

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(11), 883-891(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.11.883

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

DES와 FW-H 음향상사법을 이용한 탠덤 실린더의 공력소음 특성 연구

김만식*, 이윤규**

A Numerical Study on Aerodynamic Noise Characteristics of the Tandem Cylinders using DES and FW-H Acoustic Analogy

Manshik Kim* and Youn Kyu Lee**

The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development*,**

ABSTRACT

In this paper, aerodynamic noise simulation was conducted using DES (Detached Eddy Simulation) and FW-H (Ffowcs Williams and Hawkings) acoustic analogy for the tandem cylinders which have configuration similar to a landing gear of airplanes. Numerical simulation for the tandem cylinders whose centers are 3.7D apart was carried out and results were compared with the measured data such as flow characteristics, pressure coefficients on the cylinder surfaces and far-field noise characteristics. It was confirmed that periodically shedded vortices released at the upstream cylinder and impinged on the downstream cylinder surface are major sources of aerodynamic noise. After verifying the computational method of using DES and FW-H acoustic analogy for predicting aerodynamic noise of tandem cylinders, additional simulation was conducted to examine the effect of attaching a splitter plate at the rear of the upstream cylinder. It was confirmed that the noise level in specific frequency band decreased significantly because the splitter plate changed the vortex shedding features and reduced dipole noise source.

초 록

본 연구에서는 항공기 랜딩 기어와 유사한 형태의 탠덤 실린더에 대해 DES (Detached Eddy Simulation)와 FW-H (Ffowcs Williams and Hawkings) 음향상사법을 이용한 전산공력소음해석을 수행하였다. 실린더 중심 간 거리 3.7D 조건에 대한 전산공력소음해석 결과를 탠덤 실린더를 지나는 외부 유동 특성 및 원거리 소음을 계측한 선행 연구 결과와 비교하였다. 전방 실린더의 상/하부에서 발생한 와류(Vortex)가 특징적인 주파수를 갖고 후방 실린더에 충돌하면서 소음 발생원이 되는 것을 확인하였다. DES와 FW-H 음향상사법을 이용한 전산공력소음해석 방법의 타당성을 확인한 후, 전방 실린더의 후방에 분할판을 적용한 경우의 전산공력소음해석을 수행하였다. 전방 실린더의 후방에 분할판이 적용되면 전방 실린더의 상/하부에서 발생하는 와류의 특징을 변화시키고 이극자 소음원 크기를 감소시켜 특정 주파수 대역에서 발생하는 소음 크기가 감소하는 것을 확인하였다.

Key Words : Tandem Cylinder(탠덤 실린더), Aerodynamic Noise(공력소음), Detached Eddy Simulation(분리된 와류모사), Acoustic Analogy(음향상사법), Splitter Plate(분할판)

† Received : August 18, 2018 Revised : October 3, 2018 Accepted : October 11, 2018

** Corresponding author, E-mail : lyk@add.re.kr

I. 서 론

항공기의 이착륙 시 랜딩 기어에서 발생하는 공력소음의 원인을 규명하고 줄이는 방안을 모색하기 위해 시험과 해석을 통한 다양한 연구들이 수행되었다[1,2]. 랜딩 기어는 다양한 직경의 실린더들이 열을 이어 배치된 형태로 구성되어 있으며 비교적 형상이 단순하고 실린더 주위를 통과하는 유속이 느림에도 불구하고 매우 복잡한 유동 특성을 나타낸다. 따라서 동일한 시험 형상에 대한 해석 결과들도 사용한 해석 기법과 격자 구성 등에 따라서 광범위한 편차를 보이기도 한다[1]. 최근에는 전산유체해석 기법과 계산 자원이 비약적으로 발전하여 공력소음 연구에 전산해석을 적용하는 경우가 빈번해지고 있으며 해석 방법의 타당성과 해석 결과의 정확도를 보장할 수 있도록 시험을 통한 검증이 필요한 실정이다.

이에 본 연구에서는 DES (Detached Eddy Simulation)[3]와 FW-H (Ffowcs Williams and Hawkings) 음향상사법[4]을 이용해 전산공력소음해석을 수행하고 해석 결과를 NASA Langley Research Center 에서 BART(Basic Aerodynamics Research Tunnel)와 QFF(Quiet Flow Facility) 풍동을 활용해 수행한 유동 특성 및 소음 측정 결과[1,2]와 비교하였다. 탠덤 실린더 주위에서 발생하는 유동의 특징적인 현상과 원거리 소음 특성을 상세히 분석함으로써 전산유체해석과 음향상사법을 결합해서 수행한 해석 방법에 대한 타당성을 확인하였다. 또한 전산공력소음해석 방법의 타당성을 확인한 후에는 전방 실린더의 후방에 분할판을 적용한 경우의 해석을 수행하여 분할판의 효과에 대해 고찰하였다.

II. 탠덤 실린더 유동 및 소음 계측

II장에는 전산공력소음해석 방법의 타당성을 검증하기 위해 활용한 선행 연구[2]의 유동 및 소음 계측 내용을 요약하였다.

2.1 탠덤 실린더 유동 및 소음 계측

Figure 1은 공력소음 연구를 위해 NASA Langley Research Center에서 각각 BART와 QFF 풍동을 활용해 탠덤 실린더 주위를 통과하는 유동 특성과 원거리 소음 특성을 계측한 시험 장치 구성을 나타낸다. Fig. 2는 시험 시 활용한 좌표축과 각도 정의를 나타낸다. 유동 특성에 대해서는 전/후방 실린더의 0° 위치부터 45° 간격으로 표면 압력과 입자 영상 유속계(PIV, Particle

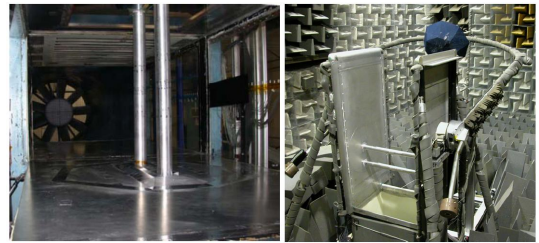


Fig. 1. Configurations of tandem cylinder experiments in the BART(left) and the QFF(right) wind tunnel [2]

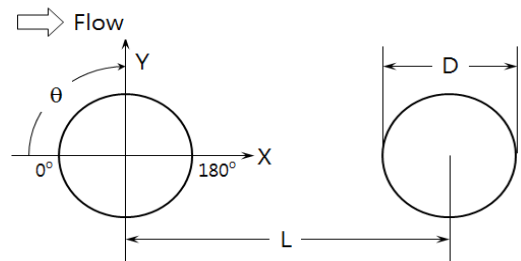


Fig. 2. Schematic of tandem cylinder configurations

Image Velocimetry)를 이용해서 x-y 평면에서의 유동 특성을 계측하였고 Fig. 3과 같이 마이크로폰을 배치해서 원거리 소음을 계측하였다. 해석 결과와의 비교/분석에 활용한 마이크로폰 A-C의 위치는 Table 1과 같다. 본 연구의 해석에서는 마하수 0.128, 실린더 직경 57.15mm, 실린더 중심 간 거리는 실린더 직경의 3.7배(211.46mm)에 해당하는 시험 결과와 비교하였다. 탠덤 실린더에 대한 풍동 시험 시 완전 발달된 난류 유동 조건을 구현하기 위해 전/후방 실린더의 특정 각도 위치($50^\circ \sim 70^\circ$)에 boundary layer trip을 적용하였다.

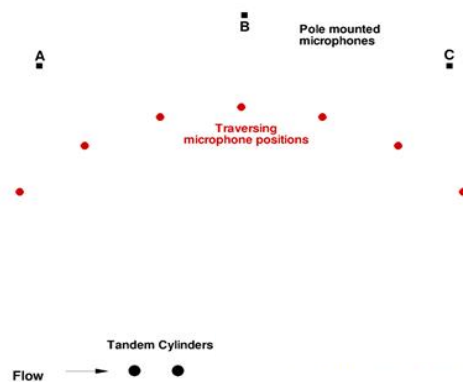


Fig. 3. Schematic of tandem cylinder and microphone configurations [2]

Table 1. Location of microphones

Coord. Mic.	X	Y
A	-8.33D	27.82D
B	9.11D	32.49D
C	26.55D	27.82D

III. 탠덤 실린더 유동 및 소음 해석 조건

3.1 탠덤 실린더 유동 해석 조건

Figure 4는 탠덤 실린더 유동 및 원거리 소음 해석을 위한 3차원 격자의 x-y 평면에서의 형상을 나타낸 것이다. 원거리 소음 계측을 위해 적용된 마이크로폰 A, B와 C의 위치는 Fig. 4에 표시된 격자 내부에 존재하지 않는다. 격자 작성 시 실린더 벽면에서의 유동 발달과 경계층 박리 특성의 정확한 예측을 위해 y^+ 값이 1 이하가 되도록 경계층 격자의 조밀도를 설정하였고 FW-H 음향상사법을 이용한 소음 전파 해석 시 압력과 속도 성분이 추출되는 인터페이스면(FW-H Permeable Surface)은 탠덤 실린더 후류에서의 난류 유동 혼합 영역까지 충분히 포함하도록 구성하였다. z축 방향으로 실린더 직경의 3배에 해당하는 영역을 설정하고 주기적(Periodic) 경계조건을 부가하였다. 유동 및 소음 측정 시험이 진행된 풍동의 경우는 z축 방향으로 실린더 직경의 12.4~16배에 해당하는 영역의 크기를 갖고 벽면이 있는 형상

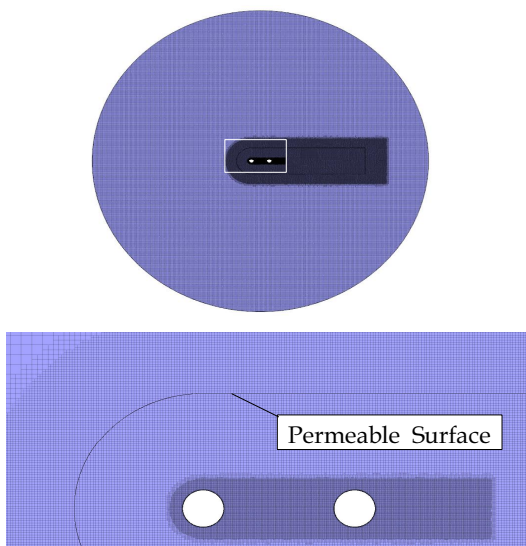


Fig. 4. Computational mesh for flow and far field noise prediction

이지만 3배의 영역을 설정하고 주기적 경계조건을 부가하면 주요한 유동 특성은 반영된다는 선행 연구 결과[1]를 참고하였다.

격자의 종류는 STAR-CCM+(Version 12.06)에서 제공하는 육면체 격자인 trimmer 격자를 활용하였고 격자수는 약 2천만 개이다. 격자의 최 외곽 경계에는 음파의 반사를 억제하도록 STAR-CCM+에서 제공하는 ASZ(Acoustic Suppression Zone) 모델을 적용하였다. 해당 모델은 경계에 입사되는 물리량을 상쇄하는 생성항을 연속, 운동량 및 에너지 방정식에 포함하는 것으로 해석 영역 내부에서 발생하는 소음원만이 인터페이스면에 영향을 미치도록 모델 파라미터를 시행착오를 통해 설정하였다. Implicit unsteady 시간 전진법을 사용하였으며 계산 시간간격은 acoustic CFL수가 1.0 이하가 되고 약 2~3kHz에 해당하는 관심 주파수 영역까지 결과를 산출할 수 있도록 1.25×10^{-5} 초로 설정하였다. 시간 및 공간 차분법은 모두 2차로 적용하였다. 난류 모델로는 STAR-CCM+에서 제공하는 SST(Shear Stress Transport) $k-\omega$ DES 모델을 사용하였다. 격자 경계에서의 유속 및 온도 조건은 유동 및 소음 측정 시험 시와 동일하게 각각 마하수 0.128 과 293 K로 설정하였다. 실린더 직경 기준의 레이놀즈수는 1.66×10^5 이지만 boundary layer trip을 적용하여 완전 발달된 난류 유동의 특징을 보이는 것으로 보고되어 있는 풍동 시험 조건에 대한 해석이므로 해석 시 유사 연구 결과[5]를 참고하여 roughness height가 0.05mm인 거친 벽면 조건을 부가하였다.

3.2 탠덤 실린더 소음 해석 조건

유동 해석과 동시에 마이크로폰 A, B와 C 위치에서의 음압 스펙트럼 특성을 해석하도록 STAR-CCM+에서 제공하는 FW-H 모델을 적용하였다. 와류 방출 50주기에 해당하는 시간 이후에 FW-H 모델을 동작시켰으며 적절한 주파수 분해능을 갖도록 소음 해석 전체 계산 시간은 0.5 초 이상을 확보하였다. Lighthill[6]의 이론에 근거하고 움직이는 임의의 표면에 대해 확장된 FW-H 음향상사법에 따르면 단극자(Monopole), 이극자(Dipole) 및 사극자(Quadrupole) 소음원은 각각 두께, 하중 및 체적 소음항에 해당되고 자유공간에서의 Green 함수를 이용해서 적분식의 형태[7]로 표현할 수 있다. 본 연구에서와 같이 별도의 FW-H 인터페이스면을 구성하여 실린더 벽면에서의 소음원과 실린더 후류에서의 난류 유동 혼합 효과를 모두 포함하도록 설정한 경우는

FW-H 음향상사법의 각 소음항이 보유한 물리적인 의미와는 차이가 있는 값이 산출되지만 원거리 소음 예측 측면에서는 효율적인 방법이 될 수 있다.

IV. 탠덤 실린더 유동 및 소음 해석 결과

4.1 탠덤 실린더 유동 해석 결과

Figures 5와 6은 각각 자유류의 밀도로 무차원화한 순간적인 밀도 분포를 x-y 평면과 x-z 평면에 나타낸 것이다. 유동이 전방 실린더를 통과하면서 경계층이 발달하고 특정 각도를 지나서는 매우 불안정한 특징을 갖게 되면서 전방 실린더의 상/하부에서 유동 박리가 주기적으로 나타나게 된다. 전방 실린더에서 방출된 와류는 후방 실린더 앞부분의 위/아래에 번갈아 충돌하며 전방 실린더와 마찬가지로 후방 실린더에서도 주기적인 유동 박리가 발생한다. z축 방향으로 실린더 직경의 3배에 해당하는 구간만 격자를 반영하고 주기적 경계조건을 적용한 경우에도 특징적인 유동 형태를 잘 반영하고 있음을 알 수 있다.

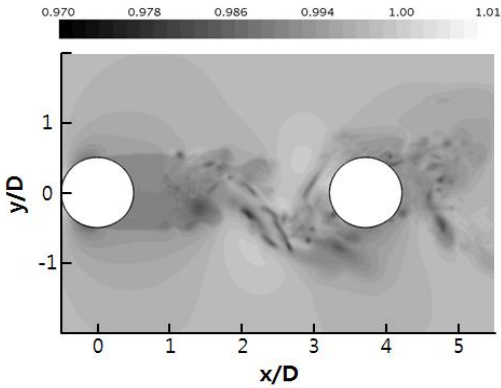


Fig. 5. Instantaneous normalized density contour in the x-y plane

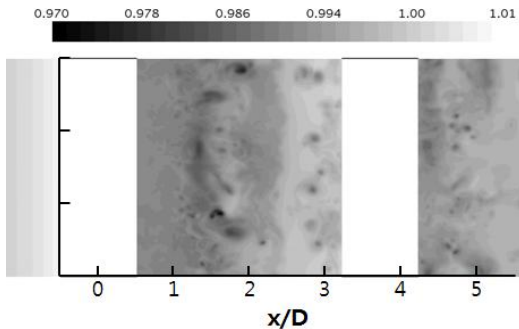


Fig. 6. Instantaneous normalized density contour in the x-z plane

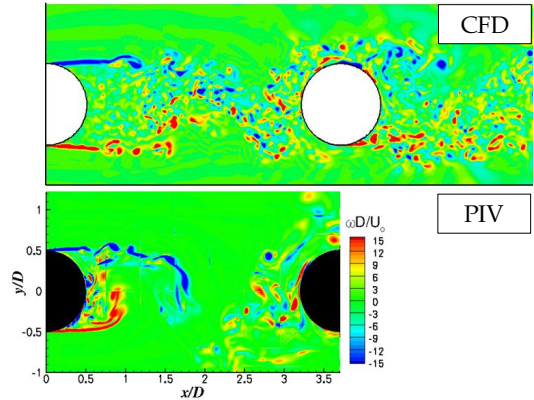


Fig. 7. Comparison of instantaneous z-vorticity contour in the x-y plane (top) CFD (bottom) BART PIV

Figure 7은 x-y 평면에 vorticity(z) 값을 실린더 직경과 자유류 유속으로 무차원화한 스트로울 수 동일 범위에 대해 전산해석결과와 PIV 결과를 비교한 것이다. 전산해석결과는 실린더 벽면 근처뿐만 아니라 LES (Large Eddy Simulation) 영역으로 전환되는 벽면에서 먼 영역에서도 격자 조밀도가 적절하여 PIV 측정 결과를 잘 모사하고 있는 것을 보여준다.

Figure 8은 전/후방 실린더 표면 압력계수의 시간 평균값에 대해 해석 결과와 시험 결과를 비교한 것으로 유동 해석 결과가 유동 박리 각도와 실린더 전체 구간 표면 압력계수에 대한 시험 결과를 잘 예측하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 9는 전/후방 실린더 표면 압력계수 섭동량의 rms (Root Mean Square) 값에 대해 해석 결과와 측정 결과를 비교한 것이다. 전방 실린더는 유동 박리가 발생하는 90°와 270° 근처에서 최댓값이

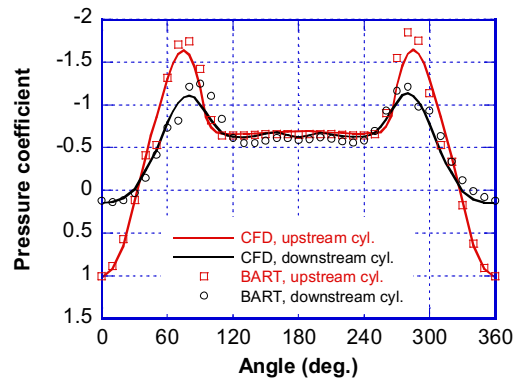


Fig. 8. Time-averaged pressure coefficient on both cylinders

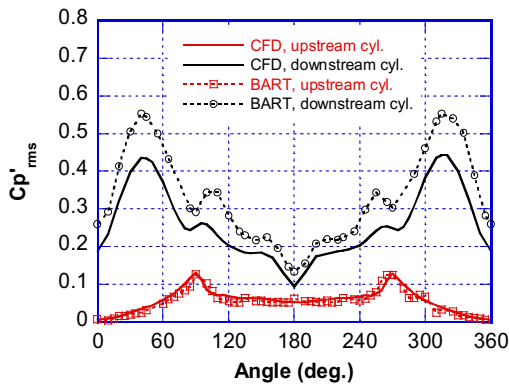


Fig. 9. RMS value of the pressure coefficient fluctuation on both cylinders

발생하며 해석 결과가 시험 결과를 매우 잘 예측한다. 후방 실린더의 경우는 전방 실린더에서 방출된 와류가 충돌하는 위치에 해당하는 45°와 315° 근처에서 최댓값이 발생하며 경계층 박리가 발생하는 위치(100°~110° 구간)에서 다시 국소적으로 큰 값을 보인다. 후방 실린더에 대해서는 절댓값에 차이가 있고 유동 박리가 활발하게 발생하는 각도 예측에 다소 차이를 보이지만 전반적으로 해석 결과는 전/후방 실린더의 유동 박리가 발생하는 각도와 유동 박리 및 방출된 와류의 충돌에 의해 유동의 비정상상태가 심한 영역을 비교적 잘 예측하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 10은 $y=0$ 을 따라 x방향 시간 평균 속도를 나타낸 것이며 해석 결과는 전방 실린더의 후방에 가깝게 후류 영역이 위치하는 시험 결과를 잘 예측하고 있다. 참고로 선행 연구[1]에는 전방 실린더의 후류 영역이 후방 실린더의 전방까지 이어져 전/후방 실린더가 하나의 물체처럼

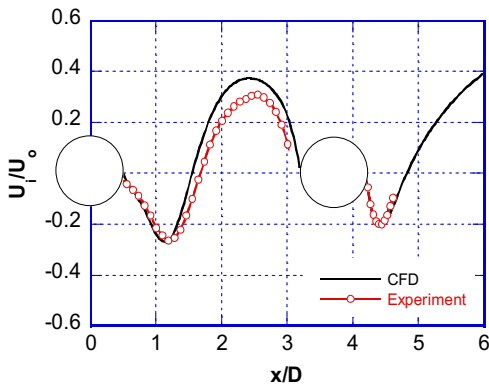


Fig. 10. Stream-wise average velocity along $y=0$

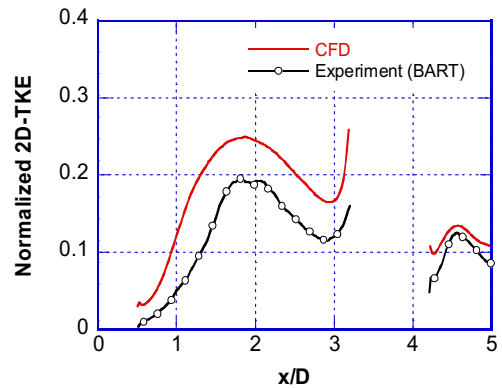


Fig. 11. 2D turbulent kinetic energy along $y=0$

보이는 일부 연구자들의 해석 결과도 제시하였다. 본 연구의 해석 과정에서도 Spalart-Allmaras DES 난류 모델을 사용하고 비정상상태 해석의 수렴성이 좋지 않은 계산 초기 구간에서만 잠시 시험 결과와 다른 모드가 나타난 것을 확인한 바 있다. 본 연구에서의 탠덤 실린더 중심 간 거리가 레이놀즈수 조건은 유동 특성이 변동되는 천이 구간에 있는 것으로 판단되며 격자 구성, 난류 모델과 수치 모델 등에 따라 결과가 달라지는 것으로 판단된다.

Figure 11은 식 (1)과 같이 $y=0$ 을 따라 자유류의 속도로 무차원화한 2차원 난류운동에너지를 비교한 것으로 절댓값의 차이는 다소 발생하지만 탠덤 실린더의 공력소음 예측을 위한 유동해석이 매우 적절하게 이루어졌을 보여주는 추가적인 근거가 된다.

$$2D TKE = \frac{\overline{uu} + \overline{vv}}{2U_{\infty}^2} \quad (1)$$

Figure 12는 전/후방 실린더의 시간에 따른 항력계수를 0.5초 구간에 대해 비교한 것이다. 본 연구에서의 해석 결과에 따르면 전/후방 실린더의 평균항력계수는 각각 0.672와 0.465이다. 선행 연구[1]에 기술된 벤치마크 해석 결과의 연구자별 전/후방 실린더 평균항력계수 범위는 각각 0.334~0.800와 0.294~0.518에 해당한다. NASA, ONERA, JAXA, DLR 등 유수의 연구기관에서 상용 또는 자체 해석 도구를 활용한 결과가 비교적 큰 범위를 가지는 점을 감안할 때, 공력소음 연구 분야에 탠덤 실린더 형상에 대한 해석과 시험들이 지속적으로 이루어지고 있는 이유를 짐작할 수 있다.

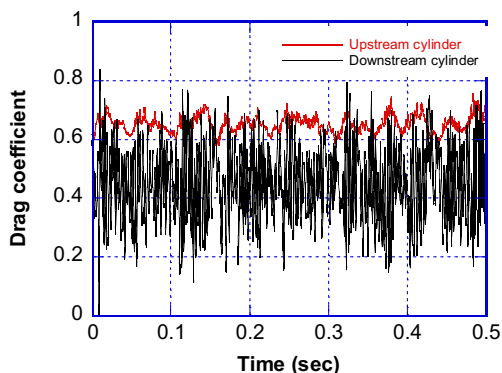


Fig. 12. Comparison of drag coefficients for both cylinders

4.1장에 기술한 내용과 같이 탠덤 실린더의 원거리 소음 예측을 위한 첫 단계로 DES를 활용한 전산유체해석은 풍동 시험 결과를 잘 예측하며 FW-H 음향상사법을 통한 원거리 소음 예측에 활용되는 유동 변수들이 인터페이스 면에서 올바르게 산출된 것으로 판단하였다.

4.2 탠덤 실린더 소음 해석 결과

Figure 13은 압력의 시간에 대한 미분값을 x-y 평면에 와류 방출 1/2주기 구간에서 나타낸 것으로 탠덤 실린더 표면에서의 압력 섭동이 이동하는 이극자 형태의 소음원이 되고 동시에 후류에서 발생하는 난류 혼합의 영향도 일부 포함되어 있을 것으로 예상할 수 있다. 소음 전파의 방향성도 탠덤 실린더의 중심 기준으로 볼 때, 약 100° 근처에서 최대 음압레벨을 보이는 선행연구[2]의 결과와도 잘 일치한다. 격자 경계에서

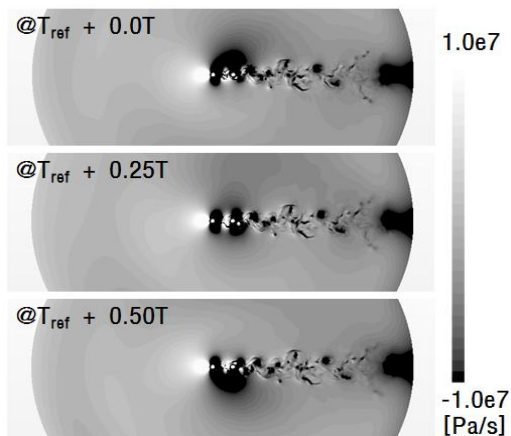


Fig. 13. Contour of pressure time derivative field in the x-y plane

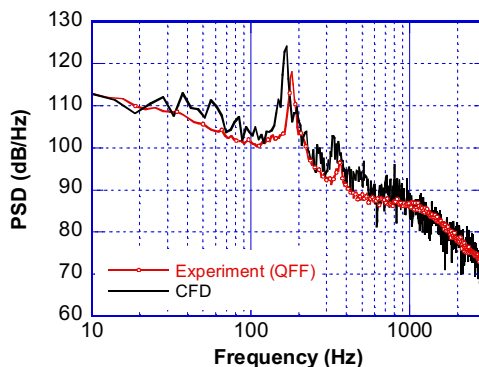


Fig. 14. Power spectral density of the pressure on upstream cylinder

는 ASZ 모델이 기능을 잘 수행하여 해석 영역 내부로 음파 반사를 일으키지 않는 것도 확인할 수 있다.

Figures 14와 15는 각각 전방 실린더 135°, 후방 실린더 45° 위치의 압력 파워 스펙트럼 밀도에 대해 해석 결과와 시험 결과를 비교한 것으로 해석 결과는 약 165~175 Hz에 해당하는 주파수 영역에서 최댓값을 보이며 정상적인 크기도 시험과 유사한 수준의 값을 보이는 것을 알 수 있다. Figs. 16~18은 원거리 소음에 대해 FW-H 음향상사법을 적용해 산출한 파워 스펙트럼 밀도와 마이크로폰 별 측정값을 비교한 것으로 약 165~175 Hz 범위에서 최대 음압이 발생하고 해당 주기의 배수인 구간에서도 작은 값이지만 음압이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 탠덤 실린더로부터 각 마이크로폰까지의 거리 차이가 크지 않아서 최대 음압의 차이도 뚜렷하지는 않지만 B(95.7dB/Hz), A(94.1dB/Hz), C(92.9dB/Hz) 크기

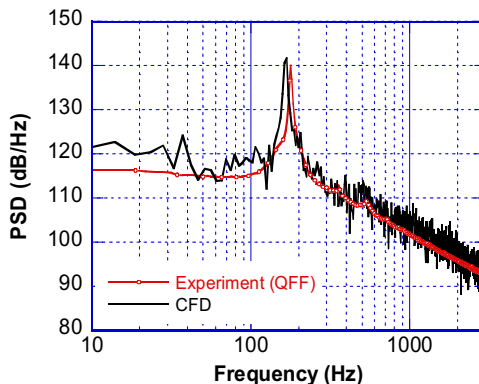


Fig. 15. Power spectral density of the pressure on downstream cylinder

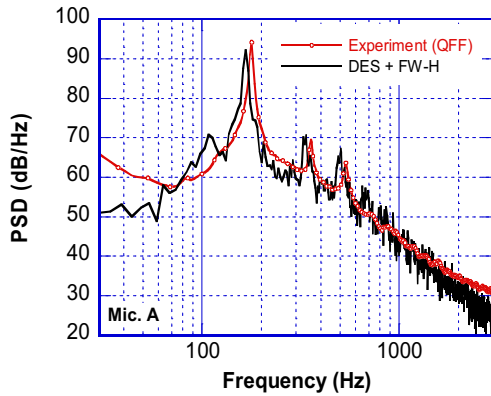


Fig. 16. Power spectral density at the microphone A

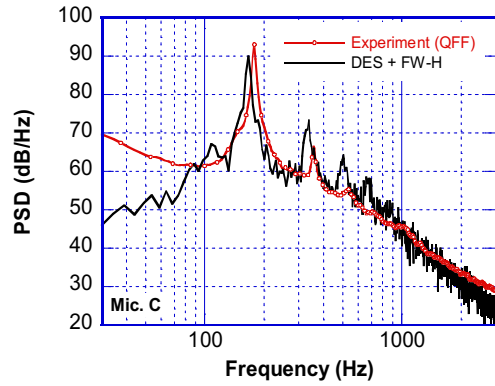


Fig. 18. Power spectral density at the microphone C

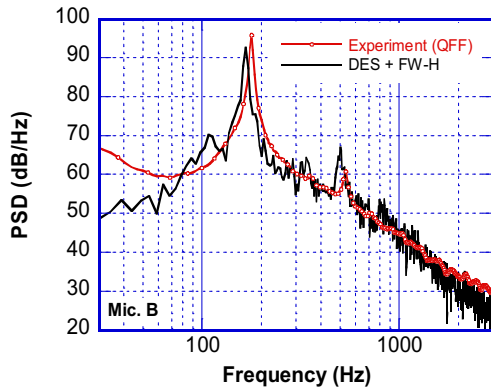


Fig. 17. Power spectral density at the microphone B

순서로 계측된 시험 결과와 해석 결과(B: 92.6 dB/Hz, A: 92.2dB/Hz, C: 89.9dB/Hz)가 유사함을 확인할 수 있다. 저주파 영역에서 발생하는 편차는 풍동 시험 시 흡음을 위해 설치된 흡음재의 성능이 저주파 영역에서 미흡했기 때문인 것으로 판단된다. 4.2장의 결과를 살펴볼 때, 전산 유체해석을 통해 올바른 소음원 분포와 특성을 예측할 수 있으면 소음 전파 중 감쇠, 반사나 회절 등을 고려하지 않아도 되는 경우에 FW-H 음향상사법을 원거리 소음 예측 시 유용하게 사용할 수 있음을 알 수 있다.

4.3 분할판이 적용된 경우의 탠덤 실린더 소음 해석 결과

선행 연구[8]에 따르면 낮은 마하수 조건에서 원형 실린더 후방에 분할판을 적용하여 실린더 표면에서 발생하는 항력과 양력의 시간에 대한 변화량인 항력 이극자와 양력 이극자의 변화 폭

을 감소시킴으로써 원거리 소음을 감소시킬 수 있다. 본 연구에서는 탠덤 실린더 형상에서 전방 실린더의 후방에 분할판을 적용한 경우에 DES와 FW-H 음향상사법을 결합한 전산공력소음해석을 통해 영향을 확인하고자 하였다. 분할판의 두께와 길이는 각각 0.05D와 1.0D에 해당하며 유동 조건과 마이크로폰 위치는 분할판이 없는 경우와 동일하게 설정하여 결과를 비교하였다. Fig. 19는 분할판 유무에 따라 x-y 평면에 vorticity(z) 값을 실린더 직경과 자유류 유속으로 무차원화한 스트롤 수 동일 범위[-15~15]에 대해 비교한 것이다. 분할판이 적용된 경우 전방 실린더에서 발생하는 전단층(Shear Layer)이 전

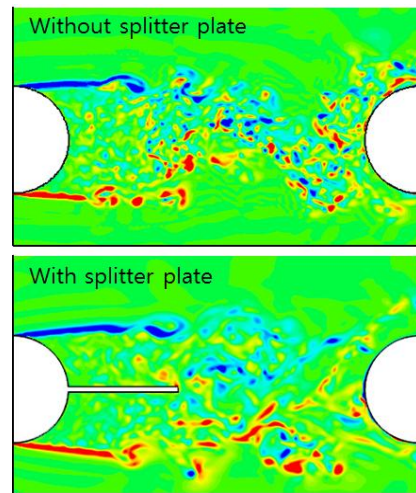


Fig. 19. Comparison of instantaneous z-vorticity contour in the x-y plane (top) without splitter plate (bottom) with splitter plate

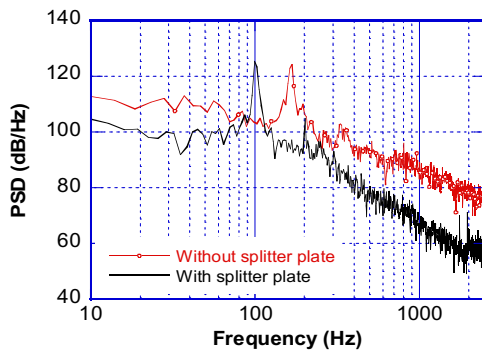


Fig. 20. Comparison of power spectral density of the pressure for upstream cylinder at 135°

방 실린더와 이루는 각도가 미소하게 증가하고 유동 불안정성에 의한 와류 방출이 조금 더 후방에서 발생하며 와류가 후방 실린더에 충돌하는 현상이 덜 두드러진 것을 볼 수 있다. Fig. 20은 분할판 유무에 따라 전방 실린더 135° 위치 압력의 파워 스펙트럼 밀도를 비교한 것으로 분할판 적용에 따라 와류 방출 주기가 길어지고 표면 압력 변동 레벨이 전반적으로 감소했음을 보여준다. Fig. 21은 분할판 유무에 따라 대표적으로 마이크로폰 C 위치 소음의 파워 스펙트럼 밀도를 비교한 것으로 분할판이 적용된 경우도 여전히 100Hz 근처에서 최대값을 보이기는 하지만 특정 주파수 영역에서 발생했던 최대 소음 레벨이 크게 감소된 것을 확인할 수 있다. 본 연구에서와 같이 DES와 FW-H 음향상사법을 결합한 전산 공력소음해석을 통해 원거리 소음 크기를 저감할 수 있는 방안을 실물 제작이나 시험 없이 검토할 수 있음을 알 수 있다.

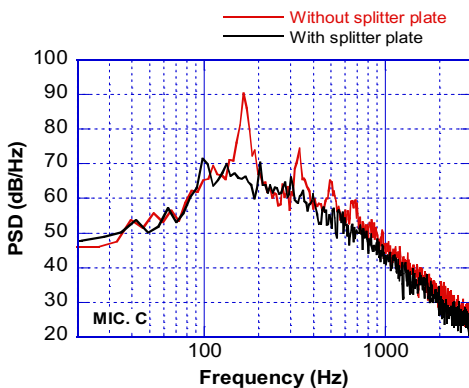


Fig. 21. Effect of splitter plate on power spectral density at the microphone C

Table 2. RMS value of drag and lift coefficients for tandem cylinders

Cylinder (Coefficient)	Without splitter plate	With splitter plate
Upstream (Drag)	0.672	0.540
Downstream (Drag)	0.465	0.424
Upstream (Lift)	0.228	0.295
Downstream (Lift)	0.818	0.287

탠덤 실린더 상/하면에서 경계층이 박리되면서 주기적으로 와류가 방출되게 된다. 이러한 과정에서 실린더 표면에서의 압력과 점성 마찰에 의한 항력과 양력의 주기적인 변화는 실린더 표면에서 이극자 특성을 갖는 소음원이 된다[8]. 분할판 유무에 따라 소음 저감 효과를 정성적으로 확인하기 위해 Table 2에 분할판 유무에 따라 항력과 양력 요동의 지표가 되는 전/후방 실린더 항력/양력계수의 rms값을 정리하였다. 마하수가 작은 경우는 실린더 표면에서의 이극자 소음원이 지배적인데, 전방 실린더의 후방에 분할판을 적용하여 후방 실린더의 양력 요동을 감소시킨 것이 최대 소음 크기를 감소시키는데 기여한 것으로 판단된다.

V. 결 론

본 연구에서는 항공기 랜딩 기어 구조물을 모사한 탠덤 실린더 형상에 대해 DES와 FW-H 음향상사법을 이용한 전산공력소음해석 결과를 기술하였다. 실린더 중심 간 거리 3.7D 조건에 대한 해석을 수행하여 전방 실린더의 상/하부에서 생성된 와류가 특징적인 주파수를 갖고 후방 실린더의 특징 위치에 충돌하여 소멸되면서 이극자 형태의 소음원이 되는 것을 전/후방 실린더 표면의 압력과 원거리 소음을 계측한 선행 연구 결과와 비교해서 분석함으로써 확인하였다. DES와 FW-H 음향상사법을 이용한 전산공력소음해석 방법의 타당성을 확인한 후, 전방 실린더의 후방에 분할판을 적용한 조건에 대한 해석을 수행하였다. 전방 실린더의 후방에 분할판이 적용되면 전방 실린더의 상/하부에서 발생하는 와류의 특징이 변화하고 궁극적으로는 후방 실린더 표면에서의 이극자 소음원 크기가 감소되어 특정 주파수 대역에서 발생하는 소음 크기가 크게 낮아지는 것을 확인하였다.

References

- 1) Lockard, D. P., "Summary of the Tandem Cylinder Solutions from the Benchmark Problems for Airframe Noise Computations-I Workshop," *49th AIAA Aerospace Science Meeting*, January 2011, AIAA 2011-353.
- 2) Hutcheson, F. V., Brooks, T. F., Lockard, D. P., Choudhari, M. M., and Stead, D. J., "Acoustics and Surface Pressure Measurements from Tandem Cylinder Configurations," *20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, June 2014.
- 3) Spalart, P., Jou, W., Strelets, M., and Allmaras, S., "Comments on the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach," *Advances in DNS/LES*, Vol. 1, 1997, pp.4~8.
- 4) Ffowcs Williams, J. E., and Hawkins, D. L., "Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion," *Philosophical Trans. of Royal Soc. of London, Series A*, Vol. 264, No. 1151, 1969, pp.321~342.
- 5) Brès, G. A. *et al.*, "Flow and Noise Predictions for the Tandem Cylinder Aeroacoustic Benchmark," *Physics of Fluids*, Vol. 24, No. 036101, 2012.
- 6) Lighthill, M. J., "On Sound Generated Aerodynamically: II. Turbulence as a Source of Sound," *Proc. of Royal Soc. of London, Series A*, Vol. 222, No. 1148, 1954, pp.1~32.
- 7) Farassat, F., "Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat," Technical Memorandum TM-2007-214853, 2007, NASA Langley Research Center.
- 8) You, D., Choi, H., Choi, M., and Kang, S., "Control of Flow-Induced Noise for a Circular Cylinder using a Splitter Plate," *The Korean Soc. for Noise and Vibration Conference*, May 1997, pp.636~642.