



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(7), 497-504(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.7.497

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

초음속 비행체의 소닉붐 강도와 전파 특성 예측

정석영¹, 하재현², 이영환³, 진 현⁴

Prediction of Strength and Propagation Characteristics of Supersonic Flight Sonic Boom

Suk Young Jung¹, Jae-hyoun Ha², Younghwan Lee³ and Hyeon Jin⁴

Agency for Defense Development

ABSTRACT

A technique was developed for analysis on sonic boom created by supersonic flight and for prediction of its sound level and atmospheric propagation characteristics. It is of great importance to anticipate sound level of sonic boom because it causes environmental issue. For that purpose, the simplified sonic-boom prediction method was applied to calculate sound pressure according to physical properties and flight information of the object and distance to measurement site, in this study. Propagation characteristics of shock wave emanated from a flying object was analyzed by using line-of-sight vector and ray tracing method which dealt with refraction of wave due to atmospheric density distribution along altitude. Predicted results agreed well with measured data from real flight.

초 록

초음속 비행으로 인해 발생하는 소닉붐을 해석하여 소닉붐의 소음 강도와 대기 전파 특성에 예측할 수 있는 기법을 개발하였다. 소닉붐은 환경 문제를 유발하므로 지상에서 계측되는 소음 강도가 매우 중요한데 본 연구에서는 개략 분석 기법을 이용하여 비행체의 물리량과 비행 정보로부터 계측지 거리에 따른 음압을 산출하였다. 소닉붐의 지상 계측을 위해 비행체에서 발산되는 충격파의 대기 전파 특성을 예측해야하며 이를 위해 시선벡터법과 음선추적기법을 이용하였고, 대기 밀도의 고도별 분포에 따른 굴절을 고려하였다. 개발된 기법을 이용하여 실제 초음속 비행체의 소닉붐을 예측하였고 측정결과와 잘 일치하였다.

Key Words : Sonic Boom(소닉붐, 음속폭음), Sound Level Prediction/Measurement(소음 강도 예측/측정), Ray Tracing(음선추적법)

1. 서 론

소닉붐은 50년대 A. Busemann의 선구적인 연구로부터 시작하여 소음 특성과 발생, 전파에 관한 이론과 풍동시험, 비행시험에 관한 연구에서 근래의 전산 유체역학을 이용한 압력 특성 분석과 나아가 압력

특성소음 감소 및 최소화 형상 설계와 실증 기체를 이용한 시험기 등에 관한 연구가 주로 미국에서 이루어져왔다[1].

환경 문제와 밀접한 소닉붐 소음에 대한 공기역학의 이론 연구가 면적 법칙과 선형화 이론을 기반으로 이루어졌으며 그 결과로 소닉붐의 근원인 압력

† Received : April 22, 2020 Revised : June 12, 2020 Accepted : June 23, 2020

¹ Principal Researcher, ² Senior Researcher, ³ Senior Researcher, ⁴ Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : jungsy@add.re.kr, ORCID 0000-0003-3378-7922

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

상승은 비행체가 발생하는 유동 교란과 비행에 필요한 양력에 의한 효과에 의한 것임이 밝혀졌다[1]. Whitham[2]은 초음속 비행체의 압력장 해석에 적용한 선형화 이론을 이용하여 음속 폭음의 압력과 특성을 해석하였고 형상에 의한 압력 상승 영향을 나타내는 F -함수를 제시하였다. Hayes 등[3]은 F -함수와 선형 기하 소음 이론을 사용하여 여러 비행 조건에 대해 소닉붐 강도를 해석하는 ARAP 프로그램을 처음으로 개발하였다. Carlson[4]은 Whitham의 선형화 이론이 제시한 F -함수를 간략하게 계산할 수 있는 방법을 제시하였다. Bishop 등[5]은 간략화된 기법을 이용한 PC에서 소닉붐 해석을 수행할 수 있는 PCBOOM 프로그램을 개발하였다. 최근에 공개된 PCBOOM ver. 6[6]는 선형화 이론을 적용하기 어려운 극초음속 비행체 등의 F -함수를 전산유체역학에 의한 비행체 근방의 유동해를 이용하여 계산한다.

Hayes 등[3]은 음선 추적 기법에 기반하여 실제 대기과 비정상 비행에서 발생하는 충격파의 대기 중 전파 특성을 예측할 수 있는 기법을 개발하였고 Carlson[4]은 수평 비행 상태로 제한하여 전파 특성을 간략하게 계산하였다. PCBOOM ver. 6[6]는 3차원 음선추적법을 채용하였고 대기 전파 중의 소닉붐 감쇠를 충격파 피팅 방법으로 산출한다. Pilon[7]은 압력 상승 특성을 계산할 수 없는 선형화와 약한 충격파 이론의 단점을 극복하고자 Burger 방정식을 이용한 충격파의 전파 특성 계산 방법을 제안하였다.

국내에서는 정신규 등[8]은 대기조건의 불확실성을 고려하여 통계적 수법을 이용한 소닉붐 전개 예측 방법을 제안하였고 심형석 등[9]은 Carlson의 방법과 PCBOOM 프로그램을 이용하여 한국형발사체의 소닉붐을 분석하였다. 정석영 등[10,11]은 Carlson의 방법을 이용하여 소닉붐의 강도를 예측하였고 시선벡터방법과 음선추적방법을 이용하여 소닉붐의 전파 특성을 분석하였다.

본 연구에서는 Carlson[4]의 간략 해석 기법을 사용하여 소닉붐의 강도를 계산하고 음선 추적 기법과 더 단순한 시선벡터 기법을 이용하여 대기 전파 특성을 해석하는 소닉붐의 음향 강도/대기 전파 특성 분석 기법을 개발하였고 개발된 기법을 이용하여 초음속 비행에서 발생하는 소닉붐의 강도와 전파 특성을 예측하였다. 그 결과를 실제 초음속 비행체에 대한 음향 측정 자료와 비교하여 예측의 정확성을 검증하였다.

II. 본 론

2.1 소닉붐

소닉붐(Sonic Boom)은 음속 돌파 시나 초음속 비행 시에 비행체에서 발생하는 충격파가 지상으로 전파되어 폭음과 같은 큰 소리를 발생하는 현상이다.

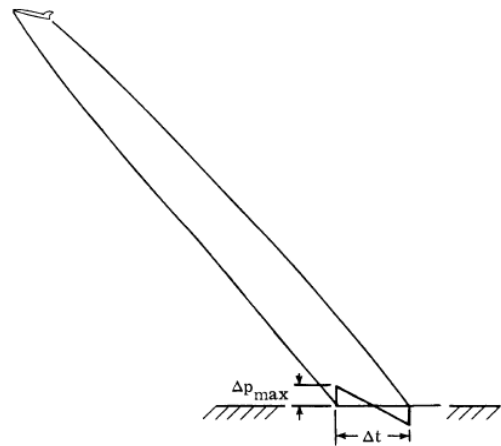


Fig. 1. Shock Wave Propagation

비행체가 초음속으로 비행하는 경우 비행체 앞쪽에 음파가 중첩되어 강한 압축파, 충격파를 형성하게 되고 이 충격파가 지상으로 전파되면, Fig. 1에서 보는 바와 같이 N 자 형태의 파형을 가진 음파가 되어 두 번의 폭음이 울리게 된다. 이는 비행체 선두부에서 충격파에 의한 압력 상승 이외에 유동이 비행체 후방으로 진행하면서 점차적인 압력 하강으로 대기압보다 낮은 압력으로 감소하였다가 비행체 끝부분에서 급작스럽게 대기압으로 회복하기 때문이다.

초음속 비행체에서 발생한 충격파는 원추형의 모양으로 확산되며 지상과 만나는 부분은 타원 형태를 이룬다. 이런 충격파가 비행체를 따라 지상을 휩쓸듯이 진행하며 이 충격파가 지나갈 때 소닉붐이 발생하여 폭음을 듣게 된다.

2.2 간략 예측 기법

본 연구에서는 소닉붐 강도 예측 계산의 간편성으로 Carlson[4]의 간략 예측 기법을 선택하였다. 이 방법은 간략화를 위해 수평 비행으로 가정하여 비행체의 가속이나 변칙에 의한 영향을 무시한다. 대기 조건은 표준 대기 상태로 가정하였으며 바람의 영향 또한 무시한다.

소닉붐에 의한 소음 강도를 두 가지 요소로 나누어 계산한다. 첫 번째는 비행체에서 발생하는 압력 상승과 두 번째로 대기 전파시 감쇠 특성이다. 비행체의 단면적과 평면적을 조합한 등가 면적의 특정 특성치가 소음 강도와 밀접한 관계가 있으며 이를 이용하여 형상 계수를 정의하여 이를 F -함수를 이용한 압력 상승 계산을 대신한다[4]. 또한 압력파의 형태는 원거리 형태로 가정한다.

2.2.1 압력 파형 모델

압력파의 형태는 비행체 근방이 아닌 원방에서의 특성을 고려하여 N 자로 가정하며 Fig. 1에서와 같이 최대 압력 상승, Δp_{\max} 와 지속 시간, Δt 로 그 특성을 정의한다.

소닉붐의 특성인 압력 상승과 지속 시간을 결정하는 요소는 크게 두 가지로 나눌 수 있다. 첫 번째는 소닉붐 발생 강도를 결정하는 요소로서 비행체의 형상과 무게, 비행 조건 등이 포함된다. 비행체에서 발생하는 양력의 크기가 압력 상승 정도를 결정하고 수평 비행에서 양력은 무게와 동일하기 때문이다.

두 번째는 대기 중 전파 특성을 결정하는 요소이다. 여기에는 비행 마하수와 고도, 그리고 거리와 대기 특성 등이 관련되어 있다.

간략 예측 기법에서 제시하는 압력 상승과 지속 시간을 계산하는 식은 아래와 같다.

$$\Delta p_{max} = K_p K_R \sqrt{p_v p_g} (M^2 - 1)^{\frac{1}{8}} \left(\frac{l}{h_c}\right)^{\frac{3}{4}} K_S \quad (1)$$

$$\Delta t = K_t \frac{3.42}{a_v} \frac{M}{(M^2 - 1)^{\frac{3}{8}}} h_c^{\frac{1}{4}} l^{\frac{3}{4}} K_S \quad (2)$$

K_S 는 각 하첨자에 따라 정의되는 특성 계수이며 각각은 다음 절에서 설명한다. 압력, p 와 음속, a 는 하첨자에 따라, v 는 비행 고도에서, g 는 지상에서의 값이다. 압력은 지상과 비행 고도에서의 기하 평균값을 사용한다. M 은 비행 마하수이고 l 은 비행체의 길이 나타낸다. h_c 는 유효 고도로 다음 절에서 설명한다.

2.2.2 비행체 형상 계수, K_S

비행체 형상은 소닉붐 발생 강도를 결정하는 요소이며 이를 나타내는 지표가 형상 계수(Shape Factor), K_S 이다. 형상 계수는 면적 분포로부터 산출되는데 첫 번째는 동체 길이 방향에 대해 수직인 단면적의 분포를 고려하며 $A(x)$ 로 정의한다. 엄밀하게는 마하파의 방향으로 절단된 면적을 사용해야 하지만 간략하게 계산하기 위하여 수직면을 고려한다. 두 번째 면적은 동체 폭, $b(x)$ 을 적분한 값으로 양력을 고려하여 아래와 같이 등가 면적 분포, $B(x)$ 를 정의한다.

$$B(x) = \frac{\sqrt{M^2 - 1} W \cos \gamma \cos \theta}{1.4 p_v M^2 S} \int_0^x b(x) dx \quad (3)$$

W 는 비행체의 무게이며 γ 는 비행 경로각, θ 는 비행체로부터 발산하는 음선(Ray)의 최초 방위각, $S = \int_0^l b(x) dx$ 이다. 이 두 면적을 합한 총 유효 면적 분포, $A_e(x)$ 를 정의하고 최댓값, $A_{e,max}$ 와 그 위치, l_e , l_c 의 중간 위치에서 유효 면적, $A_{e,1} = A_e\left(\frac{l_c}{2}\right)$ 등에 의해 Fig. 2의 관계로부터 형상 계수를 산출한다[4].

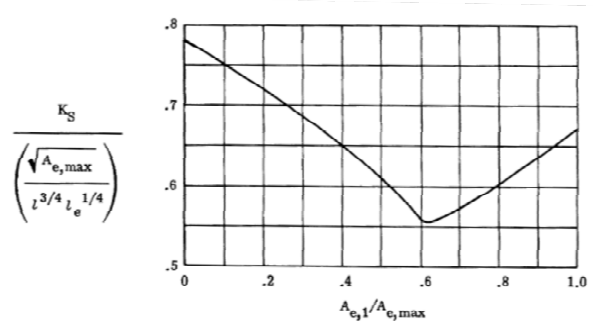


Fig. 2. Shape Factor and Effective Area

2.2.3 대기 전파 특성 계수

대기 중에 충격파가 전파되는 특성은 비행 고도와 마하수, 소음 전파 방향 등에 따른 기하학적 거리에 영향을 받는다. 비행경로와 소음이 전파되는 음선 경로(Ray Path)를 고려하여 Fig. 3에서 보듯 기하학적 관계로부터 다음과 같이 유효 고도, h_c 를 정의한다[4].

$$h_c = h \cos \gamma + d_x \sin \gamma$$

$$; d_x = K_d \left(\frac{h}{\sqrt{M^2 - 1}} \right) \quad (4)$$

$$M_c = \frac{1}{\sin(\gamma + \cot^{-1} \sqrt{M^2 - 1})}$$

K_d 는 음선 경로 거리 계수(Ray-path Distance Factor)는 다음과 같이 제한 계수인 $K_{d,c}$ 와 $K_{d,\infty}$, 유효마하수와 제한마하수로부터 계산된다.

$$K_d = K_{d,c} + (K_{d,\infty} - K_{d,c}) \left(\frac{M_c - M_c}{M_c - 1} \right)^{n_d} \quad (5)$$

식 (5)에서 두 제한 계수와 지수, n_d 는 참고문헌[4]에서 그래프로 제시하고 있다. 제한 마하수(Cut-off Mach Number), M_c 는 다음과 같이 비행 고도와 지상에서의 음속비로부터 산출되며 소닉붐이 전파되는 한계를 나타낸다.

$$M_c = \frac{a_g}{a_v} = \sqrt{\frac{T_g}{T_v}} \quad (6)$$

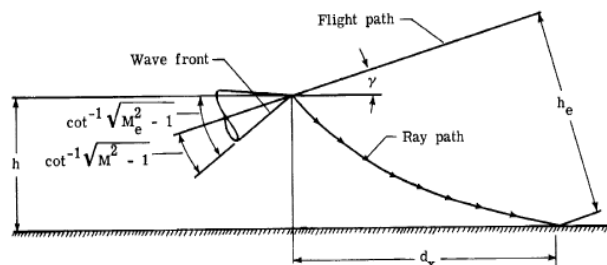


Fig. 3. Effective Mach No. and Height

비행 고도에서 초음속 비행의 속도보다 지상의 음속이 큰 경우 소음이 전파되지 않으므로 지상으로 소닉붐이 전파되는 최소한의 비행 마하수를 의미한다.

압력 증폭 계수(Pressure Amplification Factor), K_p 는 소닉붐의 압력 상승과 관련이 있으며 유효 마하수에 대한 수렴값, $K_{p,\infty}$ 를 사용하여 근사적으로 계산한다. 또한 지속 시간과 관련된 계수, K_t 도 유사한 형태로 주어진다. 자세한 내용은 참고문헌 [4]를 참고하기 바란다.

$$K_p = K_{p,\infty} \left(\frac{M_c - 1}{M_c - M_c} \right)^{n_p} \quad (7)$$

$$K_t = K_{t,\infty} \left(\frac{M}{M-1} \right)^{n_t} \quad (8)$$

마지막으로 충격파가 지표면에 부딪힌 후 이론적으로는 반사 충격파에 의해 압력이 두 배 증가한다. 이를 반영하여 반사 계수(Reflection Factor), K_R 을 도입한다.

2.3 소닉붐 전파 특성 예측

앞서 설명한 개략 예측 기법은 비행체의 위치와 비행 정보, 측정지의 위치 정보를 근거로 소닉붐의 음압 정보 혹은 소음 강도에 대한 결과를 제시한다. 실제 비행체를 대상으로 소닉붐 측정을 위해서는 대기 중 전파되는 특성에 대해 좀 더 상세한 예측이 필요하다. 이에 두 가지 방법을 고려하였으며 각각은 대기 상태에 대한 가정을 달리한다. 첫 번째 방법은 대기를 균일한 상태로 가정하고 소음이 직진하는 경우이고, 두 번째 방법은 고도에 따른 대기의 밀도와 온도 분포를 고려하여 층상 구조에서의 전파 특성을 해석하였다.

2.3.1 시선 벡터 방법

균일한 상태의 대기에서는 소음은 굴절되지 않고 직진하는 특성을 가지며 모든 방향으로 균등하게 발산되어 똑바로 전달된다. Fig. 4에서 보는 바와 같이 초음속 비행체의 충격파가 비행체에서 방사되는 음파가 중첩되어 강한 압축파를 만들어내는 것이며 충격파의 각도는 비행체의 속도와 음속의 비에 의해 결정된다. 그러므로 초음속 비행체에서 발생한 소닉붐은 충격파에 수직한 방향으로 방사된다고 할 수 있으며 이때 충격파는 원방에서는 마하파로 간주할 수 있다.

마하파의 각도는 오로지 비행체의 비행 마하수에 의해 결정된다. 그러므로 비행체와 측정지 사이의 시선 벡터, \vec{L} 가 다음과 같이 마하파와 수직인 관계를 가지는 비행체의 위치에서 발생한 소닉붐이 측정지에 전달된다고 할 수 있다.

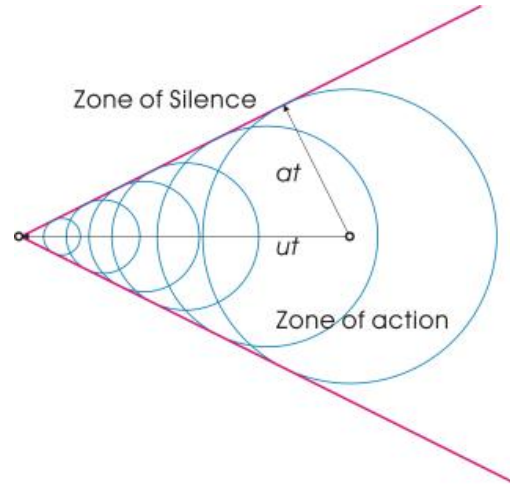


Fig. 4. Shock Wave in Supersonic Flight

$$\vec{L} \cdot \vec{V} = |\vec{L}| |\vec{V}| \cos\left(\frac{\pi}{2} - \mu\right) \quad (9)$$

$$; \mu = \sin^{-1}\left(\frac{1}{M}\right) = \sin^{-1}\left(\frac{a}{V}\right)$$

시선 벡터의 방향이 마하파와 수직으로 만나므로 Fig. 5에서 보는 바와 같이 비행체의 속도 벡터, \vec{V} 와 만나는 각도는 마하파 각도의 여각이 된다.

2.3.2 음선 추적(Ray Tracing) 방법

고주파 근사에 해당하는 음선 추적 기법은 실제 대기와 같이 고도에 따라 온도와 압력 등이 바뀌는 층상 구조 대기(Stratified Atmosphere) 내의 음파 전달 해석에 적용할 수 있는 방법이다[12]. 음선 추적 기법은 기하 음향식의 근간을 이루는데 Snell의 법칙에 기반한다[3]. Snell 법칙은 굴절 현상을 지배하면 다중 매질에서 입사각과 출사각은 매질 내 전파속도에 역비례 관계를 갖고 있다. 본 연구의 음선 추적 기법은 참고문헌 [3]의 기법을 기반으로 개발하였다.

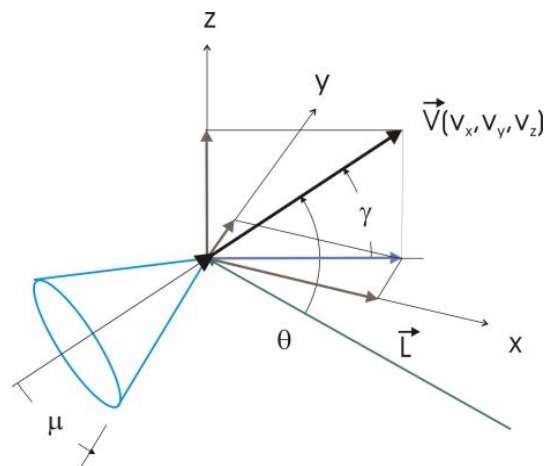


Fig. 5. Line-of-Sight Vector

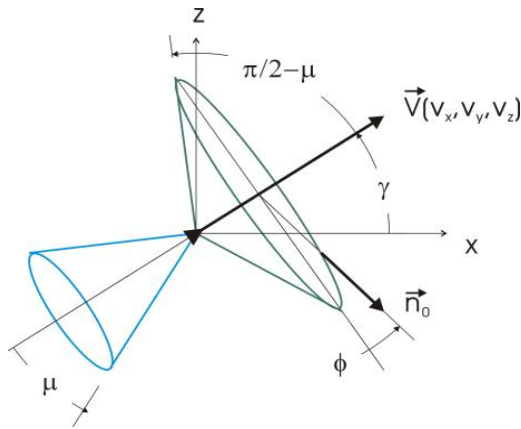


Fig. 6. Acoustic Ray Propagation

Figure 6에서 \vec{n} 은 소닉붐의 음선이 방출되는 방향으로 마하파와 수직을 이룬다. 하첨자 0은 음원 즉 비행체에서의 값으로 초기값을 의미한다. 원주 방향의 음선 원주각, ϕ 는 지표 방향이 0° 이다. (x, y, z) 는 평면 지구 좌표계로 각각 정동과 정북, 하늘 방향을 가리킨다. Fig. 7은 수평면에서 음선의 전파 방향을 나타내는 그림으로 (x', y', z') 은 비행체 속도에 맞추어진 좌표계이며 (x_1, y_1) 는 음선의 진행 방향에 맞추어진 좌표계로 x_1 은 수평면 상에서의 진행 방향으로 음선 진행 벡터, \vec{n} 의 수평면 투영 벡터의 방향이다. 음선의 진행각, ν 는 비행체의 진행각, ψ 과 음선의 원주각, ϕ 으로부터 다음과 같이 주어진다.

$$\tan(\psi - \nu) = \frac{\cos\mu \sin\phi}{\sin\mu \cos\gamma + \cos\mu \sin\gamma \cos\phi} \quad (10)$$

음선의 경로각, θ 는 \vec{n} 과 x_1 축이 이루는 각도로 음선이 지표 방향, $(-z)$ 으로 전파되는 각도이며 다음과 같이 주어진다.

$$\sin\theta = -\sin\mu \sin\gamma + \cos\mu \cos\gamma \cos\phi \quad (11)$$

음선의 전파 속도 벡터, \vec{c} 는 다음과 같이 음속과 바람 속도 벡터, \vec{u} 의 합성으로 주어진다.

$$\vec{c} = a\vec{n} + \vec{u} \quad (12)$$

Snell의 법칙에 의하면 전파되는 벡터의 수평 방향 성분은 보존되고 이는 음원에서의 수평 방향 전파 속도의 크기와 방향은 전 고도에 걸쳐 동일하게 유지됨을 의미한다. 수평 방향 전파 속도를 c_0 라 하면 Fig. 8에서 보듯 경로각, θ 를 계산할 수 있다.

$$\cos\theta = \frac{a(z)}{c_0 + u_n(z)} \quad (13)$$

$$; c_0 = \frac{a_0}{\cos\theta_0} - u_{n_0}$$

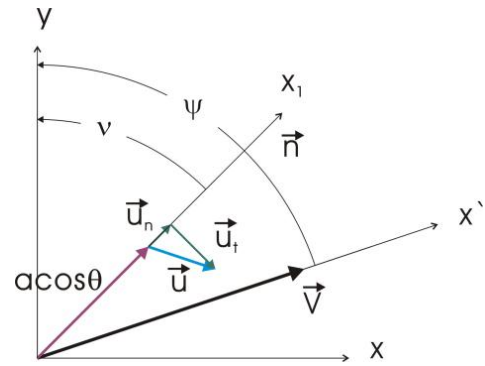


Fig. 7. Ray Propagation in Horizontal Plane

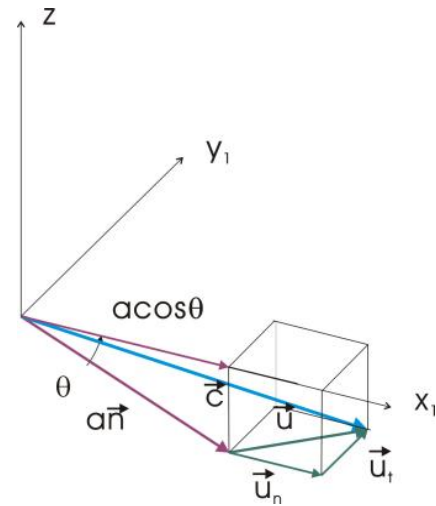


Fig. 8. Ray Propagation in Vertical Plane

u_n 은 바람 속도 중 \vec{n} 방향의 성분을 나타내고 바람은 수평 방향 성분만을 가지고 있다.

음선의 궤적에 대한 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{dx_1}{dt} = a \cos\theta - u_n \quad (14)$$

$$\frac{dx_1}{dt} = a \cos\theta - u_n \quad (15)$$

$$\frac{d(-z)}{dt} = a \sin\theta \quad (16)$$

시간에 대한 미분방정식을 고도에 대한 방정식으로 변환하고 (x, y, z) 좌표계로 변환하면 다음과 같다.

$$\frac{dx}{d(-z)} = \frac{a \cos\theta \sin\nu - u_x}{a \sin\theta} \quad (17)$$

$$\frac{dy}{d(-z)} = \frac{a \cos\theta \cos\nu - u_y}{a \sin\theta} \quad (18)$$

$$\frac{dt}{d(-z)} = \frac{1}{a \sin\theta} \quad (19)$$

u_x 와 u_y 는 각각 x 와 y 방향의 바람 속도 성분을 나타내며 서풍과 남풍이 양의 방향이다.

2.4 소닉붐 특성 예측 결과

개발된 소닉붐 예측 기법을 사용하여 실제 비행에서의 소닉붐 특성을 예측하고 실 계측 결과와 비교하였다. 대상 비행체는 2가지이고 각 한 번씩 총 2번의 측정을 수행하였다. 비행체의 소닉붐 측정은 비행 수평 궤적으로부터 이격된 지점(Off-track)에서 이루어졌다.

측정/예측되는 소닉붐의 압력 상승값은 아래 식과 같이 소음 강도를 나타내는 데시벨로 변환하여 산출하였다.

$$dB = 20 \text{Log}_{10} \left(\frac{\Delta P_{\max}}{2 \times 10^{-5}} \right) \quad (20)$$

2.4.1 소닉붐 특성 측정

소닉붐 음향을 측정하기 위해 4개의 마이크로폰으로 Fig. 9에서 보는 바와 같이 개구면을 형성하였고 소음 강도 외에 음파의 경로각을 측정할 수 있다. 소닉붐 예측에서도 음선의 경로를 산출하므로 측정값과의 비교 분석이 가능하다[13]. 음파의 경로각은 Fig. 10과 같이 방향각과 경사각을 정의한다.

2.4.2 소닉붐 특성 예측

두 번의 측정에 대해 측정된 소닉붐이 발생한 비행 조건을 기준으로 형상 계수를 산출하였고 결과를 Table 1에 나열하였다. 형상 계수를 산출하기 위해 필요한 유효 면적 및 유효 길이는 해당 비행체의 특성 면적과 길이로 정규화 하였다.

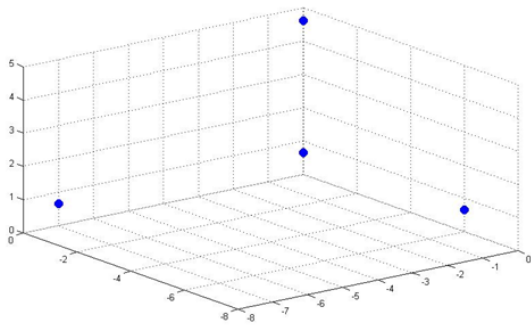


Fig. 9. Location of Microphone (Vehicle #1)

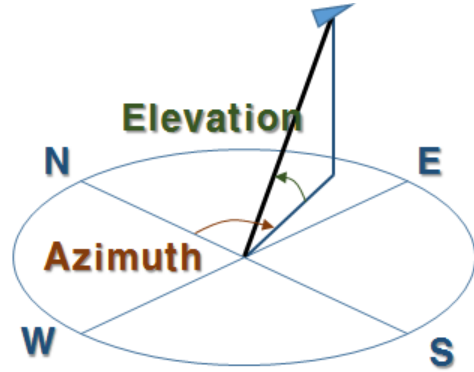


Fig. 10. Elevation and Azimuth Angle

비행 마하수는 비행 궤적 중에서 해당 고도에 맞는 값을 사용하였고 이에 맞추어 산출된 제한 마하수와 지속시간과 관련된 계수도 산출 결과를 볼 수 있다.

각 경우의 소닉붐을 예측한 결과는 Table 2에 측정값과 비교하였다. 두 경우 모두 측정보다 큰 값을 예측하고 있지만, 참고문헌[4]의 비행기와 캡슐 형상의 소닉붐 소음 강도에 대한 예측과 측정 결과와 비교하여 유사한 정확도를 보이고 있으며, 대기 온도와 바람에 의한 소음 강도의 영향은 최대 5% 정도 변화를 만들어낼 수 있다[13].

첫 번째 비행체에 대해서는 지속시간이 측정되지 않았지만 두 번째 비행체에 대한 측정치와 유사한 수치가 예측되었다. 음향 강도와 지속시간은 모두 표준대기 상태를 기반으로 되었다. 첫 번째 비행체에서 지속시간을 측정하지 못한 것은 주변 지형지물에서 발생한 반향파가 중첩된 파형이 계측되어 소닉붐의 파형을 식별하기 어려웠기 때문이다[14]. 이러한 이유에서 개활지에서나 공중에서 글라이더 등을 이용하여 측정하는 등 지형지물에서 반사되는 반향파의 영향을 줄이는 노력을 한다[1].

대기 전파 특성에 대해서는 표준대기와 당일 측정된 기상 특성을 반영한 예측 결과를 측정치와 비교하였다. 표준대기에 기반한 예측은 실제 고도별 밀도의 분포가 고려되지 않아 굴절 특성이 다르고 온도의 차이와 바람의 존재 여부에 따라 음속이 달라져서 전파 방향과 속도에 미치는 영향이 실제와 다르다 할 수 있다. 그러나 측정 준비를 위해서 가용한 자료는 표준대기모델을 이용하여 산출한 예측이므로

Table 1. Sonic Boom Factors of Test Vehicle #1 & #2

Flight	$\frac{A_{e, \max}}{S_{ref}}$	$\frac{l_c}{L_{ref}}$	$\frac{A_{e, 1}}{S_{ref}}$	K_s	M_c	K_t
#1	1.158	6.576	1.065	0.05505	1.153	0.8430
#2	1.012	7.565	0.9718	0.07078	1.152	0.8000

Table 2. Sonic Boom Measurement and Prediction

Flight	#1			#2		
	Measured	Predicted		Measured	Predicted	
		Line Of Sight	Ray Tracing		Line Of Sight	Ray Tracing
Sound Level(dB)	107.5	114.5		116.4	119.7	
Duration(s)	N.A.	0.02		0.123	0.10	
Azimuth(°)	50.2	Standard Model		297.5	Standard Model	
		54.6	50.9		296.2	295.6
		Radiosonde			Radiosonde	
Elevation(°)	20.8	Standard Model		32.6	Standard Model	
		37.1	27.8		36.4	27.5
		Radiosonde			Radiosonde	
Elapsed Time(s) (Since Reference Time)	145	Standard Model		201	Standard Model	
		145.8	145.6		195.7	199.7
		Radiosonde			Radiosonde	
		145.3	142.8		195.7	198.6

이의 정확도나 실제 기상 영향을 가늠해볼 수 있는 비교라 생각된다. Fig. 11은 표준대기모델과 두 번의 비행 당일에 측정된 대기 특성 중 온도를 비교한 그림이다. 두 번째 측정 때의 대기 특성은 표준대기와 매우 유사하다.

첫 번째로 전파 방향을 비교해보면 Table 2에서 방위각과 고각이 측정과 예측이 유사함을 볼 수 있다. 예측은 표준대기와 당일기상의 두 값이 주어졌는데, 그림에서 보여주는 같은 각각의 해당하는 대기 분포를 사용한 경우를 말한다. 시선벡터의 경우보다 음선추적이 보다 실제에 유사한 결과를 주고 있다. 음선추적법이 측정된 대기의 특성이 반영되기 때문에 실제 현상을 더 잘 모사한다고 생각할 수 있다. 그러나 첫 번째 측정의 방위각과 고각의 경우 당일 기상 특성을 반영하면 더 악화된 결과를 주는데, 이는 나중에 다룰 측정시각의 경우도 동일한 현상이 발생한다. 이에 대해서는 측정 환경과 대기 측정에서 문제점을 생각해 볼 수 있다. 앞서 지속시간을 측정하기 곤란할 정도로 주변 지형지물의 반향과 영향을 받았다면 경로각 측정에도 악영향을 주었을 수도 있다고 생각된다.

대기 측정은 고공 기상장비(Radiosonde)를 이용하여 풍선에 매달린 측정장비가 상승하면서 이루어지는데 풍선의 이동 경로 상의 대기를 측정하며 그 경로가 편서풍을 타고 서쪽으로 이동하는 특성을 가져서 관심 영역과 이격된 지역의 대기 특성을 획득하는 경우가 많다[15]. 본 측정의 경우도 관심 영역의 대기 측정이 이루어지지 않은 경우이며 특히 해안/

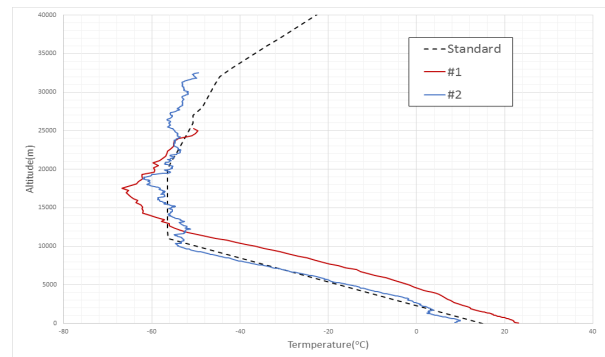


Fig. 11. Atmosphere Model

도서 지역의 대기가 아닌 육지 내륙의 대기를 측정하였기 때문에 이로 인한 오차에서 기인하였다고 추정한다. 또한 현재의 음선추적 방법은 고도에 따른 대기 특성을 고려하므로 1차원적인 분포만을 다룰 수 있는데 3차원 대기 분포를 고려하지 못하기 때문에 이에 따른 예측의 정확도 한계가 있다고 사료된다.

시선벡터의 경우 대기모델의 변화에 대해 크게 영향을 받지 않는데 이는 기하학적 관계에 보다 크게 의존하기 때문이다. 이에 반해 음선추적기법이 시선벡터에 비해 변화가 큰데 이는 굴절 등 대기 특성을 고려한 결과이기 때문이다. 첫 번째 측정에서 표준대기와 당일기상에 기반한 예측 결과의 차이가 두 번째 측정보다 큰 것은 Fig. 11에서 보듯 당일 기상 특성이 표준대기 상태와 차이가 크기 때문이다. 특히 표면 근처와 성층권 영역에서 역전층도 존재하므로 이 부분에서 대기 전파 특성이 영향을 받을 수 있기 때문이다.

두 번째는 전파 속도로 소닉붐이 측정된 시각을 비교하였다. 측정 시각은 기준 시각 이후에 소닉붐이 측정되기까지의 진행된 시간을 의미하며 측정된 결과와 유사한 시각을 예측하였다. 시선벡터 기법의 경우 비행체의 고도에서의 음속과 측정지 고도에서의 음속을 조화평균을 취하여 계산하고 음선추적 기법은 해당 고도에서의 온도로부터 음속을 산출하여 전파 속도로 사용한다. 엄밀하게 말하면 대기 중의 습도를 고려하여 보정한 가온도(Virtual Temperature) [15]를 사용하였다. 본 연구에서 사용한 기상 측정(Radiosonde) 자료는 가온도를 제공하고 있으며 표준대기 모델에서는 습도의 영향을 고려하지 않는다.

첫 번째 측정의 경우 당일 기상 자료를 사용한 경우 예상 측정 시각의 오차가 표준대기에 기반한 예측에 비해 컸다. 이는 앞서 말한 바와 같은 측정된 대기 특성이 육상의 대기 온도이므로 측정이 이루어진 해상의 대기 온도를 올바르게 반영하지 못하기 때문에 발생한 것으로 추정된다.

III. 결 론

초음속 비행체의 소닉붐을 예측하는 방법에 대한 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 간략 해석 기법과 시선벡터/음선추적 기법을 이용한 효율적으로 소닉붐의 소음 강도와 전파 특성을 예측하는 기법을 개발하였으며 실제 비행체의 소닉붐을 측정된 결과와 비교하여 소닉붐 예측에 활용하기에 충분한 정확도를 가졌다고 판단된다.

2) 가성비가 높은 고효율의 간략 예측 기법을 개발하였지만, CFD 등을 이용하여 보다 정밀하게 비행체 근방 유동장 정보를 획득하여 소음원 강도의 예측을 정밀화하고 3차원 굴절 특성을 감안한 소음 전파 해석의 정확도를 향상시킬 수 있을 것으로 생각되어 지속적인 연구가 필요하다.

References

- 1) Benson, L. R., *Quieting the Boom (The Shaped Sonic Boom Demonstrator and the Quest for Quiet Supersonic Flight)*, NASA Aeronautical Book Series, 2013.
- 2) Calson, H. W. and Maglieri, D. J., "Review of Sonic-Boom Generation Theory and Prediction Methods," *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 51, No. 2, 1972.
- 3) Hayes, W. D., Haefeli, R. C. and Kulsrud, H. E., "Sonic Boom Propagation in a Stratified Atmosphere with Computer Program," NASA CR-1299, 1969.
- 4) Carlson, H. W., "Simplified Sonic-Boom

Prediction," NASA TP-1122, 1978.

5) Bishop, D. W., Haber, J. M. and Wilby, E. G., "Noise and Sonic Boom Impact Technology, PCBOOM Computer Program for Sonic Boom Research, Volume 1, Technical Report," HSD TR-88-001-Vol-1, BBN Labs, INC., 1998.

6) Hobbs, C. M. and Page, J. A., "PCBoom Model Prediction Comparisons with Flight Test Measurement Data," AIAA 2011-1277, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January 2011.

7) Pilon, A. R., "Spectrally Accurate Prediction of Sonic Boom Signals," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 9, 2007.

8) Jeong, S., Ono, D., Shioyama, K. and Hashimoto, A., "Sonic Boom Analysis Considering Atmospheric Uncertainties Using A polynomial Chaos," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2012, pp. 77~80.

9) Sim, H. S., Choi, K. S. and Cho, S. Y., "Analysis of Sonic Boom from the Launch of a Space Launch Vehicle," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2015, pp. 1409~1413.

10) Jung, S. Y., Ha, J., Jin, H. and Lee, Y., "Estimation of Sonic-Boom Strength based on Simplified Prediction Method," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April, 2018, pp. 454~455.

11) Jung, S. Y., Ha, J., Jin, H. and Lee, Y., "Line-of-Sight Vector and Ray Tracing Technique for Sonic-Boom Propagation," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2017, pp. 64~65.

12) Blackstock, D. T., *Fundamentals of Physical Acoustics*, New York, 1999, pp. 284~294.

13) Maglieri, D. J., Bobbitt, P. J., Plotkin, K. J., Shepherd, K. P., Coen, P. G. and Richwine, D. M., *Sonic Boom : Six Decades of Research*, NASA/SP-2014-622, Langley Research Center, Hampton, VA, 2014, pp. 26~27.

14) Jung, S. Y., Ha, J., Lee, Y. and Jin, H., "Study on Sonic Boom Analysis and Measurement," ADDR-401-180452, Agency for Defence Development, 2018.

15) Jung, S. Y., Lee, J. E. and Kim, M. G., "Construction of Atmosphere Environment on Flight Trajectory using Numerical Meteorology Model Data," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2019, pp. 1~2.