



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.5.101>

## 액체산소/케로신 가스발생기 사이클 액체로켓엔진 터빈 노즐목 면적 변화 추정 방법

남창호<sup>a,\*</sup> · 문윤완<sup>a</sup> · 박순영<sup>a</sup> · 김진한<sup>b</sup>

### Estimation Methods for Turbine Nozzle Throat Area Reduction of A LOx/Kerosene Gas Generator Cycle Liquid Propellant Rocket Engine

Chang-Ho Nam<sup>a,\*</sup> · Yoonwan Moon<sup>a</sup> · Soon Young Park<sup>a</sup> · Jinhan Kim<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Rocket Engine Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

<sup>b</sup>Rocket Engine Development Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [nchang@kari.re.kr](mailto:nchang@kari.re.kr)

#### ABSTRACT

Carbon deposition on the turbine nozzle throat of a LOx/kerosene gas generator cycle(open cycle) engine causes performance reduction of the engine. Estimation methods for a turbine nozzle throat area are proposed. The discharge coefficient of the turbine nozzle was estimated with the turbine gas properties such as gas constant, specific heat ratio, and temperatures. The pressure ratio and temperature ratio of the turbine nozzle throat, was utilized to estimate the discharge coefficient also. Estimated discharge coefficient of turbine nozzle throat of KSLV-II 1st stage engine shows the carbon deposition effects on the turbine nozzle throat of a LOx/kerosene open cycle engine.

#### 초 록

액체산소/케로신 가스발생기 사이클 엔진의 터빈 노즐목 수트(soot) 침착 특성을 파악하기 위한 변수를 정의하고 한국형발사체 1단 엔진 시험결과에 적용하였다. 터빈 가스의 물성치를 이용한 노즐목의 분출 계수 정의를 하는 방법이 있고 터빈 노즐목 전단과 터빈 배기 노즐목 전단의 압력비와 온도비를 이용하여 분출계수를 정의할 수 있다. 한국형발사체 1단 엔진 시험 결과를 분석한 결과 터빈 노즐목의 분출계수(discharge coefficient)는 시간에 따라 감소하며 동일 엔진에 대한 누적 연소시간에 대해서도 감소하는 경향을 보인다. 누적 시험 초기에는 터빈 노즐목 감소가 그 다음 시험과 연계되지만 일정 시간 이후에는 일정 범위에서 등락을 거듭하는 듯한 특성을 보인다.

Key Words: KSLV-II(Korea Space Launch Vehicle-II), Liquid Propellant Rocket Engine(액체로켓엔진), Kerosene(케로신), Fuel-rich(연료 과농), Gas Generator(가스발생기)

Received 7 June 2019 / Revised 9 September 2019 / Accepted 13 September 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2019년도 춘계학술대회(2019. 5. 29-31, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

액체산소/케로신 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진은 연료 과농의 터빈 가스를 터보펌프의 구동력으로 사용한다. 케로신을 연료로 하는 액체로켓 엔진에서 터빈 가스를 연료 과농으로 사용하는 것은 산화제 과농 가스에 비해 큰 비열 용량(specific heat capacity)을 가지고 있기 때문이다[1]. 또한 터빈 가스의 유로나 터빈 블레이드의 내구성 확보를 위해 소재선정이나 코팅의 개발이 추가적으로 요구되는 산화제 과농 가스는 액체산소/케로신 가스발생기 사이클 엔진에 적용되지 않았다. 한편 연료 과농 기체의 경우 수트(soot)의 생성이 엔진 성능의 감소를 유발하는 문제점이 있다[2]. 삼원 추진제를 사용하는 액체로켓엔진의 경우 케로신과 수소를 액체산소와 반응시키는 가스발생기를 적용하고 수소가 수트와 반응하여 메탄(CH<sub>4</sub>)을 생성하는 경로로 수트 생성을 최소화하는 방법을 꾀하기도 한다[3].

비행시 일정 추력을 유지하는 제어 시스템을 사용하지 않는 액체로켓엔진의 경우 시간에 따른 수트 침착의 영향을 반영하여 비행 계획을 수립하여야 한다.

터빈 노즐목 수트 침착의 정도는 추진제의 조성, 가스발생기의 혼합비, 연소압력에 영향을 받으며 터빈 노즐의 형상, 재질, 표면 가공방법에 따른 영향도 배제할 수 없다. 따라서 엔진 개발 과정에서 반복시험을 통해 터빈 노즐목의 침착 특성을 관찰하여 비행 엔진의 특성을 예측하는 것이 필수적이다.

터빈 노즐은 터빈 매니폴드를 용접하기 때문에 엔진 제작 후에 분해가 불가능하므로 터빈 노즐목의 수트 침착에 따라 감소된 노즐 면적을 측정할 수 없다. 따라서 엔진 시험에서 시간에 따른 터빈 노즐목의 면적을 간접적으로 추정할 수 있는 방법을 고안해야 한다.

본 연구는 엔진 연소시험에서 측정하는 변수로부터 터빈 노즐목 면적을 추정하기 위해 터빈 유량, 압력, 가스 물성을 이용하는 방법과 터빈 압력비와 온도비를 이용하는 방법을 소개하고 그 특성을 고찰한다.

2. 본 론

2.1 액체산소/케로신 가스발생기 사이클 엔진

본 논문에서의 대상은 다량의 수트(soot)가 생성이 되는 연료 과농의 터빈 가스를 이용하는 액체산소/케로신 가스발생기 사이클 엔진을 가정한다(Fig. 1).

또한 일반적인 가스발생기 사이클 엔진에서 많이 이용되는 층동형 터빈을 장착한 엔진을 가정한다. 층동형 터빈이므로 터빈 로터 이전에 노즐목이 있고 노즐목에서 질식(choking)이 있어 터빈 유량과 노즐목 면적( $A_{t, tb}$ )에 의해 터빈 매니폴드의 압력( $P_{tb}$ )이 결정된다. 또한 터빈 배기 노즐에도 목( $A_{t, tbe}$ )이 있어 대기의 압력과 무관하

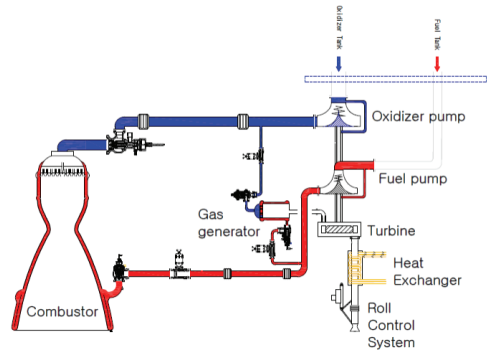


Fig. 1 Gas generator cycle engine schematics.

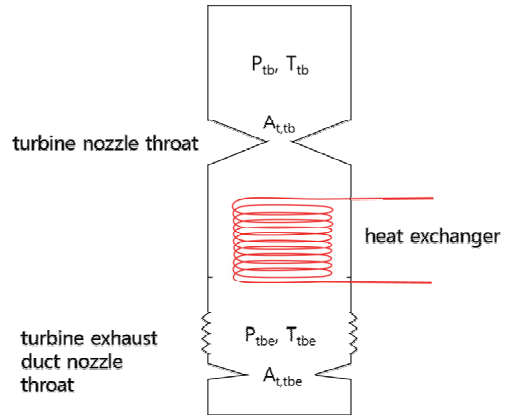


Fig. 2 Turbine nozzle and turbine exhaust duct nozzle of gas generator cycle engine.

계 터빈 가스의 유량과 터빈 배기 노즐목 면적에 의해 터빈 배기 압력( $P_{tb}$ )이 결정된다(Fig. 2 참조).

## 2.2 터빈 노즐목 분출 계수( $Cd_{tb}$ )

터빈 노즐목에서 질식(choking)되므로 터빈 압력( $P_{tb}$ ), 터빈 유량 ( $\dot{m}_{tb}$ ), 터빈 노즐목 면적( $A_{t,tb}$ )은 아래와 같은 관계식을 만족한다[4].

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

여기서  $k_{tb}$ 는 터빈 기체 비열비,  $R_{tb}$ 는 터빈 기체 기체상수,  $T_{tb}$ 는 터빈 출구 온도이다. 터빈 노즐목의 유효 단면적과 실제 단면적의 비에 해당하는 터빈 노즐목의 분출 계수(discharge coefficient,  $Cd_{tb}$ )는 Eq. 1로부터 Eq. 2와 같이 표현된다.

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

여기서 터빈 가스의 물성은 구성품 단독시험으로부터 도출하여 그 값을 적용할 수 있다.

## 2.3 터빈 가스 물성에 따른 분출 계수( $Cd_{tb}$ ) 추정

한국형발사체 1단 엔진 개발 연소 시험 결과를 기반으로 터빈 가스의 터빈 노즐목 수트 침착에 따른 터빈 노즐목 유효 단면적 변화를 관찰하기 위해 필요한 터빈 가스의 물성치는 다음 식과 같이 정의되며 문헌 [5]의 값을 참조하였다.

$$T_{tb} [K] = 1924.9 OF_{tb} + 322.8 \quad (3)$$

$$k_{tb} [-] = 0.3224 OF_{tb} + 1.0534 \quad (4)$$

$$R_{tb} [J/kg \cdot K] = 539.21 OF_{tb} + 101.54 \quad (5)$$

여기서  $OF_{tb}$ 는 터빈 가스 혼합비로 가스발생기로 유입되는 연료유량 대비 산화제 유량 ( $OF_{tb} = \dot{m}_{tb,o} / \dot{m}_{tb,f}$ )의 비로 정의된다.

실제 엔진에 있어 가스발생기 유로에는 별도의 유량계가 없으므로 터빈 유량은 직접 측정할 수 없으나 엔진 구성품의 사전 수락시험 결과를 활용하여 추정은 가능하다.

가스발생기 연료 유량( $\dot{m}_{tb,f}$ )은 배관의 제어밸브 수락시험을 통해 얻어진 개도에 따른 유량계수 ( $K\dot{v}$ ) 특성을 이용하면 엔진 시험에서 제어밸브 전후단의 차압으로 유량을 환산하는 것이 가능하다.

가스발생기 수락시험에서는 터빈 가스의 온도 ( $T_{tb}$ )와 혼합비( $OF_{tb}$ )의 관계(Eq. 3)를 파악할 수 있다. Eq. 3과 가스발생기 연료 유량으로부터 산화제 유량( $\dot{m}_{tb,o} = OF_{tb} \cdot \dot{m}_{tb,f}$ )을 구할 수 있다.

$$\dot{m}_{tb} = \dot{m}_{tb,o} + \dot{m}_{tb,f} \quad (6)$$

위에서 언급한 방법으로 Eq. 2에 필요한 변수를 획득하여 한국형 발사체 1단 10G 엔진 (KRE-075-10G)의 13차 시험(Fig. 3)에 적용하여 도출된 터빈 노즐목 유량계수는 Fig. 4와 같다.

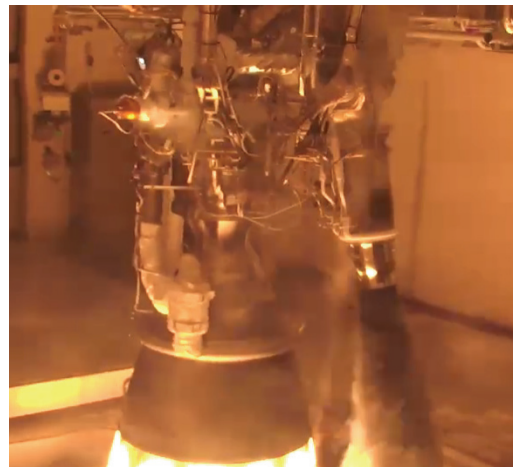


Fig. 3 A test of KRE-075-10G for KSLV-II 1st stage.

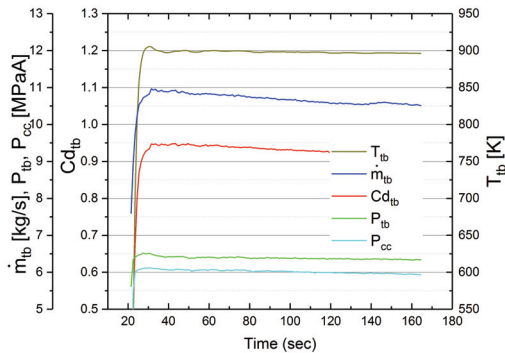


Fig. 4  $Cd_{tb}$  discharge coefficient of turbine nozzle.

13차 시험은 정격점에서의 145초 연소시험으로 공칭 엔진 입구 조건에서 시동 후 10~40초 구간에 되먹임 제어로 공칭 작동점으로 보정하고 그 이후로는 제어밸브 구동은 없으며 엔진 입구 조건도 일정하게 유지하여 수행한 시험이다. 그림에서 시간은 엔진시험 설비 자동 프로그램에 기록된 시간으로 그림의 20초에 엔진 점화가 시작되었다. 엔진의 출력이 안정화되는 초기 10초(그림 시간 30초) 이후에는 터빈 유량과 분출계수( $Cd_{tb}$ )가 지속적으로 감소하는 특성을 보인다. 즉 엔진 연소 동안 터빈 노즐의 유효 단면적이 지속적으로 감소하고 있음을 알 수 있고 터빈 유량도 감소하고 있다. 터빈의 유량감소는 연소기 연소압( $P_c$ )의 감소, 엔진 추력 감소로 이어진다.

이와 같이 터빈 노즐목 면적의 변화율을 터빈 압력과 터빈 유량으로부터 추정하는 것이 가능하며 이는 물리적으로 타당한 변화를 보이는 것으로 보이며 터빈 노즐목 수트 침착을 추정하는 유효한 수단으로 볼 수 있다.

#### 2.4 터빈 압력비를 이용한 터빈 노즐목 분출

##### 계수( $Cd_{tb,PR}$ ) 추정

정해진 터빈 유량에서 터빈 입구 압력( $P_{tb}$ )은 터빈 노즐목의 면적( $A_{t,tb}$ )에 의해 결정되고 터빈 후방 배기 압력( $P_{tbc}$ )은 터빈 후방배기 노즐목 면적( $A_{t,tbc}$ )에 의해 결정 된다.

터빈 후방 노즐목은 터빈 노즐목 면적에 비해 매우 크므로( $A_{t,tb}/A_{t,tbc} \ll 1$ ) 수트의 침착에 따라

노즐목 면적의 감소 현상은 무시할 만하다. 따라서 터빈 노즐목의 수트 침착에 의한 유효 단면적 변화를 터빈 압력비 변화로 추정할 수 있다.

터빈 후방 노즐목 질식(choking)조건으로 유량, 압력, 단면적은 Eq. 7과 같은 관계가 성립한다. 여기서 분출계수를 1로 간주하였는데 수트에 의한 터빈 후방 노즐목 면적 변화가 거의 없고 표준적인 드 라발 노즐(De Laval nozzle) 형상을 가정하였기 때문이다.

$$\dot{m}_{tb} = P_{tbc} A_{t,tbc} \sqrt{\frac{k_{tb}}{R_{tb} T_{tbc}} \left( \frac{2}{k_{tb} + 1} \right)^{\frac{k_{tb} + 1}{k_{tb} - 1}}} \quad (7)$$

터빈 유량에 대한 두 개의 Eq. 2와 Eq. 7로부터.

$$Cd_{tb} P_{tb} A_{t,tb} \sqrt{\frac{k_{tb}}{R_{tb} T_{tb}} \left( \frac{2}{k_{tb} + 1} \right)^{\frac{k_{tb} + 1}{k_{tb} - 1}}} = P_{tbc} A_{t,tbc} \sqrt{\frac{k_{tb}}{R_{tb} T_{tbc}} \left( \frac{2}{k_{tb} + 1} \right)^{\frac{k_{tb} + 1}{k_{tb} - 1}}} \quad (8)$$

$$Cd_{tb} \frac{P_{tb}}{P_{tbc}} = \frac{A_{t,tbc}}{A_{t,tb}} \sqrt{\frac{T_{tb}}{T_{tbc}}} \quad (9)$$

터빈 분출계수( $Cd_{tb}$ )는 다음과 같다. 앞절의 분출계수와 구분하기 위해  $Cd_{tb,PR}$ 로 표기한다.

$$Cd_{tb,PR} = \frac{P_{tbc} A_{t,tbc}}{P_{tb} A_{t,tb}} \sqrt{\frac{T_{tb}}{T_{tbc}}} \quad (10)$$

Eq. 10을 이용해 도출된 한국형 발사체 1단 10G 엔진(KRE-075-10G)의 13차 시험에 나타나는  $Cd_{tb,PR}$ 는 다음 그림과 같다.

$Cd_{tb,PR}$ 는 앞절에서 정의된  $Cd_{tb}$ 와 마찬가지로 시간에 따라 감소하는 경향을 보여준다. 터빈 압력비( $P_{tb}/P_{tbc}$ )는 초기 감소하다 다시 증가하는 경향을 보이고 있다. 터빈 압력비가 감소하는 구간이 터빈 온도비( $T_{tb}/T_{tbc}$ )가 감소하는 구간과 일치하는 것으로 보아 열적인 평형에 도달하는 필요한 시간으로 볼 수 있다.

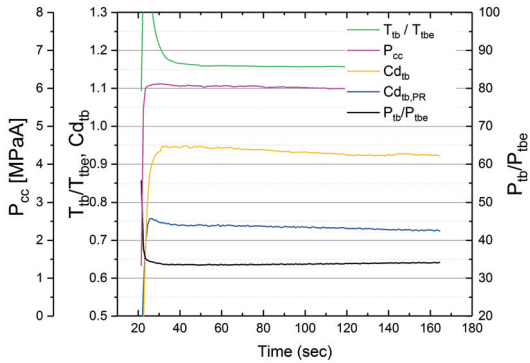


Fig. 5  $Cd_{t,PR}$  discharge coefficient of turbine nozzle.

$Cd_{t,PR}$ 의 절대값은  $Cd_t$ 에 비해 약 80% 수준이다. 두 변수의 절대값이 일치하지 않는 것은 변수 도출에 사용한 온도와 압력이 연소시험에서의 측정값으로 정압(static pressure), 정온도(static temperature)을 사용하지만 전압(total pressure), 전온도(total temperature)를 가정하는 이론식에 적용하기 때문에 발생하는 오차가 있고 측정상의 오차도 존재할 것이다. 또한 분출계수를 도출할 때 노즐목 면적( $A_{t,tb}$ ,  $A_{t,tbe}$ )의 열변형량을 반영하지 못하는 한계도 있다.

그럼에도 불구하고  $Cd_{t,PR}$ 를 정의함으로써 시간에 따라 터빈 노즐목의 유효 단면적 감소 경향을 확인하는 것이 가능하고 이와 엔진 연소압 감소와 엔진 추력에 미치는 영향을 연계할 수 있다.

일반적으로 터빈 압력비가 상승하면 터빈 효율이 높아진다. 그러나 Fig. 5처럼 터빈 압력비 증가는 수트 침착에 의한 터빈 노즐목 면적 감소로부터 발생하는 것이므로 터빈의 효율 증가에 기여하기 보다 터빈 노즐목 면적 감소로 줄어든 유량으로 인해 출력의 감소를 가져오게 된다. 따라서 시간에 따라 터빈 압력비가 증가하지만 엔진의 성능은 저하되는 특성을 보이게 된다.

### 2.5 엔진 연소 시험의 누적에 따른 수트 침착 효과

엔진 연소시험을 반복하면서 터빈 노즐목의 수트 침착은 누적되어 나타난다. 그 특성을 확인하기 위해 앞서 정의한 터빈 노즐목의 분출계수를 누적 연소시간에 따라 살펴보면 Fig. 6과 같

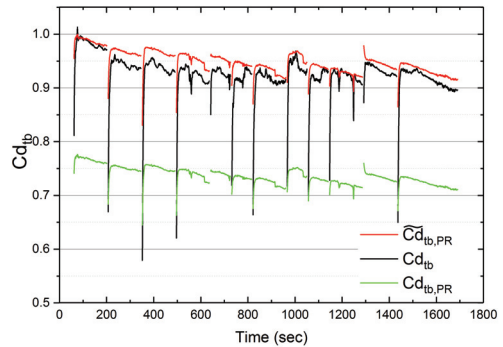


Fig. 6 Discharge coefficient of turbine nozzle ( $Cd_{t,PR}$ ) as a function of accumulative firing time of KRE-075-10G.

다.  $Cd_{t,PR}$ 의 절대값이 실제 터빈 노즐목의 유효 단면적을 대변한다고 가정하면 시험 결과로 나타난 엔진 성능을 설명할 수 없을 만큼의 차이를 보이고 있다. 따라서  $Cd_{t,PR}$ 의 시험 초기 값을 1로 할 때의 상대값을 다음과 같이 별도로 정의해 비교하였다.

$$\tilde{C}d_{t,PR} = \frac{C d_{t,PR}}{(C d_{t,PR})_0} \quad (11)$$

한국형 발사체 1단 10G 엔진의 개발 시험중 시험 시간이 짧거나 오작동이 있었던 시험을 제외하고 총 12회의 시험의 결과를 종합한 결과가 Fig. 6이다.  $Cd_t$ 가 0.9 이하로 나타나는 구간은 각 시험의 시동 초기 구간으로서 터빈 노즐목 면적의 특성을 반영한 것으로 보기 어렵다. 각 시험의 초기구간을 제외하고 볼 때  $Cd_t$ 과  $\tilde{C}d_{t,PR}$ 는 값과 시간에 따른 경향이 유사하다.

동일 시험에서 정상상태에 도달한 이후에  $Cd_t$ 의 변화폭이 더 큰 것으로 보인다. 터빈 압력( $P_{tb}$ )과 유량( $\dot{m}_{tb}$ ) 추정치가 완전히 동기화되지 않기 때문에 발생하는 변동이 아닌지 살펴볼 필요가 있다. 유량추정에 필요한 가스발생기 배관의 차압 측정의 잡음 요소가 없는지 확인하는 것이 필요하다.

터빈 노즐목의 분출계수 변동을 수트의 침착

으로부터 기인한다고 볼 때 Fig. 6의 시간에 따른 누적 효과는  $Cd_{ib}$ 보다는  $\widetilde{Cd}_{ib,PR}$ 처럼 거동을 보일 가능성이 더 커보인다. 이와 같은 가설을 일반화하기 위해서는  $\widetilde{Cd}_{ib,PR}$ 의 변화와 엔진 추력과 연계성을 확인하고 여러 시제의 시험결과를 종합하는 추가적인 연구가 필요하다.

엔진 연소시험이 누적됨에 따라 터빈 노즐목 분출계수가 이전 시험에서의 종료시점과 반드시 일치하지는 않는 것은 수트의 탈락이 일어나는 것으로 추정된다. 엔진 개발 시험 특성상 매 시험의 작동점이 동일하지 않기 때문에 수트 탈락이 작동점의 영향이 있는지 확인할 필요성이 있다.

### 3. 결 론

액체산소/케로신 가스발생기 사이클 엔진의 터빈 노즐목 수트 침착에 따른 영향을 평가하기 위해 터빈 노즐목의 분출 계수를 추정하는 방법 두 가지를 제시하고 한국형 발사체 1단 엔진 시험결과에 적용하여 그 특성을 살펴보았다. 연소 시간에 따른 터빈 노즐목 수트 침착으로 인해 터빈 노즐목 면적의 유효 단면적이 감소함을 확인했으며 시험이 누적됨에 따라 수트의 탈락으로 보이는 징후도 발견되었다.

본 연구에서 정의된 방법을 활용하여 한국형 발사체 엔진 개발시험에 누적으로 나타나는 수

트 침착 효과의 시제별, 엔진 작동점 별 연관성에 대해 추가로 연구가 수행될 예정이다.

### References

1. Haeseler, D.D.I, Mading, C.U., Gotz, A., Roubinski, V., Khriisanfov, S., and Berejnoj, V., "Recent Developments for Future Launch Vehicle LOX/HC Rocket Engines", 6<sup>th</sup> International Symposium Propulsion for space Transportation of the XXIst Century, AAAF-02-100, Versailles, France, 2002.
2. "F-1 Rocket Engine Data Manual (Rocketdyne)", NASA-CR-143972, Paragraphs 3-43, 1967.
3. Gontcharov, N.S., Orlov, V.A., Rachuk, V.S., Rudis, M.A., Shostak, A.V., Starke, R.G., and Ahulka, J.R., "Tripropellant Engine Technology for Reusable Launch Vehicles", AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 200, pp. 649-682, 2004.
4. 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.
5. Moon, Y., Nam, C., Ha, S., and Moon, I., "KRE-075-010G Development Test Plan," KARI, L2-ES-02209, 2018.