

가스발생기 발사시스템에 대한 해석적 연구

변종렬*

Analytical Study on the Launching System with Gas Generator

Jong-Ryul Byun*

ABSTRACT

In this study, a technique has been developed to analyze the performance of the launching system using a gas generator of solid propellant. The physical model which described the thermodynamic behaviors of all launching devices from gas generator to canister and the dynamic behavior of missile was established, applying the empirical coefficients in the heat loss model. The processes of combustion, flow, and heat transfer inside the chamber of gas generator and the launching system were simulated by numerical method. The theoretical analysis guided the optimal design of gas generator and system, which made the launching system satisfy the requirements of good performance and high reliability.

초 록

본 연구에서는 고체 추진제의 가스 발생기를 이용한 발사시스템에 대하여 해석적 연구를 수행하였다. 가스발생기에서 발사관까지 모든 발사장치 내부의 열역학적 거동과 유도탄의 동적거동에 대하여 물리적인 모델을 수립하였고, 열손실 모델을 적용하였다. 발사시스템과 가스발생기 내의 연소, 유동 및 열전달 과정이 수치적인 방법에 의해 모사되었다. 본 연구에서 제시된 이론적인 해석방법을 통해 사출 발사시스템의 성능 요구조건과 신뢰성을 만족시키는 가스발생기와 시스템의 최적 설계 조건을 도출하였다.

기 호 설 명

a	: acceleration	c_f	: friction coefficient
A	: area	d	: diameter
C	: specific heat(C_p, C_v, C_w)	E	: internal energy
		F_f	: friction force
		g	: gravity

* 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

H	: height
h	: enthalpy, heat transfer coefficient
m	: mass
l	: length
P	: pressure
Q	: heat loss
R	: gas constant
Re	: Reynolds number, $\rho ud/\mu$
T	: temperature
t	: time
U	: velocity
v	: volume
α	: mass ratio of air in mixture
γ	: specific heat ratio
θ	: launching angle
λ	: heat conductivity
μ	: viscosity
ρ	: density
ψ	: heat loss coefficient

참 자

a	: air, atmosphere
c	: canister
cr	: critical condition
d,u	: downstream, upstream
m	: missile
p	: propellant
t	: tray
w	: wall
1	: gas generator control volume
2	: canister lower cavity control volume
3	: canister upper cavity control volume

1. 서 론

유도탄의 수직 발사방식에는 발사체의 자체 추진력을 이용한 부스터 발사방식과 가스발생기 사출장치를 이용한 발사방식이 있다. 부스터 발

사방식은 발사시 발생하는 화염이 유도탄과 인접 발사관 및 발사대에 미치는 영향을 최소화하기 위해 화염 편향판과 같은 구조물이 필요하고, 화염으로 인해 발사위치가 쉽게 노출된다. 이와는 달리 사출시스템을 사용한 발사방식은 별도의 화염 처리장치가 필요 없으며 발사위치의 노출을 최소화할 수 있는 장점을 갖고 있다. 특히 함정에서 화염처리 장치의 불필요로 인해 설치공간 및 발사장치의 구조를 단순화시킬 수 있을 뿐만 아니라 거의 모든 발사장치를 재 사용할 수 있다.

사출발사방식은 고체 추진제 가스발생기가 발사관내 유도탄 하부의 밀폐된 공간에서 점화되어 생성된 가스 압력힘이 유도탄을 밀어 올리게 되는데, 이러한 압력힘의 비율이 유도탄의 사출 성능을 좌우한다. 따라서 가스발생기와 발사관내에서 일어나는 열역학적 과정의 상세한 해석이 요구된다.

Yang Tao등¹⁾은 임의의 물체를 사출시키기 위해 소형 고체 로켓모터를 사용한 실험과 단순화된 열역학적 모델 해석결과를 비교하였다. C.T. Edquist등²⁾은 가스발생기를 이용한 발사장치에 대하여 에너지 손실 모델을 적용하여 해석한 결과와 실험결과를 비교하였다. C.T.Edquist³⁾는 사출시스템에 냉각수로 사용된 메탄올/물의 열역학적 상태량을 계산하여 해석에 적용하였다.

본 논문에서는 수직 발사시스템의 물리적 모델을 통한 해석방법을 개발하고, 열손실 모델을 적용한 성능해석을 수행하여 가스발생기와 사출장치 최적설계를 위한 자료를 제시하고자 한다.

2. 본 론

본 연구의 유도탄 사출발사방식은 가스발생기를 이용하여 발사관으로부터 유도탄을 사출하는 것으로 실린더 내 피스톤 운동과 같은 전통적인 문제와 유사하다. 그림 1은 가스발생기를 이용한 사출시스템의 개념도이다. 사출시스템은 가스발생기, 발사관(canister)과 피스톤 역할을 하

는 지지판(tray)등으로 구성되어 있다. 시스템 작동과정을 살펴보면 먼저 가스발생기의 고체 추진제가 점화되어 생성된 고압의 연소가스가 노즐을 통해 분사되고, tray와 발사관 사이로 bypass되어 발사관 덮개를 개방함과 동시에 발사관 하부의 압력이 tray에 작용하여 유도탄을 밀어 올리게 된다.

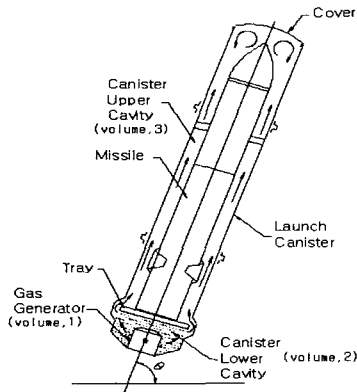


Fig. 1 Schematics of canister launching system

2.1 사출시스템 모델링

가스발생기와 발사관 내부의 열역학적 해석에 있어서 기본적인 가정은 공기와 추진제 가스 모두 일정한 상태량을 가지는 완전기체이며, 공기와 추진제 가스 혼합물은 질량 평균된 상태량을 가지고, 화학반응이 없다는 것이다. 가스혼합물의 열역학적 상태량은 다음과 같이 정의하였다.

$$P = \rho RT$$

$$E = mC_v T, \quad \alpha = \frac{m_{air}}{m_{mixture}}, \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

$$R = R_g(1 - \alpha) + R_a \alpha$$

$$C_v = C_{vg}(1 - \alpha) + C_{va} \alpha$$

$$C_p = C_{pg}(1 - \alpha) + C_{pa} \alpha$$

고려된 검사체적은 가스발생기와 발사관 내부를 tray를 기준으로 하부와 상부 cavity로 구분하였고, 시간 변화만을 고려한 lumped 시스템으로 가정하였다. 지배방정식은 각 검사체적의 질량, 에너지 보존방정식과 유도탄에 대한 1차원 운동방정식이다.

(1) Gas generator

$$\frac{d}{dt}(\rho_1 v_1) = \dot{m}_p - \dot{m}_{12} \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt}(\alpha_1 \rho_1 v_1) = -\alpha_1 \dot{m}_{12} \quad (2)$$

$$\frac{d}{dt}(\rho_1 v_1 e_1) = \dot{m}_p h_p - \dot{m}_{12} h_1 - Q_1 \quad (3)$$

(2) Canister lower cavity

$$\frac{d}{dt}(\rho_2 v_2) = \dot{m}_{12} - \dot{m}_{23} \quad (4)$$

$$\frac{d}{dt}(\alpha_2 \rho_2 v_2) = \alpha_1 \dot{m}_{12} - \alpha_2 \dot{m}_{23} \quad (5)$$

$$\frac{d}{dt}(\rho_2 v_2 e_2) = \dot{m}_{12} h_1 - \dot{m}_{23} h_2 - P_2 A_2 U_m - Q_2 \quad (6)$$

(3) Canister upper cavity

$$\frac{d}{dt}(\rho_3 v_3) = \dot{m}_{23} - \dot{m}_{3a} \quad (7)$$

$$\frac{d}{dt}(\alpha_3 \rho_3 v_3) = \alpha_2 \dot{m}_{23} - \alpha_3 \dot{m}_{3a} \quad (8)$$

$$\frac{d}{dt}(\rho_3 v_3 e_3) = \dot{m}_{23} h_2 - \dot{m}_{3a} h_3 - Q_3 \quad (9)$$

유도탄의 동적거동에 대한 1차원 방정식은 다음과 같다.

$$a_m = \frac{(P_2 - P_3)A_t - F_f}{m_{total}} - g \sin \theta \quad (10)$$

아래 식에서 사용된 마찰계수는 0.15이다⁶⁾.

$$F_f = c_f m_{total} g \cos \theta \quad (11)$$

가스발생기의 추진제 가스질량 생성률은 아래 식으로부터 계산된다.

$$\dot{m}_p = \rho_p A_b r_b \quad (12)$$

여기서 A_b 는 추진제 연소면적이며, 고체 추진제 연소속도, r_b 는 아래 지수관계식으로 정의된다⁵⁾.

$$r_b = aP^n \quad (13)$$

여기서 a 는 실험적 상수, n 은 연소속도 압력지수를 나타낸다.

각 검사체적의 노즐을 통한 질량유량은 다음과 같은 방법으로 계산하였다. 먼저 임계 압력비 정의에 의해 유동조건이 결정된다.

$$P_{cr} = P_u \left[\frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (14)$$

노즐 입구면에서의 열손실에 의한 가스 상태량 변화를 아래식에 의해 고려하였다. 여기서

위첨자 *는 임계단면적에서의 조건을 나타낸다.

$$T_u^* = \phi T_u + (1 - \phi) T_a, \quad \rho_u^* = \frac{\rho_u T_u}{T_u^*} \quad (15)$$

노즐의 가스속도는 다음 관계식에 의해 결정된다.

$$u^* = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{P_u}{\rho_u^*} \left[1 - \left(\frac{P_d}{P_u} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad \text{for } P_d > P_{cr}(\text{subsonic}) \quad (16)$$

$$= \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} \frac{P_u}{\rho_u^*}}, \quad \text{for } P_d \leq P_{cr}(\text{sonic})$$

가스밀도는 stagnation과 임계조건에 대한 등엔트로피 상태변화 관계식에 의해 결정된다⁷⁾.

$$\rho^* = \rho_u \left(\frac{P_d}{P_u} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (17)$$

따라서 질량유량은 다음 식에 의해 결정된다.

$$\dot{m} = \eta_d \rho^* u^* A^* \quad (18)$$

여기서 η_d 는 질량유출계수이다. 가스발생기 노즐은 일반적인 converging 노즐로서 질량유출계수는 시험결과 0.92이고, 발사관 하부에서 상부로의 bypass구간과 canister와 tray 사이 틈에서의 노즐형상은 단순 구멍 형상으로 질량유출계수는 각각 0.85, 0.8로서 시험에 의한 경험적인 값을 사용하였다⁶⁾.

2.2 사출시스템 열손실

2.2.1 가스발생기 열손실

일반적으로 가스발생기의 열손실 대부분은 노즐영역에서 발생하기 때문에 가스발생기 자체의 열손실은 무시하였다. ($Q_1 \approx 0$) 노즐에서의 열손실계수, ϕ_{12} 는 가스질량유량에 의존하게 되는데 아래의 경험식⁶⁾에 의해 결정된다. 고려된 노즐은 일반적인 converging 노즐형상이다.

$\dot{m}_{12} < 1\text{kg/s}$ 일 때:

$$\phi_{12} = 0.85(1.0 - \dot{m}_{12}) + 0.9 \dot{m}_{12}$$

$1 \leq \dot{m}_{12} < 4\text{kg/s}$ 일 때:

$$\phi_{12} = [0.9(4.0 - \dot{m}_{12}) + 0.95(\dot{m}_{12} - 1.0)]/3$$

$\dot{m}_{12} > 4\text{kg/s}$ 일 때: $\phi_{12} = 0.95$

2.2.2 Canister 열손실

시스템 작동동안 canister내의 유동과 열전달 현상은 매우 복잡하며, canister의 열손실은 시스템 성능에 큰 영향을 미친다. Canister내 열손실 메카니즘은 벽면으로의 대류 열전달 손실과 제트의 벽면 충돌로 인한 모멘텀손실 두가지로 분류할 수 있다. 가스발생기 노즐에서 배기된 제트는 벽면에 충돌, 회전하며 cavity내에서 재순환유동을 형성한다. 따라서 제트의 정체영역과 벽면제트, 재순환영역에서의 대류 열전달이 고려되어야 한다. 시스템 작동 초기 연소가스의 bypass와 작동 중 tray와 canister의 clearance로 인해 상부 cavity에서 canister 벽면과 유도탄 표면으로의 열손실은 전체 시스템 성능에 영향을 주지 않기 때문에 무시하였다($Q_3 \approx 0$).

Canister 하부 cavity내에서 canister 벽면을 통한 열손실 해석에 사용된 난류 경계층 열전달 관계식은 다음과 같다⁶⁾.

$$h_c = \frac{k_1 Re_s^{0.8} \left[\frac{\mu}{\mu_s} \right]^{0.14} \left[1 + \left(\frac{d_c}{l_c} \right)^{0.7} \right] \lambda_s}{d_c} \quad (19)$$

여기서 첨자 s는 벽면온도에서의 상태량을 나타낸다.

상수 k_1 은 실험적인 값으로 유입가스의 음속 조건에 대한 압력비, $a_{kp} = P_d/P_{cr}$ 에 따라 다음과 같이 결정된다.

$$a_{kp} < 0.7 \text{ 일 때: } k_1 = 0.021$$

$$0.7 \leq a_{kp} < 1.0 \text{ 일 때:}$$

$$k_1 = [0.021(1.0 - a_{kp}) + 0.025(a_{kp} - 0.7)]/0.3$$

$$1.0 \leq a_{kp} < 2.0 \text{ 일 때:}$$

$$k_1 = 0.025(2.0 - a_{kp}) + 0.03(a_{kp} - 1.0)$$

$$a_{kp} \geq 2.0 \text{ 일 때: } k_1 = 0.03$$

열전달해석에서 혼합가스의 상태량은 아래의 관계식을 사용하여 계산한다⁶⁾.

$$\rho_s = \rho_u \frac{T_u}{T_s}, \quad \mu = \frac{1}{\frac{\alpha}{\mu_a(T)} + \frac{1-\alpha}{\mu_b(T)}}$$

$$\lambda = \frac{1}{2} \left[\beta \lambda_a + (1 - \beta) \lambda_b + \frac{1}{\frac{\beta}{\lambda_a} + \frac{1-\beta}{\lambda_b}} \right]$$

$$\text{여기서, } \beta = \frac{aR_a}{aR_a + (1-a)R_g}$$

추진제 gas와 공기 각각의 열역학적 상태량은 NASA SP-273⁴⁾ 자료를 이용하여 4차 다항식의 온도함수로 fitting하였다.

Canister내 하부 cavity에서 가스속도, u_{g2} 는 아래와 같은 경험식을 사용하여 계산하였다⁶⁾.

$$x_t \leq 3d_c: u_{g2} = u_{2i}$$

$$3d_c < x_t \leq 13d_c:$$

$$u_{g2} = u_{2i} \frac{13d_c - x_t}{10d_c} + u_t \frac{x_t - 3d_c}{10d_c}$$

$$x_t > 13d_c: u_{g2} = u_t$$

여기서, $u_{2i} = 2\dot{m}_{12}/(\rho_2 A_c)$ 이고, x_t, u_t 은 tray의 이동거리와 속도를 나타내는데 유도탄 이동거리, 속도와 동일하다.

Canister 하부 cavity에서 canister 벽면의 온도, T_s 는 아래의 1차원 비정상 열전도 방정식을 유한차분법으로 계산하였다.

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{\rho_w C_w} \frac{\partial}{\partial y} \left[\lambda_w \frac{\partial T}{\partial y} \right] \quad (20)$$

따라서 canister 벽면을 통한 열손실은 다음식으로 계산할 수 있다.

$$Q_2 = \pi d_c l h_c (T - T_s) \quad (21)$$

앞의 모델링 과정을 통해 수립된 각 검사체적에서의 방정식을 연립 상미분 방정식으로 표현하면 다음과 같으며, 4th-order Runge-Kutta 방법을 사용하여 각 검사체적내 시간에 따른 압력, 온도, 밀도 및 유도탄 속도와 가속도 변화를 계산하였다.

$$\frac{d\rho_1}{dt} = \left[\dot{m}_p - \dot{m}_{12} - \rho_1 \frac{dv_1}{dt} \right] \frac{1}{v_1} \quad (22)$$

$$\frac{da_1}{dt} = \left[-a_1 \dot{m}_p \right] \frac{1}{\rho_1 v_1} \quad (23)$$

$$\frac{dE_1}{dt} = \left[\dot{m}_p C_{pp} T_p - \dot{m}_{12} C_{p1} T_1 \right] \quad (24)$$

$$\frac{dv_1}{dt} = r_b A_b \quad (25)$$

$$\frac{d\rho_2}{dt} = \left[\dot{m}_{12} - \dot{m}_{23} - \rho_2 \frac{dv_2}{dt} \right] \frac{1}{v_2} \quad (26)$$

$$\frac{da_2}{dt} = \left[a_1 \dot{m}_{12} - a_2 \dot{m}_{12} \right] \frac{1}{\rho_2 v_2} \quad (27)$$

$$\frac{dE_2}{dt} = \left[\dot{m}_{12} C_{p1} T_{12}^* - P_2 A_t U_m - \dot{m}_2 C_{p2} T_2 - Q_2 \right] \quad (28)$$

$$\frac{dv_2}{dt} = A_c U_m \quad (29)$$

$$\frac{dU_m}{dt} = \frac{(P_2 - P_3) A_t - F_f}{m_{total}} - g \sin \theta \quad (30)$$

$$\frac{dH_m}{dt} = U_m \quad (31)$$

$$\frac{d\rho_3}{dt} = \left[\dot{m}_{23} - \dot{m}_{3a} - \rho_3 \frac{dv_3}{dt} \right] \frac{1}{v_3} \quad (32)$$

$$\frac{da_3}{dt} = \left[a_2 \dot{m}_{23} - a_3 \dot{m}_{23} \right] \frac{1}{\rho_3 v_3} \quad (33)$$

$$\frac{dE_3}{dt} = \left[\dot{m}_{23} C_{p2} T_{23}^* - \dot{m}_3 C_{p3} T_3 - Q_3 \right] \quad (34)$$

$$\frac{dv_3}{dt} = -(A_c - A_m) U_m \quad (35)$$

3. 결과 및 고찰

일반적으로 수직발사 사출시스템 설계 과정에 있어서 유도탄 허용가속도와 사출속도등을 만족시키기 위해서는 가스발생기 추진제 연소특성과 사출시스템 특성등에 대한 기본적인 해석이 필수적이다. Table 1에 사출시스템 해석에서 기본조건이 되는 변수가 주어져 있다.

Table 1. Parameters for system initial conditions

- Ejection total mass, m_{total}
- Container diameter, d_c
- Container lower cavity initial volume
- Tray diameter, d_t

3.1 가스발생기 추진제 연소특성에 따른 해석

일반적으로 사출 발사시스템의 가스발생기는 연소중 시간에 따른 압력(질량유량)이 점차 증가하는 progressive 형태를 가져야 한다. 이러한 progressivity (최대압력/초기평형압력, PR)를 증가시키기 위해서는 추진제의 초기연소면적 대 최종연소면적비가 커야 하거나 추진제 연소속도 관계식에서 압력지수 n 이 커야 한다. 본 연구에서는 동일한 추진제 종류에서 추진제 연소속도

특성치가 다른 3경우의 가스발생기에 대하여 해석을 수행하였다. Table 2는 해석에 사용된 추진제별 특성치를 나타낸다.

Table 2. Propellant characteristics of gas generator.

properties	case A	case B	case C
burning rate, r_b (mm/s) @6.89MPa, 20°C	27.4	28.1	32.1
pressure exponent, n	0.23	0.50	0.23
flame temp., T_p	2800K		
propellant energy, $R_p T_p$	920.0kJ/kg		
specific heat ratio, γ	1.22		

Fig. 2에는 추진제 연소속도 특성별 가스발생기 연소실 압력을 나타내었다. Case A인 경우 가스발생기 최대압력은 10MPa, PR=2.5이다. Case B, C인 경우 최대압력은 각각 13.3MPa, 11.7MPa이고, PR은 각각 4.5, 3.5이다.

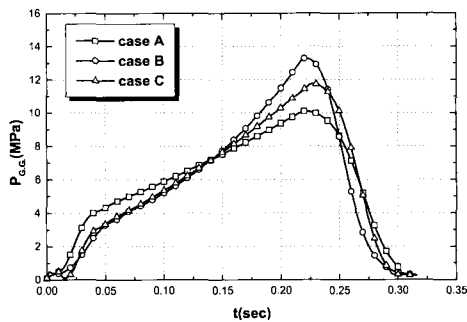


Fig. 2 Gas generator pressure histories for case A, B, C.

Fig. 3은 canister내 압력변화 해석결과이고, Fig. 4와 Fig. 5는 유도탄의 가속도와 속도변화를 나타낸다. 추진제 연소특성에 따라 시스템 특성이 크게 변하고 있음을 알 수 있다. 이상적인 사출시스템 특성은 canister내 압력과 가속도 변화가 작동시간동안 일정한 경향을 가져야 하는데 이를 위해서는 최적의 가스발생기 설계가 요구된다. 해석결과, 가스발생기의 초기압력 대 최대압력비(PR)가 증가함에 따라 canister에 작용하는 압력과 유도탄에 작용하는 가속도 부하의 변화율이 감소하는 보다 개선된 경향을 보여 주고 있음을 알 수 있다. Table 3은 추진제 특

성별 성능해석 결과를 요약한 것이다. 동일한 최대가속도와 최대압력에서 PR이 증가함에 따라 사출속도가 7%정도 증가함을 알 수 있다.

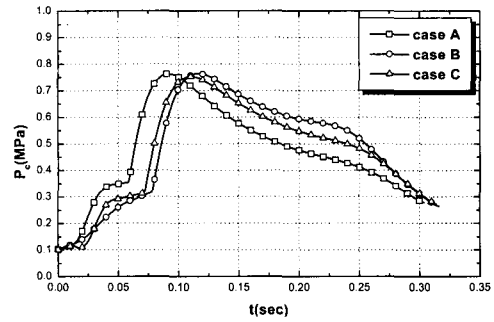


Fig. 3 Canister lower cavity pressure histories for case A, B, C.

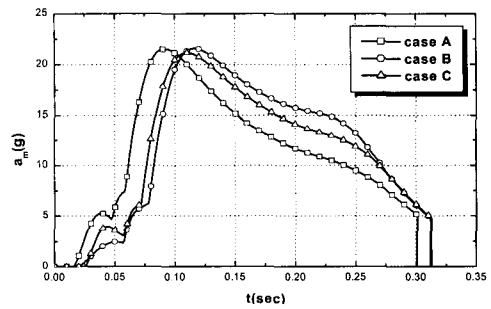


Fig. 4 Acceleration for case A, B, C.

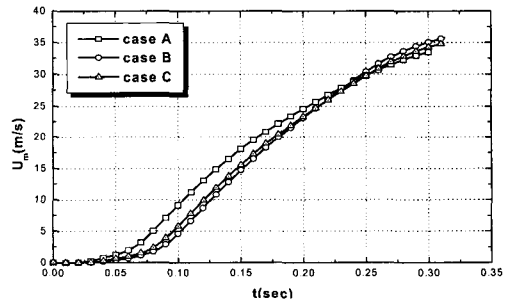


Fig. 5 Ejection velocity for case A, B, C.

Table 3. Analysis results for case A, B, C.

performance	case A	case B	case C
PR	2.5	4.5	3.5
maximum a_m (g)	21.5	21.6	21.2
U_m (m/s)	33.5	36.0	35.0
maximum P_c (MPa)	0.763	0.764	0.752

3.2 사출시스템 기하학적 형상 특성 해석

이 절에서는 사출시스템의 기하학적 형상설계 변수에 따른 특성변화를 검토하였다. Fig 6과 7은 canister와 tray사이의 clearance, δ 에 따른 가속도와 속도 변화를 나타낸다. 이는 실제 사출 시스템 제작과정에서 발생할 수 있는 변수로서 clearance가 0.5에서 1.5mm까지 변함에 따라 최대가속도가 30%이상 변하게 되고, 사출속도는 9%정도 감소하였다. 따라서 시스템설계시 이러한 제작상의 변수를 고려하는 것이 중요함을 알 수 있다.

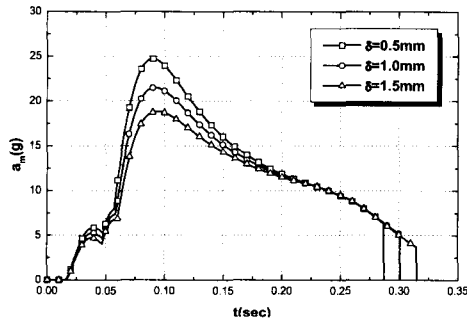


Fig. 6 Acceleration according to clearance between tray and canister.

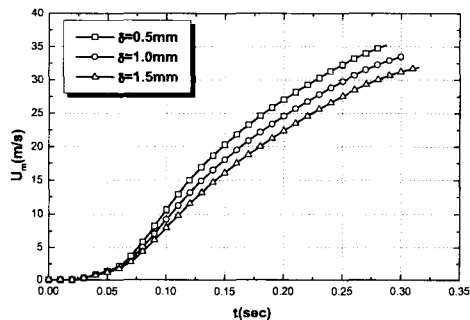


Fig. 7 Ejection velocity according to clearance between tray and canister.

Fig. 8, 9는 container lower cavity의 초기 자유체적에 따른 canister내 압력과 가속도 변화를 나타낸다. 초기 자유체적이 증가할수록 압력과 가속도에 의한 부하가 감소하지만, 사출속도에는 영향을 미치지 않는다. 그러나 과도한 초기

자유체적은 발사관의 크기를 증가시키는 원인이 되기 때문에 시스템 설계시 주어진 조건에서 최대의 초기 자유체적을 가지는 것이 바람직하다.

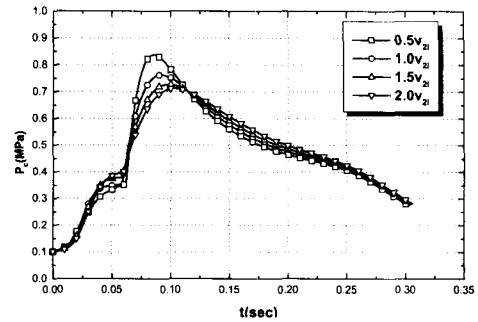


Fig. 8 Canister lower cavity pressure according to initial free volume of lower cavity.

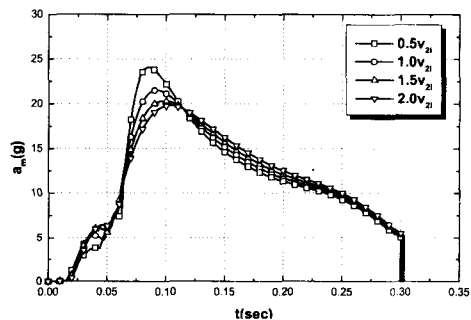


Fig. 9 Acceleration according to initial free volume of lower cavity.

3.3 사출시스템 작동 모드별 해석

이 절에서는 수직 발사시스템의 작동조건에 따른 성능특성을 검토하였다. 시스템 작동 모드는 작동온도, 즉 가스발생기 추진체 초기 온도, T_{g1} 와 clearance, δ 에 따라 두 가지 경우를 고려할 수 있다. 최대작동모드는 유도탄의 가속도 제한조건과 canister 압력부하 조건을 결정하고, 최소작동모드는 최소 사출속도 조건을 결정한다. Fig. 10은 최대작동모드에서의 시스템 성능변화를 나타내었고, Fig. 11은 최소작동모드의 해석결과이다. Table 4에는 모드별 성능해석결과를 요약하였다. 최대작동온도 333K인 경우, 최대가속도와 최대압력이 nominal값보다 20%이상 증가하였고, 최소작동온도 233K인 경우, 최대 사출속도가 10%이상 감소하였다.

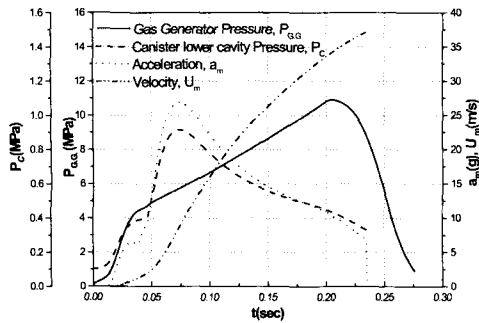


Fig. 10 System analysis in case of maximum operation mode.

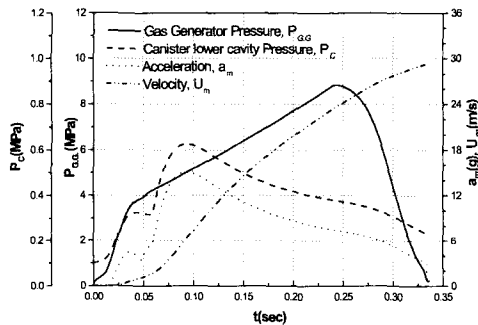


Fig. 11 System analysis in case of minimum operation mode.

Table 4. Analysis results for each operation mode.

mode \ performance	maximum	minimum	nominal
PR	2.6	2.3	2.5
T_{gi} (K)	333	233	293
δ (mm)	0.5	1.5	1.0
maximum a_m (g)	27.0	17.0	21.5
U_m (m/s)	37.0	29.3	33.5
maximum P_c (MPa)	0.914	0.625	0.763

4. 결 론

본 연구에서는 가스발생기를 사용한 수직발사 시스템의 성능해석모델을 수립하였고, 이론해석을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 가스발생기의 추진제 연소특성에 따라 시

스템 성능과 특성이 크게 의존한다. 추진제 연소특성비 PR이 증가함에 따라 사출속도가 증가하고, 시스템에 작용하는 압력과 가속도 부하조건이 상당히 완화됨을 알 수 있다.

(2) 시스템 제작시 발생하는 clearance, δ 는 가스발생기 성능과 사출성능에 직접적인 영향을 미치며, 초기자유체적, v_{2i} 는 시스템에 작용하는 최대압력과 최대가속도 부하에 영향을 준다.

(3) 시스템 작동온도에 따라 최대/최소모드의 성능특성 해석을 통해 설계조건을 확립하였다.

(4) 시스템의 열손실은 성능예측의 정확성에 영향을 미치는 주요인자이다. 따라서 열손실 모델에 대한 상세한 해석과 함께 실험을 통한 검증이 이루어져야 하겠다.

참 고 문 헌

1. Yang Tao, Xun-bo Wu, Xiao-qian Chen, "Design of a Micro Solid Rocket Motor," AIAA Paper 97-2864, July 1997.
2. C. T. Edquist and G. Romine, "Canister Gas Dynamics of Gas Generator Launched Missiles," AIAA Paper 80-1186, June 1980.
3. C. T. Edquist, "Prediction of the Launch Pulse for Gas Generator Launched Missiles," AIAA Paper 88-3290, July 1988.
4. S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations," NASA SP-273, March 1976.
5. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements," 6th Ed. John Wiley & Sons, Inc. 1992.
6. 심우전 외, "한·러 기술협력사업 보고서," 국과연보고서, MADC-216-991256.
7. M. J. Zucrow and J. D. Hoffman, "Gas Dynamics Vol. 1," John Wiley & Sons, Inc. 1976.