서 만족할 만한 공기흐름을 제공할 수 있는 S 자 형태의 긴 흡입관(Intake)의 개발 문제.
- 수직꼬리날개에 엔진을 장착할 경우, 정비사가 엔진에 접근할 수 있는 특별한 장비가 필요.
- 3 개의 엔진이 장착된 항공기는 작고 장착이 비교적 쉬운 4 개 엔진이 장착된 항공기 보다 비용면에서 유리.
- 이륙 시 하나의 엔진 고장을 허용, 쌍발 엔진인 경우 3 개 또는 4 개 엔진이 장착된 경우보다 엔진추력에 비교적 여유. 2 개의 엔진이 정상적으로 작동할 경우에는 이륙 시 매우 높은 상승각을 유지할 수 있어 3 개나 4 개의 엔진이 장착된 항공기에 비하여 쌍발 엔진인 경우 공항 주변에서의 소음 궤적을 저감 장점.
- 날개의 구조무게는 양력을 견딜 수 있는 굽힘 강도에 주로 영향을 받고 엔진 무게는 양력에 의한 굽힘모멘트를 줄여줄 수 있기 때문에 날개의 아래에 엔진을 장착하는 것이 경제적인 이점. 날개에 장착된 엔진에 의한 하중은 날개의 스파에 직접 전달, 반면 후방동체에 엔진



을 장착할 경우에는 엔진에 의한 추력, 무게, 관성력 등의 하중이 구조물에 작용, 장착부분의 구조물에 대한 보강 필요.

- 날개장착 엔진은 플랩이 장착된 후면부의 일부분이 제 기능을 못하게 됨. 동일한 양력계수를 얻기 위하여는 플랩의 구조가 복잡.
- 후방동체 장착 엔진: 객실 소음을 최소, 엔진 고장에 의한 요잉 모멘트의 영향이 적어 수직 꼬리날개의 크기를 줄일 수 있음, 가장 큰 결정은 수평 꼬리날개를 높게 위치.
- 꼬리날개 위치: 높은 수평꼬리날개는 세로운동에 필요한 팔길이가 길어지고 날개 후류의 영향 적음. 그러나 높은 받음각에서는 날개와 엔진 나셀에 의한 공기 흐름 속에 수평꼬리날개가 위치하여 항공기는 회복이 불가능한 더 깊은 실속상태로 진행될 수 있음. 조종장치에 특별한 실속 경고 장치가 필요. 반대로 꼬리날개를 낮은 위치에 장착하면 받음각이 증가함에 따라 안정성은 증대하지만 정상 비행 시에는 날개에 의한 후류 안에서 작동하기 때문에 버펫이나 비선형적인 조종반응을 보일 수 있음.
- 동체 관통형 날개구조: 날개구조가 객실 바닥 아래의 화물칸을 관통하여 객실과의 간섭이 없기 때문에 장거리 대형여객기는 대부분 저익기 형태
- 고익기/저익기 형태: 소형 여객기는 동체의 단면적에서 화물공간이 차지하는 비중이 적기 때문에 선호. 엔진 입구가 지상으로부터 높게 위치해 있기 때문에 이착륙 시 깨끗한 공기를 흡입할 수 있으며 비교적 파이리를 깊게 설치할 수 있기 때문에 엔진의 배출 가스에 의한 영향을 최소화하여 후면의 80% 이상을 플랩으로 사용 가능. 저익기 형태로 엔진이 날개에 부착된 보편적인 형상은 잘 포장된 활주로에서 운항 할 수 있도록 설계되었다. 엔진 나셀에 장착된 긴 착륙장치를 갖는 형상의 고익기는 포장이 잘되지 않은 활주로에는 부적합. 반면에 군용 수송기 등 고익기의 낮은 바닥은 접근성이 뛰어남.



4.6.2 전투기 형상 설계 시 고려 사항

현대 전투기 설계의 주요한 고려 요소 : 전투 생존성, 초기동성, 스텔스 성

1. 전투 생존성(Combat Survivability)

- 주요 구성품을 중복시키는 방법(Component Redundancy) ,
- 구성품의 위치(Component Location) 고려,
- 수동적 손상 억제(Passive Damage Suppression) : 손상허용 설계법 (Damage-tolerant Design), 탄환 저항(Ballistic Resistance) 설계법, 고장 지연법(Delayed Failure), 누출억제(Leakage Suppression) 방법, 화재 및 폭발방지 기법 등
- 능동적 손상 억제(Active Damage Suppression) : 화재 및 과열 탐지계 통으로서 센서를 이용해서 점화 부분 혹은 과열부분 탐지, 조종사에게 경고
- 구성품 차폐(Component Shielding),



2. 초기동성 (Super maneuverability)

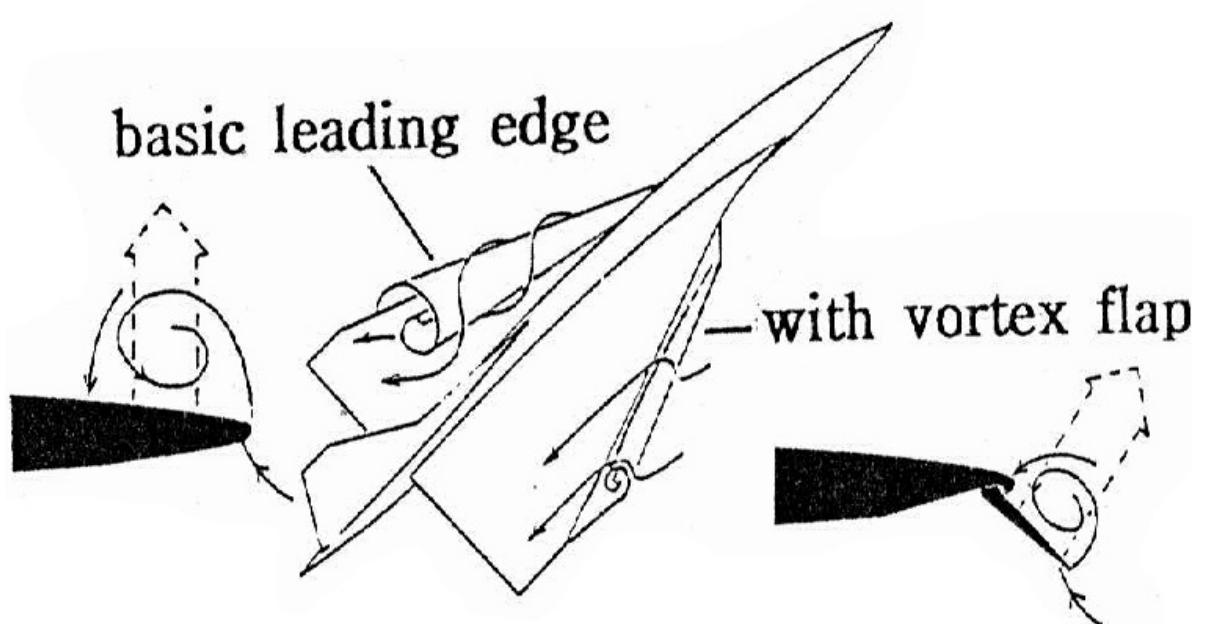
- "매우 높은 받음각에서 갑자기 혹은 전혀 예기치 않은 방향과 방법으로 비행할 수 있는 기동 능력"
- 초음속 비행에 적합한 날개는 작은 가로세로비를 가진 날씬한 (혹은 후퇴각이 큰)날개이며, 또한 아음속 항공기 날개에 비하여 날개 앞전의 반경이 매우 작거나 날카롭다.
- "Leading Edge Extension" (LEX): F-16이나 F-18 항공기의 앞부분 동체의 날카로운 모서리는 날개의 앞전이 앞부분 동체로까지 연장되는 형상. LEX는 앞부분 동체에서 발생하는 와류의 강도 및 안정성을 크게 증가시켜 높은 받음각에서 와류 양력에 의한 양력 증가와 안정성 향상 효과를 가져올 뿐만 아니라, 날개 바깥쪽의 분리된 흐름과 LEX 와류가 유익한 상호작용(Beneficial Interaction)을 하여 실속이 유연하게 발생하고, 높은 받음각에서 가로 안정성과 방향안정성을 향상
- 전투기나 미사일 등의 형상에서 뾰족한 앞 끝(pointed Nose Tip)을 갖는 둥특한 전방동체는 높은 받음각에서 전방동체 와류(Forebody Vortex)가 발생하게 되며, 이 전방동체 와류의 비대칭적인 발달과 붕괴, 전방동체 와류와 LEX/Strake/날개 와류와의 간섭 등은 높은 받음각에서 정적 안정성을 나쁘게 할 뿐만 아니라 Wing Rock 등 동적안정성 문제도 야기. 또한 높은 받음각에서는 러더 등과 같은 조종면이 동체와 날개의 실속 후류(Stalled Wake)에 잠기게 되어 요오 조종력이 급격히 저하된다. 동체의 앞 끝 부분에 설치한 접혀짐/ 펴짐이 가능한 스트레이크(Retractable and Deployable Forebody Strake)는 높은 받음각에서 전방동체 와류의 조절을 통하여 강력하고 정확한 요오 조종력을 제공할 수 있는 것으로 알려져 있다.

/ Suction, Rotatable Forebody Tip 등이 있으며 이를 방법을 사용한 전방



동체 와류의 조절에 대한 연구도 활발히 이루어지고 있다.

앞전 와류 양력 이용.

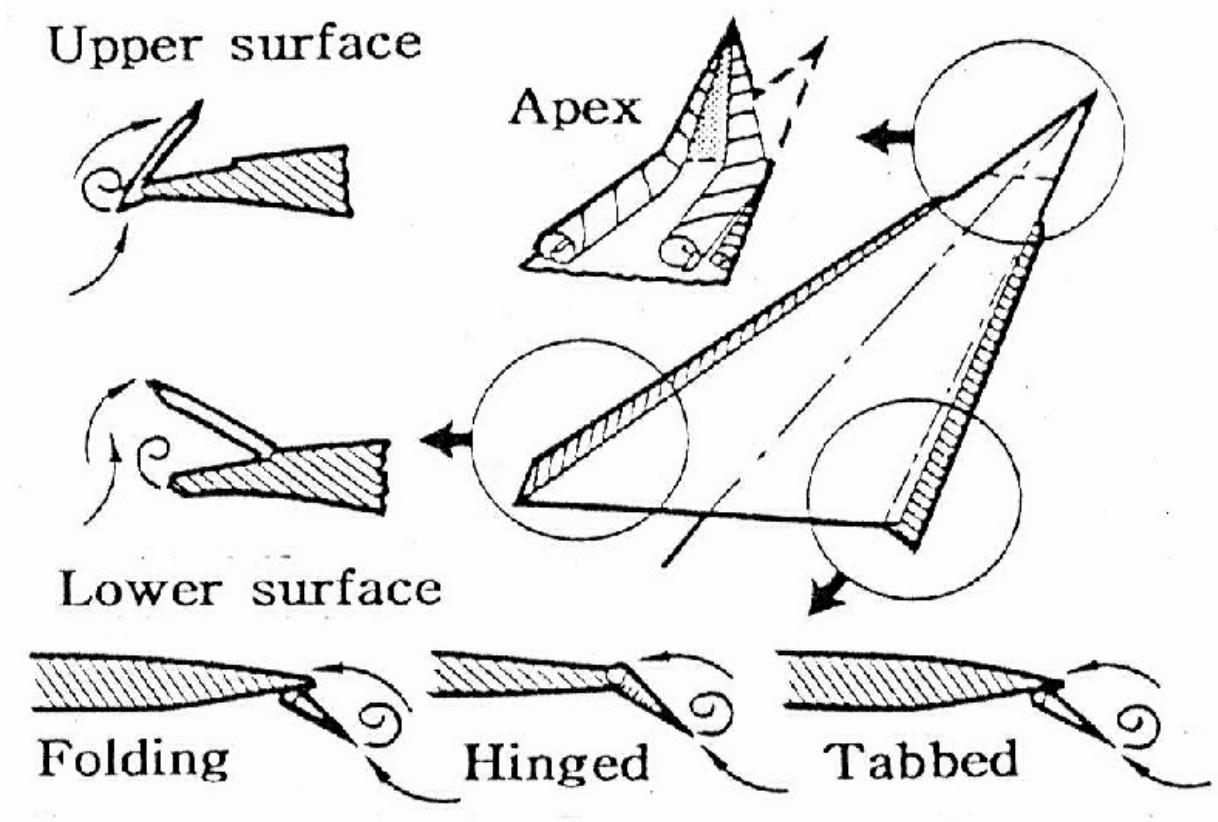


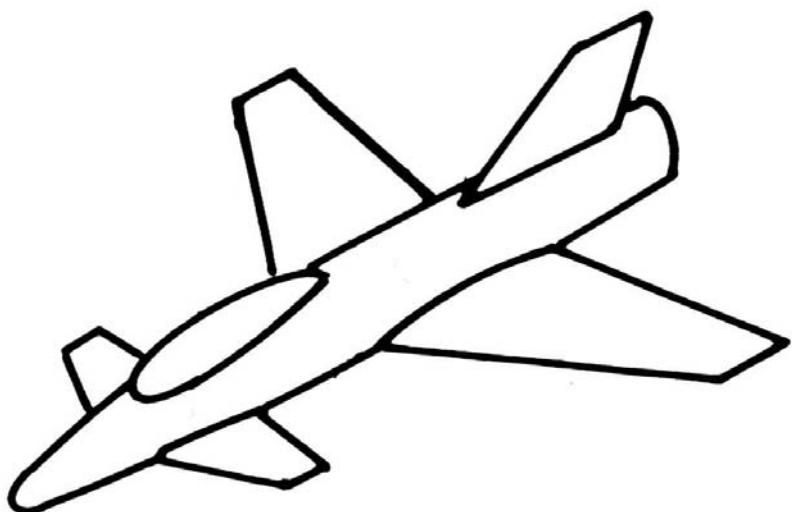
"Vortex Flap" 개념 ; 양항비 증가, 그러나 작은 양력 기울기(Lift Gradient)를 가지며 저속 높은 받음각에서 큰 유도항력의 발생, 급격한 실속 진입, 전형적인 고양력 장치의 효과 감소 등과 같은 공력 성능저하 요소

Vortex Flap은 날개의 앞전을 비행조건에 따라 변형, 변형된 앞전의 바람 반대면에 형성되는 앞전 와류에 의한 Suction Force 가 비행속도 방향(항력 반



대방향)의 힘벡터 성분을 갖도록하여 항력을 감소시켜 양항비를 향상.
큰 양력과 함께 높은 양항비가 요구되는 Supercruise Fighter 등에의 적용





- Canard-Wing 형태 :

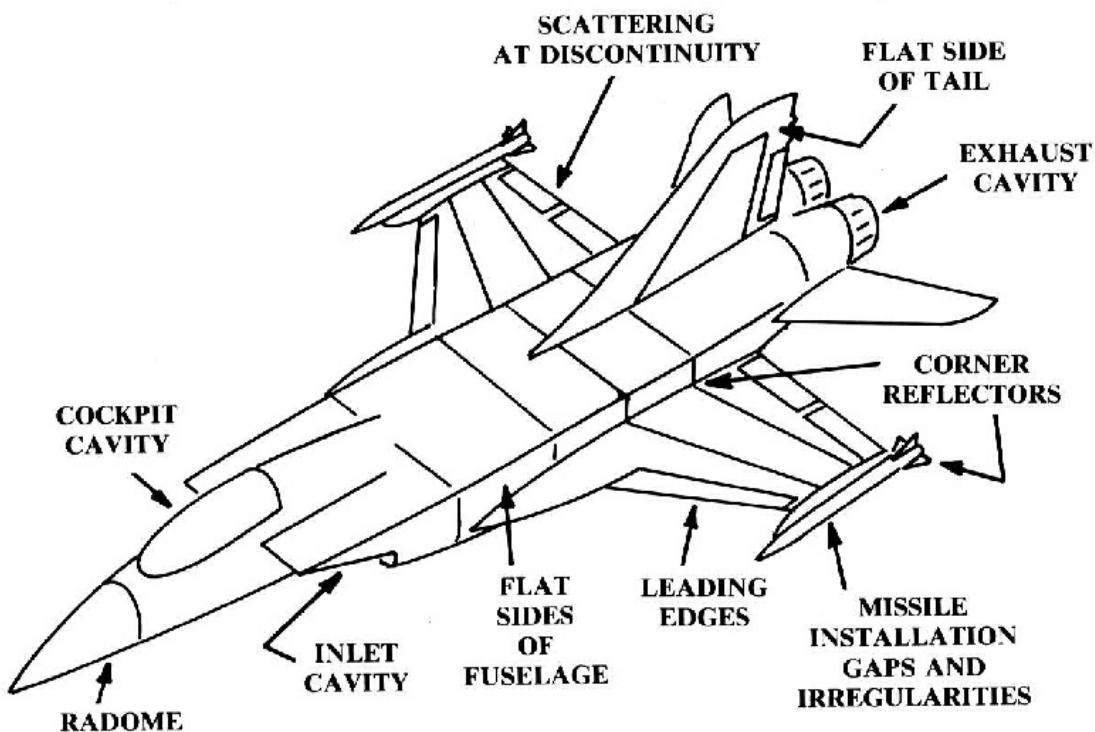
익면하중을 증가시키지 않으면서 높은 트림 양력(Trimmed Lift)을 제공, 피
치조정 특성을 향상시키는 등의 장점

X-29 나 CCV(Control Configured Vehicle) 같은 고기동성 항공기, 그리고
Beech Starship, Vari-Eze 등과 같은 경량항공기에도 성공적으로 사용 .
주 날개 앞에 설치된 커나드의 내리흐름은 주 날개의 유효 받음각을 감소
시키고, 커나드에서 발생한 와류가 주날개에서 발생하는 앞전 와류의 붕괴
를 지연시킴.



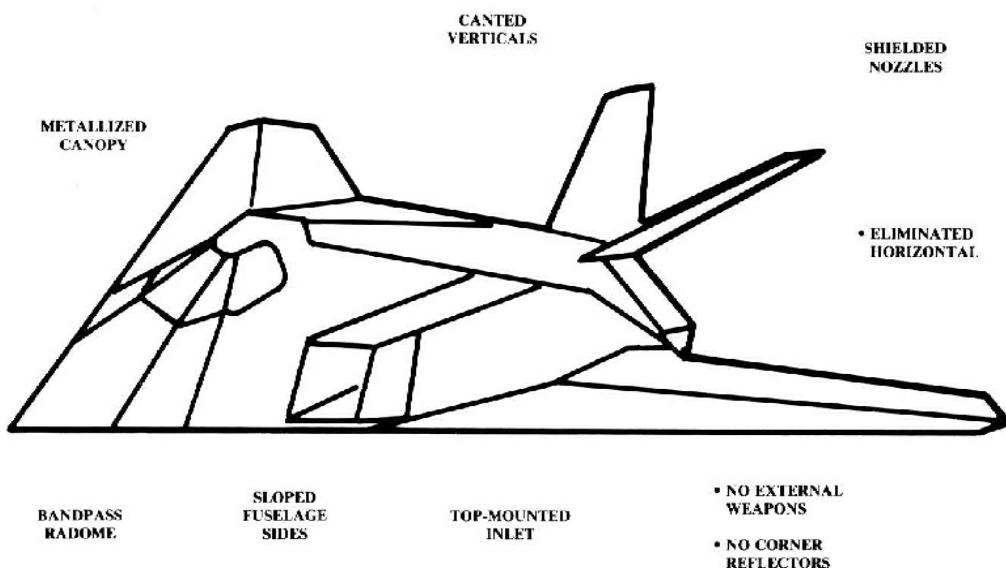
3. 스텔스성

- 스텔스의 개념은 전파, 가시광선, 적외선, 자외선, 음향 탐지 장치 등 모든 수단에 의한 탐지 및 추적을 피할 수 있는 것을 뜻함.
- 레이더 반사면적(Radar Cross Section; RCS): 물체가 전자파를 반사시키는 정도
- 기체의 RCS 에 가장 큰 영향을 미치는 부분은 평평한 동체 표면으로서 이 표면들은 레이더빔에 대하여 수직한 방향임. 레이더 탐지 최소화 주 목적으로 설계 시, 주날개와 꼬리날개는 RCS 를 감소시키기 위하여 상당히 큰 후퇴각. 또한 모퉁이 반사를 피하기 위하여 거의 직각으로 교차되는 부위도 최소한. 주날개나 꼬리날개의 뒷전과 같은 불연속적인 부분은 전방에서 탐지되는 것을 최소화하기 위하여 후퇴각





- 모든 방향에 대하여 낮은 피탐지성 : 후퇴각을 주거나 굴곡을 주는 것에만 전적으로 의지할 수 없음. 모양 자체에 의하여 전체적인 피탐지성을 감소시키는 두 가지 방법이 있다. 첫번째 방법은 수직 반사와 같이 레이더빔을 강하게 반사시키는 모든 면의 반사 각도를 몇 개의 방향으로만 편중시키는 것이며, 두번째 방법은 레이더 반사를 모든 방향으로 골고루 산포시킴으로써 특정 방향으로 탐지되는 것을 방지. 항공기 표면에 있어서의 직선 형태의 모양은 없어지고, 주날개, 동체, 꼬리날개, 그리고 엔진 나셀 등 모든 부분들이 서로 부드럽게 이어지는 이른바 혼합 형태의 외형 설계가 필수. 공기역학적인 면에서도 유익한 효과
- 항공기의 외형을 단순 형태로 수정 : 수평 꼬리날개를 제거, 컴퓨터에 의한 비행제어와 추력편향 엔진의 조화는 꼬리없는 항공기 가능. 엔진을 동체 안에 설치하면 나셀이 제거되므로 RCS 가 감소. 노스롭의 B-2 처럼 Flying-Wing 개념으로 아예 동체를 없애면 RCS 를 더 감소.





- 기존 항공기의 RCS 구성 요소중 큰 비중을 차지하는 다른 요소로서 엔진 흡입구와 배기구, 레이더 에너지는 이 흡입구 또는 배기구로 들어가서 엔진 구성품에 반사되어 다시 밖으로 나오면서 대기중으로 확산되므로 적의 레이더에 쉽게 포착됨. 또한 항공기 표면의 불연속적인 면으로도 작용함.
- RCS 를 구성하는 요소들을 감소시키는 가장 좋은 방법 : 그것들의 위치를 적이 기대하고 있는 위치가 아닌 다른 위치로 변경. 예를 들면, 항공기와 같이 엔진 흡입구를 항공기 표면의 위로 옮기면 지상으로부터 다가오는 레이더빔은 흡입구의 위치를 알아 차리지 못함. 배기구도 2 차원 노즐을 사용, 레이더 에너지는 조종실 창문을 통하여 실내로 들어와서 내부 장치들에 의하여 반사되어 다시 대기 중으로 확산됨. 이것을 방지하는 하나의 방법은 금과 같은 전도성 금속체를 사용하여 조종실 창문을 얇게 코팅
- 항공기 외부에 장착되어 있는 무기. RCS 를 증가시키는 주요한 요소, 유일한 해결 방법은 모든 무기들을 동체 내부에 장착 (JSF)
- RAM 은 단순히 투사되는 전자파를 흡수. 여러 가지 종류의 물질들에 탄소나 철과 같은 전도성 물질을 주입함으로써 전자파 에너지를 흡수
- 적외선에 대한 피탐지성 : 미사일, 엔진 배기가스와 고온 부품에서 방사되는 적외선뿐만 아니라, 천음속과 초음속 비행시의 공기역학적 가열에 의하여 항공기 표면 전체에서 방출되는 적외선도 감지하는 능력, 감소시키기 위한 방법, 고 바이패스 비(Bypass-Ratio)을 갖는 엔진을 사용함으로써 엔진 배기가스의 온도를 낮춤. 기대하고 있는 위치로부터 다른 위치로 이동시키는 것이다. 예를 들면, A-10 항공기의 H 형 꼬리날개는 어느 정도의 감지 각도에 대하여 노즐을 숨겨주는 역할. 조종실 창문의 측면을 모두 평평한 면 형태로 만들면 적의 적외선 감지 장치에 의한 계속적인 추적을 방지할 수 있다.
- 조종사의 눈에 의하여 탐지 : 레이더는 전방에 위치한 항공기만을 탐지, 조종사의 눈은 전방향을 탐지. 주변 배경과 비슷한 색깔과 반사 강



도를 갖도록 위장페인트를 사용하는 방법. 항공기의 배면은 침침한 청회색(Dull Blue-Grey)으로 페인팅하여 하늘 배경과의 대비를 줄이고, 항공기의 윗부분은 침침하고 얼룩덜룩한 회갈색(Dull Mottled Grey-Brown)으로 페인팅하여 지면 배경과의 대비를 줄인다.

4. 기타 고려 사항

- 복잡하고 어려운 제작은 가급적 피하도록 형상 설계 시 고려 :
- 구형상의 복합곡률 구조물은 스트레칭이나 스템핑 작업에 의해서 형상을 제작해야 하므로 비싼 공구와 제작 공정을 필요
- 부품의 공용성(Part Commonality)도 제작비용을 감소, 오른쪽 랜딩기어와 왼쪽 랜딩기어를 같도록 하는 것, 수평꼬리날개를 캠버가 없도록 하는 것, 날개 단면을 약간 변화시켜 양쪽날개에 동일한 에어론을 사용할 수 있도록 하는 것
- 단조(Forging)은 가장 비싼 형태의 구조물, 생산공정에서도 가장 긴 선행시간(Lead Time)을 요구. 좁은 구간에서 높은 하중경로를 갖는 구조물에 제한적으로 단조 구조물을 사용
- 내부선로의 경로작업은 단순하고 집중된 경로, 그러나 사고 시의 취약성을 증가.
- 대형 항공기는 조종석, 후방동체, 몇 개의 중앙 동체로 나뉘어 제작. 각 부분 기체를 나누는 곳(Subassembly Breaks)에 구성품이 나뉘어 위치하지 않도록 설계



제 5 장 동체 형상 설계

5.1 동체 형상설계 시 고려사항

5.1.1 동체 형상설계의 일반적 고려사항

- 개념설계 단계, 동체의 주요 치수 결정.
- 동체는 항공기의 탑재물을 담는 역할, 전방 동체는 조종실을 보호하는 역할. 항공전자 장비 등 기능품이 가장 집중적으로 배치. 대부분의 항공기 시스템들이 동체 내부에 장착. 엔진, 연료, 인입식 착륙장치 등이 설치. 동체 구조물은 추위, 낮은 압력, 높은 바람속도, 외부 소음으로 부터의 보호 기능 및 날개, 꼬리날개, 엔진 등이 결합되는 항공기의 중심 구조물.

동체를 설계할 때 설계 요구조건

- 동체 발생 항력, 항공기 전체 유해항력 (Zero-lift Drag)의 20~40% 차지, 따라서 충분히 작아야 함. 외부형상과 표피면적에 의해 좌우.
 - 동체 직경 10% 증가하면 항력이 1.5 ~ 3% 증가.
 - 항력이 증가하면 연료 소비량의 증가, 항속거리의 감소,
 - 이륙중량의 증가, 양력증가에 따른 유도항력의 증가 등 연쇄적 항공기 중량 증가의 눈덩이효과(Snowball Effect)
- 동체구조는 충분히 강하고, 단단하며, 가볍고, 수명이 길며 검사와 수리 용이
- 승객의 편의성 보장, 그러나 운항비용을 낮추기 위해서는 가능한 한 작고, 조밀한 구조로 설계



5.1.2 동체 크기 결정

- 탑재물.
 - 승객: 승객 1명당 폭 22"(56cm), 깊이 43"(109cm), 높이 65"(165cm) 확보. 복도는 폭 20", 바닥에서 천정 높이 76"정도 확보
 - 승객 1인당 무게, 휴대품 포함 180 lb(82 kg), 1인당 수화물은 국내선 40 lb (18 kg, 약 15 ft³), 국제선 65 lb (29 kg, 약 25 ft³).
 - 화장실 및 조리실: 화장실 승객 20명당 1개 확보.
 - 승무원실: 항공기 종류에 따라 다름.
 - 무장: 장착될 기관총, 폭탄 및 미사일의 종류, 크기, 개수를 결정하고 장착위치, 투하 방식 등 고려. 무장을 항공기 외부에 설치하면 동체의 크기를 줄일 수 있으나 항력 증가.
 - 착륙장치의 크기와 장착위치: 항공기의 종류 따라 다름. 설계항공기와 동종이고 중량이 비슷한 기존 항공기의 착륙장치로 선정, 시작
 - 날개는 양날개가 동체 사이로 연결된 관통형(Carry-through)이 구조적으로 바람직, 이 경우 날개 두께는 날개뿌리 부분에서 가장 크므로 동체의 내부 부피 상당히 차지.
 - 엔진: 전투기의 경우, 동체 내부에 장착, 여객기는 동체 외부에 주로 장착. 개념설계 단계에서는 유사한 기존 항공기의 형식을 따름. 동체 내부에 장착 시 동체 소요부피 산정에 엔진 부피를 감안. 이 때 공기흡입구에 소요되는 부피도 동체 소요부피 산정에 감안. 엔진 압축기의 단면적에 엔진 길이의 0.6 배를 곱하여 초기치.
 - 항공전자 부품: 통신항법장치, 레이더 및 사격통제 시스템, 침투장비, 자동항행 시스템 및 각종 계기류 등 (표 5.1 일반적인 무게와 부피).
 - 연료: 항공기 중량, 안정성, 전투 취약성 등에 큰 영향. 개념설계 단계에서 전투기는 동체 내, 여객기의 경우는 날개 내부에 보관 가정.



표 5.1 항공전자 장비의 크기 및 중량

Item	Model Designation	Volume (ft ³)	Weight (lb)
Intercom System	AIC-25	–	19.2
UHF Communications	ARC-109	–	51.0
	ARC-150	.21	11.0
UHF DF Homing	705 CA	–	5.0
Air-to Ground IFF	APX-64	–	53.0
	APX-92	.11	13.0
TACAN	ARN-52	–	61.0
	ARN-100	1.10	46.0
ILS-VOR	ARN-584	–	27.0
	RCS-AVN-220	.05	3.5
Gyro Compass	ASN-89	.21	8.4
Gyro Compass	ASN-89	.21	8.4
Internal Navigation System	AJQ-20	–	207.0
	Ln-30	1.08	44.0
HF Radio	ARC-123	–	78.4
Autopilot System	–	–	168.5
Air Data Computer	AXC-710	.50	14.0
Radar Warning and Homing	APS-109	–	182.0
ECM Equipment	APR-41	.17	22.0
	ECM-ALQ-103	–	637.0
Counter Measures Dispensing Set	ALE-28	–	117.0
Counter Measures Receiving Set	ALR-23	–	94.0
Radar Altimeter	APN-167	–	38.2
Attack Radar	APQ-113	–	387.2
Range only Radar	SSR-1(GE)	.55	25.0
Terrain Following Radar	APQ-110	–	249.0
Head-Up Display	TSP-2199	1.60	37.0
Gun Camera	16mm Telford	.03	2.0
Lead Computing Optical Sight	ASG-23	–	5.0
Flight Data Recorder	–	.30	15.6



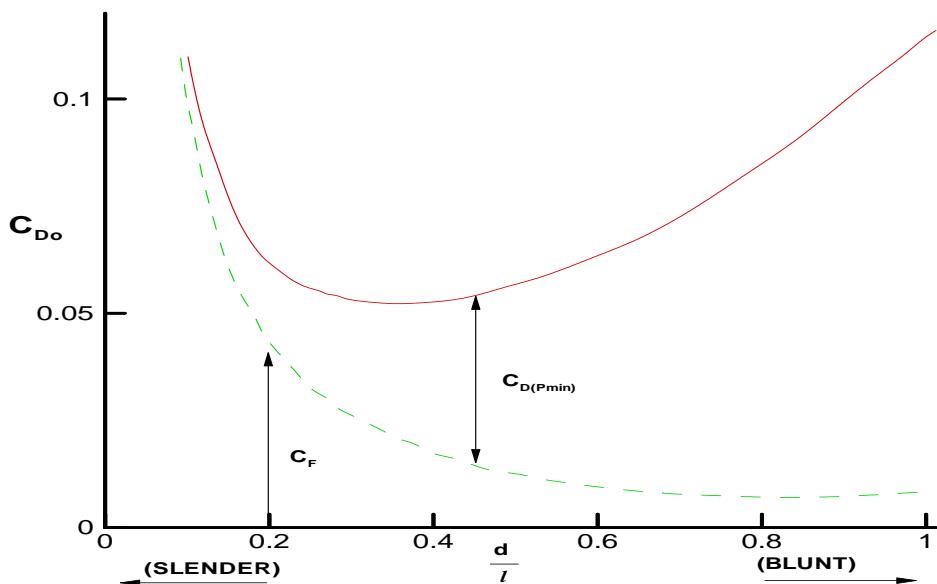
표 5.2 항공연료의 부피 대 중량

	JP-4	JP-5	Aviation gasoline
1 갤론 (3.8 리터)	6.5 lb (2.9 kg)	7.1 lb (3.2 kg)	5.75 lb (2.6 kg)
1 ft^3 (28.3 리터)	48.6 lb (22 kg)	53 lb (24 kg)	43 lb (19.5 kg)

5.1.3 동체 날씬비 (Fineness Ratio)

- 최적 날씬비: 동체길이/동체직경 (l/d)

- 아음속의 경우: (유해항력계수 C_{D_0}) = (표면마찰항력 C_F) + (점성박리에 의한 압력항력 $C_{D_{P_{min}}}$).
- $d/l = 1$ 은 구형, C_{D_0} 의 대부분을 $C_{D_{P_{min}}}$ 이 차지, $d/l = 0.33$ 인 경우 즉, 날씬비 $l/d = 3$ 에서 C_{D_0} 는 최소값.

그림 5.1 d/l 변화에 따른 아음속 C_{D_0} 의 변화



- 초음속의 경우: (유해항력계수 C_{D_0}) = (표면마찰항력 C_F) + (조파항력 C_{D_w}) $d/l = 0.07$ (날씬비 $l/d = 14$) 에서 C_{D_0} 는 최소값 .
- 운항의 대부분을 차지하는 조건에 맞는 날씬비 선택: 초음속여객기의 경우는 날씬비 $l/d = 14$. 아음속과 초음속 영역을 절반씩 운항 항공기, 날씬비 $l/d = 3$ 과 날씬비 $l/d = 14$ 사이에서 절충. 전투기의 경우 $l/d = 8 \sim 10$ 정도.

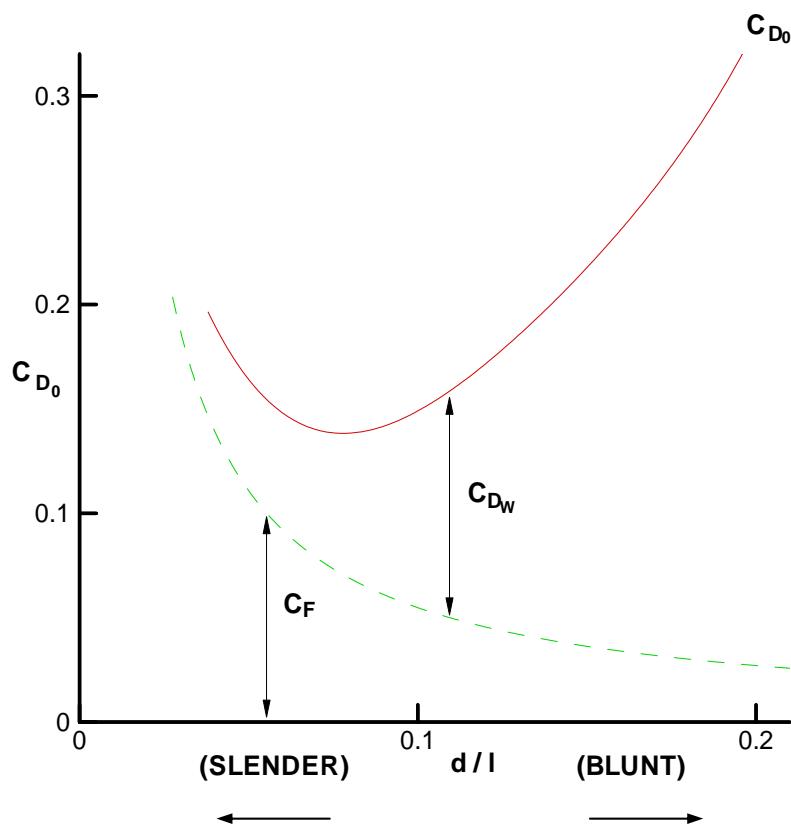


그림 5.2 d/l 변화에 따른 초음속 C_{D_0} 의 변화



5.1.4 동체 형상

- 동체의 끝 부분 원뿔 모양은 유선형,
- l_{fc} 가 작아 둥툭한 형상이면 동체의 중량은 작아지나 기체유동의 박리가 발생 C_{D_0} 가 크게 증가, 모멘트 팔길이가 작아져서 꼬리날개의 면적이 커짐
- l_{fc} 가 너무 커진 뾰족한 형태, 동체의 중량이 커지고 표면마찰 항력도 증가. 모멘트 팔길이가 커져서 꼬리날개의 면적이 작아짐.
-

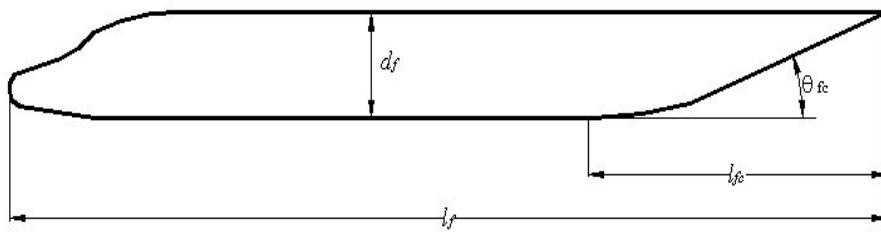


그림 5.3 동체 치수 관련 변수

표 5-3 항공기 유형별 일반적 동체치수의 변수 값

Airplane Type	l_f / d_f	l_{fc} / d_f	θ_{fc}
Homebuilts	4 - 8	3	2 - 9
Single Engine	5 - 8	3 - 4	3 - 9
Twins	3.6 - 8	2.6 - 4	6 - 13
Agricultural	5 - 8	3 - 4	1 - 7
Business Jets	7 - 9.5	2.5 - 5	6 - 11
Regionals	5.6 - 10	2 - 4	15 - 19
Jet Transports	6.8 - 11.5	2.6 - 4	11 - 16
Mil. Trainers	5.4 - 7.5	3	Up to 14
Fighters	7 - 11	3 - 5	0 - 8
Mil. Transport, Bombers, Patrol Airplanes	6 - 13	2.5 - 6	7 - 25
Flying Boats	6 - 11	3 - 6	8 - 14
Supersonics	12 - 25	6 - 8	2 - 9



5.2 동체 형상의 설계

5.2.1 조종실

- 인간(조종사)과 기계(항공기의 각 계통)를 연결하는 조종의 중심
- 개념 설계 과정: 조종실 기본형상, 사출 좌석, 조종석 시계 등과 개념적인 수준의 조종실 배열 (Cockpit Layout).

1. 조종실 시계 (Cockpit Visibility)

- 조종실의 위치, 높이, 사출좌석의 위치 및 경사각, 전방 동체의 모양
- 설계요구:
 - 하방 시계각은 100 ft 의 결심고도(Decision Height), 1200 ft 가시 거리한계(Runway Visual Range)에서 착륙점을 볼 수 있어야 하며, 접근속도가 클수록 시계각은 커짐.
 - 일반적으로 착륙시 중요, 전투기의 경우는 공대공 전투 시 중요. 군용기의 경우 수송기와 폭격기 등은 17°, 전투기 및 공격기 등에는 11–15°. 훈련기의 후방석(Rear Seat) 하방 시계각은 약 5° 이상이며 전투기는 0° 이상이 요구됨. 일반 항공기(General Aviation)의 접근각(Approach Angle)은 거의 0°에 가까우므로 하방 시계각은 5 – 10° 정도로 작음. 민간수송기는 통상 큰 하방 시계각 (록히드 L-1011는 21°).
 - 하방 시계각 개략적인 값.

$$\alpha_{overnose} = \alpha_{approach} + 0.07 V_{approach}$$

여기서 $V_{approach}$ 의 단위는 knots 임.



- 조종석 전방 시계향상, 항공기의 전방 동체선은 캠버를 주거나 받음각을 줄이게 됨으로써 항공기의 공력 특성 저하
- 측면의 시계(Side Vision), 커나드 부착점의 결정에도 중요한 영향. 전투기나 공격기의 경우 40° , 수송기나 폭격기 등은 35° 이상.
- 상방 시계각 (Upward Vision), 수송기나 폭격기 등은 수평선 위 20° 까지의 시계를 확보. 전투기의 경우에는 상방각 무제한. 캐노피 구조물(Frame)의 너비는 2 in 이하.

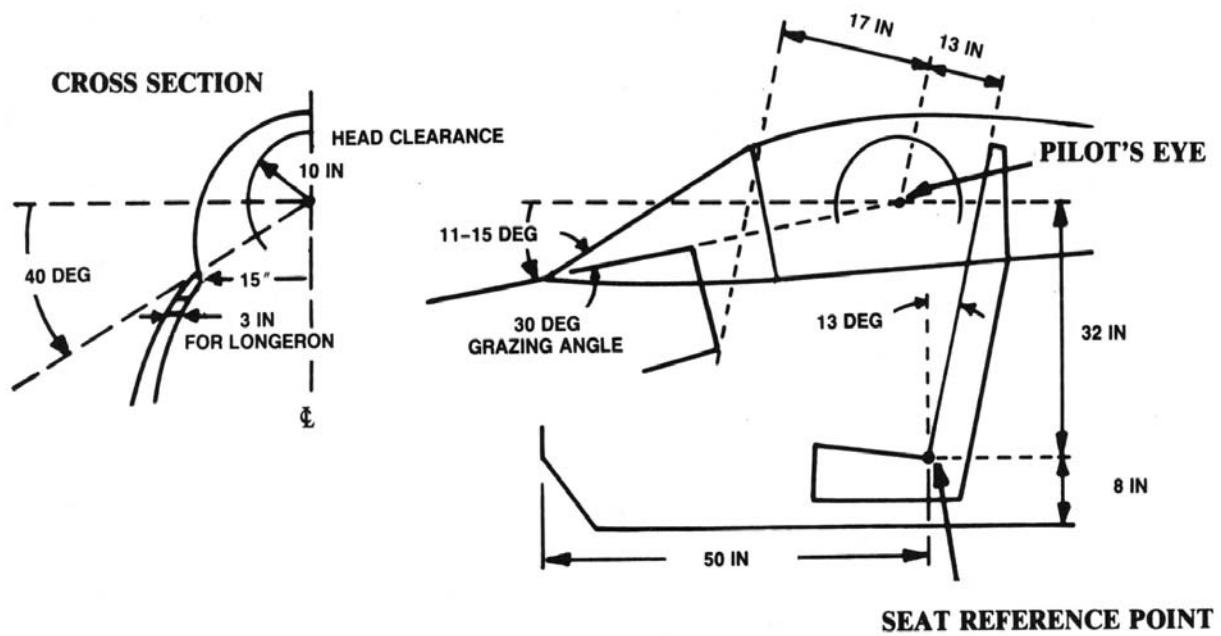


그림 5.4 전투기 조종석의 배치 및 시계각

- 조종석 전면유리판의 경사각(Transparency Grazing Angle): 계기판이 반사하여 조종사 시계를 방해하지 않도록 조종사의 안구위치를 기준으로 30° 이상 .



2. 조종실의 공간 배치

- 조종사의 체격

조종사의 체격은 성별, 군용기의 경우는 남자 조종사의 5% - 95% (앉은키 기준 65.2 – 73.1 in), 일반 항공기는 앉은키 기준 72 in 이하, 중, 대형 여객기는 군용기의 설계기준과 유사.

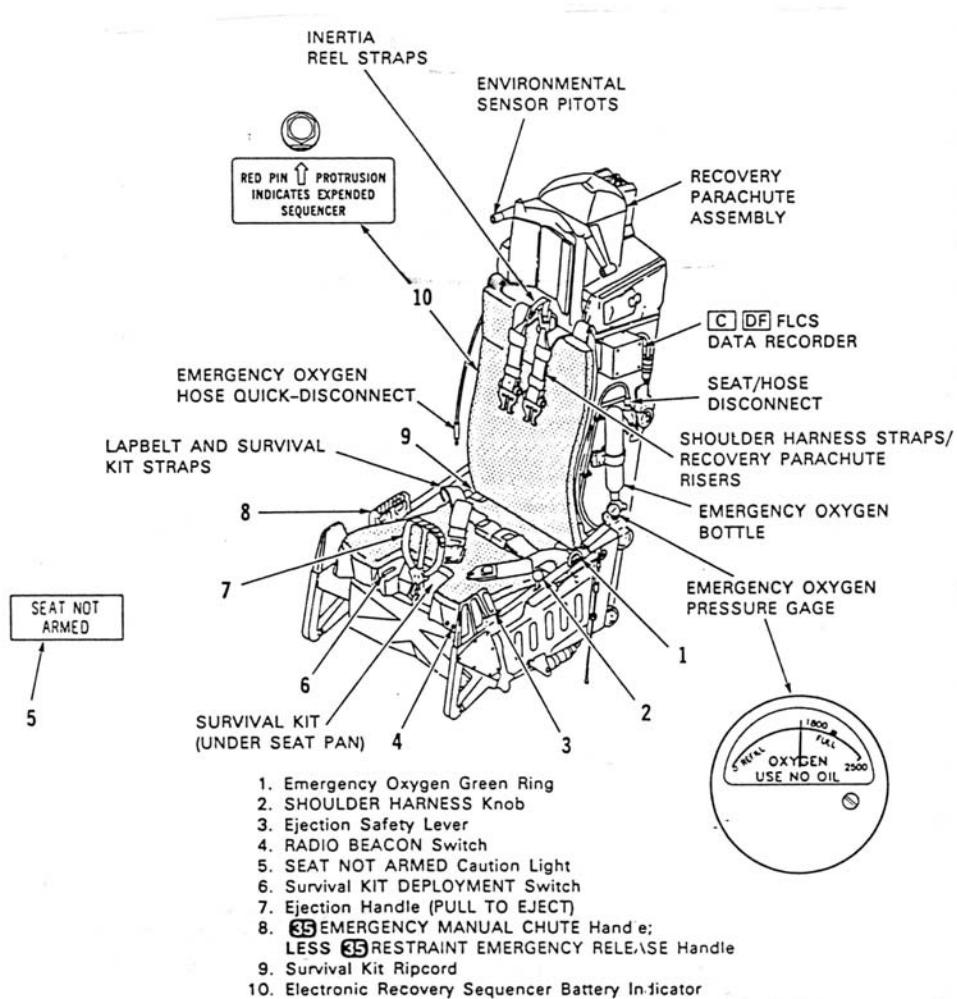
- 조종실 설계

두 가지의 기준선, 좌석 기준선 (Seat Reference Point)은 조종실 바닥 높이 및 다리를 뻗는 공간(Leg Room)의 기준, 조종사 안구 위치 (Pilot's Eye Point)는 전방시계각(Front Visibility Angle), 캐노피 경사각(Transparency Grazing Angle), 그리고 헬멧과 캐노피 간극의 기준으로 사용. 조종실의 길이는 2, 3, 4 명의 승무원에 대하여 100 in, 130 in, 150 in 가 요구됨.



- 사출좌석

해면고도 기준 230 psf 이상의 동압 속도 (약 260 kts 이상)에서 안전한 탈출. 0 – 0 능력 (고도 0 ft, 속도 0 kt에서 안전 사출.)을 구비하도록 요구됨. 사출좌석의 뒷 경사각 (Seatback Angle)은 보통 13 – 18° 정도, F-16의 경우는 30°. 뒷 경사각이 클수록 전방시계가 불량해지지만, 급 가속기동(High g Maneuver)에 유리하며 캐노피의 높이가 낮아져서 항력 특성이 개선됨.





● 조종실 계기판 배열

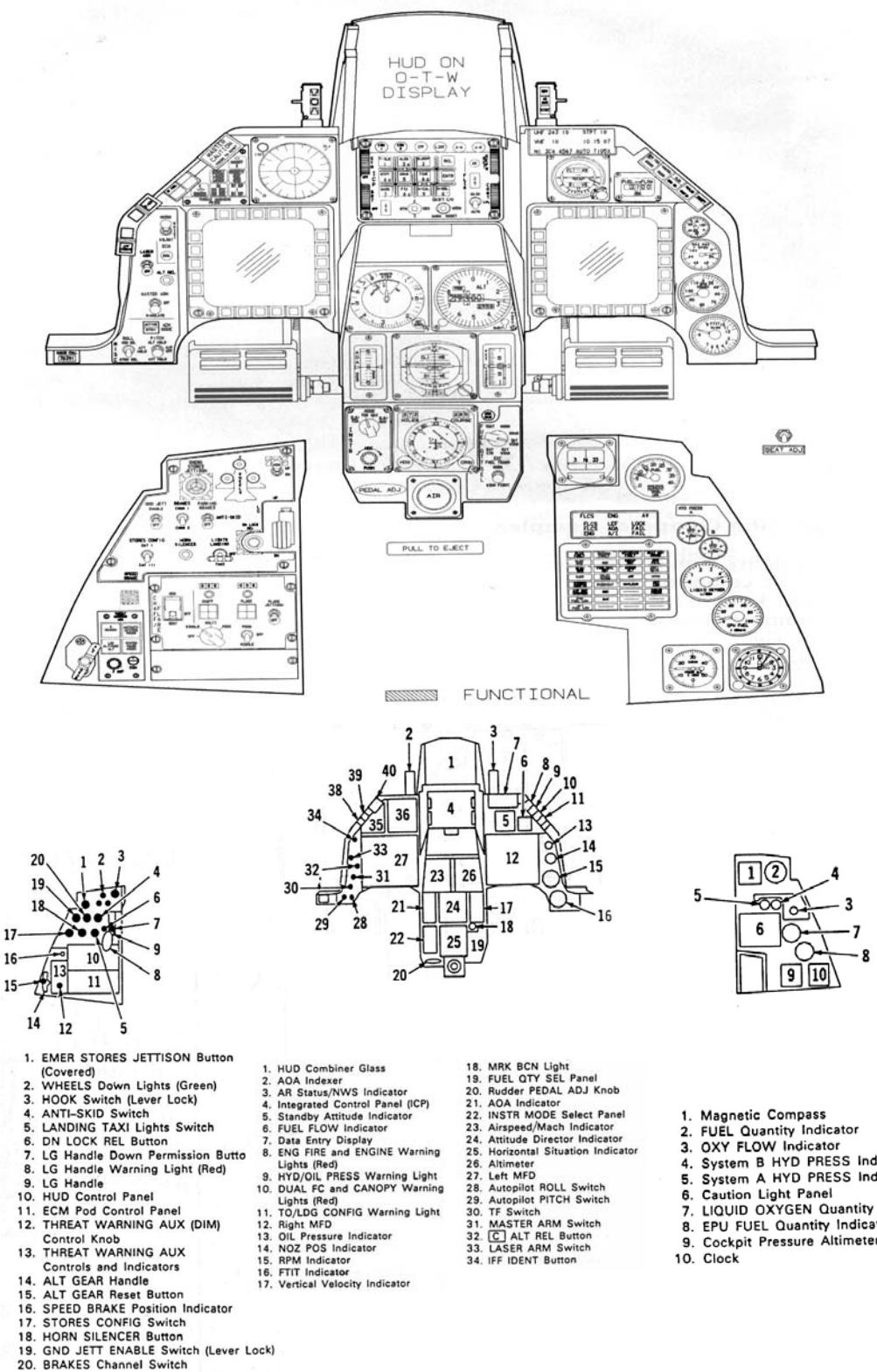
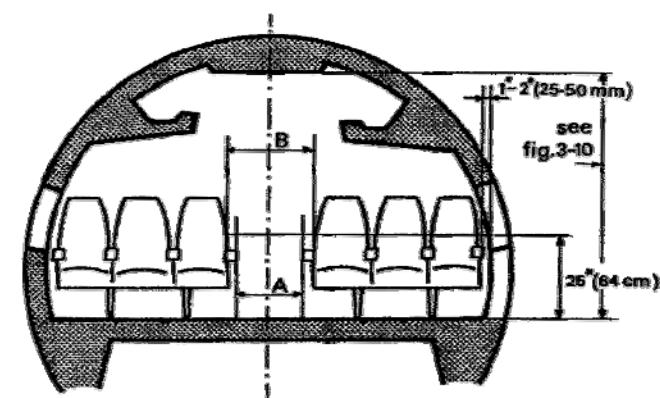
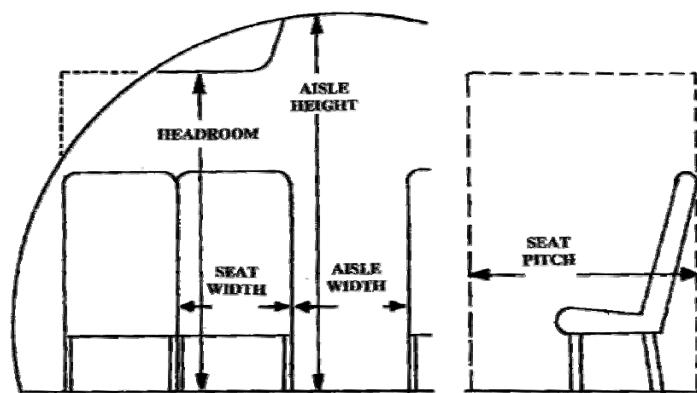


그림 5.6 전투기 조종실의 배열 예(F-16)



5.2.2 객실



NUMBER OF SEATS	A minimum	B minimum
10 OR LESS	12 in., 305 mm	15 in., 381 mm
11 THROUGH 19	12 in., 305 mm	20 in., 508 mm
20 OR MORE	15 in., 381 mm	20 in., 508 mm

여객기 복도 폭의 최소값

(참조: FAR 25.815 BCAR D4-3 FAR 526)

최소한의 복도 폭, 복도 한쪽의 좌석 수를 3 개 이내로 규제. 객실 벽의 두께는 항공기 종류에 따라 1~4 in, 객실의 직경은 동체 외형의 직경보다 2~8 in 가 작아짐. 좌석사이의 간격(Pitch)은 승객에 대한



여행의 안락성 차원에서 결정.

표 5.4 객실 배치를 위한 일반적인 치수

	First class	Economy	High density/ Small aircraft
Seat pitch (in.)	38–40	34–36	30–32
Seat width (in.)	20–28	17–22	16–18
Headroom (in.)	> 65	> 65	–
Aisle width (in.)	20–28	18–20	≥ 12
Aisle height (in.)	> 76	> 76	> 60
Passenger per cabin staff (international–domestic)	16–20	31–36	≤ 50
Passenger per lavatory (40"×40")	10–20	40–60	40–60
Galley volume per passenger (ft ³ /pass)	5–8	1–2	0–1

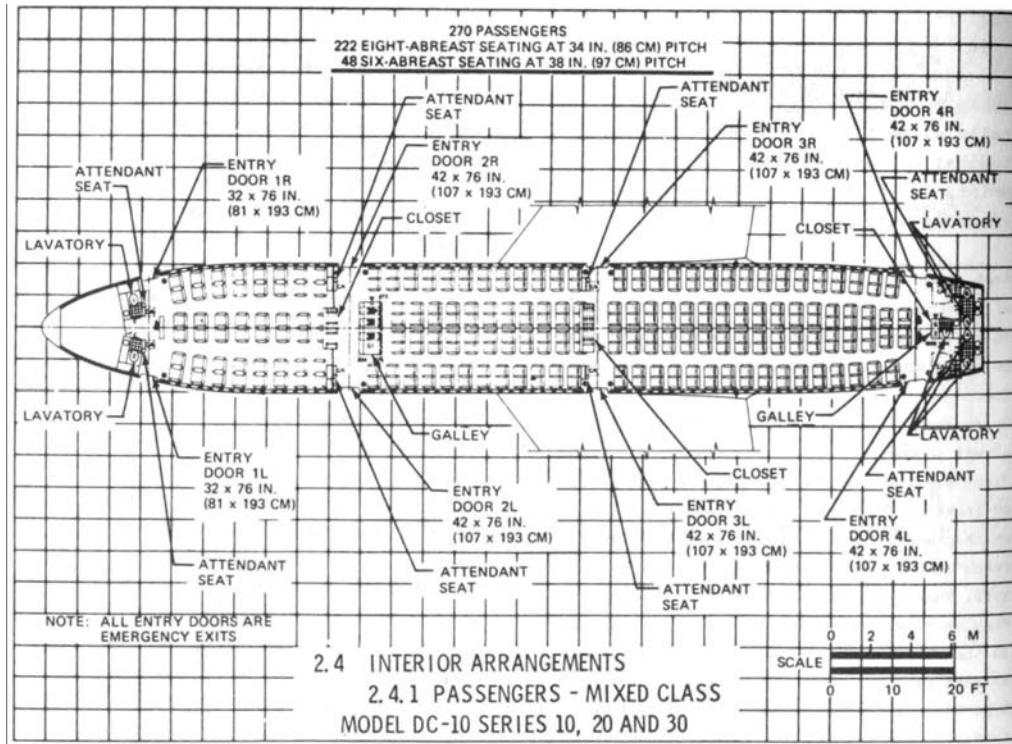


그림 5.9 MacDonell Douglas DC-10 의 객실 배치



5.2.3 화물실

- 대형 민항기들은 화물 컨테이너를 항공기 화물실에 설치
- 표준 컨테이너 사용하는 것이 유리. LD-3 컨테이너는 모든 광폭(Wide Body) 항공기에 사용. B-747의 경우 30 개의 LD-3 컨테이너와 추가로 1000 ft^3 의 화물. 저익의 경우 화물실은 날개 앞과 뒤에 각각 1 개씩 배치된다. 군용 수송기의 경우는 컨테이너 대신 평평한 팔레트를 사용. 지상으로부터 4–5 ft 위에 설계. 미국에서 가장 큰 군용 수송기인 C-5는 M-60 탱크, 헬리콥터, 대형 트럭 등을 수송, 화물실 뒷미를 폭 19 ft, 높이 13.5ft, 길이 121 ft로 크게 설계. C-130의 경우는 중대 병력을 수송할 목적.

5.3 조종실 및 동체의 설계 순서

임무 요구성능에 맞는 승무원, 승객, 탑재장비를 실을 수 있는 조종실 및 동체를 배치하는 순서 및 방법

- 단계 1: 동체 내에 수용해야 하는 승무원, 승객 및 탑재장비에 대한 목록을 작성
 - 조종실 승무원, 객실 승무원, 특수 임무 승무원, 승객의 수 및 무게
 - 기내 휴대 수화물, 탑승 수화물, 일반 화물의 무게 및 부피
 - 화물 컨테이너의 수, 무게 및 부피
 - 특수 탑재장비의 무게 및 부피
 - 군용 무장 시스템 관련 장비의 무게 및 부피
 - 동체 내에 설치하는 연료의 무게 및 부피
 - 레이다 장비, 보조동력장치



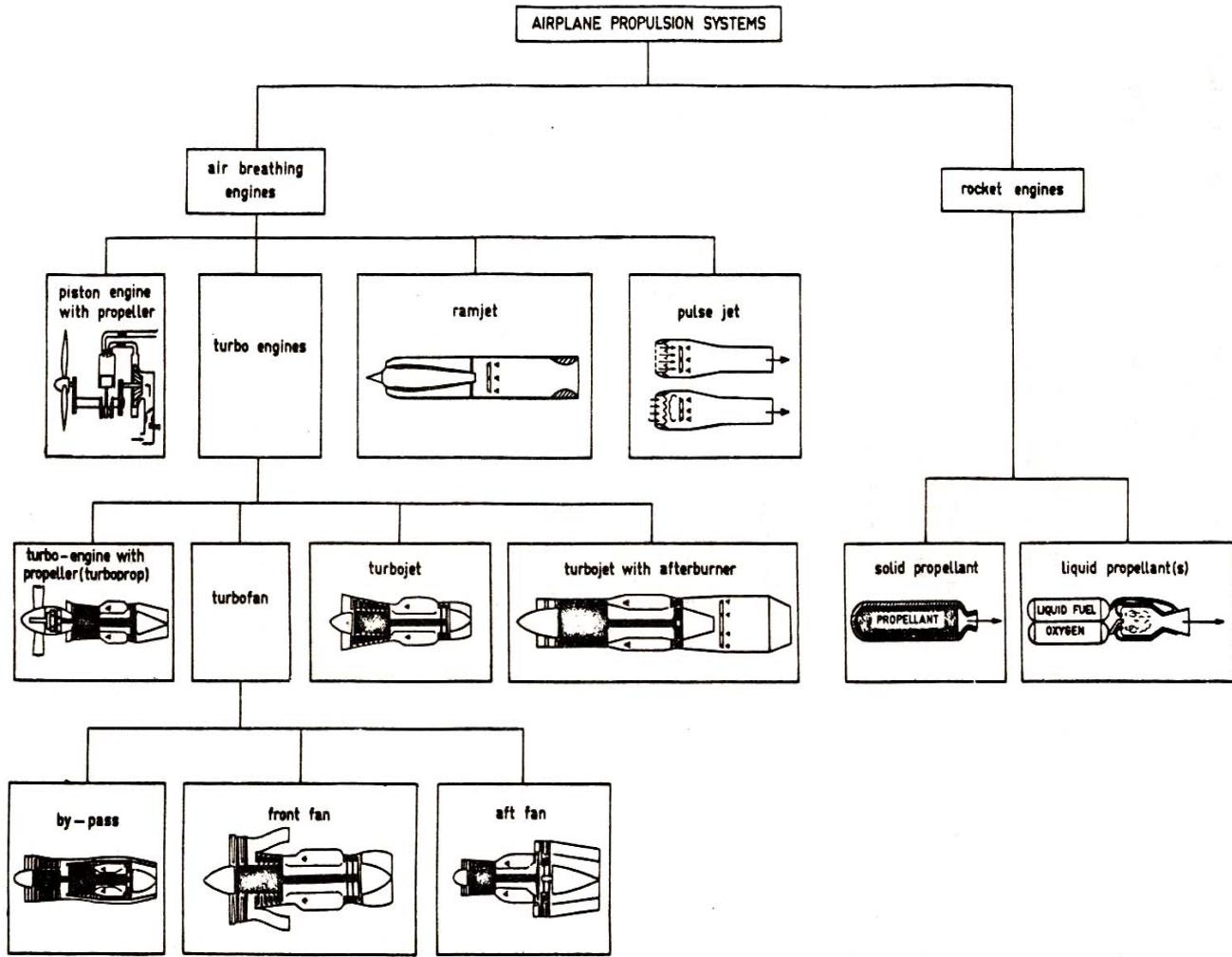
- 수상기의 경우 접안 장치
- 단계 2: 1 단계에서 정리한 목록을 동체 내부배치 도면에 삽입.
 - 동체 단면의 크기 및 형태를 결정, 객실 바닥의 위치를 결정,
 - 1 단계에서 정리 항목들이 장착될 수 있는 부피가 되는지 점검한다. 각종 점검창, 출입문, 비상탈출구들도 이때 설계. 여객기, 수송기, 비즈니스기에서는 다음 사항들을 결정.
 - 복도의 크기와 수 및 나란히 설치할 좌석 수
 - 설치 좌석의 종류와 수: 일등석, 비즈니스 클래스, 이코노미 클래스
 - 옷장, 화장실, 기내 화물칸, 요리실, 객실 승무원석의 배치
화물기의 경우는 항공기 동체의 양 끝에 대형 문을 설치, 동체의 구조가 크게 달라진다.
 - 군용기의 경우는 기관총, 탄약용기, 미사일등 무장장치들을 설치할 수 있도록 고려.
- * 단계 3: 동체의 프레임, 격벽(Bulkhead), 외피 등 구조물들을 설치 객실 내부 배치는 동체 외곽선으로부터 일정 간격을 유지.
 - (1) 소형 민항기: 1.5 in
 - (2) 전투기, 훈련기: 2 in
 - (3) 대형 수송기: $0.02 d_f + 1$ in (d_f : Fuselage Diameter)
- * 단계 4: 동체 객실 부분의 외곽선을 완성.
- * 단계 5: 조종실 승무원실에 대한 요구사항을 정리하고 도면화.
- * 단계 6: 후방동체의 원뿔형을 포함한 동체 전체를 도면화.
- * 단계 7: 설계 내용을 요약하여 보고서를 작성.



제 6 장 추진 계통 설계

6.1 항공기 엔진의 종류 및 선정 기준

- 왕복 엔진과, 터어빈 엔진, 높은 초음속 항공기(비행 마하수가 3-4 이상인 항공기)의 경우는 램제트(Ramjet)나 스크램 제트(Scramjet)엔진.
- 왕복 엔진은 값이 싸고, 연료 소비율이 매우 낮은 장점, 그러나 출력에 비하여 무겁고, 소음과 진동, 높은 비행 속도에서 저 효율 단점.
- 터어빈 엔진은 출력의 발생 방법: 터어보 제트(Turbo-Jet), 터어보 프롭(Turbo-Prop), 터어보 팬(Turbo-Fan) 등 (그림 6.1).





- 터어빈 엔진 구성품: 압축기(Compressor), 연소기(Burner, Combustor), 터어빈(Turbine)
- 공기와 휘발유의 이론혼합비율, 15 대 1이나, 이 경우 현재의 기술로 극복 가능 연소가스 온도($1,100\text{--}1,350^\circ\text{C}$)를 초과. 실제적으로 사용되는 혼합비는 60 대 1 정도. 연소기 이 후 연소 가스에 사용 가능한 산소가 남아 있음, 따라서 연소기와 터어빈을 지난 뜨거운 연소 가스에 연료를 분사 시키면 재연소. 이를 후기 연소(Afterburning)라 하며, 후기 연소는 추력을 크게 증가, 단시간에 커다란 가속이 요구되는 전투기의 엔진에 적용
- 매우 높은 초음속 비행(비행 마하수 3 이상): 초음속 흐름의 단열 압축을 사용, 압축기 없이 고온·고압의 공기를 연소기에 공급하는 램제트(Ramjet), 스크램제트(Scramjet) 엔진
- 추진기관을 결정하는 기준요소: 최대 비행 속도, 연료 소비율, 엔진의 크기 등, 고속의 대형기는 터보 팬이나 터보 제트 엔진을, 저속 소형기는 터보 프롭이나 피스톤 프롭 엔진을 선택
-

6.2 제트 항공기 엔진 선정 시의 설계 요소

6.2.1 엔진의 크기 결정

- 엔진의 무게와 기하학적 크기,
- 현존하는 엔진은 제작 회사, 그러나 Rubber 엔진을 사용 경우, 표준 엔진(Normalized Engine)으로부터 적절한 스케일링(Scaling)을 적용, 추정. (예, 1990년대의 새로운 전투기에 사용될 엔진은 F-15나 F-16에 사용된 Pratt & Whitney 사의 F-100 터보 팬 엔진을 표준 엔진으로 사용. 이때 기술의 발전을 고려하여 무게와 연료소비율은 10-



20% 감소할 것을 예상하는 것이 가능)

- 스케일 계수(Scale Factor, SF): 요구되는 추력과 표준 엔진의 추력과의 비율,
- 엔진 크기 요소에 대한 스케일링 식 (Raymer)

$$\text{길이: } L = L_{\text{actual}} (\text{SF})^{0.4} \quad (6.1)$$

$$\text{지름: } D = D_{\text{actual}} (\text{SF})^{0.5} \quad (6.2)$$

$$\text{무게: } W = W_{\text{actual}} (\text{SF})^{1.1} \quad (6.3)$$

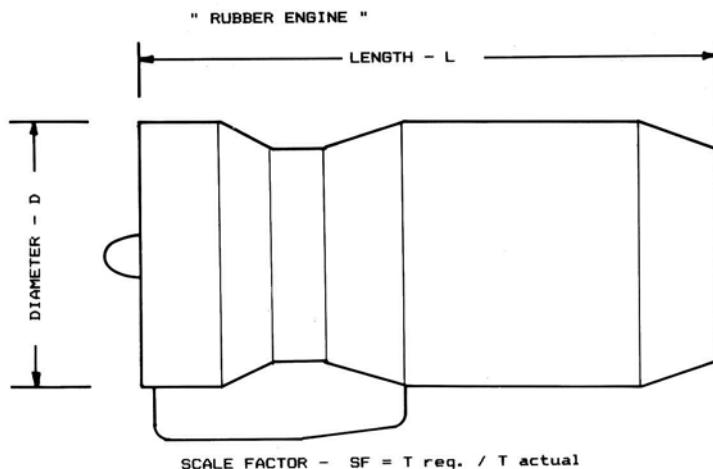


그림 6.2 엔진의 크기

- 표준 엔진을 사용할 수 없는 경우, 통계자료 근사식(Raymer)

- 후방연소기가 없는 아음속 항공기 엔진(여객기 등에 사용)의 경우

$$W = 0.084T^{1.1}e^{(-0.045BPR)} \quad (6.4)$$

$$L = 2.22T^{0.4}M^{0.2} \quad (6.5)$$

$$D = 0.393T^{0.5}e^{(0.04BPR)} \quad (6.6)$$

$$SFC_{\max T} = 0.67e^{(-0.12BPR)} \quad (6.7)$$

$$T_{\text{cruise}} = 0.60T^{0.9}e^{(0.02BPR)} \quad (6.8)$$

$$SFC_{\text{cruise}} = 0.88e^{(-0.05BPR)} \quad (6.9)$$



- 후기 연소기가 있는 초음속 전투기 및 폭격기의 경우

$$W = 0.063T^{1.1}M^{0.25}e^{(-0.81BPR)} \quad (6.10)$$

$$L = 3.06T^{0.4}M^{0.2} \quad (6.11)$$

$$D = 0.288T^{0.5}e^{(0.04BPR)} \quad (6.12)$$

$$SFC_{maxT} = 2.1e^{(-0.12BPR)} \quad (6.13)$$

$$T_{cruise} = 1.6T^{0.74}e^{(0.023BPR)} \quad (6.14)$$

$$SFC_{cruise} = 1.04e^{(-0.186BPR)} \quad (6.15)$$

SFC 는 비연료 소비율(Specific Fuel Consumption, 단위': [(lb/hr)/lb]), BPR 은 바이패스 비(By-Pass Ratio), M 은 최대 비행 마하수, 순항 조건은 M=0.9 에서 고도 36,000 ft.

6.2.2 엔진 흡입구의 형태 결정

- 엔진 흡입구 시스템(Inlet System): 흡입구(Inlet)와 흡입도관(Inlet duct)으로 구성, 고아음속이나 초음속의 속도의 자유 흐름을 감속시켜 압축기에 마하수가 0.4에서 0.5 정도인 공기 공급하는 장치.
- 공기 흐름의 전압 손실(Total Pressure Loss), 공기 흐름의 찌그러짐(Distortion) 정도는 엔진 성능 좌우. 캐울(Cowl)과 경계층 분리장치(Boundary-Layer Diverter)의 형태는 추진 시스템 항력의 크기에 영향.
- 흡입구 종류: NACA Flush Inlet, Conical (or Spike or Round) Inlet, Pitot (or Normal) Shock Inlet, Flush-Inlet, Conical or Spike or Round Inlet, Pitot or Normal Shock Inlet, 2-D Ramp Inlet 등

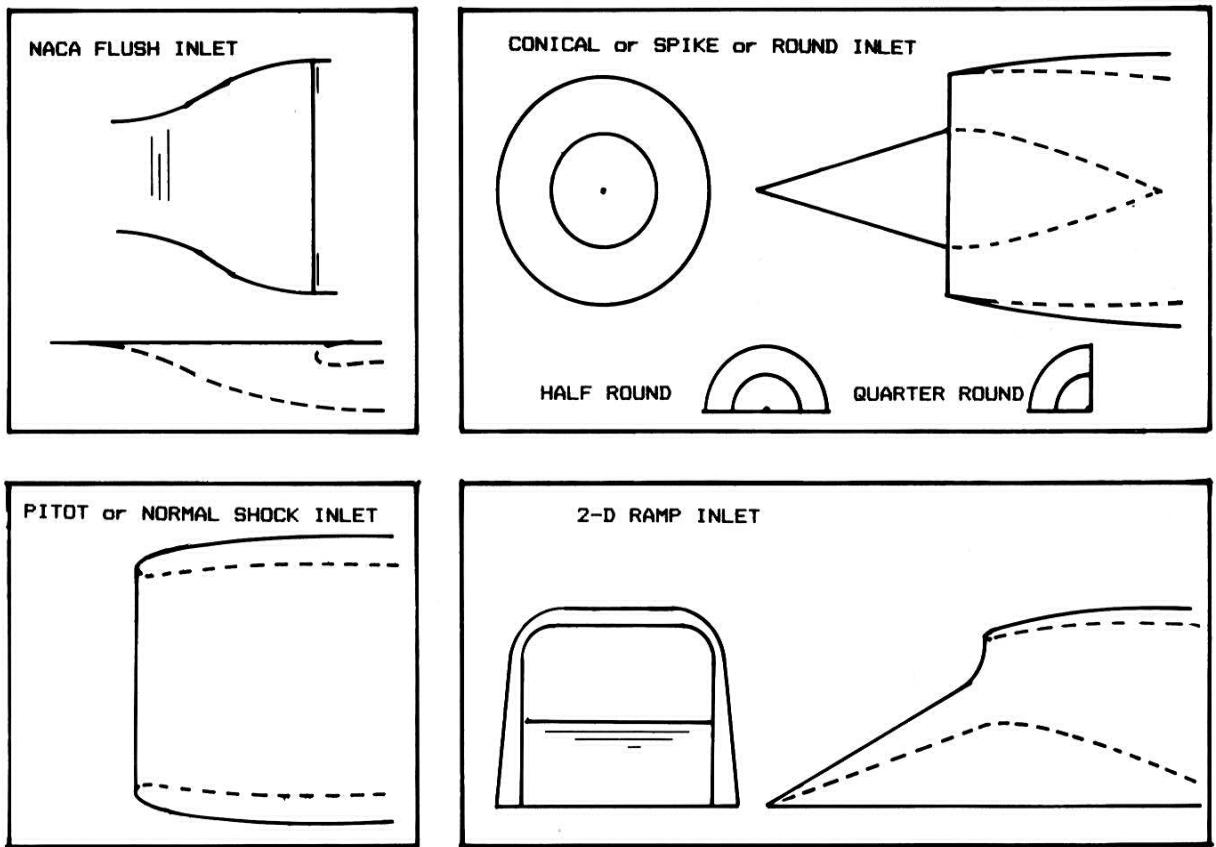


그림 6.3 흡입구의 종류

• NACA Flush 흡입구와 Pitot 흡입구

* NACA Flush 흡입구: 전 압력 손실은 크나 표피 면적(Wetted Area)과 무게를 작게 할 수 있어서 저속의 조종기 제트 항공기에서 많이 사용. 오늘날은 냉각공기나 터어빈 구동 보조 동력 장치(Turbine Powered Auxiliary Power Unit) 외에는 거의 사용되지 않음.

* Pitot 흡입구 : 아음속이나 작은 초음속 비행 속도를 갖는 항공기, 잘 설계된 Pitot 흡입구는 아음속 비행의 경우 전압력 손실이 거의 없음. 초음속 비행의 경우에는 흡입구 전면에 수직 충격파가 형성, 이 때 전압력 손실이 급격히 커짐. Pitot 흡입구의 카울 립 반경(Cowl Lip Radius)은 엔진의 성능과 항공기 항력에 가장 큰 영향을 주는 요소. 카울 립 반경을 크게 하면 높은 밭음각이나 옆미끄럼각(Sideslip Angle)에서도 흡입구



도관을 통과하는 공기 흐름의 찌그러짐을 최소화. 충격파로 인한 흐름 분리(Shock-Induced Separation)가 흡입구 밖에 발생하여 항공기의 항력을 크게 증가시킬 수도 있음.

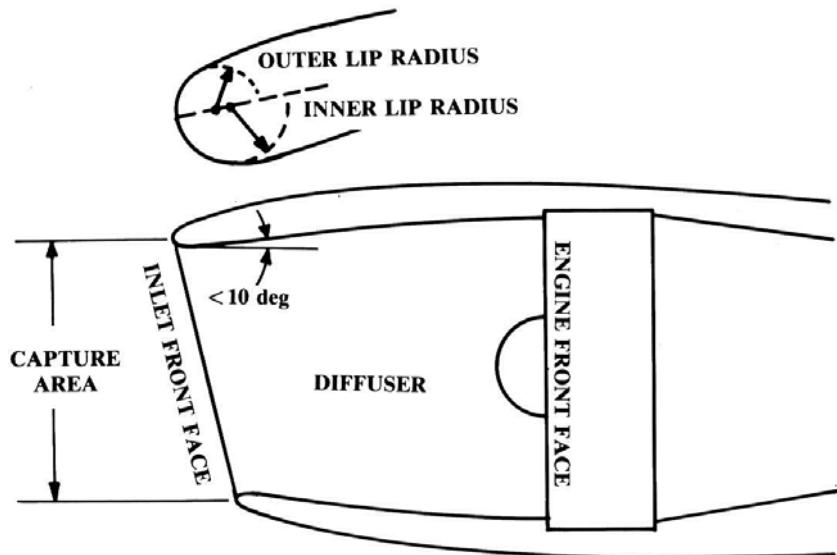


그림 6. 4 Pitot(Normal Shock) 흡입구 형상

초음속 제트 항공기는 카울 립 반경이 Inlet Front Face 반경의 3-5%, 아음속 제트 항공기의 경우에는 6-10%가 적절. 또한 아래부분의 카울 립 반경은 윗부분의 카울 립 반경보다 커야 이착륙 시 받음각의 영향 감소. Inlet Front Face는 엔진축에 수직한 것이 아니라 흡입구 부근의 국소흐름 (Local Flow)에 수직.

• Spike 흡입구와 2-D Ramp 흡입구

- Spike 흡입구: 원추를 지나는 초음속 흐름의 형태를 활용, 무게와 전 압력 손실을 약간 작게 함. 흡입구 단면을 변화시키기 위한 메카니즘이 복잡한 단점.
- 2-D Ramp 흡입구 : 직사각형의 단면을 갖는 흡입구. 단면을 변화시



크기 위한 메카니즘이 단순. 최근 초음속 항공기의 흡입구로 널리 사용됨. 외부 압축(External Compression) 방식에도 매우 적합.

•외부 압축(External Compression) 흡입구

- 초음속 비행시 자유흐름이 흡입구 입구에 도달하는 순간 입구에 강한 수직충격파가 발생, 커다란 전압력 손실 발생.
- 따라서 보다 전압력 손실이 작은 경사 충격파를 여러 번 통하여 흐름 마하수를 음속 가까이로 감소시키고 이 감속된 흐름이 흡입구 입구에 도달하도록 하면 커다란 전압력 손실 없이 압축 가능.
- 흡입구 전면에 외부로 둘출된 Spike 나 Ramp 를 설치하여 일단 흡입구 도관 외부에서 경사 충격파를 만들고, 흡입구 도관 입구에서는 항상 약한 수직 충격파가 발생하도록 하는 방법..

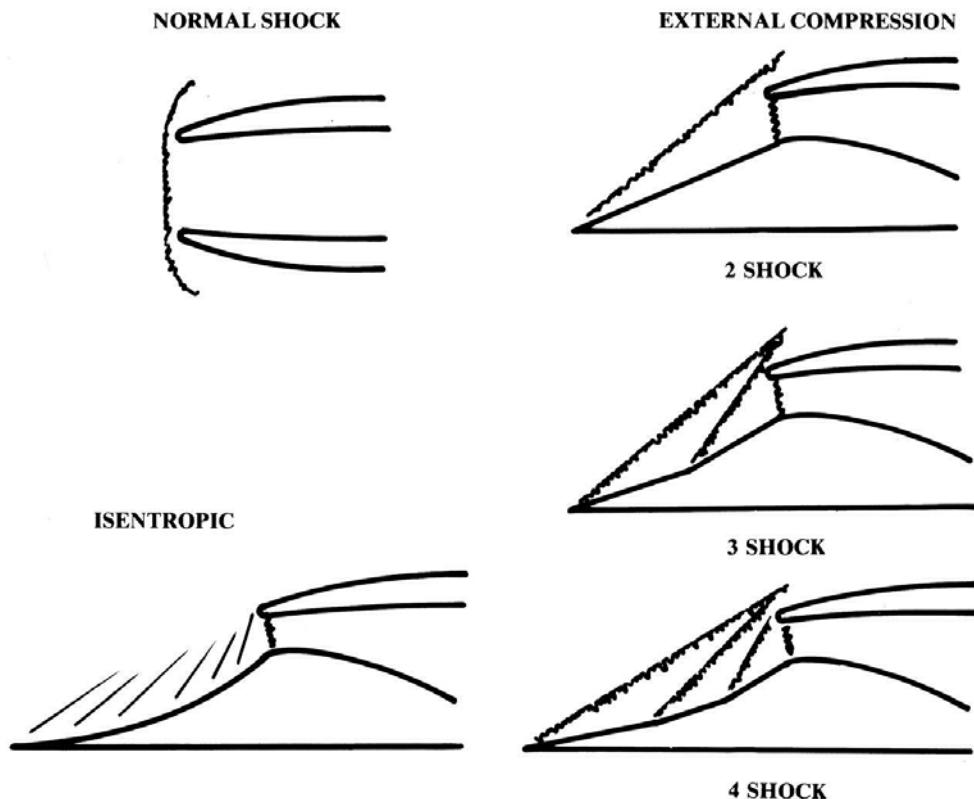


그림 6.5 초음속 시 흡입구 입구에서의 충격파



- 효율이 좋은 흡입구, 흡입구 단면이 비행 속도에 따라 가변 필요. 가변 단면 흡입구의 개략도로 초음속 비행에서는 고정 램프와 가변 램프에서 2 개의 경사충격파를 통하여 외부 압축, 아음속 비행에서는 가변 램프의 위치변경, 아음속 흡입구 형태. 흡입구의 목(Throat)을 지난 아음속 흐름은 디퓨저(Diffuser)를 지나면서 더욱 압축. 아음속 항공기의 경우에는 디퓨저의 길이는 가능한 짧을수록 마찰 손실과 무게의 감소. 디퓨저의 확장각이 10° 이내 범위에서 디퓨저의 길이를 결정, Pitot 흡입구의 경우 그 길이는 Engine Front Face 직경 정도. 흡입구 목의 면적은 Engine Front Face 단면의 70–80% 정도. 초음속 항공기의 디퓨저의 이론적 길이는 Engine Front Face 직경의 8 배, 그러나 큰 디퓨저 길이는 마찰 손실과 무게 증가를 초래, 보통 2–4 배 길이.

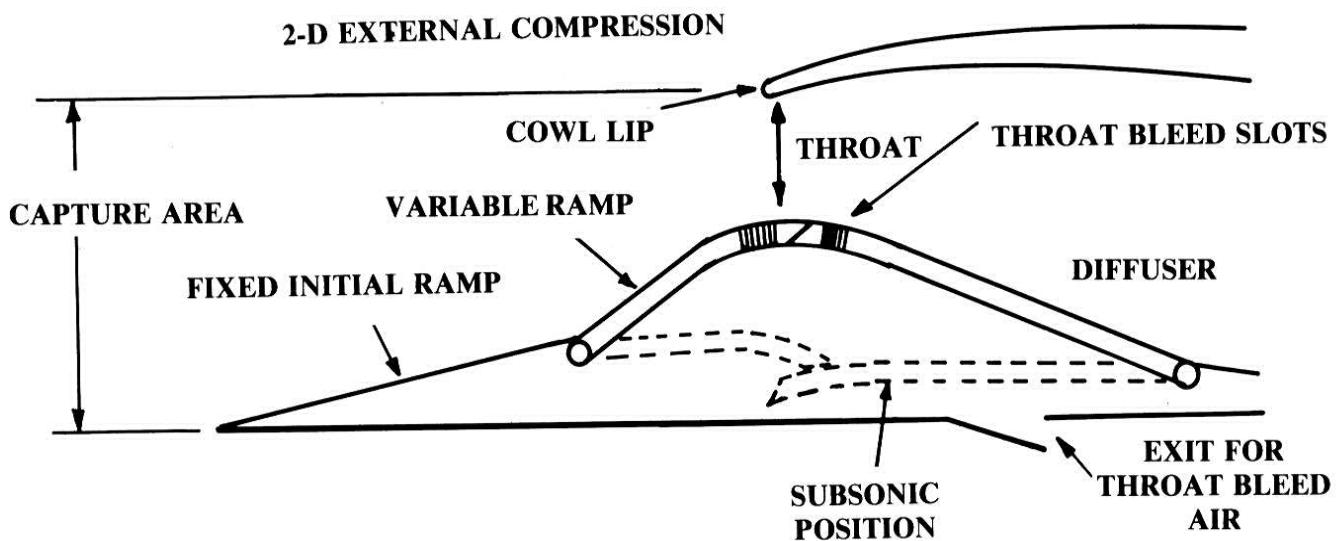
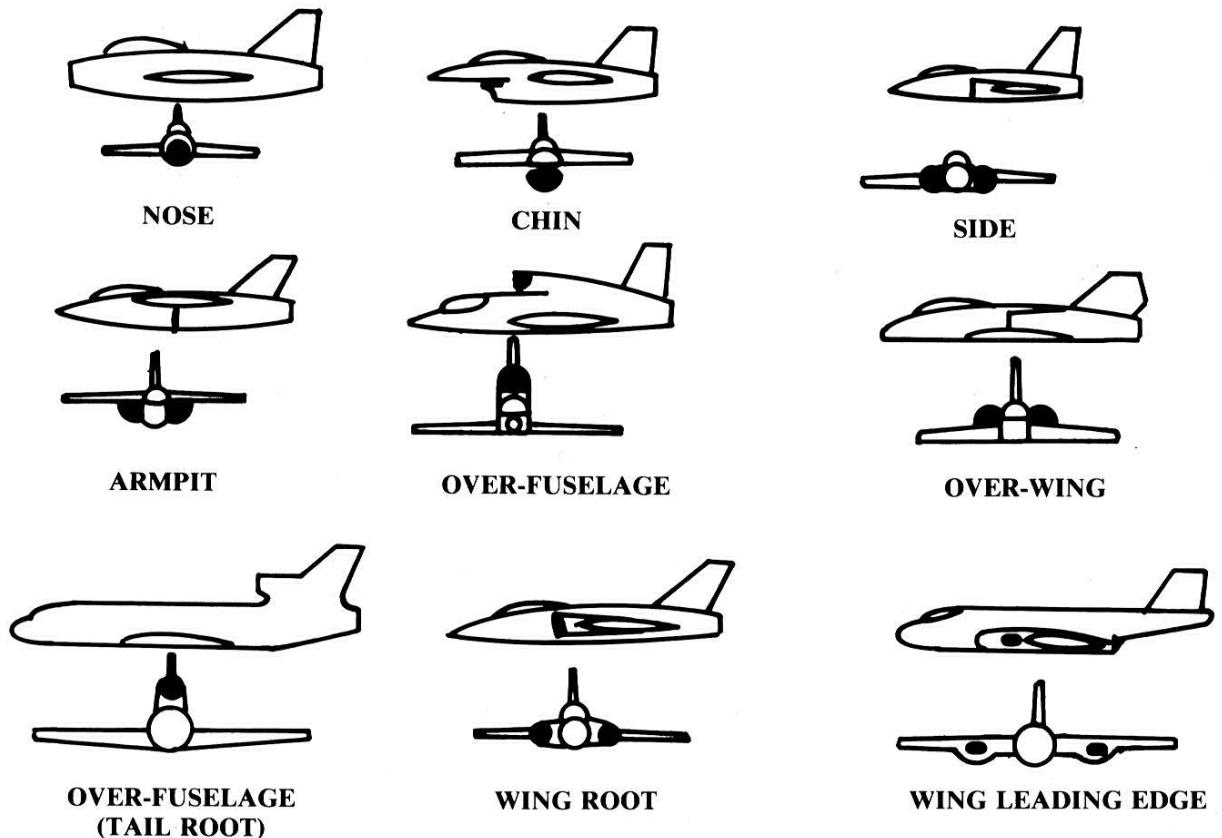


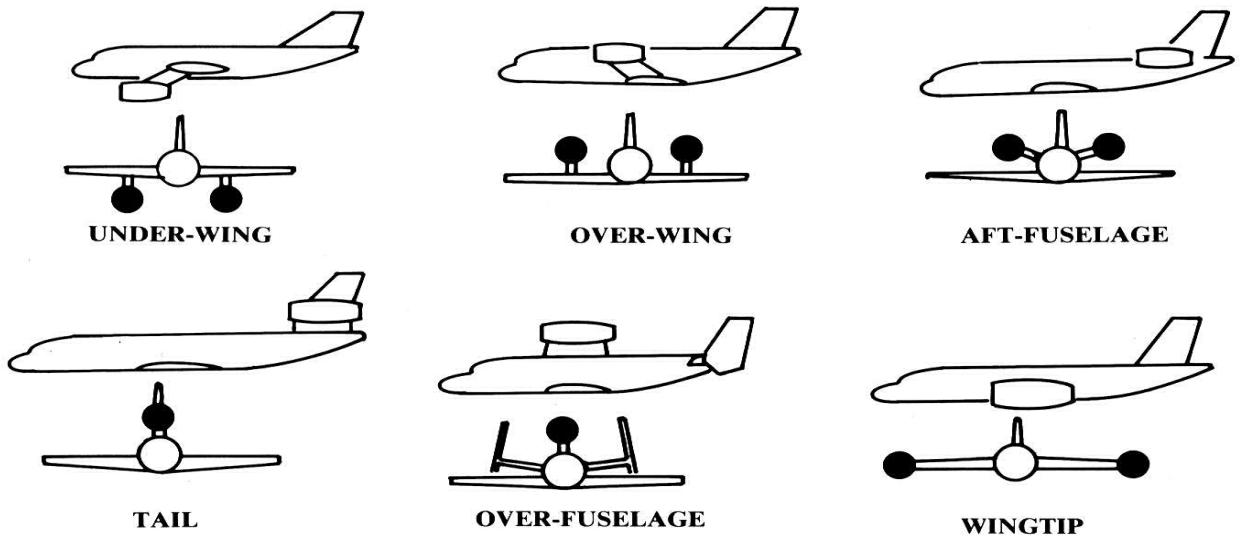
그림 6.6 가변 단면 흡입구



6.2.3 흡입구 위치 결정

- 가능한 모든 비행영역에서 동체나 날개에서의 분리된 흐름이나 와류(Vortex), 외부 손상물질 등이 흡입되지(Wake Ingestion) 않도록 할 것.





- **기수(Nose) 위치:** 동체의 영향을 받지 않는 깨끗한 공기 흐름을 제공, 초창기의 제트 전투기(F-86, MIG-21 등)에 많이 사용. 그러나 매우 긴 내부 도관을 필요로 하여 마찰 손실, 무게의 증가, 동체 공간의 많은 부분을 차지하는 단점.
- **Chin 위치:** 기수 위치에 비하여 내부 도관의 길이가 짧고 높은 받음각에서 공기 흡입이 원활하나, 앞 착륙장치(Nose Landing Gear)의 설치 위치가 문제. 일반적으로 흡입구 바로 뒤에 앞 착륙장치를 설치하고 흡입구의 카울(Cowl)에 착륙장치를 보관(F-16).
- **Side-Mounted 흡입구:** 짧은 도관 길이와 비교적 깨끗한 공기 흐름을 제공, 높은 받음각에서 전방 동체에서 분리되어 나오는 와류가 흡입구로 유입되는 문제점. 와류 유입의 문제는 전방 동체가 각이 진 경우(Square Forebody)에는 특히 심각. 단발 엔진의 경우에는 단발 엔진의 경우에도 사용하며, 이 경우에는 엔진 전면까지 두개의 도관이 분리되어 있어야 Pressure Instability 문제 해결. (쌍발 엔진 항공기)
- **동체와 높은 날개(High Wing)와의 접합위치의 Armpit 흡입구:** 내부 도관의 길이를 매우 짧게 할 수 있으나, 흡입구가 전방 동체와 날개와의 접합부에 형성되는 두꺼운 경계층 속에 잠길 위험. 높은 받음각



과 옆 미끄럼각에서 흐름이 찌그러짐.

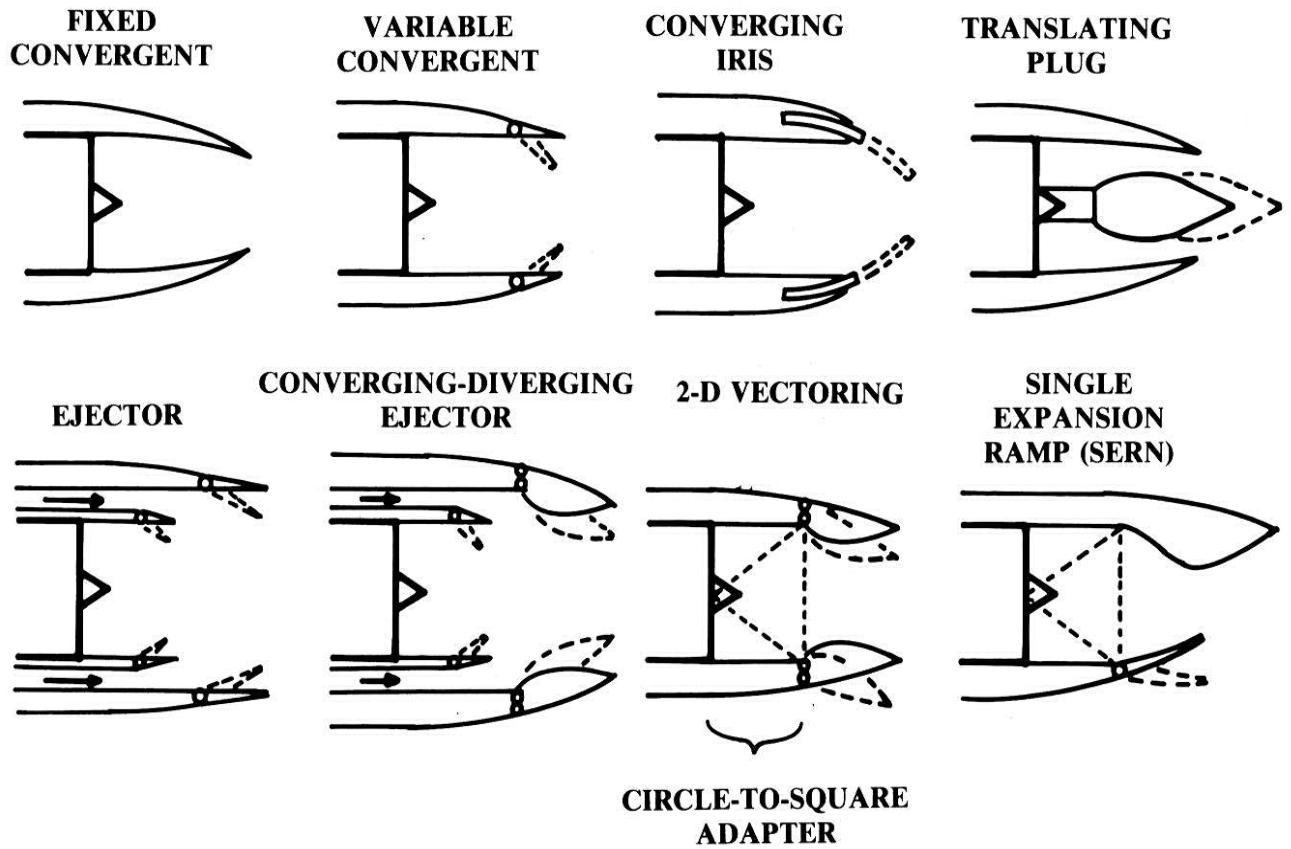
- Over-Fuselage 흡입구: Chin 흡입구의 반대와 같은 형상으로 앞 착륙장치의 설치 문제 없이 매우 짧은 도관 길이 장점, 높은 밤음각에서 공기 흡입 성능이 나빠지는 단점.(F-107 등)
- 꼬리날개 위치의 흡입구: 동체의 흐름분리와 항력을 감소시키는 효과, 특별한 도관 형태(S-Duct)가 필요, 경계층이 흡입구에 유입될 가능성. (L-1011, B-727 등과 같은 여객기)
- 날개의 앞전에 설치되는 흡입구: 별도의 흡입구 카울이 필요없어 항공기 전체의 표피 면적(Wetted Area) 감소, 흡입구가 날개를 지나는 흐름을 변화 시키고 날개의 무게를 증가 시키는 단점.
- 별도의 파드(Pod): 표피 면적 증가 단점, 그러나 많은 장점.
 - 동체나 날개의 영향을 받지 않는 깨끗한 흐름의 공급 가능.
 - 도관 길이와 조종석이나 승객석에 전달되는 소음 감소.
 - 유지관리 용이
- Wing-Mounted 파드 엔진: 가장 많이 사용되는 방법,
 - Span-Loading 효과로 날개 무게 감소
 - 배기 가스를 플랩 위로, 이착륙 시 양력을 증가
 - 날개 주위의 흐름을 변화시켜 항력을 증가, 양력은 감소 가능.
 - 날개와 엔진의 상대적인 위치와 엔진 파드의 형태 설계에 주의
 - 파이런(Pylon)이 날개의 앞전까지 오지 않도록 하고
 - 날개와의 수직거리는 엔진 파드 직경 정도가 되도록
 - 지상으로부터의 외부물질 흡입(Foreign-Object Ingestion) 방지, 지상에서 엔진 파드 직경의 절반 이상 거리.
- Over-Wing 파드 엔진: 착륙장치의 높이를 작게, 지상에서의 소음을 작게, 그러나 나쁜 정비성.
- 후미 동체(Aft-Fuselage)에 설치된 파드 엔진: 날개와의 흐름 간섭이 없고, 착륙장치의 높이를 작게, 동체 후방의 승객 소음이 증가. 그러나 무게중심이 뒤로 이동, 날개에 대한 동체의 전체적인 위치가 전방



으로 이동함. 따라서 조종면과 무게중심과의 거리(Moment Arm)가 작아지게 되어 궁극적으로 수평꼬리 날개와 수직꼬리 날개의 면적을 증가시켜야 함(F-100).

6.2.4 노즐의 형태 결정

- 노즐은 연소기에서 생성된 고온·고압의 가스를 팽창시켜 고속의(높은 아음속 혹은 초음속) 배기 가스를 만드는 기능.
- 추력은 배기 가스의 속도와 질량 유동률의 곱에 비례, 추력 조절은 노즐의 출구 면적의 변화.
- 노즐 설계에서 근본적인 사항: Mismatch 문제(속도, 고도, 추력 셋팅에 따라 가장 적합한 노즐 출구 면적과 실제 노즐 출구 면적이 일치하지 않는 문제)를 어떠한 방법으로 어느 정도까지 해소할 것인가 하는 것.
- 터보 제트 혹은 터보 팬 엔진 아음속 여객기 : 노즐 출구 면적이 [순향 조건](#)에 적합하도록 고정된 고정 수축 노즐(Fixed Convergent Nozzle)을 사용, 순향 이외비행에서는 항상 Mismatch 문제 존재. 단 순성과 무게 감소 이점이 저속에서의 엔진 성능 비효율성을 보상함.
- 초음속 비행이나 후기 연소를 하는 항공기 : 후기 연소 시 적합한 노즐 출구 면적은 아음속 부분 추력 작동 시 면적의 3 배 가까움, 그리고 출구속도를 초음속으로 하기 위해서는 반드시 수축-확산(Convergent-Divergent) 형태의 노즐이 필요.



- 기존 엔진 중 선택 시, 각 비행영역에서 노즐 출구 면적이 주어지거나 노즐 출구 면적의 근사치 계산. 노즐 출구 면적에 따라 항공기의 조파 항력(Wave Drag)과 후미 항력(Boattail Drag)의 크기 크게 변화.
- 아음속 수축 혹은 수축-확장 노즐의 경우, 출구 면적은 Capture Area의 0.5–0.7 배, 후기 연소 기능을 갖는 초음속 항공기의 노즐 출구 면적은 Capture Area의 1.2–1.6 배의 값이 대략적인 초기치.
- 후미 항력의 감소를 위하여 동체 후미의 마침각(Closure Angle)은 15° 이하. 노즐 끝부분의 외부각은 20° 이하로 설계.
- 2 개의 노즐이 있는 경우에 두 노즐간의 간격은 노즐 지름의 1–2 배.

6.3 프로펠러 항공기 엔진 선정 시의 설계 요소



6.3.1 프로펠러 크기 결정(Propeller Sizing)

- 결정사항: 프로펠러의 직경, 엔진, 흡입구, 출구의 크기.
- 프로펠러의 직경이 커질수록 프로펠러는 고 효율. 프로펠러 팁 속도(Tip Speed)는 음속 이내로 직경제한. 비행 중 프로펠러의 팁 속도는 회전속도(Rotational Speed)와 항공기의 전진 속도(Forward Speed)의 벡터합.

$$(V_{tip})_{static} = \pi n d / 60 \quad (\text{m/sec}) \quad (6.16)$$

$$(V_{tip})_{helical} = \sqrt{V_{tip}^2 + V^2} \quad (6.17)$$

소음문제까지 고려 시 이륙 시 팁 속도를 213 m/sec (700 ft/sec) 이하.

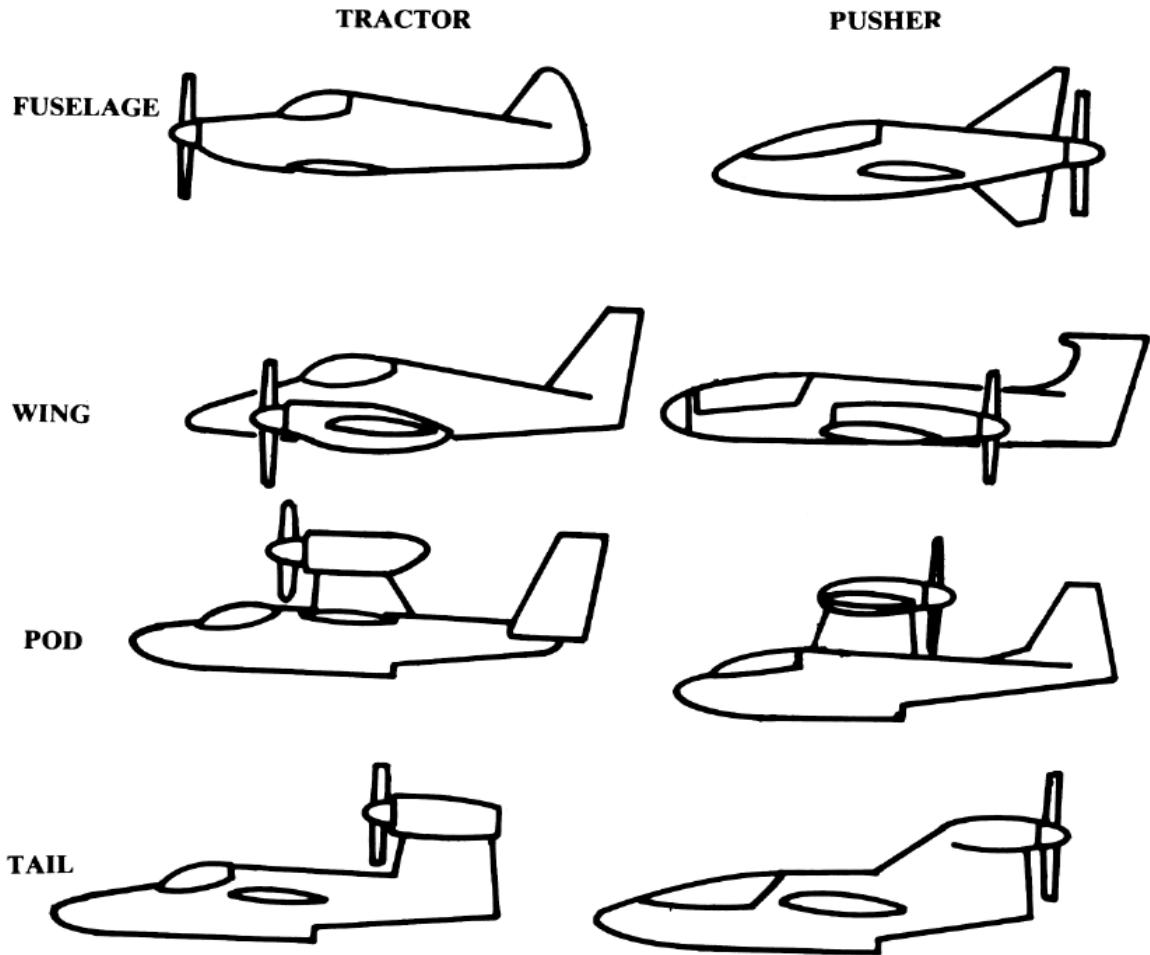
- * 프로펠러 직경과 마력.

$$\text{Two Blade: } d = 0.5588 \sqrt[4]{H_p} \quad (\text{m}) \quad (6.18)$$

이 식으로 계산된 프로펠러 직경은 팁 속도 제한에서 얻은 직경과 비교, 두 값들 중 작은 값 사용.

6.3.2 프로펠러 위치 (Propeller Location) 결정

- 견인식 비행기(Tractor): 무거운 엔진을 전방 상단에 두어 동체길이를 줄이고, 꼬리부분의 면적을 줄임으로써 안정성을 높임. 프로펠러로 교란되지 않은 기류가 들어오고 후류는 냉각용으로 바로 사용.



- 추진식 비행기(Pusher): 프로펠러가 엔진 부착위치보다 뒤, 항공기를 교란되지 않은 기류 속에 둘으로써 표면 마찰항력(Skin Friction Drag) 감소. 동체에 장착된 추진식 프로펠러는 항공기의 표피 면적(Wetted Area) 감소. 커나드와 추진식 프로펠러의 결합은 커나드 때문에 꼬리 날개의 길이가 짧아져서 훨씬 효과적, 객실의 진동이 감소. 또한 조종사의 시야를 좋게 함. 이륙 시에 기수를 상승시킬 때 프로펠러가 활주로에 닿지 않게 하기 위해서 랜딩 기어가 더 길어야 함. 프로펠러는 모든 비행자세에서 지면에서 9 inch(약 23 cm) 이상 격리. 또한 바퀴에서 튕겨져 나온 돌멩이에 의해서 손상 용이. 터보보프롭 프로펠러를 추진식으로 장착할 때는 엔진 배기가스가 프로펠러 접촉.



- 복수 엔진: 보통 날개에 엔진을 매다는 방법 사용. 날개 스팬 하중 효과(*Span Loading Effect*)로 비행 중 날개의 구조적 중량 감소. 프로펠러 후류에 의한 동체의 항력도 감소. 엔진이 꺼졌을 때 조종성을 유지하기 위한 러더와 수직꼬리날개의 크기 상대적 증가. 안전을 위해 승무원 객실이 프로펠러 디스크에서 $\pm 5^\circ$ 이내의 위치에서 벗어나도록 함. 대부분의 쌍발 엔진 항공기는 저익기로 엔진과 프로펠러가 날개에 부착시 착륙장치가 길어져야 함.
- 날개 장착된 추진식 배치: Beech Starship 과 B-36, 이 방식은 동체의 길이를 늘릴 수는 있지만 랜딩기어의 길이도 길어져야 함. 또한 프로펠러가 반은 날개아래의 후류 속에 있고 나머지 반은 날개 위의 후류에 놓이게 되므로 위 아래면의 압력차에 의해서 프로펠러 효율이 떨어지고 진동을 유발.

6.3.3 엔진 크기 예측(Engine-Size Estimation)

- 프로펠러 항공기: 항공기의 크기를 이미 알려진 엔진의 크기에 맞추어 결정하는 Fixed-Engine Sizing 방식 사용. 자료는 엔진 제작자.
- 제트 항공기는 주로 Rubber-Engine Sizing 방식 사용, 표 6.1 에 정의된 스케일링 식(Scaling Equation) 이용하여 현존하는 엔진 스케일링. 혹은 표 6.2 에 정의된 통계적 모델 사용.

$$X_{scaled} = X_{actual} SF^b : \quad SF = bhp_{scaled} / bhp_{actual}$$

- 왕복엔진과 터보프롭엔진의 통계 모델

$$X = a(bhp)^b \quad (\text{lb or in.})$$

6.3.4 엔진 설치(Engine Installation)



- 냉각 : 최대 10%의 엔진마력 냉각 기류의 항력으로 소모,
- 견인식 엔진, 흡입구는 보통 엔진 실린더 바로 앞.
 - 다운 드래프트(Down-Draft)" 냉각,
 - 업 드래프트(Up-Draft)" 냉각: 기류가 실린더를 통해서 위쪽으로 흘러서 압력이 낮은 동체 윗부분으로 효율적인 냉각. 객실이 가열 될 수 있음. 엔진 오일이 새는 경우 바람막이가 검은 오일로 뒤덮일 수도 있음.

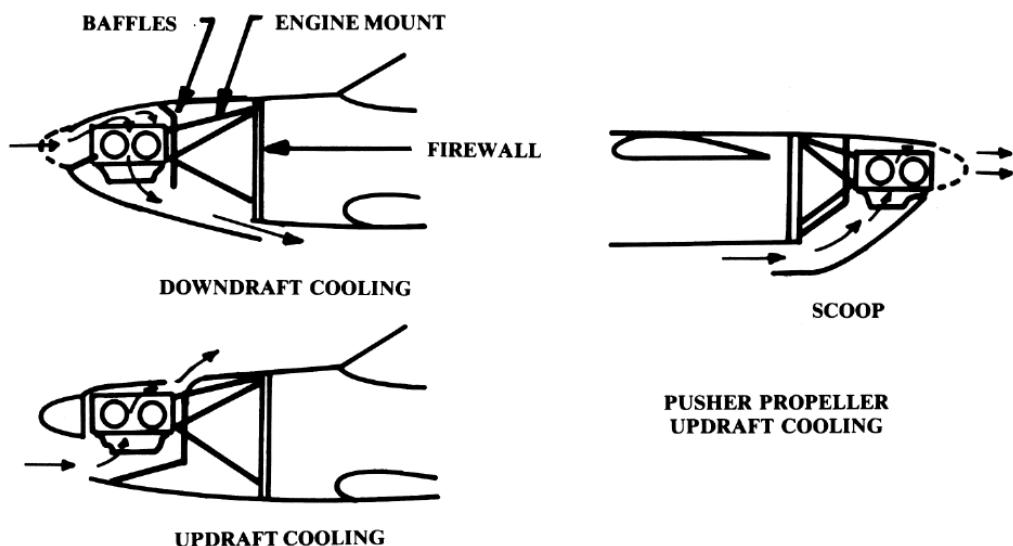


그림 6.11 왕복엔진의 장착

- 추진식의 경우: 동체 아래쪽에 큰 스쿠프(Scoop)가 달린 업드래프트 냉각 방법 혹은 Internal Fan 사용.
- * 엔진 마운트와 방화벽 필요,

6.4 항공기 엔진 성능 분석

- 추진효율: (유효추력동력) / (투입된 에너지).
 - 추력동력 = (추력) x (항공기 비행속도)
 - 투입된 에너지: 추진계통의 유체흐름 속도차에 의해 결정되는 운동에너지.

$$F = \rho S V (V - V_o) \quad (6.21)$$



$$\eta_{PE} = (P_t / \Delta E) = (2 / (V/V_0 + 1)) \quad (6.22)$$

- 추력과 추진효율은 비행속도(V_0)와 배기속도(V)의 비에 의해 결정됨
- 상대적으로 배기속도를 줄이면 추진효율을 향상, 그러나 동일한 추력을 얻기 위해서 유체가 작용하는 노즐단면적을 늘여야 함.
- 터보제트 엔진의 경우 속도비는 대략 3.0, 왕복엔진의 경우 1.5 정도.
- 왕복 엔진의 경우: 대부분의 추진력은 프로펠러 측마력.
- 제트엔진의 경우: 엔진 마운트를 통하여 작용하는 힘은 전체 추진력의 약 1/3 정도, 마하수 2.2인 경우 엔진 자체가 추진력에 기여하는 것은 약 8% 정도이나, 노즐을 통한 고압의 엔진배기 팽창을 통해 얻는 추력은 거의 30%에 이른.

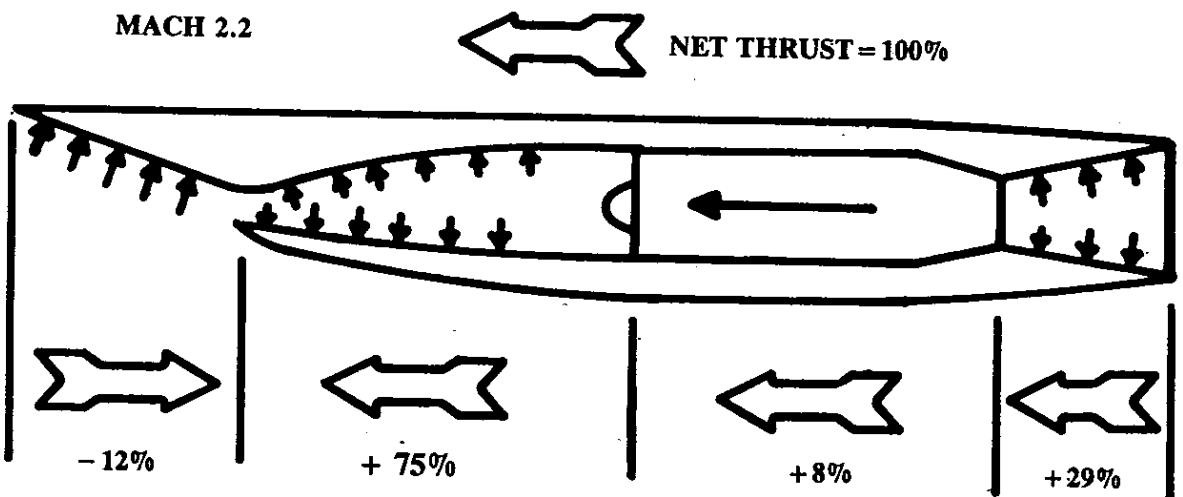


그림 6.12 터보제트 엔진 각 부의 추력에의 기여도

6.4.1 제트엔진 추력의 고려사항

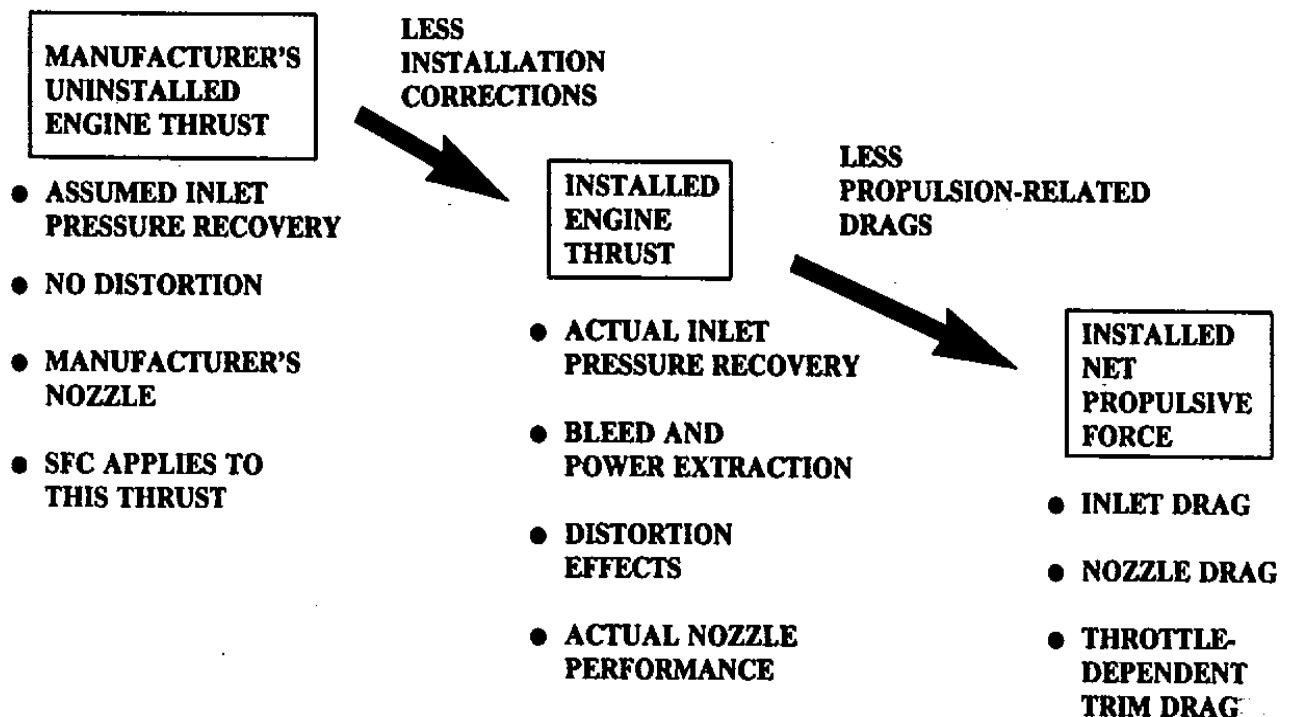
- 제트엔진의 전추력(Gross Thrust): 고속의 배기류의 전체 모멘텀의 결과, 순추력(Net Thrust)은 전추력에서 흡입공기류의 모멘텀인 램항력(Ram Drag)을 뺀 값
- 전압력비, 터빈입구 온도, 바이패스비, 그리고 비행조건들이 엔진 성능에 영향을 미침



- 추력과 추진효율은 엔진의 전압력비(Overall Pressure Ratio: OPR)에 크게 영향을 받음. 제트엔진 15:1에서 30:1 정도.
- 터빈입구온도 (Turbine Inlet Temperature: TIT): 이론 공기-연료 혼합비인 15:1보다 희박 혼합비인 60:1 정도의 혼합기를 사용, 잉여의 공기로 냉각함으로써 TIT가 1,100~1,350°C 정도 유지.
- 바이패스공기.

6.4.2 장착된 터보제트엔진의 추력

엔진 제작자들로부터 제시된 장착되지 않은 엔진 데이터를 사용, 장착효과를 수정하여 사용함.



- 흡입압력 회복: 엔진전면에서의 전압력(P_1)과 자유흐름의 전압력(P_0)의 비,
 - 초음속 전투기 엔진: 아음속에서 통상 1.0, 초음속에서는

$$(P_1/P_0)_{ref} = 1 - 0.075(M_\infty - 1)^{1.35} \quad (6.23)$$

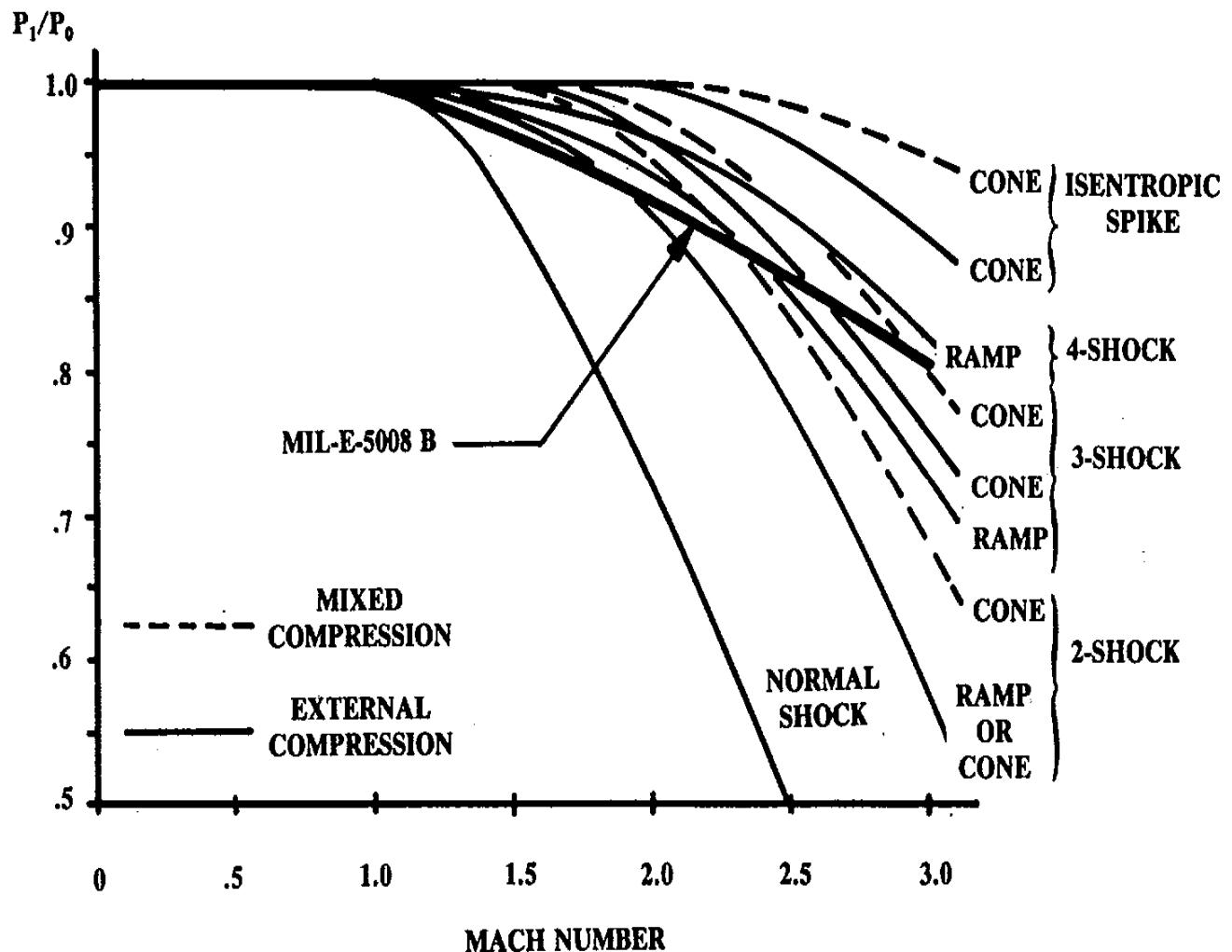


그림 6.14 마하수와 압력회복 선도

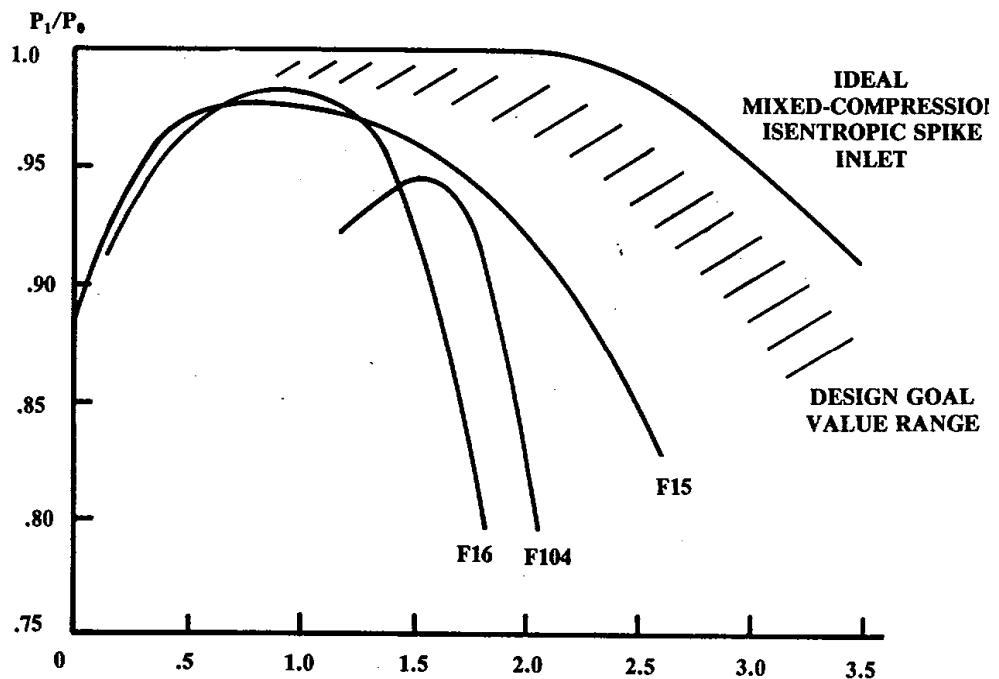


그림 6.15 실제 입구압력 회복 선도

- 추력의 손실률 :

$$\% \text{Thrust Loss} = C_{\text{ram}}[(P_1/P_0)_{\text{ref}} - (P_1/P_0)_{\text{actual}}] \times 100 \quad (6.24)$$

$$C_{\text{ram}} = 1.35 - 0.15(M_\infty - 1) \quad (6.25)$$

여기서 C_{ram} 은 램 회복수정계수로 아음속에서는 대략 1.35이며 초음속은 식6.25를 사용 계산.

6.4.3 왕복 엔진의 성능

- 왕복 엔진의 마력 : 흡입되는 공기량에 비례, 공기밀도 (고도, 온도, 습도)와 흡기 다기관 압력에 의해 영향, 과급기(Supercharger) 혹은 터보과급기(Turbocharger)를 사용하여 증가.
- 왕복 엔진의 항공기에 장착에 따라 Scrubbing 항력, 냉각항력 등 추가 항력 발생, 이에 따른 추력 보정.



제 7 장 주날개, 꼬리날개 및 조종면 설계

7.1 날개 설계 시 고려사항

- 날개(주날개와 꼬리날개): 항공기를 공중에 뜨게 하고 항공기의 운동을 조정하는 가장 중요한 구성품.
- 날개의 단면 형태와 평면 형태: 운항목적과 속도에 따라 달라짐. 날개의 설계는 항공기 설계의 핵심부분.

7.1.1 성능상의 요구 조건

- 전 수명기간 동안 안전하게 운용할 수 있는 능력을 제공.
- 날개 설계시의 일차적인 고려요소: 운용 시의 안전성(Safe Operational Use of Aircraft), 순항 속도, 항속 거리 등. 또한 실속 속도, 이착륙 속도, 이착륙 거리 등의 이착륙 성능.

7.1.2 비행 특성(Flying Qualities)

- 고려요소: 실속 속도, 실속 전후의 비행 특성(Flying Qualities), 날개 하중, 최대 양력계수값, 날개단면의 형태, 날개의 평면형태 및 비틀림 분포 등
- 고속기의 경우, 버펫현상(Buffet), 세로 안정성, 속도 불안정성, 가로 안정성 및 방향 안정성과 관련된 Dutch Roll Damping, Wing Drop 과 Wing Rocking, 공탄성변형으로 인한 가로조종력의 결손 등 추가 고려.
- 양호한 저속 비행 특성을 갖게 하는 날개 형상과 고속비행에 적합한 날개 형상의 조건은 **서로 상충되는** 경우가 많음. 고속기의 경우 상세한 날개의 형상은 풍동시험 이후 가능, 때로는 비행시험의 단계에서 최종적인 형상설계가 완성됨.



7.1.3 날개 구조

* 날개 구조 설계의 기본원칙: 높은 하중을 지지하는 구성품(엔진마운트, 외부장착물, 연료탱크 등)이 주 구조물과 잘 연관되어 하중의 전달을 위해 복잡한 구성품이 되지 않도록 하는 것. 고속항공기의 경우에는 공탄성과 관련된 문제와 후퇴각으로 인한 세로안정성의 감소 등을 고려.

7.2 익형 선정

7.2.1 익형 선정 시 고려사항

- 순항 속도, 실속 속도 및 이착륙 거리, 조작 특성(Handling Qualities), 전 비행과정에서의 공력 효율(Aerodynamic Efficiency)이 익형의 형태에 의하여 영향을 받음. 익형은 항공기의 심장임.
- 익형의 형태: 앞전과 뒷전, 앞전 반경(Leading Edge Radius), 시위, 캠버 및 평균 캠버선, 두께 등으로 표현.
- 두께:
 - 항력, 최대 양력, 실속 특성, 구조 무게 등에 영향. 익형은 두께비가 커질수록 항력계수는 증가, 임계 마하수는 감소함.
 - 천음속/초음속 비행 항공기의 날개 두께비는 매우 작아야 날개면 발생 충격파 항력의 증가 방지. 설계마하수가 1 이상인 항공기의 날개의 두께비는 6% 이하, 천음속 설계 마하수 항공기의 날개 두께비도 10% 전후. 그러나 초임계 익형(Supercritical Airfoil)은 통계적 두께비보다 10% 가까이 크게 하는 것이 가능.
 - 최대양력계수에 미치는 영향: 각 익형마다 최대의 양력계수를 갖게 하는 최적의 두께비. 예를 들면 NACA 24 계열의 익형은 12–13% 정도, NACA 65–2 계열의 익형은 15% 정도의 두께비에서 최대양력계수.



- 날개의 구조무게: 날개 두께비의 제곱근에 반비례하여 증가. 두께비를 절반으로 줄이면 날개의 구조무게는 41% 증가. 항공기 전체무게의 15%가 날개무게일 때 항공기 전체의 무게의 6% 증가 의미.
- 최대 두께의 위치가 뒷전으로 갈수록 형상 항력(Profile Drag)은 감소, 임계 마하수는 증가.
- 최대 캠버: 영의 받음각에서의 양력 및 피칭 모멘트 계수, 최소 항력에서의 양력계수, 최대 양력계수 등에 영향. 큰 캠버는 최대 양력계수 증가, 그러나 피칭모멘트 값을 크게 하여 트림 항력(Trim Drag)의 증가 초래. 최대 캠버가 앞전 쪽으로 이동하면 최대 양력계수 값은 증가하지만 실속이 부드럽지 않게 될 수 있음.
- 앞전 반경: 실속 특성과 최대 양력 계수값에 영향. 앞전 반경이 크게 되면 실속이 부드럽게 진행, 작은 뾰족한 날개는 급격한 실속.
- 익형 선정 기준 요소:
 - 순항 시의 양력범위에서 낮은 형상 항력.
 - 플랩이 장착된 날개 안쪽 단면은 플랩 가동으로 인한 고양력 조건에서 항력이 작고, 높은 최대 양력계수
 - 익단 단면은 높은 양력계수와 부드러운 실속 특성
 - 순항속도가 $M=0.65$ 이상이 되는 항공기의 경우, 충분히 높은 임계 마하수
 - 높은 동압(Dynamic Pressure)에서 피칭모멘트 값이 커져서 과도한 트림 항력과 비틀림 모멘트를 초래하지 않도록 할 것
 - 제작상의 변형, 표면 오염 등에 공력 특성이 민감하지 않을 것
 - 충분한 내부 공간과 구조상의 무게감소. 가능한 최대 두께.

7.2.2 NACA 계열 익형의 특성

- NACA 는 1930 년대 집중적인 풍동실험을 통하여 형상이 수학적으로 정의되는 4 계열, 5 계열, 6 계열 익형을 개발.



- 4 계열 익형(4-digit Airfoil): 아음속기의 꼬리날개 단면으로 사용

NACA 2412:

- 첫 번째 숫자 “ 2” 는 최대 캠버의 크기가 시위의 2%
- 두 번째 숫자 “ 4” 는 최대 캠버의 위치가 40% 시위
- 마지막 두자리 숫자 “ 12” 는 최대 두께가 12% 시위.
- 4 계열 익형은 양력에 따른 항력의 변화가 완만, 상당히 높은 양력 계수와 부드러운 실속진입 특성, 경비행기, 훈련기에 많이 사용됨.

- 5 계열 익형(5-digit Airfoil): NACA 23012

- 4 계열 NACA 익형과 두께 분포는 같으나, 최대 캠버의 위치가 앞전 쪽으로 더욱 이동, 최대 양력계수 값을 증가.
- 첫 숫자 “ 2” 는 최대 캠버의 크기가 시위의 2%.
- 두 번째 숫자 “ 3” 은 최대 캠버의 위치가 15% 시위.
- 마지막 두개의 숫자 “ 12” 는 최대두께가 12% 시위
- 가운데 숫자 “ 0” 은 평균캠버선(Mean Camber Line) 뒷부분이 직선.
- NACA 계열 익형 중 가장 높은 최대 양력계수 값, 실속상태가 양호 하지 않음. 또한 스케일 효과(Scale Effect)에도 민감한 경향, 높은 양력이 요구되는 항공기의 날개 단면으로 주로 사용, 이 경우에도 날개 끝부분의 단면은 4 계열 NACA 익형을 통상적 사용.

- 6 계열 익형: NACA 65₃-218

- 층류 흐름 부분을 최대한 유지하도록 설계된 익형, 형상 항력이 매우 낮은 양력계수의 범위가 존재하는 소위 “ Laminar Bucket” 특징
- 첫 숫자 “ 6” 는 계열번호
- 두 번째 숫자 “ 5” 는 최소 압력점 위치가 50% 시위
- 세 번째 숫자 “ 3” 은 항력계수가 최소가 되는 양력계수 범위가 ± 0.3
- 네 번째 숫자 “ 2” 는 설계 양력계수가 0.2
- 마지막 두 개의 숫자 “ 18” 은 최대두께가 18% 시위
- 6 계열 익형은 최소압력의 크기를 낮추어 임계마하수가 비교적 크며,



앞전 반경이 작아 최대양력 계수값은 NACA 계열 익형 중 가장 작다.

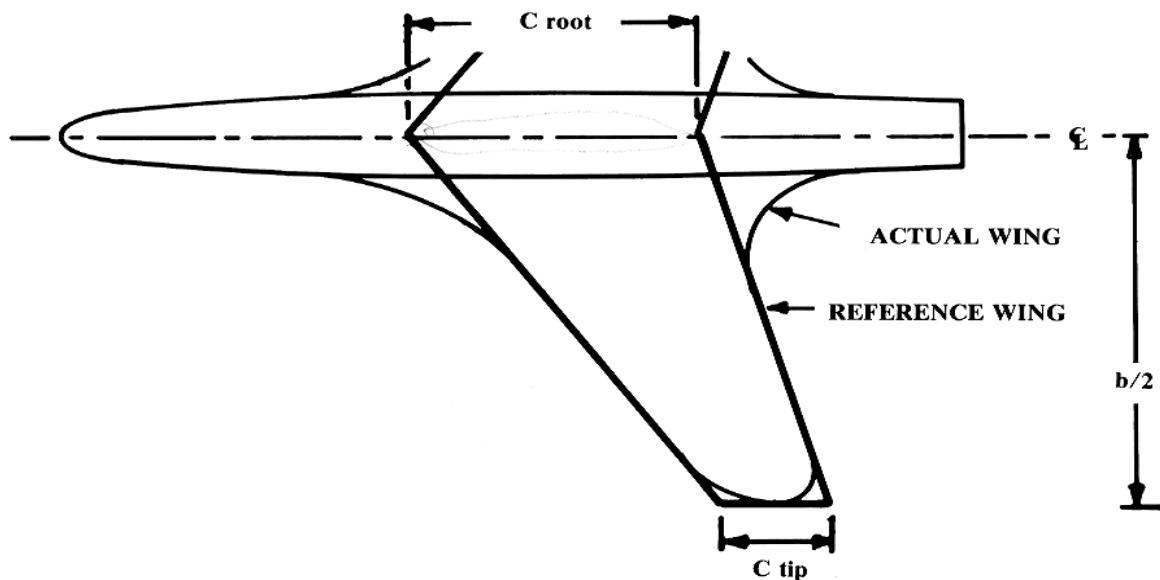
실속진입은 부드러우며, 표면상태에 따른 흐름 변화 민감

- 조직적인 공력 특성 변화 연구자료가 가장 풍부한 익형, 형태변화 요소(Shape Parameter)를 조직적으로 변화시키면서 요구하는 공력 특성을 갖는 가장 적합한 날개단면을 찾기에 용이한 익형. 오늘날도 많은 아음속 항공기 혹은 초음속 항공기의 날개 단면으로 변형된 6 계열 NACA 익형이 사용됨.

(“ *The Theory of Wing Sections*, IRA H. Abbott and Albert E. Von Doenhoff “)

7.3 날개 형상

- 3 차원 날개의 평면형태와 상반각(Dihedral Angle), 불임각(Incidence Angle), 비틀림 각 분포(Twist Angle Distribution), 날개의 위치 등 기준 날개 면적(Reference Wing Area) : 항공기의 대칭선과 익단에 이르는 가상면적(2 배)으로 동체면적의 일부가 포함, 페어링은 제외



S	= REFERENCE WING AREA
C	= CHORD (DISTANCE L.E. TO T.E.)
A	= ASPECT RATIO = b^2/S
t/c	= AIRFOIL THICKNESS RATIO (MAXIMUM THICKNESS/CHORD)
λ	= TAPER RATIO = C_{tip}/C_{root}
b	= SPAN

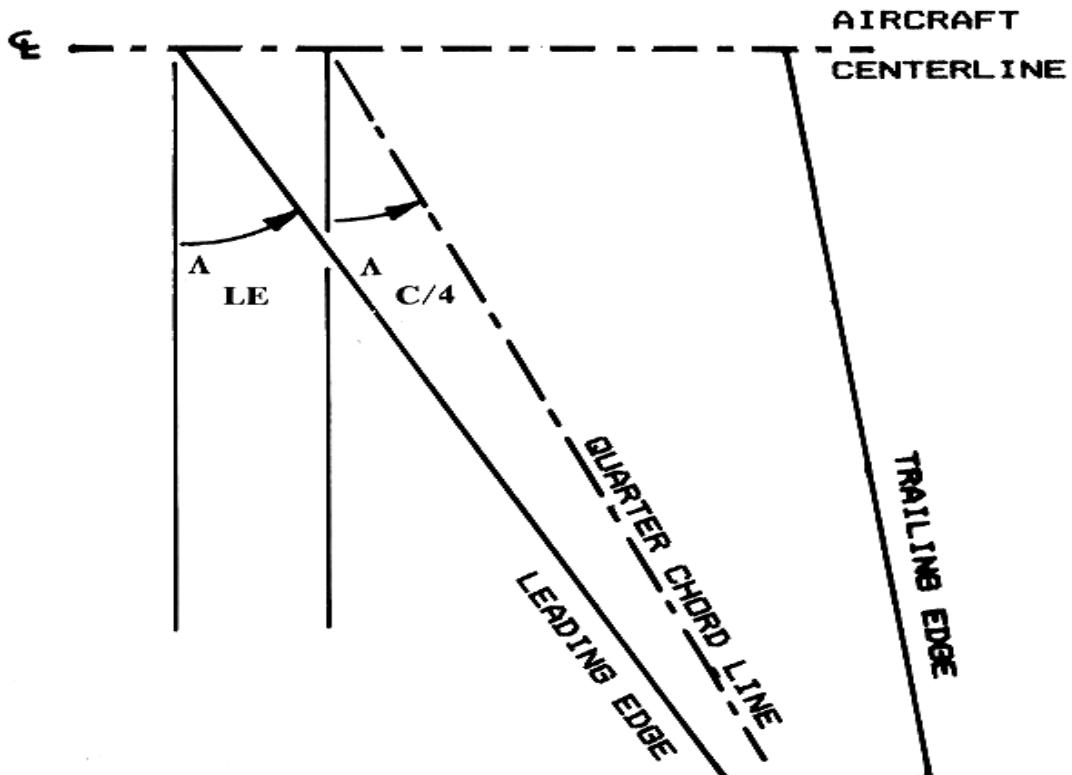
GIVEN: W/S, A, λ

$$S = W/(W/S) \quad b = \sqrt{A \cdot S} \quad C_{root} = 2 \cdot S / [b(1 + \lambda)] \quad C_{tip} = \lambda \cdot C_{root}$$



후퇴각(Sweep Angle)

- 앞전 기준 후퇴각(Leading Edge Sweep Angle) : 항공기 대칭선에 수직한 기준선과 앞전 직선간의 각도.(초음속 비행)
- 1/4 시위 후퇴각(Quarter Chord Sweep Angle) : 항공기 대칭선에 수직한 기준선과 1/4 시위선간의 각도(아음속 비행의 관점에서 의미)



$$\tan \Lambda_{LE} = \tan \Lambda_{C/4} + [(1 - \lambda)/\lambda(1 + \lambda)]$$

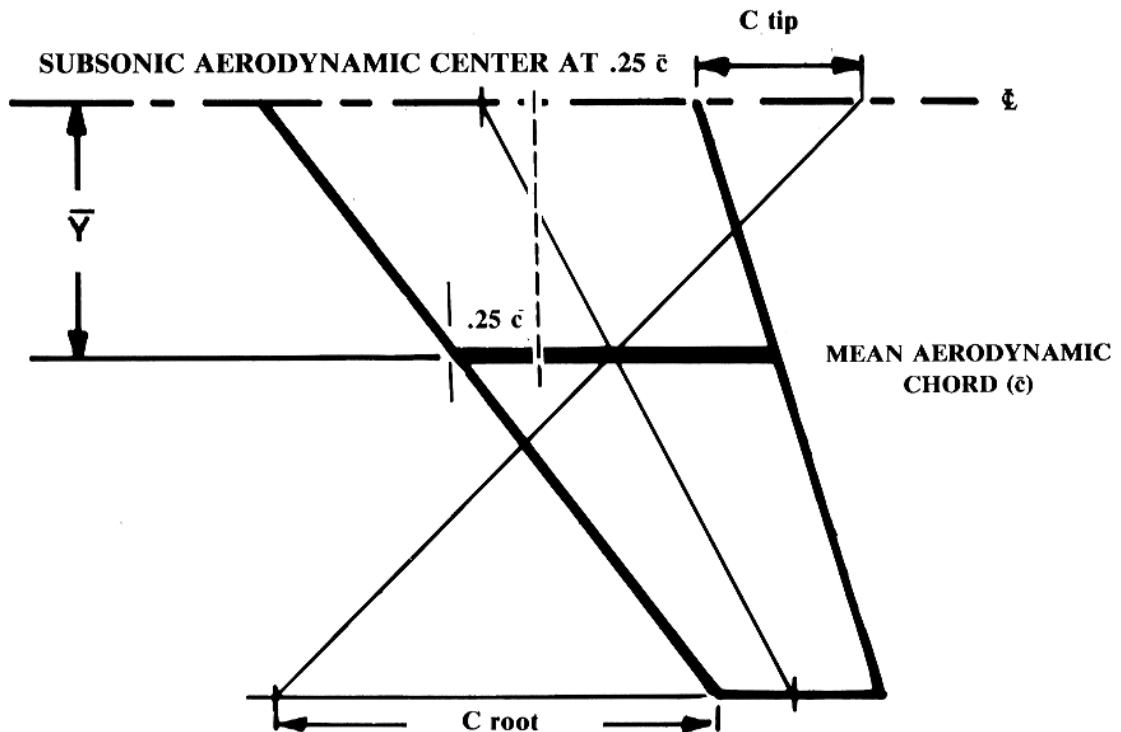
(a) 날개 후퇴각 Λ



- 평균 공력 시위(Mean Aerodynamic Chord, MAC 혹은 \bar{c}) :

$$MAC = \bar{c} = \frac{1}{(b/2)} \int_{y=0}^{y=b/2} c(y) dy \quad (7.1)$$

_ 기하학적 방법.



$$\bar{c} = (2/3) C_{root} (1 + \lambda + \lambda^2) / (1 + \lambda)$$

$$\bar{Y} = (b/6) [(1 + 2\lambda)(1 + \lambda)]$$

TYPICAL, WING AERODYNAMIC CENTER = .25 \bar{C} SUBSONIC
= .4 \bar{C} SUPERSONIC

(b) 평균공력시위의 기하학적 계산 방법



7.3.1 가로세로비

- 가로세로비(Aspect Ratio) A 혹은 AR :

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (b: \text{스팬}, S: \text{기준 날개 면적}) \text{로 정의,}$$

- 가로세로비가 큰 날개, 평균공력시위는 작고 스팬이 큰 형상.
- 가로세로비가 작은 날개 : 3 차원 효과가 증가와 익단 와류(Wing Tip Vortex)의 영향을 받는 날개 면적 증가로 양력곡선의 기울기 감소, 실속 받음각의 증가, 유도 항력의 증가 초래.(그림 7.2)
- 3 차원 날개의 유효 받음각 α_{eff} 와 기하학적 받음각 α_{geo}

$$\alpha_{eff} = \alpha_{geo} + \frac{C_L}{\pi} \left(\frac{1}{5} + \frac{1}{A} \right) \quad (7.2)$$

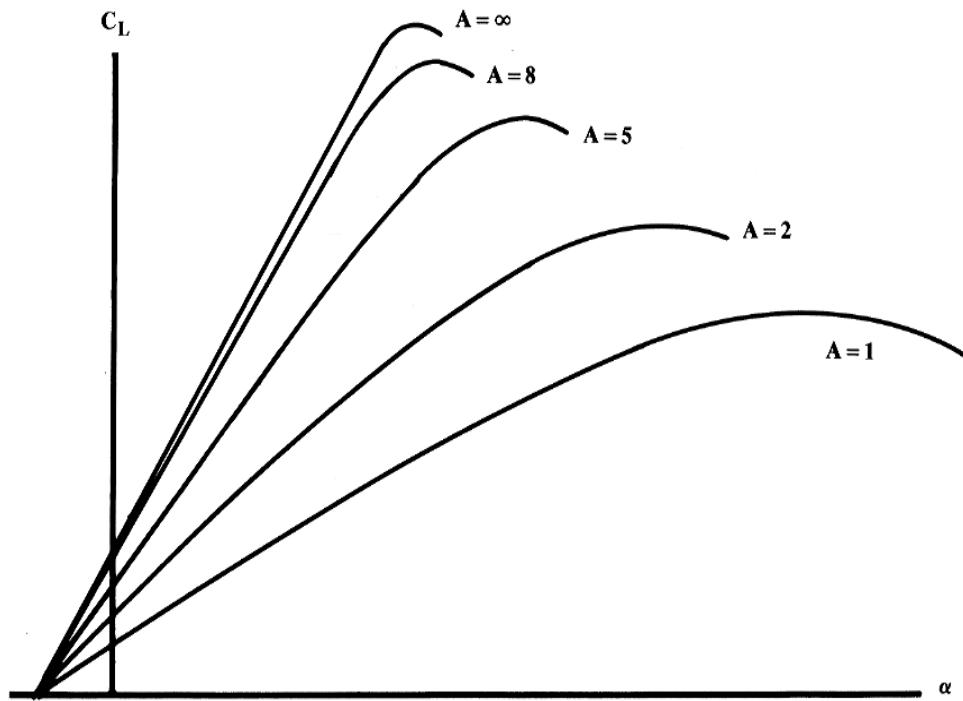


그림 7.2 가로세로비에 따른 양력의 변화



- 프로펠러 항공기

항공기 종류	등가 가로세로비 ($S_{ref} = S_{wing} + S_{canard}$)
자작기	6.0
일반 경항공기 - 단발엔진	7.6
일반 경항공기 - 쌍발엔진	7.8
농업용항공기	7.5
쌍발 터보프롭	9.2
수상기	8.0

- 제트 항공기

항공기 종류	$A = aM_{\max}^c$	
	a	C
제트 훈련기	4.737	-0.979
제트 전투기(근접공중전용)	5.416	-0.622
제트 전투기 (기타임무)	4.110	-0.622
군용 수송기 / 폭격기	5.570	-1.075
제트 여객기	7.50	0

7.3.2 후퇴각

- 고아음속항공기, 초음속항공기는 임계 마하수(Critical Mach Number)와 항력 발산 마하수(Drag Divergence Mach Number)를 증가시키기 위하여 날개에 후퇴각을 줌.
- Simple Wing Sweep 이론: 날개의 충격파 발생은 날개의 앞전에 수직한 흐름속도 성분에 의해서만 결정
- 원하는 임계 마하수를 얻기 위한 날개의 후퇴각 결정: 가속의 정도가 큰 익형이나 두께가 큰 익형의 경우에는 후퇴각이 보다 커야 원하는 임계 마하수 가능.
- 테이퍼 비(Taper Ratio): 후퇴각이 커지면 테이퍼 비를 작게 하여야 익단에 공력하중이 집중되는 것을 피함.
- 무게중심의 이동, 안정성 및 조종성:



- 무게 중심이 후방 이동이 필요한 경우에는 후퇴각을 공기역학적 필요 이상으로 크게 함.
- 후퇴각은 상반각 효과, 과도한 가로 안정성을 갖지 않도록 후퇴각이 큰 항공기는 상반각을 영, 혹은 음의 상반각을 갖도록 함.
- 후퇴각이 크면서 동시에 가로 세로비가 큰 날개는 실속 발음각 근처에 도달하면서 급격한 기수올림 모멘트가 발생, “Pitch-Up” 현상을 갖는 불안정성을 제거하기 위하여 가로 세로비를 작게 함. 단 수평꼬리 날개, 커나드 등과 같은 세로 안정 및 조종면이 부착되는 항공기는 그림 7.3에 표시된 Pitch-Up 위험 경계선을 어느 정도 초과하여 후퇴각을 크게 할 수 있음.

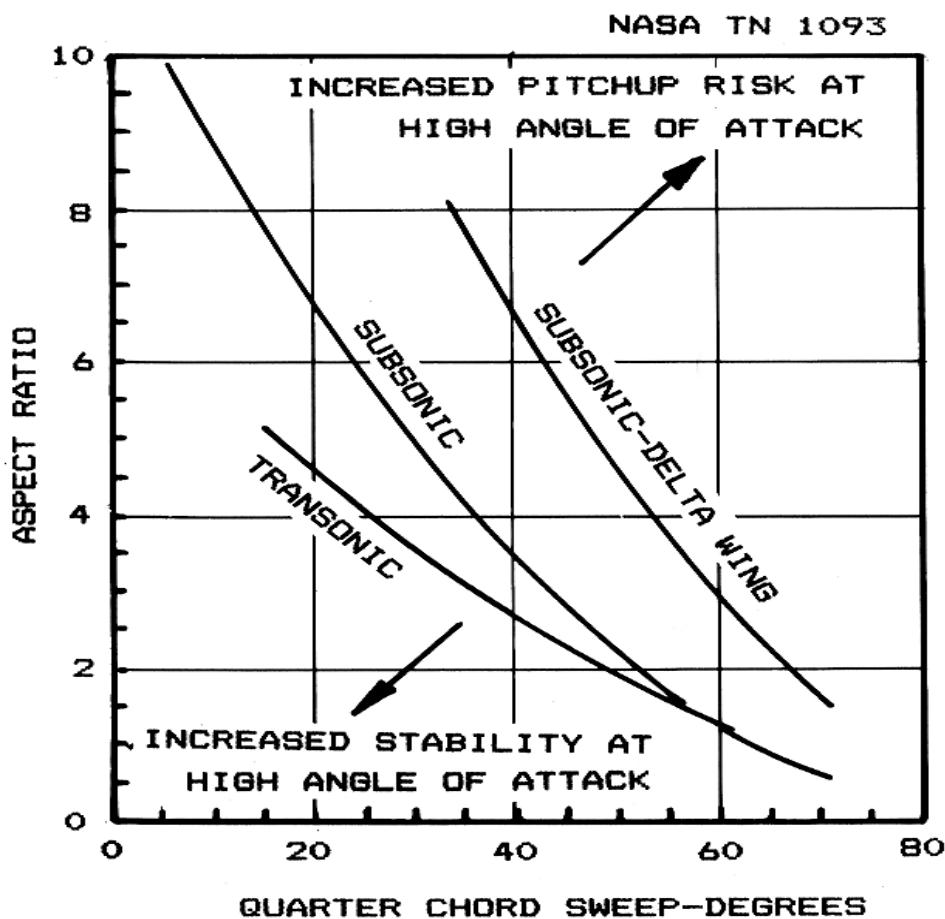


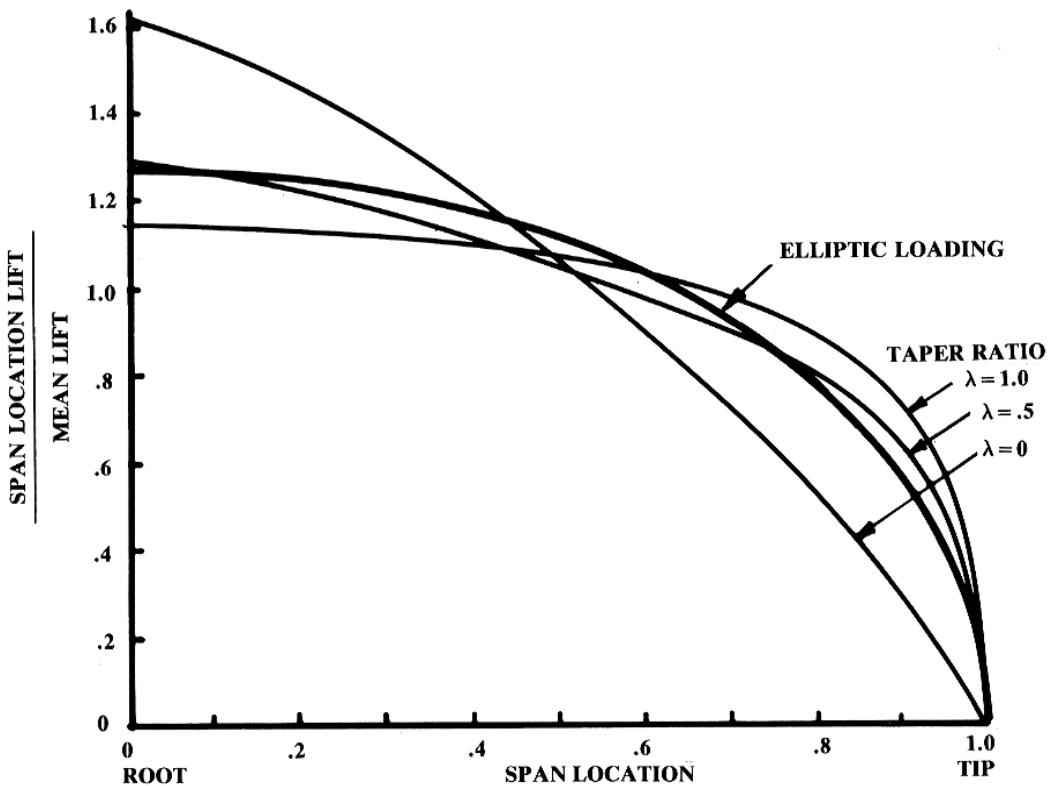
그림 7.3 Pitch-Up 을 피하기 위한 후퇴각 대 가로세로비의 조합 경계



- 고속 순항비행 시 후퇴각이 커야 하지만, 이착륙이나 저속 순항비행 시 후퇴각이 작거나 없는 것이 공기역학적 유리. 가변익은 후퇴각 변형을 위한 구조무게로 인해서 무게 증가, 날개만의 무게증가는 19%, 항공기 전체의 무게 증가는 4% 정도가 통계적인 자료.

7.3.3 테이퍼 비

- 테이퍼 목적: 스팬 방향을 따른 타원형 양력분포(Elliptic Lift Distribution)에 가깝도록 하는 것과, 후퇴각 날개의 구조적 안정.
- 유도 항력이 최소: 단위 스팬 당 양력이 날개 뿐리에서는 최대, 날개 끝에서 영이 되는 타원형 분포. 타원형 양력 분포를 위한 날개 시위의 타원형 분포는 제작상 비현실적 방법. 이상적인 타원형 양력 분포에 접근하는 양력 분포, 테이퍼 날개.



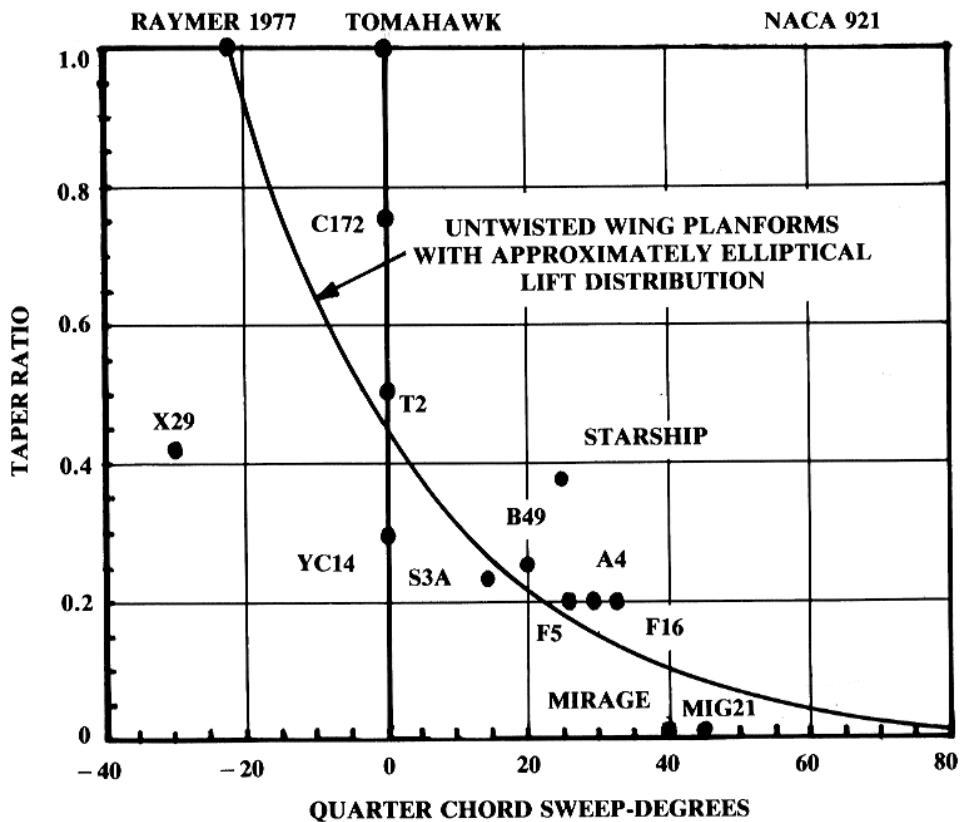


그림 7.5 후퇴각에 따른 테이퍼 비의 경향

- 후퇴각이 큰 날개에서는 날개 끝쪽으로 갈수록 단위 스팬 당 양력 증가, 따라서 후퇴각이 큰 날개가 테이퍼가 없게 되면 스팬에 따른 양력 분포가 날개를 구조적으로 불안정하게 하는 공력하중 분포 발생.

7.3.4 불임각(Incidence Angle)

- 날개의 피치각, 동체 기준선과 날개 뿌리 단면의 시위선과의 각.
- 동체가 가장 작은 항력 발생 반음각을 갖도록 선정.
- 여객기는 1° 정도, 경비행기나 자작(Home Built) 항공기는 2° 정도. 군용항공기는 0° 근처.



7.3.5 상반각(Dihedral Angle)

- 날개가 수평면과 이루는 각도, 날개가 위쪽으로 들어올려 졌을 때를 양의 상반각(Positive Dihedral Angle)으로 정의. 목적은 날개가 경사각을 가졌을 때 경사각을 없애려는 복원 롤링 모멘트가 발생하여 가로 정안정성(Lateral Static Stability)을 갖게 하기 위함
- 날개의 후퇴각과 날개의 수직위치도 상반각 효과 발생.
 - 10° 의 후퇴각은 $+1^{\circ}$ 의 상반각에 해당하는 상반각 효과 발생.
 - 고익의 경우 옆 미끄럼(Side Slip)이 있게 되면 날개 아래의 동체에 의하여 옆 미끄럼 진행 방향의 공기가 밀리게 되어 옆 미끄럼 쪽 날개의 양력이 증가, 상반각 효과를 증가시키는 요소.
 - 따라서 후퇴각이 크거나 고익을 갖는 항공기는 과도한 가로 정안정성을 피하기 위하여 날개의 상반각을 영, 혹은 오히려 음의 값.

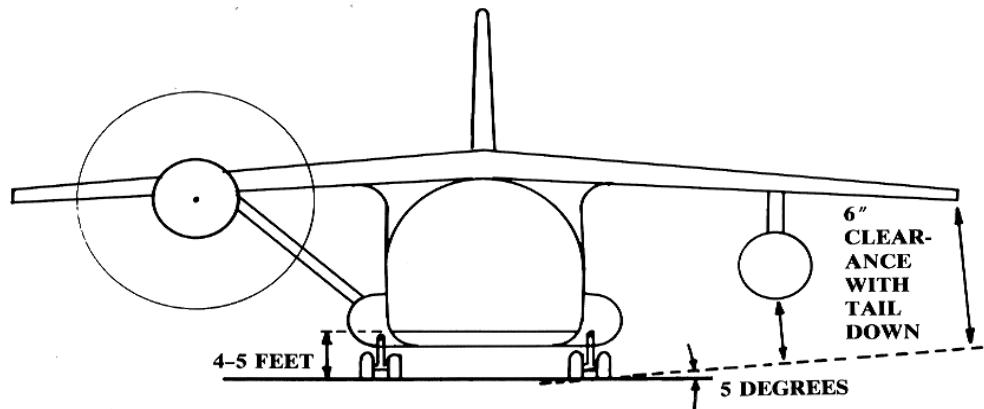
7.3.6 날개의 동체 부착 위치

- 고익:
 - 장점: 동체를 지면에 가깝게 하여 화물의 올림, 내림이 용이, 날개에 위치한 제트 엔진이나 프로펠러가 지면에서 충분한 거리를 갖게 하여 이들 구성품의 손상 가능성을 감소, 안전성 향상. 익단의 지면 여유(Ground Clearance) 증가. 단거리 이착륙 항공기(STOL)의 경우 커다란 플랩 설치가 가능, 지면효과(Ground Effect)에 의한 플로팅(Floating) 방지 효과. 구조적으로도 Wing Box 를 동체를 관통시키지 않고 동체 상부에 위치시킬 수 있어 구조적으로 가볍게 날개와 동체를 접합 가능.
 - 단점 : 착륙장치 설치 부위의 강도 보강, 평평한 동체 바닥으로 인한 동체 구조 무게의 증가, 동체와 날개의 접합부에 대한 페어링 (Fairing) 등으로 동체 무게 증가. 소형 항공기의 경우 높은 받

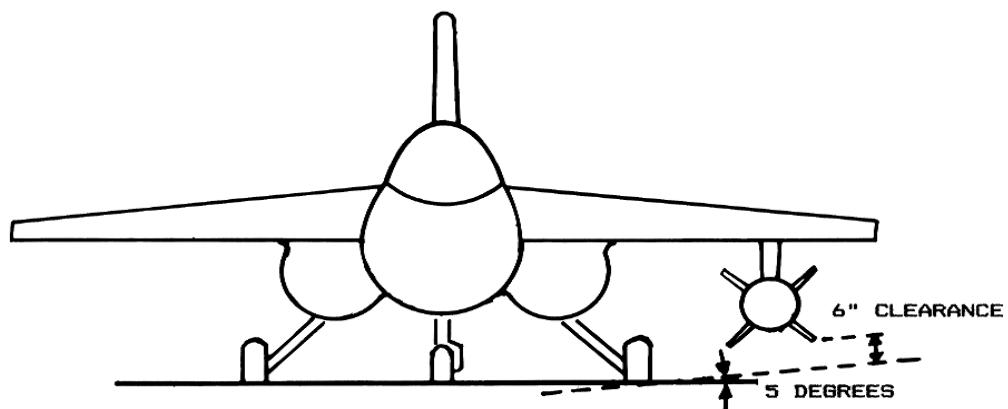


제 7 장 주날개, 꼬리날개 및 조종면 설계

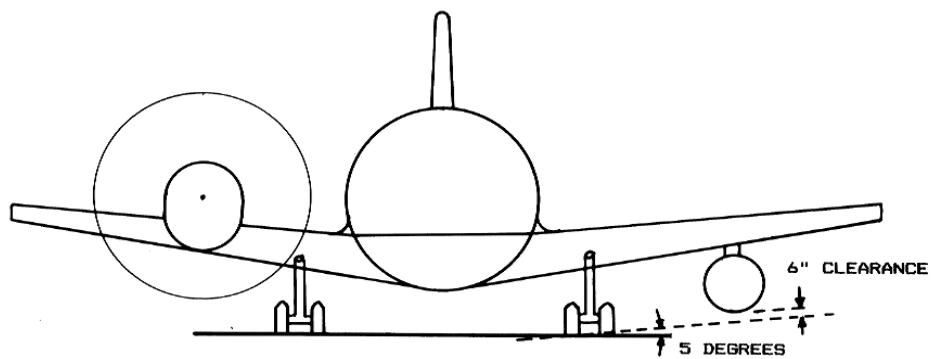
음각이나 선회 비행 시 날개가 조종사의 후방, 측방 시야를 가림.



(a) 고익 (High Wing)



(b) 중익 (Mid Wing)





(c) 저익 (Low Wing)

- 중익: 고익이 갖는 지면 여유 제공, 고익의 단점인 높은 받음각이나 선회 비행 시 조종사 시야가 제한 해소. 고익 및 저익의 배면 비행 시 반대되는 상반각 효과로 발생되는 비행 조작상의 어려움 해소. 전투기나 기동 비행 항공기(Aerobatic Aircraft) 중익 형태. 중익의 큰 단점은 날개에 작용하는 하중을 전달하는 구조물(Wing Carry Through Box) 사용 불가, 구조상의 중량 증가.
- 저익: 가장 큰 장점은 착륙장치 장착 부위에 대한 별도의 구조 강도 보강 장치가 불필요, 접은 후 착륙장치를 날개나 날개-동체 접합부, 나셀 등에 보관. 엔진과 프로펠러가 지면 여유를 갖도록 동체가 지면에서 충분히 떨어지어야 하므로 긴 착륙장치로 무게 증가 요구, 화물이나 승객을싣거나 내릴 때 특별한 보조 장치가 필요. 지면 여유가 근본적으로 작은 단점.

표 7.1 날개 형상의 제원 예

항공기	날개					
	스팬 (m)	날개 면적 (m ²)	가로 세로 비	테이퍼 비	앞전 후퇴각	익면하중 (N/m ²)
F-15	13.04	59.3	2.88	0.23	45°	3556
F-16	9.14	27.87	3.0	0.21	40°	3449
F-18	11.43	37.2	3.52	0.37	26°	3250
F-5	7.7	15.79	3.75	0.2	31.5°	3989
F-4	11.8	49.26	2.82	0.17	51.4°	3545
F-104	6.68	18.2	2.45	0.376	27°	4856
Mirage	8.22	34.85	1.94	0.062	60°	2220
MiG-21	7.15	23.2	2.2	0.083	57°	3463

7.3.7 익단 형상

- 항공기의 유도항력에 영향을 주는 요소 중 하나. 양력 발생 날개의 아랫면과 윗면 사이에는 압력의 차이로 인한 스팬 방향으로의 흐름은



자유흐름과 결합하여 강한 3차원 순환 흐름인 익단 와류(Wingtip Vortex)로 발전. 익단와류는 날개 끝 후방으로 내리흐름(Downwash)을 유도하는 근원으로 유도항력의 물리적 원인.

- Rounded 익단보다는 각이 진 익단 단면이 스팬 방향으로의 흐름을 방해하여 유도항력 감소. Horner 익단이나 Drooped 익단, Upswept 익단 등은 실제 스팬은 증가시키지 않으면서 유효 스팬은 증가 효과.
- 익단판, 윙렛: 날개의 유효 스팬을 증가, 익단 와류를 약화시키는데 가장 효과적인 익단 형태임. 그러나 표피면적의 증가로 이한 유해항력의 증가, 날개의 탄성축(Elastic Axis)뒤에 무게를 추가하여 플러터(Flutter) 경향이 나빠지는 문제, 날개뿌리의 굽힘모멘트가 증가함으로 인한 구조무게의 증가 등과 같은 불리한 점도 수반함. 잘 설계된 윙렛은 양항비를 20% 이상 증가.

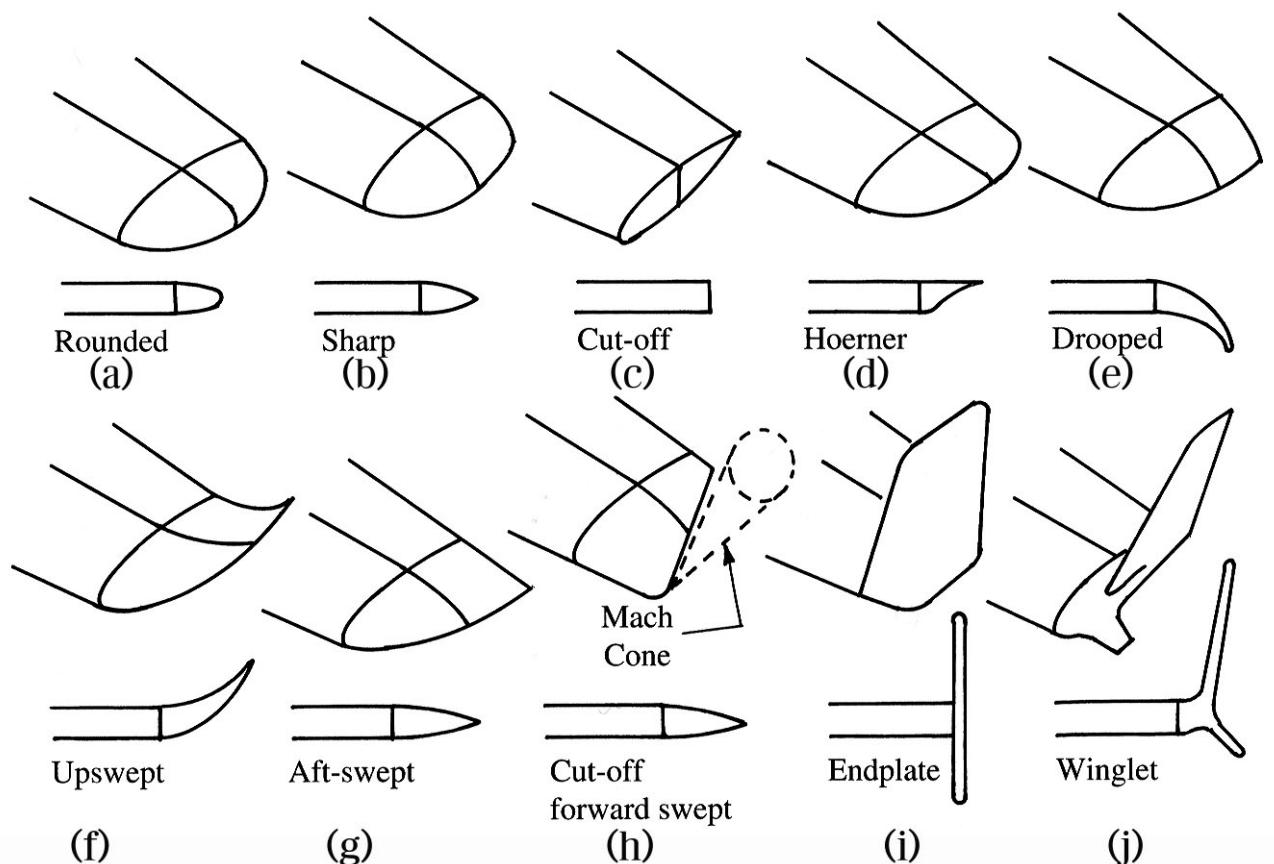


그림 7.7 익단의 형상



7.4 꼬리 날개의 형상 결정

7.4.1 꼬리 날개의 기능

- 안정판(Stabilizer): 수평꼬리날개는 세로안정성, 수직꼬리날개는 방향안정성 제공.
- 조종면: 꼬리날개 부착 엘리베이터, 러더, 커나드는 항공기 조종력 제공.
 - 수평 꼬리 날개: 앞 착륙장치 바퀴가 내려진 상태, 플랩을 내린 저속 비행 상태, 천음속 기동 상태 등에서도 충분한 공기력을 제공,
 - 수직 꼬리 날개: 저속에서 한 쪽 엔진 미작동 상태, 최대의 롤 윤, 스핀 시의 회복 등에서 충분한 공기력을 발생시켜야 함.
- 트림(Trim): 날개나 기타 요소에 의한 피칭 모멘트의 변화를 긴 모멘트 팔을 통하여 미세하게 균형을 잡음. 프로펠러기의 수직 꼬리 날개는 비 대칭 추력이나 (다수엔진을 갖는 항공기의 엔진 중 하나가 고장난 경우) 프로펠러 후류에 의한 요인 모멘트를 상쇄 기능 수행.

7.3.2 꼬리 날개의 배열

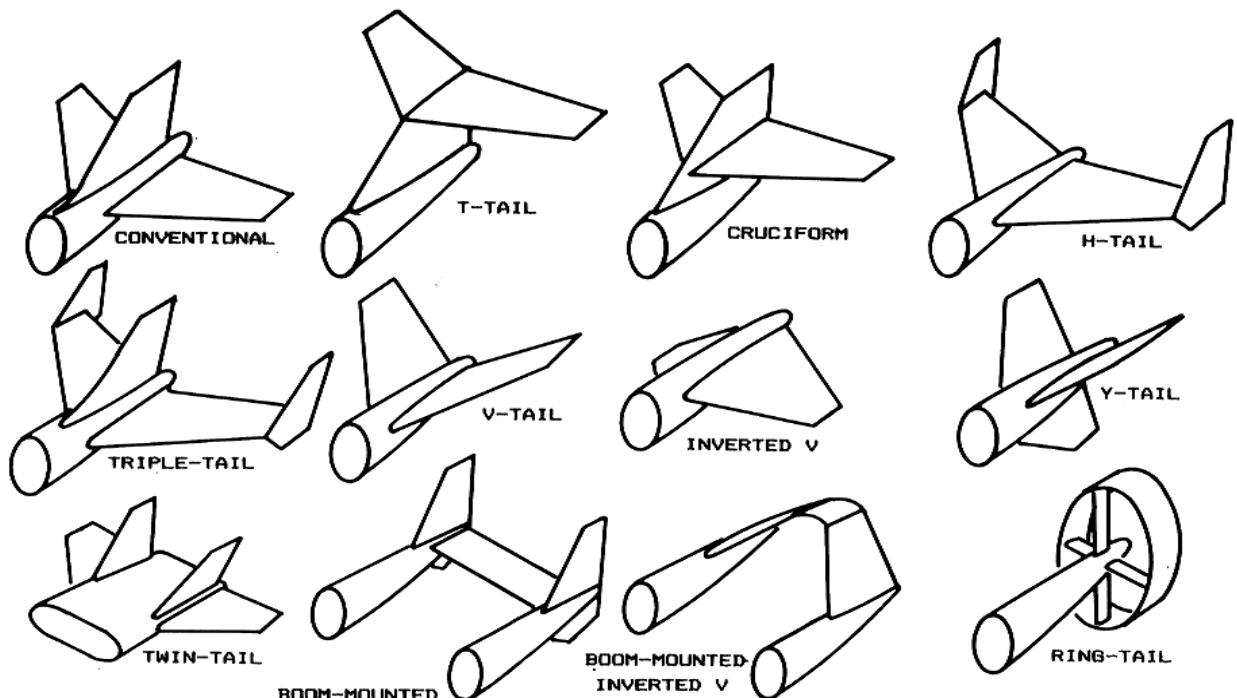
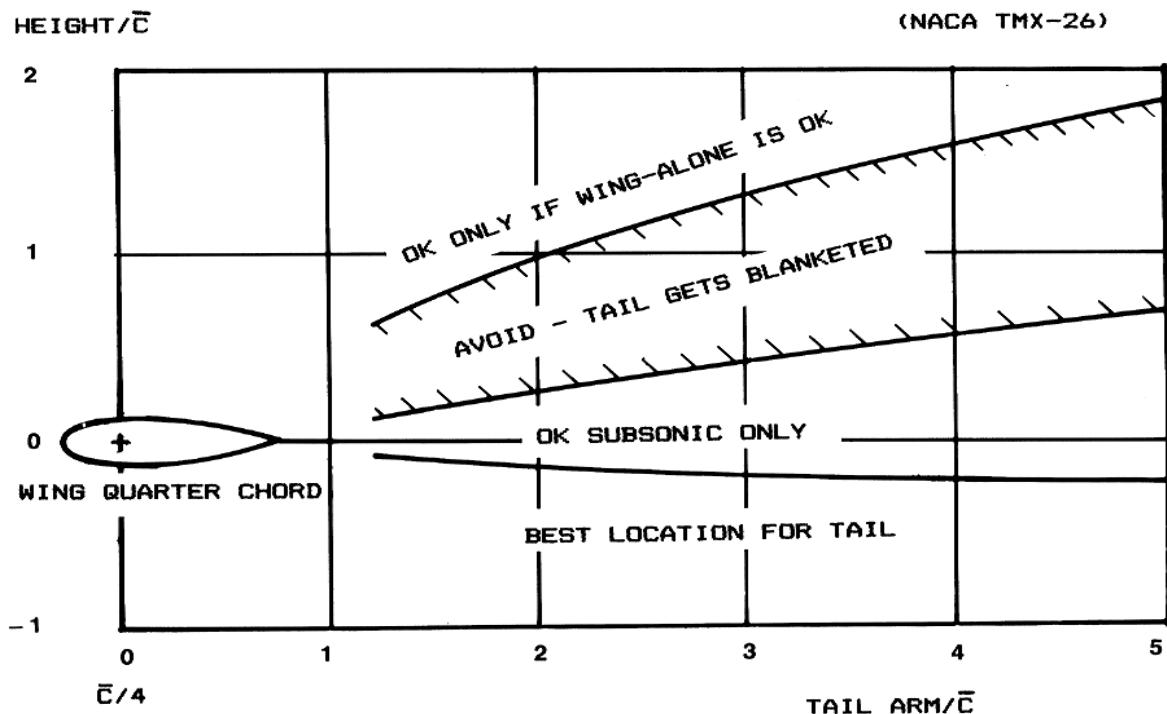


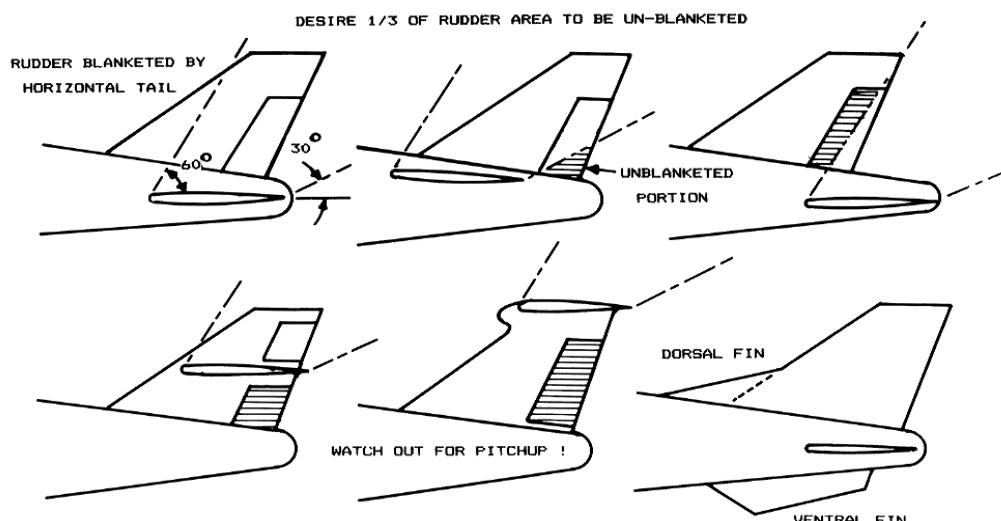
그림 7.8 꼬리날개 유형



- Conventional tail: 가장 전형적 형태.
- T-tail: 날개 후류나 프로펠러 후류로부터 수평 꼬리날개가 영향을 받지 않으므로 수평 꼬리날개의 면적을 작게 할 수 있고, 수평 꼬리 날개의 버펫을 감소시킴. 수평 꼬리 날개가 수직 꼬리날개의 익단판 역할을 하게 되므로 수직 꼬리 날개의 크기를 작게 하며, 동체 후부에 엔진 장착 가능하고 외형상 모양이 좋음. Conventional Tail에 비하여 무게가 증가.
- Cruciform tail: Conventional tail과 T-tail의 중간 특성.
- H-tail: 수직 꼬리날개를 높은 받음각 상태에서 동체 후류에서 벗어나도록 하며, 수직 꼬리날개가 수평 꼬리 날개의 익단판 역할. 엔진 배기구를 숨기는 역할에 유리.
- V-tail: 표면적이 작아져 항력을 감소. 레이다 반사단면적(Radar Cross Section) 감소에도 유용. 롤링모멘트와 요잉모멘트의 커플링(Coupling)에 의한 조종력 발생의 복잡성이 단점.
- Inverted V-tail: V-tail의 Adverse Roll-yaw Coupling 현상 제거, Spiral 경향성의 감소 등 장점, 지면 여유가 작은 단점.
- Y-tail: V-tail은 피치 조종에만 사용하고, 제3의 수직면을 설치하여 요잉 조종에 사용하여 V-tail의 조종력 발생 복잡성을 제거 형태.
- Twin-tail: 높은 받음각에서 동체 후류에 수직 꼬리날개 잠기는 것 방지, 수직 꼬리날개의 높이를 작게 하는 장점. 기동성이 큰 초음속 전투기에 많이 사용.
- Boom-mounted tail: 추진식 프로펠러기에 사용. 테일붐은 단일 동체보다는 무거우므로 엔진을 항공기 무게 중심에 놓도록 함.
- Ring-tail: 익형으로 단면이 이루어진 링을 후방동체에 부착, 링의 모든 면이 꼬리날개의 기능 수행. 개념은 멋지지만 실제적으로는 적용 부적절.
- 수평 꼬리 날개의 위치 선정의 중요한 한 요소는 주 날개와의 상대적인 위치, 실속 특성에 결정적인 영향. 예를 들어 T-tail은 높은 받음각에서 수평 꼬리 날개가 주 날개의 후류에 잠기어 깊은 실속(Deep Stall).



- 꼬리 날개의 스피드 회복성: 스피드상태에서 항공기는 3 개의 축에 대하여 모두 각운동을 하면서 실속과 옆 미끄럼을 하게 됨. 스피드 회복을 위해서는 우선적으로 수직축에 대한 회전과 옆 미끄럼을 정지, 수직 꼬리 날개가 가장 결정적인 역할. 스피드상태에서도 수직 꼬리날개에 장착된 방향타의 1/3 이상이 수평 꼬리날개의 후류에 잠기지 않도록 설계 필요.





- 수직 꼬리날개와 후방동체를 연결하는 Dorsal Fin, 꼬리부분 동체 아래에 수직으로 설치된 Ventral Fin: 수직 꼬리날개에 부착되는 와류를 발생, 커다란 옆 미끄럼 각에서도 수직 꼬리날개의 효과를 향상시킴. 스피드에 도움. 또한 Ventral Fin은 고속 비행에서 가로 불안정성(Lateral Instability)을 방지.

7.4.3 꼬리 날개의 형상 및 크기 결정

- 항공기 날개 면적은 항공기의 무게에 비례. 꼬리날개의 면적은 날개의 면적에 비례하여 증가함. 꼬리 날개의 설계는 초기 무게 추정 단계 후 바로 이루어져야 함.
- 초기 추정 가로 세로비와 테이퍼 비.

표 7.2 꼬리 날개에 대한 가로 세로비와 테이퍼 비

항공기 종류	수평 꼬리날개		수직 꼬리날개	
	가로 세로비	테이퍼 비	가로 세로비	테이퍼 비
전투기 Sailplane	3 – 4 6 – 10	0.2 – 0.4 0.3 – 0.5	0.6 – 1.4 1.5 – 2.0	0.2 – 0.4 0.4 – 0.6
기타 항공기	3 – 5	0.3 – 0.6	1.3 – 2.0	0.3 – 0.6
T-tail 항공기	–	–	0.7 – 1.2	0.6 – 1.0

- 수평 꼬리날개의 후퇴각은 주 날개의 후퇴각 보다 5° 정도 크게, 꼬리 날개가 주 날개보다 더 큰 임계 마하수를 갖고, 실속 진입이 빨리 되도록 함. 저속 항공기에서는 엘리베이터 힌지선이 직선이 되도록 후퇴각 결정. 수직 꼬리날개 후퇴각도 주 날개의 후퇴각보다 크게, 수직 꼬리 날개의 임계마하수가 크도록 하며, 보통 35° 에서 55° 의 후퇴각.
- 고속 항공기의 꼬리날개 두께는 주 날개 두께보다 10% 정도 작은 값.
- 꼬리날개의 크기는 꼬리날개 부피계수(Tail Volume Coefficient)의 통계적인 값과 다른 설계 조건으로 주어지는 모멘트 암(Moment Arm)의 크기로 부터 결정.



$$\text{수평 꼬리날개 부피 계수}, \quad C_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{\overline{C_w} S_w} \quad (7.3)$$

$$\text{수직 꼬리날개 부피 계수}, \quad C_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_w} \quad (7.4)$$

L_{HT} 와 L_{VT} 는 그림 7.11에 표시된 것과 같이 정의되는 모멘트 암. $\overline{C_w}$ 는 주 날개의 평균시위, b_w 는 스팬, S_w 는 주 날개의 면적.

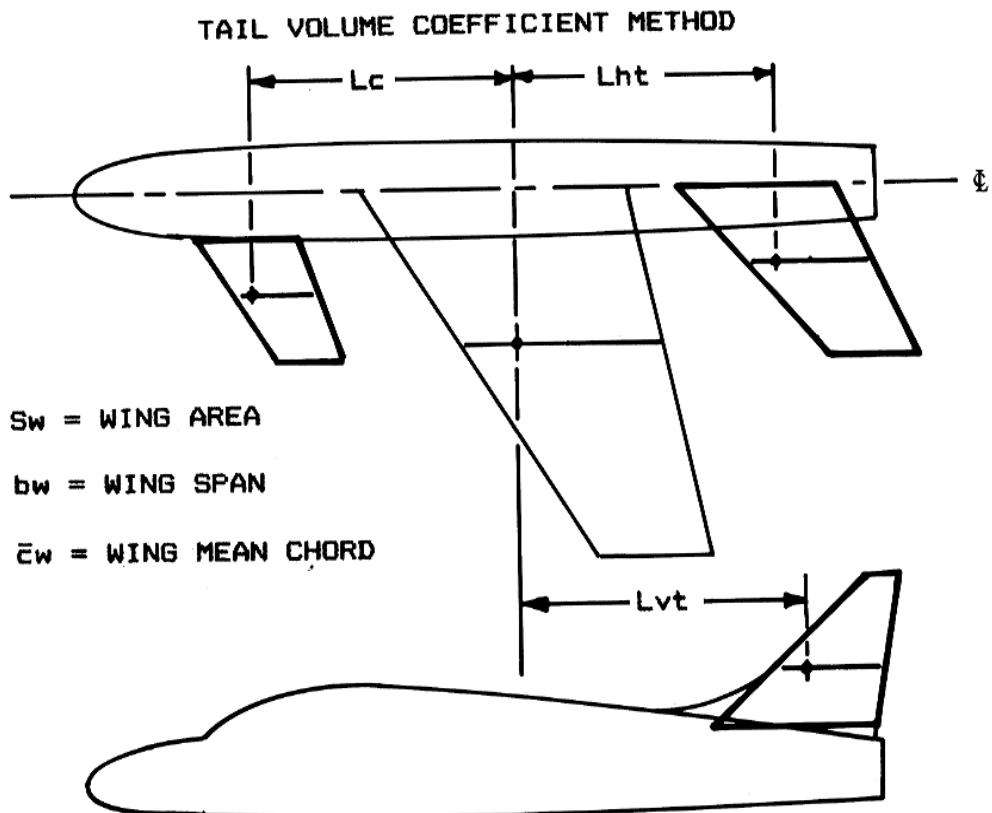


그림 7.11 꼬리날개 크기의 초기 설정

표 7.3 항공기 종류에 따른 C_{HT} 와 C_{VT}

항공기 종류	C_{HT}	C_{VT}
Sailplane	0.50	0.02
자작항공기	0.50	0.04
일반경항공기- 단발엔진	0.70	0.04
일반경항공기- 쌍발엔진	0.80	0.07
농업용항공기	0.50	0.04
쌍발 터보프롭	0.90	0.08
수상기	0.70	0.06
제트 훈련기	0.70	0.06
제트 전투기	0.40	0.07
군용수송기 /폭격기	1.00	0.08
제트 여객기	1.00	0.09

7.5 고양력 장치

- 순항 성능의 향상에는 캠버가 작고 날개 하중이 큰 날개. 이착륙 등과 같은 저속 비행을 위해서는 캠버가 크고 날개 하중은 작은 날개. 그러나 날개 하중은 정해진 하나의 값이므로 이착륙등과 같은 저속비행 시는 양력계수값을 최대로, 순항비행 시는 저속비행 시 보다 훨씬 작은 양력계수 값을 갖도록 하여야 함.
- 최대 양력계수 값: 날개만으로 발생시킬 수 있는 최대 양력계수인 Clean Lift-Coefficient C_{Lmax} , 이를 양력계수 C_{LmaxTo} , 착륙 양력계수 C_{LmaxL} 등으로 구분.

표 7.4 항공기 종류에 따른 전형적인 양력계수

항공기 종류	C_{Lmax}	C_{LmaxTo}	C_{LmaxL}
Homebuilt Fighters	1.2 – 1.8	1.2 – 1.8	1.2 – 2.0
Military patrol, Bomber, and Transports	1.2 – 1.8	1.4 – 2.0	1.6 – 2.6
Supersonic Cruise Airplane	1.2 – 1.8	1.6 – 2.2	1.8 – 3.0
		1.6 – 2.0	1.8 – 2.2



- 뒷전 플랩(Trailing-Edge Flap): 최대 양력계수 값은 증가, 날개의 실속각은 증가시키지 못함.
- 앞전 플랩: 날개의 실속각을 증가, 최대 양력계수를 증가.
- 3 차원 날개의 양력계수 증가 최대치는 날개의 가로세로비나, 플랩의 스팬과 날개의 스팬의 비 등을 고려하여 산출. (2 차원 경우 값보다 작아짐)
- Leading Edge Extension(LEX), Wing Strake: 높은 받음각에서 날카로운 앞전 모서리가 발생시키는 와류(Vortex)가 날개를 지나는 흐름의 분리를 자연시켜 날개뒷면에 낮은 압력장을 형성, 양력증가.

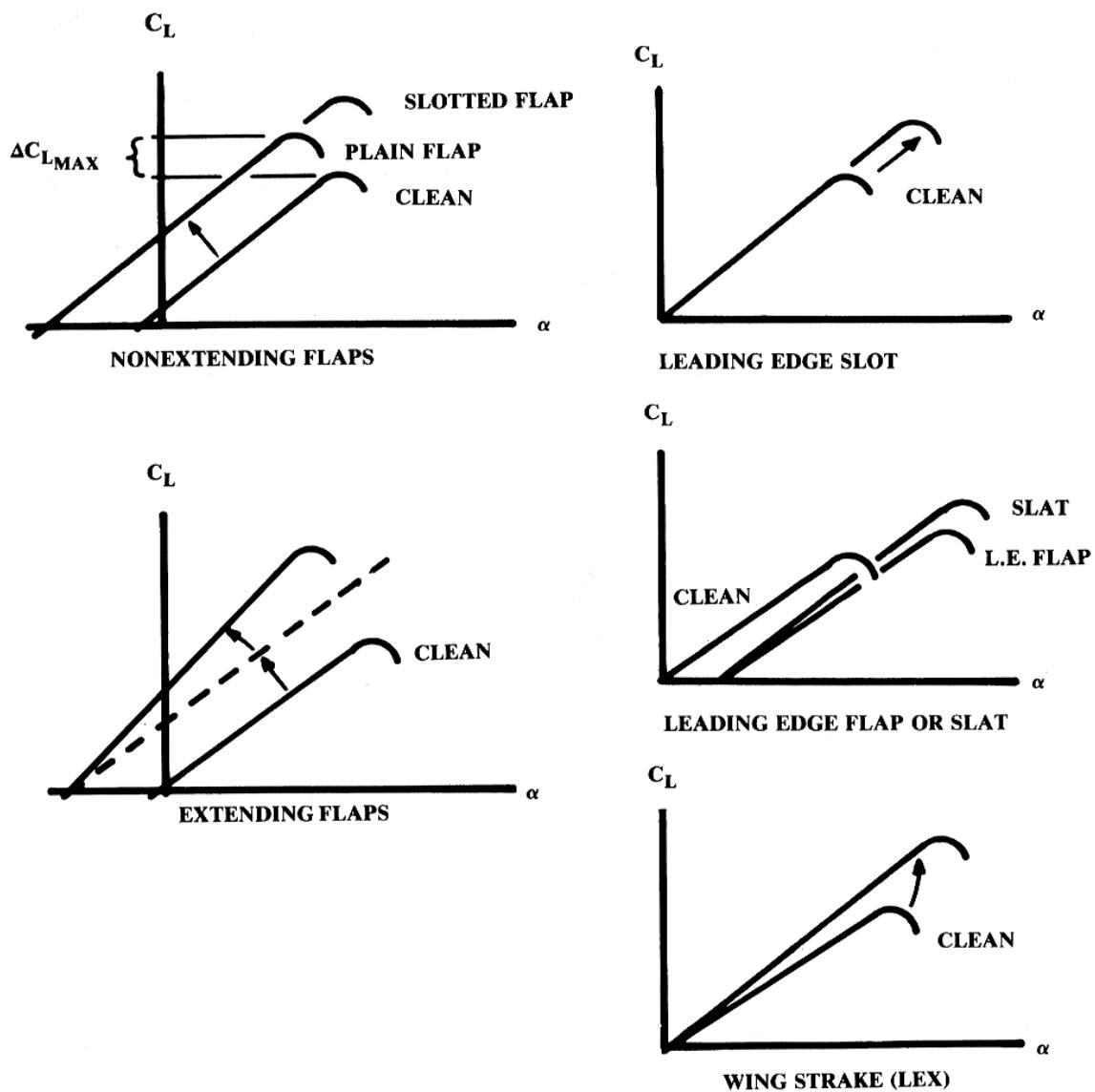
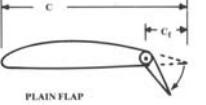
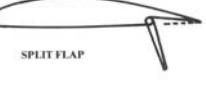
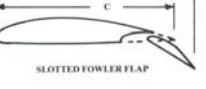


그림 7.12 고양력장치의 영향

표 7.5 고양력 장치의 종류와 특성 (C' , 플랩의 시위, C, 날개의 시위)

구분	형식	형태	특징	$\Delta C_{l_{\max}} (2D)$
뒷전 플랩	Plain Flap		<ul style="list-style-type: none">뒷전의 일부를 힌지를 사용하여 구부리는 형식날개의 캡버를 증대 시키는 효과플랩 변위각: 40 ~ 45 deg.	0.9
	SPLIT Flap		<ul style="list-style-type: none">뒷전가운데서도 아래면 만을 변위 시키는 형식날개윗면에서의 흐름을 유지시킬 수 있음형상 항력 증대2 차대전시 항공기에 주종	0.9
	Slotted Flap		<ul style="list-style-type: none">플랩과 날개사이에 슬롯을 두어 유동박리제거발음각 증가에도 날개윗면의 흐름 유지양력계수의 큰 증가, 형상항력이 작은 장점	1.3
	Fowler Flap		<ul style="list-style-type: none">슬롯 플랩과 유사하나 플랩의 이동으로 날개의 면적을 넓히는 효과 발생양항비를 극대화 하는 효과, 단 기구가 복잡	$1.3C'/C$
	Double Slotted		<ul style="list-style-type: none">파울러 플랩 및 슬롯 플랩과 유사최대양력계수를 더욱 증대 시키는 것을 목적기구가 복잡하고 중량이 무거워지는 단점	$1.6C'/C$
	Triple Slotted		<ul style="list-style-type: none">더블 슬롯 플랩보다도 최대양력계수를 더욱 증대기구의 복잡성보다도 양력계수의 극대화가 필요한 곳에 쓰임대형 수송기 및 민항기에 주로 사용	$1.9C'/C$
앞전 플랩	Fixed Slot		<ul style="list-style-type: none">앞전에 특별한 작동기구 없이 슬롯만을 설치유동의 박리와 항공기의 실속을 방지고속에서의 저항을 줄이는 문을 가지고 있기도 함	0.2
	L.E. Flap		<ul style="list-style-type: none">앞전에 힌지를 장치하여 아랫 방향으로 변위 됨날개의 캡버를 증대 시키는 효과초음속 전투기에 많이 적용	0.3
	Kruger Flap		<ul style="list-style-type: none">날개 아랫 면이 회전하여 전방으로 돌출앞전 곡률증대, 장치가 간단한 장점형상항력이 증대되는 단점이 있음	0.3
	Slat		<ul style="list-style-type: none">현재 전투기의 고양력장치로 가장 널리 사용최대양력계수 및 종/횡 안정성이 크게 증대기본적으로 장치가 복잡	$0.4C'/C$



- 뒷전 플랩과 앞전 플랩의 공력 특성:

- Plain Flap, Split Flap, Slotted Flap: 캠버를 증가시키고 영양력 받음각(Zero-Lift Angle of Attack)과 최대 양력계수값 증가, 실속각은 감소.
- Fowler Flap 같은 확장 플랩(Extending Flap): Plain Flap 등과 같은 비확장 플랩(Non-Extending Flap) 특성에 추가하여 양력계수 기울기를 증가시킴.
- Leading Edge Slot: 실속을 지연시켜 실속각을 증가시킴.
- Leading Edge Flap 과 Slat: 실속을 지연시키고 주어진 받음각에서 양력 감소, 양력계수 기울기 증가. 앞전 고양력 장치는 단독으로는 이착륙 시에 양력의 증가에 크게 기여하지 못함. 왜냐하면 앞전 고양력 장치는 높은 받음각에서만 효과가 크기 때문. 그러나 앞전 고양력 장치는 뒷전 플랩과 병행하여 사용될 때 매우 유용한 결과, 대형 여객기 및 수송기, 기동성이 요구되는 전투기 등에서 매우 보편적으로 사용되는 고양력 장치.

7.6 조종면 사이징(Control Surface Sizing)

- 항공기 주 조종면의 설계: 안정성 및 조종성을 고려하여 구조적인 탄성의 해석과 함께 설계. 초기 사이징 단계의 설계는 대략적인 경향과 함께 공력 탄성학적 특성 및 제작상의 난이도를 고려하여 결정.
- 에일러론과 플랩은 통상 주익 시위의 12 – 25%, 방향타 및 승강타는 25 – 50% 사이.
- 에일러론: 통상 날개 스팬의 50%에서 90% 사이에 위치, 조종면은 일반적으로 주 날개 또는 꼬리 날개의 테이퍼 비와 같은 테이퍼 비. 에일러론 스팬의 크기 및 시위 크기에 대한 통계적인 경향(그림 7.1). 에일러론이 날개 끝까지 연장한 경우, 에일러론의 끝단은 날개 끝에서의 익단 와류에 의해 조종성에 기여는 적으며 이는 오히려 에일러론의 질량 분배 효과(Mass Distribution Effect) 또는 공기역학적 분배 효과(Aerodynamic Distribution Effect)를 기대하기 위함. 고속의 항공기는 에일러론 역전 현상(Aileron Reversal)이 나타나는데 이를 피하기 위해 날개 양쪽에 또 하나의 고속용 에일러론을 두어 롤링 조종 모멘트를 조절. 어떤 전투기는 수평 꼬리 날개의 좌우를 비대칭적으로 조타시켜 롤링 조종 모멘트를



부여하는 “Rolling Tail” 을 채택.

- 플랩: 에일러론의 안쪽, 최대 양력계수 값을 크게 하기 위해서는 플랩의 면적이 가능한 커야 함. 이를 위하여 에일러론을 없애고 대신 스포일러를 채택. 스포일러는 날개 윗면에 플랩보다 앞부분에 위치, 스포일러가 작동된 날개는 양력은 감소하고 항력은 증가하여 롤링 모멘트를 발생시킴. 스포일러는 공기역학적 반응 특성이 매우 비선형적, 인력 조종방식의 항공기는 롤 조종성의 확보에 어려움.
- 승강타와 방향타: 동체에서 시작하여 꼬리날개 끝까지 또는 90%까지 위치. 인력 조종방식의 항공기에서는 승강타의 힌지선은 대부분 동체 중심선에 수직하게 설계되어야 하는데 이는 하나의 Torque Tube로 좌우의 승강타 동시 구동과 승강타의 플러터 현상 억제. 혹은 수평 꼬리 날개 전체가 구동되는 전동익으로 수평 꼬리날개의 받음각을 직접 변화조종.

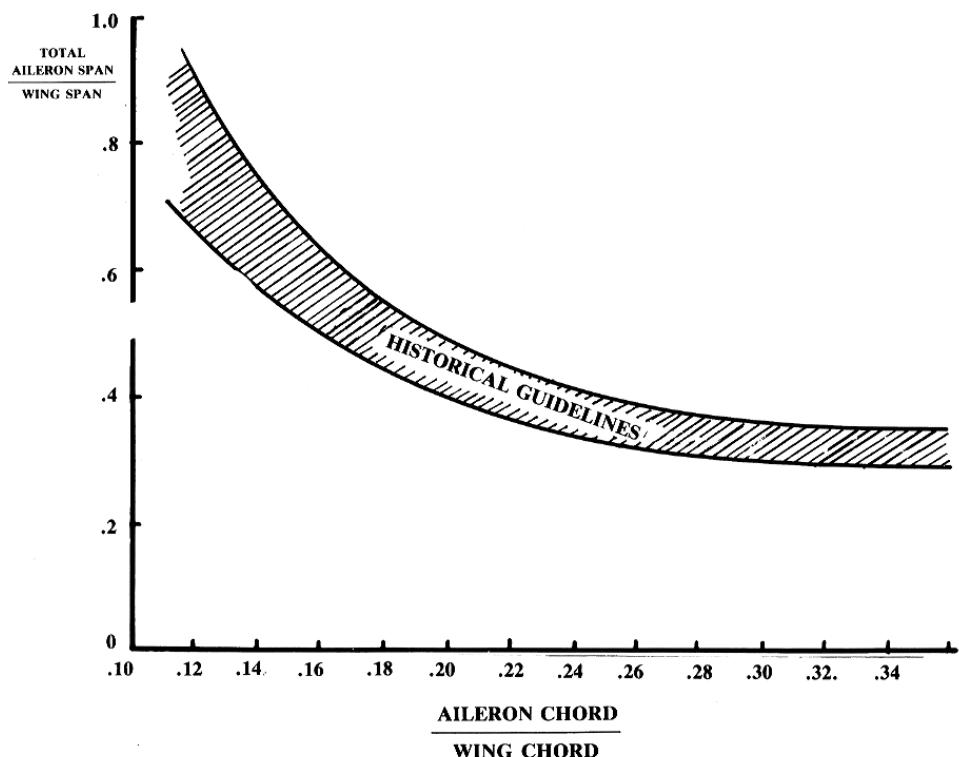


그림 7.13 에일러론 크기의 통계적 경향



- **플러터** : 공기력에 의해 조종면이 빠르게 진동하는 현상. 조종면 파괴 또는 전체날개의 파괴를 초래. 플러터 현상은 질량 균형(Mass Balancing)이나 공기역학적 균형(Aerodynamic Balancing)으로 완화시킬 수 있음.
- **질량 균형** : 힌지선 후방의 질량에 맞대응하는 질량을 힌지선 전방에 부착하는 매우 효과적인 플러터 감소 방법. 이 방법은 중량 증가를 가져오므로 중량 증가를 최소화하기 위해서는 균형 질량이 가능한 힌지선에서 멀리 위치하도록 설계, 형상의 제약으로 한계.
- **공기역학적 균형** : 돌출된 부분으로 부여하는 방식(그림 7.14(a)), 힌지선 전방의 부분으로 부여하는 방식(그림 7.14(b)).
- 에일러론의 경우 또는 고속기의 모든 조종면: (a)방식은 부적절,, (b) 방식에서는 힌지선이 전방에서 전체 조종면의 20% 이내.

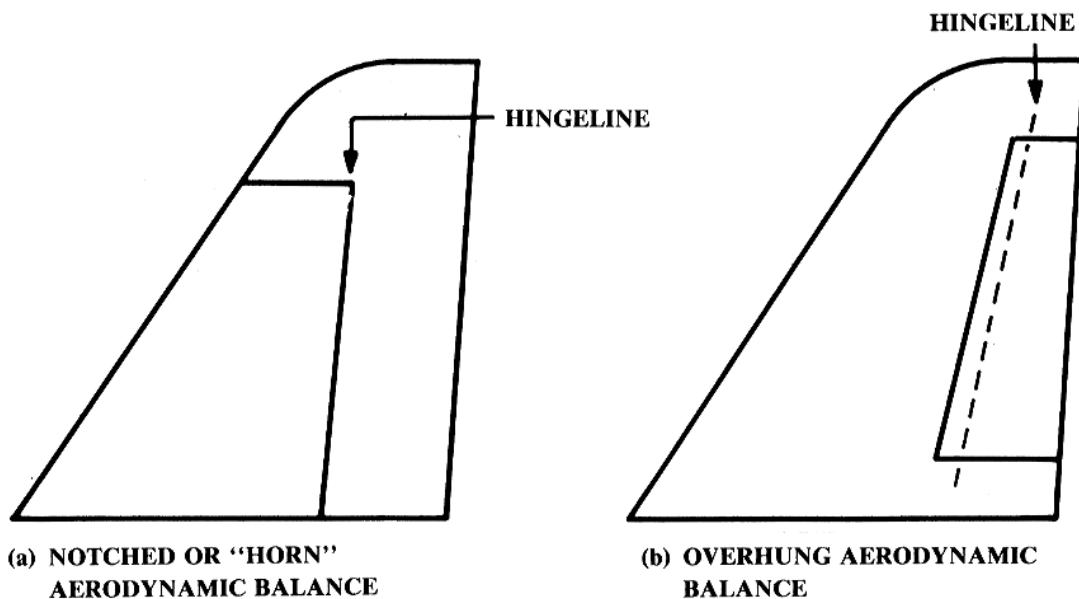


그림 7.14 수직꼬리날개의 공기역학적 균형



제 8 장 착륙장치 선정

8.1 개요

8.1.1 착륙 장치의 기능 및 종류

- 항공기를 안전하게 지지, 착륙 시 충격을 흡수, 지상 활주 중이나 지상 조작 시에 방향전환과 이동 목적.
- 항공기 대부분의 부품 경량화를 위해 파손안전(Fail-Safe) 개념으로 설계 하나, 착륙장치는 치명적인 안전수명(Safe-Life) 개념으로 설계, 동시에 중량 경량화도 달성. 비행 중 항공기에 작용하는 항력을 감소.

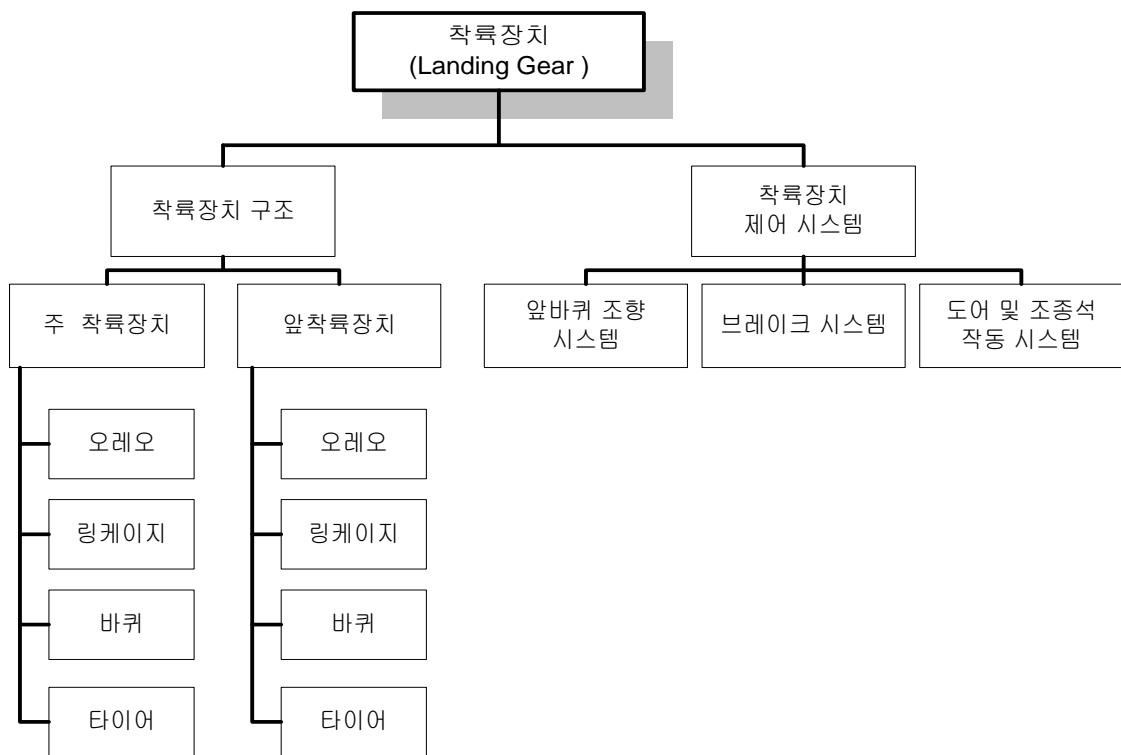


그림 8.1 착륙장치의 구성



- 항공기의 착륙장치 : 보통 주착륙장치(Main Gear)와 앞착륙장치(Nose Gear)의 두 가지 형태. 주착륙장치는 여러 개의 바퀴(Multiple Wheel)로 이루어져 있어서 항공기 중량을 분산, 하나가 고장나도 안전한 착륙이 가능.

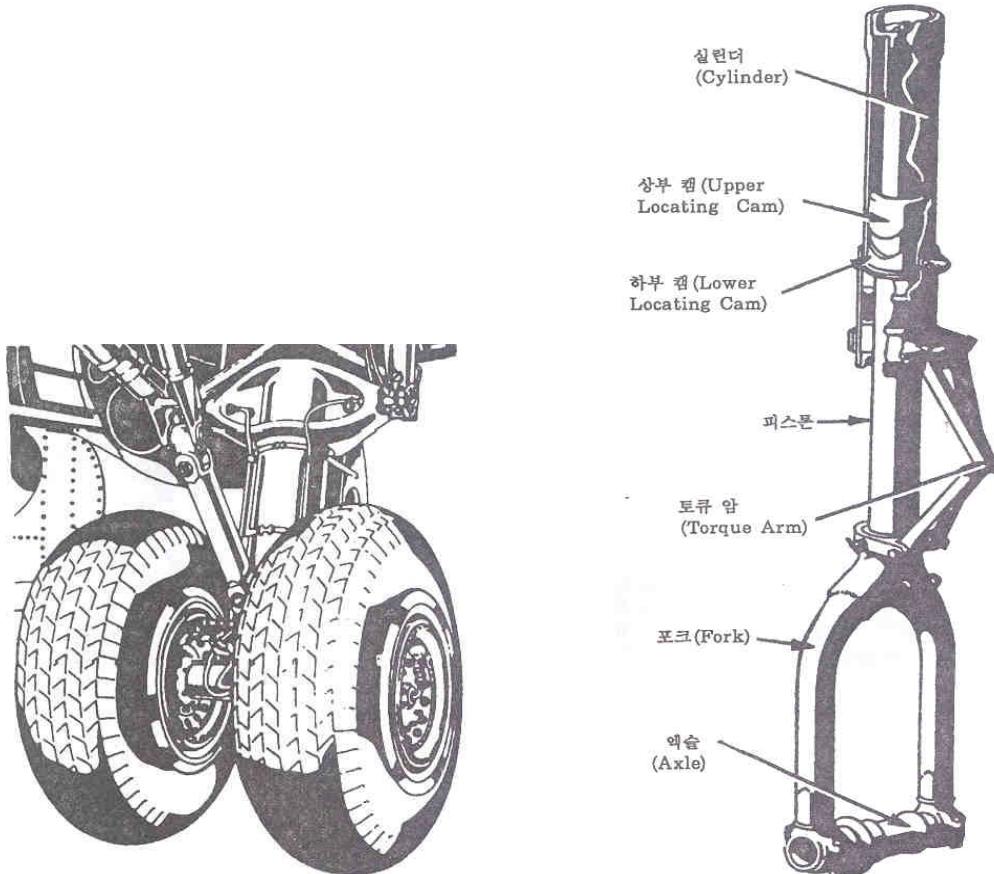


그림 8.2 주착륙장치

그림 8.3 앞 착륙장치의 Shock Strut



- 주 착륙장치는 항공기 착륙 시 충격 하중 흡수, 지상에서 항공기의 중량 지탱하는 장치. 고정식과 인입식(Retractable Type)이 있는데, 고정식은 경비행기에 주로 사용되며, 대부분은 비행 중에 공기저항을 감소하기 위하여 인입식 채택.

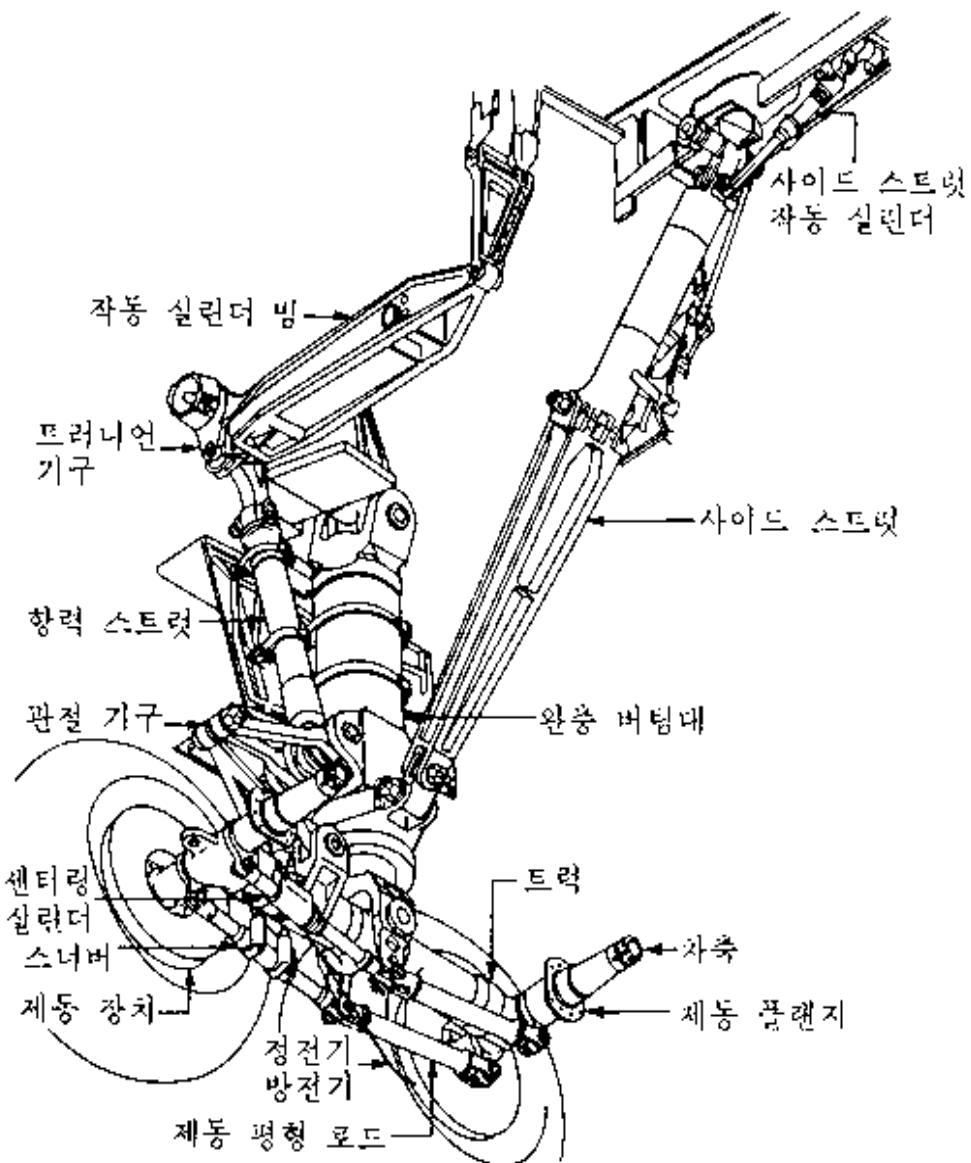


그림 8.4 대형여객기의 주착륙장치



- 앞 착륙장치 : 대형 여객기의 대부분이 채택. 착륙 중에 충격흡수 및 지상에서 항공기 중량의 일부를 지탱. 지상 활주 중 항공기의 방향 조절 역할을 하는 조향장치가 있음. 바퀴의 선회 축 둘레의 진동과 합성된 진동이 좌우 방향으로 발생하는 시미(Shimmy) 진동 발생.

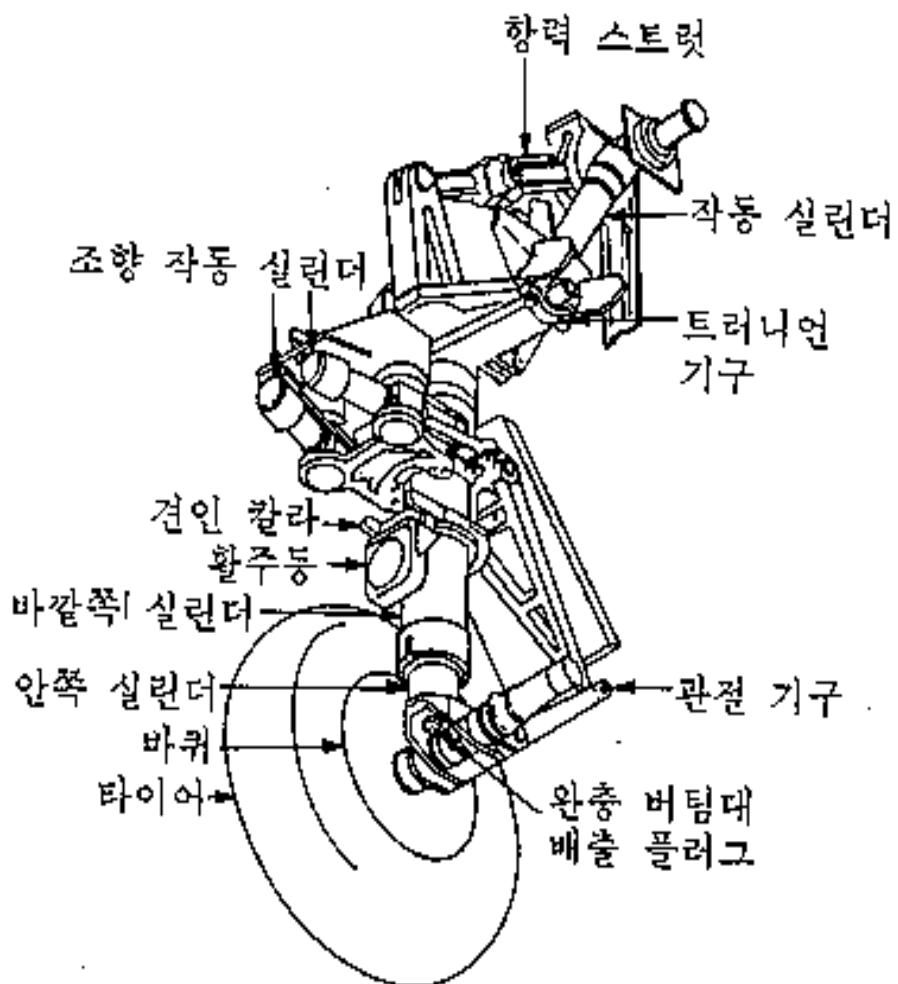


그림 8.5 대형여객기의 앞착륙장치



8.1.2 착륙장치 선정 시 고려사항

- 착륙장치는 자중에 포함, 비행 중에는 기체내부로 접어 들어 항력을 최소화. 복잡한 접개기구는 중량을 증가. 충분한 충격흡수능력을 갖추어 과격한 착륙 시나 반복적인 충격에 대해서도 안전한 작동.
- 바퀴의 숫자와 타이어치수 : 최대이륙중량에 대해 지탱할 수 있는 요구조건에 의하여 결정. 타이어의 치수와 타이어 내압은 지상에 접지되는 접지면적(Footprint Area)에 의하여 결정,
- 착륙장치 설계 시 고려사항.
 - 특정한 착륙상태에서의 충격흡수성
 - 지상 활주 중 안락감, 적절한 서스펜션 (Suspension) 제공
 - 지상활주중의 모든 속도 상태에서 안정성과 방향 조종성 제공
 - 제동장치에 의한 적절한 제동성 제공

8.2 착륙장치의 선정

8.2.1 착륙장치 배열

- 단일주바퀴(Single Main Gear)형 착륙장치(그림 8.6(a)) : 단순하여 글라이더 류에 사용. 바퀴(Wheel)는 중심의 앞쪽, 조종석 아래 스키드 가 있는 경우는 바퀴가 중심의 뒤쪽.
- 자전거형 착륙장치(Bicycle Gear)(그림 8.6(b)) : 주바퀴 2 개, 중심의 앞뒤에 각각 주바퀴, 좌우의 균형을 위하여 외곽지지 바퀴를 배치. 이착륙 시에 비행기의 자세를 지면에 평행하게, 낮은 받음각에서 높은 양력을 가져야 함. 날개 스팬이 넓고 동체가 좁은 항공기.
- 뒷바퀴형 착륙장치(Tail Dragger)(그림 8.6(c)) : 중심 앞에 2 개의 주 바퀴, 비행기의 꼬리부분에 보조바퀴 장착. 재래식 일반형 착륙장치. 프로펠러 끝과 지면사이와의 더 넓은 간격, 더 낮은 항력과 중량, 지



면상태가 거칠은 곳에서의 지상 활주 중에 더 큰 양력을 발생. 그러나 중심위치가 뒤쪽에 있는 관계로 해서 착륙활주 중에 곤두박질(Ground Loop) 치려는 경향, 뒷바퀴의 작동으로 인하여 원하지 않는 방향전환이 일어나 활주로의 외곽으로 비행기가 빠지려는 경향. 이러한 현상의 방지를 위하여 바퀴와 기체중심을 연결하는 직선이 추력선의 수직선과 일정한 각도 이상을 유지. 활주 시에 기축선과 지면이 이루는 각(꼬리내림각, Tail Down Angle) 또한 일정한 각도가 유지. 조종사는 활주 중에 비행기가 방향 전환되는 경향을 방향키 페달을 이용하여 수정.

- 앞바퀴형 착륙장치 : 중심의 뒤쪽에 2 개의 주바퀴, 중심앞쪽에 보조 바퀴인 앞바퀴를 장착. 주바퀴의 앞쪽에 중심이 있어 비행기가 지상 활주 중에 안정하며, 착륙 시에 기수가 활주로와 수평이 되지 않고 훨씬 높은 각을 가진 상태에서 접지가 가능. 지상 활주 중에는 조종사가 안정감과 편안한 상태를 유지케하며 탑재화물에도 무영향.
- 4 바퀴형 착륙장치(그림 8.6(e)) : 동체의 양 옆에 각각 2 개씩의 주바퀴, 이착륙 시에 비행기가 지면에 대해 평행. 지면에 대해 매우 낮은 위치에 화물칸을 두게 할 수 있어 화물기에 많이 이용.
- 대형기, 여러 개의 타이어를 사용하여 이 큰 하중을 분담, 2 개의 앞바퀴로 된 앞착륙장치와 보기(Bogey)라고 하는 충격흡수 스트럿(Shock-Absorber Strut)에 4 개 이상의 주바퀴를 장착, 대형 항공기의 중량을 감당.(그림 8.6(f))

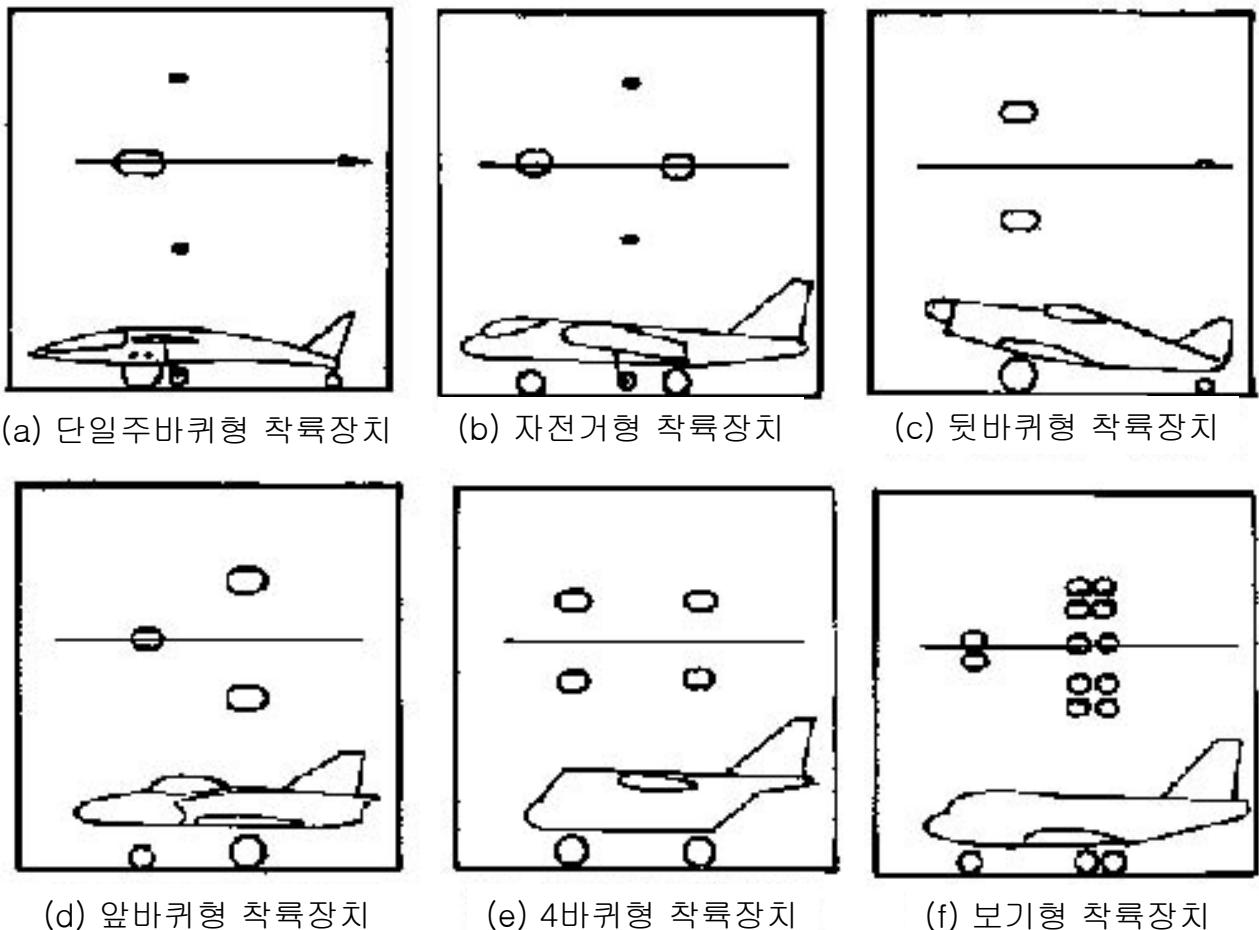


그림 8.6 형태별 착륙장치의 종류

8.2.2 타이어의 선정

- 바퀴 : 고무로 된 타이어가 장착된 금속제 원형체, 내부에는 회전마찰력을 증가시켜 비행기를 멈추게 하는 브레이크 장치. 차륜(Wheel)/브레이크(Brake)/타이어(Tire) 전체를 의미하기도 함.
- 비행기의 중량에 따라 치수가 결정, 주바퀴의 타이어는 비행기 전체 중량의 약 90% 담당, 나머지 10%의 정하중을 앞바퀴. 담당. 타이어의 지름, 폭 및 접지면적은 그림 8.7 과 같다. 또한 타이어가 지탱해야



할 하중의 대부분은 타이어 내압에 의하여 결정.

$$W_W = PA_P \quad (8.1)$$

$$A_P = 2.3\sqrt{wd} \left(\frac{d}{2} - R_r \right) \quad (8.2)$$

여기서 W_W 는 타이어에 의하여 전달되는 중량, P 는 타이어 내압, A_P 는 접지면적(Foot-print Area), w 는 타이어 폭, d 는 타이어 지름 및 R_r 는 타이어 회전 반지름.

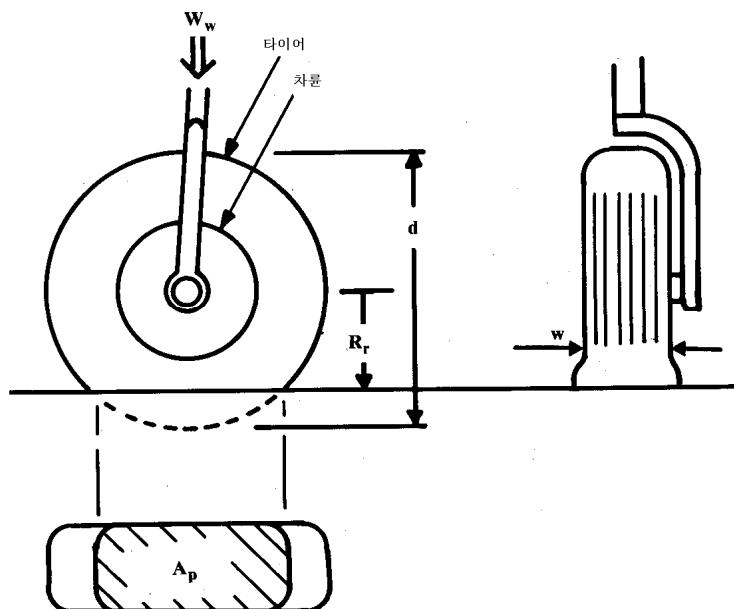


표 8.1 타이어의 통계적 치수

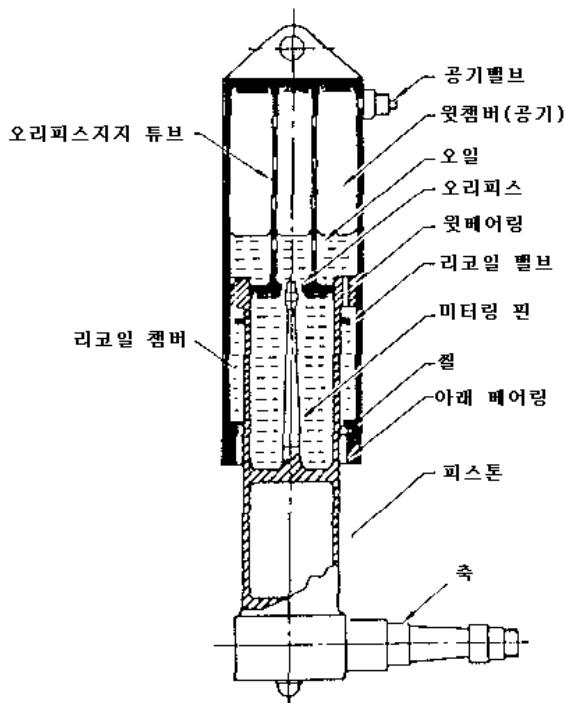
주바퀴 타이어의 지름과 타이어폭(in) = $A W_W^B$				
	지름		폭	
	A	B	A	B
일반항공기	1.51	0.349	0.7150	0.312
쌍발비지니스기	2.69	0.251	1.170	0.216
수송기/폭격기	1.63	0.315	0.1043	0.480



제트전투기/훈련기	1.59	0.302	0.0980	0.467
-----------	------	-------	--------	-------

8.2.3 충격흡수 스트럿의 선정

- 착륙 시에나 지상활주 중 발생 충격 흡수. 타이어에서 1 차적으로 지면의 적은 충격 흡수, 대부분의 충격은 충격흡수 스트럿이 흡수.
- 오레오 충격흡수 스트럿 : 공기와 오일이 오리피스로 연결된 서로 다른 실린더, 오리피스에서 유체마찰에 의해 에너지 흡수, 공기실의 공기의 압축효과에 의해 탄성에너지로 충격에너지 흡수.



- 충격흡수 시스템의 필요행정에 영향 요소.
 - 접지 시의 비행기의 수직강하 속도 (약 10 ft/s +4~5 ft/s 정도추가)
 - 충격흡수 장치의 재질
 - 접지 후의 날개 양력
- 항공기의 수직운동에너지 (착륙 동안)

$$KE_V = \frac{1}{2} \frac{W_L}{g} V_V^2 \quad (8.4)$$



여기서 w_L 은 착륙하중이고 v_v 은 수직강하속도.

- 완충기 흡수 운동에너지

$$KE_{ab} = \eta LS \quad (8.5)$$

여기서 KE_{ab} : 실제 완충기에 흡수되는 운동에너지

η : 충격흡수율 (0.5~0.9)

L : 완충기 팽창 동안 완충기에 작용하는 전체 평균하중

s : 완충기 스트로크

- 착륙장치 하중배수(N_{gear}) : 완충기에 작용되는 모든 하중의 합(L)을 비행기 착륙하중(w_L)로 나눈 값.(일반기 3 내외, 해군함재기 최대 6)

$$N_{gear} = L/W_L \quad (8.7)$$

- 완충기 스트로크 s

$$S = \frac{V_v^2}{2g\eta N_{gear}} - \frac{\eta_T}{\eta} S_T \quad (8.8)$$

8.2.4 조향 장치의 선정

- 지면에서 항공기의 방향 전환 장치 : 앞바퀴형 착륙장치에서는 앞바퀴가, 뒷바퀴형 착륙장치에서는 뒷바퀴가 담당.
- 시미현상 : 방향전환 방향으로 급격히 조향장을 움직이게 하여 착륙장치에 손상을 주는 중대한 문제. 레이크각(Rake Angle) 또는 트레일(Trail)을 조정, 방지, 혹은 시미댐퍼 이용. 작은 마이너스 레이크각, 타이어 반지름의 0.2~1.2 배정도의 트레일을 줌.

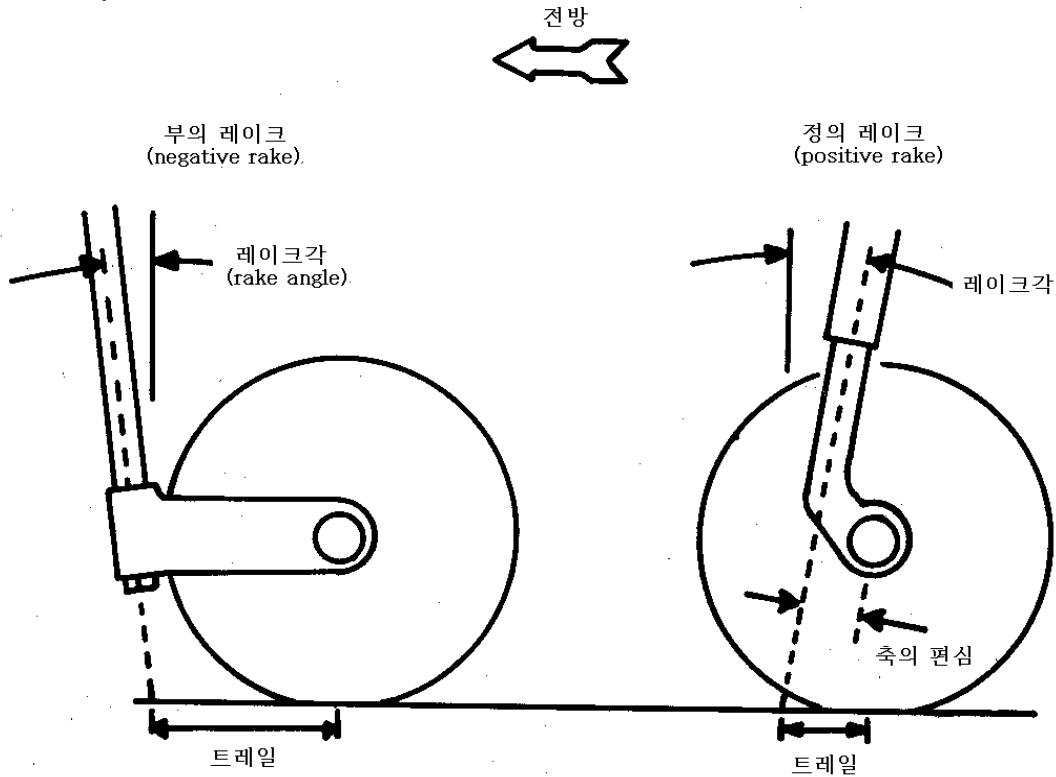


그림 8.9 바퀴의 조향장치

- 지상활주 중 동적 안정성 유지, 요구되는 조종력 최소화. 이는 **플러스 레이크각 상태에서 트레일을 최소화하는 것임.**
 - 앞바퀴 조향장치 대형항공기는 레이크각이 약 $+7^\circ$ 이내, 최소한 트레일은 타이어 반지름의 16% 정도.
 - 소형 항공기는 레이크각이 15° 이상에서 트레일이 20% 정도.

8.2.5 착륙장치 인입방식의 선정

- 공기저항력 감소 목적, 기어의 인입
 - 날개 내부에 설치 : 날개 중량을 증가, 연료적재량을 감소
 - 동체 내부나 날개와 동체 연결부에 설치 : 세로대(Longeron)와 간섭, 고속 항공기에서는 항공역학적 이점으로 항공기 내부에 인입 위치 설계. 민간 제트 수송기는 날개와 동체 사이, 저익(Low-



Wing) 전투기는 날개내부나 날개와 동체연결부에, 중익(Mid-Wing) 및 고익(High-Wing) 전투기는 동체 내.

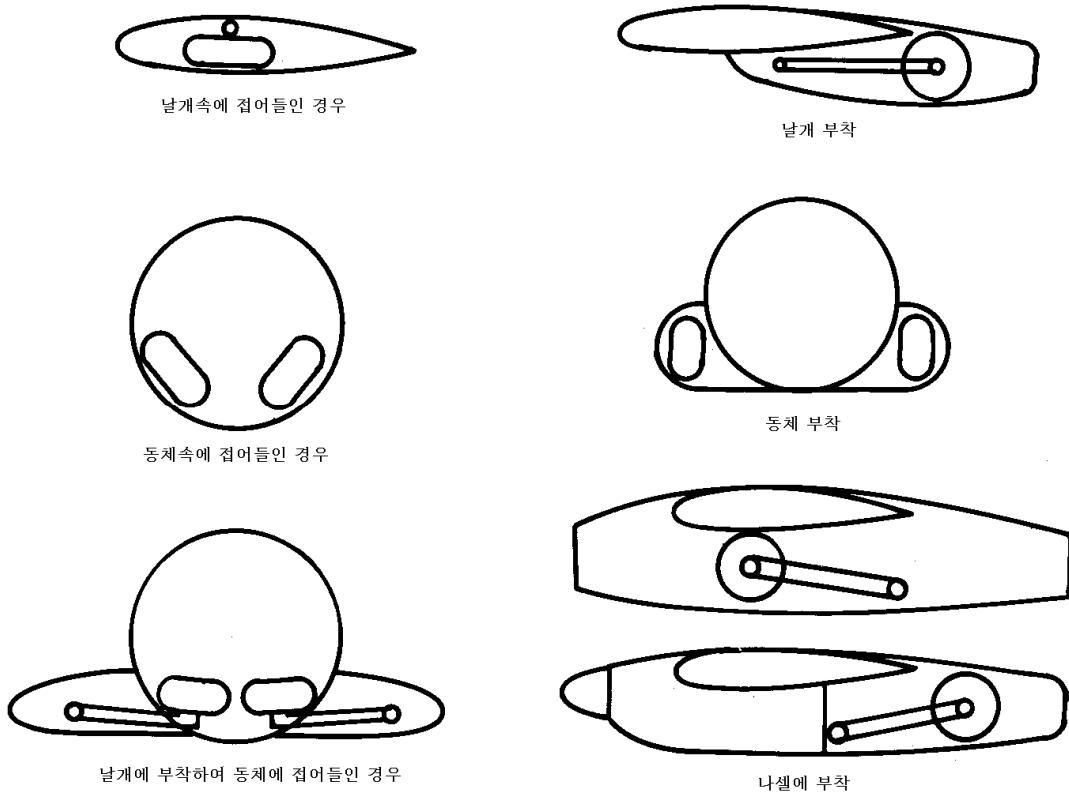


그림 8.10 착륙장치 인입방식

- A-10 항공기, 러시아 제트기나 폭격기 설계, 날개에 독립된 접개기 구가 있는 경우, 날개 끝단에 공간 설치, 항공역학적 손실을 최소화.

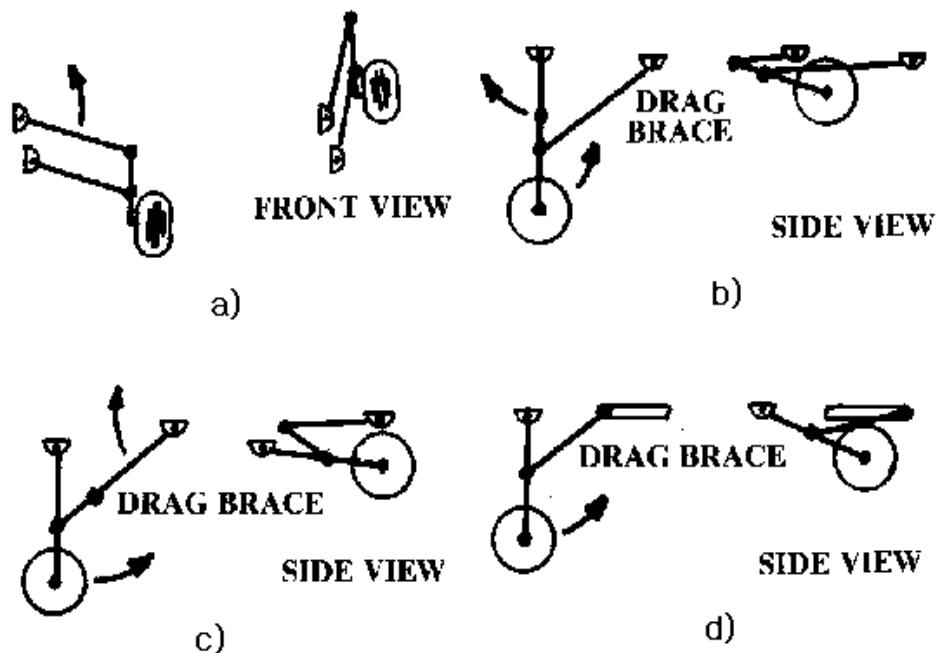


그림 8.11 인입식 착륙장치의 접개기구

- 군용의 고익 수송기 : 화물 공간을 확보하기 위해 동체외부에 독립공간 설치, 항력 손실 감안.
- 프로펠러 항공기 : 엔진 뒤의 나셀에 접개 기구를 설계.
- 제트항공기 : 엔진 옆에 접개 기구가 설계되어 항력의 증가 초래.
- 대부분 착륙장치의 접개기구 구조는 4 절 기구의 연결, 한 개의 동체부재에 3 개의 부재가 회전가능하도록 연결된 기구.
 - 그림 8.11 (a), MiG-23 의 경우. (b)는 DC-3 나 2 차 대전 당시 폭격기. (c)는 전형적인 앞바퀴형에서의 접개기구.



제 9 장 항공기 각 부 계통의 설계

- 항공기 개념설계 기준형상(Baseline Configuration): 주로 외부형상(External Configuration)과 내부형상(Internal Configuration). 외부형상의 결정에 내부 형상 고려 필수.
- 개념설계 동안의 항공기 세부계통 설계: 주로 내부 형상설계를 위한 각 계통의 필요 공간, 위치, 무게 등에 대한 자료 제공, 항공기 성능해석 및 무게 추정, 비용분석 그리고 RM&S (Reliability, Maintainability, and Supportability) 등의 해석에 요구되는 각 계통의 설계 결과 제시수준.
- 각 계통별 설계요구를 바탕으로 세부계통의 설계와 계통선정.
 - 작륙장치를 포함하는 작륙 계통.
 - 비행조종, 하드웨어(Hardware)와 제어법칙(Control Law) 해석을 포함하는 비행조종 계통.
 - 항법과 무장제어 등을 포함하는 항공전자 계통.
 - 연료 계통.
 - 유압 계통.
 - 발전기와 와이어 하네스 등의 전기 계통,
 - 여압, 공압, 냉각, 산소 계통을 포함하는 환경제어 계통(ECS)
 - 보조동력장치와 비상동력 계통을 포함하는 이차동력 계통,
 - 외부연료탱크와 무장 등 외부 장착물 계통,
 - 조종실 배열 및 사출 계통(Ejection System) 등 조종실 계통,
 - 모든 세부 계통간의 통합(Integration) 및 외부 형상과의 연관성(Interface)을 설계에 반영하는 세부계통 종합(Subsystem Integration)



9.1 세부계통 설계 및 종합과정 (Subsystem Design and Integration Process)

- 항공기 개념설계에서 각 계통별 개념설계, 세부계통 통합, 그리고 세부계통 일람(Subsystem and Avionics Suites)의 작성 및 수정.
 - 항공기 설계 요구로부터 계통별 설계 요구조건 설정, 부품공급업체(Vendor)의 자료를 토대로 설계항공기에 적용할 구성품 선정, 초기설계를 위한 각 부 계통의 설계개념 정립.
 - 각 계통 별 비교분석 연구 (Trade Study) 항목을 선정, 연구를 수행하여 각 계통 구성도 (Schematic Diagram)을 작성. 계통 설계 결과는 세부계통 기준과 일람(Subsystem Baseline and Suite)의 작성에 이용,
 - 전체 항공기 개념 설계를 위하여 무게 및 균형(Weight and Balance) 추정, 획득단가(Flyaway Cost) 추정 등과 항공기 내부형상 및 외부 형상 설계에 반영.

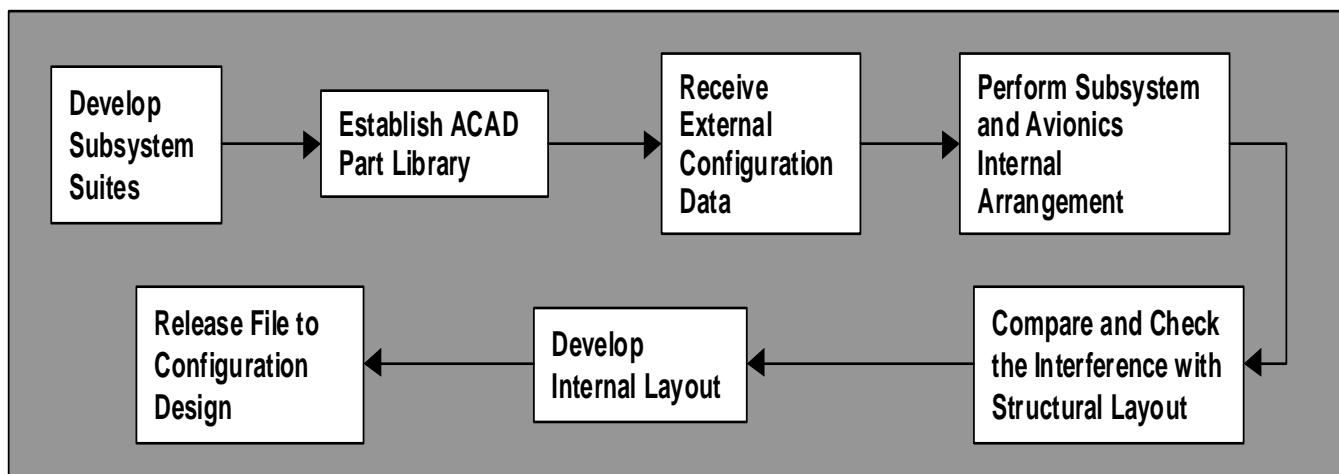


그림 9.1 세부계통 종합 설계 과정



- 세부계통 종합(Subsystem Integration)의 중요 기능: 여러 계통이 관련되는 비교분석 연구 주관, 각 계통의 장착도면의 작성과 간섭부분 조정 역할.
 - 세부계통 배치도(Subsystem Internal Layout)의 작성:
 - 세부계통 일람 결정
 - 각 계통 구성품의 CAD 도면(CAD Part Library) 작성
 - 외형 형상설계 기준으로 각 계통과 항공전자 계통 배치
 - 구조 배치, 각 계통간의 간섭 확인
 - 이때 계통 배치 기준(Installation Ground Rules) 설정.
- 각 계통의 중점 연구 사항: 내, 외부형상 설계 위한 기본장비 선정, 형상 자료 제공 및 부품 공급업체 자료를 기초로 각 계통 구성품의 CAD 도면의 작성 및 최적 계통 설계를 위한 각 계통 별 비교 분석 연구 등
- 개략적 계통 구성도 (Schematic Diagram), 비교분석 연구(Trade Study) 결과, 그리고 기본설계 기준형상(Baseline Configuration)에 장착되는 각부계통 일람 (Subsystem Suites) 작성. 계통 설계 결과는 항공기 계통 요구서 (Aircraft Systems Requirements Document, ASRD) 작성.

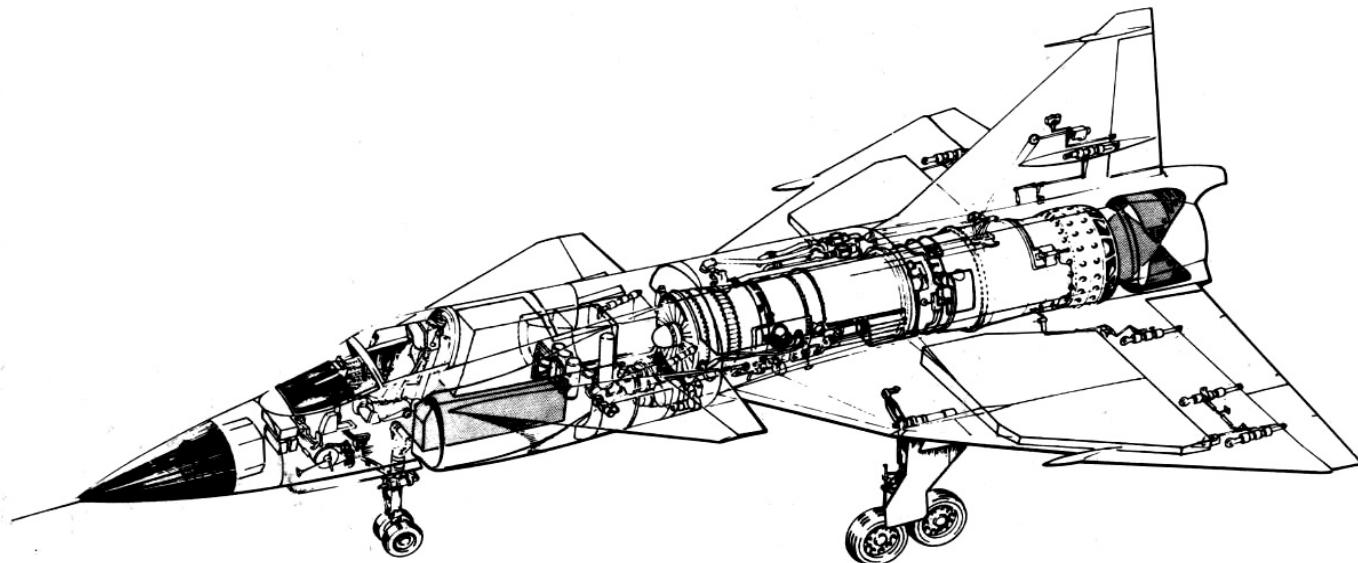




표 9.1 각 분야 별 개념 설계 연구 항목(예)

설계 분야	개념 설계 비교분석 연구 항목
항공 전자 계통	허용항법오차(Navigation Accuracy) 요구도 연구
	항공전자 장비 구성품 선정 비교 연구
	항공기 설계요구도에 따른 항공전자 장비 일람(Suite) 비교
	항공전자 체계 구성개념 연구 (집중식 대 분산식)
착륙 계통	착륙장치의 기하학적 형태(Kinematics)
	착륙 시 속도 감쇄방법 (Brake, Drag Chute 및 Tail Hook)비교
	타이어 선정 연구
환경제어 계통	운용요구조건 선정 (비 가압 영역, 압력 편차 등)
	환경제어장치 사이클 및 수분 분리 장치 등의 형태
	설계 요구 용량
	산소 공급장치 및 용량
유압 및 구동 계통	유압 장치 개수 및 작동 유압
	비행조종 구동장치 및 밸브 형태
	앞전 플랩 구동 형태
이차 동력 계통	계통 구성 개념
	설계요구조건 연구
	이차동력장치 및 비상동력 장치의 구성
전기 계통	전기 부하 요구량
	주발전기, 보조발전기, 배터리 및 전력 변환기 용량 및 형태
무장 및 외부장착물 계통	요구 무장 능력(무게, 종류)
	기총 형태, 각종 무장 형태
	장착점 개수 및 장착성 연구
비행조종 계통	기계식/유압식 혹은 전기식 조종 개념 비교
	계통 구성 개념
추진 계통	기존엔진, 개발 예정 엔진 혹은 자체 개발 엔진 비교
	요구 추력 및 가용 추력



표 9.2 각부계통 일람 (예)

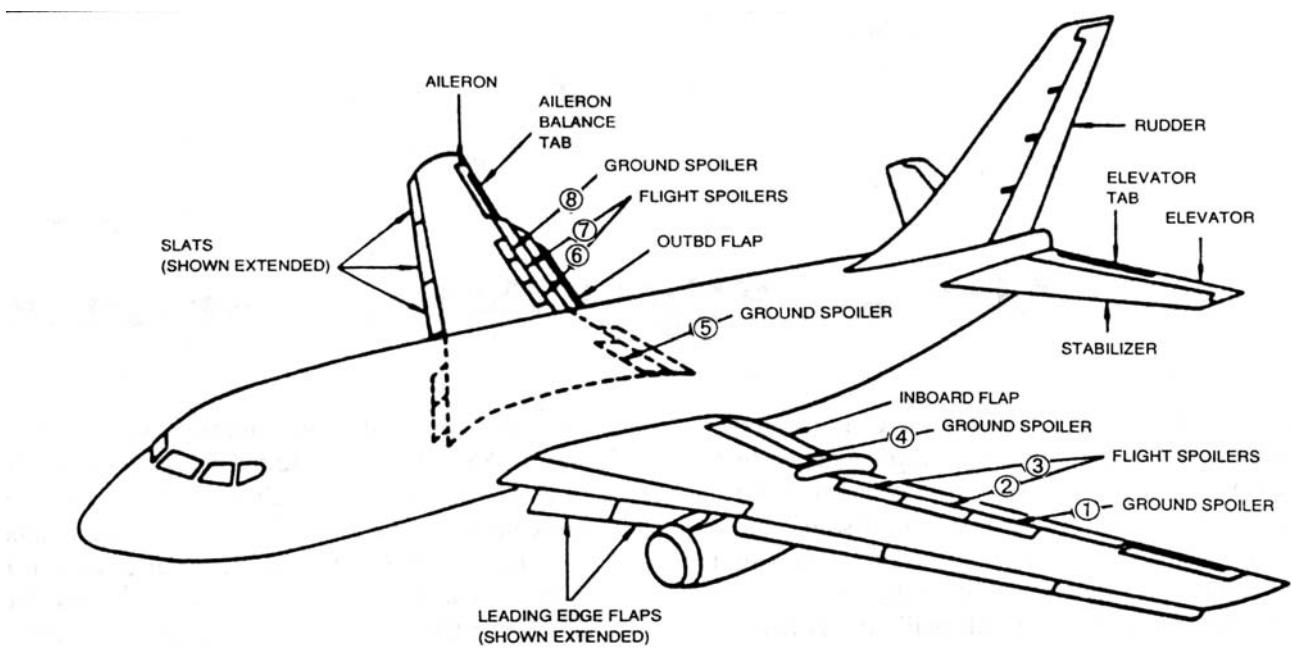
Item	Suite #1	Suite #2
Hydraulic System	<ul style="list-style-type: none">- Three System- 3,000 psi	<ul style="list-style-type: none">- Two System- 3,000 psi
Electrical Power System	<ul style="list-style-type: none">- 30 kVA VSCF Generator- 10 kVA Emergency Generator- 24 amp-hr, 26 VDC Battery- 2×100 amp, 400 Hz, 115 V to 28VDC	<ul style="list-style-type: none">- 25 kVA VSCF Generator- 8 kVA Emergency Generator- 17 amp-hr, 26 VDC Battery- 2×100 amp, 400 Hz, 115V to 26 VDC
Secondary Power System	<ul style="list-style-type: none">- ADG 300 AMAD- Air Turbine Starter- EPU(Non Hydrazine)	<ul style="list-style-type: none">- ADG with APU mode- Jet Fuel Starter- EPU(20 min, fuel & air)
Life Support System	<ul style="list-style-type: none">- OBOGS	<ul style="list-style-type: none">- OBOGS(80 LOM APTD)
Fuel System	<ul style="list-style-type: none">- OBIGGS- Integral Fuel Tank	<ul style="list-style-type: none">- OBIGGS (4 lb per min)- Integral Fuel Tank



9.2 비행 조종 계통 (Flight Control System, FLCS)

표 9.3 비행 조종면의 분류 및 역할

	조종면	역할	위치
주 비행조종면	Ailerons	Roll Control	Outboard of the Wing
	Elevators	Pitch Control	Horizontal Tail
	Rudder	Yaw Control	Vertical Tail
	Spoilers	Roll Control, In-flight, Ground Speed Brakes	Main Wing
	Canard	Pitch Control	Forward Fuselage
통합 조종면	Elevons	Aileron + Elevator	
	Ruddervators	Rudder + Elevator	V or Butterfly Tail
	Stabilators (Tailerons)	Movable Stabilizer	
	Flaperons	Flap + Aileron	
부 조종면	Trailing Edge Flaps	Increase Lift	Main Wing
	Leading Edge Flaps and Slats	Increase Lift, Delay Stall	Main Wing
	Speed Brakes	Deceleration	Main Wing or Fuselage
	Trim Tabs	Trim A/C	H.T. and V.T.





- 비행조종계통은 항공기의 등급 결정, 중요한 세부 계통.
- 개념설계 시 계통의 무게, 체적, 항공기의 조종성능, 양/항력 특성에 미치는 영향, 조작 용이성(Handling Qualities), 전력 소모, 유압계통, 항공기 신뢰도, 안전성 등의 측면과 획득가격 비교 분석하여 비행조종 개념 정립.
- 수동식, 유압식, 및 전기식.

9.2.1 수동식(Manual) 비행조종계통

- 이차 세계 대전 때까지 대부분의 비행기. 경량이며 신뢰성이 높음. 현재도 소형기 및 중형기의 일부 사용.
- 작동시의 마찰력, 케이블의 인장, 시스템 무게, 조작용이성

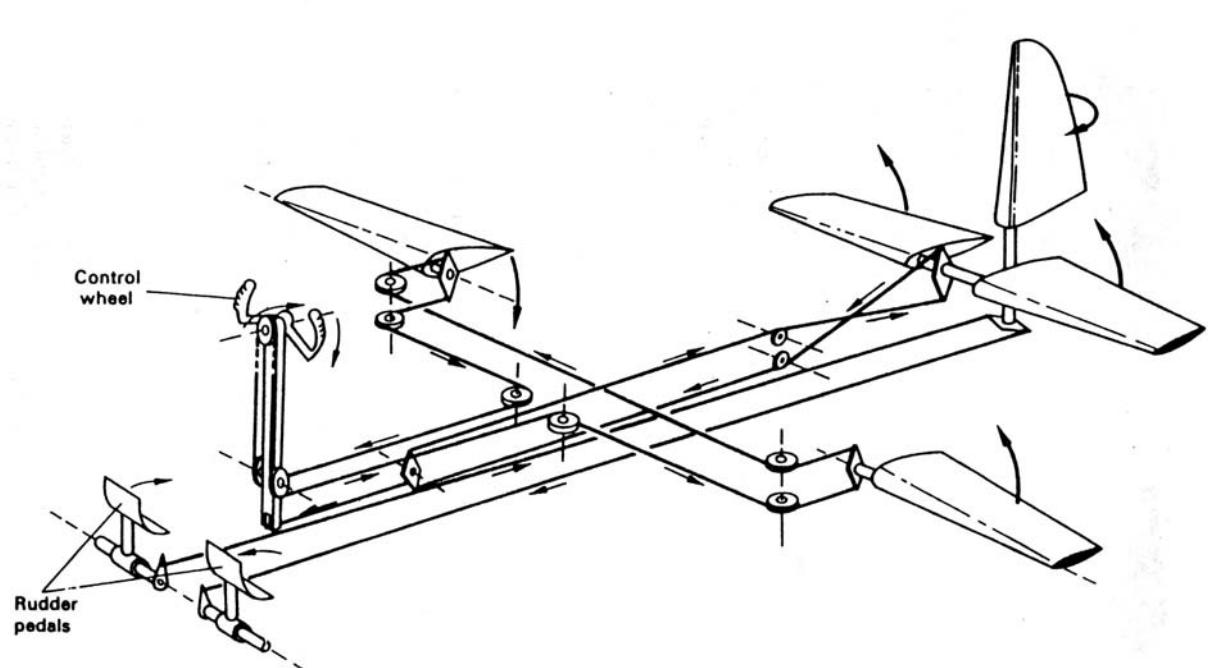
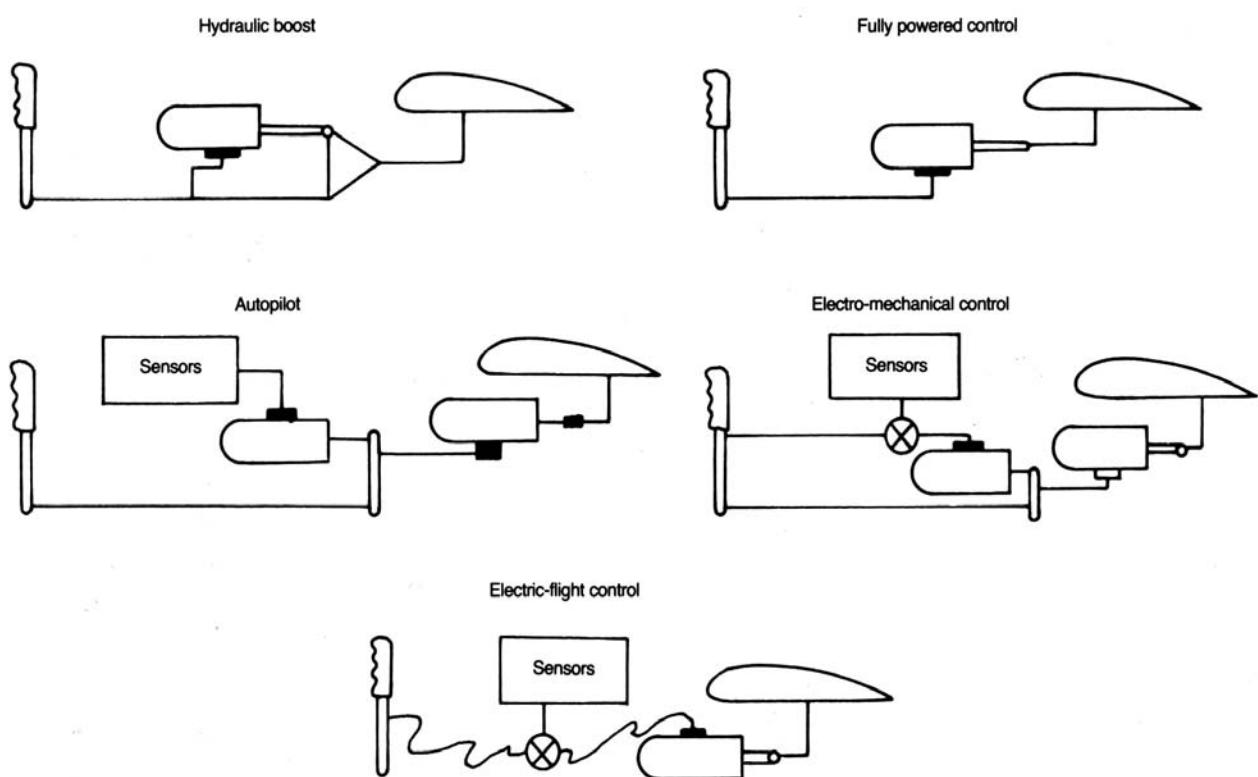


그림 9.5 수동식 비행조종 계통 구성도



9.2.2 유압식 비행조종계통

- 조종간, 방향타 페달의 움직임을 유압 액츄에이터를 통하여 조종면에 전달 방식
- Power Boost System: 조종간과 조종면의 직접 연결, 자동차의 Power Steering, Power Window 와 동일한 개념,(F-100, F-101, F-105 등)
- Fully Powered Control: 조종간과 조종면이 직접 연결되지 않고, 조종면의 작용힘에 관계없이 같은 느낌(feel)을 갖도록 되어있음. (B-47, B-52 등)
- 안정성 증대계통(Stability Augmentation System, SAS): 자동조종 (Autopilot) 개념의 조종계통(F-4에 장착).
- 조종성 증대 계통 (Command Augmentation System, CAS): 전기적- 기계적 조종(Electro-Mechanical Control)의 혼합형으로서 조종간의 변위가 감지되는 계통으로 전기식 조종계통의 바로 전단계 (A-7, F-111A, XB-70, B-1A, F-15 등)



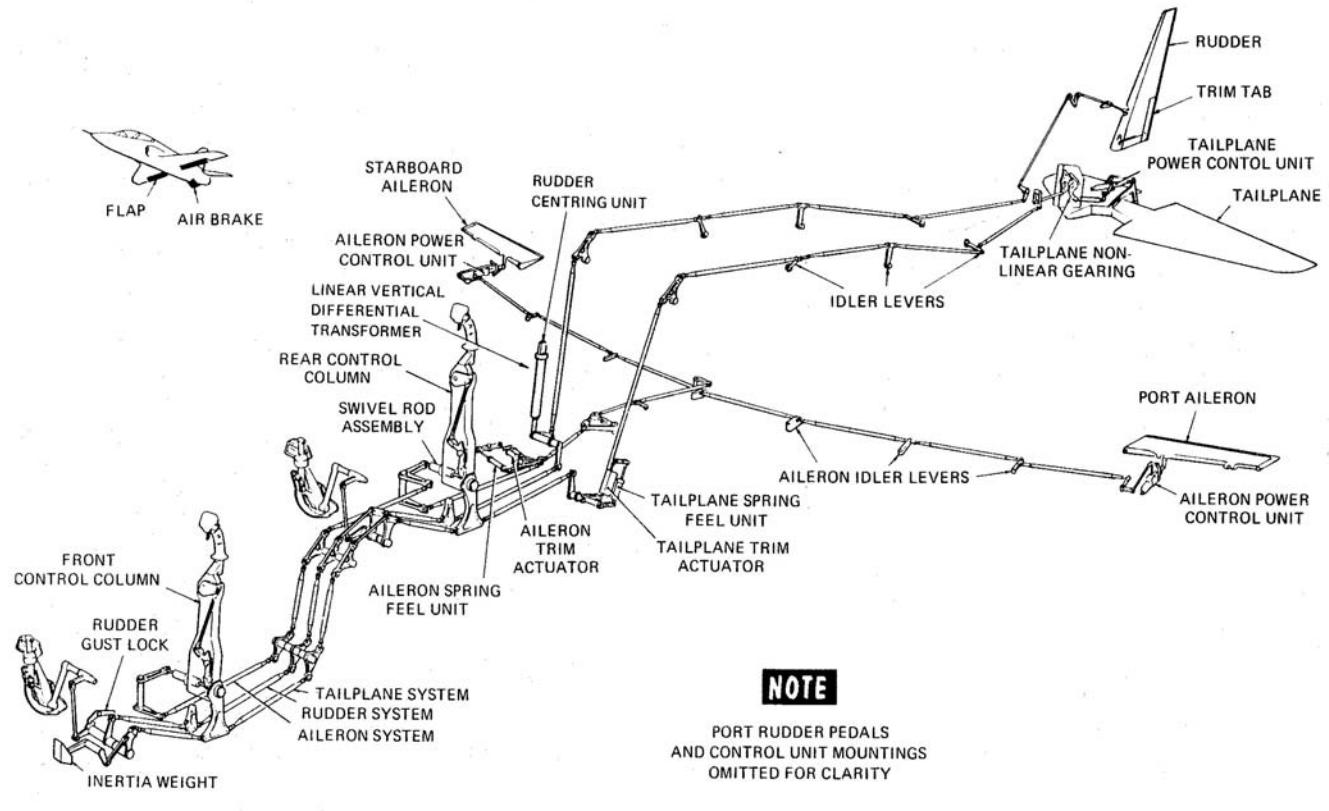


그림 9.7 Hawk 67 의 비행조종계통

9.2.3 전기식(Fly-By-Wire) 비행조종계통

- 조종사의 조종 변위를 전기적 양으로 변환, 유압 작동기(Actuator) 구동
- 전선(Electric Wire)이 조종간과 조종면의 기계적 연결을 대체, 조종간이나 방향타 페달 등의 조작은 전기적 변환기(Electric Transducers)를 통하여 전기적 신호로 변환, 증폭되어 비행 조종면과 연결되어 있는 작동기를 구동.
- 비행조종컴퓨터(Flight Control Computer): 조종사의 입력(조종간 변위 등)과 조종면 변화에 따른 항공기의 움직임을 센서를 통하여 감지하여 부가적인 조종력을 계산.



- 높은 신뢰성 유지 필요, 3 중(Triplex), 4 중(Quadraplex) 중복 시스템을 채용, 다수결 원칙 적용, 한, 두 계통의 고장에도 안전하게 작동.
- F-16 전투기는 최초의 Full (No Mechanical Backup) FBW (Analog 방식) 적용 항공기, 1988년부터 디지털화. Tornado, X-29, Space Shuttle 등과 최근의 전투기, 그리고 A-330, 340, B-777 등의 민간 여객기.

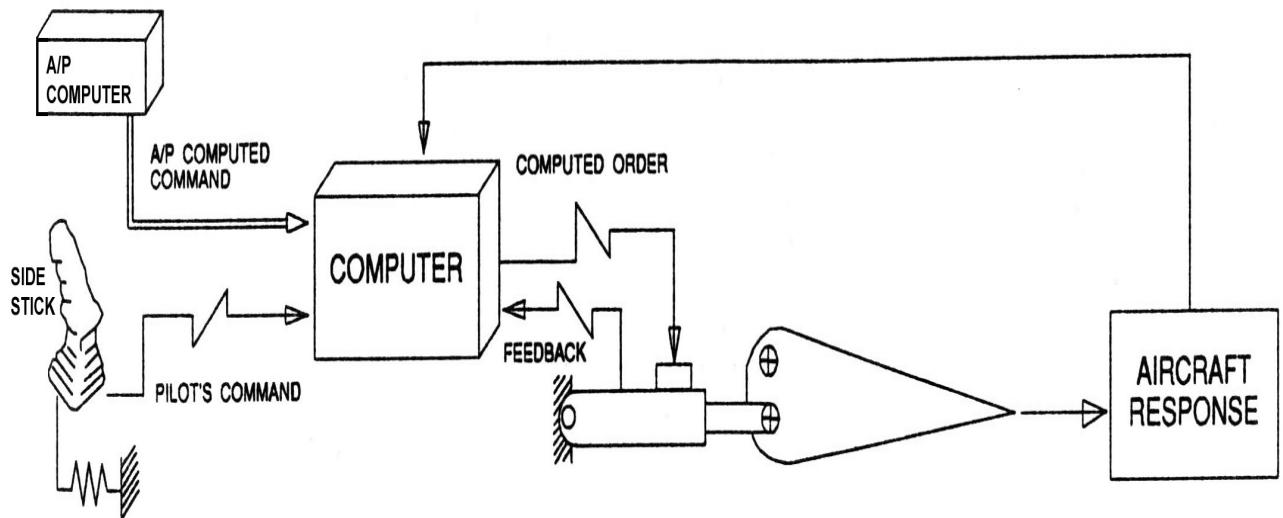


그림 9.8 전기식 (Fly-By-Wire) 비행조종계통 구성도

9.3 항공전자 계통 (Avionics System)

- 항공전자(Avionics) : 항공(Aviation) + 전자(Electronics)의 합성어, 항공기 또는 항공우주 관련 전자장비 및 체계의 총칭. 항공기의 안전성, 신뢰성 등 항공 전자장비에 크게 좌우. 항공기의 대당 가격은 개략적 기체 (Airframe) 35%, 추진계통 30%, 항공전자 및 비행조종계통 35%로 구성.



9.3.1 항공전자 계통의 개념설계 과정

- 항공기의 임무요구로부터 항공전자 계통을 구성
- 형상설계 및 해석에 필요한 각 구성품의 무게, 체적, 위치 등의 정보와 계통 설계결과로부터 항전장비 일람(Avionics Suites)을 작성.
- 초기설계 시에는 각 항공기 형태별 항공기 공허중량에 따른 항공전자계통의 무게를 예측.

표 9.4 각 항공기 별 공허중량에 대한 항공전자 장비의 무게비

Class	$\frac{W_{avionics}}{W_{empty}}$
General aviation – Single	0.01~0.03
Light Twin	0.02~0.04
Turboprop Transport	0.02~0.04
Business Jet	0.04~0.05
Jet Transport	0.01~0.02
Fighters	0.03~0.08
Bombers	0.06~0.08
Jet Trainers	0.03~0.04

9.3.2 개념설계 비교분석 연구 항목

- 허용항법오차(Navigation Accuracy) 요구도 연구
- 항공전자 장비 부품 선정을 위한 비교연구
- 항공기 설계 요구도에 따른 항공전자 장비 일람 작성



표 9.5 고등훈련기급 항공기의 항공전자 장비일람 (예)

Equipment	LRUs	Weight	Power	Volume	Identification
AVTR	2	7.6	13	0.13	V-80AB-F
CMOS	6	30	45	0.88	ALE-47
Data Transfer System	2	7.8	17	0.11	UDTU
HUD	3	42.03	66	1.52	F-16C/D(PDV only)
IFF	3	17	65	0.25	APX-101V
ILS	4	12	22	0.12	AN/ARN-147V
INS/GPS	2	26	48	0.35	H-746G
Intercom	1	2.56	11	0.07	IDF type
MFD	4	72.3	227	1.23	MFD2067(display only)
Mission Computer	1	44.3	245	1.00	MMC
RADAR	6	219.02	2799	3.53	AN/APG-67
Radar Altimeter	3	7.9	31	0.11	HG-9550
RWR (레이더 경보계)	11	112	796	1.23	AN/ALR-56M
SMS (무장관리계통)	11	72.1	0	1.35	SMS2100
TACAN	1	11.6	44	0.21	AN/ARN-153V
UHF/VHF Radio	3	10.6	154	0.15	AM/ARC-182V
Total	63	694.81	4583	12.24	



9.3.3 대상 항공전자 장비

임무수행용 항공전자 장비로는 탐색, 식별장비 (Search & Identification), 시현장비 (Display), 항법 보조 장비 (Navigation Aids), 통신 장비 (Communication), 전자전장비(Electronic Warfare), 공격장비 (Attack) 등.

표 9.6 대상 항공 장비의 종류

탐색, 식별장비	Radar
	Radar Altimeter 레이더 고도계
	IFF (Identification of Friend or Foe) 피아식별장비
시현장비	HUD (Head Up Display) 전방 시현 장비
	HDD (Head Down Display) 하방 시현 장비
	HMD (Helmet Mounted Display) 헬멧 장착 시현 장비
	MFD (Multi Function Display) 다기능 시현 장비
항법 보조 장비	TACAN (Tactical Air Navigation Equipment) 전술 공중 항법 장비
	ILS (Instrument Landing System) 계기 착륙 장비
	INS (Inertial Navigation System) 관성 항법 장치
	GPS (Global Positioning System) 위성 항법 장치
통신 장비	VHF (Very High Frequency)
	UHF(Ultra High Frequency)
	Intercomm
전자전장비 (Electronic Warfare)	ECM (Electronic Counter Measures) 전자 방해책 장비
	ECCM (Electronic Counter Counter Measures) 전자 방해 방어책
	ESM (Electronic Warfare Support Measures) 전자전 지원책
공격장비 (Attack)	FLIR (Forward Looking Infra Red) 전방 탐시 적외선 장비
	Laser 장비:
	– Laser Designator (레이저 조사기)
	– Laser Range Finder (레이저 거리측정기)
	Mission Computer 임무컴퓨터

- 레이더(Radar, Radio Detection and Ranging)



- 송수신기 (Transmitter), 목표의 방향 및 거리탐지.
- 특히 전투기 등의 전방동체 크기에 제한, 장착 위치와 무게 중심까지의 거리가 길기 때문에 안정성 예측에 중요. 폭격기는 40-in 레이더, 공중우 세전투기 들은 35-in 레이더, 지원전투기는 22-in 레이더 사용, 민항기에 서의 레이더는 주로 기상 정보 등에 사용, 선두부 형상에 비하여 안테나의 크기가 작으므로 형상 설계 측면에서는 크게 고려할 필요가 없음.

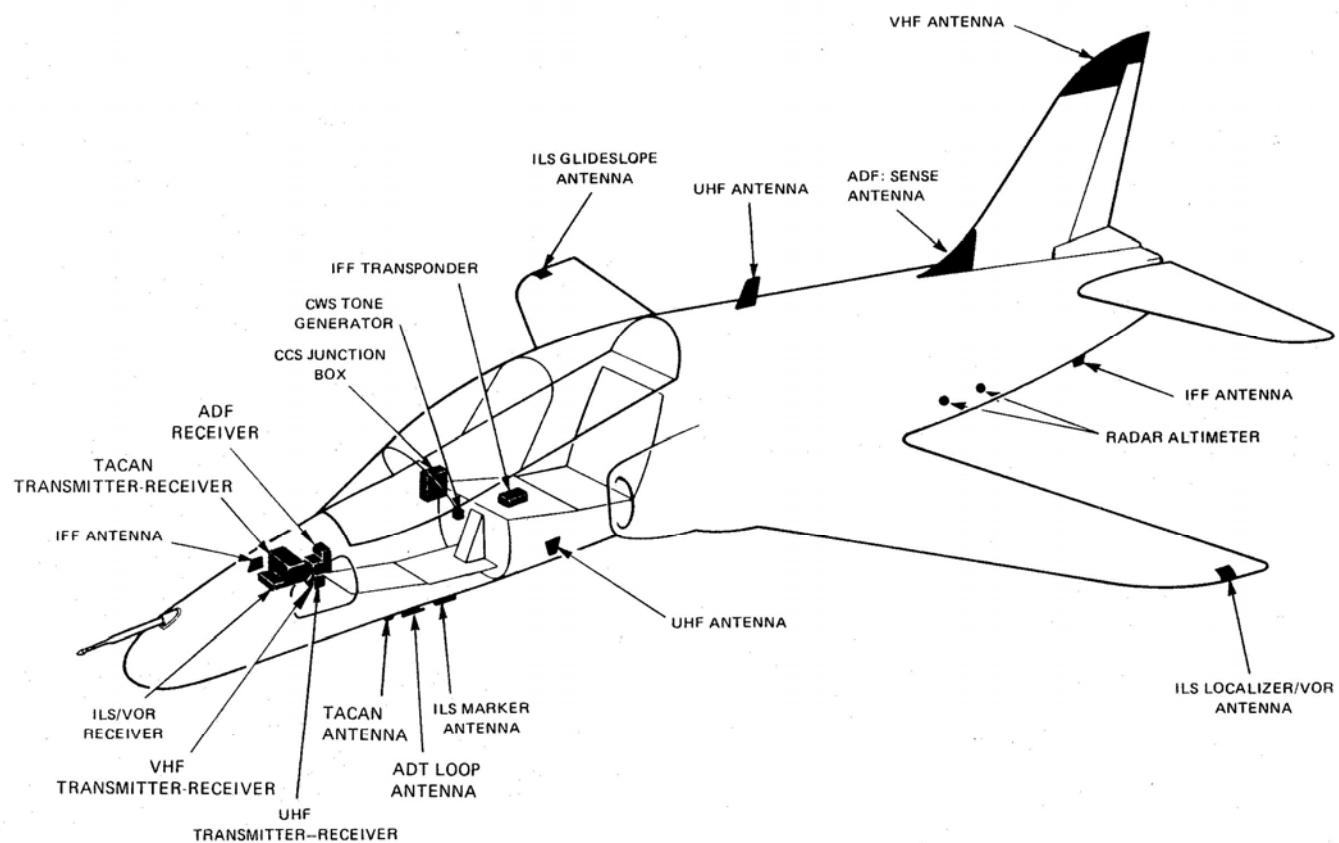


그림 9.10 Hawk 67 고등 훈련기의 안테나 장착 위치



9.4 연료계통 (Fuel System)

- 연료와 연료탱크, 연료이송계통, 벤트 및 가압계통, 급유/배출계통, 폭발/진화계통, 연료량 측정 계통 등으로 구성,
- 전 비행 영역에서 정해진 유량, 압력, 온도의 연료를 엔진에 공급, 조종과 안정성 유지에 필요한 무게중심 위치를 갖도록 연료 이송,
- 엔진 시동, 보조동력계통과 비상동력 계통에 연료 공급, 항공기의 다른 계통의 냉각원(Heat Sink)의 역할을 담당. 안전성과 중복성 등 고려.

9.4.1 연료

- 항공기 전체 무게의 상당한 부분 차지(경비행기 약 10 – 15%, 제트 여객기 30 – 45%, 전투기 등 군용기 약 20 – 30 %), 연료 공간의 확보 중요.
- Kerosene 계열과 Kerosene 과 가솔린을 같은 양 혼합한 Wide Cut 계. 현재 주로 군용규격으로는 JP-8, 민간 규격으로는 Jet A-1.

표 9.7 항공기용 제트연료의 종류와 특성

계	특성	민간규격	군용규격	결빙점	Mil-spec규정 평균밀도(lb/gal)
Kerosene	휘발성이 낮고 인화점이 높다	Jet A	JP-5	-40°C	6.8
		Jet A-1	JP-8	-47°C	6.7
Wide Cut	Kerosene보다 가볍고 저온 및 고공 착화성이 우수하다	Jet B	JP-4	-50°C	6.5



9.4.2 연료탱크

- 기체통합 탱크: 항공기 기체 자체를 연료 탱크로 이용, 연료의 이용률이 높고, 경량이며 정비성 측면 유리. 널리 사용, 연료의 누수 방지 고도 기술이 필요, 연료의 누수가 치명적인 엔진, 내부 기총(Internal Gun)부, 공기흡입구 근처, 조종실 및 객실 근처 사용 제한. 주로 날개에 많이 사용.
- 블래더형 탱크: 탱크 구조물 내부에 고무 백을 탱크 모양 성형하여 장착, 연료 용적이 기체 통합식에 비하여 3% – 10%까지 손실, 자체밀폐(Self-Sealing)의 효과로 항공기 동체 장착 연료 탱크에 주로 사용. 전투기의 경우 총알이 관통한 경우에도 누수를 방지, 항공기의 생존성 증대.
- 독립형 탱크: 자작(Homebuilt) 항공기 등 소형기, 독립된 연료통(Fuel Container)으로 날개 안 쪽에 익형의 앞전 형태, 엔진 뒤쪽, 동체 안쪽.
- 연료의 온도변화 팽창 고려, 3% 정도 여유설계. 날개 경우, 기체통합 탱크는 탱크 외부 용적의 85%, 블래더 탱크는 77% 정도, 동체 장착 경우 기체통합 탱크와 블래드 탱크 각각 92%와 83%.

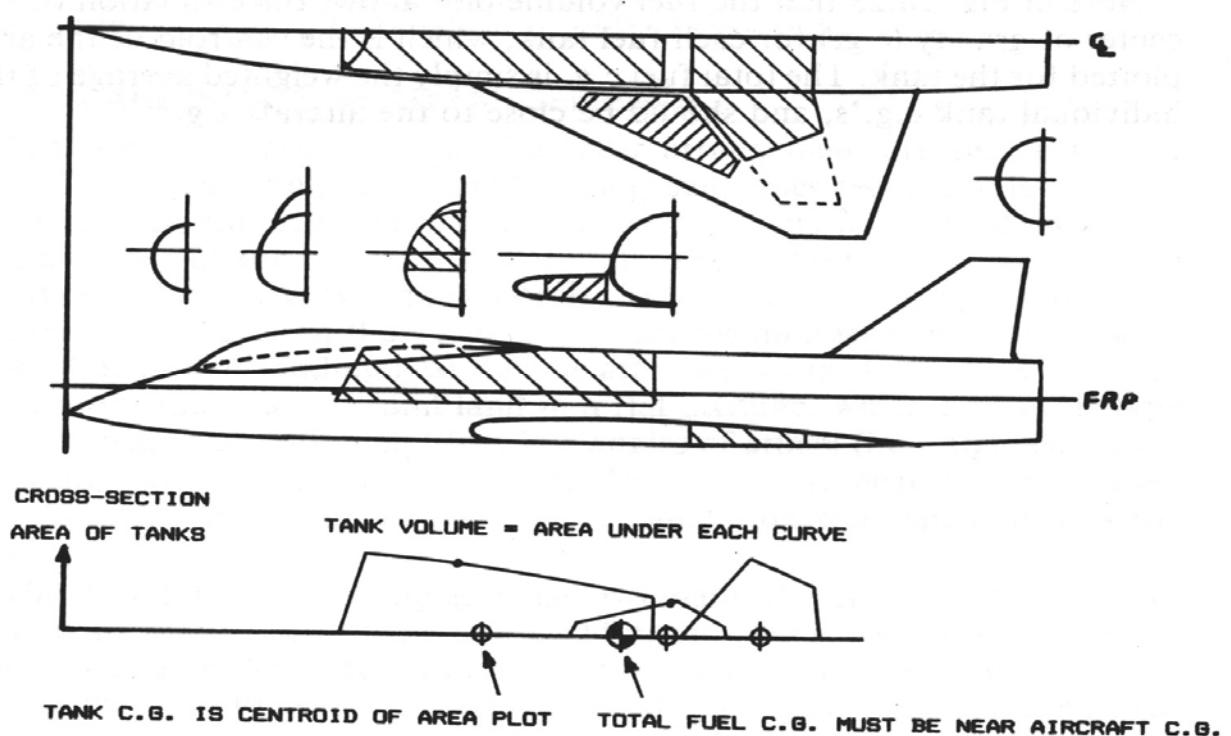


그림 9.11 연료 탱크의 배치 및 연료체적도



9.4.3 연료 이송, 벤트 / 가압 계통

- 탱크-엔진간 이송, 탱크-탱크간 이송, 그리고 외부장착 연료 탱크 이송, 항공기 동체 좌, 우측에 대칭으로 한 개씩.
- 배면비행 동안의 연료 이송을 위해서 부스터 펌프 이용.
- 중복성을 높이기 위하여 독립된 연료 이송계통 구성, 군용기의 경우는 연료 공급선은 가능한 탱크 내에 위치, 적어도 한 개 이상의 누수차단 탱크 설치, 불활성 기체를 이용한 폭발/화재방지 계통 채용. 연료의 원활한 이송을 위해서 연료탱크내의 압력은 대기압을 유지 혹은, 가압. 민항기 및 훈련기 등의 군용기에는 연료탱크 윗면 개방형, 전투기 등에는 폐쇄형.

9.4.4 재급유 / 배출 계통

- 재급유: 지상장비를 이용, 전투기의 경우 가압 재급유 방식, 공중에서 연료 배출(Fuel Dumping). 연료배출 계통이 없는 항공기는 최대 착륙중량 초과 연료를 공중 소진 후 착륙. 전투기의 경우는 공중급유 방식.

9.4.5 폭발 / 화재방지계통

- 액화질소나 다공성 포움(Porous Foam) 많이 사용, 연료체적의 감소(약 2.5%) 및 정비성 측면에서 많은 문제, 최근에는 공기 질소를 분리하여 사용 OBIGGS (Onboard Inerting Gas Generating System).

9.4.6 연료량 측정 계통

연료 탱크에 떠있는 Float 연료의 수위 연료량을 표시.



9.5 유압계통

- 항공기의 주 조종면의 작동과 플랩, 착륙장치, 스포일러, 속도제동기(Speed Brake), 무장의 구동 등에 사용. 항공기의 작동에 필수적인 계통. 착륙장치 접는 경우(Retractable)에는 유압계통이 필요, 가장 간단한 경우가 착륙장치와 플랩만을 구동.
- 유압계통의 고장은 치명적이므로 중복성 유지. 민항기의 경우에는 3 중 유압계통 채용, 전투기 등의 군용기에는 사출좌석이 탑재되어 있으므로 이중 유압계통 보통 채용. 유압계통은 작동유(Hydraulic Fluids), 유압펌프, 유압 저장용기(Reservoir), 축압기(Accumulator), 유압 작동기, 유압 밸브로 구성.
- 작동유는 Kerosene 계통의 제품, 윤활성이 좋고 화학적으로 안정되나 연소성. 주로 소형기에 많이 사용. 대형기의 Shock Absorber 의 작동유체로도 이용. 대형기의 경우에는 화재의 위험성 때문에 합성유인 Skydrol 500A, 혹은 Hijet IV 를 사용.
- 유압펌프: 베인펌프, 기어펌프, Gerotor 펌프 등, 발전기 혹은 엔진에 의해 구동, 1500 psi 이하의 저압, 주로 소형기. 가변 토출형 (Variable Displacement) 유압펌프는 3000psi 의 고압 발생, 대형기 및 전투기 등의 군용기.
- 축압기: 쇼크를 완화시키며 작동유를 저장하는 통,
- 유압 작동기: 유압을 일로 변환 시키기 위한 장치, 조종면과 착륙장치 등을 작동. 유압밸브는 유압흐름을 선택, 조절하는 역할, 선택 밸브(Selector Valve), 시퀀스 밸브(Sequence Valve), 프라이오리티 밸브(Priority Valve), 체크 밸브(Check Valve), 릴리프 밸브(Relief Valve) 등. 전기 유압 밸브(EHV: Electro-Hydraulic Valve) 와 직접구동 밸브(DDV : Direct-Drive Valve). 간단한 조종 계통의 구동에는 중량, 체적 등에서 EHV 가 유리, 전기제어 비행조종계통에서는 EHV 는 시스템이 복잡해지므로 DDV 가 유리.



9.6 전기계통

- 항공전자 계통, 유압 계통, 환경제어 계통, 비행조종 계통 등에 전력을 공급하는 전원공급 계통과 전기적인 케이블이 통합된 어셈블리 형태인 와이어 하네스(Wire Harness), 그리고 조명등(Lights).

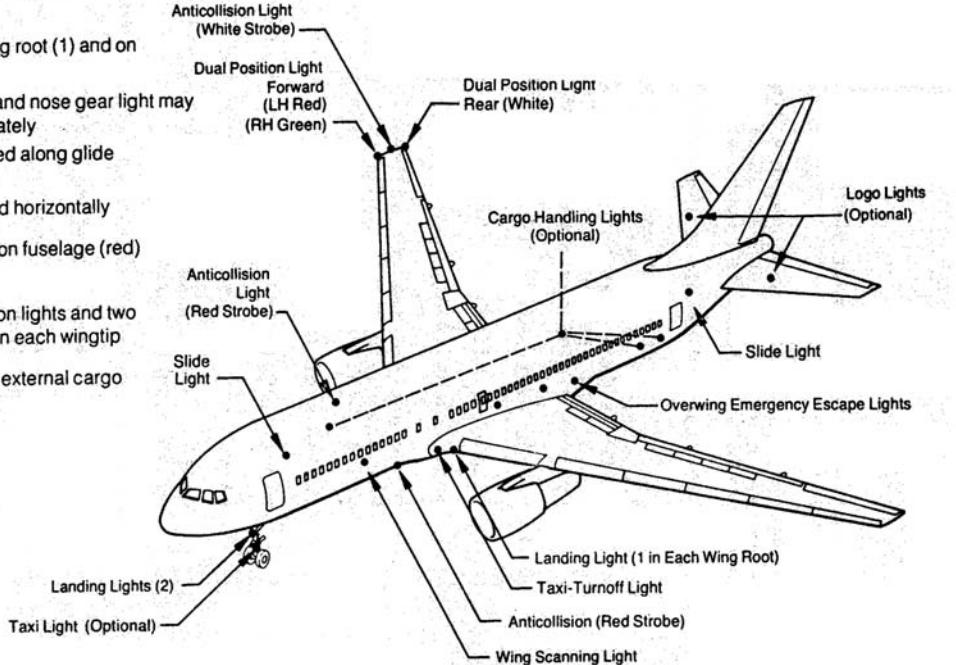
9.6.1 전원공급계통

- 직류전원은 발전기가 간단, 축전지와의 연결이 쉬우나 저 전압을 사용으로 전선이 굵어져서 교류장치보다 무게 30 % 정도 증가. 소형기는 대부분 저전력을 소모, 직류전원을 주 전력.
- 교류장치는 인버터(Inverter)를 이용. 중, 대형기 및 군용기 등은 전력 소모량이 많고 교류전원 사용
- 주 발전장치: 주전원을 공급하는 엔진 혹은 이차동력계통(APU)과 연결. 최대부하에서 기준으로 설계. 비상발전장치, 축전지.

9.6.2 조명등

- 항공기 운항에 필요한 외부등(External Lights)

- Emergency lights battery powered
 - Illuminated automatically with electric power loss
 - May be illuminated upon command from flight deck panel or forward attendant panel
- Landing lights in each wing root (1) and on nose gear (2)
 - Each wing root light and nose gear light may be illuminated separately
 - Nose gear lights aimed along glide path
 - Wing root lights aimed horizontally
- Anticollision strobe lights on fuselage (red) and wingtips (white)
- Two forward-facing position lights and two aft-facing position lights on each wingtip
- Taxi light, logo lights, and external cargo handling lights optional





9.7 환경 제어 계통(ECS)

- 전 비행영역 승무원, 승객의 안전 비행 및 여러 장비들의 작동을 위해 요구 환경 제공. 항공기의 압력, 온도, 습도 등 조절 장치, 여압 (Pressurization) 계통, 공기조화(Air Conditioning) 계통, 산소 계통, 공압 (Pneumatic) 계통과 서리제거, Ice/Rain 방지계통 등 포함.
- 여압 계통: 고 고도 비행 중 객실과 조종실에 안락, 충분한 공기압을 제공. 군용기의 경우 고도 약 8000ft 까지는 무여압, 25,000ft 까지는 일정 압력 유지. 그 이상의 고도에서는 대기압과의 일정한 차압 (Differential Pressure)을 유지. 민간여객기의 경우는 객실의 압력 고도가 8,000ft 를 넘지 않도록 규정, 일정 압력 유지 고도가 순항 고도까지 높게 책정.

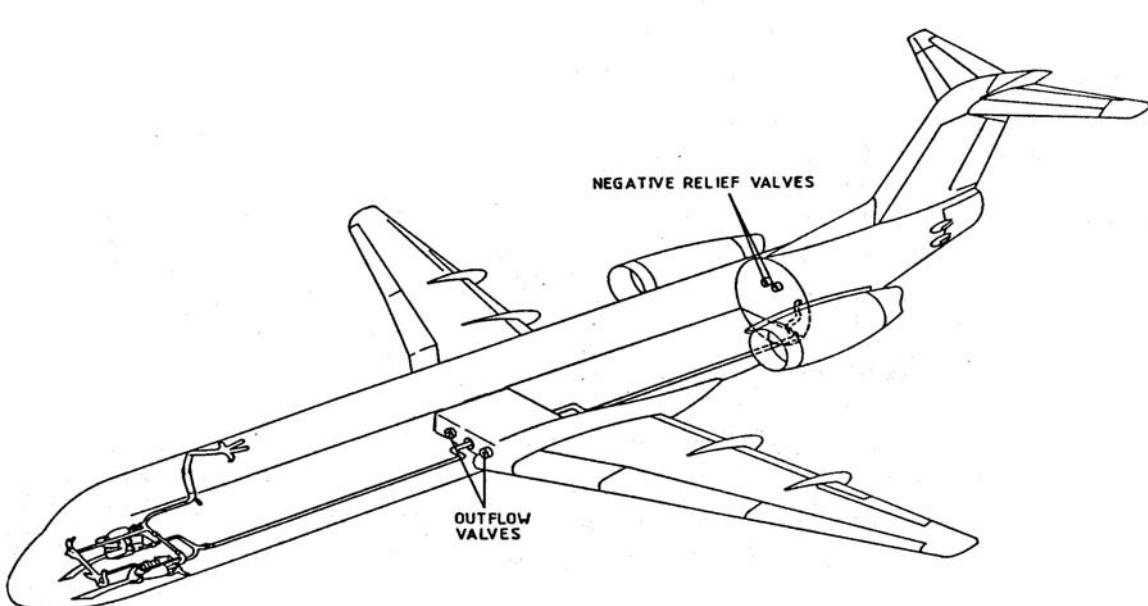


그림 9.13 F-100 항공기의 여압 계통

여압에 의한 발생 응력에 대하여 동체가 충분한 구조강도. **최대차압이** 클수록 기체 구조는 강해져야 하고, 최대 운항고도에 따라 기체강도는 달라짐. 보잉 747-400 의 최대 차압은 8.9 psia, 최대 상승고도는 45,000 ft 로 제한,



이때 가해지는 힘은 약 1,000 만 lbs, 안전계수 약 1.33 을 곱하여 구조 설계.

- 공압계통: 객실 및 필요부분에 여압 및 공기조화용 공기 공급, 결빙제거 및 엔진시동용 압축공기 공급. 공급원은 엔진압축기 추출공기(Bleed Air).
- 공기조화 계통: 객실 및 조종실에 냉난방용 공기의 공급, 객실의 환기 및 공기 순환, 기내 온도 및 습도의 조절, 그리고 항공전자 장비의 냉각 담당. 온도조절에 경비행기는 객실히터(Cabin Heater), 제트엔진 항공기는 공기싸이클머신(Air Cycle Machine) 사용. 이 공기조화 사이클은 구조가 간단한 단순 싸이클(Simple Cycle), 전투기 등에는 부스트랩 싸이클(Bootstrap Cycle), 대형 민간여객기에는 3 휠 부스트랩 사이클(3 Wheel Bootstrap Cycle) 등으로 구분.
- 산소 공급계통: 고도상승에 따라 객실 여압 계통의 고장 등에 대비. 소형 기와 훈련기 등에는 주로 기체 산소통 사용, 대부분의 군용기는 액체 산소계통 사용. 대형 여객기 객실 및 최근의 전투기 등을 중심으로 **기내 산소 발생 장치(OBOGS, On-Board Oxygen Generating System)**가 탑재.
- 항공기의 결빙은 주로 날개의 앞전에서 발생, 양력의 손실과 항력의 증가를 야기. 방빙(Anti-Icing)과 제빙
 - 제빙(De-Icing): 중, 소형기에서 주익과 미익의 앞전에 제빙 부트(De-Icing Boot) 장착, 대형항공기는 엔진의 추출공기(Bleed Air)를 이용하거나 전기 가열 방법, 알코올 분사로 빙점을 낮추는 방법 등.
 - 방빙: 결빙되기 쉬운 부분에 미리 엔진의 추출공기(Bleed Air)나 전기 가열선을 작동시켜 결빙을 방지. 경비행기는 피토관 정도는 전기로 가열, 대형 항공기에는 여러 부위를 방빙.

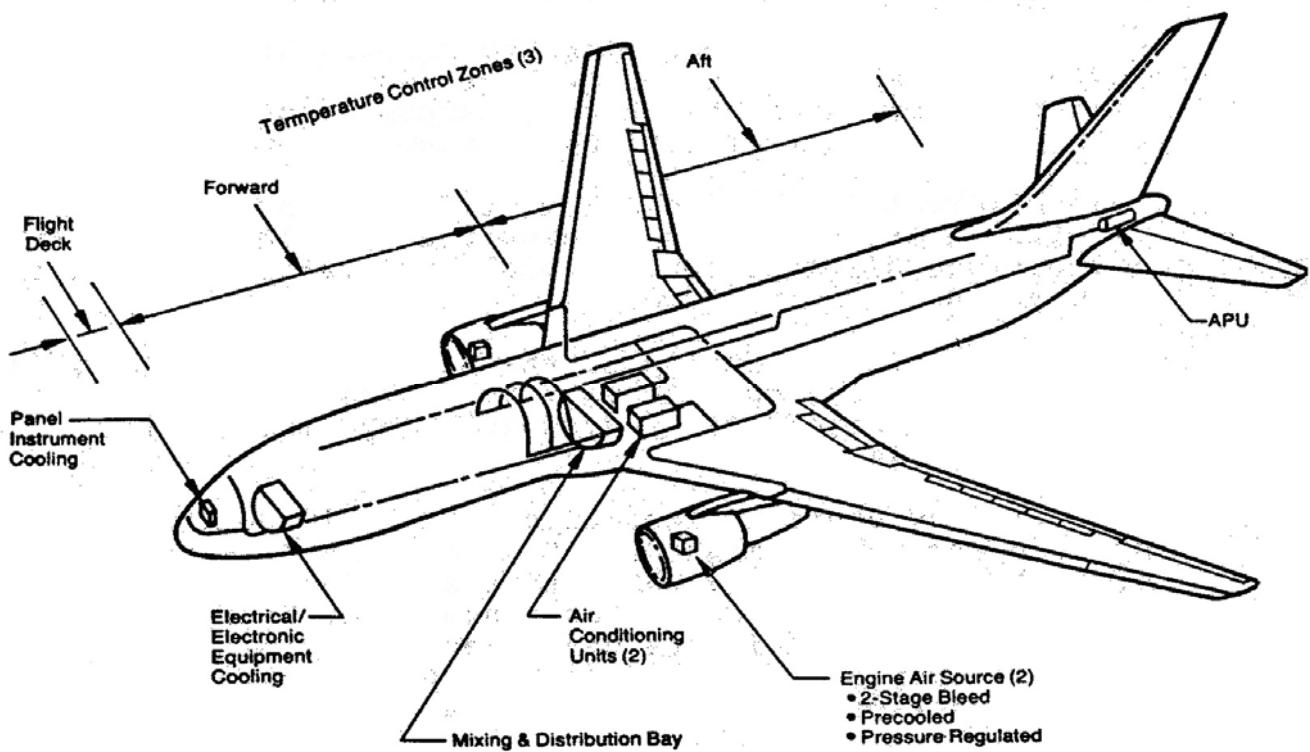


그림 9.14 B-767 의 온조조절장치의 위치

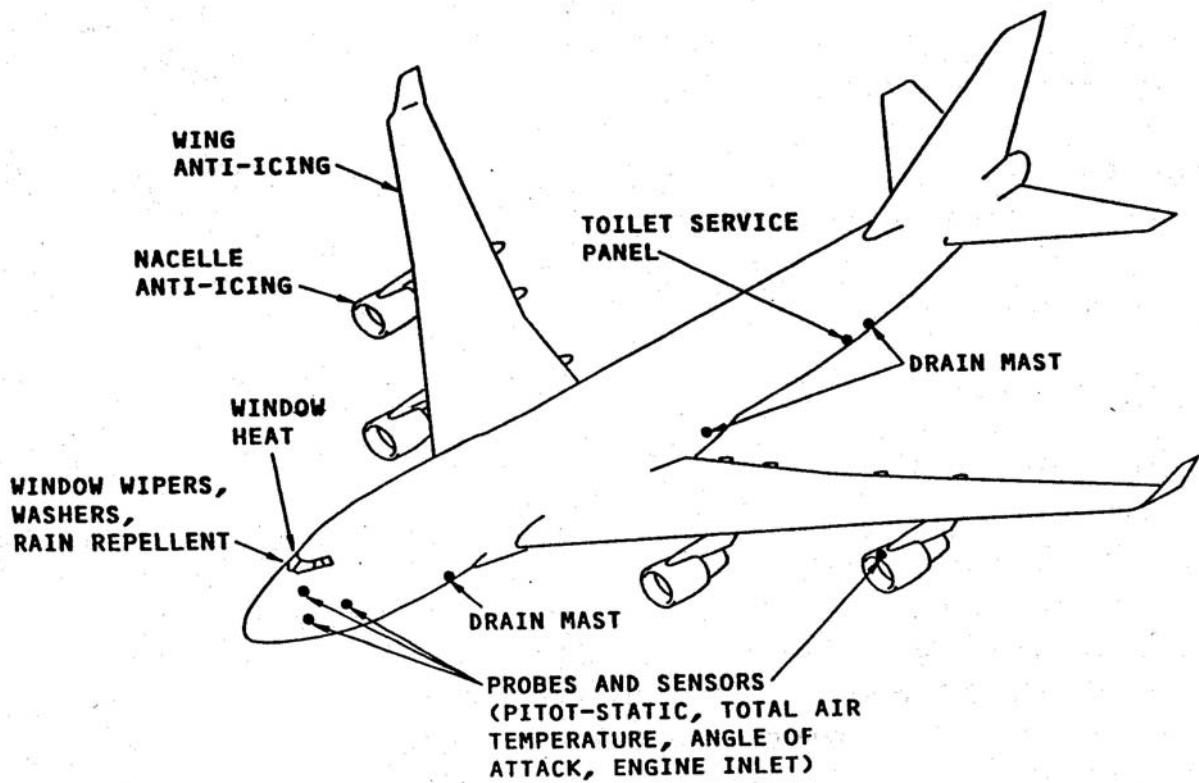
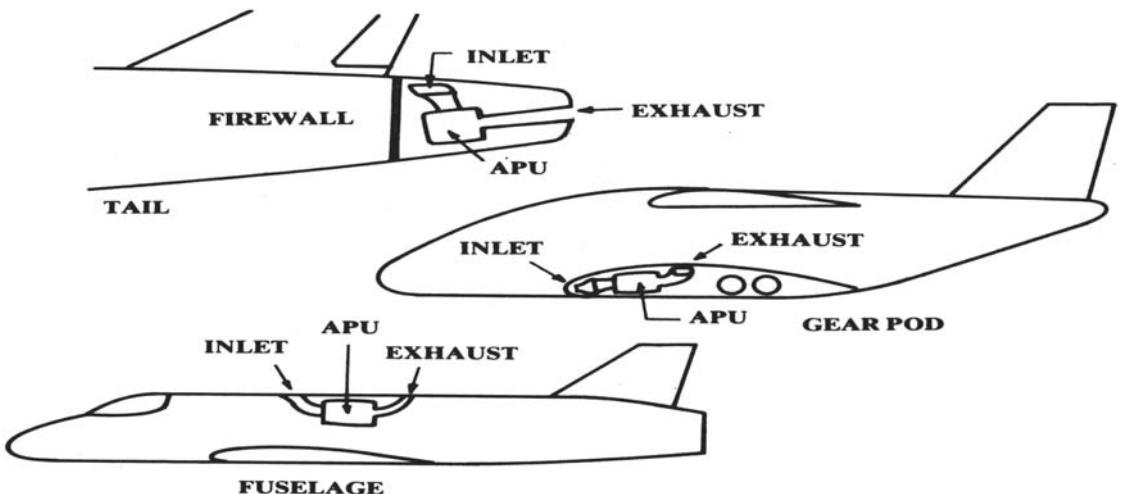


그림 9.15 Ice/Rain 방지 계통



9.8 이차동력계통

- 보조동력장치(APU): 각 계통에 유압 및 공압, 보조 전력 제공용 소형 가스터빈 엔진,
 - 동력구동축(Power Take-Off Shaft), 액서서리 구동 기어박스(Accessory Drive Gearbox), 엔진시동기(Engine Starter) 등으로 구성.
 - 지상 정비 및 점검을 위한 동력과 에어컨 구동, 조명 등에 동력 공급. 비행 중 혹은, 지상에서 주 엔진시동용 동력 공급. 비행 중 주엔진 고장 시에 유압펌프, 발전기 등에 동력을 공급.
 - APU 는 소형 제트 엔진으로 자체의 흡입구 및 배기구가 필요, 내/외부 형상에 미치는 영향이 커 초기 단계에 장착 및 설계 개념의 정립 요구됨, 높은 정비성. 소음수준 고려 흡·배기구는 위쪽으로, 흡입구는 높은 압력 부분, 배기구는 낮은 압력부에 설치. 배기가스는 지상 정비요원이나 항공기 구조물에 닿지 않도록 설치. 여객기에서는 APU 를 미익부에 장착, 객실과 분리, 군용수송기에는 착륙장치 수납공간에 장착, 지상 접근 용이. 전투기에서는 엔진 재시동, 다른 액세서리의 구동 필요, 유압펌프, 발전기, 그리고 엔진 근처에 장착.
- 비상동력계통(EPS): 유압펌프의 고장, 엔진의 고장 등 비상시 안전 귀환에 필요한 최소한의 **동력과 전력 공급**. 독립된 연료로 작동, 비상유압펌프와 발전기 구동. 비상 시 엔진의 추출공기(Bleed Air)로도 작동 가능.





9.9 무장 및 외부 장착물 계통

무장 및 외부 장착물 탑재능력은 전투항공기의 능력 평가의 기준. 무장은 항공기의 임무 관련.

9.9.1 외부장착물의 종류

1. 기총: 전투기의 가장 기본적인 무장, 1 km 이내의 표적.
2. 폭탄
3. 로켓
4. 미사일: 추진제, 모터, 점화기, 노즐로 구성된 추진기관과 탄두, 그리고 유도조종장치로 구성.
 - 사정거리에 따라, 단거리(10km 이내), 중거리(40km 이내), 장거리 미사일,
 - 용도에 따라 지대지, 지대공, 공대지, 공대공, 공대함, 함대함
 - 공대공 미사일(AAM)로는 AIM-9. Magic, Python 3, AIM-130(ASRAAM) 등의 열추적(Infrared) 미사일, 반자동 추적(Semi-Active) 미사일인 AIM-7(Sparrow) 그리고 Sky-flash, AIM-120(AMRAAM) 등의 복합추적 능동 미사일(Active) 등.
 - 공대지 미사일(ASM)로는 AGM-65 (MAVERICK), AGM-84 (Harpoon), AM-39 (Exocet), AGM-109 (Tomahawk) 등.



표 9.10 각국 현용 항공기 장착용 미사일

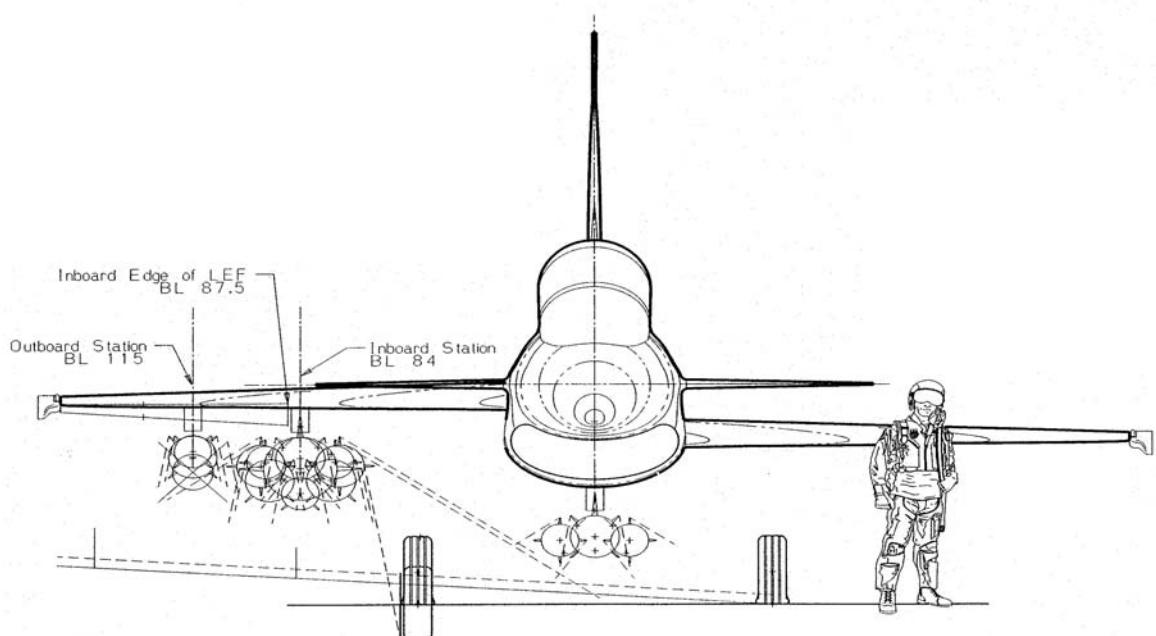
형식	제조국	제식 명	제작사	제원	성능 및 특징
열추적 방식	미국	AIM-9	Raytheon	<ul style="list-style-type: none">- 전장: 285cm- 폭: 63.5cm- 중량: 85kg- 탄두중량: 9.4kg	<ul style="list-style-type: none">- 유효사거리: 17km- 순항속도: M 2.0 이상- 기동성: 매우 우수(20G)- F-15, F-16 등- 채택국가: 미국, 한국, 영국, 일본
	이스라엘	Python3	Rafael	<ul style="list-style-type: none">- 전장: 300cm- 전폭: 86cm- 중량: 120kg- 탄두중량: 11kg	<ul style="list-style-type: none">- 유효사거리: 0.5~15km- 순항속도: M 3.5- 기존 Sharfrir 의 개량형- 채택국가: 이스라엘
	프랑스	Magig (R-550)	Matra	<ul style="list-style-type: none">- 전장: 275cm- 전폭: 46cm- 중량: 89kg	<ul style="list-style-type: none">- 유효사거리: 7km- 순항속도: M 2.0이상- 이중 삼각날개- Mirage, F-16 등- 채택국가: 프랑스 등 15개국
	영국 독일 미국	AIM-132 (ASRAAM)			<ul style="list-style-type: none">- 국제 공동개발- Thrust Vector Control 사용- 발사초기순간부터 급기동 가능
레이더 추적방식 (반능동식)	미국	AIM-7 (Sparrow)	Raytheon	<ul style="list-style-type: none">- 전장: 360cm- 전폭: 102cm- 중량: 229kg- 탄두중량: 39kg	<ul style="list-style-type: none">- 유효사거리: 40km- 순항속도 M 3.5이상- F-4(AIM-7E), F-14, F-15, F-18- 채택국가: 미국, 한국, 벨기에, 캐나다, 덴마크, 그리스,
레이더 추적방식 (복합추적 능동형)	미국	AIM-120 (AMRAAM)	Huge / Raytheon	<ul style="list-style-type: none">- 전장: 366cm- 전폭: 63.5cm- 중량: 152kg	<ul style="list-style-type: none">- 유효사거리: 48km- 순항속도: M 4.0- F-14, F-15, F-16, F-18- 채택국가: 미국
	영국	Sky Flash	British Aerospace	<ul style="list-style-type: none">- 전장: 366cm- 전폭: 102cm- 중량: 193kg	<ul style="list-style-type: none">- 유효사거리: 50km- 순항속도: M 2.0 이상- 채택국가: 영국, 스웨덴



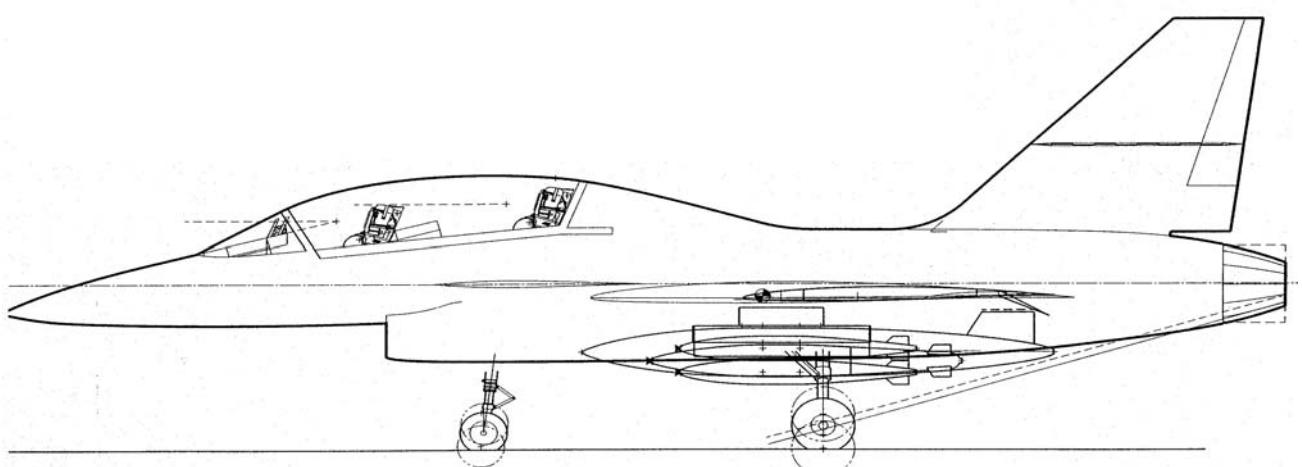
9.9.2 무장 장착계통

1. 무장 장착성

무장을 설계된 파이런에 직접 장착하거나, 한 개의 장착점에 여러 개의 폭탄을 장착할 수 있는 TER(2 개 장착)와 VER(3 개의 폭탄 장착)에 장착. 주로 이, 착륙 시 지면과의 이격거리를 측정, 장착가능 여부 판단.



a) Front View



b) Side View



2. 무장 장착 방식

- 외부 장착방식: 가장 가볍고 단순, 여러 무장 장착 가능, 유연성, 그러나 높은 항력.
- 항력저감을 위하여 Semi-Submerged, Conformal, 내부 탑재 방식 등 이용. 그러나 무장 탑재가 제한, 항공기 무게가 늘어나는 단점.

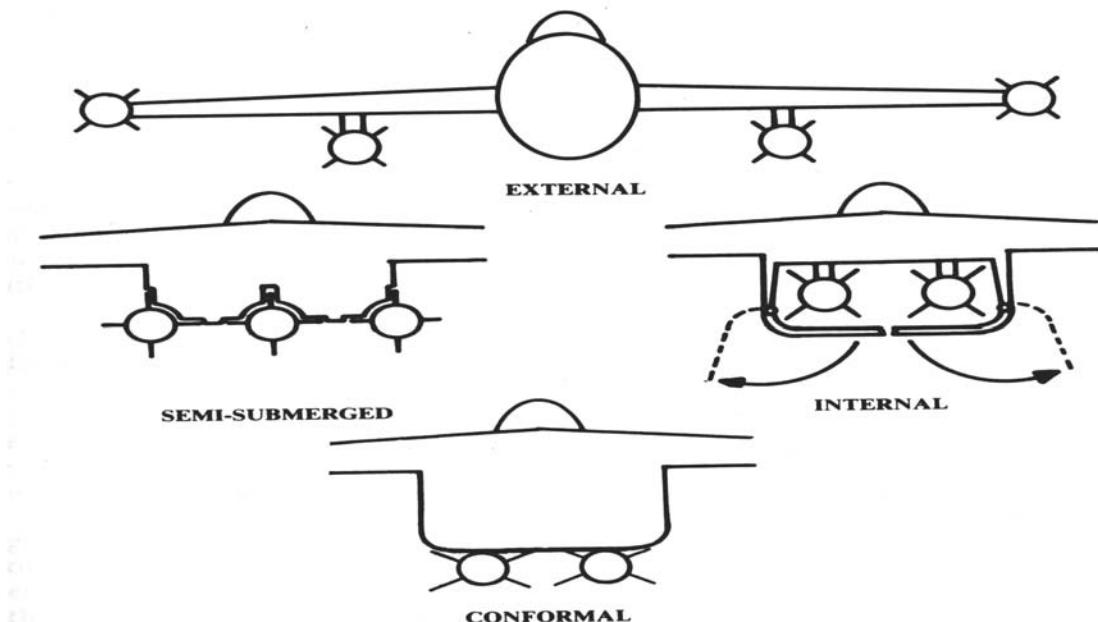


그림 9.19 무장 장착 방식

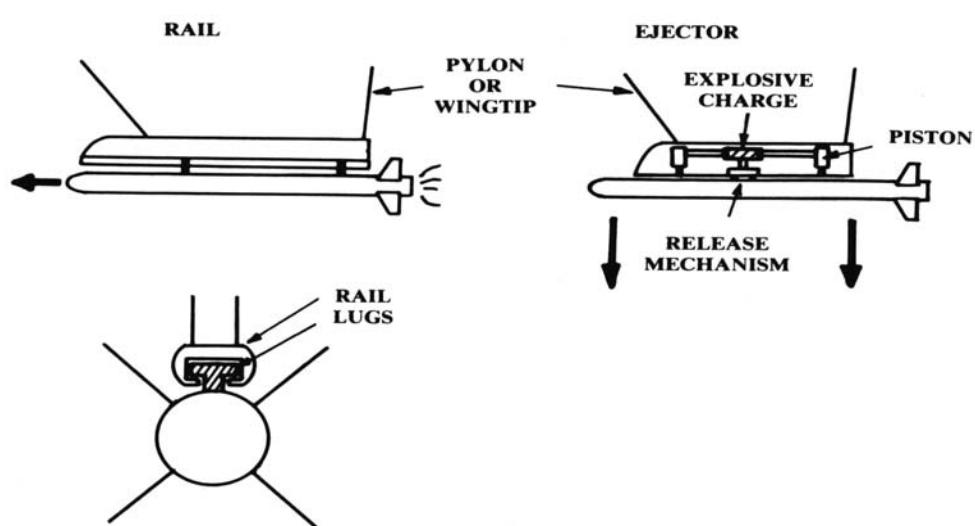


그림 9.20 파이런 및 미사일 장착대



3. 파이런 설계

동체 중앙, 또는 날개에 설치된 무장 부착용 구조물, 비행특성에 많은 영향, 크기와 무게를 가능한 최소화, 항공기 무게 중심선에 가깝게 위치. 날개 안쪽, 날개 바깥쪽, 그리고 동체 파이런.

4. 기총의 장착

5. 외부연료탱크의 설계 및 장착성

체공시간 연장을 위해 항공기의 동체 및 날개의 파이런에 장착, 보통 150 – 600 gal 의 탱크 용량. 상당히 큰 외형, 공기역학적 항력 고려 필수적. 또한 01, 착륙시의 장착성 검토. 풍동 실험으로 장착점 위치 결정.

6. 무장 장착점(Hard points) 및 장착 무장의 배열.

	Store Station	9	8	7	6	5R	5L	4	3	2	1	Total Quantities
Air-to-Air Missiles	AIM-9	X	X	X					X	X	X	6
	AIM-120	X	X	X					X	X	X	6
	AIM-7			X					X			2
Pods	ECM				●					●		
	Targeting/Nav					●						
	RECCE (Option)						●					
Air-to-Surface Weapons	MK-82				●	●			●	●	●	12
	MK-84				●	●			●	●	●	4
	Dispensers				●	●			●	●	●	10
	Maverick Missiles				●	●				●	●	6
	30MM Gun Pod											
	Antishipping Missiles	X	X			●		X	X	X		4
	Antiradiation Missiles	X							X	X		2
Fuel Tanks	370 Gallon				●			●				
	300 Gallon					●						
	600 Gallon							●				

PART III 항공기 설계 해석 (Design Analysis)

- 제 10 장 항공기 공력 해석
- 제 11 장 항공기 안정성 해석
- 제 12 장 항공기 중량 추정
- 제 13 장 하중 해석 및 구조설계
- 제 14 장 비행 성능 예측 및 항공기 비용 추정
- 제 15 장 사이징 매트릭스 및 설계최적화
- 제 16 장 차세대 항공기 설계 개념



제 10 장 항공기 공력해석

10.1 공력해석의 내용 및 범위

- 요구 성능, 임무 등을 만족하는 설계 항공기의 항력, 양력 및 모멘트 특성 공력해석 수행, 필요하면 외부 형상 수정.
- 설계외형의 공력해석 결과는 조종 안정성 해석, 성능해석에 이용, 구조 설계 및 해석에 기본 자료를 제공.
- 개념/기본설계 단계의 공력 설계 및 해석 범위
 - 풍동시험을 통한 양력, 항력 및 조종/안정성 특성의 확인,
 - 주요 외형에 대한 공기역학적 설계,
 - 설계된 항공기의 공력특성(주로 양력, 항력, 모멘트) 해석,
 - 공력하중(Air Load)의 계산.
- 항공기 공력 해석 방법:
 - 풍동시험을 통한 실험적 해석 방법,
 - 간단한 경험식과 그래프 등 이용 방법,
 - 와류 격자법 (VLM, Vortex Lattice Method), Panel 법 등의 1 차적 수치해석 기법과 전산유체역학 (CFD, Computational Fluid Dynamics)적 고차적 기법을 이용 방법 등

본 장에서는 주로 경험식과 통계 자료에 기초한 그래프 등을 이용한 공력 특성 해석 방법을 중심,

10.2 양력해석

- 양력: 날개의 면적 S , 동압 q 에 비례.

$$L = C_L \cdot q \cdot S \quad (10.1)$$



$C_L \sim \alpha$ 그래프, 양력곡선:

- 무차원 계수 C_L . 받음각의 함수,
- 날개의 가로세로비, 캠버 효과 등에 의하여 그 기울기와 양력계수 값 등 변화.

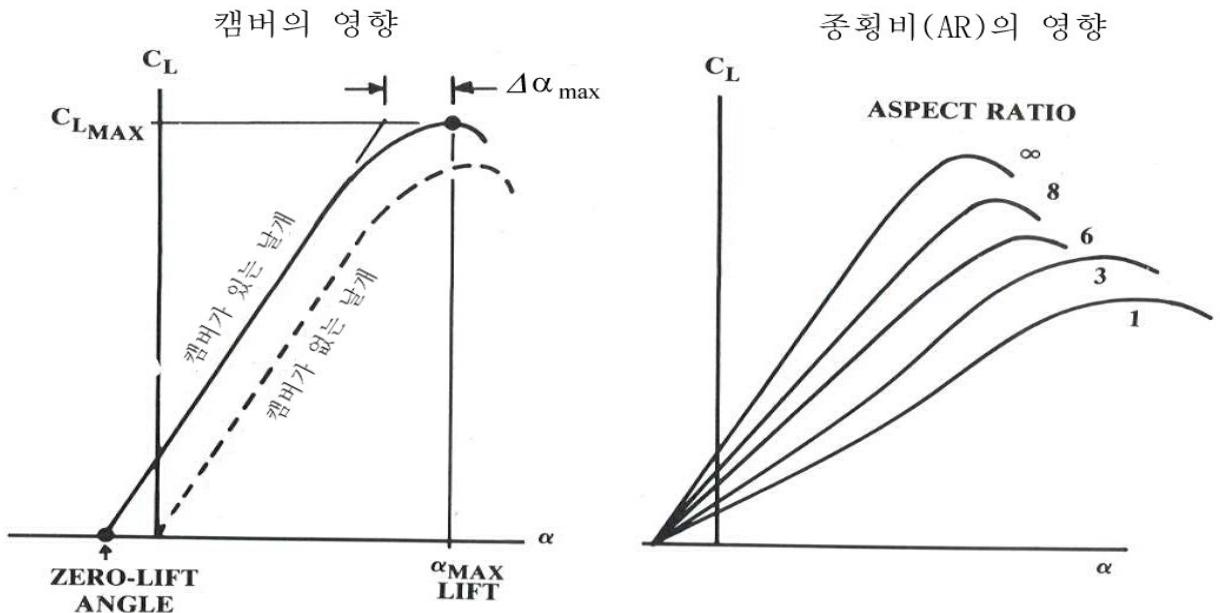


그림 10.2 양력곡선

■ 특징적인 인자:

- 영-양력각(Zero Lift Angle of Attack, α_{L_0})
- 양력곡선 기울기(Lift Curve Slope, $C_{L\alpha}$)
- 최대양력계수($C_{L_{max}}$)
- 최대양력계수 시의 받음각(α_{max})
- 양력곡선 기울기가 선형인 받음각 구간 (Linear Range of Lift AOA, α^*)등.

10.2.1 양력곡선 기울기 (C_{L_α})

- 날개의 후퇴각, 가로세로비, 마하수 등 영향.

(1) 항공기 전체의 양력곡선 기울기;

- 아음속 영역.

$$C_{L_\alpha} = (C_{L_\alpha})_{W-B} + \Delta(C_{L_\alpha})_T + \Delta(C_L)_C \quad (10.2)$$

$(C_{L_\alpha})_{W-B}$: 동체-날개 조합 양력곡선 기울기

$\Delta(C_{L_\alpha})_T$: 수평 꼬리날개의 효과로 인한 양력곡선 기울기 증분

$\Delta(C_L)_C$: 커나드에 의한 양력곡선 기울기 증분

여기서, $(C_{L_\alpha})_{W-B} = (C_{L_\alpha})_W K_B$ 는 순수한 날개의 양력 곡선 기울기

에 동체의 양력 영향인자(Fuselage Lift Factor, K_B)를 부가,

$$K_B = (1+d/b)(1-d/b)^f \quad (10.3)$$

여기서, d :동체의 지름, b : 날개의 너비(Span)

$$f = (16+3AR^2)/(8+5AR^2) \quad (10.4)$$

◆ 초음속 영역:

후방동체와 꼬리날개의 영향 대신에 동체와 주날개의 영향만을 고려,

$$C_{L_\alpha} \approx (C_{L_\alpha})_{W-B} = (C_{L_\alpha})_W K_B \quad (10.5)$$

여기서 $(C_{L_\alpha})_W$ 는 다음에 언급할 계산방법을 사용.

그리고 동체의 양력 영향 K_B 는,

$$K_B = 1.07(1+d/b)^2 \quad (10.6)$$

(2) 날개의 양력곡선 기울기 $(C_{L_\alpha})_W$ 가. 아음속 속도 영역

$$(C_{L_\alpha})_W = \frac{\pi AR_{effective}}{1 + \sqrt{[1 - (M \cos \Lambda_{c/2})^2] \left(\frac{AR}{2 \cos \Lambda_{c/2}} \right)^2}} \quad (10.7)$$

익단판: $AR_{effective} = AR \left(1 + 1.9 \frac{h}{b} \right)$ (h : 익단판의 높이) (10.8)

윙렛 : $AR_{effective} \approx 1.2AR$ (10.9)

- 무한 AR: 2π

- 비압축성 결과에 Prandtl-Glauert Rule ($\frac{1}{\sqrt{1-M^2}}$) 적용

나. 초음속 속도 영역

2 차원 선형이론에 기초 경험식.

$$(C_{L_\alpha})_W = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \quad (\text{단, } M > 1/\cos \Lambda_{LE}) \quad (10.10)$$

단순한 선형이론을 적용시, 무리한 점이 많음. 본 장에서는 항공기 공력해석에 널리 사용되고 있는 미 공군의 DATCOM Method를 이용

다. 천음속 속도 영역

천음속 영역의 경우 ($M = 0.85 \sim 1.2$) 양력곡선 기울기 추정에 적절한 경험식은 **부존재**. 앞에서 구한 아음속, 초음속 값들을 이용, **보간법 계산**.

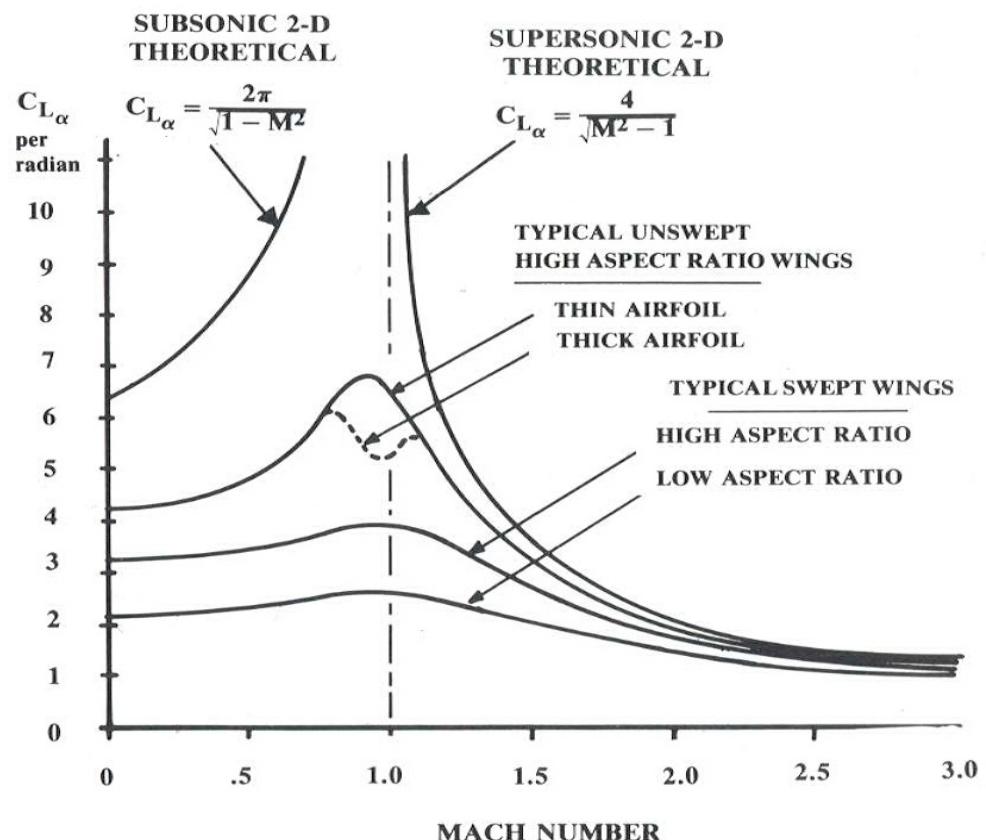
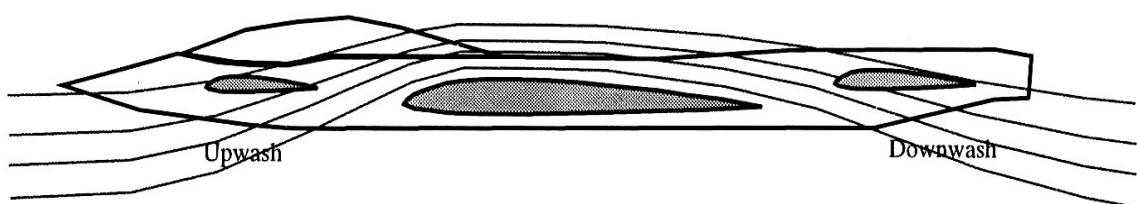


그림 10.5 마하 수에 따른 양력곡선 기울기의 변화

(3) 수평 꼬리날개와 커나드에 의한 양력곡선 기울기 증분,

$$(\Delta(C_{L\alpha})_T, \Delta(C_{L\alpha})_C)$$

주날개의 경우와 다른 점: 주날개에 의한 올려흐름(Upwash) 또는 내리흐름(Downwash)에 의한 유효 반음각의 증가 및 감소 효과.



받음각 변화에 대한 내리흐름각의 변화율 $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ (수평꼬리날개)

받음각 변화에 대한 올려흐름각의 변화율, $\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$ (커나드)

- 수평 꼬리날개에 의한 양력곡선 기울기 증분 $\Delta(C_{L_\alpha})_T$.

$$\Delta(C_{L_\alpha})_T = (C_{L_\alpha}')_T \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{q_t}{q_\infty} \frac{S_T}{S_{ref}} \quad (10.12)$$

- 커나드에 의한 양력곡선 기울기 증분

Upwash Gradient에 의해 유효 받음각이 증가 하기 때문. 양력곡선기울기가 증가.

$$\Delta(C_{L_\alpha})_C = (C_{L_\alpha}')_C \left(1 + \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right) \frac{S_C}{S_{ref}} \quad (10.14)$$

(4) 전체 항공기의 양력곡선 기울기

스트레이크가 없는 날개와 (스트레이크와 날개) 면적의 비율만큼 양력곡선 기울기가 **비례하여 증가**.

- 스트레이크가 있는 경우 동체-날개 조합 양력곡선 기울기

$$(C_{L_\alpha})_{W-B} = (C_{L_\alpha})_W K_B \frac{(S_{ref} + S_{strake})}{S_{ref}} \quad (10.16)$$

여기서, S_{strake} : 스트레이크 면적

10.2.2 최대 양력계수

- 유한날개의 유도항력의 발생으로 익형의 최대양력계수에 비해 감소. 평면형상의 날개의 경우 보통 익형의 최대양력계수의 약 90%정도, 그리고 후퇴각 효과를 포함하면

$$C_{L_{max}} = 0.9 \cdot C_{l_{max}} \cos \Lambda_c / 4 \quad (10.17)$$

($C_{l_{max}}$: 익형의 최대양력계수)

- 가로세로비가 큰 경우, 악형의 성능에 전적으로 지배, 날개의 평면형상은 2 차적인 요인.
 - 가로세로비가 작은 경우, 날개의 평면형상과 앞전에서의 와류양력으로 인한 최대양력계수의 증가가 지배적.
 - 앞전의 형상(그림 10.3 정의, Leading Edge Sharpness Parameter, Δy 와 δ 로 대표)
- 마하수 (0.2~ 0.6) 아음속 항공기,

$$AR_{Low} = \frac{3}{(C_1 + 1)\cos \Lambda_{LE}} \quad (10.18)$$

여기서 C_1 은 테이퍼 비의 함수.

1. High AR Method ($AR > AR_{Low}$ 인 경우)

$$C_{L_{max}} = \left(\frac{C_{L_{max}}}{C_{l_{max}}} \right) C_{l_{max}} + \Delta C_{L_{max}}, \quad \alpha_{max} = \left(\frac{C_{L_{max}}}{C_{l_{max}}} \right) + \alpha_{L_0} + \Delta \alpha_{max} \quad (10.19)$$

여기서, $C_{l_{max}}$: $M=0.2$ 일 때의 최대양력계수,

$\Delta C_{L_{max}}$: $M=0.2$ 이상의 영역에서 최대양력계수의 증분치

α_{L_0} : 영-양력각(Zero Lift Angle of Attack), 보통 악형 값 사용

$\Delta \alpha_{max}$: 마하수 증가에 따른 최대양력계수 시의 발음각의 증분치

2. Low AR Method ($AR \leq AR_{Low}$ 인 경우)

$$C_{L_{max}} = (C_{L_{max}})_{base} + \Delta C_{L_{max}}, \quad \alpha_{max} = (\alpha_{max})_{base} + \Delta \alpha_{max} \quad (10.25)$$

3. 전체 항공기의 최대양력계수

날개에 꼬리날개 등의 보조 양력면 효과. 항공기 전체의 최대양력계수.

$$C_{L_{max}} = (C_{L_{max}})_w + (\Delta C_{L_{max}})_T \quad (10.26)$$



10.2.3 고양력 장치

고속항공기는 날개의 두께비가 작고 캠버가 없어, 저속 영역 특히 이착륙 시의 성능 저하로 저속에서 고양력 장치 필수적.

1. 고양력 장치의 적용

세 가지 방법 사용.

1) 날개 시위 길이의 증가로 면적의 증대

→ C_{L_α} 증대 효과

2) 날개 캠버 증가로 주위 유동의 순환을 증대

→ 양력곡선을 전체적으로 위쪽으로 이동시키는 효과 (뒷전플랩)

→ 최대양력계수가 얻어지는 밤음각을 더 높은 밤음각으로 이동
(앞전 고양력장치)

3) 날개 윗면의 경계층 제어

고양력 장치 사용시 최대 양력계수와 영양력각 α_{L_0} 의 증분치.

$$\Delta C_{L_{\max}} = \Delta C_{l_{\max}} \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) \cos \Lambda_{H.L.} \quad (10.28)$$

$$\Delta \alpha_{L_0} = (\Delta \alpha_{L_0})_{airfoil} \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) \cos \Lambda_{H.L.} \quad (10.29)$$

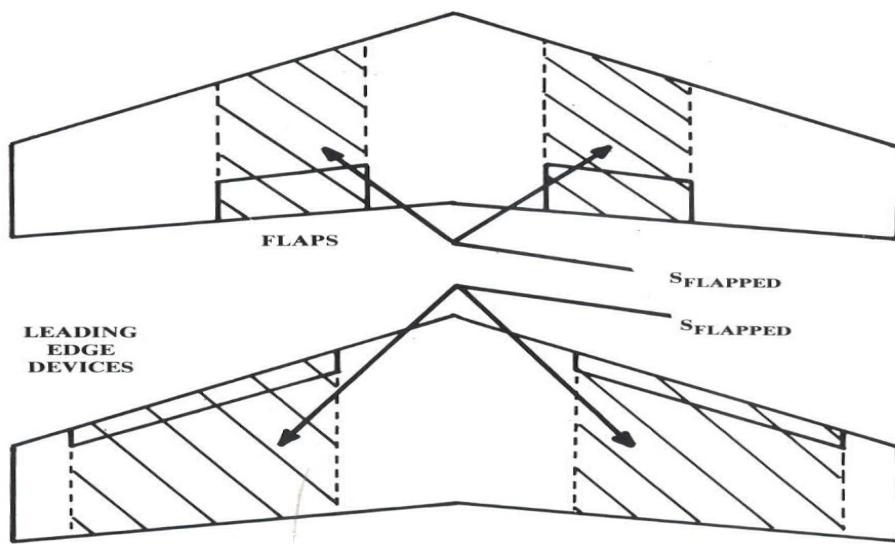


그림 10.14 플랩을 포함하는 날개 면적 (Flapped wing area)

2. 고양력 장치의 선정

Step 1. 항공기 종류에 따른 $C_{L_{max}}$, $C_{L_{maxTO}}$, $C_{L_{maxL}}$ 결정.

Step 2. 손실을 고려, 최대양력계수 값 $C_{L_{max_w}}$ 계산.

$$C_{L_{max_w}} = 1.05 \text{ to } 1.1 C_{L_{max}} \quad (10.30)$$

Step 3. 후퇴각이 있는 경우(35° 이하)

$$C_{L_{max_w, swpt}} = C_{L_{max_w, unswpt}} \cos \Lambda_{c/4} \quad (10.31)$$

후퇴각이 0° 인 경우, 근사식.

$$C_{L_{max_w}} = k_\lambda (C_{l_{max_r}} + C_{l_{max_t}}) / 2 \quad (10.32)$$

Step 4. 고양력 장치의 양력계수 증가량.

$$\Delta C_{L_{maxTO}} = 1.05 (C_{L_{maxTO}} - C_{L_{max}}) \quad (10.35)$$

$$\Delta C_{L_{maxL}} = 1.05 (C_{L_{maxL}} - C_{L_{max}}) \quad (10.36)$$

1.05는 플랩을 사용 시 트림 페널티 보상.

* 날개꼴 단면의 최대 양력계수 증가 요구량 .

$$\Delta C_{l \max} = (\Delta C_{L \max})(S / S_{wf}) / (K_{\Lambda}) \quad (10.37)$$

Step 5. 날개꼴 단면의 양력계수 증가 요구량 ΔC_l .

$$\Delta C_l = (1 / K) \Delta C_{l \max} \quad (10.39)$$

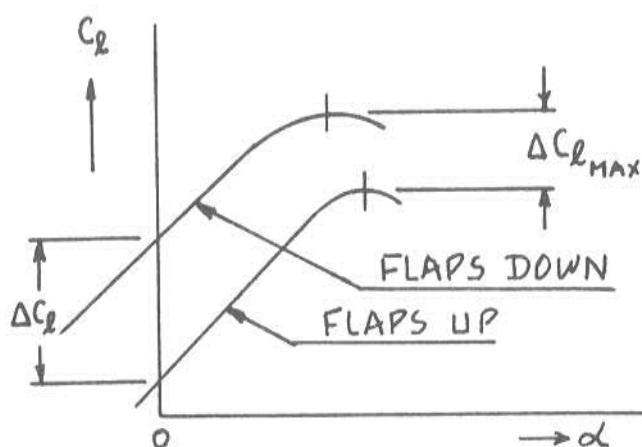
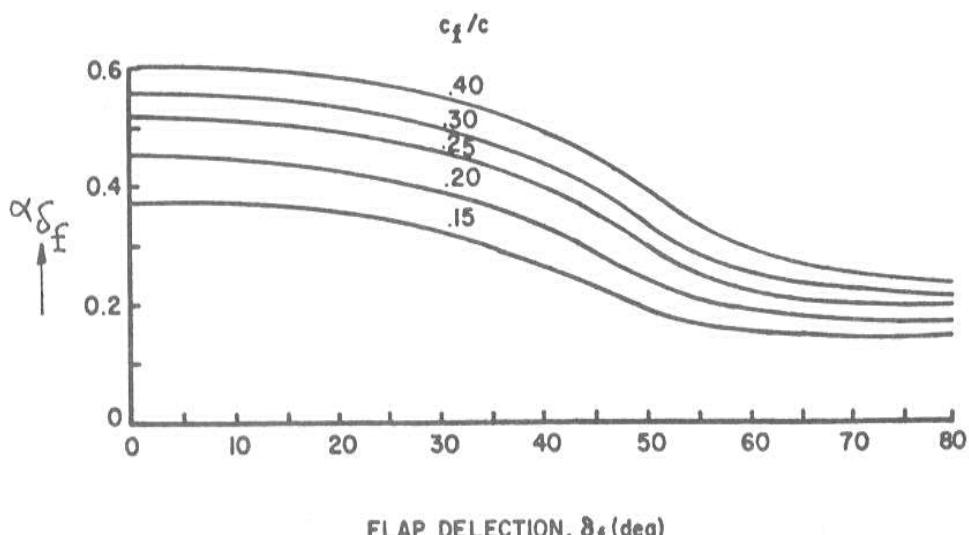
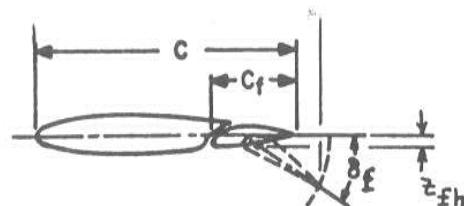


그림 10.21. single slotted flap 의 플랩각에 따른 α_{δ_f} 의 변화



10.2.4 양력곡선의 도시

Step 1. 구하고자 하는 비행조건에서의 항공기의 C_{L_α} 계산.

Step 2. 영양력(Zero Lift)일 때의 받음각, α_{L_0} 추정.

(개념설계단계에서는 익형의 α_{L_0} 로 간주)

Step 3. 박리가 발생 시작하는 받음각 α^* 를 찾아서

α_{L_0} 로부터 α^* 까지 기울기 C_{L_α} 의 직선 도시.

(개념설계단계에서는 익형의 α^* 사용)

Step 4. 최대 양력계수 $C_{L_{\max}}$ 와 그 때의 받음각 α_{\max} 계산.



10.3 항력 해석

- 양력 발생과 직접 관련된 유도항력(Induced Drag): 날개의 양력요소 (Lifting Element)에 의해 발생되는데, 날개 끝단에서의 와류에 의한 내리 흐름(Downwash)이 날개 주위의 압력분포를 변화 시킴으로써 발생
- 나머지 항력 성분인 유해항력(Parasite Drag): 유해항력은 주로 양력요소를 제외한 나머지에 의해 발생되는데, 점성효과에 의한 항력(Profile Drag)도 포함.

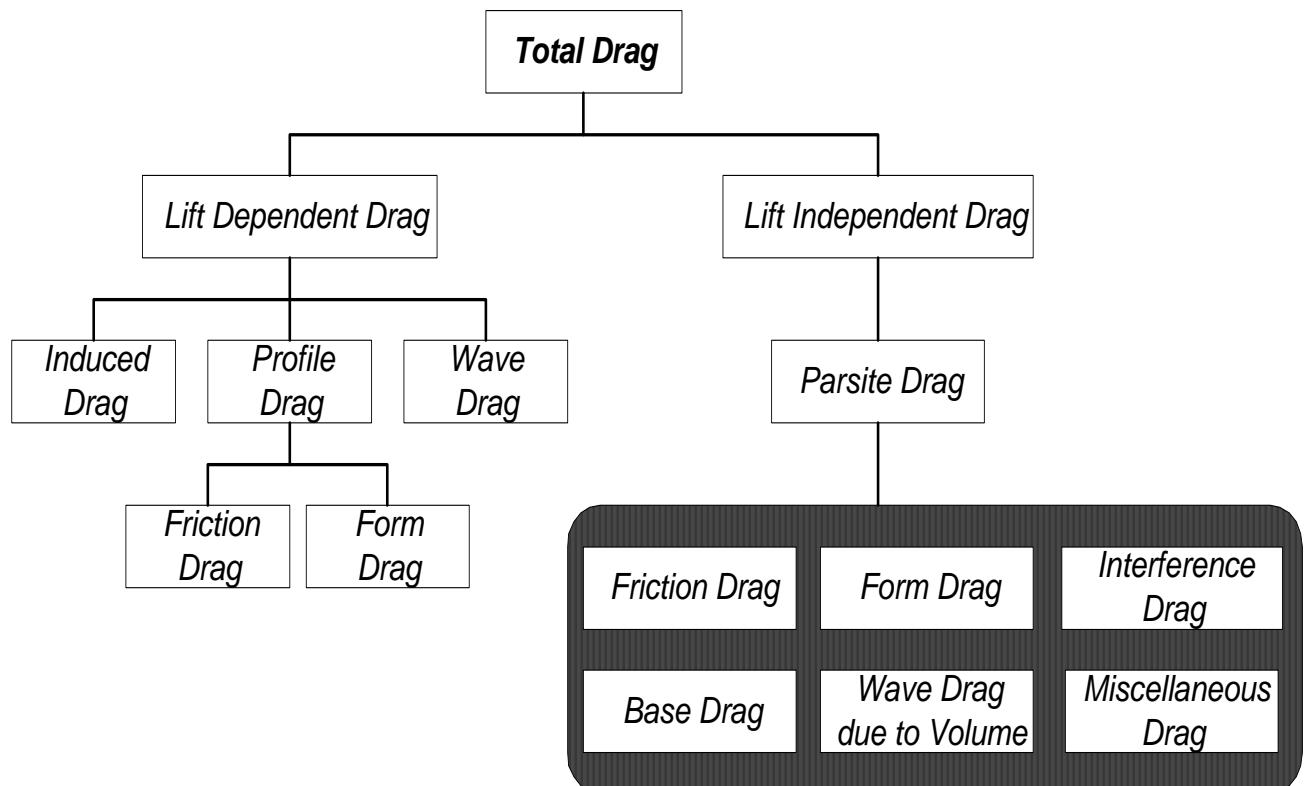


그림 10.23 항력의 분류

- 전체항력: 양항곡선(Drag Polar)

$$C_D = C_{D_0} + K(C_L - \Delta C_L)^2 \quad (10.47)$$

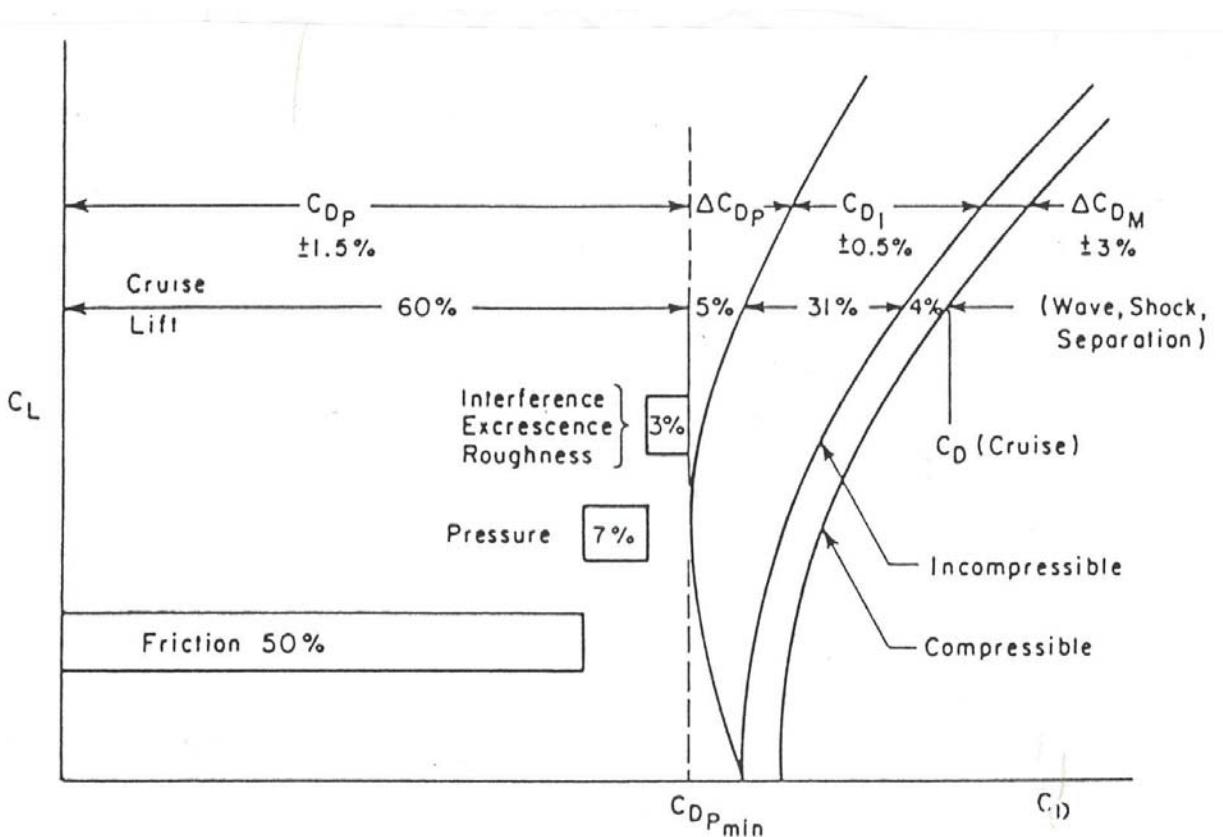


그림 10.24 고아음속 여객기의 양항곡선

10.3.1 유해항력 (Parasite Drag)

- 유해항력 : 마찰항력, 형상항력 또는 압력항력 (Form Drag or Pressure Drag) 등, 날개와 동체의 상호 간섭에 의한 간섭항력(Interference Drag), 초음속 항공기의 경우 충격파에 의해 발생되는 조파항력(Wave Drag) 등.
- 항공기의 항력예측은, 항공기의 각 구성요소 별로 계산하는 방식 (Component Build Up Method) 주로 사용. 전 비행영역에 걸쳐 정확한



항력계수의 예측이 항공기 형상설계 및 성능예측에 필요.

$$C_{D_0} = \sum (C_{f_c} \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{wet_c}) \frac{1}{S_{ref}} + C_{Dwave} + C_{Dbase} + C_{Dmisc} \quad (10.48)$$

여기서, C_f : 평판의 마찰항력계수(Flat Plate Skin Friction coefficient)

FF : 형상인자계수 (Form Factor) Q : 간섭인자 (Interference Factor)

C_{Dwave} : 조파항력 계수

C_{Dbase} : 기저항력 계수

C_{Dmisc} : 기타항력 계수

S_{ref} : 날개 기준 면적

S_{wet} : 항공기 전체 습윤 면적

아래 첨자 c : 구성요소(Component)

* 형상계수의 구성요소 :

날개형태 - 주날개, 커나드, 수평/수직 꼬리 날개, 스트레이크 등.

동체형태 - 동체, 캐노피, 나셀, 파일론, 경계층 분리기 등

1. 마찰, 형상, 간섭항력 (Skin Friction, Form and Interference Drag)

가. 마찰계수(Skin Friction Coefficient)

- 공기의 점성, 항공기 표면에서 경계층이 형성, 표면전단응력 발생.
 - 레이놀즈 수, 마하 수, 압력분포, 그리고 표면 거칠기의 함수
 - 동일한 습윤면적(Wetted Area)를 갖는 평판에서의 점성마찰계수를 구하여 이를 항공기 표면에서의 마찰항력계수로 간주.
- 평판 마찰 계수

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re_L)^{2.58} (1 + 0.144M^2)^{0.65}} \quad (10.49)$$

나. 형상인자계수(Form Factor)

흐름의 박리가 발생, 항공기 뒷전에서의 압력손실로 인해 앞전에서 보다 뒷전에서의 전압력이 낮아 뒤로 작용하는 힘, 이를 **형상항력**이라 함.



- 형상계수(Raymer 의 경험식) FF ; 날개의 경우 익형과 두께비의 함수이며 , 동체의 경우 동체 날씬비의 함수.

다. 간섭인자(Interference Factor)

항공기의 각 구성요소에서의 흐름의 간섭으로 발생, 항공기의 간섭항력 예측은 경험적인 방법으로 간섭계수를 사용. 각 구성요소 별 간섭계수.

라. 마찰, 형상, 간섭항력(Friction, Form, Interference Drag)

$$C_{D_{fric+form+int}} = \sum (C_{f_c} \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{wet_c}) \frac{1}{S_{ref}}$$

2. 기저항력(Base Drag)

기저항력은 단면적의 급격한 감소와 불연속에 의한 박리현상으로 발생, 일종의 압력항력 (Goddard 의 실험자료 경험식에 의해 계산)

3. 기타항력 (Miscellaneous Drag)

가. 착륙장치 항력(Landing Gear Drag)

인입식일 경우 착륙장치 수납공간 개방시 부가적으로 7% 추가.

나. 스피드 브레이크 항력 (Speed Brake Drag)

다. 플랩항력(Flap Drag)

플랩각도는 이륙 시 60~70°, 착륙 시 20~40° 정도.

라. 누출 및 돌기에 의한 항력(Leakage and Protuberance Drag)

항공기의 안테나, 전조등, 항공기 표면에서의 리벳이나 표면 자체의 거칠

기, 또는 항공기 표면 구성 평판 등의 부적절한 결합과 돌기에 의한 항력(Protuberance Drag)과 고압영역에서 틈새, 구멍으로의 공기의 운동량 손실, 저압영역누출항력(Leakage Drag) 등, 전체 유해항력의 백분율로 계산.

- 제트 수송기 및 폭격기 : 2 ~ 5 %
- 프로펠러 항공기: 5 ~ 10 %
- 현용 전투기 : 10 ~ 15 %
- 신개념 전투기 : 5 ~ 10 %
- 가변익 항공기 : 위의 값에 3 % 추가

4. 조파항력 (Wave Drag)

- 충격파로 인해 발생하는 전압력 손실에 의한 일종의 압력저항,
- 항공기의 체적과 양력의 단면적분포는 조파항력에 큰 영향.
 - Sears-Haack body:

$$\frac{r}{r_{\max}} = \left[1 - \left(\frac{x}{l/2} \right)^2 \right]^{0.75} \quad (10.68)$$

여기서, r : 단면 반지름 l : 물체형상의 길이 $-l/2 \leq x \leq l/2$

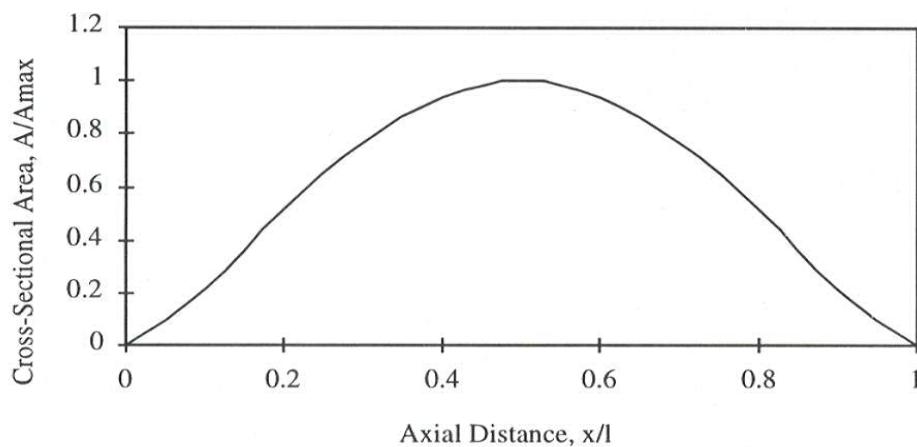


그림 10.26 Sears-Haack body 면적 분포

-Sears-Haack body 의 조파항력: 일반 항공기의 경우 이상적인 이러한 면적분포를 가지도록 면적법칙(Area Rule) 적용

$$C_{D\text{ wave}} = \frac{4.5\pi}{S} \left(\frac{A_{\max}}{l} \right)^2 \quad (10.69)$$

면적법칙을 적용한 항공기의 조파항력:

$$C_{D\text{ wave}} = \frac{4.5\pi}{S_{ref}} \left(\frac{A_{\max}}{l} \right)^2 E_{WD} (0.74 + 0.37 \cos \Lambda_{LE}) \left[1 - 0.3 \sqrt{M - M_{C_{D0\ max}}} \right] \quad (10.70)$$

여기서, S_{ref} : 기준면적(Reference area)

A_{\max} : 물체형상의 최대 단면적

E_{WD} : 경험적 조파항력계수(Sears-Haack body 와 실제항공기

면적분포의 경우에 대한 비),

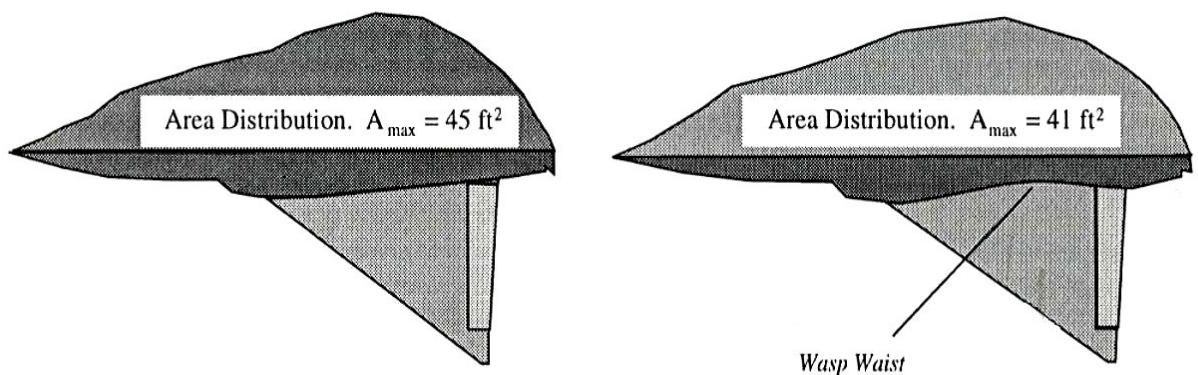
$E_{WD} = 1.0$ 완전한 Sears-Haack body

$E_{WD} = 1.2$ 부드러운 면적분포를 갖는 잘 정형된 항공기

$E_{WD} = 1.4 \sim 2.0$ 일반적인 초음속 항공기

$E_{WD} = 2.0 \sim 3.0$ 울퉁불퉁한 면적분포를 갖는 초음속 항공기

- 조파항력계수에 가장 큰 영향 인자 : 제곱항인 날씬비(A_{\max}/l) , 항력계산은 $M > 1.2$ 에서 가능.



Note : Both aircraft have the same internal volume

그림 10.27 초음속 항공기의 면적법칙 적용

5. 천음속 영역 ($M_{CR} \leq M \leq 1.2$) 항력 발산

- 천음속 영역에서 속도 증가에 따라 항공기 표면에서 $M > 1$ 인 영역 확대, 충격파 발생, 조파항력의 급격한 증가
- M_{CR} 은 처음으로 초음속 영역이 시작될 때의 자유흐름 마하 수.
- 항력발산 마하 수(Drag Divergence Mach number, M_{DD}) : 갑자기 항력이 증가하기 시작할 때의 마하 수.

$$\text{Boeing 항공사} : C_{D_{M_{DD}}} = C_{D_{M_{CR}}} + 0.002$$

$$\text{Douglas 항공사} : dC_{D_0} / dM = 0.10$$

가. M_{DD} 의 예측

나. 곡선접합(Curve Fitting) 방법

- 초음속기 : 천음속 영역은 $M_{CR} \leq M \leq M_1$, $M_1 \leq M \leq M_{C_{D0\ max}}$ 의 두 부분. 이 때의 M_1 은 $M_{DD} + 0.1$ 과 0.95 중에서 작은 값.
- 고아음속기 : 구간 분할 없이 식(10.73) 이용.

- $M_{CR} \leq M \leq M_1$ 일 때

Love의 경험식 항력발산 : $M_{CR} = M_{DD} - 0.04$ 에서 발생.

$$\Delta C_{D\ rise} = P_L \cdot (M - M_{CR})^2 \quad (10.73)$$

- $M > M_1$ 일 때 : 선형 곡선 접합을 이용.

$$\Delta C_{D\ rise} = C_{D_{W_{M_1}}} + G(M - M_1) \quad (10.75)$$

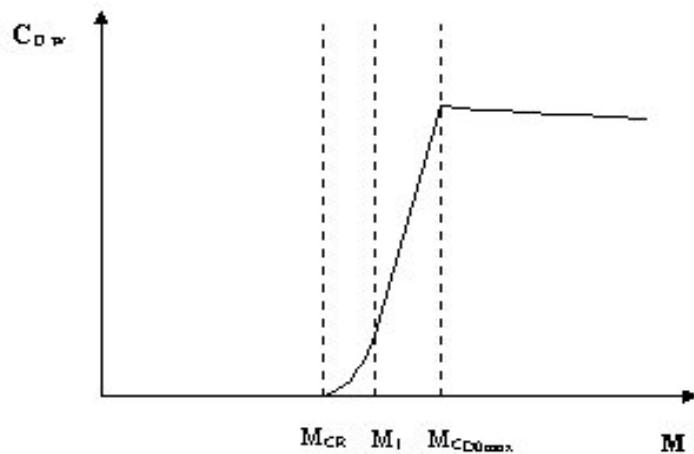
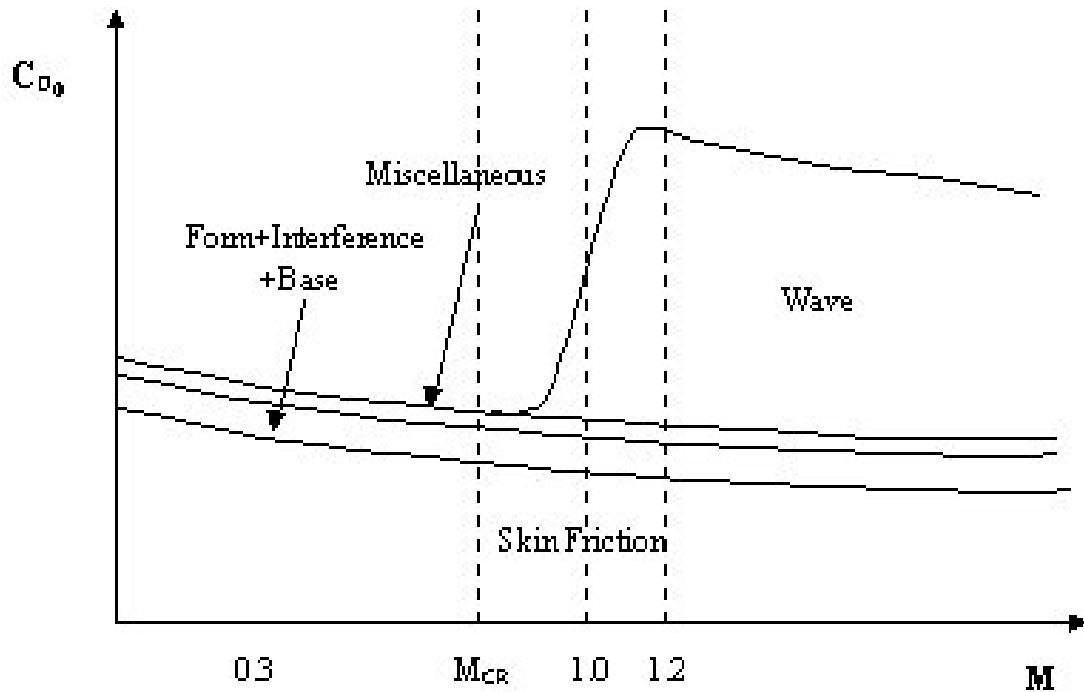


그림.10.28 천음속 영역 항력곡선 접합

6. 전체 유해항력 곡선 : 마찰, 형상, 간섭, 기저, 기타, 조파항력들을 전 속도에 도시(그림 10.29)



- 전 속도영역에 걸쳐 큰 비중 ; 마찰항력과 조파항력.
- 마찰항력, 속도 증가에 따라 감소, 이는 레이놀즈 수(Re)가 증가.
- 조파항력은 충격파가 발생 천음속 구간에서 가장 큰 항력, 항공기가 경



사충격파 내에 완전히 진입한 후, 즉 초음속 구간에서는 서서히 감소.

10.3.2 유도항력 (Drag due to Lift, C_{D_L})

- 양력에 의한 유도 항력 (Induced Drag) : $(C_{D_L} = KC_L^2)$
- K 계산 두 가지 방법
 - 1) Oswald 스팬 효율계수 법 (Oswald Span Efficiency Method),
 - 2) 앞전 흡입법 (Leading Edge Suction Method).

1. Oswald 스팬 효율계수 법 (Oswald Span Efficiency Method)

가장 쉽고도 일반적인 방법.

- 이상적인 타원형 양력 분포 경우 $K=1/\pi AR$.
- 일반적 양력분포, "Oswald 스팬 효율계수, e " 설정,

$$\text{즉, } K = \frac{1}{\pi A Re}, e \text{ 를 이용하여 보정.}$$

통상적인 항공기의 경우, e 는 0.7~0.85 범위

- 아음속, 후퇴각이 작은 항공기 ($\Lambda_{LE} \leq 30 \text{ deg.}$)

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (10.77)$$

- 아음속, 후퇴익 항공기 ($\Lambda_{LE} > 30 \text{ deg.}$)

$$e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})(\cos\Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1 \quad (10.78)$$

-초음속 영역의 경우, e 는 0.3~0.5($M=1.2$ 부근에서)의 값,

2. 앞전 흡입법 (Leading-Edge Suction Method)

- Oswald 스팬효율계수법의 경우, K 를 상수로 간주, 받음각이나 속도영역의 변화에 따른 효과를 고려 못하는 단점. 앞전에서의 흡인력을 고려 해주는 방법.

- 두께비가 큰 날개 : 날개의 앞전에서 낮은 압력구배를 유발, 전방으로 흡인력을 생성.

- ✓ 박리나 Induced Downwash 등의 외부적 요인이 없는 이상적인 상태, 전방으로의 흡인력과 날개의 결과력의 후방성분이 동일하게 되어 항력이 존재하지 않게 됨(d' Alembert Paradox), 이 경우를 "100% Leading Edge Suction"이 발생, 3 차원날개의 경우 $\epsilon=1.0$,

$$K = K_{100} = 1/\pi AR.$$

- 두께비가 작은 날개, 평판 : 앞전에서의 가속이 대단히 미약하여 극단적인 경우로 흡인력을 무시 "Zero Leading Edge Suction"의 상태로 가정.

$$K \text{는 양력곡선 기울기의 역수에 비례 } K = K_0 = 1/C_{L_\alpha} .$$

실제의 경우 K 의 범위는 K_0 과 K_{100} 의 사이.

$$K = (1 - R)K_0 + RK_{100} \quad (10.80)$$

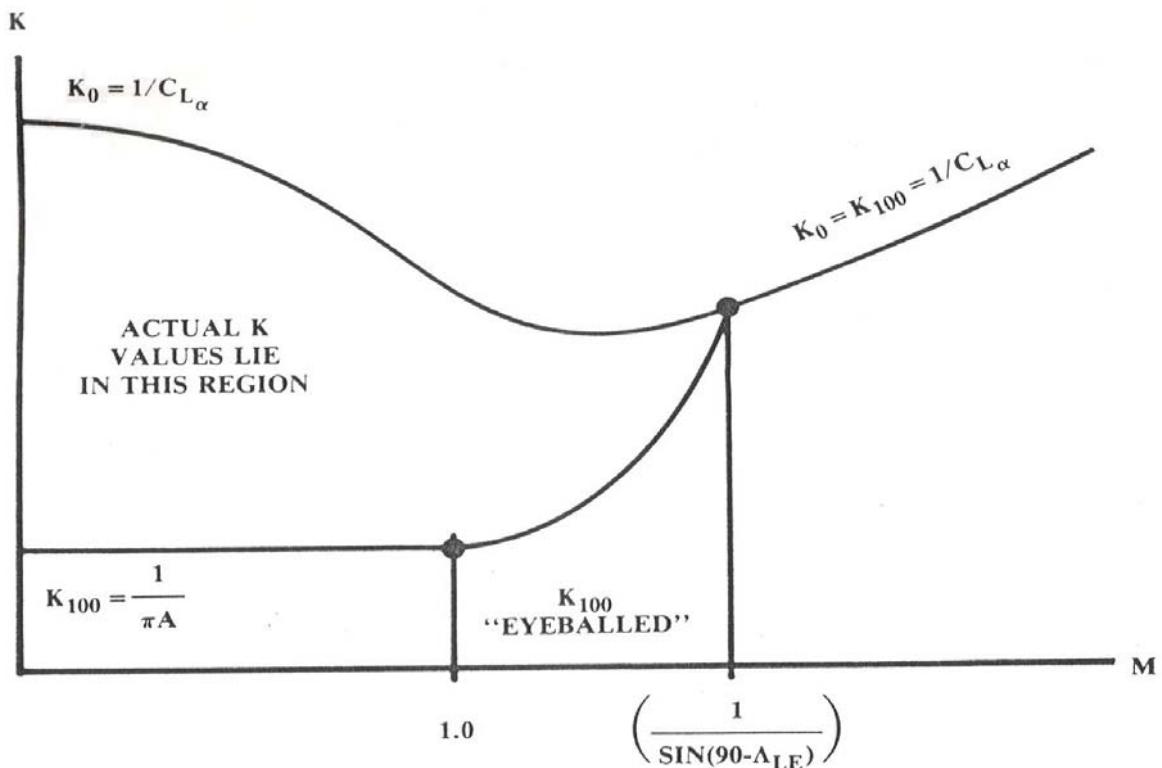
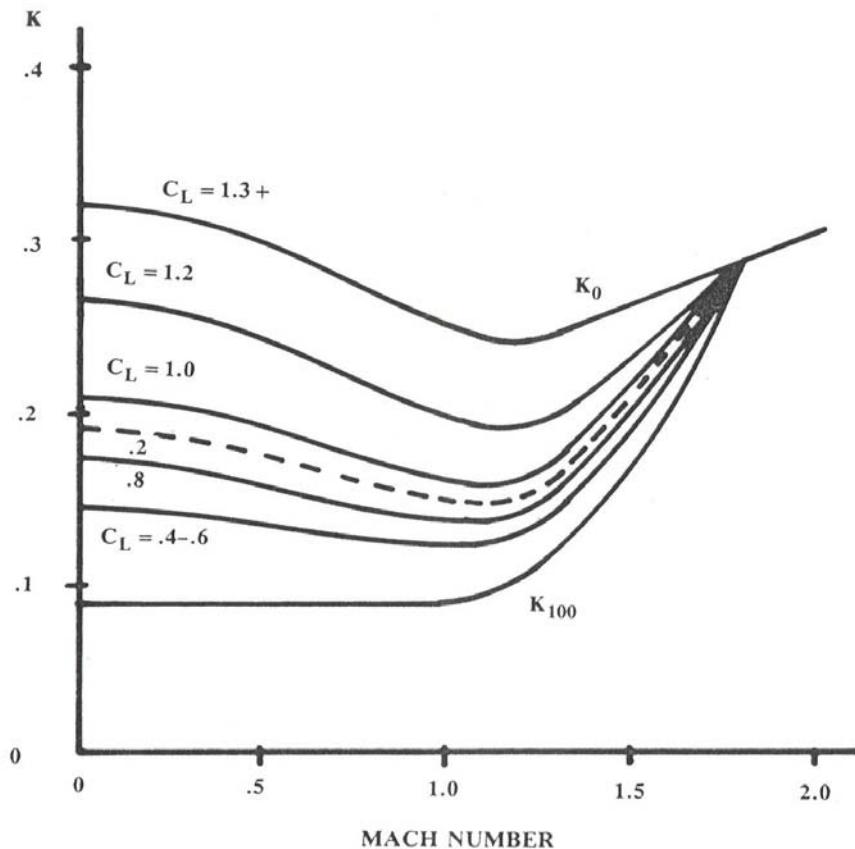


그림 10.30 마하 수에 대한 K_0 , K_{100} 의 변화

그림 10.32 K vs. 마하 수, 양력계수

10.3.3 트림항력 (Trim Drag, $C_{D_{trim}}$)

- 비행 중 항공기의 모멘트평형을 유지, 조종면(수평꼬리날개 혹은 커나드)의 변위 필요, 이러한 조종면의 펄침으로 유발되는 항력. 발생원인에 따라서 트림 조종면(Trimming Surface)에 대한 형상항력(Profile Drag)과 발생하는 양력에 기인하는 유도항력(Induced Drag)의 두 가지 항목 구분.

$$C_{D_{trim}} = \Delta C_{D_{trim(lift)}} + \Delta C_{D_{trim(prof)}} \quad (10.81)$$

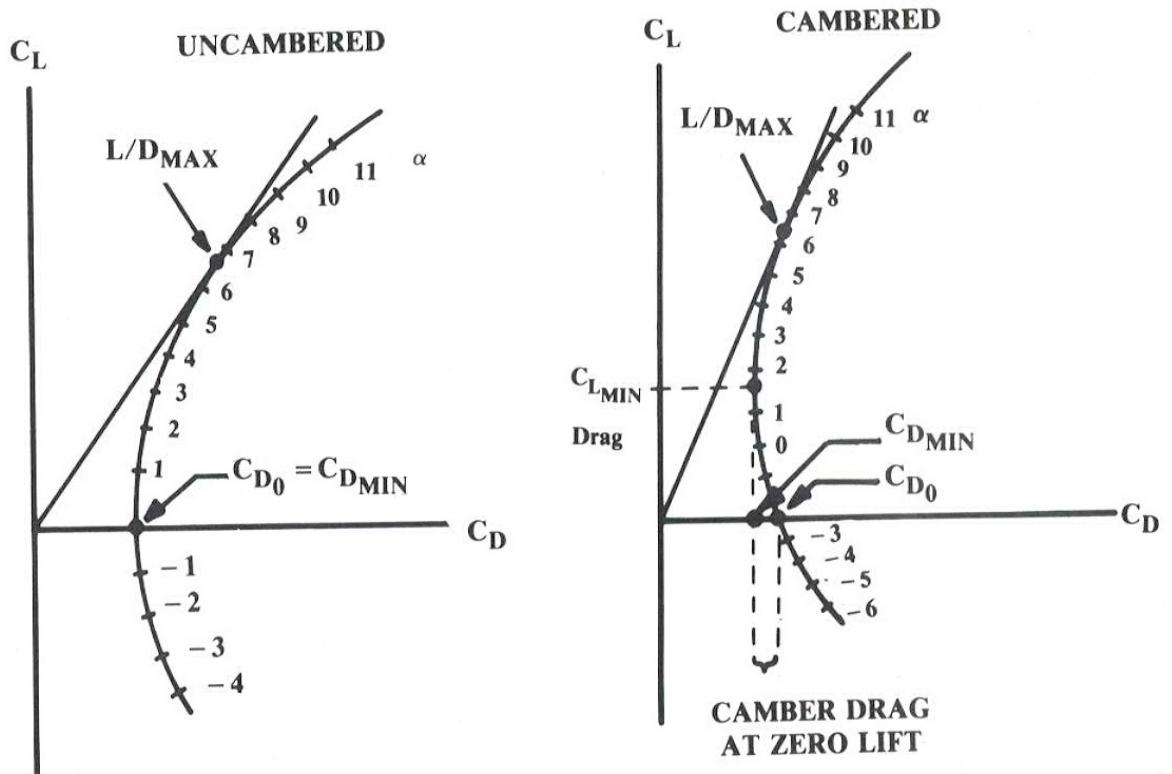
10.3.4 캠버항력 (Camber Drag, $C_{D_{camber}}$)

- 날개 단면에서의 캠버와 날개의 비틀림 각에 의해서 유발되는 항력.

10.3.5 양항곡선 (Drag Polar)

- 항공기의 공력성능은 양력과 항력의 비인 양항비(L/D), 주어진 형상에서 **최소의 항력과 최대의 양력**, 항공기의 공력설계에서 **가장 중요한 요소**.
- 양항곡선(Drag Polar) : C_L 에 대하여 2 차식.

$$C_D = C_{D_{\min}} + K(C_L - \Delta C_L)^2 \quad (10.90)$$



-캠버가 없는 경우 : $C_{D_{\min}} = C_{D_0}$ 이며 $\Delta C_L = 0$ 의 형태.

-캠버가 존재 경우: $C_{D_{\min}} \neq C_{D_0}$, $\Delta C_L \neq 0$ 으로 캠버의 효과, 위쪽으로 편향.

-실제는 단순한 포물선형태의 곡선 아님. 고반음각에서 날개 박리가 발생, 항력의 급격한 증가로 "Polar Break"가 발생, 이 양력계수를 Polar Break Lift

Coefficient, C_{LFB} 라고 함.

- 양항곡선의 형태는 항공기의 각 비행조건에 따라 크게 변화, 동일 항공기에 대해서도 비행 조건, 조종면의 변위, 착륙장치의 개폐, 외부장착물의 유무에 의해 다른 모양.

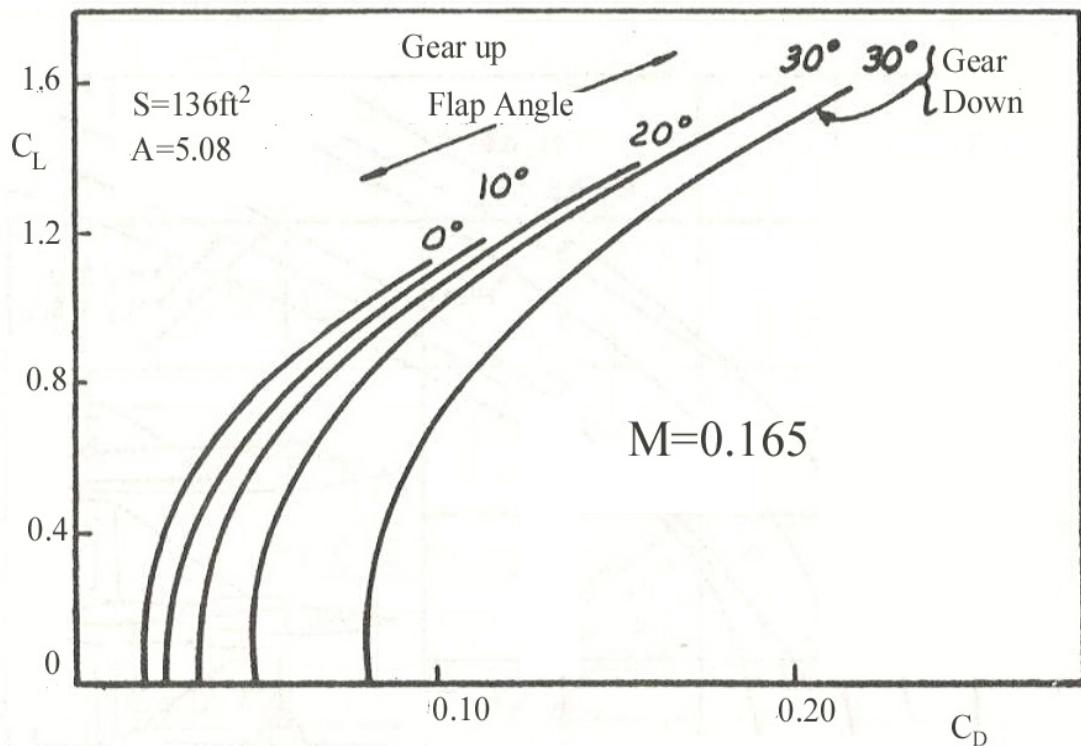


그림 10 .35 양항곡선의 변화 예

10.4 전산 공력 해석 기법

- 항공기 형상에 대한 공력 특성 : 풍동 실험과 전산해석, 최적화.
- 풍동 실험은 측정 가능한 정보량에 한계, 실제 비행상태와 동일한 조건의 실험이 매우 어려움. 보완책으로 컴퓨터이용 전산 공력해석기법 개발, 발전.
- 전산 유체 역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)적 기법.



10.4.1 선형 전산 공력 해석 기법

● 패널법:

- 개념설계단계에서 많이 이용, 기본적으로 저속, 비점성 유동장의 지배 방정식인 라플라스(Laplace)방정식을 적분 형태의 방정식으로 변형하여 유동 경계에 특이점(Source, Sink, Doublet)을 분포 시킴으로써 유동장을 해석하는 기법.
- 점성과 압축성 효과를 고려하지 않는 포텐셜 유동(Potential Flow)을 해석하는 방법, 적은 컴퓨터 기억용량으로 복잡한 형태의 물체에 대한 해를 빠른 시간에 얻을 수 있는 장점. 압축성 효과의 고려, 초음속 유동에의 적용, 경계층 방정식과의 연계를 통한 점성 유동에까지 적용.

1. 패널법 (Panel Method)

가. Hess 와 Smith 의 패널법 (1962)

공학적으로 처음 응용된 일정 강도 Source 패널법. Doublet 의 강도가 날개의 시위 방향으로 각 양력 패널에서 일정, Kutta 조건이 뒷전의 압력과 근처의 패널의 중심점 위의 압력을 같게 함으로써 만족. 물체에서 떨어진 곳에서의 속도계산과 경계층 해석 가능. 최초의 비양력 모델에서 양력물체의 해석으로 확장. (Hess I (1972), Hess II (1981))

나. Woodward (1967)

초음속 영역의 유동 해석. 평면 패널, Source 는 일정, Doublet 은 선형적 분포 . 해석 모듈과 함께 설계 최적화 모듈이 포함. 최초의 Woodward I 로 부터 USSAERO (Woodward II, 1973) , W12SC3(1983)으로 확장 발전.

다. VSAERO (Low Order Method, 1981)

-VSAERO(Vortex Separation Aerodynamics Program) 임의의 3 차원 물체. 사변형의 표면 특이점 패널법(Surface Singularity Panel Method). Source 와 Doublet 이 각 패널위로 부분 연속적으로 일정하게 분포.
- 후류 형상의 반복, 제트후류, 유선의 계산, 점성/비점성 상호작용, 물체에서 떨어진 곳의 속도와 유선 계산.

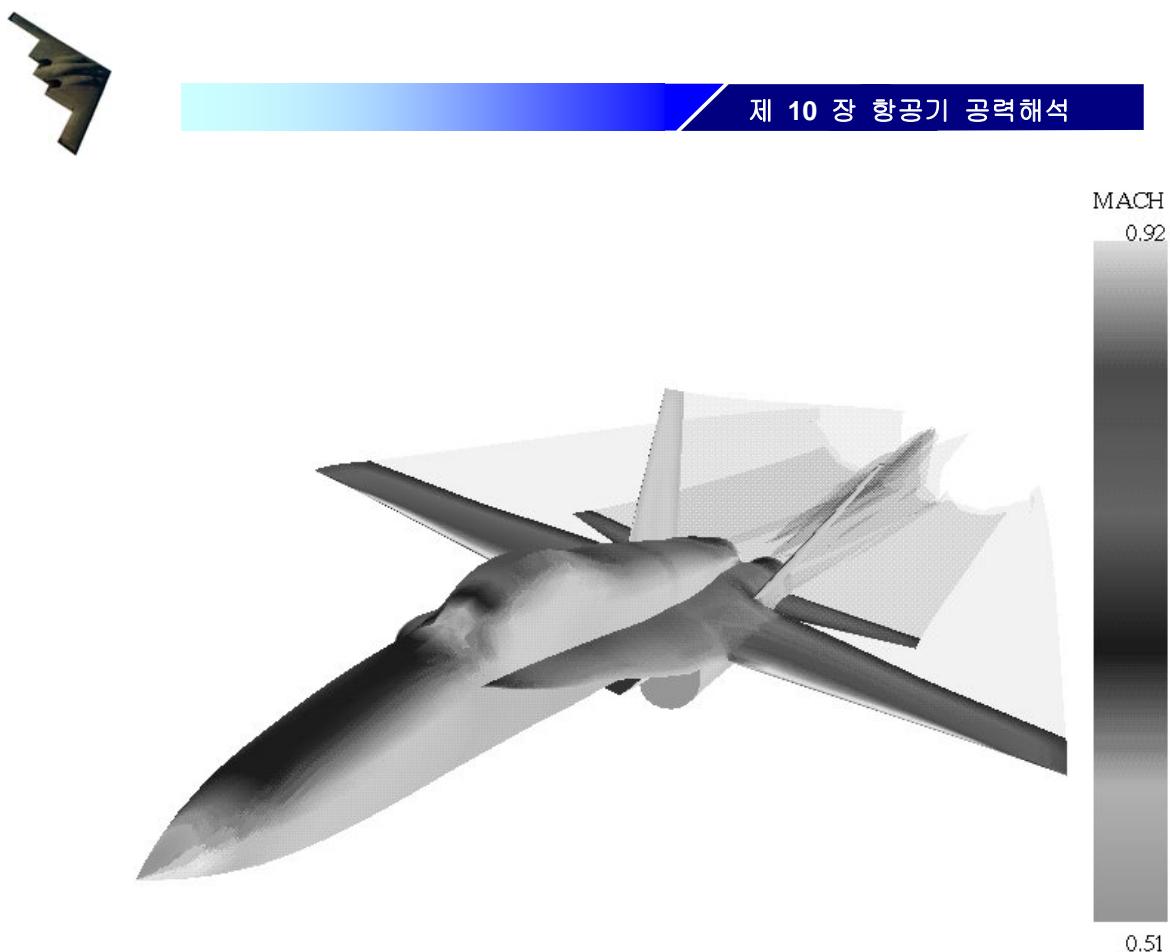


그림 10.37 F-18 전투기의 후류 형상과 마하 수 분포(VSAERO)

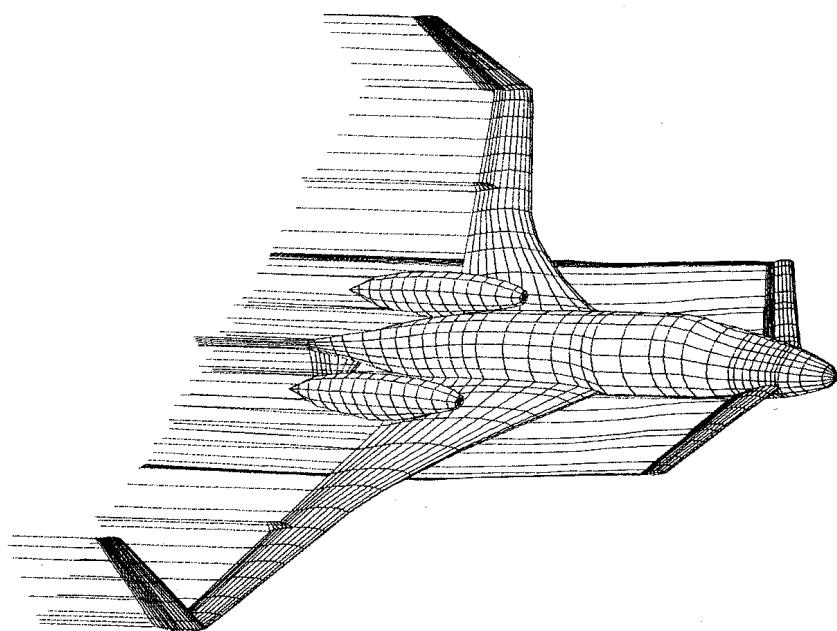


그림 10.38 순항형상에서의 표면 패널과 후류의 분포(Beech Starship)

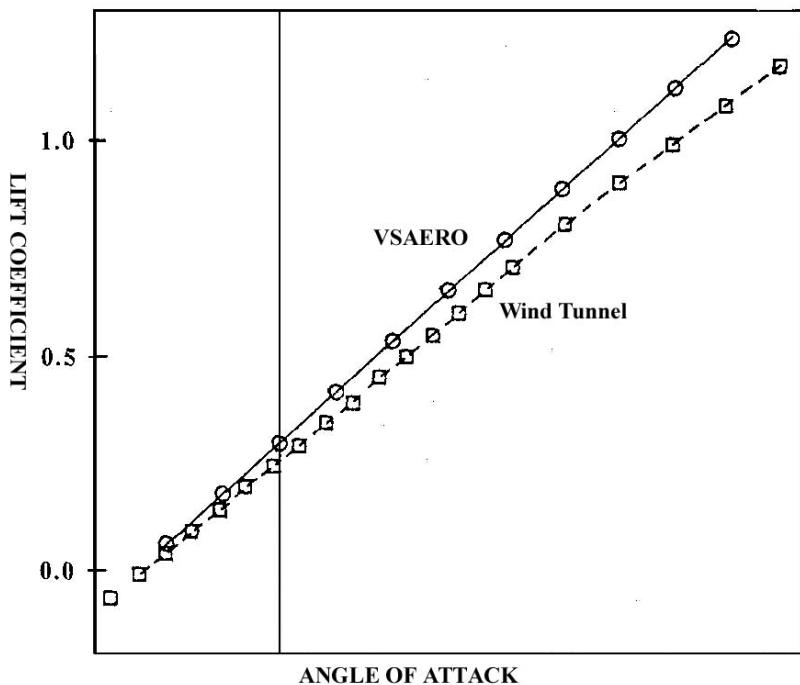


그림 10.39 VSAERO 와 풍동 실험 결과와의 비교

라. PAN AIR (Higher Order Method, 1980)

-Boeing 사에서 개발, 항공기 설계에 널리 사용. 임의의 물체 주위의 선형화 된 초음속, 아음속 유동을 해석 프로그램. 사용자가 매우 일반적인 경계조건을 사용 가능. 물체에서 떨어진 곳에서의 속도계산, 날개 앞전에서의 추력계산, 제한적인 설계능력 등의 특징.

마. PMARC (1988)

NASA Ames 연구소 개발 최신의 패널 코드. Lower order 패널법, 비정상상태의 유동의 해석이 가능. 평면 패널. Source 와 Doublet 은 일정. VSTOL 항공기의 고양력 장치, 제트 배기 모사에 사용된 사례.

바. AAD 에서 채용한 비평면 양력면 패널법

- 비평면 양력면 방법은 첨단 항공기 설계(Advanced Aircraft Design, AAD) 프로그램에서 채용 방법.
- 진동이나 돌풍(Gust)에 의해서 발생하는 힘을 계산위한 비행기의 공탄

성 해석. Vortex 나 Doublet Lattice 등을 이용하는 Discrete Element 방법. 정상유동과 비정상유동 모두에 적용 가능한 Vortex Lattice 방법을 발전.

- 특징.

- 아음속유동과 초음속유동 모두 적용.
- 양력면이 기하학적으로 대칭인 경우 대칭성을 이용. 계산시간 단축.
- 양력면의 비평면 요소(캠버,비틀림 등)를 올려흐름에서 간단히 조절.
- T-Tail 과 같이 상호 작용하는 2 개의 양력면 발생 공력 해석 가능.

비정상 유동에 대한 해석이 가능.

2. 와류 격자법 (Vortex Lattice Method)

- 뒤틀린 캠버 날개를 선형의 경계조건 평면 위에 말굽와(Horseshoe Vortex)를 분포, Biot-Savart 법칙을 사용, 각 제어점에서 이 말굽와로부터 유도되는 속도 계산.
- 항공기의 형상을 2 차원 평면 간주, 최대 200 개의 말굽와 분포, 해석
- 복잡한 격자의 생성과정 없이 신속한 해석이 가능
- 아음속 영역에서 실험값과 잘 부합하는 결과 도출(약 10% 이내 오차)

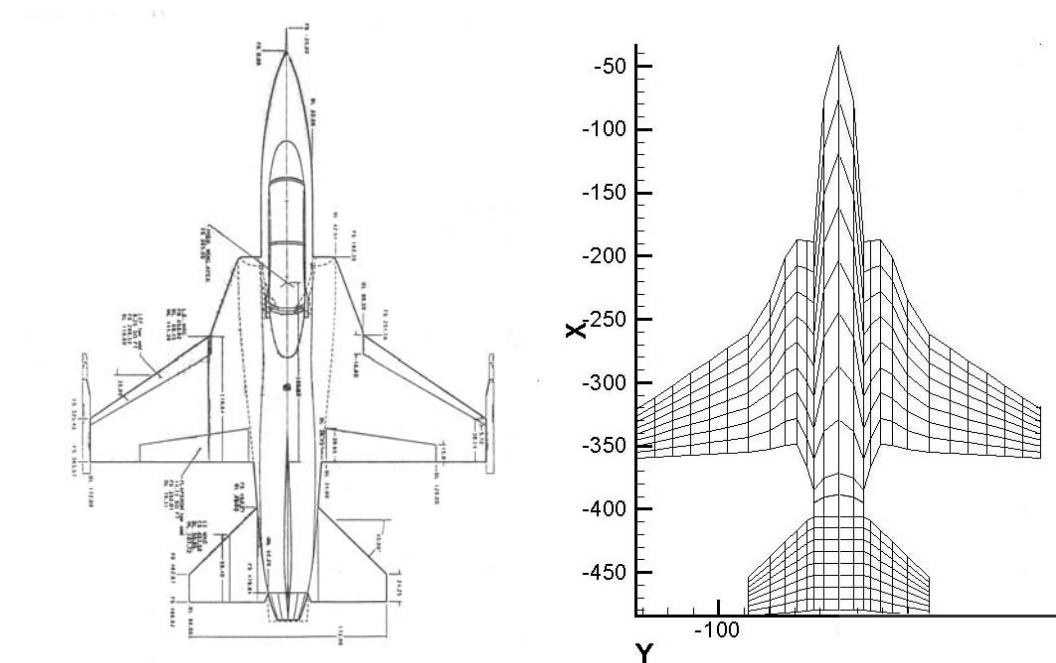


그림 10. 40 한국형 고등훈련기의 형상의 VLM 공력 해석 모델링

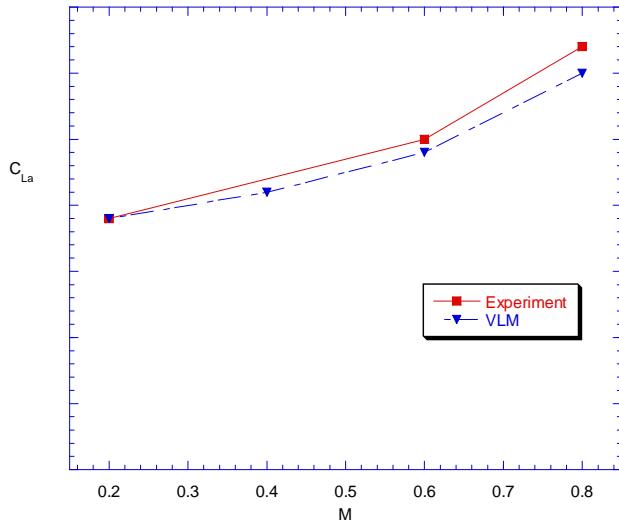


그림 10.41 VLM 해석 결과와 풍동 실험결과와의 비교(양력곡선기울기)

- 항공기 전체형상, 두 개의 평면 간주, 시위방향 22 개, 스팬방향 9 개의 총 198 개 말굽와 이용, . 풍동 시험값에 근접결과. 약 3%의 차이

10.4.2 전산 유체역학기법 (Computational Fluid Dynamics, CFD)

풍동 실험과 CFD는 상호 보완적인 역할 수행.

표 10. 4 풍동 실험과 CFD 의 특징 비교

풍동 실험	CFD
장점 <ul style="list-style-type: none"> 복잡한 형상에 대한 실험 가능 유동박리와 같은 복잡한 현상도 제한 없이 정확히 예측 설계와 CFD code 검증을 위한 data base 제공 	장점 <ul style="list-style-type: none"> 실제 비행 조건에서의 계산 가능 유동장의 세밀한 분석 가능 다양한 기초 형상에 비용 및 시간 면에서 효율적인 해석 가능
단점 <ul style="list-style-type: none"> 실제 비행조건에 대한 실험 한계 세밀한 유동장 분석 필요 시 비용과 소요시간 급증 풍동 벽면 및 모델 지지대에 의한 간섭 효과 문제 발생 시 문제의 근원은 정확히 파악하기 어려움 실험 계획과 모델 제작 등의 난점 	단점 <ul style="list-style-type: none"> 문제의 특성에 맞는 code의 가용성 여부 계산된 해의 정확도 code검증을 위한 data base 필요 복잡한 형상이나 유동 현상을 어느 정도 단순화 없이 해석하기 어려움



1. Potential flow solver

- 선형유동장 기준의 패널법, 비선형항의 효과를 고려한 Potential 방정식. - 비점성, 비회전 유동장의 가정의 속도 Potential 의 개념을 도입, 한 개의 Potential 방정식, 해를 구하는 시간이 매우 짧다는 장점.
- 천음속 유동영역에서 속도의 교란이 작다는 가정을 추가하여 더 간략한 TSD(Transonic Small Disturbance) 방정식. 이를 푸는 경우 천음속 영역에서의 정확도와 우수한 계산효율로 비정상 유동의 계산이 중요시 되는 공탄성 해석에 많이 사용.
- 대표적 Potential flow solver, NASA Langley 의 CAP-TSD, Boeing 사의 TRANSAIR 등.

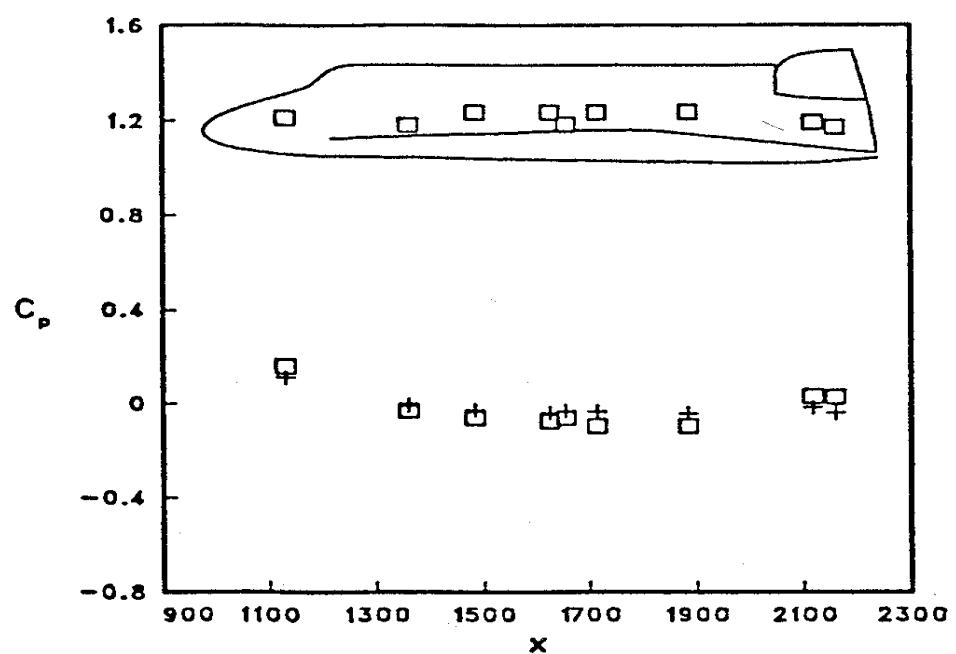
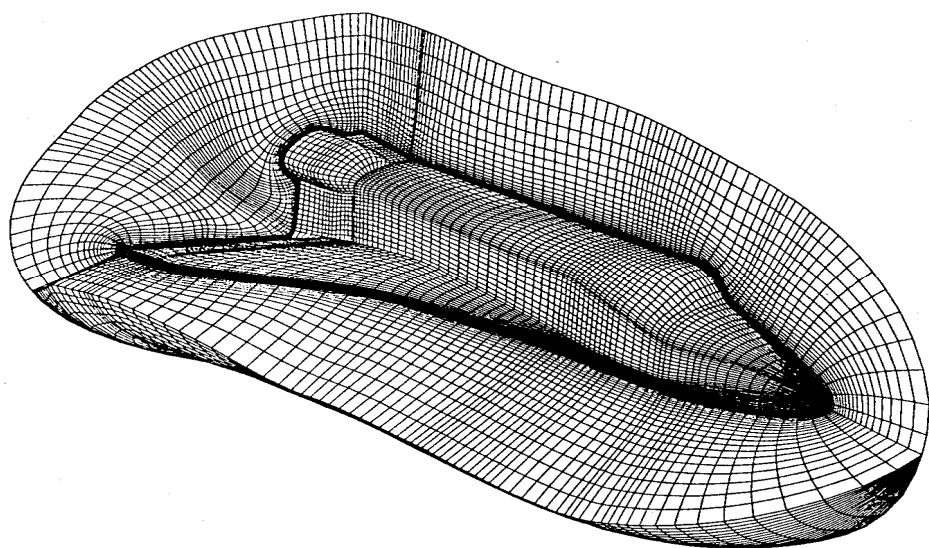
2. Euler solver

- 비점성 가정, Euler 방정식을 해석하는 Euler solver, 초음속 전투기의 고발음각 비행 시에 생성되는 vortex sheet 가 주익 및 조종면에 미치는 영향을 해석. 3 차원 비행체의 공기역학적 설계에 많이 적용.

3. Parabolized / Reynolds-Averaged Navier – Stokes solver (PNS/ RANS solver)

Navier-Stokes 방정식 거의 그대로 사용, 실제 항공기의 설계에 적용기법.

- 정상유동에서 특정 방향으로 진행해 가면서 해를 구하는 기법인 PNS
 - 난류의 효과는 여러 가지의 모델링을 통하여 고려해주는 RANS 기법.
- 상기의 방법들은 정확성은 보장, 계산에 소요되는 시간이 매우 길기 때문에 현재로써는 주어진 형상에 대한 공기역학적 해석에 주로 사용.



계산결과(+)와 비행실험(□)과의 비교

그림 10.42 전산유체역학을 이용한 Space Shuttle 의 해석
 $(M=2.5, \alpha=3\text{deg.}, Re=3.6 \times 10^6 / \text{ft})$

10.5 공력해석 예제

10.5.1 초음속 훈련기 (해석 항공기 형상자료)

표 10.5 날개 형상 자료

구성요소	$S (\text{ft}^2)$	$S_{wet} (\text{ft}^2)$	\bar{C} (ft)	AR	Λ_{LE} (deg)	$\Lambda_{c/4}$ (deg)	$\Lambda_{c/2}$ (deg)	Λ_m (deg)	λ	b (ft)
주날개	235	221.1	9.22	3.5	35	27.7	19.3	24.15	0.241	28.67
스트레이크	8.825	98.3	14.9					15		
수평꼬리날개	45.2	90.8	4.95	2.48	44.56	36.4	26.21	26.57		
수직꼬리날개		73.5	6.92					22.52		

표 10.6 날개 단면 형상자료

구성요소	l/c	f/c	Δy	X_t	C_{Ld}
주날개	0.05	0.0065	1.065	0.4	0.2
스트레이크	0.048	-	-	0.3	-
수평꼬리날개	0.039	-		0.5	
수직꼬리날개	0.04	-		0.5	

표 10.7 동체형상자

구성요소	$S_{wet} (\text{ft}^2)$	$l (\text{ft})$	$f(\text{날씬비})$
동체	366.5	42.0	8.45
나셀	173.0	21.32	14.7
캐노피	83.1	21.48	8.8

* 기타 데이터 : $l_t = 14.55 \text{ ft}$, $h_t = 0.304 \text{ ft}$

1. 양력 해석

(1) 양력곡선 기울기 (C_{L_a})

(2) 최대양력계수

2. 유해항력 (Parasite Drag)

비행조건 : 고도 $h = 35000 \text{ ft}$, 속도 $M = 0.3$

(1) 마찰항력, 형상항력, 간섭항력의 계산

(2) 기저항력

(3) 조파항력

(4) 천음속 영역 항력발산

(5) 기타항력 계산

(6) 총 유해항력

M	0.3	0.6	0.8	0.887	0.927	0.95	1.04	1.2	1.4
$C_{D,fric+form+int+base+misc}$	0.0193	0.0179	0.0171	0.0168	0.0200	0.0251	0.0575	0.0522	0.0490

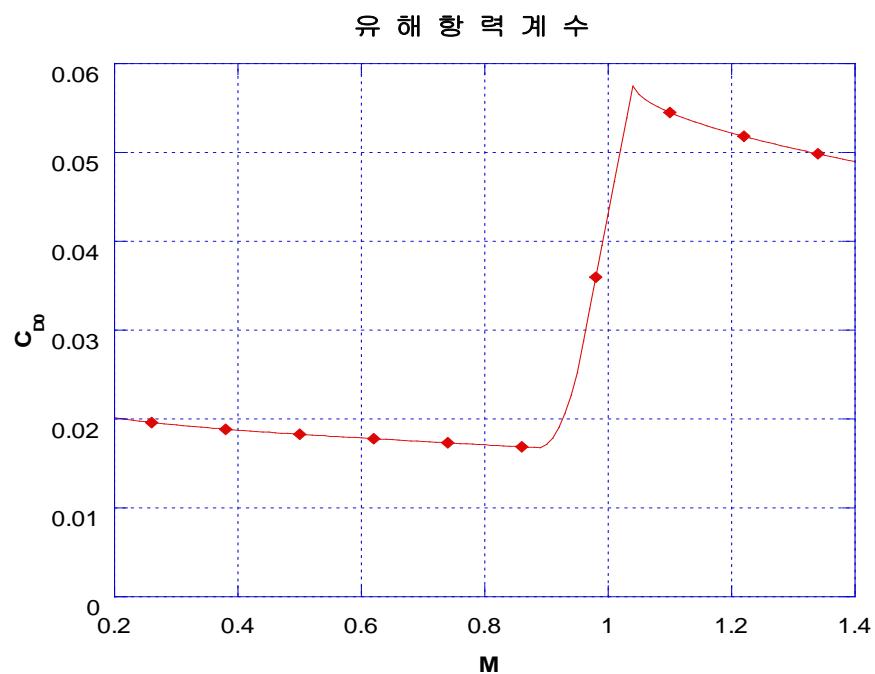


그림 10.45 초음속 훈련기의 유해항력



3. 유도항력 해석 및 양항곡선 도시

$$C_D = C_{D_{\min}} + K(C_L - \Delta C_L)^2 \quad (10.73)$$

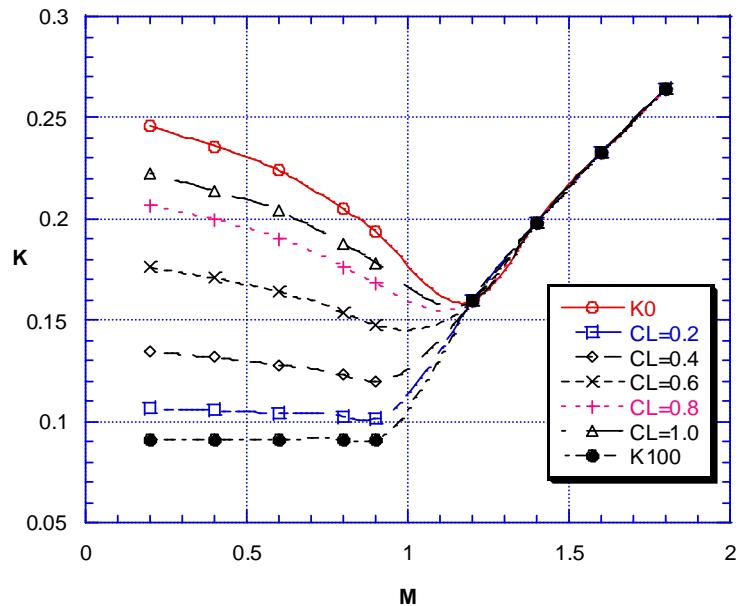
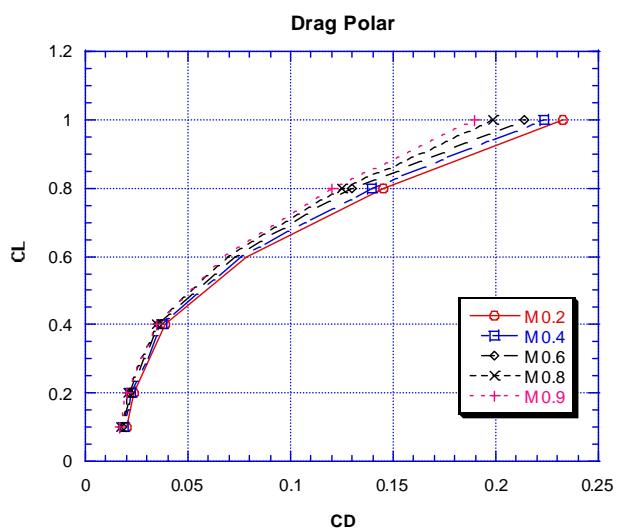
그림 10.46 유도항력계수 K 의 해석 결과

그림 10.47 해석결과 도출된 양항곡선

10.5.2 중형 수송기

표 10.20 날개 형상 자료

구성요소	l/c	f/c	Δy	X_t	C_{Ld}
주날개	0.136	0.009	4.24	0.3	0.4
수평 꼬리날개	0.11			"	
수직 꼬리날개	0.11			"	

표 10.21 날개 단면 형상자료

구성요소	S (ft ²)	S_{wet} (ft ²)	\bar{C} (ft)	AR	Λ_{LE} (deg)	$\Lambda_{c/4}$ (deg)	$\Lambda_{c/2}$ (deg)	Λ_m (deg)	λ	b (ft)
주날개	1092	1782.25	12.68	8.5	28.17	28.37	20.32	26.75	0.239	96.40
수평 꼬리 날개	250.1	381.73	9.51		35.15	32.26	29.17	32.2		
수직 꼬리 날개		443.08	13.86					35.1		

표 10.22 동체형상자료

구성요소	S_{wet}	l (ft)	f (날씬비)
동체	3282.2	103.92	8.59
나셀	463.88	14.83	2.45

* 기타 데이터

$$l_t = 47.78 \text{ ft}, \quad h_t = 47.78 \text{ ft}$$

(1) 양력곡선 기울기

본 항공기는 아음속 영역만을 비행, 식 10.2 적용.

Step 1. $(C_{L_\alpha})_{W-B}$: 동체-날개 조합 양력곡선 기울기 계산

$$(C_{L_\alpha})_{W-B} = (C_{L_\alpha})_W K_B \quad (\text{스트레이크 가 없는 항공기인 경우})$$

여기서, $(C_{L_\alpha})_W = \frac{\pi AR_{\text{effective}}}{1 + \sqrt{1 + [1 - (M \cos \Lambda_{c/2})^2] \left(\frac{AR}{2 \cos \Lambda_{c/2}} \right)^2}}$ (10.7)

$$K_B = (1 + d/b)(1 - d/b)^f = (1 + 0.118)(1 - 0.118)^{0.630} = 1.033$$

$$(\text{여기서 } f = (16 + 3AR^2)/(8 + 5AR^2) = (16 + 3 \times 8.5^2)/(8 + 5 \times 8.5^2) = 0.630)$$

표 10.23 동체-날개 조합양력계수 계산 (중형수송기)

M	$(C_{L_\alpha})_W$		K_B	$(C_{L_\alpha})_{W-B}$	
	(1/deg.)	(1/rad)		(1/deg.)	(1/rad)
0.2	0.084	4.80	1.033	0.087	4.99
0.4	0.088	5.02	"	0.091	5.21
0.6	0.096	5.48	"	0.116	6.65

Step 2. $\Delta(C_{L_\alpha})_T$:

꼬리날개의 효과에 의한 양력계수 증분 식 10.9 적용.

표 10.24 수평 꼬리날개의 양력곡선기울기 증분 계산 (중형수송기)

M	$(C_{L_\alpha}')_T$		$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	$1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	$\Delta(C_{L_\alpha})_T$	
	(1/deg.)	(1/rad)			(1/deg.)	(1/rad)
0.2	0.066	3.76	0.467	0.533	0.047	2.69
0.4	0.068	3.88	0.482	0.518	0.046	2.64
0.6	0.072	4.10	0.512	0.488	0.046	2.64

Step 3. 전체항공기의 양력곡선 기울기

표 10.25 마하 수별 중형수송기의 양력곡선 기울기

M	$(C_{L_\alpha})_{W-B}$	$\Delta(C_{L_\alpha})_T$	(C_{L_α})
0.2	0.087	0.0047	0.091
0.4	0.091	0.0046	0.096
0.6	0.099	0.0046	0.1036

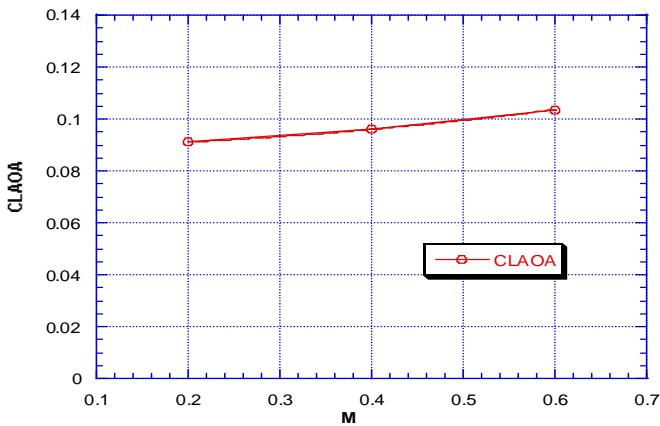


그림 10.48 중형수송기의 양력곡선 기울기

(2) 최대양력계수

Step 1. 최대양력계수를 계산하기 위한 방법결정

$$AR_{Low} = \frac{3}{(C_1 + 1)\cos \Lambda_{LE}} = \frac{3}{(0.5 + 1)\cos 26.75} = 2.24$$

이 경우 역시 $AR_{Low} < AR$ 이므로 “High AR Method” 적용

High AR Method에서 최대양력계수와 그 때의 반음각은 식 10.16을 적용한다.

Step 2. $\left(\frac{C_{L_{max}}}{C_{l_{max}}}\right)$ 의 계산

$$\left(\frac{C_{L_{max}}}{C_{l_{max}}}\right) = A - B\Delta y' \quad \text{에서}$$

$$A = 0.895 + 0.0028 \times 26.75 + 6.57 \times 10^{-5} \times (26.75)^2 = 1.017$$

$$B = 0.0011 + 0.0053 \times 26.75 + 0.00011 \times (26.75)^2 = 0.2215$$

$$\Delta y' = 1.1$$

$$\therefore \left(\frac{C_{L_{max}}}{C_{l_{max}}}\right) = 1.017 - 0.2215 \times 1.1 = 0.773$$

Step 3. $\Delta C_{L_{max}}$ 의 계산

$$\Delta C_{L_{max}} = C + (D - C) \left(\frac{\Lambda_{LE}}{60} \right) \quad (10.21)$$

여기서 $C_{l_{max}}$ 은 중형수송기의 악형데이터를 이용한다. (여기서는 $C_{l_{max}} = 1.60$)

표 10.26 최대양력계수의 계산

M	C	D	$\Delta C_{L_{max}}$	$C_{l_{max}}$	$C_{L_{max}}$
0.2	NA	NA	0	1.60	1.24
0.4	0	-0.1	-0.058	1.60	1.17
0.6	0.15	-0.2	-0.054	1.60	1.18

Step 4. α_{max} 의 계산

여기서 α_{0_L} 는 앞서 예제와 마찬가지로 익형의 데이터 사용.

또한 날개의 후퇴각에 대한 보정치인 $\Delta\alpha_{max}$ 는 그림 10.8에서 계산.

표 10. 27 최대양력계수 시의 받음각 계산

M	$C_{L_{max}} / C_{L_\alpha}$	α_{0_L}	$\Delta\alpha_{max}$	α_{max}
0.2	13.6	-2.6	2.2	13.2
0.4	12.2	"	"	11.8
0.6	11.4	"	"	11.0

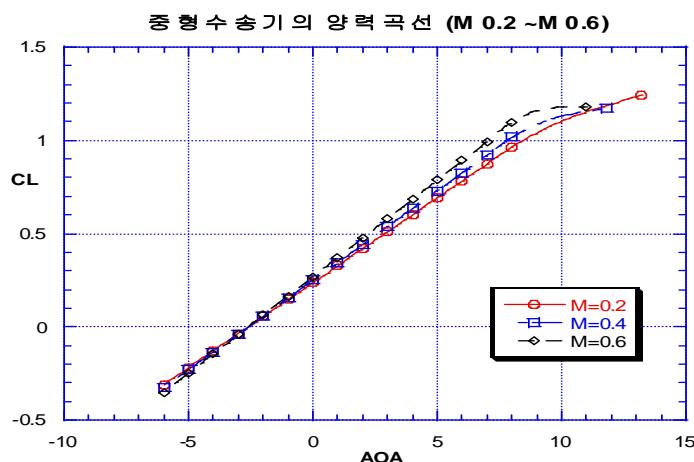


그림 10.49. 아음속 중형 수송기의 양력곡선 해석 결과

2. 유해항력 (Parasite Drag)

비행조건 : 고도 $h = 35000\text{ft}$, 속도 $M = 0.6$

(1) 마찰항력, 형상항력, 간섭항력의 계산

- 형상자료에 따른 형상인자, 간섭인자를 경험식을 이용하여 구한다.

표 10.28 $M = 0.6$ 에서의 형상인자, 간섭인자

구성요소	동체	나셀	날개	수평꼬리날개	수직꼬리날개
FF	1.116	1.143	1.418	1.337	1.325
Q	1.0	1.3	1.0	1.08	1.03

- 마찰항력계수를 구한다.

$$\text{Re} = 10^6 \exp \left[\ln(7.1) - (h/1000)^{\frac{1.1}{4.6}} \right] = 683860.62$$

$$Lbar = \frac{\sum (l_c \cdot S_{wet_c})}{S_{wet}} = \frac{341092.46 + 6879.34 + 22598.93 + 3630.25 + 6141.09}{6353.2} = 59.87\text{ft}$$

$$\text{Re}_L = \text{Re} \cdot Lbar \cdot M = 24565641$$

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} \text{Re}_L)^{2.58} (1 + 0.144M^2)^{0.65}} = 0.00253$$

- 적용항공기의 $S_{ref} = 1092\text{ft}^2$

$$\begin{aligned} C_{D,fric+form+int} &= \sum (C_f \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{wet_c}) / S_{ref} \\ &= 0.00253 \times (1.126 \times 1 \times 3282.26 + 1.143 \times 1.3 \times 463.88 + 1.418 \times 1 \times 1782.25 + \\ &\quad 1.337 \times 1.08 \times 381.73 + 1.325 \times 1.03 \times 443.08) / 1092 = 0.019 \end{aligned}$$

(2) 기저항력

$$\text{적용항공기의 } A_{base} = 12.88\text{ft}^2$$

$$C_{D,base} = (0.1 + 0.1222M^8) \frac{A_{base}}{S_{ref}} = 0.001204$$

(3) 천음속 영역 항력발산

- M_{DD} 의 예측

$$\Lambda_{c/4} = 24.37^\circ \text{으로 } (t/c)_n = \frac{t/c}{\cos \Lambda_{c/4}} = 0.149, \quad C_L = 0.0$$

$$M^* = 1. - 0.25C_L \cdot \cos^{-2} \Lambda_{c/4} = 1.0$$

식 10.55를 반분법을 이용해서 풀면 $M_{DD} = 0.762$

$$M_{CR} = M_{DD} - 0.04 = 0.722$$

- 곡선 접합

$$f/c = 0.009, \Lambda_{c/2} = 20.32^\circ \text{ } \textcircled{S} \text{] } \text{므로 } P_L = 5.4(t/c + 2f/c)^{1/3} \cdot \cos \Lambda_{c/2} = 2.714$$

$$\Delta C_{D_{rise}} = P_L \cdot (M - M_{CR})^2 \text{ 에서 부터}$$

M	0.722	0.762	0.8	0.84	0.88
$C_{D_{wave}}$	0.0	0.0043	0.0165	0.0378	0.0678

(4) 기타항력 계산

항공기가 순항하고 있다고 가정하면 착륙장치나 Speed Brake, 플랩은 고려하지 않아도 되므로 Leakage and Porturbulence 항력만 고려하면 된다.

제트 수송기 및 폭격기의 경우 전체 유해항력의 합의 5% 정도를 부가항력의 백분율로 가정할 수 있다.

$$M = 0.6 \text{ 에서 : } C_{D_{misc}} = 0.05 \times C_{D_{fric+form+int+base+wave}}$$

$$= 0.000989$$

(5) 총 유해항력

위의 (1)에서 (4)의 과정을 전 속도영역에서 종합하면 다음과 같다.

M	0.6	0.7	0.722	0.762	0.8	0.84	0.88
C_{D_0}	0.0208	0.02045	0.0204	0.0244	0.0375	0.0598	0.0913

그림 10.50 은 본 해석결과를 각 속도 영역에 따라 도시한 그림이다.

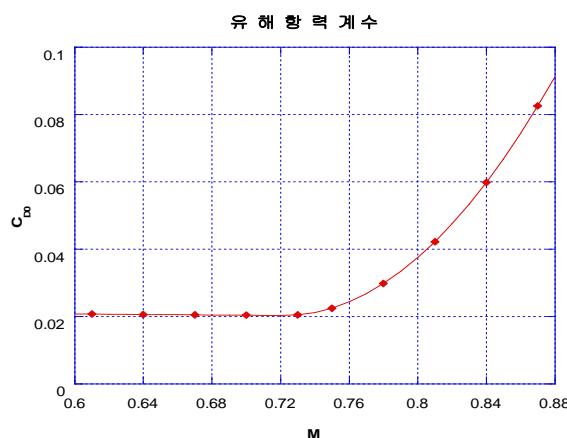


그림 10.50 고아음속 수송기의 유해항력

3. 유도항력 해석 및 양항곡선 도시

Step 1. 유도항력 계산 ,

앞전 흡입법 이용, 여기서, $K_0 = \frac{1}{C_{L_\alpha}}$, $K_{100} = \frac{1}{\pi AR}$ 이고

설계양력계수는 익형데이터 자료로부터, $C_{ld} = 0.4$.

표 10.29 마하 수와 양력계수의 변화에 대한 R 값의 계산

M	K_0	K_{100}	R				
			$C_L=0.2$	0.4	0.6	0.8	1.0
0.2	0.1918	0.037	0.73	0.95	0.8	0.5	0.32
0.4	0.1818	"	"	"	"	"	"
0.6	0.1685	"	"	"	"	"	"

Polar Displacement : ΔC_L 계산

$$\Delta C_L = (1 - \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot K}) C_{Lopt} \quad (10.69)$$

여기서,

$$C_{Lopt} = 0.8505(1 - \exp(-18.728(f/c))) = 0.8505(1 - \exp(-18.728(0.009))) = 0.132$$

$C_{ld} = 0.4$ 일 때 (익형 데이터로부터) 각 마하 수에 대한 ΔC_L 다음 표 계산.

표 10.30 각 조건에 대한 유도항력계수, K의 계산

M	K					ΔC_L
	$C_L=0.2$	0.4	0.6	0.8	1.0	
0.2	0.079	0.045	0.068	0.1144	0.1423	0.0694
0.4	0.076	0.044	0.066	0.1064	0.1355	0.0670
0.6	0.073	0.043	0.063	0.1028	0.1264	0.0643

최종적으로 각 마하 수와 양력계수에 대하여 유도항력을 계산 !

표 10.31 마하 수와 양력계수 변화에 대한 유도항력 (중형수송기)

M	C_{D_L}				
	$C_L=0.2$	0.4	0.6	0.8	1.0
0.2	0.0013	0.0049	0.0191	0.0611	0.1232
0.4	0.0013	0.0049	0.0187	0.0572	0.1180
0.6	0.0013	0.0048	0.0181	0.0556	0.1107



Step 2. 양항곡선 도시

(유해항력 + 유도항력) = 총항공기의 항력 관계이용,
다음 관계로부터 양력과 항력의 곡선 도시.

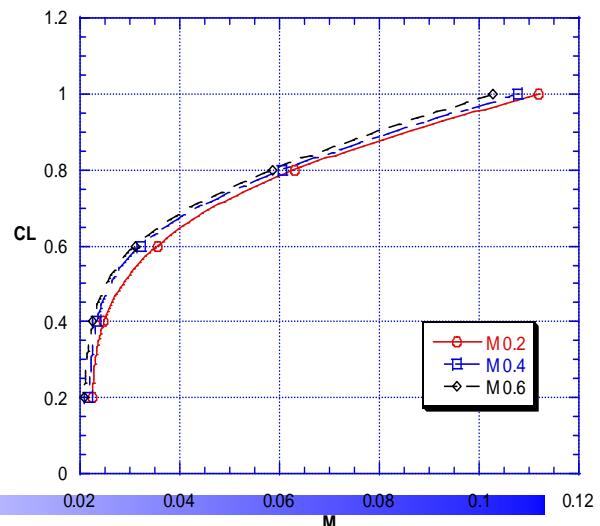
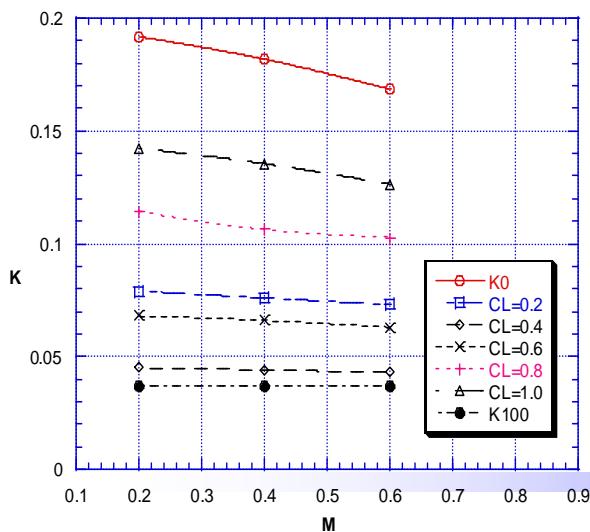
$$C_D = C_{D_{\min}} + K(C_L - \Delta C_L)^2 \quad (10.73)$$

표 10.32 속도별 양력계수에 대한 전체항공기 항력계수(중형수송기)

M	$C_{D_{\min}}$	C _D				
		C _L =0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
0.2	0.02250	0.02380	0.02740	0.04160	0.08360	0.14570
0.4	0.02175	0.02305	0.02665	0.04045	0.07895	0.13975
0.6	0.02079	0.02209	0.02559	0.03889	0.07639	0.13149

그림 10.51 유도항력계수 K의 해석 결과

그림 10.52 해석결과 도출된 양항곡선





제 11 장 조종성 및 안정성 해석

- 설계대상 항공기의 운용용도 및 수행임무를 고려하여 서로 상충하는 **안정성과 조종성의 관계**에서 적절한 절충점 결정.
- 개념설계단계에서는 정적 안정성만 고려, 꼬리날개의 면적 및 조종면의 크기를 결정,
- 근래에는 전산화에 따라 비행 시뮬레이션을 통해 처음부터 동적안정 까지도 고려하는 추세.
- 임무의 수행여부를 판단하는 취급성의 확보는 설계단계에서는 시뮬레이터를 이용, 개발단계에서는 비행시험을 수행하여 확인.
- 안정성의 경우 수평/수직 꼬리날개의 면적 그리고 중심에 대한 꼬리날개의 거리. 통상 일차적으로는 수평/수직 꼬리날개 부피계수로 선정이 되며, 이차적으로는 각각의 적절한 미익의 크기 및 주익의 상반각, 그리고 날개불임각, 수평꼬리날개의 불임각 등.
 - 정상비행상태에서 외부 교란이 있을 때 발생하는 모멘트가 항공기를 평형상태로 되돌리려는 성질을 결정하는 **정안정성**, 정적으로는 안정하지만 평형상태를 중심으로 진동하는 **동안정성** 확인 필요. 이륙부터 임무를 수행하고 착륙까지 **전 과정에서 안정성이 보장되도록 설계**.
 - 안정성을 총족시키기 위해서는 대표적으로는 꼬리 날개 면적의 변화 및 중심에 대한 수평꼬리날개의 거리 조정.
 - 정안정성 과다 경우 비행기 성능의 저하. 최근 전투기는 기동성 향상을 위해 불안정하게 한 후, 제어시스템을 도입, 안정성확보.
 - 비행 시 미세조종 (무게 중심점에서 모멘트가 0임) 을 만족,
 - 특히 한쪽 엔진이 꺼졌을 경우 복구하기 위한 충분한 조정력

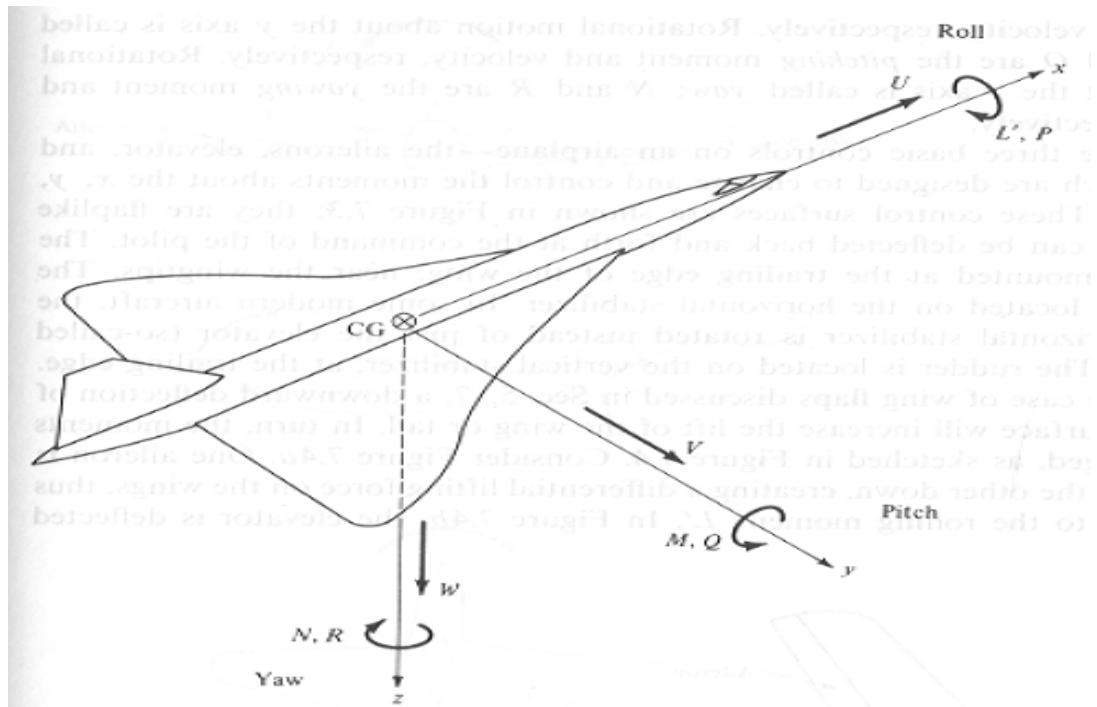


그림 11.1 항공기의 좌표축과 병진 및 회전운동 (z-축 반대!!!)

11.1 세로 정안정성

- 가장 중요한 정적 안정성. 그림11.2는 받음각 α_a 에 대한 피칭 모멘트(Pitching Moment) 계수 $C_{M, cg}$ 의 변화. 대부분의 항공기들의 그래프 선도가 선형. $M_{cg} = 0$ 때 평형, 혹은 트림 (Trim) 받음각 α_e
- 트림 받음각 α_e 로 정상 상태 비행 가정.

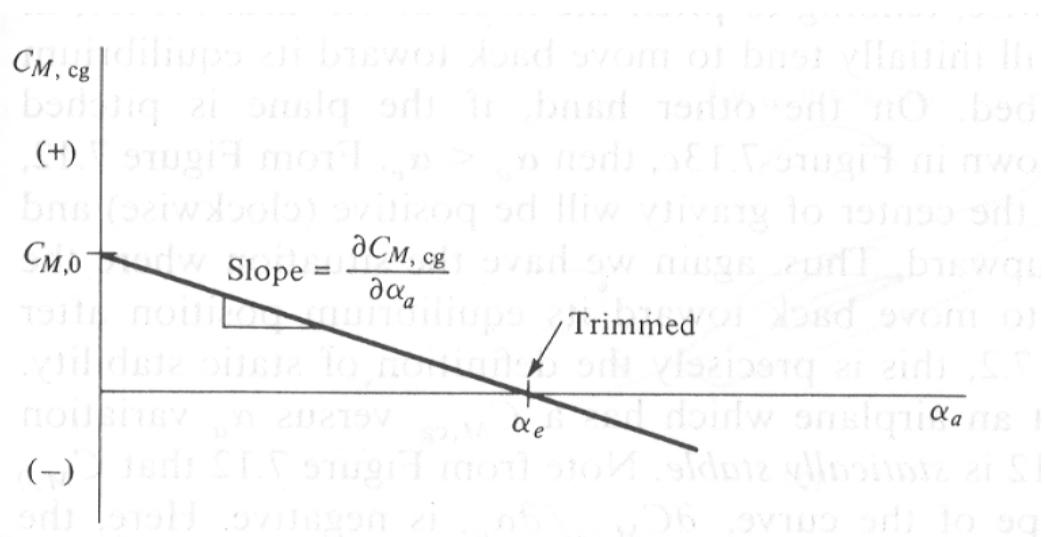


그림 11.2 피칭 모멘트 그래프



돌풍으로,

- ✓ 만약 항공기의 기수가 상승($\alpha_a > \alpha_e$), $C_{M,cg}$ 는 음(−)이 되어 항공기의 기수가 하강하도록 반대 방향의 모멘트가 발생되어 평형 상태.
- ✓ 항공기의 기수가 하강($\alpha_a < \alpha_e$), $C_{M,cg}$ 는 양(+)이 되어 항공기의 기수가 상승하도록 반대 방향의 모멘트가 발생되어 평형 상태.
- ✓ 결론적으로 그림 11.2 와 같은 피칭 모멘트 특성을 가진 항공기는 정적 안정성.

세로 정안정성 판단조건.

- (1) 실속속도 V_{stall} (α_a 가 최대)와 최고 속도 V_{max} (α_a 가 최소) 범위 내에서 트림 받음각 α_e 을 고정 가능.
- (2) $C_{M,0}$ 는 항상 양 (+)이어야 함.
- (3) $\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a}$ 는 항상 음 (−)이어야 함.

- 주어진 항공기에 다음 식으로 계산.

$$C_{M,0} = C_{M,ac_{wb}} + V_H C_{L_{\alpha_t}} (i_t + \varepsilon_0) \quad (11.1)$$

$$\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} = C_{L_{\alpha_{WB}}} \left[\left(h - h_{ac_{wb}} \right) - V_H \frac{C_{L_{\alpha_t}}}{C_{L_{\alpha_{WB}}}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right] \quad (11.2)$$

여기서,

$C_{M,ac_{wb}}$: 주날개-동체의 공기역학적 중심에 대한 피칭 모멘트 계수

$V_H \equiv \frac{l_t S_t}{cS}$: 주날개에 대한 보조날개의 부피비



l_t : 무게중심과 수평꼬리날개의 공기역학적 중심사이 거리

S_t : 수평꼬리 날개 면적

c : 주날개의 시위(Chord) 길이

S : 주날개 면적

$C_{L_{at}}$: 수평꼬리 날개의 양력 곡선 기울기

$C_{L_{\alpha_{WB}}}$: 주날개-동체의 양력 곡선 기울기

i_t : 주날개-동체의 영양력선과 수평꼬리날개의 영양력선의 사이각

ε : 유도 받음각 (Induced Angle of Attack) 또는 내리흐름 각
(Downwash Angle)

ε_0 : 영양력 상태에서의 유도 받음각

h : 주날개의 (시위 길이)에 대한 (항공기의 무게중심 위치와
주날개 앞전까지의 길이의 비)

$h_{ac_{wb}}$: 주날개의 시위 길이에 대한 주날개-동체의 공기역학적 중심
위치와 주날개 앞전까지의 길이의 비

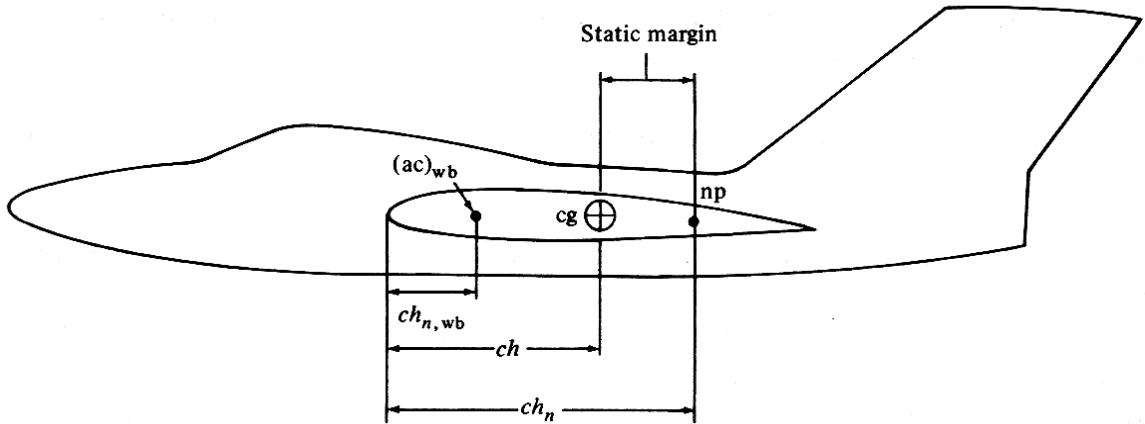
- $\partial C_{M,cg} / \partial \alpha_a < 0$ 이 되도록 무게 중심 설정. 즉 $\partial C_{M,cg} / \partial \alpha_a = 0$ 을 만족시키는 중립점(Neutral Point) h_n 계산.

$$h_n = h_{ac_{wb}} + V'_H \frac{C_{L_{at}}}{C_{L_{\alpha_{WB}}}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (11.3)$$

- ✓ 중립점 : 모든 받음각에 대해서 항상 일정한 피칭 모멘트 발생. 중립점은 전체 항공기의 공기역학적 중심. 중립점에서 주날개에 대한 수평꼬리날개의 부피비 V'_H 에 따라 변동.
- ✓ 세로 정안정성을 위하여 무게 중심 위치는 항상 중립점 앞 위치.



그림 11.3 Static Margin과 중립점의 관계



$$\frac{\partial C_{M,CG}}{\partial \alpha_a} = C_{L_{\alpha_{WB}}} \left[(h - h_n) - (V_H - V'_H) \frac{C_{L_{\alpha_t}}}{C_{L_{\alpha_{WB}}}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right] \quad (11.4)$$

- 무게중심점에서의 수평꼬리날개 비 V_H 와 중립점에서의 수평꼬리 날개 비 V'_H 와의 차이가 작아 무시. 간략화된 **Static Margin** 유도.

$$\frac{\partial C_{M,CG}}{\partial \alpha_a} = C_{L_{\alpha_{WB}}} (h - h_n) = -C_{L_{\alpha_{WB}}} (h_n - h) = -C_{L_{\alpha_{WB}}} \times \text{Static Margin} \quad (11.5)$$

- Static Margin과 세로 정안정성 연관성 확인. 세로 정안정성 조건에 따라 Static Margin은 **항상 양(+)**이어야 함.
- Static Margin과 수평꼬리날개 면적의 비례 관계.
 - 수평꼬리날개 면적을 크게 하면 항공기의 세로 안정성 증가.
 - 그러나 항공기의 무게와 항력이 증가, 비행 성능이 저하.

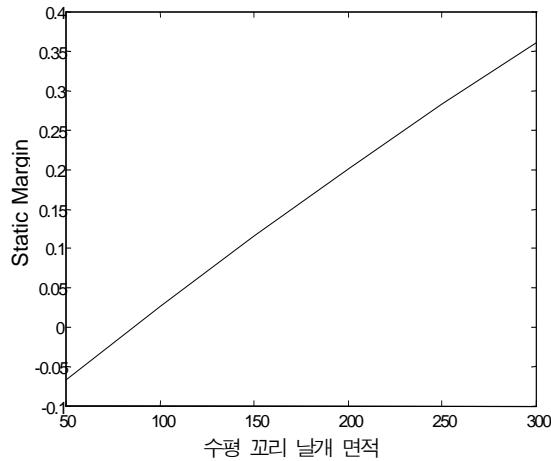


그림 11.4 수평 꼬리 날개 면적에 대한 Static Margin 값의 변화

- 이착륙과 활공 시의 받음각이 다름. 서로 다른 받음각으로 세로 정안정성을 유지, 비행하기 위한 **트림**, **승강타의 각을** 계산, 항공기 설계에 적용. 기본식에서 비행경로각을 0으로, 정상상태, 직선비행, **무동력 활공** 가정하면

수직력 :

$$mg = -(C_{L_0} + C_{L\alpha} + C_{L_{i_H}} i_H + C_{L_{\delta_E}} \delta_E) \overline{qS} \quad (11.6)$$

모멘트 :

$$0 = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_H}} i_H + C_{m_{\delta_E}} \delta_E \quad (11.7)$$

모멘트 미세조종 : 윗 식 만족 상태.

$$\begin{bmatrix} C_{L_\alpha} & C_{L_{\delta_E}} \\ C_{m_\alpha} & C_{m_{\delta_E}} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \delta_E \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{mg}{\overline{qS}} & -C_{L_0} & -C_{L_{i_H}} i_H \\ -C_{m_0} & -C_{m_i} & i_H \end{bmatrix} \quad (11.8)$$

또 위 식을 풀면 아래와 같이 α, δ_E 를 구할 수 있다.



이렇게 구한 α , δ_E 가 기계적으로 가능한 값의 범위이면 타당.

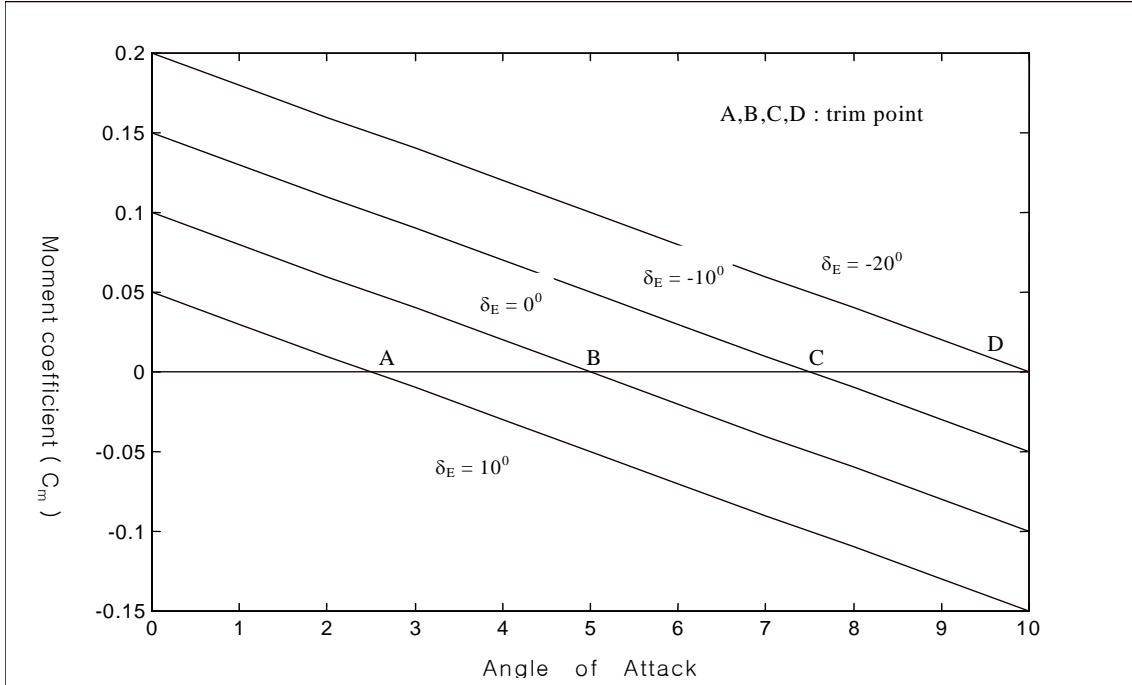


그림 11.5 받음각(Angle of attack)에 따른 모멘트 계수의 변화

- 승강기의 범위가 -20^0 부터 10^0 일 경우, 미세조종 비행은 A 점과 D 점 사이의 양력계수에서만 가능. 즉 이 비행기는 양력계수가 0.55 부터 1 사이에서만 미세조종 비행이 가능.
- 동력 비행일 경우 (아래식 11.11 과 같이 변형)

$$0 = (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_H}} i_H + C_{m_{\delta_E}} \delta_E) \bar{q} S \bar{C} - T d_T \quad (11.11)$$

엔진의 추력 T 와 무게 중심선과 추력선의 거리 d_T 의 곱이 추가.

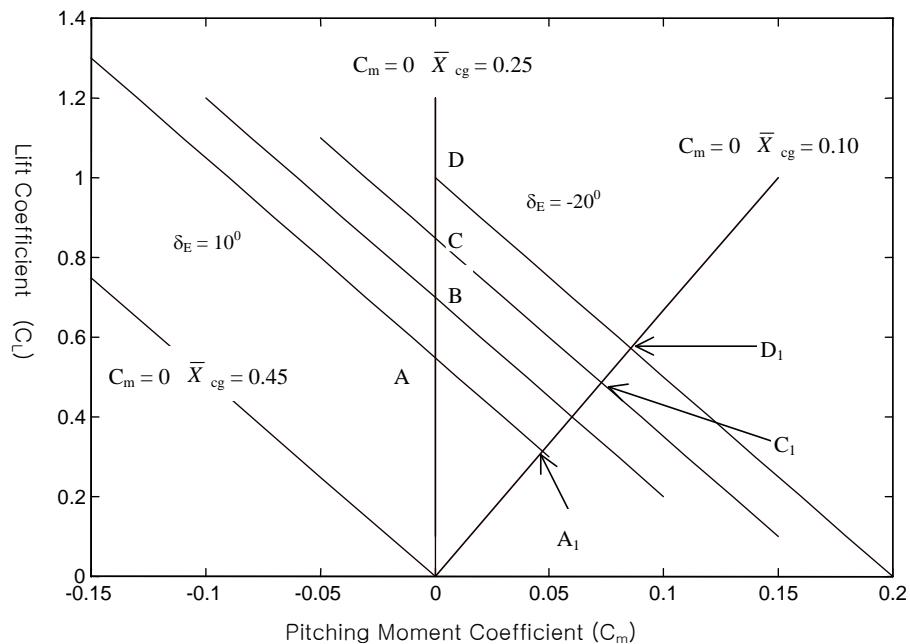


그림 11.6 무게 중심 변화에 따른 미세조종 조건의 변화

- **Take-Off Rotation** : 수평 꼬리날개의 중요한 설계 요구사항. 이륙속도에 이르기 전에 기수를 들어올려 이륙에 필요한 양력 획득 방법. 수평꼬리날개에서 충분한 강도의 피칭모멘트 발생 필요

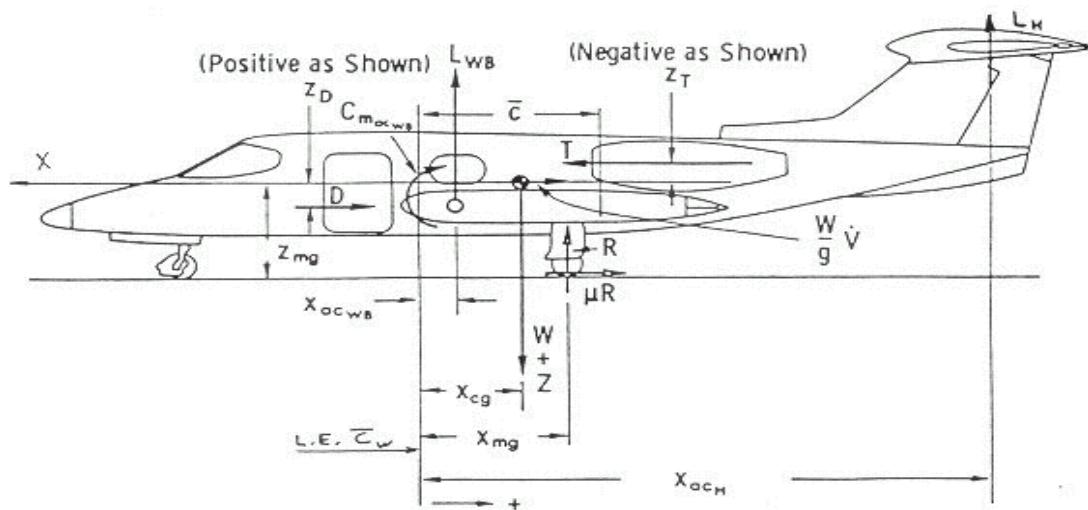


그림 11.7 Take-Off Rotation 시에 항공기에 걸리는 힘과 모멘트

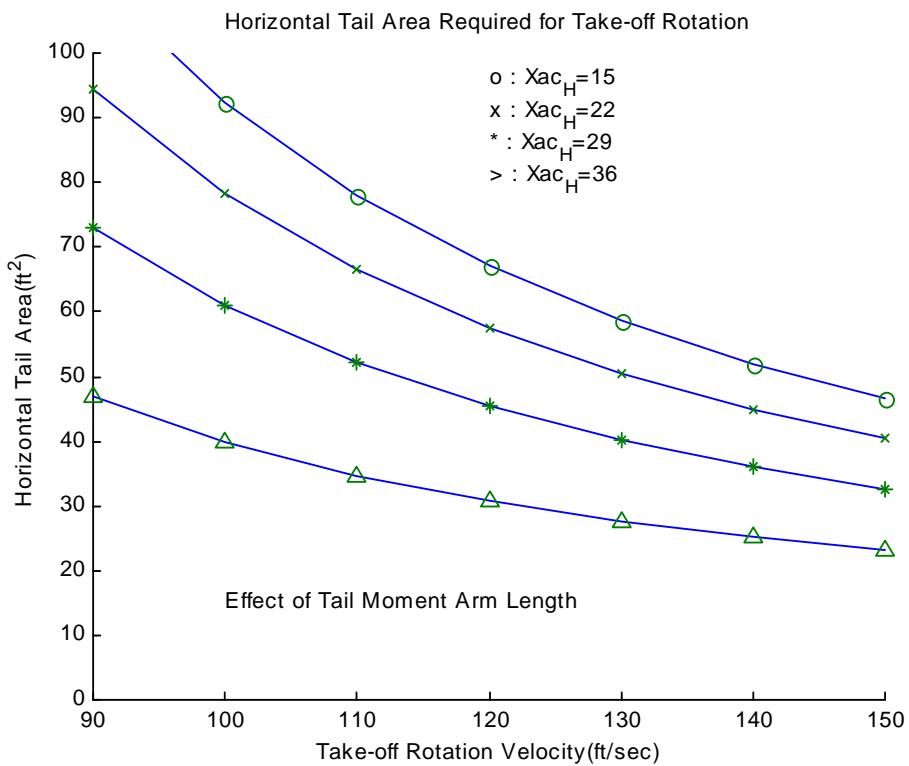


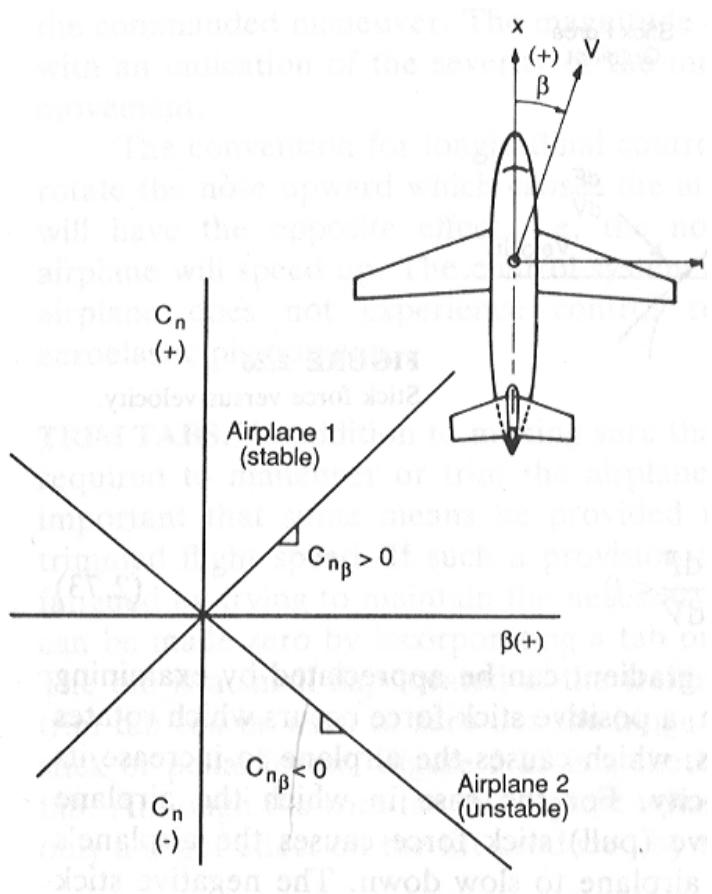
그림 11.8 Take-Off Rotation 속도와 Tail Moment Area의 변화에 따른 수평꼬리날개의 면적 변화

- 속도가 빠르고 Tail Moment Arm이 길수록 수평 꼬리날개의 면적이 작아짐.



11.2 가로 정안정성(방향 안정성)

- 항공기 **z축(수직 상방)**에 대한 정적 안정성. 옆미끄럼 각 (Sideslip Angle) 을 영(Zero)으로 유지하는 요잉 모멘트 발생 필요.
- 그림 11.9, 요잉 모멘트계수 C_{n_β} 와 옆미끄럼 각 β 의 관계. 평형 상태에서 비행 도중, 돌풍에 의해 양의 옆미끄럼 각 β 가 발생.
 - 항공기 1은 다시 평형상태로 되돌아 오는 요잉 모멘트가 발생, 항공기 2는 옆미끄럼각이 계속 증가하도록 요잉 모멘트가 발생.
 - 방향 정안정성 유지 : 요잉 모멘트 계수는 $C_{n_\beta} > 0$. 방향정안정성 항공기는 상대풍이 오는 방향으로 기수를 움직이기 때문에 방향안정성을 풍향계안정성 (Weathercock Stability) 라 고도 함.





- 롤링 (Rolling) 모멘트 : 옆미끄럼 각 β 에 의해 항공기의 상반각 (Dihedral Angle), 날개 후퇴각 (Sweep Angle), 동체에 대한 날개의 위치, 수직꼬리날개에 의해서 발생.

- ✓ 가로 정안정성을 유지 : 롤링 모멘트 계수 $C_{l_\beta} < 0$.
- ✓ 상반각 : 롤링모멘트 계수에 큰 영향, 수평선에 대한 날개 스팬 (Span)의 깍임각으로 정의.
- ✓ 그림 11.11, 수평 비행 도중에 돌풍이 불어 를 운동을 하게 되면 돌풍이 불어온 반대방향으로 옆미끄럼을 시작. 이 때 상대풍이 불어오는 방향에 있는 주날개의 한쪽은 상반각에 의해 받음각이 증가하여 양력이 증가, 다른 한쪽은 반대로 양력이 감소. 그러므로 주날개의 양쪽의 양력 차이로 평형 상태로 되돌아감(상반각 효과 (Dihedral Effect)).

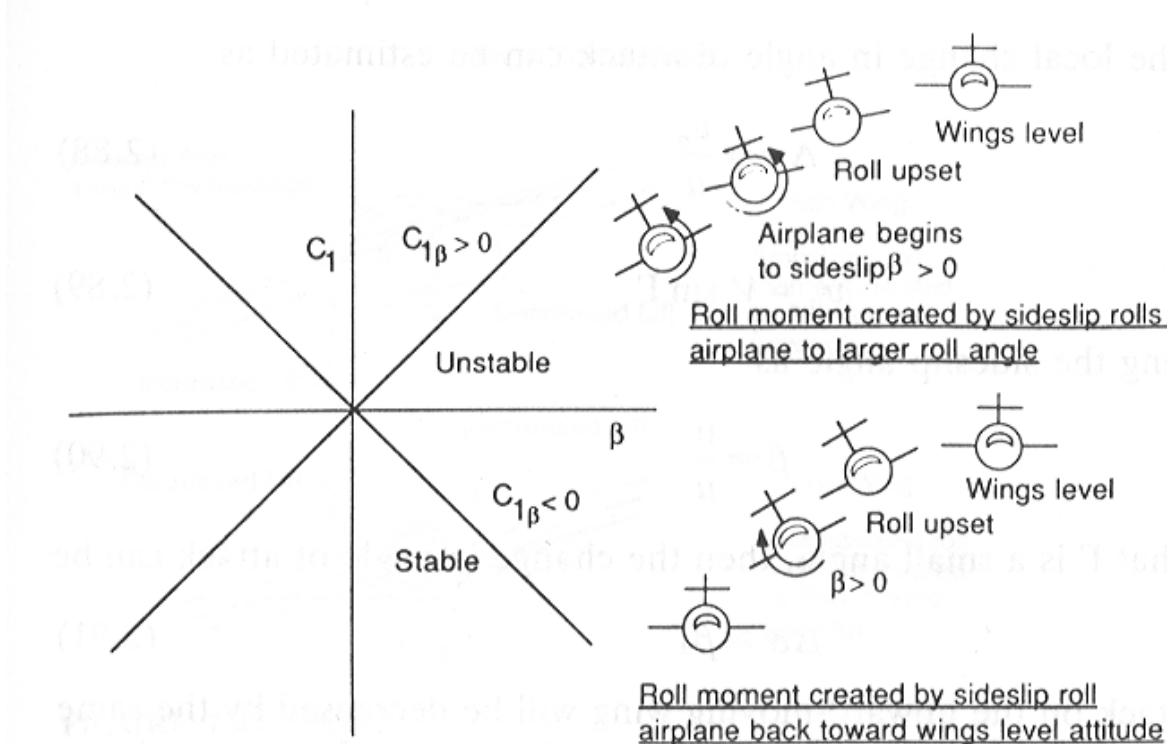


그림 11.11 가로 정안정성



- 이착륙과 활공 비행 중에 가로 정안정성을 유지하기 위한 트림 조건.
가장 극심한 경우는 쌍발 엔진인 경우에 한 쪽이 정지, 다른 쪽 엔진
으로 가로 정안정성을 유지해야 하는 경우:
 - ✓ 첫번째 문제 : 엔진에 의해 발생하는 빗놀이.

δ_R (방향키의 크기) 빗놀이 모멘트 없이 직진 비행을 하기
위해 필요한 양.

$$\delta_R = \frac{-C_{n_\beta} \beta - \frac{-(N_T + \Delta N_D)}{qSb}}{C_{n_{\delta_R}}} \quad (11.21)$$

속도가 감소하면 방향키의 각도 증가.

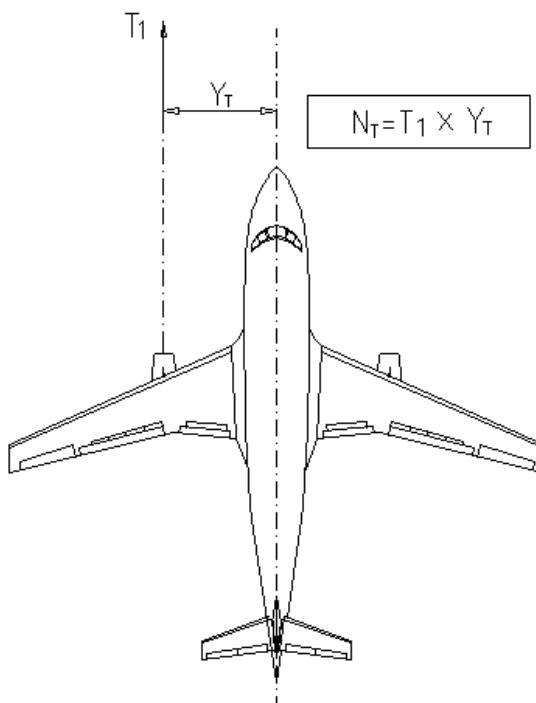


그림 11.13 엔진하나가 깨졌을 때 발생하는 힘

따라서 방향키의 최대값이 정해지면 엔진 하나가 깨졌을 때 평행을
유지하기 위한 최저 속도 결정. 일정 속도 이하에서는 조정 능력을 상실.
보통 이 속도는 실속 속도의 1.2배보다 작아야 함.

- ✓ 또 하나의 문제는 가로 조종성. 옆 미끄럼 각에 의해 발생하



는 롤링 모멘트를 소거하기 위한 충분한 가로 조정성 필요
미끄럼 각에 의해 발생하는 롤링을 막기 위한 가로 방향
조정 즉, 필요한 에일러론의 크기 조절.

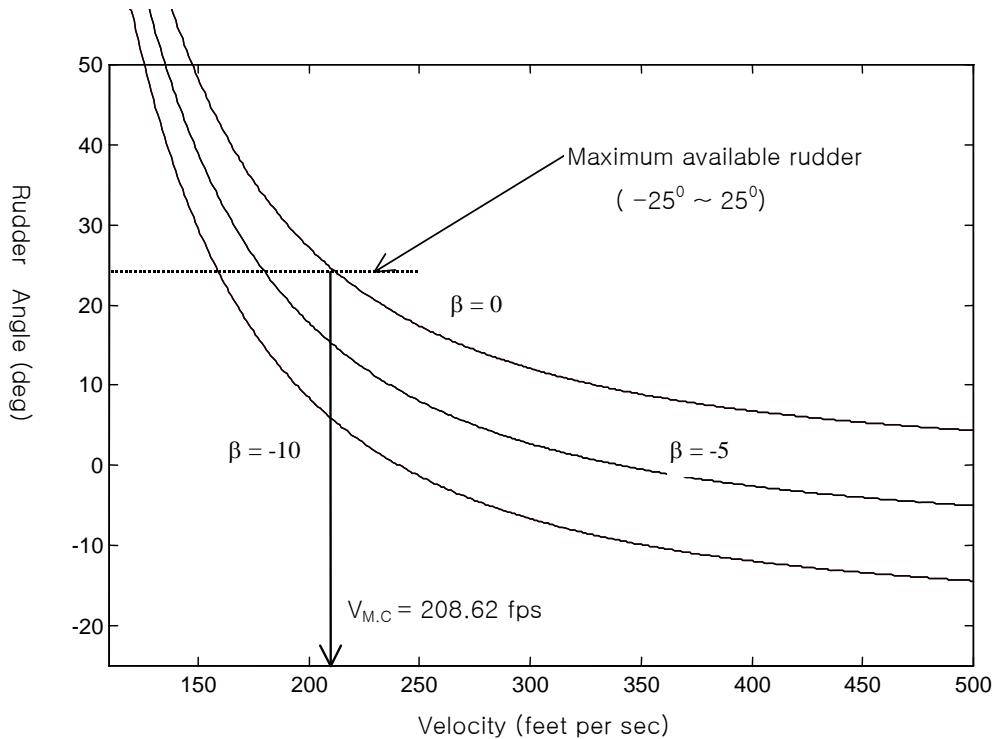


그림 11.14 엔진 하나가 꺼졌을 때 직선 비행을 하기 위한 방향키 각



11.3 예제

예제 1 어떤 전투기의 데이터가 다음과 같다. 이 데이터를 이용하여 정적여유를 구한 후 세로 정안정성을 판단하시오. (모든 데이터들은 $M=0.8$ 인 순항 시의 값)

$$\begin{aligned} C_{L_{\alpha WB}} &= 0.079 \\ C_{L_{\alpha_t}} &= 0.044 \\ h_{ac_{wb}} &= 1.1167 \\ h - h_{ac_{wb}} &= 0.0573 \\ V_H &= 0.23 \\ \left. \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right|_{M=0.8} &= 0.565 \end{aligned}$$

풀이) 다음 식에 주어진 데이터를 대입하여 중립점 (Neutral Point) 을 계산한다.

$$\text{가정)} \quad V_H \cong V'_H$$

$$\begin{aligned} h_n &= h_{ac_{wb}} + V'_H \frac{C_{L_{\alpha_t}}}{C_{L_{\alpha WB}}} \left(1 - \left. \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right|_{M=0.8} \right) \\ &= 1.1167 + 0.23 \times \frac{0.044}{0.079} (1 - 0.565) \\ &= 1.1724 \end{aligned} \tag{11.3}$$

$h - h_{ac_{wb}} = 0.0573$ 에서 무게 중심 위치는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} h &= 0.0573 + 1.1167 \\ &= 1.174 \end{aligned}$$

위에서 구한 값을 다음식에 대입하여 정적여유를 계산한다.

$$\begin{aligned} \text{Static Margin} &= h_n - h \\ &= 1.1724 - 1.174 \\ &= -0.0016 \end{aligned}$$



세로 정안정성은 다음식으로 계산한다.

$$\begin{aligned}\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} &= -C_{L_{\alpha_{WB}}} \times \text{static margin} \\ &= -0.079 \times -0.0016 \\ &= 0.0001264\end{aligned}\quad (11.5)$$

정적여유가 음수로 나왔다. 이는 항공기가 세로 정안정성이 불안함을 말하는데,

이를 해결하는 방법으로는 무게중심을 바꾸어 주는 방법이 있다. 세로안정성은 근본적으로 무게중심의 위치에 의해 결정되므로, 무게중심을 바꾸는 것이 중요하다. 일반적으로 무게 중심의 위치는 날개 시위의 40%이내에 위치한다. Static Margin이 음수라는 것은 무게 중심이 날개 시위의 40%이내 보다 후방에 위치함을 뜻하므로 무게 중심의 위치를 다시 잡아줌으로 이를 보완할수 있다. 또한, 수평꼬리 날개의 위치(높이,주날개에서 떨어진 거리)나 면적 또한 이를 해결하는 방법이 된다.

예제 2 예제1의 데이터를 이용하여 세로 정안정성을 판단하여라.

풀이) 다음 식에 주어진 데이터를 대입하면,

$$\begin{aligned}\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} &= C_{L_{\alpha_{WB}}} \left[\left(h - h_{ac_{wb}} \right) - V_H \frac{C_{L_{\alpha_t}}}{C_{L_{\alpha_{WB}}}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right] \\ &= 0.075 \times \left[0.0573 - 0.23 \times \frac{0.044}{0.075} \times (1 - 0.565) \right] \\ &= 0.000124\end{aligned}\quad (11.2)$$



정적여유가 음수이고 반음각 변화에 대한 피칭 모멘트 변화율이 양수이므로 이 초음속 훈련기는 세로 정안정성 조건을 만족 하지 않으므로 불안정한 세로 정안정성을 가지고 있다고 판단할 수 있다. 그러나, 초음속 훈련기등 전투기종들은 세로 정안정성이 불안정한 경우가 많다. 따라서, 수평꼬리 날개의 면적, 위치, 무게중심, 공력중심 등의 위치등을 바꾸거나, 제어 시스템을 사용하여 세로 정안정성을 갖도록 하는 것이 필요하다. 그런데, 예제1과 2의 $\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a}$ 값이 서로 다른데 이는 $V_H \approx V'_H$ 라는 가정에서 오는 차이 때문에 생기는 것이나, 그 차이는 1.9%에 지나지 않으므로 세로 정안정성 판단에는 무리가 없다.

예제 3 예제1,2의 전투기의 데이터가 다음과 같다.

$$\begin{aligned} C_L|_{M=0.8} &= 0.075, \quad C_{L_\alpha}|_{M=0.8} = 4.3, \quad C_{L_{ac}}|_{M=0.8} = 3.38 \\ \Lambda|_{c/4} &= 27.70659 \text{ (deg)}, \quad s = 255 \text{ ft}^2, \quad S_v = 57.5 \text{ ft}^2, \\ b &= 29.88 \text{ ft}, \quad (A = b^2/s) = 3.5, \quad D_f = 58.1 \text{ in}, \quad W_f = 511 \text{ in} \\ Z_{wf} &= 111.33 \text{ in}, \quad X_{acw} = 275.75 \text{ in}, \quad X_{cg} = 289.8 \text{ in} \\ X_{acv} &= 431.02 \text{ in}, \quad \text{Volume} = 864.85 \text{ ft}^3 \end{aligned}$$

이때, 가로 정안정성인 C_{n_β} 값을 구하시오.

풀이) 다음 주어진 식에 데이터를 입력하여 계산한다.

$$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_w}} + C_{n_{\beta_{fus}}} + C_{n_{\beta_v}} \quad (11.17)$$

$$C_{n_{\beta_w}} = C_L^2 \left\{ \frac{1}{4\pi A} - \left[\frac{\tan \Lambda}{\pi A(A + 4 \cos \Lambda)} \right] \cdot \left[\cos \Lambda - \frac{A}{2} - \frac{A^2}{8 \cos \Lambda} + \frac{6(\bar{X}_{acw} - \bar{X}_{cg}) \sin \Lambda}{A} \right] \right\}$$



$$= 0.075^2 \left\{ \frac{1}{4\pi \times 3.5} - \left[\frac{\tan 27.7065}{\pi \times 3.5 \times (3.5 + 4 \cos 27.7065)} \right] \right. \\ \left. \times \left[\cos 27.7065 - \frac{3.5}{2} - \frac{3.5^2}{8 \cos 27.7065} + \frac{6 \times (275.75 - 289.8) \times \sin 27.7065}{3.5} \right] \right\} \\ = 0.00065$$

$$C_{n_{\beta f_{us}}} = -1.3 \frac{Volume}{Sb} \left(\frac{D_f}{W_f} \right) \\ = -1.3 \times \frac{864.85}{255 \times 29.88} \times \left(\frac{58.11}{511} \right) = -0.01678$$

$$C_{n_{\beta v}} = C_{L_\alpha} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \eta_v \frac{S_v}{S} \frac{X_{acv} - X_{cg}}{b} \\ = 3.38 \times \left(0.724 + \frac{3.06 \times \frac{57.5}{255}}{1 + \cos 27.7065} - 0.4 \times \frac{111.33}{58.1} + 0.009 \times 3.5 \right) \times \frac{57.5}{255} \times \frac{431.02 - 289.8}{29.88 \times 12} \\ = 0.1066$$

그러므로, 식 11.17에 대입하면, $C_{n_{\beta}} = 0.1066 + 0.00065 - 0.01678 = 0.09$ 이다. 이 값은 그림 11.9에 의하면 요잉에 대한 정안정성은 있다고 할 수 있다. 일반적인 동급 항공기와 값을 비교해 보면 약간의 차이가 있으나 $C_{n_{\beta}} > 0$ 의 조건에 부합되고 일반적인 값의 범위에 포함되므로 가로 정안정 중 요잉에 대한 안정이 있다고 말해도 무리가 없다.

예제 4 예제3의 데이터와 다음의 데이터를 이용하여 c_{l_β} 값을 구하시오.

$$Z_{vs} = 177.3 \text{ in}, \Gamma = 0 (\text{deg}), \lambda = 0.24$$

풀이) 다음에 주어진 식에 데이터를 입력하여 계산한다.



$$C_{l_\beta} = C_{l_{\beta w}} + C_{l_{\beta v}} \quad (11.18)$$

$$\begin{aligned} C_{l_{\beta w}} &= -1.2 \frac{\sqrt{A} Z_{wf} (2D_f)}{b^2} \\ &= -1.2 \frac{\sqrt{3.5} \times 111.33 \times (2 \times 58.1)}{(29.88 \times 12)^2} = -0.2259 \\ C_{l_{\beta v}} &= -C_{L_{av}} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \eta_v \frac{S_v}{S} \frac{Z_{vs}}{b} \\ &= -3.38 \times \left(0.724 + \frac{3.06 \times \frac{57.5}{255}}{1 + \cos 27.7065} - 0.4 \times \frac{111.33}{58.1} + 0.009 \times 3.5 \right) \times \frac{57.5}{255} \times \frac{177.3}{29.88 \times 12} = -0.1338 \\ C_{l_{\beta w}} &= \left(\frac{C_{l_{\beta w}}}{C_L} \right) C_L + (C_{l_\beta}) \Gamma + C_{l_{\beta v}} \end{aligned}$$

$$\text{여기서, } (C_{l_\beta}) \Gamma = -\frac{C_{L_a}}{4} \Gamma \left[\frac{2(1+2\lambda)}{3(1+\lambda)} \right] = 0 \quad (\Gamma = 0)$$

$\left(\frac{C_{l_{\beta w}}}{C_L} \right)_{A=3.5, \lambda=0.24}$ 의 값은 그림 11.12에서 λ 와 A 의 관계에 의해서 -0.0012 (per degree)

즉, -0.0688 (per rad) 이다.

$$\text{따라서, } C_{l_{\beta w}} = (-0.0688 \times 0.075) - 0.2259 = -0.231$$

식 11.18에 대입하면

$$C_{l_\beta} = -0.231 - 0.1338 = -0.365 \text{ 이다.}$$

이 비행기는 롤링 모멘트 값을 음수로 가지므로 가로 정안정성을 갖는다고 할 수 있다.

본 장의 결과로부터, 해석 대상 항공기는 가로 방향의 정안정성을 갖지



만 세로방향으로는 불안정하다는 것을 알 수 있었다. 앞에서 언급했지만, 세로 정안정성이 더 강조되므로 이를 만족하도록 설계하는 것이 좋다. 보통 모든 정안정성을 만족하는 것이 바람직 하겠지만, 항공기의 임무 요구도에 따라 어느 한 부분은 약간의 불안정성을 감수 하는 경우도 있으니 항공기 설계자들은 설계 시에 이러한 점을 신중히 반영하여야 한다. 그러므로, 예제1과 2에서 밝힌 바와 같이 비행기의 형상을 보완 설계하면 세로 안정성을 만족 시킬 수 있으므로, 개념 설계 단계에서 여러 번의 수정 보완 작업을 위해 각 분야의 설계자들은 서로의 의견을 교환하여 최종적인 사이징을 해야한다.