

정지비행 로터 블레이드에 부착된 탭의 공기역학적 효과

강 희 정*, 김 도 형, 김 승 호

한국항공우주연구원 회전익기술팀

AERODYNAMIC EFFECTS OF THE TAB ON A HOVERING ROTOR BLADE

H.J. Kang,* D.H. Kim and S.H. Kim

Korea Aerospace Research Institute, Rotor Team

Numerical simulation was performed for the rotor blade with fixed tab in hover using an unstructured mesh Navier-Stokes flow solver. The inflow and outflow boundary conditions using 1D momentum and 3D sink theory were applied to reduce computational time. Calculations were performed at several operating conditions of varying collective pitch angle and fixed tab length. The aerodynamic effect of fixed tab length was investigated for hovering efficiency, pitching moment and flapping moment of the rotor blade. The results show that it affects linearly increasing on the pitching moment of the rotor blade but does not affect on the flapping moment. The required power is less than 45kw for ground rotating test in hover. Numerical simulations also show that the vortex generate not only from the tip of the rotor blade but also from the fixed tab on the rotor blade.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 로터 블레이드(Rotor Blade), 탭(Tab), 정지비행(Hover), 공기역학적 효과(Aerodynamic Effect)

1. 서 론

헬리콥터 분야에 있어 비행체의 성능, 조종성, 안전성 등은 그동안 비약적인 발전을 하여왔지만, 헬리콥터의 소음 및 진동은 아직까지도 고정익 항공기와 비교할 때 개선되어야 할 점이 많이 있다. 특히 ICAO (International Civil Aviation Organization)에서 규정하고 있는 민간 회전익 항공기의 소음 기준은 점차 강화되고 있는 추세이며, 이에 따라 소음 저감을 위한 기술의 필요성은 지속적으로 증대되고 있다. 헬리콥터 로터 블레이드의 소음 및 진동 저감을 위해 1952년 고조화제어(HHC, Higher Harmonic Control)에 대한 이론적인 방법이 연구되기 시작한 이래로 최근까지 IBC (Individual Blade Control), Active Flap, Active Twist, Trailing Edge Tab, Active Tab 등 다양한 능동제어 방법들[1,2]이 시도되고 있다.

한국항공우주연구원은 JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)와 국제공동연구의 일환으로 로터 블레이드에 장착된

탭을 HHC방법으로 능동 제어함으로써, 소음을 저감시키는 연구를 수행하고 있다. 탭을 통해 블레이드의 양력과 비틀림 모멘트를 변화시키고, 이로 인해 블레이드 운동을 유발시켜 블레이드-와류간의 이격거리(miss distance)를 조정함으로써 BVI 소음을 줄이는 개념이다. JAXA에서는 강체 블레이드에 탭을 부착하여 풍동시험을 통해 탭의 Anhedral 각 10도, 길이 0.11c 이상에서 소음저감에 효율성이 있음을 확인하였다[3].

KARI-JAXA 국제공동연구에서 Active Tab의 작동기 구현 및 제작[4]은 JAXA가 담당하고 있으며, 능동제어기가 장착되는 탄성체 블레이드 설계/제작 및 지상/풍동시험은 한국항공우주연구원에서 담당하고 있다. 블레이드 설계/제작 후 동특성 파악을 위해 더미(dummy) 제어기(고정 탭)가 장착된 블레이드의 지상 회전 및 가진 시험이 수행되어야 하며, 시험에 앞서 탭의 유무에 따른 추력 및 요구동력, 탭의 길이에 따른 공력 특성 등이 확인되어야 한다.

본 연구에서는 고정된 탭이 장착된 로터 블레이드의 정지비행 공력 해석을 CFD 방법으로 수행하여, 지상 회전 시험 시 필요한 요구동력, 탭의 유무 및 길이 변화에 따른 공력 특성 변화 확인, 부착된 탭에 의한 유동장 변화 등을 고찰하였다.

고정된 탭이 부착된 로터 블레이드는 Fig. 1과 같다. 블레이드 단면 형상은 NACA0015 에어포일이 사용되었으며, 블레

Received: July 15, 2013, Revised: August 26, 2013,

Accepted: August 26, 2013.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2013.18.3.060>

© KSCFE 2013

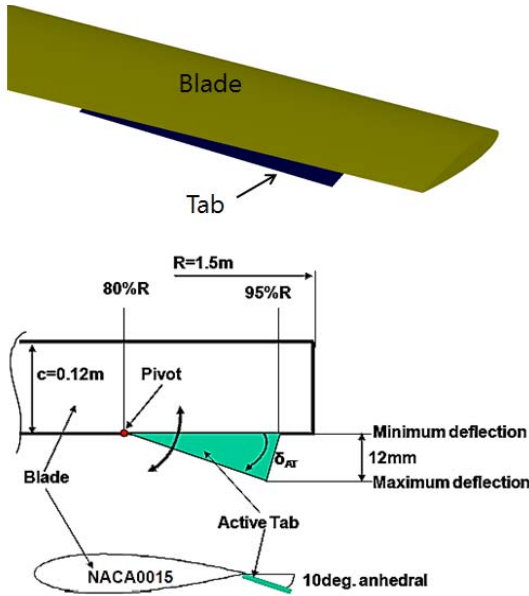


Fig. 1 The rotor blade configuration with fixed tab

이드 반경은 1.5 m, 코드 길이는 0.12 m이다. 블레이드 반경 80%부터 95%까지 탭이 부채꼴로 존재하며, 끝단에서 최대 12 mm까지 변화한다. 탭의 Anhedral 각은 10도이다.

실제 탭은 피봇점을 중심으로 작동기에 의해 회전운동을 하게 되나, 지상 회전/가진 시험에서는 시험 목적 상 움직임이 없는 탭을 사용하므로, 수치해석에서도 여러 가지 길이를 가지는 고정된 탭을 사용하였다.

2. 수치해석

2.1 수치해석 기법

z축을 중심으로 일정한 각속도, Ω 로 회전하는 회전 좌표계에 대해 절대 유동 변수들을 이용하여 3차원, 압축성 점성 유동을 지배하는 Navier-Stokes 방정식을 나타내면 다음과 같이 구성되어진다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \vec{Q} dV + \oint_V \vec{F}(Q) \cdot \vec{n} dS = \oint_{\partial V} \vec{G}(Q) \cdot \vec{n} dS + \int_V \vec{S}(Q) dV \quad (1)$$

여기서, \vec{Q} 는 유동 변수, $\vec{F}(Q) \cdot \vec{n}$ 는 비점성 플럭스 항, $\vec{G}(Q) \cdot \vec{n}$ 는 점성 플럭스 항을 나타내며, 소스항 $\vec{S}(Q)$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{S}(Q) = (0 \quad \Omega p v \quad -\Omega p u \quad 0 \quad 0)^T \quad (2)$$

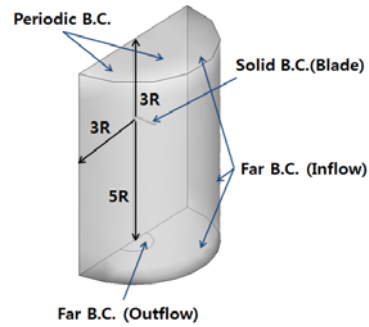


Fig. 2 Far-field of computational domain and boundary conditions

회전 좌표계에서 절대 유동 변수로 나타낸 지배방정식을 적용하면 원방 경계조건을 쉽게 적용할 수 있으며, 격자의 새로운 위치에 대한 계산이 필요 없으므로 계산 시간을 단축시킬 수 있고, 정상 유동 해석 시 이용되는 수렴 가속 방법을 적용할 수 있는 이점이 있다.

본 연구에서 사용한 유동 해석 코드[5]는 격자점 중심의 유한 체적법을 적용하여 지배방정식을 차별화 하였다. 제어 체적은 메디안-듀얼(median-dual) 방법을 사용하여 구성한다. 비점성항의 플럭스는 Roe의 FDS (Flux Difference Splitting)을 이용하여 계산하였으며, 이차정확도 확보를 위해 최소자승법에 기초한 유동 변수 재구성기법을 사용하고, 비물리적인 수치진동을 억제하기 위해 Venkatakrishan의 기울기 제한자[6]가 적용되었다. 점성 플럭스는 중심차분법을 사용하여 계산하였으며, 유동변수의 1차 미분값은 Green-Gauss 방법을 이용하여 계산하였다. 난류모델은 Spalart-Allmaras의 1-equation 난류 모형[7]을 사용하였다.

시간전진은 Point Gauss-Seidel 방법을 사용하여 내재적으로 계산하였다. 계산시간의 절감과 메모리 한계를 극복하기 위해, 수치적 방법들은 영역 분할법을 사용하여 병렬화 하였다. 영역 분할은 MeTiS library[8]를 사용하였고, 각 분할 영역간의 자료 교환은 MPI library를 사용하였다.

경계조건으로 블레이드 표면에서는 점성경계조건, 원방경계면에서는 1차원 운동량 이론과 3차원 흡수원 개념[9]을 적용하였으며, 주기면에서는 주기적 경계조건을 사용하였다. Fig. 2에 계산 영역의 원방경계면과 경계면에서 적용되는 경계조건을 나타내었다. 원방 경계는 블레이드 회전 중심을 기준으로 윗방향 및 옆면은 3R, 아랫방향으로는 5R에 위치한다.

헬리콥터 로터의 정지 비행 시 유동장은 주기성을 띠게 되며, 이러한 현상은 수치적 계산 시 전 영역에 대하여 수치적 계산을 할 필요가 없이, 하나의 주기각 내에서만 수치적 계산을 수행하여도 되는 이점으로 작용한다. 주기각은 로터 블레이드 수 n에 대해 $2\pi/n$ 으로 주어진다. 즉 두 개의 로터 블레이드에 대한 수치적 계산을 원한다면, 하나의 로터 블레이드

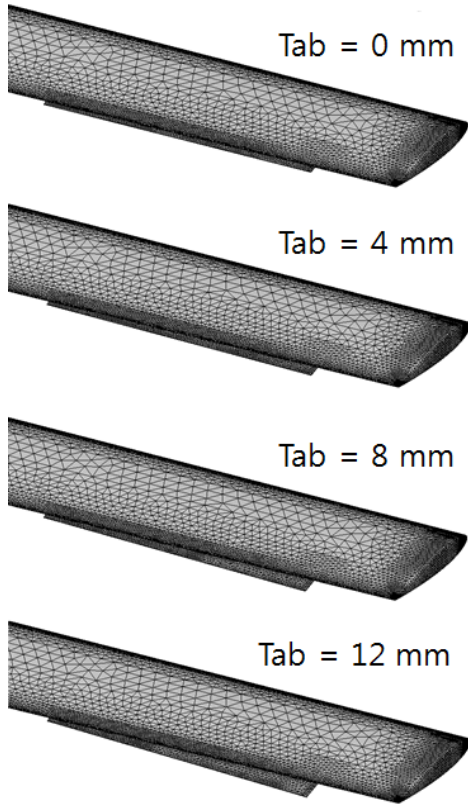


Fig. 3 Surface meshes on blades with the tab

를 방위각 0~180도 범위에 대하여 수치 계산을 하여도 된다. 주기적 경계면에서의 유동 변수들에 대한 계산은 주기적 경계면을 내부 셀의 경계면으로 처리하여 내부 셀에 적용되는 수치 기법과 동일한 방법으로 계산하였다. 이러한 방법을 사용하면 유동변수 및 유동변수의 미분값 등이 주기적 경계면을 통하여 연속성을 가지게 되며, 비정렬 격자의 특성상 대응 격자와 대응면의 정보만 알고 있으면 쉽게 적용할 수 있다.

2.2 격자계

Fig. 3은 탭 길이에 따른 블레이드 표면에서의 격자를 보여준다. 블레이드 앞전 및 뒷전, 팁, 탭 부근에 격자가 밀집되어 있는 것을 볼 수 있다. 계산에 사용된 격자계는 약 총 500~530만 개의 셀 수와 115~120만 개의 격자점으로 구성되어 있다. 격자생성은 CENTAUR 프로그램을 사용하였다.

점성영역 계산을 위해 블레이드 표면 경계층의 사각형 격자는 1.3의 증가비를 가지고 15개의 격자층이 적층되도록 하였으며, 약 81~85만 개의 프리즘 격자가 사용되었다. 초기 경계층의 격자점 높이는 $y_1 \approx 1.46 \times 10^{-5}$ 정도의 값을 사용하였다. 탭의 길이 12 mm의 경우 각 콜렉티브 피치각에 따른 격자 정보는 Table 1과 같다.

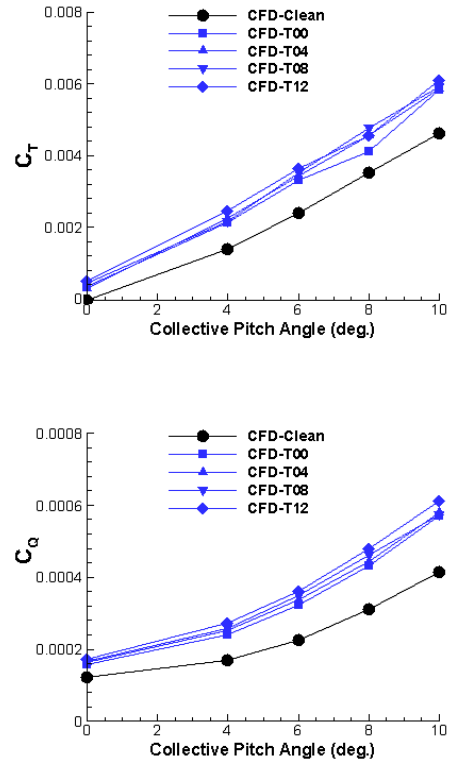


Fig. 4 Comparison of thrust and torque coefficients

3. 수치 해석 결과

3.1 해석 조건

수치 해석은 회전속도 1300 rpm, ISA@sea level 조건에 대해 수행하였다. 이 때 끝단 마하수는 0.6, 블레이드 코드 길이 및 끝단 속도 기준으로 레이놀즈 수는 1.66×10^6 에 해당한다.

블레이드는 강체로 모사하였으며, 블레이드 탭의 끝단 길이 0~12 mm까지 4 mm 간격으로 각각 계산하였다. 블레이드의 콜렉티브 피치각은 탭이 없는 경우와, 탭이 있는 경우 모두 0도에서 10도까지 계산을 수행하였다.

3.2 공력 성능 비교

Fig. 4는 콜렉티브 피치각에 따른 추력계수 및 토크계수를 비교한 것이다. 탭이 있는 블레이드의 경우 동일 콜렉티브 피

Table 1 Mesh informations in case of rotor blade with 12 mm of tab length

Coll. Pitch	Total Nodes	Total Cells	Blade Surface
0 deg.	1,163,648	5,048,814	51,352
4 deg.	1,173,150	5,110,616	50,830
6 deg.	1,187,175	5,180,875	50,708
8 deg.	1,198,930	5,216,728	52,018
10 deg.	1,216,724	5,295,636	52,669

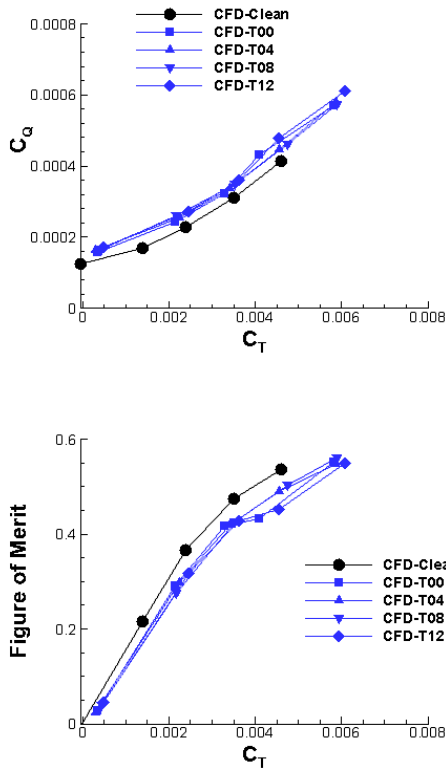


Fig. 5 Comparison of aerodynamic performance of blades with/without tab

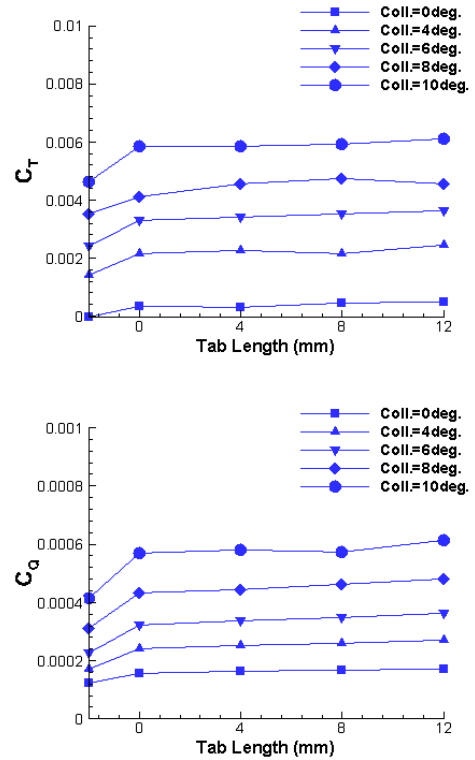


Fig. 6 Effect of the tab length to thrust and torque coefficients of the blade

치각에 대해 탭이 없는 블레이드 보다 추력계수 및 토크계수 모두 증가하고 있음을 확인할 수 있다. 이는 탭에 의해 추가적인 추력이 발생하고, 항력이 증가하기 때문이다. 탭의 길이가 길어질수록 공력 계수들이 변화량은 작지만 증가하는 경향을 보이고 있으며, 추력계수보다 토크계수에서 그 경향은 뚜렷하게 나타나고 있다.

Fig. 5는 탭을 가지는 블레이드의 공력 성능을 비교한 것이다. 동일 추력을 발생시키기 위한 필요 토크 즉 요구 동력은 탭을 가지는 블레이드가 더 높게 나타났으며, 탭의 길이가 길수록 요구 동력은 더 필요한 것으로 나타났다. 이러한 현상은 정지비행 효율을 나타내는 Figure of Merit의 그래프에서도 확인할 수 있다.

3.3 탭 영향성

Fig. 6은 각 콜렉티브 피치각에서 추력 및 토크 계수에 대한 탭 길이 효과를 나타낸 것이다. 앞서 기술한 바와 같이 탭의 길이가 증가함에 따라 추력 계수 및 토크 계수는 증가하는 경향을 보이고는 있으나, 그 증가량은 크지 않은 것을 확인할 수 있다.

Fig. 7에는 탭 길이에 따른 피칭 모멘트 및 플랩핑 모멘트 변화를 나타내었다. 콜렉티브 피치각 전 영역에서 음의 피칭

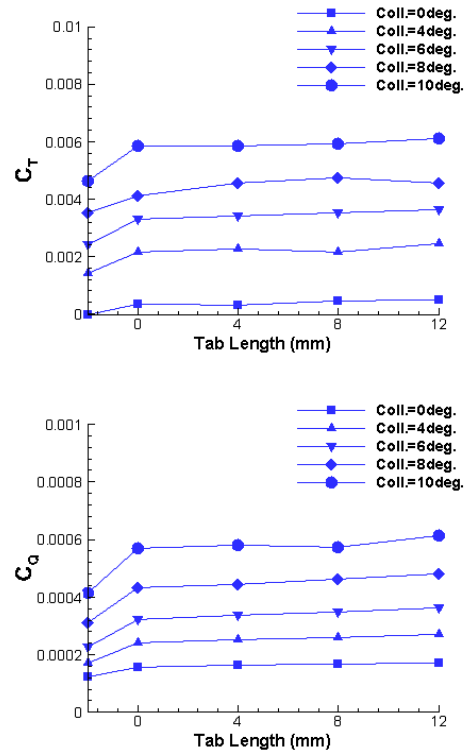


Fig. 7 Effect of the tab length to the pitching and flapping moment coefficients of the blade

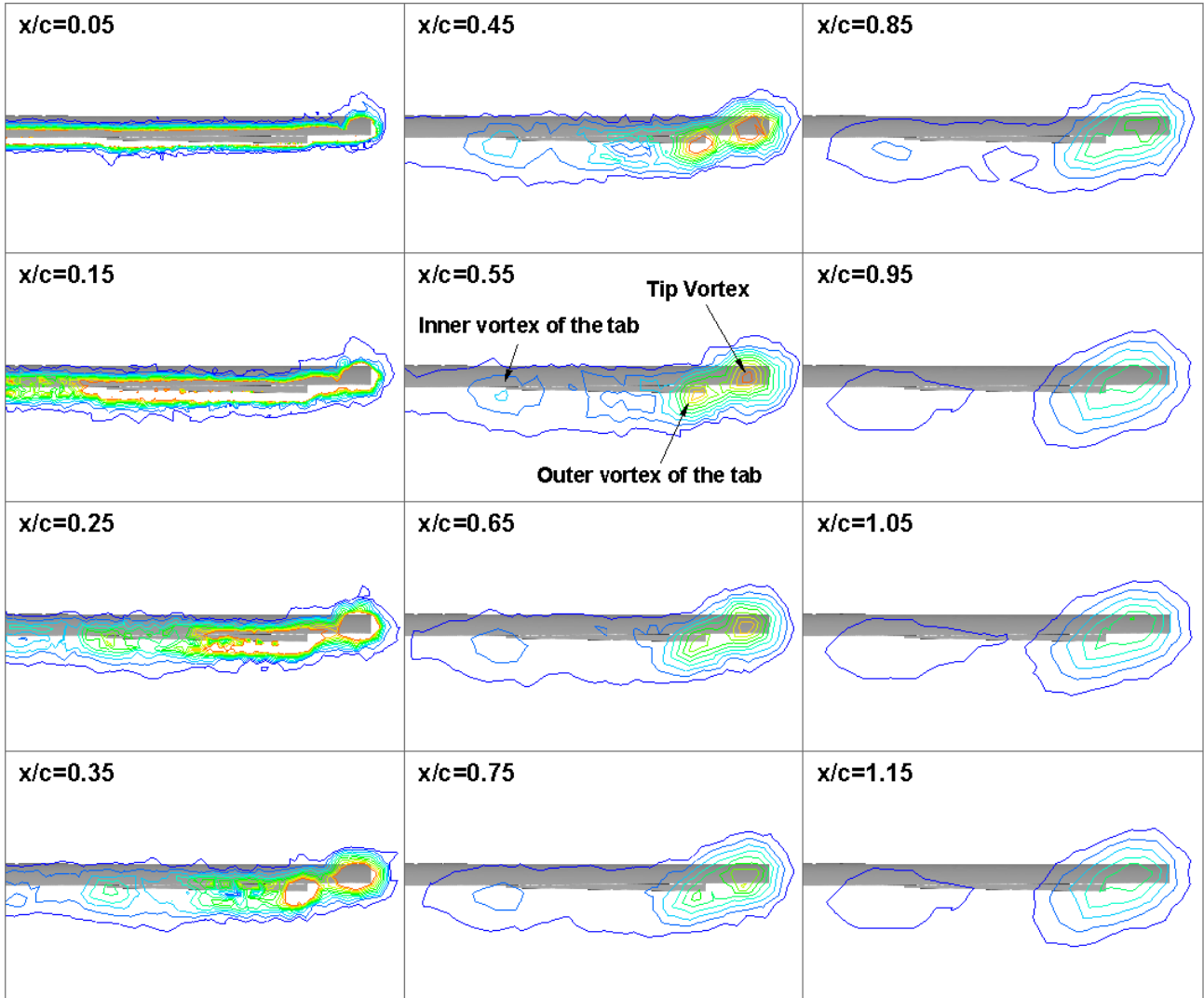


Fig. 8 Vorticity contours behind the blade with tab length 12 mm at collective pitch angle 12 deg.

모멘트(leading edge down)가 작용하고 있으며, 콜렉티브 피치각이 증가함에 따라 피칭모멘트의 절대값이 감소하는 경향을 보이고 있다. 탭의 길이가 증가함에 따라 피칭 모멘트가 음의 방향으로 증가하는 경향은 피치각 전 영역에서 동일하게 나타났다. 동일 콜렉티브 피치각에 대해 탭의 길이에 따른 피칭 모멘트의 변화율은 피치각의 크기에 상관없이 $-4 \times 10^{-7}/\text{mm}$ 로 일정하게 나타났다. 플랩핑 모멘트의 경우 콜렉티브 피치각

전 영역에 대해 탭의 길이에 따른 큰 변화가 없는 것으로 나타나 플랩핑 모멘트에 대한 탭의 효과는 없는 것을 확인할 수 있다.

Table 2에는 각 탭의 길이에 따른 블레이드 회전 요구동력을 나타내었다. 콜렉티브 피치각 10도에서 요구동력은 탭이 없는 블레이드의 경우 31 Kw이며, 탭이 있는 블레이드의 경우 최대 42~45 Kw를 필요로 한다. 현재 시험 설비의 최대 동력은 50 Kw이므로 지상회전 시험은 콜렉티브 피치각 10도까지는 시험 가능할 것으로 판단된다.

Table 2 Required power and thrust

Coll. (deg.)	Clean		Tab=0 mm		Tab=4 mm		Tab=8 mm		Tab=12 mm	
	Thrust (N)	Power (KW)	Thrust (N)	Power (KW)	Thrust (N)	Power (KW)	Thrust (N)	Power (KW)	Thrust (N)	Power (KW)
0	-13	9	123	12	109	12	159	12	179	13
4	503	13	773	18	812	19	782	19	887	20
6	866	17	1,193	24	1,236	25	1,273	26	1,312	27
8	1,268	23	1,482	32	1,645	33	1,717	34	1,641	35
10	1,666	31	2,105	42	2,116	43	2,132	42	2,200	45

3.4 유동장

Fig. 8은 12 mm 탭을 가지는 블레이드의 콜렉티브 피치각 10도일 때 블레이드의 뒷전으로부터 각 위치에 따른 등와선도를 나타낸 것이다. $x/c=0.35$ 의 위치에서 탭의 안쪽과 바깥쪽

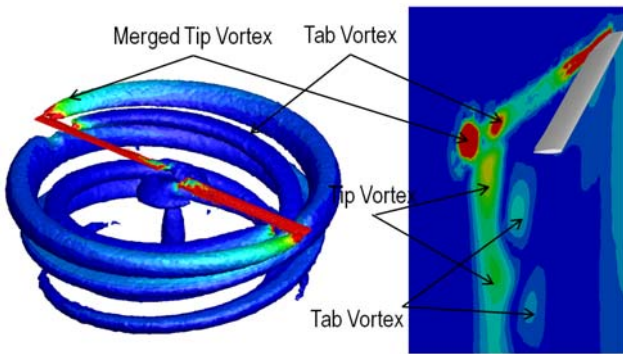


Fig. 9 λ_2 Iso-surface and vorticity contours

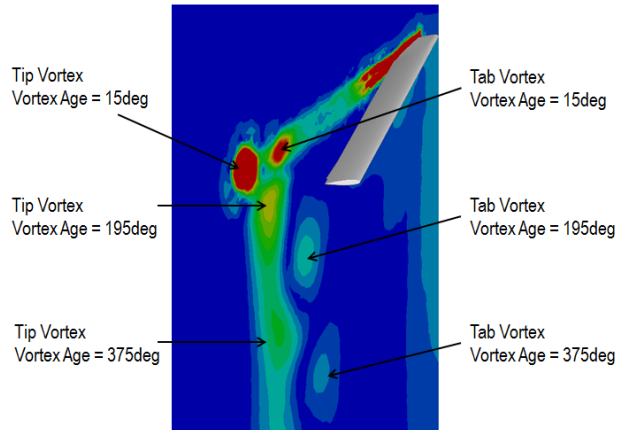
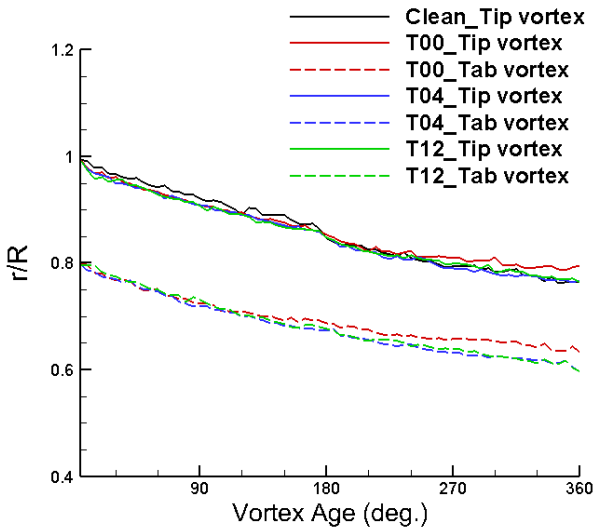
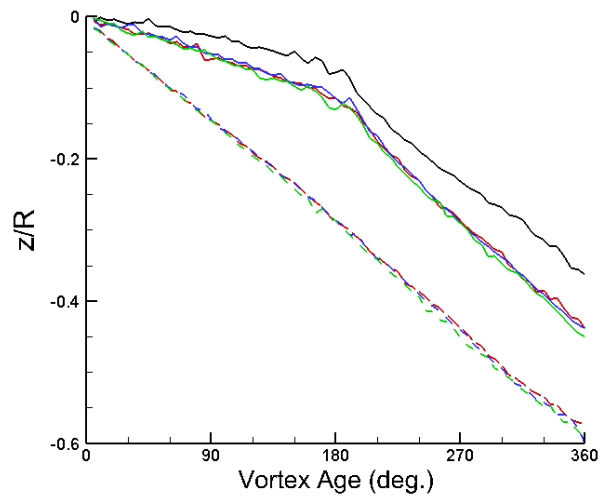


Fig. 10 Vorticity contours vs. vortex age



a) Vortex contraction



b) Vortex descent

Fig. 11 Comparison of vortex geometry

와류가 형성되어 있음을 확인할 수가 있으며, $x/c=0.95$ 에서는 탭의 바깥쪽 와류와 블레이드 끝단와류가 합쳐져 단일 와류로 형성되었음을 확인할 수 있다. 탭의 안쪽 와류는 강도는 많이 약화되었지만, 계속해서 존재함을 볼 수 있으며, 이러한 사실은 Fig. 9를 통해 확인할 수 있다.

Fig. 9는 λ_2 Iso-surface와 등와선도를 나타낸 것이다. 블레이드 끝단에서 끝단 와류 뿐만 아니라 탭의 양쪽 끝단에서도 와류가 생성되고 있다. 탭의 바깥쪽 끝단에서 발생한 와류는 블레이드 끝단 와류와 합쳐져 아랫방향으로 흘러가고 있으나, 탭의 안쪽 끝단에서 발생한 와류는 블레이드 끝단 와류와 합쳐지는 현상없이 보다 빠르게 아랫방향으로 흘러가고 있다. 이러한 현상은 오른쪽 vortex age 15도인 단면에서 와도의 세

기를 나타낸 그림에서 확인할 수 있다.

Fig. 9의 오른쪽 등와선도에 Vortex Age를 표시하면 Fig. 10과 같다. 현재 블레이드에서 발생한 끝단 와류와 탭에서 발생한 와류를 확인할 수 있을 뿐만 아니라, 앞전 블레이드, 즉 Azimuth angle 180도 앞에 있는 블레이드로 부터 발생한 끝단 와류와 탭에서 발생한 와류가 그 아래에 존재함을 확인할 수 있다. 현재 블레이드로 부터 발생한 와류들이 1회전하여 그림상의 맨 아래에 존재함으로써 본 계산을 통해 와류들이 잘 포착되었음을 알 수 있다.

Fig. 11은 컬렉티브 피치각 10도일 때 탭의 길이에 따른 와류의 제적을 비교한 것이다. 그림에서 Tip vortex는 탭의 바깥쪽 와류와 블레이드 끝단와류가 합쳐진 와류를 나타내며, Tab

vortex는 탭의 안쪽 와류를 의미한다. 블레이드 반경 방향으로 끝단와류의 궤적은 탭의 유무 및 길이 변화와 관계없이 거의 동일하게 나타났으며, 탭 와류의 궤적도 탭의 길이에 영향을 받지 않고 동일하게 나타남을 볼 수 있다. 두 와류의 간격은 탭의 안쪽 끝단으로부터 블레이드 끝단까지의 거리인 $0.2R$ 이 계속해서 유지되고 있다.

하강방향으로는 탭이 있는 경우의 끝단와류가 탭이 없는 경우보다 더 빨리 하강하고 있으며, 탭의 길이의 영향성은 없는 것으로 나타났다. 탭 와류는 두 블레이드의 간격인 180° 까지는 끝단와류보다 빠르게 하강하고 있으나, 그 이후에는 끝단와류와 일정한 간격을 유지하며 하강하고 있음을 확인할 수 있다.

4. 결 론

비정렬 격자에 기반한 CFD 수치기법을 사용하여 고정된 탭을 가지는 로터 블레이드의 정지 비행 해석을 수행하였다. 탭이 있는 블레이드의 경우 탭이 없는 블레이드 보다 추력 및 토크가 증가하며, 정지비행 효율은 감소하였다. 탭 길이에 따른 영향성은 탭의 길이가 길수록 추력 및 토크가 증가하는 경향을 보이거나 크지는 않았다.

탭은 블레이드 피칭 모멘트에는 영향을 미치고 있으나, 블레이드 플랩핑 모멘트에는 영향을 주지 않는 것으로 나타났다. 탭의 길이에 따른 피칭 모멘트는 선형성을 가지고, Nose down 방향으로 절대값이 증가하는 경향을 보이고 있다.

지상회전 시험을 위한 요구 동력 검토에서 탭의 길이 최대 12 mm , 콜렉티브 피치각 10° 에서 45 kw 가 필요한 것으로 나타났으며, 시험장치의 가용 동력 최대 50 kw 를 고려할 때 콜렉티브 10° 까지는 시험가능할 것으로 판단된다.

블레이드의 끝단와류 뿐만 아니라 탭의 양 끝단에서도 와류가 발생하며, 이 중 바깥쪽 와류는 블레이드의 끝단와류와 합쳐져 아랫방향으로 흘러가고 있으나, 탭의 안쪽 끝단에서 발생된 와류는 블레이드 끝단 와류와 합쳐지는 현상이 보이다 빠르게 아랫방향으로 흘러가고 있다. 두 와류의 궤적은 탭의 길이와 상관없이 일정하게 나타났다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업 “소음저감을 위한 능동제어 로터 국제협력 연구” 과제의 연구결과 중 일부이다.

Note

This paper is a revised version of a paper presented at the KSCFE 2013 Spring Annual meeting, Seogwipo, Jeju, May 15-16, 2013.

References

- [1] 2011, Kessler, C., "Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control," *CEAS Aeronautical Journal*, Vol.1, Issue 1-4, pp.3-22.
- [2] 2011, Daniel, F. and Fred, N., "Review of Active Rotor Control Research in Canada," *Int'l J. of Aeronautical & Space Sci.*, Vol.12, No.2, pp.93-114.
- [3] 2003, Kobiki, N., Kondo, N., Saito, S., Akasaka, T. and Tanabe, Y., "Active Tab, a New Active Technique for Helicopter Noise Reduction," 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, Germany.
- [4] 2012, Kobiki, N., "Design and Performance Evaluation for Enhanced Active Tab Drive Mechanism Installed in Mach Scaled Model Blade," 38th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, Netherlands.
- [5] 2007, Jung, M.S., Kang, H.J. and Kwon, O.J., "Assessment of Rotor Hover Performance Using a Node-based Flow solver," *Int'l J. of Aeronautical and Space Sciences*, Vol.8, pp.44-53.
- [6] 1995, Venkatakrishnan, V., "Convergence to Steady State Solutions of Euler Equations on Unstructured Grid with Limiters," *Journal of Computational Physics*, Vol.118, No.1, pp.120-130.
- [7] 1992, Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *AIAA Paper* 92-0439.
- [8] 1999, George, K. and Vipin, K., "A Fast and Highly Quality Multilevel Scheme for Partitioning Irregular Graphs," *SIAM Journal on Scientific Computing*, Vol.20, No.1, pp.359-392.
- [9] 1993, Srinivasan, G.R., Raghavan, V. and Duque, E.P.N., "Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol.38, No.3, pp.3-13.