

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(9), 726-733(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.9.726>

민수헬기 대상기종 로터 공력성능 및 소음 비교

정기훈*, 강희정*, 김도형*, 윤철용*, 김승호*, 박구환**, 이상기**

Comparisons of Rotor Performance and Noise between Candidate
Light Civil HelicoptersKihoon Chung*, Hee Jung Kang*, Do-Hyung Kim*, Chul Yong Yun*, Seunggho Kim*,
Kuhwan Park** and Sang-Gi Lee**

Korea Aerospace Research Institute (KARI)*, Korea Aerospace Industry (KAI)**

ABSTRACT

The rotor blade of helicopter is the core component determining helicopter performance and requiring low noise and low vibration because the blade becomes the major source of noise during flight. The performance analysis of candidates rotor blades is very critical because LCH(Light Civil Helicopter) will be developed parallel with LAH(Light Armed Helicopter) as an international upgrade program based on the existing platform of foreign civil helicopter. This research was aimed to recognize the performance of the candidates rotor blades compared with the newly developed foreign rotor blades and to investigate the feasibility about developing korea unique shape rotor blades by analysis the rotor performance and noise. The result of this research can be used for the target performance index during negotiation with foreign helicopter company and developing korea unique shape rotor blades.

초 록

헬리콥터 로터 블레이드는 헬리콥터의 성능을 좌우하는 동시에 비행 시 주된 소음을 발생함에 따라 고성능, 저소음 특성이 요구되는 구상품이다. 국내 소형무장헬기 개발과 병행하여 개발될 민수헬기는 해외체계업체 보유 민수헬기를 기반으로한 국제공동 업그레이드 개발이 추진됨에 따라 해외체계업체 제시 대상기종의 로터 블레이드 성능과약이 매우 중요하다. 본 연구는 해외체계업체 제시 대상기종 블레이드의 성능분석을 통하여 최신 해외 블레이드 대비 성능과약 및 국내고유형상 블레이드 개발 가능성을 타진하는 것을 목적으로 수행되었다. 본 연구의 결과는 일차적으로 향후 민수헬기개발사업의 해외협상 및 국내 고유형상 블레이드 개발 시 목표 성능지표 등으로 활용될 수 있다.

Key Words : Helicopter (헬리콥터), Rotor Blade (로터블레이드), Performance (성능), Noise (소음), Feasibility (타당성), CAMRAD-II (CAMRAD-II), Acoustic Analogy (음향상사법)

† Received: May 9, 2013 Accepted: August 6, 2013

* Corresponding author, E-mail : khchung@kari.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

헬리콥터 로터 블레이드는 헬기의 성능, 소음, 안락성 등의 특성을 좌우하는 핵심구성품으로써 헬리콥터 기술 선진국들은 자국의 이익을 위하여 타국으로의 기술 이전을 기피하는 기술품목이다.

세계 헬리콥터 시장의 90%를 점유하는 4대 헬리콥터 체계업체(Eurocopter, Sikorsky, Bell, AgustaWestland) 모두 자체 고유형상의 블레이드 보유하고 있으며 고성능/저소음/저진동 블레이드에 대해 지속적으로 개발을 추진하고 있다.

국내의 경우는 한국항공우주연구원이 “차세대 로터 시스템 개발(2002~2005)” 사업을 통하여 Vane Tip 형상을 지니는 패들형 블레이드(Fig. 1)를 개발하였으나 실물 블레이드에 대한 성능검증이 미완료되었으며, KHP 사업을 통한 로터 블레이드 개발에서는 구조설계/제작/시험평가 분야의 국산화는 성공리에 수행되었으나 개발기간 및 기술이전의 제한으로 블레이드 형상 설계기술 확보가 미흡한 실정이다.

향후 국내 무장헬기 개발과 병행하여 개발될 민수헬기는 해외체계업체 보유 민수헬기를 기반으로 한 국제공동 업그레이드형태로 개발이 추진될 계획이다. 따라서 해외체계업체 제시 대상기종의 로터 블레이드 성능파악을 통한 최신 해외 블레이드 대비 성능파악 및 국내고유형상 블레이드 개발 가능성을 타진하는 것이 매우 중요하다.

이를 위한 기술적 데이터로 본 연구에서는 CAMRAD-II와 음향상사법을 이용하여 해외체계업체 제안대상기종 중 2개 기종, 국내 보유 차세대 블레이드 1개에 대한 정지비행효율, 전진비행 성능, 원거리소음장을 수행하였다. 이 결과는 민수헬기개발사업의 해외협상 및 국내고유형상 블레이드 개발 시 목표 성능지표 등으로 활용될 수 있다.

II. 최신 해외 블레이드 개발동향

Eurocopter(프랑스)는 "Bluecopter Technology" (친환경적인 헬리콥터 기술)의 일환으로 BVI 소음감소를 위해 "Blue Edge" 블레이드를 개발하였다. Blue Edge 블레이드는 Double-Swept 형태의 블레이드 형상을 통한 BVI소음 및 진동저감을 목표로 하였으며 성능, 진동에 대한 휠타워 시험을 거쳐 2007년부터 EC155에 장착되어 비행 시험을 수행 중에 있다. Blue Edge 블레이드는 기존 EC155 대비 정지비행효율 최대 7% 향상,

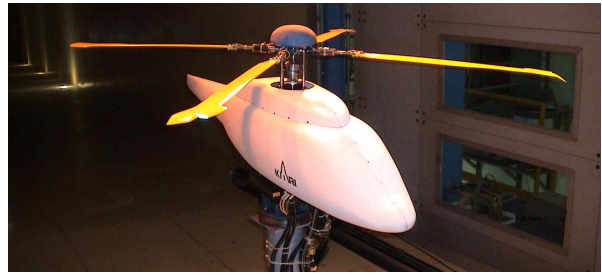


Fig. 1. Wind Tunnel Test of NRSB (2004)



Fig. 2. Demonstration Flight of Blue-Edge Blade (2007)



Fig. 3. Flight of S76D 3rd Prototype (2011)

전진비행 시 동일 동력 소요, 착륙접근 비행시 최대 5 EPNdB 소음감소를 확인하였다[1].

Sikorsky(미국)는 기존의 UH-60 블레이드와 동일한 형상의 블레이드를 사용하였던 S76C++의 후속모델로 S76D를 개발완료 하였다. S76D는 UH-60 업그레이드 프로그램으로 개발된 신규 블레이드를 장착하여 Hot Day조건시 정지비행효율 및 고고도 운용성능을 향상하였으며, 동급중량 헬기 중 최저 외부소음을 기록한 것으로 알려져 있다[2].

AgustaWestland(영국)는 Lynx에 장착하여 세계최고 속도기록을 보유하고 있는 BERP-III 블레이드의 업그레이드 블레이드로 BERP-IV를 개발 완료하였다. BERP-IV는 기존의 BERP-III 대비 정지비행효율 5% 이상 향상, 순항요구동력 10~15% 저감, 블레이드 실속한계 10knot 이상 증가 등을 확인하였다[3].



Fig. 4. Demonstration Flight of BERP4 (2007)

III. 해외체계업체 제안 대상기종 블레이드

3.1 AS365N3 블레이드 제원

AS365N3의 블레이드 형상은 Table 1과 Fig. 5와 같다[4-5].

Table 1. AS365N3 Main Rotor Spec.

Parameter	Value
Hub Type	Hingeless Composite Hub
Rotor diameter, m	11.94
Blade length, m	5.275
Blade chord, m	0.385(0.405)
Blade weight, kg	42.3
Number of blades	4
Solidity	0.0822
Theoretical twist, deg	-10
Shaft tilt angle, deg.	4
Nominal speed, rpm	350
Direction of rotation	Clockwise

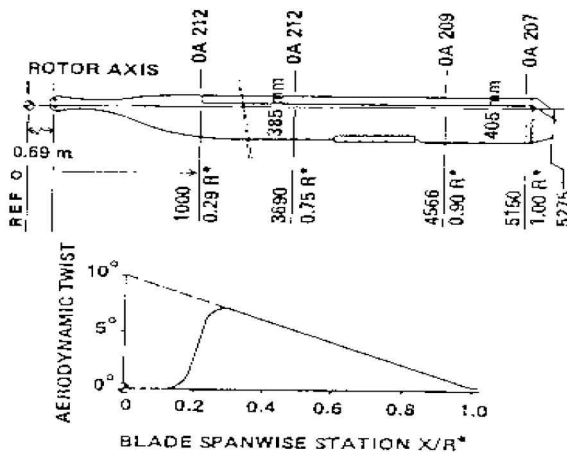


Fig. 5. AS365N3 Main Rotor Blade

Table 2. S76C++ Main Rotor Spec.

Parameter	Value
Hub	Articulated Hub
Rotor diameter, m	13.41
Blade length, m	6.1
Blade chord, m	0.39
Number of blades	4
Solidity	0.0748
Theoretical twist, deg	-10
Shaft tilt angle, deg.	5
Nominal speed, rpm	293
Direction of rotation	Anti-clockwise

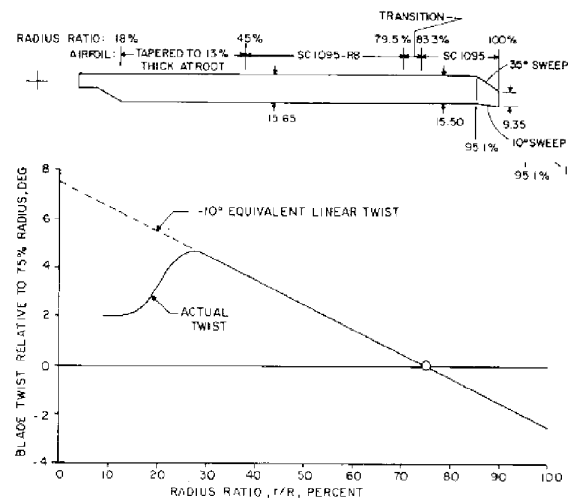


Fig. 6. S76C++ Main Rotor Blade

3.2 S76 블레이드 제원

S76D의 경우 해외체계업체 최신 블레이드로 정확한 형상 정보의 부재로 S76C++에 대하여 정보를 수집/활용하여 해석을 수행하였다. S76C++의 블레이드 형상은 Table 2와 Fig. 6과 같다 [6-10].

3.3 Bell430 블레이드 제원

Bell430 블레이드에 대한 제원은 Table 3과 같으며 자세한 형상정보가 공개되어있지 않음에 따라 성능해석비교 대상에서 제외하기로 하였다.

3.4 AW169 블레이드 제원

AW169는 탄성체 베어링을 적용한 최신 관절형 허브에 5개의 복합재 블레이드가 장착된 헬기로서 로터 회전직경은 12.1m이며, 로터 회전수는

Table 3. Bell430 Main Rotor Spec.

Parameter	Value
Hub	Bearingless
Rotor diameter, m	12.8
Blade chord, m	0.36
Number of blades	4
Solidity	0.0718
Shaft tilt angle, deg.	5
Nominal speed, rpm	348
Direction of rotation	Anti-clockwise

337RPM로 알려져 있으나, 현재 개발 중인 헬기 로 자세한 정보는 알려진 바가 없어 성능해석비교 대상에서 제외하기로 하였다.

IV. 해석 모델수립 및 수행방법

블레이드 성능해석을 위해서 상기 해외체계업체 제안기종 블레이드 중 모델링이 가능한 수준의 정보가 확보된 AS365N3, S76C++와 국내개발형상 NRSB에 대하여 CAMRAD-II모델을 형성하여 정지비행/전진비행 성능예측을 수행하였으며 CAMRAD-II의 비정상 공기력 해석결과를 음향상사법과 연계하여 소음해석을 수행하였다.

각각의 블레이드에 대한 가용정보의 범위가 상이하여 블레이드별로 익형공력DB생성 및 CAMRAD-II의 BEM모드해석 방법 등의 일원화가 불가능하였으며 자세한 내용은 아래의 각 세부 내용에서 기술하였다.

4.1 익형 공력DB 생성

S76 블레이드는 SC1095, SC1095R8, SC1013R8의 3가지 에어포일의 조합이 사용되고 있으며, AS365 블레이드는 OA212, OA209, OA207 3가지 에어포일이 사용되었다.

OA207의 에어포일 형상은 Public Domain에 공표되지 않아 형상이 알려져 있는 OA206으로 대체하였다. OA206, OA207 익형은 블레이드 익단 부위에 장착되어 항력발산 마하수를 높이기 위한 익형으로 OA207을 OA206으로 대체하여 해석할 경우 고속 전진비행시 성능이 다소 높게 예측될 수 있다.

NRSB는 NSRB-2R, NRSB-2M, RAE9634 3가지 에어포일이 사용하고 있다.

SC1095 및 SC1095R8 에어포일의 공력 DB는

연구보고서, 논문 등을 통해 발표된 데이터를 이용하여 생성하였고 SC1013R8 및 OA2 계열의 에어포일 공력 DB는 XFoil 프로그램을 사용하여 생성하였다. NSRB-2R, NRSB-2M 에어포일의 공력 DB는 “차세대 로우터 시스템 개발(2002~2005)” 사업 연구보고, 논문 등을 통해 발표된 데이터를 이용하였다.

XFoil은 경계층 방정식과 포텐셜 방정식을 사용하므로, 높은 마하수 영역의 압축성 효과가 존재하는 영역과 유동박리가 있는 영역에서는 C_{lmax} , C_i 기울기가 조금 크게 예측되거나 항력 계수가 작게 예측 등 부정확할 수 있다[11]. 따라서 XFoil의 익형 공력DB를 이용한 경우 정지비행 효율 계산에서는 큰 영향성이 없으나 고속 전진비행 성능 등에서는 예측결과가 실제값에 비하여 과대 예측될 수 있다.

4.2 기종별 블레이드 모델 수립

4.2.1 AS365N3 블레이드 모델 수립

구조모델링을 위한 데이터는 확보하기 어려워, KUH 구조 물성치 데이터를 스케일링하여 사용하였으며 공기역학적 모델링은 수집된 자료를 활용하였다. 모델링된 블레이드 형상은 Fig. 7과 같다.

4.2.2 S76C++ 블레이드 모델 수립

구조모델링을 위해 필요한 데이터는 아래의 자료들을 활용하였다.

- Analysis and correlation of the test data from an advanced technology rotor system (NASA-CR-3714) [7]
- Helicopter Rotor Blade Design for Minimum Vibration (NASA-CR-3825) [10]

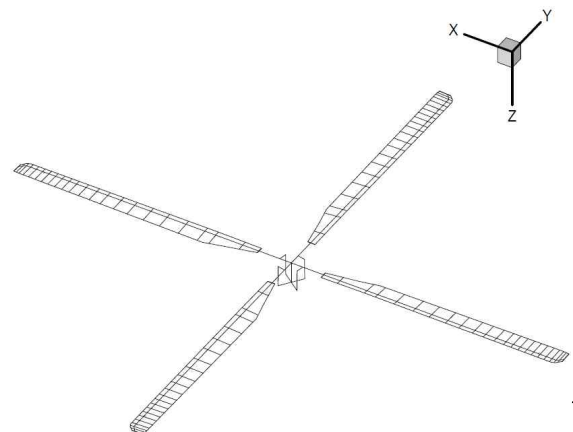


Fig. 7. AS365N3 CAMRAD-II Modelling

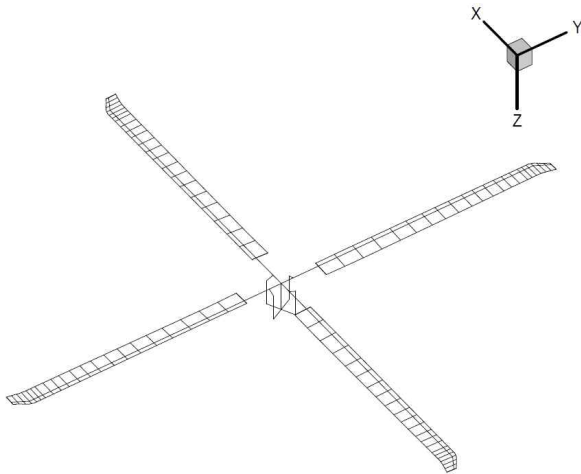


Fig. 8. S76 CAMRAD-II Modelling

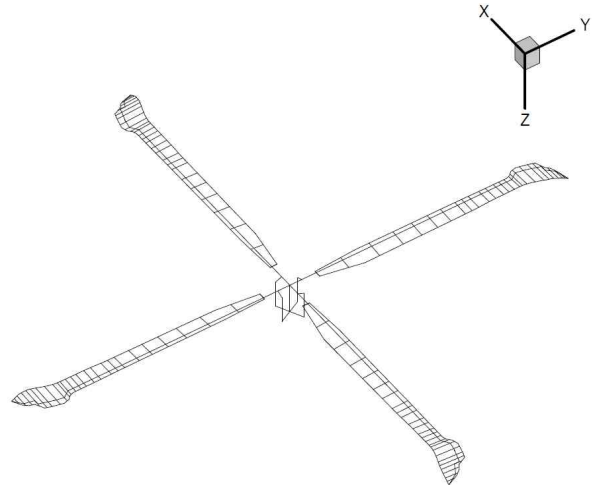


Fig. 9. NRSB CAMRAD-II Modelling

- Analysis of Open Loop Higher Harmonic Control at High Airspeeds on a Modern Four-Bladed Articulated Rotor (NASA-TM-103876) [8]

또한 공기역학적 모델링을 위해서는 다음의 자료들을 활용하였다.

- Aerodynamic Design of the Sikorsky S-76 SPIRIT Helicopter (Evan A. Fradenburgh, Journal of AHS, July 1979) [6]
- Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094 R8 Airfoils (NASA-TP-2003-212265) [9]

모델링된 블레이드 형상은 Fig. 8과 같이 S-76의 기하학적 형상을 최대한 반영하였으며 로터시스템 형상도 피치링크와 스와시플레이트를 포함하여 S-76 모델 형상이 반영되었다.

4.2.3 NRSB 블레이드 모델 수립

한국항공우주연구원이 “차세대 로우터 시스템 개발” 사업을 통해 개발된 NRSB형상을 S-76과 동일한 로터 반경과 코드를 가지도록 변형시켰으며 모델링된 블레이드 형상은 Fig. 9와 같다.

4.3 해석 수행방법

3종의 블레이드 모두 동일하게 CAMRAD-II의 Onera-edlin 비정상 공력해석모델과 자유 후류유입류모델을 사용하여 비정상 공기력계산을 수행하였다.

원거리 외부소음은 ICAO Annex 16.에 의거하여 6도의 하각각을 지니고 착륙접근 비행하는 경우에 대하여 CAMRAD-II의 비정상 공기력과

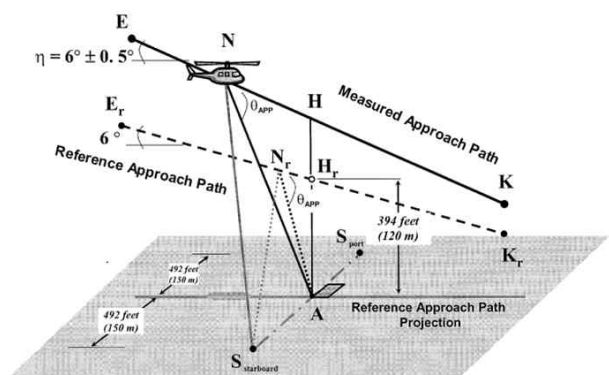


Fig. 10. Noise Measurement of ICAO Annex 16 (Descent Approach Flight)

Farassat Formulation 1A 음향상사법을 이용하여 소음계산을 수행하였다.

NRSB의 익단형상은 Fig. 11과 같이 Vane Tip 개념을 도입하여 익단와류를 두개로 나누어 형성 시킴으로서 일반적인 강한 단일익단와류에 의해 발생하는 소음대비 수동제어적인 소음저감을 획득하는 것을 목표로 하고 있다. 그러나 이



Fig. 11. Vane Tip Shape of NRSB

러한 두개의 익단와류에 대한 모델링이 CAMRAD-II에서는 불가능하여 비정상 공기력 해석에서는 단일 익단와류만을 고려하여 수행하고 소음해석에서 기존 연구를 통하여 수행되었던 단일익단와류 대비 쌍익단와류에 의한 소음차이를 가감하여 소음치를 유추하도록 하였다[12-13].

V. 해석결과 비교

5.1 정지비행 효율 해석결과 비교

S76, AS365, NRSB 세가지 기종에 대한 정지비행효율 해석결과는 Fig. 12와 같다. 정지비행 효율을 나타내는 Figure of Merit을 비교하여 보면 10,000lb 기체 운용중량 및 최대 정지비행효율에서 NRSB가 우수한 경향을 보이고 있음을 알 수 있다.

NRSB의 정지비행효율은 S76과 AS365대비 최대 7% 향상된 성능효율을 보이고 있음을 알 수 있다.

5.2 전진비행성능 해석결과 비교

Isolate rotor에 대해 S76의 동체 항력 $f=1.136m^2$

Table 4. Figure of Merit

F.M.	S76	AS365	NRSB
@ $C_w/\sigma=0.082$	0.70	0.69	0.73
Max	0.71	0.71	0.76

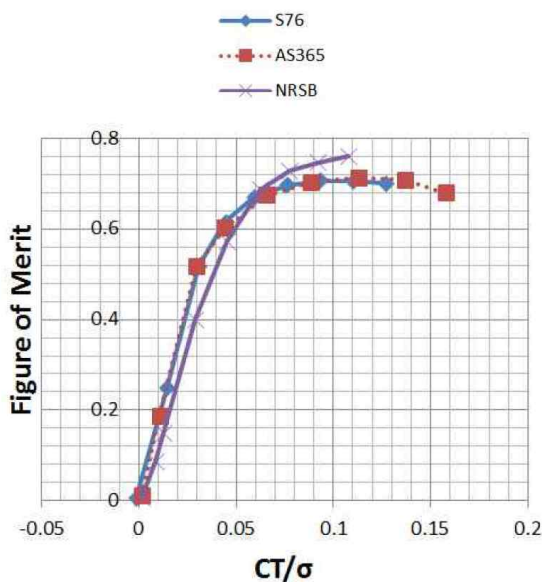


Fig. 12. Hover Performance

및 중량 10,000lb을 적용하여 propulsive trim을 적용하여 전진비행성능 해석을 수행하였다.

해석수행 및 결과비교는 앞서 언급된 바와 같이 익형공력DB 생성방법에 의한 예측결과 영향성을 최소화하기위하여 XFOil 익형공력을 이용한 S76_x와 AS365를 비교하였으며 익형시험치를 이용한 S76과 MSES를 이용한 NRSB를 비교하였다.

5.2.1 S76_x과 AS365 비교

계산 조건 및 모델링방법은 Table 5와 같으며 해석결과는 Fig. 13과 같다.

Table 5. Analysis Conditions of S76_x and AS365

	S76_x	AS365
Airfoil DB	XFOil	XFOil
Temp. /Altitude	ISA, Sea level	ISA, Sea level
Fuselage Drag [7]	$F=1.136m^2$	$F=1.136m^2$
Modal Analysis	10 mode	10 mode
Wake Model	Free Wake	Free Wake
Dynamic Stall	Leishman -Beddoes	Leishman -Beddoes

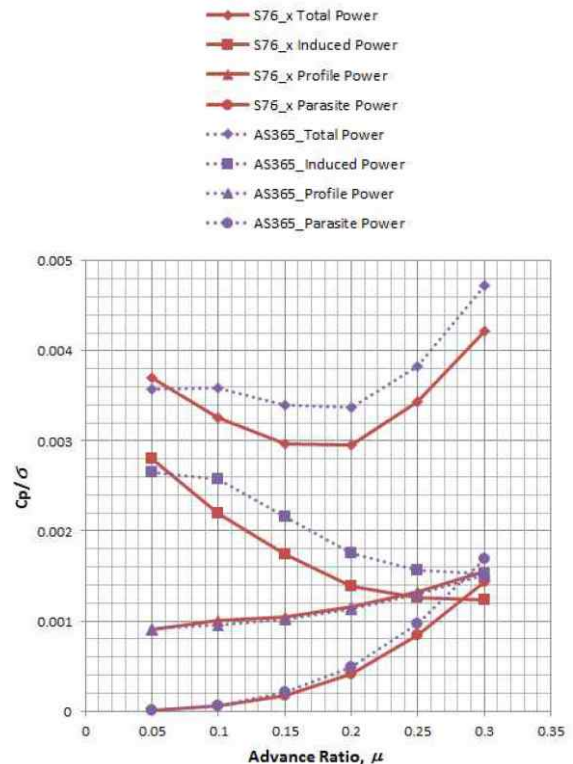


Fig. 13. Forward Flight Performance (S76_x vs. AS365)

전진비행 시 소요동력 비교에서는 S76_x가 AS365보다 우수한 것으로 예측되었으며 이는 AS365가 반경이 작음으로 인하여 전진 비행 시 S76보다 높은 disk loading을 나타내 큰 유도동력을 필요로 하는데 기인하고 있음을 알 수 있다.

5.2.2 S76과 NRSB 비교

계산 조건 및 모델링방법은 Table 6과 같으며 해석결과는 Fig. 14와 같다.

중량 10,000lb 조건에 대해 해수면 고도에서는 S76이 약간 우수한 성능을 보이고 있으나 높은 고도 조건 및 고속전진비행에서는 NRSB 블레이드에 비하여 성능이 매우 뒤지는 것을 알 수 있다. 앞서 기술한 S76D의 일부 알려진 성능향상 항목은 이러한 높은 고도 조건에 대한 성능보완으로 유추되나 보다 정밀한 해석을 위해서는 익형 동실속 풍동시험 등을 포함한 추가적인 연구

Table 6. Analysis Conditions of S76 and NRSB

	S76	NRSB
Airfoil DB	Exp.	MSES
Fuselage Drag [7]	F=1.136m ²	F=1.136m ²
Elastic Mode	8 mode	8 mode
Wake Model	Free Wake	Free Wake
Dynamic Stall	N/A	N/A

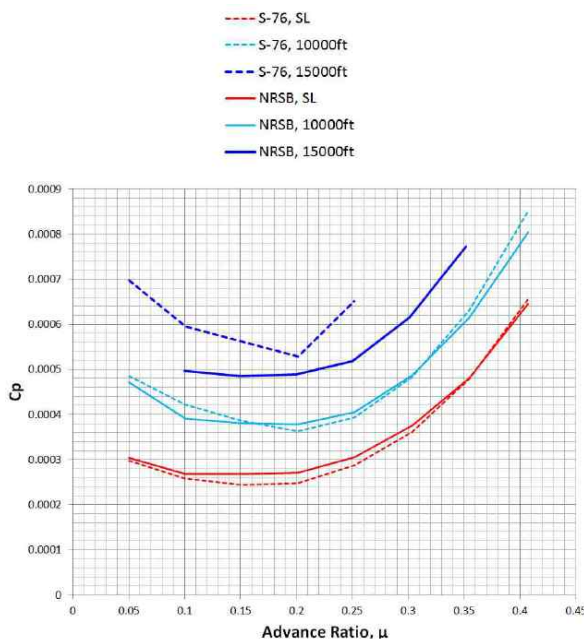


Fig. 14. Forward Flight Performance (S76 vs. NRSB)

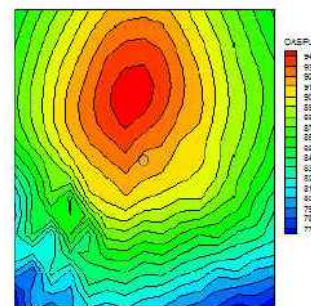
가 필요하다.

5.3 원거리 외부소음 예측치 비교

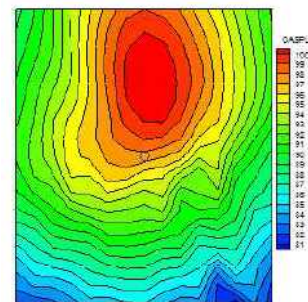
S76, AS365, NRSB가 120m 상공을 전진비 0.15, 하강각 6도를 지니고 착륙접근 비행할 경우에 대하여 원거리 소음장을 CAMRAD-II와 음향상사법을 사용하여 계산한 결과는 Fig. 15와 같다.

소음예측결과 S76이 AS365대비 5~6dB 조용한 것으로 확인되었으며 단일익단와류에 의한 NRSB는 S76대비 2.8dB 정도 소음이 많이 발생되는 것을 알 수 있다. 그러나 “차세대 로우터 시스템 개발” 사업보고서에 기술된 NRSB Vane Tip의 쌍와류 발생에 의한 소음피크저감이 5.4dB 임을 고려할 경우 NRSB의 원거리 피크소음은 S76대비 2~3dB 조용할 것으로 유추할 수 있다.

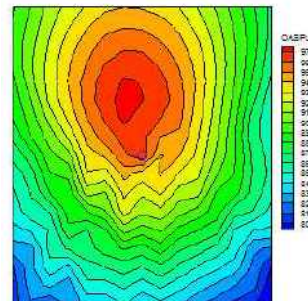
쌍와류 발생에 의한 정확한 소음저감의 검증을 위해서는 추가적인 정밀 CFD해석 및 풍동시험이 필요하다.



(a) S76C



(b) AS365



(c) NRSB

Fig. 15. Far-Field OASPL

VI. 결 론

본 연구에서는 CAMRAD-II와 음향상사법을 이용하여 민수헬기 제안대상기종 중 2개 기종, 국내 보유 차세대 블레이드 1개에 대한 정지비행 효율, 전진비행성능, 원거리소음장 해석을 수행하였다.

본 연구의 결과는 일차적으로 향후 민수헬기 개발사업의 해외협상 및 국내고유형상 블레이드 개발시 목표 성능지표 등으로 활용될 수 있다.

본 연구에 사용된 해석기술은 수리온 개발 등을 통하여 확보된 기술로 일반적인 형상의 로터 성능 및 소음해석 등은 검증이 되었으나, NRSB와 Blue Edge 등과 같은 특이형상에 대한 세부 해석기술은 미흡한 실정이다. 따라서 보다 정확한 해석 및 검증을 위해서는 추가적인 익형 풍동 시험, 축소로터 회전시험, CFD해석 및 특이형상을 해석할 수 있는 해석툴 등의 개발이 수행되어야 하며, 국내 고유형상 블레이드 개발을 위해 고성능익형개발을 포함한 사전개발 연구가 시급한 실정이다.

후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행된 “소형 무장헬기 연계 민수헬기 탐색개발” 결과 중 일부이며 지원에 감사드립니다.

References

1) P. Rauch, et al, "Blue Edge : The Design, Development and Testing of a New Blade Concept," American Helicopter Society 67th Annual Forum, Virginia Beach, VA, May 3-5, 2011.

2) Eric W. Jacobs and Michael J. Pollack, "High Performance and Low Noise Characteristics of the Sikorsky S-76D Helicopter", American Helicopter Society 69th Annual Forum, Phoenix, Arizona, May 21-23, 2013.

3) Rob Harrison, Somon Stacey and Bob

Hansford, "BERP IV : The Design, Development and Testing of an Advanced Rotor Blade," American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montreal, Canada, April 29-May 1, 2008.

4) Roesch, P., "Aerodynamic Design of the Aerospatiale SA 365N Dauphin 2 Helicopter," *Journal of The American Helicopter Society*, Vol. 27, No. 2, April, 1982, pp. 27-33.

5) Thibert, J. J., "The Elaboration of a New Family of Helicopter Blade Profiles," *NASA TM 75907*, January, 1981.

6) Fradenburgh, E. A., "Aerodynamic Design of the Sikorsky S-76 SPIRIT™ Helicopter," *Journal of The American Helicopter Society*, Vol. 24, July, 1979, pp. 11-19.

7) D. Jepson, R. Moffitt, K. Hilzinger, and J. Bissell, "Analysis and correlation of the test data from an advanced technology rotor system", *NASA-CR-3714*, August, 1983.

8) Kottapalli, S., and Leyland, J., "Analysis of Open Loop Higher Harmonic Control at High Airspeeds on a Modern Four-Bladed Articulation Rotor," *NASA TM 103876*, August, 1991.

9) Bousman, W. G., "Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094R8 Airfoils," *NASA TP 2003-212265*, December, 2003.

10) Taylor, R. B., "Helicopter Rotor Blade Design for Minimum Vibration," *NASA CR 3825*, October, 1984.

11) Mark D. Maughmer and James G. Coder, "Comparisons of Theoretical Methods for Predicting Airfoil Aerodynamic Characteristics", Contract Number W911W-07-C-0047, SBIR Phase II, Topic No. A06-006, Proposal No. A2-2972, 2010.

12) GKN-Westland Helicopter Seminar, Seminar No. 8, Vol. 5, Lecture 08-09-1

13) Hwang, C. et al., "Parametric Study for the Low BVI Noise BERP Blade-KBERP Design Using DEAF", 27th ERF, 2001