

한국형발사체 75톤급 액체로켓엔진 추력제어시스템의 안정성 평가

정태규^{a,*}

Stability Evaluation for the Thrust Control System of KSLV-II 75-tonf Liquid Rocket Engine

Taekyu Jung^{a,*}^aSpace Propulsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: tkjung@kari.re.kr

ABSTRACT

In this paper, mathematical models for the thrust control system of KSLV-II 75-tonf liquid rocket engine are introduced. Also the stability of the thrust control system is evaluated. An auto oscillation breaks out under the condition of dead band(ΔP), 0.06 bar and the maximum driving speed, 28.4 deg/s of a thrust control valve. The amplitude and frequency of the auto oscillation are each 0.095 bar and 1.43 Hz. It is proved by simulations that the auto oscillation can be avoided under the slower valve driving speed or the higher dead band than the above conditions.

초 록

본 논문에서는 누리호 75톤급 엔진 추력제어시스템의 수학적 모델을 제시하였고 안정성을 평가하였다. 추력제어밸브의 최대 구동 속도인 28.4 deg/s에서 dead band(ΔP)가 0.06 bar일 때, 진폭은 0.095 bar, 주파수는 1.43 Hz인 오토오실레이션이 발생하였다. 상기 조건보다 밸브 구동 속도를 느리게 하거나, dead band를 크게 하면 오토오실레이션을 방지할 수 있음을 해석을 통해 확인하였다.

Key Words: Thrust Control System(추력제어시스템), Thrust Control Valve(추력제어밸브), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), KSLV-II(누리호), Mathematical Model(수학적 모델)

Nomenclature

b : Viscous friction coefficient, kg-m²
CC : Combustion chamber

EMA : Electro-mechanical actuator
e_a : Applied armature voltage, V
GG : Gas generator
GOCV : GG oxidizer control valve
i_a : Armature current, A
K_b : Coefficient of back emf, V/(rad/s)
K_t : Torque constant, Nm/A
L_a : Armature inductance, H

Received 1 December 2022 / Revised 8 February 2023 / Accepted 15 February 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2022년도 추계학술대회(2022.11.23.~25, 파라다이스호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

- LRE : Liquid rocket engine
- n : Rotational speed of motor, RPM
- P_c : Pressure of CC, bar
- P_s : Sensor pressure of CC, bar
- P_t : Target pressure of CC, bar
- δP_d : Pressure disturbance, bar
- ΔP : Dead band of CC pressure, bar
- R_a : Armature resistance, Ω
- s : Laplace variable
- T_e, T_L : Motor and load torque, Nm
- β : Angular frequency, rad/s
- Θ : Rotational angle of GOCV shaft, rad
- ω : Rotational speed of motor, rad/s
- ω_s : Rotational speed of GOCV shaft, rad/s

1. 서 론

액체로켓엔진은 비행 중 추력조절이 가능한 점이 고체로켓엔진과 비교되는 큰 장점 중의 하나이다. 따라서 위성의 정밀한 궤도 진입이 필요한 발사체, 특히 대형발사체에는 추력제어가 가능한 액체엔진이 주로 적용되고 있다. 최근 뉴스페이스(New Space) 시대에서는 SpaceX사의 Falcon 9 발사체와 같은 재사용 발사체가 우주 발사체 시장을 지배하고 있는데, 재사용 발사체에는 로켓엔진의 추력조절이 필수적이다.

누리호(KSLV-II)에 사용되는 7톤 및 75톤급 엔진은 비록 비행 중에는 추력조절을 하지 않으나, 추력조절이 가능하도록 개발되었다. 따라서 7톤 및 75톤급 엔진개발 시험 및 엔진 수락시험 시, 추력제어밸브[1,2]를 이용하여 추력을 제어하였다. 본 논문에서는 누리호 1단 75톤급 엔진 추력제어시스템의 안정성 평가 방법 및 결과를 기술하였다.

2. 추력제어시스템의 수학적 모델

2.1 추력제어시스템 구성

본 연구의 대상인 75톤급 엔진은 개방형 가스

발생기 사이클로서, 추진제로 등유와 액체산소를 사용한다. 엔진 구성은 Fig. 1과 같다. GG로 유입되는 산화제의 유량을 GOCV로 조절하여 추력을 제어한다. Fig. 2는 GOCV의 유량제어부를, Fig. 3은 GOCV의 모터 제어방식 구동기(EMA)를 각각 나타낸다. Fig. 2에서 회전축(shaft)을 회전시키면 슬리브가 좌우로 이동하고, 슬리브와 플런저 사이의 유로 면적이 변경되어 액체 산소의 유량을 조절하게 된다. 유량제어부의 회전축(shaft)은 EMA의 감속기어를 거쳐 BLDC (Brush-

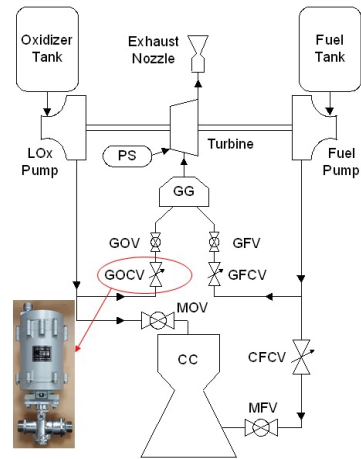


Fig. 1 Scheme of KSLV-II 75 tonf LRE.

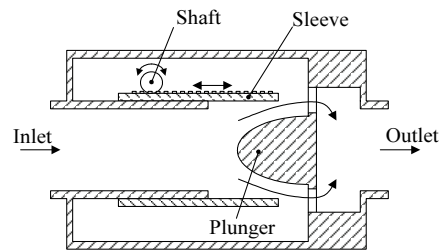


Fig. 2 Flow control part of GOCV [5].

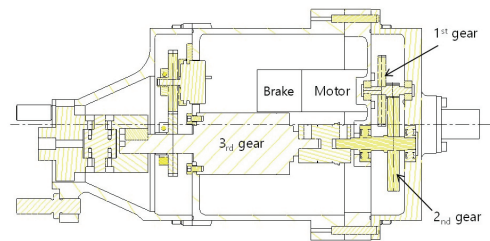


Fig. 3 EMA (Electro-Mechanical Actuator).

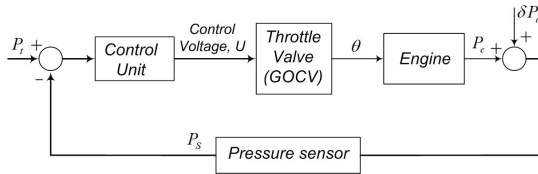


Fig. 4 Block diagram of thrust control system.

less Direct Current) 모터와 연결된다.

추력제어시스템을 블록선도로 표현하면 Fig. 4와 같다.

제어기(Control unit)는 측정된 연소압(P_s)과 목표압(P_t)을 비교하여 목표압에서 $\pm\Delta P$ 의 범위 내에 드는지 Eq. 1과 같이 판단하여 제어밸브 구동 전압 신호(U)를 생성한다. 한편, CC 연소압력을 측정하는 압저항형 스트레인게이지 압력센서는 반응속도가 매우 빠르므로 시정수를 '0'으로 간주하였다.

$$U = \begin{cases} +1 & \text{if } P_s < (P_t - \Delta P), \text{ Augmentation} \\ -1 & \text{if } P_s > (P_t + \Delta P), \text{ Throttling} \\ 0 & \text{otherwise, Stop} \end{cases} \quad (1)$$

한편, Eq. 1과 같은 비선형 요소를 가지는 시스템에서는 감쇠계수가 '0'이 아닌 경우에도 진폭과 주파수가 일정한 진동이 무한히 지속되는 경우가 있는데, 이때 진폭과 주파수는 초기조건과 상관없는 시스템의 고유값이다. 이와 같은 비선형 시스템에서의 무한진동을 오토오실레이션(Auto oscillation or Self-excited oscillation)이라고 한다[3]. 오토오실레이션도 안정도 측면에서는 안정하다고 볼 수는 있으나, 현실에서는 오토오실레이션이 발생하지 않도록 해야 한다. 로켓 엔진 추력제어시스템에서는 ΔP (dead band)와 제어밸브 구동속도를 적절히 설정하여 오토오실레이션을 방지할 수 있다. 즉, ΔP 가 너무 작거나 제어밸브 구동속도가 너무 빠르면 오토오실레이션이 발생할 수 있다.

2.2 제어밸브 모델

제어밸브의 수학적 모델은 선행연구[4]에서 상세히 기술하였다. GOVC의 수학적 모델에는 모

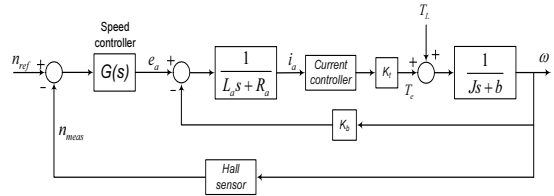


Fig. 5 Block diagram of GOVC and motor driver [4].

터 드라이버가 포함되어 있으며 Fig. 5와 같이 블록선도로 표현된다. 참고로 블록선도에서 $G(s)$ 는 모터 드라이버 모델로 PI 제어를 나타낸다.

2.3 엔진 모델

제어밸브 구동축 회전각을 입력으로 하고, 연소실 압력을 출력으로 하는 엔진의 전달함수는 실험적인 방법과 해석적인 방법으로 구할 수 있다. 실험적인 방법으로, 펄스발생기[5,6]를 사용하여 제어밸브 출구에 압력사인파를 발생시켜 엔진 연소압 변화를 측정하면 전달함수를 구할 수 있다[7]. 그러나 이 방법은 실제로 작동하는 엔진이 있어야만 가능하고 비용과 시간이 많이 소요된다. 반면 해석적인 방법은 엔진 과도응답 해석 코드를 사용하여 전달함수를 구하는 것인데, 설계 단계에서 미리 추력제어시스템의 안정성을 평가하여 시스템 설계에 반영할 수 있으며, 큰 비용도 들지 않는다는 장점이 있다. 물론 해석에 여러 가지 불확실한 요인이 있으므로 정확도 측면에서는 상대적으로 불리하나, 해석 기법의 발달로 충분히 의미 있는 방법이라고 판단된다.

본 연구에서는 엔진 과도응답 해석 in-house 코드[8,9]를 사용하여 엔진 전달함수 $G_E(s)$ 를 구하였다. 즉, Fig. 6과 같이 제어밸브 개도(θ)를 사인함수 $A \sin(\beta t)$ 로 입력하면, 연소압(P_c)은 $B \sin(\beta t + \phi)$ 의 형태로 계산이 된다. 상기 방법으로 각진동수(β)에 따른 엔진 전달함수의 이득(B/A)과 위상차(ϕ)를 얻었다(Fig. 7의 Data). 또한 이 값들을 이용하여 Levy's Method[10,11]를 통해 엔진 전달함수 $G_E(s)$ 를 Eq. 2와 같이 추정하였다.

$$G_E(s) = \frac{P_c(s)}{\theta(s)} = \frac{-0.0101s + 2.4961}{0.0015s^2 + 0.1212s + 1} \quad (2)$$

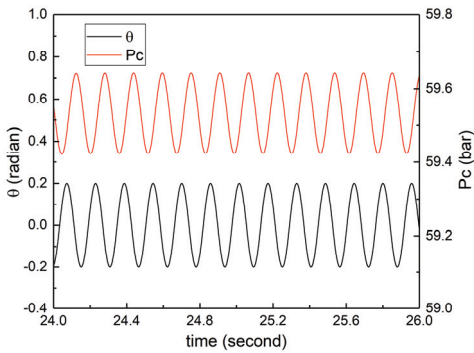


Fig. 6 Valve angle and combustion pressure.

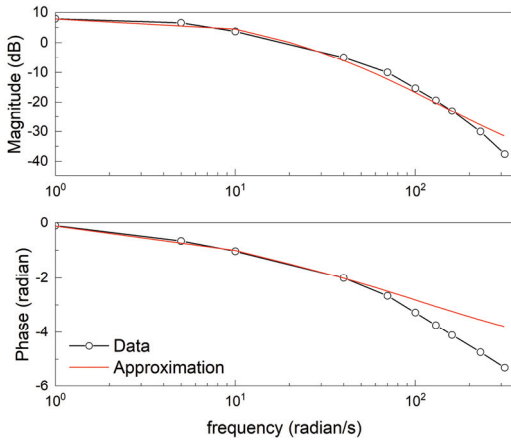


Fig. 7 Bode plot of 75 tonf LRE transfer function.

Fig. 7은 엔진 전달함수 $G_E(s)$ 의 주파수 응답 특성을 나타낸다. 약 6.4 Hz (40 rad/s)까지는 전달함수 추정 결과(Approximation)가 해석 결과(Data)와 5.2% 차이 이내로 일치하고 있다. 물론 차수가 더 큰 전달함수를 추정하여 더 높은 주파수까지 일치하도록 할 수는 있으나, 누리호 75톤급 액체로켓엔진의 추력제어시스템은 저주파 시스템이므로 Eq. 2의 전달함수로도 충분하다(3.2장에서 증명).

3. 추력제어시스템의 안정성 평가

3.1 추력제어시스템 해석 모델

Fig. 4의 추력제어시스템에 대한 안정성 해석을 위해 Matlab-Simulink를 이용하여 Fig. 8과

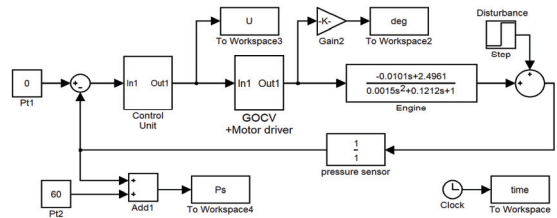


Fig. 8 Simulink model of thrust control system.

같이 해석 모델을 구성하였다. Solver는 4차 Runge-Kutta 방식을 적용하였고, 시간 증분은 0.1 msec로 계산하였다.

3.2 추력제어시스템 안정성 해석

엔진의 정상상태 연소압 60 bar 조건에서, 목표 연소압을 60 bar로 설정하고 연소압 외란으로 스텝 압력 3 bar를 0.1초 후에 인가하였다. 상기 조건에서 제어밸브 구동속도(회전축 각속도, ω_s)와 ΔP 변화에 따른 추력제어시스템의 안정성을 평가하였다. 3.2장에서는 제어밸브의 회전각과 각속도의 각도 단위를 편의상 degree($^{\circ}$)로 표시하였다(수학적 모델에서는 radian임).

Fig. 9는 $\Delta P=0.5$ bar 및 GOCV의 최대 구동속도인 $\omega_s=28.4$ deg/s에서의 해석 결과이다. 오토오실레이션 없이 안정적으로 추력제어가 수행되고 있음을 볼 수 있다. 2.3225초에 밸브 정지 신호인 $U=0$ 이 인가되었고, 밸브 개도는 초기 상태에서 -62.9° 만큼 회전하였다(음의 각도는 valve throttling을 의미함). 센서에서 측정된 최종 연소압은 60.26 bar이다. Fig. 10은 $\omega_s=28.4$ deg/s와 $\Delta P=0.07$ bar에서의 해석 결과이다. 오토오실레이션이 약 2.5초간 발생하다가 안정화되는 것을 볼 수 있다. 밸브 개도는 초기 상태에서 -70° 만큼 회전하였다. 센서에서 측정된 최종 연소압은 59.95 bar이다. Fig. 11은 $\omega_s=28.4$ deg/s와 $\Delta P=0.06$ bar에서의 해석 결과이다. 진폭 0.095 bar, 주파수 1.43 Hz인 오토오실레이션이 발생하였다. 따라서 6.4 Hz까지 유효한 Eq. 2의 전달함수 추정은 적절하다. Fig. 12는 $\Delta P=0.06$ bar에서 GOCV 구동속도만 $\omega_s=20$ deg/s로 감소시킨 조건에서의 해석 결과이다. 오토오실레이션이 발생하자마자 바로 안정화되는 것을 볼 수 있다.

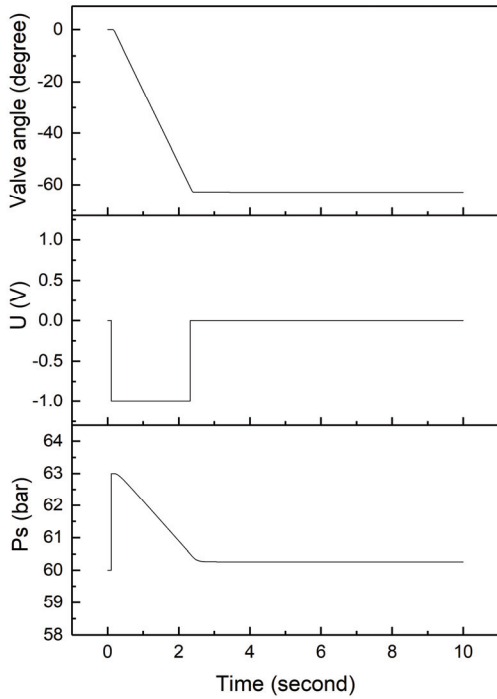


Fig. 9 Stability with $\omega_s=28.4$ deg/s and $\Delta P=0.5$ bar.

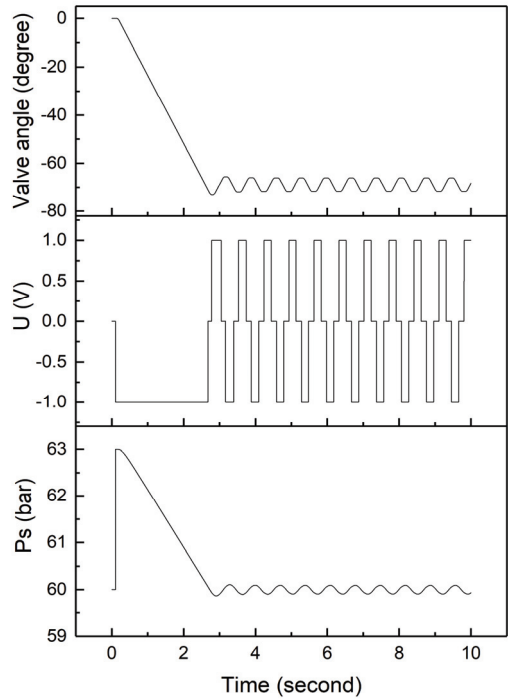


Fig. 11 Stability with $\omega_s=28.4$ deg/s and $\Delta P=0.06$ bar.

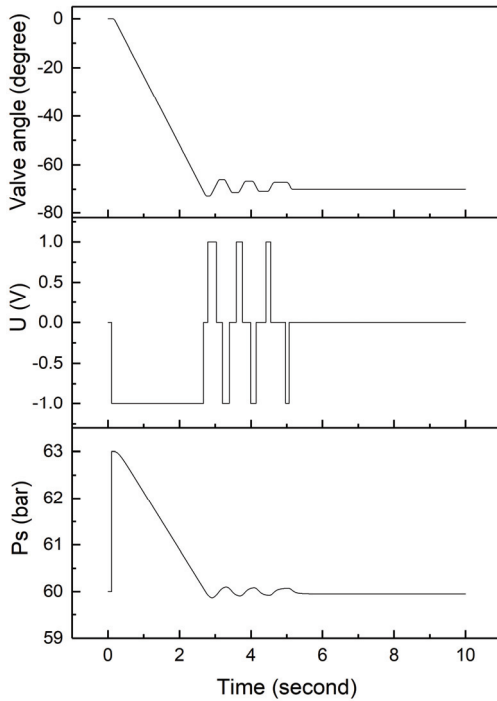


Fig. 10 Stability with $\omega_s=28.4$ deg/s and $\Delta P=0.07$ bar.

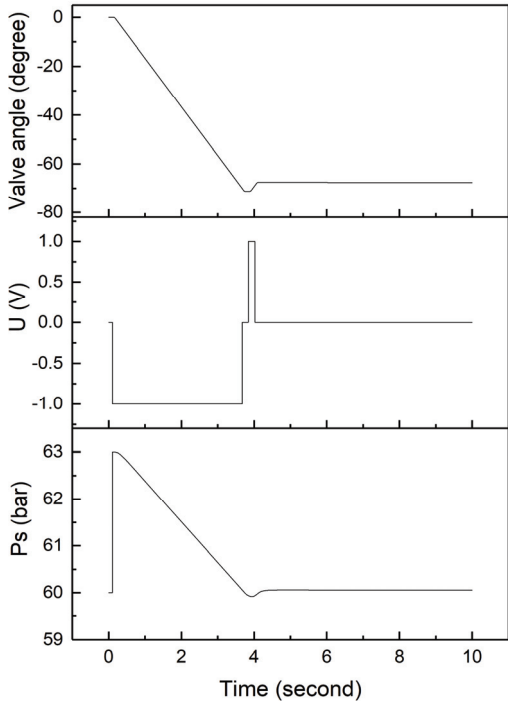


Fig. 12 Stability with $\omega_s=20$ deg/s and $\Delta P=0.06$ bar.

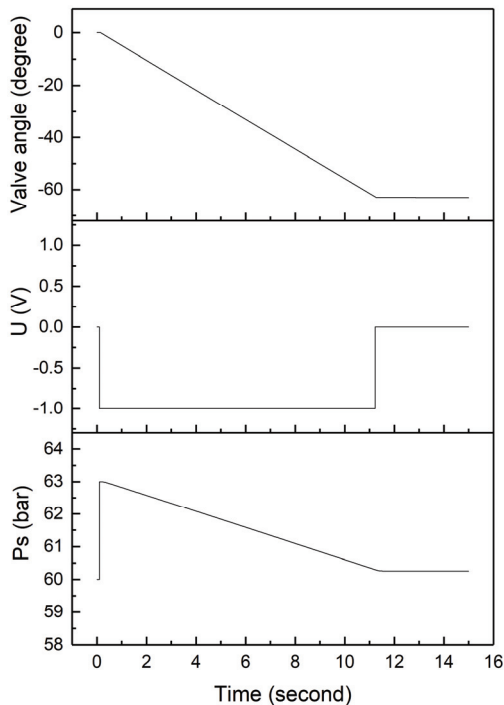


Fig. 13 Stability with $\omega_s=5.68$ deg/s and $\Delta P=0.3$ bar.

상기 안정성 해석 결과로부터, 2.1장에서 전술한 바와 같이 dead band(ΔP)는 클수록, 제어밸브 구동 속도는 느릴수록, 오토오실레이션 방지에 유리하다는 것을 알 수 있다. 참고로 75톤급 엔진 지상시험에서 적용한 추력제어시스템의 ΔP 는 0.3 bar, 밸브 구동속도는 5.68 deg/s로, Fig. 13과 같이 매우 안정적인 조건에서 운용되었다.

4. 결 론

누리호 1단 75톤급 엔진 추력제어시스템의 수학적 모델을 제시하였고 안정성을 평가하였다. 제어밸브의 최대 구동 속도인 $\omega_s=28.4$ deg/s에서 dead band(ΔP)가 0.06 bar일 때, 진폭은 0.095 bar, 주파수는 1.43 Hz인 오토오실레이션이 발생하였다. 상기 조건보다 밸브 구동 속도를 느리게 하거나, dead band를 크게 하면 오토오실레이션을 방지할 수 있음을 해석을 통해 확인하였다. 누리호 이후의 차세대 발사체는 비행

중, 추력제어 및 혼합비 제어를 수행할 계획이다. 따라서 본 연구가 차세대 발사체의 추력제어시스템 및 혼합비 제어시스템 개발 및 안정성 평가에 도움이 될 것으로 기대된다.

References

1. Jung, T. and Lee, S. "Development of BLDC Motor Driven Cryogenic Thrust Control Valve for Liquid Propellant Rocket Engine," *The Korean Society for Aerospace and Space Sciences*, Vol. 38, No. 10, pp. 1026-1030, 2010.
2. Jung, T. and Han, S., "Cryogenic Throttle Valve Driven by BLDC Motor for Thrust Control of a Liquid Rocket Engine," *3rd International Conference on Mechanical Engineering and Mechatronics*, Prague, Czech Republic, Paper No. 67, August, 2014.
3. Kim, Dmitri P. *Automatic Control II, Nonlinear System and Multi-variable System Theory*, Publisher Han-ol, 2001.
4. Jung, T. and Lee, S. "A Study on Control Algorithm of Thrust Control Valve for a Liquid Rocket Engine," *The Korean Society for Aerospace and Space Sciences*, Vol. 40, No. 12, pp. 1055-1062, 2012.
5. Jung, T., Han, S. and Lee, S. Y., "Design and Performance Evaluation of a Pressure Pulsator for Measurement of Dynamic Characteristics of Liquid Rocket Engine," *2013 KSPE Fall Conference*, Gyeongju, Korea, pp. 61-67, 2013.
6. Jung, T. and Lee, S.Y., "A Numerical Study on Pressure Pulsator for Measurement of Dynamic Characteristics of Liquid Rocket Engine," *Proceedings of Autumn Conference of Korean Society for Aerospace and Space Science*, Korea, pp. 2286-2290, 2012.
7. Shnyakin, V., Kovalenko, V., Konokh, A.

- and Zhivotov, A., "Investigation of Characteristics of the Vega LV Fourth Stage Main Engine Assembly: Low-Frequency Oscillations Stability, Lateral Disturbances at Startup," *60th International Astronautical Congress*, IAC-09-C4.1.7, 2009.
8. Jung, T., "Development and Evaluation of Startup Simulation Code for an Open Cycle Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 5, pp. 67-74, 2019.
 9. Jung, T., "Transient Mathematical Modeling and Simulation for an Open Cycle Liquid Rocket Engine," *Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, Jeju, Korea, pp. 1343-1360, Sep. 2021.
 10. Levy, E.C., "Complex-curve fitting," *IRE Trans. Automatic Control*, Vol. AC-4, pp. 37-43, 1959.
 11. Kidd, J.B., Edgerton, T.E. and Chen, C.F., "Transfer Function Synthesis in the Time Domain-An Extension of Levy's Method," *IEEE Transactions on Education*, Vol. 8, No. 2, pp. 62-67, 1965.