

헬리콥터 소음 예측 코드 개발 및 적용사례

Development of the Helicopter Noise Prediction Code and its Applications

위성용† · 김도형* · 강희정* · 정기훈* · 황창전**

Seong-Yong Wie, Do-Hyung Kim, Hee Jung Kang, Ki-Hoon Chung and Changjeon Hwang

Key Words : Helicopter Noise Analysis Code, Ffowcs-William Hawkings equation, Farassat's Formular, Lawson's Formular, HART-II(Higher harmonic control Aeroacoustics Rotor Test), STAR(Smart-Twisting Active Rotor), Active-tab Rotor

ABSTRACT

The Helicopter noise analysis code was developed using Farassat's Formular 1A based on Ffowcs-Williams and Hawkings equation and Lawson's Formula which contains single loading noise source concept. HART-II(Higher harmonic control Aeroacoustic Rotor Test), STAR(Smart-Twisting Active Rotor) and Active-tab Rotor were computed and analyzed by using developed noise code. The results of these rotor noise prediction are explained and its applicability would be mentioned in this paper.

1. 서 론

헬리콥터 소음은 일반적인 고정익 항공기 엔진 소음과는 달리 회전하는 로터 블레이드에서 발생하는 공력 소음이 가장 주요한 소음이다. 그림 1에서 알 수 있듯이 저주파 영역에서 발생하는 주기적 소음이 가장 지배적임을 알 수 있다. 이는 회전하는 블레이드 특성 상 주기적으로 발생하는 비정상 공력 하중 및 형상변화와 국부적으로 발생하는 압축성 충격현상에 기인한다. 특히 하강비행이나 기동비행 시 발생하는 BVI(Blade-Vortex Interaction) 소음은 가장 큰 헬리콥터의 주기적 소음이라 할 수 있다.

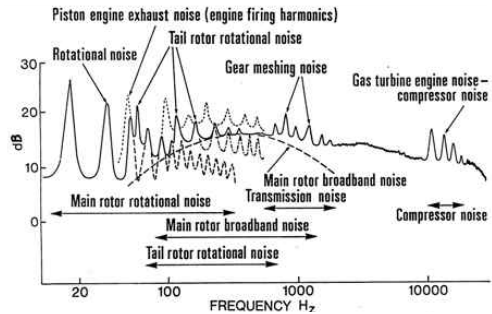


Figure 1 Helicopter Noise Characteristics⁽¹⁾

이와 같은 헬리콥터 로터의 주기적 소음을 줄이기 위해 블레이드 형상변화와 추가적 장치를 적용하는 연구가 진행되어 왔다. 대표적으로 Eurocopter사가 개발한 double-swept 형태의 Blue Edge™ 블레이드를 들 수 있다. Blue Edge™ 블레이드는 2000년 후반부터 연구개발을 시작하여 2007년 비행시험을 통해 3~4dB 소음저감을 확인하였다.⁽²⁾ 이외에도 Agusta-Westland사는 BERP 블레이드 개발 등 다양한 익형 및 플랫폼 개발을 통해 성능 및 소음 특성을 향상하기 위한 연구개발을 진행하여 왔다. 본 논문에서는 이러한 연구개발의 일환으로 헬리콥터 소

† 교신저자; 정희원, 한국항공우주연구원 회전익기술팀
E-mail : wie@kari.re.kr
Tel : 042-870-3511

* 한국항공우주연구원 회전익기술팀

** 한국항공우주연구원 회전익기개발실

음저감 연구에 사용되는 소음예측 해석코드와 적용 사례를 설명하고자 한다.

본 논문의 소음해석코드는 공력해석을 통해 확보한 비정상 공력하중 정보와 형상정보를 적분식형태의 음파 방사식을 이용하게 된다. 상세한 코드의 구성과 결과는 본문에서 살펴볼 수 있다.

2. 헬리콥터 소음해석 코드 개발

2.1 소음 해석을 위한 음향상사

(1) FW-H 식과 Farassat's Formular 1A

1969년 Ffowcs-Williams 와 Hawkings가 Lighthill's acoustic analogy를 이용하여 움직이는 물체에서 발생하는 공력소음을 묘사하는 FW-H(Ffowcs-Williams Hawkings)식⁽³⁾을 유도하였다. FW-H 식이 유도된 이후 이를 수치 계산하여 임의의 움직이는 물체의 공력소음을 예측할 수 있는 방법들이 개발되어 왔다.

FW-H 식을 이용한 소음예측방법은 직접적인 고차의 유한차분법보다 짧은 시간에 정확한 음파의 거동을 예측할 수 있는 장점을 지니고 있다. 이러한 이유로 헬리콥터와 같이 회전 유동이 복잡하고 원거리 소음 방사특성이 중요한 경우 효과적으로 이용될 수 있다.

물체 표면함수가 $f(\vec{y}, t)$ 이고, $f = 0$ 이 물체표면, 외부 영역이 $f > 0$ 으로 표현될 때, FW-H 식은 다음과 같다.

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_o v_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [\Delta P_{ij} \hat{n}_j \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (1)$$

식에서 표현된 p' : acoustic pressure, c : speed of sound, v_n : local normal velocity of source surface, T_{ij} : Lighthill stress tensor, ΔP_{ij} : $(p - p_0)\delta_{ij}$ 을 의미한다. 식의 우변 첫 번째 항은 물체 표면에 수직인 속도성분으로 표현된 항으로 물체가 움직일 경우 물체의 두께의 의한 monopole 소음원이 된다. 두 번째 항은 물체표면의 하중에 의한 dipole 소음원이며, 세 번째 항은 유체 압력과 점성 유력 등을 포함

하는 quadrupole 소음원이라 할 수 있다.

헬리콥터 로터 블레이드에서 발생하는 소음의 경우 위 식 중 monopole과 dipole 부분이 지배적으로 나타나므로 이 두 항을 표면 적분식 형태로 표현하여 수치적분을 할 수 있다. 개발된 코드는 FW-H 식을 수치 적분에 적합하도록 유도한 Farassat의 Formular 1A식⁽⁴⁾을 기본 식으로 사용하고 있다.

$$p'_T(\vec{x}, t) = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_o (\dot{v}_n + v_n)}{r|1 - M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_o v_n (r\dot{M}_r + cM_r - cM^2)}{r^2|1 - M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (2)$$

$$p'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{4\pi c} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_r}{r|1 - M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_M}{r^2|1 - M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi c} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r\dot{M}_r + cM_r - cM^2)}{r^2|1 - M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (3)$$

위 식의 $p'_T(\vec{x}, t)$, $p'_L(\vec{x}, t)$ 는 각각 두께소음과 하중 소음 항을 나타내며, M : source Mach number, l_i : component of local force intensity, r : distance between observer and source을 의미한다. 또한 \dot{M}_r 와 \dot{l}_i 는 각각 지연시간(음원시간)에 대한 미분을 나타낸다. Formula 1A 를 이용하여 임의의 헬리콥터 로터 블레이드 형상과 움직임에서 발생하는 음파의 방사를 표현할 수 있다. 또한 음파의 근거리와 원거리 감소 변화가 $1/r^2$, $1/r$ 임을 유추할 수 있다.

2.2 효과적인 음압해석을 위한 추가 기법

(1) 점하중 해석을 위한 Lowson formular

본 소음코드에서는 Farassat formular 뿐 아니라 Lowson formular를 추가하여 사용하고 있다. 식 (4)의 Lowson formular⁽⁵⁾는 두께가 없는 점하중이 자유공간에 움직일 때 발생하는 음파 방사를 나타내는 식이다. 수학적으로 Lowson formular는 Farassat formular 하중소음부분과 동일하며, 동일한 하중조

건으로 해석할 경우 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{p}_L(\vec{x}, t) = & \sum \left[\frac{1}{4\pi cr(1-M_r)^2} \left(\dot{F}_r + \frac{F_r \dot{M}_r}{(1-M_r)} \right) \right]_{ret} \\ & + \left[\frac{1}{4\pi r^2(1-M_r)^2} \left(F_r \frac{(1-M^2)}{(1-M_r)} - F_M \right) \right]_{ret} \quad (4) \end{aligned}$$

일반적인 격자기반의 전산유체역학이 아닌 lifting line으로 헬리콥터 공력하중을 계산하는 경우 공력하중이 점 하중으로 표현되기 때문에 수치적분 입장에서 Lowson formular가 효율적이다. 이러한 이유로 본 해석코드에서는 Farassat formular와 Lowson formular를 겸하여 사용하고 있다.

(2) 음파 방사 지연시간

위에서 설명한 음파 방사식은 기준 시점이 소음원 시간을 기준으로 하기 때문에 실제 관측자 위치에서의 음압의 경우 소음원과 관측자간의 음파 도달 거리를 수치적으로 고려하기 위하여 음원 중심(Source-time dominant)알고리즘을 사용하였다.

지연시간, 또는 방사시간(emission time)은 음향학적 패널상의 음원이 관측자에게 시간 t 에 들리는 음압을 방사하는 시간이며 다음과 같다.

$$a(\tau - t) + r = 0 \quad (5)$$

위 식에서 τ 는 지연시간, 음원시간, 또는 방사시간을 의미하며, t 는 주어진 관측자 시간을 의미한다. 위 시간관계식을 이용하여 음원 중심에서 방사되는 음파를 관측자 위치에서 재구성할 수 있다. 음원 중심 알고리즘은 음원 중심에서 음파를 방사한 후 관측자 위치에서 특정시간에 지나는 음파를 내삽하기 때문에 각각의 소음원을 개별적으로 계산할 수 있는 장점을 지니고 있다.

(3) 바람 효과

지배방정식은 바람이 없는 자유음장에서 움직이는 소음원에서 방사되는 음파를 모사하는 식이다. 이러한 이유로 헬리콥터의 풍동시험과 같이 바람이 전방에서 불어 올 경우 바람에 의한 도플러 효과를 고려해주어야 한다. 본 방법에서는 소음원의 매 순

간 위치에서 바람효과에 의한 시간지연을 고려하게 된다. 식(6) 과 같이 바람효과를 고려하여 시간 지연에 대한 다시 계산하게 된다. 바람 속도 M , 소음원과 관측자간의 거리 R , 관측자와 소음원간의 각 θ 이다.⁽⁶⁾

$$\tau^* = t - \frac{R}{c(1-M^2)} (M \cos \theta + \sqrt{1-M^2 \sin^2 \theta}) \quad (6)$$

3. 헬리콥터 소음 예측 코드 적용 사례

2.1 HART-II 소음 해석

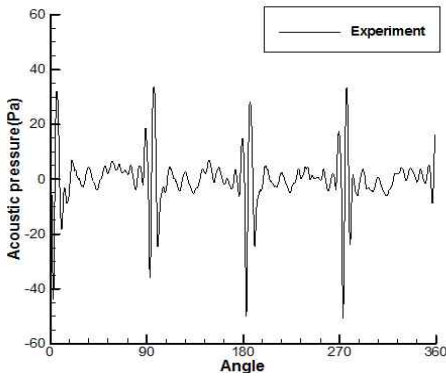
BO-105 40% 축소모델을 사용한 HART-II (Higher harmonic control Aeroacoustic Rotor Test)⁽⁷⁾는 다양한 비행 조건에서 헬리콥터 로터 블레이드의 동특성, 진동, 공력하중, 익단와류 특성, 공력소음 등 전반적인 로터 블레이드 특성을 측정하고, HHC(Higher Harmonic Control) 입력시 특성변화를 고찰한 실험이다. Table 1은 HART-II 로터 블레이드 정보를 나타낸다.

Table 1 HART-II Rotor Blade

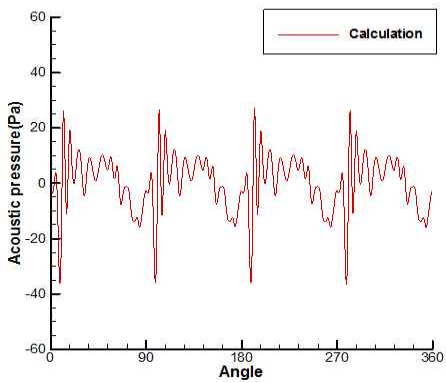
분류	특성
로터 종류	Hingeless
블레이드 형상	Rectangular
블레이드 개수	4
반경(m)	2
코드길이(m)	0.121
비틀림 변화율(deg./R)	-8
익형	NACA23012mod

헬리콥터 통합 해석 프로그램 CAMRAD II를 이용하여 블레이드 공력하중과 구조 변화를 계산하고 그 결과를 소음해석코드에 입력하여 소음을 예측하였다. 시험 조건은 HART-II의 Baseline 조건이다. 그림 2와 3은 로터 전진부 위치 $(x,y,z) = (-0.108, 1.81, -2.202)$ 와 후퇴부 위치 $(x,y,z) = (2.000, -1.344, 2.219)$ 의 관측점에서의 음압을 나타낸 그림이다. 비교적 비슷한 진폭과 위상을 갖고 있음을 알 수 있다. 그림 4는 로터 블레이드 회전면 아래 $(z=-2.215)$ 위치에서의 소음을 가시화한 그림이다. 로터 회전방향은 화살표에서 알 수 있듯이 시계반대 방향이며 전방에서 바람이 불어오고 있는 조건이다.

그림 4의 등고선은 6~40 BPF(Blade Passing Frequency) 주파수 영역에서의 SPL(Sound Pressure Level)를 나타내고 있으며, 이 주파수 영역은 블레이드에서 발생하는 와류와 블레이드 간섭에 의해 발생하는 BVI 비정상 하중소음 영역이다. 그림에서 알 수 있듯이 회전면 전진부와 후퇴부에서 BVI 소음이 발생함을 알 수 있다.

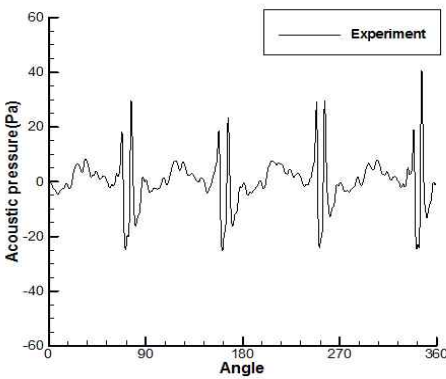


(a) Measured data

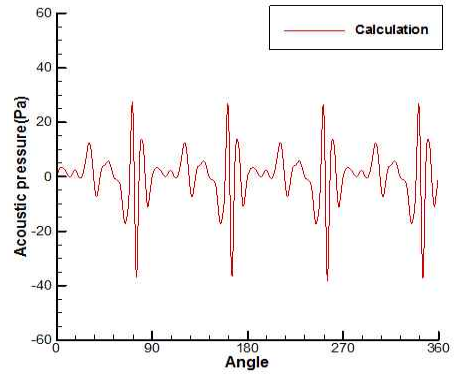


(b) Predicted result

Figure 2 Acoustic signal at the advancing side (left: measured data, right: predicted result)

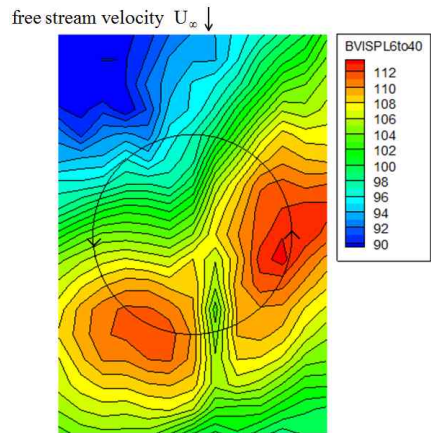


(a) Measured data

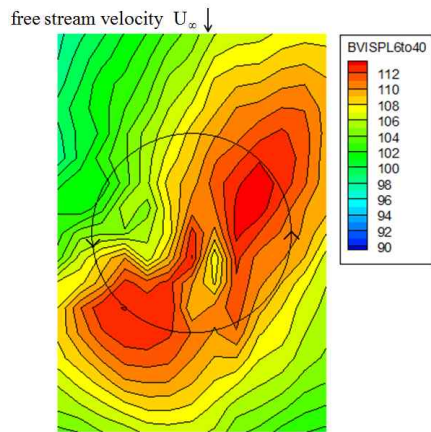


(b) Measured data

Figure 3 Acoustic signal at the retreating side (left: measured data, right: predicted result)



(a) Measured data



(a) Predicted result

Figure 4 Noise map of BVI-SPL with 6~40 BPF (HART-II Baseline case)

2.2 STAR 소음해석

항공우주연구원에서는 헬리콥터 BVI 소음저감을 위한 Twisting Active Rotor 국제 연구 프로그램 STAR(Smart-Twisting Active Rotor)⁽⁸⁾에 참여하고 있다. STAR는 미국 US Army, NASA, 독일 DLR, 프랑스 ONERA, 네덜란드 DNW, 한국 KARI, 건국대, 일본 JAXA 가 참여하는 국제협력 프로그램으로 Twisting Rotor의 제자리, 전진, 하강 비행 등에 대한 해석과 시험을 수행하여 로터의 성능향상, 소음 및 진동 저감 효과를 확인하고자 하는 프로그램이다.



Figure 5 STAR Blades manufactured at DLR⁸

STAR의 성능 및 소음해석을 위하여 CAMRAD II (US Army, NASA, 한국항공우주연구원, 건국대), S4(DLR), Host/elsA(ONERA), rFlow3D/rMode(JAXA) 성능 해석 코드와 PSU-WOPWOP, inhouse 소음 해석코드를 사용하고 있다. STAR와 관련하여 한국항공우주연구원에서는 본 논문에서 설명하고 있는 소음해석코드를 이용하여 그림 6과 같이 소음 해석을 수행하고 있다.

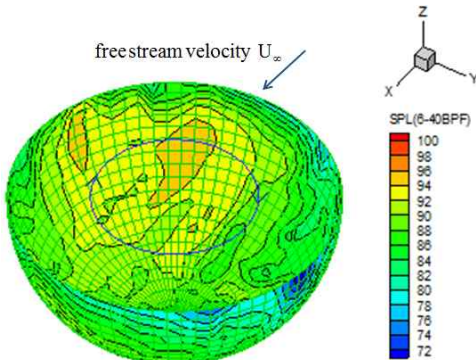


Figure 6 Noise map (hemisphere)
(STAR level flight case)

2.3 능동 탭 로터 BVI 소음저감 특성 파악

개발된 소음코드를 이용하여 HART II 와 STAR 뿐 아니라 능동 탭 로터 블레이드의 소음 특성을 예측하기도 하였다.

현재 한국항공우주연구원은 JAXA와 함께 능동 탭 로터에 대한 연구가 진행하고 있다. 능동 탭 로터의 특성을 파악하기 위해 풍동시험과 전산해석을 수행하며, 이를 통하여 유동장 변화와 소음 특성에 대한 연구를 진행하고 있다.

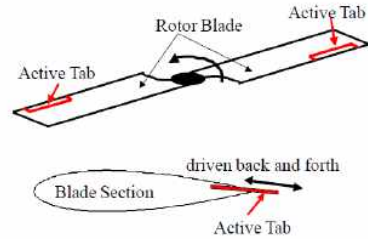


Figure 7 Active-Tab Rotor Blade^{(9), (10)}

로터 풍동시험에 앞서 전산해석을 통해 능동 탭의 소음 특성 파악하기 위해, 2013년 한국항공우주학회지 발표된 “능동 탭 로터 모델링 및 BVI 소음저감 특성 해석”⁽⁷⁾에서는 기준 BVI 발생 비행조건과 능동 탭이 작동할 경우 BVI 소음을 비교하여 소음저감 정도를 예측하였다. 발표된 논문에서는 능동 탭의 작동 주기 2/rev (MN-2P), 3/rev (MN-3P)에서 특정 위상차를 갖고 작동할 경우 그림 8의 기준상태보다 그림 9에서처럼 소음이 저감됨을 확인할 수 있었다. 특히 3/rev 주기로 탭을 작동한 MN-3P의 경우 기준 상태보다 최대 3dB 정도의 소음이 줄어들음을 알 수 있었다.

이와 같이 실제 풍동시험 전에 시험 범위와 장치 작동 범위를 검토하여, 최소와 최대 범위를 확인할 수 있었다. 장치가 복잡하고 시험비용이 고가 인 능동 탭 로터블레이드의 경우 전산 소음해석을 사전에 수행하여 효율적인 풍동시험 계획할 수 있었다.

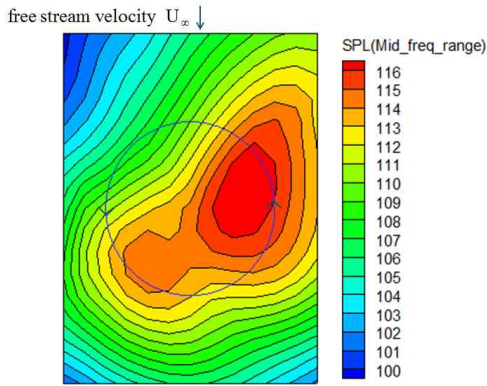
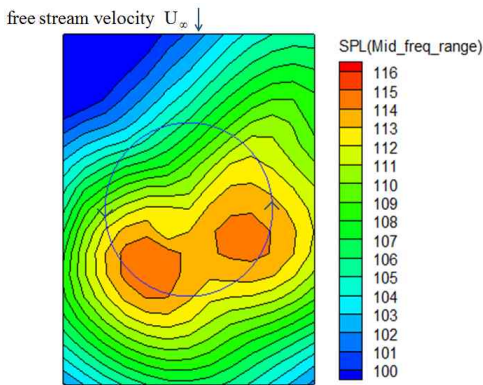
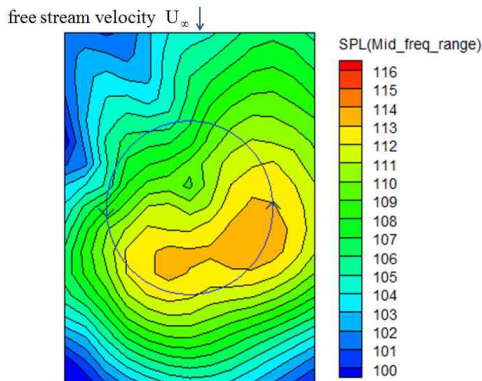


Figure 8 Noise map(baseline)⁽⁹⁾



(a) MN-2P Case



(b) MN-3P Case

Figure 9 Noise map (Active-tab activation)⁽⁹⁾

4. 결 론

헬리콥터 로터 블레이드의 공력소음 예측을 위해 Ffowcs Williams and Hawkins equation, Farassat

Formula, Lowson Formular 와 같은 음과 적분식을 이용하여 헬리콥터 소음해석 코드를 개발하였다. 개발된 소음해석코드는 시간에 대한 공력하중과 형상 변화를 이용하여 임의의 지점에서의 소음을 예측 할 수 있다.

소음해석코드를 다양한 문제에 적용하기 전에 시험과 비교·검증을 통해 코드의 정확도를 확인하였다. 해석코드의 적용사례로 HART-II, STAR, 능동 탭 로터블레이드의 소음 해석 연구를 수행한바 있으며, 적용사례에서도 알 수 있듯이 시험조건을 변화시켜 기준보다 소음저감 조건을 파악할 수 있었다.

개발된 헬리콥터 소음해석코드는 앞으로 저소음 헬리콥터 로터 블레이드 형상 연구 및 저소음 비행 조건 최적화 연구에 적용될 예정이다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원 주요사업 “소음저감을 위한 능동제어 로터 국제협력 연구”과제 결과 중 일부임.

참 고 문 헌

- (1) AGARD Report No.781, 1990, Aerodynamics of Rotorcraft.
- (2) Chung, K. H., Kim, D. H., Kim, D. K., Song, G. W., Kim, S. H., Hwang, C. J., 2010, Introduction to International Research Trends and Domestic Research Plans for Rotor Noise Reduction of Helicopter, KSNVE Annual Fall Conference, pp. 56~57.
- (3) Ffowcs Williams, J. E., and Hawkins, D. L., 1969, Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion, Phil. Trans. Roy. Soc., Vol. A264, No. 1151, 1969, pp. 321~342.
- (4) Brentner, K. S., Farassat, F., 2003, Modeling Aerodynamically Generated Sound of Helicopter Rotors, Progress in Aerospace Science, Vol. 39, 2003, pp. 83~120.
- (5) Lowson, M. V., 1965, The sound field for singularities in motion, Proc. Roy. Soc., Vol.

A286, pp. 559~572.

(6) Dowling, A. P. and Ffowcs Williams, J. E., 1983, *Sound and Sources and Sound*, JOHN WILEY and SONS, pp. 187~199.

(7) Yu, Y. H., Tung, C., van der Wall, B. G., Pausder, H., Burley, C., Brooks, T., Beaumier, P., Delrieux, Y., Mercker, E., and Pengel, K., 2002, *The HART-II Test: Rotor Wakes and Aeroacoustics with Higher-Harmonic Pitch Control (HHC) Inputs - The Joint German/French/Dutch/US Project*, American Helicopter Society 58th Annual Forum.

(8) Lim, J. W., Boyd, D., Kim, D. H., Jung, S. N., You, Y. H., Tananbe, Y., Baily, J., Lienard, C. and Delrieux, Y. 2014, *Aeromechanical Evaluation of Smart-Twisting Active Rotor*, 40th European Rotorcraft Forum.

(9) Kim, D. H., Kang, H. J., Wie, S. Y. and Kim S. H., 2013, *Modeling of a Rotor System Incorporating Active Tab and Analysis of BVI Noise Reduction Characteristics*, Korea Society for Aeronautical Space Sciences Journal, Vol. 41, No. 11, pp. 855~864.

(10) Kobiki, N., 2011, *Performance Evaluation for Active Tab installed in Mach scaled Model Blade*, 37th European Rotorcraft Forum.