

研究論文

성능데이터를 이용한 고고도운용 터보프롭엔진
역모델링 연구

공창덕*† · 임세명** · 김지현***

Study on Inverse Modeling of a Turboprop in High
Altitude Operation using Engine Performance Data

Changduk Kong*† · Semyeong Lim** · Jihyun Kim***

ABSTRACT

The gas turbine engine performance relies greatly on its component performance characteristics. Generally, engine manufacturers do not provide engine purchasers the component performance characteristics which can be obtained by lots of experimental tests at various operating conditions and big amount of expenses. In previous works the component maps have mostly been generated by scaling from a similar component map. However this scaling method has large error at off design points, specially in high altitude operation. Therefore this work proposes an inverse modeling method that can generate components maps of PT6A-67A turboprop engine using performance data provided by the engine manufacturer. In addition, evaluation can be made through comparison between performance analysis results using the performance simulation program including the generated compressor map and performance data.

초 록

가스터빈 엔진의 성능은 구성품 성능 특성에 큰 영향을 받는다. 일반적으로 구성품 성능 특성은 여러 조건에서의 많은 실험을 통해서만 얻을 수 있어 많은 시간과 비용이 소모되므로 엔진 제작자는 엔진 구매자에게 고비용의 구성품 성능 특성맵의 제공을 하지 않는다. 따라서 일반적으로 유사한 성능맵을 스케일링하여 사용하는데, 이 방법은 탈설계점에서 큰 오차를 보이는데 특히 성층권 이상의 고도에서 운용되는 가스터빈 성능은 더욱 차이를 보인다. 이에 본 연구는 PT6A-67A 터보프롭 엔진을 대상으로 하여 제공된 성능 데이터로부터 구성품 성능맵을 역생성 하는 방법을 제안하였으며, C++를 이용한 대상 엔진 모델링 결과와 제공된 엔진 성능맵 결과를 비교하여 타당성을 검증하였다.

Key Words: Inverse Modeling(역모델링), Turboprop Engine(터보프롭엔진), Performance Data(성능 데이터)

접수일 2010. 3. 26, 수정완료일 2010. 4. 28, 게재확정일 2010. 5. 9

* 종신회원, 조선대학교 항공우주공학과

** 학생회원, 조선대학교 항공우주공학과

*** 정회원, 국방과학연구소 제7기술연구본부 2부

† 교신저자, E-mail: cdgong@chosun.ac.kr

1. 서 론

가스터빈 엔진의 성능 모사는 엔진의 개발단

계에서의 위험도나 비용 감소의 목적뿐만 아니라 운용단계에서의 최적의 정비를 위한 엔진 상태 진단을 위해서도 매우 중요하다. 이러한 가스터빈 엔진의 성능모사와 진단을 위해서는 각 구성품의 특성을 나타내는 성능 선도가 필수적이다. 구성품 성능선도는 다양한 조건에서의 성능 시험을 통해 얻는 것이 당연하지만 실제 엔진의 구성품 성능선도는 엔진 제작사를 제외하고는 획득하기가 매우 어렵기 때문에 일반 구매자나 가스터빈 엔진의 성능을 연구하는 사람들은 일부 공개된 성능선도를 축적하여 이용하고 있다.

축적방법에는 여러 방법들이 있으나 가장 널리 쓰이는 방법은 성능선도의 설계점 데이터를 새로운 엔진의 설계점 데이터에 맞도록 축적값을 구하여 구성품 성능선도의 각각의 데이터에 공급하는 방법을 사용한다[1]. 그러나 이 방법은 기존의 엔진과 새로운 엔진의 성능이 비슷하여 축적값이 1.0에서 크게 벗어나지 않는 경우에만 유효하고 설계점 이외에서는 실제 엔진의 성능과 상당한 오차를 나타내는 단점이 있다[2]. 또한 연구대상엔진의 구성품의 특성과 비교적 잘 일치하는 성능선도를 얻는다는 것도 매우 어려운 일이다.

본 연구에서는 터보프롭 엔진인 PT6A-67엔진의 성능택 데이터를 이용하여 역으로 엔진 구성품의 성능선도를 구성하고 다시 추진시스템의 성능모델링을 수행하여 검증하였다.

2. 대상 엔진 특성

본 연구 대상 엔진은 P&W(Pratt & Whitney)사에서 개발한 PT6A-67 터보 프롭 엔진으로 4단 축류와 1단 원심형이 결합된 혼합형 압축기와 역 환형 기화식 연소기, 1단 압축기 터빈과 분리 축 방식의 정속 제어가 가능한 2단 축류 동력터빈으로 구성되어 있다. 그 외 2단의 감속기어 박스가 있으며 1200hp로 출력이 Flat-rated 되어 있다.

Figure 1은 PT6A-67엔진이며 Table 1은 설계점 성능데이터이다.



Fig. 1 PT6A-67

Table 1. Performance of Design Point of PT6A-67

Operating Conditions	Sea Level Static
Gas generator [rpm]	39,000
Power Turbine [rpm]	29,894
Propeller [rpm]	1,700
ITT(k)	1,113
Shaft Power (SHP)	1,726(Flat-rated to 1200)

3. 대상 엔진 성능택 자료 분석

PT6A-67 엔진의 성능택 계산자료는 적절한 규정과 절차에 따라 관련부서로부터 확보하였다.

3.1 입력 조건

성능택의 주요 입력조건은 Table 2와 같다.

Table 2. Input Value

Altitude	0 ~ 15km
Velocity	Mach 0 ~ 0.5(0.05단위)
Engine Condition	Max Take-off Max Climb Cruise(100%, 80%, 60%, 30%)
Compressor bleed air	0

PT6A-67 엔진의 입력값에는 고도, 속도, 외기 온도조건, 엔진 동력 세팅 조건(Max TO, Max Climb, Cruise(100%, 80%, 60%, 30%)), 압축기 블리드공기 분출, 동력분출(Power Takeoff), 배기구 면적 및 각도, 프로펠러 효율, Inlet charge heating, ram recovery, propeller shaft speed가 있고 출력값으로는 SHP, Fuel flow, sfc, gas generator speed, air flow, 압축기 입구 온도와 압력, 압축기 출구의 온도와 압력, 동력터빈 출구의 온도와 압력, 블리드 분출, ITT(Inter Turbine Temperature)가 있다[3].

엔진 구성품 모델링이나 엔진 성능 모사를 위해서는 성능택으로 얻을 수 있는 출력값만으로는 데이터가 부족한데 이것을 해결하기 위해 열역학적 관계식과 같은 계열의 유사엔진의 데이터를 이용하였다. Table 3은 PT6A-67 엔진의 지상 Take-off 조건의 주요 성능값과 같은 PT6A 계열인 PT6A-62 엔진의 지상 설계점의 성능값이다.

유사엔진의 자료를 이용하여 계산해 낸 터빈의 각 조건별 성능 값들은 수정 RPM, 압축기 터빈 입구온도 T_4 , 압축기 터빈 입구압력 P_4 , 동력 터빈 입구압력 P_5 , 배기 제트 속도다.

터빈 압력비의 경우 터빈 효율의 함수이기 때

Table 3. Performance of PT6A-67 and PT6A-62

	PT6A-67	PT6A-62
Air mass flow(kg/s)	4.613	4.18
Fuel mass flow(kg/s)	0.087643	0.08178
Compressor Pressure Ratio	9.26	9.4
Compressor outlet temperature(k)	615.33	616.67
Gas generator turbine inlet temperature(k)	1288.2	1292.62
Shaft Power(SHP)	1200	1150
SFC(kg/kw · hr)	0.35259	0.3432
Propeller RPM	1700	2000

문에 열역학적 관계식만으로는 계산할 수 없기 때문에 Table 3과 같이 유사한 성능을 가진 PT6A-62 엔진의 터빈 효율의 성능 값을 이용하여 스케일링 및 계산을 수행하였다. 계산에는 시스템 식별기법이 사용되었다[4].

4. 구성품 성능선도 역 생성

4.1 압축기

압축기 구성품의 성능 선도는 온도와 압력에 관한 함수이기 때문에 다양한 조건에서의 성능택 데이터를 이용하여 압축기의 성능값을 계산한 후 온도와 압력에 따라 정리하였다.

압축기 구성품의 유량함수 MFP1은 공기유량을 대기온도, 압력을 이용하여 무차원화 시키는 것으로서 Eq. 1로부터 구할 수 있고, 압축비 PR1은 대기 압력과 압축기 출구 압력의 압력비로서 Eq. 2로 구할 수 있다. 마지막으로 압축기 효율 η 는 Eq. 3으로부터 구한다[5].

$$MFP1 = Ma \frac{\sqrt{T1}}{P1} \quad (1)$$

$$PR1 = \frac{P3}{P1} \quad (2)$$

$$T3 - T1 = \frac{T1}{\eta} \left[PR1^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right] \quad (3)$$

Ma 는 공기유량, $T1$ 은 대기온도, $P1$ 은 대기압력, $P3$ 은 압축기 출구 압력, $T3$ 은 압축기 출구 온도, γ 는 비열비이다.

이렇게 계산된 압축기 성능값은 온도와 압력에 따라 새로 정리하였다.

먼저 압축기의 성능값인 MFP1, PR1, η_c 를 계산한 뒤, 온도와 압력에 따라 정리한다. 기본적으로 성능택 데이터는 엔진 출력세팅 값으로 정리되어있는데 이를 다시 RPM값에 따른 데이터로 변환한다. 가스제너레이터 RPM은 먼저 온도와 압력에 따른 수정RPM으로 변환한 후 Take-off 출력세팅(100% RPM)상태의 RPM에 대

한 %RPM으로 다시 변환 시킨다. 보간법과 보의 법을 사용하면 GASTURB 맵 기준으로 80%, 90%, 100% RPM 일 때의 성능 데이터 값으로 변환 할 수 있다.

이렇게 구해진 3가지 %RPM 일 때의 성능 데이터를 기준으로 지상 설계점과 몇 가지 작동점들을 뽑아 유사 GASTURB 성능 선도(Ruston 6MW)에 Eq. 4, 5, 6을 이용하여 스케일링을 수행한다. 80%, 90%, 100% 외의 부분부하 상태에 대한 스케일링은 100%일 때의 스케일링 팩터를 이용하여 스케일링을 수행하였다[6].

기본적으로 시스템 기법을 사용하였으나 세부적으로 각 엔진 출력세팅 점 뿐만 아닌 여러 작동점에서의 데이터를 이용함으로써 탈 설계영역에서의 정확도를 확보할 수 있었다.

$$PR = \frac{PR_{design} - 1}{PR_{Mapdesign} - 1} (PR_{Map} - 1) + 1 \quad (4)$$

$$MFP = \frac{MFP_{design}}{MFP_{Mapdesign}} \times MFP_{Map} \quad (5)$$

$$\eta = \frac{\eta_{design}}{\eta_{Mapdesign}} \times \eta_{Map} \quad (6)$$

Figure 2는 역모델링 기법으로 생성된 PT6A-67의 압축기 성능선도이다.

4.2 가스발생기 터빈

가스발생기 터빈 구성품의 성능 선도 역시 온

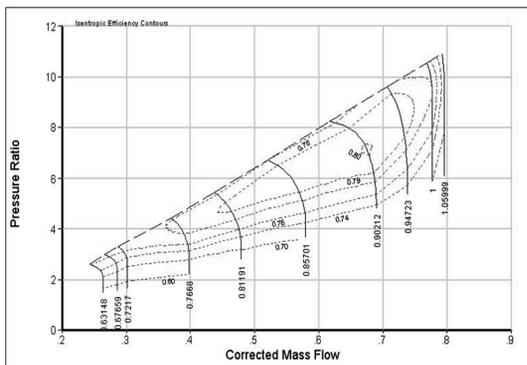


Fig. 2 Generated Map of Compressor

도와 압력에 관한 함수이기 때문에 다양한 조건에서의 성능택 데이터를 이용하여 가스발생기 터빈의 성능값을 계산한 후 온도와 압력에 따라 정리하였다. 하지만 터빈의 경우 압축기와 달리 성능택 데이터 중 압력 데이터가 부족하기 때문에 유사 엔진인 PT6A-62 엔진의 가스발생기 터빈 성능을 참조 하였다. 가스발생기 터빈 성능선도 역시 압축기와 같은 절차에 따라 생성하였다. Fig. 3은 역모델링 기법으로 생성된 PT6A-67의 가스발생기 터빈의 성능값이다.

4.3 동력 터빈

동력 터빈 구성품의 성능 선도 역시 온도와 압력에 관한 함수이기 때문에 다양한 조건에서의 성능택 데이터를 이용하여 동력 터빈의 성능값을 계산한 후 온도와 압력에 따라 정리하였다.

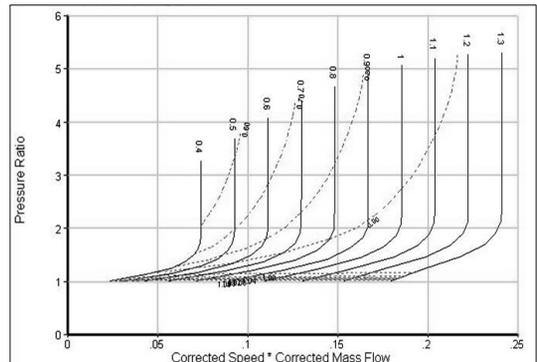


Fig. 3 Generated Map of Gas Generator Turbine

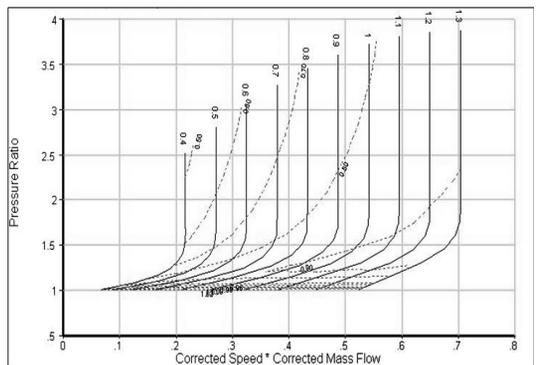


Fig. 4 Generated Map of Power Turbine

동력 터빈의 경우도 압축기 터빈과 마찬가지로 성능택 데이터 중 압력 데이터가 부족하기 때문에 유사 엔진인 PT6A-62 엔진의 동력 터빈 성능을 참조 하였다. 동력 터빈 성능선도 역시 압축기와 같은 절차에 따라 생성하였다. Fig. 4는 스케일링된 압축기 터빈 성능값이다.

5. 엔진 성능 모델링 및 검증

5.1 엔진 성능 모델링

생성된 구성품 성능선도의 검증을 위해 엔진의 각 구성품인 흡입구, 압축기, 연소기, 압축기 터빈, 동력터빈 등을 C++를 이용하여 모델링을 수행하였다. Fig. 5는 엔진 성능 모델의 알고리즘이다.

다양한 조건에서의 성능 데이터를 이용하여 생성한 구성품들의 성능 선도이기 때문에 구성품들은 하나의 Beta Line(작동점)을 따라 계산된다. 먼저 비행 상태로서 고도, 온도변화, 속도, 엔진출력세팅을 입력값으로 기본적으로 흡입구로 들어오는 대기 상태(온도, 압력)가 계산되고, 흡입구 모델을 지나 구성품들의 Beta Line을 가정한 후 압축기 성능 선도로부터 성능 값을 읽어 들여 압축기 모델에 따라 압축기 출구 온도와 압력, 공기유량과 출력이 결정된다. 그 다음 연소기 모델을 지나 다시 가정한 Beta Line의 압축기 터빈 성능 선도로부터 성능 값을 읽어 들인 후 압축기 터빈 입구온도, 압력, 연료유량, 출구 온도, 압축기 터빈 출력 등이 계산된다. 그 후 압축기 출력과 압축기 터빈 출력이 같아질 때까지 Beta Line이 재 가정되어 반복 계산이 수행된 후, 확실한 작동점이 찾아지면 다시 동력 터빈의 성능 선도로부터 성능 값을 읽어 들여 동력터빈 출구 온도, 압력, 출력 등 엔진의 성능을 계산한다[7].

CW는 압축기 동력, GTW는 가스제너레이터 터빈 동력 T_4 는 가스제너레이터 터빈 입구온도, PTW는 동력터빈 동력, T_6 와 P_6 는 각각 동력터빈 출구 온도와 압력이다.

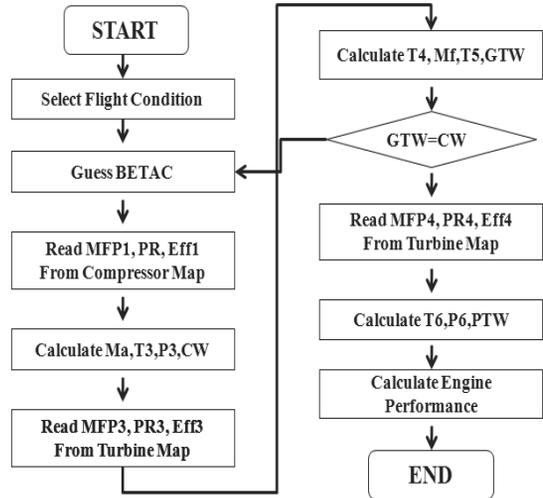


Fig. 5 Flow of Engine Performance Model

이렇게 계산 시간을 줄이기 위해 비행 상태 입력에서 엔진 출력세팅을 입력하는 방식으로 제작하였으며 압축기와 압축기 터빈의 일 비교를 통해 반복계산을 하는 알고리즘이다.

5.2 엔진 성능 모델 검증

생성된 구성품 성능선도의 검증을 위해 구성품 성능선도를 포함한 엔진 성능모델의 성능 해석 결과와 성능택 데이터와 비교하였다. 해석 결과는 압축기 출구 온도, 압축기 터빈 입구 온도, 공기유량, 연료유량, 압축기 출력, 동력터빈 출력, SFC 이다. 해석은 고도와 엔진 출력세팅에 따라 이루어 졌다.

Figure 6은 엔진 모델 계산 결과와 엔진성능택의 해석 결과 중 동력터빈 출력을 각 조건별로 비교한 결과이다.

성능 해석 결과를 보면 성능택 데이터와 거의 근접한 값을 보이나 대략 2~3%의 오차를 보이는 것을 알 수 있었다. 하지만 대상엔진의 주요 순항 운용 고도인 12km 이상의 고고도에서는 1%내외로 줄어든 것을 확인할 수 있었다. 이것은 고고도에서 운용되는 PT6A-67A엔진의 모델로서 타당성이 검증되었다고 볼 수 있다.

또한 차후 지속적인 연구로 모델링에 사용된

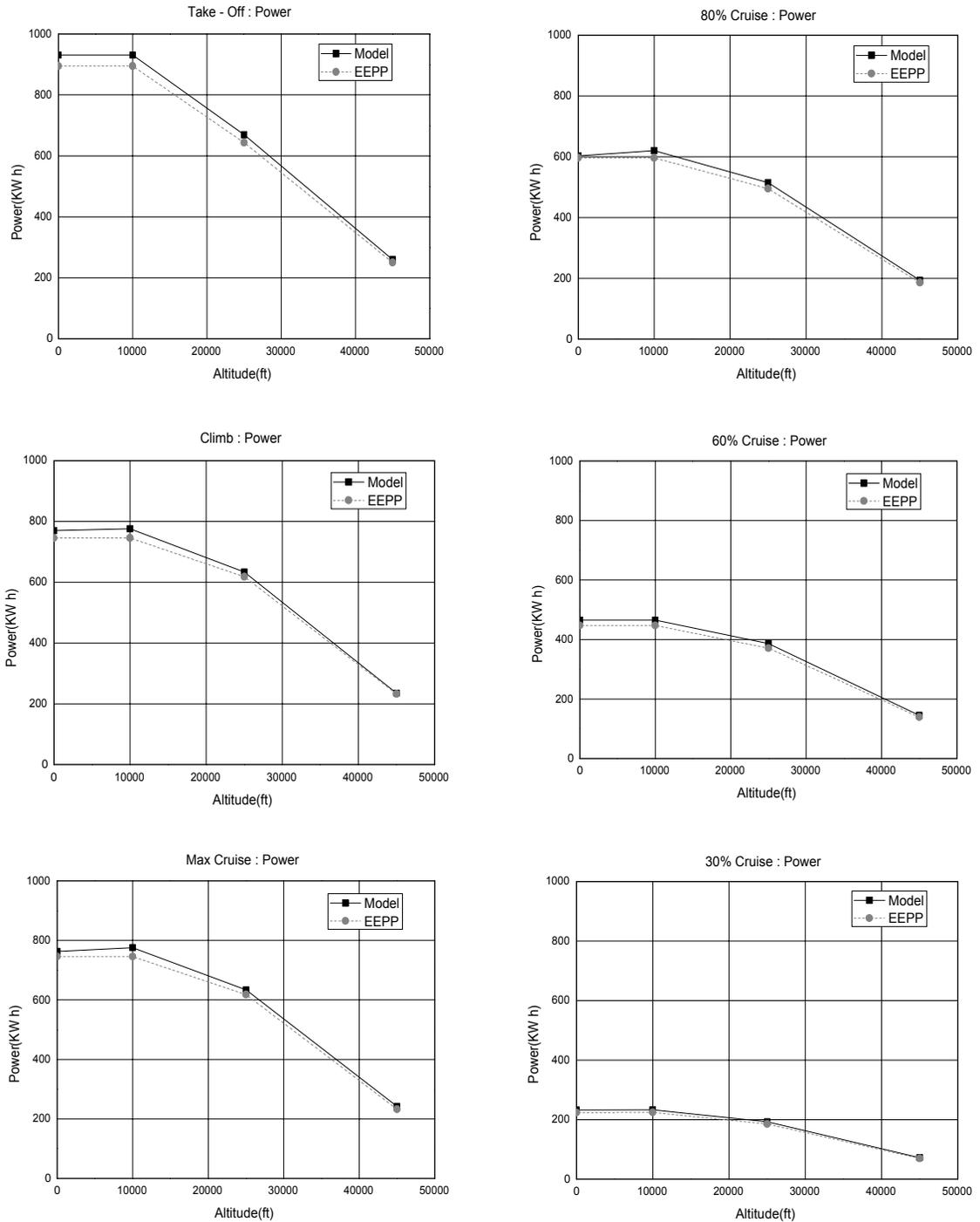


Fig. 6 Turbine Power about Flight Condition

열역학적 관계식의 보정이나 알고리즘 및 가정 값 개선으로 오차를 줄여나갈 계획이다.

6. 결 론

본 연구에서는 터보프롭엔진인 PT6A-67엔진의 성능택의 데이터를 이용하여 역으로 엔진 구성품의 성능선도 구성을 수행하였다. 이 연구를 수행하며 성능택 데이터 외 필요한 데이터는 유사 엔진인 PT6A-62엔진의 데이터를 참조 하여 사용하였다.

이렇게 구성한 구성품 성능선도를 이용하여 다시 엔진 성능 모델링을 수행하였으며 이는 성능택의 해석결과와 비교하여 검증하였다.

검증결과 성능택과 거의 근접한 결과를 보이지만 다소 오차가 존재하는 것을 확인할 수 있었다. 그러나 전반적으로 성능택 데이터와 근접한 결과를 보이고 특히 고고도에서 오차가 상당히 줄어드는 경향을 보이기 때문에 구성품생성시 제시한 역모델기법과 이를 이용한 엔진성능 모델의 타당성은 검증되었다고 볼 수 있다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소에서 위탁시행한 무인기 개발사업으로 수행된 연구임.

참 고 문 헌

1. Sellers J.F. and Daniele C.J., "DYNGEN-A Program for Calculating Steady State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", Technical Report TN-D-7901, NASA Lewis Research Center, 1975
2. Pilidis P., "Cranfield University Lecture Note", 1996
3. 국방과학연구소 "터보프롭엔진 역모델링 및 상태진단 연구 1차년도 보고서", 2009
4. C.D. Kong, J.Y. Ki and M.C. Kang, "A New Scaling Method for Component Maps Gas Turbine using System Identification", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power Vol. 125, 2003
5. Philip P. Walsh and Paul Fletcher, "Gas Turbine Performance", 1998
6. 공창덕, 임세명, "소형 가스터빈 엔진 실험 데이터를 이용한 역모델링 연구", 한국추진공학회지, 제13권, 제6호, 2009, pp.1-7
7. 항공우주연구원 "터보샤프트 엔진의 사이클 설계/해석 및 Health Monitoring 시스템 개발 최종 보고서", 2008