



# 피토투브 장착위치 선정을 위한 전진 비행하는 헬리콥터 유동장의 CFD 분석

조현구,<sup>1</sup> 강영진,<sup>1</sup> 김성현,<sup>1</sup> 명노신,<sup>\*2</sup> 조태환,<sup>2</sup> 박영민<sup>3</sup>

## A CFD ANALYSIS OF THE FLOWFIELD OF A HELICOPTER IN FORWARD MOTION FOR THE STUDY OF PITOT-TUBE FOR INSTALLATION LOCATION

H.G. Cho,<sup>1</sup> Y.J. Kang,<sup>1</sup> S.H. Kim,<sup>1</sup> R.S. Myong,<sup>\*2</sup> T.H. Cho<sup>2</sup> and Y.M. Park<sup>3</sup>

*A CFD analysis of helicopter flowfield in forward flight is considered as non-trivial issue because of the complexity of vorticity-dominated flowfield. In this work, a study on the selection of the proper location for the installation of the Pitot probe is conducted using a CFD code which can deal with the interaction of rotor blade vortex and body. To describe the flow patterns for rotating rotor blades and body, the sliding mesh scheme is utilized. Pressure distributions and flow patterns are also analyzed to identify regions free from the interaction of body and wake induced from rotor blades.*

**Key Words :** 전산유체역학(CFD), 슬라이딩 격자(Sliding Mesh), 피토투브(Pitot-Tube)

### 1. 서 론

피토투브(Pitot-Tube)는 비행 중 유입되는 공기를 받아들여 정압과 전압의 차이를 이용하여 속도를 측정하는 장치이다. 따라서 피토투브로 유입되는 공기의 흐름이 일정한 유동을 받아들여야 정확한 측정이 가능하다. 피토투브의 장착 위치 선정에 있어 가장 우선시 되는 문제는 피토투브로 들어오는 공기흐름이 외부 영향을 가급적 적게 받도록 해야 한다는 점이다. 헬리콥터에 피토투브를 장착할 시, 로터 후류의 영향에 의해 피토투브로 유입되는 공기가 간섭을 받는다. 따라서 현재 운용되고 있는 헬리콥터들의 피토투브 위치를 종합해보고 그에 따라 적당한 피토투브 위치 정보를 알아볼 필요가 있다.

전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)은 고비용이 요구되는 풍동 실험의 대안으로 하드웨어의 발전과 데이

터의 정확성으로 그 사용이 조금씩 확대되고 있다. 지금까지 헬리콥터 공력 부분의 연구경향은 고속으로 회전하는 로터의 효율향상 혹은 로터 블레이드 주위 공력해석이 주를 이루고 있다. 헬리콥터 블레이드와 동체 사이에 발생하는 유동의 해석은 컴퓨터 기술의 비약적인 발전에도 불구하고 현재에도 많은 계산시간을 요구하는 어려운 문제로 남아있다[1-3].

본 연구에서는 피토투브 장착위치 선정을 위해 전진 비행하는 헬리콥터의 유동장을 상용 CFD코드를 이용하여 해석하였다. 동체는 일반적인 헬리콥터 형상을 모델링하였고, 로터는 VR-11X를 사용하였다. 전진 비행하는 헬리콥터 유동장을 해석하기 위해 슬라이딩 격자(Sliding Mesh)기법을 사용하였고 Navier-Stokes 방정식에 비해 비교적 간단한 오일러 방정식(Euler Equation)을 이용하여 전진 비행하는 로터와 동체 주위의 유동을 해석하였다[4]. 오일러 방정식은 비점성이지만 웨이브항력, 충격과 위치, 충격파로 인한 압력상승 등을 예측할 수 있으며 또한 와류를 해석할 수 있으므로 복잡한 Vortical Wake와 블레이드-와류간 상호작용 등의 현상을 해석하는 것이 가능하다[1].

1 경상대학교 기계항공공학부 대학원

2 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

3 한국항공우주연구원

\* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr

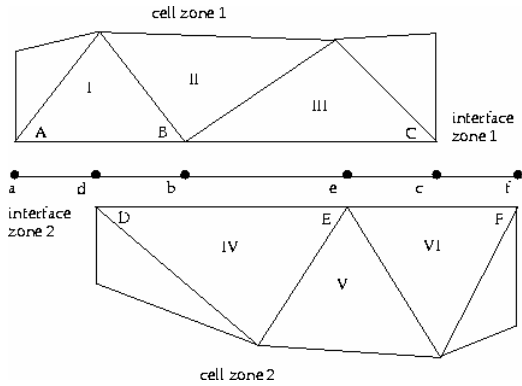


Fig. 1 Two-Dimensional Grid Interface for Sliding Mesh

## 2. 격자 구성 및 수치해석기법

본 연구에서는 CFD 해석을 위해 Fluent V6.3을 사용하였다. Fluent에서 회전하는 물체를 해석하기 위한 방법으로는 상대운동을 하는 각각의 격자를 생성하여 해석하는 Dynamic Mesh와 격자 자체를 이동시키는 Sliding Mesh가 있다. 그 외 Moving Reference Frame(MRF)방법이 있지만 본 연구에서는 Sliding Mesh기법을 사용하였다[4]. Fig. 1은 Sliding Mesh기법을 2차원 상에서 도시한 그림이다. 그림에서 상대운동을 하고 있는 Cell Zone1과 Cell Zone2 사이의 Interface를 통해 Cell III과 IV의 면(b-e)을 서로 공유하게 된다. 공유한 면을 통해 Flux를 주고받아 상대운동을 하는 독립적인 Cell Zone에서 비정상 유동 해석이 가능하게 된다[5]. 전진 비행하는 헬리콥터의 유동장을 해석하기에 앞서, Sliding Mesh기법을 검증하기 위하여 Caradonna and Tung 모델을 이용하였다[6]. 격자수는 약 120만개이고 헬리콥터 유동장 해석에 쓰인 모델과 동일한 조건으로 해석을 수행하였다. 해석결과 Fig. 2에 보이는 것과 같이 90° 회전 후 블레이드 끝부분에 세 개의 Vorticity가 나타나는 것을 확인 할 수 있었다. Fig. 3은 로터 블레이드의 표면 압력계수를 나타내고 있는데 해석 값과 실험값이 거의 일치하는 것을 볼 수 있으며 Sliding Mesh기법을 검증할 수 있었다.

전진 비행하는 헬리콥터의 유동장을 해석하기 위해 오일러 방정식을 이용하였으며, 수치기법으로 Cell 기반 유한 체적법(Cell-Based Finite Volume Method), 내재 시간 전진법(Implicit)을 사용하였다. 공간 이산화(Space Discretization)로 2차 풍산 차분법(2nd Order Upwind Scheme)을 사용하였다. 전진 비행하는 헬리콥터를 모사하기 위해 비행조건은 마하수 0.26, AOA(Angle of Attack, 받음각) 25°으로 해석하였다. Side Slip(옆 미끄럼)의 영향을 알아보기 위해 Side Slip 5°를 하여 해석한 것과 비교하였으며, 속도에 따른 비교를 하기 위해 마하

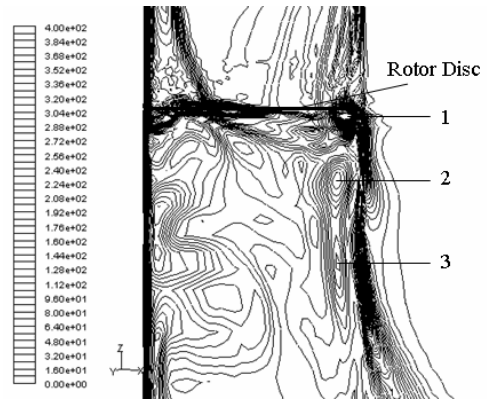


Fig. 2 Velocity Contours in Plane 90° behind Blade

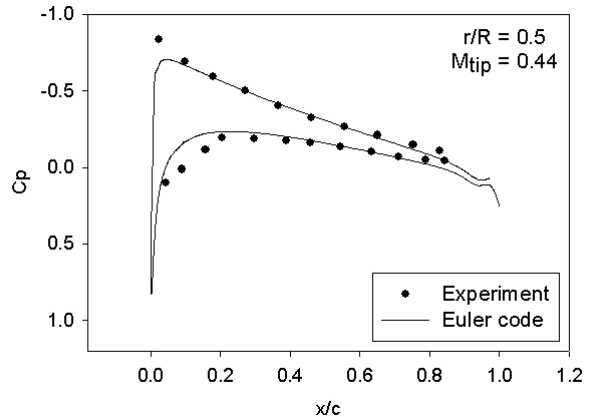


Fig. 3 Comparison of Pressure Distributions on the Blade Surface

수 0.2에서 해석을 수행하였다. Table. 1은 해석을 수행할 로터의 제원을 나타내었다. 로터의 Airfoil은 VR-11X를 사용하였고, Airfoil의 Collective Pitch Angle은 8°이다. 동체부분의 비정렬 격자와 유동장 및 로터의 정렬격자를 사용한 하이브리드 격자기법으로 격자수는 약 140만개 이고, Fig. 4에 전체 유동장과 경계조건을 나타내었다[7]. Fig. 5는 회전하는 로터 주변의 격자를 나타낸 것이다.

Table 1 Rotor Information

Airfoil	VR-11X
Rotor-Length	8.6m
Chord	0.4m
Rotor RPM	270 RPM
Tip Speed (Ma)	0.715
Pitch Angle	+8°

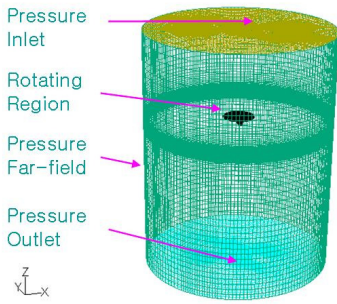


Fig. 4 Computational Grid Domain

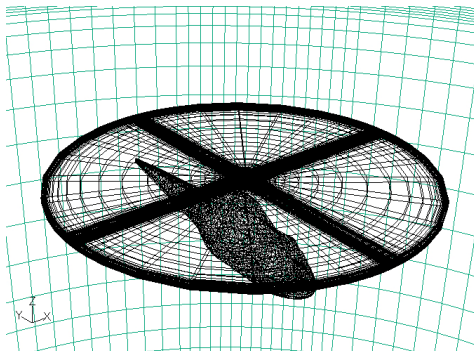


Fig. 5 Computational Grid Near the Rotating Region

### 3. 피토티브 위치 선정 및 해석 결과

피토티브 장착 위치 선정에 관련된 요소로 다양한 조건을 고려할 수 있는데 가장 우선시 되는 문제는 로터 후류의 영향이다. 로터에 의해 발생하는 후류는 복잡한 흐름을 형성하게 되고 피토티브로 유입될 경우 정확한 전압과 정압 측정을 어렵게 한다. 헬리콥터의 전진속도를 증가시키면 로터 후류에 의한 영향이 줄어들며, 이때 Advance Ratio  $\mu$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다[8].

$$\mu = \frac{Vs \sin\alpha}{\Omega R} \quad (1)$$

(고속 헬리콥터  $\mu=0.4$ , 저속 헬리콥터  $\mu=0.05 \sim 0.1$ )

$V$ 는 헬리콥터의 속도(m/s),  $\alpha$ 는 로터의 받음각(rad),  $\Omega$ 는 로터 블레이드의 회전속도(rad/sec),  $R$ 은 로터 반지름을 나타낸다. 이외에도 측풍으로 인한 Side Slip에 의한 영향 등을 고려할 수가 있다[9]. 본 연구에서는 로터후류의 영향과 Side Slip에 의한 영향을 주된 기준으로 선정하였다.

Fig. 6은 수립된 해를 구하기 위해 로터를 5회전 시킨 후

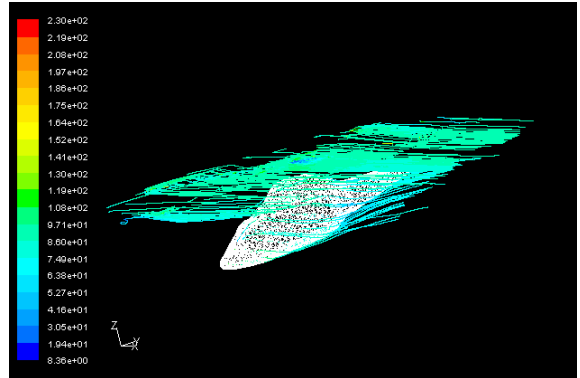


Fig. 6 Pathline of the Blade

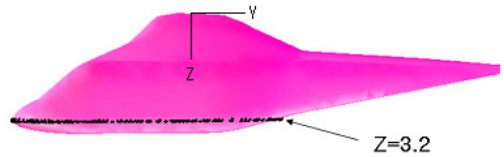


Fig. 7 Coordinate of the Body

전진 비행하는 헬리콥터 로터에 의한 후류에 대한 유적선(Pathline)을 나타낸 것이다. 전진 비행 시 로터 후류가 동체 뒤쪽으로 빠져 나가는 것을 확인할 수가 있다. Fig. 7에 보듯이 헬리콥터의 기준 축은 로터 중심을 기준으로 하향을 Z축 양의 방향, Y축은 동체 후방을 양의 방향으로 두었다. Fig. 8-15는 Z축 3.2m을 기준으로  $Z=2.7m$ ,  $Z=3.7m$ 에서 동체 길이 방향 Y축으로 자른 단면의 압력계수(Pressure Coefficient)를 나타낸다.

Fig. 6과 Fig. 7은 헬리콥터 동체의 오른쪽과 왼쪽 각각 4가지의 경우에 대해 Z축 3.2m 부분 단면의 압력분포를 나타내었다. 동체의 속도와 Side Slip에 따라 차이가 있지만, 공통적으로 동체 전방에서는 압력이 크게 떨어졌다가 기준축에서 약  $-1.8 \sim 0m$ 부분에서는 일정한 압력 분포를 보인다. 4m지점부터 변화 없이 안정된 모습이지만 꼬리날개의 영향으로부터 자유로울 수 없는 부분이기 때문에 본 연구에서는 고려하지 않았다.

### 4. 결 론

Caradonna and Tung모델을 이용하여 Sliding Mesh기법을 검증하였고 동일한 조건을 이용하여 전진 비행하는 헬리콥터 주위유동을 해석해 보았다. 표면 흐름이 Free Stream과 같고 변화가 거의 없는 곳이 피토티브의 1차적 장착위치라 할 수

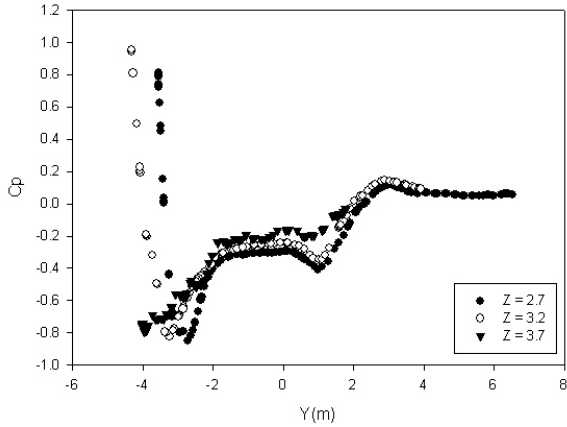


Fig. 8 Right-Side of the Body, AOA -25°, M = 0.2

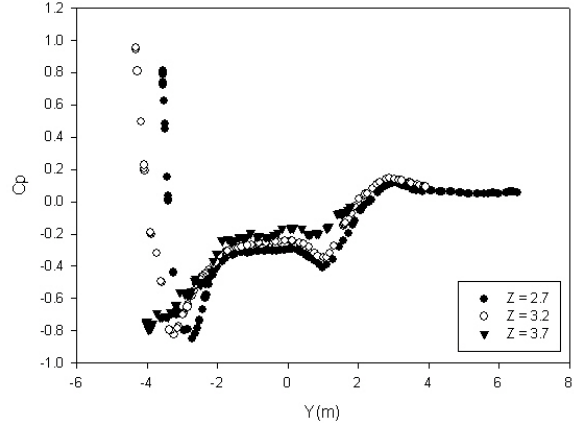


Fig. 11 Left-Side of the Body, AOA -25°, M = 0.2

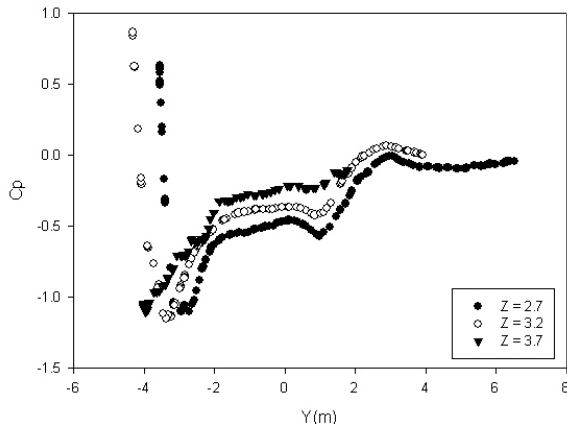


Fig. 9 Right-Side of the Body, AOA -25°, M = 0.2, AOS 5°

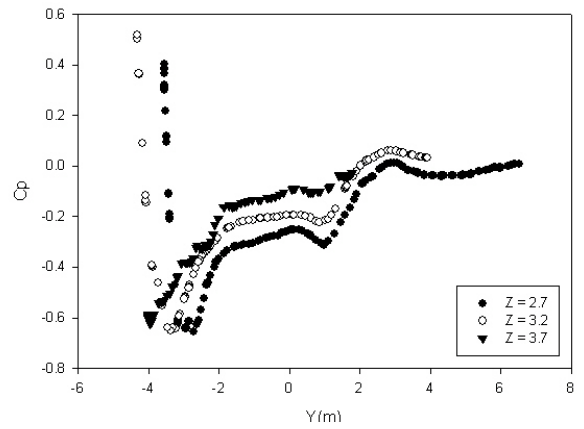


Fig. 12 Left-Side of the Body, AOA -25°, M = 0.2, AOS 5°

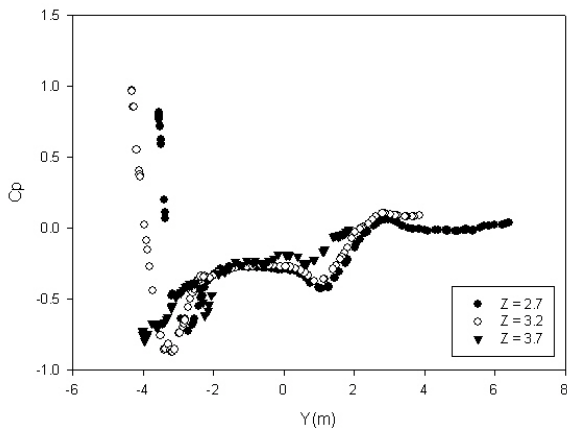


Fig. 10 Right-Side of the Body, AOA -25°, M = 0.26

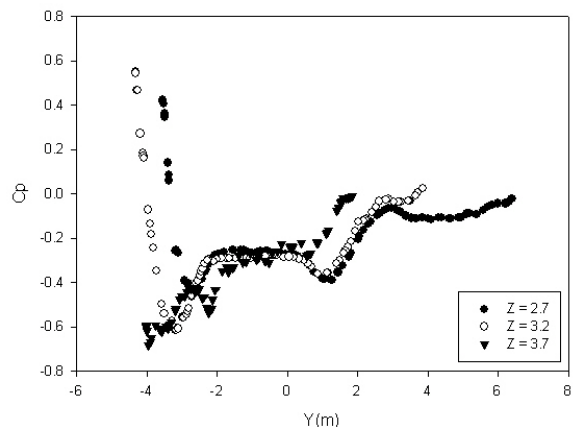


Fig. 13 Left-Side of the Body, AOA -25°, M = 0.26

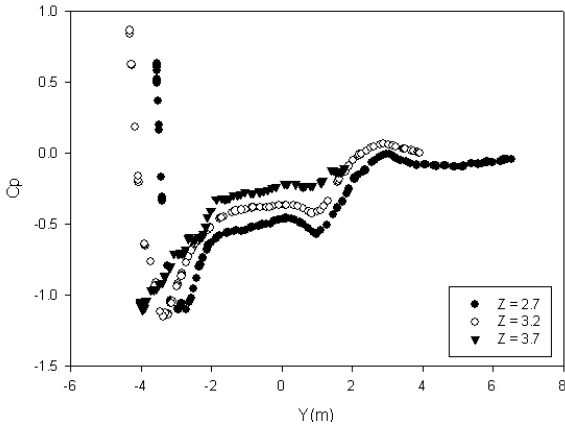


Fig. 14 Right-Side of the Body, AOA -25°, M = 0.26, AOS 5°

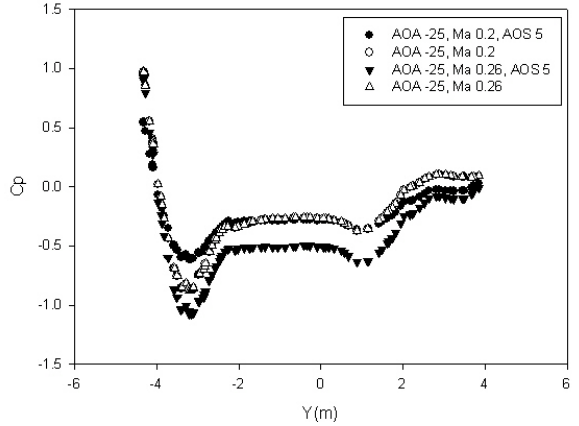


Fig. 17 Left-Side of the Body

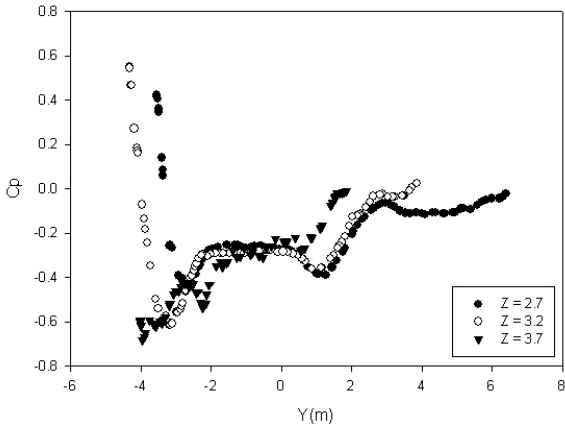


Fig. 15 Left-Side of the Body, AOA -25°, M = 0.26, AOS 5°

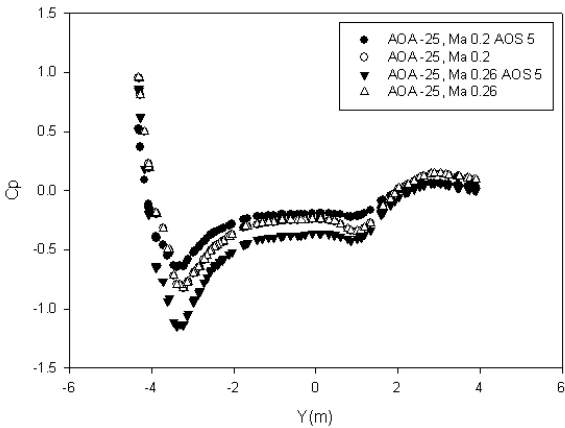


Fig. 16 Right-Side of the Body

있다. 그리고 주변 유동 특성이 변해도 Free Stream압력과 유사하거나 흐름이 안정적인 부분 또한 소프트웨어로 오차 보정을 통해 유동측정이 가능함으로 피토투브 장착이 가능하다. 본 연구에서 전진 비행하는 헬리콥터 주위 유동장을 상용 소프트웨어로 해석한 뒤 분석함으로써 흐름이 안정된 곳을 찾을 수 있었으며 이를 통해 피토투브 장착 위치를 선정할 수 있었다.

본 연구에서는 오일러 방정식을 이용하여 헬리콥터 동체 자체만 분석하였지만 더욱 정확한 장착 위치 분석을 위하여 차후 점성까지 고려한 Navier-Stokes 방정식으로 헬리콥터 주위 유동장을 분석하고, 최종 선정된 위치에 피토투브를 장착하여 해석을 다시 수행함으로써 피토투브 성능을 확인함으로써 최종 장착위치를 검증해 볼 필요가 있다.

### 후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업 (KARI주관)과 한국학술진흥재단 중점연구소사업 (KRF-2005-05-J09901)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

### 참고문헌

- [1] 2006, 정현주, 김태승 외2인, “정지비행 헬리콥터 로터의 설계를 위한 공력해석,” 한국전산유체공학회지, 제11권, 제3호.
- [2] 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.3-13.



- [3] 2007, 이재훈, 위성용 외3인, “오일러 방정식과 자유 후류 법을 이용한 헬리콥터 로터의 비정상 공력 해석 연구,” 한국전산유체공학회 학술대회논문집 춘계, pp.116-119.
- [4] 2007, 김철완, 정진덕, “과위 효과를 고려한 스마트 무인기의 공력해석,” 항공우주기술, 제2권, 제1호.
- [5] *FLUENT User's Manual V6.3*, FLUENT.
- [6] 1995, Bagai, A. and Leishman, J.G., "Rotor free-wake modeling using a relaxation technique - including comparisons with experimental data," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol.40, No.2.
- [7] 2007, Ngo, C.D., Je, S.E., Cho, C.Y., Myong, R.S., Park, C.W. and Cho, T.H., "A Study on Optimal Design of Helicopter Rotor Blade with VR-11X Airfoil in Hovering," *International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology*.
- [8] 1967, Gessow, A. and Mayers, G.C. JR, *Aerodynamics Of The Helicopter*, Frederick Ungar Publishing Co..
- [9] 1996, McCluer, M.S., "Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise with Comparisons to CFD Calculations," *NASA Technical Memorandum 110423*.