

2차원 극초음속 흡입구 형상 최적 설계

김채형^{a,*} · 정인석^b

Optimal Design of Two-Dimensional Hypersonic Intake Geometry

Chae-Hyoung Kim^{a,*} · In-Seuck Jeung^b

^aPropulsion Test and Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea
^bSchool of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University, Korea
^{*}Corresponding author. E-mail: avalonkc@kari.re.kr

ABSTRACT

The optimal method to intuitively and systematical design hypersonic intakes is reported. In Mach 7 flow condition, the hypersonic intake model designed by theoretical approach is corrected by CFD(Computational Fluid Dynamics) analysis based on viscous flow condition, leading to the optimum hypersonic intake model. For performance comparison with CFD analysis, the double ramp intake is superior to the single ramp intake. Furthermore, in the off-design condition, the performance of the designed hypersonic intake is little degraded.

초 록

극초음속 흡입구를 직관적이며 체계적으로 설계할 수 있는 최적화된 방법을 제시한다. 마하 7의 이론적으로 계산된 극초음속 흡입구는 점성 조건의 전산수치해석을 수행하여 점성에 대한 오차를 보정한 다. 전산수치해석을 통한 성능 비교에서 1단 췌기에 비해 2단 췌기를 가지는 흡입구 형상이 성능비교에서 좋은 결과를 보였다. 또한 비설계 조건에서 극초음속 흡입구의 성능은 설계 마하수 성능에 비해 손실이 크지 않았다.

Key Words: Hypersonic Intake(극초음속 흡입구), Compression Ratio(수축비), Total Pressure Recovery(전압력 회복률), Kinetic Energy Efficiency(운동에너지효율), Mass Capture Rate(유입질유량비)

1. 서 론

마하 5이상으로 비행하는 스크램제트의 극초음속 흡입구는 스크램제트 엔진의 설계에 있어서 가장 기본적이며 핵심적인 부분이다. 일반적으로 초음속/극초음속 흡입구의 설계는

Kantrowitz[1]의 자체 시동(self-start)이 되기 위한 조건과 Oswatitsch[2]의 다중 충격파에 의한 최대 전압력회복에 관한 이론을 기반으로 한다. 국내외에서 위 이론들을 기반으로 극초음속 흡입구 형상 연구가 진행되고 있으며, 준 1차원 해석을 기반으로 충격파와 마하수에 따른 흡입구의 경사각도, 단단의 수 등의 흡입구 형상과 관련된 변수들이 정해진다[3-5]. 하지만, 점성을 고려하지 않은 이론식이기에 실제 점성유동이 들어간 해석에서는 오차가 발생하며, 극초음속 흡입구를 설계하는 연구자 입장에서는 직관적이지 못하며, 실험결과에 따른 형상 변경을 바로 수행하기 힘든 단점이 있다. 본 논문에서는 HyShot II 비행 시험[6]을 기본 모델로 최적화된 극초음속 흡입구 설계방법을 제시하며 전산수치해석을 통한 검증 및 성능비교를 하였다.

2. 본 론

2.1 흡입구 기본 형상 설계

본 연구에 사용된 2차원 극초음속 흡입구 형상은 호주 University of Queensland의 HyShot II 모델 형상[6]을 기본으로 설계에 필요한 변수를 Fig. 1과 같이 정의 한다.

본 논문에서는 HyShot II의 비행고도 23 km (온도 220 K, 압력 3.4 kPa)에서 비행 마하수 (M_0) 7로 비행하는 스크램제트 엔진을 비행모델 조건으로 선택하였다. 극초음속 비행체의 전체높이 (H_T)는 100 mm로 정하며, 수축비(CR, A_4/A_0), 내부 수축비(ICR, A_4/A_2)를 사용하여 A_4 와 A_2 를 구한다. 흡입구 출구 목면적을 구하기 위해서 일반적으로 Eq. 1의 등수축관계식(isentropic contraction

limit)이 이용된다[7].

$$\left(\frac{A_4}{A_0}\right) = M_0 \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

$$\frac{A_4}{A_0} = 0.05 - \frac{0.52}{M_0} + \frac{3.65}{M_0^2} \quad (2.5 \leq M_0 \leq 10) \quad (2)$$

여기서, $A_0(H_0)$: Inflow area(height), $A_2(H_2)$: Cowl area(height), $A_4(H_4)$: Intake throat, H_T : Total height, L_T : Total intake length, L_C : Cowl length from leading edge of forebody, θ_1 : Forebody angle, θ_2 : Cowl angle, and β : 1st shock angle을 각각 의미한다.

또한, 비행 마하수 2.5에서 10까지 실험한 결과들을 정리한 내부 수축비에 대한 경험식이 Eq. 2와 같이 사용되고 있다[7].

위의 두식에 대한 수축비를 Fig. 2에서 비교해보면, 이론값과 실험을 통해 얻은 경험식이 차이를 보이는 것을 볼 수 있다. 실제 유동에서는 충격파와 경계층의 점성 등에 의한 손실이 발생하며, 이런 이유로 인해 경험식이 이론식보다 최대 수축비가 큰 경향성을 보인다.

본 논문에서는 실제 유동 조건을 고려한 Eq. 2를 사용하여, 해당 비행마하수에 따른 유입면적

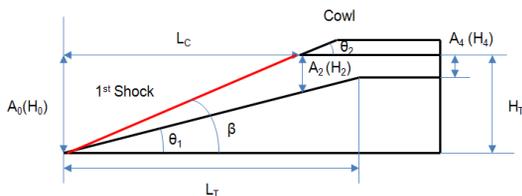


Fig. 1 Schematic of basic intake model.

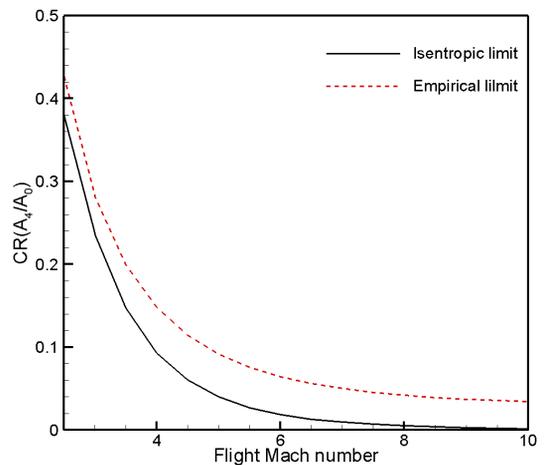


Fig. 2 Compression ratio comparison.

(A₀)에 대한 흡입구 출구 목면적(A₄)이 정해지게 된다. Cow1의 면적은 흡입구 앞전에서 cow1의 시작점 거리(L_c)와의 관계를 통해 구할 수 있다. 형상과 충격파를 고려한 삼각함수 관계식을 이용한 기본적인 수식은 Eq. 3과 같다.

$$\frac{A_2}{A_0} = \frac{\sin(\beta - \theta)}{\sin\beta} \quad (3)$$

여기서, 준 1차 Kantrowitz 식은 Eq. 4와 같으며 Eq. 3을 대입하면 Eq. 5와 같이 변환되며, 정해진 비행마하수에 대한 흡입구 전단 썸기각과 경사 충격파 각도에 따른 수축비를 얻을 수 있다.

$$\frac{A_2}{A_0} = \left[\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} + \frac{2}{(\gamma + 1)M_1^2} \right]^{\frac{1}{2}} \times \left[\frac{2\gamma}{\gamma + 1} - \frac{\gamma - 1}{(\gamma + 1)M_1^2} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (4)$$

$$\frac{A_4}{A_0} = \frac{\sin(\beta - \theta)}{\sin\beta} \left[\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} + \frac{2}{(\gamma + 1)M_1^2} \right]^{\frac{1}{2}} \times \left[\frac{2\gamma}{\gamma + 1} - \frac{\gamma - 1}{(\gamma + 1)M_1^2} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (5)$$

이때 정해진 비행마하수에 대한 전단 썸기각에 따른 경사충격파각의 관계식은 Eq. 6과 같다[4].

$$\tan\theta = \frac{(M_0^2 \sin^2\beta - 1)\cot\beta}{[(\gamma + 1)/2]M_0^2 - M_0^2 \sin^2\beta + 1} \quad (6)$$

경사충격파를 지난 후류 유동의 마하수 M₁은 Eq. 7을 통해 구할 수 있다[4].

$$M_1^2 = \frac{1}{\sin^2(\beta - \theta)} \times \frac{2 + (\gamma - 1)M_0^2 \sin^2\beta}{2\gamma M_0^2 \sin^2\beta - (\gamma - 1)} \quad (7)$$

따라서 Eq. 6 과 Eq. 7을 통해 구한 전단 썸기각과 경사충격파각을 Eq. 5에 대입하게 되면 다시 새로운 압축비를 구할 수 있게 된다. 또한, Xavier Velliard[4]은 두 개의 충격파와 약한 반

사충격파조건에서 Eq. 8과 같은 수축비를 구하는 식을 제시한 바가 있다.

$$\frac{A_4}{A_0} = \frac{\cot(\theta) - \cot(\beta)}{\cot(\beta - \theta) + \cot(\theta)} \quad (8)$$

위의 Eq. 7과 Eq. 8을 통해 구한 흡입구 전단 썸기각에 따른 수축비를 Fig. 3에서 비교하였다. 경험식을 통해 구한 수축비는 전단 썸기각에 따라서 독립적인 값을 가진다. 경사각 5도에서 20도 사이에서 Velliard의 수축비 값이 Kantrowitz의 수축비에 비해 낮은 것을 볼 수 있다. 최소수축비에서는 흡입구가 작동하지 않을 수 있으며 (unstart), 최고수축비에서는 전압력손실 등의 흡입구 성능저하가 발생한다. 따라서 본 연구에서는 최소(경험식 값)와 최대(Kantrowitz 값) 경계의 중간 값인 Velliard의 수축비를 사용하였다. 일반적인 극초음속 흡입구 설계에서는 강한 충격파로 인한 전압력 손실을 줄이기 위해 썸기각은 20도 이하로 설계를 권장하며, 전반부 썸기각도를 10도로 정하였다.

이상과 같은 설계 절차를 통해 얻은 기본적인 형상은 Fig. 4와 같다. 전체 수축비(A₄/A₀)는 0.1이며, 내부 수축비(A₄/A₂)는 0.26이다.

2.2 수치해석 조건

전산수치해석은 극초음속 흡입구 해석에 사용되고 있는 상용코드인 CFD-Fastran을 사용하여, 극초음속 흡입구 기본 설계 형상에 대한 성능 분석을 수행하였다[3,8]. 충격파와 경계층 간섭에 관한 이전 연구[9,10]에 사용된 계산 조건을 본 연구에 적용하였으며, 계산 조건은 다음과 같다.

이차원 정상상태 조건으로 공간 차분은 Roe's FDS 2차 스킴을 사용하였으며, Fully Implicit Point Jacobi를 사용한 시간적분 방법을 사용하였다. 벽면은 no slip 단열조건으로 모든 계산 오차는 10⁻⁶이 될 때까지 수행하였다. 충격파와 벽면 경계층 간섭을 보기 위해 난류 모델은 Menter의 SST (shear stress transport) k-ω 모델을 사용하였으며, 벽면에서의 첫 번째 격자 간격은 3보다 작다 (y+ ≤ 3). 격자 형상은 Fig. 5와 같다.

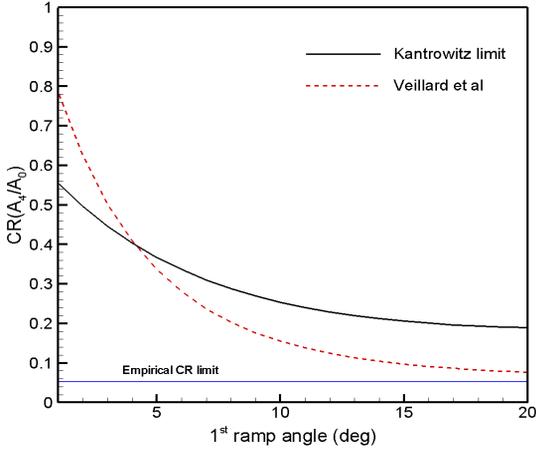


Fig. 3 Comparison of modified kantrowitz's and veillard's CR limit.

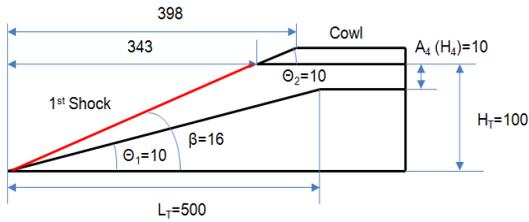


Fig. 4 Scale of basic intake model, Unit: mm.

유동 조건은 앞서 이야기 한 것 같이 비행마하수 7조건으로 비행고도 23 km에서 온도 220 K, 압력 3.4 kPa이다. 이론적인 방법을 토대로 설계된 기본 흡입구 형상은 비점성 유동 계산 (inviscid flow)과 점성 유동 계산(viscous flow condition)을 통해 설계의 정확성과 점성유동에서의 오차정도를 검증하도록 하였다. 또한 점성에 의해 발생하는 오차해결을 위한 설계 보정방법도 함께 제시하고자 한다.

2.3 흡입구 성능 평가 요소

전압력 회복률(total pressure recovery, TPR), 운동에너지효율(kinetic energy efficiency, η_{KE}), 유입유동균일도(distortion parameter, D), 유입질유량비(mass capture rate, MCR)는 극초음속 흡입구 성능을 나타내는 대표적인 4가지 변수이며, 수식적 의미는 아래와 같다[7].

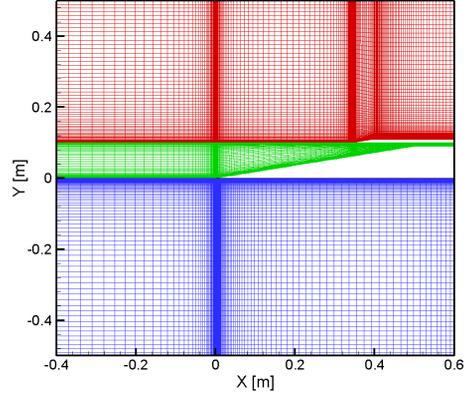


Fig. 5 Computational grid.

- 전압력 회복률(TPR),

$$\Pi_c = \frac{\overline{P}_{t3}}{P_{t0}}, \quad \overline{P} = \frac{\int \rho u P_{t,i} dA}{\int \rho u dA} \quad (9)$$

극초음속 흡입구의 전압력 손실 1%는 스크램 제트 엔진의 추력 손실 1.5%로 전환되기 때문에 전압력회복은 중요한 요소이다[2].

- 운동에너지효율(η_{KE}),

$$\eta_{KE} = 1 - 0.528 \left(1 - \frac{M_c}{M_0}\right)^{3.63} \quad (10)$$

여기서 아래첨자 e 는 흡입구 출구부분을 의미하며, 일반적으로 운동에너지효율은 $0.915 \leq \eta_{KE} \leq 0.945$ 범위에 있다.

- 유입유동균일도(D),

$$D = \frac{\int |(\rho u^2) - (\rho u^2)_{ave}| dA}{(\rho u^2)_{ave} A} \quad (11)$$

- 유입질유량비(MCR),

$$MCR = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_0} \quad (12)$$

위 4가지 성능 평가 요소를 모두 만족시키는

흡입구를 설계하기는 힘들며, 설계자의 설계 조건에서 어느 부분에 중점을 주느냐에 따라 작성 성능 평가 요소의 가감이 발생하게 된다.

2.4 1단 췌기형 흡입구 유동 특성

비점성 조건에서의 마하수 분포를 Fig. 6에 나타내었다. 이론적인 조건에서는 흡입구 전단부에서 형성된 충격파가 cowl 앞전과 만나도록 설계되었지만, 비점성 계산 조건에서는 충격파는 cowl의 앞전과 완벽히 만나지 못한다. 점성 조건에서는 충격파가 cowl의 앞전에서 더 멀어지는 것을 볼 수 있다. 자세한 차이는 Table 1에 나타내었다. 비점성 조건에서는 0.4도의 미세한 충격파 각도의 차이가 있으며, 벽면 경계층 성장에 의해 충격파 각도는 설계값에 비해 1도 증가한 것을 알 수 있다. 비점성/점성 조건에서의 흡입구 성능 평가는 Table 2에 나타내었다. 극초음속 유동에서의 경계층 성장은 크지 않지만 충격파 각도의 미묘한 차이에 의한 성능 감소를 볼 수 있다. 특히 전압력 손실 차이가 크게 발생한다.

2.5 2단 췌기형 흡입구 설계

점성유동에서 흡입구 1단 췌기 형상의 전압력 손실이 큰 이유는 경계층 전단력, 유동 박리 등의 원인으로 발생하며, 강력한 1차 충격파에 의한 요인도 크게 작용한다.

강한 충격파를 줄이기 위해 2단 췌기 형상으로 수정하게 되며, 설계 기준은 cowl에서의 면적과 흡입구 출구면적의 관계식을 기준으로 설계하게 된다. 2단 췌기 흡입구 모델 조건은 Fig. 8과 같으며, 전반적인 설계요소는 Fig. 4와 유사하다. Cowl에서 췌기면에 수직인 면 A_s 가 새로운 변수로 사용된다.

$$\frac{A_4}{A_s} = \cos\theta_1 \tag{13}$$

마하수 7의 점성 유동에서 충격파는 cowl을 벗어나게 되며, 최대흡입성능을 위해 충격파가 cowl에 위치하도록 Prandtl-Meyer 관계식을 사용하여 췌기각을 보정한다[7]. 췌기각 10도 전후

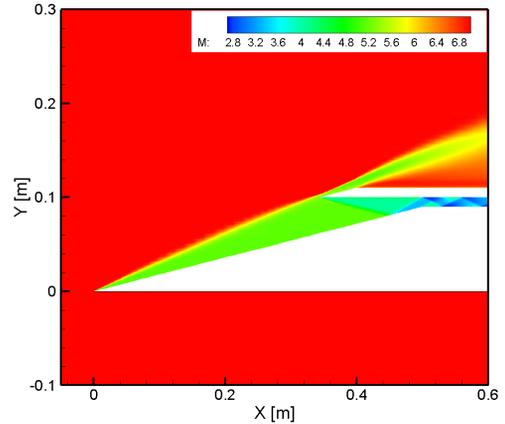


Fig. 6 Mach contour for inviscid flow.

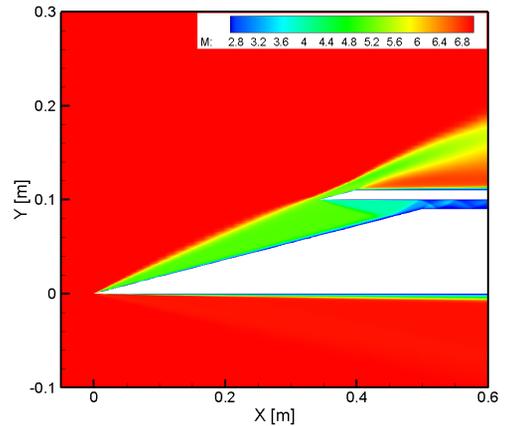


Fig. 7 Mach contour for viscous flow.

Table 1. Shock angle comparison by viscous.

	Single Ramp angle [deg]	Shock angle [deg]
1-D theory	10	16.4
Inviscid flow	10	16.8
Viscous flow	10	17.0

Table 2. Performance evaluation by viscous.

	TPR	η_{KE}	D	MCR
Inviscid flow	0.46	0.94	0.13	0.96
Viscous flow	0.30	0.92	0.15	0.92

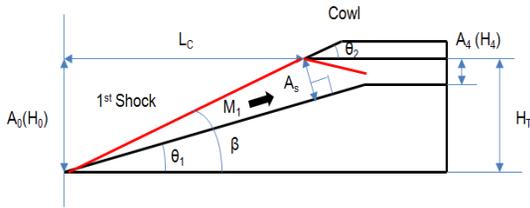


Fig. 8 Sketch to design of double ramp model.

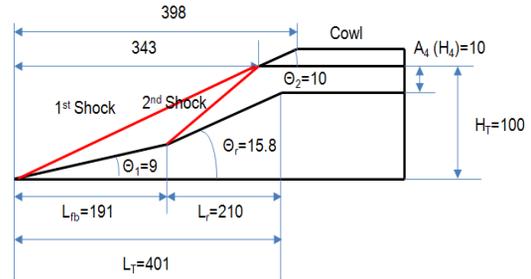


Fig. 10 Two stage intake model.

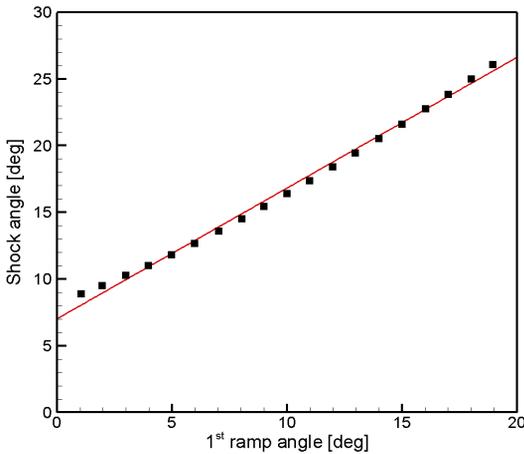


Fig. 9 Relation between single ramp and shock angle.

에 대한 썰기각과 충격파 각도는 Fig. 9와 같이 선형을 보이며, 이를 토대로 θ_1 는 9로 수정된다.

유동 마하수 7, θ_1 는 9도에 대해 후류 유동의 마하수(M_1)는 5.41이다. 최소 수축비 조건(Eq. 5)에서 A_4/A_s 는 0.642이다. 다음 변수를 구하는 순서는 아래와 같다.

- (1) $A_s(H_s) = 10.6$ 기준으로 2단 썰기의 각을 임의로 구한다.
- (2) 2단 썰기의 각은 12도이고 충격파각은 15.7이다.
- (3) 15.7도의 충격파는 cowl을 벗어나며 2단 썰기의 각은 수정을 해야 한다.
- (4) 이 경우 2단 썰기 시작점에서 충격파가 cowl과 만나도록 (2)와 (3)을 반복한다. 본 논문에서의 2단 썰기는 6.8도이다.
- (5) 2단 썰기 형상의 흡입구 전체길이는 500 mm에서 401 mm로 줄어 하중 감소의 이득이 있다.

연구자가 정한 설계 포인트에 따라 (1) - (4)의 과정을 반복한다. 본 연구에서는 2단 썰기의 경사각은 6.8도이며, 위의 과정을 통해 얻은 2단 썰기형 흡입구 모델의 전체 형상은 Fig. 10과 같다.

2.6 2단 썰기형 흡입구 성능 비교

1단 썰기형 흡입구 형상과 마찬가지로 비점성/점성 유동에서의 차이를 Fig. 11과 Fig. 12에서 비교하였다.

1단 썰기각을 10도에서 9도로 줄였기 때문에 비점성 유동에서는 1단 썰기에서 발달된 충격파가 Fig. 11과 같이 cowl의 안쪽에 충돌하게 된다. Cowl에서 형성되는 충격파는 정확히 2단 썰기의 끝단에 충돌하게 되며, 팽창파와 충격파 간섭에 의해 약한 반사충격파가 내부 연소기로 전파되게 된다. 앞서 예측했던 것과 같이 Fig. 12의 점성 유동 조건에서 1단 썰기에서 형성된 충격파가 정확히 cowl의 앞전에서 만나는 것을 볼 수 있다. Cowl에서 형성된 충격파는 2단 썰기의 끝단 모서리에 충돌하지만, 충격파-경계층 간섭에 의한 유동박리가 발생하게 된다. 이로 인해 박리지점에서 형성되는 재압축 충격파와 반사충격파가 동시에 형성되어 연소기로 전파되는 것을 볼 수 있다.

1단 썰기형 흡입구와 비교할 경우, Table 3에서 2단 썰기의 성능이 증가한 것을 볼 수 있다. 1단 썰기에 비해 2단 썰기는 2개의 충격파를 통해 전압력 손실을 감소시키고, 유동 방향의 급격한 전환을 감소시켜 유입유동의 균일도를 높이며, 유입 질유량비가 증가한 것을 볼 수 있다.

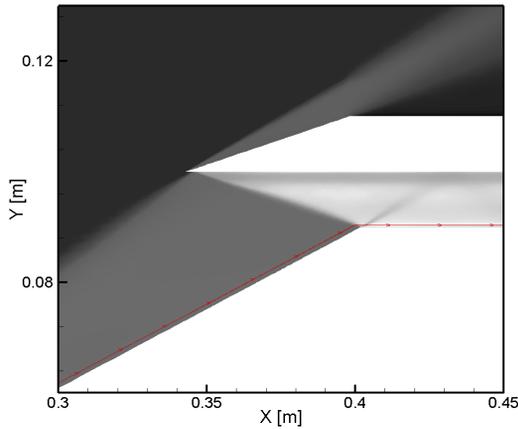


Fig. 11 Computational schlieren image for inviscid flow of double ramp model.

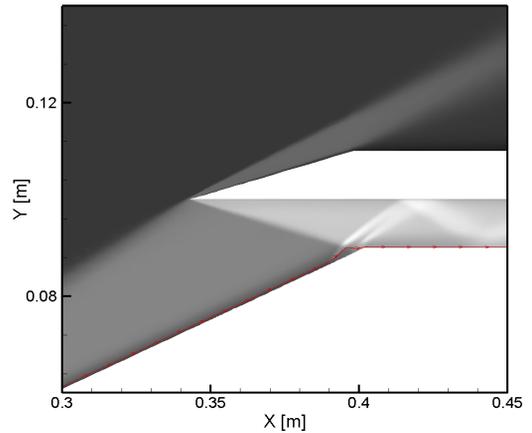


Fig. 12 Computational schlieren image for viscous flow of double ramp model.

유입 질유량비가 1단 썰기 모델과 2단 썰기 모델에서 차이를 보이는 이유는 Fig. 13과 Fig. 14에서 보는 것처럼 전단 썰기에서 형성된 충격파가 cowl의 충돌지점을 벗어나게 되면 흡입구에서 초음속 유출(supersonic spillage)이 일어난다. 충격파가 cowl 앞부분을 지나게 되면 Fig. 13에서 보는 것과 같이 유선은 흡입구 내부로 들어가지 못하고 흡입구 외부 유동으로 빠져 나가게 되며, 이는 흡입구 내부로의 유입유량 손실을 가져온다. 따라서 흡입구 앞단에서 형성된 충격파가 cowl과 정확히 만나도록 설계하는 방법은 흡입구의 초음속 유출을 막기 위해 첫 번째로 고려해야 하는 사항이다.

1단 썰기 모델의 경우 cowl에서 형성된 충격파는 경사면에 충돌하게 되며, 이는 일차적으로 전압력 손실을 발생시키며, 여기서 형성되는 충격파들은 흡입구의 운동에너지를 감소시킨다. 또한 이 충격파는 연소기로의 유동의 비균일화를 발생시킨다. Fig. 14에서 보는 것처럼 1단 썰기와는 대조적으로 2단 썰기는 전단부에서 형성되는 충격파가 정확히 cowl과 만남으로써 99%의 유입 질유량비를 보이며, cowl에서 형성된 충격파는 2단 썰기의 끝단 모서리와 충돌되도록 하여 충격파로 인한 전압력 손실을 줄였다.

하지만, 충격파와 경계층 간섭에 의한 박리 유동은 전압력 손실과 유입 유동의 불균일화를 발

Table 3. Performance evaluation by 2 stage ramp.

	TPR	η_{KE}	D	MCR
Inviscid flow for double ramp	0.48	0.94	0.01	0.99
Viscous flow for double ramp	0.34	0.93	0.10	0.99
Viscous flow for single ramp	0.30	0.92	0.15	0.92

생시키지만 형상적인 구조로는 막을 수 없다. HyShot II에서처럼 흡입(suction)법을 사용하여 줄일 수 있지만, 본 연구에서는 극초음속 흡입구 설계에 대한 일반적인 설계방법을 제안하므로 흡입법은 사용하지 않도록 한다. 따라서 본 연구를 통해서 설계된 2단 썰기형 흡입구는 전산 수치해석을 통한 여러 성능 검증들(전압력 회복률, 운동에너지효율, 유입유동균일도, 유입질유량비)을 고려할 때 최적화 된 것으로 볼 수 있다.

2.7 비설계점에서의 2단 썰기형 흡입구의 성능 연구

설계된 순항 비행마하수는 7이지만, 엔진 출력 조건 등에 따른 극초음 비행체의 마하수가 7로 일정하게 유지되기 힘들 것이다. 따라서 설계 비

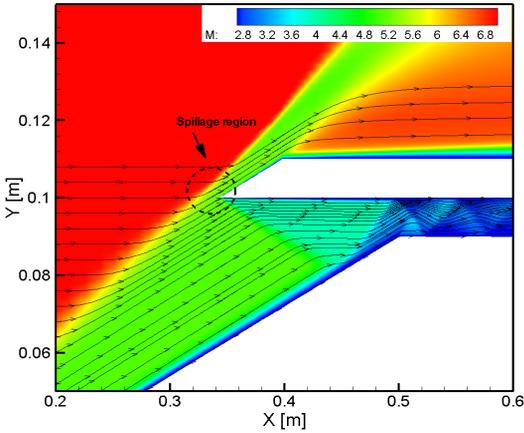


Fig. 13 Intake model with single ramp model.

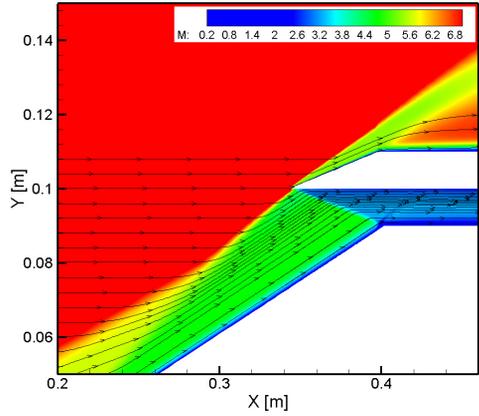


Fig. 15 Mach contour and stream lines for flight mach 7.5.

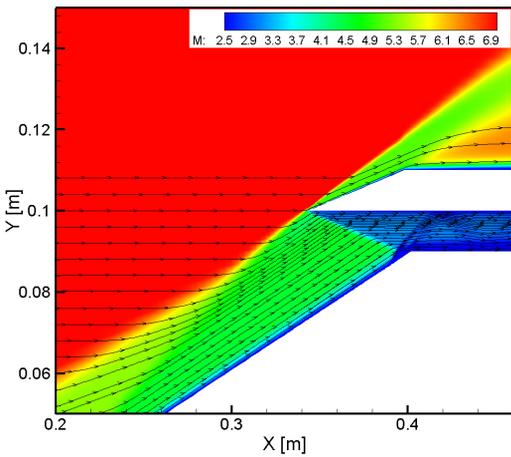


Fig. 14 Intake model with double ramp model.

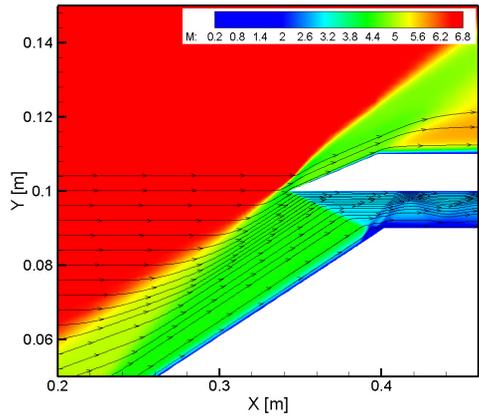


Fig. 16 Mach contour and stream lines for flight mach 6.5.

행마하수의 7 ± 0.5 범위에서 비행성능의 차이가 어느 정도 있는지 분석하였다.

비행마하수 7.5일 경우의 마하분포도와 유선흐름을 Fig. 15에 나타내었다. 설계 마하수보다 높은 비행마하수에서 1단 췌기에서 형성된 충격파는 cowl의 끝단에서 내부로 들어간 지점이며, cowl에서 형성된 충격파는 흡입구 내부 쪽으로 향하지만 경계층 간섭에 의해 실제로는 2단 췌기의 끝단 모서리와 만나게 되어 경계층에서의 박리가 작게 일어난다. Table 4에서 유동성능 값은 마하 7과 차이가 적으며, 충격파 강도 증가는 전압력회복율을 감소시킨다.

Table 4. Performance evaluation by flight Mach No.

	TPR	η_{KE}	D	MCR
M 7.5	0.32	0.92	0.08	0.99
M 7	0.34	0.93	0.10	0.99
M 6.5	0.37	0.92	0.11	0.95

마하 6.5의 경우 1단 췌기에서 형성된 충격파는 cowl의 앞전을 벗어나며, 이로 인해 Table 4에서와 같이 마하 7에 비해 유입 질유량비는 4% 감소하게 된다. 다른 성능요소는 마하 7에 비해

큰 차이는 없으며, 유동 감속에 의해 충격파 강도 약화는 전압력회복을 증대를 보인다.

3. 결 론

본 논문에서는 Kantrowitz의 압축 조건을 기반으로 극초음속 흡입구의 형상과 유동 관련식을 사용하여 직관적이며 유동적으로 극초음속 흡입구를 설계할 수 있는 최적화된 설계 방법을 제시하였다.

극초음속 기본 설계에 사용된 이론식은 점성을 고려하지 않은 흡입구 형상과 1차 유동식을 기본으로 설계하기 때문에 점성에 대한 보정이 필요하다. 전산수치해석을 통해 점성에 의한 충격파의 변화를 보정하여 극초음속 흡입구 형상을 수정하였다. 이 경우 cowl에서 췌기면에 수직인 면(As)을 새로운 변수로 사용하며, 이 변수와 주변 유동 관계를 사용하여 2차 췌기를 구하게 된다. 극초음속 흡입구의 크기와 유동 조건을 고려하여 2차 췌기의 위치와 각도가 정해진다.

극초음속 흡입구는 전압력 회복률, 운동에너지 효율, 유입유동균일도, 유입질유량비의 4가지 성능 변수를 사용하여 극초음속 흡입구의 성능을 분석한다. 점성 조건에서는 충격파, 유동박리, 충격파-경계층 간섭 등에 의한 전압력 손실이 발생한다. 2단형 췌기는 1단형 췌기에 비해 4가지 성능변수가 모두 향상된 것을 볼 수 있다. 2단 충격파로 인해 전압력 손실이 감소하며, 운동에너지 효율은 증가한다. 충격파와 cowl의 위치에 따른 초음속 유출(supersonic spillage)이 유입 질유량비에 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 비설계점에서 비행마하수의 7 ± 0.5 에 대한 성능분석에서는 설계조건에 비해 10% 미만의 성능 손실을 보이는 것을 확인할 수 있었다.

References

1. Kantrowitz, A. and Donaldson, C., "Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers," NACA ACR-L5D20, 1945.
2. Seddon, J., *Intake Aerodynamics*, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, U.S.A., 1985.
3. Kang, S.H., Lee, Y.J. and Yang, S.S., "Preliminary Design Study of the Scramjet Engine Intake," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 9, No. 3, pp. 38-48, 2005.
4. Veillard, X., Tahir, R., Timofeev, E. and Molder, S., "Limiting Contractions for Starting Simple Ramp-Type Scramjet Intakes with Overboard Spillage," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 5, pp. 1042-1049, 2008.
5. Ogawa, H., Grainger, A.L. and Boyce, R.R., "Inlet Starting of High-Contraction Axisymmetric Scramjets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 6, pp. 1247-1258, 2010.
6. Boyce, R.R. and Paul, A., "Scramjet Intake and Exhaust CFD Studies for the HyShot Scramjet Flight Experiment," *AIAA/NAL/NASDA/ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Kyoto, Japan, AIAA 2001-1891, Apr. 2001.
7. Curran, E.T. and Murthy, S.N.B., *Scramjet Propulsion*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 189, AIAA, Massachusetts, U.S.A., 2000.
8. Vinogradov, V.A. and Stepanov, V.A., "Study of Inlet Flow Field with Gas Jet Injection," *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, AIAA 2007-29, Jan. 2007.
9. Kim, C.H. and Jeung, I.S., "A Performance Study of Vent Mixer with Geometric Characteristics in Supersonic Flow," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 1, pp. 69-75,

2009.
10. Kim, C.H. and Jeung, I.S., "A
Computational Study of Flowfield for a

Vent Mixer in Supersonic Flow," *Journal of
the Korean Society of Propulsion Engineers*,
Vol. 12, No. 2, pp. 33-39, 2008.