

액체로켓 엔진 성능 보정용 제어밸브의 고유유량특성 계산

박순영* · 조원국** · 설우석***

Evaluation of the Inherent Flow Coefficient of the Control Valve in the Liquid Propellant Rocket Engine

Soon-Young Park* · Won-Kook Cho** · Woo-Seok Seol***

ABSTRACT

It is important for the liquid rocket engine to meet the exact performance requirements in order to guarantee the successful mission of the launch vehicle. Usually, a ground combustion test for the engine is conducted to reduce the performance error and for the tuning. For the gas-generator (GG) cycle engine, this adjustment process can be easily tuned by means of the control valves. A linearized correlation between the process parameters of the control - the combustion chamber pressure and the mixture ratio of engine - and the independent parameter of the control- rotational angle of the control valve - could be suitable to reduce the tuning errors. Also this linearity can reduce the effort for the tuning and make the process more explicit by ensuring a more intuitive control. In this point, we proposed an algorithm in the frame of the in-house-developed program to obtain the control valves' inherent characteristics which satisfy the linearity.

초 록

액체로켓 엔진이 발사체의 추력원으로써 임무를 성공적으로 완수하기 위해서는 주어진 성능 요구조건을 충실히 만족시킬 수 있어야 한다. 가스발생기 사이클 엔진의 경우 엔진을 구성하는 각 구성품들의 성능 분산을 보정하는 지상 시험을 거치게 되며, 이때 보정용 제어밸브를 이용하여 추력이나 혼합비 등의 엔진 성능을 요구수준 이내로 보정하게 된다. 이러한 보정용 제어밸브의 고유유량특성(Inherent Flow Characteristics)을 제어 대상값과 선형적인 관계를 가지도록 선정함으로써 보정 과정을 간단하면서도 예측가능한 형태로 가져갈 수 있다. 이에 본 연구에서는 기존에 개발된 엔진 모드해석 프로그램을 응용하여 추력 및 혼합비 보정용 제어밸브의 고유유량특성을 계산하기 위한 알고리즘을 제안하고, 실제 엔진의 작동 모드를 계산하였다.

Key Words: Liquid Propellant Rocket Engine(액체로켓 엔진), Control Valve(제어밸브), Inherent Flow Characteristics(고유유량특성)

* 한국항공우주연구원 발사체엔진팀

** 한국항공우주연구원 발사체엔진팀

*** 한국항공우주연구원 발사체엔진팀
연락처, E-mail: psy@kari.re.kr

액체로켓 엔진은 발사체 임무를 만족시킬 수 있도록 요구되는 정확한 추력과 혼합비를 만족시켜야 한다. 발사체의 핵심 추진 장치로써 액체로켓 엔진은 임무설계에서 요구되는 추력 범위를 만족한 상태의 운전이 가능해야 하며, 또한 비행 종료 시점까지 산화제 및 연료 추진제를 혼합비에 맞추어 소진하여 추력 생성과는 상관 없는 추진제 탱크 잔류 추진제의 양을 최소화할 수 있도록 혼합비를 예측 가능한 범위로 조정할 수 있어야 한다. 액체로켓 엔진의 경우 이러한 성능 요구조건을 충족시키기 위하여 RL10A-3-3[1], SSME[2] 및 LE-7[3] 엔진 등과 같이 실제 비행 중에 폐회로 제어를 수행하는 경우가 있으며, 이와는 반대로 지상 시험에서 최종적으로 성능 분산을 보정하고 비행 중에는 능동 제어를 수행하지 않는 F-1 등의 엔진이 있다[4]. 본 연구에서는 비행 과정 중의 폐루프 제어를 수행함으로써 발생할 수 있는 기계적인 신뢰도 감소를 상쇄하면서도 지상 시험에서 쉽고 빠르게 엔진 성능 보정을 수행할 수 있도록 엔진에 제어밸브를 설치하는 방안에 대해서 논의하도록 하겠다. 이러한 지상 보정 개념은 HM-7엔진의 혼합비 제어의 사례와 유사하다고 할 수 있다[5].

Figure 1에 제시되어 있는 것과 같이 추력 보정용 제어밸브(TCV)가 가스발생기 산화제 라인에 위치하며, 엔진 혼합비 보정용 제어밸브(MRCV)가 주연소기 연료 라인에 위치하게 된다. 이들 밸브는 모터를 이용한 전기식 구동 밸브이다. 또한 가스발생기 연료 라인에는 가스발생기 혼합비를 일정하게 유지시켜주기 위한 기계식 스톱 밸브가 위치한다. 본 연구에서는 이들 TCV와 MRCV의 고유유량특성이 제어의 선형성을 확보할 수 있도록 다음과 같은 조건으로 계산을 수행하였다.

"제어밸브의 개도(opening ratio) 또는 제어밸브 구동용 전자식 액추에이터의 회전수(rotational angle, θ)와 제어 목표값인 연소압(Pcc) 또는 혼합비가 선형적인 관계를 가짐으로써 제어의 선형성을 획득할 수 있도록 한다. 이는 제어의 비선형성을 줄여줌으로써 제어 난이

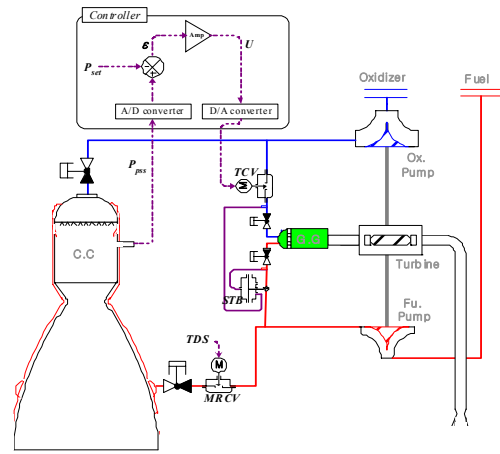


Fig. 1 Schematic of Feedback Control Logic of a Gas-Generator Cycle Liquid Rocket Engine

도를 줄여주고, 신뢰성을 높여줄 수 있다."

본 연구에서는 위의 가정에 따라 기존에 개발된 엔진 모드해석 프로그램을 바탕으로 제어밸브의 고유유량특성을 계산하는 방법을 제시하였으며, 이를 이용하여 실제 밸브 개발에 활용될 수 있는 고유유량특성 곡선을 도출하였다[6].

2. 해석 방법

2.1 고유유량특성 계산 알고리즘

Figure 2에 제시되어 있는 것과 같이 먼저 제어밸브의 θ 에 따른 고유유량특성을 계산하기 위해서 입력값으로 제어밸브의 공칭 저항계수(Kv_{nom}), 밸브 최대 작동점에서의 최소 저항계수(Kv_{min}) 및 각각에 해당하는 스톱 회전수(θ_{nom} , θ_{max})를 정의한다. 이후 모드해석 프로그램을 이용하여 엔진의 공칭 작동점(nominal value)을 먼저 계산하고, 여기에서 얻은 Pcc_{nom} (혹은 O/F_{nom})을 저장한다. 다시 제어밸브를 최대로 열었을 때의 엔진 작동점(Pcc_{max} 혹은 O/F_{min})을 모드해석 프로그램을 이용하여 계산하고, 이로부터 최대값과 중간값을 $n/2$ 개의 섹션으로 나누어 각각의 Kv 에 해당하는 Pcc 를 계산한다. 최종적으로 계산된 Pcc

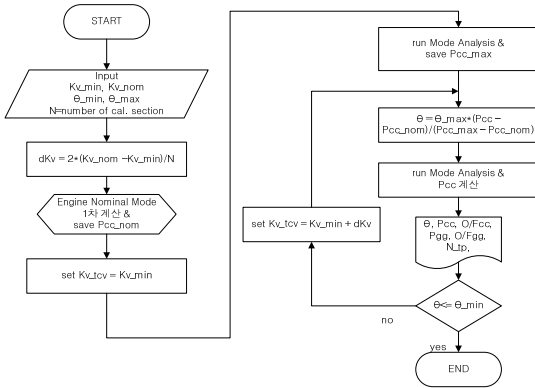


Fig. 2 Calculation Procedure of Determining of the Inherent Characteristics of the TCv

(혹은 O/F)와 θ 를 선형적으로 매칭시켜 제어밸브의 고유유량특성을 계산할 수 있다. 즉, 제어밸브의 거동에 따른 엔진의 정적인 모드 변화에 대한 관계를 도출하고, 이를 제어밸브의 개도나 액추에이터의 회전수와 매칭함으로써 제어밸브의 고유유량특성을 계산할 수 있다.

3. 해석 결과

3.1 TCv 고유유량특성

Figure 3과 같이 θ_{TCv} 에 대하여 선형적인 관계의 P_{cc} 가 되도록 Fig. 4와 같은 고유유량특성을 가지는 제어밸브를 개발할 수 있다. 스톨 축의 회전각이 -180° 에서 $+180^\circ$ 로 변할 때 제어밸브의 손실계수는 15 ~ 1.0 범위로 변해야 하는 것을 알 수 있으며, 그 형태는 2차 함수형태가 될 때 제어 대상 값인 P_{cc} 는 선형적으로 변하는 것을 확인할 수 있다. 이때의 제어 민감도는 다음과 같다.

$$\frac{d\Delta P_{cc}}{d\Delta \theta_{TCv}} = 0.0344 \text{ bar/deg}$$

또한, -180° 에서 $+180^\circ$ 의 스톨 축 회전을 통해 연소압은 $\pm 10\%$ 의 범위로 조정이 가능함을 알 수 있다. 그리고, Fig. 5는 이때의 혼합비 변화를 나타내고 있으며 추력 보정용 제어밸브만

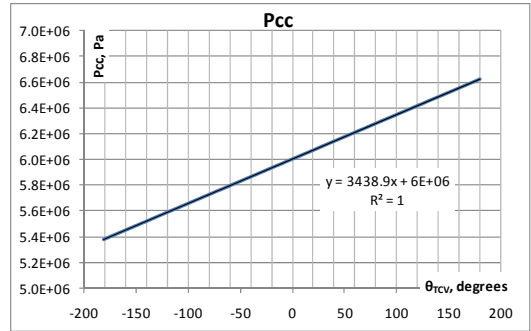


Fig. 3 Correlation between P_{cc} and TCv Throttle Angle(θ_{TCv})

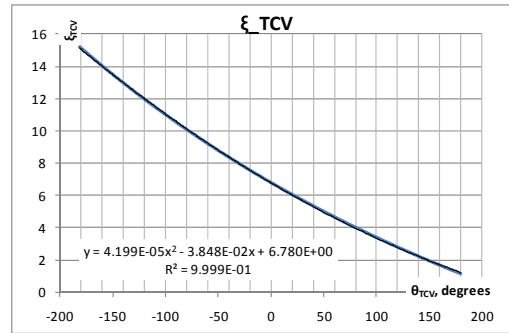


Fig. 4 Inherent Flow Characteristics of TCv

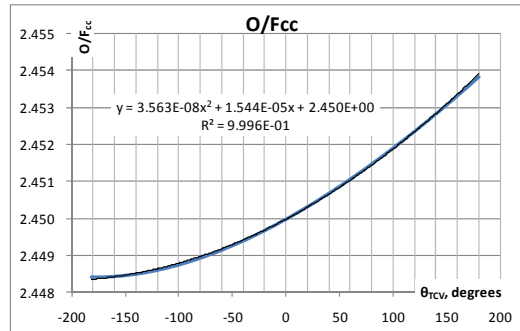


Fig. 5 Correlation between O/F_{cc} and TCv Throttle Angle(θ_{TCv})

구동할 경우에 혼합비의 변화율은 $\pm 0.2\%$ 이내로 극히 미미하다는 것을 알 수 있다.

3.1 MRCV 고유유량특성

마찬가지로 Fig. 6과 같이 θ_{MRCV} 에 대하여 선형적인 관계의 O/F_{cc} 가 되도록 Fig. 7 와 같은

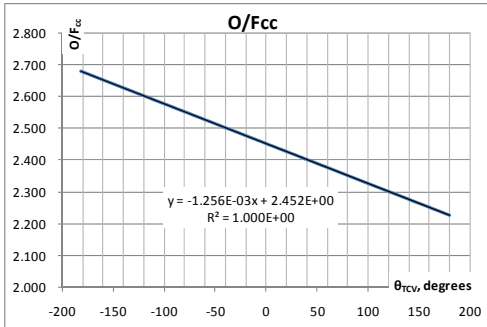


Fig. 6 Correlation between O/F_{cc} and MRCV Throttle Angle(θ_{MRCV})

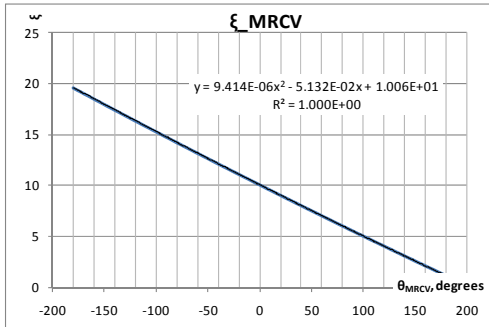


Fig. 7 Inherent Flow Characteristics of MRCV

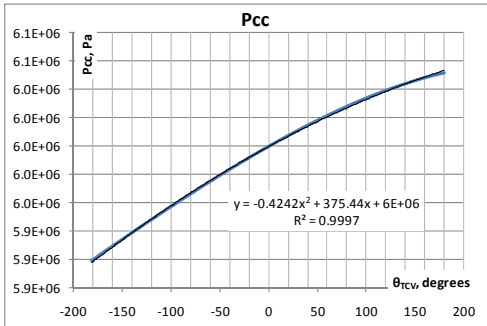


Fig. 8 Correlation between P_{cc} and MRCV Throttle Angle(θ_{MRCV})

고유유량특성을 가지는 제어밸브를 개발할 수 있다. 스톨 축의 회전각이 -180° 에서 $+180^\circ$ 로 변할 때 제어밸브의 손실계수는 19 ~ 2 범위로 변해야 하는 것을 알 수 있으며, 그 형태는 2차 함수형태가 될 때 제어 대상값인 O/F_{cc} 는 선형적으로 변동되는 것을 확인할 수 있다. 다만 이

때의 비선형성은 앞의 TCV에 비하여 그 폭이 좁음을 알 수 있다. 또한, 이때의 제어 민감도는 다음과 같다.

$$\frac{d\Delta O/F_{cc}}{d\Delta\theta_{MRCV}} = -0.001256 \text{ deg}^{-1}$$

즉, 이는 혼합비 보정 밸브를 10도 회전하였을 때 연소기의 혼합비가 0.01256만큼 변동함을 의미한다. 또한 -180° 에서 $+180^\circ$ 의 스톨 축 회전을 통해 혼합비는 $\pm 9.6\%$ 의 범위로 조절이 가능함을 알 수 있다. 그리고 Fig. 8은 이때의 연소압 변화를 나타내고 있으며, 혼합비 보정용 제어밸브만 구동할 경우 연소압은 $-1.36\% \sim +0.9\%$ 의 범위로 변동하는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

액체로켓 엔진의 보정을 위한 제어밸브의 경우 초기 개발 과정에서 그 고유유량특성을 적절히 선택하면 보정 과정에서의 제어시스템 비선형성을 보상하여 제어의 선형성을 향상시킬 수 있다. 본 연구에서는 이러한 제어밸브의 고유유량특성을 엔진 모드해석 프로그램을 이용하여 도출할 수 있는 알고리즘을 제안하였으며, 이를 통해 실제로 가스발생기 사이클 엔진의 추력 보정용 제어밸브와 혼합비 보정용 제어밸브의 고유유량특성을 계산하였다.

향후 이러한 밸브 특성을 적용한 엔진 동력학 모델을 이용하여 제어밸브의 고유유량특성이 엔진의 동특성에 미치는 영향에 대한 추가 연구가 필요할 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Pratt & Whitney Aircraft, "RL10A-3-3 Rocket Engine Design Report," NASA CR-80920, 1966
2. Honeywell, "Space Shuttle Main Engine

- Controller Assembly Phase C-D,"
NASA-CH-135947, 1973
3. Y. Fukushima and et. Al., "Development Status of LE-7A and LE-5B Engines for H-IIA Family," Acta Astronautica, Vol. 50, No. 5, 2002, pp.275-284
 4. Rocketdyne, "F-1 Rocket Engine Data Manual," 1972
 5. J. Grilla, and et. Al., "Status of Ariane 5 Cryogenic Upper Stage Program - Propulsion System," AIAA-2000-3785, 2000
 6. 박순영, 조원국, "가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 모드 해석 프로그램 개발," 2008, KSPE Autumn Conference