덕트형상에 따른 동축반전 로터블레이드 주위의 전산유동해석

김수연* · 최종욱† · 김성초**

Computational Flow Analysis around Coaxial Rotor Blades with Various Ducts

Suyeon Kim*, Jongwook Choi† and Sungcho Kim**

Abstract. Regarding the aircrafts with a rotor blade system, the miniaturization of them is limited due to the rotor blade length and the tail rotor system. To miniaturize an aircraft, an equipment is required that increases thrust and also shortens the length of the rotor blade. The present study will conduct the flow analysis for miniaturizing the aircraft by applying a duct to the coaxial rotor blade system without tail rotor. First, the verification on the calculated results was conducted through the computational flow analysis on the coaxial rotor blade system without a duct. Then, the flow analysis for the coaxial rotor blade systems was performed including Ka-60 duct, Single duct, Twin duct, and Double duct, respectively. From the numerical results, the thrust coefficient appeared higher with the duct than without a duct for the coaxial rotor blade system. Especially, in the case of Double duct, the thrust was improved due to the increase of incoming flow and the extension of the wake area. These results will be used as the basic concepts for miniaturizing the aircraft with the rotor blade system. The flow analysis on the coaxial rotor blade system including the fuselage remains as a future work.

Key Words: Coaxial Rotor Blades(동축반전 로터블레이드), Duct System(덕트 시스템), Computational Flow Analysis(전산유동해석), Thrust Coefficient(추력계수), Wake Area(후류면적)

1. 서 론

제자리비행이 가능한 헬리콥터는 일반적인 다른 비행체 보다 일정 추력을 확보하기 위하여 로터블레이드의 길이가 상대적으로 긴 편이다. 여기에 꼬리 로터블레이드까지 고려한다면 헬리콥터의 전체적인 길이는 더욱 길어진다. 이러한 이유로 헬리콥터는 제자리비행 및 수직이착륙이 가능하다는 장점에도 불구하고, 다양한 분야에 응용되기에 한계성을 가지고 있다. 그러나, 로터블레이드의 길이를 감소시키고 꼬리 로터블레이드를 생략할 수 있는 소형비행체가 개발된다면, 개인용 운송수단 뿐만 아니라 인명구조, 화재진압, 군사작전 등

다양한 용도로의 사용이 가능할 것으로 기대된다.

한편, 동축반전 로터블레이드 시스템은 하나의 축에 한 쌍의 로터블레이드가 서로 반대방향으로 회전하기 때문에 동체가 회전하지 않는다⁽¹⁾. 이와 같은 이유로 꼬리 로터블레이드가 필요 없으며, 엔진출력을 모두 추력으로 사용할 수 있기 때문에 단일 로터블레이드 시스템보다 상대적으로 추력이 높은 편이다. 또한 대칭구조를 갖는 로터블레이드로 인하여 중립토크 상태에서 작동되기 때문에 비행 안정성과 임의방향으로의 비행 조정성이 뛰어나다⁽²⁾. 동축반전 로터블레이드 시스템은 1859년 영국에서 Henry Bright가 한 축에 서로 반대방향으로 회전하는 한 쌍의 로터블레이드를 디자인하여 특허권을 획득한 이후 100여년에 걸쳐 기술적으로 발전하였다. 미국에서는 1944년 Hiller Aircraft Company에서 동축반전 시스템을 처음으로 설계하였으며, 1960년대에는 Sikorsky사에서 ABC(Advancing Blade Concept) Rotor System에 대한 연구를 진행하였

†순천대학교 기계우주항공공학부
E-mail : choijw99@sunchon.ac.kr

*순천대학교 대학원 우주항공공학과

**순천대학교 기계우주항공공학부

다⁽³⁾. 러시아에서는 동축반전 로터블레이드 시스템에 대한 연구를 1910년부터 시작하였으며, Kamov사에서 Ka-8을 비롯하여 공격용 헬기인 Ka-50까지 다양한 동축반전 헬리콥터를 제작하였다. 일본에서는 1970년대에 National Defense Academy에서 컬렉티브(collective) 피치각과 로터 간격이 제자리 비행상태의 동축반전 헬리콥터 시스템 성능에 미치는 영향에 대한 연구를 진행하였으며⁽⁴⁾, 1980년대에는 공기역학적 특성 실험을 통하여 동축반전 로터블레이드 시스템에서의 후류 유동구조에 대한 연구를 수행하였다⁽⁵⁾. 이러한 동축반전 로터블레이드 시스템은 최근 안정된 운용특성과 수직이착륙이 가능한 이유로 무인항공기인 V-star와 SkyTote 개발에 응용되고 있다.

비행체 소형화를 목적으로 로터블레이드의 길이를 줄인 동축반전 로터블레이드 시스템에 추력 증가를 위하여 덕트시스템을 고려하고자 한다. 일반적으로 덕트 시스템은 전진비행이 아닌 제자리비행에서 추력향상이 기대되며, 로터블레이드 보호를 목적으로도 사용된다⁽⁶⁻⁷⁾. 초기 덕트시스템은 1930년대에 개발되었고, 이후 1950년대부터 1960년대 사이에 많은 연구가 진행되면서 V-STOL 항공기에 적용되었다⁽⁸⁾. 그리고, 1968년 프랑스 Aerospatiale사에서는 꼬리 로터에 적용할 수 있는 덕트시스템이 개발되었다. 꼬리 로터에 덕트 시스템이 장착된 헬리콥터로는 러시아 Kamov사의 Ka-60, 미국 Boeing-Sikorsky사의 X-49A와 RAH-66, 프랑스 Eurocopter사의 EC120, 일본 Kawasaki사의 XOH-1 등이 있다. 최근 쿼드로터 블레이드 시스템 및 무인항공기 등에 헬리콥터의 꼬리 로터에 사용되는 덕트시스템이 많이 응용되고 있다.

본 연구에서는 동축반전 로터블레이드 시스템에 적합한 덕트 형상을 얻기 위하여, 기존의 꼬리 로터시스템에 사용된 덕트 형상을 기초로 동축반전용 덕트 형상을 설계한 후 이에 대한 전산유동해석을 수행하였다. 전산유동해석 방법에 대한 타당성 검토를 위하여 덕트를 포함하지 않은 기존의 동축반전 시스템의 유동해석 결과⁽⁹⁾와 비교하였다. 그리고, Ka-60 꼬리 로터에 장착된 덕트시스템⁽¹⁰⁾을 동축반전 시스템에 적용하여 전산유동해석을 수행하였으며, 여기서 얻은 결과를 기초로 동축반전용 싱글덕트(Single duct), 트윈덕트(Twin duct), 더블덕트(Double duct)를 설계하여 이에 대한 유동구조 및 추력계수를 각각 구하였다.

Fig. 1. Blade geometry of coaxial rotor system

2. 유동해석

2.1 덕트가 없는 동축반전 로터블레이드

동축반전 로터블레이드 시스템에 대한 유동해석을 위하여 기존의 연구논문⁽⁹⁾을 참조하여 Fig. 1과 같은 블레이드 형상을 설계하였다. 여기서, 날개형상은 NACA 0012, 블레이드 직경(D)은 7.8 m, 로터블레이드의 간격(H)은 1.56 m, 종횡비(aspect ratio)는 6.5, 위·아래 로터 블레이드의 피치각은 각각 9°와 10°이다.

유동해석을 위한 격자는 ICEMCFD 프로그램⁽¹¹⁾을 이용하여 비정렬격자로 구성하였으며, 이때 비정렬 격자의 경우 격자배치의 불규칙성으로 인하여 블레이드 표면에서 정확한 공력계산이 어렵다. 계산의 정확도를 높이고 계산효율을 증가시키기 위하여 Fig. 2와 같이 블레이드 근처에서 프리즘(prism)격자를 사용하였다.

회전하는 로터블레이드에 대한 유동해석을 수행하기 위하여 Fig. 3과 같이 계산영역을 크게 정지영역(stationary region)과 2개의 회전영역(rotating region)으로 나누어 구성하였다. 회전영역에는 위·아래 로터

Fig. 2. Unstructured grids around airfoil

Fig. 3. Calculation conditions for flow analysis

블레이드를 구분하여 로터블레이드의 회전속도를 각각 설정할 수 있도록 하였다. 정지영역에서의 경계형상은 구(sphere)의 형태로 하였으며, 구의 직경은 블레이드 반경(R)의 5배, 출구영역의 반지름은 $R/\sqrt{2}$ 로 설정하였다.

경계조건으로는 로터블레이드 시스템에 대하여 일반적으로 이용되고 검증된 근접 원방경계조건(approximate far-field boundary condition)을 사용하였다⁽¹²⁾. 근접 원방경계조건은 1차원 운동량 이론과 3차원 흡수원 이론을 결합하여 원방경계에서 유입조건 및 배출조건을 정의한 것으로, 입구 및 출구에서의 경계조건은 각각 식(1)과 식(2)와 같다.

$$V_{inflow} = \frac{V_{Tip}}{4} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \left(\frac{R}{d}\right)^2 \quad (1)$$

$$V_{outflow} = 2V_{Tip} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (2)$$

여기서 V_{inflow} 는 입구속도, $V_{outflow}$ 는 출구속도, V_{Tip} 은

Fig. 4. Cross section of Ka-60 duct

블레이드 끝단에서의 속도, C_T 는 추력계수, R 은 블레이드의 반경, 그리고 d 는 구의 반경이다. 선행 연구결과와 비교하기 위하여 무차원 V_{Tip} 은 0.37, 속도와 압력의 수렴조건은 10^{-4} 으로 설정하였다. 한편, 3차원 정상상태의 압축성 유동장을 해석하기 위하여 유동해석 프로그램인 ANSYS CFX를 사용하였으며, SST(Shear Stress Transport) 난류모델을 이용하였다⁽¹³⁾.

2.2 덕트를 고려한 동축반전 로터블레이드

동축반전 로터블레이드 시스템에 적합한 덕트 시스템을 설계하기 위하여, 먼저 Ka-60 헬리콥터에서 사용되고 있는 꼬리덕트 형상을 동축반전 로터블레이드 시스템에 적용하여 유동해석을 수행하였다. 그리고, Ka-60덕트 형상을 기준으로 싱글덕트, 트윈덕트, 더블덕트를 각각 설계한 후 동일한 계산조건으로 유동해석을 수행하였다.

Ka-60덕트에 대한 단면형상은 Fig. 4와 같으며, 각 지점에 대한 형상설계 조건은 Table 1에 나타내었다. 이때, 싱글덕트의 형상치수는 Ka-60 덕트 형상을 수정한 것으로 다음의 조건을 고려하여 설계한 것이다.

- 덕트 입구유량을 증가시키기 위하여 동일한 입구 영역 길이 ①과 ②를 0.2R에서 각각 0.4R과 0.3R로 변

Table 1. Design conditions of four ducts

	Ka-60 duct	Single duct	Twin duct		Double duct	
			upper	lower	upper	lower
①	0.2R	0.4R	0.15R	0.15R	0.15R	0.15R
②	0.2R	0.3R	0.1R	0.1R	0.1R	0.1R
③	0.3R	0.05R	0.02R	0.02R	0.02R	0.02R
④	1.0R	1.0R	0.3R	0.3R	0.25R	0.4R
⑤	0.3R	0.05R	0.02R	0.02R	0.02R	0.02R
⑥	0	0.03R	0.01R	0.01R	0.01R	0.01R
⑦	4°	4°	4°	4°	4°	4°
⑧	0.01R	0.01R	0.01R	0.01R	0.01R	0.01R
⑨	0.71R	0.5R	0.2R	0.2R	0.2R	0.2R

경하였다.

- 유동박리를 피하고, 덕트 두께를 감소시키기 위하여 외각의 곡률반경 ③과 ⑤를 0.3R에서 0.05R로 감소시켰다.

- 덕트 출구영역에서 원활한 유동 흐름을 위하여 출구 곡률반경 ⑥의 크기를 0에서 0.03R로 설정하였다.

- 덕트의 무게를 감소시키기 위하여 덕트 두께 ⑨의 길이를 0.71R에서 0.5R로 감소시켰다.

트윈덕트에 대한 형상은 동축반전 로터블레이드 시스템에서 나타나는 유동구조의 특성인 위쪽 블레이드와 아래쪽 블레이드 사이에 유입되는 흐름을 받아들이 수 있도록 2개의 동일한 형상의 덕트로 분리하여 설계하였다. 즉, 덕트의 높이 ④를 1.0R에서 2개의 0.3R로 변경하였다. 더블덕트에 대한 형상은 트윈덕트에서 유입되는 유량 및 후류면적을 증가시킬 목적으로 위쪽

덕트의 높이와 아래쪽 덕트의 높이를 0.3R에서 0.25R, 0.4R로 각각 변경하였다. 즉, Fig. 5와 같이 아래쪽 덕트의 높이를 위쪽 덕트의 높이 보다 길게 설계함으로써 상대적인 후류면적 증가 효과를 기대하였다. 최종적으로 설계된 Ka-60덕트, 싱글덕트, 트윈덕트, 더블덕트의 형상을 Fig. 6에 나타내었다.

3. 결과 및 고찰

3.1 덕트가 없는 동축반전 로터블레이드

본 연구의 전산유동해석 방법에 대한 검증을 위하여, 기존의 덕트가 없는 동축반전 로터블레이드 시스템의 추력계수⁽⁹⁾와 비교하였다. 이때, 동축반전 시스템에서 추력계수(C_T)를 구하는 일반적인 경험식은 식(3), 식(4)와 같다.

$$C_T = \frac{T_{upper} + T_{lower}}{\rho(\Omega R)^2 \pi R^2} = 0.313 K_T \sigma C_l \quad (3)$$

$$\frac{(C_T)_{lower}}{(C_T)_{upper}} = 0.860 \quad (4)$$

여기서, T_{upper} 는 위쪽 블레이드에 의한 추력, T_{lower} 는 아래쪽 블레이드에 의한 추력, ρ 는 밀도, Ω 는 각속도, R 은 로터블레이드의 회전반경, π 는 원주율, K_T 는 테이퍼 비(테이퍼가 없는 경우=1), σ 는 고형비, $C_l (=6C_T/\sigma)$ 은 블레이드의 평균양력계수(0.4~0.5)이다. 또한 $(C_T)_{lower}$ 은 아래쪽 블레이드에 의한 추력계수이며, $(C_T)_{upper}$ 는 위쪽 블레이드에 의한 추력계수이다.

덕트가 없는 동축반전 시스템에 대한 추력계수 결과는 Table 2와 같으며, 본 연구에서 계산된 추력계수 값은 기존의 수치해석 값과 경험식 값 사이에 존재하였다. 이와 같은 결과는 본 연구에서 수행한 전산유동해석 방법이 어느 정도 검증되었다고 볼 수 있다.

한편, 동축반전 로터 블레이드 시스템에 대한 유동구조를 파악하기 위하여 Fig. 7에 로터블레이드 주위의 유선(streamlines)을 나타내었다. 아래쪽 블레이드 끝단을 확대한 원안의 유동흐름을 보면 블레이드 사이

Fig. 5. Comparison between twin duct and double duct

Fig. 6. Configuration of four ducts

Table 2. Comparison of thrust coefficients

	$(C_T)_{upper}$	$(C_T)_{lower}$	$\frac{(C_T)_{lower}}{(C_T)_{upper}}$
Empirical Formula ⁽⁹⁾	0.006731	0.005789	0.860
Numerical Calculation ⁽⁹⁾	0.006347	0.005229	0.824
Numerical Calculation ^(Present)	0.006561	0.005481	0.835

Fig. 7. Streamlines around coaxial rotor blades without duct

Fig. 8. Pressure coefficients at upper and lower blades

의 유동이 추가적으로 유입됨을 알 수 있다. 또한, 로터 중심으로부터 스펜방향으로 0.96R 위치에서의 위·아래 블레이드에 대한 압력계수(C_p) 값을 Fig. 8에 나타내었으며, 그 결과 위아래 블레이드에 대한 압력계수 값이 거의 일치하고 있음을 알 수 있었다. 이와 같

Fig. 9. Comparison of wake areas for four ducts

은 현상은 아래쪽 블레이드 끝단에서도 위쪽 블레이드 끝단과 비슷한 추력계수 값을 갖고 있음을 의미하며, 결국 이러한 현상들은 동축반전 블레이드 시스템이 단일 로터블레이드 시스템보다 유입유량이 상대적으로 많아서 추력상승 효과가 있음을 의미한다.

3.2 덕트를 고려한 동축반전 로터블레이드

동축반전 로터블레이드 시스템에 Ka-60덕트, 싱글덕트, 트윈덕트, 더블덕트를 각각 적용하여 계산된 추력계수 및 후류면적을 덕트가 없는 동축반전 로터블레이드 시스템에서 계산된 값들과 비교하여 Table 3에 나타내었다. 여기서 후류가 충분히 발달된 블레이드 아래방향 2.5R 위치에서의 후류면적은 Fig. 9와 같다.

Ka-60덕트를 갖는 동축반전 로터블레이드 주위의 유동흐름은 Fig. 10과 같으며, 덕트가 없는 경우보다 추력계수가 1.86%, 후류면적이 39.02 % 각각 증가하였다. 이것은 덕트의 출구형상에 의해 후류면적이 상대적으로 증가하였으며, 이로 인하여 추력계수도 증가하였다.

Ka-60덕트의 형상으로부터 덕트의 부피 감소와 덕트를 통과하는 유량을 증가시킬 목적으로 설계된 싱글덕트에 대한 유동흐름은 Fig. 11과 같다. 덕트를 포함

Table 3. Comparison of thrust coefficients and wake areas

	Thrust coefficient	Increasing rate[%]	wake area [m ²]	Increasing rate[%]
Coaxial rotor blade system without duct	0.012042	-	39.33	-
Coaxial rotor blade system with Ka-60 duct	0.012266	1.86	54.68	39.02
Coaxial rotor blade system with Single duct	0.012411	3.06	61.51	56.39
Coaxial rotor blade system with Twin duct	0.013062	8.47	67.65	72.01
Coaxial rotor blade system with Double duct	0.013230	13.08	70.14	80.88

Fig. 10. Streamlines around coaxial rotor blades with Ka-60 duct

Fig. 12. Streamlines around coaxial rotor blades with twin duct

Fig. 11. Streamlines around coaxial rotor blades with single duct

Fig. 13. Streamlines around coaxial rotor blades with double duct

하지 않는 경우와 비교하였을 때 추력계수는 3.06%, 후류면적은 56.39% 각각 증가하였다. 유선 형태를 살펴보면, 덕트의 입구 및 출구영역에서 곡면에 의한 원활한 유동흐름이 추력계수의 증가원인이지만, 전체적인 값들은 Ka-60덕트의 값들과 큰 차이가 없었다.

앞에서 고찰된 덕트가 없는 동축반전 로터블레이드 시스템의 유동구조(Fig. 7 참조)에 의하면, 단일 로터블레이드 시스템과 달리 위쪽 블레이드와 아래쪽 블레이드 사이에 유입되는 유량증가 효과가 동축반전 로터블레이드 시스템의 추력증가 원인으로 나타났다. 이러한 동축반전 로터블레이드 시스템의 유량증가 효과를 얻기 위해서는 분리된 덕트가 필요하며, 이를 위하여 2개의 동일한 크기를 갖고 싱글덕트 보다 부피가 작은

트윈덕트를 설계하였다. 트윈덕트를 갖는 동축반전 로터블레이드에 대한 추력계수는 덕트를 포함하지 않는 경우보다 8.47% 증가하였으며, 싱글덕트를 장착한 경우보다 증가율이 2배 이상 높았다. 또한 후류면적도 기존의 덕트가 없는 경우 보다 72.01% 증가하였으며, 이러한 결과들은 Fig. 12의 유동흐름에서 나타난 것과 같이 덕트의 분리로 인한 유입유동의 증가가 큰 요인인 것으로 판단된다.

한편, 추력계수를 향상시키기 위한 또 다른 방안으로는 후류면적을 증가시키는 것이다. 후류면적을 증가시키기 위해서는 덕트의 확산각 ⑦을 증가시켜야 한다. 그러나 확산각의 증가는 유동 박리 현상을 일으켜 오히려 추력을 감소시키는 원인이 되기도 한다. 이와 같

은 이유로 본 연구에서는 유동 박리현상을 일으키지 않으면서 후류면적을 상대적으로 증가시키는 방안으로 아래쪽 덕트의 높이를 증가시켰다. 그리고 유입유량을 증가시키기 위해 상대적으로 위쪽 덕트의 높이를 감소시켜 위쪽과 아래쪽 덕트 간격을 크게 하고, 전체적인 부피비는 비슷하게 설계하였다. 이렇게 설계된 더블덕트의 경우, 덕트를 장착하지 않은 경우보다 추력계수가 13.08%, 후류면적이 80.88% 각각 증가하였다. 유입유량 증가와 후류면적 증가에 대한 유동흐름은 Fig. 13에 나타내었다.

4. 결 론

동축반전 로터블레이드 시스템에 적합한 덕트 형상을 얻기 위하여, 먼저 덕트가 없는 동축반전 로터블레이드 시스템에 대한 전산유동해석을 수행하여 추력계수를 구하였다. 이러한 추력계수를 기존 연구결과와 비교하여 계산방법에 대한 검증작업을 수행하였다.

이를 바탕으로 동축반전 로터블레이드 시스템에 Ka-60덕트를 적용하여 유동해석을 수행하였다. 그 결과 덕트가 없는 경우와 비교하여 추력계수가 1.86% 증가한 결과를 얻었다. 즉, 덕트로 유입된 유동이 덕트내부의 형상을 따라 흐르고 후류면적을 증가시키는 결과를 가져왔다.

Ka-60덕트 형상을 개선할 목적으로 덕트 입구 및 출구의 형상을 바꾸고, 덕트 외각의 곡률과 덕트 두께를 감소시킨 싱글덕트에 대하여 유동해석을 수행하였다. 그 결과 후류면적의 증가로 인하여 추력계수가 3.06% 증가하는 결과를 가져왔다.

한편, 덕트시스템에 동축반전 로터블레이드 시스템의 유동구조 이점을 적용하기 위하여 싱글덕트를 2개의 분리된 트윈덕트로 형상을 변경하여 유동해석을 수행하였다. 이러한 트윈덕트의 경우 유입유동의 증가와 후류면적의 증가로 인하여 추력계수가 8.47%로 증가하였다.

동축반전 로터블레이드 시스템에 대한 보다 적절한 덕트 시스템의 형상을 얻기 위하여, 트윈덕트의 위·아래 덕트간격 및 아래쪽 덕트 높이를 증가시켰다. 덕트간격의 증가는 유입유량을 증가시킬 목적이며, 아래쪽 덕트 높이의 증가는 유동박리를 방지하면서 후류면적을 증가시킬 목적이다. 이러한 더블덕트를 갖는 동축반전 로터블레이드 시스템에서 추력계수가 13.08%로

크게 증가하는 결과를 얻었다.

결론적으로 동축반전 로터블레이드 시스템에 대한 덕트의 형상은 유동구조의 특성상 단일 덕트의 형태가 아닌 두 개의 덕트로 구성되어야 하며, 또한 유입유동과 후류면적을 증가시키는 형태로 형상설계가 이루어져야 할 것으로 판단된다. 이와 같은 결과는 동축반전 로터블레이드 시스템을 이용한 소형비행체의 덕트 설계에 기초적인 데이터로 제공될 수 있을 것으로 기대된다. 향후 실질적인 덕트설계가 이루어질 수 있도록 전체시스템을 고려한 유동해석을 진행할 예정이다.

참고문헌

- 1) Newman, S., 1994, Foundations of Helicopter Flight, Edward Arnold, Boston, USA.
- 2) Seddon, J., 1990, Basic Helicopter Aerodynamics, BSP Professional Book, Oxford, London.
- 3) Coleman, C. P., 1997, "A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research," National Aeronautics and Space Administration, Technical Paper 3675.
- 4) Tomoari, N., Hiroshi, O. and Fujio, S., 1978, "Optimum performance and load sharing of co-axial rotor in hover," Japan Society for Aeronautics & Space Sciences, Vol.26(293), pp.325-333.
- 5) Tomoari, N. and Kenji, N., 1983, "Optimum performance and wake geometry of co-axial rotor in hover," Vertica, Vol.7(3), pp.225-239.
- 6) Xu, G. H. and Wang, S. C., 2001, "Effects of the shroud on aerodynamic performance in helicopter shrouded tail rotor system," Journal of Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol.73(6), pp.568-572.
- 7) Vuillet, F. and Mouille, A., 1986, "New aerodynamic design of the fenestron for improved performance," Proc. European Rotorcraft Forum, Vol.12.
- 8) Black, D. M., Wainauski, H. S. and Rohrbach, C., 1968, "Shrouded propellers- a comprehensive performance study," American Institute of Aeronautics and Astronautics of Annual Meeting and Technical Display, Vol.5, pp.21-24.
- 9) Yee, K. J., 1998, "Numerical analysis on the flow field around the counter-rotating helicopter rotors," Doctoral thesis, Seoul National University.
- 10) Lee, H. D., Kwon, O. J., Kang, H. J. and Joo, J.,

- 2003, "Detail flow analysis of a helicopter shrouded tail rotor in hover using an unstructured mesh flow solver," The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol.31(5), pp.1-9.
- 11) Ansys CFX, 2007, ANSYS ICEM CFD Ver. 11.0 User manual, Ansys inc.
- 12) Srinivasan, G. R., Baeder, J. D., Obayashi, S. and McCroskey, W. J., 1992, "Flowfield of a Lifting Rotor in Hover : A Navier-Stokes simulation," American Institute for Aeronautics and Astronautics, Vol.30(10), pp.2371-2378.
- 13) ANSYS CFX, 2004, ANSYS CFX Ver. 11.0 User manual, Ansys inc.