

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(12), 1031-1038(2017)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.12.1031>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

극초음속 췌기형 흡입구의 최대 전압력 회복률을 위한 오스왈치 기법 분석

허엽*, 문규환*, 성홍계**

Investigation of Oswatitsch Scheme for Maximum Total Pressure Recovery of Hypersonic Wedge-type Intakes

Yub Heo*, Kyoo-Hwan Moon* and Hong-Gye Sung**

School of Aerospace Engineering, Korea Aerospace University*

School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University**

ABSTRACT

In order to improve the performance of the air breathing engines, it is important to maximize the total pressure recovery through air intake. In this study, we investigated whether the Oswatitsch method, which guarantees the maximum pressure recovery for supersonic intake, is effective at hypersonic speed by compressing the intake air with the same intensity at each ramp. The non-linearity of the shock wave normal Mach number at each ramp stage was analyzed by comparing the compression ramp angle and the number of ramp to the inflow Mach number in terms of compressible thermodynamics and the operation limits of the inlet. Based on this analysis, the Oswaitisch technique yields valid conditions not only in supersonic but also hypersonic flight regime.

초 록

공기 흡입식 엔진의 성능 향상을 위하여 흡입구를 통한 유입공기의 전압력 회복률을 최대로 하는 것은 엔진 설계에 있어서 매우 중요하다. 흡입구의 각 램프 단에서 발생하는 충격파의 세기를 동일하게 흡입공기를 압축하면 흡입구에서의 최대 전압력 회복을 보장한다는 Oswatitsch 기법이 극초음속에서도 유효한지를 조사하였다. 극초음속 영역에서의 흡입구 작동 한계를 고려하여 압축 특성 및 열역학적 관점에서 유입 마하수에 따른 흡입구의 압축 램프 각도와 램프 수에 따른 흡입구 성능을 비교하여 각단에서 발생하는 충격파 강도에 영향을 주는 경사 충격파에 수직한 마하수의 비선형성을 분석하였다. 이 분석을 근거로 Oswatitsch 기법이 초음속에서 뿐만 아니라 극초음속 비행 영역에서도 유효한 결과를 도출할 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Hypersonic Flow(극초음속 유동), Engine Performance(엔진 성능), Inlet Performance(흡입 성능), Total Pressure Recovery Rate(전압력 회복률)

† Received : August 10, 2017 Revised : November 20, 2017 Accepted : November 27, 2017

** Corresponding author, E-mail : hgsung@kau.ac.kr

Nomenclature

M	: Mach number	δ	: compression ramp angle
m	: shock number	η	: total pressure recovery
P	: static pressure		
P_0	: total pressure		
T	: static temperature		
x	: x coordinate		
y	: y coordinate		
Greek symbols			
α	: shock wave angle		
β	: compression angle		
γ	: specific heat ratio		
ρ	: density		
		Subscripts	
		n	: normal component
		f	: front of shockwave
		b	: back of shockwave
		t	: property of entire intake
		m	: number of shockwave
		1	: first shockwave
		2	: second shockwave
		∞	: free stream

I. 서론

현대의 공기 흡입식 고속 추진 기술은 초음속 영역에서 극초음속 영역으로 확장되고 있다. 작동유체의 흡입구와 노즐 출구에서의 모멘텀의 차이를 이용해 추력을 발생시키는 공기흡입식 엔진의 경우, 극초음속 비행 시 연소과정에서 공급되는 에너지는 흡입구로부터 유입되는 운동 에너지에 비해 상대적으로 작으므로 흡입구의 전압력 손실을 최소화해야하는 것은 극초음속 엔진 설계에 있어서 매우 중요한 요소이다.

최대 전압력 회복률을 갖는 흡입구 설계를 위해 Oswatitsch는 초음속 엔진 흡입구에서 동등한 충격파 강도를 갖는 두개의 충격파를 형성하여 최대 전압력 회복률을 보장하는 설계 기법을 고안하였으며[1], 이는 지금까지 초음속 엔진 설계 시 보편적으로 사용되고 있다.

극초음속 영역에서도 흡입구 성능 향상을 위한 형상 설계에 관한 연구는 실험과 수치 해석을 통해 연구가 진행되고 있다. Driscoll 그룹은 초음속/극초음속 영역에서의 비행에 최적의 성능을 확보하기 위해 가변형 흡입구 설계 기법을 제안하였으며[2], 유선 추적 기법을 통한 형상 천이 흡입구에 관한 이론, 실험, 수치해석 연구가 수행되고 있다[3-5]. Lei와 Zhang은 흡입구 벽면에서 마하수 변화가 일정하도록 형상화하여, 수치해석과 실험을 통해 기존의 흡입구 형상에 비해 흡입

구 성능이 향상됨을 확인하였으며[6,7], Gruhn은 LAPCAT 프로그램의 일환으로 마하수 8.0 비행을 위한 2-D, 3-D 췌기형 흡입구의 설계와 설계점/탈설계점에서의 성능 특성을 실험을 통해 확인하였다[8]. 국내에서는 초음속 흡입구의 형태와 충격파 개수, 압축 각도에 따른 성능 설계 기법에 대한 연구[9]가 수행되었으며, 초음속 흡입구 형상 설계의 최적화 기법에 관한 연구[9-12]도 수행되었다. 이처럼 초음속 흡입구에 관한 연구는 활발히 이루어져 왔지만 극초음속 엔진의 흡입구의 특성과 설계 주요 변수에 관한 연구는 미흡한 실정이다.

따라서 본 연구에서는 초음속 흡입구의 설계 기법으로 제안된 Oswatitsch의 설계 기법, 즉 두개의 동등한 충격파의 강도를 같도록 하는 것이 극초음속 흡입구에서도 최대전압력 회복률을 보장하는지를 판단하기위해 Oswatitsch의 설계 기법을 기반으로 하여 극초음속 영역에서의 유동 특성을 비교 분석하고 작동 한계를 구분하였다.

II. 본론

2.1 췌기형 흡입구

췌기형 흡입구의 충격파 이후 유동의 방향은 췌기 표면에 평행하게 변화하고, 다른 충격파를 만나기 전까지 유동장 내에서 모든 물성치가 동

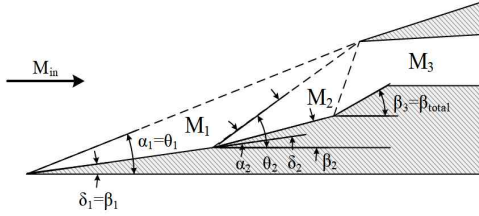


Fig. 1. Schematics of a wedge-type air intake

일하다. Fig. 1은 썬기형 흡입구의 일반적인 형상과 흡입구에 의해 발생하는 경사 충격파의 구조를 나타낸 그림이다. 발생하는 경사충격파의 각도 α , 흡입구의 압축 각도는 β 이다. 형상을 결합에 있어 모든 경사 충격파가 흡입구 카울에서 만나도록 설계되는 것이 최적의 성능을 발휘하며, 흡입구에서의 전압력 손실을 최소화하기 위해 Oswatitsch 설계 이론[1]에서는 각 경사충격파에서의 전압력 회복률이 동등하게 분포되도록 설계한다.

이러한 충격파 시스템의 경사 충격파 전 후의 유동 특성은 식(1)~(7)로 표현된다[2].

$$M_n = M \sin \alpha \quad (1)$$

$$\frac{P_b}{P_f} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{f,n}^2 - 1) \quad (2)$$

$$\frac{T_b}{T_f} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{f,n}^2 - 1) \right] \left[\frac{2 + (\gamma-1)M_{f,n}^2}{(\gamma+1)M_{f,n}^2} \right] \quad (3)$$

$$\frac{\rho_b}{\rho_f} = \frac{(\gamma+1)M_{f,n}^2}{2 + (\gamma-1)M_{f,n}^2} \quad (4)$$

$$M_b = \frac{1 + [(\gamma-1)/2]M_{f,n}^2}{\gamma M_{f,n}^2 - (\gamma-1)/2} \quad (5)$$

$$\tan \theta_{ramp} = \cot \alpha \frac{M^2 \sin^2 \alpha - 1}{\frac{\gamma+1}{2} M^2 - (M^2 \sin^2 \alpha - 1)} \quad (6)$$

$$\frac{P_{0,b}}{P_{0,f}} = \left[\frac{\gamma+1}{2} M_f^2 \sin^2 \alpha \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \left[\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_f^2 \sin^2 \alpha} \right]^{1/(\gamma-1)} \times \left[\frac{1}{\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_f^2 \sin^2 \alpha - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \right]^{1/(\gamma-1)} \quad (7)$$

2.2 최대 압력 회복률의 썬기 형상

2.2.1 초음속 영역에서의 램프 각도

초음속 흡입구 설계의 주요 인자인 전압력 회

복률은 충격파 이전과 이후의 전압력의 비율로 나타낼 수 있다. 엔진 추력 효율에 직접적인 영향을 주는 전압력 회복률을 최대화하기 위해 Oswatitsch는 각 램프에서의 충격파 강도를 동등하도록 하는 설계기법을 제안하였고 이는 수학적으로 Lagrange multiplier 기법을 통해 증명되었으며, 실험을 통해 초음속 영역에서 적용될 수 있음을 확인하였다[1]. 충격파의 강도를 나타내는 충격파 전후의 압력 상승 비율은 식(2)에 의해 충격파에 수직인 마하수의 영향을 받는다. 따라서 충격파에 수직인 성분으로 정의되는 M_n 을 충격파 강도를 비교하기 위한 변수로 이용하여 Oswatitsch 이론의 적용과 검증을 위하여 사용하였다.

Figure 2는 고도 20km, 비행 마하수 4.0, 전체 압축 램프의 각도는 20° 일 때, 2단 썬기형 흡입구의 램프 각도에 따른 전압력 회복률과 충격파에 수직인 마하수를 나타낸다.

첫 번째 압축 램프의 각도가 증가함에 따라 첫 번째 수직충격파 마하수(M_{n1})는 증가하며, 첫 번째 램프 각이 증가함에 따라 두 번째 램프 각은 감소하므로 두 번째 수직충격파 마하수(M_{n2})는 감소하게 된다. Fig. 2에서 첫 번째 램프에 의한 경사 충격파와 두 번째 램프에 의한 경사 충격파의 수직 성분 마하수가 일치하는 지점에서의 전압력 회복율과 해석상의 최대 전압력 회복율은 0.001% 내외의 오차를 보임으로서 두 경사충격파의 강도가 일치하는 지점에서 최대 전압력 회복율이 나타난다. 전압력 회복률은 충격파 강도의 변화에 따라 변화하며, 초음속 영역에서는 각 충격파 강도가 동일할 때에 최대 전압력 회복률을 가지므로 Oswatitsch 이론이 만족됨을 확인하였다.

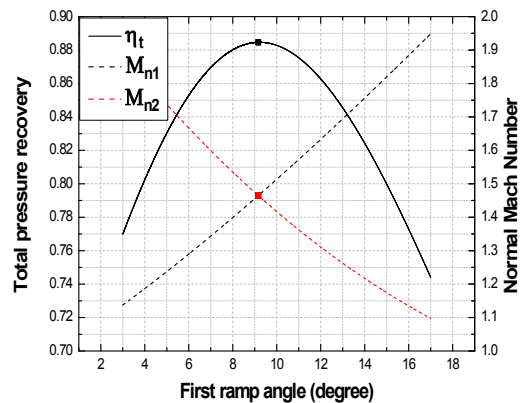


Fig. 2. Total pressure recovery and shock normal Mach number to ramp angles at flight Mach number 4.0 (■ : Oswatitsch result)

2.3 극초음속 영역에서의 램프 각도 결정

2.3.1 고려사항

Oswatitsch는 흡입구의 최대 전압력 회복률을 주요 변수로 한 설계 기법을 램제트 엔진과 같은 초음속 흡입구의 설계에 적용하여 종말 수직 충격파가 존재함을 고려하였다. 따라서 공기의 해리 온도를 고려할 때, 램제트의 이론적 작동 한계 비행 마하수는 6.16이며, 연소기의 작동 한계 (연소실 내의 유동이 마하수 0.4)를 고려할 때, 비행 한계 마하수는 5.65 수준이다[11]. 그렇지만 극초음속 비행을 위한 스크램제트 엔진에서는 경사 충격파로만 구성된 스크램제트 엔진의 흡입구 설계 시 Oswatitsch 설계 기법이 유효한지를 조사하였다.

2.3.2 극초음속 흡입구의 작동한계

흡입구는 연소에 적합한 유동을 연소실로 유입시키는 역할을 하므로 공기의 해리로 인한 연소율 저하를 방지하기 위해 흡입구 유입 유동의 온도는 공기의 해리 온도인 1550K이하로 제한된다. 그러나 비행 마하수가 증가할수록, 충격파 이후의 온도 상승률은 커지게 되므로 이를 고려해야한다. Fig. 3은 2단 췌기형 흡입구 형상에 대하여 Oswatitsch기법이 적용된 극초음속 영역에서의 비행 마하수와 고도에 따른 충격파 끝단의 온도를 나타낸다. 전체 압축 각도의 증가와 비행 마하수의 증가로 인해 엔진 내부로 유입되는 공기의 온도가 1550K를 넘는 영역이 발생함을 알 수 있으며, 이는 고도와 흡입구 압축 각도에 따라 비행체의 극초음속 비행 영역이 제한됨을 나타낸다. 공기 해리 온도를 기준으로 고도에 따른 최대 비행 가능 마하수 영역을 Fig. 4에서 확인

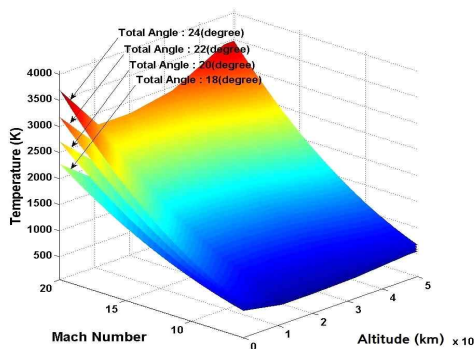


Fig. 3. Temperature distribution after final shock (altitude : 0-50km, flight Mach number: 6-20)

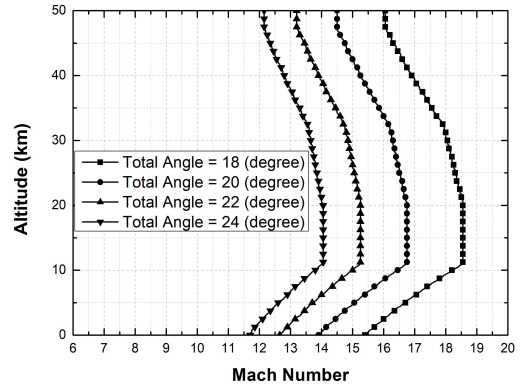


Fig. 4. Flight Mach number limitation to prevent air dissociation

할 수 있다. 고도가 증가함에 따라 비행 한계 마하수는 해수면에서 약 10km까지 증가하며, 이후 약20km까지 일정하다가, 이후에 감소하기 시작한다. 또한, 전체 압축각도가 증가할수록 동일 고도에서 더 낮은 비행 마하수 한계를 갖는다. 이러한 결과는 흡입구 설계 시, 공기 해리 온도를 고려한 높은 비행 마하수 한계를 갖기 위해서는 전체 압축 각도가 작을수록 좋지만, 전체 압축각도에 따라 흡입구 전체 길이와 무게 등이 증가하므로 이를 복합적으로 고려해야한다. 본 논문에서는 공기 해리가 일어나지 않는 극초음속 비행 조건에서 Oswatitsch 이론의 적합성에 대해 조사한다.

2.3.3 Oswatitsch 기법의 유효성 (램프 각 2단)

비행 고도 20km 및 30km에서의 전체 압축 각도 20°의 췌기형 램프 각 2단 흡입구 형상에 대해, 낮은 초음속 영역에서부터 극초음속 영역까지의 성능 해석을 수행하여, 마하수에 따른 전압력 회복률과 충격파 강도에 영향을 주는 수직 성분 마하수를 비교 분석하였다.

Figure 5에서 전압력 회복률의 변화 경향을 확인할 수 있는데, 마하수 4의 초음속 영역에서는 Oswatitsch의 설계 기법에 의한 최대 전압력 회복률과 해석해로 구한 결과와의 차이가 거의 없으며 충격파 강도 또한 동일함을 확인하였다. 그러나 극초음속 영역에서는 차이가 발생하며, 최대 전압력 회복률을 제공하는 압축램프의 각도 또한 차이가 있음을 확인하였다.

Table 1은 해석적으로 계산한 최대 전압력 회복률을 나타내는 형상에서의 충격파의 수직 성분 마하수와 Oswatitsch기법의 결과를 비교한 것이다. 비행 마하수가 증가함에 따라, 최대 전압력

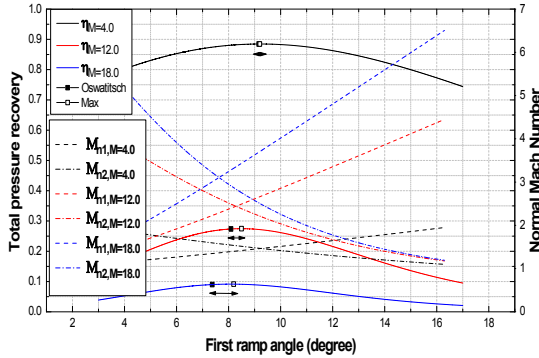


Fig. 5. Total pressure recovery and shock normal Mach number to ramp angles at flight Mach numbers 4, 12, 18 (■ : Oswatitsch result, □ : Maximum pressure recovery)

회복률이 보장되는 충격과 강도에 차이가 발생하며, 마하수 18의 경우, 동등한 마하수에 비해 18%내외의 차이가 있다. 이는, 흡입구 설계 시, 극초음속 영역으로 가속될수록, 높은 전압력 회복률을 보장하는 형상 결정 시, Oswatitsch 결과에 비해, 첫 번째 압축 램프의 각도는 증가해야 함을 알 수 있다.

2단 흡입구의 전체 압축각도와 공기 해리 온도를 고려한 Oswatitsch 기법의 형상과 해석해로 구

Table 1. Comparison of Mach number between Oswatitsch's and analytic results for two intake-ramps at altitude 20 km

M_∞	Normal Mach Number					
	Max		Oswatitsch		Error (%)	
	M_{n1}	M_{n2}	M_{n1}	M_{n2}	M_{n1}	M_{n2}
3	1.364	1.336	1.350	1.350	1.02	1.03
4	1.487	1.442	1.465	1.465	1.52	1.53
5	1.618	1.553	1.586	1.586	2.01	2.04
6	1.759	1.658	1.709	1.709	2.95	2.99
7	1.902	1.764	1.833	1.833	3.72	3.79
8	2.045	1.867	1.957	1.957	4.49	4.61
9	2.198	1.960	2.081	2.081	5.63	5.80
10	2.355	2.045	2.203	2.202	6.94	7.16
11	2.511	2.128	2.323	2.323	8.13	8.39
12	2.674	2.200	2.441	2.441	9.56	9.86
13	2.834	2.271	2.557	2.557	10.83	11.16
14	3.007	2.326	2.671	2.671	12.58	12.90
15	3.167	2.389	2.782	2.782	13.81	14.12
16	3.326	2.450	2.892	2.892	14.99	15.29
17	3.504	2.489	3.000	3.000	16.82	17.02
18	3.672	2.535	3.105	3.105	18.24	18.35
19	3.846	2.573	3.209	3.209	19.86	19.83
20	4.020	2.607	3.310	3.310	21.45	21.24

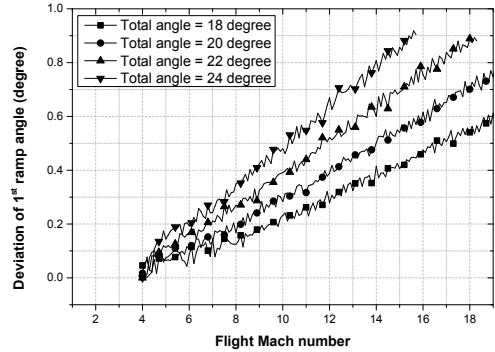


Fig. 6. Deviation of 1st ramp angle between Oswatitsch's and analytic results for two intake-ramps at altitude 20 km

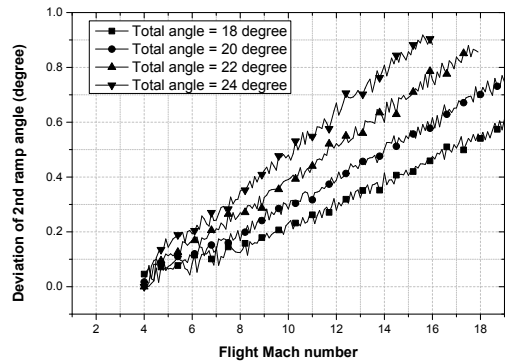


Fig. 7. Deviation of 2nd ramp angle between Oswatitsch's and analytic results for two intake-ramps at altitude 20 km

한 형상의 압축 램프 각도 비교를 수행하였다.

Figure 6은 첫 번째 압축 램프 각도의 비교이고, Fig. 7은 두 번째 압축 램프 각도의 비교이다. 전체 압축 각도가 증가함에 따라, 공기 해리 온도에 의한 작동 제한 마하수가 낮아지며, Oswatitsch 기법이 적용된 형상과 최대 전압력 회복률을 갖는 형상의 차이가 커지는 것이 확인된다.

2.3.4 충격파 강도의 비선형성 (램프 각 2단)

비행 마하수가 극초음속 영역으로 증가함에 따라, Oswatitsch의 설계 기법은 최대 전압력 회복률을 보장하지 못하는 것을 확인하였으며 이는 충격파 관계식의 비선형성에서 기인한다. Fig. 8은 첫 번째 압축 램프에서의 충격파 수직 성분 마하수의 유입 마하수에 따른 변화를 나타내며 선형적인 변화를 보여준다. 그러나 2단 압축 램프의 수직 성분 마하수의 경우는 비선형성이 나타난다(Fig. 9). 이는 1단 압축 램프에 의해 발생

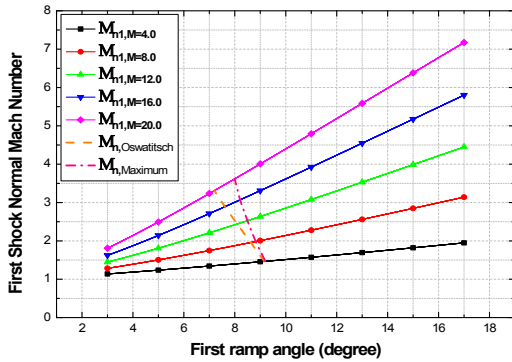


Fig. 8. First shock's normal Mach number to flight Mach number for total ramp angle

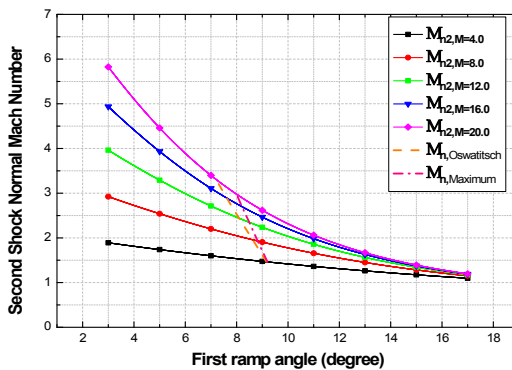


Fig. 9. Second shock's normal component Mach number to flight Mach number for total ramp angle

하는 충격과 강도는 충격과 각도에 의해서만 영향을 받지만, 두 번째 충격과 의 경우, 첫 번째 충격과 이후의 마하수의 영향을 받는데, 이 마하수는 첫 번째 램프 각에 비선형적으로 영향을 받기 때문이다.

이러한 충격과 시스템의 특성을 가지적으로 조사하기 위하여 초음속 영역에서부터 높은 극초음속 영역까지의 조건에서 1, 2단 압축 램프의 각도에서의 전압력 회복률과 전체 전압력 회복률의 변화를 고도 30km, 전체 압축 각도 20°를 기준으로 비교 분석 하였다(Fig. 10).

마하수에 따른 전압력 회복률의 변화는 첫 번째 충격과와 두 번째 충격과를 통과할 때 서로 반대의 경향을 갖고 있으며, 이는 압축각도의 분배에 의해 결정된다. 그렇지만 공통적으로 비선형적으로 변화하며, 마하수가 증가할수록 비선형성은 더욱 증가됨을 알 수 있다.

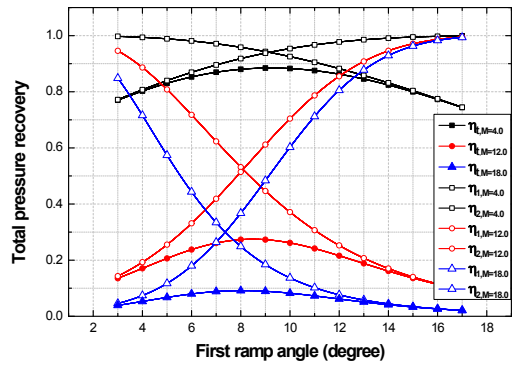


Fig. 10. Non-linearity of total pressure recovery at flight Mach numbers 4, 12, 18 (■ : Total pressure recovery, □ : Stage total pressure recovery)

결과적으로, 충격과 관계식의 비선형성과 두 전압력 회복률의 변화 폭의 차이에 의해 마하수 8 이상에서는 Oswatitsch의 기법(동등한 충격과 강도를 갖는 흡입구)이 최대 전압력 회복률을 보장하지 못함을 확인하였다.

2.3.5 단수 증가에 따른 전압력 회복률 변화

2단 흡입구에서 1단에서의 충격과 강도가 커짐에 따라 2단에서 비선형성이 증가함을 착안하여 이를 완화하기 위하여 흡입구의 단수를 2단에서 3단으로 증가하였다. 따라서 총 압축각도 20.0도에서 3단 압축램프를 가진 흡입구에 대하여 Oswatitsch 기법의 유효성을 조사하였다. Fig. 11은 마하수 4에서, Fig. 12는 마하수 18에서의 최대 전압력 회복률(η_{max})과 Oswatitsch 기법의 최대 전압력 회복률($\eta_{oswatitsch}$)의 비교이다. 총 압축각도 20도에서 x축은 첫 번째 압축 램프의 각도이고 y축은 두 번째 압축 램프의 각도이다. 전압력 회복률은 그래프의 등고선과 색상을 통해 나타내었다.

마하수 4의 초음속 영역에서는 2단 흡입구와 마찬가지로 최대 전압력 회복률의 오차가 매우 작은 것을 확인하였고, 극초음속 영역으로 확장됨에 따라 오차가 발생하지만 2단 흡입구에 비하여 매우 적은 오차임을 확인하였다. 이는 2단 흡입구에 비하여 3단 흡입구에서는 각 압축 램프의 충격과 강도의 감소로 인해 비선형성의 감소의 영향이다. Fig. 13은 최대 전압력 회복률을 보이는 흡입구 형상의 2, 3, 4단 흡입구의 각 단에서의 경사충격과 강도를 나타내는 충격과에 수직한 마하수를 나타낸다. 2단과 3단 흡입구의 첫 번째 단에서의 충격과 강도는 선형적인 경향을 나타내

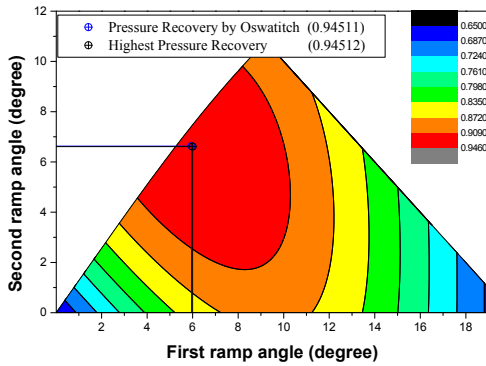


Fig. 11. Difference of Oswatitsch criteria at supersonic region (Mach = 4)

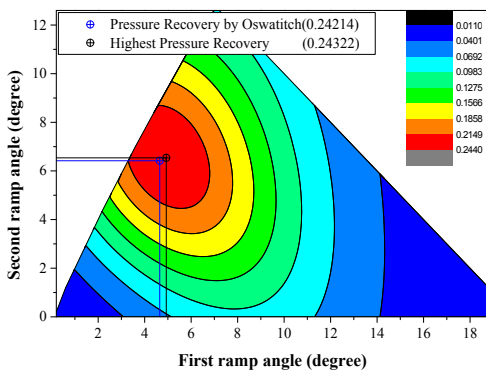


Fig. 12. Difference of Oswatitsch criteria at hypersonic region (Mach = 18)

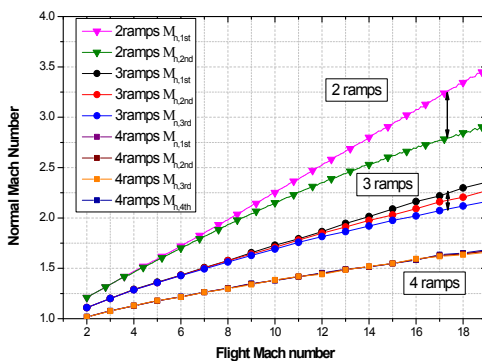


Fig. 13. Comparison of Mach number normal to oblique shock for different number of wedge

고 있다. 하지만 2단 흡입구의 두 번째 단과 3단 흡입구의 2, 3번째 단에서의 충격과 강도는 비행 마하수의 증가에 따라 비선형적인 특성이 증가하

고 있으며 3단 흡입구에 비하여 2단 흡입구에서의 비선형성이 더욱 크게 나타나고 있음을 확인할 수 있다. 반면에 4단 흡입구에서는 충격과 강도가 2, 3단 흡입구와 비교하여 높은 마하수에서도 선형적이며 각 단에서의 오차가 매우 작음을 알 수 있다. 이는 Oswatitsch 기법이 4단 흡입구에서는 높은 극초음속에서도 적용 가능함을 의미한다. 단수를 4단으로 증가하면 마하수 20에서의 최대 오차는 0.2%로 줄어들게 됨을 확인하였다.

III. 결 론

본 연구에서는 초음속 흡입구 설계 시, 최대 전압력 회복률을 보장하기 위해 제안된 Oswatitsch의 설계 기법이 극초음속 영역까지 적용이 가능한지에 대해 조사/분석하였다.

마하수 3.0의 초음속 영역에서부터 마하수 20.0까지의 극초음속 영역에 대한 2차원 췌기형 흡입구의 최대 압력 회복을 위한 Oswatitsch 충격과 시스템을 분석하였고, 안정적 엔진작동을 위해 고도에 따른 공기 해리 온도를 고려한 비행 영역 분석과 엔진의 성능의 중요 요소인 전압력 회복률의 변화를 파악하였다.

충격과 강도를 동등하게 하는 Oswatitsch의 흡입구 설계 기법은 흡입구 단수의 영향을 받을 수 있음을 확인하였다. 2단 흡입구의 경우 초음속 영역에서는 오차가 작지만 마하수 8이상에서는 오차가 크게 증가하여 최대 전압력 회복을 보장하지 못한다. 이러한 오차 증가 원인을 파악하기 위하여 충격과 강도를 조사하였으며, 마하수가 증가할수록 2단의 충격과 수직 성분 마하수의 비선형성의 증가가 오차 발생의 원인임을 확인하였다.

2단의 비선형성을 감소시키기 위해 흡입구의 단수를 증가시켰다. 3단의 경우는 두 번째 단에서의 충격과 수직 성분 마하수의 비선형성이 많이 감소하였지만 세 번째 단에서 비선형성이 발생하였다. 그렇지만 4단으로 단수를 증가 시키면 각 단에서의 충격과 강도가 거의 동일하여 Oswatitsch 조건과 유사하였으며, 압력회복율의 오차는 0.2%로 무시될 수 있음을 알 수 있었다.

References

1) Oswatitsch, K. "Pressure Recover for Missiles with Reaction Propulsion at High Supersonic Speeds(The Efficiency of Shock

Diffusers)," NACA TM 1140(translation), 1947.

2) James, J. "Gas dynamics," Pearson Education India, 1969.

3) Dalle, D. J., Torrez, S. M., and Driscoll, J. F., "Performance Analysis of Variable-Geometry Scramjet Inlets Using a Low-Order Model," *47th AIAA/ASME/SAE /ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 31.July - 03 August. 2011, San Diego, California.

4) Gollan, R. J. and Smart, M. K. "Design of Modular Shape-Transition Inlets for a Conical Hypersonic Vehicle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 4, July-August. 2013, pp.832-838.

5) Smart, M. K. "Design of Three -Dimensional Hypersonic Inlets with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 3, May-June. 1999, pp.408-416.

6) Smart, M. K. "Experimental Testing of Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Elliptic Shape Transition," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 2, March-April. 2001, pp.276-283.

7) Zhang, L., Kunyuan, Z., Lei, W., and Yuan, L. "Numerical Investigation of Hypersonic Curved Shock Two-Dimensional Inlet Designed on the Wall Constant Mach Number Gradient," *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 30 July - 01 August. 2012, Atlanta, Georgia

8) Wang, L., Kunyuan, Nan, X., Zhang, L. Gan, N., and Li, Y. "Optimization and Experimental Investigation of 2-D Hypersonic Curved Shock Compression Inlet," *18th AIAA/BAF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 24-28 September. 2012, Tours, France.

9) Gruhn, P. and Gulhan, A. "Experimental Investigation of Hypersonic Inlet with and without Sidewall Compression," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 3, May-June. 2011, pp.718-729.

10) Oh, S-J and .Sung, H-G "Optimal Shape of a Ramjet Intake by using a Response Surface Method," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 10, 2005, pp.68-74.

11) Park., I-S, Choi., J-H, Park., J-W, Gil., H-Y and Hwang. K-Y "Design of supersonic intake by using stochastic optimization method", *KSPE Fall Conference*, 2012, pp.895-899.

12) Kim, S-K, Jeon., C-S, Sung., H-G, Byen., J-R, and Yoon., H-G "Performance Load Balancing and Sensitivity Analysis of Ramjet/Scramjet for dual -Combustion/Dual-Mode Ramjet Engine Part I. Performance Load Balancing", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 6, 2010, pp.586-595.