論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(11), 855-864(2013)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.11.855

# 능동 탭 로터 모델링 및 BVI 소음 저감 특성 해석

김도형*, 강희정, 위성용, 김승호

# Modeling of a Rotor System Incorporating Active Tab and Analysis of BVI Noise Reduction Characteristics

Do-Hyung Kim*, Hee Jung Kang, Seong-Yong Wie and Seung-Ho Kim
Korea Aerospace Research Institute

## ABSTRACT

Active tab is one of the promising technology for the BVI (blade-vortex interaction) noise reduction, and analysis of noise reduction performance is very important phase of the technology development. For the purpose of analysing the performance of noise reduction using active tab, CAMRAD II model for a model-scale rotor system was constructed utilizing structural design result and airfoil aerodynamic data generated by CFD (computational fluid dynamics) calculation. HHC strategy was applied to descent flight condition and air-load was calculated by CAMRAD II then variations of BVI noise was calculated by in-house program. Calculation result with respect to tab length and control phase changes showed BVI noise could be reduced by -3.3dB.

## 초 록

능동 탭은 BVI 소음 저감을 위한 능동제어 기술 중 하나이며, 이를 이용한 소음 저감 효과에 대한 해석은 기술 개발에 있어서 매우 중요한 과정의 하나이다. 능동 탭의 소음 저감 성능 분석을 위하여 모델 로터시스템에 대한 구조 설계를 수행하고 CFD 해석을 통해 에어포일 공력 데이터를 생성하였으며, 이를 이용하여 통합해석 프로그램인 CAMRAD II 모델을 구성하였다. 하강 비행 상태에서 능동 탭을 HHC 방법으로 작동할 경우 로터에서 발생되는 공력 하중을 CAMRAD II를 이용하여 계산하고, 이에 따른 BVI 소음 변화를 자체 소음해석 프로그램으로 계산하였다. 능동 탭의 작동 길이 및 제어 위상의 변화에 따른 소음해석 결과 최대 -3.3dB의 BVI 소음 저감 효과를 얻을 수 있었다.

**Key Words** : Blade-Vortex Interaction(블레이드 와류 간섭), Rotor Noise(로터 소음), Active Tab(능동 탭), Higher Harmonic Control(고차 조화 제어)

## Ⅰ. 서 론

헬리콥터에서 외부로 방사되는 소음은 대중의 생활에 영향을 주는 사안으로 소음 규제 기준을 충족토록 인증이 필요하다. 민간 항공기의 소음 인증은 ICAO (International Civil Aviation Organization)에서 규정한 이륙(take-off), 저공비행(flyover), 착륙접근비행(approach) 세 가지 비

† Received: May 3, 2013 Accepted: June 11, 2013
* Corresponding author, E-mail : dhkim@kari.re.kr
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

행조건에서 이루어진다[1]. 2001년 ICAO의 소음 인증 기준은 1991년 대비 강화된바 있으며[2], 현대의 헬리콥터들은 현재의 ICAO 인증기준보다 낮은 방사 소음 크기를 보여주고 있어 향후 인증 기준은 더욱 강화될 가능성이 크다. 이에 따라 소음저감을 위한 기술의 필요성은 지속적으로 증가되고 있다.

비행중인 헬리콥터에서 발생되어 지상에 있는 관찰자에게 전달되는 소음은 항공기가 운영되고 있는 복잡한 공기역학적 환경을 반영하고 있으며, 주로터, 꼬리로터, 엔진 등의 여러 가지 근원에서 발생되는 소음의 크기, 진동수, 방향성은 비행조건에 따라 제각각 다른 변화 특성을 보여준다. 이러한 헬리콥터의 소음에 대한 수십 년간의 연구를 통해 가장 중요한 소음 현상 중의 하나가 BVI (blade vortex interaction) 임이 파악되었다. BVI 현상은 블레이드 익단에서 발생된 와류가 뒤따라오는 블레이드와 간섭하는 현상으로 주로 하강비행 (descent flight) 조건에서 크고 (loud), 순간적이며 (impulsive), 강한 방향성을 가지는 소음을 발생시킨다. 그 동안의 선행연구 결과를 통해 BVI 소음 현상을 지배하는 주요 인자는 다음의 세 가지로 파악되었다[3].

1) 블레이드에서 발생되는 와류 강도 및 크기 (블레이드 하중 분포 및 익단 속도의 영향이 큼)
2) 블레이드-와류 이격거리(miss distance) (로터 유도 속도의 영향이 지배적임)
3) 로터 디스크 평면상의 와류와 블레이드의 간섭 형상 (configuration) (로터 회전속도와 전진속도에 따라 달라짐)

BVI 소음 저감을 위하여 익단 형상 변화를 통해 익단 와류 강도를 약화시키거나, HHC (higher harmonic control), 뒷전 플랩 (trailing edge flap), 능동 비틀림 (active twist), 능동 탭 (active tab) 등의 능동제어 기법을 이용하여 블레이드-와류 이격거리를 변화시키는 방법을 적용할 수 있다. 또한 Blue Edge$^{TM}$[3]와 같이 블레이드의 형상을 최적화함으로써 와류와 간섭에 의한 소음을 분산시켜 BVI 소음 저감 효과를 얻을 수도 있다. 이밖에 항공기 운용 경로의 최적화를 통해 특정 지역으로 전달되는 소음을 경감하는 방법도 적용할 수 있다.

본 연구에서는 능동 제어 기법 중 하나인 능동 탭 (active tab)을 장착한 로터시스템에 대하여 탭을 HHC 방법으로 작동할 때 발생되는 BVI 소음 변화 특성을 고찰하고자 한다. 이를 위하여 전산유체역학을 이용한 에이포일 공력 테이블 생성, CAMRAD II[4]를 이용한 로터 모델링 및 자유후류 (free wake)를 포함한 공력하중 해석, 음향상사법 (acoustic analogy)에 의한 소음해석 방법을 적용하였다.

## II. 해석 모델 수립

### 2.1 로터 시스템

현존하는 항공기의 로터를 축소하여 사용할 경우 능동 탭 작동기의 장착 공간을 충분히 확보하기 어렵다. 본 연구에서는 능동 탭 작동기의 구현 가능한 크기와 축소로터 회전시험 장치의 성능을 고려하여 반경 1.5m의 모델 로터시스템을 설계하였다. 주요 사양은 Table 1과 같다.

### 2.2 능동 탭

능동 탭은 JAXA에서 2002년부터 연구해 오고 있는 분야로서, 2차원 풍동시험과 1-bladed 강체 블레이드를 이용한 기초시험을 수행한 바 있다[5]. 현재 마하스케일 탄성체 블레이드에 적용하기 위한 연구를 한국항공우주연구원과 공동으로 진행하고 있다. JAXA에서는 그동안 진행해온 능동 탭 작동기 모듈을 담당하고, 한국항공우주연구원은 탄성체 블레이드를 담당하여 전체 시스템을 구성한 후 풍동시험을 통해 하강비행 조건에서의 유동장 변화 및 BVI 소음 저감 특성을 고

Table 1. Rotor parameters

| | |
|---|---|
| No. of blades | 2 |
| Hub type | teetering |
| Rotating direction | CCW |
| Rotating speed | 1,300 rpm |
| Radius | 1,500 mm |
| Chord length | 120 mm |
| Airfoil | NACA0015 |
| Twist | -8 degree |
| Root cut-out | 0.17R |

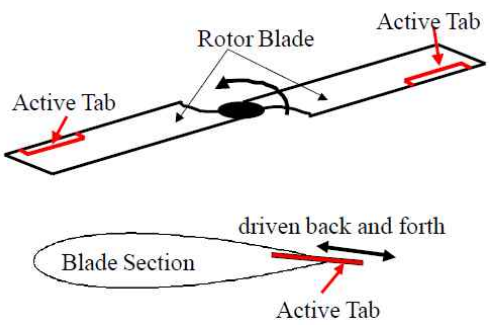



Fig. 1. Schematic view of active tab [5]

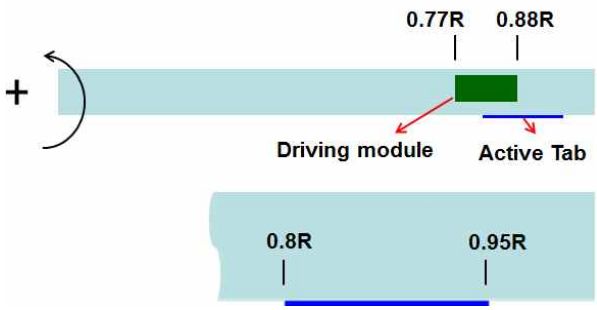



Fig. 2. Tab location

Table 2. Inertial properties of driving module

| | |
|---|---|
| Mass | 360 g |
| MOI | $1.71 \times 10^{-4}$ kg-m$^2$ |
| c.g. location | 0.84R / 0.3749c |

찰할 계획으로 연구를 진행 중이다.

능동 탭의 기본 형상은 Fig. 1과 같이 블레이드 뒷전에서 앞뒤로 움직이는 자유도를 가지며, 블레이드 윗면으로부터 연속적으로 이어지는 형태를 유지하고 아래쪽으로 10도의 장착각을 가진다. 탭은 Fig. 2에 나타낸 바와 같이 0.8R ~ 0.95R 영역에 위치하고 있으며, Tab을 구동하기 위한 작동기는 0.77R ~ 0.88R 영역에 위치한다.

탭 구동부의 경우 블레이드 내부에 삽입되는 형태로 설계 진행 중이며, 해석 모델에서는 무게중심 위치를 기준으로 계산된 질량과 질량관성모멘트 값을 반영하였다. 구동부의 관성 특성은 Table 2와 같다.

## 2.3 블레이드 구조 모델

능동 탭을 장착할 탄성체 블레이드를 설계함에 있어서 주안점은 비틀림 모드 진동수이다. 소음 저감에 유용한 가진 주파수와 비틀림 모드 진동수가 가까울 경우 가진 효과를 증대시킬 수 있다. 복합재료의 적층각 조절에 의해 구현할 수 있는 강성 조절 가능한 범위를 고려하여 비틀림 모드 진동수가 4/rev에 가깝도록 목표를 설정하였으며, 공진 및 공탄성 불안정성의 발생 여부를 해석을 통해 점검 하였다. 블레이드 구조 모델은 Fig. 3과 같이 단면설계, 진동수 확인, 하중해석, 강도해석 및 안정성 해석의 과정을 통해 생성하였다.

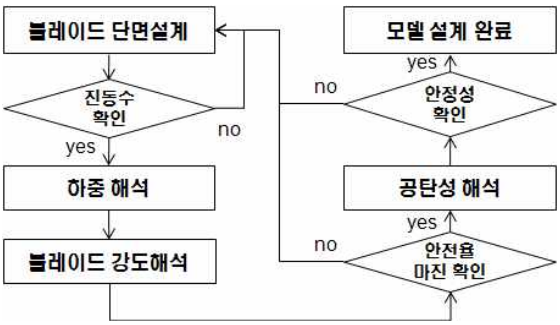



Fig. 3. Blade structural design procedure

### 2.3.1 단면 설계

블레이드 단면 형상은 Table 3과 같이 세 가지 기본 형상을 구성하고, 천이구간은 기본 형상을 내삽하여 생성하였다.

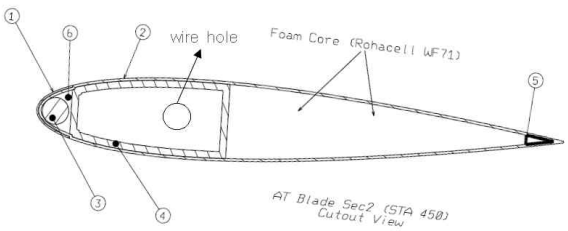
단면 설계에 고려한 주요 소재는 스파와 스킨에는 carbon fabric/epoxy 프리프레그, 앞전과 뒷전의 stiffener로 carbon/epoxy 프리프레그 복합재료와 무게중심 조절을 위한 텅스텐이다. D-형상의 스파와 스킨의 형상을 유지하기 위해서 Rohacell WF71 폼을 사용하였다. 비틀림 방향으로 유연하게 설계하기 위하여 주 소재인 carbon fabric/epoxy 프리프레그를 [0/90] 방향으로 적층하였다. 단면설계는 한국항공우주연구원의 자체 프로그램인 CORDAS (composite rotor blade design and analysis software)를 이용하였다. 가장 많은 영역에 사용된 section 2의 단면 형상과 각 부위별 적용된 소재는 Fig. 4와 같다.

### 2.3.2 블레이드 동특성

블레이드 동특성 해석은 CAMRAD II ver.4.8을 이용하였다. 능동 탭 모듈은 lumped mass 요소로 Table 2의 특성이 모델에 반영되었다. Fig. 5의 fan-plot 해석 결과를 살펴보면 비틀림 모드

Table 3. Section design locations

| | |
|---|---|
| section 1 | 0.17R |
| section 2 | 0.30R~0.77R / 0.88R~1.0R |
| section 3 | 0.77R~0.88R |




① nose skin : [0/90] carbon fabric 2-plies
② skin : [0/90] carbon fabric 3-plies
③ balance weight : tungsten rod 6 mm diameter
④ spar : [0/90] carbon fabric 8-plies
⑤ TE stiffener : [0] UD carbon
⑥ LE stiffener : [0] UD carbon

Fig. 4. Typical section view (section 2)

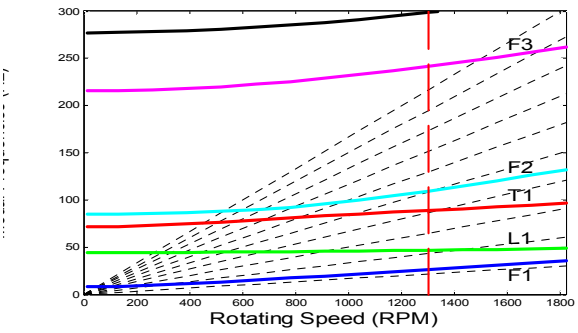



Fig. 5. Fan-plot of the designed model

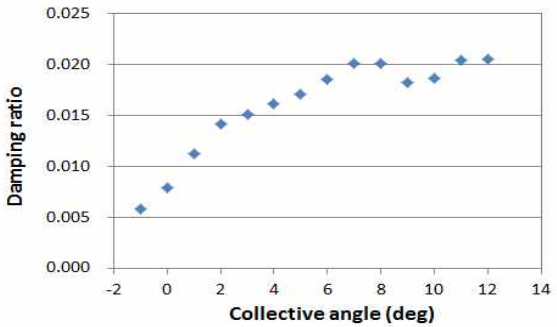



Fig. 6. First lag mode damping at hover

진동수가 4/rev에 근접한 결과를 보여주고 있다. 실제 회전환경에서 공진이 발생되지 않도록 하기 위해서는 비틀림모드 진동수가 4/rev 진동수로부터 0.2/rev 내외로 이격되는 것이 적절하겠으나, 현재 설계가 확정되지 않은 상태에서는 구조적 변경 가능성이 있으므로 현재의 모델 기준으로 안정성을 점검하고 공력 및 소음 해석을 수행하겠다. 향후 회전시험 시에는 낮은 회전수부터 비틀림모드 진동수를 추적하여 안정성이 확보되는 적정 회전수를 파악한 후에 시험을 수행하는 방법을 적용할 예정이다.

모드별 감쇠비를 살펴본 결과 1차 래그모드 감쇠비가 가장 낮게 예측되었으며, 제자리 비행 조건에서 컬렉티브 피치각 변화에 따른 1차 래그모드 감쇠비는 Fig. 6과 같이 양의 값으로 공탄성 불안정성은 발생되지 않음을 알 수 있다.

### 2.3.3 하중 해석

블레이드 하중해석은 제자리비행, 전진비행 (전진비 0.25) 및 하강비행 (전진비 0.15) 세 가지 조건에 대해서 수행하였다. Fig. 7은 전진비행 조건의 블레이드 하중을 나타내고 있다. 탭 작동 모듈이 반영된 영역에서의 물성치 변화로 인해 하중 분포가 불연속적임을 살펴볼 수 있고, 굽힘

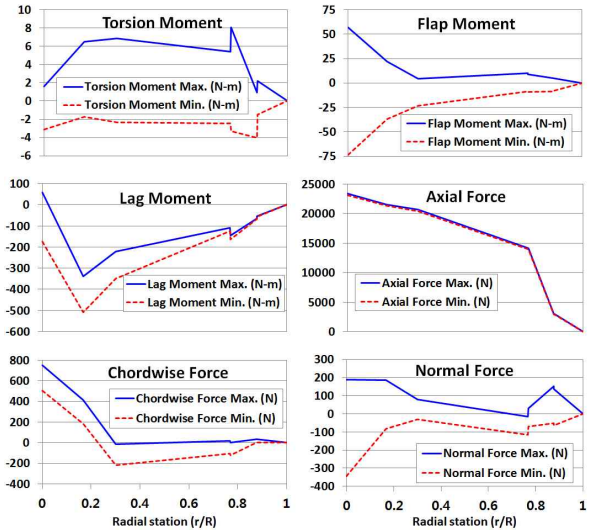



Fig. 7. Blade load distribution (fwd flight)

모멘트는 블레이드 안쪽 영역에서 크게 작용함을 살펴볼 수 있다.

### 2.3.4 강도 해석

블레이드의 구조 강도는 소재의 설계 허용 변형율 (design allowable strain)을 기준으로 안전율 (safety factor)을 판단하였다. 스킨, 스파에 적용된 소재는 동일하므로, 최대 변형율이 발생되는 스킨에서 안전율을 계산하였다. 원심력, 플랩모멘트, 래그모멘트의 조합으로 발생될 수 있는 최대의 인장변형율을 고려하였다[6].

강도 해석에 사용된 극한하중 (ultimate load)은 계산된 하중의 1.5배로 고려하였고, 소재의 설계 허용 변형율은 파손 변형율 (failure strain)의 70%를 적용하였다. 세 가지 비행조건에 대해 계산된 하중을 이용하여 계산된 최소 안전율은 제자리 비행의 경우 3.27, 전진비행 조건에서는 2.96, 그리고 하강비행 조건에서는 3.21로 정적 강도는 확보하고 있다.

## 2.4 탭이 있는 에어포일 공력 데이터

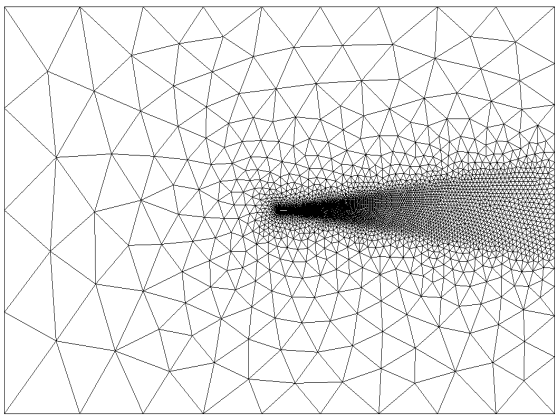
CAMRAD II와 같이 양력선 (lifting line) 모델을 사용하는 해석프로그램에서는 2차원 에어포일 공력 데이터베이스를 필요로 하며, 능동 탭을 모사하기 위해서는 탭의 길이에 따라 변화되는 공력 특성이 고려된 추가적인 에어포일 공력 테이블을 구성하여야 한다.

Figure 8과 같이 탭을 가지는 2차원 에어포일에 대한 공력 데이터베이스 생성은 전산유체역학 (CFD, computational fluid dynamics) 방법을 적용하였으며, 격자생성은 Centaur, 해석은 ANSYS의 Fluent 프로그램을 사용하였다. 마하수 및 받

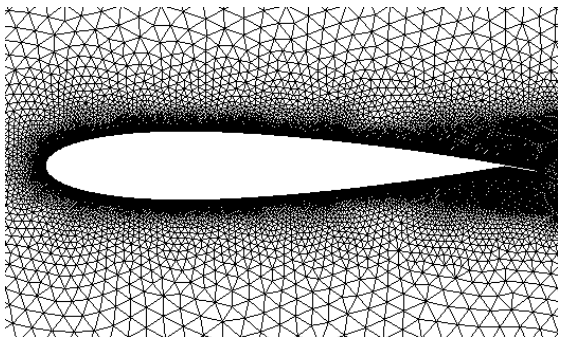
Fig. 8. Configuration of an airfoil with tab

음각 변화에 따른 양력계수, 항력계수, 피칭모멘트계수를 탭의 길이 0 ~ 12 mm 범위에서 2 mm 간격으로 변화시키며 계산을 수행하였다.

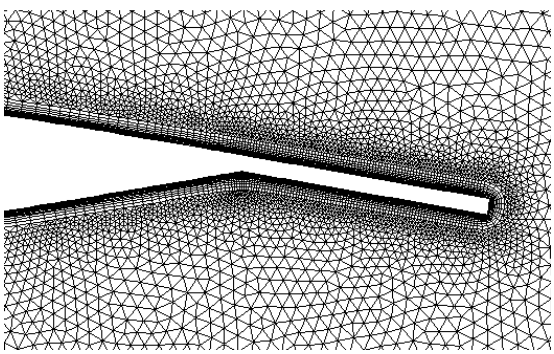
Density-based 해석자를 사용하였으며, 비점성항의 플럭스는 Roe의 FDS (flux difference splitting)을 이용하여 계산하였다. 이차정확도 확보를 위해 최소자승법에 기초한 유동 변수 재구성 기법을 사용하고, 비물리적인 수치진동을 억제하기 위해 Barth의 min-mod 제한자를 적용하였다. 난류모델은 Spalart-Allmaras의 1-equation 난류 모형을 사용하였다. 원방 경계는 에어포일의 코드길이의 30배 되는 위치에 존재하며, pressure 원방 (far-field) 경계조건을 적용하였다. 에어포일 표면에서는 점성 벽면조건을 적용하였다. 원방경계 및 에어포일과 탭 주위의 격자 형상은 Fig. 9와 같다.



(a) far-field



(b) around airfoil



(c) around tab

Fig. 9. Mesh distributions

고 받음각 영역인 +20 ~ +180도, -20 ~ -180도 영역에서의 공력계수는 일반적으로 비대칭 에어포일에 대해 사용되는 방법을 적용하였다. 각 공력계수를 받음각에 대해 수식화하고, 각 수식의 계수들을 최소자승법 (least square)으로 구한다. 고 받음각 영역에서의 양력계수, 피칭모멘트계수 및 항력계수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} C_l &= A\sin 2(\alpha-\alpha_0) \\ C_m &= B\sin(\alpha-\alpha_0)+C\sin 2(\alpha-\alpha_0) \\ C_d &= D+E\cos 2(\alpha-\alpha_0) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, $\alpha_0$는 영양력각 (zero-lift angle of attack)이며, A=1.175, B=-0.5, C=0.11, D=1.135, E=-1.05의 값을 가진다.

## III. 공력 및 소음 해석

능동 탭의 작동에 의한 BVI 소음 저감 특성을 고찰하기 위하여 CAMRAD II를 이용한 공력하중 해석 및 자체 프로그램을 이용한 소음해석을 수행하였다. 해석에 이용된 모델은 앞장에서 기술된 구조 및 공력 데이터로 구성한 로터 단독 (isolated rotor) 모델이다. CAMRAD II를 이용한 공력하중 해석에서 후류 모델은 Multiple trailer wake with consolidation 모델을 사용하였고, 부착류 (attached flow)의 비정상 (unsteady) 양력과 모멘트 계산에는 ONERA EDLIN 모델을[7] 적용하였다. 소음해석을 위해 방위각에 대한 고해상도 (high resolution)의 공력 하중 데이터의 생성이 필요하며, 이를 위해 CAMRAD II의 post- trim을 적용하고, 방위각 2도 간격으로 공력 하중 데이터를 생성하였다.

### 3.1 로터 트림

로터 풍동시험에 있어서 트림을 수행하는 방법은 여러 가지가 있으며, Table 4와 Table 5에 정리한 바와 같이 4-변수 트림과 3-변수 트림으로 구분할 수 있다. 4-변수 트림은 양력과 추진력 (propulsive force) 두 가지를 목표 값에 맞추

Table 4. 4-variable trim

| Target | Zero moments or flapping |
|---|---|
| Fz, Fx | Mx = My = 0 |
| Fz, Fx | $\beta_{1c} = \beta_{1s} = 0$ |
| Fz, Fx | $\beta_{1c} = -\Theta_{1s}$, $\beta_{1s} = 0$ |

Table 5. 3-variable trim

| Target | Zero moments or flapping |
|---|---|
| Fz | $\beta_{1c} = \beta_{1s} = 0$ |
| Fz | Mx = My = 0 |
| Fz, Fx | Mx = 0 |

고, 허브 모멘트 혹은 플래핑이 없도록 트림하는 방법으로, 세 개의 로터 조종 입력 ($\Theta_0$, $\Theta_{1c}$, $\Theta_{1s}$) 외에 로터축의 기울임 각도 (shaft angle) 조절이 가능해야 네 가지 변수를 조종할 수 있으며, 많은 시간이 소요된다.

로터의 세 가지 조종 입력만으로 트림을 수행하기에는 3-변수 트림이 훨씬 빠르고 쉽게 적용할 수 있는 장점이 있다. 목표 추력과 zero 허브 모멘트 또는 목표 추력과 zero 플래핑이 흔히 쓰이는 트림 방법으로, 빠른 시간 내에 세 개의 로터 조종 입력 ($\Theta_0$, $\Theta_{1c}$, $\Theta_{1s}$)으로 트림 상태에 도달할 수 있다. 그러나 이 경우 로터축의 기울임 각도에 따라 전진방향의 추진력이 달라지며 비행 상태에서 작용하는 항력과 일치하지 않을 경우 소모 동력을 정확하게 계측하기 어렵다. 로터 풍동시험에 있어서 성능 평가가 중요할 경우, 추력, 로터항력 및 롤모멘트 (또는 양력, 항력 및 롤모멘트)를 사용하는 방법은 세 개의 제어입력으로 구현할 수 있는 방법으로 비행 상태의 로터 성능을 일치시킬 수 있는 효과적인 방법이다. 단지 피칭모멘트에 대한 목표 값이 없기에 로터축 기울임 각도가 잘 못 설정되어 있을 경우 추진력을 맞추기 위해 세로축 플래핑 (longitudinal flapping, $\beta_{1c}$)이 크게 나타날 수 있으므로, 시험 조건 수립에 주의가 필요하다. 기존 연구사례를 살펴보면, UH-60 IBC (individual blade control) 풍동시험에서 Fz, Fx, Mx=My=0의 4-변수 트림과 Fz, Fx, Mx=0의 3-변수 트림을 비교하여 동일한 성능의 비행 상태가 구현됨을 보였다[8].

본 연구에서는 향후 풍동시험에서 Fz, Fx, Mx=0 3-변수트림을 적용하는 것에 기초하여 해석에서도 동일하게 3-변수 트림을 적용하였다.

### 3.2 소음 해석

공력 소음 해석 방법은 움직이는 물체에서 방사되는 소음을 예측하는 Ffowcs Williams and Hawkings 식을 이용하여 유도된 음향상사법을 사용하여 두께 소음(thickness noise)과 하중 소음(loading noise)을 계산하였다. 소음 방사 방법으로는 소음원에서 방사된 음압을 측정 위치에서 재구성하는 source-time 알고리즘을 사용하여 움직이는 블레이드에 대한 시간 지연 효과를 구현하였다[9].

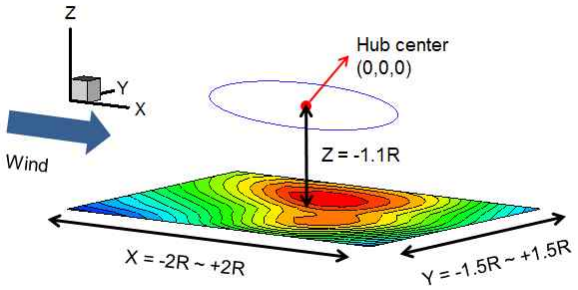



Fig. 10. Noise calculation map

CAMRAD II에서 계산된 공력하중과 블레이드 변형 데이터를 자체 소음해석 프로그램에서 불러들여 사용할 수 있도록 좌표변환 과정을 수행한 다음 소음을 계산하고, 로터 회전면 하부로 방사되는 소음을 살펴볼 수 있도록 소음 지도 (noise map)를 구성하여 음압수준 (SPL, sound pressure level)을 가시화 하였다. Fig. 10에 나타낸 바와 같이 소음 지도는 로터허브 중심으로부터 Z-축 방향으로 -1.1R 위치에서 X-축 방향으로 -2.0R ~ +2.0R, Y-축 방향으로는 -1.5R ~ +1.5R의 영역에 대해 0.25R 간격의 격자로 구성하였다. 여기서, X-축은 바람의 방향, Y-축은 우현(starboard), Z-축은 양력방향이다.

### 3.3 기준 비행 상태 선정

능동 탭을 적용하는 주목적이 BVI 소음 저감이므로, BVI 소음이 가장 크게 발생되는 상태를 본 연구의 해석 기준 상태 (baseline condition)로 선정하였다. ICAO 소음인증 기준에 해당하는 전진비 0.15에서 하강 비행 각도를 조절하며 BVI 소음이 최대로 발생하는 상태를 찾는 과정으로 기준 상태를 선정하였다.

각 비행경로별로 항공기의 트림상태에 따라 로터축의 기울임 각도는 변하게 되며, 이 때 동체 항력(airframe drag)과 로터 항력(rotor drag)이 고려되어야 한다. 향후 실제 풍동시험 단계에서는 벽면효과가 반영된 상태가 최종 시험조건에 해당한다. 동체 항력은 회전시험 장치에 대한 등가 평판 면적 (equivalent flat plate area)으로 계산하여 반영하였고, 로터 항력은 평균 에어포일 항력을 사용하였다. 모델 로터시스템은 실제 항

Table 6. Shaft angle sweep conditions

| flight path angle (deg) | shaft tilt angle (deg) | trim target | |
|---|---|---|---|
| | | CH/σ | CT/σ |
| 5 | 3.1 | 4.38396E-04 | 7.99306E-02 |
| 6 | 4.1 | 4.38396E-04 | 7.98916E-02 |
| 7 | 5.1 | 4.38396E-04 | 7.98526E-02 |
| 8 | 6.1 | 4.38396E-04 | 7.98137E-02 |
| 9 | 7.1 | 4.38396E-04 | 7.97749E-02 |
| 10 | 8.1 | 4.38396E-04 | 7.97361E-02 |

공기를 축소 스케일링 하지는 않았지만, 형상이 유사한 AH-1G 항공기의 크기를 고려하여 3,000kg 중량의 항공기를 4.47의 축소비 (scale factor)로 축소하였을 경우를 가정하여 W=1,473N 인 조건으로 선정하고, 이 때 동체 항력은 Fx=59N, 로터 항력 H=8N인 상태를 트림 목표 값으로 설정하였다. 해석조건별 로터축 기울임 각도와 트림 목표 값은 Table 6과 같다.

## Ⅳ. 결과 분석

### 4.1 BVI 소음 영역

로터에서 발생되는 소음을 주파수 대역에서 살펴보면 저주파수 대역의 하중 (loading) 소음, 중주파수 (mid-frequency) 대역의 BVI 소음과 좀 더 높은 대역의 BWI (blade wake interaction) 소음으로 주파수 영역에 따라 구분될 수 있다.

Figure 11에서 살펴볼 수 있듯이 BVI 소음은 하강비행 상태에서 크게 발생함을 살펴볼 수 있는데[10], 이 영역의 소음에 대해서 주파수 대역의 특성 또는 BVI라는 원인을 명시하기 위하여 mid-frequency SPL 또는 BVISPL이라는 용어를 사용한다. 그러나 BVI 소음이 강하게 발생되는 주파수 대역은 로터시스템 마다 서로 다른 특성을 가지므로, 본 연구에 사용된 모델에 대한 BVISPL 주파수 대역의 파악이 필요하다. 본 연구에 사용된 모델 로터시스템에 대해서 하강비행 (전진비 0.15, 로터축 기울임 각도 +7.1도)과 동일한 속도의 전진비행 (전진비 0.15, 로터축 기울임 각도 -1.9도) 두 가지 비행 조건에서 동일한 위치 (X=-0.25R, Y=+0.75R, Z=-1.1R)에서의 소음 스펙트럼을 비교해 보면 Fig. 12와 같이 저주파수 대역의 하중 소음 성분은 유사하지만, 하강비행 상태에서 중주파수 대역의 소음 성분이 크게 관찰된다. 본 연구에서는 BVI 소음이 크게 발생되는 영역으로 5~48 bpf (blade passing frequency) 대역을 BVISPL 대역으로 선정하여 BVI 소음 특성 변화를 관찰하였다.

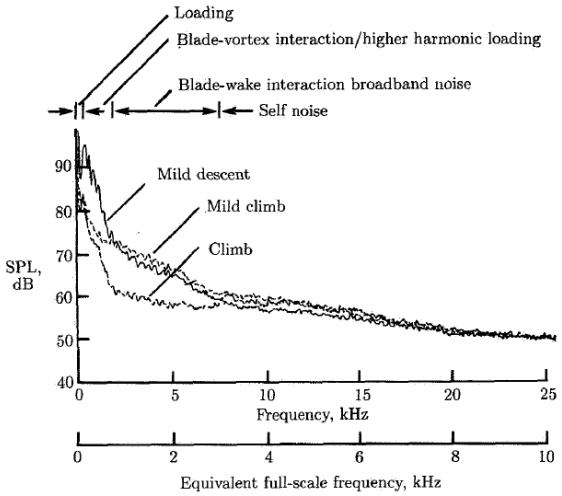
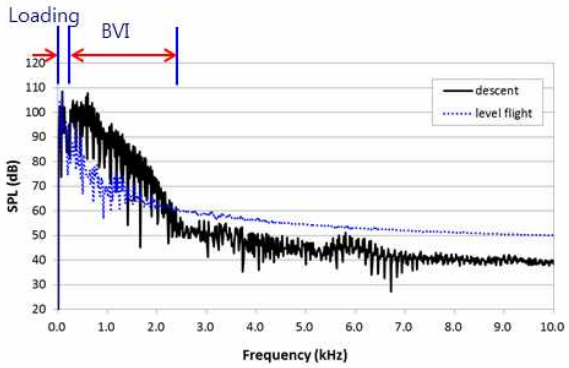
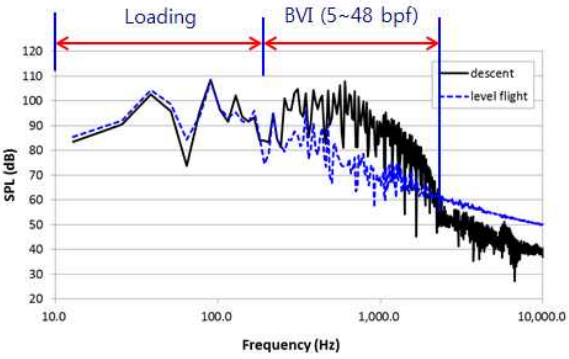



Fig. 11. Typical overhead noise spectra of 2/5-scale BO-105 model rotor [10]




(a) noise spectra (linear scale)




(b) noise spectra (log scale)

Fig. 12. Comparison of SPL at descent and level flight condition

### 4.2 기준 비행 상태

동일 비행속도에서 Table 6의 로터축 기울임 각도 변화에 따른 해석을 통해 Fig. 10의 소음

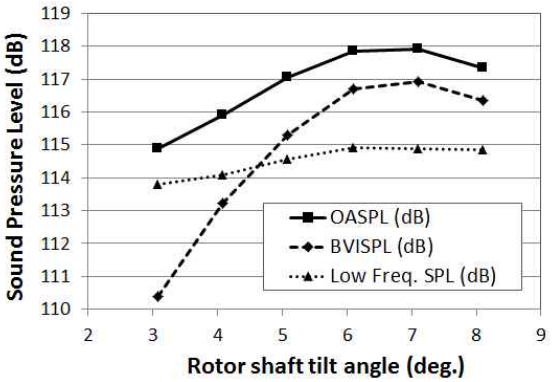



Fig. 13. SPL variations with respect to rotor shaft tilt angle

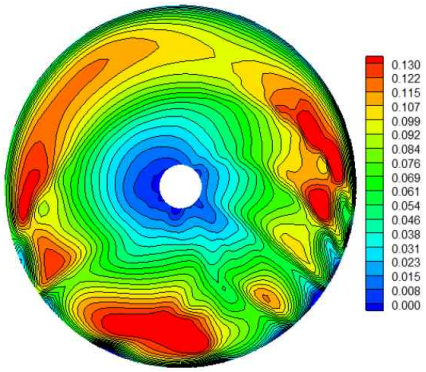


Fig. 14. Section normal force ($M^2C_n$, BL)

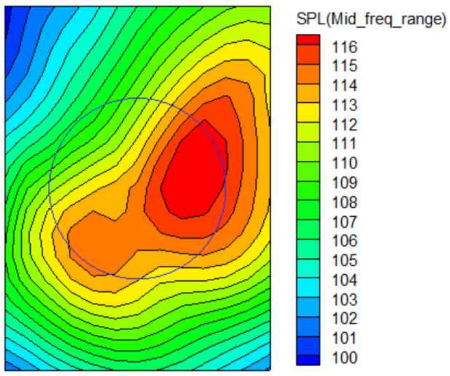



Fig. 15. Noise map (BVISPL, BL)

지도에서 최대로 발생되는 소음을 비교하면 Fig. 13과 같이 로터축 기울임 각도가 7.1도 인 경우 최대의 BVISPL 및 OASPL (overall SPL) 값을 보여주고 있어 이 경우를 기준 상태 (baseline condition, BL)로 정하였다.

BL 상태에서의 블레이드 단면 수직 하중 분포를 살펴보면 Fig. 14와 같이 전진면과 후퇴면에서 BVI에 의한 하중의 공력하중의 변화가 관찰된다. 전진면에서는 네 차례, 후퇴면에서는 두 차례의 블레이드-와류 간섭이 발생되는 것을 살펴볼 수 있다. 이 때 BVISPL 분포는 Fig. 15와 같은 형상으로 방위각 110도 방향에서 강한 BVI 소음이 관찰된다.

### 4.3 능동 탭 HHC

BL 상태에서 능동 탭을 HHC 방법으로 작동할 경우 BVI 소음 특성 변화를 살펴보았다. HHC 입력은 아래와 같이 정의하였다.

$$A = A_n/2 + A_n/2^{*}\cos(n\psi - \psi_n),\ (n = 2,3) \qquad (2)$$

여기서 $A$는 탭의 작동 출력 길이, $A_n$은 탭 제어 입력 크기, $n$은 조화 가진 차수, $\psi$는 방위각을 나타내고, $\psi_n$은 제어 위상각이다. 본 연구에서는 2-bladed 로터에 효과적인 영역으로 알려진 2/rev과 3/rev의 가진을 사용하였으며, $A_n$=3, 6, 9, 12 mm인 경우에 대해서 각각 제어 위상각을 $\psi_n$=0, 30, ..., 330도로 30도 간격으로 변화시키며 BVI 소음변화 특성을 살펴보았다.

#### 4.3.1 2/rev 가진

2/rev으로 가진한 경우 탭의 길이와 제어 위상 변화에 따른 BVISPL 변화는 Fig. 16과 같다. 탭의 작동 길이가 달라지더라도, 제어 위상각 변화에 따른 BVISPL 변화 특성은 유사한 결과를 보여준다. 전체적인 BVISPL 변화 형상을 살펴보면 제어 위상각 150~30도 영역에서 BVI 소음 저감 효과가 있음을 살펴볼 수 있다. 그러나 탭의 길이에 따라 최적의 위상각은 서로 다른 특성을 나타내기 때문에 최소 소음 (minimum noise, MN) 조건을 찾기 위해서는 제어 입력의 크기와 위상을 모두 변화시키며 탐색하는 것이 필요하다. 2/rev 가진에서 MN 조건은 6mm 크기와 270도 제어 위상인 경우로 -2.0dB의 BVISPL 저감 효과를 보여준다. (MN-2P = 2/rev, 6 mm amp., 270 deg. phase)

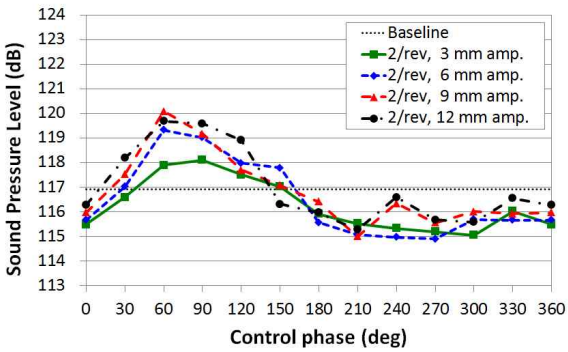



Fig. 16. BVISPL variations (2/rev actuation)

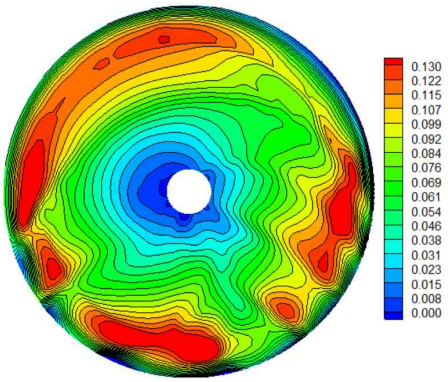



Fig. 17. Section normal force ($M^2C_n$, MN-2P)

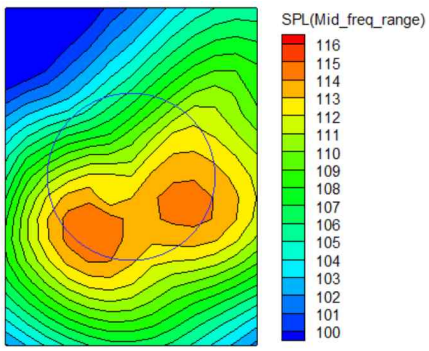



Fig. 18. Noise map (BVISPL, MN-2P)

MN-2P 상태에서 블레이드 공력하중 분포는 Fig. 17과 같고, BVISPL 소음 지도는 Fig. 18과 같다. BL 상태에 비해 전진면에서의 하중의 급격한 변화가 완화되었고, 전진면 영역의 방위각 110도 부근에서 강하게 관찰되었던 BVI 소음의 크기가 약해지고 방향은 방위각 60도 근처로 변화 되었다.

### 4.3.2 3/rev 가진

3/rev 가진의 경우 BVISPL 변화는 Fig. 19와 같다. 제어 위상각 270~120도 영역에서 BVI 소음의 저감이 관찰된다. 3/rev 가진에서 MN 조건은 6mm 크기와 30도 제어 위상인 경우로 -3.3dB의 BVISPL 저감 효과를 보여준다. (MN-3P = 3/rev, 6 mm amp., 30 deg. phase)

MN-3P 상태에서 블레이드 공력하중 분포는 Fig. 20과 같이 전진면에서 BVI 현상이 MN-2P 경우보다 크게 감소하였음을 살펴볼 수 있다. 이러한 공력하중 변화로 인해 Fig. 21의 소음지도에서 살펴볼 수 있듯이 BVISPL의 감소 효과를 얻게 된다. MN-3P의 경우 최대 BVI 소음이 발생되는 방향은 MN-2P 경우와 유사하지만 BVI 소음의 저감 효과는 더욱 크므로 본 해석 범위 내에서는 최소 소음 조건 (MN) 에 해당한다.

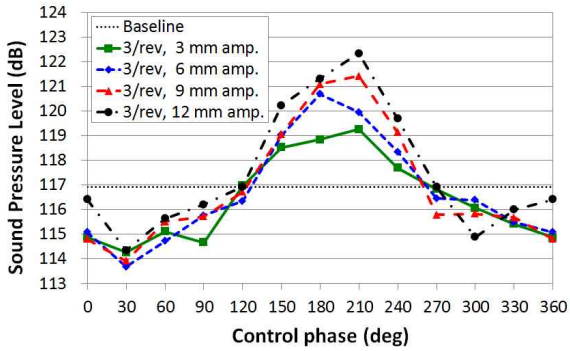



Fig. 19. BVISPL variations (3/rev actuation)

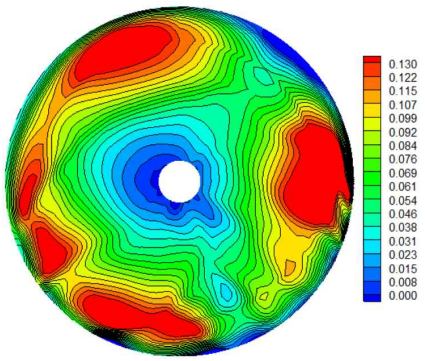



Fig. 20. Section normal force ($M^2C_n$, MN-3P)

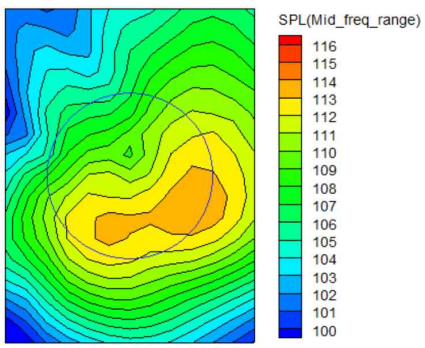



Fig. 21. Noise map (BVISPL, MN-3P)

## Ⅴ. 결 론

본 연구에서는 능동 탭을 장착한 로터시스템에 대한 구조 설계 결과 및 CFD 해석을 통해 생성한 에어포일 공력 데이터를 이용하여 CAMRAD II 해석 모델을 구성하였고, 능동 탭을 HHC 방법으로 2/rev과 3/rev으로 작동할 경우 하강 비행 상태에서 BVI 소음의 변화 특성을 해석적으로 고찰하였다. 능동 탭을 주기적으로 작동함으로써 공력하중의 변화가 유발되고 BVI

소음이 줄어들 수 있음을 확인하였다. 본 연구의 해석범위 내에서는 6 mm의 탭 작동 길이, 30도의 제어 위상을 가지는 3/rev의 조화 가진시에 -3.3dB의 BVI 소음 저감 효과를 얻을 수 있었다. 정밀한 소음 저감을 예측하기 위해서는 CFD 해석과 같은 정밀한 공력 하중의 해석이 필요하겠으나, 다양한 조건에 대한 파라미터 연구에서는 통합해석 프로그램을 이용한 해석을 매우 효과적으로 활용할 수 있을 것이다. 또한 본 해석 결과는 향후 능동 탭의 기술 시현을 위한 풍동시험 준비에 활용 예정이다.

## 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 주요사업 “소음저감을 위한 능동제어 로터 국제협력 연구” 과제 결과 중 일부임.

## References

1) International Civil Aviation Organization, 2008, International Standards and Recommended Practices, Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Volume I Aircraft Noise, Chapter 8, 11.

2) Kessler, Ch., "Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control," 36th European Rotorcraft Forum, Sep. 7-9, 2010, Paris, France.

3) Gervais, M. and Gareton, V., "Analysis of Main Rotor Noise Reduction Due to Novel Planform Design - The Blue Edge™ Blade," 37th European Rotorcraft Forum, Sep. 13-15, 2011, MAGA Gallarate, Italy.

4) Johnson, W., *CAMRAD II, Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Johnson Aeronautics*, Release 4.8, Vol. VI, Palo Alto, CA, 2009.

5) Kobiki, N., "Performance Evaluation for Active Tab installed in Mach scaled Model Blade," 37th European Rotorcraft Forum, Sep. 13-15, 2011, MAGA Gallarate, Italy.

6) Kim, D.-H., Kim, S.-H., and Han, J.-H., "Design of KUH Main Rotor Small-scaled Blade," Aerospace Engineering and Technology, Vol. 8, No, 1, July 2009, pp. 32-41.

7) Johnson, W., "Rotorcraft Aerodynamics Models for a Comprehensive Analysis," 54th AHS Annual Forum, May 20-22, 1998, Washington, DC.

8) Norman, T. R., et al., "Full-scale Wind Tunnel Test of a UH-60 Individual Blade Control System for Performance Improvement and Vibration, Loads, and Noise Control," AHS 65th Annual Forum, Grapevine, Tx, May 27-29, 2009.

9) Wie, S.-Y., Im, D.-K., Lee, D.-J., Kwon, J.-H., Park, S.-H., Kim, S.-B., Chung, K.-H., and Kim, J.-M., "Aerodynamics and Noise of AH-1G Rotor in BVI condition," KSAS 2008 Fall Conference, pp. 158-162.

10) Schmitz, F. H., *Rotor Noise, Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice, Volume 1: Noise Sources*, Harvey H. Hubbard, ed., NASA RP-1258, Vol.1, WRDC TR-90-3052, 1991, pp.102-106.