스크램제트 엔진 흡입구의 기본설계 연구

강상훈* · 이양지* · 양수석**

Preliminary Design Study of the Scramjet Engine Intake

Sang Hun Kang* · Yang Ji Lee* · Soo Seok Yang**

ABSTRACT

For the development of Scramjet engine technology, intake designing processes are investigated. The basic geometry is determined by the inviscid relation such as shock wave relations and geometric relations. Furthermore, bleed duct is installed for preventing boundary layer development and shock wave impingement. Performance of the designed intake is validated by numerical analysis. As a result, double- wedge intake showed better characteristics in total pressure recovery than single-wedge intake.

초 록

극초음속 비행체의 엔진으로 주목받고 있는 스크램제트 엔진의 핵심기술 개발을 위해 엔진흡입구의 설계방법에 대해서 연구하고 두 가지 형태의 흡입구를 설계하였다. 기본 외형은 충격파 관계식을 비롯한 비점성 관계식 및 기하학적 관계식을 통하여 설정하였고 점성효과를 고려한 배출덕트를 설치하였다. 설계된 흡입구는 전산해석을 통해 설계의 적합성 및 성능을 검증하였다. 전산해석 결과, 이중쐐기형 흡입구는 단일쐐기형 흡입구보다 전압력회복율과 유량손실측면에서 우수한 성능을 보였다.

Key Words: Scramjet, Intake(흡입구), Pressure Recovery(전압력 회복율), Bleed Duct(배출 덕트), Shock Wave(충격파), HyShot Program

1. 서 론

극초음속 비행체의 개발은 우주발사체 분야에서 뿐만 아니라 지구촌 1일 생활권화를 통한 생활혁신의 측면에서도 많은 이들의 관심을 불러일으키고 있다. 대표적인 극초음속엔진인 로켓은 연료 및 산화제 탑재로 인해 발사비용이 매우 고가일 뿐만 아니라 재사용이 불가능한 경우가 많다. 이에 비해 스크램제트 엔진은 공기흡입식이므로 산화제 탑재가 불필요하고 재사용이 가능하므로 TSTO (Two Stage To Orbit)의 1단 추진기관의 역할을 수행하거나 극초음속 항공기엔진으로 매우 적합한 엔진이라고 할 수 있다.

이러한 스크램제트 엔진에 관한 연구는 그동안 많은 국가에서 수십 년간 시도되어 오고 있었으며, 최근 들어 전산유체역학 및 극초음속 풍

† 2005년 7월 1일 접수 ~ 2005년 8월 4일 심사완료
* 정회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹
** 종신회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹
연락저자, E-mail: aeroksh@kari.re.kr

동을 통한 엔진설계기술이 발달하면서 기술발전 속도가 급격하게 빨라지고 있다. 1960년대부터 스크램제트엔진에 관한 연구를 주도해온 미국은 Hyper-X 프로그램을 통해 2004년 X-43A의 비행시험을 성공적으로 수행하였다. B-52 폭격기와 Pegasus 로켓을 이용한 시험에서 X-43A는 마하 9.8의 속도로 10초간 비행하는 데 성공하였다. 이에 앞서 호주를 비롯한 6개국의 국제공동연구팀은 HyShot 프로그램을 통해 2002년 HyShot II의 비행시험을 성공적으로 마쳤으며 이후 지속적인 개발이 이루어질 전망이다. 이밖에 일본, 프랑스 등의 국가들도 자체개발 및 국제협력개발을 통해 경쟁적으로 스크램제트엔진개발을 서두르고 있다[1].

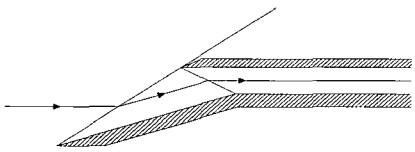
현재 한국항공우주연구원에서는 이러한 선진국들의 개발움직임에 맞춰 자체적으로 스크램제트엔진개발을 위한 연구를 수행하고 있으며 본 연구 또한 이러한 노력의 결과이다.

스크램제트엔진은 램효과(Ram Effect)를 이용하여 공기를 압축하여 흡입하므로 별도의 압축기가 필요치 않지만 그만큼 엔진흡입구가 압축기의 역할을 수행하여야 하므로 올바른 흡입구의 설계가 필수적이다. 또한 초음속 연소를 통하여 추력을 얻는 스크램제트엔진의 특성상 연료 및 산화제의 혼합 및 점화현상 역시 중대한 요소가 되며 이를 위해서는 엔진흡입구를 통하여 연소기로 유입되는 공기가 일정 조건을 반드시 만족해야 한다. 따라서 이러한 엔진흡입구의 올바른 설계는 전체 스크램제트 엔진설계의 성패를 좌우하는 중요한 분야라고 할 수 있다.

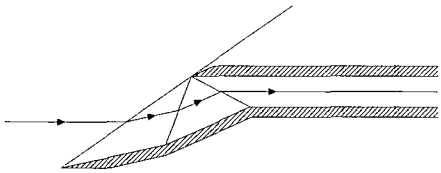
초음속엔진흡입구는 압축방식에 따라 외부압축형(External Compression Type), 내부압축형(Internal Compression Type) 그리고 혼합압축형(Mixed Compression Type)으로 나눌 수 있다[2]. 극초음속영역을 침범하지 않는 한도에서 가장 일반적인 초음속 흡입구는 외부압축형 흡입구이다. 이 형태는 충격파가 흡입구 외부에 위치, 공기가 외부에서 압축되어 흡입된다. 터보제트엔진과 램제트엔진 수준에서는 이러한 형태가 많이 사용되지만, 극초음속 영역에 가까워질수록 외부조파저항력(External Wave Drag)이 급격하게 증가하므로 스크램제트엔진에서는 잘 사용하지 않는다. 내부압축형흡입구는 충격파가 흡입구 내부에 위치하여 내부에서 공기를 압축하는 방식이다. 극초음속엔진을 포함한 고속추진엔진에 적합하지만, 흡입구 내부에서 경계층이 일정이상 발달하는 경우 박리(Separation) - 질식(Choking) - 불시동(Unstart)을 유발할 위험성이 많다. 불시동 방지법으로 가변형상 (Variable Geometry)을 이용하거나 다공 흡입구 (Perforated Intake)를 이용하는 방법이 있으나 가변형상의 경우 섬세한 제어가 어렵고 다공흡입구의 경우 유량손실이 많다는 단점이 있다.

독일은 Hypersonics Technology Program (1993-1996)하에 DASA-M과 RWTH Aachen이 공동으로 내부압축형 흡입구에 관한 연구를 수행하였다. 흡입구를 개발하는 과정에서 불시동문제가 발생하였고 이를 해결하기 위해 가변형상으로 변환을 시도하였으나 중도에 예산문제로 프로그램이 종료되었다[3]. 호주의 경우에도 내부압축형 흡입구에 관한 연구를 수행한 바 있으나 받음각(Angle of Attack)에 따라 경계층 발달 특성이 급변하여 불시동문제가 발생했다[4]. 이후 설계 변경을 통해 혼합압축방식의 흡입구를 채택하였으며 2002년 HyShot II의 비행시험에서는 혼합압축형 흡입구를 사용하여 성공적으로 시험을 마쳤다[5, 6]. 일본은 내부압축형 흡입구의 불시동문제를 해결하기 위하여 다수의 구멍(Bleed hole)을 뚫고, 연료이중분사 (Two-Staged Injection)를 적용하였다. 그러나 독자참여 예정인 HyShot IV에서는 자체개발한 엔진을 사용하지 않고 혼합압축형의 흡입구를 사용하여 비행시험을 수행할 예정이다[7]. 따라서 호주 및 일본의 경우는 혼합압축형 흡입구의 가능성에 무게를 두고 있는 것으로 판단할 수 있다.

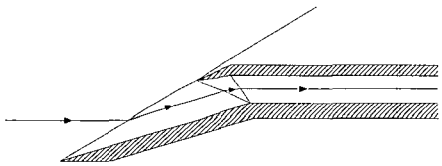
호주, 일본 등이 HyShot 프로그램에서 채택하고 있는 혼합압축형 흡입구는 충격파를 흡입구 내부 및 외부에 모두 배치하여 공기를 압축한다. 이러한 방식으로 외부압축형이 갖는 조파저항문제를 보완하고 내부압축형이 갖는 불시동문제



(a) Single-wedge Intake



(b) Double-wedge Intake



(c) Cowl-angled Intake

Fig. 1 Three Types of Mixed Compression Intake

를 완화시킨다. 이러한 혼합압축형 흡입구는 이중쐐기(Double-Wedge)를 배치하여 외부압축형의 효과를 강화하거나 카울각(Cowl Angle)을 주어 내부압축형의 효과를 증진시킬 수 있다.

이러한 압축방식에 따른 세 가지 형태분류와 별도로, 흡입구는 정면방향에서의 모양에 따라 축대칭 콘 형태(Axisymmetric Cone Type), 타원형태 (Elliptic Type) 그리고 2차원 사각 형태(Two-dimensional Rectangular Type) 등으로 나뉠 수 있다[8]. 이러한 형상은 엔진의 용도, 비행체 또는 탑재물의 형상에 따라 다양하게 바뀔 수 있으나 기본적으로 2차원 사각 형태의 흡입구가 경계층 및 박리현상 문제에 있어서 유리한 것으로 알려져 있다[3].

따라서 본 연구에서는 제작이 쉽고 각 흡입구의 단점을 보완한 2차원형태의 내부압축방식의 흡입구를 채택하여 기본설계를 수행하고 전산해석을 통한 검증 및 성능분석을 수행하였다.

2. 흡입구의 기본형태

Figure 1에는 다양한 형태의 혼합압축형 흡입구의 개략적인 형상을 도시하였다. Fig. 1 (a)에 나타낸 흡입구는 가장 간단한 형태의 혼합압축형 흡입구로서 호주의 HyShot II 에 사용되었고 일본의 HyShot IV에도 적용될 예정이다. 그림에 나타난 바와 같이 단일 쐐기 전단에서 발생한 충격파는 상부카울전단에 일치하게 되고 카울전단에서 발생한 충격파는 연소기 입구가 시작되는 꺽임점과 만나게 된다. 따라서 공기는 2개의 충격파를 거쳐 압축되어 연소기로 공급된다. 이때 충격파의 반사현상 및 경계층 발전을 방지하기 위해서 배출덕트(Bleed Duct)를 두어야하지만 이는 다음 항목에서 다루기로 한다. 이렇게 간단한 형태의 흡입구는 쐐기 및 카울에 변화를 주어 특성변화를 얻을 수 있다. Fig. 1 (b) 에 도시한 흡입구는 이중쐐기를 적용한 예이다. 이 경우에는 공기가 충격파 3개를 거친 후 연소기에 공급되므로 이론적으로 보다 높은 전압력회복율을 갖게된다. 그러나 외부압축형 흡입구의 특성이 강해진 만큼 조파저항측면에서 특성이 나빠질 수 있다. Fig. 1 (c)에 도시한 흡입구는 카울각을 주어 특성을 변화시킨 경우이다. Fig. 1 (b)와 마찬가지로 3개의 충격파를 사용하므로 보다 높은 전압력회복율을 갖게되며 조파저항측면에서도 유리하다고 할 수 있다. 그러나 내부압축형 흡입구의 특성이 강해진 만큼 경계층 발전의 측면에서는 불리한 점이 있을 수 있다.

본 연구에서는 가장 기본적인 형태인 Fig. 1 (a)의 형태와 이중쐐기를 이용한 Fig. 1 (b)의 형태에 대하여 기본 설계를 수행하고 그 특성을 비교하였다.

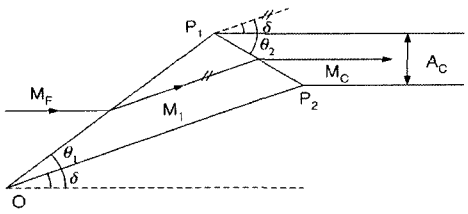
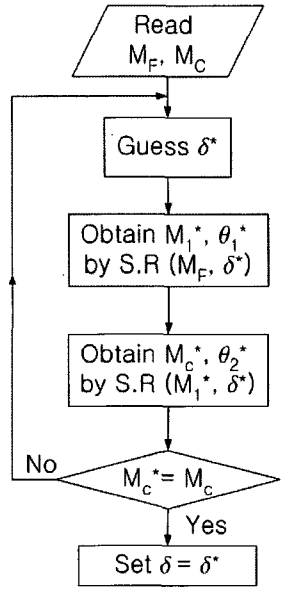


Fig. 2 Schematic of Single-wedge Intake Dynamics



※ S.R : Shock wave Relation

Fig. 3 Processes of Wedge Angle Determination for Single-wedge Intake

3. 기본설계의 방법 및 결과

스크램제트 엔진 흡입구의 최적설계를 위해서는 다음과 같은 설계 변수들을 고려하여야 한다.

(i) 비행 마하수 (Flight Mach Number, M_F)
(ii) 연소기 입구 마하수 (Combustor Inlet Mach Number, M_C)
(iii) 연소기 입구 면적 (Combustor Inlet Area, A_C)
(iv) 포획 면적비 (Capture Area Ratio, CA)
(v) 전압력 회복율 (Total Pressure Recovery, PR)

위의 변수들은 흡입구 성능에 매우 중요한 역할을 하는 변수이지만 모든 변수를 원하는 값으로 고정하여 사용할 수는 없다. 본 연구에서는 (i)~(iv)까지의 변수를 고정하여 설계하고 나머지 변수의 특성을 살펴보았다.

3.1 비점성 관계식에 의한 기본 형상

앞서 소개한 설계 변수 중, M_F, M_C 및 A_C 를 입력변수로 두고 CA = 1로 두면 충격파 관계식을 비롯한 비점성관계식을 통하여 기본 형상을 구할 수 있다. 단일쐐기형과 이중쐐기형에 따른 기본설계 방법은 다음과 같다.

3.1.1 단일쐐기형

Figure 2에는 단일쐐기형 흡입구로의 유동변화를 도시하였다. MF 로 유입되는 공기는 각도 δ의 쐐기를 만나 굴절되어 마하수 M1이 된 후 유동방향에 대해 (- δ)의 각을 갖는 카울을 만나 마하수 MC로 연소기로 수평유입된다. 따라서 MF와 MC를 고정하고 쐐기각을 추정값 δ*으로 두면 경사 충격파 관계식 (Oblique Shock Wave Relation)에 따라 임시값 M1*과 MC*을 구할 수 있다. MC*가 MC와 같아질 때까지 δ*를 변화시키면 설계 요구조건을 만족하는 δ를 얻을 수 있다. 이를 간략하게 도시하면 Fig. 3과 같다.

쐐기각 δ를 구한 후에는 기하학적 관계식에 의해서 카울전단점(P1) 과 쐐기꺾임점(P2)를 구할 수 있다 (Fig. 2 참조).

쐐기의 전단점 O를 원점으로 두고 각 꼭지점 Pn의 좌표를 (xn, yn)라 두면 직선 OP1과 OP2의 식에 의해서 다음의 관계식이 성립한다.

$$y_1 = tan\theta_1 x_1 \quad (1)$$

$$y_2 = tan\delta x_2 \quad (2)$$

또한 연소기 입구 면적 Ac 를 고정하였으므로,

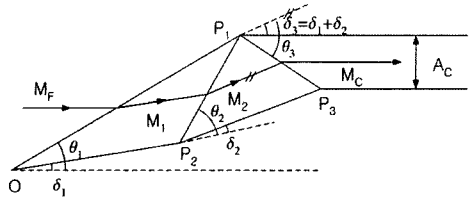
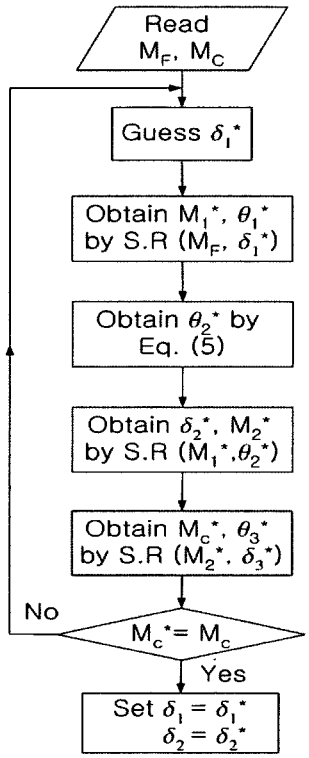


Fig. 4 Schematic of Double-wedge Intake Dynamics



※ S.R : Shock wave Relation

Fig. 5 Processes of Wedge Angle Determination for Double-wedge Intake

$$y_1 - y_2 = A_c \qquad (3)$$

가 되며 직선 P_1P_2의 기울기에서

$$\frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} = -\tan(\theta_2 - \delta) \qquad (4)$$

이다. (x1, y1)과 (x2, y2)를 구하기 위한 4개의 방정식 (Eq. 1-4)이 성립되었으므로 연립하여 해를 구할 수 있다.

3.1.2 이중쐐기형

Figure 4에는 이중쐐기형 흡입구로의 유동변화를 도시하였다. 이중쐐기형인 경우에는 쐐기각이 2개 (δ1, δ2)이므로 단일쐐기형 흡입구의 경우보다 설계방법이 약간 복잡하지만 기본적인 접근방법은 동일하다. 마하수 MF의 유동은 δ1의 쐐기를 만나 굴절되어 M1의 마하수를 갖게 되고 δ2의 쐐기를 통해 재굴절되어 마하수 M2가 된다. δ1과 δ2에 의해서 굴절된 유동이 카울을 만나 수평방향으로 원상복귀되므로 카울은 δ3(= δ1 + δ2)의 각을 갖는 쐐기와 같은 역할을 한다.

MF와 Mc를 고정하고 1차 쐐기각을 추정값 δ_1^*으로 두면 경사충격파 관계식에 따라 임시값 M_1^* 과 Θ_1^*을 구할 수 있다. Oswatitsch (1944)에 의하면 다수의 충격파를 이용하여 공기를 압축하는 경우, 최대 전압력회복율을 갖기 위해서는 각 충격파사이에 다음의 식을 만족해야한다 [2].

$$M_F \sin\theta_1 = M_1 \sin\theta_2 \qquad (5)$$

따라서, 이로부터 Θ_2^*를 구할 수 있으며, 동시에 경사충격파 관계식에 의해 Θ_2^*의 충격파를 유발하는 2차 쐐기각 δ_2^*와 M_2^*을 구할 수 있다. 또한 δ_3^*(= δ_1^* + δ_2^*)는 아는 값이 되므로 이로부터 Θ_3^*와 M_C^*을 구할 수 있다. 따라서 M_C^*와 M_C가 같아질 때까지 δ_1^*을 변화시켜 시행착오기법(Trial and Error Method)을 사용하면 설계조건을 만족하는 δ_1과 δ_2를 구할 수 있다. 이를 간략하게 도시하면 Fig. 5와 같다.

쐐기각 δ_1과 δ_2를 구한 후에는 단일쐐기형과 같이 기하학적 관계식에 의해 카울전단점 P_1과 쐐기꺽임점 P_2, P_3를 구할 수 있다(Fig. 4 참조).

직선 P_2P_1과 P_2P_3의 식에 의해서 다음의 식이 성립한다.

$$y_1 = \tan(\delta_1 + \theta_2)(x_1 - x_2) + y_2 \qquad (6)$$

$$y_3 = \tan(\delta_1 + \delta_2)(x_3 - x_2) + y_2 \qquad (7)$$

또한 연소기 입구 면적 Ac 를 고정하였으므로,

$$y_1 - y_3 = A_c \qquad (8)$$

가 되며 직선 P1P3의 기울기에서

$$\frac{y_3 - y_1}{x_3 - x_1} = -\tan(\theta_3 - \delta_3) \qquad (9)$$

가 된다. 그리고 직선 OP1과 OP2의 식에 의해서 아래와 같은 식이 성립한다.

$$y_1 = \tan\theta_1 x_1 \qquad (10)$$

$$y_2 = \tan\delta_1 x_2 \qquad (11)$$

(x1, y1) 부터 (x3, y3) 까지 6개의 미지수를 구하기 위한 6개의 방정식 (Eq. 6-11)이 성립되었으므로 연립하여 해를 구할 수 있다.

3.1.3 형상의 검증

앞서 설명한 방법을 이용하여 다음의 설계점에 대해 기본 설계를 수행하였다.

(i) 비행 마하수, M_F=6.0
(ii) 연소기 입구 마하수, M_C=2.0
(iii) 연소기 입구 면적, A_C=10mm

포획면적비 CA는 설계점에서 자동적으로 1이 되며 전압력 회복율은 설계 후 검증과정에서 확인할 수 있다.

주어진 설계조건을 이용하여 설계된 흡입구의 형상은 다음의 꼭지점 좌표로 결정되었다.

- 단일쐐기형 흡입구
  P_1=(127,73), P_2=(160,63) (Fig. 2 참조)
- 이중쐐기형 흡입구
  P_1=(383,125), P_2=(276,51), P_3=(418,115)
  (Fig. 4 참조, 단위 : mm)

카울의 내부 및 외부가 이루는 각은 충격파가 이격되지 않을 정도이면 되므로 약 24°로 두었다.

이렇게 설계된 흡입구는 CFD-FASTRAN을 이용하여 수치적으로 해석 검증하였다. 이 때 점성효과를 무시하여 오일러방정식을 적용하였다. 수치해석 기법으로는 Roe의 근사 리만해법과 Van Leer Limiter를 이용한 TVD기법을 사용하였으며 외재적 Runge-Kutta 기법을 적용하였다.

Fig. 6와 7에는 설계된 2가지 형태의 흡입구에

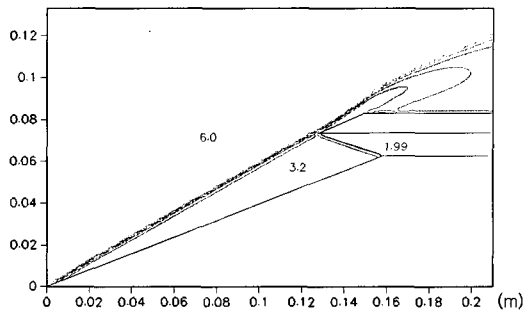


Fig. 6 Mach Contours around Single-wedge Intake (No Viscous Effect)

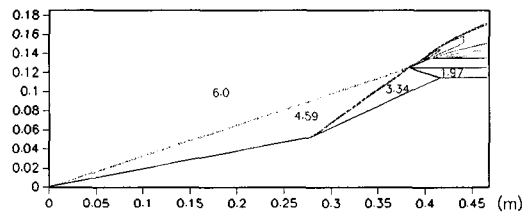


Fig. 7 Mach Contours around Double-wedge Intake (No Viscous Effect)

대하여 유동의 형태를 마하 분포도 (Mach Contour)를 이용하여 도시하였다. 이 때 입구 경계조건으로 P=2,500Pa, T=298K M_F=6.0으로 두었고 출구경계조건은 외삽법(Extrapolation)을 적용하였다. 그림에서 나타난 바와 같이 설계점에서 충격파의 각도가 예측한 바대로 잘 나타났으며 연소기 입구 마하수 또한 1.99, 1.97로서 설계점 2.0에 크게 벗어나지 않아 올바르게 설계 되었음을 알 수 있다. 이렇게 설계된 2가지 흡입구의 근본적인 차이점은 공기압축을 위해 동원되는 충격파의 개수와 전체적인 흡입구의 크기이다. 전압력회복율은 충격파의 개수에 비례하므로 이 두 가지 흡입구의 성능은 전압력회복율에서 차이를 보인다. 단일쐐기형 흡입구의 경우 전압력이 3,947,194Pa (P=2,500Pa, M=6.0)에서 864,210Pa (P=112,181Pa, M=1.99) 로 낮아져 전압력회복율 21.9%를 보였으나, 이중쐐기형의 경우에는 전압력이 3,947,194Pa (P=2,500Pa, M=6.0)에서 1,514,570.5Pa (P=202,808Pa, M=1.97)이 되

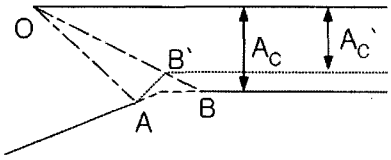


Fig. 8 Schematic of Bleed Duct Installation

어 38.4%의 전압력회복율을 나타내 큰 차이를 보였다. 참고로 호주의 HyShot II에 사용된 흡입구는 비행마하수 6.75와 연소기 입구 마하수 3.0의 조건에서 약 39%의 전압력회복율을 보였다[9].

이중쐐기형 흡입구는 전압력회복율 측면에서 단일쐐기형 흡입구보다 더 좋은 성능을 나타냈으나 그 크기에 있어서는 길이 약 0.4m로서 0.15m정도의 단일쐐기형 흡입구보다 매우 길다. 이러한 크기의 차이는 테스트 설비의 한계가 있을 경우 문제가 될 수 있으므로 중요한 고려대상으로 포함하여야 할 것이다.

3.2 점성효과 및 받음각을 고려한 배출덕트의 설정

3.2.1 배출덕트의 필요성

앞선 항목에서는 점성효과를 배재한 상태에서 기본설계를 수행하였다. 그러나 점성효과로 인한 경계층의 성장은 충격파의 각도에 영향을 주어 흡입구의 포획면적비를 변화시킬 뿐만 아니라 박리현상이 발생할 경우 불시동문제를 유발하기도 한다. 따라서 이를 고려하지 않은 상태에서의 흡입구 설계는 무의미하다고 할 수 있다. 또한 앞선 설계상에서 고려하지 않았던 흡입구 받음각의 영향은 경우에 따라 중요한 문제를 초래한다. 흡입구 받음각의 변화로 인해 카울전단에서 발생한 경사충격파가 쐐기의 경사부분에 맞닿을 경우 수직충격파(Normal Shock Wave) 또는 강한 경사충격파(Strong Oblique Shock)가 발생할 수 있다. 이러한 충격파들은 유동을 아음속으로 전환시키며 불시동이 원인이 될 수 있다.

배출덕트 (Bleed Duct)의 설치는 이러한 점성효과의 부정적인 작용 및 반사충격파 문제를 동시에 해결할 수 있는 매우 간단한 방법이다. 쐐기에서 발생한 경계층은 배출덕트를 통해 분리되며 카울전단에서 발생하는 충격파 또한 이 덕트에 의해 반사현상이 방지된다.

3.2.2 배출덕트의 설치

Figure 8에는 배출덕트의 배치개념도로서 흡입구 카울 전단 부분을 확대하여 도시하였다. 앞선 비점성 관계식을 이용하여 설계된 형상에서 받음각이 음(Negative)일 때 발생하는 충격파를 직선 OA로 두고 받음각이 양(Positive)일 때 발생하는 충격파를 OB로 두자. 직선 AB의 공간에 덕트를 설치하면 가장 간단한 배치가 될 수 있으나 이 경우 덕트의 면적이 크므로 손실유량이 많다. 따라서 덕트입구를 기울여 직선 AB`에 덕트를 배치하면 손실유량을 줄이면서도 배출덕트의 역할을 제대로 수행할 수 있다. 그런데, AB`에 배출덕트를 설치할 경우에는 연소기 입구면적 AC가 AC`로 감소하게 된다. 따라서 이러한 입구면적 감소를 고려하여 AC를 충분히 넓게 설정하고 배출덕트의 기울임정도를 조절하여 원하는 AC`가 얻어지도록 시행착오방법(Trial and Error)을 사용하여야한다.

이 밖에 설계 과정 중에서 다음의 사항들은 시행착오방법 상에서 반영하고 전산해석을 통해 검증하여 고려하여야 한다.

(i) 경계층 발생으로 인한 충격파 경사각의 오차를 고려한다.

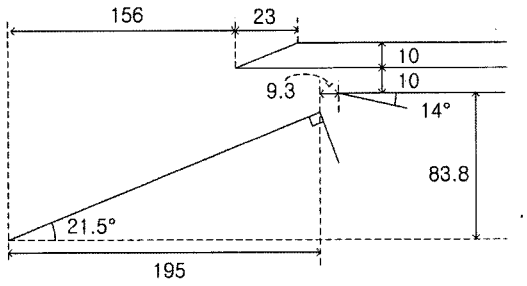
(ii) 음의 받음각일 때 발생되는 경사충격파와 배출덕트 입구사이에 경계층이 빠져나갈 수 있는 공간을 확보한다.

(iii) 배출덕트의 하류방향 경계면은 카울에서 발생하는 충격파와 만나지 않도록 충격파 각보다 약간 작은 각을 갖는 쐐기의 형태를 갖도록 한다.

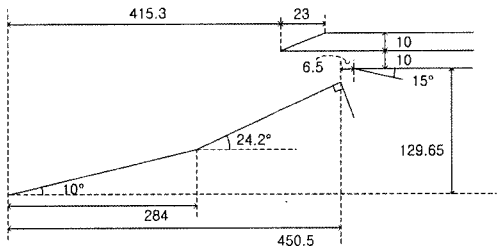
3.3 기본설계 형상확정 및 성능평가

3.3.1 형상의 검증

비점성관계식을 통해 기본 형상의 틀을 결정하고 점성을 고려한 배출덕트를 고려하여 설계



(a) Single-wedge Intake



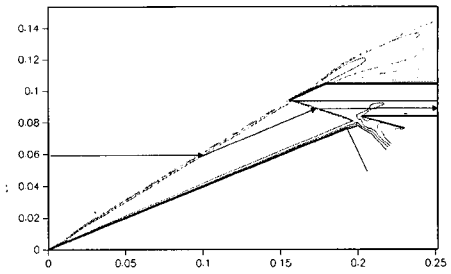
(b) Double-wedge Intake

Fig. 9 Configurations of Designed Intake

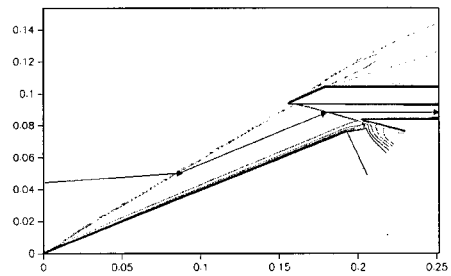
를 완성하였다. 이 때 설계조건은 비점성 관계식을 통한 설계에서 사용한 조건과 동일하게 적용하였으며 ± 4°의 받음각에서도 작동이 가능하도록 설계하였다. 완성된 설계형상은 Fig. 9 에 나타난 바와 같다.

설계된 흡입구는 CFD-FASTRAN을 이용하여 수치적으로 해석 검증하였다. 앞선 비점성 관계식을 통한 설계의 검증과 달리 본 검증에서는 점성 난류 효과를 고려한 Navier-Stokes 방정식을 적용하였다. 난류해석을 위해 Menter's SST k-w 모델을 적용하였으며 그 밖의 수치해석 기법 및 경계조건은 전과 동일하다.

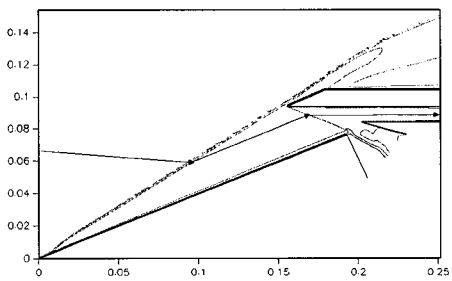
Figure 10은 단일쐐기형 흡입구에 대한 수치해석 결과이다. Fig. 10 (a)에는 받음각 0°일 때의 마하수 분포도를 나타냈으며 (b)와 (c)에는 받음각 +4°, -4°의 경우를 각각 나타냈다. 그림에서 살펴볼 수 있듯이 설계조건인 받음각 0° 에서 충격파의 각도 및 위치가 예측한 바대로 나타났



(a) Angle of Attack = 0°



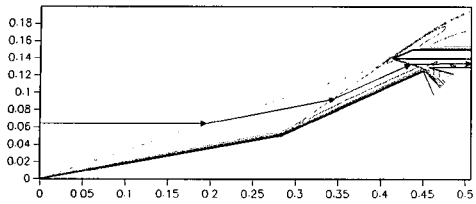
(b) Angle of Attack = 4°



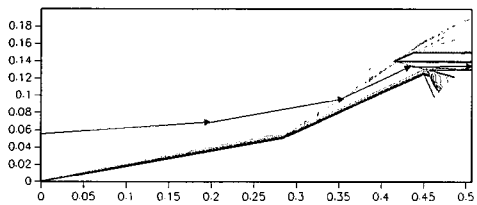
(c) Angle of Attack = -4°

Fig. 10 Mach Contours around Single-wedge Intake with Different Angle of Attack

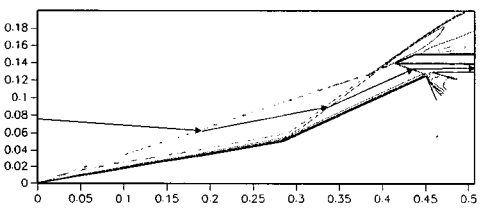
으며 받음각 ± 4°에서는 카울전단에서 발생한 충격파가 배출덕트를 통해 빠져나가고 있어 올바르게 설계 되었음을 알 수 있다. Fig. 11은 이중쐐기형 흡입구에 대한 수치해석 결과이다. 설계조건인 받음각 0°의 경우를 보면 충격파의 위치 및 교차점이 카울전단과 정확하게 일치하지는 않고 있다. 이 오차는 경계층에 의한 충격파 각도의 변화에 기인한다. 경계층과 충격파간의 상호작용에 관한 연구는 현재까지도 활발하게



(a) Angle of Attack = 0°



(b) Angle of Attack = 4°

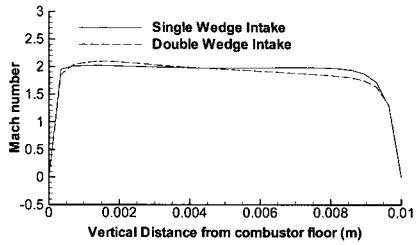


(c) Angle of Attack = -4°

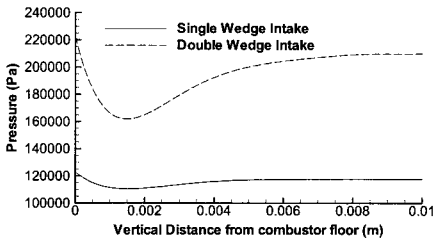
Fig. 11 Mach Contours around Double-wedge Intake with Different Angle of Attack

연구되고 있는 분야 중에 하나로 본 설계과정에서 간단하게 적용하기에는 무리가 있다[10, 11]. 흡입구에서 발생하는 경계층은 흡입구 표면의 거칠기 등에도 매우 민감하게 반응하므로 충격파각도도 그만큼 변화가능성이 있다. 따라서 최종적인 설계를 위해서는 실험과 수치해석의 병행을 통한 보완작업이 필수적이라 하겠다. 본 검증계산에서는 포획면적비가 거의 1에 가까운 정도로 나타나고 있으므로 양호하게 설계되었다고 볼 수 있다. 받음각 ± 4°의 경우에도 카울전단에서 발생한 충격파가 배출덕트를 통해 빠져나가 원하는 조건을 만족하도록 설계되었다.

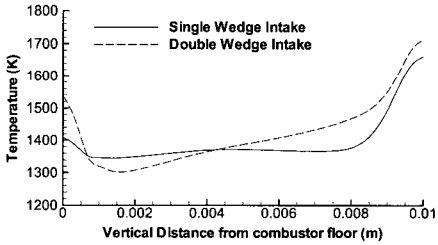
3.3.2 설계 흡입구의 성능



(a) Mach Number Distribution



(b) Pressure Distribution



(c) Temperature Distribution

Fig. 12 Physical Properties Distribution along the Combustor Inlet

설계된 흡입구는 수치해석을 통해 그 성능을 상세히 분석하였다. Fig. 12에는 설계점(P=2,500Pa, T=298K, MF=6.0, 받음각 0°)에서 연소기 입구의 여러 물리량 분포를 도시하였다. 이때 연소기 입구는 배출덕트 경계에서 1mm 안쪽을 말한다. Fig. 12 (a)에 나타낸 것은 마하수 분포이다. 그림에서 살펴볼 수 있듯이 두 가지 형태의 흡입구 모두 설계조건인 MC=2.0을 잘 만족하고 있다. Fig. 12 (b)에는 압력분포를 도시하였다. 이중쐐기형 흡입구의 경우 단일쐐기형 흡

Table 1. Comparisons of Intake Performances

	Double-wedge	Single-wedge	HyShot II
Pressure Recovery(%)	37 %	22.3 %	39 %
Initial Mass Flow	8.47 kg/m.s	5.69 kg/m.s	6.17 kg/m.s
Mass Flow Loss	0.87 kg/m.s	1.43 kg/m.s	1.2 kg/m.s
Net Mass Flow	7.6 kg/m.s	4.26 kg/m.s	4.97 kg/m.s
Mass Flow Loss Ratio	10.3 %	25 %	19.4 %

입구와 동일한 마하수를 가지면서도 압력은 높게 유지하고 있어 전압력 회복율이 높게 나타나고 있음을 알 수 있다. 이 때 연소기 바닥근처에서 압력이 낮아졌다가 다시 상승하는 이유는 연소기 입구 근처에서 유로가 꺾이면서 유동이 팽창하였다가 연소기 바닥면에서 다시 압축되기 때문이다. 이러한 양상은 HyShot II 흡입구에도 동일하게 관찰되고 있다[9]. 이러한 압력분포는 연소기 바닥면 전단의 모양 및 유속에 따라 경사충격파 또는 궁형충격파가 발생할 수도 있으므로 반드시 일정한 패턴을 갖는 것은 아니다[4]. Fig. 12 (c)에는 온도분포를 나타냈다. 두 가지 흡입구 모두 평균 온도 약 1400K를 보여주고 있어서 연소기에서 자연발화를 일으키는데 충분한 조건을 갖추고 있음을 알 수 있다. Table 1에는 여러 흡입구에 따른 전압력 회복율과 배출덕트로의 유량손실량을 나타냈다. 이 때 전압력 회복율은 연소기 입구의 중간점에서 계산하였다.

여기서 HyShot II에 사용된 흡입구의 조건은 MF=6.75, MC=3.0으로 본 설계품과 설계점이 다르기 때문에 직접적으로 비교하기에는 무리가 있으나 성공적으로 비행시험을 마친 부품이므로 설계 흡입구 성능의 한 기준점으로 간주하여 비교하였다[9]. Table 1에 나타난 전압력 회복율을 살펴보면, 이중 쐐기형 흡입구의 경우 HyShot II 흡입구에 상응하는 전압력회복율을 보여주고 있으나 단일쐐기형 흡입구의 경우에는 현저하게 낮은 회복율을 보이고 있다. 따라서 설계조건인 MC=2.0을 만족하면서 높은 압축효율을 갖기 위해서는 3개 이상의 충격파를 이용하여야 한다고 볼 수 있다.

배출덕트를 통한 유량손실량의 측면에서는 이중쐐기형 흡입구가 HyShot II 및 단일쐐기형 흡입구보다 월등히 좋은 성능을 보여주고 있으나 단일쐐기형의 경우에는 HyShot II 흡입구보다 유량손실이 더 크게 나타나고 있다.

따라서 지금까지의 성능분석으로는 이중쐐기형 흡입구가 단일쐐기형보다 좋은 성능을 보여주고 있으므로 본 설계조건하에서는 이를 사용하는 것이 타당할 것으로 판단할 수 있다.

4. 결 론

본 연구를 통하여 스크램제트 엔진 흡입구의 기본설계를 수행하였다. 흡입구의 기본형태는 제작이 쉽고 기타 흡입구의 단점을 보완한 형태인 혼합압축형을 채택했으며 단일쐐기형과 이중쐐기형 흡입구를 각각 설계하여 장단점을 비교하였다.

흡입구의 기본형상은 충격파관계식을 비롯한 비점성 관계식과 기하학적 관계식을 통해 결정하였으며 점성효과를 고려한 배출덕트를 설치하여 경계층 성장과 충격파 반사의 영향을 방지하였다. 두 가지 형태의 흡입구 모두 설계요구조건을 만족하고 받음각 ± 4°에서도 제대로 작동하도록 설계되었으나 이중쐐기형 흡입구가 단일쐐기형 흡입구보다 압력회복율 및 유량손실 측면에서 탁월한 성능을 보였다. 반면 이중쐐기형 흡입구는 단일쐐기형 흡입구보다 크기가 크기 때문에 시험설비의 용적이 한계가 있을 경우 문제점으로 작용할 수 있다.

본 설계에서 고려하지 않았던 열해리를 포함

한 실기체 효과(Real Gas Effect)는 마하수 12이상의 극초음속비행의 경우 중요한 영향을 미치므로 돌출부 완화도 (Nose Bluntness)를 포함한 설계변경이 필요할 수 있다. 또한 전체 스크램제트 엔진 설계를 위해서는 흡입구, 연소기 및 배기노즐 등의 상호작용 또한 중요한 고려대상이 되므로 각각의 구성품들의 기본설계 이후 서로의 영향을 고려한 설계 수정보완이 뒤따라야 할 것이다.

참 고 문 헌

1. 원수희, 정인석, 최정열, "극초음속 스크램제트 엔진 개발의 개관," 한국추진공학회지 제 9권 제 1호, 2005, pp. 67-83
2. Seddon, J., Intake Aerodynamics, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1985
3. Zarchan, P., Scramjet Propulsion, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 189, 2000
4. Boyce, R. R. and Paull, A., "Intake Design for a Scramjet Flight Experiment," Proc. 22nd International Symposium on Shock Waves, London, 1999
5. Boyce, R. R. and Paull, A., "Scramjet Intake and Exhaust CFD Studies for the HyShot Scramjet Flight Experiment," AIAA Paper 2001-1891, 2001
6. Boyce, R. R. and Paull, A., "The HyShot Scramjet Flight Experiment - Flight Data and CFD Calculations Compared," AIAA Paper 2003-7029, 2003
7. Chinzei, N., "Scramjet Research at JAXA, Japan," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp. 1
8. Mahoney, J. J., Inlets for Supersonic Missiles, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1991
9. 원수희, 최정열, 정인석, "HyShot 스크램제트 엔진의 흡입구 유동특성 연구," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2004, pp. 47-52
10. Dolling, D., "50 Years of Shock Wave / Boundary Layer Interaction - What Next?," AIAA Paper 2000-2596, 2000
11. 김희동, "경계층 유동의 흡입이 충격파/경계층의 간섭현상에 미치는 영향," 대한기계학회 추계학술대회논문집 B, 1996, pp. 274-280