

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 40(12), 1025-1031(2012)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.12.1025>초음속 흡입구 개념 설계와 운영조건 내의
블리딩(bleeding) 유동제어 연구

최재환*, 천소민*, 최요한*, 홍우람**, 김종암*

Study on Concept Design of Supersonic Inlet and
Flow Control of Bleeding under Operating Condition

Jaehwan Choi*, Somin Cheon*, Yohan Choe*, Wooram Hong** and Chongam Kim*

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University*,
Interdisciplinary Program in Computational Science and Technology, Seoul National University**

ABSTRACT

The present paper deals with concept design of supersonic inlet based on compressible flow theory and flow control of bleeding in order to guarantee stability of supersonic inlet of ramjet engine in broad range of operating conditions. Shock instability, shock wave-boundary layer interaction and flow separation should be properly controlled to improve performance of the supersonic inlet. Considering shock strength, boundary layer and flow separation, the supersonic inlet is modified from the basic model which is designed under inviscid theory. Consequently, shock is stabilized, and required mass flow rate is obtained. Furthermore, bleeding is applied to the supersonic inlet to maintain performance in off-design conditions. Mass flow condition is adopted for modeling of bleeding effect, and performance of the supersonic inlet is evaluated by changing bleeding locations and numbers.

초 록

본 연구에서는 간단한 압축성 유체이론에 기초하여 램젯 엔진의 초음속 흡입구를 개념 설계하고 보다 넓은 범위의 운영조건에서 안정적인 성능을 내도록 블리딩 유동제어 연구를 수행하였다. 초음속 흡입구의 성능을 개선시키기 위해서는 충격파 안정성, 충격파-경계층 상호작용 및 유동 박리를 적절히 제어할 수 있어야 한다. 비점성 해석을 통해 얻어진 1차 기초설계 형상으로부터 점성을 고려하여 충격파의 강도와 경계층 및 박리의 효과가 반영된 2차 수정설계를 수행하였다. 그 결과 설계조건에서 충격파가 안정화되고 목표 흡입 유량을 만족하는 형상을 얻었다. 흡입구가 탈 설계조건 내에서도 성능이 유지되도록 하기 위해 블리딩을 적용하였다. 질량유량 경계조건을 이용하여 블리딩 효과를 모델링 하였으며 위치와 개수를 조절해가며 성능변화를 관찰하였다.

Key Words : Supersonic Inlet(초음속 흡입구), Bleeding(블리딩, 유동 유출), Shock Wave-Boundary Layer Interaction(충격파 -경계층 상호작용), EDISON_CFD(에디슨_전산열유체)

† Received: September 12 2012, Accepted: November 29 2012

<http://journal.ksas.or.kr/>

* Corresponding author, E-mail : chongam@snu.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

공기흡입엔진에 사용되는 초음속 흡입구는 별도의 압축기가 없으며 형상이 단순하여 가볍고 효율이 높다. 그러나 단순한 형상에도 불구하고 충격파간의 간섭이나 충격파와 경계층의 상호작용 등의 복잡한 물리현상이 발생한다. 따라서 초음속 흡입구를 설계함에 있어서는 충격파가 집중되는 위치, 반사의 횡수, 강도 등이 적절히 고려되어야 한다. 또한 초음속 흡입구는 안정적으로 작동하는 설계점과는 다르게 설계점 밖에서는 엔진 성능이 급격히 감소하거나 충격파 불안정 문제가 발생할 수 있다. 설계 마하수 이하의 영역에서는 유동에서 박리가 발생하고 최종적으로 흡입구 목을 질식시켜 아임계 상태로 천이된다. 또한 연소로 인해 높은 후배압이 걸려 흡입구 안의 충격파가 앞으로 전진하여 흡입구 밖으로 빠져나가는 현상이 생기기도 한다. 본 연구에서는 초음속 흡입구 형상 중 mixed compression inlet을 설계하고 유동 제어 및 엔진 성능 개선을 위해 블리딩 모델을 이용한 경계층 제어, 유동 박리 방지, 충격파 안정화에 대한 수치해석을 수행하였다.

II. 수치해석 배경이론

본 연구는 EDISON_전산열유체 시스템^[11-12]을 활용하여 수행하였다. EDISON_전산열유체 시스템(<http://www.joomla.edison.re.kr/index.php/welcome>)은 웹기반의 교육·연구용 시스템으로서, 격자 제작, 수치해석, 결과 가시화 등 수치해석의 전 과정을 시공간에 구애받지 않고 웹상에서 수행할 수 있다.

2.1 지배방정식 및 난류 모델

압축성 유동의 지배방정식인 2차원 Reynolds Averaged Navier-Stokes 방정식은 다음과 같이 정식화 할 수 있다.

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + S \quad (1)$$

여기서 W 는 보존형 유동 변수 벡터이다.

$$W = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad e \quad \rho s_1 \quad \rho s_2]^T \quad (2)$$

E 와 F 는 각각 x , y 방향의 비점성 유속벡터이며 E_v 와 F_v 는 각 방향의 점성 유속벡터를 나타낸다. 여기에서 s_1 , s_2 는 2방정식 난류모델의

변수이며 난류모델에 따라 다를 수 있다.

난류유동 해석에는 Menter에 의해 개발된 $k-w$ BSL / SST(Base line Model / Shear-Stress Transport) 모델을 사용하였다. $k-w$ BSL / SST 모델은 $k-\epsilon$ 모델과 $k-w$ 모델의 장점을 결합한 hybrid 모델이다.

2.2 차분기법

AUSM 계열의 수치기법들은 제어면에서 물성치를 전달시키기 위한 전달 마하수를 정의한다는 특징이 있다. 이러한 전달 마하수는 정확성 면에서 상당한 향상을 가져왔으나 비물리적인 진동 현상을 유발하는 문제점이 있다. AUSMPW+에서는 이러한 진동현상의 주된 원인을 개선하였다. LU-SGS 기법은 ADI에서 relaxation of factorization이 필요하지 않고 2차원 문제를 푸는데 있어서 memory와 계산 시간을 줄일 수 있다.

2.3 기타 적용기법

다차원 효과를 고려하기 위해 TVD MUSCL 내삽기법을 적용하였으며 함께 Van Leer limiter를 사용하였다. 비정상 유동해석을 위한 2차의 외삽 가상시간 적분법(Pseudo-time method)를 고려하였다.

III. 경계조건

3.1 블리딩 경계조건

블리딩은 유동제어장치들 중에서 에너지를 사용하지 않는 수동적 유동제어 장치로, 경계층의 압력과 plenum chamber의 압력 차에 의해서 유량이 빨려 들어가는 원리로 작동한다. Mayer et al.^[1]에서 제안한 경계조건에서는 매 계산마다 새로운 경계값을 계산하여 시간에 따라 반응할 수 있도록 하였다. 블리딩 경계조건을 적용하기 위해 먼저 유출되는 유량을 정의한다.

$$\dot{m} = A_{bleed} \frac{P_T}{\sqrt{T_T}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3)$$

이를 무차원화하면 다음과 같다.

$$\dot{m} = \Phi A_{surface} \gamma \frac{P_T}{\sqrt{T_T}} M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4)$$

식 (4)에서 \dot{m} , $A_{surface}$, P_T , T_T 는 무차원화된 값이다. $M=1$ 일 때인 최대 유량을 고려하면 위 식은 다음과 같이 바꿀 수 있다.

$$\dot{m}_{sonic} = Q_{sonic} \Phi A_{surface} \gamma \frac{P_T}{\sqrt{T_T}} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (5)$$

여기서 sonic coefficient Q_{sonic} 은 $M=1$ 일 때의 이론상 최대 유량과 실제 유량의 비로써 bleeding hole의 각도, plenum pressure, 국소 마하수 등의 함수로서 주어진다.

$$Q_{sonic} \equiv \frac{\dot{m}_{actual}}{\dot{m}_{max}} = f(\alpha_{hole}, M_{local}, \frac{P_{plenum}}{P_{T_{local}}}) \quad (6)$$

또한 porosity Φ 는 bleeding hole들의 넓이의 합과 블리딩 영역의 넓이의 비로써 주어진다.

$$\Phi = \frac{A_{bleed}}{A_{surface}} \quad (7)$$

Mayer et al.^[1]의 연구에 따르면 식 (4)에서 구해진 유량을 통해 bleeding hole을 지나는 마하수를 역산하고, 다시 그에 따른 정압력 값과 에너지 값을 경계에 적용한다.

$$P = P_T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (8)$$

$$E = \frac{P}{\gamma-1} + \frac{\rho}{2} \|u\|^2 \quad (9)$$

Mayer et al.^[1]의 연구에서는 P 와 M 값을 전 블리딩 영역에 걸친 평균값을 이용하였다.

3.2 질량유량 경계조건

EDISON_전산열유체 시스템에서 제공하는 경계 조건 중에서 블리딩을 모사할 수 있는 조건으로는 질량유량 경계조건이 있다. 질량유량 경계조건은 벽면에서 유출되는 질량유량의 크기를 설정하면 정압력 값과 에너지 값을 계산하여 경계에 적용하게 된다는 점에서 Mayer et al.^[1]에서 제안한 경계 조건과 동일하다. 하지만 이 조건은 $Q_{sonic}=1$, $\Phi=1$ 인 경우만 모사할 수 있다는 한계가 있다. 실제로 질량유량 경계조건을 적용하였을 때 유동은 블리딩 영역에서 질식되어 외기로 배출되는 것으로 모사되었다. 따라서 본 연구에서는 블리딩 영역에서 유동이 질식되어 해당 단면적에서 나갈 수 있는 최대 유량이 외기로 배출된다고 설정하였다.

3.3 흡입구 경계조건

흡입구 주위 경계조건으로는 초음속 자유류가 외삽되는 유입류 조건과 초음속 출구조건인 외삽 유출류 조건이 흡입구 전방부와 출구 노즐 부분에 각각 부여된다. 흡입구 내부의 벽면은 모두 점성에 의해 u, v 속도 성분이 0이 되는 점착 벽면 조건을 부여하였다.

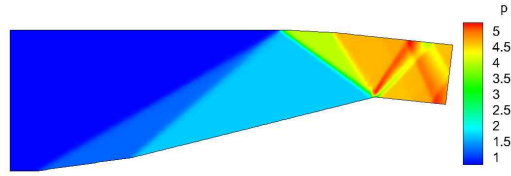


Fig. 1. Pressure distribution at $M=2.5$ for basic model

Table 1. Pressure ratio $r = P_a / P_b$; P_a : pressure after the oblique shock, P_b : pressure before the oblique shock

Oblique Shock	r_{theory}	r_{CFD}
1 st	1.67	1.66
2 nd	1.41	1.41
3 rd	2.41	2.37
4 th	1.17	1.17
Tot	6.56	6.47

IV. 초음속 흡입구 형상설계

4.1 기초형상 설계

초음속 흡입구의 기초형상을 설계하기 위하여 M. Valorani et al.^[6]의 형상을 참고하였다. 이 형상은 비점성 오일러 방정식 지배하 전방 마하수 (이하 M) 2.5를 설계점 마하수로 가지며 두 개의 경사도로 이루어진 외부 압축면에 의해서 생성된 경사충격파가 cowl-lip에 집중되도록 설계되었다. 또한 종단 충격파가 throat section에 형성되도록 두 개의 경사도로 이루어진 내부 압축면으로 구성되어 있다. 그리고 종단 충격파를 통과한 후 마하수가 전방 마하수의 1/2이 되도록 외부 및 내부 압축면이 설계되었다.

M. Valorani et al.^[6]의 형상을 바탕으로 급격한 압력상승을 막기 위해 순차적으로 경사충격파를 통과하도록 2단 꺾임각 형상을 설계하였으며, 첫 번째 경사면이 지면에 대해 8° , 두 번째 경사면이 첫 번째 경사면에 대해 6° 기울어지도록 설계하여 발생한 경사충격파들이 모두 cowl-lip에 집중되도록 하였다. $M=2.5$ 에서 압력분포는 Fig. 1과 같다. Cowl-lip에 경사 충격파가 집중되며 이후 경사 충격파를 지나며 설계 배압까지 공기가 압축된다. 이론적으로 예측한 압력값과 EDISON_전산열유체 시스템으로 예측한 압력값은 Table 1과 같다.

4.2 설계점 최종형상 설계

본 연구의 초음속 흡입구의 최종형상은 점성 효과를 고려하기 위해 Navier-Stokes 방정식을 지배 방정식으로 하여 설계를 진행하였다.

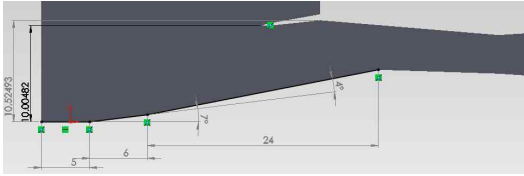


Fig. 2. Diagram of final model (length scale : cm, angle scale : degree)

Table 2. Design parameters of final model

Design Parameters	Value
Design Mach Number	2.5
Captured Area	0.1m
Mass Flow Rate	100kg/s
1 st Deflection Angle	7°
2 nd Deflection Angle	4°
Cowl Deflection Angle	4.5°
Pressure at Diffuser Entrance	5 atm

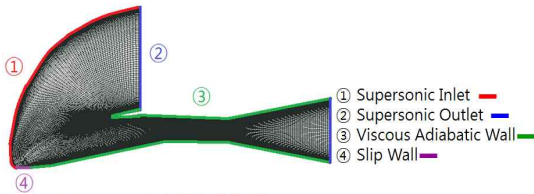


Fig. 3. One-block grid and boundary conditions

정상상태에서 경계층 발달을 고려하여 목의 단면적을 16% 증가, 내부 카울면 경사각을 22% 감소시켰다. 최종형상은 지면으로 들어가는 방향으로 단위 길이(1m)를 가지며 주요 설계 변수들의 값은 Fig. 2와 같다. 또한 연소를 위한 최소 유량은 60kg/s($M=2.0$) ~ 80kg/s($M=2.5$)로 설정하였으나 블리딩을 적용하기 위해서 25%의 질량유량을 더 확보하도록 형상을 설계하였다. 최종적인 설계조건 및 흡입구 요소 수치는 Table 2에 수록하였다.

본 연구에서는 레이놀즈 수 $Re=2.6 \times 10^6$ 에서 $M=2.5$ 를 설계점으로 한다. 형상 설계시 설계점에서 유동이 질식하지 않고 빠져나가도록 최종 목의 직경(L^+)을 4.6cm로 하였다.

EDISON_전산열유체 시스템은 one-block 격자만 해석 가능하기 때문에 Fig. 3과 같이 경계조건을 가지는 one-block 격자를 제작하였다. 경계층을 포착하기 위해 목의 직경(L^+)을 1로 놓았을 경우 벽면에서 격자 간격 $\Delta s=2 \times 10^{-7}$ 로 구해졌으며, 약 25개의 격자로 경계층을 모사하였다.

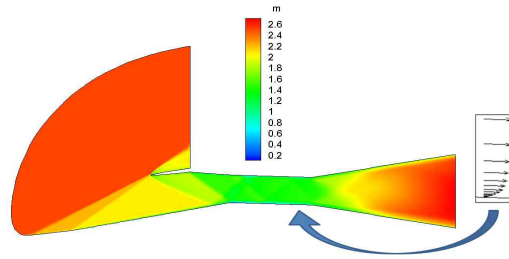


Fig. 4. Mach number distribution at $M=2.5$ and boundary layer on the wall

완성된 흡입구 형상에 대해 $M=2.5$ 일 때 초음속 흡입구 내의 마하수 분포는 Fig. 4와 같다. Cowl-lip에 집중된 충격파들이 입사와 반사를 반복하며 빠져나가는 것을 볼 수 있다. 또한 본 연구에서 구성한 격자계가 경계층을 잘 포착하는지를 보기 위해 벽면의 속도 벡터 분포를 Fig. 4의 우측에 나타내었다.

4.3 운영 마하수에서 블리딩의 적용

초음속 흡입구가 작동할 때 설계점을 벗어난 운영조건 영역에서도 작동해야 하는 경우가 발생한다. 이러한 경우 순수 형상 디자인만으로는 모든 조건을 만족하는 흡입구 설계가 불가능하다. 따라서 설계점을 벗어난 운영조건 영역에서도 강건하게 작동하도록 유동제어 장치 중 블리딩을 이용하였다. 블리딩을 이용하면 Fig. 5와 같이 두꺼워진 경계층을 제거하여 성능을 개선시키거나 충격파를 고정시켜 유동을 안정하게 만들 수 있다.

설계점을 벗어난 운영조건 영역에서의 흡입구 성능해석을 위해 설계 마하수보다 낮은 마하수 $M=2.3$ 을 가정하였다. 그 결과 아임계 상태에서 엔진이 작동하여 cowl 전방에 궁형충격파가 발생하고 최종적으로 Fig. 6-(a)와 같이 유동의 박리가 발생하였다. 이로 인해 충격파 불안정이 발생하고 전압력 회복률이 떨어지게 되었다. 이러한 문제를 해결하기 위해서 Fig. 7과 같이 블리딩을 적용할 위치를 선정하고 블리딩 영역의 길이를 모두 $0.172L^+$ 로 설정하였다.

$M=2.3$ 일 때 블리딩을 적용한 결과는 Table 3과 같다. 위치 ②에서 블리딩을 적용하는 경우

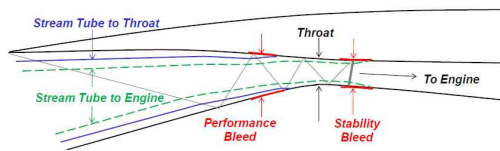


Fig. 5. Effect of bleeding^[8]

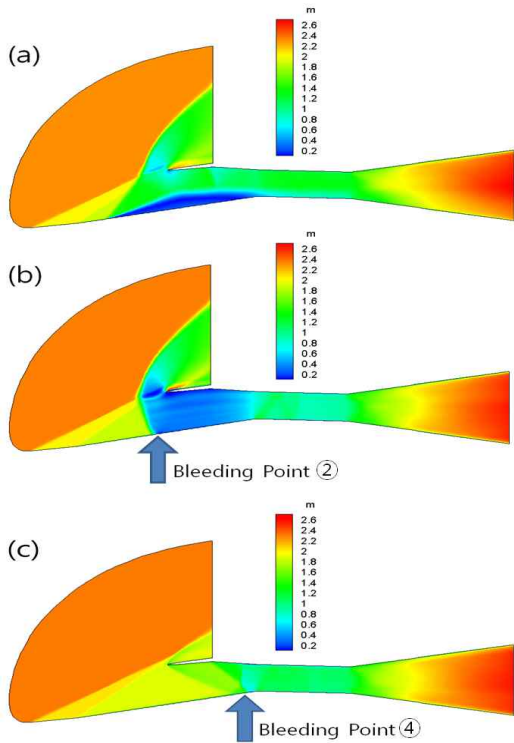


Fig. 6. Mach number distribution at $M=2.3$; (a) without bleeding (b) with bleeding at point ② (c) with bleeding at point ④

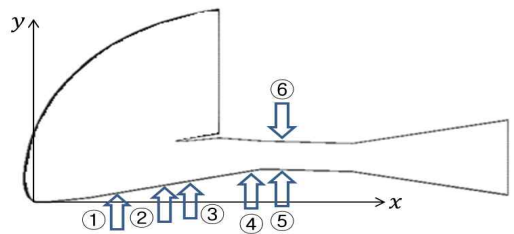


Fig. 7. Bleeding points

유동의 박리는 제거되지만 Fig. 6-(b)와 같이 cowl 전방에 궁형충격파가 발생하여 전압력 회복률의 손실이 발생하였다. 그러나 Cowl에서 반사된 충격파가 집중되어 급격한 압력 증가가 발생하는 위치 ④에서 블리딩을 적용하면 Fig. 6-(c)와 같이 경계층의 과도한 발달을 막고 궁형충격파의 발생을 방지하며 유동의 박리를 제거할 수 있었다.

$M=2.3$ 일 때 목 전방에서 경계층이 약 $0.07L^+$ 이었기 때문에 전체 포획 면적의 7%정도를 흡입하면 효과가 있을 것으로 추정하였다. 위치 ④에서 블리딩을 적용하는 경우 전방에서 초음속 흡입구로 유입되는 질량유량과 블리딩을 통해 유출되는

Table 3. Effect of bleeding at $M=2.3$

	Bleeding Point			
	①	②	③	④
Removing Separation	×	○	×	○

Table 4. Mass flow rate at supersonic inlet and bleeding point ④ at $M=2.3$

	Total	Bleeding
\dot{m} (kg/s)	90.804	5.623

질량유량은 Table 4와 같다. 전방에서 유입되는 질량의 약 6.20%를 블리딩을 통해 외기로 배출시키면 $M=2.3$ 에서 유동의 박리를 제거하고 궁형충격파의 발생을 방지할 수 있었다.

전방 마하수를 더 낮추는 경우 충격파의 반사 위치가 전진되어 경계층이 일찍 발달하였기 때문에 위치 ④에서 블리딩을 적용하여도 효과적으로 경계층을 제어하지 못하여 Fig. 8-(a)와 같이 유동의 박리가 발생하였다. 이를 제거하기 위해 블리딩 영역의 위치를 바꾸어가며 유동 분석을 수행하였으며 그 결과는 Table 5와 같다. $M=2.0$, 단일 블리딩일 때, 유동의 박리가 효과적으로 제어되는 위치를 Fig. 8-(b)와 같이 선정하였다.

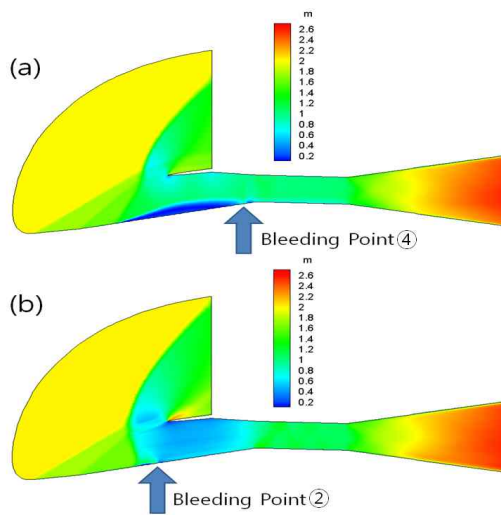


Fig. 8. Mach number distribution at $M=2.0$; (a) separation occurs even if bleeding is used (b) separation is removed

Table 5. Effect of bleeding at $M=2.0$

	Bleeding Point			
	①	②	③	④
Removing Separation	×	○	×	×

Table 6. Mass flow rate at supersonic inlet and bleeding point ② at $M=2.0$

	Total	Bleeding
\dot{m} (kg/m · s)	61.074	6.288

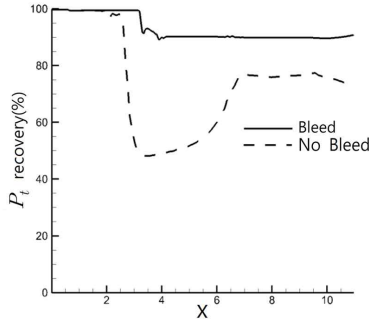


Fig. 9. Total pressure recovery along $\Delta h = 0.15 \times L^+$ at $M=2.0$

$M=2.0$ 일 때 전방에서 초음속 흡입구로 유입되는 질량유량과 블리딩을 통해 유출되는 질량유량은 Table 6과 같다. 전방에서 유입되는 질량의 약 10.29%를 블리딩을 통해 외기로 배출시키면 최종 형상에 대해 $M=2.0$ 에서 유동의 박리를 제거하고 궁형충격파를 안정화시킬 수 있었다.

블리딩을 적용한 후 발생한 효과를 정량적으로 파악하기 위해 $M=2.0$ 에 대해 블리딩을 적용하기 전과 후의 전압력 회복률을 center body의 벽면으로부터 $\Delta h = 0.15 \times L^+$ 인 지점에서 계산하였다. Fig. 9를 통해서 알 수 있듯이, 전 영역에서 80% 이상의 전압력 회복률이 관찰되었다.

4.4 운영 후배압 조건에서 블리딩의 적용

초음속 흡입구를 갖는 엔진은 연소에 의해 흡입구 확산기 끝부분에 배압이 형성된다. 본 연구에서는 $M=2.5$ 일 때 후배압 P_{back} 이 $10P_0$ (단, P_0 는 1atm)가 되도록 형상을 설계하였다. 설계점 배압을 준 경우 목에 종단 충격파가 형성되었으며 Fig. 10과 같이 shock train이 발생한 것을 볼 수 있다.

실제 운영조건에서는 연소의 불안정성 등의 원인으로 설계점 배압과는 다른 압력이 작용할 수 있다. 설계점 배압보다 작은 배압에서는 운영하는데 문제가 없지만 설계점 배압보다 더 큰 배압이 작용하는 경우에는 유동의 질식이 일어나고, 압력이 증가하여 충격파를 전방으로 밀어내어 Fig. 11과 같이 흡입구 앞쪽으로 궁형 충격파를 형성한다.

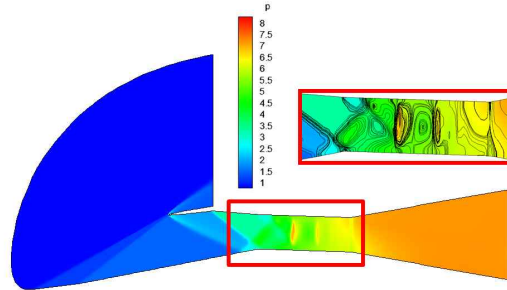


Fig. 10. Pressure distribution at $M=2.5$, $P_{back} = 10P_0$ without bleeding and shock train at throat section

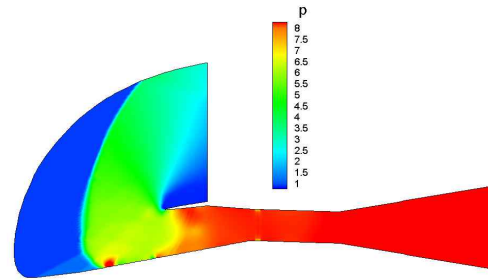


Fig. 11. Pressure distribution at $M=2.5$, $P_{back} = 12P_0$ without bleeding

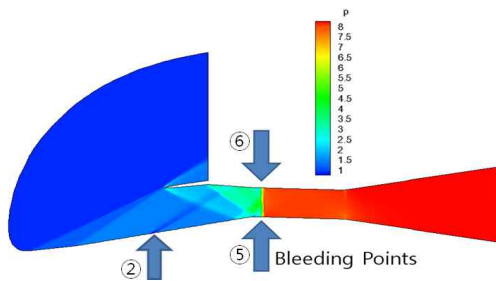


Fig. 12. Pressure distribution with bleeding at 3 places at $M=2.5$, $P_{back} = 12P_0$

이러한 불안정성을 해결하기 위해 Fig. 12와 같이 블리딩을 위치 ② · ⑤ · ⑥에서 다중으로 적용시킴으로써 종단 충격파가 더 이상 전진하지 못하게 목에서 고정시킬 수 있었다. 블리딩 영역의 길이는 모두 동일하였으며 다중 블리딩을 통해 유출되는 질량유량은 약 15kg/s로 이를 다중 블리딩에 활용하여도 연소를 위한 질량유량을 확보할 수 있었다.

V. 결 론

비점성가정으로 개념 설계된 초음속 흡입구의 기초형상을 바탕으로 EDISON_전산열유체를 활

용하여 유동 설계를 수행하였다. 점성 효과를 고려하여 경계층, 유동의 박리, 충격파 강도 등이 반영된 최종 형상을 설계하였다. 보다 넓은 작동 영역에서 성능을 유지할 수 있도록 초음속 흡입구에서 블리딩 경계조건을 적용하였다. 박리로 인해 유효 목면적이 좁아져 유동의 질식이 일어나는 경우 블리딩을 적용하여 질식을 방지하고 80% 이상의 전압력 회복률을 얻을 수 있었다. 배압으로 인해 충격파가 전진하는 경우 블리딩으로 목 위치에 충격파를 고정시킬 수 있었다. 본 연구의 결과 간단한 유량 유출 조건으로 블리딩 효과를 대략적으로 모사할 수 있었고 흡입구의 형상 주요 위치별로 적용함으로써 블리딩의 효과적인 위치와 유량을 파악할 수 있었다. 또한 블리딩을 통해 넓은 마하수의 영역과 후배압의 조건 아래에서도 흡입구의 성능을 유지할 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 논문은 이 논문은 2012년도 교육과학기술부의 재원으로 한국연구재단 첨단사이언스 교육 허브개발사업(EDISON)의 지원(2012-0006661)으로 수행되었습니다.

References

1) Mayer, D. W., Paynter, G. C., "Boundary Conditions for Unsteady Supersonic Inlet Analyses", AIAA Journal, Vol. 32, No 6, 1994.
 2) Slater, J. W., "Improvements in Modeling Bleed Holes for Supersonic Inlets", AIAA 2009-0710.
 3) Slater, J. W., Saunders, J. D., "Modeling of Fixed-Exit Porous Bleed Systems", AIAA 2008-94.
 4) Willis, B. P., Davis, D. O., "Boundary Layer

Development Downstream of a Bleed Mass Flow Removal Region", AIAA Paper 96-3278.

5) Willis, B. P. et al., "Flow Coefficient Behavior for Boundary Layer Bleed Holes and Slots", AIAA-95-0031.

6) Valorani, M. et al., "Optimal Supersonic Intake Design for Air Collection Engines (ACE)", Acta Astronautica, Vol. 45, No. 12, pp.729~745.

7) Hong, W., Kim, C., "Numerical study on supersonic inlet Buzz under Various Throttling Conditions and Fluid-Structure Interaction", 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, HI, 2011.

8) Domel, N. D., Baruzzini, D., and Miler, D. N., "A Perspective on Mixed-Compression Inlets and the Use of CFD and Flow Control in the Design Process", AIAA 2012-0014

9) Hong, W., Kim, C., "Numerical Study of Flow Oscillation around Supersonic Intake under Static and Dynamic Throttling Condition", KSCFE Fall Conference, Pohang, Korea, 2010.

10) Hong, W., Yim, J. W., Kim, C., "Numerical Analysis and Characteristic Study of Flow Oscillation around Supersonic Intake", KSAS Fall Conference, Jeju, Korea, 2010.

11) Lee, K. B., Lee, S., Lee, C., Choi, J. I., Lee, D., Kim, C., "EDISON_CFD : Development of e-Science-based Simulation Software and Contents for Education and Research in Fluid Engineering", KSME Fall Conference, Daegu, Korea, 2011.

12) Lee, S., Lee, K. B., Oh, S., Choi, S., Park, S., Kim, C., "Development of e-Science-based Fluid Dynamics Software and Contents for Education and Research in Aerospace Engineering on the EDISON_CFD Portal", KSAS Fall Conference, Kangwon, Korea, 2011.