

하이브리드 방법을 이용한 비행 중 비행체 음향하중 예측에 관한 연구

A study on the acoustic loads prediction of flight vehicle using computational fluid dynamics-empirical hybrid method

박서룡,¹ 김만식,² 김홍일,² 이수갑^{3†}

(Seoryong Park,¹ Manshik Kim,² Hongil Kim,² and Soogab Lee^{3†})

¹서울대학교 기계항공공학부, ²국방과학연구소, ³서울대학교 공학연구소

(Received May 17, 2018; accepted July 19, 2018)

초 록: 본 논문에서는 비행 중 비행체 표면에 작용하는 음향하중 예측을 수행하였다. 비행 중 음향하중은 비행체 표면의 압력 변동에 의해 발생한다. 기존의 비행 중 음향하중 예측방법은 반경험적 방법으로 이론과 실험 결과를 기반으로 도출한 경험식을 활용한다. 하지만 경험식의 입력 값으로 사용되는 비행체 주변 유동특성 및 경계층 파라미터를 매번 실험을 통해 얻는 것에는 한계가 있다. 따라서 본 논문에서는 전산유체해석(Computational Fluid Dynamics, CFD) 결과를 반경험적 방법과 혼합하는 하이브리드 방법을 이용하여 비행 중 비행체에 작용하는 음향하중을 예측하였다. Cone-cylinder-flare 형상 비행체에 대해 아음속, 천음속, 초음속, 최대동압도달(Maximum dynamic pressure, Max-q) 시점의 비행 환경에 대한 음향하중 예측을 수행하였다. 하이브리드 방법 적용 시 전산유체해석결과를 기반으로 한 경계층 끝단 영역 판단 방법에 대해 비교하였고 여러 연구자에 의해 제시된 경험식에 따른 음향하중 예측결과를 비교하였다.

핵심용어: 고속비행체, 음향하중, 전산유체해석, 하이브리드 예측방법

ABSTRACT: This paper performed the prediction of the acoustic loads applied to the surface of the flight vehicle during flight. Acoustic loads during flight arise from the pressure fluctuations on the surface of body. The conventional method of predicting the acoustic loads in flight uses semi-empirical method derived from theoretical and experimental results. However, there is a limit in obtaining the flow characteristics and the boundary layer parameters of the flight vehicle which are used as the input values of the empirical equation through experiments. Therefore, in this paper, we use the hybrid method which combines the results of CFD (Computational Fluid Dynamics) with semi-empirical methods to predict the acoustic loads acting on flight vehicle during flight. For the flight vehicle with cone-cylinder-flare shape, acoustic loads were estimated for the subsonic, transonic, supersonic, and Max-q (Maximum dynamic pressure) condition flight. For the hybrid method, two kind of boundary layer edge estimation methods based on CFD results are compared and the acoustic loads prediction results were compared according to empirical equations presented by various researchers.

Keywords: High-speed flight vehicle, Acoustic loads, Computational fluid dynamics, Hybrid prediction method

PACS numbers: 43.28.Ra, 43.50.Nm

1. 서 론

고속비행체 외부 표면에 작용하는 압력 변동에 의

한 음향하중에 대한 관심은 1961년 경부터 시작되었
다. 당시 발사체 발사 과정 중 천음속 부분에서 일련
의 실패 사례가 발생했기 때문이다.^[1] 우주발사체나
유도무기와 같은 고속비행체는 일반적으로 외피 구
조물의 형태가 박판 형태로 얇기 때문에 내부에 탐

†Corresponding author: Soogab Lee (solee@snu.ac.kr)
Engineering Research Institute, Seoul National University, 1
Gwanak-ro, Gwanak-gu, Seoul 08826, Republic of Korea
(Tel: 82-2-880-7384, Fax: 82-2-876-4360)

재하고 있는 항법자치 등의 전자장치가 압력 변동에 의한 외부 하중에 취약할 수 있다. 특히 천음속 비행 구간인 경우 국부적으로 발생한 충격파가 앞뒤로 진동하며 비행체에 강한 하중을 전달하고 최대동압도달(Maximum dynamic pressure, Max-q) 시점의 경우 주파수 범위에 따라 천음속 비행 시점보다 더욱 강한 하중이 작용한다고 알려져 있다.^[2]

고속비행체 주변의 유동은 주로 난류 유동이기 때문에 해석적으로 예측하기 어렵다. 이를 극복하기 위해 많은 연구가 수행되었는데 크게 반경험적 방법과 수치적 방법으로 구분된다. 먼저 반경험적 방법은 풍동 테스트 및 비행 중에 측정된 경험적 데이터와 이론적 지식을 기반으로 도출된 경험식을 이용하는 방법이다. 대표적으로 Lowson^[3], Robertson^[4]의 연구가 있으며 이러한 경험식을 이용하여 Cockburn과 Robertson^[5]은 Atlas-Agena 발사체의 비행 중 음향 진동 환경을 예측하였다. 뿐만 아니라 압력 변동에 의한 비행체 표면 음향하중을 예측하는 경험식은 연구자마다 다양하게 존재한다. 이러한 방법을 이용하기 위해서는 경험식에 요구되는 필수 유동 변수들을 매번 풍동 실험을 통해 구해야 하는 단점이 있다.

한편 수치적 방법은 전산유체해석만을 이용하여 비행체 주변 압력 변동 값을 직접 구하는 방법으로 비정상상태 유동해석을 수행한다. 시간에 따른 압력 변동 값을 정확히 해석하기 위한 수치 방법으로는 DNS(Direct Numerical Simulation) 혹은 LES(Large Eddy Simulation)를 이용한다. Chem *et al.*^[6]은 LES 방법을 이용하여 마하수 2로 비행하는 비행체 램프 영역의 충격파-경계층 해석을 수행하였고 Wu와 Martin^[7]은 DNS방법을 이용하여 마하수 3 조건에서의 램프 영역을 해석하였다. 하지만 충격파를 포함한 비정상 난류 경계층 문제를 해석하기 위해서는 매우 조밀하고 많은 격자가 필요하며 이에 따라 매우 작은 시간 간격이 요구되어 막대한 계산 비용이 든다는 단점이 있다. 실제로 고속비행체의 경우 비행 속도, 비행체 형상 등 다양한 조건에 대한 해석이 요구되는데, 전산유체해석방법만을 이용하여 이러한 해석을 모두 수행하는 것은 현실적으로 어려운 실정이다.

본 논문에서는 반경험적 방법과 전산유체해석결과를 동시에 활용하는 하이브리드 방법을 이용하여

비행 중 음향하중을 예측하였다. 하이브리드 예측방법에서 사용되는 유동해석방법은 정상상태 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)해석으로 다양한 비행 환경에 대해 상대적으로 빠른 해석이 가능하며 실험을 통해 경험식의 입력값을 구하지 않아도 된다는 장점이 있다. 본 논문의 구성은 하이브리드 방법의 기반이 되는 경험적 예측방법에 대해 먼저 살펴본 후 전산유체해석결과를 이용하는 하이브리드 예측방법에 대해 알아본다. 하이브리드 방법에 사용되는 경계층 끝단 영역 판단 방법에 대한 결과를 비교하였고 cone-cylinder-flare 형상의 가상 비행체에 대해 아음속, 천음속, 초음속, Max-q 비행 조건에서 음향하중 예측을 수행하였다. 평균제곱변동압력과 파워스펙트럼 관점에서 제안된 여러 경험식을 적용하여 음향하중을 예측하였고 해석결과에 따른 예측방법별 특징을 분석하였다.

II. 비행 중 음향하중 예측방법

2.1 경험적 예측방법

Fig. 1과 같은 고속비행체 주변의 유동 흐름은 비행 환경, 비행체 형상 등에 따라 달라지며 이에 따라 경계층 내의 압력 변동에 의한 비행체 표면의 음향하중 또한 달라진다. 음향하중은 변동압력레벨(overall Fluctuating Pressure Level, FPL)과 파워스펙트럼으로 정의된다. 변동압력레벨은 평균제곱변동압력으로 얻어지며 일반적으로 동압이 환산 매개변수로 사용된다. 변동압력레벨은 난류 경계층에서 벽면 압력 변동의 전체 에너지를 나타내며 파워스펙트럼은 평균제곱변동압력의 주파수 분포를 나타내는데 일반적으로 주파수에 특성길이를 곱하고 특성속도를 나눈 스트로수로 표현된다.^[8]

많은 연구자들은 풍동 테스트 및 비행 중에 측정된 경험적 데이터와 이론적 지식을 기반으로 음향하중, 즉 변동압력레벨과 파워스펙트럼을 도출할 수

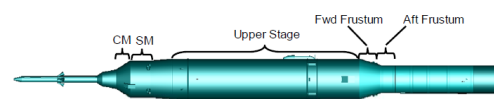


Fig. 1. Areas of interest on Ares I-X^[11].

있는 경험식을 제안하였다. 이러한 경험식은 고속비행체 표면의 유동 특징과 유동영역에 따라 다른데 유동 특징에 따라 부착경계층 유동영역과 분리 유동영역으로 구분된다. 이번 절에서는 부착경계층 유동영역과 분리 유동영역에 대해 초음속 비행까지 적용 가능한 평균제곱변동압력 경험식, 파워스펙트럼 경험식에 대해 살펴볼 것이다.

마하수 2 이상의 고속 비행 시 대부분의 유동은 부착경계층 유동의 특징을 가지며 상대적으로 많은 연구자들이 이에 대한 경험식을 제안하였다. 먼저 평균제곱변동압력에 대해 대표적으로 Lowson^[3]의 반경험적 예측식은 다음과 같이 주어진다.

$$\overline{p'^2} = \left(\frac{0.006}{1 + 0.14M^2 q} \right)^2, \quad (1)$$

여기서 $\overline{p'^2}$ 은 비행체 표면의 평균제곱변동압력이며, M 은 마하수, q 는 동압이다. 이 식은 마하수의 함수로서 동압을 매개변수로 구할 수 있음을 의미한다. 또한 그는 벽면 가열, 냉각 효과를 고려하는 경우에 다음과 같은 반경험적 예측식(Lowson2)을 추가로 제안하였다.

한편 Farabee와 Casarella^[8]의 연구에 따르면 레이놀즈수(Reynolds number)에 따른 측정 센서 시스템과 풍동 시설의 노이즈를 고려하여 다음과 같이 레이놀즈수에 따른 경험식을 제안하였다.

$$\begin{aligned} \overline{p'^2} &= 6.5\tau_w^2 \quad \text{for } Re_\tau \leq 333, \\ \overline{p'^2} &= [6.5 + 1.86\ln(Re_\tau/333)]\tau_w^2 \quad \text{for } Re_\tau > 333, \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 τ_w 은 벽면전단응력, Re_τ 은 전단응력에 대한 레이놀즈수로 $Re_\tau = U_\tau \delta / \nu$ 이며 U_τ 는 마찰속도이다. Lueptow^[9]는 앞선 Farabee와 Casarella의 레이놀즈수에 따른 경험식에 동압을 도입하여 레이놀즈수에 민감한 Eq. (2)을 수정하였다.

한편 부착경계층 유동에 대한 파워스펙트럼 경험식은 연구자마다, 환산 인자에 따라 다르다. 파워스펙트럼에 대한 연구에 관하여 초기 경험식은 Houbolt에 의해 다음 식과 같이 제안되었다.

$$W(f) = \frac{2\delta^* \overline{p'^2}}{\pi U_e \left[1 + \left(\frac{2\pi f \delta^*}{U_e} \right)^2 \right]}, \quad (3)$$

이때 δ^* 는 배제두께(displacement thickness), U_e 는 경계층 가장자리 속도이다.

비슷한 연구로 파워스펙트럼의 대표적인 모델은 Robertson^[4]의 연구로 배제두께와 경계층 가장자리 속도를 환산 인자로 사용한다.

$$W(f) = \frac{2\pi \overline{p'^2}}{\omega_0 \left[1 + \left(\frac{2\pi f}{\omega_0} \right)^{0.9} \right]^2}, \quad (4)$$

Efimtsov는 파워스펙트럼이 마하수, 레이놀즈수, 스트로울수에 따른다며 두 가지 파워스펙트럼 경험식을 제안하였다. 첫 번째 모델(Efimtsov1)은 마하수 0.41~2.1 범위의 실험 데이터를 활용하였으며 식은 다음과 같다.

$$W(f) = \frac{(2\pi)0.01\tau_w^2 \delta}{U_\tau \left[1 + 0.02 \left(\frac{2\pi f \delta}{U_\tau} \right)^{2/3} \right]}, \quad (5)$$

여기서 δ 는 경계층 두께이며 스트로울수는 $Sh = \omega \delta / U_\tau$ 이다.

두 번째 모델(Efimtsov2)^[10]은 러시아 TsAGI의 추가적인 풍동 실험을 통해 첫 번째 모델을 개선한 것으로 레이놀즈수가 고려된 항을 추가적으로 도입하였으며 이는 다음과 같다.

$$W(f) = \frac{(2\pi)^2 \alpha U_\tau^3 \rho_e^2 \delta \beta}{\left[1 + 8\alpha^3 \left(\frac{2\pi f \delta}{U_\tau} \right)^2 \right]^{1/3} + \alpha \beta Re_\tau \left[\left(\frac{2\pi f \delta}{U_\tau} \right) / Re_\tau \right]^{10/3}}, \quad (6)$$

T 는 온도, ρ 는 밀도, ν 는 동점성계수(kinematic viscosity)를 의미하며 하첨자 e, w 는 각각 경계층 가장자리와 벽면 위치를 뜻한다.

Rackl과 Weston^[11]은 추가적인 실험을 통해 Efimtsov2 모델로부터 피크 주파수와 고주파수 영역을 보정하는 두 가지 보정계수를 도입하였다.

한편 비행체 형상에 따라 코너 영역에서 압축 또는 팽창과 함께 역압력구배에 의한 유동 분리 현상이 일어난다. 일반적으로 압축 코너에서 압력 변동량은 동압의 2% 정도로 알려져 있으며 마하수에 따른 변화는 현재까지 경험식으로 명확하게 고려되지 못했다. 분리 유동영역 중 압축 코너 영역에 대한 평균제곱변동압력 값은 다음과 같은 Robertson^[4]의 연구가 대표적이다.

$$\overline{p'^2} = (0.022q)^2. \quad (7)$$

한편 팽창 코너에서의 음향하중은 압축 코너에서보다 크다고 알려져 있다. 이때 압력 변동량은 동압의 4%~5% 정도로 알려져 있으며 마하수 증가에 따라 줄어든다. Robertson^[4]에 의하면 팽창 코너 영역에 대한 평균제곱변동압력 값은 다음과 같다.

$$\overline{p'^2} = \left(\frac{0.045}{1+M^2} q \right)^2. \quad (8)$$

Robertson^[4]은 분리 유동이 발생하는 경우 압축 코너 영역과 팽창 코너 영역에 동일한 파워스펙트럼 경험식을 제안하였으며 이는 다음과 같다.

$$W(f) = \overline{p'^2} \frac{\delta}{0.17U_e} \left[1 + \left(\frac{f\delta}{0.17U_e} \right)^{0.83} \right]^{-2.15}, \quad (9)$$

고속비행체 천음속 비행 시 팽창 코너 영역에서의 압력 변동은 부착경계층 유동과 분리 유동의 특징을 반복해서 보인다(alternating flow). 이러한 조건에서 비행체 표면에 유동 불균형 현상이 발생하고 마하수가 더욱 증가하면 국부적인 충격파가 발생하여 강한 압력 변동을 발생시킨다. 이때 압력 변동량은 동압의 약 10% 정도로 알려져 있으며 Champ, Martellucci, 그리고 Monfort *et al.*^[12]는 충격파 발생 영역에 대해 다음과 같은 평균제곱변동압력 식을 제안하였다.

$$\overline{p'^2} = \left(\frac{0.14}{1+0.5M^2} q \right)^2. \quad (10)$$

이에 대한 파워스펙트럼은 분리 유동 특징과 충격파의 특징이 결합된 형태로 제안하였다.

2.2 하이브리드 예측방법

하이브리드 예측방법은 전산유체해석결과를 경험적 예측방법과 혼합하는 방식으로 경험적 예측식에 필요한 입력변수를 실험에 의해 구하는 것이 아니라 수치해석을 통해 구하는 방법이다. 유동해석으로 비정상상태 DNS, LES 해석을 수행하는 대신 정상상태 RANS 해석을 통해 경계층 두께, 배제 두께, 마하수, 동압 등의 경험식 입력변수를 구하기 때문에 다양한 비행 환경에 대해 상대적으로 빠른 해석이 가능하고 실험을 통해 입력변수를 구하지 않아도 된다는 장점이 있다.

하이브리드 예측방법에 이용되는 RANS 방정식은 난류유동해석에 사용하기 위한 방정식으로 모든 규모의 난류를 모델링한다. 본 연구에서 사용한 난류 모델링은 난류운동에너지와 난류소산에 대해 두 개의 수송 방정식을 이용한 k-omega 전단응력수송 모델(Shear Stress Transport, SST)이다.

본 연구에서는 정상상태 RANS 유동해석을 위하여 상용프로그램 STAR-CCM+를 이용하였다. 해석 대상은 cone-cylinder-flare 형상의 가상 비행체이며 아음속, 천음속, 초음속, Max-q 비행 조건에 대한 유동해석을 수행하였다. 하이브리드 예측방법에서는 각 비행 조건에 대해 유동해석에서 얻어진 유동 변수들을 이용하여 반경험적 예측식의 입력값으로 사용한다. 반경험적 해석을 통해서 경계층의 특징을 파악하여 유동 특징에 따른 경계층 가장자리 파라미터를 결정하고 음향하중을 예측한다. 최종 해석결과는 변동 압력 레벨과 음향 파워스펙트럼으로 구해지며, 각 예측방법에 따른 해석결과를 비교하였다.

III. 해석결과

3.1 경험적 예측코드 검증

본 연구에서는 먼저 Miller^[13]의 연구에서 수행된 실험 조건에 대하여 경험적 예측코드에 대한 검증 해석을 수행하였다. Miller^[13]의 연구 결과에 따르면

본 논문에서 사용하는 5가지 파워스펙트럼 해석방법 중 Houbolt 식을 제외한 4가지 해석에 대한 검증이 가능하며 검증 결과는 Figs. 2, 3과 같다.

Fig. 2는 Robertson과 Efimtsov1의 해석방법을 검증한 결과이다. 하첨자 p가 붙은 그래프는 Miller^[13]의 해석결과이다. Fig. 3은 Efimtsov2와 Rack과 Weston의 해석방법을 검증한 결과이다. 앞선 해석과 살펴볼 때 본 연구에서 사용되는 파워스펙트럼 해석방법에 대해서 Miller^[13]의 해석결과와 일치하는 해석결과를 갖는 것을 확인할 수 있다. Rack과 Weston 해석방법은 Efimtsov2 방법에 보정계수를 도입하여 피크, 고주파수 영역을 보정하는 방법으로 Fig. 3과 같이 고주파수 영역에 대해 저감효과가 있고 피크 주파수 영역에 대해 증가효과가 있는 것을 확인할 수 있다.

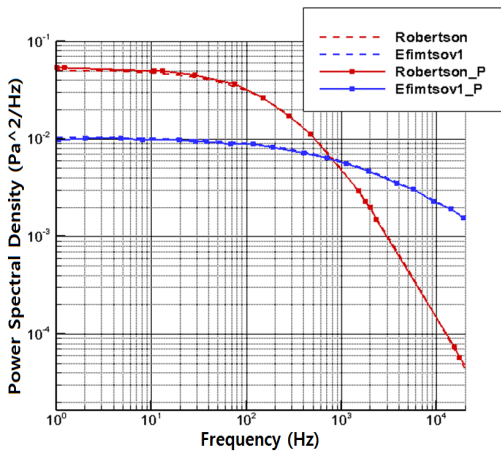


Fig. 2. Verification of power spectrum (Robertson, Efimtsov1).

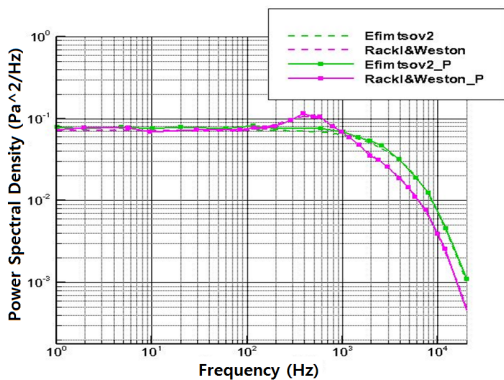


Fig. 3. Verification of power spectrum (Efimtsov2, Rack과 Weston).

3.2 유동해석결과

3.2.1 경계층 판별방법

본 연구의 해석 대상은 Fig. 4와 같은 가상 비행체이며 이에 대해 아음속, 천음속, 초음속, Max-q 비행 조건에 대한 유동해석을 수행하였다. 유동해석 조건은 Table 1과 같다.

해석 환경은 비행 속도 변화이며 Fig. 5와 같은 축대칭 격자를 이용하였다. 해석의 정확성과 수렴성 향상을 위해 원방계(R = 200 m)로부터 비행체 표면까지 영역을 나눠 격자를 형성했고 총 격자의 수는 약 130만 개, 해석시간은 각각의 경우에 대해 약 18시간 소요되었다. 유동해석 단계의 목표는 경계층 변수를 경험식에 입력 값으로 사용하는 것이다.

본 연구에서는 Fig. 6과 같이 비행체 상단부의 75개 음향하중 예측 지점에 대한 경계층 입력변수 값의 변화를 보기 위해 프리즘 층 격자와 경계층 판별방



Fig. 4. High speed vehicle configuration.

Table 1. Analysis condition for high speed flight.

Classification	Mach number	Dynamic pressure
Subsonic	0.68	3.203×10^4
Transonic	0.92	5.739×10^4
Supersonic	2	2.241×10^5
Max-q	5.25	4.777×10^6

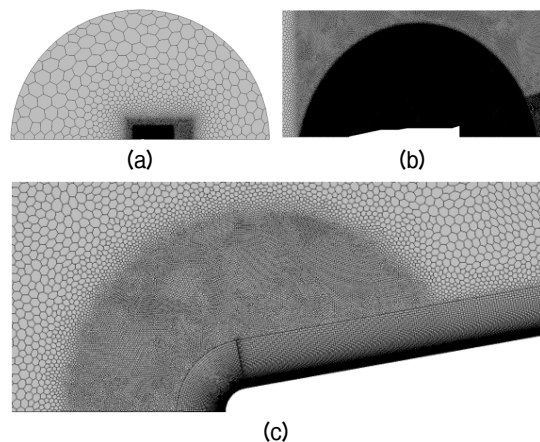


Fig. 5. 2D axisymmetric mesh (a) : far-field, (b) : near-field, (c) : nose cone.

법에 따른 예측결과를 살펴보았다.

먼저 얇은 프리즘 층 격자에 대하여 두 가지 경계층 판별방법을 적용하였다. 첫 번째 경계층 판별방법은 속도변수를 이용하는 것으로, 비행체 표면에 수직인 지점의 속도 형상을 이용하여 자유유동 속도의 99% 지점을 경계층 가장자리 영역으로 판별하는 것이다. 두 번째 경계층 판별방법은 전압력 변수를 이용하는 것으로, 마찬가지로 비행체 표면에 수직인 지점의 전압력 값이 자유유동 전압력 값의 99%인 지점을 경계층 가장자리 영역으로 판별하는 것이다.

두 가지 판별방법을 비교한 결과 전압력을 기반으로 경계층 가장자리 변수를 판별하는 경우 Fig. 7과 같이 경계층 두께가 동체 표면을 따라 점차적으로 두꺼워지는 경향을 보임을 확인할 수 있었다. 이는 일반적인 경계층 두께 발달의 특징과 유사한 경향성으로 속도기반의 판별방법에서는 잘 예측하지 못했

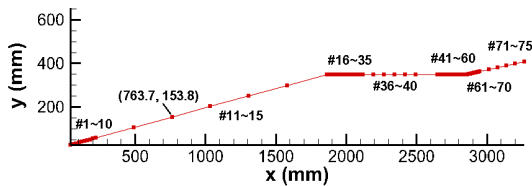


Fig. 6. Probe points of high speed vehicle.

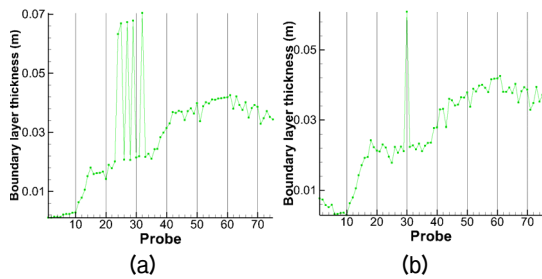


Fig. 7. Boundary layer thickness prediction based on total pressure (a): subsonic, (b): transonic.

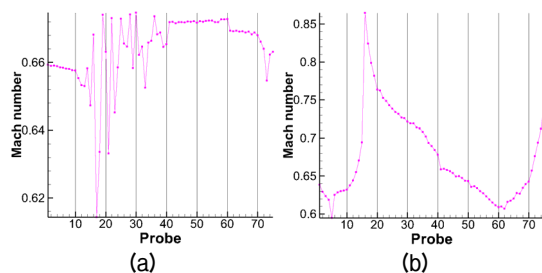


Fig. 8. Mach number prediction at subsonic (a): velocity based, (b): total pressure based.

던 것이다.

속도기반의 경계층 예측방법에 비해 전압력기반의 예측방법이 더욱 타당한 판별 방법임은 Fig. 8의 경계층 가장자리 마하수 예측결과에서도 확인할 수 있다. 속도기반 예측방법의 경우 [Fig. 8(a)] 마하수 값이 동체 표면을 따라 불규칙한 값으로 진동하며 예측되는 반면 전압력기반 예측방법 [Fig. 8(b)]의 경우 아음속 영역에서 압축되는 동체의 표면 형상을 따라 유동 속도가 상승하는 모습을 보이는데 이러한 예측 결과가 물리적으로 타당한 결과임을 알 수 있다. 따라서 하이브리드 예측방법에 사용되는 경계층 변수 판별방법은 전압력기반의 예측법이 더욱 타당함을 확인할 수 있다.

한편 프리즘 층 두께에 따른 예측결과를 비교하였다. 그 결과 두꺼운 프리즘 층 격자를 이용하여 예측한 경우 Fig. 9와 같이 경계층 두께가 중간마다 불규칙적으로 예측되던 문제가 개선된 모습을 보였다. 한편 Fig. 10은 프리즘 층 두께에 따른 마하수 예측결과인데 마하수 예측결과는 크게 다른 예측을 보이지 않았다.

이를 통해서 경계층 두께 예측의 경우 비행체 표

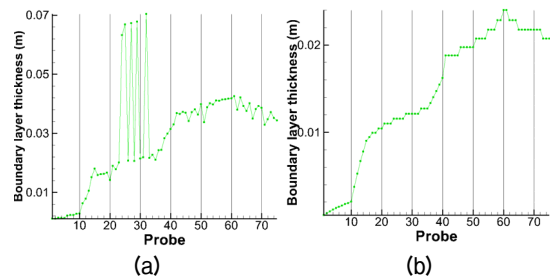


Fig. 9. Boundary layer thickness prediction at subsonic (a): thin prism layer (b): thick prism layer.

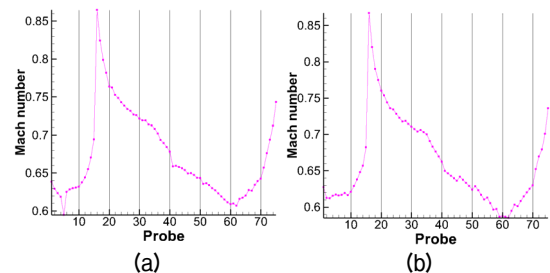


Fig. 10. Mach number prediction at subsonic (a): thin prism layer (b): thick prism layer.

면 격자에 따라 예측값의 차이가 민감하게 달라지는 반면 마하수 예측의 경우 격자에 대한 예측값의 차이가 크게 나타나지 않음을 알 수 있다.

본 연구에서는 두꺼운 프리즘 층 격자를 이용한 유동해석결과에 대하여 전압력기반의 경계층 예측 방법을 이용하여 경계층 변수를 추출하였고 이를 경험식의 입력 값으로 사용하였다.

3.3 음향하중 예측결과

음향 하중을 예측하기 위해 사용된 경험식은 부착 경계층 유동영역에 대해 4가지 평균제곱변동압력 식과 5가지 파워스펙트럼 식이 사용되었고 분리 유동영역에 대해서는 팽창 영역과 압축 영역 그리고 충격파 발생 영역에 대해 각각 1가지 평균제곱변동압력 식과 파워스펙트럼 식이 사용되었다.

Fig. 11은 아음속 비행 시 부착경계층 유동영역에 대한 4가지 평균제곱변동압력 식을 이용하여 동체 표면에 작용하는 음향하중[fluctuating pressure level(dB)]을 예측한 결과이다. Yang과 Wilby^[1]에 따르면 아음속 비행에 대해 팽창, 압축 코너 영역에서 유동 분리가 일어나며 해당 영역에서 음향하중은 더욱 크게 작용한다. Fig. 11에서 변동압력레벨의 상승이 뚜렷한 영역에 해당하며 분리 유동영역에 대해서는 각각 하나의 경험식이 사용되므로 같은 레벨 값을 갖는다. 부착경계층 유동영역에 대해서는 예측식에 따른 결과가 차이를 보였는데 동압의 약 1.2%로 음향하

중을 예측하는 Lueptow 방법이 가장 크게 나타났으며 다음으로 Farabee와 Casarella, Lawson1과 Lawson2는 같은 예측값을 가졌다. Lawson1과 Lawson2의 경우 예측식에 입력되는 파라미터가 다르지만 압축성 유동 관계식을 적용하면 결국 같은 식으로, 유동해석이 이를 만족시키는 경우 Lawson1과 Lawson2는 같은 예측값을 갖는다는 것을 확인할 수 있다. 한편 이러한 음향하중 크기의 예측 경향성은 Miller^[13]의 실험을 이용한 경험적 예측결과와 같은 경향성을 갖는 것으로 CFD(Computational Fluid Dynamics)를 이용한 유동해석 및 경계층 파라미터 예측값이 실험과 같이 잘 수행되었음을 알 수 있다.

한편 Fig. 12는 파워스펙트럼 결과를 역으로 적분하여 얻은 변동압력레벨 예측결과로 Houbolt와 Robertson의 예측결과는 앞서 Lawson1의 평균제곱변동압력 식으로 예측한 결과와 같은 것을 알 수 있는데 이는 Houbolt와 Robertson의 파워스펙트럼이 평균제곱변동압력 값을 기반으로 한 에너지의 주파수 분포를 나타내기 때문이다. 한편 경계층 두께, 벽면전단응력, 벽면마찰속도 등의 경계층 파라미터를 이용하는 Efimtsov1, Efimtsov2 방법의 경우 상대적으로 음향하중을 크게 예측하는 것을 알 수 있고 Rackl과 Weston 방법의 경우 Efimtsov2 방법에 보정계수를 도입한 결과로 음향하중 예측결과가 Efimtsov2 방법에 비해 낮게 예측됨을 알 수 있다.

천음속 비행 시에 대하여 평균제곱변동압력 식을

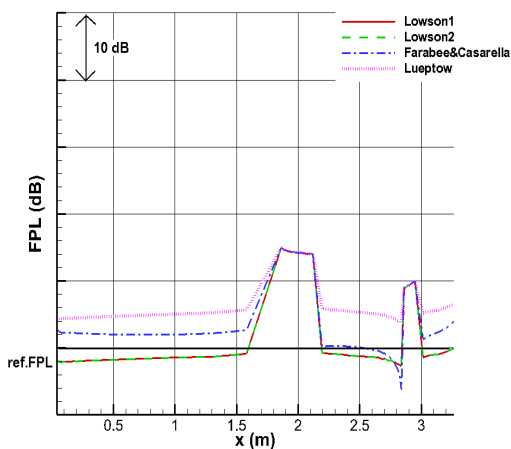


Fig. 11. Fluctuating pressure level by mean-square equation at subsonic flight.

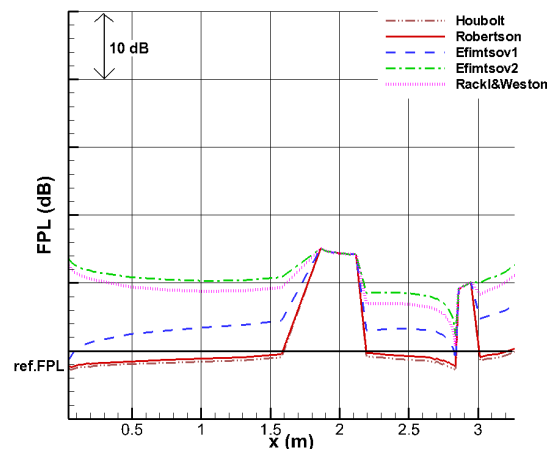


Fig. 12. Fluctuating pressure level by power-spectrum equation at subsonic flight.

이용한 음향하중 예측결과는 Fig. 13에 나타내었다. 천음속 비행 시 팽창영역에서 충격파가 발생하는데 예측 결과에 따르면 충격파 발생에 의한 음향하중 증가 효과가 뚜렷하게 나타남을 확인할 수 있다. 한편 충격파 발생 이후 영역에 대해서는 아음속 유동과 마찬가지로 압축 영역에서 분리유동이 일어난 것으로 가정하였고 이에 따라 약 2.9 m 영역에서 음향하중이 크게 예측되는 것을 확인할 수 있다.

천음속 비행 시에 대하여 파워스펙트럼 식을 이용한 음향하중 예측결과는 Fig. 14와 같다. Efimtsov1 방법의 경우 부착경계층 영역에서 Houbolt, Robertson 방법과 비슷한 수준의 음향하중 값을 예측하며 경계층 변수값에 따라 조금씩의 차이를 갖는 것을 확인하였다. 단순히 비제두께를 활용하는 Houbolt, Robertson 방법에 비해 나머지 예측 방법은 경계층 두께, 벽면

전단응력 및 마찰속도를 입력변수로 활용한다. 따라서 영역별로 예측값의 경향이 유사하며 Efimtsov2, Rackl과 Weston, Efimtsov1 순서로 크게 예측됨을 확인할 수 있다. 이러한 예측결과는 아음속 비행시의 예측과 마찬가지로 부착경계층 영역에 대한 예측에 있어서 Lawson 방법이 대부분의 영역에 대해 예측값의 하한선을 형성하며 Efimtsov2, Rackl과 Weston 방법이 보수적으로 음향하중을 예측하는 방법임을 확인할 수 있다.

초음속 비행 시에 대하여 평균제곱변동압력 식을 이용한 음향하중 예측결과는 Fig. 15에 나타내었다. Cockburn^[5]에 따르면 초음속 비행 시 cone-cylinder 영역에 대한 유동은 전 영역에 대해 부착경계층 특징을 가진다고 알려져 있다. 본 연구의 예측대상은 임의의 cone-cylinder-flare 비행체 형상으로 실린더 형

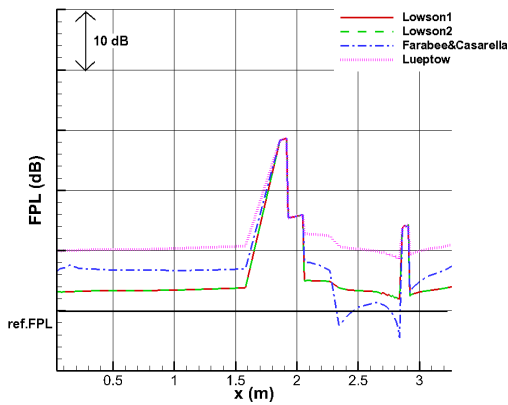


Fig. 13. Fluctuating pressure level by mean-square equation at transonic flight.

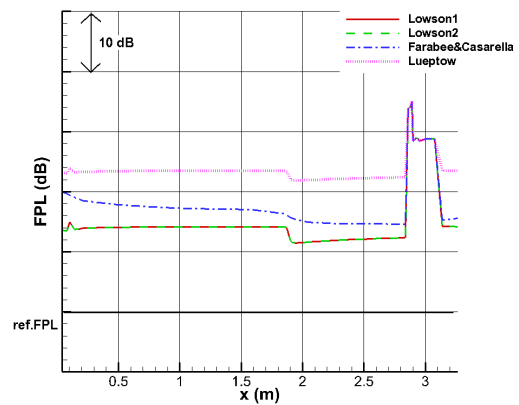


Fig. 15. Fluctuating pressure level by mean-square equation at supersonic flight.

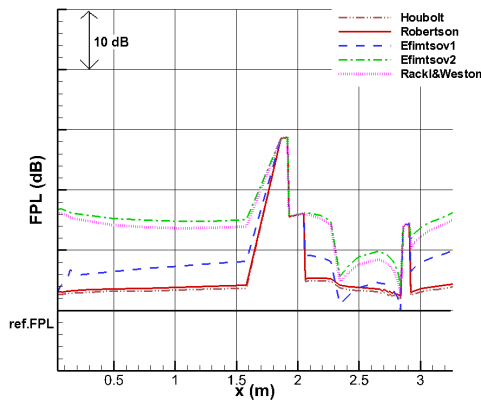


Fig. 14. Fluctuating pressure level by power-spectrum equation at transonic flight.

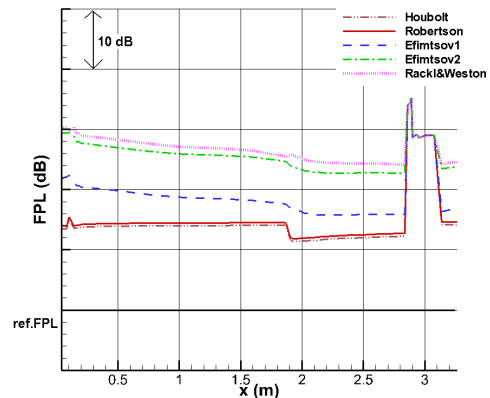


Fig. 16. Fluctuating pressure level by power-spectrum equation at supersonic flight.

상의 끝단 압축 영역에서 분리유동이 일어난다고 가정하였고 이에 따라 분리유동에 의한 음향하중 증가 현상이 예측됨을 확인할 수 있다. 이때 예측값의 특징을 살펴보면 기존의 아음속 천음속 비행 시의 음향하중 예측 크기 순서가 유지되며 전체적인 예측값이 증가했음을 확인할 수 있다. 한편 Fig. 16은 초음속 비행 시에 대하여 파워스펙트럼 식을 이용한 음향하중 예측 결과이다. 앞서 예측결과와 마찬가지로 Lawson1 방법을 기반으로 한 Houbolt, Robertson 방법의 음향하중 예측결과가 예측값의 하한선을 형성하는 것을 알 수 있다. Efimtsov2와 Rackl과 Weston 방법을 이용한 예측결과는 여전히 높은 음향하중을 예측하지만, 초음속 비행 시에 대해서 Rackl과 Weston 방법이 Efimtsov2 예측값의 크기를 넘어섰다. 이는 Rackl과 Weston 방법의 두 번째 보정계수에 사용되는 속도 변수에 의한 것이다. 속도가 클수록 음향하중이 높게 보정되는 특징이 반영된 것으로 이러한 특징은 Max-q 비행 조건에서 또한 확인할 수 있다.

한편 Max-q 비행조건은 초음속 비행과 비교해서도 마하수가 더 큰 비행조건으로 매우 높은 고도에서 매우 빠른 속도로 비행하는 환경이다. 따라서 모든 유동영역을 부착경계층 유동으로 가정할 수 있으며 이에 대해 평균제곱변동압력 식과 파워스펙트럼 식을 이용한 음향하중 예측결과는 Figs. 17, 18과 같다. Fig. 17의 예측결과를 보면 앞선 비행 환경에서 가장 보수적으로 음향하중을 예측했던 Lueptow 방법과 다른 예측방법의 음향하중 예측값의 차이가 두드러지게 나타남을 알 수 있는데 이는 입력변수로 사용되는 동압이 속도의 제곱에 비례하여 커지기 때문이다. 한편 모든 비행 환경에 대해 Lawson 예측 방법은 대부분 가장 낮은 음향하중 값을 예측한 것을 확인할 수 있다. Lawson 방법을 이용한 예측결과를 통해 발견할 수 있는 특징 중 하나로는 초음속 비행 조건 때보다 음향하중이 낮게 예측되는 부착경계층 유동 구간이 있다는 것이다. 동체 전방의 약 0.5m 영역까지, 2m 영역 후방의 일정 구간에 대해 Max-q 조건에 대한 음향하중 예측값이 초음속 비행 시보다 낮게 예측되었다. 이는 예측식에 사용되는 동압이 속도와 마하수 제곱에 따라 증가하는 효과를 갖지만 반대로 압력과 밀도에 따라 감소하는 효과가 조금

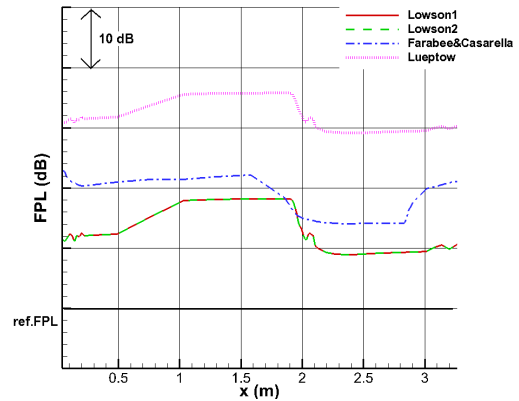


Fig. 17. Fluctuating pressure level by mean-square equation at Max-q flight.

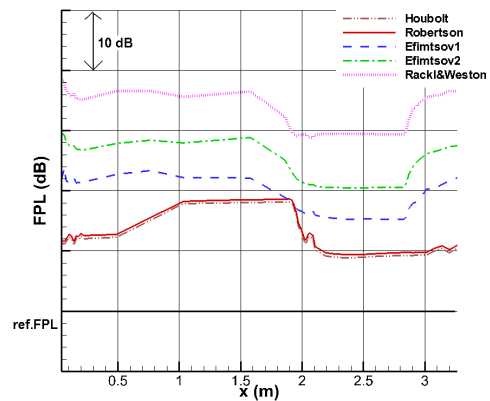


Fig. 18. Fluctuating pressure level by power-spectrum equation at Max-q flight.

더 크게 나타나는 구간이 있다는 것이다. 이러한 결과를 통해 비행 중 비행체가 Max-q 조건 이후 동압이 감소하며 음향하중이 감소하는 특징이 포착됨을 알 수 있다. 또한 Farabee와 Casarella 예측 방법과 파워스펙트럼 식 기반의 Efimtsov1 예측 방법은 모든 비행 환경에 대해 유사한 예측값을 가지는 것을 확인할 수 있으며 추가 실험을 통해 보완된 Efimtsov2 식은 모든 영역에 대해 Efimtsov1에 비해 보수적인 식인 것을 확인할 수 있다.

비행 속도에 따른 예측방법별 음향하중 예측 특징을 살펴보기 위해 Fig. 6에 표시된 비행체 상단부 예측 지점(probe point #12)에 대한 음향하중 예측을 수행하였다. Fig. 19는 평균제곱변동압력 식을 이용한 음향하중 예측결과를 비행 속도에 따라 비교한 것으로 모든 예측 방법에 대해 비행 속도가 증가함에 따라 음향하중이 크게 예측되는 것을 확인할 수 있다.

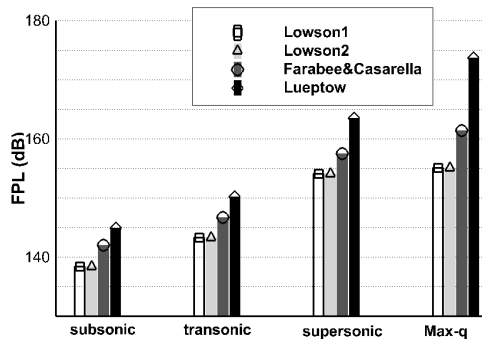


Fig. 19. Comparison of mean-square pressure based fluctuating pressure level according to the flight speed.

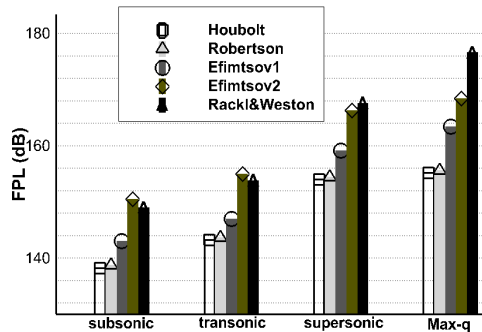


Fig. 20. Comparison of power spectrum based fluctuating pressure level according to the flight speed.

또한 모든 비행 환경에 대해 Lueptow 예측식이 가장 크게 음향하중을 예측하는 보수적인 방법인 것으로 나타났다. Lawson1, 2 예측식의 경우 모든 비행 환경에 대해 음향하중을 가장 낮게 예측하는 것으로 나타났으며 동압의 약 1.2%로 비례하여 음향하중을 예측하는 Lueptow 예측식의 경우 비행속도가 증가함에 따라 음향하중 예측값이 뚜렷하게 증가하는 것을 알 수 있다. 이러한 차이가 나타나는 이유는 예측식에 어떠한 경계층 변수가 사용되는지의 여부에 따른 것으로 보인다.

한편 파워스펙트럼 식을 이용한 음향하중 예측결과 비교는 Fig. 20과 같다. 마찬가지로 비행속도가 증가함에 따라 음향하중이 높게 예측됨을 확인할 수 있다. Houbolt, Robertson 경험식은 앞서 언급했듯이 평균제곱 압력에 따른 주파수 분포를 나타내므로 서로 같은 예측 값을 갖는 것을 확인할 수 있다. 비행속도 증가에 따른 증가폭을 살펴보면 Rackl과 Weston의 예측결과가 가장 크게 나타나는 것을 알 수 있는

데 이는 경계층 가장자리 변수값이 속도에 따라 변화하는 영향을 고려할 뿐만 아니라 보정계수로 사용되는 추가 식에 속도항이 추가되어 속도가 증가할수록 음향하중을 크게 예측하기 때문이다.

IV. 결 론

본 논문에서는 하이브리드 방법을 이용하여 고속 비행중 비행체의 음향하중을 예측하였다. 하이브리드 예측방법은 정상상태 유동해석결과를 경험적 예측방법의 입력 값으로 활용하는 것으로 경계층 변수 값을 얻기 위해 실험을 수반하는 경험적 예측방법의 한계와 많은 계산 시간과 비용이 요구되는 수치적 예측방법의 한계를 상호 보완할 수 있다.

상용프로그램 STAR-CCM+를 이용하여 아음속, 천음속, 초음속 및 Max-q 조건에서의 정상상태 RANS 유동해석을 수행하였다. 유동해석결과를 기반으로 한 경계층 가장자리 영역 판별에 대하여 경계층 판별방법과 표면 격자에 따른 효과를 살펴봤으며 부착 경계층 유동에 대해 평균제곱 압력 경험식 4가지와 파워스펙트럼 경험식 5가지를 이용하였다. 분리 유동에 대해서는 압축 팽창 충격파 영역에 대해 각각 하나의 경험식을 적용하여 비행 속도에 따른 음향하중을 예측하였다.

여러 경험식에 대한 음향하중을 예측했을 때 평균 제곱변동압력 식에 대해서는 Lueptow 예측식이 가장 보수적인 방법으로 나타났고 Lawson 예측식이 음향하중을 가장 낮게 예측하는 방법으로 나타났다. 모든 비행 환경에 대해 Lueptow, Farabee와 Casarella, Lawson 순서로 음향하중의 크기가 예측되는 특징은 변하지 않았다. 한편 경험식을 구성하는 경계층 변수에 의하여 속도 증가에 따른 예측의 경향성은 조금 달랐는데 동압을 사용하는 Lueptow 예측식이 속도 증가에 따른 음향하중 예측 증가 현상이 가장 뚜렷하게 나타났다. 한편 파워스펙트럼 식을 기반으로 한 예측에 대해서는 Efimtsov2 예측식이 Efimtsov1에 비해 모든 비행 환경에서 더욱 보수적인 예측방법인 것을 확인할 수 있었으며 Lawson 기반의 Houbolt, Robertson 예측식은 음향하중을 가장 낮게 예측하는 방법으로 나타났다. 천음속 비행 시까지는 Efimtsov2

방법이 가장 보수적인 예측결과를 나타냈지만 속도 변수를 보정계수로 사용하는 Rackle과 Weston 예측식이 속도 증가에 따른 음향하중 증가 현상을 가장 뚜렷하게 반영함으로 초음속과 Max-q 조건에서는 가장 보수적인 예측을 하는 방법인 것으로 나타났다.

감사의 글

본 연구는 국방과학연구소의 지원 하에 수행하는 과제(UD160042CD) ‘제트 노이즈에 의한 음향하중 해석 코드 개발’ 및 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술개발사업(NSL)으로부터 지원받아 수행한(2013M1A3A3A02042024) 연구과제임.

References

1. M. Y. Yang and J. F. Wilby, "Derivation of aero-induced fluctuating pressure environments for Ares IX," 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, paper no. 2801 (2008).
2. A. G. Rainey, "Progress on the launch-vehicle buffeting problem," J. Spacecraft and Rockets **2**, 289-299 (1965).
3. M. V. Lowson, "Prediction of boundary layer pressure fluctuations," Wyle Lab., Tech. Rep., 1968.
4. J. E. Robertson, "Prediction of in-flight fluctuating pressure environments including protuberance induced flow," Wyle Lab., Tech. Rep., 1971.
5. J. A. Cockburn and J. E. Robertson, "Vibration response of spacecraft shrouds to in-flight fluctuating pressures," J. Sound and Vibration, **33**, 399-425 (1974).
6. S. Y. Chern, G. Lobser, M. Schoonmaker, and C. Liu, "LES for separated supersonic turbulent boundary layer and shock interaction," AIAA SciTech Forum, 52nd Aerospace Sciences Meeting (2014).
7. M. Wu and M. P. Martin, "Direct numerical simulation of supersonic turbulent boundary layer over a compression ramp," AIAA Journal, **45**, 879-889 (2007).
8. T. M. Farabee and M. J. Casarella, "Spectral features of wall pressure fluctuations beneath turbulent boundary layers." Physics of Fluids A : Fluid Dynamics, **3**, 2410-2420 (1991).
9. R. M. Lueptow, "Transducer resolution and the turbulent wall pressure spectrum," J. Acoust. Soc. Am. **97**, 370-378 (1995).
10. B. Efimtsov, N. Kozlov, S. Kravchenko, and A. Andersson, "Wall pressure-fluctuation spectra at small forward-facing steps," 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics

Conference and Exhibit, 1054-1064 (1999).

11. R. Rackl and A. Weston, "Modeling of turbulent boundary layer surface pressure fluctuation auto and cross spectra- verification and adjustments based on TU-144LL data," NASA., Tech. Rep., 2005.
12. L. E. Chaump, A. Martellucci, and A. Monfort, "Aero acoustic loads associated with high-beta re-entry vehicles," General Electric., Tech. Rep., 1973.
13. T. S. Miller, *Turbulent boundary layer models for acoustic analysis*, (Ph.D. Dissertation, Wichita State University, 2011).

저자 약력

▶ 박 서 룡 (Seoryong Park)



2012년 2월: 한국항공대 항공우주 및 기계공학부 학사
2012년 3월 ~ 현재: 서울대 기계항공공학부 석박사 통합과정

▶ 김 만 식 (Manshik Kim)



1996년 2월: 서울대 기계공학과 학사
1998년 2월: 서울대 기계공학과 석사
2003년 8월: 서울대 기계항공공학부 박사
2004년 1월~2005년 12월: 위스컨신 주립대 엔진연구센터 연구원
2006년 1월 ~ 현재: 국방과학연구소 책임 연구원

▶ 김 흥 일 (Hongil Kim)



2005년 2월: KAIST 항공우주공학 학사
2007년 2월: KAIST 항공우주공학 석사
2012년 2월: KAIST 항공우주공학 박사
2012년 2월~2014년 2월: 삼성중공업 풍력사업부
2014년 2월 ~ 현재: 국방과학연구소 선임 연구원

▶ 이 수 갑 (Soogab Lee)



1983년 2월: 서울대 항공공학 학사
1985년 2월: 서울대 항공공학 석사
1992년 6월: Stanford Univ. 공력소음 박사
1992년 6월 ~ 1995년 2월: NASA Ames Research Center
1995년 3월 ~ 현재: 서울대 기계항공공학부 교수