

629.134353

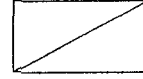
73738

v.1

GOVP 19602355

제 1차년도
최종보고서

UCN94110



헬리콥터용 소형 터보샤프트 엔진 기술개발(I)

Development of Small Turboshaft

Engine Technology for a Helicopter(I)

연 구 기 관
항 공 우주 연구 소

과 학 기 술 처

제 출 문

과학기술처 장관 귀하

본 보고서를 “헬리콥터용 소형 터보샤프트 엔진 기술개발(I)” 과제의 1차년도 최종보고서로 제출합니다.

1996년 1월

주관연구기관명 : 항공우주연구소

총괄연구책임자 : 이 대 성

선 임 연 구 원 : 현 용 익

선 임 연 구 원 : 양 수 석

선 임 연 구 원 : 설 우 석

선 임 연 구 원 : 김 진 한

선 임 연 구 원 : 차 봉 준

연 구 원 : 손 창 민

연 구 원 : 윤 민 수

연 구 원 : 김 춘 택

여 백

SUMMARY

I. Subject

Development of Small Turboshaft Engine Technology for a Helicopter(I)

II. Objectives and Significance of Research

Turboshaft engines for helicopter are high value-added products which require technologies composed of advanced design, engineering, material, manufacturing and performance testing. This technology is the basic and core technology which should be established for 2000s.

Engines for helicopter have been assembled but have never been developed domestically. Technologies of the engine system design and performance test are urgently needed because the technological gap in the field of manufacturing industries between developed countries and us will be serious in the 21st century if these technologies are not adopted as soon as possible.

Recently, according to the steadily increasing demand for helicopters, the development of new helicopters has become pertinent. This demand will also invoke the need for the development of propulsion systems, i.e., turboshaft engines. This project has been performed to raise the technology of design and upgrade of turboshaft engine for the demand in the near

future.

III. Contents and Scope of Research

This project is focused on the development of an engine which has the appropriate power required for the potential helicopter which will be in demand in the near future.

Firstly, the trend of technology for turboshaft engine has been analyzed, and data base has been established. As a base engine for the upgrade of helicopter propulsion system, an engine which produces similar power to the requirement was selected after several steps of evaluation procedure among potential candidate engines in the world. System analysis was performed regarding the base engine to select core parts which should be re-designed for upgrading. Then, the methodology of upgrade of core parts was established and performed. Base on this year's result, design for upgrade and manufacturing of core components will be performed in the next year.

IV. Results and Suggestions

Through this project, the data base regarding the turboshaft engine and the base of upgrade technology have been established. This project will affect other industries related to gas turbine engines(i.e., turbomachineries etc.). It is expected that this will be resulted in the increment of localization rate and substitution effect on import products.

요 약 문

I. 제목

헬리콥터용 소형 터어보 샤프트 엔진 기술 개발(I)

II. 연구개발의 목적 및 중요성

헬리콥터용 터어보 샤프트 엔진은 고도의 설계 및 엔지니어링 기술과 소재 및 정밀가공기술, 성능시험기술 등의 집합체로서 관련산업으로의 기술 선도성이 매우 큰 고부가가치성 제품이며 각종 산업용 개스터어빈 및 각종 터어보 기계 산업을 주도해야하는 국내의 실정에서 반드시 구축해야하는 2000년 대를 향한 필수적인 핵심기반기술이다.

헬리콥터용 엔진은 국내에서 조립생산의 실적은 있으나 개발의 경험은 전무한 상태로 엔진 시스템 설계 및 성능시험 기술과 같은 핵심기술의 국내정착이 시급한 실정이다. 왜냐하면 이러한 핵심기술을 구축하지 못할 경우 21세기에는 제작생산산업에 있어 선진국과의 기술격차가 매우 심각해질 것으로 판단되기 때문이다.

근래에 국내의 민수용 및 군수용 헬리콥터의 수요가 증대됨에 따라 헬리콥터와 함께 터어보 샤프트 엔진의 국내개발이 타당성을 갖게 되었으며 이러한 요구는 가까운 장래에 시제개발이 구체화 될 것으로 판단되었고 이에 따라 터어보 샤프트 엔진의 설계 및 개량기술을 국내에 정착시키기 위한 일환으로 본 연구를 수행하였다.

III. 연구개발의 내용 및 범위

본 연구는 향후 국내에서 요구될 헬리콥터의 요구출력을 선정하여 이에 부합하는 엔진을 개발하는데 있다. 그 방법으로 우선, 터보보 샤프트 엔진의 기술추이를 분석하고 그에 따른 데이터베이스를 구축하며 요구출력과 유사한 엔진 중 기술적 검토를 거쳐 요구출력을 낼 수 있는 개량대상엔진을 선정한다. 이 개량대상엔진을 토대로 시스템해석에 의해 개량 가능한 핵심부품을 도출한 후 이 핵심부품의 개량 방안을 설정, 요구되는 출력을 얻도록 엔진의 개량을 수행한다.

당해년도의 연구개발의 범위는 핵심 부품의 개량방안 설정까지이며 차년도에는 이를 토대로 핵심부품의 개량설계 및 제작이 수행될 예정이다.

IV. 연구개발결과 및 활용에 대한 건의

본 연구를 통하여 터보보 샤프트 엔진 관련 기술추이의 데이터베이스를 구축하였으며 개스터어빈엔진의 개량기술의 기반을 마련하였다. 본 연구는 국내의 각종 개스터어빈 관련 산업으로의 기술과급을 통해 국내기술로 한국형 개스터어빈의 개발이 가능할 것으로 보며 따라서 국산화율은 물론 수입대체효과 측면에서 지대한 기여를 할 것으로 기대된다.

TABLE OF CONTENTS

CHAPTER 1. INTRODUCTION	19
CHAPTER 2. SURVEY OF TURBOSHAFT ENGINE TECHNOLOGY FOR AIRCRAFTS	21
Section 1. Outline	21
Section 2. Trend of technology	22
1. Analysis of design parameters	22
2. Comparisons among engines in the level of 800 shp	24
Section 3. General methodology in upgrading gas turbine engines.....	25
1. Upgrade of engine components.....	25
2. Upgrade of engine systems.....	25
CHAPTER 3. ANALYSIS OF TURBOSHAFT ENGINE CHARACTERISTICS	28
Section 1. Representative cycle in turboshaft engines	28
Section 2. Analysis of free-shaft engine cycle	30
CHAPTER 4. UPGRADE METHODOLOGY AND SELECTION OF CANDIDATE ENGINES FOR HELICOPTORS	33
Section 1. Current status and future trend in small gas turbine engines for light helicopters	33
1. Statistical data for small gas turbine engines below 1500 shp	

level.	34
Section 2. Technology in 800 shp level of turboshaft engines	47
1. Evaluation of candidate engines for upgrade	48
2. Mathematical models of upgraded versions from TV-O-100 engine.....	52
3. Suggestions regarding upgrade methodology for a gas generator	58
 CHAPTER 5. METHODOLOGY OF TV-O-100 ENGINE UPGRADE	61
Section 1. The base engine, TV-O-100.....	61
1. Outlines of TV-O-100.....	62
2. Subsystems on TV-O-100 engine.....	68
3. Main parameters of TV-O-100 engine.....	75
Section 2. The upgraded turboshaft engine, TV-O-100M	77
1. Performances of TV-O-100M.....	77
2. Characteristics of TV-O-100M.....	83
 CHAPTER 6. CONCLUSION.....	104

목 차

제 1 장 서론.....	19
제 2 장 항공기용 터보축 엔진의 기술 추이 분석.....	21
제 1 절 개요.....	21
제 2 절 기술 추이.....	22
1. 설계인자 분석.....	22
가. 엔진의 구성요소 형식.....	22
나. 엔진 설계인자 추이.....	23
2. 800 shp급 엔진 사양비교.....	24
제 3 절 일반적인 가스 터빈 엔진의 개량방안.....	25
1. 엔진요소 개량.....	25
2. 엔진 시스템 개량.....	25
가. 재생사이클(regenerative cycle).....	26
나. 재열사이클(reheat cycle).....	26
다. 중간냉각사이클(inter-cooled cycle).....	26
제 3 장 항공기용 터보축 엔진의 특성분석.....	28
제 1 절 터보축 엔진의 기본 사이클.....	28
제 2 절 Free-shaft cycle 해석.....	30
제 4 장 경량 헬리콥터용 후보엔진의 개량 방안 및 개량 대상 엔진 선정.....	33
제 1 절 경량 헬리콥터용 소형 가스터빈엔진(GTE)의 현황과 향후 경향 분석.....	33
1. 1500 hp 급 이하 SGTE(Small GTE) 에 관한 통계정보.....	34
가. 엔진 출력.....	36
나. 비연료소비율(SFC; specific fuel consumption).....	37

다. 비중량(specific weight).....	38
라. 설계구성.....	39
마. 엔진.....	41
바. 자동제어 시스템.....	44
사. 수명, 성능, 가격.....	45
제 2 절 800 hp 급 터보축 GTE의 기술수준	47
1. 개량 후보엔진 타당성 분석.....	48
가. TM319(Turbomeca, 프랑스).....	51
나. PW206A(Pratt-Whitney, 캐나다).....	51
다. TM333(Turbomeca, 프랑스).....	51
라. TV-O-100 (Omsk MDB, 러시아)	52
마. SGTE-2002 (CIAM, 러시아).....	52
2. TV-O-100 개량 엔진의 수학적 모델.....	53
가. TV-O-100 기본엔진.....	53
나. TV-O-100M 엔진.....	54
다. TV-O-100M1 엔진.....	56
라. TV-O-100M1R 엔진.....	58
3. 개량 방안 선정.....	58
제 5 장 TV-O-100 엔진의 개량방안	61
제 1 절 TV-O-100 기본엔진	61
1. TV-O-100 엔진 개요.....	62
가. 입구입자분리기(IPS)	63
나. 가스발생기.....	64
다. 동력터빈(power turbine).....	67
라. 기어박스.....	67
마. 출력장치(output device).....	68
2. TV-O-100 엔진 시스템.....	68
가. 오일 시스템.....	68
나. 연료 시스템.....	69

다. 자동제어 시스템.....	71
라. 시동 시스템.....	73
마. Air bleed system.....	74
3. TV-O-100 엔진의 주요 데이터.....	75
제 2 절 개량된 터보축 엔진(TV-O-100M)	77
1. TV-O-100M의 성능.....	77
2. TV-O-100M 엔진의 특성.....	83
가. 엔진 주요 데이터.....	84
나. 입구입자 분리기.....	86
다. 압축기.....	87
라. 연소기.....	89
마. 터빈.....	91
바. 기어박스.....	93
사. 주요부품의 재료와 강도.....	95
제 6 장 결론.....	104

표 목 차

- 표 (4.1) 터보축 엔진 사양
- 표 (4.2) 1990년대와 2000년대 엔진의 기술 수준
- 표 (4.3) 수학적 모델을 이용한 TV-O-100 의 엔진변수
- 표 (4.4) 수학적 모델을 이용한 TV-O-100M 의 엔진변수
- 표 (5.1) TV-O-100 엔진의 주요변수
- 표 (5.2) TV-O-100M 엔진의 기하형상 및 공력변수
- 표 (5.3) 원심압축기 계산
- 표 (5.4) 엔진 유로에 따른 공기 변수
- 표 (5.5) TV-O-100M 엔진의 작동조건
- 표 (5.6) 원심 압축기 입구 블레이드의 강도계산 결과
- 표 (5.7) 원심 압축기 입구 디스크의 강도계산 결과
- 표 (5.8) 원심 압축기 디스크 강도계산 결과(VT3-1 재료)
- 표 (5.9) 동력터빈 디스크 강도계산 결과
- 표 (5.10) 압축기 터빈 블레이드의 강도계산 결과
- 표 (5.11) 동력 터빈 블레이드의 강도계산 결과

그림 목 차

- 그림 (2.1) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 압축기 형식
- 그림 (2.2) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 연소기 형식
- 그림 (2.3) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 압축비분포
- 그림 (2.4) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 유량분포
- 그림 (2.5) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 압축기 회전수분포
- 그림 (2.6) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 동력터빈 회전수분포
- 그림 (2.7) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 비연료소비율분포
- 그림 (3.1) Fixed-shaft engine 과 free-shaft engine의 작동선
- 그림 (3.2) Fixed-shaft turbine 과 free-shaft turbine의 작동범위
- 그림 (3.3) 기본 free-shaft 사이클의 배치도와 h-s 선도
- 그림 (4.1) 400-1500 shp급 헬리콥터 엔진
- 그림 (4.2) 주위온도와 고도에 따른 상대 최대 출력
- 그림 (4.3) 엔진의 초과출력
- 그림 (4.4) 헬리콥터 엔진의 비연료소비율
- 그림 (4.5) SGTE의 사이클 변수
- 그림 (4.6) SFC와 출력 성능과의 관계
- 그림 (4.7) 헬리콥터 엔진의 비중량
- 그림 (4.8) SGTE 설계 경향
- 그림 (4.9) 압축기의 단수 설계경향
- 그림 (4.10) 축류-원심 압축기의 변수
- 그림 (4.11) 원심 압축기의 변수
- 그림 (4.12) 역류형 연소기의 변수
- 그림 (4.13) 1단계 터빈의 변수

- 그림 (4.14) 헬리콥터 엔진의 단위 출력당 가격
- 그림 (4.15) DASTECH 에 적합한 엔진 성능
- 그림 (4.16) TV-O-100 엔진의 SFC/출력 성능 시험결과(H=0, V=0, ISA)
- 그림 (4.17) TV-O-100 엔진 압축기의 실험 곡선
- 그림 (4.18) 근사출력(실선 : TV-O-100, 점선 : TV-O-100M)
- 그림 (4.19) 기후 성능곡선
- 그림 (4.20) TV-O-100 엔진의 압축성능곡선
- 그림 (4.21) TV-O-100 엔진계열의 성능곡선
- 그림 (4.22) TV-O-100M1R 엔진의 단면도
- 그림 (4.23) TV-O-100M 가스발생기의 성능곡선
- 그림 (5.1) TV-O-100 엔진의 단면도
- 그림 (5.2) TV-O-100 엔진의 좌측면도
- 그림 (5.3) TV-O-100 엔진의 우측면도
- 그림 (5.4) TV-O-100 엔진의 전면도
- 그림 (5.5) TV-O-100 엔진의 후면도
- 그림 (5.6) TV-O-100 엔진의 좌후면도
- 그림 (5.7) TV-O-100 엔진의 평면도
- 그림 (5.8) 입구입자분리기 (유형 1)
- 그림 (5.9) 입구입자분리기 (유형 2)
- 그림 (5.10) TV-O-100 엔진의 가스발생기
- 그림 (5.11) Vane의 회전기구
- 그림 (5.12) 동력터빈 로터
- 그림 (5.13a) TV-O-100 엔진의 기어박스
- 그림 (5.13b) 기어박스 부속품 구동

- 그림 (5.14) TV-O-100 엔진의 출력장치(outlet device)
- 그림 (5.15) TV-O-100 엔진의 오일 시스템
- 그림 (5.16) TV-O-100 엔진의 제한값
- 그림 (5.17) TV-O-100 엔진의 기후성능
- 그림 (5.18) TV-O-100M 엔진의 요소성능
- 그림 (5.19) TV-O-100M 엔진의 요소효율
- 그림 (5.20) TV-O-100M 엔진의 성능(1)
- 그림 (5.21) TV-O-100M 엔진의 성능(2)
- 그림 (5.22) TV-O-100M 엔진의 성능(3)
- 그림 (5.23) TV-O-100M 엔진의 성능(4)
- 그림 (5.24) TV-O-100M 엔진의 단면
- 그림 (5.25) TV-O-100M 엔진의 가스발생기

기 호 설 명

ABB	: air bypass band
AIS	: anti-icing system
AOHE	: air-oil heat exchanger
Ce	: SFC
Cp	: specific heat ratio
EER	: electronic engine regulator
GVA	: guide vane apparatus
\bar{H}	: stage loading
h	: enthalpy
IGVA	: inlet guide vane apparatus
IPS	: inlet particle separator
N1	: turbocompressor rotation speed, [rpm]
N2	: power turbine rotation speed, [rpm]
Ncor	: corrected rpm
Ne	: engine power, [hp]
PR	: pressure ratio
PT	: power turbine
PTPA	: power turbine protection automation
SFC(Ce)	: specific fuel consumption, [kg/hp-h]
T	: temperature
TC	: turbocompressor
TET	: turbine exit temperature, [K]
TIT	: turbine inlet gas temperature, [K]

TMM : torque moment meter

Wa(\dot{m}) : air flow rate, [kg/s]

η : efficiency

subscript

- f : fuel

- a : air

여 백

제 1 장 서론

최근 헬리콥터는 수직 이착륙, 정지비행 등 그 우수한 특성으로 인하여 민간 항공기 및 군용 항공기에서 중요한 위치를 점유하고 있으며, 이에 따른 최신 헬리콥터의 개발과 연구에 대한 관심이 고조되고 있다.

Rolls-Royce 그룹 내에서 헬리콥터 엔진의 생산을 전담하고 있는 Allison 사의 전문가들은 2001년까지 10,000대 정도의 헬리콥터 시장이 형성 될 것이라고 예상하고 있다. 현 헬기 시장을 군수용과 민간용으로 구분하여 볼 때 군수 시장에서 중대형 헬리콥터의 주문량이 대폭 감소되고 있는 것을 볼 수 있으며, 반면, 민간 헬리콥터시장은 매우 좋은 전망을 가지고 있어 향후에는 군수용 헬리콥터 시장과 거의 같아질 것으로 예상된다. 엔진 주문자의 경향을 보면 안정성을 고려하여 두개의 엔진을 장착한 헬리콥터의 요구가 증가 추세에 있으며 “The 18th International Helicopter Forum”에서 발표된 자료에 의하면 이런 형태의 헬리콥터 생산량은 1992년에는 570 여대가 생산되었으나 2001년까지 매년 800대 이상이 될 것으로 예측되고 있다. 이러한 예측은 각 국가 혹은 기관마다 특성은 다를지도 모르지만 향후 헬리콥터의 경향을 정확히 반영한 것이라고 여겨진다.

본 과제의 개발대상 출력장치의 적용 대상 헬리콥터는 이륙중량이 4,000 - 5,000 kg 이며, 승객 수는 10 -12 명, 출력장치는 두개의 800 shp급 터보축 가스터빈 엔진으로 향후 다목적 헬기 개발의 기술기반을 구축함은 물론 800 shp 급 단발 경헬리콥터에도 적용할 수 있다.

본 과제의 목표는 현재 사용되고 있는 항공기용 터보축 엔진의 기술 추이 분석 및 엔진의 특성을 분석하고 800 shp 급의 기본 대상엔진을 채택한 후 헬리콥터 엔진의 세계적인 설계 생산, 공급 현황과 첨단 엔진의 개발방향에 근거하여 대상엔진의 개선점을 찾아내고 이를 개선/개발함으로써 엔진 개량을 위한

설계/제작/성능시험 기술을 확보하는 데 있다

제 2 장 항공기용 터보축 엔진의 기술 추이 분석

제 1 절 개요

터보축 엔진(turboshaft engine)은 모든 가스터빈 엔진(gas turbine engine)과 같이 압축기, 연소기, 압축기 터빈(compressor turbine)으로 구성된 가스발생기(gas generator)를 갖고 있으며, 이 가스 발생기에서 나오는 가스의 에너지로 동력터빈(power turbine)을 구동하여 기계적 회전동력으로 사용하는 구조를 갖는다.

성능이 좋은 가스터빈을 얻기 위해서는 연소기에서 연소하는 단위연료당 터빈출력은 크고, 압축기 구동동력은 작아야 되며, 이를 위해 요소의 효율, 압력비 및 터빈 입구 가스온도의 최적 조합이 이루어져야 한다. 가스터빈 설계시 이러한 최적 조합을 위한 제한 조건으로 열효율 극대화, 비출력의 극대화, 연료 소비량의 극소화, 그리고 헬리콥터 장착에 용이한 크기 등이 고려되어야 한다.

본 장에서 소개될 내용은 엔진의 성능을 결정짓는 요소, 즉 터빈 입구온도, 압력비 등이 엔진의 열역학적 특성에 어떠한 영향을 미치는가를 분석하여 설정된 엔진 설계에 대한 기술적 지침과 새로운 헬리콥터용 소형 터보축 엔진을 개발하기 위한 기존 엔진들의 내부 핵심 구성요소, 형상 및 설계에 필요한 인자들의 기술적인 추이 분석, 그리고 선진 엔진 전문 회사들이 추구하고 있는 핵심요소 및 시스템에 대한 고효율화 방안을 기술적으로 분석함으로써 엔진 성능향상을 위한 기반기술 등 이다.

제 2 절 기술 추이

1. 설계인자 분석

본 절에서는 800 shp 급 기존 헬리콥터용 터보축 엔진에 대한 Forecast International 사의 DMS Market Intelligence Report를 활용하여 특정엔진의 시장성과 기술적 특성에 대한 data base를 구축하여 추이를 분석하였다.

가. 엔진의 구성요소 형식

(1) 압축기 형식

그림 (2.1)은 헬리콥터용 터보축 엔진에서 반경류형(radial), 축류형(axial), 혼합형(axial + radial) 압축기의 출력별 분포를 나타내고 있다.

축류형 압축기가 전체의 50.0 %, 반경류형이 22.2 %, 혼합형이 27.8 %를 차지하고 있다.

형식	Radial	Axial	Radial +Axial:
건수	4	9	3
비율(%)	22.2	50	27.8

(2) 연소기 형식

그림 (2.2)는 헬리콥터용 터보축 엔진에서 can형, annular형, cannular형 연소기의 출력별 분포를 나타내고 있다.

대부분의 헬리콥터용 터보축 엔진 엔진들이 annular형의 연소기를 사용하고 있음을 알 수 있다.

형식	Can	Annular	Cannular
건수	0	17	1
비율(%)	0	94.4	5.6

(3) 터빈의 형식

터빈의 형식에는 반경류형(radial type), 축류형(axial type), 복합형(radial + axial)이 있으나 압축기 구동용(가스 발생기) 터빈 및 동력 발생용 터빈은 대부분이 축류형 터빈을 채택하고 있다.

나. 엔진 설계인자 추이

엔진의 효율 증대 혹은 용도 변경에 따른 개량을 위해서는 전술한 바와 같이 여타 엔진의 설계 인자들을 분석함으로써 엔진 개량에 따른 개략적인 예측 혹은 성능향상의 기준점 설정을 위한 추이분석을 할 필요가 있다.

(1) 압축비

그림 (2.3)은 출력별 압축비 분포를 보이고 있다. 엔진의 압축비는 효율 및 출력증가에 기여하는 중요한 요소이며, 출력의 증가에 따라 압축비도 증가 추세에 있음을 알 수 있다.

(2) 유량

그림 (2.4)는 엔진 유량의 증가에 따른 출력증가를 보여주고 있으며, 이들의 관계는 선형적인 추세를 보이고 있다.

(3) 압축기의 회전수

압축기 회전수와 출력과의 관계는 그림 (2.5)에 나타나 있으며, 압축기의 회전

수는 출력증가에 따라 역비례하여 급속하게 낮아지고 있다.

(4) 동력터빈의 회전수

동력터빈의 회전수와 출력과의 관계는 그림 (2.6)에 나타나 있으며, 터빈의 회전수 또한 출력증가에 따라 역비례하여 급속하게 낮아지고 있다.

(5) 비연료 소비율(specific fuel consumption)

비연료 소모율은 단위 마력당 단위시간당 연료 소모율을 이르며 이는 엔진의 효율을 나타내는 척도가 된다. 그림 (2.7)에는 출력의 증가에 따른 SFC의 변화를 보여주고 있다.

2. 800 shp급 엔진 사양비교

아래의 표는 대표적인 몇 개의 800 shp급 헬리콥터용 터보축 엔진의 특성을 모델별로 나타낸 것이다. 이들 모델들은 혼합형과 축류형의 압축기와 주로 annular형의 연소기 그리고 축류형의 터빈을 가지고 있다.

제작업체명	RRATT & WHITNEY	Rolls -Royce	Allied Signal	Turbomeca	Turbomeca
모델명	PT6B	GEM2	T53-L-1A	ARRIEL 1B	TM333-1A
출력(shp)	981	900	860	641	838
유량(lb/sec)	6.6	5.85	10.7	-	6.6
압축기형식	radial 1,axial 3	radial 1,axial 4	axial 5	axial 1	axial 2
연소기형식	cannular	annular	annular	annular	annular
압축터빈형식	axial 1	axial 1	axial 2	axial 2	axial 1
동력터빈형식	axial 2	axial 1	axial 2	axial 1	axial 1
압 력 비	7.1	12.0	7.1	9.1	10.5
생 산 량(대)	185	1320	17762	4380	42
SFC(lb/shp/hr)	0.581	-	0.6	0.354	0.543

제 3 절 일반적인 가스 터빈 엔진의 개량방안

1. 엔진요소 개량

엔진의 효율 및 출력을 증대시키기 위하여 엔진을 구성하는 주요 요소들의 공력성능 향상 및 터빈 입구온도의 고온화 기술이 필요하다.

터빈 및 압축기 경우에 있어서 casing과 회전체(rotor, impeller)의 tip사이에 생기는 간극(clearance)이 내부 유동을 왜곡시켜 공력효율을 저하시키고, 출력의 감소를 초래하는 등 공력성능을 크게 손상시켜 왔다. 최근 이 간극을 적극적으로 제어하여 성능저하를 극소화하려는 노력이 수행되고 있으며 이러한 방법의 일환으로 casing의 열팽창 계수 조절, 저 열팽창 계수재료를 이용한 회전체 제작 등이 수행되고 있고, 압축기에서는 casing의 shroud 부식방지를 위한 coating, 터빈에서는 blade의 tip에 내마모성 coating의 적용, casing에는 tip-slot의 설치 등을 실시하고 있다.

압축기의 부분부하특성이 엔진 시스템의 운전안정성에 미치는 영향이 크기 때문에 회전체 입구에 가변익(variable inlet guide vane)을 설치하여 비설계 운전점(off-design operating point)에서의 안전운전영역(surge margin)을 넓히고 있으며, 또 압축기가 넓은 범위의 surge margin을 확보할 수 있는 유량특성을 얻기 위하여 impeller 출구의 blade각을 회전 반대방향으로 높인 후방형 압축기(backward impeller)를 설계 적용하는 경우가 늘어나고 있다.

터빈 입구의 유체온도는 엔진시스템의 고성능화 및 출력의 증가와 직접적인 관계가 있으며 고온화는 내열재료의 고온강도 증가, 공냉 및 내열 코팅 기술에 의해 가능하다.

2. 엔진 시스템 개량

엔진 시스템의 열효율을 증가시키기 위하여 기본 cycle에 열 교환기를 이용하

여 일부의 열을 회수하여 사용하는 regenerative cycle, 동력터빈 입구에서 가스를 재가열하여 더 큰 출력을 얻는 reheat cycle, 압축기 단계 사이에서 압축공기를 냉각시켜 압축효율을 증가시키는 inter-cooled cycle등을 추가하여 성능을 향상시키고 있다.

가. 재생사이클(regenerative cycle)

모든 가스터빈 엔진은 다량의 고온가스를 작동유체로 사용하기 때문에 대기로 배출되어 없어지는 배기 열량은 매우 크다. 압축기에서 나온 압축공기를 연소기에 들어가기 전에 열교환기내에서 고온의 배기가스로 가열하여 배기되는 열의 일부를 회수하는 사이클이다. 이로 인하여 연료소비가 절감되고, 전 시스템의 열효율이 향상되는 반면에 열교환기의 추가는 가격, 부피, 중량 등의 증가를 가져오기 때문에 이러한 시스템의 응용은 점유면적이나 중량이 중요하지 않고, 연료소모량과 성능이 중요한 엔진에 주로 사용한다. 이러한 시스템은 열효율 측면에서 10~20% 증가가 가능하며 러시아 중앙항공엔진연구소(CIAM)에서 개발한 TV-0-100의 개량 엔진에 이 방법을 채택하고 있다.

나. 재열사이클(reheat cycle)

재열사이클은 동력터빈 입구에서 제 2의 연소기로 가스를 재가열해서 동력터빈을 돌림으로써 추가출력을 얻는 것이 목적이지만, SFC가 증가하기 때문에 성능적으로 효율적이지는 않다. 항공기용 엔진에서는 짧은 시간 동안만 추력증강을 필요로 하기 때문에 afterburner를 사용하여 재열사이클을 구성한다.

다. 중간냉각사이클(inter-cooled cycle)

낮은 온도에서 압축시킬 때 필요한 힘이 줄어든다는 물리적 현상을 이용하여 압축기 단계사이에서 공기를 냉각시켜서 압축에 필요한 입력을 감소시켜서 가

용출력을 증가시키는 사이클이다.

재열사이클의 경우와 마찬가지로 중간냉각 사이클은 가용출력은 증가하나 시스템 효율은 저하된다. 중간냉각사이클은 충분한 냉각수가 필요하고 냉각시스템 자체가 크고 비싸기 때문에 실제 응용은 극히 제한되어 있다.

제 3 장 항공기용 터보축 엔진의 특성분석

헬리콥터 엔진으로 사용되는 터보축 엔진은 세계적인 추이로 볼 때 동력 축을 전방 혹은 후방으로 자유로이 변경할 수 있도록 모듈화 함으로써 터보프롭 엔진으로 쉽게 사용 가능하도록 설계/제작하고 있다. 본 장에서는 터보축 엔진의 특성을 분석함으로써 시스템 개량사업을 위한 기반기술의 이해를 도모하였다.

제 1 절 터보축 엔진의 기본 사이클

터보축 엔진의 열역학적 사이클은 터빈이 압축기 터빈(CT; compressor turbine)과 동력터빈(PT; power turbine)을 겸하고 있는 fixed-shaft cycle과 압축기 터빈과 동력터빈이 별도로 분리되어 있는 free-shaft cycle로 분류할 수 있다.

이외에도 연료 절감과 성능향상을 목적으로 열 교환기를 이용하여 일부의 열을 회수하여 사용하는 재생사이클, 동력터빈 입구에서 가스를 재가열하여 더 큰 출력을 얻는 재열사이클, 압축기 단 사이에서 압축공기를 냉각시켜 압축효율을 증가시키는 중간냉각사이클(inter-cooled cycle)등으로 나눌 수 있다.

Fixed-axis engine은 회전속도가 일정한 선상에서 동작하면서 출력을 변화시킬 수 있는 특성이 있다. 이 엔진은 작동가스의 유량을 조정하는 곳은 터빈 하나뿐이며 연소기에 연료의 주입량을 변화시키면 가스의 온도는 이와 비례하여 변한다. 터빈의 유효 면적을 $A\phi$ 라고 하면 아래의 노즐흐름식에서 터빈가스의 온도 T_T 가 변할때 터빈 가스유량 \dot{m} 과 터빈 압력 P_T 가 동시에 변화한다는 것을 알 수 있다.

$$\frac{\dot{m}}{P_T} \propto \frac{(A\phi)}{\sqrt{T_T}}$$

이때 엔진의 새로운 작동점은 그림 (3.1)과 같이 압축기 성능도에서 등 rpm선상에서 유량과 압력이 터빈과 일치하는 곳으로 이동한다. 이와 같이 등 rpm에서 부하가 변함에 따라 작동점이 이동하면 압축기 효율의 변화와 함께 터빈 효율도 크게 변한다.

축류터빈의 경우 성능도는 그림 (3.2)와 같이 나타내 질 수 있다.

여기서 U 는 평균원주속도이며, V_o 는 터빈 입구 온도 T_T 에서 열역학적으로 얻을 수 있는 최대의 절대속도이며 다음과 같다.

$$V_o = \sqrt{\gamma g_c R T_T}, \quad ft/sec$$

여기서 γ :비열비, $g_c = 32.2 \frac{lbm-ft}{lbf-sec^2}$, R :가스상수 $\frac{ft-lbf}{R-lbm}$

주어진 터빈에서 $U \propto N(rpm)$ 이고 $V_o \propto \sqrt{T_T}$ 이므로

$$\frac{U}{V_o} \propto \frac{N}{\sqrt{T_T}}$$

임을 알 수 있다.

시스템을 이해하기 위해 탈설계점에서의 특성을 보면 터빈 입구의 온도 T_T 가 증가하여 작동점이 surge선 쪽으로 이동하고 압력이 증가하기 때문에 터빈의 압력비도 증가한다. 이때 U 는 일정하므로 U/V_o 는 감소하여 그림 (3.2)에서 보는 바와 같이 설계점을 벗어나서 터빈 효율이 떨어진다. 근래에는 민간항공기 엔진일수록 경제성을 고려하여 효율이 최대가 되도록 하거나 순항과 이륙상태의 중간점에서 최대효율이 되도록 설계한다.

위에서 알 수 있듯이 off-design point나 part-load 상태에서는 압축기 효율뿐만 아니라 터빈 효율까지 저하되므로 구조가 간단하고 일정한 rpm으로 작동한

다는 장점에도 불구하고 근래에는 많이 사용되고 있지 않다. 반면에 free-shaft engine은 일정 rpm에서 작동하는 것이 아니라 회전속도를 변화시켜 출력을 변화시키므로 한 rpm선상에서 작동점은 하나 밖에 없다. 이는 압축기와 압축터빈 외에도 동력터빈 사이의 유량과 입출력의 관계가 동시에 만족되어야 하기 때문이다.

따라서 free-shaft engine은 압축기 성능도 상에서 최대 효율영역을 따라서 작동하도록 설계가 가능하다. 압축터빈에서도 rpm과 터빈 입구 전온도 T_T 가 동시에 변하기 때문에 이로 인한 U/V_0 의 변화 범위는 비교적 작다. 그러므로 그림 (3.2)에서 보듯이 터빈 효율을 고효율 영역에 유지시킬 수가 있다. Power turbine은 가스발생기로부터 분리되어 있기 때문에 높은 효율로 작동하도록 설계가 가능하다. 이 때문에 free-shaft engine은 부분 부하성능이 fixed-shaft engine보다 훨씬 우월하다.

이외에도 free-shaft engine은 다음과 같은 장점이 있다. 압축기의 회전속도는 엔진의 크기에 따라 크게 차이가 나지만, 대략 6,000 - 50,000 rpm범위에 속한다. 반면에 실제 응용되는 동력축 속도는 1,000rpm수준이 대부분이다. Fixed-shaft engine의 경우에는 터빈이 압축기와 동일한 rpm으로 회전하므로 커다란 감속비가 필요하며 따라서 기계적 손실이 많아지나 free-shaft engine에서는 동력터빈을 어느 정도 낮은 rpm에서 작동하도록 설계하여 감속비를 줄일 수 있다. 또한 free-shaft engine은 기존의 turbojet engine의 gas발생기에 동력터빈을 부착하여 개량이 용이한 장점을 갖고 있다.

제 2 절 Free-shaft cycle 해석

이 엔진의 기본 cycle의 배치와 h-s diagram은 그림 (3.3)과 같다. 다음 수식에서 h는 엔탈피, T_T 는 전온도, P는 압력, P_T 는 전압력, C_p 는 정압비열, η 는 효

을 나타내며 첨자는 그림 (3.3)에서의 위치를 의미한다.

압축기 입력은

$$\Delta h_c = h_{T_2} - h_{T_1} = c_p \frac{T_{T_1}}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_{T_2}}{P_{T_1}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (\text{Btu/lbm})$$

압축터빈(CT)을 구동하는데 필요한 출력은

$$\Delta h_d = c_p' T_{T_3} \eta_d \left[1 - \left(\frac{P_{T_4}}{P_{T_3}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] = \frac{\Delta h_c}{\eta_{ml}}, \quad (\text{Btu/lbm})$$

여기서 압축터빈(CT)의 압력비는

$$\frac{P_{T_4}}{P_{T_3}} = \left[1 - \frac{\Delta h_d}{c_p' T_{T_3} \eta_d} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$P_{T_3} = r_B P_{T_2}$, $P_5 = P_{T_1} = P_1$ 이므로

$$\frac{P_{T_4}}{P_5} = \left(\frac{P_{T_4}}{P_{T_3}} \right) \left(\frac{P_{T_2}}{P_{T_1}} \right) r_B$$

동력터빈(PT)의 입구 온도는

$$T_{T_4} = T_{T_3} - \frac{\Delta h_d}{c_p'}$$

가용 출력 에너지는

$$\Delta h_{net} = c_p' T_{T_4} \eta_{t2} \eta_{m2} \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_{T_4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right], \quad (\text{Btu/lbm})$$

따라서 축마력(Shaft Horsepower, SHP) 또는 제동마력(Brake Horsepower BHP)으로 표시하면 다음과 같다.

$$\left(\frac{\text{BHP}}{m_a} \right) = \frac{\Delta h_{net}}{0.707}, \quad (\text{hp} \cdot \text{sec}/\text{lb}_m)$$

비연료소비율은 연소기의 열 평형 식에서

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_a (h_{T_3} - h_{T_2}) \times 3,600}{\eta_B (LHV)} \quad (lb_m/hr)$$

$$BSFC = \frac{\dot{m}_f}{BHP}$$

여기서 LHV는 연료 열량의 low heating value를 뜻한다.

제 4 장 경량 헬리콥터용 후보엔진의 개량 방안 및 개량 대상 엔진 선정

제 1 절 경량 헬리콥터용 소형 가스터빈엔진(GTE)의 현황과 향후 경향 분석

본 절에서는 본 연구의 개발대상 엔진의 부류인 1500 hp급 이하의 헬리콥터용 GTE의 발전과정을 상세히 고찰하였다. 참고로 350 - 400 hp 이하의 헬리콥터용 동력장치로는 피스톤 엔진이 일반적으로 사용되고 있으므로 이 범위의 GTE는 만들어지고 있지 않음을 일러둔다.

소형 GTE의 발전수준은 엔진의 크기, 엔진설계 시기, 설계 경험, 필요한 기술과 재료의 사용여부에 따라 좌우된다. 그러나 매 10 -15 년마다 엔진의 주요 특성, 사이클 변수, 설계기술, 작동특성 등 항공기 엔진의 현저한 발전이 있다. 새로운 항공기용 GTE의 세대는 이러한 일련의 개선들에 의해 분류된다. 그러므로 엔진현황을 분석할 때 엔진의 주요한 미래 발전 경향을 예측하고 평가하기 위해서는 새로 개발된 기본 GTE의 개량방향에 근거할 필요가 있다.

1500 hp급 이하에서 최선의 유망한 기술을 가지고 있는 헬리콥터 GTE는 다음과 같은 기본 엔진들이다.

- TM319, TM333 엔진 계열(Turbomeca, France)
- PW206(Pratt-Whitney, Canada)
- TV-O-100, RD-600 (Russia)
- T800, CTS800 (Allison/Garrett, USA)
- MTR-390 (MTU/Turbomeca/Rolls-Royce)
- T700(General Electric, USA)

이 엔진들 외에도 1950 - 60 년대에 설계된 수많은 터보축 엔진들이 있으며, 현재도 생산과 운항 중에 있다. 그러나 이러한 엔진들은 기술적 측면에서

불 때 뒤떨어진 것이며 이에 해당되는 엔진은 다음과 같다.

- GTE350(USSR)
- GTE PT6 계열(Pratt-Whitney, Canada)
- GTE250 계열(Allison, USA)
- Gem(Rolls - Royce, 영국) 등

헬리콥터 엔진 특성의 현저한 개발을 위한 신 기술은 800 hp급 소형 엔진분야에 대하여 미국에서 실행중인 ATDE(Advanced Technology Demonstrator Engine) program과 같은 연구 및 실험 프로그램을 통하여 개발되었다.

1. 1500 hp 급 이하 SGTE(Small GTE)에 관한 통계정보

표 (4.1)은 현재 다른 용도의 중소형 헬리콥터에 사용되고 있는 SGTE와 주요 개량엔진의 주요 데이터를 보여주고 있으며 이 부류 엔진들의 현황과, 발전 경향을 볼 수 있도록 엔진을 설계회사별로 정리하였다.

그림 (4.1)은 중소형 헬리콥터에 적용되고 있는 1500 hp 이하 급의 주요 SGTE와 개량엔진을 나타내며, 총 30개의 개량엔진이 이 범위에 포함된다.

1000 hp 급 이하의 엔진이 7사 20개 엔진으로 다수를 차지하며 이들 엔진은 다음과 같이 2개의 그룹으로 나눌 수 있다.

1) 첫 번째 그룹에는 1960년 초에 설계된 Allison 250-C20과 80년대에 연속적인 생산을 시작한 TM319, TM333, PW206A 등이 포함된다.

2) 1200 - 1300 hp 급의 T800-LHT-800, MTR390, RD-600을 포함한 새로운 엔진 세대 그룹은 이전에 사용중인 헬리콥터용 엔진의 모든 장점에 새로 개발된 기술을 추가하여 개발되었다.

1660 hp 급 이상의 T700 엔진 계열은 SGTE 제작에 많은 영향을 미쳤으며 이러한 의미에서 특별한 위치를 차지한다. T700-GE-700 군용 기본형 엔진을 제작하기 위하여 G.E.사는 주 엔진부와 시스템 (약 140,000 시간) 그리고 가스

표 (4.1) 터보축 엔진 사양

Engines	Ne, hp	Ce, kg/hp.h	PR	TIT, K	Wa, kg/s	Weight, kg
<u>Allison</u>						
1. 250-C20B	420	0.295	7.2		1.56	72
2. 250-C28	500	0.290	7.1		1.96	99
3. 250-C30	650	0.268	8.5		2.54	107
4. 250-C34	735	0.270	8.5		2.54	116
<u>Textron Lycoming</u>						
5. LTS101-600	592	0.259	8.4	1297	2.18	109
6. LTS101-650	615	0.259	8.4		2.18	115
7. LTS101-750	742	0.259	8.8			122
<u>Pratt & Whitney</u>						
8. PW206	603	0.252	8.1		1.95	107
9. PT6B-36	995	0.260	7.1			171
<u>Turbomeca</u>						
10. TM319	460	0.250	8.5	1300	1.60	85
11. TM319-1	479	0.252	8.0	1380		92
12. TM319-2	603	0.246	8.0	1380		92
13. Arriel 1	650	0.260	8.0	1273	2.40	108
14. Arriel 1C	710		9.0			115
15. Arriel 2	870	0.236				125
16. TM333-1A	850	0.236	11.0	1370		140
17. TM333B	980	0.234		1450		
<u>Rolls-Royce</u>						
18. Gem 2	830	0.240	12.0	1240	3.13	150
19. Gem 4	950	0.230	13.0	1365	3.40	156
20. Gem 41-1	1000	0.221		1400	3.54	156
21. Gem 60	1135	0.218			4.72	155
<u>MTR</u>						
22. MTR. 390	1300	0.201	13.0	1450	3.20	169
<u>LHTEC</u>						
23. T800-LHT-800	1322	0.207	14.0	1473	3.4	136
<u>General Electric</u>						
24. T700-GE-700	1543	0.213	17.0	1473	4.5	188
<u>RDBM</u>						
25. RD-600	1300	0.206	12.8	1426	3.91	215
<u>OMDB</u>						
26. TV-O-100	720	0.255	9.2	1300	2.66	160

발생기와 엔진시험(40,000 시간)에 대해 매우 많은 실험을 수행하였다. 이들 일련의 실험 결과로부터 최적 조건을 갖게 되었으며 고성능, 신뢰도, 긴 수명, 견고함을 만족시킬 수 있었다.

가. 엔진 출력

최근 첨단 헬리콥터는 전하중 하에서 표준 환경뿐만 아니라 극한 환경과 기후조건에서도 비행 할 수 있어야 한다. 이것은 최대 엔진출력이 많은 환경변화에서도 일정하게 유지되어야 한다는 것을 의미한다. 현재 헬리콥터 엔진출력의 유지에 대한 일반적인 기준은 정립돼 있지 않다. 예를 들어 미국에서는 GATE, MTE program 등으로 설계된 첨단 엔진은 $H = 1220 \text{ m}$, $t = 35 \text{ }^\circ\text{C}$ 조건에서 엔진출력 유지 요구사항이 정의되어 있으며, 러시아에서는 새로 만들어지는 헬리콥터에 대해서 표준대기상태에서 $t = 40 \text{ }^\circ\text{C}$ 일 때 $H = 0 - 3220 \text{ m}$ 까지 이륙출력을 유지하는 요구사항이 정해져 있다.

이런 요구사항을 만족시킨다는 것은 초과출력(excessive power; 이륙출력 보다 더 큰 출력)을 가진 엔진이 헬리콥터에 장착되어야 한다는 것을 의미한다. 그림 (4.2) 와 그림 (4.3)은 환경에 대한 헬리콥터 GTE의 전형적인 최대출력의 변화를 보여준다. 이 그림으로부터 새로 설계되는 엔진들은 평균 30 - 40 %에 해당하는 초과출력을 제공 할 필요가 있다는 것을 알 수 있다. 이것이 의미하는 것은 계산된 열역학적 엔진출력(즉, 터빈 입구온도 TIT가 최대 또는 수정된 회전속도 N_{cor} 이 최대인 극한조건과 표준 대기상태에서 엔진이 실행 할 수 있는 출력)이 표준대기상태에서 헬리콥터 비행에 필요한 이륙출력보다 약 30 - 40 % 높아야 한다는 것이다. 초과출력의 값은 특정한 헬리콥터의 작동 환경에 의해 다르게 정해진다.

초과출력 엔진의 적용은 출력의 두 번째 요구사항인 한쪽 엔진이 고장일 때 초과 형태의 OEI(one engine inoperative)를 제공 할 수 있게 한다. OEI에 대한

일반적인 요구사항은 이륙출력에 비하여 10 - 15 % 높은 출력이다. 앞에서 제시된 넓은 환경범위에서 30 % 초과출력은 이 요구사항을 충분히 만족한다(그림 (4.2) 참조).

본 연구에서 수행한 헬리콥터 엔진출력을 선택하기 위한 접근방법으로는 엔진출력에 대한 일반적인 경향과 엔진의 요구사항으로 특정 지어질 수 있다. 때때로 각 회사들의 제시 자료를 살펴보면 서로 다른 방법으로 출력을 나타내고 있는데 한 회사에서는 최대출력으로 계산된(열역학적) 출력을 선호하고 있고 다른 회사는 출력이 일정하게 유지되는 대기온이나 고도를 나타내는 방법으로 이륙출력을 나타내는 경우가 있으므로 분석할 때 주의할 필요가 있다.

나. 비연료소비율(SFC; specific fuel consumption)

그림 (4.4) 는 최대작동영역에서 현재 가동중이거나 설계중인 엔진의 SFC를 그림 (4.5) 는 엔진의 사이클 변수를 보여주고 있다. 이 그림으로부터 엔진출력은 SFC와 압축기의 실제 압축비 PR와 터빈입구온도 TIT의 관계를 반영하고 있다.

통상 엔진출력이 1000 hp 이하인 경우에는 냉각 터빈은 적용되지 않으며 이 경우 실제 작동변수는 PR = 9 - 10, TIT = 1300 - 1370 K, 그리고 최고 SFC는 0.24 - 0.26 kg/hp-h 정도이다. 미국(ATDE program)과 러시아(SGTE-2002)에서 개발된 1000 hp 이하의 신형엔진에는 TIT가 1450 - 1470 K 인 냉각터빈을 사용하고 있으며 PR = 13 - 14.5인 고압축비의 압축기가 사용되었다. 이로 인해 800 - 1000 hp 급 최신엔진의 10 - 15 % 의 fuel effectiveness와 0.215 - 0.225 kg/hp-h의 SFC를 가질 수 있는 현저한 개선이 가능해 졌다.

냉각용 가스발생기 터빈은 새로 설계된 1200 - 1300 hp 급 엔진(T800, RD-600, MTR390)에만 적용되었으며 가스온도는 1500 - 1550 K, 압축비는 PR

= 13 - 14.5, SFC는 0.20 - 0.21 kg/hp-h로 감소되었다.

그림 (4.4)는 SGTE가 현재 널리 사용중이며 매우 진보적인 개발 단계에 와 있음을 알 수 있다. 기본적으로 이런 엔진의 발전은 기본 부품들의 효율을 유지하거나 증가하는 범위에서 사이클변수 PR과 TIT를 증가시킴으로써 실현 할 수 있다. 그림 (4.6) 은 50 - 60년대(1)와 70 - 80년대(2)에 설계된 두개의 엔진에 대한 교축성능을 보여준다. 이 교축성능(throttling performance; SFC vs. hp)은 최근 설계된 엔진(2) 일수록 SFC가 좋아짐을 볼 수 있다.

Relative horsepower $\bar{N}_e = 0.5$ 에서 SFC의 증가는 엔진 (1)이 26 - 27% 인 데 비하여 엔진 (2)는 16%에 지나지 않는다. 이 이유는 엔진 (2)가 더 좋은 사이클 변수를 가지고 있으며 순항조건에 맞게 모든 unit들이 최적화 되었고 이륙 시의 효율 감소를 감수하여 설계하였기 때문이다.

GTE의 교축성능은 열 교환기를 적용시킴으로써 현저히 개선되었다. 이에 대한 단점은 복잡한 엔진의 설계와 생산이 필요하다는 것이며 이러한 엔진은 헬리콥터에서 오랜 비행(2.5 ~ 3 시간이상)을 갖는 경우와 작은 엔진 출력인 경우에 효과적이다.

다. 비중량(specific weight)

엔진 중량을 해석하는 것은 쉽지가 않으며 그 이유는 엔진을 구성하는 부속품, 시스템, 장치들에 대하여 발표된 정보가 제한되어 있고 대개의 경우 엔진 중량에 어떤 부속품, 시스템, 부품들이 포함되어 있는지 명확하지 않은 경우가 빈번하기 때문이다.

그림 (4.7) 은 헬리콥터 엔진 중량에 대한 종합적인 색인을 보여주고 있으며, 횡축에는 이륙 엔진출력 종축에는 발표된 중량에 대한 열역학적 출력의 비로 계산된 비중량을 보여주고 있다.

지난 10년간 엔진의 설계와 생산에는 많은 변화가 있었으며, 이러한 변화는

다음과 같은 개선을 목표로 수행되어 왔다.

- 엔진의 크기 감소
- 신뢰도와 수명의 증가
- 수리의 간편함
- 유지비 절감
- 적은 단계를 거치고 높은 사이클 변수를 갖는 엔진

GTE용으로 새로 부각되고 있는 요구사항은 다음과 같다.

- 입구 입자 분리기(IPS; inlet particle separator)
- 냉각 및 반경 오차 제어 시스템
- 전후방 동력축 출구
- 내부장착 기어박스

이 모든 것이 엔진의 성능을 개선시키나 중량의 증가가 필연적인 관계로 현저한 비중량의 감소는 specific power와 SFC의 많은 감소에도 불구하고 쉽게 이루어지지 않는다. 그러나 근래에 들어 설계된 많은 엔진들에서 엔진 중량이 감소하는 경향을 볼 수 있고, 몇몇 회사에서 예측해온 것과 유사하다.

현재 SGTE의 발전상태는 내부장착 감속 기어박스를 가진 800 - 900 hp급 엔진에서 dry specific weight 0.13 - 0.16 kg/hp를 이룰 수 있는 수준이다. 이를 위해서는 강도 높은 재질의 엔진 케이스와 시스템 외부 튜브를 사용하여 중량을 감소하고 이외의 부속품들의 중량도 줄여야 한다.

라. 설계구성

최근 헬리콥터 엔진과 unit 설계 방법은 이전의 것과 본질적인 차이를 보이며 최근 엔진의 전형적인 설계구성은 다음과 같다.

- 작은 수의 압축기와 터빈 단계를 갖는 단축 가스발생기
- 1단 압축기나 혼합형(축류+원심) 압축기의 마지막 단계에서 원심 압

축기 사용

- 냉각이 없는 고하중 1단 터빈 또는 냉각 날개를 갖고 있는 2단 터빈 사용
- 역류형(reverse flow type), annular 연소기 사용
- 작은 수의 압축기와 터빈과 역류형 연소기의 사용으로 가스발생기의 길이 감축.(짧은 가스발생기는 자유터빈 축의 길이 감소로 전방출력이 가능케 함)
- 비냉각 1, 2단 동력터빈은 전후 구동축의 구성을 가능케 함

위와 같은 엔진구성(가스발생기 + 자유터빈)은 다음과 같은 공통된 가스발생기에 근거한 다른 엔진 계열을 구성하는데 유리하다.

- 터보축 엔진(turboshaft engine)
- 터보프롭 엔진(turboprop engine)
- 터보제트 엔진(turbojet engine)
- 터보팬 엔진(turbofan engine)
- APU(auxiliary power unit)

예를 들어 LTP-101 터보프롭, 600 APU, ALF101 터보팬 엔진은 LTS-101 터보축엔진으로부터 만들어 졌다. 이외에 엔진의 subsystem을 보면 다음과 같은 장치들로 구성되어 있다.

- 연료공급장치와 엔진제어시스템(ECS)
- 오일 시스템
- 전기 시스템
- 공기 시스템
- 시동 시스템(전기 또는 공기), 등

최근 개발된 몇몇 엔진은 IPS, ejector 또는 팬, 튜브 그리고 이외에 다른 시스템을 이용한 먼지 제거 시스템(dust cleaning system)을 구성하고 있으며 최

근의 많은 헬리콥터용 엔진은 동력터빈축의 회전속도를 감소하기 위하여 내부 장착 기어박스를 가지고 있다.

엔진설계 경향으로 볼때 unit 수를 감소시키는 것과 엔진의 단순화를 들 수 있는데 이때 많은 주의를 기울여야 한다. 그림 (4.8)에 보여진 바와 같은 설계경향은 GE T-700엔진의 총 부품수가 같은 회사의 이전 모델인 T58의 6000개에 비하여 4500개로 감소되었으며, RTM322엔진(RR/Turbomeca/MTU)의 부품수는 약 50% 정도 감소되었다. 이는 압축기의 공력하중을 증가시킴으로써 가능하였다. 또한 엔진구성에서 주 로터 베어링의 공동(cavity)의 수를 감소시킴으로써 방향으로 설계되어지고 있다.(TM333 엔진은 2개의 공동만을 가지고 있다.)

최근 엔진에서 module화는 필수적이다. 여러 엔진들에서 module의 숫자는 3~6 이며 각 module은 고장난 경우나 사용수명의 한계에 도달했을 때 쉽고 빠르게 교환 할 수 있다. 이를 위해서는 각 module을 교체할 때 별도의 조정이 없을 정도의 높은 정밀도가 요구되어진다. 또한 외부 튜브와 분리되는 숫자도 최소화시켜야 하며, module은 간단한 분리면을 가지고 있어야 하고 부착하는 것과 동일한 면을 가져야 한다. Module 교환은 단지 몇십년마다 필요하므로 빠르고 쉬운 module교체는 보다 쉬운 정비와 수리 그리고 분해검사(overhaul)기간 또한 높게 해 주며, 각 모듈마다 다른 사용수명을 지정할 수 있게 해 준다.

마. 엔진

전술한 바와 같이 단계의 수를 줄이고 엔진의 제작을 간단히 하기 위하여 높은 하중의 압축기와 터빈이 사용되고 있다. 이런 가능성은 기체역학과 강도적 측면 때문에 항상 실현되지는 않는다. 헬리콥터 엔진의 주요부에 대한 현재 기술수준은 다음과 같이 평가할 수 있다.

압축시 단계의 수가 감소되었다(그림 (4.9) 참조). 압축비 PR = 8.5 - 10 은 이전에 10 - 12 단계(T58, TV-3-117)에서 가능했었던 것이 현재는 1 - 3단계

에서 실현되었으며, 이는 원심 압축기를 사용하고, blade의 공력하중의 개선과 tip에서의 속도 증가에 의하여 실현되었다.

혼합형(축류형+반경류형) 압축기에서 대부분의 압축일은 원심 압축기 단계에서 이루어진다(그림 (4.10) 참조). 총 압력비 $PR = 9 - 17$ 범위에서 원심 압축기가 55 - 75 %의 압축일을 수행하였으며 축류 압축단계가 압축기 성능에 미치는 영향은 다소 중요하게 남아 있다. 이 영향은 무엇보다도 각 단계에서 일량의 최적조절과 필요한 안정성의 여유(margin of stability)를 갖는데 영향을 준다.

그림 (4.10)은 공력하중 $\overline{H} = 0.23 \sim 0.25$ 일때 최신 압축기의 축류 압축단계를 보여준다. 미래에는 단계의 수를 더욱더 감소시킬 수 있게 해주는 $\overline{H} = 0.28 - 0.30$ 의 값을 사용 가능할 것으로 기대된다. 그러나 여기에 높은 압력비를 갖는 축류 압축기는 공력적 성능상 엔진의 운전시 각 단이 작동영역 내에서 운전하도록 조절하기가 힘들어진다. 또한 최근에는 헬리콥터용 GTE의 압축기로 원심 압축기가 널리 사용되고 있음을 찾아볼 수 있다(그림 (4.11) 참조). 일례로 $PR = 13 - 14$ 인 2단 1축 원심 압축기가 최근 T800, MTR390 엔진에 적용되었다. 이 압축기에서 $PR = 5.1 - 5.2$ 인 첫 단계에서는 높은 속도 계수(내경 x rpm)를 가지고 작동한다. 그러나 $PR = 2.5 - 2.7$ 인 2단계에서는 대체로 충분하지 못한 tip속도를 가진다. 이러한 압축기의 장점은 다음과 같다.

- 간단한 제작
- 작은 부품수
- 혼합형(axial + centrifugal) 압축기 수준의 높은 효율
- 좋은 작동 특성(먼지가 섞인 공기 유입 조건에서도 유로 부품의 마모가 압축기의 성능에 상대적으로 작은 영향)

마지막에 언급한 장점은 가끔 악조건에서 작동되는 헬리콥터 엔진에는 매우 중요하다.

엔진에서 역류형 연소기(그림 (4.12) 참조)는 최대 1500 - 1550 K 의 가스 출구 온도에서까지도 좋은 작동을 한다. 이 조건하에서 연소기는 터빈 입구의 온도장의 불균일도가 25%정도로 주 작동 모드에서 필요한 요구조건을 제공하게 된다. 더이상의 가스온도증가는 화염튜브 벽(특히, 가스 흐름이 터빈으로 흘러가는 곳)의 냉각을 위한 높은 공기 유량이 요구되며 따라서 가스온도장의 균일성을 형성하는데 어려움이 발생한다. 미국에서 실행한 TIT = 1600 - 1700 K에서 연소기 실험은 가스장의 불균일도가 40 %까지 올라감을 보여주고 있다. 이것은 보통의 터빈에서는 받아들여질 수 없는 온도이다. 이상의 것들이 의미하는 것은 TIT가 1450 - 1480 K의 조건을 갖는 800 - 1000 hp 급의 헬리콥터 GTE 용으로 역류형 연소기가 적절하다는 것이다.

1단계 또는 2단계 터빈들은 압축기를 구동하기 위하여 사용되어진다. PR = 9 - 11로 압축기를 돌리기 위한 1단 동력터빈의 설계는 매우 유망한 설계방법이나, 아직 기체 역학적, 강도 하중적 견지에서 이런 터빈은 설계하기가 다소 힘들다. 그림 (4.13) 은 이런 터빈의 blade root에서 인장강도의 값을 안전계수를 곱하여 구한 것을 보여준다. Stress level이 다소 높지만 TM333과 TV-O-100엔진에서 사용하고 있는 JS26 러시아 합금과 같은 고온용 합금을 비냉각 blade에 적용하는 것이 가능하다. 경험상으로 보면 이들 엔진의 blade root에서의 다른 stress level은 설계 해석의 모호함을 입증한다.

터빈 날개에서 감소된 tip속도는 TM333에서 실현되었으며 이것은 강도 문제를 쉽게 해결 할 수 있게 했다. 채널 중간에서의 압력손실 문제는 터빈 후에서 flow twist에 의하여 발생한다. TV-O-100 엔진의 동력터빈은 유동이 축방향으로 배출되도록 설계되었으며 이것은 터빈 후의 유로 설계를 다소 쉽게 만들었으나 터빈의 강도 유지는 더욱 더 어렵게 만들었다. 높은 압력 차를 가진 1단계 터빈에서 기체역학과 강도문제의 복잡한 해결은 특수한 구조를 적용시켜서 해결 할 수 있다.

기존 엔진의 예를보면 2단 터빈이 압축비 PR = 11을 가진 압축기의 구동에 적용된 경우 냉각노즐 vane blade를 사용하여 터빈 입구온도의 조절이 요구되며 이 터빈의 높은 효율은 1단계 터빈에 비하여 쉽게 실현되었으나 냉각은 효율을 감소시키는 역할을 한다.

바. 자동제어 시스템

80년대를 지나면서 헬리콥터 엔진에 FADEC(Full Authority Digital Engine Control) 형태의 자동제어 시스템이 널리 적용되기 시작했다. 이 제어 시스템은 유체역학적 연료장치를 간단히 할 수 있는 전기적, 수치적 이중 channel이며, 두 번째 엔진의 전자 시스템이 예비 channel로 사용 가능하다. 즉, 하나의 channel(기본 channel)은 엔진을 제어하고 두 번째 channel은 예비로 작동하며 엔진의 cross checking에 사용된다. Channel의 선택은 내부의 검사 시스템이나 조종사에 의하여 수동으로 이루어지며, 두 channel이 모두 고장일 때 엔진의 제어는 자동 또는 수동으로 유체역학적인 예비 시스템으로 전환된다.

주요 전자제어 장치는 다음과 같은 기능을 수행한다.

- 엔진시동, 가스발생기 가속, throttling
- 자유터빈의 속도제어
- 엔진변수의 한계값 제한
- guide vane 장치 및 압축기의 by-pass 밸브 제어
- 두 엔진의 작동상태 synchronization
- surging, 과열, 자유터빈 로터의 손상속도로 부터의 보호
- 연소기에서 화염이 꺼졌을 경우 작동의 회복
- 방빙(anti-icing) 시스템과 fuel drainage 시스템의 제어
- 제어 시스템 요소의 점검(monitor)
- 엔진 점검과 진단 시스템을 위한 정보 제공

에비 유체역학적 시스템은 다음과 같은 기능을 가지고 있다.

- 정적(static), 천이(transition) 작동시 연료 소비 제어
- 연료 소비의 최대, 최소값 제한
- guide vane 장치와 air diverter 밸브의 relay control
- 엔진의 shutdown

헬리콥터에서 엔진 제어의 기본 방법은 사전에 지정된 한계 범위에서 회전 압축기의 작동 mode의 변화에 의해 부하가 변했을 때 자유터빈 로터(헬리콥터의 main rotor)의 지정된 회전속도를 유지하는 것이다. 이 시스템은 다음의 것들을 제한한다.

- 회전 압축기의 최대 회전속도
- 감소된 회전 압축기의 최대 회전 속도
- 최대 가스 온도
- 최대 이륙 출력
- 최대 torque

하나의 엔진 출력장치가 고장일 때 최대 regime restrictor는 최대 contingency regime의 값에 따른다.

사. 수명, 성능, 가격

성능에 대한 보증은 작동기간에 대한 보증과 기술적인 상태에 따른 서비스 (조건부 관리; on condition maintenance)의 2가지 수명 관리에 대한 개념이 있다. 엔진의 수명은 GTE를 구성하는 설계기술 뿐만 아니라 신뢰도와 무결함의 요구조건에 의해 정의된다. 이 요구조건은 엔진의 개수가 한개 그리고 두개를 갖는 출력장치에 대해 각각 다르다.

사용기간에 대한 보증의 경우 수리 기간이 엔진을 가동할 수 있는 시간이나, 비행 사이클 등으로 지시되어 있다. 완전분해검사 기간은 일반적으로 1500 -

2000 h 이며, 몇몇 엔진은 3000 h 정도로 증가되었다. 그러므로 cold module과 hot module은 다른 수명을 가질 수 있다.

새로 개발된 엔진의 예상 작동 수명은 3000 - 5000 h 이나 오랜 기간동안 사용되었던 엔진의 예상작동 수명은 9000 - 10000 h 이상인 경우도 있다. 엔진 작동수명을 고려할 때 저 사이클 피로 강도와 먼지가 많은 조건에서 상해(dirt)과 마모(wear)의 방지에 많은 주의를 기울여야 한다. 예를 들면 T700 엔진의 연소기와 자유터빈의 사용수명은 15000 full cycle후에 5000h 이상의 간격으로 점검되었다. IPS는 먼지조건(dust condition)에서 예기치 않은 엔진 고장의 원인이 되는 패임과 마모를 방지하는데 적용된다.

조건부 정비(on condition maintenance)에 따르면 각 unit, 부속품 또는 엔진 부품들의 사용 수명은 정상작동시 사용가능 능력의 평가에 근거하여 정해진다. 이 결합 있는 unit, 부속품, 부품들이 엔진에서 제거되고 교체되므로 이런 시스템에서는 비행시간이나 사이클을 이용한 수리기간은 사용되지 않으며 이 조건부 정비의 경우 의무조항은 엔진제조시 module화이다.

정비작업시간의 감소와 정비의 간소화는 최근 헬리콥터 엔진에 매우 중요하다. 이것은 엔진제조사의 module화, 외부튜브 수의 감소, 대부분의 엔진 시스템이 독립적이며, 각 unit, 시스템 상태, 작동기간의 monitor를 포함한 엔진 관측과 진단시스템의 진보적 개발에 의해 이루어진다. 전자 자동제어 시스템의 적용은 monitor 능력을 현저히 증가시켰다. 엔진정비능력은 정기적인 정비와 예상된 사용수명이 한계에 도달하기 전에 하는 조건부 정비가 사용된다. 현재 급속, 정기 정비에 사용되는 시간은 0.3 person-h/operating-h 이며, 엔진 교체에 걸리는 시간은 2시간이다.

헬리콥터용 GTE의 가격은 하나의 중요한 척도로 남아 있다. 그림 (4.14)는 몇 엔진의 가격에 대한 데이터를 보여준다. 엔진 주요부의 평균 가격은 이륙출력 1hp당 150 - 200 \$ 이다. 심지어 새로 개발된 엔진의 회사들도 일반적인 가

격수준에 비하여 엔진의 가격을 크게 올리려고 하지 않는다는 사실은 주목할 만 하다. 예를 들면 Allison & Garrett 사는 T800엔진의 가격을 처음에는 305\$/hp에서 생산을 계속적으로 확대하면서 210\$/hp 로 인하할 것을 제안했다.

사이클 변수의 개선은 기술과 재료의 가격이 증가하고 엔진 구성이 더 복잡해지기 때문에 일반적으로 새로운 엔진의 개발은 엔진가격의 증가를 예상할 수 있다. 그러나 실제 이 출력당 가격은 거의 일정한 수준을 유지하고 있다. 유럽국가들은 미국회사들의 연합과 경쟁하기 위하여 간단한 구조, 부품수의 감소, 정밀주조법, stamping, 분말야금 등을 이용해 MTR390, RTM322 엔진의 새로운 개발비용을 현저하게 줄이는 시도를 했다. 미국에서도 현재 사용중인 엔진에 대해서도 위와 같은 노력이 이루어 졌다. 예를 들면 T700엔진에서 unit들을 다량의 기계가공부품에서 block화 하는 정확한 주조품으로 교체되었다. 원칙적으로 최소 가격을 갖도록 하는 설계와 작동법의 개발이 새로 개발되는 엔진에는 필수적인 요소이다.

제 2 절 800 hp 급 터보축 GTE의 기술수준

이미 알려진 바와 같이 최신 GTE 세대의 구성은 세계적으로 1980년대에 형성되었다고 결론 지을 수 있다. 이런 엔진들은 전에 만들었던 것과는 상당히 다르며 이 엔진들의 특성은 다음과 같다.

- 낮은 SFC에 의한 높은 효율과 높은 PR, 그리고 높은 TIT를 갖는 간단한 열역학 사이클 이용
- 고부하 압축기 및 터빈의 숫자 최소화
- 부품수의 최소화
- 정비 요구 인력 최소화
- 첨단 진단과 작동시간 monitor 시스템

- 조건부 정비의 가능성
- 동력축의 전방출력
- 가스발생기의 범용사용(터보축, 터보프롭, 터보팬, 터보제트 엔진 등)
- 전자 제어시스템을 포함한 광범위한 전자기술 적용
- 내장 또는 부착된 IPS 적용

이런 특징들은 특히, T700, TM333, LTS-101 등의 엔진에서 볼 수 있으며, 다른 형태의 항공기에서 사용되어 입증된 바 있다. 이런 엔진은 최근 헬리콥터 동력 장치의 기본을 이루며 “90년대 GTE 기술 수준” 이라 불리는 소형 엔진의 기술 수준을 정의하고 있다.

2000년대에 사용될 미래엔진의 발전방향을 알아보기 위하여 SGTE의 새로운 기술의 고찰과 개발 작업이 현재 각국에서 계속 추구하고 있다. 지금부터 이런 엔진은 “2000년대 엔진” 으로 불리며, 엔진 구조의 배치는 90년대 엔진과 유사하나 이 엔진에는 신기술과 전에 사용된 것들의 장점만을 모은 설계가 이루어짐으로써 2000년대 SGTE는 현재 최고의 엔진보다 여러 특징들이 좋아지게 될 것이다.

800 - 1000 hp 급에서 90년대와 2000년대 엔진의 기술적 수준은 표 (4.2) 의 데이터와 같이 정량적으로 나타낼 수 있다. 이 보고서에서 내린 현재 90년대와 2000년대 엔진의 기술적 수준의 평가는 800 - 1000 hp 출력급 헬리콥터엔진의 일반적인 기술 상태와 개발 경향을 보여준다.

1. 개량 후보엔진의 타당성 분석

전술한 기술 추이를 근거로 본 연구의 당해년도 목표인 800 hp급 터보축 GTE을 위한 개량 대상 후보엔진을 검토하였다.

표 (4.2) 1990년대와 2000년대 엔진의 기술 수준

No	Parameter	90-s years GTE	2000-s years GTE
1.	Thermodynamic power ($\bar{N}_e = 1$), hp	800-1000	800-1000
	Specific fuel consumption at $\bar{N}_e = 1$, kg/hp-h	0.24-0.26	0.215-0.225
2.	Cruise power mode $\bar{N}_e = 0.5$, hp	400-500	400-500
	Specific fuel consumption at $\bar{N}_e = 0.5$, kg/hp-h	0.24-0.31	0.26-0.27
3.	Cycle parameters at $\bar{N}_e = 1$		
	Pressure ratio	9-11	12-14
	Gas temperature, K	1300-1370	1460-1480
4.	Compressor		
	Scheme	2ax + 1c	2c
	Efficiency	0.79-0.81	0.79-0.81
5.	Combustor	reverse flow	reverse flow or short inclined
6.	Gas generator turbine		
	Scheme	1ax, 2ax	1ax, 2ax
	Efficiency	0.85-0.88	0.85-0.88

표 (4.2) 1990년대와 2000년대 엔진의 기술 수준 (계속)

No	Parameter	90-s years GTE	2000-s years GTE
7.	Free turbine		
	Scheme	1ax, 2ax	2ax
	Efficiency	0.89-0.90	0.89-0.90
8.	Intermediate gearbox	yes, not	yes
9.	Front output free turbine shaft	yes	yes
10.	Inlet particle separator	yes	yes
11.	Control system	electronic	electronic
12.	Diagnostics	advanced	advanced (integration with control)
13.	Modularity	yes	yes
14.	Design service life, h		
	Predicted	4500-6000	6000-9000
	Overhaul	1500-2000	2000-3000
15.	Specific dry weight, kg/hp	0.14-0.16	0.13-0.15
16.	Maintenance, person-h/ 1 flight h	0.5	< 0.5
17.	Replacement time, h		
	Engine	2	< 2
	Module	0.5-1	< 0.5-1
18.	Service properties:		
	reliable start up	up to 3 km	up to 4 km
	operating under dust conditions	yes	yes
	auto anti-surfing protection	yes, not	yes
	contingency mode	yes, not	yes
19.	Development of modification	possible	yes
20.	Power improvement possibilities	possible	yes
21.	Engine price at 1 hp of take-off power, \$	200-300	200-250

가. TM319(Turbomeca, 프랑스)

최대출력 547 - 698 hp 를 가진 TM319-1, -2, -2B, -2C 엔진계열은 구조, 주 데이터, 작동과정의 변수, 사용수명, 신뢰도 측면에서 볼 때 90년대의 기술수준이다. TM319엔진의 출력증강 가능성을 살펴보면 최근 EC135와 MD9의 헬리콥터에 적용된 TM319-2C로 검토가 가능하다. 이 엔진은 가스 발생기 터빈이 비냉각 날개 상태에서 많은 출력을 증가시켰으며 냉각터빈 이외의 방법으로 더 이상의 출력증가는 불가능할 것으로 판단된다. TM319-2C 개량엔진의 698 hp 의 출력은 기본 요구사항(800 hp)보다 낮은 출력이다. 냉각터빈의 적용은 많은 구조상의 변경과 연결되어있어 무수히 많은 부분의 재설계가 요구되어 이 엔진은 개량 대상으로 적합하지 않다.

나. PW206A(Pratt-Whitney, 캐나다)

이 엔진은 구조나 주요 데이터, 기술적인 측면에서 볼 때 TM319엔진과 유사하여 이 엔진의 최대 출력은 620 hp 이며 이것 또한 800hp 까지의 개량대상으로는 TM319엔진과 같은 이유로 기본 요구사항이 불충분하다.

다. TM333(Turbomeca, 프랑스)

TM333 엔진계열은 850 - 1000 hp 에 이르는 출력범위를 가진 4개의 개량엔진(-1A, -1M, -B, -2B)을 포함한다. TM333 엔진은 이 엔진의 데이터에서 동급 엔진중에 최고의 엔진이며 90년대 기술 수준에 상응한다. 이 엔진은 연속적으로 생산되고 있으며 본 연구의 대상엔진으로 고려될 수 있다. 이 엔진은 다음의 것들을 포함한다.

- 새로운 IPS의 설계
- 엔진시험과 먼지가 있는 공기 조건에서 엔진 냉각시험
- 헬리콥터 설계자의 요구에 따른 엔진과 시스템 개발

TM333 엔진을 채택하는 경우에 명백히 엔진과 이 unit를 생산하기 위한 licenses가 요구되어 개발에 어려움이 있다.

라. TV-O-100 (Omsk MDB, 러시아)

720 hp급의 TV-O-100 엔진은 구조와 특성에서 최신 터보축 GTE와 TM333 엔진과 유사하다. 이 엔진은 대부분의 시험대에서 작동성능 개발을 수행해 왔으며 비행시험의 초기 단계에 있다. 각 unit의 설계 특성과 엔진은 이미 증명되었다. TV-O-100 엔진 데이터를 해석해 보면 출력을 830~850 hp까지 현저하게 증가시키고 동시에 SFC 값을 0.242~0.245g/hp-h로 낮출수 있는 가능성을 보여준다. 이 결과는 압축기를 근대화하고 가스발생기 터빈의 효율을 증가시키며 이외 가능한 다른 것들을 개선시킴으로써 이룰 수 있다. 이런 TV-O-100 엔진(그림 (4.15) 참조)의 개량엔진인 TV-0-100M 은 주 데이터와 특성에서 TM333-1A 엔진만큼 좋다. TV-0-100M 의 요구출력은 낮은 터빈 입구온도에서 이루어졌다(TIT=1310K). TV-O-100M 의 개량엔진인 TV-0-100M1 엔진은 터빈 입구온도를 TM333의 값(TIT=1346K)까지 증가시키고, cooling turbine nozzle vane과 단결정(monocrystal)을 가스발생기 터빈에 적용시켜서 8~10 %의 고출력 증가(그림 (4.15) 참조)의 가능성을 보이고 있다.

TV-O-100M1R 개량엔진은 열 교환기를 이용한 재생 시스템의 적용으로 10~20% 낮은 SFC 값을 갖는 현저한 개량이 이루어졌다. 이러한 시뮬레이션 값들은 TV-O-100 터보축 엔진이 본 연구의 기본 엔진으로 채택될 수 있다는 것을 의미한다.

마. SGTE-2002 (CIAM, 러시아)

900hp급의 SGTE-2002 터보축 엔진은 CIAM의 연구개발에 근거한 설계로 이루어 졌으며 헬리콥터용 GTE 와 관련된 오랜 경험이 적용되었다. 이 엔진은

고도특성, 작동성능, 신뢰도와 수명면에서 우수할 것으로 기대된다. 시제품 가스 발생기의 제작 기간은 4~5년 정도가 예상된다.

상기 여러 후보엔진중 TV-O-100과 TM333 이 현실적으로 가능하다. 이 두 엔진중 TM333은 전술한 바와 같이 licence 문제로 쉽지 않으나 TV-O-100은 본과제의 성격상 러시아의 기술을 도입하고자 하는 취지와 개발 방향이 부합되어 합당하다고 보아 TV-O-100 엔진을 개량대상 엔진으로 선정하였다.

2. TV-O-100 개량 엔진의 수학적 모델

본 절에서 소개하는 TV-O-100 엔진을 기본으로 개량 가능성을 모색한 일련의 엔진들에 관한 수학적 모델은 SGTE software(CIAM 보유 S/W이며 본 과제를 통해 입수됨)를 적용하여 개발되었다.

가. TV-O-100 기본엔진

그림 (4.16) 은 TV-O-100 임의로 선정된 두 엔진의 실험 교축성능을 보여주며, 그림 (4.17)은 실험용 압축기 성능을 보여준다. 이런 부품성능과, 작동 과정 변수의 matching은 OMSK MDB(TV-0-100 개발기관)에서 제공한 TV-O-100 기본 수학 모델에 의해 성취 되었다.

Operating mode line에서 압축기와 자유 터빈의 성능은 그림 (4.18)을 근거로 TV-O-100 수학적 모델이 적용되었으며, 아래에 근사함수가 주어졌다.

$$\text{압축기 : } \eta = 0.744 + 0.016PR - 0.001333PR^2$$

$$N_{cor} = 46.12 + 9.162PR - 0.332PR^2$$

$$\text{동력터빈 : } \eta = 0.835988 + 0.555221PR - 0.0120398PR^2$$

사용모드의 작동 중간에 가스 발생기 터빈의 효율은 실제로 변하지 않으며 $\eta = 0.85$ 로 일정하다고 간주할 수 있다.

TV-O-100 기본 엔진에 대해 개발된 수학적 모델(MM ; mathematical

model)은 그림 (4.18)에 주어져 있으며 엔진의 실험 결과와 잘 일치한다. 이 수학적 모델에 의한 TV-O-100 기본 엔진은 최대 출력시 표 (4.3) 과 같은 변수를 갖는다.

TV-O-100 엔진의 주요 unit의 변수와 효율은 동급 터보축 GTE의 최근 기술수준(90년대)과 상응한다. TV-O-100의 기호적 특성은 다음의 제어 방식을 갖는 MM에 따라 계산되었다.

- TIT = 1280k under positive temperature of atmospheric air
- N_{cor} = 103% under negative temperature

이 경우 TV-O-100 엔진은 $t = -5^{\circ}\text{C}$ (그림 (4.19) 참조)일 때 최대 출력은 880 hp이다. 공기의 온도가 10°C 상승마다 엔진의 출력은 8.0~8.49% 감소한다.

나. TV-O-100M 엔진

개량 기본 엔진인 TV-O-100은 출력과 연료 효율의 개선의 여지가 충분하다. TV-O-100M 으로 명명된 엔진 개량에는 다음과 같은 2가지 방법이 사용되었다. 이들 방법은 러시아 기술을 토대로 시뮬레이션에 의해 수행 되었다.

1. 압축기는 원심단계를 변화시키지 않고 축류부분을 수정하였다. 이 과정에서 총 압력비는 9.8로 증가되었고 유량은 3.04 kg/s로 증가되었다. 설계된 회전 압축기의 속도는 전과 같이 $N_{cor} = 41,300 \text{ rpm}$ $\bar{N}_{cor}(=100\%)$ 로 그대로이다. 이 압축기의 성능은 그림 (4.20)에 제시되었다.

2. 가스온도 TIT = 1310 K 로 작은 증가가 있었다. 이런 증가는 TIT = 1345 - 1355 K에서 TV-O-100 기본엔진의 연속적인 실험결과를 고려한 터빈의 강도를 근거로 이루어 졌는데 이런 변화가 있을 때는 엔진의 특성에 맞도록 TV-O-100M 엔진의 MM이 수정되어야 한다(그림 (4.18) 참조).

$$\text{압축기 : } \eta = 0.629 + 0.37 PR - 0.2 PR^2$$

$$N_{cor} = 52.83 + 6.1 PR - 0.1333PR^2$$

표 (4.3) 수학적 모델을 이용한 TV-O-100 의 엔진변수

Power	720 hp
Specific fuel consumption	0.253 kg/hp-h
Air flow rate	2.7 kg/s
Pressure ratio	8.5
Gas temperature	1280 K
Total pressure losses:	
in an inlet channel	3 %
in a combustor	5 %
in an intermediate channel	
between turbines .	1 %
in an outlet channel	3 %
Unit efficiency	
compressor	0.783
combustor	0.99
gas generator turbine	0.85
free turbine	0.90
Mechanical efficiency	
turbocompressor rotor	0.99
gearbox	0.98
Air leakage	1.5%
Air extraction for cooling	2.0%
Expansion ratio:	
in a gas generator turbine	3.22
in a free turbine	2.34

$$\text{동력터빈} : \eta = 0.65302 + 0.253479 PR - 0.0649948 PR^2$$

가스발생기 터빈의 효율은 전과 동일하게 $\eta = 0.85$ 로 남아 있으며, 압축기에 의한 공기 누설율은 1 % 로 낮아졌고, 입구 압력 손실은 3.5 % 증가되었으며 연료효율은 $\eta = 0.98$ 로 감소되었다.

이 MM에 의하여 TV-O-100M 개량엔진의 출력은 844 hp 로 나타났으며 TV-O-100M 엔진의 변수들은 표 (4.4)와 같다.

TV-O-100M 개량엔진에서는 TV-O-100 기본엔진구성에서 최소한의 변경만이 이루어 졌고 이 때문에 몇 unit(입구 채널, 연소기, 가스발생기 터빈) 에서는 최적조건에서 작동되고 있지 않고 있다. 그럼에도 불구하고 이런 변화는 출력을 17 % 증가시켰고 SFC를 3.5 % 감소시키는 등 엔진 데이터의 주목할 만한 변화를 가져 왔다.

TV-O-100M 엔진의 교축성능은 그림 (4.21) 에 주어 졌다. 그림 (4.19) 는 엔진의 기후성능(climatic performance)을 보여준다.

다. TV-O-100M1 엔진

연소기와 가스온도를 1346K(TM333-1A 엔진의 온도 수준)로 높이기 위한 터빈의 개량과 엔진에서 각 unit의 작동을 최적화 하기 위한 TV-O-100 엔진의 개량이 이루어 졌다.

TV-O-100M1 개량엔진은 TV-O-100M의 기본엔진에 다음을 변화하여 설계 하였다.

- 연소기의 효율 $\eta=0.99$ 를 갖는 연소기의 개선
- 가스발생기 터빈에 cooling nozzle vane 적용
- 가스발생기 터빈 날개의 profile 의 변화와 단결정을 이용한 터빈 날개 제조
- 고온에서도 unit들이 정상작동을 할 수 있도록 연소기, 터빈, 그리고

표 (4.4) 수학적 모델을 이용한 TV-O-100M 의 엔진변수

Power	844 hp
Specific fuel consumption	0.244 kg/hp-h
Air flow rate	2.93 kg/s
Pressure ratio	9.8
Gas temperature	1310 K
Total pressure losses	
in a inlet channel	3.5 %
in a combustor	5 %
in an intermediate channel	
between turbines	1 %
in an outlet	3 %
Unit efficiency	
compressor	0.80
combustor	0.98
gas generator turbine	0.85
free turbine	0.88
Mechanical efficiency	
turbocompressor rotor	0.99
gearbox	0.98
Air leakages	1%
Air extraction for cooling	2%
Expansion ratio	
in a gas generator turbine	3.41
in a free turbine	2.53

case의 냉각 개선

TV-O-100M1 개량엔진의 데이터는 그림 (4.21) 에 주어져 있으며 정리하면 다음과 같다.

- 출력	926 hp
- SFC	0.237 kg/hp-h
- 유량	3.02 kg/s
- 압력비	10.25
- 가스 온도	1340 K

라. TV-O-100M1R 엔진

터보축 GTE에서 재생시스템의 사용은 SFC를 15 - 20 % 감소시키는 효과를 가져온다. 가능성을 시험하기 위하여 TV-O-100M1 엔진에 열 교환기의 적용이 고려되었고 재생기로 사용된 튜브형 열 교환기는 이중 횡류식(double cross flow)이 채택되었다. 공기는 튜브 안을 통과하고 가스는 튜브사이를 통과한다. 설계상에서 열 교환기의 재생비는 $\eta_r = 0.65$ 이고, 압력 손실은 공기부가 3 % 이고 가스부는 2 % 이다.

TV-O-100M1R 개량엔진의 구조는 그림 (4.22) 에 보여주며, 교축성능 계산 결과는 그림 (4.21)에 주어진다. TV-O-100M1R 엔진의 출력은 874 hp 이며, SFC는 0.200 kg/hp-h (TV-O-100M 엔진에 비하여 16.5% 증가)이다.

열 교환기를 이용한 개량엔진의 개발은 이와 관련된 엔진구조의 변화와 외형 및 중량의 증가에도 불구하고 연료 절감에 상당한 도움을 준다. 그러나 이런 기술은 2000 년대의 신기술로 해결 될 것이다.

3. 개량 방안 선정

세계적인 관례로 볼 때 시험용 엔진생산과 시험은 엔진 개발의 초기 단계에

서 반드시 거치는 전통적인 방법의 하나로 사용되어왔다. 이것은 가장 중요한 엔진 unit의 특성을 결정지어 주기도 하며, 대부분의 하중을 받는 요소의 정상 작동을 평가할 수 있게 해 준다.

TV-O-100 엔진을 기본으로 하여 개발 할 수 있는 개량 엔진(이하 TV-O-100M-GG 라 칭함)에 관한 예상 데이터의 계산 결과는 그림 (4.23)에 주어 졌으며, 계산에 따른 TV-O-100M-GG 가스발생기의 주요 데이터는 다음과 같다.

- 추력	210 kg
- SFC	0.98 kg/hp-h
- 공기 유량	2.93 kg/s
- 압축비	9.8
- 가스 온도	1310 K

그림 (4.23)은 로터 회전속도에 따른 가스발생기의 주요 변수의 변화를 보여 준다. 이것은 가스발생기를 고찰에 근거하여 엔진 unit의 거동을 고찰 할 수 있음을 알려준다.

본 가스발생기의 개발시험은 자유 터빈 대신 노즐이 가스 발생기에 장착되게 하여 성능검증 시험을 수행하는 방법의 채택이 경제적이며, 이때 모든 가스 발생 장치(압축기, 터빈, 연소기)가 엔진에서와 같은 똑같은 조건으로 작동하도록 유지하여 노즐 목 단면(throat section)을 최적 선택하는 것이 중요하다.

TV-O-100M-GG 가스발생기의 실험은 다음과 같이 계획하는 것이 타당하다.

1. 가스발생기의 가스 유로를 따른 유동변수들의 측정 실험 - 실험 결과로부터 수학적 모델(MM)의 입증과 주 unit의 작동 해석
2. 다음의 조건하에서 열환경 진공실(thermal environment vacuum chamber)에서 실험

- 고도 0 - 6 km

- 공기온도 -54 °C - 55 °C

3. 정상상태와 천이상태에서 엔진시동과 자동제어 시스템 시험
4. 먼지와, 비, 눈 조건에서 특별한 시험
5. 신뢰도의 예비평가로서의 사이클 시험
6. 기타 특별 시험

제 5 장 TV-O-100 엔진의 개량방안

헬리콥터용 GTE의 발전 현황을 살펴본 결과 여러 후보 엔진중 Ka-126 헬리콥터의 엔진으로 설계된 720 hp의 출력을 가진 러시아의 TV-O-100 엔진이 본 과제에서 요구하는 개량대상으로 합당하다는 것을 알 수 있었다.

TV-O-100 엔진은 1단의 가스발생기와 동력터빈을 가진 최신 엔진이며 3단 압축기, 역류 환형 연소기(reverse flow annular combustor), 1단 압축기 터빈을 보유하고 있다. 이 엔진은 최신엔진과 비슷한 PR(압력비)=9.2, TIT=1280 ~ 1290 K의 사이클 변수를 가지고 있다. 이 엔진은 모든 시험개발을 마치고, 현재 비행시험의 초기 단계에 있으며 각 부분과 엔진의 설계 특성은 대부분 입증되었고 전술한 바와 같이 830 ~ 850 hp이상으로의 출력 증가가 가능하다. 이 장에서는 전장에서 개략적으로 서술하였으나 720 hp 출력의 TV-O-100 엔진의 기본구성에 대한 주요 데이터와 830 - 850 hp으로 출력(TV-O-100M)을 증강하기 위한 개발 방안이 보다 구체적으로 제시되었다.

제 1 절 TV-O-100 기본엔진

Ka-126 다목적 경헬리콥터에 사용될 목적으로 설계된 TV-O-100 터보축엔진은 다음과 같은 기능을 가지고 있다.

- 헬리콥터 메인로터 구동
- 동력터빈 로터를 이용한 헬리콥터의 전기 발전기 구동
- 빙빙 장치, 엔진 시스템, 공기조화시스템, 유압탱크의 가압 등을 위해 압축된 bleed air 공급
- 조종석 내부에서 엔진 변수의 표시 및 경고시스템에 정보 제공
- 탑재된 자동기록기에 기록을 위한 엔진 변수 정보제공

TV-O-100 엔진은 눈, 비, 우박, 먼지(0.5 g/m^3 까지) 등의 기상상태에서도 작동이 가능하며, 다음과 같은 작동조건에서도 안정되고 신뢰도 있는 동작을 한다.

- 비행고도 : 0 ~ 7,000 m
- 비행속도 : 0 ~ 350 km/h
- 최대비행시간 : 5 h
- 연속이륙기간 : 30 min
- 최대연속작동기간 : 60 min
- 외기 온도 : $\pm 50 \text{ }^\circ\text{C}$

엔진 재시동은 고도 4,000 m 까지 가능하며, 공기온도는 $-50 \text{ }^\circ\text{C}$ 이상이어야 한다.

1. TV-O-100 엔진 개요

TV-O-100 엔진의 단면도는 그림 (5.1)에, 엔진의 외형은 그림 (5.2) ~ 그림 (5.7)에 나타나 있다. 이 엔진은 다음과 같은 5개의 모듈로 구성되어 있다.

- 입구입자분리기(IPS)
- 가스발생기
- 동력터빈
- 기어박스
- 배기장치

또한 이 엔진의 작동에는 다음과 같은 시스템이 필요하다.

- 연료 장치
- 오일 장치
- 제어, 조절 및 신호출력 장치(ACS)
- 방빙(anti-icing) 장치

- parameter monitoring 장치
- 시동(starting) 장치

TV-O-100 터보축 엔진은 3단 축류-원심 압축기, 1단 가스발생기 터빈, 1단 동력터빈, 역류형 연소기를 사용하여 축방향의 길이가 작은 compact한 구조를 가지도록 하였으며 동력터빈이 엔진기어박스로 동력을 전달하고, 엔진기어박스에서 회전속도가 감소된 후 헬리콥터 주 기어박스로 동력을 전달하도록 설계되었다.

전기 발전기는 기어박스에 부착되어 있으며 자동제어시스템(ACS)의 전자조절기에 독자적으로 전기를 공급해준다. 기어박스의 free-wheeling clutch는 헬리콥터 로터의 자동회전(autorotation)시에 엔진기어박스와 동력터빈을 헬리콥터 주 기어박스와 분리하는 역할을 한다. 이 엔진은 기어박스 내부에 엔진 torque moment meter 가 장착되어 있으며, 낮은 온도에서 엔진이 작동될 때 연료를 가열하는 기능도 있다.

가. 입구입자 분리기(IPS)

TV-O-100 엔진은 유형 1(그림 (5.8))과 유형 2(그림 (5.9))의 IPS 형태를 적용하는 것이 가능하도록 고려되었다. 유형 1의 IPS는 inertial multi-channel type 이며 압축기로 들어가는 기계적인 불순물, 먼지, 액적 등을 제거하는 역할을 하며 입구장치 부품에서 얼음이 생기는 것을 방지한다. IPS unit는 용접된 속이빈 날개(profile vane)로 구성되어 있으며 이 날개속으로는 뜨거운 오일이 흐르도록 구성되어 있다. 헬리콥터 입구장치의 rubber profile은 upper IPS flange 에 장착되어 있다.

엔진 작동시 입구 채널에는 부압이 발생하여 먼지 등이 섞인 공기가 유입되고 IPS 채널의 profile vane을 지나는 동안 가속되고 유동방향이 급격히 변한다(그림 (5.8)). 이 과정에서 먼지입자, 기계적인 불순물, 액적 등은 관성에 의하여

운동방향이 유지되므로 dust collector로 유입되어서 팬에 의해 외기로 강제로 버려진다. 이때 정화된 공기는 압축기로 들어간다. IPS vane에 얼음이 생기는 것을 방지하기 위하여 vane의 내부공간에 뜨거운 오일을 순환시킨다. 유형 1 IPS는 separate block으로 설계되어 있으므로 불 필요시 이를 제거 할 수 있다.

오일을 이용한 IPS heating은 오일 탱크(tank)의 sealing 부위의 누유로 인해 오일이 압축기 입구로 유입될 가능성이 있으므로 용이하지 않다. IPS heating에 오일대신 고온의 공기를 이용하는 경우에는 큰 체적의 공기를 공급하기 위하여 더욱 큰 vane이 필요하므로 역시 간단하지 않다. 이로 인해 유형 2 IPS가 TV-O-100 엔진에 사용하게 되었다.

유형 2 IPS의 scheme은 그림 (5.9)에 나타나 있다. 이 IPS 역시 관성을 이용하나 구조가 훨씬 간단하고, icing condition에서도 heating에 필요한 면적이 현저히 작은 장점을 가지고 있다. 통상적으로 IPS 는 실제 적용되는 power plant 의 구조에 따라 결정되므로 각각의 헬리콥터 엔진에 맞도록 제작되어야 한다.

나. 가스발생기

가스발생기(그림 (5.10))는 압축기, 연소기, 압축기 터빈의 3개 주요 unit로 구성되어 있다. 압축기는 2개의 축류 압축기와 1개의 원심압축기로 구성되어 있으며, 입구에는 회전익과 1단 guide vane 장치로 구성되어 있다. 낮은 작동영역에서 gasdynamic stability margin을 증가시키기 위하여 air bypass band의 제어에 의해서 축류 압축단 후에서 공기를 bypass 시키며 vane turning과 bypass band의 개폐는 자동제어시스템(ACS)의 electric regulator에 의해 수행되는 program에 의해 특별한 유압실린더에 의해 작동된다.

압축기부는 front case, middle case, rear case, rotor, rotor bearing support 로 구성된다. Front case는 외부링(external ring)과 내부링(internal ring)으로 구성되어 있으며 profiled strut에 의해 서로 연결되어 있다. Front internal

ring flange는 기어박스 case에 부착되어 있으며, 배어링 case와 oil nozzle은 rear ring flange에 붙어 있다. External ring은 middle case와 flange를 이용하여 결합되어 있다. Middle case는 2개의 부분으로 구성되어 있으며 서로 bolt로 체결되어 있으며 결합면은 case 길이방향 축을 따라 위치한다. 압축기 vane rotation mechanism은 middle case에 장착되어 있다. Vane rotation mechanism(그림 (5.11))은 vane journal에 부착된 lever들로 구성되어 있으며 ring에 의해서 middle case의 중심으로 연결되어 있고 ring은 link와 lever에 의해 유압 실린더와 연결되어 있다. 유압 실린더 rod가 움직이면 ring은 middle case 주위를 회전하고, lever에 의해서 vane을 회전시킨다.

디퓨저를 가진 압축기의 rear case와 vane 장치는 원심압축기의 유로를 형성하며 압축기 case와 연소기의 동력을 연결한다. Air bypass band, vane 회전용 유압 실린더 등이 여기에 부착되어 있다.

Drum-disk 구조를 가진 압축기 rotor는 전방에는 ball bearing, 후방에는 roller bearing이 사용되었다. 압축기 로터 부품들은 shaft shoulder에 위치하며 너트를 사용하여 장착된다. 2개의 축류압축기 blade는 dovetail root에 의해 disk에 장착되어 있다.

연소기(그림 (5.10))는 역류형이고 환형이며, case, annular flame tube, gas receiver, igniter, drain valve, main & additional collector로 구성되어 있다. 연소기 case는 엔진의 부하를 견디도록 구성된 부품이며, 가스의 힘으로부터 얻어진 동력 및 vane 장치의 회전력(torque moment)을 전달한다. Flame tube와 additional collector는 case 내부에 장착되어 있으며, igniter와 main collector는 case의 외부에 장착되어 있다. 연소기의 case는 rear compressor case의 전면 flange에 부착되어 있다. 중간 flange에는 압축기 터빈 case가, 후방 flange에는 동력터빈 case가 장착되어 있다. Flame tube는 연료와 공기가 혼합되어 연소되고, 출구 공기온도를 균일하게 낮추기 위해 연소물질과 공기를 혼합하는 역할을

하는 연소기의 주요 요소이다. Flame tube의 전면부에는 원주방향으로 균일하게 배치된 12개의 swirler장치가 장착되어 있다. Swirler의 원리는 공기와 분사된 연료가 반대방향으로 swirling하도록 구성된 동축 환형 공기제트 시스템이다. Flame tube는 압축기 vane 장치와 flange로 연결되어 있으며 터빈 vane 장치와는 접혀질 수 있도록 연결되었다. Flame tube 의 gas receiver는 공기 흐름이 180도 바뀌는 터빈 vane장치의 confuser channel의 external ring과 연결되어 있다. Gas receiver는 압축기 반경방향 diffuser의 과열을 방지하고, gas receiver 벽의 냉각을 위하여 두개의 벽으로 되어 있다. 연소기 case의 상부에 2개의 점화기(igniter; spark plug와 start nozzle)가 장착되어서 엔진 시동시 연료를 점화시켜 준다. 2개의 점화기는 수직축을 기준으로 60도 벗어나서 대칭으로 양쪽에 장착되어 있다.

Drain valve는 연소기의 아래에 장착되어 있으며, 시동이 실패했을 때 연소기 내부에 축적된 연료를 제거하는데 사용된다. 엔진이 시동될 때는 drain valve가 닫히게 되어 필요한 압력으로 가압될 수 있도록 한다.

Main collector는 엔진동작중에 대부분의 연료를 공급하는 역할을 한다. Collector는 파이프 배관과 swirler branch에 연료를 공급하는 20개의 spray nozzle로 구성되어 있다. 연료는 nozzle에 장착된 12개의 orifice에 의해 공급된다. Additional collector는 엔진의 시동과 작동 상태에서 분사된 연료를 공급하는 역할을 하며 연료는 원심 nozzle에 의해 분사된다.

압축기 터빈(그림 (5.10))은 nozzle vane 장치, case, rotor wheel, rotor support로 구성된다. Nozzle vane 장치는 external ring과 internal ring을 가지고 있으며 이 두 ring은 nozzle vane으로 결합되어 있으며 이 사이에 공기 유로가 형성된다. Rotor wheel은 압축기 rotor 축에 장착되어 있으며, disk, blades, rotated deflector, labyrinth로 구성되어 있다. Disk는 labyrinth에 의하여 축의 센터에 위치한다.

엔진의 부속품 중에서 터빈 wheel의 냉각시스템이 변화되었으며 rotated deflector가 제거되었다. 압축기의 torque moment는 splinted bush에 의해 전달된다. Dynamic balance를 위해서 rear disk 축에 삽입물이 사용되었다. 압축기 터빈 case는 metal-ceramic으로 구성된 sector가 이 case에 부착되어 있으며, rotor support는 터빈 disk 사이에 장착되어 있다. 이 support는 힘을 완충시키는 역할을 위해서 flexible ring으로 구성되어 있다.

다. 동력터빈(power turbine)

동력터빈은 nozzle vane 장치, case, rotor, support로 구성되어 있다. 동력터빈의 nozzle vane 장치의 내부 flange는 turbine case flange에 부착되어 있으며, external ring은 열팽창을 보상하기 위하여 자유롭게 움직일 수 있도록 구성되어 있다(그림 (5.10) 참조). Nozzle vane 장치는 내부와 외부 ring의 틈사이에 부착되어 있다.

동력터빈 로터(그림 (5.12))는 disk, blade, labyrinth에 의해 지지되는 축(shaft)으로 구성되어 있다. Rotor wheel은 labyrinth에 의해 축의 center에 위치하며 너트를 이용하여 축에 부착된다. 축은 splints를 가지고 있어서 torque moment를 기어박스 구동 기어에 전달한다.

동력터빈 case는 압축기 터빈 case와 연소기 load-bearing case의 중간정도의 하중을 받는다. Metal-ceramics를 포함한 sector가 이 case에 부착되어 있다.

라. 기어박스

기어박스(그림 (5.13))는 동력터빈 로터로부터 출력 축으로 torque moment를 변환하여 전달해준다. 기어박스 case는 accessory drive, torque moment meter, free-wheeling clutch, power turbine shaft alarm mechanism, lubricating & breathering 부품들을 포함하고 있다. 엔진 장착 support는 기어박스 case에 장

착되어 있다.

기어박스의 1단은 skew 기어로 구성되어 있으며, 2단 구동기어는 spur 기어이고 2개의 roller bearing에 의해 지지된다. 이 기어를 축방향으로 고정시키는데는 기어의 내부에 장착된 angular bearing을 이용한다. Ball bearing의 내부 ring은 회전하지 않고 축방향의 움직임이 제한된 torque moment meter cylinder와 연결된다. 이 cylinder는 case에 붙어 있으며 피스톤은 torque moment 측정기구를 형성한다. 출력 축은 free-wheeling clutch에 의해서 2단 구동기어와 연결된다.

다. 출력장치(output device)

출력장치(그림 (5.14))는 external ring과 internal ring을 6개의 rod-strut에 의해 연결시킨 용접된 부품이다. External ring의 전면 부는 reverse cone으로 강화시켰다.

동력터빈축이 파괴되었을때 가스의 힘이 작용하여 로터의 남은 부분들이 출력장치 case 뒷부분으로 밀려나서 제동시키고, 이것은 동력터빈 disk가 파괴되지 않도록 보호하는 역할을 한다.

2. TV-O-100 엔진 시스템

가. 오일 시스템

오일 시스템(그림 (5.15))은 다음과 같은 기능을 가지고 있다.

- 접촉면의 마찰과 마모를 줄이기 위한 부품의 윤활
- 부품의 부식방지
- 마찰열 제거 및 가열된 부품 냉각
- 고체 입자(particle) 제거

TV-O-100 엔진에 사용된 오일 시스템은 순환식이며 가압된 오일은 엔진으로 보내지고 다시 oil cavity로부터 외부로 배출되게 된다. 이 시스템(그림(5.15))은 다음과 같이 구성되어 있다.

- 오일 탱크
- 넓은 간극을 갖는 필터(mesh size = 0.5 mm)
- 좁은 간극을 갖는 필터(mesh size = 0.04 mm)
- 공기-오일 열교환기
- 연료-오일 열교환기
- closing valve 및 bypass valve system
- 파이프 배관

이 엔진의 오일시스템에는 Be-38 오일이 사용되었다. 오일 탱크의 용적은 5 ~ 11 liter이며, 작동중 오일의 사용량은 0.3 liter/h 이하이다. 엔진으로 공급되는 오일의 온도는 다음과 같다.

- 지상 시동시 최소허용온도 : -40 °C
- 작동 영역에서 최적 온도 : 80 ~ 130 °C
- 작동 영역에서 최소 허용온도 : 40 °C
- 작동 영역에서 최대 허용온도 : 150 °C

나. 연료시스템(fuel system)

연료시스템은 엔진에 연료를 공급하고, 엔진 작동 상태의 제어 및 필요한 범위 내에서 조절된 엔진변수를 유지하는 역할을 한다. 이 엔진은 TC-1, PT, T-2, 그리고 이들의 혼합물을 연료로 사용하며 다음과 같은 unit로 구성되어 있다.

- 주 연료펌프(main fuel pump) 앞에서 필요한 압력을 제공하기 위한 엔진 원심펌프

영하의 온도에서 좁은 간극을 갖는 필터가 얼지 않도록 가열하기 위한 연료-오일 열교환기

좁은 간극을 갖는 필터 앞에서 연료 가열을 제어하기 위해 연료의 온도를 측정하기 위한 온도 변환기(transducer)

주 연료펌프 앞에서 연료를 정화하기 위한 좁은 간극을 갖는 필터
연소기에 들어가는 연료 량의 측정과 압축기 기구 유압실린더(hydro-cylinder), 방빙시스템 밸브 및 연료가열제어밸브를 제어하기 위한 주 연료계측펌프(fuel-metering pump)

nozzle collector에서 연료분사 및 분배(및 엔진정지시 collector 분사 제어)의 자동화

축류압축기 뒤에서 공기를 bypass 시키기 위한 유압 실린더

압축기의 guide vane 장치를 제어하기 위한 유압실린더

압축기 blade의 회전각(turning angle)을 측정하기 위한 변환기(transducer)

air bleeding의 제어를 위한 방빙시스템 밸브

연료-오일 열교환기에 오일 공급을 제어하기 위한 밸브

오일을 수집하기 위한 drain tank

main nozzle collector

additional nozzle collector

연소기 연료점화용 start ignitor

압축기 후 공기 절대압력 변환기(이 변환기에서 얻어진 정보는 제어시스템의 알고리즘으로 사용된다.)

엔진 흡입구에서 공기의 절대압력 변환기(이 변환기에서 얻어진 정보는 제어시스템의 알고리즘으로 사용된다.)

torque moment meter(이 변환기에서 얻어진 정보는 제어시스템의

알고리즘으로 사용된다.)

- 입구공기온도 변환기(이 변환기에서 얻어진 정보는 제어시스템의 알고리즘으로 사용된다.)
- 동력터빈후에서 가스온도를 측정하기 위한 3개의 열전대로 구성된 collector(이 변환기에서 얻어진 정보는 제어시스템의 알고리즘으로 사용된다.)
- 가스발생기 및 동력터빈 회전속도 변환기(이 변환기에서 얻어진 정보는 제어시스템의 알고리즘으로 사용된다.)
- 제어시스템에 전원을 공급하기 위한 자동 발전기
- 전자엔진 조절기(electronic engine regulator)
- 헬리콥터 rotor 회전속도와 각을 측정하기 위한 변환기

다. 자동제어 시스템

자동제어시스템은 이중채널 디지털 전자-유압 시스템이다. 이 시스템은 전자 조절기(electronic regulator)와 연료계측펌프를 포함하며, 연료시스템과 헬리콥터 전기시스템과 결합되어 상호작용을 한다. 엔진전자조절기는 real time으로 작동되며 다음의 기능을 가지고 있다.

- 엔진시동제어를 위한 신호 형성
- 엔진의 시동, 급가속, 급감속시 연료 계측제어
- 정상상태 작동모드의 지원
- 극한 모드의 제어
- 압축기 장치의 제어
- 동력터빈의 과속으로부터 엔진보호
- 압축기 surge로부터 엔진보호
- 엔진 자동정지시 작동모드 복원

- 조종사의 명령이나 비상정지 경보신호시 엔진의 정지
- 작동상태 관측(monitor)
- 작동시간 계산기의 제어
- 연료가열의 제어
- 탑재된 기록 시스템을 위한 신호발생

연료계측펌프(fuel-metering pump)는 연료의 운반, 수동제어, 전자조절기 (electronic regulator)와 연계하여 자동엔진 조절을 위해 사용되며 다음과 같은 작동을 한다.

- 전자기기가 작동할때 엔진의 시동, 가속, 감속, 정상작동 모드에서 연료계측
- 전자조절기가 사용이 불가능할 때 엔진자동모드의 수동제어
- 전자조절기 신호에 의한 압축기 guide vane 장치 제어
- 전자조절기 신호에 의한 air bypass band의 제어
- 최소 연료유량의 제어
- 최대 연료유량의 제어
- 수동제어시 엔진의 종료(shut-down)
- 전자 조절기를 위한 연료유량 신호 발생

엔진의 제어는 조종실의 operating mode lever와 연료의 유량을 변경 handle 을 가진 collective pitch lever에 의하여 수행된다.

Operating mode lever는 이에 상응하는 연료계측펌프의 lever와 연결되어 있으며 다음과 같은 작동위치를 갖는다.

- 0 ~ 5 도 : "shut" 단계
- 20 ~ 30 도 : "ground idling" 단계
- 70 ~ 80 도 : "automatic operating" 단계

연료 유량변경 handle을 가진 collective pitch lever는 연료계측펌프의 수동제

어 lever와 연결되어 있으며 다음과 같은 작동위치를 갖는다.

- 0 ~ 30 도 : 최저모드단계
- 30 ~ 70 도 : 작동모드단계
- 70 ~ 80 도 : 최대모드단계

Operating mode lever의 위치는 다음과 같다.

- “shut” 단계 : 전자조절기에서 stop cock의 전자석에 신호를 보내고 펌프조절기의 stop cock이 작동하게 된다.
- “ground idling” 단계 : 전자조절기의 작동 하에 가스발생기 로터의 수정된 회전속도가 76%로 유지시킨다.
- “automatic operating” 단계 : 전자조절기의 작동 하에 헬리콥터 로터의 회전속도를 일정하게 유지시키고, 과도상태(transient process)를 조절하며, 엔진 변수들의 극한값을 제한한다.

두개의 전자조절기 채널이 고장일때 “shut” 단계를 제외한 operating mode lever는 엔진작동에 영향을 주지 않는다.

엔진작동모드의 수동제어는 연료계측펌프의 수동제어 lever에 의해 조절되는 유압 기계적인 시스템에 의해 이루어진다. 전자조절기가 작동될 때는 연료계측 펌프 수동제어 lever와 추력 보정 handle의 위치는 엔진작동에 영향을 미치지 않는다. 수동제어시 조종사는 common pitch lever를 조정하여 헬리콥터 로터 blade의 위치 각을 변경시키고, 동시에 연료계측펌프의 수동제어 lever를 이용해서 엔진의 출력에 상응하는 연료유량을 변경시킨다. 계기판의 엔진 변수들을 제어하기 위하여 조종사는 연료유량교정 handle을 사용하여 엔진 작동모드를 교정하여 필요한 헬리콥터 로터의 회전속도를 제공한다.

라. 시동시스템(starting system)

시동시스템은 자동제어 시스템과 함께 엔진의 시동 및 엔진의 자체 정지(self

shutdown)시에 초기 작동 모드로 복원하는 역할을 수행한다. 이 시스템은 시동시 엔진을 일정속도 구동하는 장치, 점화장치, 역회전 장치를 포함한다. 자동제어 시스템은 각 요소들을 구동시키는 시동시스템과 사이클을 형성한다.

“start” button을 눌렀을 때 점화장치는 0.4초 후에 켜지게 되고 전기 starter는 resister를 통해 전압을 공급함으로써 초기에 로터를 일정속도로 구동을 시작하고 이후에는 starter로 바로 공급하며, 동시에 시동 연료도 공급된다. 이 과정에서 로터는 일정속도로 회전하게 되고 연소기에서는 연소가 발생한다.

가스발생기 로터의 회전속도가 45.6%에 도달하거나 “start”명령이 수행되고 30분이 지나면 전자조절기는 전기 starter, 점화장치, 일부 연료를 빼내기 위한 전기 bleed valve의 스위치를 끄고 이후 엔진시동제어는 자동제어 시스템으로 바뀌게 된다.

False start는 점화장치의 스위치가 꺼졌을 때 발생하며, 엔진전기장치의 작동으로 시동과정과 같은 작동을 한다. Cold motoring은 엔진에 연료공급이 없고 점화장치의 스위치가 켜지지 않았을 때 발생한다.

시동시 로터의 속도를 증가시키기 위해서 4극 직류전기모터를 사용한 전기 starter를 사용한다. 엔진에서는 낮은 전압의 capacity type의 점화시스템(ignition system)이 적용되었으며 이 시스템은 2개의 점화장치(ignition aggregate)와 2개의 점화 plug, 고압전선 등을 포함한다.

마. Air bleed system

Air bleed system은 다음과 같은 목적으로 설계되었다.

- power plant 입구에서 방빙(anti-icing)
- 최적의 압축기 성능 제공 및 낮은 작동 모드에서 엔진의 gas dynamic stability margin 증가
- 엔진 seal air 가압

- 헬리콥터 시스템에 고온의 공기 제공

방빙시스템의 작동은 조종석의 switch를 통해 작동되며, 이때 rear compressor case에 장착된 air bleed valve가 열린다. 이 시스템 밸브의 서보 구동은 연료계축펌프를 나온 고압의 연료를 작동 매체로 한다.

압축기 제어시스템은 최적의 압축기 성능을 제공하기 위하여 설계되었다. 이 시스템은 유압실린더를 이용한 1, 2 단 guide vane 장치제어 기구와 축류압축기 후에서 유압실린더의 제어를 이용한 air bypass control mechanism을 포함한다. 연료계축펌프를 나온 고압의 연료를 이용한 2개의 유압 실린더는 전자조절기에 의해 제어된다. Air bypass band의 개폐는 가스발생기 로터의 회전 속도가 84%가 되었을 때 실행된다. 전자조절기가 고장인 경우 bypass band의 수동제어는 가스발생기 로터의 회전속도와 상관없이 열리게 된다.

비정상상태 엔진작동시 electronic block은 3초간 air bypass band의 open 신호를 발생하고, 6초간 축류압축기의 adjustable guide vane이 조금 닫히도록 신호를 발생시킨다.

3. TV-O-100 엔진의 주요 데이터

이 엔진은 동력터빈 및 기어박스를 가지고 있는 터보축 엔진이며 각 로터의 회전방향(가스 출구방향에서 볼 때)은 다음과 같다.

- 가스발생기 로터 : 시계방향
- 동력터빈 로터 : 시계방향
- 출력 기어박스 축 : 시계방향

이 엔진의 엔진 중량은 160 kg이며, 총 전장(dimension)은 다음과 같다.

- 길이 : 1275 mm
- 폭 : 780 mm
- 높이 : 735 mm

H=0, V=0, ISA 조건에서 입구입자분리기를 포함하고 헬리콥터의 전기 발전기와 air bleed를 제외했을 때 주요엔진 변수는 표 (5.1)과 같다. 그림 (5.16), (5-17)에는 TV-O-100 엔진의 주요변수들의 설계 값을 외부 공기온도의 함수로 나타내고 있다.

표 (5.1) TV-O-100 엔진의 주요 변수

	Ne (hp)	N1(%)	TET(°C)
Take Off	690	101.4	570
Maximal continuous	582	98	530
Maximal cruise	525	96.8	510
Cruise	440	94.8	490
Flight idle	40	71	350
Ground idle	55 - 73	76	360

- 주)
1. N1(압축기 회전속도) 및 TET(터빈 출구온도)는 설계치이다.
 2. IPS 제거시 엔진 출력은 4.4 % 증가된다.
 3. Conditioning system에 0.03 kg/s 유량의 bleed air를 사용할 때 엔진 출력은 3% 감소된다.
 4. 방빙장치에 0.1 kg/s 유량의 bleed air를 사용할 때 엔진 출력은 10% 감소된다.
 5. 가스발생기의 회전속도(N1)가 100% 는 42,400 rpm을 나타내며, 헬리콥터 로터의 회전속도 100% 는 동력터빈로터의 회전속도(N2)가 38,400 rpm에 해당한다.

제 2 절 개량된 터보축 엔진(TV-O-100M)

이 절에는 TV-O-100 엔진을 기본엔진으로 830 ~ 850 hp 급으로 엔진출력 증강의 가능성에 대한 평가결과를 기술하였다.

1. TV-O-100M의 성능

720 hp 출력을 가진 TV-O-100 기본엔진을 830 - 850 hp(TV-O-100M)으로 개량은 압축기 전체의 성능 향상을 위하여 축류압축기를 변경시켰으며, 연소기와 터빈은 변화시키지 않았다.

TV-O-100 엔진의 압축기는 다음과 같은 변수를 갖는다.

- collected air flow : 2.78 kg/s
- pressure ratio : 8.45
- efficiency : 0.781
- corrected speed : 41,200 rpm

TV-O-100 엔진은 2단 guide vane을 사용하고 축류압축기 뒤에서 air bleed를 하는 방법으로 제어한다.

한편, TV-O-100M 엔진의 압축기는 다음과 같은 변수들로 출력이 증가되었다.(본 보고서에 나타난 압축기 데이터는 TV-O-100 엔진의 몇몇 prototype의 bench test 결과의 평균치이다.)

- collected air flow : 3.042 kg/s
- pressure ratio : 9.8
- efficiency : 0.79
- corrected speed : 41,500 rpm

TV-O-100M 엔진의 압축기 개량으로 이론압력계수(theoretic pressure coefficient) $\overline{H}_t = 0.41 \sim 0.42$ 를 갖는 고부하 압축기를 1단 압축기로 적용하였

으며, PR=1.73을 갖는다. TV-O-100M 엔진의 2단 축류압축기는 낮은 부하($\overline{H}_i = 0.172$, PR=1.214)를 가지며, 원심압축기와 matching을 하는 보조적인 기능을 가진다. 고부하 압축기의 적용은 압축기 성능을 향상시키고 구조를 간단하게 해준다. 특히 TV-O-100M 엔진에서는 압축기의 guide vane 장치가 필요 없어지고, 따라서 엔진의 방빙장치 시스템을 간단히 할 수 있다.

Inlet guide vane 장치를 제외한 2단계의 축류 압축기로 구성된 TV-O-100M 엔진의 설계점에서 성능계산의 결과는 다음과 같다.

- collected air flow : 3.13 kg/s
- pressure ratio : 2.10
- efficiency : 0.858
- corrected speed : 41,530 rpm

이 경우 축류 압축기 부분은 표 (5.2)와 같은 기하형상과 공력변수 (gasdynamic parameter)를 갖는다. 제시된 계산결과는 PR=2.10, 효율=0.858 을 갖는 2단계 축류 압축기 개발의 가능성을 시사해준다.

다음의 데이터는 TV-O-100의 원심압축기를 TV-O-100M에 그대로 적용하였으므로 이 원심압축기에 대한 검증계산의 결과이다.

- rotor wheel diameter : 272 mm
- physical air flow rate : 3.04 kg/s
- pressure ratio : 4.89
- efficiency
 - centrifugal stage : 0.82
 - rotor wheel : 0.903
- air parameter at the inlet
 - temperature : 367.3 K
 - pressure : 2.17 kg/s

표 (5.2) TV-O-100M 엔진의 기하형상 및 공력변수

	<u>1-st stage</u>	<u>2-nd stage RW/GA</u>
External diameter		
at the inlet, mm	177	173/153
at the outlet, mm	173	169.6/ -
Boss diameter		
at the inlet, mm	92	119.6/98.1
at the outlet, mm	120.5	118/ -
Efficiency	0.86	0.871/ -
Pressure ratio	1.73	1.214/ -
Air pressure		
at the inlet, kg/sq sm	1.033	1.787/2.17
at the outlet, kg/sq sm	1.862	2.2/ -
Air temperature, K	288.2	344.9/367.5
Relative boss diameter		
at the inlet	0.52	0.691/0.641
at the outlet	0.697	0.696/ -
Theoretic pressure coefficient	0.414	0.172/ -
Effective diameter		
at the outlet, mm	149.1	146.1/ -
Circumferential wheel speed, m/s	324.2	317.1/ -
Circumferential air speed, m/s		
at the inlet	0	125.0/35.0
at the outlet	176.1	196.4/ -
Axial air speed, m/s		
at the inlet	159.2	170.2/156.6
at the outlet	177.8	166.0/ -
Absolute air speed, m/s	159.2	211.2/ -
Angle of air flow rotation, deg	90	53.7/77.4
M number in relative motion	1.085	0.714/ -

absolute speed angle : 62.2 degrees

주요 단면에 대한 원심 압축기 계산결과는 표 (5.3)에 주어졌다. 여기서 1, 2 단면은 rotor wheel의 입, 출구이고 3, 4 단면은 radial bladed diffuser의 입, 출구이고 5, 6 단면은 central stage guide apparatus의 입, 출구이다.

원심 압축기에 대한 검증계산 결과는 설계점에서 압력비(PR)는 4.89, 효율은 0.82를 가질 수 있음을 시사한다.

개량된 압축기에 대해 얻어진 데이터를 이용하여 ISA, H=0, M=0 조건에서 설계점에서 주요 엔진의 데이터가 계산되었으며 결과는 다음과 같다.

- corrected air flow	: 3.04 kg/s
- pressure ratio	: 9.9
- gas temperature	: 1310 K
- efficiency	
compressor	: 0.79
compressor turbine	: 0.85
power turbine	: 0.885
- total pressure losses	
in the inlet	: 0.964
in the combustor:	0.96
interturbine channel	: 0.99
after turbines	: 0.985

엔진의 유로에 따른 공기의 변수들은 표 (5.4) 와 같다.

표 (5.3) 원심압축기 계산

Number of section	1	2	3	4	5	6
External diameter, mm	153	272	306	427	481	481
Boss diameter, mm	98.1	-	-	-	469	469
Total air parameters						
temperature, K	367	611	611	611	611	611
pressure, kg/sq sm	2.17	12.1	11.3	10.8	10.7	10.6
Air speed, m/s						
total	184	463.5	395.4	77.5	87.1	62.3
axial meridian component	162.7	147.8	114.2	35.6	62.2	-
circumferential component	85.9	439.4	378.6	68.9	60.9	-
Circunferential speed, m/s	332.4	592.5	-	-	-	-
Angle of air flow, deg	62.2	18.6	16.8	27.3	45.6	90.0
Inlet relative speed	0.706	-	-	-	-	-

표 (5.4) 엔진유로에 따른 공기변수

	Pressure [atm]	Temperature [K]	Flow rate [kg/s]
Compressor inlet	0.996	288.20	2.931
After compressor	9.763	617.90	2.845
After combustor	9.373	1310.0	2.899
After compressor turbine	2.657	1016.4	2.958
After power turbine	1.086	837.90	2.958

압축기 터빈 변수는 다음과 같다.

- pressure ratio : 3.49
- corrected gas flow : 11.198 K^{0.5}cm²

동력 터빈 변수는 다음과 같다.

- pressure ratio : 2.447
- corrected gas flow : 35.498 K^{0.5}cm²

이 엔진의 연료소비율은 205 kg/h 이고, 출력은 830 hp이며, 비연료소비율 (SFC)은 0.247 kg/hp-h 이다.

TV-O-100M 엔진의 교축성능은 압축기와 동력터빈의 설계성능(design performance), 압축기 터빈의 특성 및 TV-O-100 기본엔진의 연소기와 중간채널(intermediate channel) 시험결과를 이용하여 계산을 수행하였다. 주요 unit에 대한 계산결과는 그림 (5.18), (5.19)에 표시하였으며, 터보 압축기의 회전속도로 나타낸 TV-O-100M엔진의 변수는 그림 (5.20) ~ (5.23)에 주어져 있다. 수정된 회전속도가 39,000 - 43,000 rpm 구간에서는 축류 압축단계 뒤에서 air bleed 밸브를 닫은 상태에서 계산된 특성이며, 33,000 - 35,000 rpm 구간은 bleed 밸브가 열려있는 상태이다.

제시한 TV-O-100M 엔진의 교축성능 계산결과는 다음과 같다.

- $N_1=41,500$ rpm(TIT=1310 K)에서 엔진출력은 830 hp이고 SFC는 0.247 kg/hp-h이다.
- $N_e=720$ hp(TV-O-100 기본엔진의 최대 작동 모드)에서 SFC는 0.254 kg/hp-h 이고 가스온도는 1250 K 이다.
- 순항 모드에서 $N_e=460$ hp 이며 SFC는 0.288 kg/hp-h 이다.

TV-O-100M 엔진($N_e=830$ hp, SFC=0.247 kg/hp-h)의 요구 특성은 축류 압축기를 개량하고 TV-O-100 엔진의 다른 요소와 부품의 변화 없이 최소한의 설계변경으로 얻을 수 있었다. 이로부터 TV-O-100M 엔진특성의 개선 가능성을 알 수 있으며, 다음과 같은 방향으로 실현 가능하다.

- 낮은 출력모드에서 효율을 증가시키기 위해 축류 및 원심압축기의 최적 matching
- TV-O-100M 엔진의 데이터와 가스발생기 시험결과에 따라 압축기 터빈 및 동력터빈의 유로단면 변경
- TV-O-100 기본엔진의 비행시험 및 CIAM의 압축기 터빈 시험에 근거한 blade rim의 반경방향 간극의 감소

2. TV-O-100M 엔진의 특성

그림 (5.24)에 나타낸 TV-O-100M 터보축 엔진은 경량 다목적 상용 헬리콥터에 탑재하기 위해 설계되었으며 다음과 같은 기능을 가지고 있다.

- 헬리콥터 주로터로 동력전달
- 가스발생기에 의한 부속장치 구동
- 동력터빈로터에 의한 subsystem 구동
- 엔진과 헬리콥터의 필요한 부분에 압축공기 제공

가. 엔진 주요 데이터

TV-O-100M 엔진은 동력터빈과 기어박스를 가지고 있는 터보축 엔진이며, 로터의 회전 방향은 가스 배출구에서 볼 때 가스발생기 로터, 동력터빈 로터, 출력 기어박스 축 모두 시계방향으로 회전한다.

엔진의 주요작동 모드 및 변수(고도 $H=0$, 비행속도 $V=0$, 온도조건은 ISA)는 이륙(take-off)모드에서 830 hp의 출력을 가지며 SFC는 0.248 kg/hp-h이고, 순항(cruise)모드에서는 460 hp의 출력과 0.288 kg/hp-h 의 SFC를 갖는다.

Flight idle에서 이륙 출력의 95%에 도달하는데 걸리는 시간은 3 ~ 5 초이며, 엔진 시동시간은 "start" button을 누른 후 가스발생기 로터가 "ground idle" 모드로 작동하는데 걸리는 시간은 40초 이하이다.

초기 엔진중량은 215 kg 이하이며 dry mass는 150 kg 이하이고, 총 전장은 길이 최대 1275 mm, 폭 최대 780 mm, 높이 최대 710 mm이다.

TV-O-100M 엔진의 작동조건은 표 (5.5) 에 제시되었다.

동력터빈과 기어박스를 포함한 TV-O-100M 터보축 엔진(그림 (5.24))은 다음과 같은 모듈을 포함하며 다음의 번호는 그림의 색인을 나타낸다.

- 입구입자분리기 (2)
- 압축기 (3), 연소기 (4), 압축기 터빈(5)을 포함한 가스발생기
- 동력터빈 로터 (6)
- 배기관 (7)
- 보조구동장치를 가진 기어박스 (14)

이 엔진은 다음과 같은 부속 시스템으로 구성되었다.

- 오일 시스템
- 연료 공급, 엔진 조절 및 제어 시스템
- 엔진의 전기 시스템

표 (5.5) TV-O-100M 엔진의 작동조건

Operation conditions:

Environment temperature - 60 + 50°C
Air humidity at a temperature of + 35 C 98 %
Dust concentration in outer air.....not more 0.5 g/cub m
Environmental and atmospheric conditions - in the presence
of precipitation as snow, rain, hail
Flight altitude above sea-levelnot more 4 500 m
Maximum flight speed 200 km/h
Fuel temperature in inlet- 50 + 60°C
Environmental temperature at that engine start
must be provided , not less than:
- with heating equipment using - 60°C
- without heating equipment using - 40°C
Altitude of start site.....not more 4 000 m

나. 입구입자분리기(inlet particle separator)

엔진에 내장된 입구입자분리기(그림 (5.9))는 압축기에 공급되는 공기에 포함된 기계입자, 먼지, 액적(water drop)등을 제거하는 역할을 한다.

입자 크기가 500 - 600 μm 인 "C"형 모래의 최대분리계수(maximal coefficient of separation)는 98% 이며 비표면적(specific surface)이 1700 cm^2/g ("A-C" 형)인 quartz dust는 71%이다. IPS와 헬리콥터 공기 유입장치의 전압력 손실은 3%이다. IPS 장치는 air flow divider(2)가 장착된 case(5)로 구성되어 있으며 stub tube(6)는 divider의 dust collector(10) cavity로부터 먼지를 배출하기 위하여 IPS case 벽에 용접되어 있다. 또한 fitting(3) 은 divider에 뜨거운 공기를 공급하기 위하여 IPS case 벽에 장착 되어있다. Low IPS flange(7)는 compressor inlet tube(8)에 볼트로 결합되어 있으며 upper IPS flange(9)는 rubber seal(4)을 통하여 헬리콥터 공기 유입장치와 결합된다. IPS stub tube에서 나온 먼지는 엔진 accessory drive gearbox에 장착된 팬을 가진 튜브를 통해 배출된다.

엔진의 입구 채널은 헬리콥터 입구장치(1)와 IPS로 형성된다. 헬리콥터 입구장치의 유로는 초기에는 공기의 유량이 증가하고, 90도 꺾인후에는 감소하도록 설계되었다. 엔진이 작동될때 입구채널이 진공상태가 되어 먼지 등이 섞인 공기가 헬리콥터 입구장치에 유입되어 가속되고 유동방향이 90도 회전한 후에 IPS에 유입되고, 먼지입자, 기계적인 불순물, 물방울 등은 관성에 의해 뒤쪽 벽으로 운동방향을 유지하여 dust collector에 떨어지게 된다. 그리고 이 먼지들은 팬에 의해 외부로 버려지게 되며, 정화된 공기는 IPS 전면벽과 divider 사이를 통해 압축기로 들어가게 된다. 고습 저온 환경에서 동작시 divider nose에 얼음이 생기는 것을 방지하기 위해서 축류 압축 단계후의 고온의 공기가 divider의 내부 공동에 공급된다.

다. 압축기

압축기는 대기로부터 유입된 공기를 압축하여 엔진의 연소기로 보내주는 역할을 한다. TV-O-100M 압축기는 축류 2단계, 원심 1단계로 구성되어 있으며 압축기의 변수들은 다음과 같다.

- corrected air flow : 3.042 kg/s
- pressure ratio : 9.8
- efficiency : 0.79
- corrected speed : 41,500 rpm

낮은 엔진 작동 영역에서 공력 안정성(gasdynamics stability)을 증가시키기 위하여 자동제어시스템의 전자조절기 program에 의해 작동되는 유압실린더에 의해 제어되는 공기 bypass 밸브의 개폐에 따라 축류압축단계 후에서 일부 공기를 bypass 시켜서 외기로 배출한다.

가스발생기(그림 (5.21))의 압축기는 다음과 같은 주요 unit로 구성되어 있다.

- front case (1)
- load-bearing case (16)
- profiling ring (15)
- radial diffuser (17)
- flow straightener vane apparatus (20)
- 1st and 2nd stage guide vane apparatus (20)
- perforated ring (9)
- rotor
- rotor bearing supports

Front case(1)는 원주방향으로 균일하게 장착된 6개의 profiled strut에 의해 연결된 external ring과 internal ring으로 제작되었다. Internal ring은 외부 flange에 의해서 기어박스 case에, bearing case(2), support bush(3), oil nozzle

등은 내부 ring flange에 장착되어 있다. External ring은 2단 guide vane 장치(13)와 함께 load-bearing case(16)에 flange로 연결되어 있으며, load-bearing case(16)는 front case(1)와 연소기 load-bearing case(21), rotor rear support와 연결되어 있다. Profiling ring(15)과 radial diffuser(17)는 load-bearing case의 내부 flange에 붙어 있다. Straightener apparatus(20)를 장착하기 위한 flange는 load-bearing case의 flange와 combustor case flange 사이에 장착되었다. Air bypass valve와 이 밸브를 제어하기 위한 유압실린더, 엔진 지지대 등의 장치는 load-bearing case에 부착되어 있다.

1, 2단 guide vane 장치 및 perforated ring(9)은 원심압축기의 공기유로를 형성한다. Guide vane 장치간의 결합과 guide vane 장치와 load-bearing case 및 perforated ring과의 결합은 flange를 사용하였다.

Guide vane은 dovetail root에 의하여 1단 guide 장치의 ring과 2단 guide 장치의 case에 장착되어 있다. 2단 guide 장치의 경우 2단 blade와 압축기 원심 wheel의 horoscope inspection을 위한 channel이 마련되었다.

Drum-disk 구조를 가진 압축기는 축류 2단, 원심 1단으로 구성되어 있다. 1, 2단 로터 wheel(8, 12)와 원심 wheel(14)사이에 1, 2단 ring(40, 39)이 장착되어 있으며 이 ring은 공기의 유로를 형성한다. 축류압축기의 wide-chorded blade는 disk와 결합된 부품이며, 2단 축류 압축기는 dovetail root로 disk에 장착되어 있다.

입구와 impeller blade로 구성된 원심 wheel은 disk와 핀으로 결합된 부품이다. 압축기 로터는 rear support에서 반경방향의 힘을 지지해주는 roller bearing과 front support에서 반경방향과 축방향 힘을 지지해주는 radial ball thrust bearing을 가지고 있다. 압축기 로터 부품들은 한면에서 shaft shoulder (16)에 다른 면에서는 너트(5)에 의해 고정되어 있다.

기어박스 축에 torque moment를 전달시키기 위해 전면 로터부분에 spline

half-clutch (4)가 장착되어 있다. 압축기 front rotor support는 로터 진동에너지를 흡수할 수 있는 flexible damper type 이다.

라. 연소기

연소기는 환형(annular type)이며 엔진의 지지대 사이의 간격을 최소화하고 엔진의 체적을 효율적으로 사용하기 위해 역류형(reverse flow scheme)으로 설계되었다.

이 연소기의 주요 변수는 다음과 같다.

- efficiency : 0.98
- coefficient of pressure recovery: 0.96
- heat intensity : 28.41×10^4 kcal/cub m-h-a atm

이 연소기(그림 (5.25))는 다음과 같은 부분들로 구성되어 있다.

- case (21)
- flame tube (22)
- gas receiver (18)
- igniter (23)
- drain valve (38)
- main collector (25)
- additional collector (26)

연소기 case(21)는 엔진의 load-bearing member이며 가스압력에 의한 하중과 동력터빈 vane 장치에서 나온 torque moment를 전달한다. Flame tube (22)와 additional collector(26)는 이 case 내부에 위치하며, 2개의 igniter (23), main collector (24), drain valve (38)은 이 case 외부에 위치한다. 연소기 case의 front flange는 원심 압축기 case (16)에 부착되어 있다.

압축기 터빈 ring (27)은 중간 flange에, 후방 flange에는 동력터빈 ring (36)

이 장착되어 있다. 이 case의 외부 표면에는 헬리콥터에 필요한 방빙시스템에 공기를 보내기 위한 2개의 flange를 가진 fitting이 용접되어 있으며, bench test 용으로 압축기 후방에서 온도측정을 위한 열전대를 장착시키기 위한 4개의 mounts, 압축기 하류에서 압력을 측정하기 위한 3개의 나사산을 가진 fitting이 부착되어 있다.

Flame tube (22)는 연료와 공기의 혼합, 연소, 출구가스온도를 낮추기 위하여 연소물질과 공기의 혼합 등이 일어나는 연소기의 주요 부품이다. Flame tube의 전면부에는 원주방향을 따라 균일하게 분포된 flame tube wall에 용접된 12개의 swirler (24)로 구성된 front device가 위치한다. Swirler는 반대방향으로 swirling 하는 동축 환형 공기제트 시스템에서 연료를 분사하는 원리로 작동한다. Flame tube는 external ring에서 flange에 의하여 compressor straightener vane apparatus에 부착되어 있다. Internal ring은 터빈 vane 장치 (19)와 연결되어 있으며 두개의 stub tube는 igniter(23)의 plug와 연결시키기 위하여 외부 ring에 용접되어 있다. Internal ring에는 냉각공기를 터빈 vane 장치의 sealing ring으로 유도하기 위한 screen이 용접되어 있다.

Gas receiver(18)는 flame tube 외부 ring의 연장이다. Gas receiver는 압축기 터빈 vane 장치의 외부 ring과 결합되어서 가스유동이 180도 바뀌는 confuser channel을 형성한다. Gas receiver는 이중 profiled wall과 2개의 flange를 가지고 있다. 이 벽은 냉각과 압축기의 과열으로부터 보호하기 위한 것이다. Gas receiver는 외부 flange에 의하여 compressor straightener vane과 붙어 있으며 내부 flange에 의하여 터빈 vane 장치의 내부링과 신축성 있게 결합되어 있다.

Igniter(23)는 엔진 시동시에 flame tube내에서 연료-공기의 혼합물을 점화하는데 쓰인다. 연소기 상부에 2개의 igniter는 수직축을 기준으로 60도로 양쪽 대칭으로 장착되어 있다. Igniter는 screw에 의하여 연소기 case에 장착되어 있으며, hinge pipe에 의하여 flame tube와 연결되어 있다. 시동노즐과 점화 plug는

igniter case에 장착되어 있다.

Drain valve(38)는 연소기 아래에 장착되어 있으며 엔진의 시동이 실패 했을 때 연소기 내부에 축적된 연료를 배출한다. 이 밸브는 연소기 case에 나사로 장착되었다. Main collector (25)는 엔진동작중의 대부분의 연료를 공급하는 역할을 한다. 이 collector는 파이프배관과 flame tube에서 swirler (24)의 branch에 연료를 공급하는 20개의 spray nozzle로 구성되어 있다. 연료는 collector nozzle에 장착된 12개의 orifice를 통하여 분배된다. 이 collector는 나사에 의하여 연소기 case의 후방벽의 flange에 부착되어 있다. 연료공급장치에는 gauze filter가 장착되어 있다.

Idle에서 take-off 작동과정에서 additional collector(26)는 엔진 시동과 동작 중에 flame tube 내에서 분사된 연료를 공급하는 역할을 한다. 이 collector는 파이프배관에 의해 연결되는 12개의 nozzle case로 구성된다. 원심 nozzle은 각각 12개의 case에 장착되어 있다. Collector는 flame tube swirler의 중간부분에서 spray ring과 연소기 case의 후방벽에 연료공급 fitting에 부착되어 있으며 gauze filter가 연료공급 fitting에 장착되어 있다.

마. 터빈

터빈(그림 (5.24))은 축류형이며, 압축기 터빈과 동력 터빈으로 구성되어 있다. 제 1단 터빈은 압축기 터빈(1)이며 압축기를 구동하는데 사용된다. 제 2단 터빈은 동력 터빈(6)이며 헬리콥터 구동에 필요한 에너지를 만들어내서 기어박스 출력축의 전방으로 이 에너지를 전달하는 역할을 한다. 터빈은 동축(coaxial)형이며 동력 터빈 축은 압축기 터빈축 내부에서 회전한다. 이 두 로터는 같은 회전 방향을 갖는다. 압축기 터빈(그림 (5.25))은 nozzle vane 장치(19), ring(27), rotor wheel(29), rotor support(11)로 구성되었다. Nozzle vane 장치는 external ring과 internal ring으로 구성되어 있으며 nozzle vane은 이 두 ring에 부착되

어 있다. Gas receiver의 inner ring과 sealing 요소를 가진 ring은 external ring에 부착되어 있다. Nozzle vane 장치는 internal flange에 의해 straightener 장치의 flange에 부착되어 있다. 압축기 터빈 ring에는 circular groove가 만들어져 있으며 이 groove에는 metal-ceramic으로 만들어진 sector가 장착되었고 이 sector는 rotor와 stator사이의 간극이 최소가 되도록 조정한다. 압축기 터빈 rotor wheel은 압축기 로터 축에 장착되었으며, disk, blade, rotated deflector, labyrinth로 구성되어 있다. 이 blade는 3개의 결합 잇날 (teeth)과 40개의 root에 의해 disk에 결합되어 있으며 lock plates의 축방향 움직임을 고정된다. 이 disk와 blade root는 압축기 터빈 rotor wheel의 전면부에 있는 labyrinth(33)를 통하여 labyrinth의 hub(32) 내부에 장착된 tube에 의해 공급되는 공기에 의해 냉각된다. 압축기의 torque moment는 splined bush에 의하여 압축기 원심 wheel로 전달된다.

두개의 터빈 rear support 부품들은 압축기와 동력터빈 사이에 장착되었으며 이 부품들은 터빈 case(30), bearing case(31), roller bearing, race 등이다. Race와 bearing outer ring 사이에는 flexible support 부품들이 장착되었다.

Bearing outer ring과 flexible support 부품들의 축방향 움직임은 stator ring에 의해 제한된다. Bearing inner ring은 축에 프레스 맞춤되어 있으며 너트로 잠겨져 있다. Oil supply tube(28)와 oil exhaust tube(35)는 threaded connection으로 bearing case에 장착되어 있다. 부품들의 결합 면은 metal sealing ring으로 seal 되어있다. 로터의 rear support로부터 부하는 3개의 속이빈 strut로 연결된 external ring과 internal ring으로 구성된 주물품인 터빈 case(30)으로 전달된다. 동력터빈의 nozzle vane apparatus는 external ring과 internal ring으로 구성되어 있으며 vane은 ring에 결합되어 있다. Internal ring flange는 터빈 case의 내부 flange에 나사로 부착되어 있다. Nozzle vane 장치의 접선방향 힘은 external ring에서 turbine case ring에 press fit된 pin(핀)에

전달된다. 동력 터빈 ring은 홈(groove)을 갖고 있으며 여기에 가스유로의 honeycomb seal을 가진 sector가 장착되어 있다. 이 sector는 rotor와 stator 사이의 간극(clearance)을 최소화시킨다. 동력터빈 로터(그림 (5.24))는 3개의 support를 가지고 있다. 기어박스 central gear spline에 의해 지지되는 spline은 front support 역할을 하며 roller bearing은 rear support 역할을 한다. 이 bearing의 inner race는 labyrinth(9)에 너트로 장착되어 있다.

Ball bearing은 medium support 역할을 하며 이 bearing은 central case(13)에 장착되었으며 기어박스 벽에 부착되어 있다.

동력터빈 로터(6)는 disk, blade, labyrinth에 프레스 맞춤된 shaft, coupling nut 등으로 구성되어 있다. 동력터빈 blade의 끝부분은 labyrinth seal ridge를 가지고 있다. 이 blade는 fir type roots에 의해 disk에 결합되고 plate에 의해 고정된다. 동력터빈 disk는 coupling nut로 축에 부착되어 있다. Disk에서 축으로 그리고 축에서 기어박스 구동기어로의 torque moment 전달은 동력터빈축의 양 끝단에 설치된 spline에 의하여 전달된다. 축방향 힘은 동력터빈 축 전방에 위치한 나사 구멍에 장착된 tie(15)(그림 (5.24))에 의해 구동기어의 ball bearing으로 전달된다. 동력 터빈을 과속으로부터 보호하기 위한 시스템이 동력터빈축에 전방의 기어박스에 장착되어 있다.

바. 기어박스

기어박스는 동력터빈 로터로부터 출력 축으로 회전속도를 감소시켜서 전달해주는 역할을 한다. 기어박스를 포함한 하나의 case에는 다음과 같은 것이 포함되어 있다.

- accessory drives
- torque moment meter
- free-wheeling clutch

- safety clutch of limited moment
- parts for lubricating and breathing

엔진 mounting supports, transport bracket, 부속장치 장착을 위한 bracket과 flange 역시 기어박스 case에 위치한다.

엔진로터로 부터 엔진과 헬리콥터 작동에 필요한 부속장치로 보조 구동이 이루어진다.

동력 터빈 로터는 다음을 구동한다.

- rotation speed transducer inductor
- generator

압축기 터빈 로터는 다음을 주동한다.

- rotation speed transducer inductor
- fan
- autonomous generator
- low-pressure fuel-metering pump
- oil aggregate
- tacometer transducer
- fuel booster pump

출력축은 보조 오일장치(reserve oil aggregate)를 구동한다.

동력 터빈 로터는 시동, false starting, cold motoring시 starter에 의해 구동되며, 수동으로 구동될 수도 있다. 주동력회로와 보조구동 기어는 기어박스 case안에 위치하며 torque moment meter는 기어박스의 중간기어에 장착되어 있다. 축과 기어박스의 구동기어와의 spline connection은 동력 터빈에서 기어박스로 torque moment를 전달한다. 기어박스의 1단은 한 쌍의 skew 기어로 구성되어 있다. 2단 구동기어는 spur 기어이며 2개의 roller bearing에 의해 지지된다. 이 기어를 축방향으로 고정시키는데는 기어의 내부에 장착된 angular

bearing을 이용하였다. Ball bearing의 내부 ring은 torque moment meter cylinder와 결합되어 있다. 일정한 압력을 갖는 오일이 피스톤과 실린더 사이로 공급된다. 이 실린더는 입·출구 채널을 가지고 있으며 입구채널은 실린더의 축방향을 따라 다른 단면을 갖는다. 출구채널은 균일한 단면을 가진 orifice로 만들어져 있다. 출력축은 free-wheeling clutch에 의해서 2단 구동기어와 연결된다. Clutch의 구동부와 피구동부는 annulus cavity를 형성하고 이 사이에 동글지 않는 roller가 위치한다. 이 roller는 둘 사이에 판 스프링을 가지고 있는 두개의 common cage로 결합되어 있다. 외부와 내부 cage는 외부와 내부 ring에서 cage의 마찰을 증가시키는 특별한 브레이크를 가지고 있다. 엔진이 작동시 이 roller는 고정되어서 spline bush를 통하여 구동 ring에서 피 구동 ring으로 회전력을 전달한다.

사. 주요 부품의 재료와 강도

강도(strength) 해석시 이륙모드(take-off mode) 시간(1680 h)은 기본설계모드의 2배를 채택하였다. 이륙모드 기간은 총 작동시간의 7%에 해당되므로 12000 시간의 작동시간에 대하여 강도 계산을 수행하였다. 엔진작동과정에서 자동조절 장치의 실제 변화를 고려하여 강도해석에서는 이륙회전속도로 43,000 rpm을 채택하였다.

TV-O-100M엔진에는 다음과 같은 파괴에 취약한 부품이 있다.

- 원심압축기 입구와 impeller
- 압축기와 동력터빈 disk
- 터빈 blade

원심 압축기의 입구 blade(VT3-1 재료)의 계산결과는 표 (5.6)과 같다. 이 결과에서 입구 blade에서 강도 마진 값은 충분하다는 것을 알 수 있다.

입구 디스크(inlet disk; VT3-1 재료, 재료의 long-time strength는 8680

표 (5.6) 원심 압축기 입구 블레이드의 강도계산 결과

R	F	S	t	St	Km
4.91	1.025	1464	205	8800	6
5.79	0.980	1085	205	8800	8.1
7.11	0.932	329	205	8800	26.8
7.63	0.812	0	205	8800	-

Here: R - radius of the designed blade section, sm
 F - square of cross section of the blade, sq sm
 S - stress in the designed blade section, kg/sq sm
 t - blade temperature, °C
 St - long-time strength of the material, kg/sq sm
 Km - strength margin.

kg/cm^2 의 계산결과는 표 (5.7)과 같다. 여기서 S_r 과 S_u 는 디스크의 설계단면에서 radial stress와 tangential stress를 의미한다. 입구 디스크의 강도마진(Km)은 충분하다.

입구 디스크의 파괴회전속도 마진(failuring rotation speed margin)의 계산결과는 디스크가 자오선 단면(meridian section)을 따라 파괴가 발생한다는 가정하에서 2.13 이고, 디스크가 원주단면(cylindrical section)을 따라 파괴된다는 가정하에서는 2.13 - 6.98이다. 이 마진 값은 충분하다고 간주 할 수 있다.

원심압축기 임펠러의 강도계산결과(VT3-1 재료)는 표 (5.8)과 같다. 임펠러의 long-time stress margin의 최소값은 1.47이며 충분한 값을 가진다. 파괴 회전속도 마진 값은 1.71이며 역시 충분하다.

터빈 디스크의 강도마진값은 터빈입구 가스온도가 1310 K에서 500시간의 long-time strength limit를 가지고 계산되었다. 압축기 터빈 disk rim의 온도는 $620\text{ }^\circ\text{C}$ 이며, disk hub 온도는 $430\text{ }^\circ\text{C}$ 이다. 이 디스크의 재질은 EP742(밀도는 8.32 g/cm^3 , 재료의 long-time strength limit는 12300 kg/cm^2)이다.

Rim과 hub에서 디스크 온도는 측정결과로부터 확인되었다. 압축기 터빈 디스크의 stress level 계산결과는 $R=6.2\text{ cm}$, $h=1.84\text{ cm}$ 단면에서 stress level이 최대이고, $S_r=7660\text{ kg/cm}^2$, $S_u=5336\text{ kg/cm}^2$ 이다. 이 단면에서 디스크의 온도는 $500\text{ }^\circ\text{C}$ 이고 $S_t=10789\text{ kg/cm}^2(t=800h)$ 이다.

압축기 터빈 디스크의 long-time strength margin의 최소값은 1.408 이며 작동시간은 6,000시간이다. 파괴 회전속도 마진(failuring rotation speed margin)의 설계 값은 디스크가 자오선 단면을 따라 파괴가 발생한다는 가정하에서 1.39이며, 원주방향을 따라 파괴가 발생한다는 가정하에서 1.261의 값을 가진다.

동력터빈 디스크의 강도해석 결과는 표 (5.9)과 같다.

압축기 터빈 blade의 재료는 VJL12U(밀도 7.93 g/cm^3)이고 blade 개수는 56이며, 설계 회전속도는 43,000 rpm이다. Profile에서 부하를 많이 받는 점의

표 (5.7) 원심 압축기 입구 디스크의 강도계산 결과

R, sm	h, cm	Sr, kg/sq sm	Su, kg/sq sm	Km
2.0	5	0	2477	3.50
2.25	5	216	2201	3.94
2.5	2	792	2146	4.04
2.75	1.1	1512	2234	3.88
3	0.9	1828	2264	3.83
3.8	0.8	1855	2159	4.02
4.0	0.9	1590	2054	4.22
4.2	1.5	916	1808	4.80
4.4	5.0	258	1545	5.61
4.905	5.0	178	1348	6.44

표 (5.8) 원심 압축기 디스크 강도계산 결과(VT3-1 재료)

R, sm	h, sm	Sr, kg/sq sm	Su, kg/sq sm	t,C °C	St kg/sq sm	Km -
1.65	4.75	0	4563	250	8300	1.81
3.1	1.2	5243	4243	262	8210	1.56
3.8	1.05	5524	4518	268	8140	1.47
5.3	2.5	1964	3308	281	7980	2.41
7.11	1.0	2652	3003	296	7780	2.59
10.4	0.2	2803	2699	324	7390	2.63
13.6	0.2	40	1393	350	7000	5.02

표 (5.9) 동력터빈 디스크 강도계산 결과

material - EP742

rotation speed $n = 34900 \cdot (1 + 0.05) = 36645$ rpm,

temperature: rim - 555°C

hub - 340°C

the disk section with maximal stress:

$R = 1.02$ sm, $h = 2.4$ sm

$S_r = 0$, $S_u = 7467$ kg/sq sm,

$S_t = 11537$ kg/sq sm, ($t = 800$ h)

$K_m = 1.545$

the values of margin of failuring rotation speed

$K = 1.421$ (meridian failed)

$K = 1.422$ (cylindrical failed)

stress 계산결과는 표 (5.10)와 같다.

동력 터빈 blade의 재료는 VJL12U이고 blade 개수는 44이며, 설계 회전속도는 $N1 = 34,900 \times (1+0.05) = 36,645$ rpm이다. Profile에서 부하를 많이 받는 점의 stress 계산결과는 표 (5.11)과 같다.

표 (5.10) 압축기 터빈 블레이드의 강도계산 결과

R, sm	F, sq sm	t, °C	Sr, kg/sq sm	Su, kg/sq sm	Sr+Su, kg/sq sm	Km -
10.7	0.462	810	1886	1.91	1888	2.33
11.45	0.286	905	1275	2.34	1278	1.94
12.2	0.165	911	279	1.28	280	8.52

표 (5.11) 동력 터빈 블레이드의 강도계산 결과

R, sm	F, sq sm	t, °C	Sr, kg/sq sm	Su, kg/sq sm	Sr+Su, kg/sq sm	Km -
8.835	0.49	643	3010	184	3194	2.28
10.835	0.269	680	2217	178	2396	2.75
12.835	0.151	710	171	5	176	34.2

제 6 장 결론

당해년도에는 항공기용 터보축 엔진의 기술 추이와 일반적인 가스터빈 엔진의 개량방안을 고찰하였고, 일반적인 터보축엔진의 기본 사이클 분석과 free-shaft(분리축) 엔진의 사이클 해석을 수행하였다. 특히, 출력 1500 hp 이하급의 터보축 엔진을 세부 분석함으로써 개량을 위한 기술기준과 대상가능 엔진의 선정 및 개량방안이 세밀히 수행되었다.

출력 1500 hp 이하의 중소형 헬리콥터용 터보축 엔진의 최신 구성은 지난 10 - 15 년 사이에 최종적으로 형성, 발전되었으며, 다음과 같은 특징들로 정리 될 수 있다.

- 간단한 열역학적 사이클
- 자유터빈을 갖고 있는 single spool 가스 발생기
- 작은 단수를 가진 고부하 압축기 및 터빈의 적용
- 내부에 장착 또는 제거 할 수도 있는 IPS(입구 입자 분리기)
- 자유 터빈 구동축의 전방출력 및 후방출력의 가능성
- 공통의 가스발생기를 이용한 GTE 계열의 개발
- 구조의 module 화
- 전자제어 및 첨단 진단 시스템
- 정비와 모듈 및 엔진 교체에 소요되는 시간의 최소화
- 좋은 작동특성(시동, 먼지, 눈, 비 등 악조건 작동성능 등)
- 내부장착 기어박스

러시아 중앙항공엔진연구소와 공동 연구사업으로 이루어진 주요 내용으로는 엔진의 변수와 구성, 주요 기술, 특성 등에 관한 통계적 데이터 구축을 들 수 있으며 이 데이터들을 토대로 현재 및 미래의 엔진 기술 수준을 평가/전망할 수 있는 기준이 구축되었다. 또한, 차년도에 수행될 터보축 엔진개량 기술 개

발을 위한 후보엔진을 선택하였고 선정에 고려된 엔진들은 프랑스에서 생산된 TM333-1A 엔진과 러시아의 엔진 TV-O-100M과 러시아의 차세대 엔진인 SGTE-2002이었으며 이들 엔진중 기술적인 측면과 경제적인 측면을 고려 TV-O-100엔진이 개량을 위한 엔진으로 선택되었고 이 엔진 계열에 대한 수학적 모델을 구성하여 TV-O-100M 엔진을 도출하였다. 개량 개념으로는 2단 축류 압축기의 설계변경으로 성능을 높이는 방향으로 수행하였으며 이 결과 엔진 시스템이 844hp로 17% 정도의 출력향상과 함께 SFC의 저감을 가져오는 성능향상을 얻을 수 있었다.

차년도에는 당해년도에 수행된 엔진개량 개념을 토대로 핵심부품의 개량과 부품 성능시험 준비를 목표로 하고 있으며 최종년도에는 개량부품의 성능시험을 계획하고 있다.

본 연구로 헬리콥터 엔진에 관한 러시아 기술의 전수는 물론 향후 국내에서 추진될 다목적 헬기 사업, 소형 가스터빈 개발 등의 기술 기반이 구축될 것으로 예상된다.

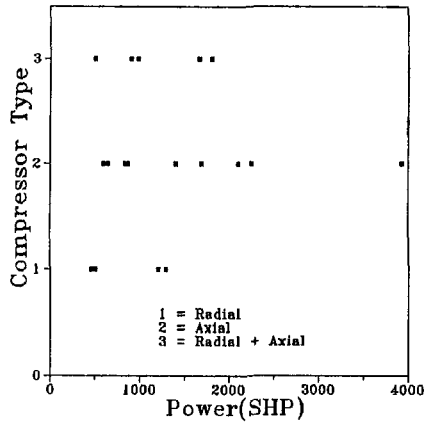


그림 (2.1) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 압축기 형식

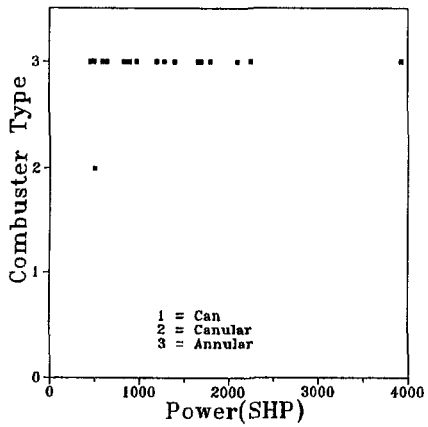


그림 (2.2) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 연소기 형식

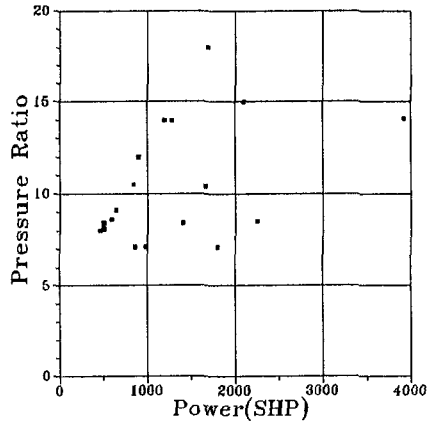


그림 (2.3) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 압축비분포

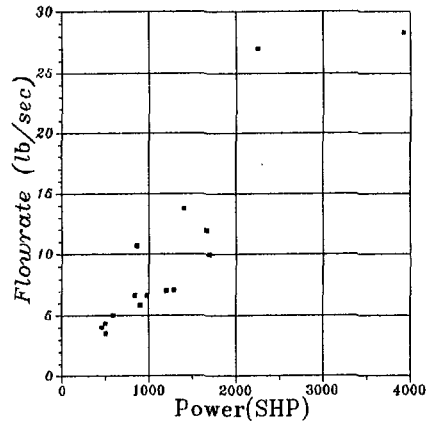


그림 (2.4) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 유량분포

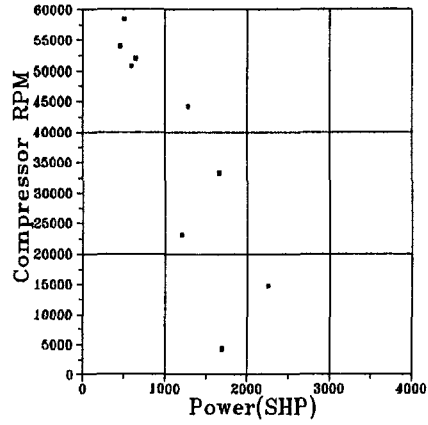


그림 (2.5) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 압축기 회전수분포

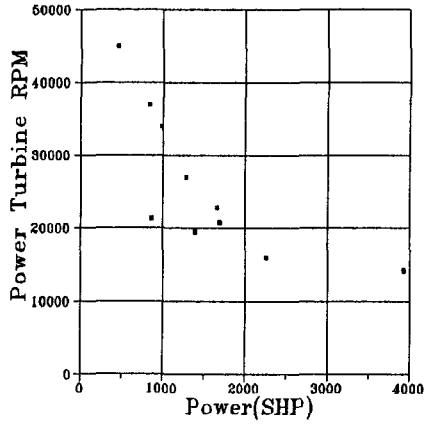


그림 (2.6) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 동력터빈 회전수분포

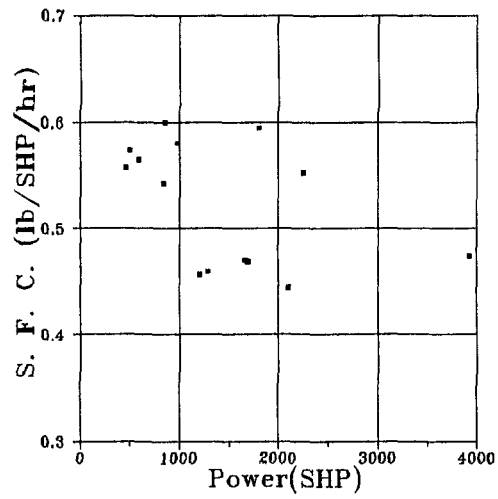


그림 (2.7) 헬리콥터용 터보샤프트 엔진의 출력별 비연료 소비율 분포

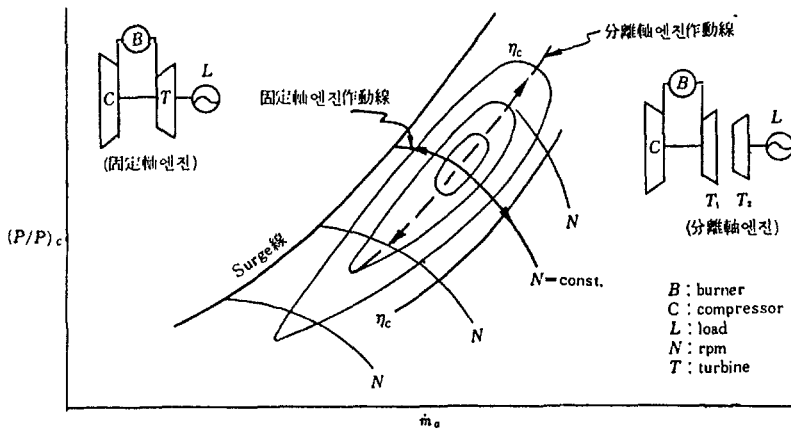


그림 (3.1) Fixed-shaft engine 과 free-shaft engine의 작동선

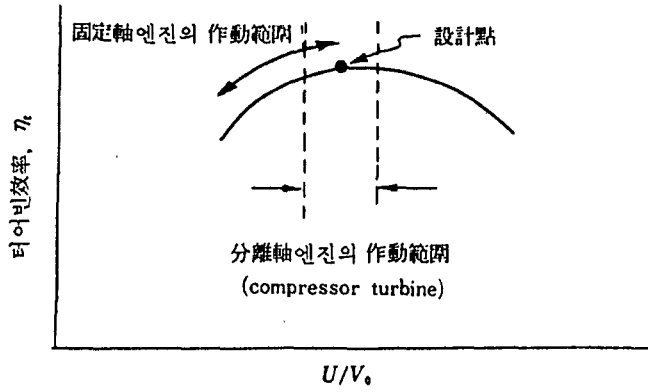


그림 (3.2) Fixed-shaft turbine 과 free-shaft turbine의 작동범위

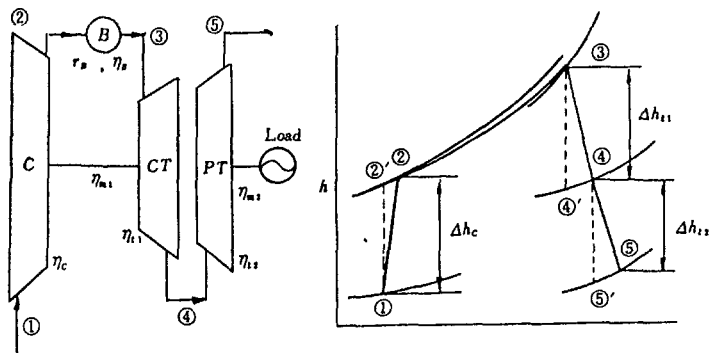


그림 (3.3) 기본 free-shaft 사이클의 배치도와 h - s 선도

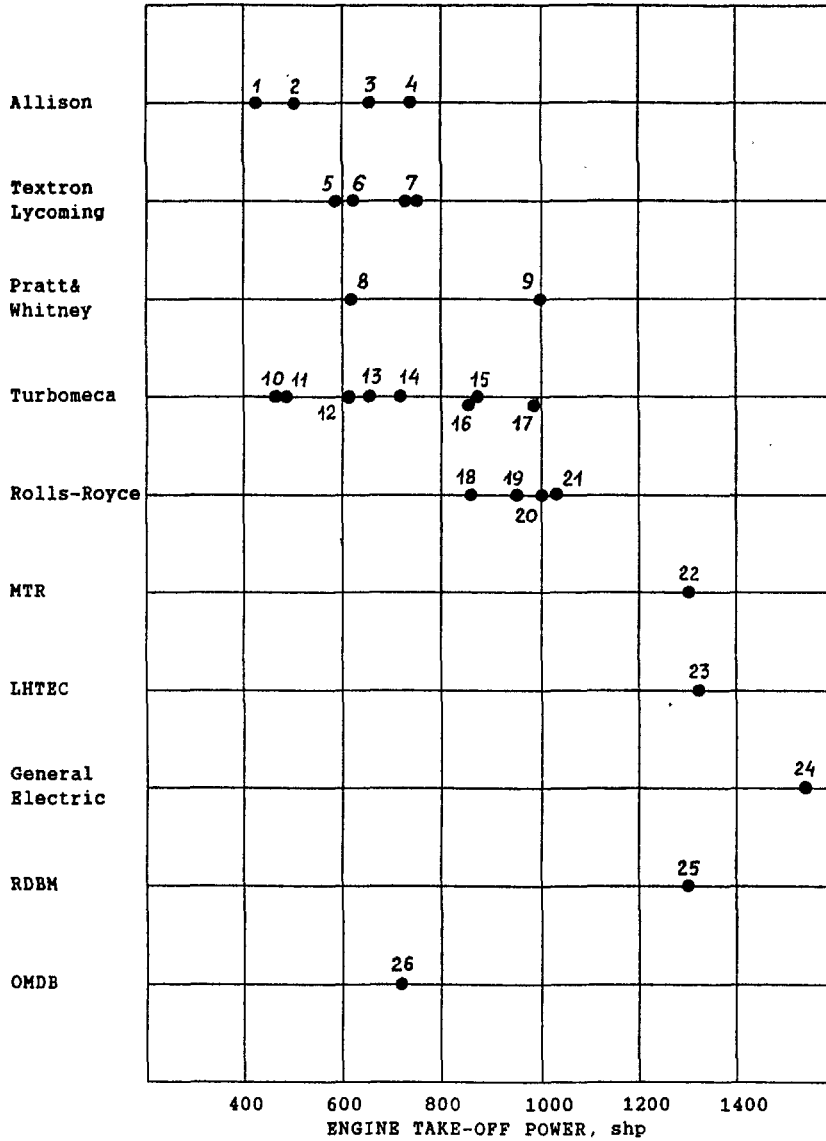


그림 (4.1) 400-1500 shp급 헬리콥터 엔진

RELATIVE MAXIMUM POWER

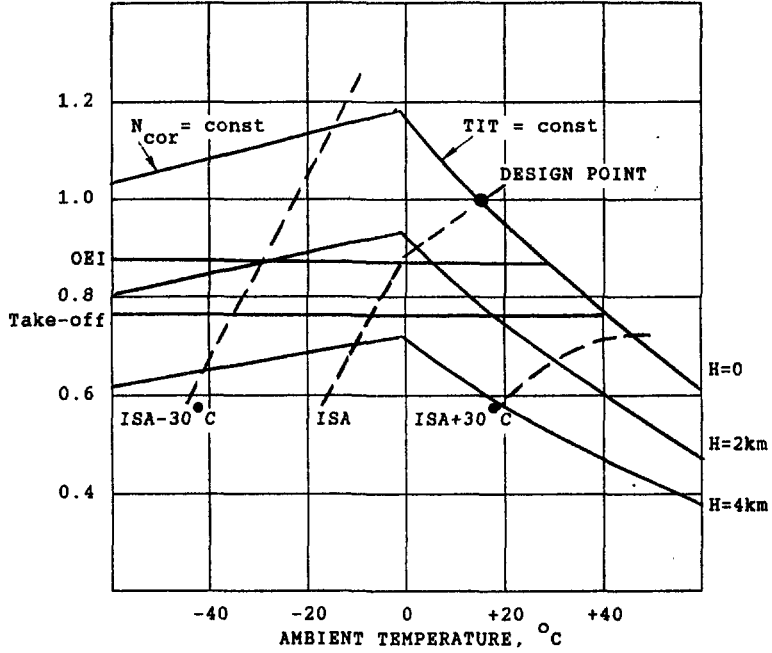


그림 (4.2) 주위온도와 고도에 따른 상대 최대 출력

RELATIVE POWER

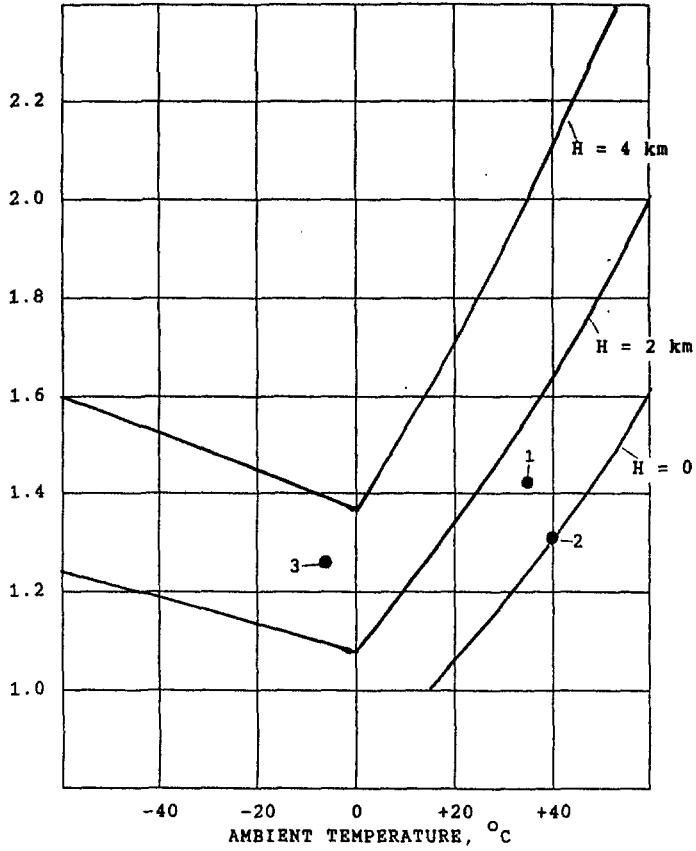


그림 (4.3) 엔진의 초과출력

출력 유지 조건

1 - H= 1220 m, t = +30 °C (USA)

2 - H= 0, t = +40 °C

3 - H= 3200 m, ISA

SPECIFIC FUEL CONSUMPTION, SFC-kg/hp-hr

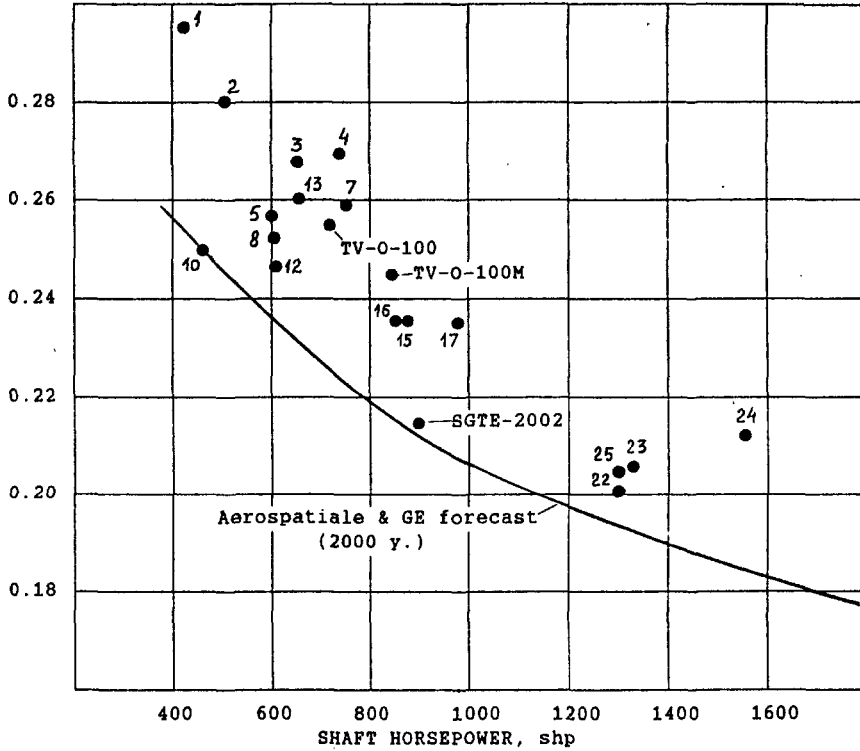
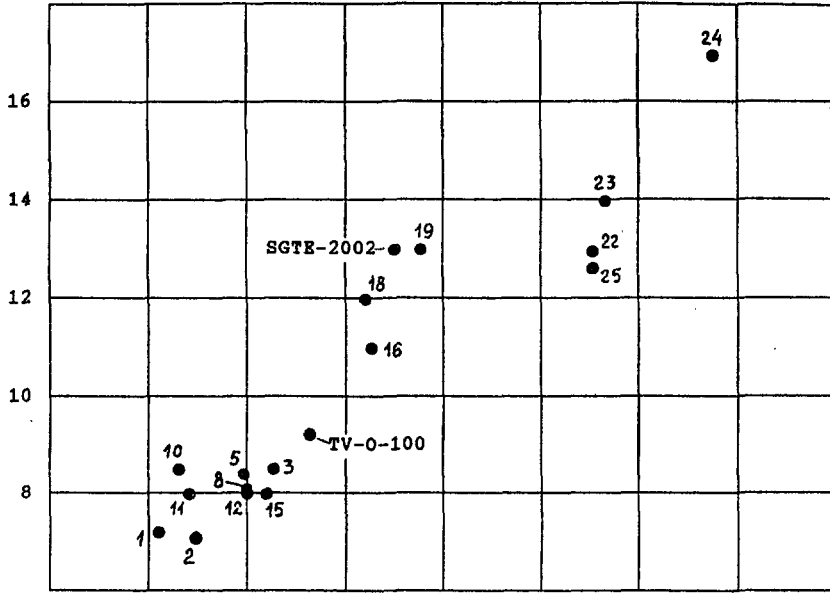


그림 (4.4) 헬리콥터 엔진의 비연료소비율

DESIGN PRESSURE RATIO



DESIGN TET, K

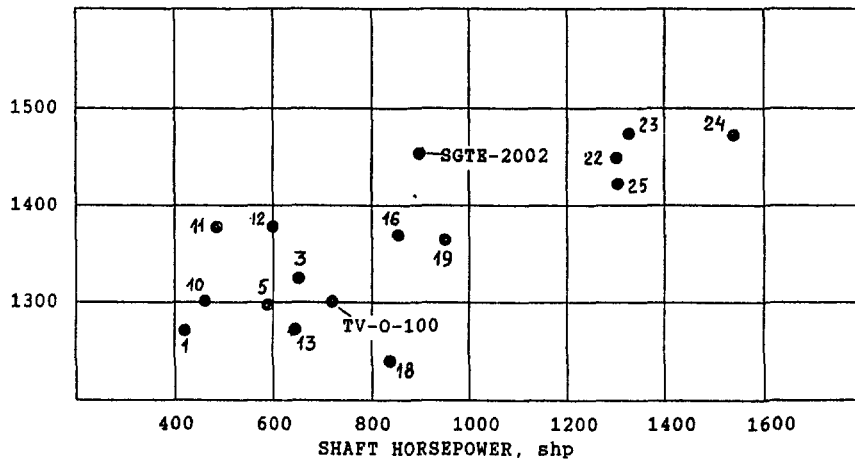


그림 (4.5) SGTE의 사이클 변수

RELATIVE SFC

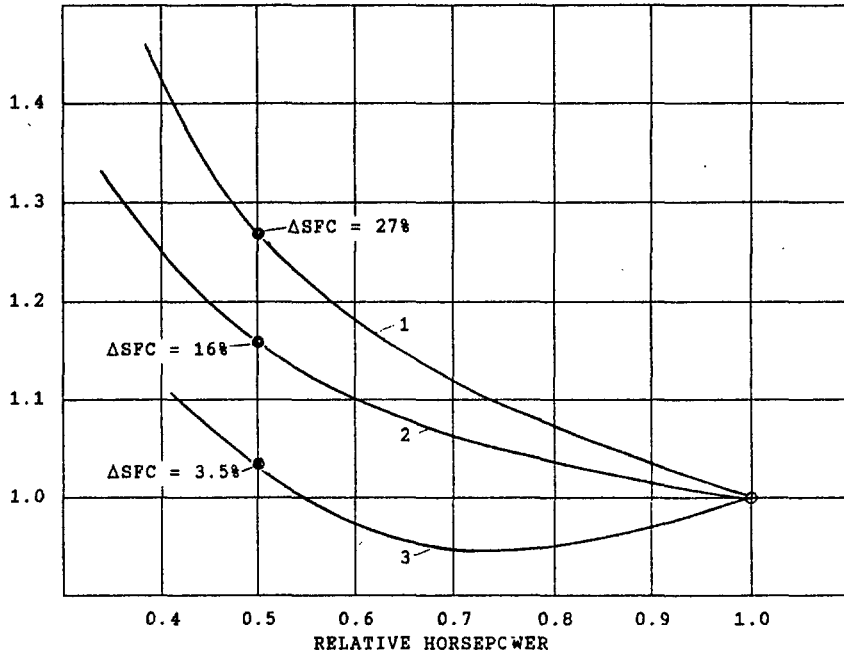


그림 (4.6) SFC와 출력 성능과의 관계
사이클 변수:

1 - PR = 9.0, TIT = 1190 K

2 - PR = 17.0, TIT = 1470 K

3 - PR = 14.5, TIT = 1470 K, 재생효율 = 70 %

SPECIFIC WEIGHT, kg/shp

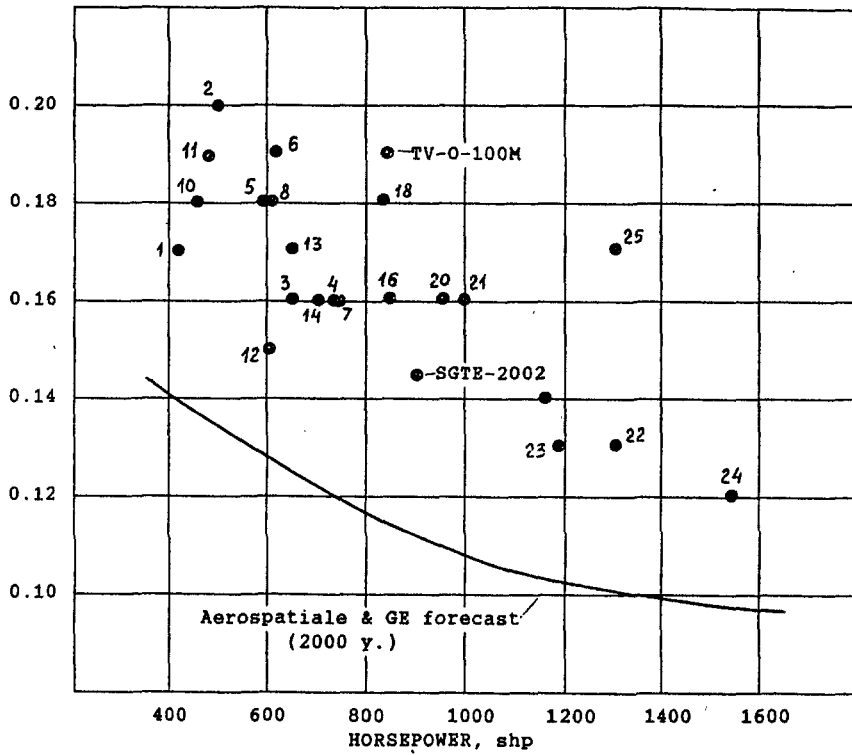
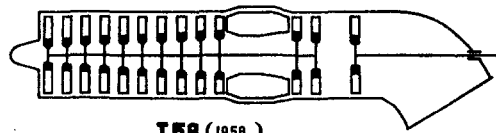
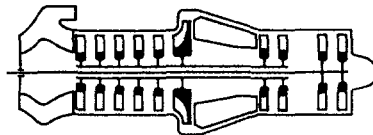


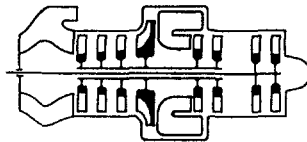
그림 (4.7) 헬리콥터 엔진의 비중량



T58 (1958)



T700 (1977)



RTM 322 (1987)

그림 (4.8) SGTE 설계 경향

NUMBER OF STAGES

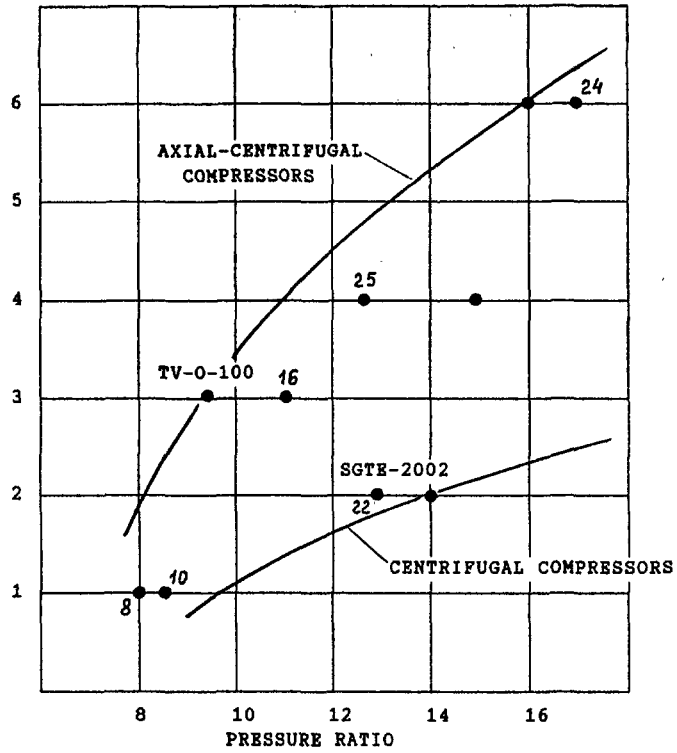
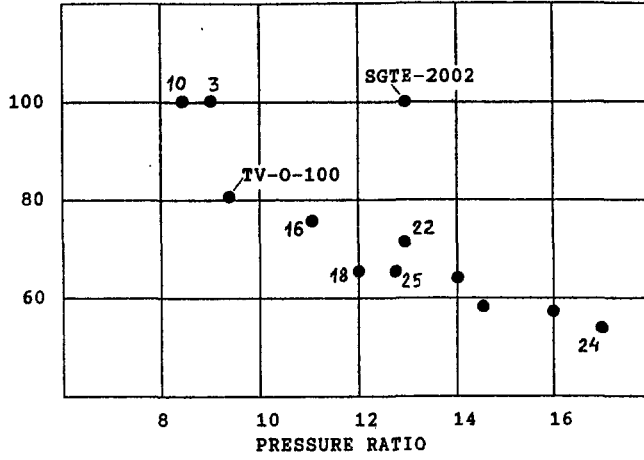


그림 (4.9) 압축기의 단수 설계경향

PROPORTION OF CENTRIFUGAL STAGE WORK, %



AXIAL STAGE AERODYNAMIC LOADING

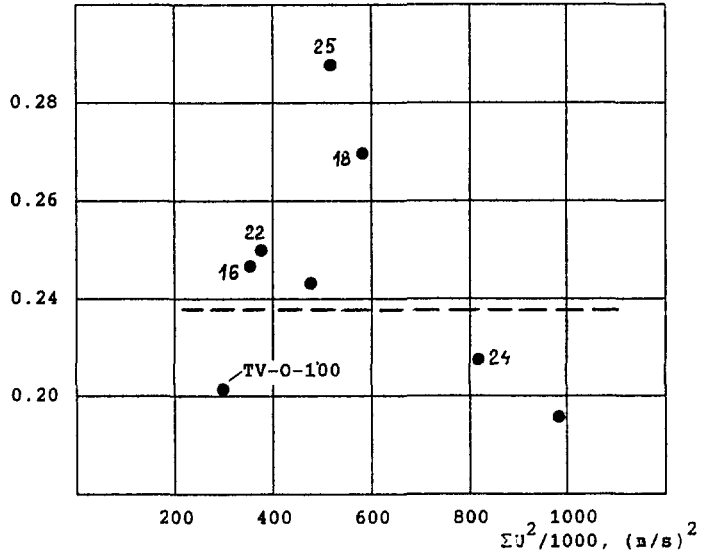


그림 (4.10) 축류-원심 압축기의 변수

CENTRIFUGAL STAGE PRESSURE RATIO

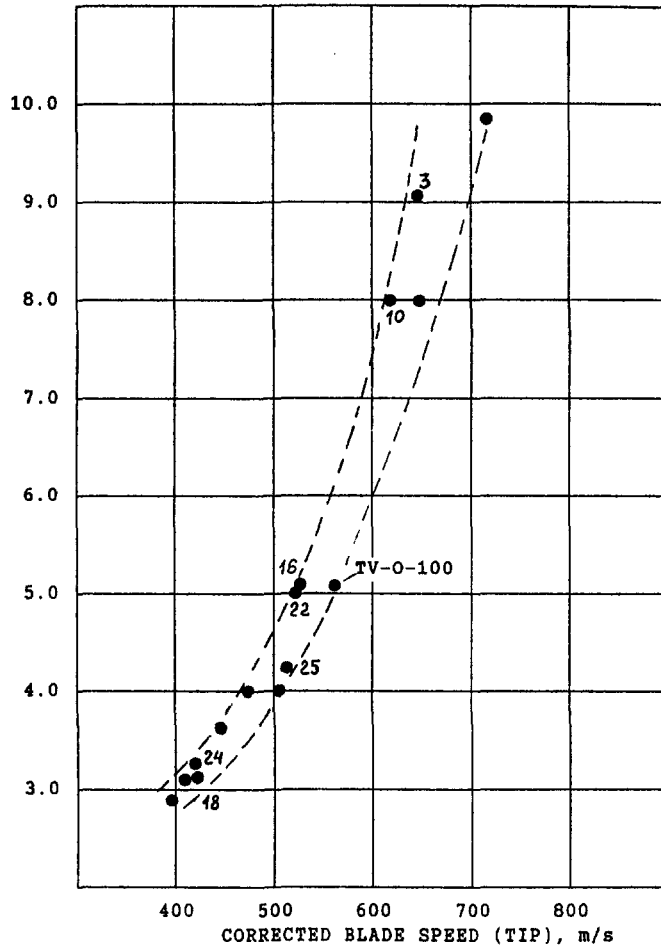


그림 (4.11) 원심 압축기의 변수

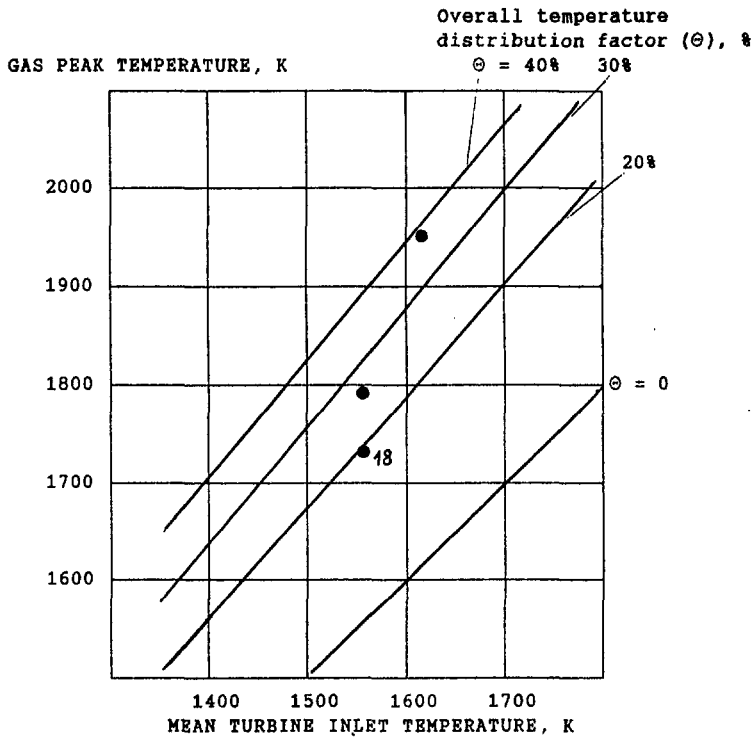


그림 (4.12) 역류형 연소기의 변수

STRESS x SAFETY FACTOR, kg/mm^2

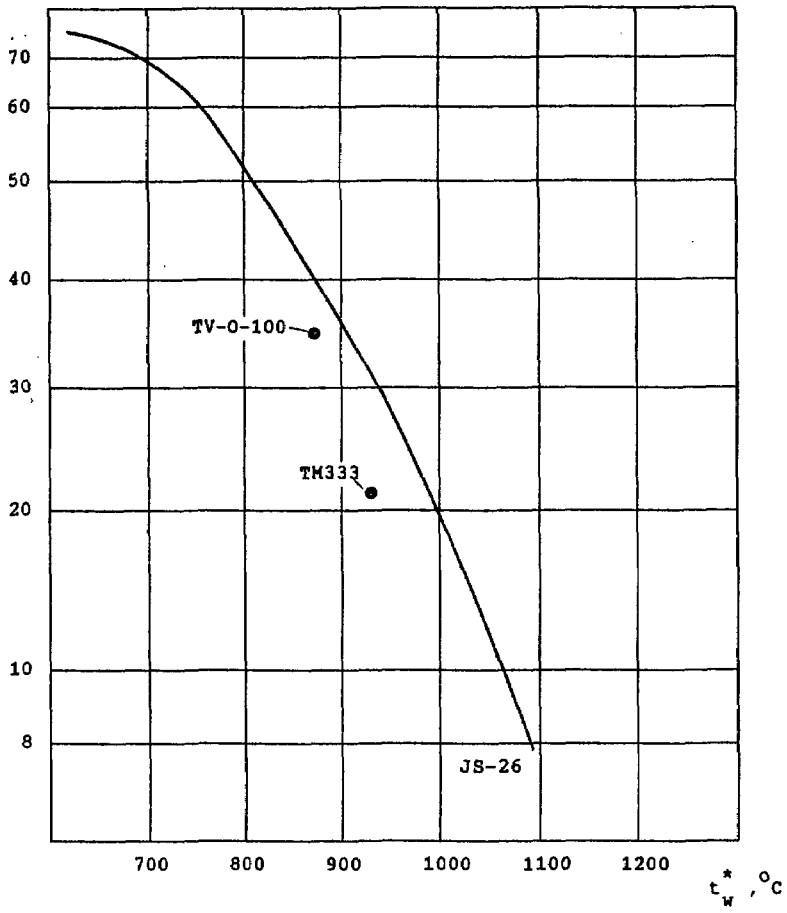


그림 (4.13) 1단계 터빈의 변수

ENGINE SPECIFIC PRICE, USD/shp

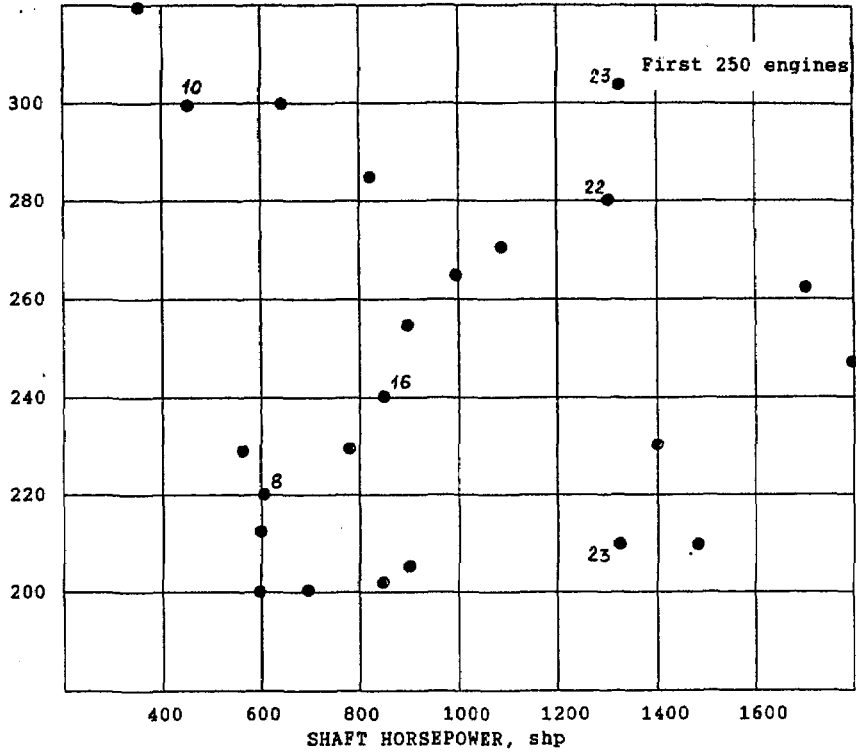


그림 (4.14) 헬리콥터 엔진의 단위 출력당 가격

SPECIFIC FUEL CONSUMPTION, kg/shp-hr

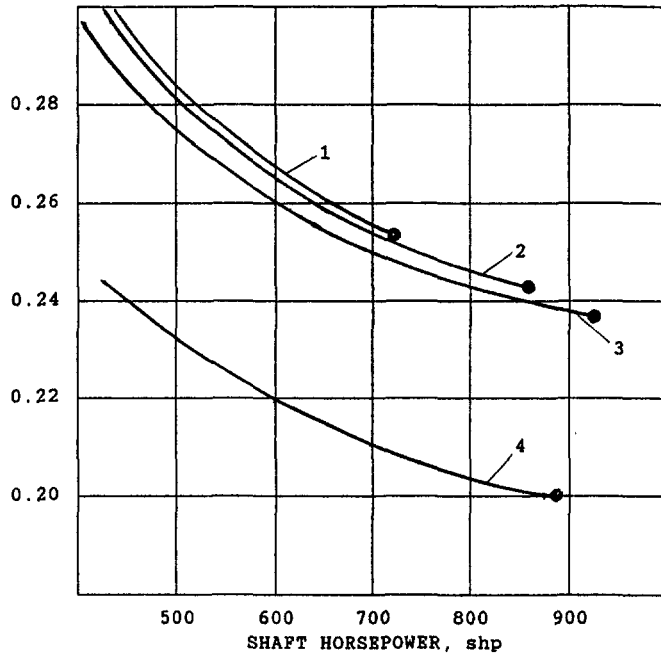


그림 (4.15) DASTECH 에 적합한 엔진 성능

1 - TV-O-100

2 - TV-O-100M

3 - TV-O-100M1

4 - TV-O-100M1R

SPECIFIC FUEL CONSUMPTION, kg/shp-hr

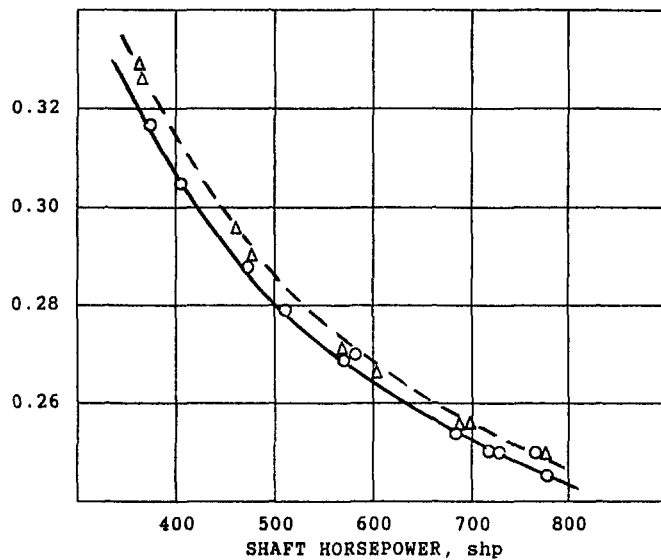


그림 (4.16) TV-O-100 엔진의 SFC/출력 성능 시험결과(H=0, V=0, ISA)

△ : 엔진 No. 23

○ : 엔진 No. 24

PRESSURE RATIO

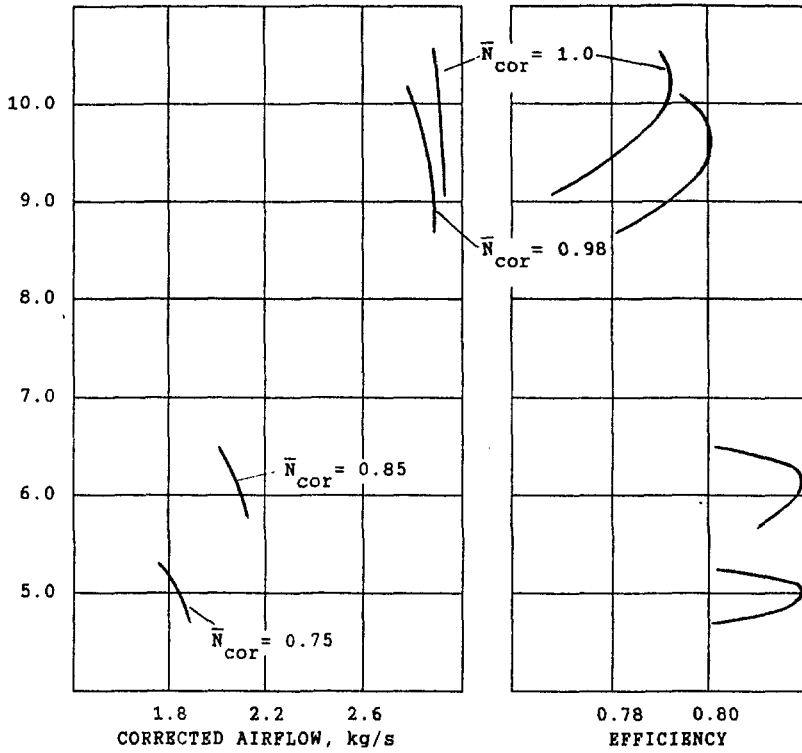
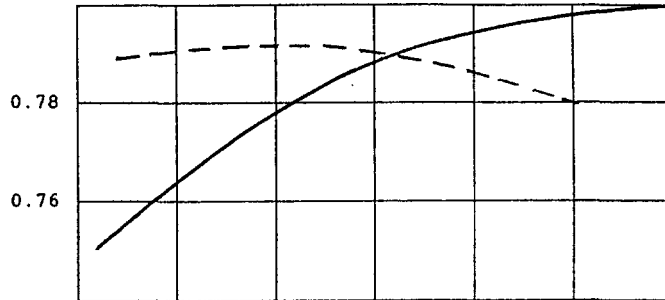
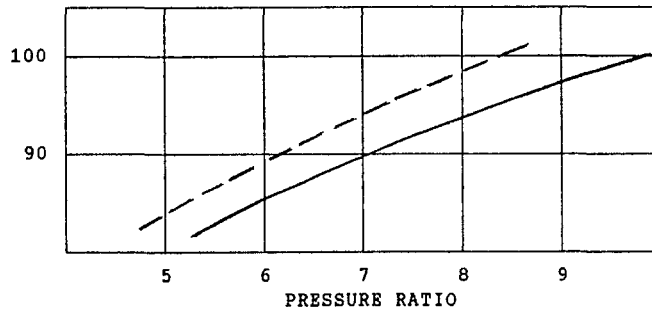


그림 (4.17) TV-O-100 엔진 압축기의 실험 곡선

COMPRESSOR EFFICIENCY



RELATIVE ROTATIONAL SPEED, %



POWER TURBINE EFFICIENCY

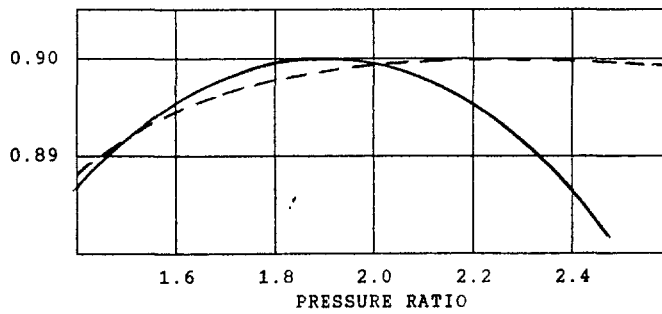


그림 (4.18) 근사출력(실선 : TV-O-100M, 점선 : TV-O-100)

SHAFT HORSEPOWER, shp

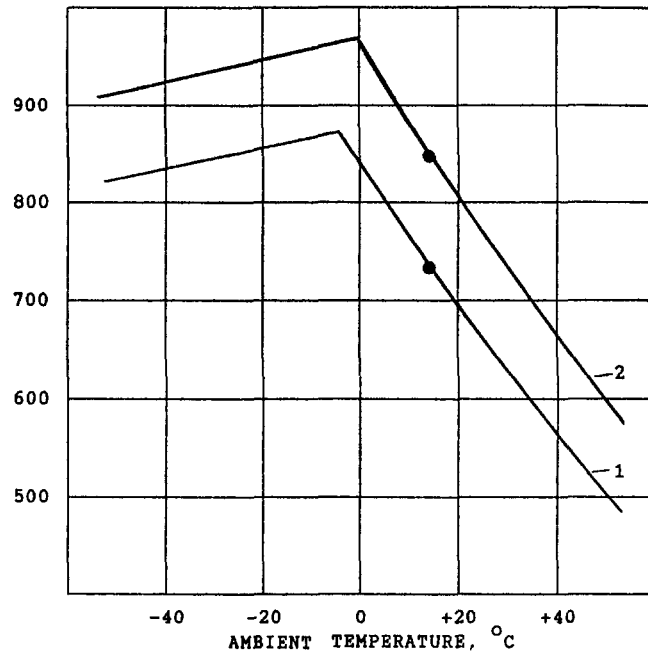


그림 (4.19) 기후 성능곡선

1 - TV-O-100 엔진

2 - TV-O-100M 엔진

PRESSURE RATIO

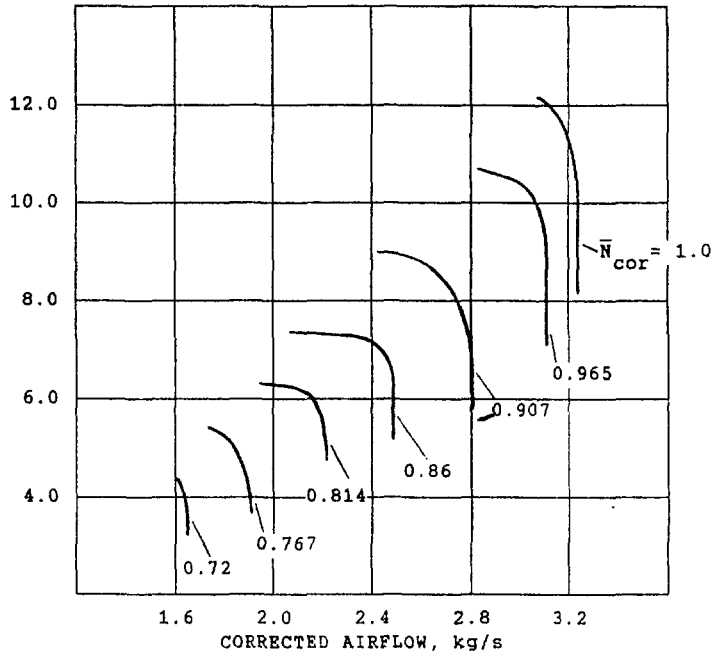


그림 (4.20) TV-O-100M 엔진의 압축성능곡선

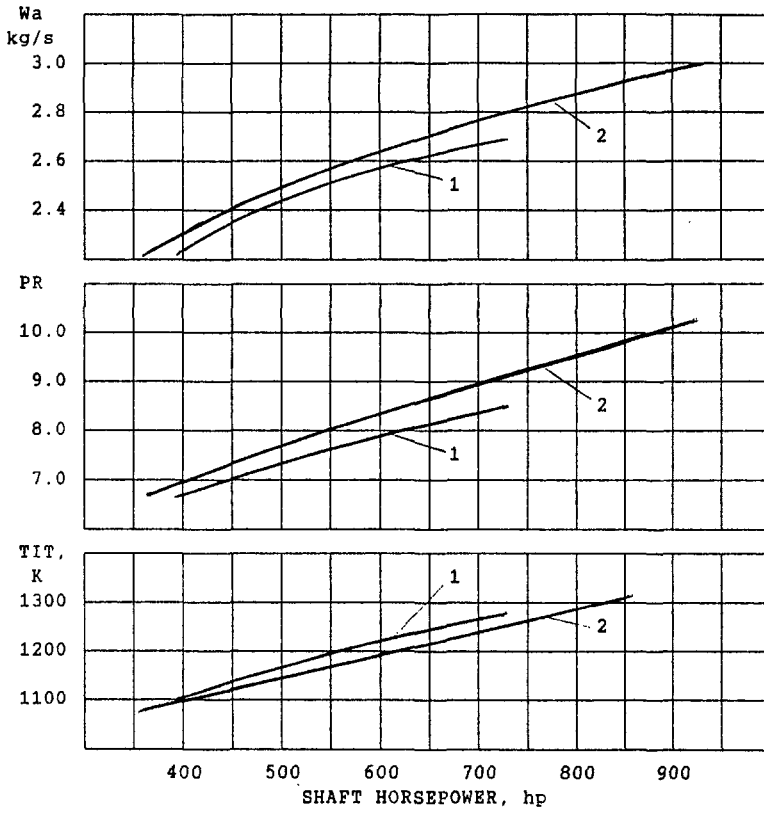


그림 (4.21) TV-O-100 엔진계열의 성능곡선
 1 - TV-O-100 엔진
 2 - TV-O-100M 엔진

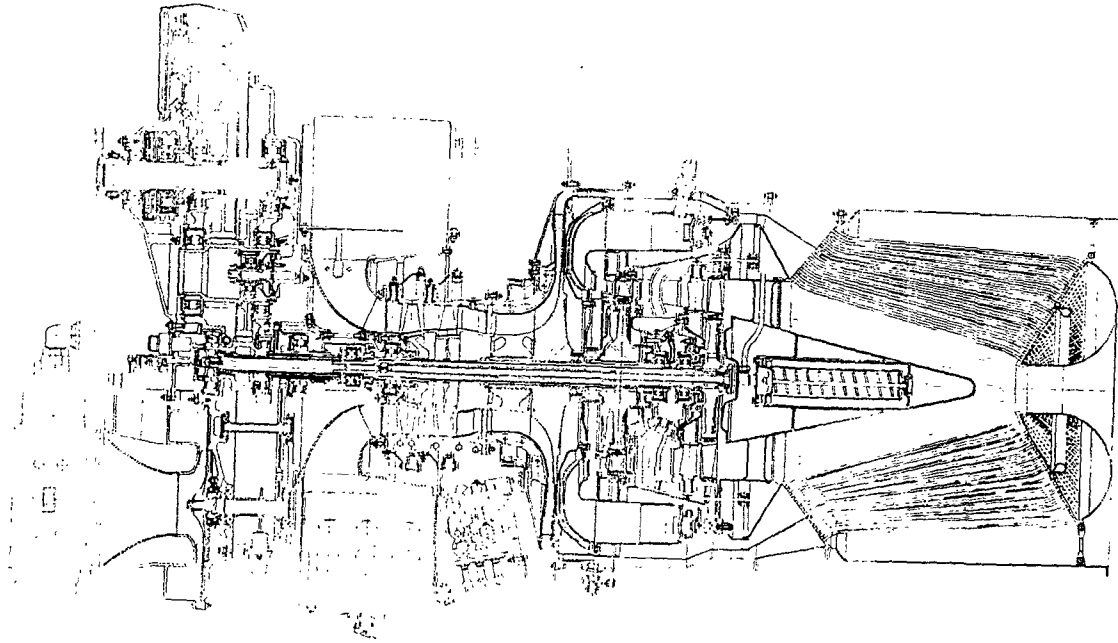


그림 (4.22) TV-O-100M1R 엔진의 단면도

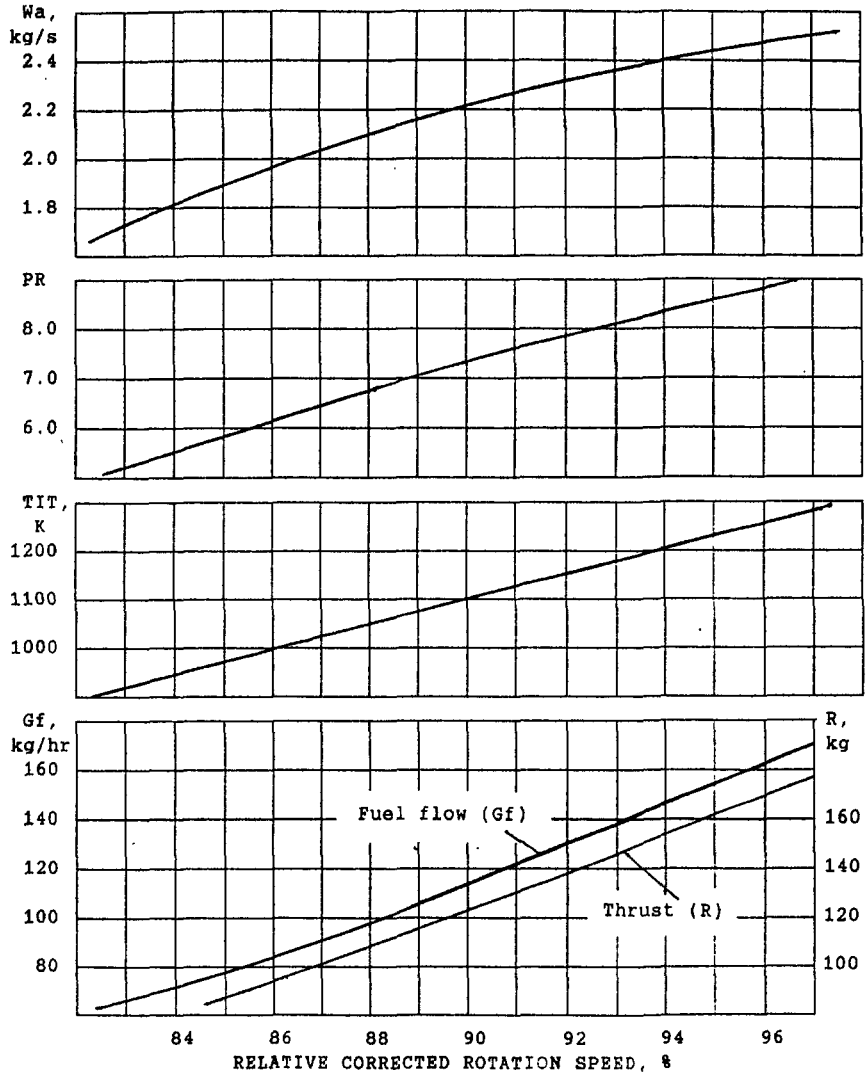


그림 (4.23) TV-O-100M 가스발생기의 성능곡선

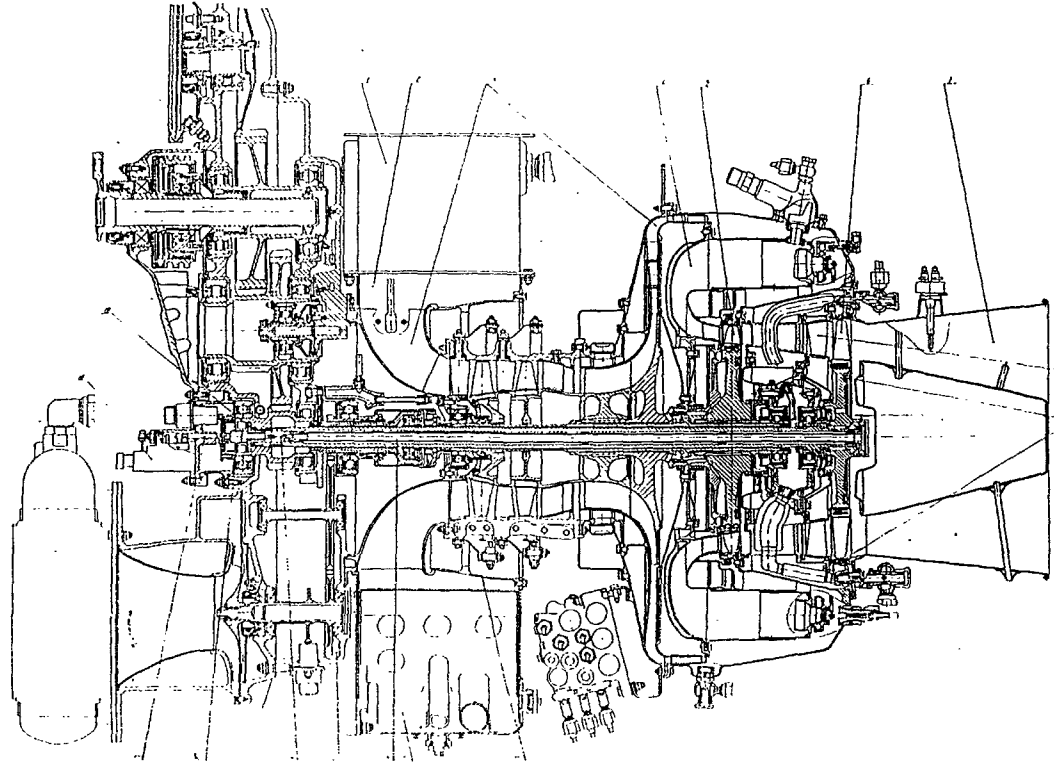


그림 (5.1) TV-O-100 엔진의 단면도(색인은 다음 페이지)

그림 (5.1) 색인

1. Inlet particle separator.
2. Inlet device.
3. Compressor.
4. Combustor.
5. Compressor turbine.
6. Power turbine rotor.
7. Outlet device.
8. Power turbine vane apparatus.
9. Insert.
10. Power turbine ring.
11. Fairing.
12. Oil tank.
13. Spring.
14. Gearbox with accessory gearbox
15. Spring.
16. Threaded pair.
17. Rod.
18. Micro switch.
19. Tie.

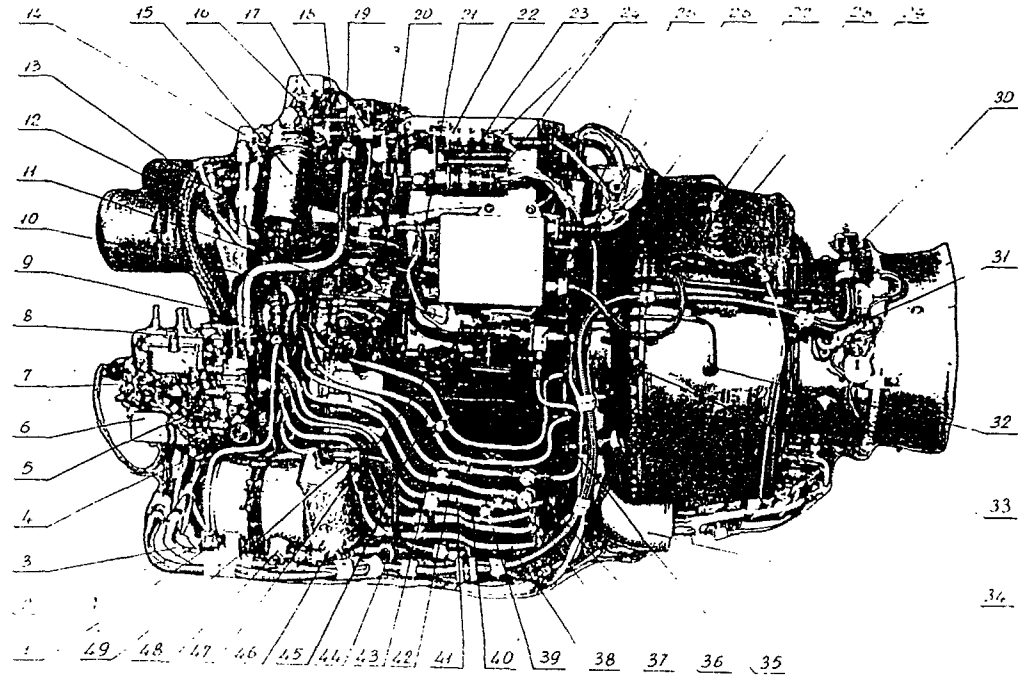


그림 (5.2) TV-O-100 엔진의 좌측면도(색인은 다음 페이지)

그림 (5.2) 색인

1. Fuel outlet from fuel filter to fuel-metering pump.
2. Fuel delivery pipe from engine pump to fuel-oil heat exchanger.
3. Fuel outlet from fuel-oil heat exchanger to fuel filter.
4. Filter of fuel-metering pump.
5. Type operating lever.
6. Fuel-metering pump.
7. Manual control lever.
8. Oil tank filler.
9. Left front engine support.
10. Place for mounting of gas generator vibration transducer.
11. Plug of window for visual inspection of inlet engine part
12. Fuel filter draining valve.
13. Fuel temperature transducer.
14. Fitting for fuel delivery to filter.
15. Fuel filter.
16. Valve for air blowing off from fuel filter.
17. Vibration transducers collector.
18. Connector of fuel filter choke up indicator.
19. Fitting for fuel filter choke up indicator.
20. Pipe for breathing of oil tank and gearbox.
21. Pipe for gearbox breathing.
22. TMM oil pressure transducer.
23. Minimum fuel pressure indicator.
24. TMM system oil pressure metering transducer.
25. Connector for power supply of ignition aggregate.
26. GVA position transducer receptacle.
27. Fuel extraction valve.
28. Air extraction to object hydro-tanks.
29. Fitting for air pressure measurement after compressor.
30. Oil delivery pipe to TC and PT bearings.

그림 (5.2) 색인(계속)

31. Gearbox breathing pipe.
32. Air delivery after compressor to fuel-metering pump.
33. Left rear engine support.
34. Pipe for air exhaust from IPS in atmosphere.
35. GVA hydro-cylinder support.
36. Fitting for fuel pressure measurement in ABB control hydro-cylinder (rod chamber).
37. Fitting for fuel pressure measurement in ABB control hydro-cylinder (chamber without rod).
38. Fuel delivery from pumping unit of fuel-metering pump to automaton of fuel blowing and distributing.
39. Fuel drainage from automaton of fuel blowing and distributing.
40. Start fuel delivery from fuel-metering pump to automation of fuel blowing and distributing.
41. Metered out fuel delivery from fuel-metering pump to automaton of fuel blowing and distributing.
42. Fuel delivery from fuel-metering pump to ABB hydro-cylinder (rod chamber).
43. Fuel delivery from fuel-metering pump to ABB hydro-cylinder (chamber without rod).
44. Pipe from thermo-valve to fuel-oil heat exchanger.
45. Fuel delivery from fuel-metering pump to ABB hydro-cylinder without rod chamber.
46. Fitting for oil delivery in fuel-oil heat exchanger.
47. Fuel delivery from fuel-metering pump to ABB hydro-cylinder rod chamber.
48. Fitting for fuel return from fuel-oil heat exchanger.
49. Fitting for oil return from fuel-oil heat exchanger.

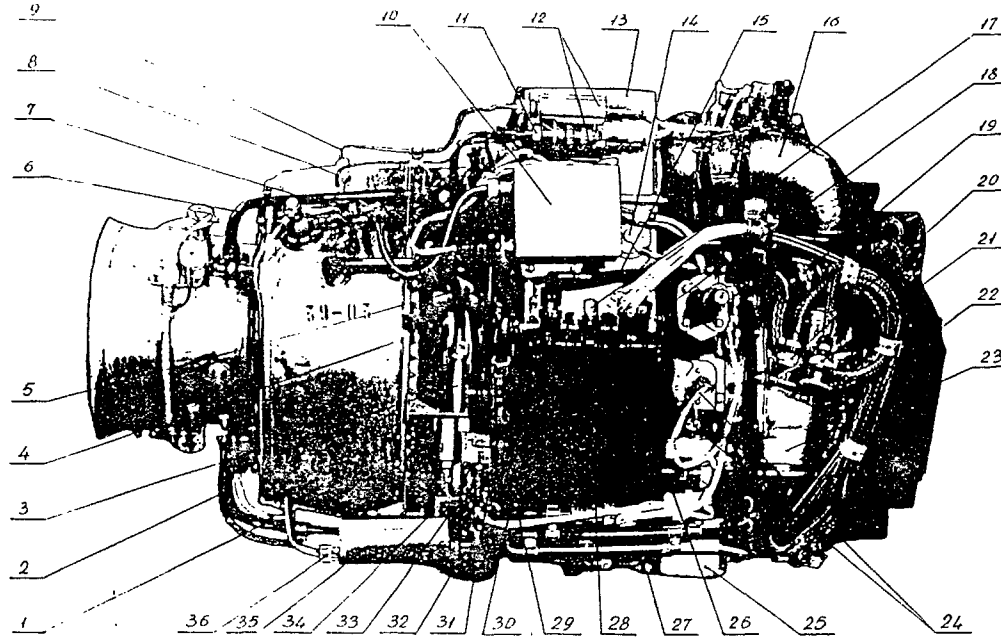


그림 (5.3) TV-O-100 엔진의 우측면도(색인은 다음 페이지)

그림 (5.3) 색인

1. Pipe for oil drain from TC and PT bearings.
2. Generator and fan drive drain tube.
3. AIS valve.
4. Air delivery to AIS valve.
5. ABB hydro-cylinder.
6. Air delivery to TC and PT bearings.
7. Semiconductor spark plug.
- 8, 9. Pipes to pressure transducers after compressor.
10. Ignition aggregate.
11. Indicator of AIS valve opening.
12. Transducers for pressure measurement after compressor.
13. Inlet particle separator.
14. Transducer for air temperature measurement at engine inlet.
15. Oil tank and gearbox breathing pipeline.
16. Branch pipe for dust suck out from IPS.
17. Fitting for oil filling.
18. Fitting for oil drain to oil tank.
19. Connector for electro collector of automatics.
20. Connector for electro collector of indicators and transducers.
21. Connector for electro collector of indicators and transducers.
22. Fan.
23. Outlet branch pipe of compressor volute.
24. Gas generator rotation speed transducers.
25. Gearbox.
26. Fitting for oil transfer from oil tank to engine oil system
27. Pipe for oil intake to TMM system.
28. Oil tank.
29. Fuel delivery from fuel drain valve.
30. Oil drain pipe from TC and PT bearings.
31. Fitting for air bleeding for helicopter AIS.
32. Drain valve of drain tank.
33. Fuel drain from AIS valve.
34. Drain to tank from engine centrifugal pump, fuel-metering pump, thermo-valve.
35. Drain tank.
36. Drain from drain tank to exhaust tube.

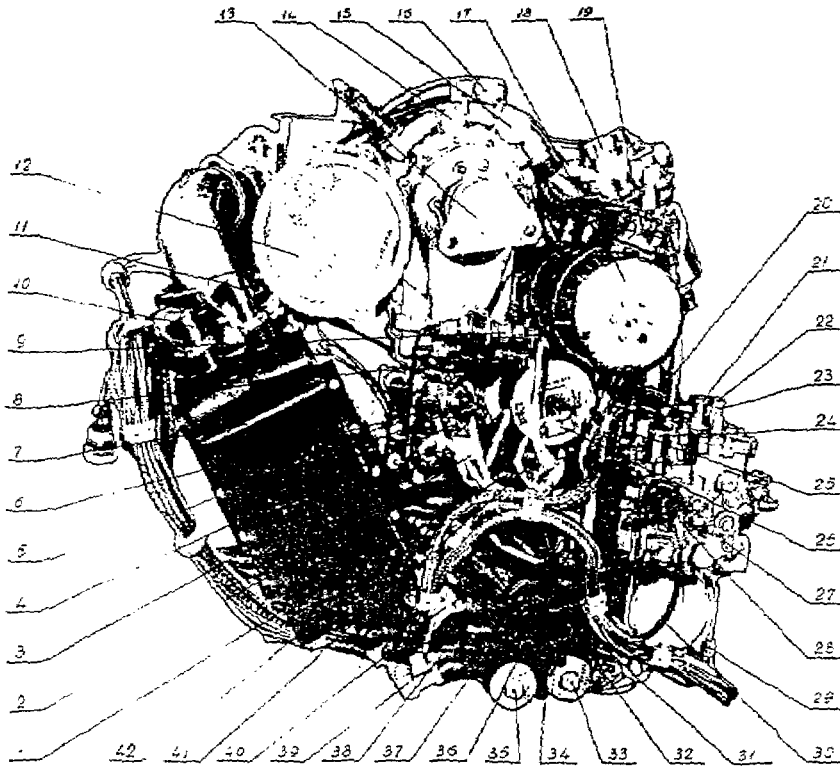


그림 (5.4) TV-O-100 엔진의 전면도(색인은 다음 페이지)

그림 (5.4) 색인

1. Tachometer transducer.
2. Power turbine protection automaton (PTPA).
3. PTPA connector.
4. Screw for PTPA operate ability checking.
5. PT rotor rotation speed transducer.
6. PT rotor rotation speed transducer.
7. Air-oil heat exchanger (AOHE).
8. Minimum oil pressure indicator.
9. Maximum oil pressure indicator.
10. Oil outlet from AOHE.
11. Oil inlet to AOHE.
12. Generator drive transport plug.
13. Gearbox output shaft.
14. Output of signals to recording system.
15. Output of signals to helicopter cockpit.
16. Output of signals to vibration monitoring system.
17. Electro-starter.
18. Fuel filter differential pressure indicator.
19. Contactor.
20. Fuel delivery to fuel-metering pump.
21. Valve for air blowing off from fuel-metering pump.
22. "3" screw for parallel displacement of consumption flow characteristic.
23. "5" screw for "Take off" operation regulating with hand control.
24. Electromagnet for change to hand control.
25. ABB control electromagnet.
26. EER independent generator.
27. "6" screw for "Idle" operation regulating with hand control.

그림 (5.4) 색인(계속)

28. Fuel-metering pump connector.
29. Fuel drain from fuel-metering pump.
30. Electrocollector of automatic system.
31. Connector of oil debris indicator.
32. TMM system reducing valve.
33. TMM system oil filter.
34. Oil aggregate.
35. Engine oil system oil filter.
36. Engine oil system reducing valve.
37. Inlet to feed stage of engine oil system.
38. Inlet to feed stage of TMM.
39. Outlet from feed stage of engine oil system.
40. Plug in fuel inlet to engine centrifugal pump
41. Plug of gas generator hand rotation drive.
42. Fuel outlet from engine centrifugal pump.

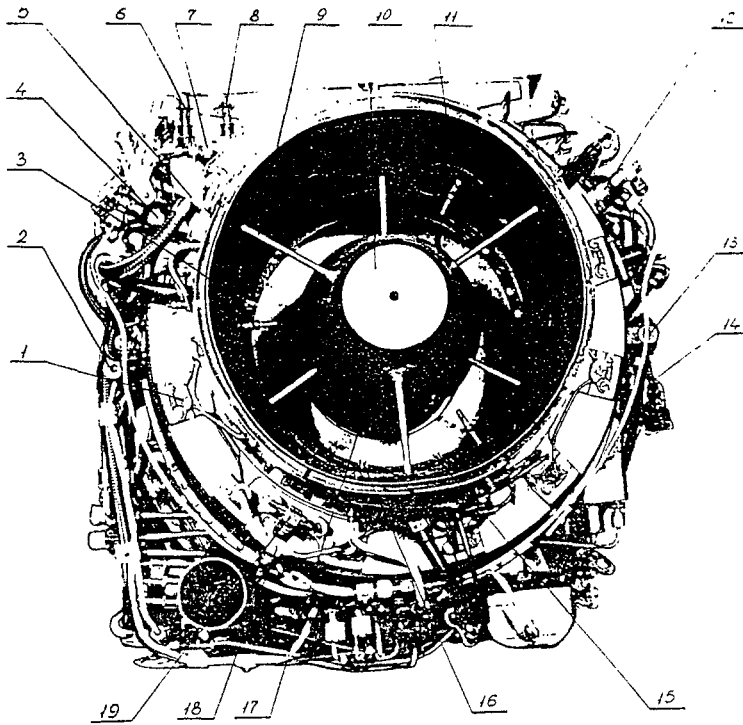


그림 (5.5) TV-O-100 엔진의 후면도(색인은 다음 페이지)

그림 (5.5) 색인

1. Nozzle body.
2. Left rear engine support.
3. Gearbox breathing.
4. Left igniter.
5. Electro cable assemble of compensating wires.
6. Intake air pressure transducer.
7. ABB position indicator.
8. Intake air pressure transducer.
9. Strut.
10. Nose cone.
11. Thermocouple.
12. Right igniter.
13. Right rear engine support.
14. Fuel delivery to igniter.
15. Discharge of drain leakage from generator and fan drives
16. Discharge of drain leakage from drain tank and AIS valve
17. Free power turbine blades.
18. Fuel delivery to main collector.
19. Fuel delivery to auxiliary collector.

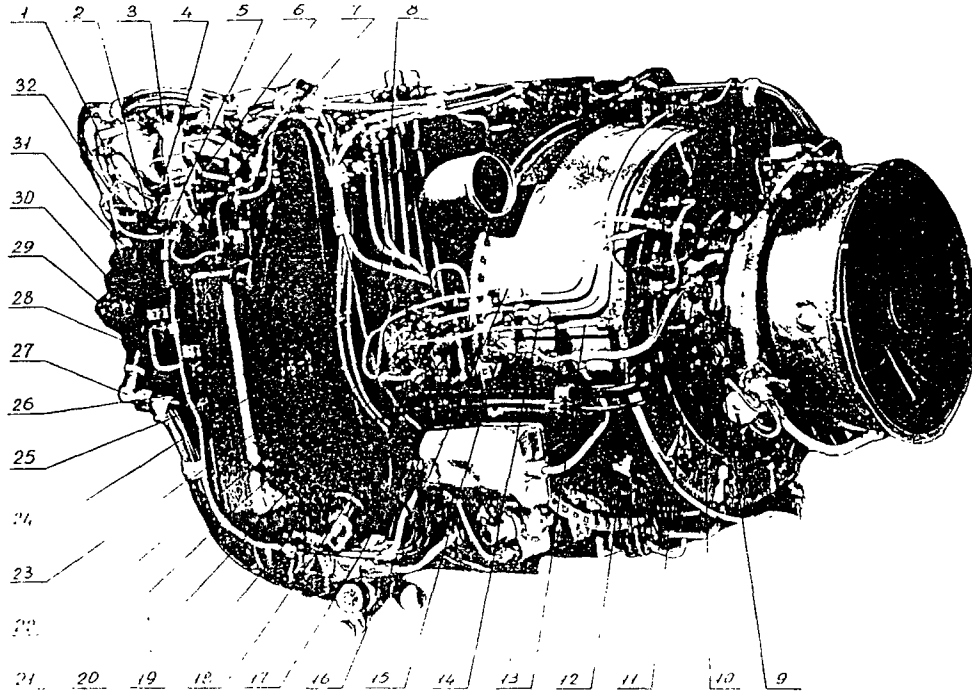


그림 (5.6) TV-O-100 엔진의 좌후면도(색인은 다음 페이지)

그림 (5.6) 색인

1. Fitting for fuel intake to fuel-oil radiator from engine centrifugal pump.
2. Thermo valve control connector.
3. Fitting for fuel exit from fuel-oil radiator.
4. Fitting for fuel exit from thermo valve.
5. Fitting for drain from thermo valve.
6. Fuel heating switch on valve.
7. Fuel delivery to main collector.
8. Temperature receiver in oil tank.
9. Fitting for feeding of drain leakage from generator and fan drives.
10. Fitting for oil drain from TC and PT bearings.
11. Fitting for drain from drain tank and combustor valve
12. Bleed-off to air conditioning system.
13. Pipe for delivery of start fuel to igniter.
14. Fuel pressure measurement in auxiliary collector.
15. Combustor drain valve.
16. Fuel pressure measurement in main collector.
17. Drain valve of drain tank.
18. Automaton of fuel blowing and distributing.
19. Start fuel feeding from fuel-metering pump.
20. Fitting for fuel exhaust to main collector.
21. Fitting for fuel exhaust to auxiliary collector.
22. Fitting for fuel exhaust to igniter.
23. Fuel exit plug to auxiliary collector.
24. Oil tank drain device.
25. Magnet plug.
26. Pipe for delivery of drain leakage to tank.
27. Outlet of feeding stage of engine oil system.
28. Fuel drain from engine centrifugal pump.
29. Filter choke indicator of engine oil system.
30. Oil scavenge from gearbox.
31. TMM filter choke indicator.
32. Drain from fuel-metering pump.

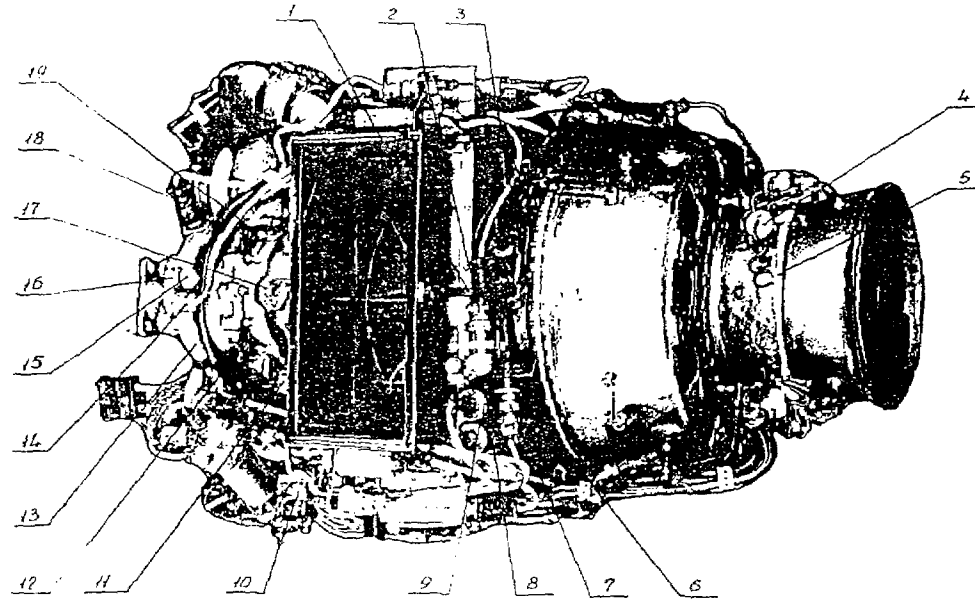
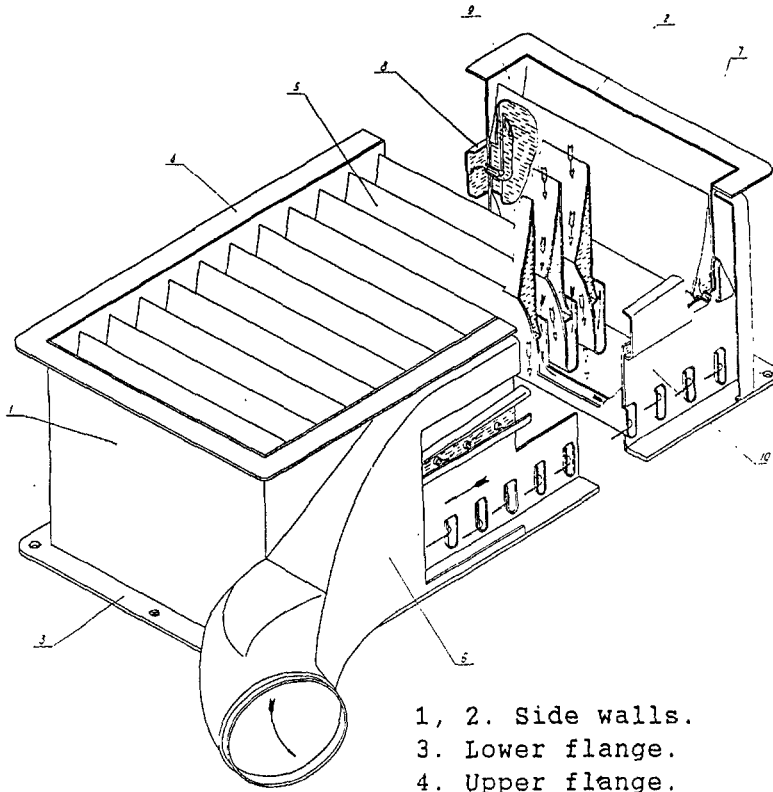


그림 (5.7) TV-O-100 엔진의 평면도(색인은 다음 페이지)

그림 (5.7) 색인

1. Oil outlet from IPS.
2. Turn angle transducer.
3. Transport mounting.
4. Thermocouple terminal block.
5. Thermocouple collector.
6. Hydro-cylinder for GVA rotation.
7. GVA position indicator.
8. Air pressure transducer in engine inlet.
9. Air pressure transducer in engine inlet.
10. Fitting for fuel pressure measurement in inlet of fuel-metering pump.
11. Oil inlet to IPS.
12. Transport mounting.
13. Electrocollector of transducers and indicators.
14. Gas generator vibration transducer signal input.
15. PT vibration transducer signal input.
16. Collector of vibration transducers.
17. Place for PT vibration transducer mounting.
18. Connector of temperature receiver.
19. Transport mounting.



- 1, 2. Side walls.
- 3. Lower flange.
- 4. Upper flange.
- 5. Profile blade.
- 6. Dust receiver.
- 7. Inlet oil collector.
- 8. Outlet oil collector
- 9. Rear wall.
- 10. Front wall.

그림 (5.8) 입구입자분리기 (유형 1)

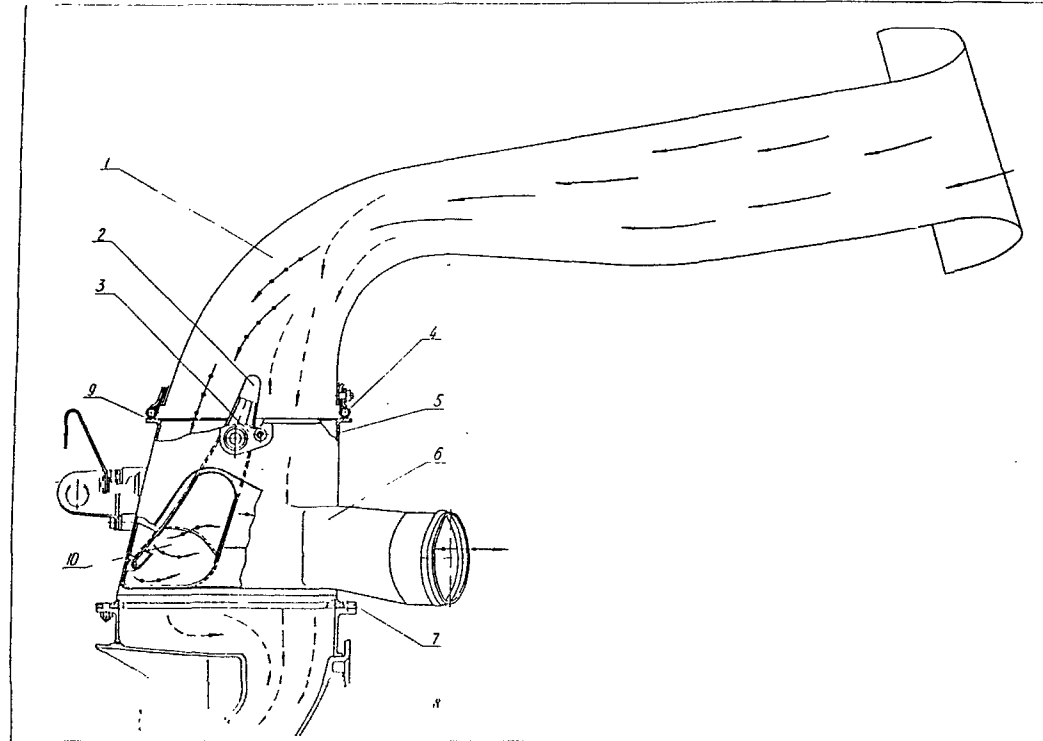


그림 (5.9) 입구입자분리기 (유형 2) (색인은 보고서 본문 참조)

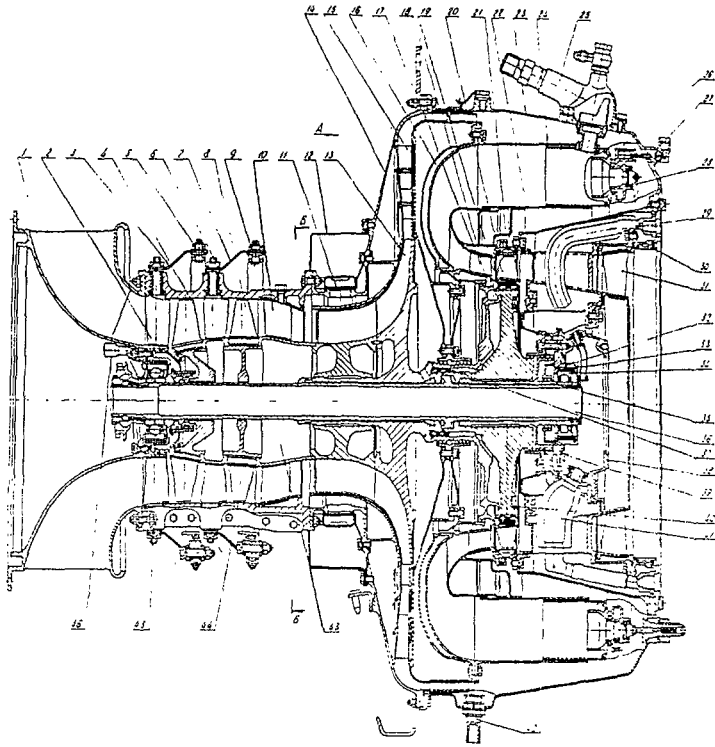


그림 (5.10) TV-O-100 엔진의 가스발생기(색인은 다음 페이지)

그림 (5.10) 색인

1. Front case.
2. IGVA vanes.
3. Lever for IGVA vane rotation.
- 4, 8. Axial stages of compressor.
- 5,9. Rings of rotation mechanism.
6. GVA vanes.
7. Lever for GVA rotation.
10. Guide apparatus of II-nd stage.
11. Air bypass band.
12. Air collector.
13. Centrifugal stage of compressor
14. Rear compressor case.
15. Diffuser with vane apparatus.
16. Gas collector.
17. TC turbine vane apparatus.
18. Rotating deflector.
19. TC wheel disk.
20. ETC blades.
21. TC ring.
22. Compressor turbine case.
23. Combustor case.
24. Flame tube.
25. Igniter.
26. Swirler.
27. Main collector.
28. Auxiliary collector.
29. Oil delivery tube.
30. Free power turbine ring.
31. Vane apparatus.
32. Rear potator support.
33. Bearing locking ring.
34. Roller bearing.
35. Labyrinth.

그림 (5.10) 색인(계속)

- 36. Shaft.
- 37. Splined sleeve.
- 38. Bearing case.
- 39. Conical ring.
- 40. Insert.
- 41. Oil drain tube.
- 42. Drain valve.
- 43. Compressor rotor.
- 44. Compressor middle case.
- 45. Front rotor bearing.
- 46. Oil nozzle.
- 47. Hydro-cylinder for ABB opening-closing.
- 48. Hydro-cylinder for IGVA and GVA vane rotation
- 49. Links of vane rotation mechanism.
- 50. lever of vane rotation mechanism.
- 51. Limb.

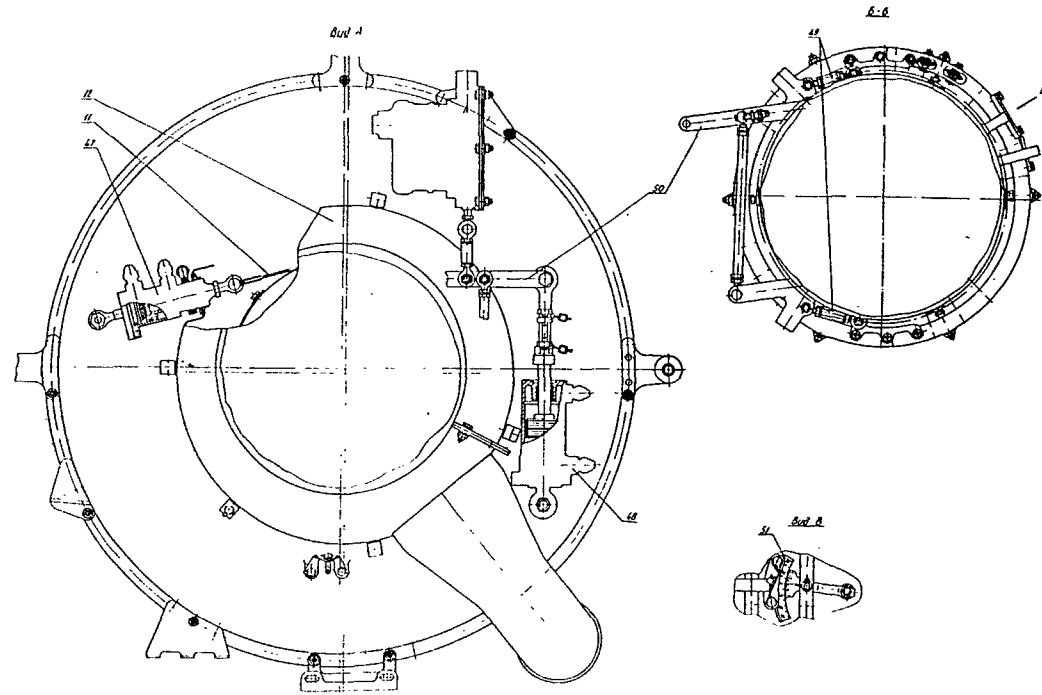


그림 (5.11) Vane의 회전기구(색인은 그림 (5.10) 색인 참조)

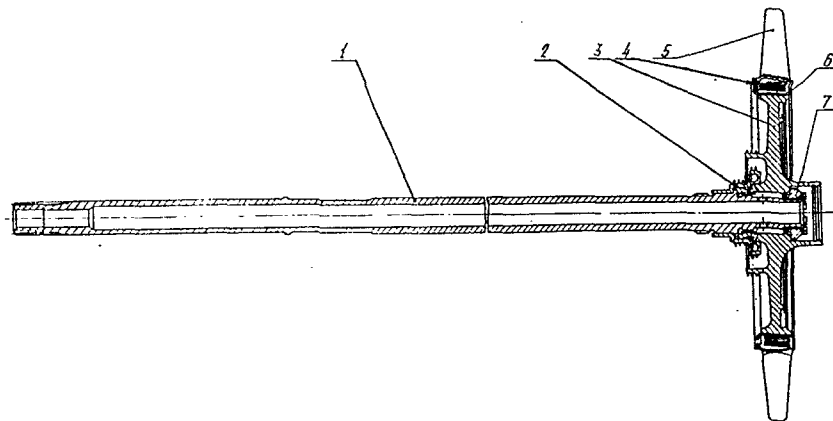


그림 (5.12) 동력터빈 로터

- 1 : shaft 2 : labyrinth seal 3: disk
- 4 : sector 5 : blade 6: plate lock 7 : nut

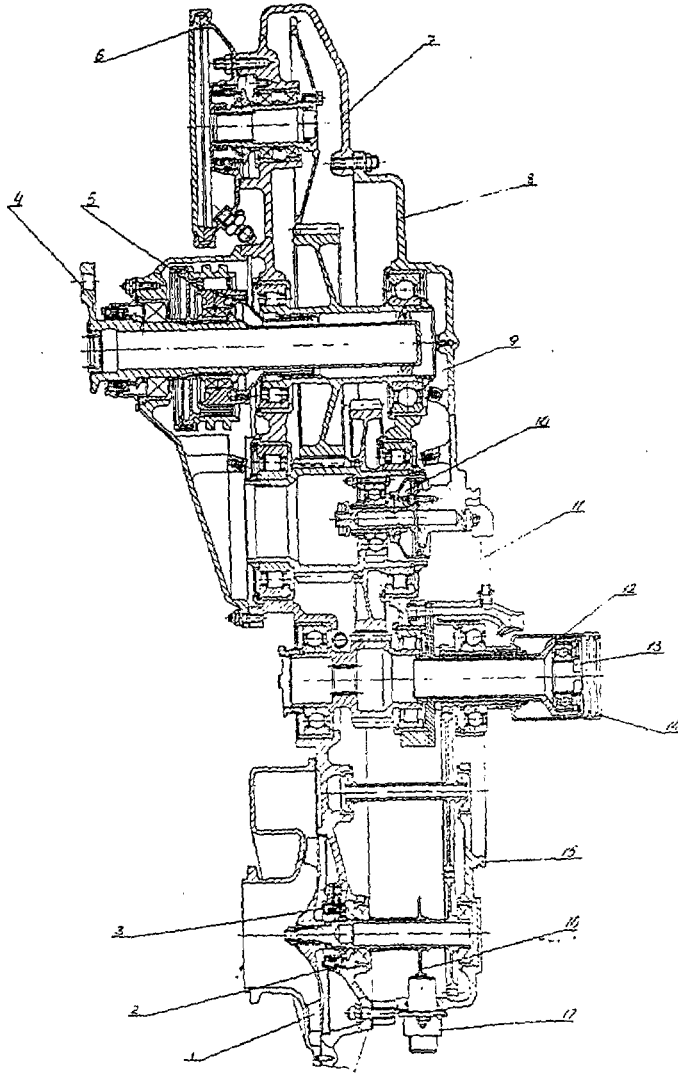


그림 (5.13a) TV-O-100 엔진의 기어박스(색인은 다음 페이지)

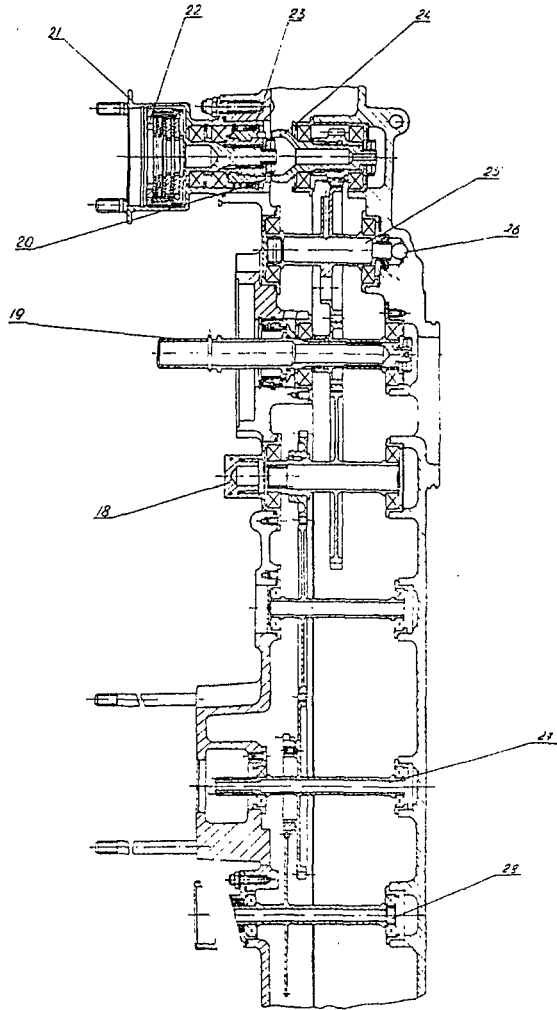


그림 (5.13b) 기어박스 부속품 구동(색인은 다음 페이지)

그림 (5.13) 색인

1. IPS fan.
2. Flange.
3. Graphite seal.
4. Output shaft.
5. Free-wheeling clutch.
6. Generator flange.
7. Cap.
8. Case.
9. Gearbox cavity.
10. Torque moment meter.
11. Oil delivery tube.
12. Shaft support.
13. Sleeve.
14. Shaft of torque moment transmission to auxiliaries
drive from TC.
15. Gas generator mounting flange.
16. Inductor.
17. Rotation speed transducer.
18. Plug in drive of TC rotor hand rotation.
19. Autonomous generator drive shaft.
20. Brake ring.
21. Starter adapter.
22. Slipping friction clutch.
23. Drive ratchet half-clutch.
24. Driven ratchet half-clutch.
25. Centrifugal breather.
26. Channel for air cleaned from oil.
27. Oil aggregates drive shaft.
28. Rotation speed transducer drive.

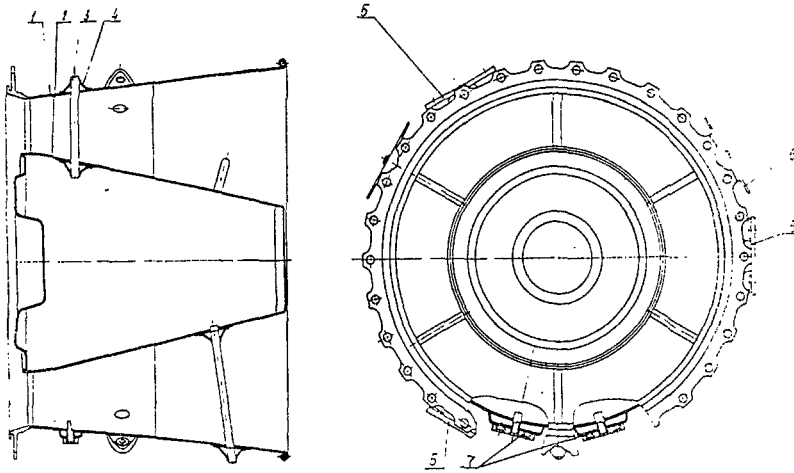


그림 (5.14) TV-O-100 엔진의 출력장치(outlet device)

- 1 : External shell
- 2 : Internal shell
- 3 : strut-rod
- 4 : Tap
- 5 : Exhaust gas temperature transducer mounting flange
- 6 : Compensate blocks mounting flange
- 7 : Mounting flanges of fittings for oil and fuel drain tubes connection

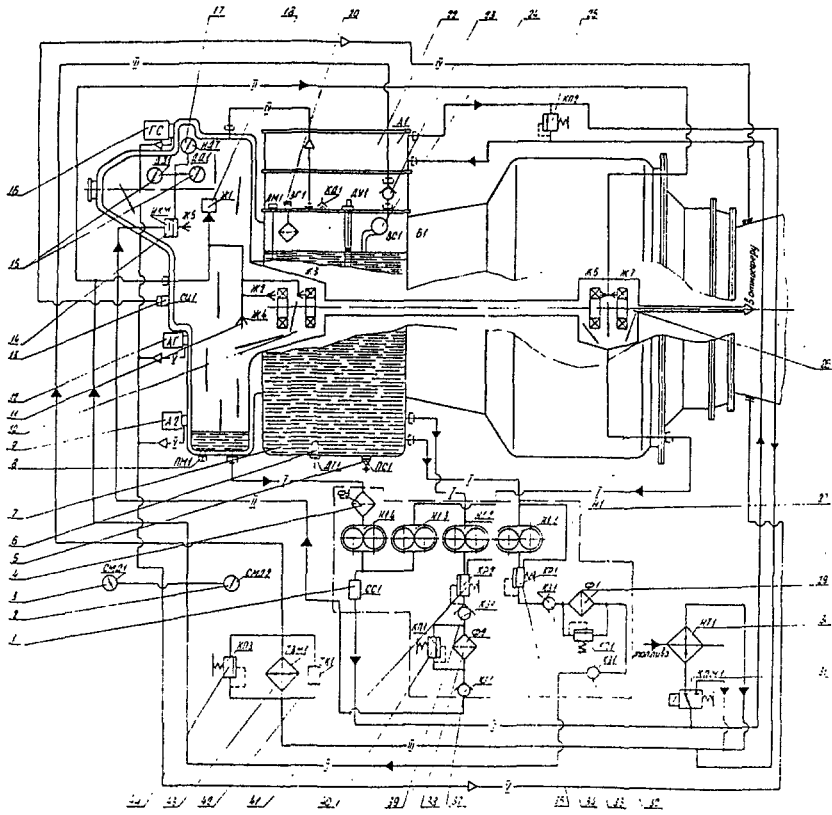


그림 (5.15) TV-O-100 엔진의 오일 시스템(색인은 다음 페이지)

여 백

RELATIVE N1, %

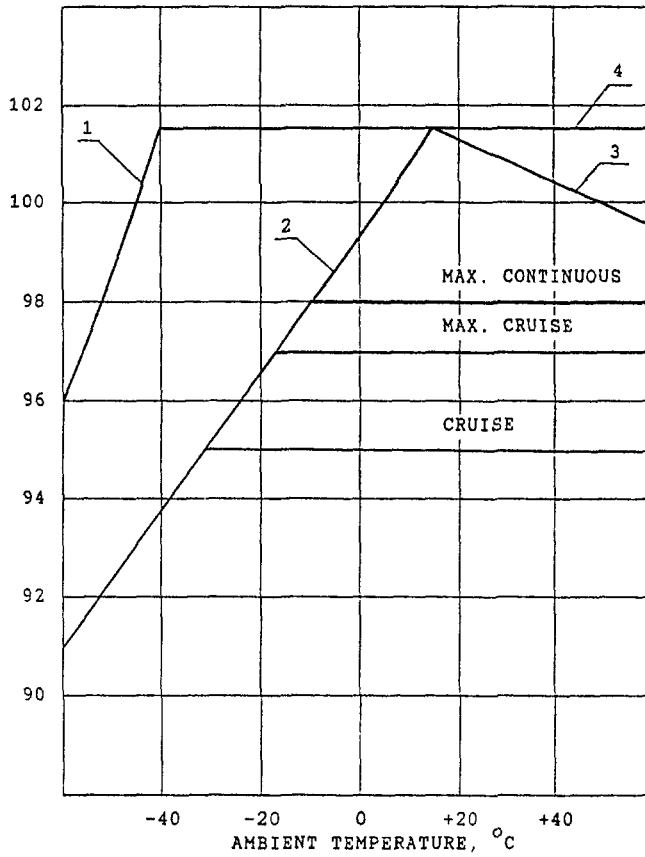


그림 (5.16) TV-O-100 엔진의 제한값

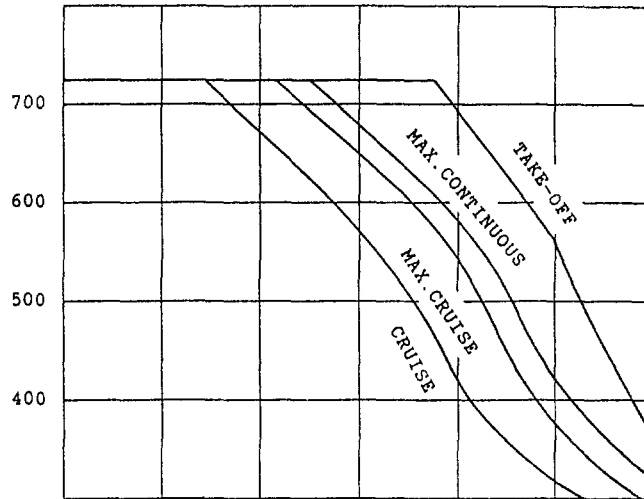
1 : $N1_{cor} = \max$

2 : $N1 = f(P_c, T_a)$

3 : $TIT = \max$

4 : $N1 = \max$

SHAFT HORSEPOWER, shp



FUEL FLOW, kg/hr

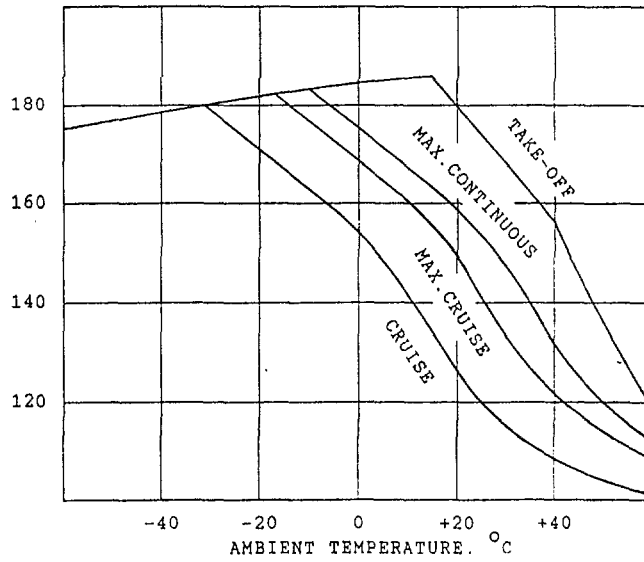
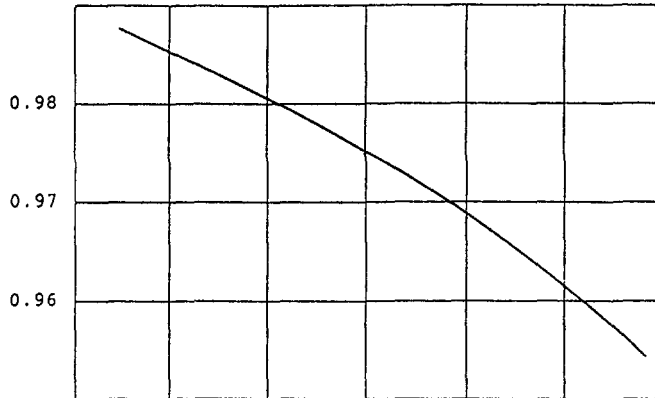


그림 (5.17) TV-O-100 엔진의 기후성능

INLET PRESSURE LOSSES COEFFICIENT



NOZZLE PRESSURE RATIO

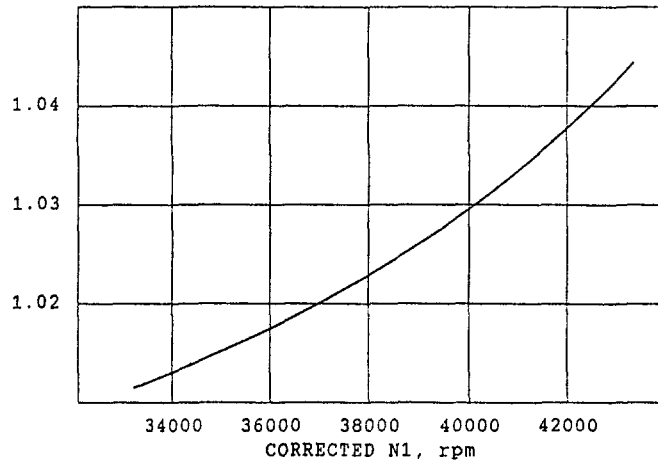


그림 (5.18) TV-O-100M 엔진의 요소성능

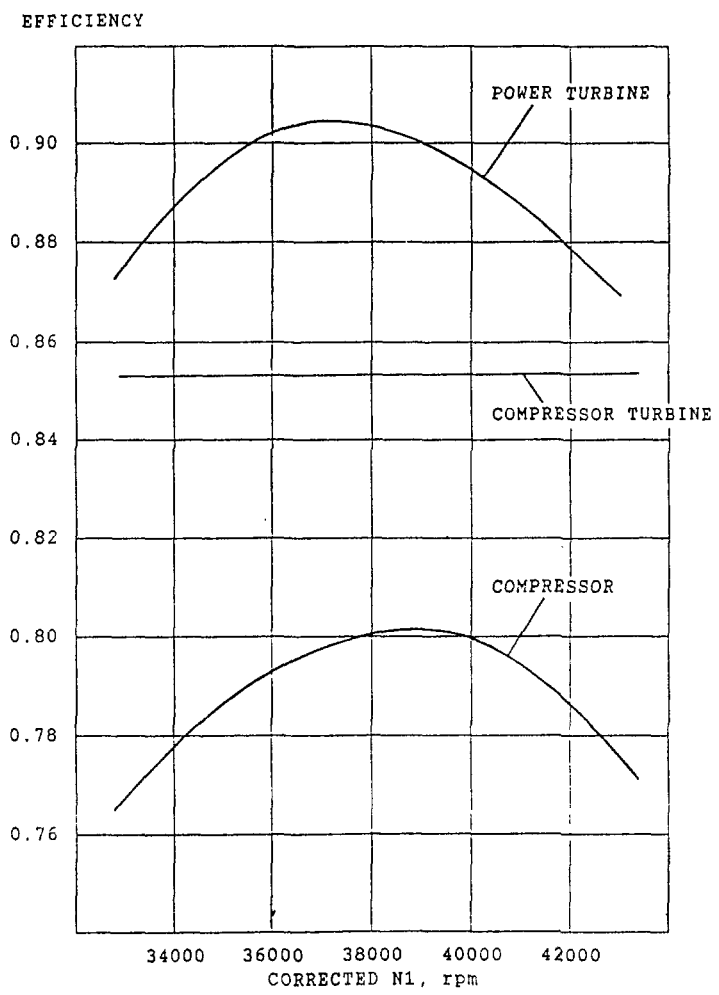
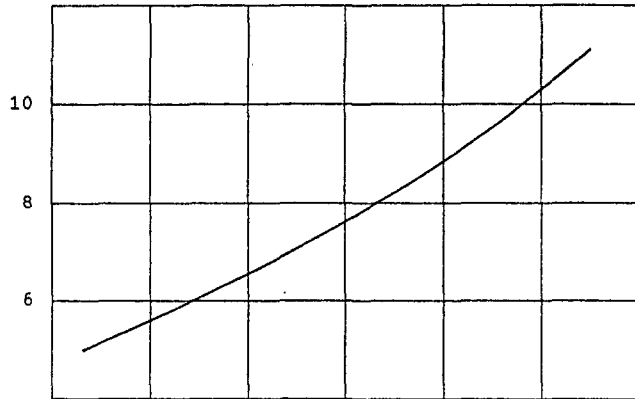


그림 (5.19) TV-O-100M 엔진의 요소효율

PRESSURE RATIO



CORRECTED AIRFLOW, kg/s

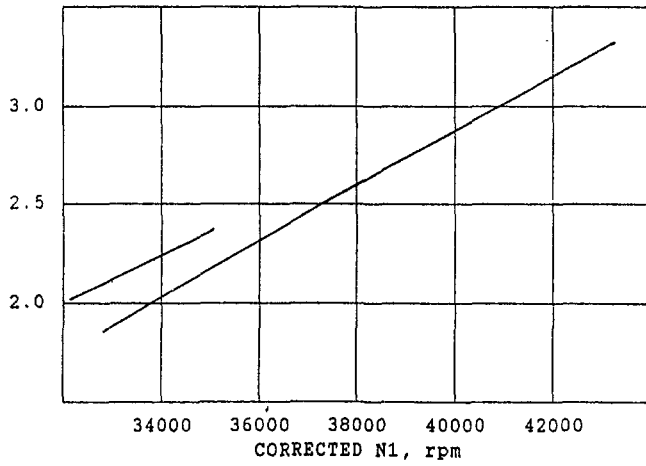


그림 (5.20) TV-O-100M 엔진의 성능(1)

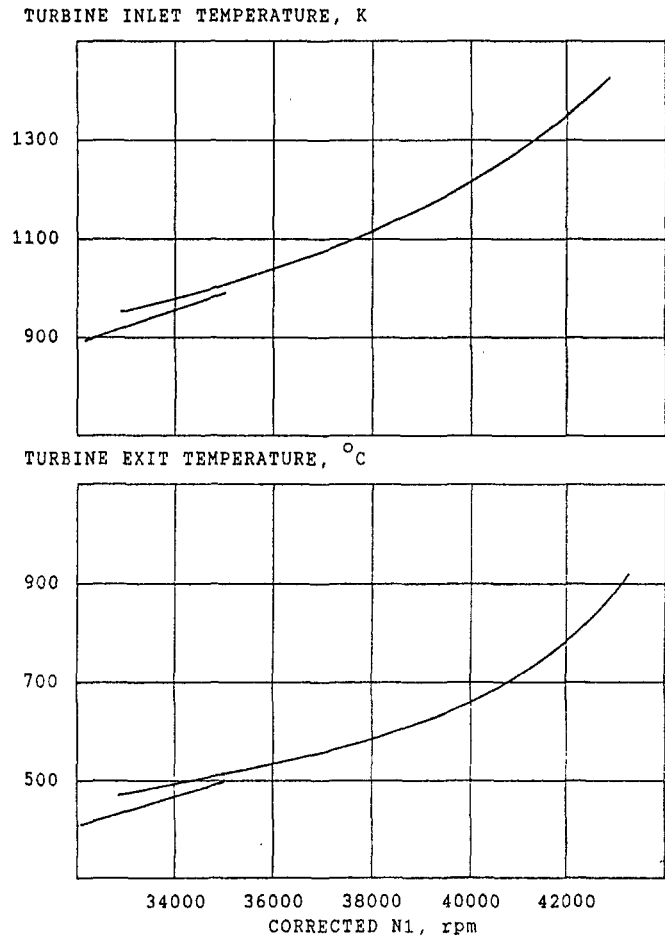
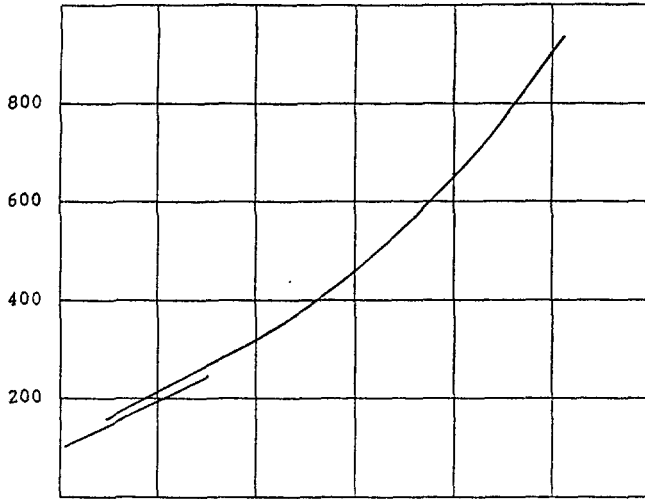


그림 (5.21) TV-O-100M 엔진의 성능(2)

SHAFT HORSEPOWER, shp



FUEL FLOW, kg/h

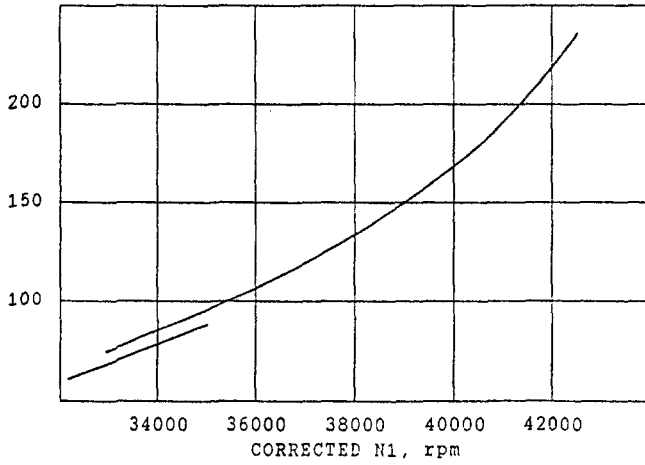


그림 (5.22) TV-O-100M 엔진의 성능(3)

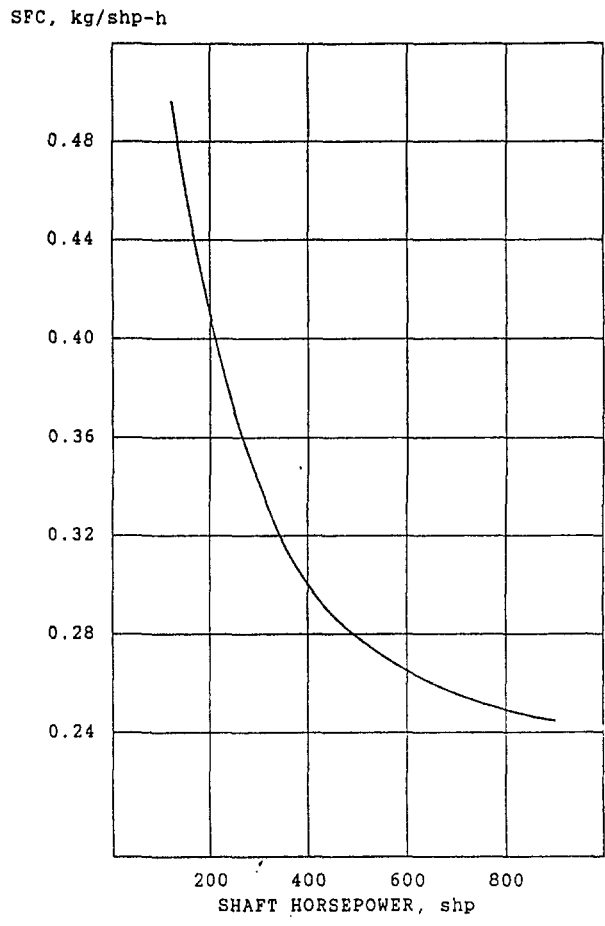


그림 (5.23) TV-O-100M 엔진의 성능(4)

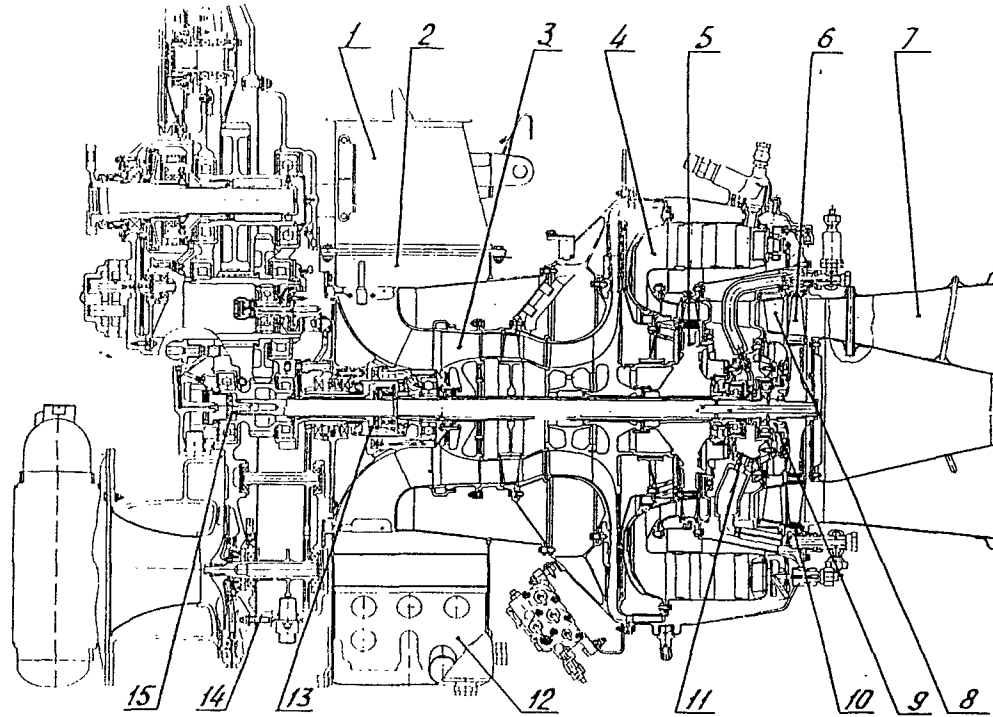


그림 (5.24) TV-O-100M 엔진의 단면(색인은 보고서 본문 참조)

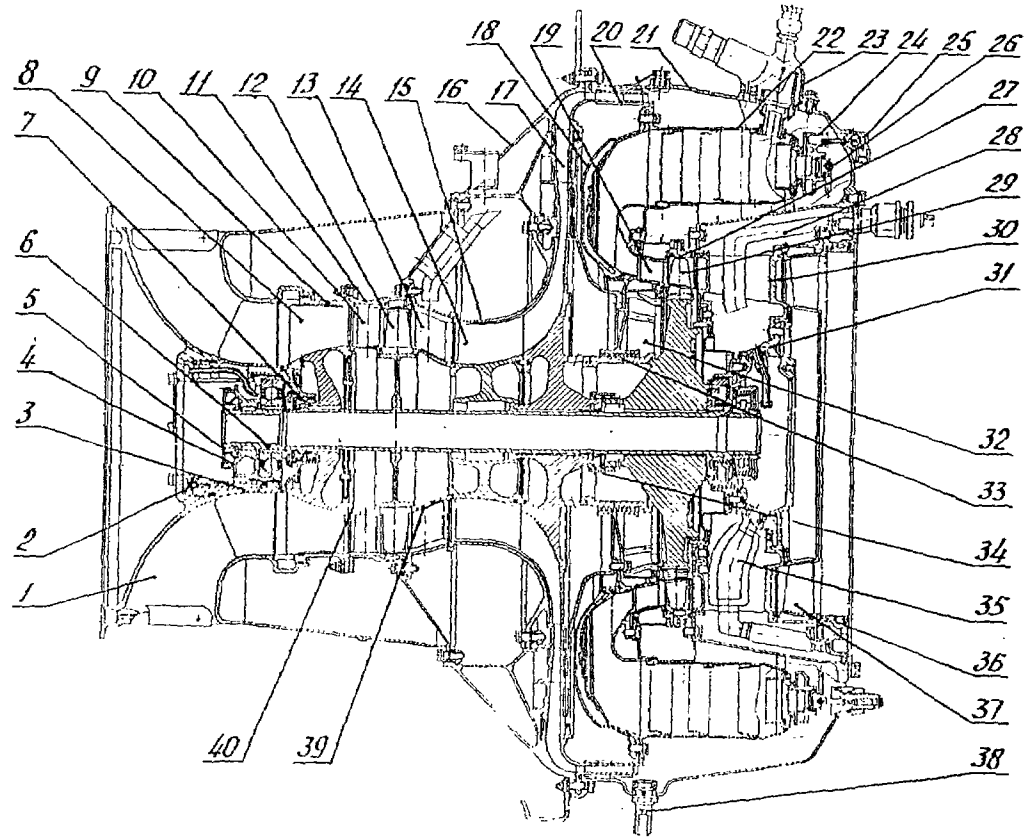


그림 (5.25) TV-O-100M 엔진의 가스발생기(색인은 보고서 본문 참조)