

가스터빈 엔진 천이 성능 시험에 의한 정상상태 성능 예측

양인영*, 전용민**, 김춘택***, 양수석****

Steady Performance Prediction of Gas Turbine from Transient Test

In-Young Yang*, Yong-Min Jun**, Chun-Taek Kim***, Soo-Seok Yang****

Abstract

Methodology of predicting steady performance of gas turbine engine from transient test data was explored to develop an economic performance test technique. Discrepancy of transient performance from steady performance was categorized as dynamic, thermal and aerodynamic transient effects. Each effect was mathematically modeled and quantified to provide correction factors for calculating steady performance. The influence of engine inlet/outlet condition change on engine performance was corrected firstly, and then steady performance was predicted from the correction factors. The result was compared with steady performance test data. This correction method showed an acceptable level of precision, 3.68% difference of fuel flow.

초 록

항공기용 가스터빈엔진에 대한 경제적인 시험 기법 개발을 위해 천이상태 성능 시험 결과로부터 정상상태 성능을 예측할 수 있는 방안을 모색했다. 천이상태 성능과 정상상태 성능이 서로 달라지는 현상의 원인을 동역학적 천이 효과, 열적 천이 효과, 공기역학적 천이 효과로 구분하고, 각각을 모델링해서 엔진의 천이상태 성능을 통해 정상상태 성능을 계산하는 보정 인자를 정량화했다. 먼저 천이상태 성능시험 시 나타나는 엔진 입·출구의 온도 변화가 엔진 성능에 미치는 영향을 보정했고, 그 후 도입된 보정 인자를 사용해 정상상태 성능을 예측했다. 이렇게 예측된 결과와 실제 정상상태 성능시험 결과를 비교한 결과, 연료 소모량의 차이 3.68% 이내로 정상상태 성능을 예측할 수 있었다.

키워드 : 가스터빈엔진(gas turbine engine), 성능시험(performance test), 고공시험설비 (altitude test facility), 정상상태(steady state), 천이상태(transient state), 연료소모량(fuel consumption rate)

* 항공추진그룹/iyang@kari.re.kr
 *** 항공추진그룹/ctkim@kari.re.kr

** 항공추진그룹/ymjun@kari.re.kr
 **** 항공추진그룹/ssyang@kari.re.kr

1. 서 론

일반적으로 가스터빈엔진의 성능과 관련한 주요 인자로는 공기 유량, 추력, 연료 유량 등을 들 수 있다. 고공환경성능시험에 있어서도 역시 이 인자들을 가장 중요한 성능인자로 생각한다.

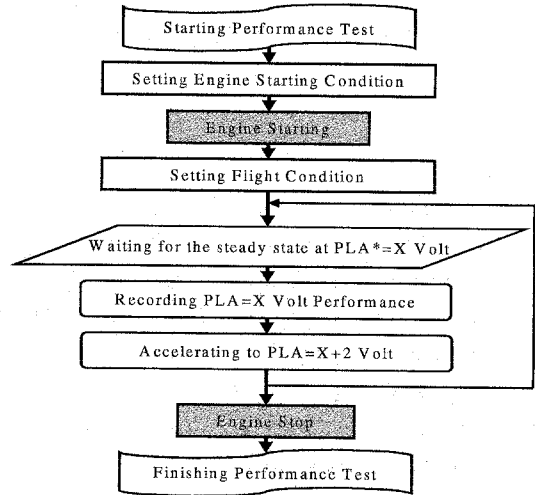
실제로 항공추진그룹에서 수행하고 있는 엔진 고공환경시험 절차를 그림 1에 나타냈다. 정상상태 성능시험은 우선 주어진 비행조건(flight condition)에 대해 사전에 몇 가지 회전수를 미리 결정해 두고 한 회전수를 설정해 정상 상태를 조성한 후 데이터를 획득한다. 그리고 다음 회전수 설정에 들어가는 방식으로 진행해 최저 회전수에서 최대 회전수 범위 내에서의 성능을 시험한다. 또 실제로 시험되지 않은 회전수에서의 성능이 필요할 경우 획득한 데이터를 내삽(interpolation)해서 계산하게 된다.

이 시험 과정을 분석해보면 6 지점의 회전수에서 정상 상태를 조성하는 데 각각 4분 정도가 소요돼 비행조건 설정 이후 엔진 정지에 이르는 전체 성능 시험 시간의 약 60%가 여기에 소비된다는 것을 알 수 있다. 고공환경시험설비를 가동하기 위해서는 막대한 양의 에너지가 소비되므로 엔진 성능시험에 필요한 시간이 길수록 엔진 성능 데이터를 얻기 위한 시험 단가가 상승하게 된다. 여기에서 엔진 성능시험의 소요시간을 획기적으로 줄일 수 있는 경제적인 시험기법의 필요성이 제기된다.

이번 연구에서는 이런 경제적인 시험기법의 하나로서 정상 상태를 조성하지 않는 기법 개발을 탐색했다. 이미 1970년대에 AEDC에서는 엔진 회전수를 연속적으로 변화시키면서 천이상태 성능 데이터를 획득한 후 이를 수학적으로 처리해 정상상태 성능 데이터를 산출하는 시험기법 개발을 시도했으며 이것을 SDTET(Short Duration Turbine Engine Testing)라고 이름 지었다 [1,2].

이런 기법 개발의 핵심은 천이상태와 정상상태에서 가스터빈엔진 거동의 차이를 정량적으로 계측하고 그 차이의 원인을 규명하는 일이다. 특

히 이 과정에서 가스터빈엔진의 천이상태 성능에 관한 깊은 연구가 요구된다. 하지만 국내에서 가스터빈엔진의 천이상태에 관한 연구는 컴퓨터 시뮬레이션의 형태로만 진행돼왔으며 [3,4] 실제 시험 데이터와 비교한 연구는 매우 드물다 [5].



* PLA = Power Lever Actuator

그림 1. 정상상태 성능 시험의 일반적인 절차(AETF에서)

이번 연구에서는 우리 그룹에서 보유하고 있는 가스터빈엔진 고공환경성능시험설비(AETF)를 활용해 터보제트 엔진의 천이상태 및 정상상태 성능시험 수행을 할 수 있었다. 또 그 데이터를 비교해서 엔진의 천이 성능으로부터 정상상태 성능을 예측하는 기법 개발을 모색했다. 이를 통해 가스터빈엔진의 천이상태 거동에 대한 이해를 넓히고, 보다 경제적인 가스터빈엔진 시험 기법에 대한 가능성을 확인하고자 했다.

2. 엔진 시험

2.1 정상상태 및 천이상태 성능시험

이번 연구에서는 가장 간단한 형태인 단순 1축 터보제트 엔진에 대해 천이상태 및 정상상태 성능 시험을 수행했다. 개발된 기법의 정확성 분

석을 단순화하기 위해 시험점은 고도 효과를 배제할 수 있는 지상 고도(sea level), 마하 0.7로 선정했다. 정상상태 및 천이상태 성능시험의 주요 시험 방법을 표 1에 정리했다.

표 1. 시험 조건

시험 엔진	단순 1축 터보제트 엔진
시험점	고도 : 0ft(해면 고도)
	비행 속도 : 마하 0.7
엔진 속도	정상 시험 : 71~100%에서 6점
	천이 시험 : 71~89%
	5초, 60초, 5분에서 가감속
평형 조성	power lever 설정 후 1분 대기

또 정상상태 및 천이상태 성능시험에 사용된 측정 시스템을 표 2에 정리했다. 이 측정 시스템의 정상상태 특성 및 측정불확도는 문헌 [6]에 기술되어 있다. 다만 입구 압력 및 출구 압력을 측정하는 PSI 9816 센서의 경우, 엔진 입구로부터 변환기(transducer)까지의 공압 튜브 길이가 10m에 이르러, 선행시험을 통해 0.7초의 측정시간 지연이 있는 것으로 평가되었다. 정상상태 성능시험의 경우와는 달리 천이상태 시험의 경우에는 측정시간 지연이 문제가 되며 이는 사전에 보정되었다.

2.2 엔진성능에 대한 설비변수의 영향

표 2. 데이터 획득 시스템 사양

측정 변수	측정 장비 사양
입구 압력	PSI, 9816
테스트 셀 압력	PSI, 9816
압축기 출구 압력	Kulite, ETM-375
배기 가스 온도	Thermocouple
공기 유량	Badger, BVF-IF 19.370×11.000
연료 유량	Micromotion, CMF050
로드 셀 힘	Interface, 1110U

고공환경시험설비에서는 엔진 입구 압력 P_0 , 엔진 입구 온도 T_0 , 엔진 출구 압력(셀 내부 압력) P_9 의 세 가지를 주요 제어 변수로 해서 고도와 비행 속도를 모사한다. 그런데 실제로 설비가 운영될 때에는 제어 장비의 한계 때문에 주어진 고도 및 비행 속도에 대응하는 입·출구 압력과 온도가 정확하게 설정되지 않는다. 예를 들어 P_9 이 목표값보다 조금 낮은 값으로 설정되면 고도는 조금 높게, 비행 속도 역시 조금 높게 설정된 결과가 된다. 따라서 이것은 목표한 시험점에서 벗어난 작동점에서의 성능시험을 수행한 결과를 낳게 된다. AETF에서는 이런 문제를 피하기 위해 주요 설비 변수들을 폐환 제어(feedback control)하는 제어 로직(control logic)을 사용한다. 즉, 현재의 설비 변수를 입력값으로 해서 밸브 등의 궤도를 제어함으로써 목표로 하는 값으로 정확히 설정될 수 있도록 한다.

그림 1의 정상상태 성능시험 절차의 경우 엔진을 가속하는 과정에 있어서는 이 설비 변수들이 일시적으로 목표값에서 벗어나게 되지만 가속을 종료하고 엔진이 정상상태가 될 때까지 기다리는 동안 자동 제어 로직에 의해 목표값으로 제어될 수 있다. 따라서 정상상태 성능시험에서는 설비의 설정 작동점이 목표 작동점에서 벗어나는 것 때문에 생기는 오차를 미미한 수준으로 낮추는 것이 가능하다. 하지만 천이상태 성능시험의 경우에는 엔진이 가·감속되는 도중의 데이터를 계측해야 하기 때문에 설비 변수가 목표값에 있는 상태의 데이터를 획득하는 것이 불가능하다.

그림 2는 그 예로서 지상 조건/마하 0.7에서, 회전수 71%(idle 조건)에서 89%까지 가속(PLA 0 볼트에서 6볼트까지 가속)되는 경우의 엔진 입·출구 압력 변화다. 이런 가속 중에는 엔진에 의한 공기소모량이 급격하게 증가하게 된다. 설비는 고도 및 비행 속도를 유지하기 위한 제어 로직을 수행하지만 그 속도는 엔진의 가속률을 따라가지 못한다. 따라서 입·출구 압력이 모두 떨어지게 된다. 목표값과 설정값의 차이는 가·감속이 급격할수록 더욱 크며, 특히 AETF는 테스트 셀의 용적이 작고 직결형(direct-connection

type) 설비인 관계로 가·감속에 의한 엔진 입·출구 압력의 변화가 심하다.

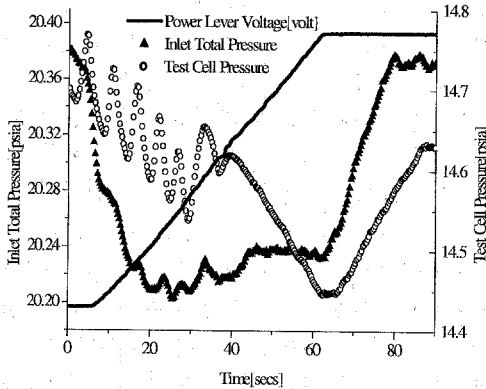


그림 2. 엔진 가속 도중의 설비 변화(60초 가속)

한편 입구 공기 온도는 급격한 가·감속에서도 1°C 내외의 변화를 보이며 대체로 정확하게 제어된다. 일반적으로 AEIF와 같은 직결형 고공환경시험 설비에서는 입구 온도는 설정값의 1.0% 이내로 안정되게 유지할 수 있는 것으로 알려져 있다.

Chappell 등 [6]은 이런 천이상태 성능시험에서 설비변수의 변화가 엔진 성능에 미치는 영향을 관찰했는데, 그 결과를 표 3에 인용했다. 표에서 P_0 및 T_0 는 엔진 입구 압력 및 온도, P_9 는 테스트 셀 압력, F_N 은 엔진의 순추력, W_F 는 시간당 연료 소모량을 의미한다. 표를 보면 F_N 및 W_F 는 테스트 셀 압력보다는 엔진 입구 압력 변화에 더 큰 영향을 받으며, 정상상태에 비해 입구 압력이 낮아지면 F_N 및 W_F 역시 함께 낮아진다.

표 3. 환경 변화가 성능에 미치는 영향(Chappell 등 [6])

정상상태로부터의 설비 변화량(%)			정상상태로부터의 엔진 성능 변화량(%)	
P_0	T_0	P_9	F_N	W_F
-5	1	-5	-5	-4
-18	1	6	-15	-22
-9	1	-32	-12	-11

2.3 설비변수 변화 영향의 보정

지금까지 논의한 것과 같이 천이상태 성능시험 결과와 정상상태 성능시험 결과는 직접적으로 비교될 수 없고 설비의 변화에 의한 성능 변화를 정량적으로 보정한 후에야 두 결과를 비교하여 엔진의 천이상태 성능과 정상상태 성능을 말하는 것이 가능하다.

설비 제어 과정에서 “목표” 입·출구 조건과 “실제” 입·출구 조건이 다른 영향을 보정하는 방법으로는 $\delta - \theta$ 보정이 널리 사용된다[8]. 하지만 이 방법은 P_0 와 T_0 의 영향만을 보정할 뿐, P_9 의 차이는 고려하지 않는다.

반면 Mitchell 등 [9]에서는 출구 조건의 차이에 의한 영향까지 보정하는 방법을 제시하고 있다. 이번 연구에서는 여기에 제시된 방법에 따라 시험 결과를 보정했다(식 (1)~식 (6)).

$$W_{A,D} = W_A \sqrt{\theta_D} / \delta_D \quad (1)$$

$$W_{F,D} = W_F / (\delta_D \cdot \sqrt{\theta_D}) \quad (2)$$

$$FG_D = \frac{FG}{\delta_D} + \frac{A_8}{\delta_D} \left[P_9 - \frac{P_0}{RAMFAC} \right] \quad (3)$$

$$FN_D = FG_D - FNFAC \quad (4)$$

$$SFC_D = W_{F,D} / FN_D \quad (5)$$

$$N_D = N / \sqrt{\theta_D} \quad (6)$$

여기서 W_A 는 공기 유량, F_G 는 총추력, SFC는 비연료 소모율, N 은 회전수 측정값, A_8 은 추진 노즐 출구 면적이며 δ_D 와 θ_D 는

$$\delta_D \equiv P_0 / P_{0, spec} \quad (7)$$

$$\theta_D \equiv T_0 / T_{0, spec} \quad (8)$$

으로 정의된다. 아래첨자 D 는 설비변수 변화 영향까지 보정된 값을 뜻하고, spec은 성능시험에서 원래 목표로 했던 시험 조건을 뜻한다. RAMFAC 및 FNFAC는 엔진 입·출구 압력비에 따라 표 4와 같이 정의된다.

표 5는 이상과 같은 보정 방법을 사용해 60초 가·감속에서의 데이터를 보정했을 때의 보정량을 나타낸 것이다.

표 4. 설비 변화에 따른 데이터 보정 : RAMFAC, FNFAC

인자명	보정값	적용 범위
RAMFAC	1.0	$P_0/P_9 \leq 1.03$
	1.06	$1.03 < P_0/P_9 \leq 1.15$
	1.3	$1.15 < P_0/P_9 \leq 1.5$
	1.7	$1.5 < P_0/P_9$
FNFAC	0.0	$P_0/P_9 \leq 1.03$
	$0.0057598 \times \frac{W_{A,D} \sqrt{T_{0, spec}}}{W_{A,D} \sqrt{T_{0, spec}}}$	$1.03 < P_0/P_9 \leq 1.15$
	$0.0120451 \times \frac{W_{A,D} \sqrt{T_{0, spec}}}{W_{A,D} \sqrt{T_{0, spec}}}$	$1.15 < P_0/P_9 \leq 1.5$
	$0.0168108 \times \frac{W_{A,D} \sqrt{T_{0, spec}}}{W_{A,D} \sqrt{T_{0, spec}}}$	$1.5 < P_0/P_9$

표 5. Amounts of corrections for facility variations

	60초 가속	60초 감속
F_G	-6.9%	-8.5%
F_N	-3.0%	-6.0%
SFC	4.7%	6.8%
W_A	-0.23%	-0.92%
W_F	1.4%	0.33%
N	0.8%	0.63%

3. 정상상태 성능 예측

가스터빈엔진의 천이상태 성능이 정상상태 성능과 다른 것은 동역학적 천이효과, 열적 천이효과, 공기역학적 천이효과와 세 가지 원인으로 나누어 생각할 수 있다. 즉, 엔진이 천이상태에 있을 때에는 엔진 회전에 가·감속이 존재하고(동역학적 천이효과), 특정 지점에서 시간에 따라 엔진 자체 및 작동 유체의 온도에 변화가 있어 열전달량이 바뀌며(열적 천이효과), 압축기 및 터빈 입·출구에서 시간에 따라 작동 유체의 엔탈피에 변화가 있게 된다(공기역학적 천이효과). 따

라서 이 천이효과에 의한 성능 데이터의 변화를 정량화하면 이것을 이용해 천이상태 성능 데이터를 보정해서 정상상태 성능을 계산할 수 있다.

정상상태 성능 예측기법 연구에 있어 어려운 점은 실제로 이런 천이효과들이 서로 독립적이지 않다는 것이다. 예를 들어 작동 유체의 온도 증가는 열적 천이효과에 기여할 뿐 아니라 압축기 및 터빈의 성능에 영향을 미쳐 공기역학적 천이 효과에도 기여하게 된다. 본 연구에서는 천이 효과에 의한 에너지(즉, 연료 소모량)의 차이를 각각 모델링해서 정량화하는 방법을 선택했다 [1,2]. 이 방법은 서로 중속적인 천이 효과들을 어느 정도 각각 분리해서 다룰 수 있어서 모델을 단순화할 수 있다는 장점이 있었다.

3.1 동역학적 천이 효과 보정

엔진이 가속 혹은 감속 상태에 있을 때에는 엔진 회전축(rotor)의 회전운동에너지에 변화가 있게 된다. 이 회전운동에너지 변화량 ΔE_{rot} 은 회전부의 관성모멘트 I_s 및 각속도 변화량 $\partial N/\partial t$ 에 관해 식 (9)로 간단하게 나타낼 수 있다.

$$\Delta E_{rot} = I_s N \frac{\partial N}{\partial t} \quad (9)$$

따라서 그에 의한 연료 소모량 변화 $\Delta W_{F,rot}$ 은 식 (10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$H_{LHV} \cdot \eta_B \cdot \Delta W_{F,rot} = I_s N \frac{\partial N}{\partial t} \quad (10)$$

여기에서 H_{LHV} 는 사용하는 연료 자체의 물성 값으로서 본 연구의 경우 43,424,270J/kg이 된다. η_B 는 연소기 효율로서 실제로는 운용 조건에 따라 0.96~0.995의 범위에서 변화하는 값이지만 이번 연구에서는 문제를 단순화하기 위해 0.97인 상수로 취급했다. I_s 는 시험에 사용된 표준 엔진의 회전부 관성모멘트로서 제작사 측에서 제공한 데이터를 사용했다. 회전수의 변화량은 엔진 시험 과정에서 직접 측정된 회전수 데이터를 curve fitting하고 이것을 다시 미분하여 계산했다.

그림 3은 60초 가속의 경우에 동역학적 천이 효과에 의한 연료 소모량의 차이를 이런 과정을 거쳐 계산한 결과다. 그림에는 $\Delta W_{F,rot}/W_{F,D}$ 로 나타내어 시간에 따라 감소하는 경향을 보이는 데, $\Delta W_{F,rot}$ 는 시간에 따라 대체로 일정한 값을 가진다. 이것은 60초 동안의 가속에 있어서 회전수의 변화량이 대체로 일정하기 때문이다.

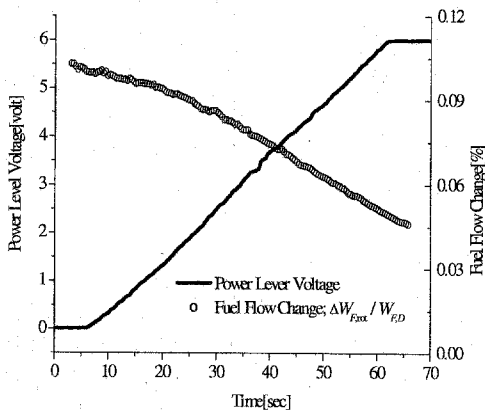


그림 3. 동역학적 천이 효과에 의한 연료소모량 변화

3.2 열적 천이효과 보정

엔진이 열적 평형 상태에 있을 때에는 엔진의 각 부품(블레이드, 축, 베어링, 케이싱 등) 및 작동 유체의 온도가 일정하게 유지된다. 반면에 천이 상태에서는 연료 및 공기 공급량이 바뀌게 되어 내부의 열적 조건이 바뀐다. Pilidis 등 [10]에서는 이런 열적 천이상태에 의한 영향을 다음과 같이 분류했다.

- (1) 압축기 및 터빈에서 유동이 단열이 아니다.
- (2) 압축기 블레이드 및 벽면에서의 경계층이 변한다.
- (3) 틱 간격 및 실(seal) 간격이 변한다.
- (4) 작동 유체와 엔진 내 각 부품과의 열전달량이 변한다.

이번 연구에서는 Kimzey 등 [1]에 따라 유체와 엔진 부품 사이의 열전달량의 변화에 의한 연료 소모량 변화만을 고려했다. 열전달에 의해 시

간당 교환되는 에너지의 양으로부터, $\Delta W_{F,heat}$ 은 식 (11)로 나타내진다.

$$H_{LHV} \cdot \eta_B \cdot \Delta W_{F,heat} = mC \frac{\partial T_m}{\partial t} + V \frac{\partial}{\partial t} (\overline{C_p \rho T_T} - P_s) \quad (11)$$

여기에서 m 은 엔진 금속제 부품 중 작동 유체와 열교환이 있는 부품의 질량, C 는 그 비열, T_m 은 그 온도 변화이며, V 는 작동 유체의 부피, C_p , ρ , T_T , P_s 는 각각 그 정압비열, 밀도, 전온도, 정압력을 의미한다.

하지만 식 (11)을 사용해 열적 천이 효과를 보정하기 위해서는 엔진 내부에 장치돼 있는 각종 금속제 부품의 온도를 여러 부위에서 측정해야 하기 때문에, 이번 연구에서는 이 식을 사용하는 것이 불가능했다.

그래서 이번 연구에서는 간접적인 방법을 사용했다. 위 문헌에서는 열적 천이효과에 의한 열전달량을 고온부(hot section) 가스 온도 및 금속제 평균 온도로 나타낼 수 있다고 했다. 대표적으로 고온부 가스 온도를 배기 온도 T_7 로 선택한다면 열적 천이효과는 식 (12)가 된다.

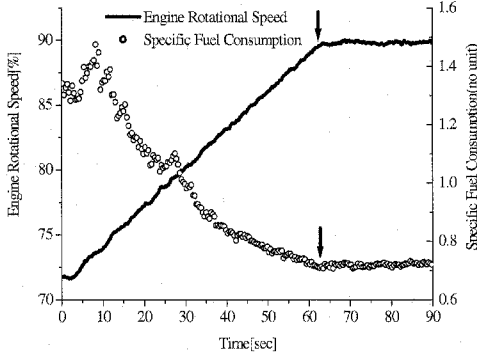
$$\Delta W_{F,heat} = K \frac{\partial T_7}{\partial t} + \tau_E \frac{\partial^2 T_m}{\partial t^2} \quad (12)$$

여기에서 K 는 비례 상수, τ_E 는 시간 상수(time constant)이다.

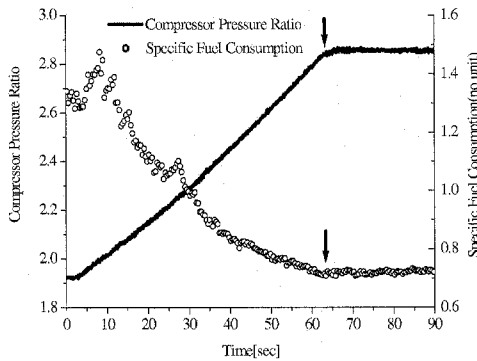
또 위 문헌에서는 가·감속 과정이 급격하지 않을(smooth) 경우 식 (12)의 두 번째 항(금속제 온도의 2차 미분항)을 무시할 수 있다고 했다. 이 경우 비례 상수 K 만 구한다면 열적 천이효과를 정량화할 수 있게 된다.

비례 상수 K 는 일반적으로 동역학적·공기역학적 천이상태에 비해 열적 천이상태가 오래 지속된다는 성질을 이용해 계산할 수 있다. 그림 4는 엔진이 가속됨에 따른 SFC 및 엔진 회전수 N_D , 압축기 압력비 PR의 변화를 나타낸 것인데, 가속이 종료되고 N_D (동역학적 효과)와 PR(공기역학적 효과)이 정상상태에 도달한 후에 SFC가

정상상태에 이르기까지는 1.5초의 시간 지연이 있다(정상상태값의 99% 기준). 이것은 유체의 온도(열적 효과)는 아직 정상상태에 이르지 않았기 때문이다. 따라서 이 1.5초 동안의 SFC의 변화는 전적으로 열적 천이효과 때문으로 생각할 수 있다.



(a) SFC와 보정된 엔진 회전 속도



(b) SFC와 압축기 압력 비

그림 4. 동역학적 평형과 열적 평형 사이의 시간 지연

이 변화량을 ΔSFC 로 나타낸다면 K 는 식 (13)으로 나타내지며 이제 식 (12)로부터 열적 천이효과를 보정할 수 있게 된다.

$$K = \frac{\Delta SFC \cdot FN}{\left. \frac{\partial T_T}{\partial t} \right|_{FN}} \quad (13)$$

한편 배기온도 역시 회전수의 경우와 마찬가지로 7차 다항식으로 curve fitting하여 구한 식

을 미분하는 간접적인 방법을 사용했다.

이상과 같은 과정을 거쳐 계산한 열역학적 천이효과에 의한 연료 소모량 차이를 그림 5에 나타냈다.

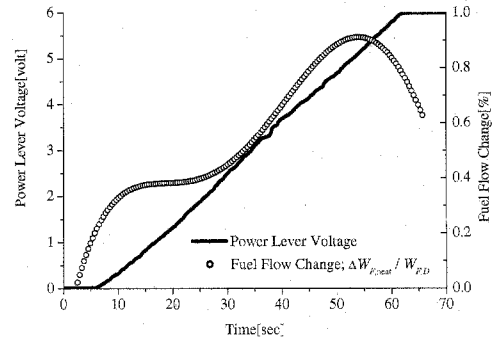


그림 5. 열적 천이 효과에 의한 연료 소모량 차이

동역학적 천이효과와 달리 열적 천이효과에 의한 보정량은 가속이 진행될수록 계속 증가하는 현상이 보인다. 이것은 엔진의 가속률이 일정할 때 배기온도가 점점 빠르게 증가하는 것을 의미한다. 다만 시간 10~30초에서 보정량이 증가하지 않는 것은 배기온도를 curve fitting하는 과정에서 발생한 수치적 오차로 보인다. 감속의 경우 역시 시간 30~50초에서 같은 현상이 관찰됐다.

3.3 공기역학적 천이효과 보정

엔진의 천이 상태(가·감속 과정)에서는 정상상태와 같은 작동선(operating line)을 따르지 않는다. 이것은 주어진 엔진 요소 부품(입구 덕트, 압축기, 연소기, 터빈, 노즐 등)에 대해 그 입·출구에서의 작동 유체의 엔탈피 차이가 천이상태 및 정상상태의 경우에서 다르다는 것을 의미한다. 따라서 정상상태 성능을 예측하기 위해서는 이로 인한 차이 역시 보정돼야 한다. 이번 연구에서는 참고문헌 [1]에 따라 천이 과정이 급격하지 않다고 가정하고 압축기에 한해서만 이 보정을 수행했다.

공기역학적 천이효과는 식 (14)로 나타낼 수 있다.

$$H_{LHV} \cdot \eta_B \cdot \Delta W_{F, mat} = \{ \Delta H_{TR} - \Delta H_{SS} \}_{N_c} \quad (14)$$

$$= \{ PR_{TR}|_{N_c} - PR_{SS}|_{N_c} \} \cdot T_0 \cdot C_p \cdot W_A$$

여기에서 ΔH_{TR} 및 ΔH_{SS} 는 각각 천이상태 및 정상상태에서 압축기 전·후의 엔탈피 차이, PRTR 및 PRSS는 그 압력비다. $\Delta W_{F, mat}$ 는 공기역학적 천이효과에 의한 연료 소모량 변화다.

보정하는 과정은 반복 계산(iteration)이 수반되는데 구체적인 과정은 다음과 같다.

- (1) 최초로 공기역학적 천이효과는 0으로 하고 3.1절 및 3.2절에서 언급한 두 가지 천이효과만으로 총 연료 유량의 차이 $\Sigma \Delta W_F$ 를 구한다.
- (2) 주어진 압축기 회전 속도에서 천이상태와 정상상태의 공기유량 차이 ΔW_A 를 구한다 [1].
- (3) 주어진 압축기 회전 속도에서 천이상태 압축비와 여기에 대응하는 정상상태 압축비의 차이를 구한다 (식 (15)).

$$PR_{SS}|_{N_c} = PR_{TR}|_{N_c} + \frac{\partial PR}{\partial W_A} \Delta W_A \Big|_{N_c} \quad (15)$$

- (4) 공기역학적 천이효과에 의한 연료 유량의 차이를 계산한다 (식 (14)).
- (5) 이렇게 계산된 공기역학적 천이 효과를 포함해 위 (1)에서의 $\Sigma \Delta W_F$ 를 다시 구한다.
- (6) ΔW_A 가 수렴할 때까지 위 과정을 반복해 공기역학적 천이효과를 결정한다.

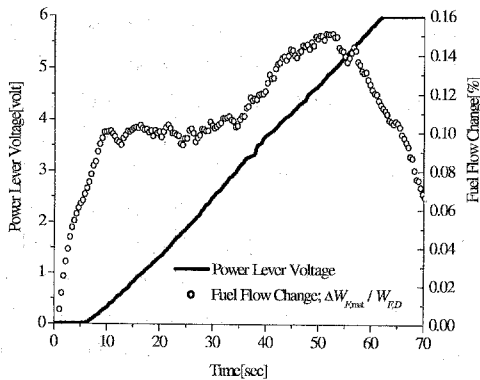


그림 6. 동역학적 천이 효과에 의한 연료 소모량 차이

그림 6은 60초 가속의 경우에 대해 공기역학적 천이효과에 의한 연료 소모량 차이를 위와 같은 과정을 거쳐 계산한 결과다. 대체로 일정한 가속률을 가지는 이번 시험의 경우 그 크기는 대체로 일정하며 동역학적 천이효과나 열적 천이효과에 비해 크기가 작았다.

다만 이 그림은 실제 연료 소모량에 대한 상대량으로 그 절대량은 시간에 따라 증가하는 경향을 보였다. 이것은 이 보정량을 계산하는 데 사용되는 주요 인자인 압축기 압축비(PR) 및 터빈 유동 함수(turbine flow function)가 가속에 따라 증가하기 때문으로 판단된다. 한편 일정한 가속에도 불구하고 이 보정량 그래프의 형태가 단순하지 않은 것은 계산 인자를 측정하는 센서의 해상도(resolution)에 의한 영향으로 보인다. 앞으로 이 기법을 적용하는 시험에 있어서는 이것을 감안해 센서 선정에 주의를 기울여야 할 것이다.

최종적으로 엔진의 연료 소모량은 이상과 같은 세 가지 천이효과 각각을 모두 더한 것으로, 식 (16)이 된다.

$$W_{F, C} = W_{F, D} + \Delta W_{F, rot} + \Delta W_{F, heat} + \Delta W_{F, mat} \quad (16)$$

표 6 및 그림 7은 60초 동안 회전수 71%에서 89%까지 가·감속하였을 때 순추력과 연료 소모량, 순추력과 비연료 소모율의 관계를 보정 전·후를 비교해 나타낸 것이다.

표 6. 가감속에 대한 연료 소모량 보정량(최대 차이인 점에서)

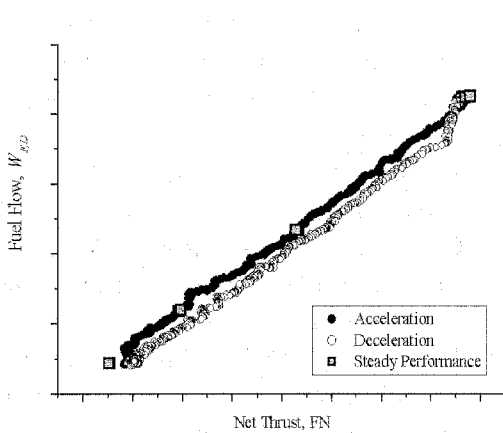
	보정 전		보정 후	
	$\frac{W_{F, D}}{W_{F, D, steady}}$	ΔW_F	$\frac{W_{F, C}}{W_{F, D, steady}}$	ΔW_F
Acc.	98.33%	1.67%	98.66%	1.34%
Dec.	93.65%	6.35%	96.32%	3.68%

그림 7(a) 및 (c)에서, 같은 순추력에 대한 연료 유량이 정상상태·가속·감속의 경우에 모두 다른데, 이 차이가 천이효과를 정의한다고 할 수

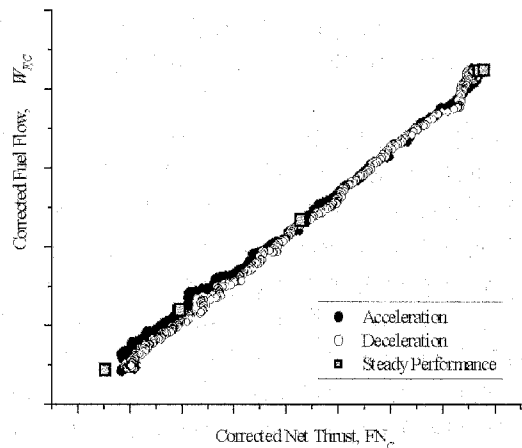
있다. 가속 시험의 경우 보정 전의 데이터가 정상상태 성능 데이터와 큰 차이를 보이지 않는 것은, 엔진 제어가 서지(surge) 방지를 위하여 가속률을 제어하기 때문으로 판단된다. 반면 감속의 경우는 연료 소모량 기준으로 정상상태 성능 데이터와 최대 6.35%까지의 차이를 보여 가속의 경우보다 컸다. 이 차이는 보정 후 최대 3.68%로 감소했다.

4. 결 론

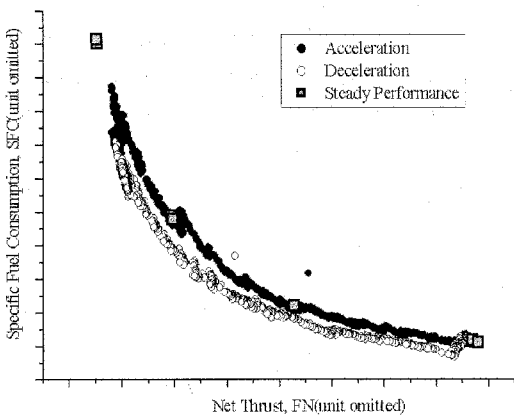
지금까지 논의한 연구로부터, 가스터빈엔진 천이상태 성능시험 결과에서 정상상태 성능을 예측할 수 있는 보정 기법을 획득했다. 이 기법의 특징은 다음과 같다.



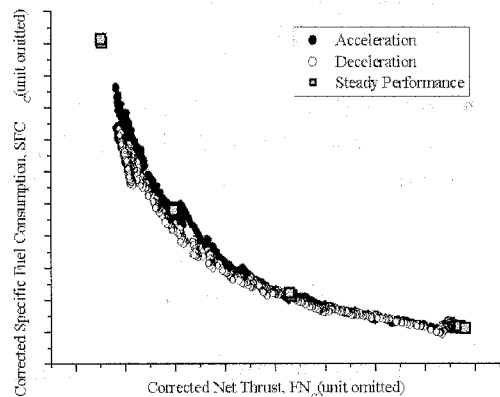
(a) 연료 유량 (보정 전)



(b) 연료 유량 (보정 후)



(c) SFC(보정 전)



(d) SFC(보정 후)

그림 7. 천이 효과 보정 전/후의 연료 유량 및 SFC 비교

- 이 기법은 정상상태 성능시험에 비해 특별히 추가되는 시험 장비 없이 적용할 수 있도록 했다.
- 이 기법은 엔진의 천이 상태 제어 로직에 의존하지 않으며, 개별 엔진 데이터(회전축 관성 모멘트, 각 부품의 성능 맵 등)를 사용해 공통적으로 적용할 수 있다.
- 이 기법을 적용할 경우 예측된 연료 소모량과 정상상태 성능시험으로 측정된 연료 소모량의 차이가 최대 3.68% 이내였다.

반면 천이상태 성능시험은 정상상태 성능시험에 비해 그 소요 시간이 훨씬 짧기 때문에, 시험에 소요되는 자원 및 인력이 절약된다. 예를 들어 회전수 71%~89% 범위 중 6 지점에서 정상상태 성능 데이터를 얻는 데에는 49분의 시간이 소요되지만, 60초 동안 가속하는 천이상태 성능 시험에서는 22분 안에 시험을 수행할 수 있다.

앞으로 이 기법이 정상상태 성능시험을 대체하는 기법으로서 완전히 정립되기 위해서는 다음과 같은 면에서 보완 연구가 진행되어야 한다.

- 열적 천이효과를 세분화해서 고려하는 등 천이효과 모델 개선을 통해 예측 정확도를 더욱 향상시킨다.
- 여러 시험 조건에서 천이상태 및 정상상태 성능시험을 수행함으로써 기법 검증을 거친다.

Astronautics and Aeronautics, Vol. 98, 1985.

3. 부준홍 외, "서지한계 설정을 이용한 터보 제트 엔진의 연료유량 제어 모사", 한국항공우주학회지, 제25권 제3호, 1997.
4. 공창덕 외, "ICV 방법을 이용한 가스터빈엔진 동적 모델링에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제28권 제5호, 2000.
5. 최민수 외, "단순 터보제트 엔진의 윈드밀링 특성에 대한 실용적인 예측방법", 한국항공우주학회지, 제24권 제5호, 1996.
6. 전용민 외, "소형터보제트엔진 시험 및 불확도 분석", 한국항공우주학회지, 제30권 제5호, 2002.
7. M. Chappell and R. McKamey, "Adjusting Turbine Engine Transient Performance for the Effects of Environmental Variances", AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion Conference, 1990.
8. Newell D. Sanders, "Performance Parameters for Jet-Propulsion Engines", NASA Technical Note, NASA-TN-1106, 1946.
9. J. Mitchell et al., "Uniform Engine Test Program", AGARD Advisory Report, AGARD, 1982.
10. Pilidis et al., "Gas Turbine Transient Performance" Course Lecture Material, Cranfield Univ., 미출판, 2001.

참 고 문 헌

1. W. F. Kimzey and E. C. Wantland, Jr., "Short Duration Turbine Engine Testing for Energy Conservation", AIAA/SAE 13th Propulsion Conference, 1977.
2. Eugene E. Covert, "Thrust and Drag: Its Prediction and Verification", Progress in