

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.3.065>

## 광대역 마하수 비행을 위한 극초음속 엔진 흡입구의 가변형상 설계

강상훈<sup>a,\*</sup>

### Variable Inlet Design for Hypersonic Engines with a Wide Range of Flight Mach Numbers

Sang Hun Kang<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace System Engineering, Sejong University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [aeroksh@sejong.ac.kr](mailto:aeroksh@sejong.ac.kr)

#### ABSTRACT

In present study, a supersonic inlet for dual mode ramjets or RBCC/TBCC engines with a wide range of flight Mach numbers is designed. A conical variable inlet configuration is chosen for the inlet design. Geometric relations with angles of compression cones and conical shock waves are used for the design of the inlet configuration. The performance of the supersonic inlet is confirmed by the numerical analysis. The capture area ratio is maintained around 100% from Mach 3 to 8 conditions.

#### 초 록

본 연구에서는 이중램제트 엔진 및 로켓/터빈 기반 복합사이클 엔진에의 활용을 위해 Mach 3에서부터 Mach 8까지 넓은 마하수 영역에서 적용이 가능한 초음속흡입구의 형상설계를 수행하고 그 설계방법론에 대해 고찰하였다. 축대칭 가변흡입구를 기본 개념으로 중심콘 각도 및 경사충격파 각도를 이용한 기하학적 관계식으로부터 흡입구 형상을 설계하였으며, 100%에 준하는 포획면적비를 갖도록 하였다. 또한 전산해석결과로부터 Mach 3~8까지 조건에서 흡입구 중심콘에서 발생한 충격파가 올바르게 배치되는 것을 확인하였다.

Key Words: Dual Combustion Ramjet(이중연소램제트), Dual Mode Ramjet(이중모드램제트), Supersonic Inlet(초음속 흡입구), Variable Inlet(가변흡입구)

#### 1. 서 론

공기흡입식 고속추진기관은 유료하중적재용량이 크고 비추력 성능이 높기 때문에 기존의 고가의 로켓추진기관을 대체할 차세대 추진기관으로 주목받으며 세계적으로도 오랜 기간 동안 다양한 기술 연구가 이루어져 왔다. 그러나 고속비

행 특성이 우수한 램제트, 스크램제트엔진은 정지상태에서 추력을 발생시킬 수 없고, 최적의 추력성능을 발휘할 수 있는 마하수 영역 또한 서로 구분되어 있으므로, 부스터를 포함하여 램제트 및 스크램제트 엔진의 복합사이클의 형태가 필수적인 것으로 알려져 있다[1].

고속추진기관의 복합사이클엔진은 정지상태의 추력을 발생시키는 구성품이 무엇인가에 따라 터빈기반 복합사이클과 로켓기반 복합사이클로 나뉘어지지만, Mach 3 이상의 고속구간에서는 램제트 모드와 스크램제트 모드로 운영된다는 공통점을 갖고 있다[1-3].

또한 램제트 모드와 스크램제트 모드를 통합한 이중램제트 엔진은 그 방식에 따라 DMR(Dual Mode Ramjet)과 DCR(Dual Combustion Ramjet)로 또 구분될 수 있지만, 이들의 흡입구는 공통적으로 약 Mach 3~8까지의 넓은 영역에서 안정적으로 작동해야한다[1,4].

따라서, 이중램제트 엔진 및 로켓/터빈 기반 복합사이클 엔진의 개발을 위해서는 약 Mach 3에서부터 Mach 8까지 넓은 마하수 영역에서 적용이 가능한 초음속 흡입구의 개발이 필수적이다.

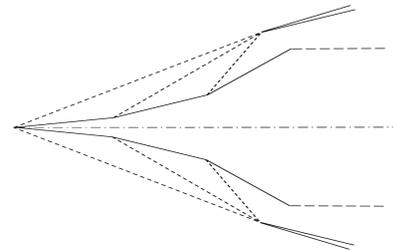
엔진의 흡입구를 개발하기 위해서는, 흡입구 설계 형상 초안에 대해 전산해석을 통한 1차 검증/수정 및 공력시험을 통한 2차 검증/수정을 수행하고, 다양한 탈설계조건 및 환경조건에서의 시험을 통해 설계수정 및 보완작업을 진행해야 한다. 이때, 체계개발과정에서 다양하게 변화할 수 있는 설계요구조건에 대해, 흡입구 설계형상의 초안이 빠른 시간 내에, 그리고 비교적 정확한 성능예측치와 함께 도출될 수 있다면, 설계수정 및 보완의 시행착오를 줄여 개발비용 및 시간을 단축할 수 있다.

따라서 본 연구에서는 이중램제트 엔진 및 로켓/터빈 기반 복합사이클 엔진에의 활용을 위해, Mach 3에서부터 Mach 8까지 넓은 마하수 영역에서 적용할 수 있는 초음속 흡입구의 형상 초안설정의 예시를 제시하고, 형상설계방법론에 대해 고찰하였다.

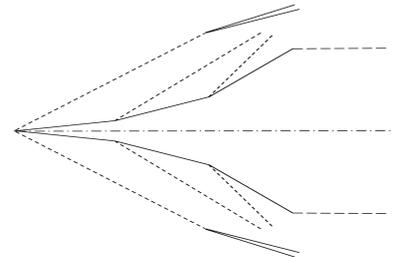
## 2. 설계의 방법

### 2.1 설계의 기본 개념

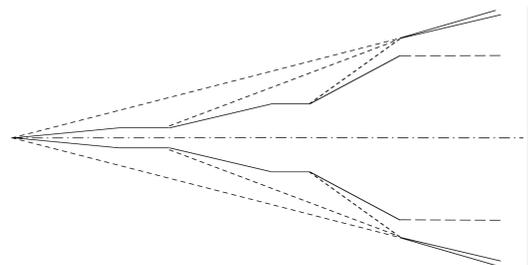
공기흡입식 고속추진기관은 구조적 안정성 확보를 위해 등동압선궤적(Iso-dynamic pressure line)을 따라 가속한다. 동압력( $\rho u^2/2$ )이 일정할 경우 비행속도( $u$ )가 높을수록 흡입가능공기유량( $\rho u$ )이 낮아지므로, 고속구간을 비행하는 스크램제트엔진은 램제트 엔진보다 확보가능 공기유량이 매우 낮게 나타난다. 기본적으로 스크램제트엔진은 램제트 엔진보다 비추력이 낮을 뿐만 아니라, 현 기술의 한계로 인해 연소가능한 최대연



(a) Middle Mach number(Design point)



(b) Low Mach number



(c) High Mach number

Fig. 1 Operating scheme of the variable conical inlet.

료당량비 및 최대추력도 램제트 엔진에 비해 매우 낮은 수준이다. 따라서 엔진 성능에 매우 중요한 인자가 되는 공기유량 값에 대한 적극적인 제어를 통해 상대적으로 취약한 스크램제트 엔진의 성능을 극대화해야만 이중램제트 엔진이 원활하게 구동될 수 있다.

따라서 본 연구에서는 포획면적비의 제어가 가능하고 구조적 안정성과 경계층 제어 측면에서 유리한 축대칭 가변흡입구를 채택하였다.

흡입구의 가변 개념은 SR-71의 경우와 유사하게 초음속 흡입구 중심권이 유동의 상, 하류로 전진, 후퇴하는 가변 방식을 채택하였다[5].

Mach 8 조건에서 일정 수준 이상의 전압력 회복률을 확보하기 위해서는 3~4개의 충격파를 배치해야하므로 삼중원뿔형 흡입구를 적용하여 원뿔형 압축부에서 3개의 충격파가 발생하도록 하였다.

이 경우 램제트 모드에서는 종말충격파를 포함하여 4개의 충격파가, 스크램제트 모드에서는 3개의 충격파가 발생되며, 이를 통해 외부공기가 압축되어 흡입구 내부로 유입된다.

Fig. 1에는 본 연구에서 채택한 축대칭 가변흡입구의 운용 개념을 도시하였다. 우선 Fig. 1(a)에 나타난 바와 같이 흡입구의 운용마하수 영역 중 중간점을 설계점으로 선택하여 충격파를 배치하고 흡입구의 기본 형상을 결정한다. Fig. 1(b)와 같이 설계 마하수보다 낮은 마하수로 비행하는 경우에는, 충격파 각도가 설계점보다 커지게 되므로 흡입구 카울을 상류로 전진시키고 카울전단과 중심권의 첫 번째 충격파를 일치시켜 포획면적비를 100%로 만든다. Fig. 1(c)의 경우처럼 설계 마하수보다 높은 마하수 조건으로 비행하는 경우에는 충격파 각도가 설계점보다 작아지게 되므로, 중심권을 상류로 전진시켜 충격파가 카울의 전단에 일치되게 한다. 이 때, 압축각도가 다른 두 개의 중심권에서 발생하는 충격파도 카울의 선두부에 일치시켜야 흡입구 중심권의 길이를 최소화하면서도 포획면적비를 100%로 만들 수 있다.

2.2 형상설계 방법

본 연구에서는 운영가능한 마하수 영역을 Mach 3~8까지로 한정하였다. 이러한 운영마하수 구간 중 설계마하수를 지나치게 높거나 낮은 방향으로 편중되게 설정하는 경우, 그 반대 영역의 비행마하수 조건에서는 흡입구 성능이 지나치게 저하될 수 있으므로, 설계점은 전체 마하수 영역의 중간점을 택하는 것이 좋다. 그러나 비행체의 특성 및 임무 요구조건에 따라 중요한 영역을 설계마하수로 설정할 수도 있다. 본 연구에서는 중간점에 가까운 Mach 5를 설계점으로 선택하였다.

Fig. 2에는 흡입구가 설계점에서 운영되는 경우에 대해 중심권 형상 및 충격파 배치의 개념도를 도시하였다. 그림 상에서 파선으로 표현된 3개의 선이 충격파이며, 실선은 중심권의 외형, 기타 점선들은 형상을 표시하기 위한 보조선이다. 그림에서 나타난 바와 같이 중심권에서 발생한 3개의 충격파가 한 점에서 만나도록 구성하고, 이점에 카울의 선두부를 일치시키면, 포획면적비가 100%가 되고, 흡입공기유량은 최대가 된다.

만약, 엔진이 램제트 모드로 운영되는 경우에는 흡입구 목면적(Throat area) 하류에 종말 수직충격파(Terminal normal shock wave)가 배치되어야 한다. 이때 흡입구의 목면적은 비행마하수 및 흡입구 시동성능을 고려하여 선정해야하지만 초음속 구간인 수직충격파 상류구간은 흡입구 시동이 보장되는 경우 목면적에 영향을 받지 않으므로 이와 구분하여 설계를 진행할 수 있다.

따라서, 본 연구의 고찰영역은 종말충격파 상

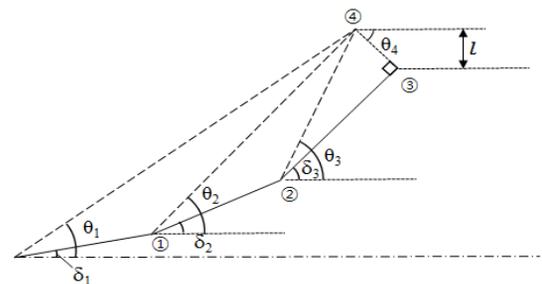


Fig. 2 Configuration of shock waves and compression cones at design Mach number.

류의 중심콘 형상설계 및 충격파 배치로 제한하고, 흡입구 시동성능 및 연소실 압력 한계를 고려한 흡입구 내부 유로 및 목면적 설계 방법에 대한 고찰은 별도의 연구로 진행하기로 한다.

Fig. 2에 나타난 바와 같이 흡입구 상에 충격파를 배치하고 중심콘의 각도 및 충격파의 각도값을 알고 있는 경우, 흡입구 중심콘의 꺾임점 및 카울의 선두부 위치에 해당하는 ①, ②, ③, ④ 점의 좌표  $(x_1, y_1) \sim (x_4, y_4)$ 는 다음의 기하학적 관계식을 연립하여 구할 수 있으며, 이로부터 설계점에서의 흡입구 형상을 결정할 수 있다 [6,7].

$$y_1/x_1 = \tan\delta_1 \quad (1)$$

$$\frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} = \tan\delta_2 \quad (2)$$

$$\frac{y_3 - y_2}{x_3 - x_2} = \tan\delta_3 \quad (3)$$

$$y_4/x_4 = \tan\theta_1 \quad (4)$$

$$\frac{y_4 - y_1}{x_4 - x_1} = \tan\theta_2 \quad (5)$$

$$\frac{y_4 - y_2}{x_4 - x_2} = \tan\theta_3 \quad (6)$$

$$\frac{y_4 - y_3}{x_4 - x_3} = -\tan\theta_4 \quad (7)$$

$$y_4 - y_3 = l \quad (8)$$

2.1절에서 서술한 바 있듯이, 설계조건으로부터 형상이 결정된 흡입구가 설계점보다 낮거나 높은 마하수 조건에서 운영되는 경우에는 고정된 중심콘 각도에 대해 충격파의 각도가 변화하게 되어, 포획면적비 감소에 따른 유량손실이 발생할 수 있다. 따라서, 설계점보다 낮은 마하수 조건에서는 카울을 전진시켜 충격파와 카울전단을 일치시키고, 설계점보다 높은 마하수 조건에서는 중심콘을 전진시켜 3개의 충격파가 카울전

단에서 만나도록 한다.

포획면적비를 최대 만들기 위한 카울 및 중심콘의 필요 이동거리는 비행마하수 조건 및 중심콘 각도로부터 새로운 충격파 각도를 산출한 후, 카울 선두부와 충격파 발생위치에 대한 기하학적 관계식을 이용하여 계산할 수 있다.

### 2.3 중심콘 각도 선정

2.2절에서 서술한 방법을 이용하여 흡입구의 형상을 설계하기 위해서는 먼저 중심콘의 각도 및 경사충격파의 각도값을 알아야 한다.

흡입공기를 압축하기 위한 중심콘의 각도는 설계조건에서의 최대압축각도 한계치를 설정하고 최대전압력회복률을 갖기 위한 Oswatitsch의 관계식을 적용하여 산출할 수 있다[8]. 엔진이 초음속으로 비행할 때, 압축면에서 발생하는 경사충격파의 각도는 비행마하수가 낮을수록 커지게 되며, 일정 마하수 이하로 비행하는 경우 경사충격파가 압축면에서 이격되어 궁형충격파의 형태로 변화할 수 있다. 이 경우에는 충격파의 배치가 설계값과 달라져 흡입구가 정상적으로 작동할 수 없게 된다. 따라서 압축콘의 최대 압축각은 최저마하수조건에서도 경사충격파가 이격되지 않도록 설정해야 한다. 본 연구에서는 최저 마하수인 Mach 3 조건에서 경사충격파가 이격되지 않도록 최대압축각도 한계치를 30°로 제한하였다.

중심콘에서 발생하는 원뿔형 경사충격파의 각도는 일반적인 2차원 경사충격파 각도 계산방식으로 산출할 수 없으므로, Taylor-Maccoll의 관계식을 Runge-Kutta 방법으로 해석하여 산출하였다[9]. 또한 원뿔형 경사충격파 후단의 유동마하수는 중심콘 표면 부근에서의 마하수와 충격파 끝단 근처에서의 마하수를 평균하여 적용해야 실제와 유사한 마하수 값을 계산할 수 있다 [10].

## 3. 설계 형상 및 검증

### 3.1 설계 형상 데이터

앞에서 설명한 설계방법을 이용하여 Mach 3~8까지의 넓은 마하수 영역에서 적용이 가능한 축대칭 가변흡입구의 형상을 설계하였다. 최대압축각도 한계치 및 Oswatitsch 관계식으로부터 결정된 중심콘 각도 및 흡입구 출구의 높이는 Table 1에 나타난 바와 같다. 이때 흡입구의 카울은 두 번째 중심콘과 평행하도록 각도를 설정하였는데, 그 이유는 3.2절에 보충 설명하였다.

그리고 다양한 조건의 비행마하수에 대해 중심콘에서 발생하는 3개의 충격파각도는 Table 2에 나타냈다.

본 연구에서는 흡입구 설계형상 초안의 설정을 위해 종말충격파 상류영역에서의 충격파의 각도와 위치 및 가변형 중심콘의 이동변위를 관심대상으로 하고 있으므로 Table 1, 3 상의 길이 데이터는 무차원화 된 값으로 표시했다. 흡입유량 및 목면적을 고려하여 형상을 설계할 때에는 이 값을 축척변환하여 활용할 수 있다.

여러 가지 비행마하수 조건에서 포획면적비를 100%로 만들기 위한 중심콘 및 카울의 이동거리는 Table 3에 나타냈다. 이때 d1은 Fig. 1의 ①점이 이격되어 전진하는 거리, d2는 ②점이 전진

하는 거리를 나타내며, d4는 카울전단과 중심콘 전단과의 거리가 설계점보다 얼마나 멀어졌는지를 나타냈다. Table 3에 나타난 바와 같이, 설계점 (Mach 5) 보다 낮은 마하수의 경우에는 흡입구 중심콘 전체가 연소실 방향으로 후퇴하게 되고, 설계점보다 높은 마하수의 경우에는 중심콘이 3개로 분리되며 전진 이동하게 된다.

본 흡입구를 실제의 비행조건에서 운용하기 위해서는 보다 다양한 마하수 조건에 대해 중심콘의 이동거리 데이터를 산출하고, 흡입구 가변을 위한 맵(map)으로 확장하여 제어개념을 설정해야 한다.

3.2 전산해석 검증

3.1절에서 결정된 설계형상데이터가 실제 유동 조건에서 정상적으로 충격파를 배치하고 공기를 흡입하는지 확인하고, 복잡한 충격파 및 팽창파의 중첩과 반사를 고려하여 전압력 회복률 및 흡입구 출구 마하수를 산출하기 위해 전산해석을 수행하였다.

전산해석은 상용해석코드 ANSYS Fluent를 이용하여 수행하였고, Density based solver를 적용하였다. 현 설계단계에서의 주된 관심사는 흡입구 가변형상에 따른 경사충격파의 올바른 배치 여부이므로, 비점성 유동 가정을 통해 단순화하여 해석하였다. 또한, 동일한 이유로 전산해석 영역의 입구조건은 임의의 값으로 설정하여 정

Table 1. Inlet design parameters.

Parameters	$\delta_1$	$\delta_2$	$\delta_3$	$l$
Values	11.5°	20°	29.9°	10

Table 2. Shock wave angles according to the flight Mach number.

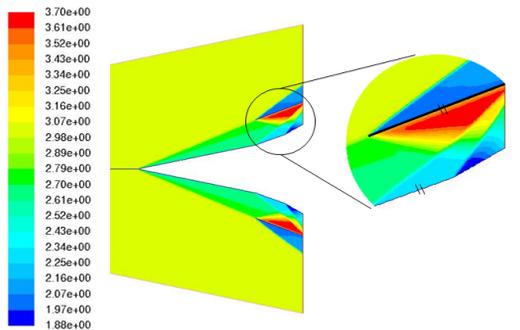
Mach number	Angles		
	$\Theta_1$	$\Theta_2$	$\Theta_3$
3.0	22.7°	37.1°	53.8°
4.0	18.8°	32.2°	47.3°
5.0	16.9°	29.6°	44°
6.0	15.7°	28.0°	42°
7.0	14.9°	26.9°	40.6°
8.0	14.4°	26.2°	39.7°

Table 3. Central body displacements according to the flight Mach number conditions.

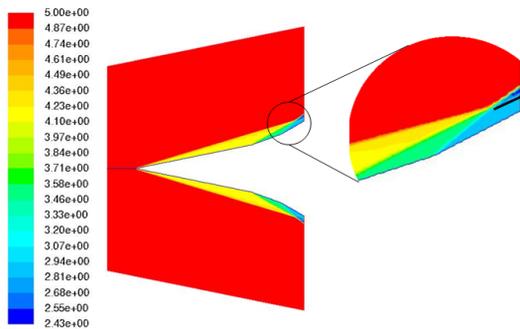
Mach number	Displacement		
	d1	d2	d4
3.0	0	0	-100.8
4.0	0	0	-41.2
5.0	0	0	0
6.0	22.2	4.4	29.1
7.0	38.2	7.6	50.1
8.0	50	10	65.5

압력 10 kPa, 정온도 300 K로 두었으며, 비행마하수 조건을 3, 5, 8로 달리하여 해석하여 그 결과를 비교하였다.

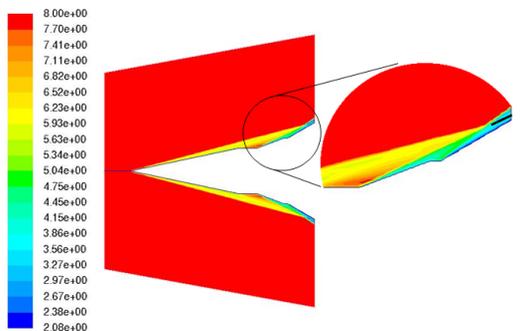
Fig. 3에는 Mach 3, 5, 8의 비행조건에서 흡입구 주변 유동을 해석한 결과 중 마하수 분포를



(a) Flight Mach number = 3.0



(b) Flight Mach number = 5.0



(c) Flight Mach number = 8.0

Fig. 3 Mach number contours around the inlet according to different flight Mach number.

나타냈다. Fig. 3(a)에 나타난 Mach 3 조건에서의 마하수 분포를 살펴보면 중심콘의 선두부에서 발생한 경사충격파가 카울 전단과 만나 포획면적비가 높게 확보되었음을 알 수 있다. 중심콘에서 발생한 2번째 및 3번째 충격파는 카울 전단보다 하류 쪽에 위치하고 있으며, 카울에서 발생한 팽창파와의 상호작용으로 마하수가 복잡하게 변화하고 있음을 알 수 있다.

이때, 카울 안쪽에서 발생한 팽창파에 의해 유동이 일부 가속되는 현상이 관찰되고 있는데, 이는 카울의 각도를 두 번째 중심콘과 평행하게 두었기 때문이다. 만일 카울의 각도를 첫 번째 중심콘과 평행하도록 설정하는 경우, 팽창파는 상쇄되지만, 두 번째 및 세 번째 중심콘에서 발생한 충격파가 카울벽면에서 반사되어 중첩되는 현상이 발생한다. 이 상태에서 높은 마하수 조건으로 가속, 운영하는 경우에는 반사충격파의 강도가 높아져 유동박리현상이 발생할 위험이 있다. 흡입구 내부의 유동박리현상 방지는 흡입구의 초기형상을 결정한 이후, 전산해석 검증단계에서 수정보완이 이루어지는 작업이며, 흡입구 목면적 및 점성효과에 의한 경계층성장률 모두 고려하여 수정되어야 한다.

만일 카울의 각도를 세 번째 중심콘과 평행하도록 설정하는 경우 카울에서 발생하는 팽창파가 더욱 심화되므로 낮은 마하수 조건에서의 성능이 악화된다. 이는 본 흡입구의 적용 마하수영역이 지나치게 넓기 때문에 발생하게 되는 제한성으로 볼 수 있으며, Trade-off study를 통해 조정되어야 한다.

Fig. 3(b)는 설계점인 Mach 5 조건에서의 마하수 분포를 나타내고 있다. 그림에서 나타난 바와 같이 흡입구 중심콘에서 발생한 3개의 충격파 모두 카울의 전단에 잘 일치하고 있어 이상적인 충격파 배치를 보여주고 있다.

Fig. 3(c)는 Mach 8 조건에서의 마하수 분포를 보여주고 있다. 이 경우도 중심콘에서 발생한 3개의 충격파가 카울의 전단에 일치하고 있어 포획면적비가 높게 확보되었다. 그러나 중심콘의 전진으로 인해 드러난 중심콘의 수평구간에서 팽창파가 발생하고, 이 팽창파가 후단의 충격파

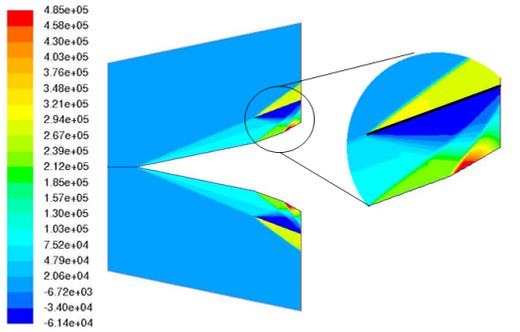
와 만나 일부 상호작용이 일어나고 있다. Fig. 4에는 Fig. 3과 동일한 조건에서 수행된 전산해석 결과 중 정압력 분포를 나타냈다. Fig. 4(a)~(c)에 나타난 바와 같이 충격파의 배치가 Fig. 3과 동일하게 나타나고 있으며, Mach 3 조건 및 8 조

건의 경우에는 충격파 및 팽창파의 상호작용으로 흡입구 출구 측의 압력변화가 두드러지게 나타나고 있음을 알 수 있다. 흡입구 카울 안쪽에 배치되는 격리부(Isolator) 및 목면적구간은 이러한 유동불균형성이 보정될 수 있도록 설계되어야 한다.

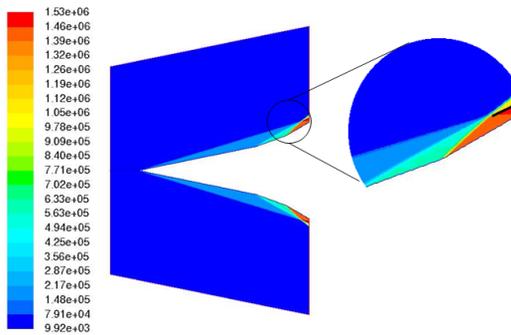
포획면적비와 더불어 흡입구의 중요한 성능지수 중 하나는 전압력 회복률이다. 본 흡입구의 Mach 3 및 8 조건에서와 같이 충격파 및 팽창파 간의 상호작용이 복잡하게 나타나는 경우에는 이러한 영향을 고려하지 않고 단순히 Taylor-Maccoll의 관계식을 이용한 준 1차원 해석 방법으로는 전압력 회복률을 정확하게 산출하기 어렵다.

따라서, 본 흡입구의 정확한 성능지수를 확인하기 위해 전산해석데이터를 이용하여 전압력 회복률 및 흡입구 출구마하수 값을 산출하고, 준 1차원 해석을 통한 예측치와 함께 비교하여 Table 4에 나타냈다.

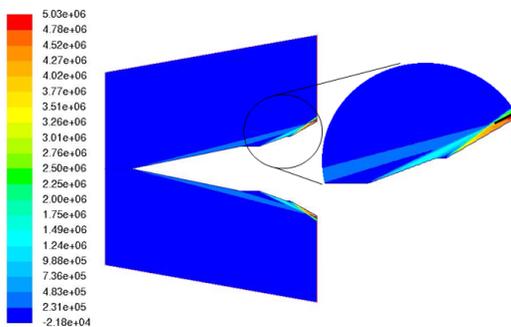
Table 4에 나타난 바와 같이 충격파 및 팽창파의 상호작용을 고려하지 않은 준 1차원 해석 예측치와 전산해석결과와는 다소 차이가 있다. Mach 3의 결과에서는 팽창파의 영향이 강하여, 전압력 회복률은 서로 유사한 값을 보였으나, 출구마하수는 전산해석값이 준 1차원 해석 예측치보다 높게 나타났다. 설계점인 Mach 5의 경우에는 전압력 회복률과 출구마하수가 준 1차원 해석 예측치와 유사하게 나타났다. 충격파 반사의



(a) Flight Mach number = 3.0



(b) Flight Mach number = 5.0



(c) Flight Mach number = 8.0

Fig. 4 Static pressure contours around the inlet according to different flight Mach number.

Table 4. Quasi-1D analysis and CFD results comparisons.

Inlet Mach number	3.0	5.0	8.0
Outlet Mach number (Q1D)	1.95	2.96	3.88
Outlet Mach number (CFD)	2.8	2.93	3.3
Total pressure recovery (Q1D)	0.97	0.87	0.59
Total pressure recovery (CFD)	0.94	0.81	0.32

영향이 큰 Mach 8의 경우에는 전압력회복률과 출구마하수 모두 준 1차원 예측치보다 다소 낮게 나타났다. 따라서, 흡입구 형상설계 이후에는 다양한 마하수 조건에 대해서 전산해석을 수행하고 그 결과로부터 흡입구 성능지수 맵 및 제어로직을 설정해야한다.

#### 4. 결 론

본 연구를 통하여 Mach 3~8까지 넓은 마하수 영역에서 적용이 가능한 흡입구의 형상설계를 수행하고 그 설계방법론에 대해 고찰하였다.

설계 흡입구는 중심콘의 이동으로 포획면적비를 조절하는 축대칭 가변흡입구를 기본 개념으로 설정하였으며, 중심콘 및 충격파 각도와 이를 이용한 기하학적 관계식으로부터 흡입구 형상을 결정하였다. 또한 전산해석을 수행하여 Mach 3~8까지의 영역에서 흡입구 중심콘에서 발생한 충격파가 올바르게 배치되는 것을 확인하였다. 흡입구 내 충격파 및 팽창파의 상호작용이 복잡하게 나타나는 경우, 준 1차원 해석결과와 전산 해석결과가 다소 차이가 있으므로, 전산해석 결과를 기반으로 하여 흡입구 성능지수 맵 및 제어로직을 설정해야한다.

#### 후 기

이 논문은 2014년도 세종대학교 교내연구비 지원에 의한 논문임.

#### References

1. Fry, R.S., "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," *Journal of propulsion and power*, Vol. 20, No. 1, pp. 27-58, 2004.
2. Kokan, T., Olds, J.R., Hutchinson, V. and Reeves, J.D., "Aztec: A TSTO Hypersonic Vehicle Concept Utilizing TBCC and HEDM Propulsion Technologies," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, F.L., U.S.A., AIAA 2004-3728, July 2004.
3. Young, D.A., Kokan, T., Clark, I., Tanner, C. and Wilhite, A., "Lazarus: A SSTO Hypersonic Vehicle Concept Utilizing RBCC and HEDM Propulsion Technologies," *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Canberra, Australia, AIAA 2006-8099, Nov. 2006.
4. Kang, S.H. and Lee, S.Y., "Weight Reduction of the Reusable Launch Vehicles using RBCC Engines," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 3, pp. 56-66, 2013.
5. Conners, T.R., "Predicted Performance of a Thrust-Enhanced SR-71 Aircraft with an External Payload," NASA Technical Memorandum 104330, 1997.
6. 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.
7. Kang, S.H., Lee, Y.J. and Yang, S.S., "Model Scramjet Design for Ground Test," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 5, pp. 1-13, 2007.
8. Seddon, J., *Intake Aerodynamics*, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, U.S.A., 1985.
9. Liepmann, H.W. and Roshko, A., *Elements of Gasdynamics*, John Wiley & Sons, Inc. New York, N.Y., U.S.A., 1957.
10. Connors J.F. and Meyer, R.C., "Design Criteria for Axisymmetric and Two-dimensional Supersonic Inlets and Exits," NACA TN 3589, 1956.