

기능분석을 이용한 항공기 설계요구의 할당 및 추적에 관한 연구

A Study on the Requirements Allocation and Tracking by Implementing Functional Analysis

이재우*
Jae-Woo Lee

ABSTRACT

By implementing the Systems Engineering process for the aircraft preliminary design, functional analysis study is performed, hence Functional Interface Data Flow(FIDF) and Functional Flow Block Diagram(FFBD) are generated. Based on FIDF and FFBD, allocable and non-allocable design/performance/RM&S requirements are allocated to the appropriate levels. Weight and cost tracking and design margin management methodologies are studied and implemented for the balanced aircraft design.

주요기술용어 : 기능분석(Functional Analysis), 요구도 할당 및 추적(Requirements Allocation and Tracking), 기능 흐름도 (Functional Flow Block Diagram)

1. 서론

항공기의 개발은 체계 개념 설계에서 양산 단계에 이르기까지, 많은 기술 분야가 관련되어 협력함으로써 가능한 종합적인 공학이다. 체계 개념 및 기본 설계 단계에서 필요한 분야는 크게 설계 및 해석(Design and Analysis) 그룹, 설계 종합(Design Integration) 그룹, 설계 평가 및 체계분석(System Analysis) 그룹, 그리고 설계 검토와 요구도 분석 및 설계 기술 관리를 담당하는 체계공학(SE, Systems Engineering) 그룹으로 나눌 수 있다⁽¹⁾. 이러한 일련의 설계 과정 동안 SE는 체계 공학과정(Systems Engineering Process)을 적용하여 중

량통제, 설계업무 조정(Design Coordination), 설계 분야간 입/출력 관리(Entrance/Exit Management), 개발 형상에 대한 관리 및 통제, 설계일정 관리 등의 체계 기술 관리(Systems Engineering Management)와 요구도 분석, 기능분석(Functional Analysis) 및 설계요구의 할당 및 추적(Requirements Allocation and Tracking) 등의 체계 기술 분석 업무를 수행하여, 모든 설계 분야간의 원활한 설계업무 진행과 균형 있는 항공기 설계를 유도한다⁽²⁾. 본 연구에서는 형상이 정립되지 않고 체계공학 팀의 역할이 특히 중요시되는, 항공기 개념 및 기본설계 단계를 중심으로 기능분석과 설계 요구 할당 및 추적 방법을 설계 예를 중심으로 살펴보고자 한다.

* 건국대학교 항공우주공학과 교수

2. 기능 분석(Functional Analysis)

2.1 기능 분석의 정의

수요자(Customer)에 의해 제시된 운영요구는 항공기 개념설계 과정을 통하여 분석(Requirements Analysis), 수정 및 보완(Requirements Refinement)되며 동시에 설계요구를 만족하는 우선 형상(Preferred Configuration)이 선정된다. 또한 설계 요구와 형상 설계 결과에 따라 항전 계통(Avionics)을 포함한 각 세부 계통 일람(Avionics & Subsystem Suite)과 계통 설계 기준들을 도출한다. 이러한 개념 설계 연구 결과를 바탕으로, 기본설계에서는 더욱 심화된 각 분야별 설계가 진행된다. Fig. 1에서 볼 수 있듯이, 정립된 체계 요구도는 기능 분석 및 요구도 할당(Requirement Allocation)을 통하여 세부적으로 분해되어, 각 세부 계통 설계의 구속요건(혹은 설계 지침)으로 적용된다. 각 분야별 설계 방향 및 결과가, 할당된 설계요구와 부합될 시점까지 분야별 설계는 계속적으로 수정, 보완되어 기본설계 완료 시점에 체계 설계 검토 회의(System Design Review)를 통해 공식적인 평가를 받게 된다.

기능 분석은 체계의 설계 및 개발을 위한 논리적이고 체계적인 연구 방법으로서, 체계 운영 요구도 및 RM&S 요구도를 분석하여 세부적인 정량적 혹은 정

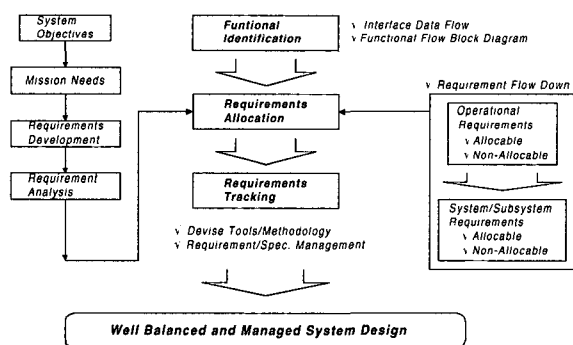
성적 설계 요구 조건으로 변환시켜 나가는 일련의 과정으로 표현된다⁽³⁾. (Fig. 1) 기능 분석의 첫 단계는 기능 식별(Functional Identification)이며, 이는 기능 연관도(FIDF, Functional Interface Data Flow)와 기능 흐름도(FFBD, Functional Flow Block Diagram)를 포함한다. 기능분석 과정은 반복적인 과정이며, 기능 흐름도를 작성하는 것으로 완료된다. 기능 분석 및 기능 흐름도 작성을 통하여 체계 및 각 세부 계통 설계는 논리적으로, 그리고 완전하게 이루어질 수 있다. 체계 운영요구도 및 체계 정비/지원 개념을 정립함으로써 기능분석 연구가 심도 있게 이루어지며, 설계 요구의 할당에 직접적으로 이용된다.

2.2 기능 분석 방법 및 계획

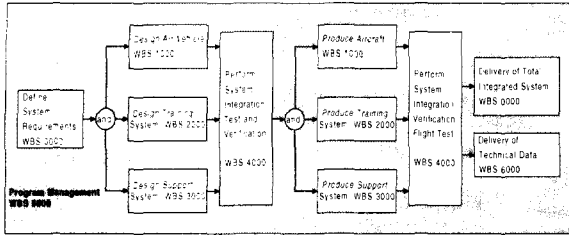
기능 분석의 접근 방법으로는 N2-Chart, 시차 분석(Time-Line Analysis), 기능 흐름도 작성 등이 주로 이용된다⁽³⁾. N2-Chart는 각 기능간의 업무 및 자료의 흐름을 차트 형식으로 정리하고, 차트 내의 각 요소들을 하부 기능으로 더욱 더 분해하여 요소간의 업무 및 자료의 연관성을 규정하는 방법이다. 참고문헌 1에는 한국형 고등 훈련기 개발에 사용되었던 N2-Chart의 예를 설명하고 있다.

시차 분석은 각 기능별로 중요 업무의 흐름, 순차성(Sequences), 중복성 및 동시성(Concurrency) 등을 파악하여 체계 및 각 계통의 운용, 시험 및 정비 등의 세부 요구도를 정립하는 방법이다.

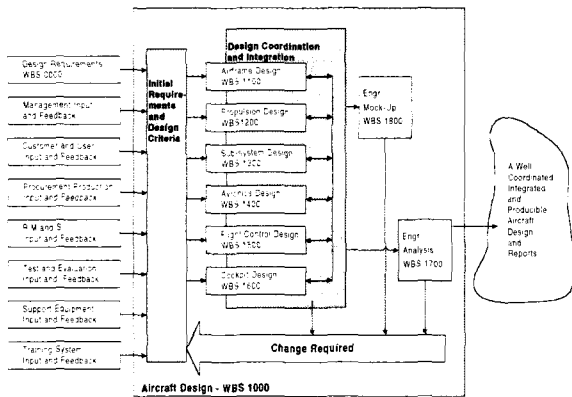
기능 흐름도는 각 기능들을 파악하고(Functional Identification), 분야간 업무 흐름 및 입/출력 기준(Entrance/Exit Criteria)을 규정하는 방법으로서, 체계 수준의 요구도를 각 기능 수준의 요구도로 세분화시키는데 이용한다. Fig. 2, 3, 4는 한국형 고등 훈련기 개발 과정에서 연구되었던 기능 흐름도를 체계 수준(WBS 0000), 항공기 수준(WBS 1000), 그리고 계통 수준(WBS 1800)에 대하여 보여주고 있다⁽⁴⁾.



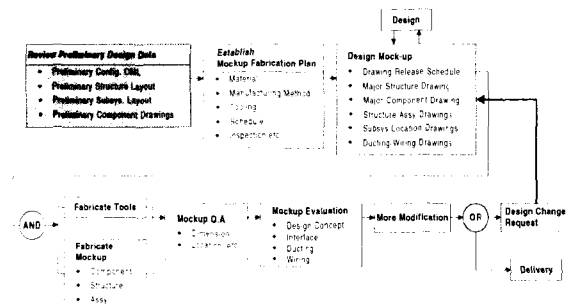
(Fig. 1) Functional Analysis and Requirements Allocation/Tracking Process



[Fig. 2] Functional Flow Block Diagram of KTX-2 Aircraft (System Level)



[Fig. 3] Functional Flow Block Diagram of KTX-2 Aircraft (Aircraft Level)



[Fig. 4] Functional Flow Block Diagram of KTX-2 Aircraft (Subsystem Level)

기능분석 연구를 위해서, 먼저 기능 파악(Functional Identification)을 행하게 되며, 이는 기본설계 과정에서 정립되는 개발 항공기 체계의 규격 분류도(Specification Tree) 및 중량/비용 분류도(Weight/Cost Trees),

그리고 기능별 입/출력 기준(Entrance/Exit Criteria), 업무 흐름도(Task Flow), 각 분야별 세부 업무 계획 등을 토대로 작성된다. 기능파악을 위한 설계 분야간 기능 연관도(Functional Interface Data Flow)의 예가 Fig. 5에 주어져 있다⁴⁾.

Aerodynamic Design and Analysis

Input	Major Tasks	Output
• Configuration Design & Data OWI, CD1	AA01 Wind Tunnel Test (Low speed High speed)	• Aerodynamic Coefficients AA
• Configuration Design & Data OWI, CD1	AA02 Air Load Analysis	• Airloads Analysis Results
• Aerodynamic Coefficients AA	AA03 Wing Design Optimization	• Wing Lines AR Wash Angle, T/C Sweep Angle
• Aerodynamic Coefficients AA	AA04 High Lift Sys. Design	• High Lift Device Geometry Planform
• Configuration Design & Data OWI, CD1 • SAC Data	AA05 Status Aircraft Analysis	• Trimmed Data

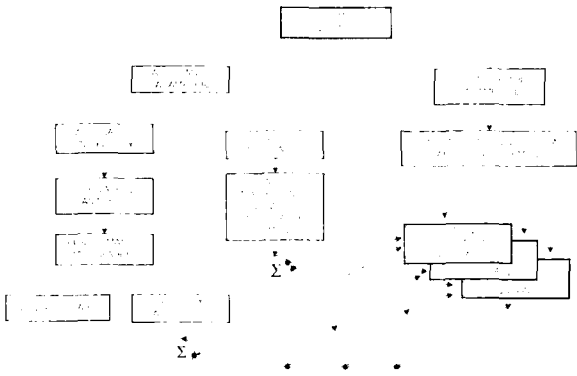
[Fig. 5] Functional Interface Data Flow of Aerodynamics Group

3. 설계요구의 할당 및 추적

(Requirements Allocation and Tracking)

3.1 설계요구의 할당

체계 수준의 운영요구도는 체계 및 각 계통 설계를 위하여 분석되고, 분해되어 설계 구속 요건 혹은 설계 지침으로 작용하게 된다. 기능 분석(Functional Analysis)을 통하여 파악된 각 기능별 연관성 및 분류 체계를 토대로 최상위 수준의 운영요구도는 세부 계통 수준(Subsystem Level), 요소 수준(Element Level), 그리고 형상 품목(Configuration Item) 수준까지 분해, 할당된다. 설계요구는 최상위 운영 요구도 및 RM&S 요구도 그리고 설계 파라미터(가격, 무게, 체적 등)를 포함하며, 할당 가능(Allocable) 요구도 및 전체로서 적용될(Non-Allocable) 요구도로 나누어서 적용된다. 할당 가능한 요구도의 전체 합은 최상위 수준의 요구도가 될 것이다. Fig. 6은 설계 요구의 분해 및 할당 과정을 보



(Fig. 6) Requirement Flow Down Process

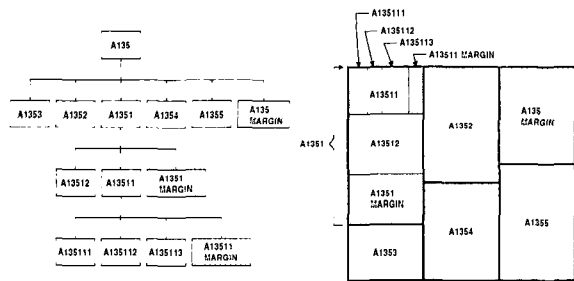
여주고 있다⁵⁾.

운영 요구도가 정립되는 개념설계 이후 본격적인 기능 분석 연구가 이루어지며, 이에 따라 요구도 할당 업무가 수행된다. 할당된 요구도는 각 기능별 혹은 계통별 설계가 진전, 변경됨에 따라 변화될 수 있으며, 그때마다 상위 수준의 요구도 변화 및 전체 설계에 미치는 영향들이 면밀히 파악되어 설계 변경 결정에 이용될 수 있어야 한다. 이를 위해서는 각 기능별 적절한 문서화(Documentation)가 필요하며, 요구도 및 설계인자 변경을 정확히 추적(Requirement Tracking)할 수 있어야 한다. 설계요구의 할당을 위한 기본문서로 설계요구할당서(RAS, Requirements Allocation Sheets)가 있으며, 기능흐름도 상의 각 기능에 대한 설계 요구를 문서화한다³⁾. 설계요구할당서는 형상품목 규격서가 작성된 후인 상세 설계 단계에서 주로 이용되며 기본 설계 단계에서는 문서화로 인한 추가 노력을 줄이기 위해서 전체 설계요구를 정리한 보다 간단한 문서로 대체 하기도 한다.

3.2 설계 여분 관리(Design Margin Management)

설계 여분(Design Margin)은 체계의 개발 과정에서 문제 해결을 위하여 추가로 확보하여 관리되는 양으

로서 항공기의 경우 중량, 비용 등과 할당이 가능한 설계 요구들이 대표적으로 적용되는 설계 여분 관리 대상이 된다. Fig. 7은 설계 여분을 포함한 전체 설계 요구의 분류도와 구성을 보여주고 있다. 설계 요구치(Required Value)와 설계 목표치(Target Value)와의 차이가 설계 여분(Design Margin)이 되며 설계 요구치와 상위 수준의 설계 목표치가 정립되어야만 하위수준으로의 설계 요구 할당이 가능하며 설계 여분 관리를 수행할 수 있다. 설계 여분 관리는 시스템 엔지니어가 개발 형상에 대한 조정과 통제를 위한 중요한 수단이다⁶⁾.



(Fig. 7) Design Requirements Architecture

3.3 설계 요구의 추적(Requirements Tracking)

체계 설계를 위한 모든 요소(Elements)들과 관련되는 설계요구 항목(Requirements Items)은 가장 상위 수준인 수요자의 운용요구까지 추적 가능(Traceable) 해야 한다. 설계요구의 할당이 Top-Down 방식의 흐름 과정이라면, 설계요구의 추적은 상위수준과 하위 수준 설계요구들간의 관계를 Bottom-Up 적으로 연결해주는 과정이다. 효과적인 설계요구의 추적을 위해서는 최상위의 운영요구도로부터 각 형상 품목의 규격 수준의 설계 요구까지 횡적, 종적으로 일목 요연하게 요구도 추적이 가능하도록 데이터베이스의 체계화 및 문서 추적 방법의 확립이 필요하다.

설계요구 할당 및 추적 연구는 먼저 요구도 추적 매트릭스(RTM, Requirement Traceability Matrix)를 구성하고, 각 기능별로 고유 명칭(PUID, Program Unique Identifier)을 부여하여 설계요구를 추적한다. 기능분석 연구 및 설계요구의 할당 및 추적 연구를 통하여 체계요구를 효율적으로 관리하며, 설계 및 규격 변경 등의 영향 등을 분석할 수 있다. 체계의 상세 설계 단계에서의 기능 분석 및 설계요구 할당/추적 연구는 수만 개의 기능 분화가 이루어짐에 따라 더욱 복잡하고 중요한 분야가 되므로 기본설계 단계에서의 명확한 개념과 틀의 정립이 중요하다⁽⁴⁾.

설계 요구의 추적, 관리를 효율적으로 수행하기 위한 전산화된 도구들(CBSE, Computer Based Systems Engineering Tools)이 상용으로 이용 가능하다. Requirements Traceability Manager, Requirements Traceability and Management, RDD-100 등이 대표적이며⁽⁷⁾, 각 소프트웨어 및 하드웨어 별 특성 및 장, 단점 그리고 가격 등에서 차이를 보이고 있다. 기본 설계 단계의 설계 요구 할당 및 추적을 위해서는 복잡한 전산도구 보다는 간단한 추적 및 데이터베이스 작업이 가능한 PC 용 소프트웨어를 이용하는 것이 효율적이다. 다만 상세 설계에 적용을 위한 설계 요구 추적 체계 구축은 반드시 필요하다. Figure 8은 개념/기본 설계 단계(Figure 8A)와 상세설계 단계(Figure 8B)의 Requirements Traceability Matrix의 예⁽⁷⁾를 각각 보여주고 있다.

요구도 항목	RS #1		RS#2		RS #3	
	REQ.	근거	REQ.	변경근거	REQ.	
1. 비행 성능 - 최대 속도 - 순항 고도 - 회전 반경 :	M 0.97 @ 30Kft 30Kft :	Trade Study #1 T.S. #2	M 0.96 @ 30Kft	T.S.#12	-	
2. 임무 성능 - 순항 거리						

(Fig. 8A) Requirements Traceability List (Conceptual/ Preliminary Design Stage)

SYSTEM TYPE A SPECIFICATION				ELEMENT TYPE B1 SPEC				B2 SPEC	
PARA	PUID	PARA	PUID	PARA	PUID	PARA	PUID	PARA	PUID
3.2.1.1.1	SYS0010	3.7.1.1		3.2.1.2	EPS0020	3.7.2.1	PDB0034	3.2.1.2	PDB0090 PDB0095 PDB0098 PDB0100 PDB0110 PDB0120 (OTHER B2 SPEC) (AS ABOVE)
				3.2.3.2	EPS0021	3.7.2.2	PDB0045	3.2.2.4	PDB0045

(Fig. 8B) Requirements Traceability Matrix (Detail Design Stage)

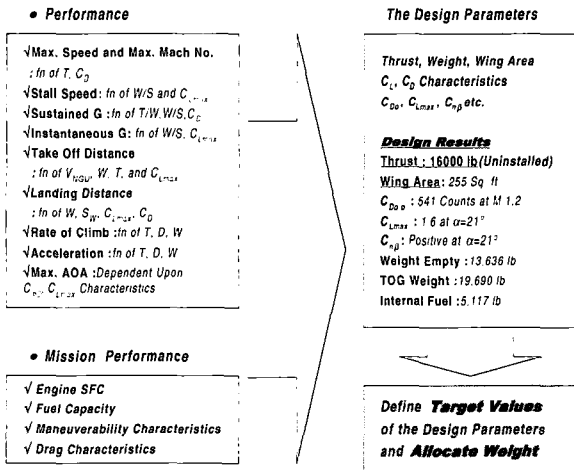
4. 항공기 기본 설계에의 적용

요구도 할당의 첫 단계는 주어진 설계 요구들 중에서 할당가능(Allocable)한 설계요구와 할당이 어려운(Non-Allocable) 설계요구를 구분하는 것이다. 민간 항공기의 경우에는 성능요구도 및 항공운항규정 등의 최상위 요구도로부터 항공기 무게, 대당 가격, 직접운 영비 (Direct Operation Cost), 정비성 등과 항공기 내, 외부 소음 정도 (Noise Levels), 연료 소모량, 배기가스 (Emissions) 등의 설계 요구가 각 계통에 할당되어야 한다⁽⁸⁾. 군용기의 경우 우선 할당 가능한 설계요구로는 무게, 가격 및 RM&S 요구도(MTBM, MMH/FH) 등의 성능 및 운용과 관련된 요구도와 내부 용적(Internal Volume), 전기부하 (Electric Loads) 등의 계통 요구를 들 수 있다.

설계요구를 다음 단계로 할당하기 위해서는 앞에서 언급한 바와 같이 기능 식별(Functional Identification)이 각 세부계통 혹은 형상품목에 대하여 이루어져야 한다. 체계 운용 개념과 임무 분석을 통하여 수요자 (Customer)는 체계 운용요구(Operational Requirements)를 제시하게 되며, 체계 설계자는 이러한 운용요구를 분석 (Requirements Analysis)하여 기능 식별로부터 파악된 각 기능에 요구도를 할당하게 된다. 할당된 설계요구는 설계 구속요건 혹은 설계 기준이 되어 체계설계 결과의 검토 및 균형에 이용된다. 설계 요구의 할당 및 추적 과정은 기능분석 과정과 함께 Fig. 1에 주어져 있다.

4.1 분해되지 않는(Non-Allocable) 성능/임무 요구의 할당

분해되기 힘든 설계요구 중에는 항공기 성능 및 임무와 관련된 요구를 들 수 있으며, 설계 요구와 실제 형상 설계를 관련짓기 위해서 각 설계 요구와 연관된 설계 파라미터의 파악이 필요하다. 최대속도, 실속속도, 선회성능, 가속성능 등은 엔진의 추력, 무게, 날개 면적, 양력 및 항력 계수, 안정 미계수 등의 설계 파라미터에 따라 결정된다⁽⁴⁾. 이러한 설계 파라미터의 목표치(Target Values)는 설계 결과를 고려하여 결정하며 할당이 가능한 설계 파라미터는 각 기능별로 할당한다. Fig. 9는 항공기 성능요구와 연관된 설계 파라미터를 보여주고 있으며 Figure 10은 항공기의 항력계수를 각 부분 별로 할당한 예를 보여주고 있다⁽⁸⁾. 항공기의 무게와 가격은 대단히 중요한 설계 파라미터로서 각 계통, 각 형상 품목 별로 목표치를 정하여 설계를 평가하고 통제한다.



(Fig. 9) Allocation of Non-Allocable Performance and Mission Requirements

	A	B	D
A. VORTEX DRAG	(SUM Av)	(SUM Bv)	(SUM Dv)
DRAG OF PLANE WING			
DRAG DUE TO WING TWIST			
WING TIP CORRECTION			
DRAG DUE TO FUSELAGE LIFT			
HORIZONTAL TAIL PLANE DRAG (TRIM)			
B. PROFILE DRAG (SMOOTH CONDITION)	(SUM Ap)	(SUM Bp)	(SUM Dp)
WING - MINIMUM DRAG			
-INCREMENTAL DRAG			
FUSELAGE - BASIC DRAG			
-BOTTOM AND BASE DRAG			
-LIFT SWEEP AND INDUCED EFFECTS			
TAIL BOOMS			
NACELLES - EXTERNAL (FAN) COWLING			
-GAS GENERATOR			
-PLUG			
-PYLONS			
HORIZONTAL TAIL PLANE	()	()	()
-MINIMUM DRAG			
-DRAG DUE TO α AND α _{cr}			
VERTICAL TAIL PLANE			
C. INTERFERENCE CORRECTIONS	(SUM Ac)	(SUM Bc)	(SUM Dc)
WING/FUSELAGE	()	()	()
-VORTEX DRAG			
-VISCOUS INTERFERENCE DRAG			
-LIFT EFFECT ON FUSELAGE DRAG			
NACELLE/AIRFRAME	()	()	()
-VORTEX DRAG			
-PROFILE DRAG			
TAIL PLANE/TAIL PLANE			
TAIL PLANE/AIRFRAME			
SUB-TOTAL			

(Fig. 10) Breakdown of Drag Coefficient for Drag Estimation

4.2 할당이 가능한(Allocable) 설계 요구 - RM&S 요구도

RM&S 요구도는 상대적으로 쉽게 할당할 수 있는 설계 요구이다. 항공기의 설계와 계통 선정에 영향을 미칠 수 있는 대표적인 RM&S 요구도를 선정, 각 계통별로 할당하고 평가한다. RM&S 분석과 지원체계의 설계에는 통상적으로 Work Unit Code이 사용되며, Table 1은 Work Unit Code에 따라 할당된 MTBM(I), MMH/FH, 그리고 MTTR 요구도를 보여 주고 있다. 할당된 RM&S 요구도는 세부계통이나 요소의 설계 혹은 구매시의 구속요건으로 이용되며 궁극적으로는 부품판매업자(Vendors)나 계통의 선정에 중요하게 고려된다.

(Table 1) Allocation of RM&S Requirements

WUC	MTBM(l)	MMH/FH	MTTR
Airframe(11000)	32	0.54	1.2
Cockpit(12000)	166	0.14	2.4
Landing Gear(13000)	57	0.46	1.5
Flight Control(14000)	80	0.3	2.2
Engine(23000)	160	1.2	3.8
Auxiliary Power(24000)	89	0.44	2
ECS(41000)	210	0.27	3.8
Electric Power(42000)	122	0.36	3.6
Lighting(44000)	120	0.09	1.5
Hydraulic Pneumatics(45000)	220	0.4	1.3
Fuel(46000)	280	0.42	1.8
Emergency Survival Equip.(91000)	340	0.074	1.2
Personnel and Misc. Equip.(96000)	1200	0.006	0.7
Explosive Devices(97000)	4100	0.027	0.6
Total (RS#s)	7.2 Hrs	7.3 Hrs	3.2 Hrs

4.3 할당이 가능한 세부계통 설계요구

세부계통 설계요구를 할당하기 위해서는 요구성능이나 요구량(Required Capacity)을 먼저 파악해야 한다. 각 설계 요구항목(Requirement Items)에 대한 설계 조건(Design Conditions)을 명시하고 주 구성요소와 부 구성요소를 파악하여 각 세부계통 수준의 설계 요구, 혹은 규격서 상의 요구치를 할당한다. 항공기 기본설계 단계에서 할당할 수 있는 세부계통 요구항목으로는 추출공기(Bleed Air)양, 에어컨 냉각하중(ECS Cooling Load), 보조동력 축마력 (APU Shaft Power), 유압용량 (Hydraulic Capacity), 그리고 전기 부하(Electric Load) 등을 들 수 있다. 이러한 기준에 따라 할당된 설계 요구항목들은 전체 체계의 균형설계(Balanced Design)를 위하여 대단히 중요하며 계통설계의 평가 기준이 된다. Fig. 11.A - Fig. 11.E는 세부계통 설계 요구항목의 할당 예를 보여주고 있다.

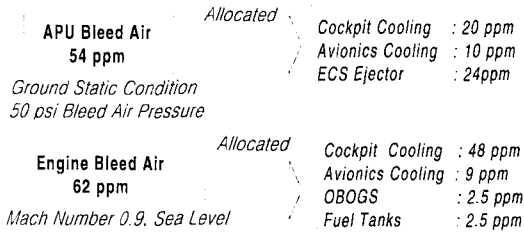
4.4 항공기 무게와 가격 요구의 할당 및 추적

항공기의 무게와 대당 가격(Flyaway Cost)은 전체 설계 과정에서 특별히 중요하게 고려되어야 할 설계

Bleed Air

Design Condition

- Sea Level
- Mil-STD 210A 20% Hot Day
- 32 psi Bleed Air Pressure(Engine)
- Design Margin of 5% of the Total Load

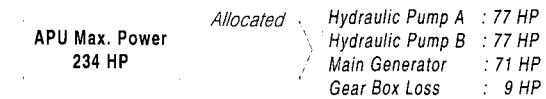


(Fig. 11A) Allocable Subsystem Level Requirements - Bleed Air

PTO Shaft Power

Design Condition

- Engine Failure and APU Operating
- Hydraulic Pump Efficiency of 82% at 35 ppm
- Generator Efficiency of 77% at 43 KVA
- Gear Box Loss of 7 - 9 HP

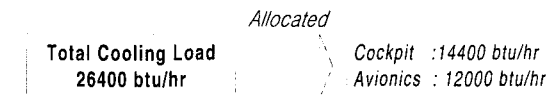


(Fig. 11B) Allocable Subsystem Level Requirements - APU Shaft Power

ECS Cooling Load

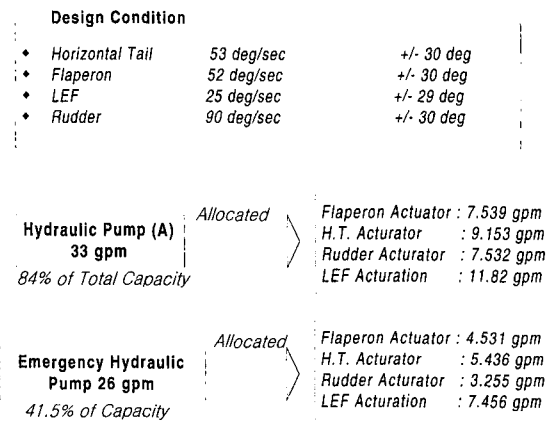
Design Condition

- Sea Level
- Mil-STD 210A 20% Hot Day



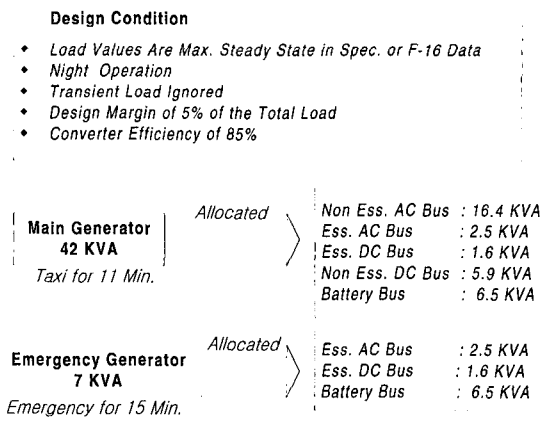
(Fig. 11C) Allocable Subsystem Level Requirements - ECS Cooling Load

Hydraulic Capacity



(Fig. 11D) Allocable Subsystem Level Requirements - Hydraulic Capacity

Electric Load



(Fig. 11E) Allocable Subsystem Level Requirements - Electric Load

파라미터이다. 무게와 대당 가격의 할당 및 추적은 각 설계 단계별로 정립되는 계통, 요소, 혹은 형상품목 수준에서 이루어진다. 개념설계 단계에는 주로 계통 수준, 기본 설계 단계 종료시점에는 형상품목 수준에서 할당 및 통제가 이루어지게 된다.

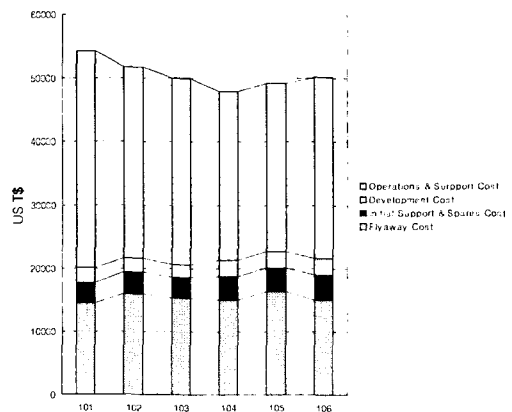
무게 분류도 (Weight Tree)와 대당 가격 분류도(Cost Tree)는 규격 분류도(Specification Tree)와 업무분해구

조 (Work Breakdown Structure)를 기초로 작성되며, 기본 설계 말기에 형상품목 개발 규격(CIDS, Configuration Item Development Spec, B2)이 작성되게 되면, 계통, 혹은 요소 수준의 설계 요구 혹은 개발 규격이 요구도 추적의 일환으로 관리된다.

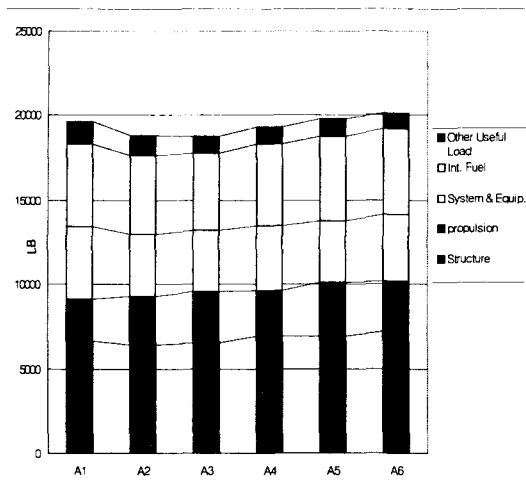
항공기 무게 관리를 위해서는 각 형상품목에 대한 목표치를 설정해야하며, Fig. 7에서와 같이 설계 여분 관리 (Margin Management)를 활용하게 된다. 개념 설계 단계에는 형상이 크게 변하므로 통상적인 무게 관리는 이루어지기 힘들며, 형상 품목을 선정하는 기본설계 단계에 중량 목표치의 선정과 함께 통제 및 관리가 가능하다.

전체 항공기 수준에서의 무게 목표치와 대당 가격 목표치를 설정하면 형상품목까지 목표치를 할당하게 되고 형상품목의 정립과 함께 본격적인 무게와 대당 가격 요구도의 추적이 가능하다. Fig. 12, Fig. 13은 항공기의 무게와 양산단가 요구도의 추적 과정을 보여주고 있다.

개념 및 기본 설계 단계의 결과로 정립된 기동 성능, 임무 성능, RM&S 요구도 등의 운영 요구도와 항공기 각부 계통 설계 결과를 바탕으로 상세설계 단계에서는 최우선 품목(B1) 및 중요 품목(B2)의 개발 규격서 초안을 바탕으로 세부적인 기능 분석, 요구도 할당 및 추적 연구가 이루어진다.



(Fig. 12) Aircraft Weight Tracking



(Fig. 13) Aircraft Flyaway Cost Tracking

5. 결 론

항공기 개념 및 기본 설계 단계에서 체계공학과정을 적용한 기능분석 연구를 통하여 설계 분야간 기능 연관도와 기능 흐름도를 작성하여 각 기능의 분해와 연관성을 파악하였으며, 기능 분석 연구 결과를 바탕으로 설계 요구의 할당 및 추적 연구를 수행하였다. 전체적으로 적용이 가능한(Non-allocable) 항공기의 성능 및 임무와 관련된 요구도는 설계 파라미터를 찾아 목표치(Target Values)를 정하고 각 부분 별로 할당하였으며, 각 기능별 할당이 가능한(Allocable) 계통 관련 설계 요구와 RM&S 요구도, 그리고 항공기 무게 및 대당 가격(Flyaway Cost) 등의 설계 요구는 형상 품목 수준까지 설계 요구를 할당하여 전체 체계의 균형 있는 설계에 적용될 수 있도록 하였다. 이러한 개념 및

기본 설계 단계에서의 항공기 설계 요구의 할당 및 추적 연구는 항공기의 상세 설계 단계에의 적용뿐만 아니라 앞으로의 항공기 설계 및 개발에도 유용하게 이용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

1. 이재우, 박민우, “항공기 개념 및 기본설계에서의 Systems Engineering”, 제4회 항공기 개발기술 심포지움, 국방과학연구소, 1996년 11월.
2. Systems Engineering, MIL-STD-499B, Sep. 1993.
3. Kockler, F.R. et al., Systems Engineering Management Guide, Defense System Management College, Technical Management Department, Jan. 1990.
4. 이재우 외 4명, “고등 훈련기 체계 분석”, ASDC-201-960242, 국방과학연구소, 1996.
5. Sailor, J.D. An Introduction to System Engineering, IEEE Press, 1990.
6. 이재우 외 4명, “고등 훈련기 체계 기술 관리”, ASDC-201-960241, 국방과학연구소, 1996.
7. Sailor, J.D. The System Engineering Process, The University of Kansas Short Course, Mar. 1994.
8. S. Jackson, “Systems Engineering for Commercial Aircraft,” 7th Annual International Symposium of the International Council on Systems Engineering, August, 1997.
9. E. Torenbeek, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, 1988.