



가스발생기 사이클 액체로켓엔진작동 모드 해석의 보정 방법

남창호^{a,*} · 문윤완^a · 박순영^a · 정은환^a

A Correction Method for Operating Mode Analysis of Gas Generator Cycle Liquid Propellant Rocket Engine

Chang-Ho Nam^{a,*} · Yoonwan Moon^a · Soon Young Park^a · Enhwan Chung^a

^a Rocket Engine Development Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding Author, E-mail: nchang@kari.re.kr

ABSTRACT

Operating mode analysis of a liquid propellant rocket engine(LRE) is a crucial tool through the development of an engine. The operating mode analysis of an engine based on a collection of the acceptance tests of components shows discrepancies when compared to the test results. We propose a correction method for performance parameters to develop an engine analysis model for the gas generator cycle of an LRE. In order to simulate engine behavior, the performance parameters for the analysis model are tuned based on the test results of the 75tf engine of KSLV-II.

초 록

액체로켓엔진 작동 모드 해석은 엔진 개발과정에서 설계/시험/분석을 위한 필수 도구이다. 구성품 수락시험 결과를 반영한 엔진 작동 모드 해석은 엔진 시험 결과와 차이를 보인다. 가스발생기 사이클 엔진 작동점 해석 모델에서 엔진 시험 결과를 재현하기 위한 성능 인자를 파악하고 보정 방법을 정의하였다. 연소기, 가스발생기, 터보펌프의 성능과 연소기 배관, 가스발생기 배관의 유량 계수를 보정하여 시험결과와 같은 유량, 압력, 터보펌프 회전수 등 엔진 성능 변수에 상응하는 엔진 해석 모델을 얻었다. 성능 인자 보정을 적용하여 한국형 발사체용 75톤급 엔진의 시스템 해석 모델을 획득하였다.

Key Words: Gas Generator Cycle(가스발생기 사이클), Liquid Propellant Rocket Engine(액체로켓엔진), Operating Mode(작동 모드), KSLV-II(한국형 발사체)

Received 5 June 2018 / Revised 23 August 2018 / Accepted 31 August 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2018년도 춘계학술대회(2018. 5. 30-6. 1, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

액체로켓엔진 작동 모드 해석은 구성품의 성

능을 반영하여 엔진 시스템의 작동점을 정의하고 구성품의 성능 변동이나 제어 요소의 변화에 따른 엔진 성능을 예측한다. 액체로켓엔진 작동 모드 해석을 통해 엔진 각 부분의 유량, 압력, 온도, 터보펌프 회전수 등의 정보를 얻을 수 있으며 엔진 입구 압력, 온도 조건에 따라 달라지는 엔진의 추력, 비추력 성능을 예측할 수 있다. 이와 같은 엔진 해석 모델은 액체로켓엔진의 개발과정에서 엔진 시스템 설계/시험/분석을 위해 사용되는 필수적인 도구이다.

엔진 시험 이전에 엔진의 작동점을 예측하기 위한 엔진 해석 모델의 입력 값으로 각 구성품의 수락시험 결과를 반영한다. 그러나 수락시험결과를 반영했음에도 불구하고 엔진 모드 해석을 통해 획득한 작동점은 엔진시험에서의 시험결과와 일치하지 않는 것이 일반적이다. 이는 엔진시험과 구성품 수락 시험의 조건이 유사하지만 작동 유체, 구조적 구속 조건, 열환경 조건, 입출구 조건 등이 완벽하게 같지 않고 측정의 불완전성이 존재하기 때문이다.

따라서 엔진 모드 해석 모델의 완성을 위해서는 엔진 구성품 성능 인자(parameter)를 보정하여 시험에서 획득한 엔진 거동을 재현하도록 모드 해석의 성능 인자를 조정하는 과정이 필요하다.

본 연구에서는 가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 모드 해석 모델에서 엔진 시험으로부터 획득한 성능특성을 재현하기 위해 조정이 필요한 인자를 식별하고 그 값을 정의하는 방법을 제안한다.

2. 엔진 작동 모드 해석 인자 식별 및 보정

2.1 엔진 시스템 해석 모델

본 연구의 대상은 Fig. 1과 같은 가스발생기 사이클 액체로켓엔진으로 이에 대한 엔진 모드 해석 모델은 [1]에 정의된 바 있다. 엔진 모드 해석에서 작동점 정의에 필요한 성능 변수는 연소기/가스발생기에 공급되는 추진제 유량과 연소기/가스발생기 연소 압력, 터빈과 펌프의 출력

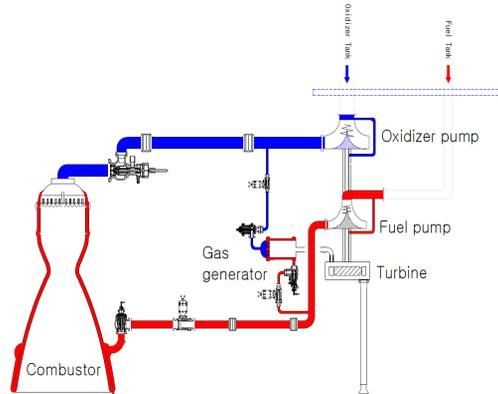


Fig. 1 Schematic of a gas generator cycle liquid propellant rocket engine.

특정하는 물리량으로 정의되어야 한다. [1]에서 정의한 엔진 작동점을 나타내는 성능 변수는 다음과 같다.

- 터보펌프 회전수
- 산화제 유량
- 산화제 펌프 토출압
- 연료 펌프 토출압
- 연소기 연소압력
- 연소기 연료 유량
- 가스발생기 산화제 유량
- 가스발생기 연료 유량
- 가스발생기 연소 압력
- 터빈 adiabatic velocity
- 터빈 효율
- 터빈 출구 온도
- 터빈 출구 압력

위의 성능변수가 엔진 구성품 간의 압력, 유량, 파워 균형을 나타내는 13개의 비선형 방정식에 의해 결정된다[1].

2.2 보정이 필요한 엔진 모드 해석 인자

앞 절에서 정의된 성능 변수가 시험결과와 일치하도록 하기 위해서는 아래의 인자들을 보정해 주어야 한다.

연소기 특성 속도 : c^*_{ox}

연소기 추력 계수 : C_f

가스발생기 특성 속도 : c^*_{gg}

터빈 효율 : η_{tb}

터빈 후방 노즐목 유량계수 : Cd_{tbc}

산화제 펌프 유량-양정 곡선 : $H(Q_o)$

연료 펌프 유량-양정 곡선 : $H(Q_f)$

연소기 산화제 구간 유량계수 : Kv_{CCO}

연소기 연료 구간 유량계수 : Kv_{CCF}

가스발생기 산화제 구간 유량계수 : Kv_{GGO}

가스발생기 연료 구간 유량계수 : Kv_{GCF}

23 연소기 특성 속도(c^*_α)

연소기 유량은 연소기 노즐목 단면적(A_t), 연소기 압력(P_α)에 비례하고 연소기 특성속도(c^*_α)에 반비례 한다[2].

$$\dot{m}_\alpha = \frac{P_\alpha A_t}{c^*_\alpha} \quad (1)$$

연소기 노즐목 단면적과 추진제 유량은 측정값이고 연소기 특성속도는 이론값($c^*_{\alpha,i}$)으로 추정하므로 연소기 특성속도 효율(η_{c^*})을 정의하여 시험과 해석의 수치가 일치하도록 한다.

$$c^*_\alpha = \eta_{c^*} c^*_{\alpha,i} \quad (2)$$

$$\dot{m}_\alpha = \frac{P_\alpha A_t}{\eta_{c^*} c^*_{\alpha,i}} \quad (3)$$

$$\eta_{c^*} = \frac{P_\alpha A_t}{\dot{m}_\alpha c^*_{\alpha,i}} \quad (4)$$

Eq.(4)와 같이 연소기 특성속도 효율(η_{c^*})을 정의하면 시험에서의 연소압에 해당하는 연소기 유량을 갖는 연소기 해석 모델을 정의할 수 있다. 실제 엔진 작동 중에는 연소기 압력의 측정 오차나 연소기 노즐목 면적의 제작 편차, 열팽창에 의한 노즐목 면적 변동이 연소압력에 미치는 영향도 존재하나 이를 따로 구분하여 파악하는 것이 어렵거나 불가능하므로 연소기 특성 속도

효율로 시험과 해석의 차이를 보정하는 것이다.

24 연소기 추력 계수(C_f)

엔진 추력(F_{engine})은 연소기 추력(F_α)과 터빈 배기노즐의 추력(F_{tb})의 합이다. 만일 터빈 배기노즐이 주추력 방향과 일치하지 않는 경우 주추력 방향 성분만을 고려해야 한다.

$$F_{engine} = F_\alpha + F_{tb} \quad (5)$$

일반적인 가스발생기 사이클 엔진의 터빈 추력은 연소기 추력 대비 1%미만이므로 엔진 추력 추정에 미치는 영향은 무시할 만하다.

연소기 추력은 시험과 동일한 유량일 때 연소기 특성속도(c^*_α), 연소기 노즐 추력 계수(C_f), 추진제 유량(\dot{m}_α)의 곱에 비례한다[2].

$$F_\alpha = c^*_\alpha \cdot C_f \cdot \dot{m}_\alpha \quad (6)$$

따라서 엔진 추력을 아래와 같이

$$\begin{aligned} F_{engine} &= c^*_\alpha \cdot C_f \cdot \dot{m}_\alpha + F_{tb} \\ &= c^*_\alpha \cdot \eta_{C_f} C_{f_i} \cdot \dot{m}_\alpha + F_{tb} \end{aligned} \quad (7)$$

진개할 수 있다. 여기서 c^*_α 는 앞 절에서와 같이 연소기 압력을 시험과 일치하는 값으로 정의된 값이므로 연소기 노즐 추력 계수(C_f)를 보정에 활용한다.

엔진 시험에서 측정된 추력과 동일한 값이 해석에서 도출되도록 하려면 아래 식을 만족해야 한다.

$$F_{engine} - c^*_\alpha \cdot \eta_{C_f} C_{f_i} \cdot \dot{m}_\alpha - F_{tb} = 0 \quad (8)$$

여기서 F_{tb} 은 터빈 유량과 가스의 물성치로부터 도출된 계산 값이고 C_{f_i} 는 추력 계수 이론값이다. c^*_α 는 앞절에서 연소기 압력을 정의하기 위해 정해지는 값이며 F_{engine} 과 \dot{m}_α 는 시험 결

과 획득되는 값을 대입하면 다음과 같이 추력계수 효율(η_{C_f})을 정의할 수 있다.

$$\eta_{C_f} = \frac{(F_{engine} - F_{tb})}{c^*_{ex} \cdot C_{f_i} \cdot \dot{m}_{ex}} \quad (9)$$

Eq.(9)와 같이 연소기 추력계수 효율을 정의함으로써 실제 연소기 유량에 해당하는 추력이 발생하는 수학적 모델을 얻게 된다.

2.5 가스발생기 특성 속도 (c^*_{gg})

가스발생기 압력은 가스발생기 특성속도(c^*_{gg}), 추진제 유량(\dot{m}_{gg})에 비례하고 터빈 노즐목 단면적($A_{t,tb}$)에 반비례 한다.

$$P_{gg} = c^*_{gg} \frac{\dot{m}_{gg}}{A_{t,tb}} \quad (10)$$

터빈 노즐목 단면적과 추진제 유량은 측정값이고 가스발생기 특성속도는 이론값($c^*_{gg,i}$)으로 추정하므로 가스발생기 특성 속도를 보정하는 계수를 정의하여 시험과 일치하도록 한다.

$$c^*_{gg} = \eta_{c^*_{gg}} c^*_{gg,i} \quad (11)$$

$$P_{gg} = \eta_{c^*_{gg}} c^*_{gg,i} \frac{\dot{m}_{gg}}{A_{t,tb}} \quad (12)$$

$$\eta_{c^*_{gg}} = \frac{P_{gg}}{\left(c^*_{gg,i} \frac{\dot{m}_{gg}}{A_{t,tb}} \right)} \quad (13)$$

Eq.(13) 같이 가스발생기 특성속도 효율($\eta_{c^*_{gg}}$)을 정의하면 시험에서의 가스발생기 유량에 해당하는 연소압력을 갖도록 보정할 수 있다. 실제 엔진 작동 중에는 가스발생기 압력의 측정 오차나 터빈 노즐목 면적의 제작 편차, 열팽창에 의한 노즐목 면적 변동이 가스발생기 연소압력에 미치는 영향도 존재하나 이를 따로 구분하여 파악하는 것이 어렵거나 불가능하므로 가스발생기

특성 속도 효율로 시험과 해석의 차이를 보정하는 것이다.

2.6 터빈 효율(η_{tb})

터빈 유량 시험 값과 해석 결과가 일치하도록 터빈 효율을 보정한다. 터빈 효율식은 공기를 이용한 터빈의 단독 수락시험결과로부터 획득한 수식이므로 터빈 기체의 특성과 차이를 보정해야 한다.

산화제 펌프 출력(W_{op})과 연료 펌프 출력(W_{fp})의 합이 터빈 출력(W_{tb})과 동일해야 하므로

$$W_{tb} = W_{op} + W_{fp} = \eta_{tb} W_{tb,i} \quad (14)$$

Eq.(14)와 같이 정의할 수 있고 터빈 수락 시험에서 정의된 효율($\eta_{tb,at}$)과 엔진 시험 결과로 보정하는 계수($k_{\eta_{tb}}$)를 도입한다.

$$\eta_{tb} = k_{\eta_{tb}} \eta_{tb,at} \quad (15)$$

$$k_{\eta_{tb}} = \frac{\eta_{tb}}{\eta_{tb,at}} = \frac{(W_{op} + W_{fp})}{W_{tb}} \quad (16)$$

2.7 터빈 후방 노즐목 유량계수(Cd_{tbc})

터빈 출구 압력(P_{tbc})은 터빈 후방 노즐목에서 폐쇄(choking)되므로 이론적으로 터빈 유량(\dot{m}_{gg}), 터빈 후방 노즐목 면적($A_{t,tbc}$)과 아래와 같은 관계식을 만족한다.

$$\dot{m}_{gg} = P_{tbc} A_{t,tbc} \sqrt{\frac{k_{gg}}{R_{gg} T_{tbc}} \left(\frac{2}{k_{gg} + 1} \right)^{\frac{k_{gg} + 1}{k_{gg} - 1}}} \quad (17)$$

여기서 k_{gg} 는 터빈 기체 비열비, R_{gg} 는 터빈 기체 기체상수, T_{tbc} 는 터빈 출구 온도이다.

엔진 시험에서와 동일한 터빈 유량-터빈 출구 압력 관계를 보이는 엔진 해석 모델을 획득하기 위해 터빈 후방 노즐목의 유량 계수 (Cd_{tbc})의 값을 다음과 같이 정의한다.

$$Cd_{tbc} = \frac{\dot{m}_{gg}}{P_{tbc} A_{t,tbc} \sqrt{\frac{k_{gg}}{R_{gg} T_{tbc}} \left(\frac{2}{k_{gg} + 1} \right)^{\frac{k_{gg} + 1}{k_{gg} - 1}}}} \quad (18)$$

터빈 후방 노즐목의 제작편차, 온도와 압력의 측정 오차도 해석과 시험 결과의 차이를 유발할 수 있으나 이는 별도로 구분하지는 않는다.

28 펌프 유량-양정 곡선 ($H(Q_o)$, $H(Q_f)$)

펌프 토출압은 펌프의 유량 - 양정 관계(Q-H curve)로부터 정의되는데 이 관계식은 물을 이용한 펌프 수락시험으로부터 얻는다. 이 값이 엔진 시험에서 실제 유량 측정 오차, 시험 매질의 차이, 토출압 측정 오차 등으로 실제 펌프의 출구 압과 해석결과의 차이를 보인다. 이를 개별적으로 분석하여 보정하지 않고 한꺼번에 보정 계수(k_H)를 적용한다. 펌프 출구 전압(P_e)은 펌프 입구 전압(P_i)과 양정($H(Q)$)의 합으로 표현된다.

$$P_e = P_i + k_H \rho H(Q) \quad (19)$$

이로부터 산화제, 연료 펌프출구압력에 대한 보정 계수($k_{H,op}$, $k_{H,fp}$)를 Eq. (20), (21)과 같이 정의한다.

$$k_{H,op} = \frac{P_{e,op} - P_{i,op}}{\rho_o H(Q_o)} \quad (20)$$

$$k_{H,fp} = \frac{P_{e,fp} - P_{i,fp}}{\rho_f H(Q_f)} \quad (21)$$

29 연소기 산화제 구간 유량계수 (Kv_{CCO})

연소기 산화제 구간(CCO) 유량계수(Kv_{CCO})를 엔진 시험에서 획득한 유량과 차압으로 정의하면 터보펌프 회전수와 연소기 산화제 유량 관계가 시험과 동일한 엔진 해석 모델을 얻을 수 있다.

CCO 유량 계수는 일반적인 정의를 따라 측정된 유량($\dot{m}_{\alpha,o}$), 측정된 추진제 온도와 압력으로 환산된 연료 밀도(ρ_o), 측정된 차압(dP)을 이용하

여 Eq.(22)와 같이 정의된다[3].

$$Kv_{CCO} = \frac{\dot{m}_{\alpha,o}}{\rho_o} \sqrt{\frac{\rho_o / \rho_w}{dP}} \quad (22)$$

여기서 ρ_w 는 상온에서 물의 밀도이다.

구성품 수락시험을 통해 얻은 연소기 산화제 분사기, 중단 밸브, 배관 차압 특성의 합으로도 얻을 수 있는 값이지만 실제 엔진시험에서는 수락 시험과의 계측 오차, 시험 조건의 차이가 있으므로 엔진 시험 결과에서 얻은 Kv_{CCO} 를 엔진 해석 모델에 적용한다.

210 연소기 연료 구간 유량계수 (Kv_{CCF})

연소기 연료 구간(CCF) 유량계수(Kv_{CCF})를 보정하여 엔진 시험에서 획득한 유량과 차압으로 정의하면 연소기 혼합비와 연소기 연료 유량 관계가 시험과 동일한 엔진 해석 모델을 얻을 수 있다.

CCF 유량 계수는 일반적인 정의를 따라 측정된 유량($\dot{m}_{\alpha,f}$), 측정된 추진제 온도와 압력으로 환산된 연료 밀도(ρ_f), 측정된 차압(dP)을 이용하여 Eq.(23)과 같이 정의된다.

$$Kv_{CCF} = \frac{\dot{m}_{\alpha,f}}{\rho_f} \sqrt{\frac{\rho_f / \rho_w}{dP}} \quad (23)$$

구성품 수락시험을 통해 얻은 연소기 연료 분사기, 연소기 재생냉각 채널, 중단 밸브, 제어밸브, 배관 차압 특성의 합으로도 얻을 수 있는 값이지만 실제 엔진시험에서는 수락시험과의 계측 오차, 시험 조건의 차이가 있으므로 엔진 시험 결과에서 얻은 Kv_{CCF} 를 해석 모델에 적용한다.

211 가스발생기 산화제 구간 유량계수 (Kv_{GCO})

가스발생기 산화제 구간(GGO) 유량계수(Kv_{GCO})를 엔진 시험에서 획득한 유량과 차압으로 정의하면 연소기 연소압과 가스발생기 산화제 유량 관계가 시험과 동일한 엔진 해석 모델

을 얻을 수 있다.

GGO 유량 계수는 일반적인 정의를 따라 측정된 유량($\dot{m}_{gg,o}$), 측정된 추진제 온도와 압력으로 환산된 산화제 밀도(ρ_o), 측정된 차압(dP)을 이용하여 Eq.(24)와 같이 정의된다.

$$Kv_{GGO} = \frac{\dot{m}_{gg,o}}{\rho_o} \sqrt{\frac{\rho_o/\rho_w}{dP}} \quad (24)$$

구성품 수락시험을 통해 얻은 가스발생기 산화제 분사기, 종단 밸브, 제어밸브, 배관 차압 특성의 합으로도 얻을 수 있는 값이지만 실제 엔진시험에서는 수락시험과의 계측오차, 시험조건의 차이가 있으므로 엔진 시험 결과에서 얻은 Kv_{GGO} 를 엔진 해석 모델에 적용한다.

2.12 가스발생기 연료 구간 유량계수 (Kv_{GGF})

가스발생기 연료 구간(GGF) 유량계수(Kv_{GGF})를 엔진 시험에서 획득한 유량과 차압으로 정의하면 가스발생기 혼합비와 가스발생기 연료 유량관계가 시험과 동일한 엔진 해석 모델을 얻을 수 있다.

GGF 유량 계수는 일반적인 정의에 따라 측정된 유량($\dot{m}_{gg,f}$), 측정된 추진제 온도와 압력으로 환산된 연료 밀도(ρ_f), 측정된 차압(dP)을 이용하여 Eq.(25)와 같이 정의된다.

$$Kv_{GGF} = \frac{\dot{m}_{gg,f}}{\rho_f} \sqrt{\frac{\rho_f/\rho_w}{dP}} \quad (25)$$

구성품 수락시험을 통해 얻은 가스발생기 연료 분사기, 종단 밸브, 제어밸브, 배관 차압특성의 합으로도 얻을 수 있는 값이지만 실제 엔진 시험에서는 수락시험과의 계측 오차, 시험조건의 차이가 있으므로 엔진 시험 결과에서 얻은 Kv_{GGF} 를 엔진 시스템 해석 모델에 적용한다.

3. 모드 해석 보정의 적용 사례

3.1 한국형 발사체 엔진 시험 결과와 모드 해석 보정

한국형 발사체 1, 2단에 적용될 75톤급 엔진은 액체산소/케로신 가스발생기 사이클 액체로켓엔진으로 2018년 4월 현재 개발 시험을 진행 중이다. 75톤급 엔진 시험 결과를 예제로 엔진 모드 해석 인자의 보정 전/후를 비교하였다(Fig. 2). 모드해석 인자를 별도로 정의하지 않고 구성품의 수락시험결과를 종합한 해석 결과는 시험 결과 대비 최고 8%의 차이를 보이지만 Table. 1과 같이 모드해석 인자를 보정할 경우 1%이하의 차이를 보임을 알 수 있다(Fig. 2).

Table 1. Engine mode analysis parameter correction for KRE-075.

η_{c^*}	combustor characteristic velocity efficiency	0.957
η_{C_f}	combustor thrust coefficient efficiency	0.978
$\eta_{c^*_{gg}}$	gas generator characteristic velocity efficiency	0.950
k_{nb}	turbine efficiency correction	0.992
Cd_{tbe}	turbine exhaust nozzle Cd	0.950
$k_{H,op}$	oxidizer pump flow rate-head curve correction	0.980
$k_{H,fp}$	fuel pump flow rate-head curve correction	0.997
Kv_{CCO}	combustor oxidizer side flow coefficient	132.4
Kv_{CCF}	combustor fuel side flow coefficient	42.67
Kv_{GGO}	gas generator oxidizer side flow coefficient	1.603
Kv_{GGF}	gas generator fuel side flow coefficient	4.375

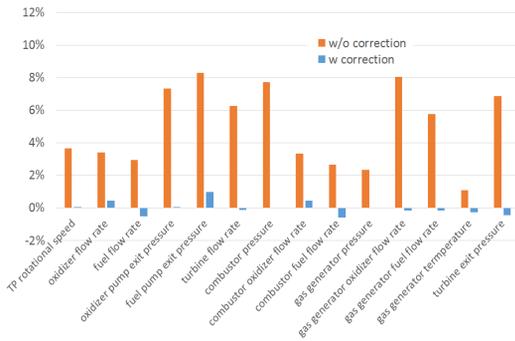


Fig. 2 Deviation between test and analysis in terms of parameter correction.

4. 결 론

가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 시험결과와 일치하는 엔진 해석 모델을 얻기 위한 인자를 분류, 정의하였다. 엔진 시험에서 측정된 유량, 압력, 온도 등을 바탕으로 구성품의 성능을 보정하는 방법을 소개하였다. 엔진 시험에서 시험 환경이나 측정의 불완전성이 존재하므로 시험에서 획득한 물리량이 절대적이라고 할 수는 없으나 엔진 거동을 예측하는 해석 모델의 완성을 위해 성능 인자의 보정값을 획득하는 것이

필수적이다.

한국형 발사체용 75톤급 엔진 개발 시험을 분석한 결과 엔진 모드 해석을 위한 구성품 성능 인자의 보정값은 시제별, 시험별, 시험 시간별 편차를 보였다. 이는 엔진 시제의 제작 편차, 계측 시스템, 시험설비의 주변 환경 등의 영향으로 볼 수 있으며 이에 대한 불확실성을 최소화하기 위한 노력이 필요하다.

References

1. Park, Soon Young and Cho, Won Kook, "Program Development for the Mode Calculation of Gas-Generator Cycle Liquid Rocket Engine", 2008 KSPE Autumn conference, Daejeon, Korea, Nov. 2008
2. Huzel, D. K. and Huang D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", *Progress in Astronautics & Aeronautics*, Vol. 147, pp.13-14, AIAA, 1992
3. Valvias, "Flow Coefficient Definition", retrieved 14 Jan. 2018, from <http://www.valvias.com/flow-coefficient.php>