

다목적 쌍발 헬리콥터용 터보축 엔진의 성능해석 및 기본설계

서 정 원[†] · 윤 건 식^{*}

(2001년 2월 14일 접수, 2001년 10월 19일 심사완료)

Performance Analysis and Preliminary Design for the Turbo-Shaft Engine of the Multi-Purpose Helicopter

Joung-Won Seo and Keon-Sik Yoon

Key Words: Turbo-shaft Engine(터보축 엔진), Performance Analysis(성능해석), Humidity(습도), Preliminary Design(기본설계), Helicopter(헬리콥터)

Abstract

In this study, the procedures for the preliminary design of the turbo-shaft engine for the light multi-purpose helicopter are established. The engine specifications are determined through the performance analysis on the on-design and off-design conditions by the use of simulation program. In addition, the effect of humidity on the engine performance is examined by considering the change of the gas properties and characteristic maps due to moisture contents. The calculation results show that the engine power is reduced by the existence of moisture in working fluid.

기호설명

ALT	: 비행고도
h	: 엔탈피
ISA	: 표준대기조건 (International Standard Atmosphere)
m	: 질량유량
M	: 마하수
N	: 엔진회전수
P	: 압력
R	: 기체상수
shp	: 축출력
T	: 온도
TIT	: 터빈 입구 온도
γ	: 비열비

하첨자	
0	: 정체상태
1	: 입구조건
2	: 출구조건

1. 서론

헬리콥터는 고정익 항공기에 비해 늦게 실용화 되었지만 수직 이착륙과 호버링(Hovering)이 가능하기 때문에 항공기 산업에서 매우 중요한 영역을 차지하고 있다. 특히 냉전시대의 종식으로 중·대형급의 군용 헬리콥터의 수요는 감소하고 대신 민수용 헬리콥터의 수요가 점차 증가하고 있으며 가까운 장래에 군용 헬리콥터의 시장규모와 거의 비슷해 질 것으로 전망된다.^(1,2) 또한 최

[†] 책임저자, 회원, 삼성 테크윈

E-mail : seo1@samsung.co.kr

TEL : (055)260-2923 FAX : (055)260-2886

^{*} 회원, 창원대학교 기계공학과

근에는 안정성에 대한 요구가 점점증하고, 단발 헬리콥터의 대도시 운행을 금지하는 미연방항공공국의 규정에 따라 쌍발 헬리콥터의 수요가 급격히 증가하고 있는 추세이다.⁽¹⁾ 최근 우리나라에서도 헬리콥터 산업의 중요성이 부각되면서 관련 항공회사들은 Bell Helicopter Textron, Sikorsky, GKN Westland, Kamov 등 세계 유수의 헬리콥터 제작업체들과의 기술협력을 통하여 헬리콥터의 설계 및 개발 기술 확보에 노력하고 있으나, 헬리콥터용 터보축(Turbo-shaft) 엔진의 설계 및 기술 개발 경험이 전무한 실정이다.

국내에서는 산업용 가스터빈 엔진에 관한 성능 해석의 시도가 있어왔으나^(3,4) 헬리콥터용 터보축 엔진과 같이 특정 용도를 고려한 경우에 대한 성능해석은 거의 시도된 바 없다.

이에 따라 본 연구에서는 “민수용 쌍발 헬리콥터 터보축 엔진 개발”을 목적으로, 시장조사 단계에서부터 성능해석 단계까지 헬리콥터용 엔진을 개발하기 위한 기본설계를 시행하고자 한다.

헬리콥터용 엔진의 개발경험을 보유하고 있는 선진업체에서는 기초설계부터 성능해석까지의 전 과정을 그간의 경험을 통하여 축적한 기술과 자료들을 이용하여 수행할 수 있지만, 개발경험이 없는 우리나라의 입장에서는 선진업체의 기술지원에 의존할 수 밖에 없다. 본 연구에서는 자체 기술개발 경험이나 자료가 없는 상황에서 공개된 자료들을 이용하여 데이터베이스를 구축하고 이를 이용하여 성능해석과 기본설계를 수행하였다.

현재 사용되는 대부분의 고정익 항공기용 가스터빈 엔진의 성능해석 프로그램은 민간 항공기가 주로 9000m 이상의 높은 고도에서 운용되므로 엔진성능에 미치는 습도의 영향이 극히 미소한 점을 감안하여 프로그램 상에 습도의 영향을 고려하지 않고 있다. 그러나 가스터빈 엔진 중 헬리콥터의 동력원으로 주로 사용되는 터보축 엔진은 2000m 이하의 저고도에서 주로 운용된다. 특히 해수면 위를 비행하는 경우에는 수분 흡수량이 많으므로 습도의 영향을 고려하는 것이 필수적이다. 그러므로 본 연구에서는 헬리콥터 엔진의 특성을 고려한 성능해석을 수행하기 위해 성능해석 프로그램에서 대기의 상대습도와 온도의 변화에 대한 영향을 반영할 수 있도록 기존의 성능해석 프로그램을 수정하였다. 계산된 결과 값은 향후 헬리콥터용 터보축 엔진을 설계할 때 헬

리콥터의 임무와 운용조건에 따라 습도에 의한 영향을 포함하여 예측할 수 있으므로 최적의 설계를 하기 위한 설계여유(Design Margin)를 결정하는데 활용할 수 있다는 점에서 중요한 의미가 있다.

2. 엔진 설계

2.1 가스터빈 엔진의 기본설계

일반적으로 가스터빈 엔진을 개발하기 위해서는 개념설계, 기본설계 및 상세설계의 설계과정을 거친다. 개념설계는 시장전망을 조사하여 구매력이 가장 높은 엔진 사양을 결정하는 것으로, 본 연구에서도 이러한 시장조사를 수행한 결과 ‘다목적용 쌍발 헬리콥터’의 수요가 가장 많을 것이라는 시장전망 보고서를 참조하여 대상엔진을 결정하였다.⁽¹⁾

먼저 다목적용 쌍발 헬리콥터의 기본사양을 선정하고 이를 만족시켜주는 기본 엔진사양을 결정하였다. 이어 결정된 엔진사양을 만족하는 성능 파라미터(터빈 입구온도, 압력비)를 결정하고, 설계점 해석을 수행하여 최적의 엔진 사이클 모델을 선정한다. 이 과정을 통하여 앞서 결정된 성능 파라미터의 일부가 수정된다. 이후 사이클을 만족하는 각 구성품들의 특성곡선(Characteristics Map)을 만들고, 이를 기준으로 탈 설계점 해석을 수행한다. 이를 만족하면 엔진 사이클을 최종 결정하여 구성품 설계를 시작한다. 이러한 일련의 과정에 의해 결정된 값을 기준으로 헬리콥터 엔진을 모델링하고, 엔진을 헬리콥터에 장착했을 때의 성능해석을 수행하는 장착엔진 성능해석을 수행하여 엔진 크기와 사이클을 최종 선정한다.⁽⁵⁾

2.2 설계 요구조건 설정

본 연구에서는 대표적인 다목적용 쌍발 헬리콥터인 미국 Sikorsky사의 S-76 민수용 헬리콥터의 사양을 기준으로 헬리콥터의 기본사양을 다음과 같이 결정하였다.^(1,6)

헬리콥터 기본사양

- 최대이륙중량 : 4000 kg (8800 lb)
- 승무원 : 2 명
- 승객 : 10 명
- 엔진 수 : 2 개

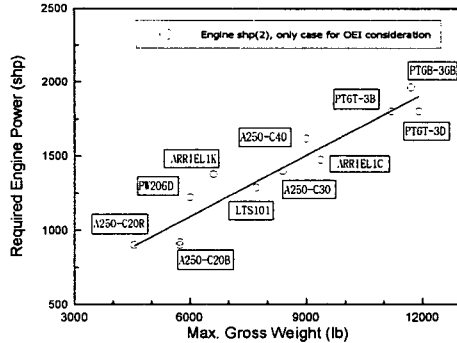


Fig. 1 The relation between required engine power and maximum Gross weight (Uninstalled, Sea level)

- 예상 엔진 출력 : 개당 800~850 마력
- 순항속도 : 230~268 km/hr (124~145 knots)
- 유용하중 : 1796 kg (3960 lb)
- 연료중량 : 765 kg (1686 lb)
- 최대순항거리 : 650 km (350 nm)

2.3 엔진 요구 출력의 설정

헬리콥터의 성능해석이 아직 수행되지 않은 기본설계 초기단계에서는 필요로 하는 엔진 출력을 계산할 수 없으므로 헬리콥터 관련 자료 등(2,6-8)에서 현재 많이 운용되고 있는 헬리콥터들의 이륙중량과 엔진 요구출력의 경향을 파악하고 Fig. 1과 같이 이들의 상관관계를 나타내는 그래프를 작성하여 엔진 요구출력을 계산하는 방법을 사용하였다.

Fig. 1에서는 헬리콥터의 이륙중량이 4000kg (8800lb)일 때 이륙출력(Take-off Power), 엔진 미장착(Uninstalled), 해면고도(Sea Level) 상태에서 엔진은 1400마력의 출력이 필요하다는 것을 알 수 있다. Bell Helicopter Textron사에서는 개념설계에 있어 쌍발엔진을 사용하는 기종에서 하나의 엔진으로 비행할 경우 (즉, O.E.I.(One Engine Inoperated) condition) 엔진의 최대 출력은 다음 경험식을 이용하여 산출하고 있다.⁽⁹⁾

$$O.E.I. Power = (0.169 \times \text{이륙중량} - 88) \times 0.7$$

이 식에 의하면 본 연구의 경우 980마력의 O.E.I. 출력이 필요하다고 추정할 수 있다. 이 O.E.I. 출력을 일반적으로 사용되는 이륙출력으로

다시 환산하면 엔진당 830마력이 필요하다. 이를 근거로 엔진의 출력등급을 다음과 같이 결정하였다.

Engine Power Rating	Thermal Power
2.5min O.E.I.	980 shp
Continuous O.E.I.	870 shp
Take-Off	830 shp
Max. Continuous	705 shp

2.4 엔진 성능 파라미터의 선정

2.4.1 터빈 입구온도 및 압력비

터보축 엔진의 성능을 계산하기 위해서는 현재 기술수준으로 제작 가능한 엔진 압력비와 터빈 입구온도 중에서 헬리콥터의 용도에 맞는 최적값을 먼저 결정하여야 한다. 본 연구에서는 민수 헬리콥터용 엔진을 대상으로 선정하였으므로 엔진 유지비를 최소화 하기 위해 순항 출력에서 가능한 한 적은 비연료소모율을 가지도록 터빈 입구온도와 압력비를 결정하는 것이 무엇보다 중요하다.⁽¹⁰⁾ 터빈 입구온도는 민수용이라는 용도를 고려하여 엔진의 신뢰성을 높이기 위해 1310K으로 비교적 낮게 정하여 안정적인 설계를 기하도록 하고, 전체 공기의 2.0%가 터빈 정의를 냉각하는 것으로 결정하였다.

일반적으로 터보축 엔진은 압력비가 증가하면 열효율도 증가하여 일정한 터빈 입구온도에서 비연료소모율은 감소한다.⁽¹⁰⁾ 하지만 단당 견딜 수 있는 공력하중은 구조적인 문제와 공력 안정성 문제로 제약을 받고, 압력비를 증가시키면 엔진의 크기와 중량이 따라서 증가하므로 일정 압력비 이상은 사용하지 못한다. 그러므로 엔진 Trade Study를 통해 비연료소모율과 엔진의 크기를 고려하여 엔진 압력비의 초기값을 10.5로 정하였다.

2.4.2 압축기

엔진 압력비가 10.5가 되도록 하기 위하여 축류 압축기에서 전체 압축기 일의 25%가 소모되도록 압력비를 2.1로 결정하고, 원심 압축기에서 나머지 75%의 일을 소모되도록 해당 압축기의 압력비를 5.0으로 정하였다.⁽¹⁾ 일반적으로 축류 압축기 1단에서는 1.1~1.2의 압력비를 가지나, 최근 많이 사용되는 기술인 'Wide Chorded Blade'

를 1단에 사용한다고 가정하면 단당 공력하중을 0.41~0.42까지 사용할 수 있으므로 1.75의 높은 압력비를 가질 수 있다. 이에 따라 본 연구에서는 축류 2단에서의 압력비를 1.2로 정하였다. 압력의 상승은 보통 압력계수에 의해 제한되는데 여기에서는 압력계수를 0.6으로 정하고, 충격파에 의한 압력상승을 막기 위해 가스발생 터빈 축의 속도를 41500rpm, 동력터빈 축의 속도를 34900rpm으로 제한하였다.⁽¹¹⁾ 원심 압축기는 일반적으로 단당 4.0~5.0의 압력비를 가지므로 1단으로 결정하였다.

2.4.3 연소기

연소기는 주요 작동모드에서 터빈 입구 온도장의 불균일성(Pattern Factor)이 25% 이하로서 양호한 연소 환경을 제공해주는 역류형 연소기를 채택한다.⁽¹⁾ 본 연구에서는 고고도에서의 재점화 능력과 작동영역에서의 안정된 연소를 위해 연소효율을 98%로 정하고, 연소기에서의 압력손실을 4%로 정하였다.

2.4.4 터빈

터빈은 압축기를 구동하기 위한 가스발생 터빈과 헬리콥터의 메인 로터를 회전시키기 위한 동력 터빈의 두 종류가 있다. 본 연구에서는 압력비가 10.5인 압축기를 구동하기 위해 단당 부하계수가 높은 터빈을 사용하여 가스발생 터빈 1단으로 정하였다.^(11,14) 터빈 입구 부분은 엔진에서 가장 극한의 조건이 형성되는 부분이므로 터빈 정익을 냉각하는 방법을 사용하였다. 가스발생 터빈의 효율은 85%, 동력터빈의 효율은 88.5%, 기계효율은 99%로 적용하였다.

2.5 엔진 기본형상

동급 출력을 가진 엔진의 성능 분석 및 Trade Study를 통해 결정된 대상 엔진의 개략도는 Fig. 2와 같으며 주요 제원을 정리하면 다음과 같다.

- 출력 : 830 마력 (ISA, Sea Level, Take-off Power)
- 크기 : 1275mm (L) × 780mm (W) × 710mm (H)
- 무게 : 150 kg (Dry Weight)
- 터빈 입구온도 : 1310 K

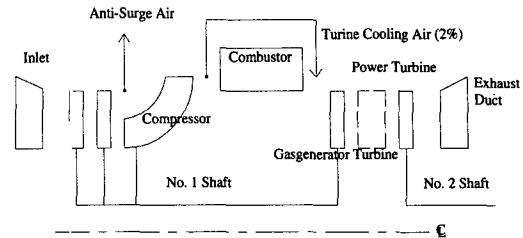


Fig. 2 Schematic diagram of model engine

- 비연료소모율 : 0.25 kg/shp/hr
(ISA, Sea Level, Take-off Power)
- 압력비 : 10.53
- 가스발생 터빈의 회전수 : 41500rpm
- 동력 터빈의 회전수 : 34900rpm

입구덕트를 통하여 유입된 공기는 2단 축류압축기와 1단 원심압축기를 통과하면서 압축된다. 축류압축기 후방에서는 압축기의 서지(Surge)를 방지하기 위해 일부의 공기(15%)를 대기중으로 방출하고, 원심압축기 후방에서 일부의 공기(2%)를 추출하여 가스발생 터빈을 냉각시키는데 사용한다. 연소기를 나온 가스는 가스발생 터빈을 구동한 다음 동력 터빈을 구동하고 배기덕트를 통해 대기중으로 방출된다. 터빈 축은 2중구조로서 안쪽의 1번 축이 가스발생 터빈과 연결되어 압축기를 구동하며, 외곽의 2번 축이 동력 터빈과 연결되어 감속기를 통해 헬리콥터의 메인 로터를 구동하는 구조로 되어있다.

3. 성능해석

3.1 성능해석 프로그램

본 연구에서 사용한 성능해석 프로그램은 러시아의 SOYUZ사에서 개발한 GESK (Gas Turbine Engine Simulation for Kerosine) 로서, 이 프로그램은 국내에서 제트엔진과 산업용 엔진의 개발을 통하여 그 결과에 대한 신뢰성이 입증되어 있다.⁽¹²⁾

이 프로그램은 준 1차원 압축성 유동해석과 열역학적 해석을 통해 엔진의 작동상태를 해석한다. 프로그램에서 사용하는 구성품 해석의 기본 알고리즘은 입구 유동변수군으로부터 각 구성품

의 특성곡선도(Characteristic Map)를 이용하여 출구 유동변수군을 계산하는 것이다. 유동변수군이란 준1차원 압축성 유동 해석에 필요한 모든 독립변수들을 포함하는 것으로서 온도, 압력, 공기 유량, 연료-공기비 등이 포함된다.

프로그램은 입력된 엔진 작동조건, 즉 비행 마하수, 대기온도, 대기압력으로부터 4개 유동변수들을 계산한 다음, 이를 각 유로상에 놓여있는 첫 번째 구성부품의 입구조건으로 설정한다. 첫 번째 구성품의 해석 알고리즘이 적용되면 출구 유동변수군이 결정되고, 이 값들을 다시 두 번째 구성품의 입구 유동변수군으로 연계한다. 이러한 방식으로 각 유로상에 놓여있는 구성품 모듈을 순차적으로 계산한 다음 각 유로별로 출력과 비연료소모율을 계산한다.

각 구성품의 해석은 5개 데이터 그룹으로 구성되어 있는데, 입력 데이터로부터 각 구성품의 Design Data, Characteristic Map Data, Bleed Air Data, Performance Correction Data를 읽어들이고, 해당 구성품의 알고리즘을 이 데이터들과 입구 유동변수군에 적용함으로써 출구 유동변수군을 포함한 결과값을 구하게 된다.

3.2 사이클 매칭 구조

본 연구에서 사용한 성능해석 프로그램의 가장 큰 특징은 임의의 엔진 제어 입력값(Control Input)에 대하여 적용 가능한 사이클 매칭(Cycle Matching)을 제공한다는 것이다. 엔진의 제어 변수에 관계없이 각 구성품에 따라 엔진의 작동상태를 정의하는 상태변수가 존재하기 때문에 엔진 자체로 보면 엔진 형상에 포함된 구성품 모듈들에 따라 고유한 상태변수의 집합을 갖게 된다. 본 연구의 대상엔진은 4개의 상태변수를 가지고 있는데, 이 상태변수들은 엔진사이클을 구성하는 각 구성품만의 공력적 결합조건(Compatibility)을 만족하도록 값이 결정되어야 한다. 그러나 공력적 결합조건과 상태변수를 비교하면, 일반적으로 상태변수의 수가 공력적 결합조건의 수보다 많기 때문에 엔진의 작동상태는 공력적 결합조건들만을 만족시키는 선에서는 완전히 결정될 수 없다. 상태변수와 공력적 결합조건 수의 차이는 대상 엔진 형상이 가지고 있는 자유도로서 이는 대상 엔진의 형식에 따라 결정되는 것이다. 이 자유도가 존재하기 때문에 대상 엔진은 제어 가능한 엔

진이 된다.

실제 엔진의 출력은 주어진 운용조건에서 제어 입력값에 따라 결정되므로 엔진 사이클의 작동상태를 완전히 결정하기 위해서는 자유도 만큼의 제어 입력값이 주어져야 한다. 부족한 공력적 결합조건 수만큼 제어 입력값이 주어지면 이로써 엔진의 상태변수들을 완전히 정의할 수 있는 하나의 구조가 형성된다. 이러한 사이클 매칭 구조의 기본개념은 기본적으로 엔진형식에 내포되어 있는 상태변수들과 또한 상태변수를 결정하는데 필요한 공력적 결합조건 및 엔진의 제어 입력값을 각각 미지수와 구속조건으로 하는 하나의 수학적 구조로 나타난다.

프로그램에서 어떤 사이클 파라미터를 제어 입력값으로 사용하더라도 여기에 맞는 사이클 매칭 구조를 형성할 수 있기 때문에 엔진 회전수, 가스온도, 연료유량, 출력 등 모든 종류의 엔진 제어를 수용할 수 있다. 본 연구의 대상 엔진은 Table 1에 표시된 5개의 상태변수와 4개의 공력적 결합조건을 갖고 있는, 자유도가 1인 엔진이다. 대상 엔진은 가스발생 터빈 회전수 제어를 사용하므로 하나의 자유도에 대응하는 제어 입력값은 엔진 회전수가 된다.

3.3 설계점 해석

결정된 기본사양에 의해 설계점 해석을 실시하였다. 설계점은 표준대기조건 및 해면고도에서의 호버링 상태(ISA, Sea Level, Hovering)를 기준으로 하였다.⁽¹⁾

설계점 해석의 결과를 Table 2에 정리하였고, 주요 성능 파라미터와 출력 및 비연료소모율의

Table 1 The state variables and the compatibility parameters for each components

Component	State Variable	Compatibility Parameter
Intake Duct	Air Mass Flow	Pressure Compatibility
Compressor	Map Grid Parameter	Compressor Mass Flow Compatibility
Combustor	Fuel Flow	Power Compatibility
Gas Generator Turbine	Expansion Ratio	Turbine Mass Flow Compatibility
Power Turbine	Expansion Ratio	Turbine Mass Flow Compatibility

Table 2 Properties at each point of engine

Component	Values	
Engine	Air Mass Flow Rate	29 kg/s
	Shaft Horse Power	861.5 shp
	Specific Fuel Consumption	0.237 kg/hr/shp
	Turbine Inlet Temperature	1310 K
Compressor	Pressure Ratio	10.53
	Isentropic Efficiency	80.5 %
	Power Consumption	1351 shp
Combustor	Fuel Air Ratio	0.01997
	Fuel Flow Rate	204.2 kg/hr
	Pressure Recovery Factor	0.96
	Fuel Lower Heating Value	42800 kJ/kg
Gas Generator Turbine	Efficiency	98.0 %
	Outlet Mass Flow Rate	2.94 kg/s
Gas Generator Turbine	Rotational Speed	41500 rpm
	Turbine Pressure Ratio	0.284
	Turbine Inlet Temperature	1310 K
Power Turbine	Efficiency	85.0 %
	Outlet Mass Flow Rate	2.97 kg/s
Power Turbine	Turbine Pressure Ratio	0.383
	Efficiency	88.5 %

관계를 Fig. 3과 Fig. 4에 나타내었다. Fig. 3과 Fig. 4는 여러 가지 터빈 입구온도에 대하여 압력비의 변화에 따른 출력과 비연료소모율의 변화를 각각 도시한 것이다. 터빈 입구온도는 현재의 기술수준을 고려하여 1310K으로 이미 결정하였다. 그러므로 터빈 입구온도가 1310K인 곡선을 살펴보면, 압력비의 증가에 따라 출력이 증가하다가 압력비 9.5 근방에서 최대값을 보이고 다시 감소하는 것을 알 수 있다. 일반적으로 같은 압력비에서 최대의 출력과 최소의 비연료소모율이 이루어지는 압력비를 이상적인 설계점으로 볼 때 터빈 입구온도가 1310K에서 압력비가 약 9.5~9.6일 때가 최대의 출력을 내므로 출력의 면에서만 보면 최적의 압력비가 된다. 그러나 Fig. 4에 나타난 바와 같이 압력비가 상승할수록 열효율이 높아지므로 비연료소모율은 감소한다. 터빈 입구온도가 1310K인 경우에는 압력비 11.0부터 비연료소모율의 감소가 둔화되기 시작하므로, 압력비가 11.0이상에서 비연료소모율의 측면에서 최적의 압력비가 나타나게 된다. 그러므로 터빈 입구온도 1310K에서 출력과 비연료소모율을 만족하는 중간영역인 10.53을 최적 압력비로 최종 선정하였다.

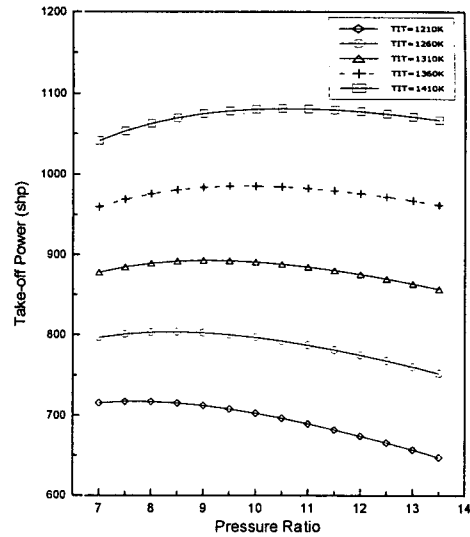


Fig. 3 The effect of pressure ratio on take-off power

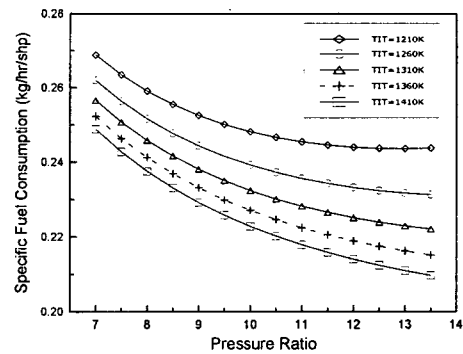


Fig. 4 The effect of pressure ratio on specific fuel consumption

3.4 탈 설계점 해석

3.4.1 구성품 특성곡선

설계점이 결정되면 설계된 엔진이 설계점 조건에서만뿐만 아니라 대기온도가 크게 변화한 경우와 부분부하-에서와 같이 설계점 이외의 작동영역에서도 적절히 작동할 수 있는 운전 특성을 갖도록 탈 설계점 해석을 통한 보완이 필요하다. 특히 헬리콥터 엔진의 경우는 상당시간을 부분부하로

작동하므로 부분부하시의 성능해석이 아주 중요한 고려사항이 된다.⁽¹¹⁾ 엔진을 구성하는 각 구성품들을 서로 결합하는 경우 엔진 고유의 성능특성 즉 유량보존과 회전수 일치 등의 제약조건으로 인하여 결합된 엔진의 작동범위는 크게 줄어든다. 설계점 해석에서 결정된 설계변수들을 기초로 하여 각 구성품들의 특성곡선을 이용하여 탈 설계점 성능해석을 수행하였다.⁽¹⁰⁾ 탈 설계점 조건은 다음과 같이 세 가지를 선정하였다.⁽¹⁾

- ISA+20°C, 2286m (7500ft), Hovering
- ISA+25°C, Sea level, Hovering
- ISA, 3200m (10500ft), Hovering

3.4.2 탈 설계점 해석결과

Fig. 5는 엔진 회전수의 변화에 따른 출력의 변화를 4가지 운용조건(설계점 조건 및 3가지의 탈 설계점 조건)에 따라 나타낸 것이다. 엔진 출력의 변화를 보면, ISA+20°C, 비행고도 2286m인 운용조건에서 가장 낮은 출력을 내며, ISA, 3200m 운용조건, ISA+25°C, Sea Level 운용조건, ISA, Sea Level 운용조건 순으로 점차 출력이 좋아진다. 그러므로 가장 낮은 출력을 내는 ISA+20°C, 2286m의 운용조건에서 헬리콥터의 요구출력을 만족할 수 있는지를 검증하여야 한다.

Fig. 6은 엔진 출력의 변화에 따른 비연료소모율을 나타내고 있다. 출력에 비례하여 비연료소모율은 점차 감소하여 600마력 이상에서는 거의 일정하다. 600마력 이상의 고 출력부분을 보면, ISA, 3200m 운용조건과 ISA+20°C, 2286m 운용조건이 낮은 비연료소모율을 가지는데, 이 조건에서 헬리콥터가 실제로 많이 운용되므로 바람직한 결과를 얻을 수 있다.

Fig. 7은 외부 대기온도가 -40°C~40°C까지 변화할 때 엔진 출력의 변화를 비행고도별로 표시한 것이다. 그림에서 외부 대기온도가 증가하고, 고도가 높아질수록 엔진출력은 감소한다는 사실을 알 수 있는데, 이는 고도가 상승할수록 온도의 감소에 의한 출력의 향상보다는 압력의 감소에 의한 출력저하율이 크기 때문이다. 또한 대기온도가 증가에 따라 공기의 밀도가 감소하므로 출력도 감소한다. 외부 대기온도가 -40°C에서 40°C로 증가하면 엔진 출력의 45%가 감소하고, 6000m 고도에서 비행할 경우 해면고도에서 비행하는 경우에 비하여 엔진 출력의 53%가 감소한

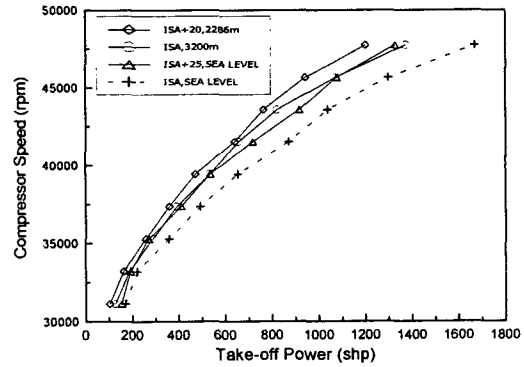


Fig. 5 The relation between engine compressor speed and take-off power

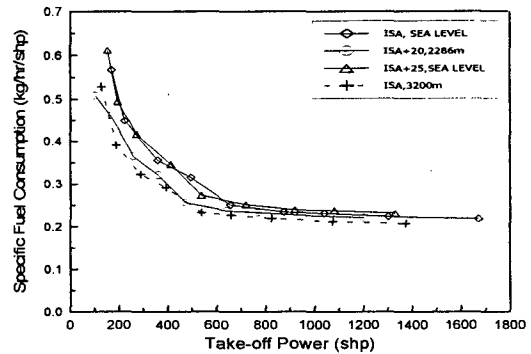


Fig. 6 The relation between specific fuel consumption and take-off power

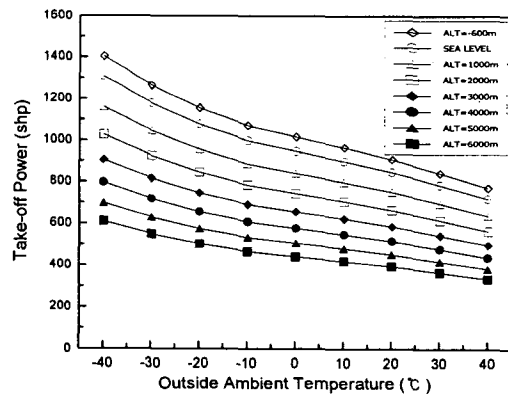


Fig. 7 The effect of outside ambient temperature on take-off power

다. 헬리콥터가 실제 비행하는 조건에서는 헬리콥터의 속도가 일정 이상이 되면 램효과 (Ram Effect) 및 출력손실의 감소로 인하여 출력 보정 효과가 있다. 그러나 헬리콥터의 설계단계에서는 가장 가혹한 조건을 상정하여 설계하므로 이 단계에서는 일반적으로 비행속도에 따른 출력향상의 가능성을 고려하지 않는다.

4. 습도를 고려한 엔진 성능해석

4.1 성능 특성 보정

압축기나 터빈과 같은 유체계의 유동 특성은 정의와 동적으로 구성된 익렬(Cascade)내 유동장의 상사성에 그 이론적 근거를 두고 있다. 그러므로 압축기나 터빈의 유동특성은 일반적으로 상사변수를 통해서 표현된다. 상사변수들에는 기하학적 상사성을 비롯하여 다음과 같은 다양한 무차원 변수들이 포함된다.

1. 형상과 관련된 기하학적 상사 변수 : 반경비(Hub-Tip Ratio), 종횡비(Aspect Ratio), 틸새간격(Tip Clearance)
2. 속도 삼각형과 관련된 상사 변수들 : 유량계수(Flow Coefficient), 동익마하수(Blade Mach Number), 하중계수(Work Coefficient)
3. 점성과 관련된 변수 : Reynolds Number
4. 열전달과 관련된 변수 : Prandtl Number
5. 동작유체의 압축성과 관련된 변수 : 비열비

위의 상사변수들 가운데 Prandtl Number는 유동의 열전달 특성과 관련이 있을 뿐, 압축기나 터빈의 성능 특성에는 거의 영향을 미치지 않는다. 또한 점성 유동에서 지배적인 영향을 미치는 레이놀즈 수는 거의 모든 압축기 및 터빈이 임계 레이놀즈 수 이상으로 설계되기 때문에 성능 특성에 미치는 영향이 미소하므로 무시한다.⁽¹¹⁾ 다만 가스터빈의 운용고도가 높아짐에 따라 공기밀도가 낮아지고, 이로 인해 압축기 및 터빈의 탈설계점 레이놀즈 수가 설계점 레이놀즈 수 이하로 떨어질 경우에만 성능특성에 대한 레이놀즈 수의 영향을 별도로 보정할 필요가 있다.^(10,13)

결국, 상사성을 만족시키기 위해서는 기하학적 상사변수들은 관계가 적으며, 속도 삼각형과 관련된 변수인 유량계수, 하중계수, 동익 마하수들

과 압축성과 관련된 비열비 γ 만을 고려하면 된다.

속도삼각형을 정의하는 세 개의 무차원 변수로부터 파생된 성능특성변수로서 유량과 관계되는 $m_1 \frac{\sqrt{T_{0,1}}}{P_{0,1}}$, 회전수와 관계되는 $\frac{N}{\sqrt{T_{0,1}}}$ 및 단위 유량당 공력하중과 관계되는 $\frac{\Delta h_0}{T_{0,1}}$ 에 습도를 보정한 최종 관계식은 다음과 같다.

$$\left(\frac{m_1 \sqrt{T_{0,1}}}{P_{0,1}}\right)_{wet} = \sqrt{\frac{R_{dry}}{R_{wet}}} \sqrt{\frac{\gamma_{wet}}{\gamma_{dry}}} \left[\frac{1 + \frac{\gamma_{dry}-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma_{wet}-1}{2} M_1^2} \right]^{\frac{\gamma_{dry}-1}{2(\gamma_{dry}-1)}}$$

$$\left(\frac{N}{\sqrt{T_{0,1}}}\right)_{wet} = \sqrt{\frac{R_{wet}}{R_{dry}}} \sqrt{\frac{\gamma_{wet}}{\gamma_{dry}}} \frac{1 + \frac{\gamma_{dry}-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma_{wet}-1}{2} M_1^2}$$

$$\left(\frac{\Delta h_0}{T_{0,1}}\right)_{wet} = \frac{R_{wet}}{R_{dry}} \frac{\gamma_{wet}}{\gamma_{dry}} \frac{1 + \frac{\gamma_{dry}-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma_{wet}-1}{2} M_1^2}$$

습도의 영향을 보정한 위의 세가지 최종 관계식을 이용하여 압축기와 터빈 특성곡선도를 재계산하는 방식으로 성능해석을 수행하였다. 이를 위해 성능해석 프로그램의 압축기 모듈 알고리즘과 터빈 모듈 알고리즘을 습도의 영향에 의한 비열비와 기체상수를 보정하도록 성능해석 프로그램을 수정하였다.

4.2 상대습도를 고려한 성능해석 결과

Fig. 8과 Fig. 9는 표준대기 조건(ISA)에서 습공기 유입시의 엔진 성능의 변화비율을 건조공기를 기준으로 하여 나타낸 것이다. 영향이 큰 순서는 출력, 연료유량, 터빈 입구온도, 효율, 비연료소모율, 공기유량의 순으로 나타난다. 상대습도가 50%인 경우에는 출력의 변화비율이 3%인 반면에, 상대습도가 100%일 때에는 출력의 변화비율이 4%로 높아진다는 사실을 알 수 있다.

Fig. 10과 Fig. 11은 고온 조건(ISA+25°C)에서 습공기 유입시의 엔진 성능의 변화비율을 나타낸 것이다. 고온 조건에서는 출력감소의 변화비율이 최대 8%로 가장 높았고, 표준대기 조건일 경우와 비교하여 연료소모율의 변화비율이 많이 높아지고 있다. 연료유량의 변화비율은 엔진 속도가 변화하더라도 거의 일정하나 효율의 변화비율은 엔진 회전수가 증가할수록 감소된다.

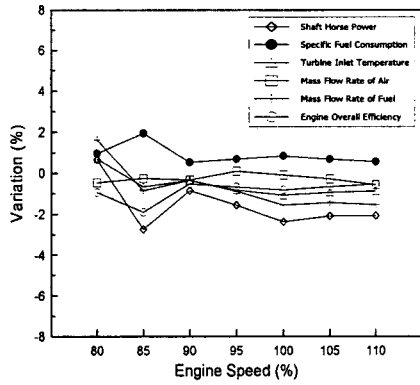


Fig. 8 The variation of engine performance in the Case of 50% of relative humidity at ISA condition

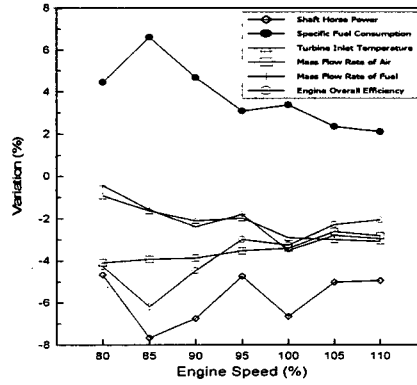


Fig. 11 The variation of engine performance in the case of 100% of relative humidity at ISA+25°C condition

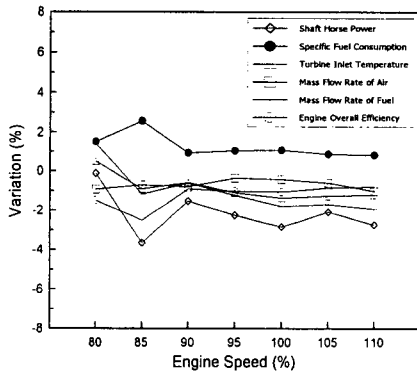


Fig. 9 The variation of engine performance in the case of 100% of relative humidity at ISA condition

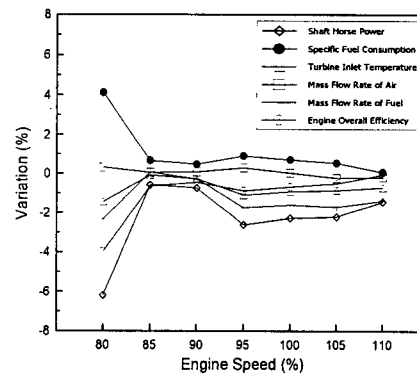


Fig. 12 The variation of engine performance in the case of 50% of relative humidity at ISA-25°C condition

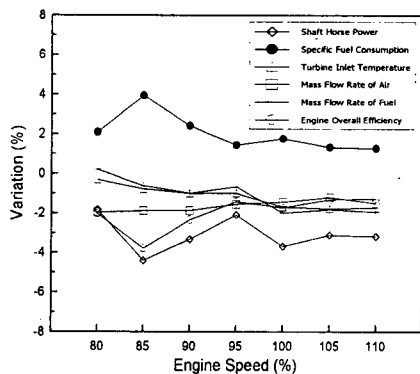


Fig. 10 The variation of engine performance in the case of 50% of relative humidity at ISA+25°C condition

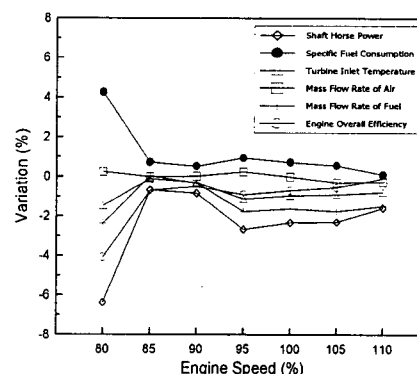


Fig. 13 The variation of engine performance in the case of 100% of relative humidity at ISA-25°C condition

Fig. 12와 Fig. 13은 저온 조건(ISA-25℃)에서의 경우를 나타낸 것이다. 상대습도가 50%일 경우와 100%일 경우 모두 출력의 변화가 무시할수 있을 정도로 작으므로 저온지역에서 비행을 할 때에는 상대적으로 습도의 영향에 의한 성능저하가 적다는 사실을 알 수 있다.

이러한 사실에서 저온지역이 공기 밀도가 높고 습도에 의한 출력 감소가 적기 때문에 가장 큰 엔진 출력을 가진다. 반대로 고온지역에서는 대기의 밀도 감소에 의하여 출력이 감소하고, 아울러 습분에 의한 출력 감소도 커서 가장 낮은 출력을 가진다. 그러므로 습도가 특히 높은 해수면 위를 주로 비행하는 경우나, 열대지방처럼 고온 다습한 지역을 주로 비행해야 하는 경우에는 반드시 엔진 기본설계 단계부터 습도의 영향을 미리 고려하여 설계를 진행하여야 한다.⁽¹³⁾ 일반적으로 가스터빈 엔진을 설계할 때에는 제작성과 엔진 노후화를 고려하여 5%의 설계여유를 가지는데, 본 연구의 해석결과를 분석하면 습도를 고려하는 경우 상대습도 100%, 대기온도 40℃의 운용조건에서는 설계여유를 최소한 8%이상 가져야 한다는 사실을 확인할 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 다목적 쌍발 헬리콥터의 엔진을 대상으로 개념설계와 기본설계를 수행하였다.

먼저 동급 기종분석을 통하여 헬리콥터와 엔진의 기본사양을 선정하고, 성능해석 프로그램을 이용하여 설계점 해석과 탈 설계점 해석을 수행하여 엔진 사이클을 최종 결정하였다. 계산된 설계점 해석과 탈 설계점 해석 결과는 다음과 같다.

(1) 설계점 해석을 통하여 민수용 헬리콥터 엔진이 만족해야할 가장 중요한 요구조건인 낮은 비연료소모율과 높은 신뢰성을 갖기 위한 최적의 터빈 입구 온도는 1310K, 엔진 압력비는 10.53으로 최종 결정되었다.

(2) 탈 설계점 해석을 수행한 결과, ISA, Sea Level 운용조건에서 가장 높은 출력을 나타내며, ISA+20℃, 2286m 운용조건에서 가장 낮은 출력을 갖는 것으로 나타났다.

(3) 대기온도가 -40℃에서 40℃로 증가하면 엔진출력이 45% 정도 감소하고, 비행고도가 해수면

에서 6000m로 증가하면 엔진출력은 53% 감소된다.

또한 대기 중에 포함된 습도의 영향을 고려하여 성능해석을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 내릴 수 있었다.

(4) 상대습도가 클수록 출력저하가 크고, 저온 지역보다는 고온지역에서 습도의 영향에 의한 출력저하가 크다. ISA+25℃인 고온지역에서 상대습도가 100%일 때는 건조공기에 비해 엔진 출력이 8% 감소하는 반면, ISA-25℃인 저온지역에서는 건조공기의 경우와 거의 동일하다.

(5) 습도를 고려하여 설계를 하는 경우 상대습도 100%, 대기온도 40℃의 운용 조건에서는 8% 이상의 설계여유를 고려하여야 한다.

참고문헌

- (1) Sirotin, S. A., 1995, *Engine Technical Report*, CIAM, Moscow, pp. 56~67.
- (2) Forecast International, 1992, *World Helicopter Inventories & Forecast*, Newtown, pp. 123~134.
- (3) 강동진, 류제욱, 정평석, 1993, "가스터빈 기관의 탈설계점 해석," 대한기계학회연구집, 제17권, 제7호, pp. 1851~1863.
- (4) 강동진, 정평석, 안상규, 1994, "압축기 설계조건이 가스터빈 엔진의 탈설계점 성능에 미치는 영향," 대한기계학회연구집, 제18권, 제9호, pp.2413~2422.
- (5) Cohen, H., Rogers, G. F. C., Saravanamutto, H. J. H., 1972, *Gas Turbine Theory*, Longman Scientific & Technical, New York, pp.28~31.
- (6) Lambert Mark, 1997, *Jane's all the World Aircraft*, Jane's Information Group, Surrey, pp.568~570.
- (7) Richard Aboulafia, 2001, "Aerospace Source Book," *Aviation Week and Space Technology, Special Edition*, Vol.154, No.3, pp.88~95.
- (8) Mark Ferror, 2000, "Civil Outlook," *Rotor & Wing*, PBI Media.
- (9) Bell Helicopter Design Group, 1996, *Preliminary Design for Helicopter*, Bell Helicopter Textron Co., Fort Worth, pp.21~34.
- (10) Plidis, P., 1995, "Gas Turbine Behaviour," *Gas*

- Turbine Performance Lecture Notes*, Granfield University.
- (11) 홍용식, 1993, 가스터어빈 엔진, 청문각, 서울, pp.225~228, 264~275, 378~382.
- (12) Lee, S. W. *et al*, 2001, "Component Level Humidity Correction to the Gas Turbine Engine Performance Using Map Transposition Technique," *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal of Propulsion and Power*.
- (13) Garwood, K. R. *et al*, 1995, "Recommended Practices for the Assessment of the Effects of Atmospheric Water Ingestion on the Performance and Operability of Gas Turbine Engines," *AGARD Advisory Report*, No. 332, pp. 3.1~3.16.
- (14) Gordon C. Oates, 1985, *Aerothermo Dynamics of Aircraft Engine Components*, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, New York, pp. 259~262.