

보조동력용 마이크로터빈 엔진에 대한 과도성능 해석

손호재* · 김수용**

Investigation of Transient Performance of An Auxiliary Power Unit Microturbine Engine

Ho-Jae Son* · SooYong Kim**

ABSTRACT

The easiest way to see the phenomena of compressor surge is to show the static and dynamic operation characteristic on the map. Its operation zone will be restricted by the surge limit and, static and transient process must have some margin for it. Effect of rotor moment of inertia, air/gas volumes and heat transfer are factors to cause the transition from the static line. In case a large volume such as heat exchanger exists in the system it will exert a substantial influence to dynamic characteristics. In the present paper, influence of air volume bled from the compressor exit on transient process is investigated with an example of an auxiliary power unit micro-turbine engine. Turbine mass, pressure ratio, rotation speed, power and moment are calculated based on mass and work conservation. Result from the present study can give guidance to design the control system. A computer program is developed to calculate the dynamic process using the MathCAD commercial software.

초 록

압축기의 씨지 현상을 관찰하는 가장 쉬운 방법의 하나로는 부분품의 성능특성도상에 정적 그리고 동적 운용 특성을 나타내는 것이 될 수 있다. 이 경우 엔진의 작동범위가 씨지 범위에 의하여 제한될 것이고 따라서 엔진은 엔진의 정적 또는 과도 성능의 전 과정에 걸쳐 일정한 씨지 한계를 갖도록 요구되고 있다. 로터의 극관성 모멘트, 덕트 내 공기/가스의 용적 그리고 열전달 효과 등은 엔진의 작동이 정적 특성으로부터 이탈하게 되는 주요 요소들이다. 시스템 내에서 열교환기가 존재하는 경우처럼 큰 용적의 경우 그것은 동적 작동 특성에 상당한 영향을 주게 될 것인데 본 논문에서는 보조동력기관으로 사용되는 마이크로터빈의 예를 들어 엔진의 과도성능 특성에 압축기의 출구에서 추출되는 냉각공기가 미치는 영향을 조사코자 하였다. 질량 및 일 그리고 회전수 일치 법칙에 근거하여 터빈을 흐르는 가스 유량, 압력비, 회전 속도, 동력 그리고 모멘트가 계산되었다. 본 연구의 결과는 제어시스템 설계를 위한 기초 자료로 활용될 수 있을 것이다. 이러한 과도 성능을 계산하기 위한 프로그램을 개발을 위해서 상용 MathCAD 소프트웨어를 사용하였다.

Key Words: Auxiliary Power Unit(보조동력기관), Compressor Surge(압축기 씨지), Transient performance(과도성능), Microturbine Engine(초소형 터빈 엔진)

† 2006년 3월 21일 접수 ~ 2006년 12월 3일 심사완료

* 정희원, 거제대학 메카트로닉스 계열

** 정희원, 한국기계연구원

연락처, E-mail: hjson@koje.ac.kr

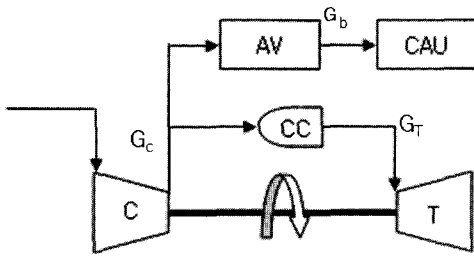
1. 서 론

가스터빈의 성능 향상을 위한 최근의 추세는 냉각시스템의 성능을 향상시키거나 새로운 사이클 개념 및 새로운 내열재료의 적용 또는 기존의 시스템 구성을 개선, 보완하여 보다 복잡한 고도의 Cycle scheme을 구현하는 것 등이다. 이러한 방법들은 모든 설계과정 상에서 정적 그리고 동적 계산을 위한 수학적 모델에 근거를 두고 있다. 동적 상황을 추정하는데 있어 써지 혹은 실속 현상에 대한 정확한 예측은 엔진의 안정적 운용을 위한 중요한 임무 중에 하나로 여겨진다. 이러한 현상을 파악하는 편리한 방법 중의 하나로 정적 또는 과도 상태에서의 작동 궤적을 정상상태 작동선과 병행하여 성능특성도 상에 나타내는 것이다 [1, 2]. 이러한 경우 작동의 범위는 써지 마진에 의하여 제한되게 된다. 대기 조건과 엔진 부하 특성에 따라 엔진의 작동 범위가 개설정되므로 정상상태 및 과도 상태에서의 작동은 반드시 일정한 써지 범위를 가져야 하며 이는 엔진 작동 선으로부터 써지의 경계선까지의 일정한 여유 폭을 가져야 함을 의미한다. 써지의 범위는 가스터빈 엔진의 설계 과정에서 확보되는데 기동 시 이러한 위험한 작동 특성에 대하여 예측할 수 있는 기능은 제어 시스템 구성에 매우 중요한 요소가 되고 있다 [3-5]. 과도 상태 작동 시 엔진의 작동 점은 압축기의 성능특성도 상에 나타나는 정상상태 작동선으로부터 이탈하게 된다. 본 연구의 목표는 이러한 엔진의 과도 성능특성을 계산하는 것이다 [6-8]. 항공기 혹은 선박의 추진기관에서 부하의 급격한 변화는 연료 유량의 급격한 변화를 요구하게 된다. 이러한 경우, 과도성능에 대한 계산은 감소된 연료량에 대하여 일 및 관련 열역학적 변수들에 대한 값을 계산하고 이때 변화된 압력을 계산하기 위하여 부분품 간 유량의 불일치를 검토하는 과정으로 진행된다. 또한 각 부분품 간 토크의 차이를 이용하여 로터의 속도 변화를 계산한다. 이러한 열역학적 변수 계산 및 계산된 모멘트를 적분하는 과정이 지정된 시간

간격 동안 반복되게 된다[9]. 연료 소모율이 갑작스럽게 감소하는 경우 터빈입구온도 및 결과적으로 터빈동력이 압축기 동력에 비교하여 급속하게 감소한다. 그러나 로터의 관성 때문에 작동점은 초기에는 동일한 회전수 선을 따라 이동하게 되기 때문에 가스유량이 오히려 증가하게 된다. 이때 압축기 내에서 유량 증가에 따른 압력 감소는 써지 마진을 증가시키는 결과가 된다. 이와 같이 회전 관성 및 닥트 내 가스 용량은 엔진 작동점이 정상상태에서 벗어나게 하는 주요 요인이 되고 있는데 만일 엔진 작동점이 순간적으로라도 써지 경계선과 교차하게 되는 경우 엔진은 곧바로 비상 정지를 하여야 하는 조치가 뒤따라야 할 것이다. 반면, 엔진이 큰 용적을 가지게 되는 경우 초기 압축기 후단에 설치된 용기로 압축공기가 유출되는데 따른 압축기 내의 유량 감소는 터빈에 비해 상대적으로 크고 이로 인하여 터빈 내 온도가 증가하고 결과적으로 작동점이 써지선에 가까워지는 것으로 나타난다. 이 경우 압축기 성능특성도 상에 나타나는 과도 운전 궤적은 유량 감소에 따른 압력 감소 및 압축기와 터빈 간 출력 차에 의하여 표현될 수 있다. 용적의 크기가 크면 클수록 압력의 감소비율은 작고 궤적의 써지 라인으로 가까워지는 정도는 더 커지는 것으로 보인다.

2. 모델 엔진과 계산 기법

AI-9V 보조 동력 모델은 헬기의 기동 장치로서 압축기 공기를 제공하거나 주 엔진이 작동 정지되는 경우 헬기나 다른 항공기의 예비 DC 동력원으로서 사용되기도 하며 정지 중 헬기나 항공기의 전기 장치를 점검 시 지상에서 공급하는 전력원으로 사용되고 있다 [10]. 입구부를 통해 압축기로 들어오는 대기 공기는 압축기 내에서 압축된 후 흐름이 둘로 나누어지게 된다. 하나는 압축기와엔진 보조 장치 등을 구동하기 위한 동력을 창출하기 위하여 연소기에 들어가고 두 번째 흐름은 압축기 후단 표면에 설치되어



AV: Air volume C: Compressor
 T: Turbine CAU: Compressed air user
 G: Generator CC: Combustion chamber

Fig. 1 Configuration of APU scheme

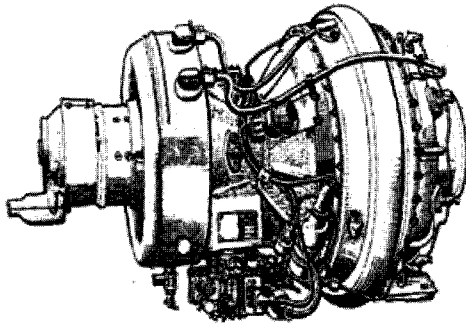


Fig. 2 Auxiliary power unit AI-9V engine

Table 1. Engine Parameters

Gas constant	286.8	J/kg.K
Compressor efficiency	0.724	
Turbine efficiency	0.83	
Combustor efficiency	0.99	
Fuel heating value, LHV	43124	kJ/kg
Combustor pressure drop	3.0	%
Rotor moment of inertia	0.07	Kg-m ²
Nominal Fuel consumption	0.01895	Kg/s
Nominal rotational speed	36,750	Rpm
Relative rotor speed, n	1	
rotor angular velocity	3,850	s ⁻¹
Turbine inlet temperature	1,025	K
Turbine inlet pressure	0.299	MPa
Turbine gas mass flow rate	1.244	Kg/s
Turbine exhaust resistance	0.01354	MPa
Compressor outlet pressure	0.308	MPa
Compressor air mass flow	1.663	kg/s
Compressor inlet resistance	0.0019	MPa
Air volume outlet flow rate	0.419	kg/s

있는 닥트를 통하여 압축기와 연결된 Stilling chamber로 들어간다. 스틸링 챔버로부터 그 압축공기는 자동 공기 공급밸브에 의하여 헬기 엔진의 기동 장치로 보내진다. 본 연구에서는 이러한 공기가 공기를 수집하는 용기(Air Volume)로 보내진 후 거기로부터 다시 수용자에게 공급되는 것으로 가정한다. 본 연구에 모델로 사용된 AI-9V 엔진의 성능 특성 자료는 일반적인 가스 터빈 엔진의 압축기 성능특성 자료를 축소하여 사용하였다. 본 연구의 목적이 AI-9V엔진 자체의 탈설계 성능예측보다는 압축기 Bleed air valve 이후에 일정한 크기의 공기용기(Air Volume)가 설치되는 경우 설치되는 공기용기의 용적의 크기 변화가 압축기 성능특성도에 미치는 영향을 알아보기 위한 것이므로 AI-9V엔진의 압축기 성능특성도가 아닌 일반적인 압축기 성능특성도를 사용하더라도 충분한 소기의 목적을 달성할 수 있다고 할 수 있다. 물론 보다 정확한 실제적 응용을 위해서는 AI-9V엔진 고유의 압축기 성능특성도가 요구된다 하겠다. 두 부분품 사이의 유량과 일의 보전 법칙으로부터 터빈 내 온도와 압력이 계산되었다. Fig. 1은 사용된 보조동력장치 및 부속품의 구성도를 나타내고 있다. 공기용기는 압축기와 수용자 사이에 위치하고 있다. 압축기출구에서 유동은 두 지류로 분리되는데 하나는 연소기로 향하고 다른 하나는 공기용기로 흐르게 된다. 이 공기용기는 압축기 및 터빈과 직접적으로 연결되어 있으므로 내부 용적의 일부분으로 간주될 수 있다. 연소기 내부로 유입되는 연료량은 매우 적으므로 무시하는 것으로 한다. Fig. 2는 본 연구에 예로 사용된 AI-9V 보조 동력 엔진의 모습이다. Table 1에는 계산을 위해 사용된 기본적인 엔진 변수들 값이 나타나 있다. 이 엔진은 70년대 초에 개발되었고 현재의 유사한 동력의 APU들과 비교하여 압축기와 터빈 효율이 낮은 편이다. 계산은 정격 상태에서부터 시작되는데 주어진 정상상태 하에서 연료량이 고정되는 경우 엔진 회전수와 기타 변수들의 값들이 고정되게 된다. 그러나 가속 또는 감속하는 동안에는 압축기와 터빈 사이의 균형

이 더 이상 적용되지 않게 되고 터빈 동력이 압축기 동력을 초과하게 되는 경우 엔진은 가속하게 된다. 정상상태에서의 엔진 작동 선은 최소의 유량 변화를 하는 동안 엔진의 변수 값들을 계산함으로써 이루어진다. 계산하는 동안 터빈 유량은 일정하며 질식된다고 가정하여 $\alpha = G_t \sqrt{T_t} / P_t$ 와 같은 것으로 계산하였다. 압축기, 터빈, 연소기의 효율들도 일정하다고 가정하였다. 공기용기로부터 유출되는 유동은 입계상태에서 유출되는 것으로, 즉 질식되는 것으로 가정하였다. 유체가 통과하는 부분품 내에서의 열 저항은 본 연구에서는 고려하지 않았다. 과도 성능을 조사하기 위하여 과도 상태가 지속되는 시간을 여러 작은 시간대로 나누어 분할하여 수행하였다. 각 시간대 Δt 에서 흐름이 이루어지는 영역내의 열역학적 변수들의 값을 계산하였다. 이러한 변수들의 값들이 계산되면 각 부분품들의 동력이 계산되고 이들 동력간의 차에 의하여 회전축의 속도 및 토크가 계산되었다. 계산된 토크 값은 주어진 시간에 대하여 적분이 됨으로서 회전 속도 변화를 계산할 수 있다. 이러한 열역학적 변수 값 계산 및 토크에 대한 계산은 필요한 만큼의 시간대에서 반복적으로 수행되었다. 회전체에 대한 동적 거동을 계산하기 위한 식은 다음과 같다.

$$J \frac{d\omega}{dt} = M_t - M_c \quad (1)$$

그리고 공기용기 내 동적 거동은 다음 식으로 계산된다. 여기서 J 는 엔진 로터부의 극관성 모멘트를, w 는 각속도를 나타내며 M 은 모멘트를 접미사 t 와 c 는 터빈과 압축기를 지칭한다.

$$\frac{V}{RT} \frac{dP_c}{dt} = G_c - G_t - G_b \quad (2)$$

과도 성능 계산 중 부분품 간 동력의 불균형이 발생하는 것으로 가정하고 이때 유량 불일치 조건에 의하여 압축기내의 압력변화율을 계산하였다. 동력의 차를 이용하여 회전수 변화를 계산하였으며 써지 마진은 다음의 식으로 계산되었다. 공기 용기의 용적은 0.02로부터 6m^3 까지 변화

하는 것으로 설정하였다.

$$K_y = \frac{Pr_s}{m_s} / \frac{Pr_{op}}{m_{op}} \quad (3)$$

3. 시뮬레이션

과도 성능은 엔진 성능 변수들이 시간에 따라 변화하는 작동영역을 가리킨다. 실제 엔진에 있어서 엔진 작동에 영향을 주는 유일한 요소는 연료량의 변화이다. 연료량의 변화는 일반적으로 사전에 주어진 연료 분사계획에 의하여 이루어지는데 연료량의 급작스러운 증가나 감소는 "Bodie" 라는 항공기의 비상 비행시험 중 실시되곤 한다. 감속을 시작하기 위하여 연료를 단계적으로 감소시키는 경우 회전체의 속도 감소는 요구된 것보다 빠르게 진행된다. 본 연구에서는 정격 상태에서의 연료량 대비 50%, 25%까지 연료가 감소된 후 다시 증가되는 경우 및 연료가 완전히 중단된 이후 다시 연료 증가가 시도된 경우에 대하여 과도 성능해석이 이루어졌다. 계산 과정 상 주어진 연료량 하에서 미리 정해진 반복계산 값에 도달하면 연료가 다시 증가하는 것으로 하였다. 비교를 위한 목적으로 과도성능 계산 결과는 정상상태 작동선과 같이 표시되었다. 전 계산과정에서 시간 간격은 0.01초로 고정하였다. 주어진 연료량 및 고정된 공기용기의 용적 값 하에서 유량, 토크, 출력 및 회전수가 계산되었다. 공기용기의 용적이 작은 경우 연료 감소에 따른 압축기 및 터빈의 출력 감소가 크게 나타났고 작동점은 온도와 압력 감소가 크게 나타나는 방향으로 진행되었다. 이때 관성모멘트에 의하여 초기에는 작동점이 같은 회전속도선을 따라 움직이는 것으로 나타났다. 이 경우 터빈 출력의 감소율은 압축기 소요동력의 증가율에 비하여 큰 것으로 나타났다. 토크가 균형을 이루는 경우 과도 성능 곡선은 정상상태와 유사하게 나타났다. 그러나 공기 용기 내 용적의 크기가 큰 경우 유량 감소에 따른 출력 감소가 작고 압축기내의 유량 감소로 인하여 온도는 증가하며

결과적으로 작동선은 써지 경계선 쪽으로 움직이는 것으로 나타났다.

4. 결과 분석

감속과 가속 과정에서 보조 동력용 마이크로 터빈 엔진의 과도 성능을 조사하기 위해 일정 시간 동안 정상상태에서 연료 유량의 단계적 감속이 이루어졌으며 이후 연료량이 다시 증가하는 것으로 하였다. 로터 속도의 변화는 로터의 관성 모멘트와 토크에 의존하는데 연료 유동이 단계적으로 감소하면 흐름의 온도와 압력이 감소하고 동시에 부분품의 동력도 감소한다. 터빈 동력의 감소는 회전 속도를 감소시키며 이때 감소율은 관성 모멘트의 크기에 따라 결정된다. 터빈 유량의 증가는 공기용기 내 용적의 압력을 감소케 하는데 이때 그 감소율은 용적 크기에 따라 달라진다. 이들 비율의 상대적 크기로 인하여 과도특성 시 작동 점의 방향이 변화한다. 용기의 용적이 작을 때 유동 관성은 로터의 관성보다 작아 작동 방향은 동일 속도선을 따라서 써지 경계선 쪽으로 이동한다. 한편 연료 공급을 연속적으로 증가시키면 써지 마진이 감소하는 방향으로 진행되며 용기 내 용적이 큰 경우에는 용기 내 압력 감소는 비교적 작고 이때 작동점은 로터 속도의 감소와 함께 써지 경계선 쪽으로 이동한다. 용기의 용적이 중간 크기인 경우 초기 작동점의 이동 방향은 앞에 언급된 두 경우의 중간을 택하게 되는 것으로 나타나고 있다. Fig. 3은 연료량이 정상상태의 50%인 경우 계산 결과를 보여준다. 용기의 체적이 $V=0.02 \text{ m}^3$ 인 경우 (Fig. 3) 작동점은 초기에는 동일 회전수 곡선을 좇아 가다가 이내 저속 회전수 곡선 방향으로 이동한 후 감소된 연료량 조건에서 부분품간 성능의 결합이 이루어지면서 정상상태 작동 곡선과 평행하게 이동하는 것을 볼 수 있다. 이 경우 과도성능 곡선은 정상상태 곡선의 아래에 위치하게 되며 따라서 써지로부터 자유로운 것을 볼 수 있다. 그러나 그림의 과도성능 곡선에서 작은 원으로 표시된 지점으로부터 유량이 다시 증가하게 되면 터빈 온도는 증가하게 되고 이때 터빈 출력의 증가율은 압축기 동력의 소모율보다 커서 회전수가 증가하게 된다. 이때 과도

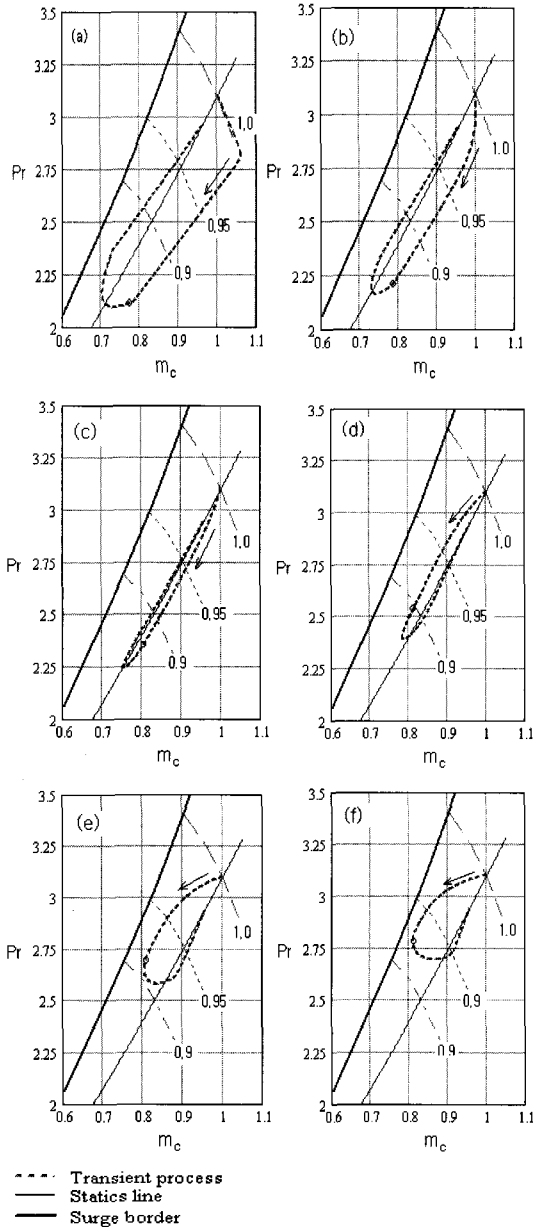


Fig.3 Engine transient trajectory on compressor characteristic. Fuel flow step decreasing to 50 %, then fast increasing. Air volumes in m^3
 a) $V=0.02$ b) $V=0.5$ c) $V=1$
 d) $V=2$ e) $V=4$ f) $V=6$

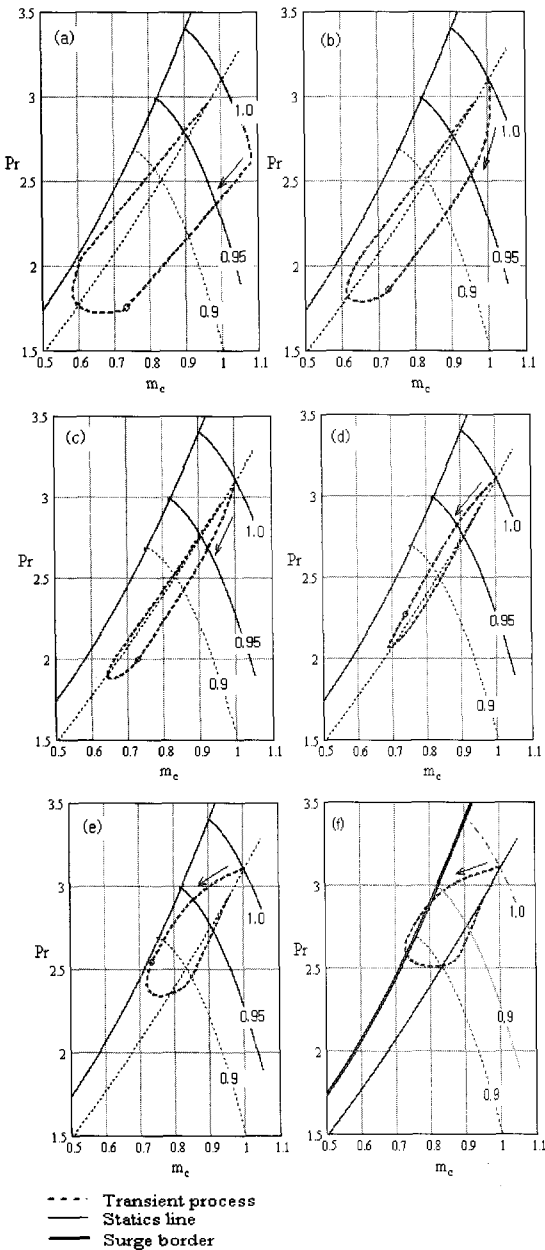


Fig. 4 Engine transient trajectory on compressor characteristic. Fuel flow step decreases to 25%, then increase again. Air volumes in m^3

- a) $V=0.02$ b) $V=0.5,$ c) $V=1.0$
- d) $V=2$ e) $V=4.0,$ f) $V=6.0$

성능곡선의 궤적은 시계방향으로 이동하는 것으로 나타난다(Fig. 3a~3c). 따라서 초기 감속 시에는 써지로부터 안전하지만 재 가속 시에는 써지로부터 불안전해지는 것을 알 수 있다. 작동점이 정상상태로부터 이탈하는 정도는 용기 내 용적의 크기가 증가함에 따라 감소하는 것으로 나타나고 있다. 중간 용적의 경우 (Fig. 3c) 정상상태에 가까워지는 것으로 나타나고 있다. 용기 내 용적을 더 증가시키면 과도 성능 특성은 반시계 방향으로 변화하고 이때 정상상태 곡선으로부터의 이탈하는 정도의 크기는 용기 내 용적 크기의 증가와 함께 증가한다. 이 경우 감속 시 불안정한 상태가 되며 가속은 안전한 상태가 된다. 연료 유동이 Fig. 4에서처럼 25% 감소하는 경우 과도성능은 Fig. 3과 유사한 경향을 나타내지만 궤적의 길이와 정상상태로부터의 이탈 정도가 커지게 되어 써지에 걸리는 가능성은 재 가속 시 증가한다. 반 시계 방향의 경우 상황은 반대가 된다. 연료가 갑자기 중단될 경우(Fig. 5) 감속은 비록 용기 용적이 증가하는 경우 다시 써지의 증가가 일어날 가능성이 있지만 적은 용기 용적의 경우에는 써지로부터 안전하다. 용기 용적이 $2m^3$ (Fig. 5d)일 때 궤적은 정상상태의 작동선과 교차한다. 써지와 교차하는 시간은 용기의 용적의 증가와 함께 감소한다. 이와 같은 현상을 비추어 볼 때 용기의 용적의 크기는 써지 발생과 관련하여 과도성능에 매우 중요한 영향을 주는 것을 알 수 있다. 용기 용적이 크면 클수록 감속 과정에서 초기 연료 감소 기간 동안 써지 경계와 마주칠 가능성이 증가하게 되고 용기 용적이 작을수록 처음 감속이 완료된 후 재 가속 과정 동안에 써지와 마주칠 가능성이 더 많아지는 것으로 나타나고 있다. 이런 현상은 연료 감소의 양이 증가하면 더욱 분명해진다.

Figure 6은 가스 용적이 $0.02m^3$ 인 경우 과도성능 시 압축기와 터빈 출력 변화를 보여주고 있다. Fig. 7은 용기의 용적이 $6m^3$ 인 경우를 보여주고 있다. 연료의 증가와 감소와 함께 터빈 출력이 증가 또는 감소하고 있음을 볼 수 있다. 터빈 출력의 감소율은 처음 5초 동안 압축기 보다

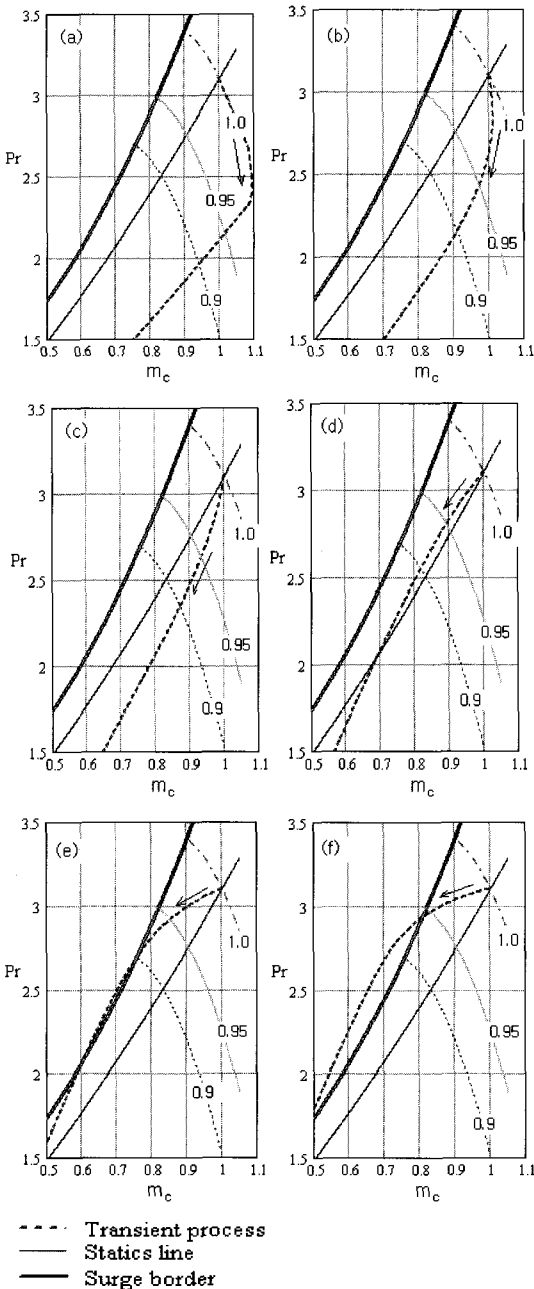


Fig. 5 Engine transient trajectory on compressor characteristic. Fuel flow is cut off. Air volumes in m^3

- a) $V=0.02$ b) $V=0.5,$ c) $V=1.0$
- d) $V=2$ e) $V=4.0,$ f) $V=6.0$

더 크게 나타나며 그 이후 압축기의 감소율을 초과하게 되고 로터 속도는 증가하고 있다. 일반적으로 회전속도의 변화는 압축기 소요동력의 변화 패턴과 매우 유사하게 나타나고 있다. 용기의 용적이 작은 경우 과정이 보다 빠르게 진행되는 것으로 나타난다.

앞서 모델링과 계산에 대한 설명부분에서 이미 언급된 바와 같이 써지 마진 K_y 는 써지점과 작동점간의 압력비와 유량비로 정의되며 $K_y > 1$ 의 경우 작동점이 아직 써지 경계를 통과하지 않은 것을 의미하며 일반적으로 $K_y < 1.15$ 인 경

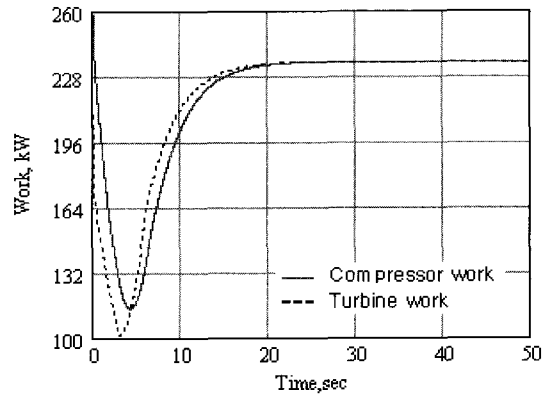


Fig. 6 Variation of work in compressor and turbine with time at air volume $V= 0.02m^3$

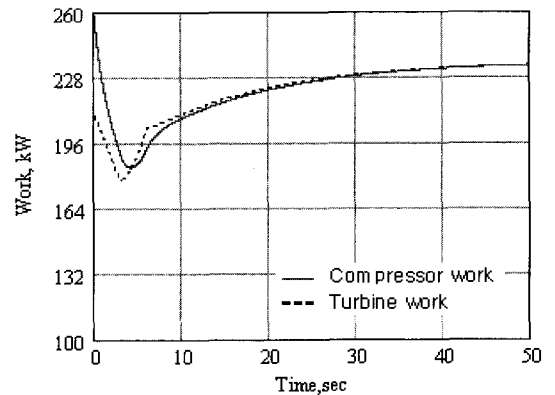


Fig. 7 Variation of work in compressor and turbine with time at air volume $V= 6m^3$

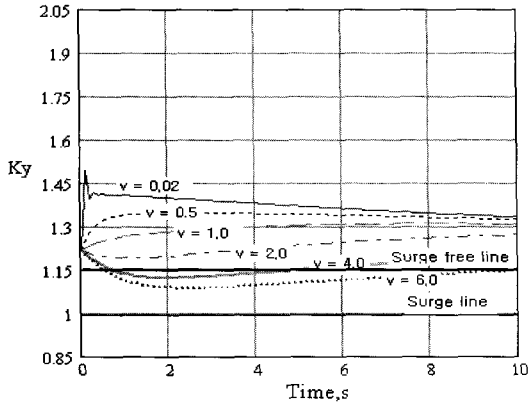


Fig. 8 Compressor surge margin versus for different air volumes with fuel flow rate decreased to 0.5 of the nominal condition

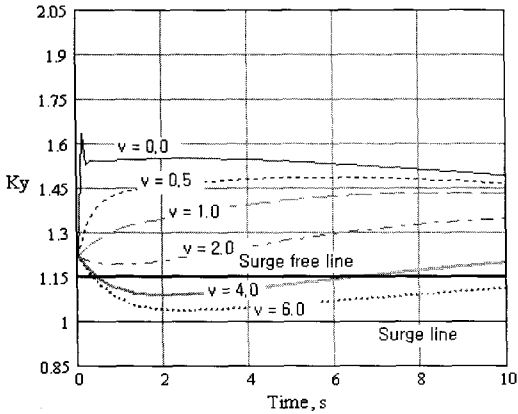


Fig. 9 Compressor surge margin versus for different air volumes with fuel flow rate decreased to 0.25 of the nominal condition

우 작동은 안전하지 않은 것으로 판단한다. 정상상태의 50%까지 연료가 감소하는 경우 용기 내 용적이 0~2 m³인 경우 전 과도상태가 써지로부터 안전한 것으로 판단된다. Fig. 9는 연료 유량이 정상상태의 25%일 때의 결과를 보여준다. Fig. 8과 같이 용기 용적이 V=2 m³인 경우가 시스템에 적용할 수 있는 최고 값으로 판단된다. 연료 유량이 Fig. 10에서처럼 완전히 중단되는 경우, 그리고 용기 용적이 2 m³이하인 경우는 연료량 50%, 25% 경우와 같이 써지가 발생하지 않는다. 연료 공급이 완전히 중단되는 경우 과도성능 특성은 감소되는 동안 적은 용기 용적에서

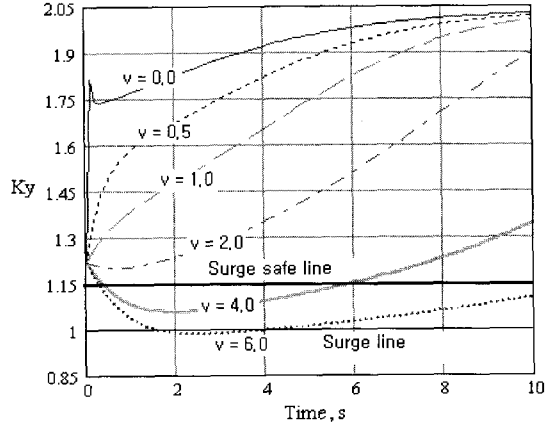


Fig. 10 Compressor surge margin versus for different air volumes with fuel cutoff. Air volumes are in m³

보다 넓은 써지 마진을 가지고 있음을 보여주고 있다. 용기 용적이 V>2 m³인 경우 작동점은 정상상태 곡선 위쪽을 이동하면서 써지 경계선에 근접하는 것으로 보인다. 이상의 결과를 요약하면, 주어진 보조동력의 작동 상황 하에서 용기 내 최고 용적의 크기는 약 2 m³가 되는 것으로 보인다. 본 연구는 주어진 보조동력용 마이크로터빈 엔진의 작동 조건 하에서 단지 용기 용적의 크기와 압축기 성능특성 간의 관계를 보여주기 위한 것이며 텡 간격 및 열전달 실험을 통한 검증을 통하여 보다 유효하게 실제적 적용에 활용될 수 있다고 판단된다.

5. 결 론

본 논문에서는 보조 동력기관의 예를 사용하여 압축기 성능특성도 상에 나타난 정상상태 및 과도 상태의 성능특성을 조사코자 하였으며 연료 공급을 갑자기 감소시키는 경우 압축기 방출 밸브에 설치된 용기 내 용적의 크기가 동적 성능에 미치는 영향이 조사되었다. 연구 결과 다음의 결론에 도출되었다.

- 부분품 간 설치된 용기의 용적 크기는 직접적으로 써지 발생에 영향을 미치고 있음이 확인

되었으며 이들 간의 상관성은 로터의 관성 모멘트와 용적 크기에 의하여 결정되는 것으로 나타났다.

- 용기 내의 용적이 적은 경우, 연료량의 급속한 감소 시 엔진은 씨지로부터 안전한 것으로 나타났다.
- 용기 내 용적이 큰 경우, 연료 공급의 갑작스런 감소로 씨지가 발생할 수 있으므로 씨지 발생을 막기 위한 추가적인 조치가 필요한 것으로 판단된다.
- 용기의 용적이 작은 경우 연료 감소율이 클수록 엔진 감속 후 재 가속 시 씨지 발생의 가능성이 증가하는데 비하여 용기의 용적이 큰 경우 초기 감속 시 씨지와 충돌할 가능성이 높은 것으로 나타나고 있다.
- 주어진 작동 조건 하에서 용기 용적이 2m^3 또는 이상인 경우 씨지를 피하기 위한 별도의 체크 밸브가 설치되어야 할 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. A.G. Kostyuk and A.N. Sherstyuk, "Gas Turbine Unit", 1979, Chapter 1 and Chapter 7
2. Ya. I. Shner, B.M. Kapinos and I.B. Kotlyar, "Gas Turbine", Ch. 4
3. Philip Walsh and Paul Fletcher, "Gas Turbine Performance", 1998, Ch 5 and 8
4. Cohen, H., Rogers, G.F.C, and Saravanamutto, H.I.H., "Gas Turbine Theory", 1987, 3rd Edition, pp.309-36
5. J.L Kerrebrock, "Aircraft Engines and Gas Turbines", 2nd Ed. 1992, MIT press, Ch. 8
6. Kurzke, J., 1995, "Advanced User Friendly Gas Turbine Performance Calculations on a Personal Computer", ASME paper GT-14
7. T. Korakianitis and K.J. Beier, "Investigation of the Part-Load Performance of Two 1.12MW Regenerative Marine Gas Turbines", Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, April 1994, Vol. 116, pp.418-423
8. C. R. Simmons, "Gas Turbine Manual", 1968, Chapter 13, pp.239-255
9. N.R.L. Maccallum, "Gas Turbine Transient Performance", 1995, Lecture note, Cranfield University
10. Ivchenko Progress, "AI-9V gas turbine engine maintenance manual", 1981, June, Chapter 1
11. Wilson, D.G., 1985, "The Design of High - Efficiency Turbomachinery and Gas Turbines", MIT press, pp.101-140