

차세대 로터 블레이드 형상상의 및 공력소음 해석

이관중*, 황창전**, 주 진***

Design of Next Generation Rotor Blade and Analyses of Aeroacoustic Characteristics

Kwan-Jung Yee*, Chang-Jeon Hwang**, Gene Joo***

Abstract

In this study, a rotor planform shape with high performance and low noise has been designed and its aerodynamic and aeroacoustic characteristics are analysed. First of all, rotor blade planform with low noise characteristics has been designed based on the paddle-shape blade by applying vane-tip concept. Finally, noise characteristics of the designed next-generation rotor blade have been investigated and the results are compared with those of BERP blade.

초 록

본 논문에서는 차세대 로터 시스템의 핵심 기술인 고성능, 저소음 로터 블레이드 개발을 위한 로터 형상 설계 및 공력/소음 해석 결과를 정리하고 해석 기법을 소개하였다. 먼저 패들형 블레이드를 기본 모델로 베인팁 개념을 적용하여 저소음 특성을 갖는 로터 블레이드 평면형상을 결정한 후, 설계된 차세대 로터 블레이드 즉 NRSB-1의 소음특성을 해석하고 그 결과를 BERP 블레이드와 비교 검토하였다.

키워드 : 패들형 블레이드(paddle blade), 베인팁(vane tip), 차세대 블레이드(next generation rotor blade), 로터 시스템(rotor system)

1. 서 론

한국항공우주연구원 회전익기연구그룹에서는 “차세대 헬리콥터 로우터 시스템 개발”사업의 일환으로 기존의 BERP 블레이드의 성능을 개선한 차세대 로우터 블레이드(이하 NRSB-1 블레이드)를 설계하였다. 본 연구에서는 NRSB-1의

형상을 기술하고, 향후 형상 개선에 지침을 제공하기 위하여 공력소음 해석을 수행하였다.

NRSB-1 블레이드 형상의 특징은 쌍와류(twin vortex) 생성을 위한 깃 끝에서의 kink 와 기존 BERP보다 더 커진 비틀림각, 하반각으로 대별할 수 있다. 깃끝 영역에서의 kink는 블레이드-와류 상호작용(Blade-Vortex Interaction, 이하

* 회전익기그룹/kjy@kari.re.kr

*** 회전익기그룹/joo@kari.re.kr

** 회전익기그룹/chwang@kari.re.kr

BVI) 소음 저감을 위한 베인 팁(vane tip) 개념 [1]을 응용한 것으로서 블레이드 깃 끝 와류를 같은 강도를 갖는 둘 이상의 와류로 나눔으로써 충격하중(impulsive loading)을 줄이기 위한 것이다.

깃 끝에서의 면적감소로 인한 성능의 손실을 정량적, 정성적으로 파악하기 위해서 전산유체 역학을 이용한 해석을 수행하였으며, 그 결과는 참고문헌 [2]에 상술하였다.

또한, 설계된 NRSB-I의 소음관련 설계 요구 조건과 저소음 설계 접근 방법에 대해 소개하고, NRSB-I 공력소음 특성을 해석하였으며, 그 결과를 BERP 블레이드와 비교 검토하였다.

야한다. 이 경우 C_1 값은 주어진 스패 위치에서의 압력 중심 값이 된다. 대칭에어포일의 경우 압력중심(Center of Pressure)이 공력중심(Aero-dynamic Center)과 일치하며 0.25C가 되지만, 0.95R 위치에서 이용되는 에어포일 RAE9635는 약한 기수내림 모멘트를 갖는 비대칭에어포일이고, 이는 공력중심이 대칭에어포일보다 약간 뒤쪽에 위치하고 있음을 의미한다. 따라서, C_1 값을 0.25C보다 약간 크게 잡는 것이 타당하지만, 초기 베인팁(vane tip)을 대상으로 수행한 실험 [1]에서 절단부 안쪽에서 발생하는 와류의 강도가 깃 끝 와류보다 강도가 약간 크다고 지적하고 있는 점을 고려하여 1차 블레이드는 0.25C로 결정하였다.

2. 본 론

2.1 1차 차세대 로터 블레이드 형상 정의

본 절에서는 차세대 로터 블레이드 형상 정의를 수행하고 그 결과를 정리하였다. 아래에 별도로 언급되지 않은 로터의 제원은 BERP 와 동일하다[3].

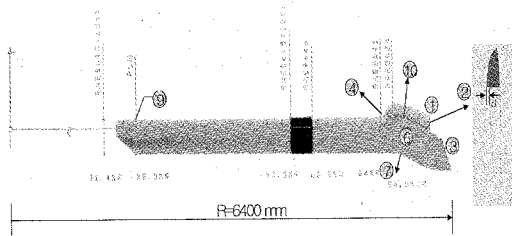


그림 1. Configuration Parameters of Next Generation Rotor Blade

2.1.1 C_1, C_2 정의

$$- C_1 = 0.25 C \text{ at } 0.95 R, C_2 = 1.0C - C_1$$

쌍와류(twin vortex)를 발생시키기 위해서는 베인팁의 불연속 지점(kink)에서 각 와류의 속 박순환(Bound Circulation)의 강도가 단일 와류 강도의 1/2이 되도록 절단면의 크기를 결정해

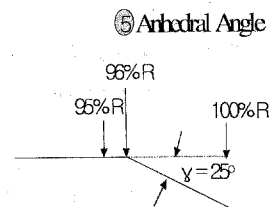
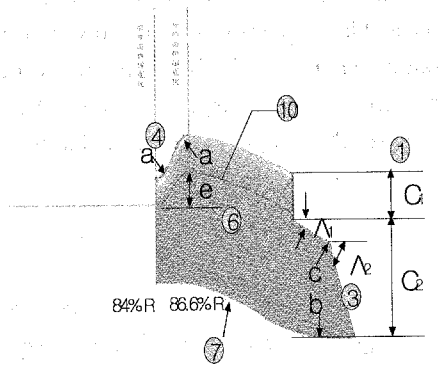


그림 2. Configuration Parameters of Next Generation Blade (Close-up View)

2.1.2 d 결정 (펜스의 높이)

절단면 위치(0.95R)에 설치한 펜스는 깃 끝 실속을 방지하고, 깃 끝 와류가 떨어져 나오는 수직위치를 조절하는데 이용된다. 이때, 절단면

에서 발생한 안쪽 와류는 블레이드 위를 지나면서 국부적으로 저압력 영역을 발생시킴으로써 양력을 증가시키는 효과가 있으나, 블레이드 표면에 지나치게 근접하여 지나갈 때에는 와류의 강도가 현저하게 약화될 것으로 예상된다. 1차 형상정의에서는 절단부의 시위길이를 기준으로 팬스 높이(d)를 0.1 C 로 하였으며, 두께는 구조동역학적 해석을 수행하여 진동이나 파손을 방지할 수 있는 정도로 결정하였다.

2.1.3 Λ_1, Λ_2 (그림 2. 참조)

$$- \Lambda_1 = 30^\circ, \Lambda_2 = 70^\circ$$

쌍와류 생성을 위해서 깃 끝 영역의 면적을 줄이는 것은 깃 끝에서의 동압이 상대적으로 크다는 점을 감안하면 공력 성능의 손실을 의미한다. 따라서 줄어드는 깃 끝 영역의 면적 손실을 최소화하고, 코드길이의 지나친 감소로 발생할 수 있는 저레이놀즈 효과(Low Reynolds Effect) 등을 방지하기 위해서, Λ_1 을 기존 BERP 형상을 따라 30° 로 결정하였다. 또한, 기존 BERP 형상에서 검증된 공력특성을 보존하고, 향후의 성능 비교를 용이하게 하기 위하여, Λ_2 는 기존 BERP 형상과 동일하게 70° 로 결정하였다.

2.1.4 안쪽 돌출부분(Inboard Notch) 및 깃 끝 부분 반경-a,b,c Blade (Close-up View)

기존 BERP 형상을 참조하고, CAD 작업을 통해 완만한 곡선을 갖도록 다음과 같이 결정하였다.

- a = 60 mm (돌출 부분 꺾임 부위 형상을 결정하는 반경)
- b = 1000 mm
- c = 160 mm

2.1.5 하반각 (Anhedral Angle)

$$- \gamma = 25^\circ$$

깃끝의 하반각(anhedral angle)은 스펠방향으로의 유도속도를 균일하게 분포시킴으로써 제자리 비행능을 향상시킬 뿐 아니라, 선행하는 깃끝 와류의 궤적을 더 아래쪽에 위치시킴으로써 소음 및 조종력(control force) 저감에 기여한

다고 알려져 있다[4]. 기존 BERP 블레이드에서는 95% R 이후에 21도의 하반각을 갖고 있으므로 이를 기준으로 삼았다. 1차년도 블레이드는 절단위치에서 에어포일의 완만한 분포를 위하여 1%R (95% ~96% R)의 선형 내삽구간을 두었는데, 이를 고려하여 25도로 결정하였다.

2.1.6 에어포일 및 시위길이 분포

1차 차세대 로터 블레이드 형상정의에서는 개선된 성능을 가진 에어포일의 설계 및 검증이 완료되지 않았으므로, 기존의 BERP에 장착된 에어포일 형상과 분포를 그대로 적용하였다. 그러나, 다음 몇가지 점에서 기존 BERP와 차이를 주었다.

첫째, 95% R 의 kink 이후에 에어포일의 시위길이가 급격하게 변하므로 1% R 의 내삽구간을 두어 에어포일의 형상이 완만하게 변화하도록 하였다.

둘째, 86.6% R이후의 에어포일은 BERP와 달리 x-축(그림 1.)에 수직하게 장착하기로 하였다. 이는, 제작성과 향후의 CFD 해석결과와 비교를 용이하기 위해서 이다.

셋째, 96%R에서 RAE 9634의 두께는 8.3%이고 100%R에서 두께가 영이 되도록 선형적으로 변화시켰다.

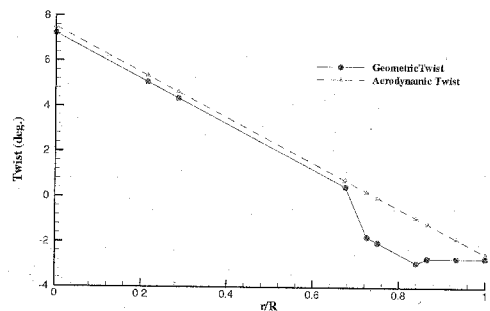


그림 3. Spanwise Chord Distribution

깃 끝 영역 면적분포 변화에 따른 기수내림 피칭모멘트의 증가를 보상하고, 절단부 바깥 영역에서 국부적으로 발생하는 올러흐름(upwash)에 의한 조기실속현상을 막기 위해서 95% R 이

후의 에어포일의 형상과 비틀림을 적절히 변경하는 것이 타당하나 기존의 RAE9634를 이용한 이유는 첫째, 기존 BERP 형상과의 성능 차이를 비교검토하기 위해서이고, 둘째는 깃 끝에서 후퇴각에 의한 약간의 부가적인 기수내림 피칭모멘트는 "동적 비틀림(dynamic twist)" 로 작용하여 전체 공력 성능에 바람직한 영향을 줄 수 있기 때문이다[4].

에어포일 시위 길이의 분포는 기존 BERP와 동일하게 유지하였으나, 1차 차세대 블레이드는 86.6% R 이후의 코드를 x-축에 수직하게 유지하였으므로 이에 대한 시위길이 분포는 그림 3.에 보인 것과 같다.

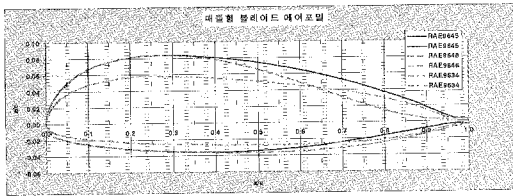


그림 4. Airfoil Guppy Plots

2.1.7 깃끝 플랜폼의 뒷전 형상

기존 BERP형상과 동일하게 유지하였다.

2.1.8 Twist 분포

- 선형 비틀림 : -10°

일반적으로 로터 블레이드는 75% R에서 피치각이 영일 때 로터 추력이 영이 되도록 선형적으로 비틀림을 준다. 비틀림각은 수평평면과 에어포일 시위선 사이의 각도로 앞전 들림이 양(positive)로 정의된다. 기존 BERP는 8.34° 의 선형 비틀림을 주었으나, GKN-Westland와 공동으로 수행한 KARI의 연구에 의하면 16도의 선형 비틀림을 줄 경우 제자리 비행성능(Figure of Merit)이 약 0.02 정도까지 증가하는 효과가 있음을 확인하였다[6]. 그러나 현재까지 16도 이상의 비틀림을 갖는 상용 블레이드가 거의 없는 상황이므로, 12도 정도가 적절하다고 판단하였다. 그런데, 여기서 10도 정도로 비틀림을 준 이유는 앞서 ⑥에서 언급한 것처럼, 실물크기의

블레이드에서는 깃끝에서의 기수내림 모멘트에 의하여 주양력면(Main lifting section)의 비틀림 효과에 의해 실제로는 기하학적 비틀림보다 약간 더 큰 유효비틀림이 가해질 것으로 판단했기 때문이다.

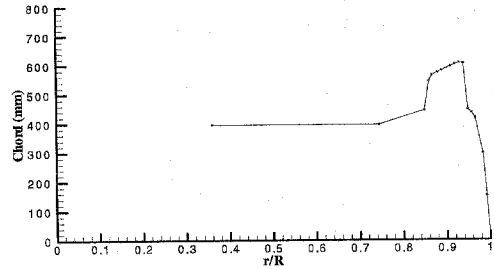


그림 5. Twist Distribution

2.1.9 Root-Cut Out

기존 BERP와 동일하게 28.5% R로 정하였다.

2.1.10 Quarter-chord Offset Distribution

그림 1.의 x 축과 주어진 스펠방향 위치에서의 에어포일 1/4 시위 사이의 오프셋거리로 표 1.에 나타낸 바와 같다.

표 1. Quarter-Chord Offset Distribution

r/R(%)	e (mm)
28.5	0.0
84.0	0.0
85.0	36.34
86.0	110.75
86.6	123.80
88.0	112.62
89.0	99.10
90.0	82.54
91.0	63.15
92.0	41.44
93.0	18.01
94.0	-6.44
95.0	-30.20
96.0	0.0
97.0	0.0
98.0	0.0
99.0	0.0
100.0	0.0

2.2 1차 차세대 로터 블레이드 저소음 설계 해석

본 절에서는 저소음 NRSB-I의 설계, 예비해석 결과 및 정의된 NRSB-I 블레이드의 소음특성해석 등을 기술하였다.

2.2.1 BERP의 소음관련설계 요구조건

BERP III가 적용되고, 저소음 로터 개념이 적용된 Lynx Mk.7의 비행시험을 통한 인증 소음 수준과 비행시험 조건은 표 2. 와 표 3.에 나타내었다[7].

표 2. Lynx Mk.7의 소음인증 여유

	Measured Data	Noise Level(CAN7)	Noise Margin
Take Off (T/O)	92.00 (EPNdB)	96.89 (EPNdB)	4.89 (EPNdB)
Flyover (F/O)	91.70 (EPNdB)	95.89 (EPNdB)	4.19 (EPNdB)
Approach(A/P)	97.70 (EPNdB)	97.89 (EPNdB)	0.19 (EPNdB)

표 3. Lynx Mk.7 비행시험조건

Unit Specification	MKS	English
N (Number of Blades)	4	
Vt (A/P)	224.03 (m/s)	735.00 (ft/s)
Vt (Take-off and Flyover)	218.69 (m/s)	717.50 (ft/s)
A (Disc Area)	10.09 (m ²)	
AUM (All Up Mass)	4876.12 (kg)	10750.00 (lb)

수년 내에 개정될 소음규정은 CAN6와 유사 하리라고 생각되며, 다만, 착륙접근조건에 대하여 3 EPNdB가 아니라 1 EPNdB만큼 감소시키는 방안을 논의하고 있다고 한다. 이 경우 착륙 접근비행(approach)의 경우 소음규정보다 0.81 EPNdB 만큼 초과하게 되므로, NRSB-I의 소음 설계 요구조건은 기존 Lynx에 비하여 성능손실(Performance Penalty)없이 이륙 및 수평비행조건은 같은 수준의 소음수준을 유지하면서 접근비행 조건의 소음수준을 6EPNdB 낮추는 것을

목표로 한다. 그림 6.-8.은 현 Lynx의 소음수준을 각 비행조건에서 다른 유사 동급 헬리콥터의 소음 수준과 비교한 결과를 보여주고 있다.

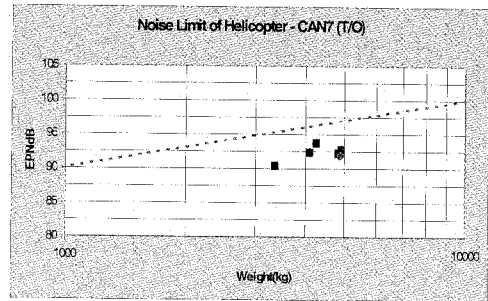


그림 6. 이륙비행(Take-Off)시 소음기준 및 유사동급 헬리콥터의 소음수준

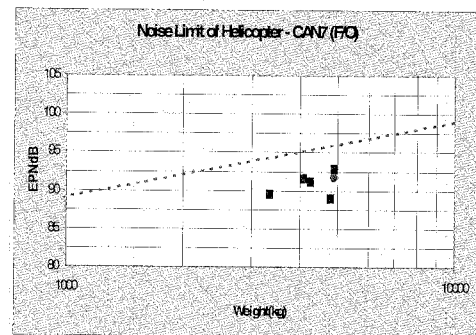


그림 7. 수평비행(Flyover)시 소음기준 및 유사동급 헬리콥터의 소음수준

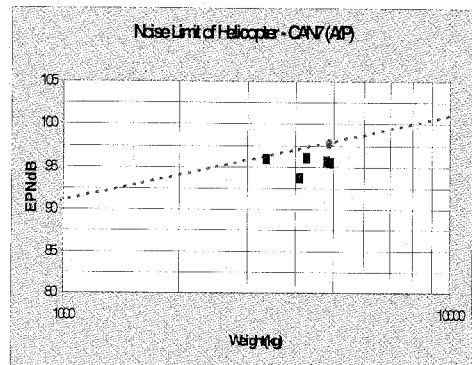


그림 8. 착륙비행(Approach)시 소음기준 및 유사동급 헬리콥터의 소음수준

2.2.2 저소음 설계 접근 방법

헬리콥터 소음, 특히 원방으로 쉽게 전파하는 저주파의 로터 소음을 저감시키기 위해서는 수동적 소음제어기술(PNC)로 헬리콥터의 블레이드 갯수(N), 깃끝속도(이하, V_t), 디스크 면적(A), 중량 등을 조종하는 방법과 블레이드의 형상, 특히 깃끝형상을 변화시키는 방법이 있으며, 능동적 소음제어기술(ANC)로는 HHC(Higher Harmonic Control) 혹은 TEF(Trailing Edge Flap)나 LED(Leading Edge Droop)을 이용하거나 능동적 피치링크를 이용한 IBC(Individual Blade Control) 기법 등이 있다[8].

기존 Lynx의 블레이드 갯수(N), V_t 혹은 디스크 면적(A) 등을 수정하여 소음수준을 감소시키는 것은 헬리콥터의 다른 부분에 다음과 같은 영향을 주게 되므로 Lynx 개조설계에 업무량이 커짐과 동시에 위험도도 커지게 된다.

일반적으로 블레이드 수(N)가 커질수록 소음이나 진동측면에서는 이점이 있으나, 허브가 기계적으로 복잡해지고, 중량이 늘어나는 단점이 있다. 또한, 주어진 디스크 면적에서 블레이드의 수가 늘어난다는 것은 중횡비(AR)가 커진다는 것을 의미하기 때문에, 이에 따른 구조적인 문제가 야기될 수 있다. 한편 기존 헬리콥터에 블레이드 수가 바뀌면, 로터의 가진 진동수(Rotor Forcing Frequency)의 변화하기 때문에, 로터 자체 뿐만 아니라 기체에까지도 구조 및 진동설계를 다시 해야 하는 설계 부담이 발생한다.

깃끝 속도(V_t)를 감소시키는 것이 소음측면에서 가장 효과적인 방법이나, 기존 헬리콥터에 V_t 를 감소시키기 위해서는 블레이드의 공력특성이 개선되어야 할 뿐만 아니라, V_t 의 감소에 따라 트랜스미션의 토오크 수용능력도 증가되어야 한다. 깃끝 속도를 바꿀 경우에도 로터 가진 진동수변화에 따른 구조/진동 설계를 다시 해야 하는 문제가 발생한다.

소음을 감소시키기 위하여 디스크 면적(A)을 감소시킬 경우에는 제자리비행시 요구마력을 증가시키게 되어 결과적으로 공력 성능에 손실을 가져오게 된다.

그러므로, 기존 Super Lynx를 위한 NRSB-I는 N, V_t , A에 변동이 없이 착륙접근조건(기존 Lynx의 경우 소음관점에서 가장 취약한 비행조건)의 BERP III 소음수준(Noise Level)을 개선하는 방향으로 설계접근을 설정하는 것이 바람직하다고 판단된다. 또한, ANC기법은 현 상태에서 실용화된 사례가 없는 기술로 현재 실험실 수준에서 연구가 진행되고 있어서 아직 실제 로터 블레이드 적용하기에는 무리가 있다고 생각되어, PNC기법을 이용하되, 기존 Lynx에 영향을 최소화시키며, Lynx의 취약한 부분인 접근비행시의 소음을 낮출 수 있는 방법으로 2.1 절에서 언급한 바와 같이 베인 팁 개념을 도입하였다. 이 개념을 간단히 설명하면 다음과 같다.

접근비행 조건의 소음수준을 결정하는 지배적인 소음원은 BVI(Blade Vortex Interaction)소음이다. BVI 소음은 블레이드 깃끝에서 생성되는 깃끝와류(Tip Vortex)의 특성과 연관된 소음으로 BVI 소음을 감소시키기 위해서는 블레이드 깃끝의 평면형상을 깃끝와류의 세기를 감소시키거나, 분할하는 방안을 모색해야 한다.

NRSB-I의 설계는 그림 9.에 보인 것처럼 GKN-Westland에서 축소모델시험 및 해석 경험이 있는 '초기 베인팁(Vane Tip)'개념을 시작점으로 잡기로 하였다. 초기 Vane Tip은 Tom Beddoes의 2차원 파라메트릭 스테디를 통하여 의하여 고안된 것으로 깃끝와류를 50% 세기의 2개의 와류(약 1 chord length가 떨어진)로 나누면, 파형(Waveform)의 큰 변화없이 상당량의 소음감소효과를 얻을 수 있다는 결과에 의거한 것이다[9].

초기 베인팁에 대한 2 블레이드 축소모델시험 및 수치해석을 수행한 결과 4-5dB(Peak Pressure 기준) 정도의 소음감소효과가 있었으며, 토오크나 FM(Figure of Merit)에서도 직사각형 블레이드에 비해 향상된 성능을 보였다[9].

그러나, 초기 Vane Tip은 고속비행 등에서 탁월한 성능을 지니는 BERP 깃끝의 공력성능특성을 그대로 유지할 수 없으므로 NRSB-I에서는 BERP 블레이드 형상에 베인팁 개념을 도입하여 기본 형상을 설계하였다.

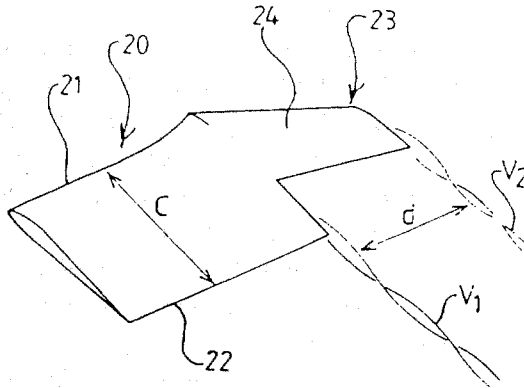


그림 9. 초기 베인 깃단(Vane Tip)

2.2.3 NRSB-I 소음특성 해석

펜스가 없는 NRSB-I에 대한 1차 공력성능 해석 결과[2], 첫째, 기존 BERP에 비해 같은 피치각에서 추력에 약간의 감소는 있었으나, 제자리비행성능(F.M.) 대 추력계수 그래프에서는 오히려 약간 더 좋은 특성을 나타내 공력성능관점에서는 기존 BERP에 비해 페널티가 거의 없다는 결론을 내렸다. 또한, 깃끝 와류의 세기는 약 50% 정도로 감소하였으나, 95%지점의 와류는 블레이드 윗면에서 확산되어 13도 이하의 낮은 컬렉티브 각에서는 거의 생성되지 않음을 확인할 수 있었다. 펜스가 존재할 경우의 NRSB-I에 대한 공력소음 해석은 참고문헌 [10]에서 기술되어 있으므로, 연구에서는 블레이드의 제작성등을 고려하여 펜스가 부착되어 있지 않은 경우에 대한 NRSB-I의 공력 소음 특성에 대한 해석을 수행하였다.

소음 해석에 이용된 코드는 참고문헌 [10]과 동일하며, 해석코드의 특성은 동 문헌에 자세히 기술되어 있다.

단일와류 및 쌍와류(Twin Vortex) 해석을 할 수 있는 In-House 코드는 단일와류의 세기를 조정하는 파라미터가 없어 쌍와류 파라미터를 조정하여 50%세기의 단일와류 해석을 수행하였다.

- In-House 코드는 단일와류세기가 추력계수에 대해 정의되는데, 추력을 50%로 하면 50%세기의 단일와류가 생성되나, 각

스팬위치에서의 추력이 모두 50%가 되어 해석하려는 조건과 다르게 된다.

- In-House코드에서 쌍와류 해석시 사용되는 파라미터는 $v2sep$, $v2rot$, $v2gam$, $v2cor$ 등의 4개의 파라미터이다.

- 여기서, $v2sep$ 은 깃단와류와 안쪽와류간 무차원 거리(r/R)로 블레이드 Root Cutout이 0.28 정도이므로 0.6이상 값을 주면 안쪽와류 효과가 거의 없을 것으로 보인다.
- $v2rot$ 은 쌍와류의 무차원 자체회전속도로 본 해석조건과는 무관한 것으로 0.0으로 한다.
- $v2gam$ 은 쌍와류간 세기 비율로 50%는 동일세기를 의미한다.
- $v2cor$ 는 쌍와류간 코어크기 비율로 0.0은 안쪽와류의 코어크기가 0임을 의미하는데, 0인 경우와 1인 경우 극단의 경우를 해석해 볼 필요가 있다.

2.2.4 기본해석조건

해석조건은 표 4.와 같이 참고문헌 [10]에 기술된 착륙접근, 이륙, 수평비행의 형식인증 조건을 비교를 위해 그대로 사용하였다.

아울러, In-House코드 해석을 위한 쌍와류 파라미터와 해석 조건은 표 5.에 나타내었다.

표 4. 해석용 비행조건

	Approach(AP)	Fly Over(FO)	Take Off(TO)
ALW(lb)	10750	10750	10750
V(kts)	70	128	70
Vt(ft/s)	735	717.5	717.5
Disk Tilt(deg)	-2.01	-6.04	-1.98
v2:	0.5725	0.8369	0.9185

표 5. 쌍와류 파라미터 및 해석조건

Case_ID	v2sep	v2rot	v2gam	v2cor
b1	0	0	0	0
b1c0_1	0.05	0	0.5	0
b1c0_2	0.7	0	0.5	0
b1s3	0.3	0	0.5	1
b1s6	0.6	0	0.5	1
b1s7	0.7	0	0.5	1

2.2.5 기본해석 결과

먼저 가장 큰 소음문제가 있는 착륙접근 비행조건(Approach)에 대하여 해석하였다.

v2cor를 0으로 계산한 경우(b1c0_1 및 b1c0_2)는 In-House 코드에서 에러가 발생하였는데, 이는 코어 크기를 0으로 했을 때, 특이점(Singularity)문제가 있어 와류가 없는 효과를 구현하지 못함을 알 수 있었다.

다음으로 v2sep이 0.6인 경우(b1s6)와 0.7인 경우(b1s7)를 해석하여 비교하였는데, 그림 10.의 (a)에서 보는 바와 같이 두 경우 간에 큰 차이가 없었으며, BERP 경우(b1)보다 소음이 적게 나오고, 그래프 모양이 거의 유사해 50%세기의 단일와류 조건을 구현하는 것으로 보였으며, (c)에서 보는 바와 같이 0.3인 경우(b1s3)는 수음수준 및 그래프 모양에 영향을 미치는 것이 확인되었다.

그러므로, v2sep이 0.6이나 0.7인 경우(특히 0.7인 경우)가 펜스 없는 NRSB-I의 경우를 시뮬레이션하는 것으로 판단된다.

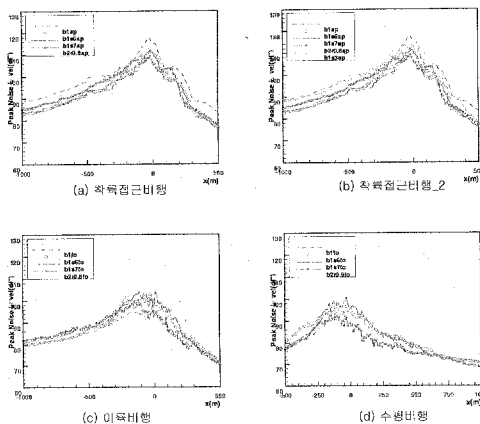


그림 10. 각 비행조건에서의 소음수준 History

그림 10.에서 붉은색 점선이 BERP, 연두색선이 펜스 있는 NRSB-I, 나머지 선들은 펜스 없는 NRSB-I을 나타낸다. 그러므로, b1s6 및 b1s7의 경우에 대해서만 이륙 및 수평비행 조건 소음해석을 수행하여 BERP 및 펜스가 있는 NRSB-I

결과를 비교하였다.

그림 10.의 (c)와 (d)에서 보여지는 바와 같이 이륙 및 수평비행에서는 b1s6와 b1s7간의 차이가 다소 크게 보이는데, 그 이유는 아직 밝혀지지 않았다. 다만, 물리적으로 볼 때, 안쪽와류가 거의 Root Cutout에 위치한 b1s7의 경우가 펜스 없는 NRSB-I에 보다 가까울 것으로 생각된다.

표 6.은 각 해석경우에서의 최대 SPL(based on positive peak) 및 p_EPNL(based on positive peak)값을 보여주고 있다.

표 6.에서, b2r0.8ap, b2r0.8fo 및 b2r0.9to의 경우가 적절한 펜스 부착에 의해 동일 세기의 쌍와류가 생성된 경우에 해당된다.

펜스가 없는 NRSB-I(b1s7)는 착륙접근비행시 BERP보다 5.8 EPNdB 저감효과(펜스 있는 경우 9.3 EPNdB 소음저감)가 있으나, 수평비행시는 6.9 EPNdB 소음증가(펜스 있는 경우 1.9 EPNdB 소음 증가), 이륙비행시 8.6 EPNdB 소음증가효과(펜스 있는 경우 0.8 EPNdB 소음증가)가 있는 것으로 나타난다.

표 6. 각 경우의 최대 SPL 및 p EPNL값 비교

AP				
Case_id	SPL_max	Delta1	p_EPNL	Delta2
b1ap	117.7	0.0	114.3	0.0
b1s3ap	114.1	3.6	110.6	3.7
b1s6ap	112.5	5.2	108.6	5.7
b1s7ap	112.0	5.7	108.5	5.8
b2r0.8ap	109.3	8.5	105.1	9.3

FO				
Case_id	SPL_max	Delta1	p_EPNL	Delta2
b1fo	99.3	0.0	93.5	0.0
b1s6fo	102.8	-3.5	99.7	-6.2
b1s7fo	104.3	-5.0	100.4	-6.9
b2r0.8fo	100.2	-0.9	95.4	-1.9

TO				
Case_id	SPL_max	Delta1	p_EPNL	Delta2
b1to	91.9	0.0	88.2	0.0
b1s6to	96.7	-4.8	92.6	-4.4
b1s7to	100.8	-8.9	96.8	-8.6
b2r0.9to	92.3	-0.4	89.0	-0.8

그러나, GKN-Westland의 소음 엔지니어인 Tony Pike[11]에 의하면, 이륙 및 수평비행 시는 트랜스미션 및 엔진 등 주 로터 이외의 소음원이 보다 지배적이 되어 주 로터만의 소음해석이 전체 헬리콥터 소음수준과 큰 연관이 없다고 한다.

4. 결 론

본 연구에서는 고성능, 저소음 특성을 갖는 차세대 로터 블레이드의 형상을 정의하고, kink 위치에서 펜스가 없을 경우의 공력소음 특성을 해석하여 그 결과를 BERP 블레이드와 비교 검토하였다.

팬스 없는 NRSB-I는 착륙접근비행시 BERP보다 5.8 EPNdB 저감효과가 있으나, 수평비행시는 6.9 EPNdB 소음증가, 이륙비행시 8.6 EPNdB 소음증가효과가 있는 것으로 나타났으나, 수평 및 이륙비행 시는 주로터 뿐만 아니라 트랜스미션, 엔진 등의 소음이 지배적이므로 주로터가 전체 헬리콥터의 소음수준에 미치는 영향이 적기 때문에 NRSB-I 블레이드 공력소음 측면에서의 설계는 비교적 만족할 만한 것으로 판단된다.

향후 프루드 및 마하 축소 로터시험을 통하여, 펜스 유무등에 대한 공력 및 소음 성능을 수치해석 결과와 비교검증 할 예정이다.

참 고 문 헌

1. Brocklehurst, A., "The Design and Wind Tunnel Testing of a Non-Rotating Blade with a Vane Tip", AERO.TECH.NOTE GEN/124, Westland Plc, Helicopter Division.
2. 이관중, 황창전, 주 진, "차세대 로터 블레이드의 제자리 비행성능 해석", 한국항공우주학회지, 2003년 출판예정.
3. Perry, F. J. and Isaacs, N. C., "Definition of BERP Type Blade Planform and Twist Distribution for Model Rotor Testing", AERO TECH/GEN/131, Westland.
4. Prouty, R. W., "More Helicopter Aerodynamics", Rotor&Wing, 1994.
5. Prouty, R. W., "Helicopter Performance, Stability and Control", PWS Publishers, 1986.
6. Jaimoo Kim, Private Communication, 2002.

7. 황창전, 주 진, "저소음 KBERP 개념설계", KARI-AD-TM-2000-003, 2000.
8. Yu, Y., "Rotor Blade-Vortex Interaction Noise", Progress in Aerospace Sciences, Vol.36, pp.97-115, 2002.
9. Brocklehurst, A. and Pike, A. C., "Prediction of BVI Noise Using a Vane Tip", AHS Aeromechanics Specialists Conference, San Francisco, USA, Jan. 19-21, 1994.
10. Hwang, C. Perry, J. and Joo, G., "Parametric Study for the Low BVI Noise BERP Blade-KBERP Design Using DEAF", 27th European Rotorcraft Forum, Moscow, Russia, Sep. 11-14, 2001.
11. Pike, A. C., Private Communications, 2002.