

초음속 흡입구의 버즈여유 결정기법

박익수* · 최종호* · 윤현걸* · 임진식*

Buzz Margin Determination of Supersonic Intake

Iksoo Park* · Jongho Choi* · Hyungull Yoon* · Jinshik Lim*

ABSTRACT

A technology for buzz margin determination is suggested to obtain stable shock structure and high compression efficiency of supersonic intake. By using the shock equilibrium equation of supersonic intake, sensitivity equation of terminal shock position for free stream and back pressure is induced and disturbances are quantified through statistical approach. Numerical results show that the sensitivity of shock position for disturbances is proportional to Mach number and the back pressure is dominant for variance of terminal shock position.

초 록

초음속 흡입구의 충격파 안정성과 높은 압축효율을 획득하기 위한 버즈여유 결정기법을 제안하였다. 충격파 평형 방정식을 이용하여 자유흐름 및 배압에 의한 종말 충격파 위치의 민감도를 유도하였고, 외란의 크기를 통계적 방법에 의해 정량화 하였다. 수치적 계산결과 종말 충격파의 운동은 마하수에 비례하는 민감도 특성을 보였고, 후단 배압에 의한 그 영향이 가능 큰 것으로 나타났다.

Key Words: Supersonic intake(초음속 흡입구), Buzz Margin(버즈여유), Air disturbances(대기 외란), Terminal Shock(종말 충격파)

1. 서 론

초음속 흡입구는 램 효과에 의한 압축공기를 이용하여 연소실로 공기를 공급한다. 특히 아음속 연소를 위한 공기 공급과정은 종말 충격파를 동반하게 되는데, 이 종말 충격파의 위치는 버즈현상과 고 압축효율에 직접적인 함수 관계를 가진다.[1] 종말 충격파가 흡입 유동의 상류로 이

동할수록 압축 효율이 증가하나 흡입구의 목 근방에서는 압축효율의 최대인 임계점을 만나게 되는데, 이 구간을 초임계 영역이라 한다. 종말 충격파 위치는 초임계 영역에서 안정적 평형상태를 유지하지만, 임계점 이상의 상류 구간에서는 압축효율도 저하되고 버즈라고 불리는 불안정한 유동상태를 가질 수 있다. 이러한 초음속 흡입구 유동의 안정성에 대해서는 수학적으로 증명되어 있으며, 실험적으로도 잘 관찰되었다.[2] 따라서 종말 충격파의 위치에 따라 반비례 특성을 가진 충격파 안정성과 압축효율을 다

* 국방과학연구소 1-5
교신저자, E-mail: ispak@add.re.kr

루는 문제는 초음속 흡입구의 운용에 있어 매우 주의 깊게 다루어야 하는 문제이다.

본 논문에서는 초임계 조건에서 흡입구 특성, 제어용 구동장치의 한계를 고려한 버즈 여유를 결정하는 방법을 제시하였다. 연구를 위한 흡입구의 충격파 평형 방정식은 참고문헌[3]에 제안된 모델을 이용하였고, 이 모델을 이용하여 충격파 위치 민감도를 유도하였고 외란을 정량화 하였다. 마지막으로 특정 비행 조건에서의 민감도와 정량화된 외란을 이용하여 충격파의 변위를 도출함으로써 허용 가능한 충격파 위치를 결정하는 방법을 구체적으로 제시하였다.

2. 종말 충격파 평형 방정식

초음속 흡입구의 종말 충격파에 관해서는 다양한 평형 방정식이 제안되었는데, 이러한 충격파의 공통된 특성은 1차 상미분 방정식의 형태로도 충분히 정확하게 모델링 할 수 있다는 것과 개별 외란에 따른 충격파 위치를 선형결합으로 표현할 수 있다는 점이다.[4][5] 본 연구에 사용된 종말 충격파 평형 방정식은 참고문헌 [3]에 제시된 모델로 식 (1)과 같다.

$$\tau \dot{A}_s = -A_s + A_{ss} \quad (1)$$

위 식은 종말 충격파의 운동이 1차 상미분 방정식을 따른다는 것을 의미하며, 각 변수가 의미하는 것은 식 (2)~(4)와 같고 보다 자세한 것은 참고문헌에 나타나 있다.

$$A_{ss} = \epsilon_s A_2^* \quad (2)$$

$$\epsilon_s = \frac{1}{M_2} \left[\left(\frac{2}{\gamma_c + 1} \right) \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_2^2 \right) \right]^{\frac{\gamma_c + 1}{2(\gamma_c - 1)}} \quad (3)$$

$$A_2^* = \frac{\dot{m}_2}{P_{02} \sqrt{\frac{\gamma_c}{RT_{02}} \left(\frac{2}{\gamma_c + 1} \right)^{\frac{\gamma_c + 1}{\gamma_c - 1}}}} \quad (4)$$

3. 외란모델 및 정량화

종말 충격파의 평형 방정식에 있어 충격파의 위치에 영향을 주는 요소는 흡입구 상류로부터 전파되는 유동(자유흐름)과 하류로부터 전파되는 압력파(배압)로 구성되어 있다. 먼저 상류로부터 전파되는 유동은 Tank에 의해 제안된 모델로 Kolmogorov 스펙트럼 밀도함수를 따른다. 이 함수는 역 푸리에 변환에 의해 시간영역에서 시물레이션이 가능하다. 이 역변환 과정에서 각 주파수 조각의 독립성을 고려하여 중심 극한 정리(Central Limit Theorem)를 적용하면 복잡한 자유흐름 외란을 정규분포로 근사 할 수 있고 분산 값을 이용하여 외란의 정량화가 가능하다. Fig. 1~3은 특정고도, 비행 마하수에서 공기속도, 압력 및 온도에 대하여 정규분포로 근사화한 결과와 시간영역으로 수치시물레이션 한 데이터를 확률 분포로 도시한 것이다.

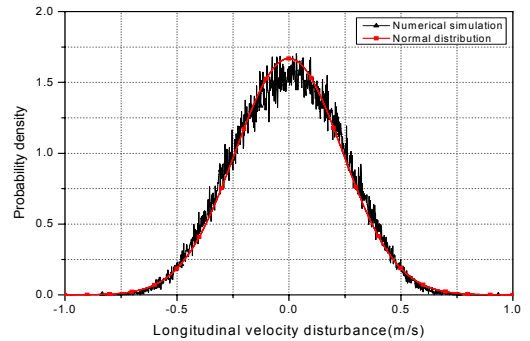


Fig. 1 Distribution of longitudinal velocity disturbance

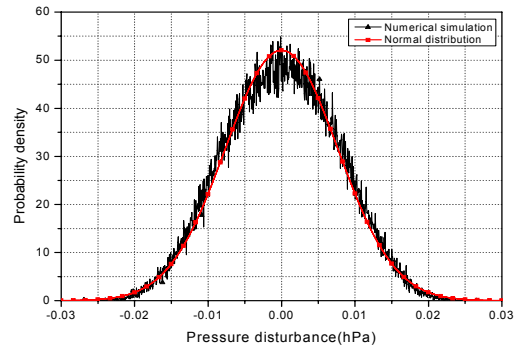


Fig. 2 Distribution of pressure disturbance

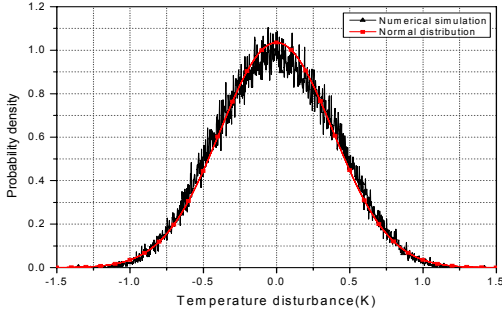


Fig. 3 Distribution of temperature disturbance

위 결과는 외란의 특성을 정규분포로 모델링할 수 있다는 것을 의미하는 것으로써 그 결과를 요약하면 Table 1과 같다. 여기서 k_1 , k_2 는 파동의 길이 값으로, 고려해야 할 최소 최대 관심 주파수 영역을 의미한다. 이 주파수 영역은 충격파 위치제어를 위한 구동장치 및 비행조종 시스템의 주파수 특성을 고려하여 결정한다.

Table 1 Interested wave length and variance of disturbances

Disturbance(unit)	k_1	k_2	분산
Velocity(m/s)	1.0e-4	1.0e-1	5.1016
Temperature(K)	1.0e-4	1.0e-1	8.2262
Pressure(hPa)	1.0e-4	1.0e-1	0.1016

아음속 유동장에서의 압력과 외란은 연소기의 형상, 연료특성, 운용조건과 같은 다양한 파라미터의 영향을 받을 수 있는데 이에 대한 압력파의 크기는 참고문헌 [6]에 제시된 값을 이용하였다.

3. 버즈여유 결정

종말 충격파가 흡입구 목 근방인 임계점으로부터 초임계 영역에 위치한 정도를 버즈여유로 생각할 수 있는데, 이 여유를 계산하기 위해서 종말 충격파의 민감도를 각 평형점에서 계산하면 식 (5)와 같다.

$$\begin{aligned} dA_{ss} &= dA_2^* \epsilon_s + A_2^* d\epsilon_s \\ &= dA_2^* \epsilon_s + A_2^* (d\epsilon_{s2} + d\epsilon_{s3}) \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 각 변수는 식 (6)~(7)과 같다.

$$dA_2^* = \frac{\partial A_2^*}{\partial \dot{m}_2} d\dot{m}_2 + \frac{\partial A_2^*}{\partial P_{02}} dP_{02} + \frac{\partial A_2^*}{\partial T_{02}} dT_{02} \quad (6)$$

$$d\epsilon_{s2} = \frac{\partial \epsilon_s}{\partial M_2} \frac{\partial M_2}{\partial P_{02}} dP_{02} \quad (7)$$

$$d\epsilon_{s3} = \frac{\partial \epsilon_s}{\partial M_2} \frac{\partial M_2}{\partial P_{03}} dP_{03} \quad (8)$$

위 식을 이용하여 외란 섭동량에 대한 충격파 위치 이득값을 도시하면 Fig. 4와 같은데, 각 외란에 대한 민감도는 종말 충격파 전단의 마하수가 작아질수록 감소해 가고 있음을 알 수 있으며 이 특성은 참고문헌 [5]의 결과와 유사하다.

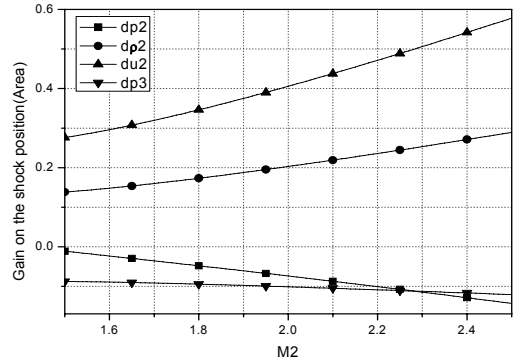


Fig. 4 Shock position gain for disturbances

종말 충격파 위치가 모든 외란 섭동량의 선형 결합 형태로 표현할 수 있으므로 각각의 섭동량에 대해 식 (9)와 같은 관계식을 적용하면 된다.

$$dA = \frac{dA_{ss}}{d\zeta} \delta\zeta \quad (9)$$

여기서 dA 는 외란에 의한 충격파 위치변화량, $dA_{ss}/d\zeta$ 는 충격파 위치 계인, $d\zeta$ 는 개별적인 외

란의 크기를 의미한다. 따라서 앞 절에서 제시한 민감도와 외란의 크기를 이용하면 외란에 의한 충격과 위치변화량을 구할 수 있는데, 이 값을 충격과 각각의 평형점에 대해 도시하면 Fig. 5와 같다.

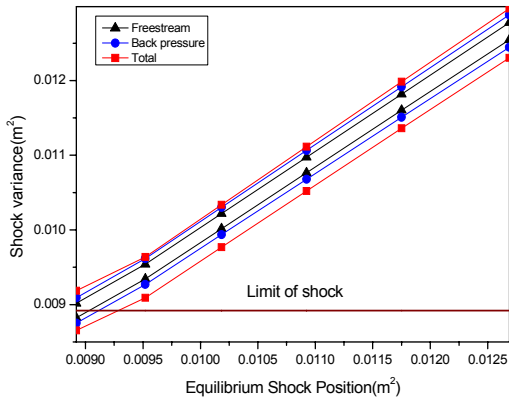


Fig. 5 Shock variance for disturbances

Fig. 5는 세 가지의 자유흐름 외란이 최대의 분산을 가질 경우를 고려한 경우로, 임계영역에 가까워질수록 변화폭이 작아짐을 알 수 있고, 후단 배압(Back pressure)에 의해 지배됨을 알 수 있다. 아울러 위 결과를 이용하여 각 평형점에서 외란에 의해 종말 충격파가 최대로 움직일 수 있는 크기를 계산할 수 있으므로 버즈 없이 운용 가능한 종말충격파의 위치를 결정할 수 있다.

4. 결 론

종말 충격파 평형방정식을 이용하여 외란에 대한 민감도를 계산하였고, 이 민감도를 정량화한 외란의 크기와 결합하여 허용 가능한 충격파 위치를 결정할 수 있는 방법을 제안하였다. 본 결과는 제한적인 대역폭을 가진 구동기를 장착한 초음속 흡입구에서 높은 압축율과 안정적인

충격과 구조를 유지할 수 있는 강인한 제어기 설계의 기반 자료로 사용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

1. Ik-Soo Park, N. Ananthkrishnan, Min-Jea Tahk, C.R. Vineethx and Nitin K. Gupta, "Low-Order Model for Buzz Oscillations in the Intake of a Ramjet Engine," Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 3, May-June 2010.
2. Herbert G. Hurrell, George Vasu , and William R. Dunbar, "Experimental Study of Shock-Positioning Method of Ramjet Engine Control," NACA RM-E55F21, 1955.
3. Ik-Soo Park, Sun-Kyoung Kim, Hyo-Won Yeom, Hong-Gye Sung, Jung-Woo Park and Min-Jea Tahk, "Control-Oriented Model for Intake Shock Position Dynamics in Ramjet Engine," Journal of Propulsion and Power, Vol. 27, No. 2, May-June 2010.
4. Herbert G. Hurrell, "Analysis of Shock Motion in Ducts during Disturbances in Downstream Pressure," NASA TN-4090, 1957.
5. Douglas G. MacMartin, "Dynamics and Control of Shock Motion in a Near-Isentropic Inlet," Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 4, 2004, pp. 846-853.
6. Bharani Chandra, K.P., Gupta, N.K., Ananthkrishnan, N., Park, I.S., and Yoon, H.G., "Modeling, Simulation, and Controller Design for an Air-breathing Combustion System," Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 3, May-June 2010.