

# 터보프롭 항공기 추진기관 시스템 종합 최적 설계 연구

## Study on the Propulsion System Integration Optimization for a Turboprop Aircraft.

\*공창덕, 김진원

조선대학교 우주항공공학과

요약

The Propulsion System Integration can be defined as the optimization technology of combining the propulsion system components with the airframe to achieve the overall aircraft mission performance goals. The disposition of propulsion system components on engine compartment enveloped by front fuselage and fire bulkhead is very restricted because of the interference with nose L/G and engine mounting strut. The design of components depends on the traditional technical data base. The engine satisfying a customer's ROC was selected among worldwide existing engines by the comparison studies of performance analysis with engine installed effect, future growth potential, ILS, and application to aircrafts, etc. The ground test of the propulsion system integration was performed in the test cell and on the aircraft to assure the function of the components. The flight test was performed to confirm complying the performance requirements.

### 1. 서론

추진기관 시스템 종합은 항공기의 요구임무 성능을 만족하도록 추진기관 관련 시스템을 항공기 기체에 조화시키는 "기술"로 정의할 수 있으며, 외형적으로는 공기역학적 성능이 우수하고, 내부 형상에 있어서는 각 계통의 성능을 최대로 할 수 있는 형상을 구하는 것이 궁극적인 목적이다.

추진기관 시스템 설계에서 중요한 문제는 엔진의 장착이 항공기 주위유동 및 성능에 미치는 영향을 분석하는 것과, 반대로 항공기 동체가 엔진장착 성능 및 관련계통의 유동특성에 미치는 영향을 분석하는 것이다. 실제로 공기흡입구와 배기노즐의 유동은 항공기 날개 및 동체의 압력

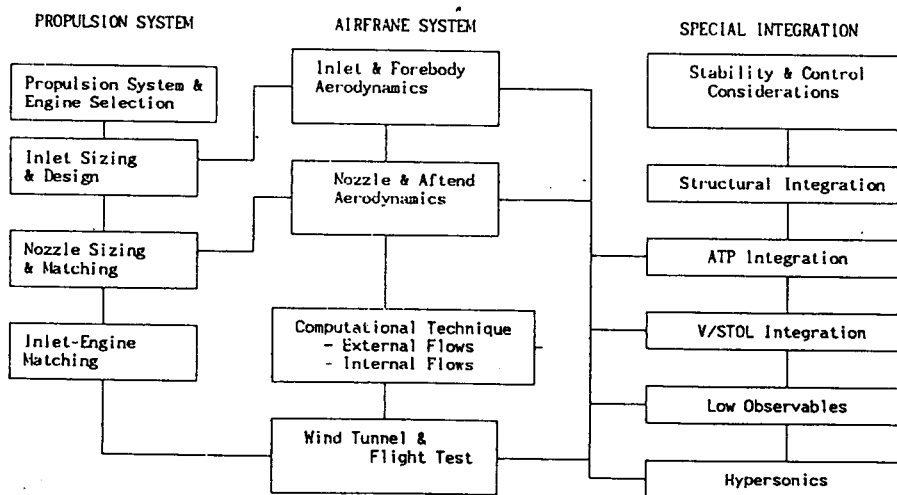


Fig 1 Propulsion System Integration and Design

분포에 영향을 주어 양력, 항력 및 피칭모우멘트의 변화를 가져오며, 반대로 동체는 흡입구와 노즐 주위의 유동에 영향을 주어 각 계통의 성능(압력회수율, 압력분포, 미익부 항력 및 추력)에 영향을 준다.

추진기관 시스템과 관련이 있는 분야 및 종합설계 과정에서는 상호상관 관계는 그림(1)과 같다 [1]. 초기의 추진기관 시스템 종합 연구는 주로 실험적 방법으로 수행되었으며, 컴퓨터의 발달과 함께 Computational Fluid Dynamics(CFD)가 시스템 종합 관련 설계자료를 제공하는 중요한 도구가 되어 왔다[2]. 항공기 설계에 있어서 CFD의 중요한 역할은 Parametric 해석을 통하여 풍동 실험횟수를 최소화 시키는 것이며, 성능에 영향을 미치는 유동현상을 이해할 수 있게 함으로서 설계에 필요한 경비, 시간 및 위험부담을 적게 하고 성능을 향상 시키는 것이다.

KTX-1 훈련/지원기의 추진기관 시스템 종합은 엔진-기체종합, 흡입구-기체종합, 배기덕트-기체종합에 대한 설계/해석 및 시험평가로 구분된다. 각각의 시스템 종합 설계는 기존의 설계자료[3, 4, 5, 8, 9] 및 경험적 방법을 사용하여 수행하였으며, 부분적으로 CFD를 적용하여 수행하였다[6].

## 2. 추진기관 시스템종합 설계

### 2.1 엔진 선정 및 성능분석

#### 2.1.1 엔진 선정

요구되는 항공기 성능에 적합한 엔진의 선정기법은 항공기의 비행영역에 적합한 엔진의 형태를 선정하고 사용되어야 할 엔진의 숫자 및 각 엔진의 출력을 결정하는 과정이다.

Table 1 Propulsion System Parameters

- Low TSFC
- Engine Thrust-to-Weight Ratio
- Engine Off Design Performance
- Thrust Requirements
- Maximum Operating Altitude
- Cruise Pollution
- Air Pollution
- Acquisition and Operating Cost
- Maximum Overall Efficiency
- Reliability and Maintenance
- Engine Size and Volume
- Inflight Restart Capability
- Ability to Augment Lift, Maneuv.

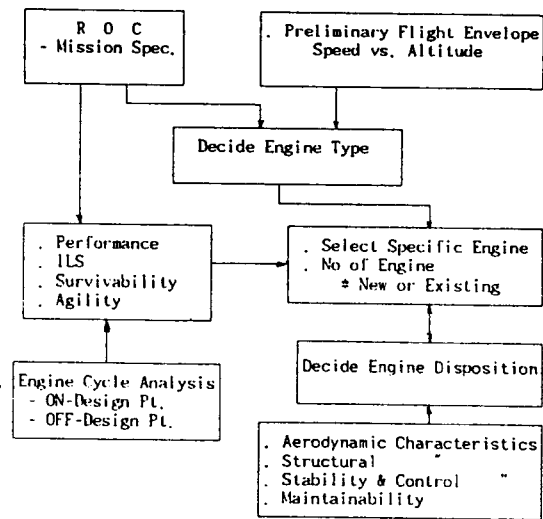


Fig 2 Engine Selection Sequence

선정시 고려되어야 할 추진기관 관련 인자는 표1과 같고[1] 선정과정은 그림2와 같다. 주어진 임무내역(Mission Specification)에 적합한 엔진 형태의 선정은 항공기 비행영역(속도-고도별 영역)을 이용하여 선정할 수 있으며[4, 5] 비행영역별 최적의 적용엔진은 그림3과 같다[4].

KTX-1의 추진기관으로 예비 ROC에 명시된 단발의 터보프롭 엔진은 고도 40,000ft에 고아음속 영역까지 적용가능한 엔진으로 항공기 비행영역을 고려할 때 적절한 형태의 추진기관 선정으로 판단된다. 엔진의 선정은 새로운 엔진의 개발이나 기존 엔진 중에서 요구조건에 적합한 엔진을 선정하는 두가지 방법이 있으나, 새로운 엔진 개발은 개발 및 인증에 필요한 경비 및 개발 기간을 고려하여 적절하지 못한 것으로 판단되어 후자를 택하였으며, 사용 가능한 항공기용 터보프롭 엔진(400-600shp)은 표2와 같다[6]. KTX-1 항공기의 요구조건, 성능, 엔진의 신뢰성, ROC변경

이나 요구출력의 증가시 설계변경의 용이성 및 기존 항공기에의 적용사례 등 표1에 기술된 항목을 고려하여 가장 적합한 엔진으로 Pratt & Whitney Canada사의 PT6A-25A를 초기에 선정하였으며, 그후 군 요구성능의 상향조건 및 기존개발 항공기와의 연관성을 고려 PT6A-62가 선정되었다(표3 참조).

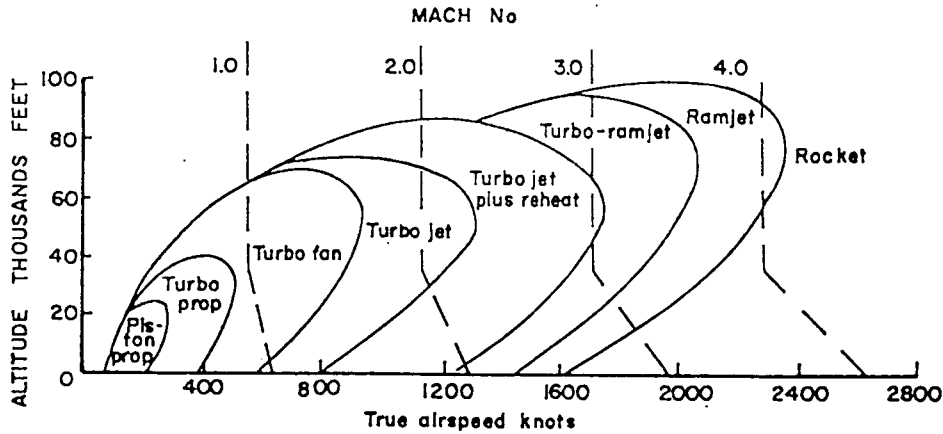


Fig 3 The Level Flight Propulsion Picture

### 2.1.2 엔진의 장착성능분석

제작사가 제공한 터보프롭 엔진의 특징은 표3과 같다. 항공기 성능의 예측을 위해서는 추진기관의 장착성능 및 항공기 항력의 정확한 예측이 필요하며, 엔진의 장착 성능관련 인자의 부하는 항공기 각 계통의 부하 해석을 통하여 이루어 진다. 부하의 일반적인 값과 KTX-1의 적용값은 표4와 같다. 장착 효과를 고려한 엔진 장착성능 해석 결과는 그림4와 그림5와 같다.

### 2.2 엔진-기체 시스템 종합 [( ) 은 성능향상모델의 경우임.]

엔진의 장착 위치에 영향을 미치는 인자는 항공기의 조종성 및 안정성, 항력, 무게 및 무게중심, 흡입구의 요구조건, 접근성 및 정비성 등을 들 수 있으며, KTX-1은 ROC의 요구에 의하여 단발 터보프롭의 견인식 항공기의 조건을 만족하여야 한다.

상기 조건을 고려하여 얻어진 엔진 및 관련 장치를 포함한 전방동체의 형상은 그림6과 같으며, 전방동체의 내부는 엔진, 공기흡입구, 전방착륙장치 및 Wheelbay, 오일냉각기, ECS계통 등으로 구성되어 있다. 흡입구의 형태는 전방동체 내부의 전방 방화막과 후방 방화막으로 구성된 Plenum Chamber형태로 상당히 긴 덕트를 필요로 하며, 이로 인해 전방동체 내부의 전체적인 배치에 어려움이 있다.

엔진의 장착 위치는 엔진의 프로펠러 장착프레지 끝단을 엔진회전 중심점으로 엔진 전방을 우측으로 2도, 아래로 2도 경사시켰으며, 이는 프로펠러의 Power Effect를 최소화 시키기 위함이다. 엔진 장착 구조물은 Truss구조로서 진동 차폐기를 통하여 엔진에 연결된다. 전방 착륙장치 구조물과 직접적인 연결을 피하여 방화벽에 장착하므로 가능한 착륙장치의 부하를 엔진에 전달되지 않도록 하였다.

흡입구는 Aspect Ratio가 3성능향상형 4인 Chin(Scoop)"형 흡입구로서 엔진 밑부분, 전방 착륙장치의 전방에 설치되어 있으며, 관성분리기를 가지고 있다. 덕트의 확산부 중심축은 항공기 동체축과 5도(7도)" 엔진 중심축과 3도(2도)"의 경사각을 가지고 배치되어 있으며, 이는 전방동체 내의 관련 계통과의 간섭 및 프로펠러 후류의 Swirl영향 때문이다. 관성분리장치는 Icing조건시 Ice을 관성분리하여, 바이패스 덕트를 통해 대기중으로 방출 시킨다.

초기모델의 경우 선택적으로 Icing조건시 관성분리할 수 있는 장치를 하였으나, 조종사의 조종력 경감을 위해 성능향상형모델의 경우는 고정형 관성분리장치를 사용하였다.

엔진 냉각을 위한 오일냉각기는 흡입구 덕트 밑부분에 설치되며, Flush Type의 NACA흡입구를 통하여 냉각공기를 유입하고, 출구를 통하여 대기에 방출하도록 하였다. 그리고 엔진 주위의 냉각은 프로펠러와 Skin사이 배기덕트와 Skin사이의 틈새 및 후방 Cowling의 통기구를 통해 이루어 진다.

프로펠러는 날개가 3개(4개) 회전직경이 93.5(95)인치인 정속 제어형으로서 역추력 기능과 제빙장치를 가지고 있다. 지상과의 간격은 정지상태에서 264.9mm이고, 이륙시 비상상태(FAR 23.925)에서는 39.5mm이다.

Table 2 Comparison of Competitive Engine

Engine	Manu- facturer	Power kw(shp)	Dia(in)		Config- uration	SPC shp/shp	Certifi- cation	Applications
			L	D				
PT6A-112	P&WC	375(500)	62	19	3/1+2	.637(e)	1978	Cessna-Reims Caravan II Cessna Conquest
PT6A-114	P&WC	447(500)	62	19	3/1+2	.640(e)	1984	Cessna 208 Caravan I
PT6A-21	P&WC	410(550)	62	19	3/1+2	.640(e)	1974	Beech King Air C90A
PT61-25A	P&WC	410(550)	62	19	3/1+2	.630(e)	1976	Pilatus PC-7
TP319	Turbo- mecca	315(420)	33	19	3/1+1	.557(s)	1987	Aerospacial Socata Omega Valmet L90TP
Z50-B17	Allison	335(450)	39	19	5/2+2	.657(s)	1974-85	Asta Nomad의 16종
M601Z	Motor- jet	382(512)	66	23	3/1+1	.781(s)	-	Zim 37T Agor Turbo
PT6A-62	P&WC	950(1150)	70.5	19	4/1+3	.533(s)	-	Pilatus PC-9
TPE331-12B	Garrett	1100	43.4	21.7	0/2+3	.502(s)	-	Shorts Tucano EMB312

Table 3 Characteristics of PT6A-25A,62 and TPE331-12B

Parameter	Description		
Model/Manuf. Eng. Type	PT6A-25A P&Wc Turboprop	PT6A-62	TPE331-12B
Dimension (Dia x Len/Weight lb)	19" x 62" / 331	19" x 70.5" / 472	21.7" x 43.3" / 467.1
Performance Max. Power	550shp	950(1150)shp	1100shp
Flight Limits	Inverted	30 sec	60 sec
	Wing Vert	3 sec	10 sec
	Nose up	15 sec	15 sec
	Nose down	15 sec	30 sec
Landing Characteristics	Free Power Turbine	Free Power Turbine	Fixed Shaft
	Compressor 3-Axial 1-Centrifugal	Compressor 4-Axial 1-Centrifugal	Compressor 2-Centrifugal
	Annular Rev. Flow Combustor	Annular Rev. Flow Combustor	Annular Rev. Flow Combustor
	Hydro-Mechanical FCU	Hydro-Mechanical + Electronical FCU	Electronical FCU
	Reverse pitch prop.	Reversible pitch prop.	Reverse pitch prop.

Table 4 Engine Performance Parameters

Parameters	Typical	KTX-1
Charge Heating	2 - 3	2.5
Ram Recovery	65 - 90 %	80 %
Inlet Loss	0 - 2 %	0 %
Bleed Air	9 - 17 ppm	2.5(5.25) %
Power Extract	8 - 10shp	13(13.6) shp
Exhaus Area	74(81) in <sup>2</sup>	56(81)

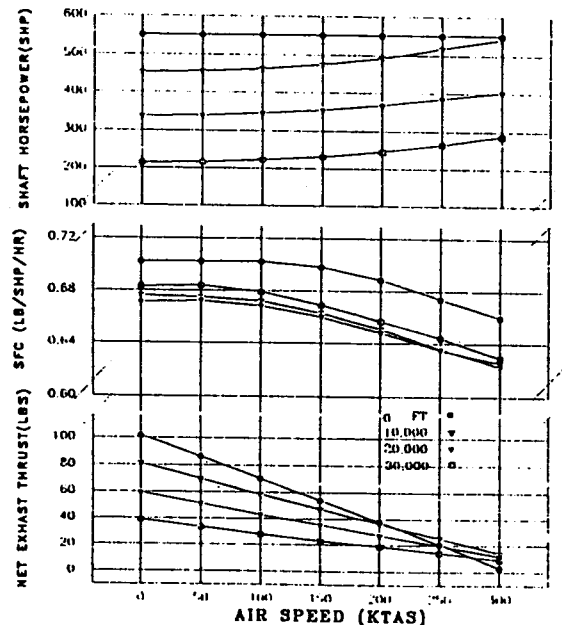


Fig 4 Engine Installed Performance(PT6A-25A)

배기덕트는 전방동체 좌우에 있는 엔진 배기덕트 프랜지에 설치되며, 가능한 항력은 최소화 하면서 배기덕트에 의한 추력 효과는 최대가 되도록 유선형의 “Full Turned” 형상으로 설계 하였다. 또한 엔진 부위는 관련 부품의 검사 및 정비가 빈번한 곳이므로 이를 위하여 Cowling을 4부분으로 나누었다. 전방 Cowling 2개는 탈착이 용이하도록 하였고, 후방 상부 Cowling은 “Hinged Door”로 하여 수시로 접근이 가능 하도록 하였다.

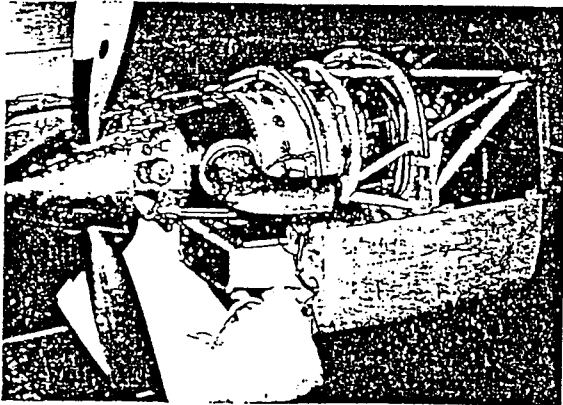


Fig 5 Engine Installed Configuration

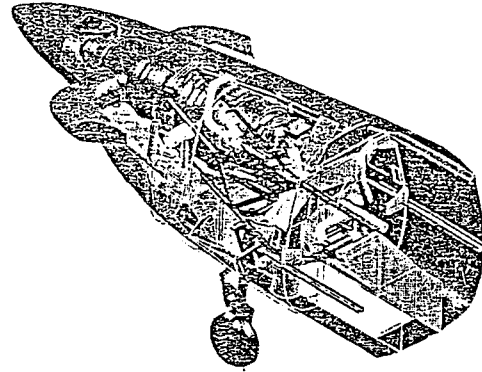


Fig 6 Engine Installed Configuration(Upgraded Model)

### 2.3 공기 흡입구-기체 시스템종합

공기흡입구는 항공기의 성능 및 운용범위에 큰 영향을 미치는 것으로서, 엔진에 공기를 공급해 주는 것을 목적으로 하고있으며, 다음과 같은 사항을 만족하여야 한다.

- 엔진이 요구하는 정확한 공기유량
- 엔진 입구에서 유동의 요구속도
- 낮은 압력분포차 및 높은 유동의 정상성
- 높은 전압력 회복율
- 항력의 최소화

흡입구 설계관련 인자는 엔진 장착위치, 항공기 자세범위, 엔진 흡입공기유동, 덕트 Path Contour, 및 동체와의 유동간섭 등이며 일반적인 설계 과정은 그림7과 같다.

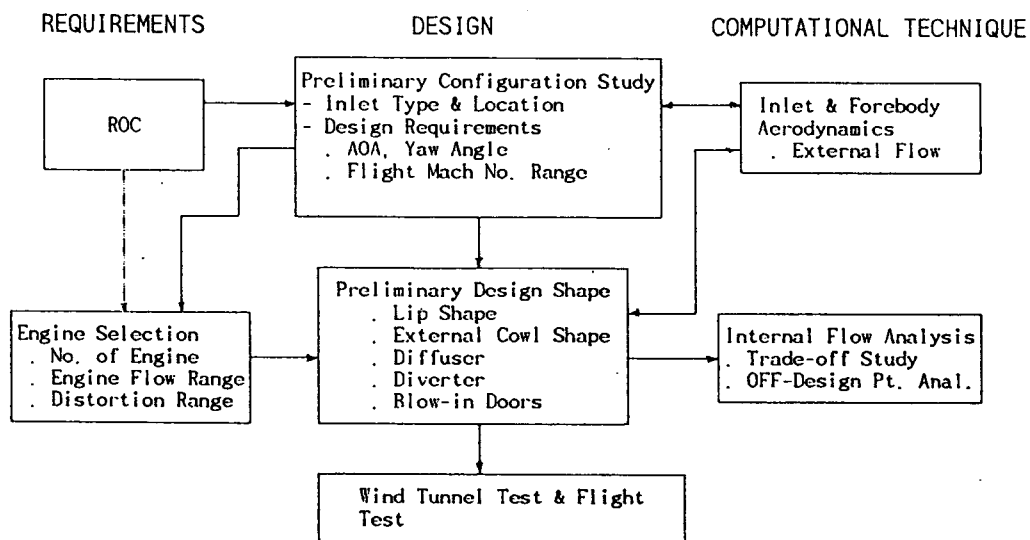


Fig 7 Intake Integration and Design Sequence

KTX-1의 공기 흡입구는 동체의 전방에 설치된 Plenum Chamber 형의 Pitot 흡입구이므로 엔진 입구에서의 흡입공기의 질(압력차 및 비정상성)에 대한 요구가 약하다. 흡입구의 장착위치가 동체의 전방에 있고, 관성분리장치를 가지고 있으므로 FOD의 위험성이 적은 반면 덕트의 길이가 길고 구조가 복잡하다.

### 2.3.1. 흡입구의 설계

공기흡입구의 설계점은 최대 순항속도인 고도 10,000ft에서 속도 250KTAS(290KTAS)"로 하였으며, 설계점에서 엔진공기량은 성능해석 프로그램[7]으로 부터 6.54 lb/sec(7.6lb/sec)"이다. 흡입구 목단면적은 목에서의 속도가 자유류 속도의 반이 되도록 설계하였으며 이때 목단면적은 식(1)과 같다.

$$\frac{M_o}{M_i} = 0.5929 \frac{M_o A_i}{W \sqrt{\theta_o / \delta_o}} (1 + 0.2 M_i^2)^{-3}$$

여기서  $M_o / M_i = 2$  이고  $M_o = 0.376$  이다.

$$A_i = 60.1 \text{ in}^2 (69.75 \text{ in}^2)"$$

흡입구 Lip의 형상은 Super-ellipse로 모델링하였으며, 형상 인자의 설계는 압축성을 고려한 포텐셜 유동해석기법을 이용하여 형상인자의 영향을 해석한 결과[8]를 이용하였다. Incidence Angle이 없는 경우 Contraction Ratio는 Lip의 최대속도에 큰 영향을 주지않으며, 장단축비는 2일 때 가장 이상적이다. 장단축비가 2일때 Supper-ellipse Expoen의 최적치는 2이며, Lip의 외부형상은 NACA-1 Profile이다. 확산부의 압력 회복율은 등가의 원추형 확산부로 가정할 경우 8도 Cone인 경우 최대이므로[9] 이와 동등한 확산률이 되도록 설계 하였다.

관성분리장치는 P&WC의 ESK-9855 관성분리장치를 KTX-1의 형상에 적합 하도록 수정 장착 하였으며, 성능은 원래의 관성분리장치와 동일 하도록 하였다. 성능향상모델에서는 고정면적형인 P&WC의 ESK9725-A를 사용하였다. Bypass되는 공기량은 엔진 공기유량의 최소 12%(5%)"가 되도록 출구 면적을  $25\text{in}^2(15\text{in}^2)"$ 로 하였으며[3] 풍동시험과 비행시험을 통하여 이를 확인한 결과 1/2 정도로 줄여야 하는 것으로 확인되었다.

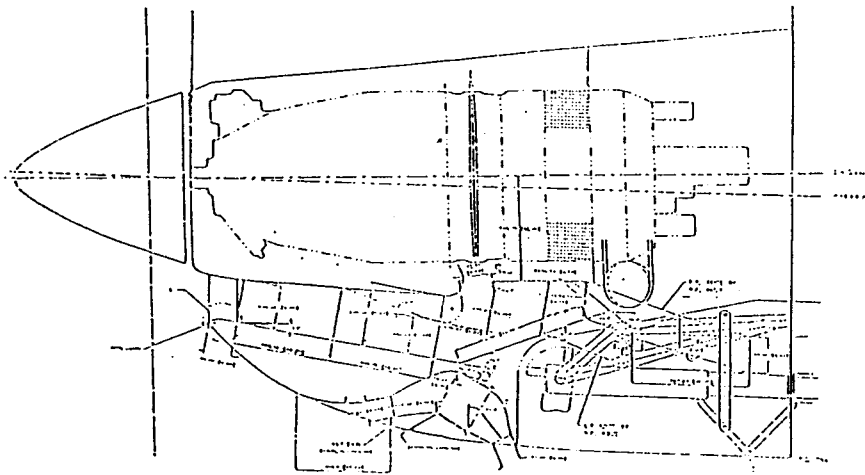


Fig 8 Propulsion System Layout of KTX-1



## 2. 4 배기덕트-엔진-기체 시스템 종합

KTX-1 배기덕트의 주요 설계요구조건은 다음과 같다.

- 배기덕트의 단면적 변화에 따른 이륙시와 순항시 유효출력의 Trade-off을 통한 유효면적의 선정
- 유효출력을 최대화 하면서 공기역학적 항력을 최소화하는 배기덕트의 형상
- 항공기 동체의 과열로 인한 문제점을 최소화하고 동체의 그을음을 최소화하기 위한 배기 가스의 분사 각도

상기의 요구조건을 만족하는 배기덕트의 유효면적을 선정하기 위하여 이륙시 성능과 순항시 성능을 분석한다. 그림 9는 순항시 배기면적의 변화에 따른 유효출력을 나타내며, 그림 10은 대기온도의 변화에 따른 이륙시 엔진출력을 나타낸다. 그림 9에서 알 수 있는 바와 같이 순항시 200KTas 이상에서는 배기덕트의 면적이 적을수록 유효출력이 증가함을 알 수 있으나, 이륙성능을 나타내는 그림 10에서 배기덕트의 단면적이 적으면 적을수록 이륙시 최대출력의 제한이 있음을 알 수 있다. 그래서 배기덕트의 단면적에 따른 덕트의 항력, 유효출력, 및 최대이륙 출력 사이의 상호 검토가 요구된다. 순항시 성능을 높이기 위하여 표준 배기노즐의 유효면적  $74in^2$ 을 20% 줄인  $56in^2$ 으로 하였다. 이 경우 분사계수 (Cd)는 0.85로서 경험적 값을 사용하였다. 배기덕트의 분사효율시험결과 배기덕트의 유효단면적이 배기덕트의 목단면적과 거의 유사한 결과를 보였으므로 [10] 배기덕트의 목단면적이  $56in^2$ 가 되도록 표준 배기덕트의 형상을 보정하였다. 성능향상 모델에서는 유효단면적을  $81in^2$ 으로 상향 조정하였다. 또한 배기에 의한 기체표면 그을음 방지와 배기덕트에 의한 추가추력을 극대화 하기 위해 소위 Thumb nail & Parabolic shape을 취했고 분사 각도를 12도 하였으며 동체로 부터 4in 의 간격을 두었다.(그림 12 참조)

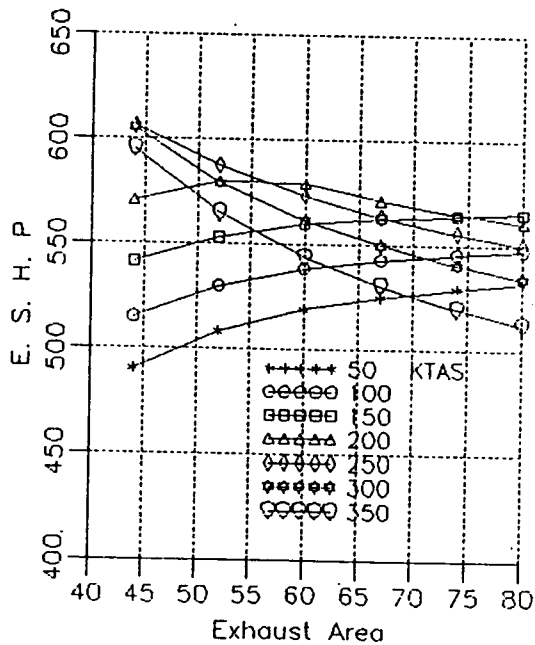


Fig 10 ESHIP vs Exhaust Area at Various Speed and Altitude 10,000ft

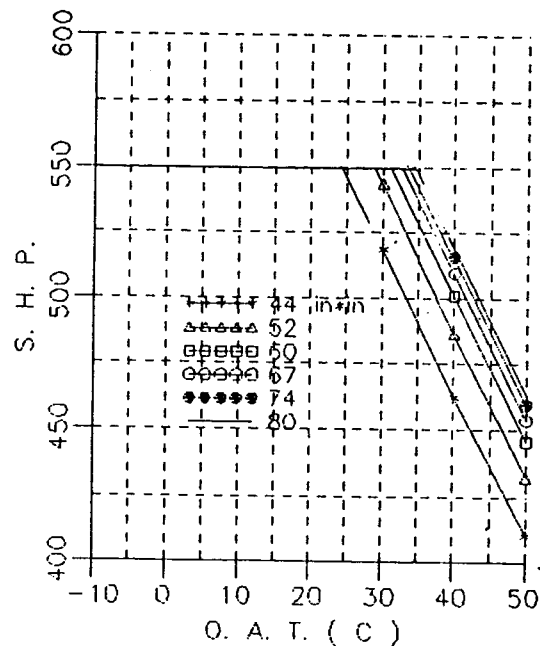


Fig 11 SHIP vs OAT at Various Area and Take Off Power



## 2.5 엔진 냉각시스템 종합

엔진 냉각계통은 항공기 전 운용범위에서 엔진 및 엔진 Compartment내의 온도를 엔진에서 요구하는 범위 내에 유지시키는 것을 목적으로 한다. KTX-1의 오일 냉각시스템의 배치는 2.2절에서 언급한 바와 같다(그림 8,9) PT6A-2A62엔진의 냉각계통요구 조건은 다음과 같다.

- 오일 온도 : 최고 99 Deg C
- 오일 유량 : 90(120) lb/min at 66% aeration
- 냉각계통 압력강하 : 30psi, 최고 50psi
- 냉각능력 : 1020(1120) BTU/min at Max. Power

상기 조건에 적합한 오일냉각기의 선정은 엔진에서 요구하는 냉각열량과 냉각기의 냉각성능을 일치시키기 위한 열량해석과 주변장치와의 간섭으로 인한 제한조건을 고려하여 이루어졌다. 해석결과 오일 냉각기의 냉각공기 요구량은 100 lb/min으로서 이를 위한 흡입구는 NACA 흡입구를 사용하였다. 설계는 참고문헌 [11]과 엔진제작사의 경험을 이용하였으며 설계 결과 입구 목단면적과 출구단면적은 각각 21.2(31.3)", 34.7(56.4)"  $in^2$  이며 그림 8,9와 같다. 터보프롭 항공기에서 엔진 Compartment의 냉각은 일반적으로 프로펠러 스피너 주위의 틈새와 배기덕트 주위의 틈새를 통하여 이루어지나 후방보기 상자 주위의 냉각을 위해 별도의 통기구를 후방 상부 Cowling에 설치하였다. 엔진냉각계통의 설계적합성은 AC 23-8에 의거한 비행시험을 통하여 성능이 확인되었다.

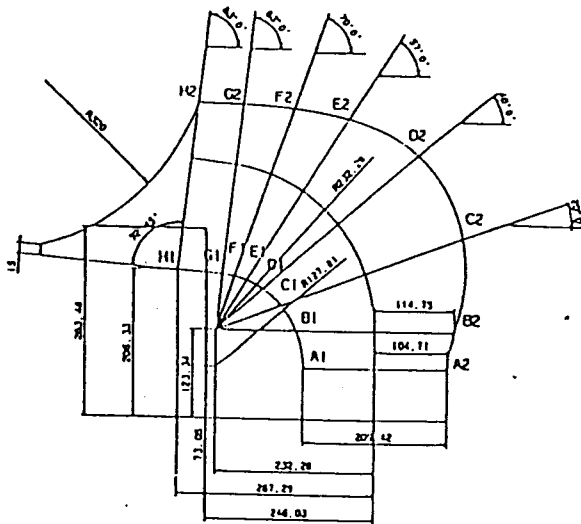


Fig 12 Exhaust Stub Shape  
(Upgraded Model)

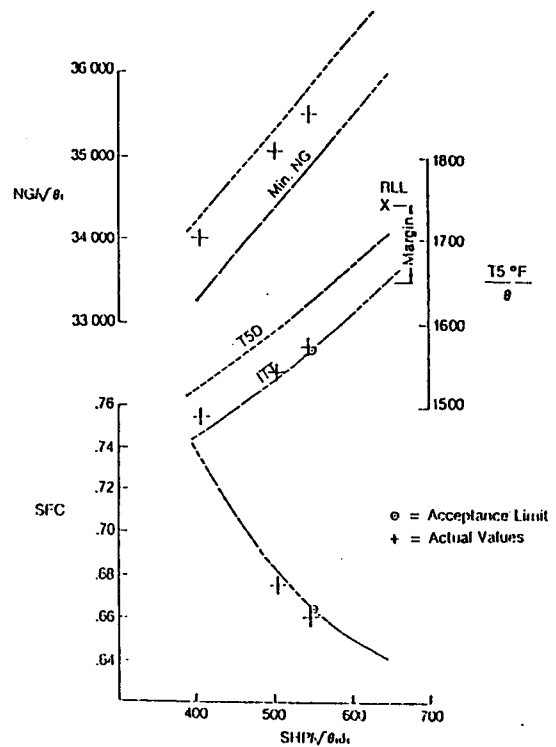


Fig 14 Engine Performance Test Result  
(PT6A-25A (KTX-1-2))

## 3. 추진기관 시험/결과

추진기관 시스템 종합 시험은 지상시험과 비행시험으로 구분되며 목적은 다음과 같다.

- 엔진의 성능 확인
- 추진기관 관련 계통의 기능 점검

- 주변 계통의 장착손실 해석 및 장착성능 확인
- 비행 중 조종성( Handling Quality ) 확인

지상 시험은 Test Cell 시험과 지상 항공기 장착시험으로 구분 수행하였으며, 시험항목은 표 6 과 같고, 관련 시험장치, 시험방법 및 결과는 참고문헌[10]에 자세히 기술되어 있다. 추진기관 시험 중 엔진 기능 시험 결과와 성능 시험 결과는 각각 그림 13,14와 같다.

Table 6 Ground and Flight Test Items

시험종류	수행항목	
지상 시험	Test Cell	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Bare 엔진시험</li> <li>• 추진계통 시스템 기능시험</li> <li>• 추진관련 시스템 기능시험</li> <li>• 엔진시동/Contro Rigging</li> </ul>
	항공기 장착 시험	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 엔진 지상기능시험</li> <li>• 엔진/연료계통 적합시험</li> <li>• 추진기관 성능시험</li> <li>• 지상 정지추력 시험</li> <li>• 역 추력 시험</li> <li>• 추력조절계통 Hysterisis</li> </ul>
비행 시험	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 엔진 비행기능시험</li> <li>• 엔진 장착성능시험</li> <li>• 흡입구/Bypass Ratio 시험</li> <li>• 엔진 냉각계통 실험</li> <li>• 엔진 비행중 재시동 시험</li> <li>• 프로펠러 진동시험</li> <li>• Flight Idle 시험</li> <li>• Unusable 연료량 시험</li> <li>• 비상 연료조절 시험</li> <li>• 배기 노즐 성능시험</li> </ul>	

E1X-1/PT6A-25A ENGINE GROUND RUN CHECK SHEET															
Aircraft Ser. # : E1X-1 Tail # : E1L Ser. #															
Amb. Temp. : 16.6°C Barom. Press. : 1011.5 Date : 91.10.7 Time															
Crew : Pilot : J. B. Lee Recr : S. B. OM															
Reason for Ground Run : First installation of Engine															
Checks to be carried out (delete checks marked) : APPROVED BY															
Check #	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
#	Check														
	Required														
	Observed														
	Front														
	Rear														
1	ENGINE START max. Temp. 1090°C														
2	IDLE SPEED CHECK														
	G/I Ng. 52.7 I 54.0														
	Oil Pressure 49 psi min. 53.														
	Oil Temperature 30°C min. 65.														
	T/I Ng. 42.7 I 67.														
	Oil Pressure 65 - 80 psi 70.														
3	OIL PRESSURE CHECK														
4	FEATHER OPERATION														
	ANG ± 0.3 I ±0.47														
5	TORQUE CONTROLLER														
	Max. torque press. at 1000 rpm 42.5 ± 1 psi 44.														
6	RPM RANGE CHECK														
	Rec. Rp 2200 ± 20 2200														
	No. Rp 1625 ± 25 1770														
7	FCW OVERRIDE														
	satisfactory 0.1														
8	ENGINE SHUTDOWN														
	Shutdown time 30 - 40 sec. 18.														
9	MAX. GOV. SPEED														
	Rp 91.4 ± 0.32 3/A N/A														
10	PROP. OVSPEED GOV.														
	Governed Rp 2025 ± 20 2025														
11	ENGINE PERFORMANCE CHECK														
	- Target torque pressure I psi N/A														
	- Max. gas generator speed Ng I °C N/A														
	- Max. inter-turbine temp ITT I °C N/A														
	- Max. fuel flow WF I lb/hr N/A														
	- Oil pressure 65 - 80 psi N/A														
	- Oil temperature 30 - 80 °C N/A														
12	REVERSE POWER SETTING														
	Rp 2112 Max 4.30 S/A														
	Torque 42.5psi 3/A N/A														
13	CONSTANT SPEED UNIT CHECK														
	- CSU and torque controller isolated: Rp 2200 ± 20 3/A N/A														
	- Torque controller only isolated: Rp as above.														
14	ACCELERATION CHECK														
	- Time from 62.52 to 93.52 Ng 2.5 - 5.0 sec. 3.2														
15	ROBIE CHECK.														
	0.1														

Fig 13 Engine Functional Test Results

추진기관 관련 비행시험 수행 항목은 표 6과 같다. 비행시험 결과는 추후 종합하여 발표할 예정이다. 시험관련장치, 수행방법에 관한 자세한 사항은 참고문헌[10]에 기술되어 있다.

### 결 론

항공 추진기관의 시스템 종합설계에 관한 일반적인 설계인자 및 과정과 KTX-1 항공기의 추진기관 시스템 종합에 적용한 사례를 기술하였다. 설명된 바와 같이 추진기관 각 계통의 설계가 주로 기존의 기술자료를 근거로 수행되었으므로 CFD 해석기법을 이용한 설계기술과 각종 실험을 통한 검증방법의 도입이 요구되었다. 시스템 종합설계 결과의 적합성 및 성능 확인은 유경험 전문가의 기술자문을 통하여 보완하였으며, 항공기 지상 기능시험 및 비행시험 결과, 엔진 및 각 계통의 시스템종합 기능 및 장착성능에 특별한 문제가 없는 것으로 판단되었으나 성능향상형 모델의 경우 추후 규격서에 의한 비행시험을 통하여 각 계통의 성능이 입증되어야 할 것이다.

본 논문은 터보프롭 항공기용 추진기관의 시스템 설계에 관한 것이나 현재 개발 진행중인 KTX-2의 터보 팬 엔진의 시스템 종합 설계에도 유사한 과정을 적용할 수 있을 것으로 판단된다.

## 참 고 문 헌

1. "Propulsion System Integration and Design", U of Kansas, Short Course, 1991
2. "Numerical Method for Engine-Airframe Integration", Vol 102, Progress in Astronautics and Aeronautics
3. "PT6 Turboprop Installation Handbook", Vol 1D, Pratt & Whitney Canada
4. Nicolai, L.M "Fundamentals of Aircraft Design"
5. Roskam, J., " Airplane Design", Part II, III, 1985
6. 공창덕 외, "터보프롭 항공기의 공기흡입구 유동장 해석", Vol 19, No 3, 1991, 한국항공우주학회지
7. "Computer Performance Program(P1508)", Pratt & Whitney Canada
8. Albers, J.A. & Miller, A.B., "Effect of Subsonic Inlet Lip Geometry on Predicted Surface and Flow Mach Number Distribution", NASA TN D-7446, 1973
9. Sawyer, J.W., "Gas Turbine Engineering Handbook", 2nd edition Vol.1, 1976
10. 공창덕 외, "훈련/지원기 탐색개발 연구('90), Vol X, ASRD-401-91221L, 1991
11. "Drag and Pressure Recovery Characteristics of Auxiliary Air Intake at Subsonic Speeds", ESDU 86002, April 1986
12. 공창덕 외, "훈련/지원기 추진계통 연구 보고서 I, II, III, AWSD-401-90066L, (1990.3), AESD-401-92098L(1992.2), AESD-401-93087L(1993.2)
13. 공창덕 외, "항공기 추진기관 시스템 종합 설계연구, 국과연 제1회 항공기술심포지엄 논문집, 1993.4