

액체로켓 엔진 성능 분산해석 프로그램의 개발 및 응용

박순영*, 남창호**, 설우석***

Development of a Dispersion Analysis Program for the Liquid Rocket Engine and its Application

Soon-Young Park*, Chang-Ho Nam**, Woo-Seok Seol***

Abstract

In this study, we developed a dispersion analysis program of the gas-generator cycle liquid propellant rocket engine by expanding the mode analysis software(GEMAT). The performance dispersions of an engine that are arisen from the internal dispersion factors of engine's sub-components were formulated and solved to find the effects of each dispersion factor. We were also able to present the calculation method to find the required pressure margin for the compensation of those dispersion to satisfy the required performances of engine. Using this method, we could propose a novel procedure of compensating during the ground firing test which would induce the performance improvement by lessening the pumps discharge pressures or augmenting the combustion chamber pressure.

초 록

본 연구에서는 기존의 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진 모드해석 프로그램(GEMAT)을 개선하여 엔진 구성품이 가지는 성능 분산으로 인한 시스템 수준에서의 성능 분산을 계산하는 프로그램을 개발하였다. 본 프로그램을 이용하여 엔진 내부 인자의 성능 분산을 보정하기 위해 필요한 각 배관에서의 보정용 여유차압을 산정하는 방법을 제시하였다. 또한 이를 활용하여 기존의 엔진 보정 방법을 보완하여 보정용 차압을 최적화하고 이를 통해 펌프 토출압을 감소시키거나 연소실의 연소압을 높임으로써 전체 엔진의 비추력 향상을 꾀할 수 있는 보정 방법을 제시하였다.

키워드 : 액체로켓 엔진 (liquid propellant rocket engine), 분산(dispersion), 보정(calibration), 모드해석(mode analysis)

1. 서 론

로켓 엔진은 발사체의 임무 요구조건을 충족시킬 수 있는 성능 - 추력 및 비추력 등을 만족

접수일(2011년 5월 20일), 수정일(1차 : 2011년 6월 4일, 2차 : 2011년 6월 28일, 게재 확정일 : 2011년 7월 1일)

* 발사체엔진팀/psy@kari.re.kr ** 발사체엔진팀/nchang@kari.re.kr ***발사체엔진팀/wsseol@kari.re.kr

해야 한다. 하지만, 실제 엔진의 개발에 있어서는 각 구성품의 설계·해석이나 제작의 오차로 인하여 발생하는 성능 분산이 있게 마련이며, 구성품들의 종합으로 발현되는 엔진시스템 측면의 성능은 초기 설계값과는 어느 정도의 오차를 가지게 된다. 운행 중 능동적인 폐회로 제어(feed-back control)를 수행하지 않는 엔진에 있어서 이러한 성능 오차는 지상 연소시험 등을 거쳐 원하는 값으로 보정하게 된다.[1~2]

본 연구에서는 기존 엔진 모드해석 프로그램을 수정하여 내부 인자의 성능 분산으로 인한 엔진의 작동 모드를 해석하고, 이로부터 보정에 필요한 요구 차압을 계산하는 프로그램을 개발하였다. 또한 이로부터 가스발생기 사이클 엔진의 압력 배분에 있어 엔진 보정용 차압을 효율적으로 배분할 수 있는 방안에 대하여 조사하였다.

2. 본 론

2.1 분산해석 프로그램

본 연구에서는 엔진 모드 해석 프로그램을 기본으로 분산 해석 프로그램을 개발하였다. 엔진 내부 인자들 중 표 1에 제시된 분산인자(δ)들에 대해서 성능 분산을 고려하여 엔진의 작동 모

를 계산하였다.

기본적인 해석 모델은 엔진 모드해석 프로그램[3]을 바탕으로, 분산인자를 다음의 식들과 같이 각 residual equation(R_i)에 적용하여 성능 분산이 발생했을 때의 엔진 작동 모드를 계산하는 것으로 하였다. 예를 들어, 실제 구동에서 산화제 펌프의 양정이 설계값보다 높게 나올 경우 이를 $\delta_{H,oxp}$ 에 반영하여 R_1 식에 대입하여 토출압($x_{pout,oxp}$)이 계산되며, 이를 바탕으로 전체 엔진의 작동 파라미터(x_i)를 계산하게 된다.

- 산화제펌프 및 연료펌프의 양정

$$R_1 = x_{pout,oxp} - [p_{in,oxp} + (a_{H,o}\rho_o x_n^2 + b_{H,o}x_n \dot{m}_o + c_{H,o}\dot{m}_o^2/\rho_o)] \times (1 + \delta_{H,oxp})$$

$$R_2 = x_{pout,fup} - [p_{in,fup} + (a_{H,f}\rho_f x_n^2 + b_{H,f}x_n \dot{m}_f + c_{H,f}\dot{m}_f^2/\rho_f)] \times (1 + \delta_{H,fup})$$

- CC 산화제 공급 배관 차압

$$R_3 = x_{p,cc} - \left[x_{p2,oxp} - \left(\sum_{i=co} \frac{\xi_i}{A_i^2} \right) \frac{(x_{\dot{m},co})^2}{2\rho_o} \right] \times (1 + \delta_{\xi,co})$$

표 1. 엔진 내부의 성능 분산인자

분산인자	설명	비고
$\delta_{H,oxp}$	산화제펌프 양정	산화제펌프 양정의 분산
$\delta_{H,fup}$	연료펌프 양정	연료펌프 양정의 분산
δ_{c^*}	연소기 압력	연소압 전체 분산 의미
$\delta_{\xi,co}$	CC 산화제 배관 차압	밸브, 배관 오리피스 등의 전체 수력학적 저항의 성능 분산
$\delta_{\xi,cf}$	CC 연료 배관 차압	"
$\delta_{\xi,go}$	GG 산화제 배관 차압	"
$\delta_{\xi,gf}$	GG 연료 배관 차압	"
$\delta_{\eta,tb}$	터빈 효율	GG 연소가스 물성치, 터빈 특성 등에 대한 종합적인 성능 분산
$\delta_{N,oxp}$	산화제펌프 파워	산화제펌프 파워의 분산
$\delta_{N,fup}$	연료펌프 파워	연료펌프 파워의 분산

- CC 연료 공급 배관 차압

$$R_4 = x_{p,cc} - \left[x_{p2,fup} - \left(\sum_{i=cf} \frac{\xi_i}{A_i^2} \right) \frac{(x_{\dot{m},cf})^2}{2\rho_f} \right] \times (1 + \delta_{\xi,cf})$$

- CC 연소압

$$R_5 = x_{p,cc} - \left[\eta_{c^*,cc} \frac{(x_{\dot{m},co} + x_{\dot{m},cf})}{A_{n,cc} \sqrt{\frac{\gamma_{cc}}{R_{cc} T_{0,cc}} \left(\frac{2}{\gamma_{cc} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{cc} + 1}{\gamma_{cc} - 1}}}} \right] \times (1 + \delta_{c^*})$$

- GG 산화제 공급 배관 차압

$$R_6 = x_{p,gg} - \left[x_{p2,oxp} - \left(\sum_{i=go} \frac{\xi_i}{A_i^2} \right) \frac{(x_{\dot{m},go})^2}{2\rho_o} \right] \times (1 + \delta_{\xi,go})$$

- GG 연료 공급 배관 차압

$$R_7 = x_{p,gg} - \left[x_{p2,fup} - \left(\sum_{i=gf} \frac{\xi_i}{A_i^2} \right) \frac{(x_{\dot{m},gf})^2}{2\rho_f} \right] \times (1 + \delta_{\xi,gf})$$

- GG 연소압

$$R_8 = x_{p,gg} - \left[\eta_{c^*,gg} \frac{(x_{\dot{m},go} + x_{\dot{m},gf})}{A_{n,gg} \sqrt{\frac{\gamma_{gg}}{R_{gg} T_{0,gg}} \left(\frac{2}{\gamma_{gg} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gg} + 1}{\gamma_{gg} - 1}}}} \right]$$

- 터빈 효율

$$R_9 = x_{\eta_{tb}} - \left[(a_{\eta,tb}\pi^2 + b_{\eta,tb}\pi + c_{\eta,tb}) \left(\frac{D_{m,tb} x_n}{2x_{Cad}} \right)^2 + (d_{\eta,tb}\pi^2 + e_{\eta,tb}\pi + f_{\eta,tb}) \left(\frac{D_{m,tb} x_n}{2x_{Cad}} \right) \right] \times (1 + \delta_{\eta,tb})$$

- 터빈 adiabatic velocity

$$R_{10} = x_{Cad} - \sqrt{\frac{2\gamma_{gg}}{\gamma_{gg} - 1} R_{gg} T_{0,gg} \left[1 - \left(\frac{1}{\pi} \right)^{\frac{\gamma_{gg} - 1}{\gamma_{gg}}} \right]}$$

- TP 파워

$$R_{11} = \frac{1}{2} x_{\eta,tb} \eta_{m,tb} (x_{Cad})^2 (x_{\dot{m},go} + x_{\dot{m},gf}) - \left[\frac{\dot{m}_o (x_{pout,oxp} - p_{in,oxp})}{\rho_o \eta_{oxp}} \right] \times (1 + \delta_{N,oxp}) - \left[\frac{\dot{m}_f (x_{pout,fup} - p_{in,fup})}{\rho_f \eta_{fup}} \right] \times (1 + \delta_{N,fup})$$

- 터빈 출구 온도

$$R_{12} = x_{\eta,tb} - \left[\frac{T_{0,gg} - x_{T0,tbe}}{T_{0,gg} \left(1 - \left(\frac{1}{\pi} \right)^{\frac{\gamma_{gg} - 1}{\gamma_{gg}}} \right)} \right]$$

- 터빈 배기노즐 압력

$$R_{13} = x_{p,tbe} - \left[\frac{x_{\dot{m},go} + x_{\dot{m},gf}}{A_{n,tbe} \sqrt{\frac{\gamma_{gg}}{R_{gg} x_{T0,tbe}} \left(\frac{2}{\gamma_{gg} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gg} + 1}{\gamma_{gg} - 1}}}} \right]$$

위의 식들로부터 엔진의 작동 모드를 계산하는 것은 엔진의 작동 모드를 나타내는 13개의 residual이 다음의 식을 만족할 수 있는 13개의 x_i 를 찾는 문제로 귀결된다.

$$\begin{pmatrix} R_1 \\ R_2 \\ \vdots \\ R_{13} \end{pmatrix} = 0$$

물론 이들 13개 이외의 추가적인 엔진 작동 변수에 대해서는 다음의 식들과 같이 계산된 x_i 로부터 유도할 수 있다.

- 추진제 유량

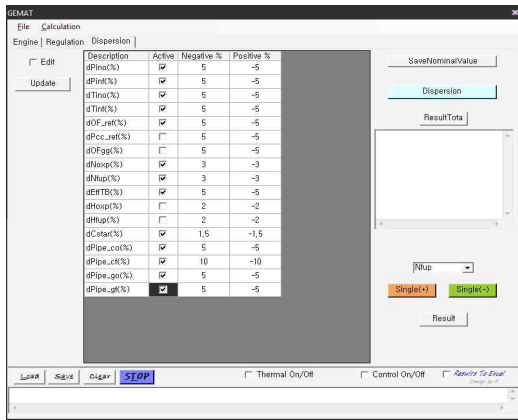


그림 1 엔진 성능 분산해석 모델의 user interface

$$\dot{m}_o = x_{m,co} + x_{m,go}$$

$$\dot{m}_f = x_{m,cf} + x_{m,gf}$$

- 펌프의 유량계수

$$\phi_{exp} = \frac{\dot{m}_o}{\rho_o \frac{\pi}{4} (D_{t1,exp}^2 - D_{h1,exp}^2) \frac{D_{t1,exp}}{2} x_n}$$

$$\phi_{fup} = \frac{\dot{m}_f}{\rho_f \frac{\pi}{4} (D_{t1,fup}^2 - D_{h1,fup}^2) \frac{D_{t1,fup}}{2} x_n}$$

- 펌프 효율

$$\eta_{exp} = a_{\eta,exp} \phi_{exp} (\phi_{exp} + b_{\eta,exp})$$

$$\eta_{fup} = a_{\eta,fup} \phi_{fup} (\phi_{fup} + b_{\eta,fup})$$

그림 1은 엔진 모드 해석 프로그램(GEMAT)에 분산 해석 모듈을 추가한 user interface를 보여 주고 있다. 우선 공칭모드에서의 모드 해석을 일차로 수행한 후 이 값을 기준으로 각 δ_i 에 대하여 분산 해석을 수행할 수 있는 형태로 구성되어 있다.

2.2 보정 요구차압의 결정

실제로 엔진을 개발하는데 있어서 각 구성품

의 성능 분산은 피할 수 없는 요소이며, 이러한 분산 요인들을 조합(system integration)하여 발사체에서 요구되는 정확한 추력과 혼합비 성능을 발휘할 수 있도록 지상 연소시험 등을 통해 보정 과정을 거치게 된다. 엔진의 성능 보정을 위해서는 보정을 가능하게 하기 위한 엔진 시스템 자체의 능력이 보장되어야 한다. 예를 들어 밸브의 차압이 설계값보다 증가했을 때 이를 보정하기 위해서는 펌프의 토출압이 증가해야 하며, 펌프의 토출압을 높이기 위해서는 TP의 회전수와 파워가 증가해야 한다. 이는 곧 터빈의 파워 증가를 의미하며, 터빈의 파워를 높이기 위해서는 터빈 구동가스의 유량이 증가해야 한다. 터빈 구동가스의 유량이 바로 가스발생기(GG) 유량이므로 GG에 더 많은 추진제를 공급해야 하며, 이를 위해서는 GG 추진제 공급 배관의 수력학적 저항이 감소되어야 한다. 하지만, 만약 초기에 GG 배관의 수력학적 저항의 여유가 없이 설계되었다면 당초 저항을 감소시켜 GG 유량을 증가시키는 데는 한계가 있다. 따라서 초기 시스템 설계 단계에서 예상되는 각각의 엔진 구성품의 성능 분산 범위를 개발 초기 단계에서 가정하고, 이러한 수준의 성능 분산에 대해서는 시스템에서 이를 수용하여 보정이 가능할 수 있도록 각 추진제 공급 배관에 수력학적 저항값을 미리 배분할 필요가 있다. 이러한 수력학적 저항값을 “보정 요구차압”이라 할 수 있으며, 본 연구에서 개발한 분산 해석 프로그램을 이용하여 주연소기(CC) 산화제 공급라인(CCO)/연료 공급라인(CCF) 및 GG의 산화제 공급라인(GGO)/연료 공급라인(GGF) 각각의 보정 요구차압을 계산할 수 있다.

그림 2는 이러한 보정 요구차압을 계산하는 알고리즘을 나타낸 것이다. 먼저 가정된 각 구성품의 내부 성능 분산 범위(δ_i)를 입력으로 받아들이고, 공칭 상태의 엔진 작동점을 계산함으로써 공칭 상태에서의 각 보정용 제어밸브와 오리피스 차압과 유량을 저장한 후 각각의 성능 분산 $\pm\delta_i$ 가 존재할 때의 엔진 작동 모드를 계산한다. 여기서 \pm 는 성능 분산이 양의 방향으로 있을 때 ($+\delta_i$)와 음의 방향으로 있을 때 ($-\delta_i$)를 의미하

며, 두 경우 각각에 대하여 엔진 작동 모드를 계산한다. 각각의 성능 분산 요소에 대하여 다시 공칭 작동점으로 보정하였을 때의 엔진 작동 모드를 계산하고, 보정 요구차압을 이들 두 값을 비교하여 계산할 수 있다. 모든 분산 요인 δ_i 에 대하여 이러한 보정 요구차압을 각각의 공급 배관에 대하여 계산한 후, 이를 통계적인 방법(root sum square)으로 합산하여 최종적인 보정 요구차압을 계산할 수 있다.

표 2는 분산해석 프로그램을 이용하여 보정 요구차압을 계산한 하나의 예를 보여주고 있다. 각각의 내부 분산인자에 대해서 참고문헌 [4]에서 제시된 성능 분산 범위를 가정하여 각 배관별 보정요구차압을 계산하였다. 예를 들어, 산화제펌프의 파워 분산이 +3 %가 있다면 이로 인해 엔진은 설계된 공칭 연소압이나 혼합비에서 벗어나 운행될 것이다. 이를 GGO/CCF/GGF에 위치한 제어밸브나 오리피스 등을 이용하여 유량을 조절함으로써 다시 공칭 작동점으로 보정하기 위해서는 GGO는 1.94 bar만큼 차압을 감소시키고, CCF는 0.21 bar만큼 차압을 증가시키고, GGF는 2.69 bar만큼 차압을 감소시켜야 함을 의미한다.

일반적으로 케로신을 사용하는 저혼합비 가스발생기 구동방식 액체로켓 엔진은 추력(연소압) 제어를 GGO 라인에서, 혼합비 제어를 CCF 라인에서, 그리고 가스발생기 혼합비 제어를 GGF 라인에서 각각 수행한다. 즉, 제어를 위한 목적 변

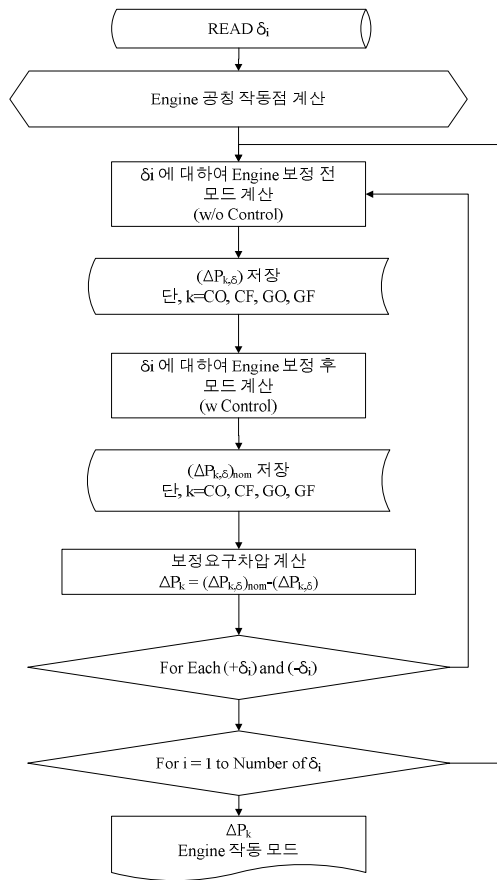


그림 2 엔진 보정 요구차압의 계산 알고리즘

수가 추력/엔진 혼합비/가스발생기 혼합비의 3개가 있는 상황에서 이들을 공칭 작동점으로 유

표 2 보정용 차압 요구조건(예)

분산 요인	단위	$\delta_{N,oxp}$ (%)	$\delta_{N,fup}$ (%)	$\delta_{H,oxp}$ (%)	$\delta_{H,fup}$ (%)	$\delta_{\eta,tb}$ (%)	δ_{c^*} (%)	$\delta_{\xi,co}$ (%)	$\delta_{\xi,cf}$ (%)	$\delta_{\xi,gf}$ (%)	$\delta_{\xi,gf}$ (%)	보정 요구차압 (bar)	
성능 분산	(+)	%	3	3	2	2	5	1.5	5	10	5	5	
	(-)	%	-3	-3	-2	-2	-5	-1.5	-5	-10	-5	-5	
GGO	(+)	bar	-1.94	-1.79	0.56	-1.20	6.41	1.64	-0.19	0.00	-1.50	0.00	7.49
	(-)	bar	2.05	1.88	-0.59	1.25	-5.96	-1.62	0.18	0.00	1.66	0.00	-7.01
CCF	(+)	bar	0.21	0.19	-1.85	2.35	-0.61	0.00	1.78	-4.87	0.00	0.00	6.95
	(-)	bar	-0.21	-0.19	1.93	-2.34	0.69	0.00	-1.77	5.95	0.00	0.00	-6.01
GGF	(+)	bar	-2.69	-2.48	-1.04	0.50	8.84	1.98	-0.70	0.00	0.00	-2.64	10.36
	(-)	bar	2.84	2.61	1.04	-0.54	-8.29	-1.97	0.70	0.00	0.00	2.92	-9.73

지하기 위해서는 3개의 변수 - GGO/CCF/GGF의 조합으로 대수적으로 풀어 하나의 보정 요구차압의 조합이 완성된다고 볼 수 있다. 하지만, 이 경우 산화제펌프의 토출압은 가스발생기 압력과 GGO 라인의 배관 차압에 의해 주로 결정되기 때문에 보정에 참여하지 않는 CCO라인에 여분의 차압이 발생할 수 있다.

이는 곧 산화제펌프 토출압과 주연소기 압력과의 차이로부터 자연스럽게 남게되는 이 CCO 라인 차압을 보정에 참여시킴으로써 나머지 라인의 보정 요구차압을 감소시킬 수 있는 방안을 제안할 수 있음을 의미한다. 그림 3에서와 같이 CCO를 보정에 참여시킬 경우에 있어서 나머지 라인의 보정 요구차압이 영향을 받는 것을 알 수 있다. 그림 3에서 세로축의 ΔP_{req} 는 GGO/CCF/GGF 라인의 보정 요구차압을 의미하며, 그 값이 (-)인 것은 보정 요구차압이 차압을 줄여주는 방향에서 결정됨을 의미한다. 즉, 보정을 위해 제어밸브나 오리피스 등의 차압을 감소시켜 나가는 방향이 (-)를 의미하며, 각 라인에 무한히 많은 여유 차압을 확보할 수 없기 때문에 이들 보정 요구차압을 얼마로 엔진 시스템의 차압 배분을 할 것인가가 중요한 문제가 된다.

특히, CCF의 경우 CCO를 보정에 적용할 때 보정 요구차압이 급격히 변하는 것(그래프의 기울기 변화)을 볼 수 있다. 이는 표 2에서 볼 수 있듯이 CCF의 경우 CC 연료 배관의 차압 분산인자($\delta_{\xi, cf}$)에 의한 성능 오차를 보정하는데 특히 많은 차압이 필요한데, 이는 혼합비 분산을 연료 라인만 이용해서 보정하는 반면 CCO라인까지 보정에 참여시키는 경우 이러한 혼합비 보정이 산화제, 연료 두 방향에서 보정되기 때문에 CCF 보정 요구차압을 대폭 줄여줄 수 있음을 의미한다. 만약, CCO에 추가로 0.7 bar의 보정용 차압을 선정하는 경우 CCF는 약 1.5 bar의 보정 요구차압을 줄여줄 수 있는 반면에 GGO와 GGF는 각각 약 0.5 bar, 0.7 bar의 보정 요구차압 증가가 필요하게 된다. 따라서 GG 라인의 차압 여유분이 있는 경우 이와 같은 조합을 통해 시스템의 차압 배분을 좀 더 효율적으로 가져갈 수 있을

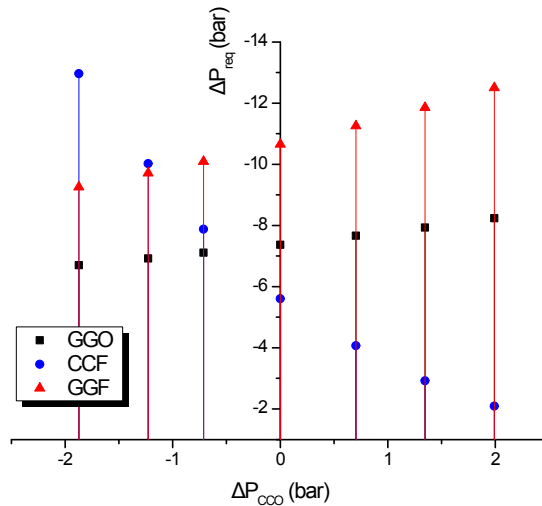


그림 3 CCO 보정 요구차압에 따른 나머지 배관의 보정 요구차압

것이다. 특히 연료펌프의 토출압은 CC 재생냉각 채널의 차압으로 인해 CC 라인의 차압에 의해 주로 결정되기 때문에 상대적으로 GG 압력 설정에는 여유가 있어 이와 같은 접근이 의미가 있다.

이와 같이 CCO 라인의 유휴 차압을 보정에 참여시킴으로써 나머지 라인의 보정 요구차압을 적절한 조합으로 구성할 수 있으며, 이는 결과적으로 최적의 펌프 토출압이나 연소압으로 시스템 설계를 가능하게 한다. 이러한 압력 배분의 최적화는 펌프 토출압을 낮추어 시스템의 안정성을 높일 수 있을 뿐만 아니라, 펌프 파워를 줄여 비추력 향상을 꾀할 수 있다.

3. 결 론

본 연구에서는 기존의 엔진 모드해석 프로그램을 개선하여 엔진 구성품이 가지는 성능 분산으로 인한 엔진시스템의 성능 분산을 계산하는 프로그램을 개발하였다. 또한 본 프로그램을 이용하여 엔진 내부 인자의 성능 분산을 보정하기 위해 필요한 각 배관에서의 보정용 여유차압을

산정하는 방법론을 제시하였다. 이를 이용하여 기존의 엔진 보정 방법에서 CC 산화제 공급라인의 오리피스 차압을 보정에 적극적으로 활용함으로써 나머지 GG 산화제 및 연료, CC 연료 공급라인에 필요한 보정용 차압을 감소시킬 수 있음을 확인하였다. 결과적으로 이러한 압력 배분의 최적화를 통해 펌프 토출압을 낮추거나 동일한 펌프 토출압 하에서 연소압 상승을 가능하게 하여, 전체 엔진의 비추력 향상을 도모할 수 있는 방법을 제시하였다.

향후 엔진 구성품의 납품 요구조건이나 시험범위 산정에 활용하여 보다 더 효율적인 엔진 개발에 본 연구를 적용할 수 있을 것으로 본다.

기 호

δ	엔진 내부 성능 분산인자
R_i	모드 해석을 위한 residual equation
x_i	모드 해석 독립변수
p	압력
ρ	밀도
\dot{m}	질량 유량
ξ	배관/밸브 등의 손실계수
A_n	노즐 단면적
c^*	연소실 비속도
η	효율
γ	비열비
R	기체상수
T_0	전온도
π	터빈 압력비
D_m	터빈 mean pitch diameter
D	직경
C_{ad}	터빈 adiabatic velocity
$a \sim e$	성능 곡선 계수

<첨자>

H	수두
N	파워
n	터보펌프 회전수
o	산화제
f	연료
I_{sp}	비추력
oxp	산화제펌프
fup	연료펌프
tb	터빈
co	주연소기 산화제 라인
cf	주연소기 연료 라인
go	가스발생기 산화제 라인
gf	가스발생기 연료 라인
cc	주연소기
gg	가스발생기
tbe	터빈 배기 노즐

참 고 문 헌

1. 남창호, 박순영, 최환석, 설우석, "액체로켓엔진 개발 사례와 KARI 액체로켓 엔진시스템 성능시험 계획", 제5회 우주발사체 기술 심포지움, 2004
2. "Liquid Rocket Engine Reliability Certification", ARP4900, SAE, 1996
3. 박순영, 조원국, "가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 모드 해석 프로그램 개발", 한국추진공학회 2008 추계학술대회 논문집, 2008
4. 남창호, 김승한, 김철웅, 설우석, "가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 성능분산해석과 엔진 성능보정", 항공우주기술, 제6권 제1호, 2007, pp. 120-127