

# 스마트무인기 파워 전기체 비정상 유동해석

최성욱,<sup>\*</sup> 김재무<sup>1</sup>

## UNSTEADY FLOW SIMULATION FOR POWERED TILTROTOR UAV

S.W. Choi<sup>1</sup> and J.M. Kim<sup>1</sup>

*Unsteady flow simulation for the tiltrotor Smart UAV configuration was performed to investigate the powered rotor wake effect on aerodynamic characteristics. Calculations were performed to simulate various flow conditions based on different flight modes including hover, conversion and cruise. Three-dimensional compressible Navier-Stokes equation code were used for flow calculation and Chimera grid technique overlapping individually generated grids was employed. A dynamic grid method was adopted in simulation of the rotating blades. Flow calculations were also conducted for the un-powered case. Aerodynamic interaction between the rotor and airframe was investigated comparing three data sets from the un-powered, powered, and isolated rotor cases.*

**Key Words :** 스마트무인기(SUAV), 틸트로터(Tilt rotor), 프로펠러(Proprotor), 파워 효과(Power effect), 전산유동해석(CFD), 중첩격자(Overset Grid), 비정상 유동(Unsteady Flow)

### 1. 서 론

틸트로터 항공기인 스마트무인기는 헬리콥터와 같이 수직으로 이륙하고, 나셀을 틸팅하는 천이모드를 거쳐 프로펠러 항공기와 같은 고정익의 모드로 전환하여, 장기체공과 고속비행을 통해 주어진 임무를 효율적으로 수행할 수 있는 회전익-고정익 전환형 항공기이다. 이와 같은 틸트로터 항공기의 프로펠러는 보편적 형태의 고정익항공기의 프로펠러와는 달리 로터의 직경이 상대적으로 커서 비행체 주익의 대부분의 영역이 로터의 후류에 잠기게 됨으로써 로터가 비행체에 미치는 공력적 영향은 무시할 수 없는 양이다.

항공기의 프로펠러가 비행체의 공력에 미치는 영향은 Fig. 1과 같이 크게 직접적인 요소와 간접적인 요소로 나눌 수 있다[1].

- 직접적 영향 (Direct Action of Proprotor) : 로터 자체에서 발생하는 추력, 모멘트, 수평(H) 및 축(Y) 방향 힘이 비행체 전체 공력계수에 추가되어 나타나는 영향.

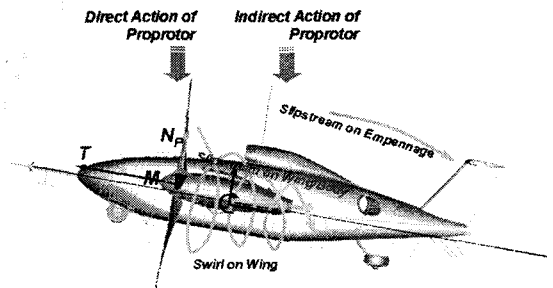


Fig. 1 Aerodynamic effect of proprotor

- 간접적 영향 (Indirect Action of Proprotor) : 로터의 후류 (slipstream)가 비행체의 날개, 동체, 미익의 흐름과 상호 작용함으로써 나타나는 공력특성의 변화.

특히, 틸트로터 항공기의 경우 간접적 영향은 로터의 후류의 면적이 상대적으로 커서 주익과 미익에 미치는 영향이 큰 것은 물론이고, 로터에서 발생된 후류의 스윙(swirl)의 영향이 크게 나타나는데, 이는 날개 끝에 장착된 로터를 날개의 끝단 와동과 반대방향으로 회전시킴으로써 날개의 유도항력을 감소시키는 목적으로 이용될 정도로 그 공력적인 효과가 크다고 할 수 있다. 위의 두 가지 영향 중 로터 자체의 힘에 의한

1 정희원, 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단

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

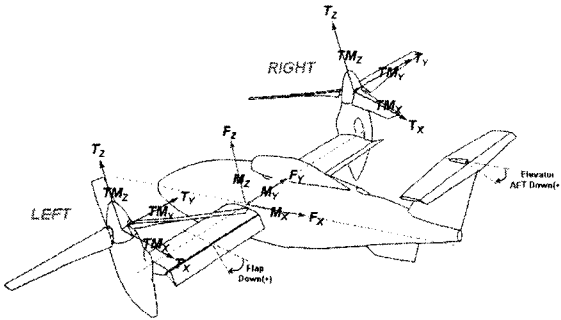


Fig. 2 SUAV configuration (TR-S4) and sign convention

직접적인 성분은 CAMRAD와 같은 로터 해석 툴에 의해서 계산이 가능하나[2], 후류에 의한 간접성분은 로터를 고려한 파워 풍동시험 없이는 정량적인 공력계수의 추출이 어렵다고 알려져 있다. 물론, 최근 전산유체역학과 계산기의 발전에 따라 로터를 포함한 전체 항공기에 대한 해석이 가능하기는 하지만, 아직까지 실제적으로 적용 가능한 공력 데이터베이스를 생성해 내기는 어려우며, 파워효과에 의한 유동장의 특성변화나 그 경향성만을 파악할 수 있는 상황이라 할 수 있다.

본 연구에서는 Fig. 2와 같은 스마트무인기의 형상에 대하여 로터의 회전이 포함된 파워공력계산을 수행하였으며, 본 유동해석의 목적은 다음과 같다.

- 로터가 포함된 전기체의 비행조건별 비정상 유동계산의 가능성 및 적합성 파악
- 비행조건별 전기체의 공력성능특성 분석
- 비행조건별 전기체의 공력진동특성 분석
- 파워 전기체 풍동시험을 위한 선행 공력해석

스마트무인기 전기체에 대한 파워 유동해석 조건은 스마트무인기의 비행시나리오를 바탕으로 구성되었으며, 유동해석은 상용코드인 CFD-FASTRAN을 이용하였다. 로터에 대한 비정상 유동해석은 각 블레이드 주위를 감싸는 독립적인 격자를 생성하여 이들 블레이드 격자를 주어진 실제의 주어진 회전수로 회전시키는 동적-중첩격자 기법을 적용하였다.

## 2. 유동해석 기법

스마트무인기에 대한 파워 전기체 비정상 유동해석은 상용해석코드인 CFD-FASTRAN[3]을 이용하여 이루어 졌다. 유동해석은 전 시간영역에 대해 동적격자 비정상 유동해석 기법을 적용하였으며, 계산시에 설정된 기본적인 파라메타는 다음과 같다.

계산에 적용된 경계조건은 로터를 포함한 비행체의 모든 표면에 대해서는 벽면경계조건을, 원방경계에서는 일반적인

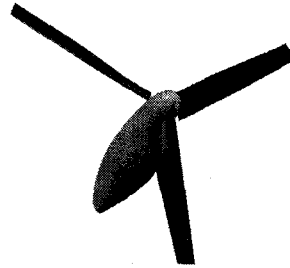


Fig. 3 Isolated Rotor

유입/유출(Inflow/Outflow) 경계조건을 적용하였다.

◇ Governing Equation : N-S Equation
◇ Turbulence Model : Sparart Allmaras Model
◇ Spatial Difference
- Roe's FDS
- 1st Order Upwind Scheme
- Entropy Fix = 0.4
◇ Time Integration
- Unsteady Calculation
- Fully Implicit
- CFL No. = 3000
- Subiteration No. = 20
◇ Moving Grid
- Prescribed Motion

## 3. 형상 및 격자

스마트무인기에 대한 파워공력계수 추출 및 이의 분석을 위해서는 다음과 같은 목적을 가진 3가지 형상에 대한 유동해석이 요구되었다.

- 1) Isolated Rotor Configuration (Fig. 3) : 나셀과 3개의 블레이드만으로 이루어진 독립로터 형상으로서 비행체에 의한 공력적 간섭이 없는 순수 로터만의 공력성능을 추출 [4].
- 2) Unpowered Configuration (Fig. 4) : 로터가 없는 동체-날개-플랩-나셀-수평미익 형상으로서 로터의 영향이 없는 순수 비행체만의 공력계수를 추출.
- 3) Powered Configuration (Fig. 5) 위 (3)의 Unpowered Configuration에 로터를 부가한 형상으로서 비행체와 로터의 상호간섭이 있는 경우에 대한 로터 및 비행체의 공력계수 추출.

본 계산에 적용된 전기체 형상은 비행체 외부의 다양한 부차물(흡입구, 안테나, 카메라, 냉각핀, 등)을 제외한 단순한 형상으로 구성되었으며, 세로방향의 공력계수 변화와 계산시간

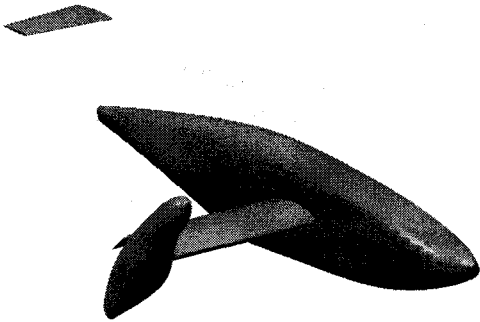


Fig. 4 Unpowered configuration

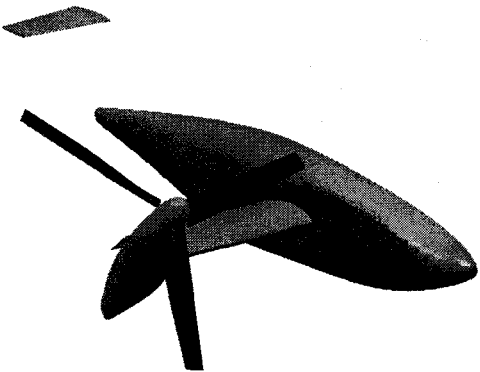


Fig. 5 Powered configuration

을 고려하여 Fig. 4 및 5와 같이 X-Z 평면에 대한 반쪽 영역에 대한 격자를 구성하였다. 전기체 향상에 대한 격자계의 경우, 동체와 날개에 대해서는 패치드(patchd) 형태로 격자를

구성하고, 이를 원방경계까지 확장시켜 다른 부분품의 격자계를 감싸는 주격자계로 설정하였다. 주익의 후방에 부착된 플랩, 날개 끝단에 위치한 나셀, 나셀 허브의 블레이드, 그리고 동체 후방의 수평미익에 대해서는 각각 독립적인 격자를 생성하여 위에서 언급한 날개-동체 격자계에 중첩을 시키는 중첩격자기법을 적용하였다. 이러한 중첩격자기법을 적용함으로써 주어진 비행조건에 따른 플랩과 나셀, 그리고 블레이드의 각도에 대한 변경이 격자에 대한 재생성 없이 용이하기 이루어 질 수 있었다.

각 격자계는 격자생성 코드인 Gridgen[5]의 Hyperbolic과 Elliptic 생성기법의 조합을 이용하여 생성하였는데, 이와 같은 격자생성기법을 통해 벽면에서의 우수한 직교성을 얻을 수 있었고, 이는 곧 비정상 유동계산에서 계산의 큰 제한 요소로 작용하는 시간간격을 크게 설정할 수 있도록 함으로서 전체적인 계산시간을 줄일 수 있었다. Fig. 5와 같은 파워 전기체 형상에 대해 생성된 격자계의 정보를 Table 1에 나타내었으며, 격자계의 전체적인 형태는 Fig. 6과 같다.

#### 4. 결과 및 고찰

스마트무인기 전기체 형상에 대한 무파워 및 파워 비정상 유동계산은 Table 2와 같은 세 가지 비행모드에 대해 이루어 졌다. 이중 천이모드는 실제 스마트무인기에 대해 작성된 천이경로(Conversion corridor) 중 대표적인 비행조건을 선정하였으며, 호버 조건은 동일한 콜렉티브 피치 및 회전수에 대해 플랩각을 변화시킴으로서 플랩각에 따른 다운로드(D/T) 영향을 파악하고자 하였다.

Table 1 No. of Grids

Component		x	$\eta$	$\zeta$	Blocks	Grids
Body(1)	Fore	35	26	41	2	535,392
		35	26	31	2	
	Center	51	26	41	2	
		51	26	31	2	
	Aft	57	26	41	2	
		57	26	31	2	
Wing(1)		51	41	31	2	129,642
Flap(1)		31	41	31	2	78,802
H-tail(1)		31	31	31	2	59,582
Nacelle(1)		91	51	51	2	473,382
Blade(3)		41	51	41	6	514,386
Total					26	1,791,186

( ) No. of Components

Table 2 Flight condition

Mode	Alt (km)	Tilt (deg)	Col (deg)	Flap (deg)	AOA (deg)	Speed (km/h)	RPM	Adv. Ratio
Hover	0	90	10	0	0	0	1605	0.00
		90	10	70	0	0	1605	0.00
Conv.	0	90	8	50	0	60	1605	0.07
		80	7	25	0	133	1605	0.15
		60	10	25	0	188	1605	0.22
		45	13	25	0	202	1605	0.23
		30	16	25	0	216	1605	0.25
		15	19	25	0	231	1605	0.27
Airplane	3	0	28	0	0	250	1284	0.36
		0	28	0	8	250	1284	0.36
		0	28	0	16	250	1284	0.36
		0	28	10	16	250	1284	0.36

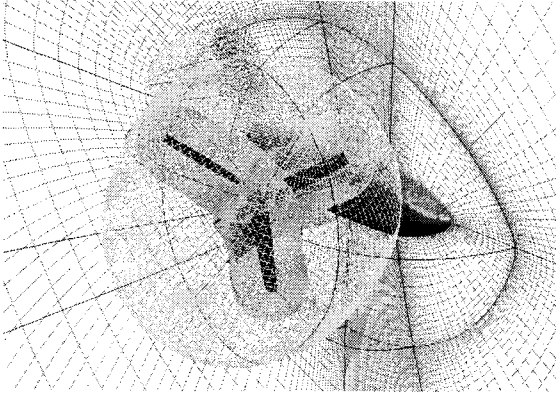


Fig. 6 Grid system

Fig. 7부터 Fig. 36은 로터의 회전에 따른 로터 허브와 비행체에 작용하는 힘 및 모멘트의 변화를, Fig. 37과 Fig. 38은 각 틸트각에 대한 힘 및 모멘트의 평균값을, Fig. 39와 Fig. 40은 각 틸트각에서 힘 및 모멘트의 진폭을, 그리고 Fig. 41에서 Fig. 44는 비행체에 작용하는 공력계수의 변화를 나타낸 것으로서 다음과 같이 요약할 수 있다.

- 로터의 허브의 모든 추력성분은 3/rev의 진동특성을 가진다. (Fig. 7 ~ 9)
- 틸트각의 증가에 따라 수직력 Tz는 증가하고 수평력 Tx 및 Ty는 거의 일정한 값을 유지한다. (Fig. 10)
- 높은 틸트각(80 ~ 90도)에서 수직력 Tz는 장착로터(installed rotor)가 독립로터(isolated rotor)의 경우보다 큰 값을 가지게 되는데, 이는 고 틸트각 조건에서 로터의 하방에 위치한 주익에 의한 지면효과에 기인한다고 예측된다. (Fig. 10)
- 추력의 수평성분 Tx 및 Ty는 장착로터와 독립로터가 틸트각 전반에 대해 유사한 값을 가진다. (Fig. 10)
- 로터의 허브 톨(요) 모멘트 TMx는 틸트각 50도 근처에서 최대값을 가지게 되고, 전 틸트각에 대해 독립로터의 경우보다 다소 큰 값을 나타낸다. (Fig. 11)
- 허브의 피칭모멘트인 TMy는 장착로터의 경우 90도에서 최대값을 가지게 되고, 전 틸트각에 대해 독립로터의 경우보다 큰 값을 유지한다. (Fig. 11)
- 토크 TMz는 장착로터와 독립로터가 틸트각 전반에 대해 유사한 값을 가진다. (Fig. 11)
- 로터의 허브 모멘트와 비행체의 모멘트계수를 더한 총 모멘트계수는 모든 틸트각에 대해 피칭 모멘트가 노즈업 방향으로 증가되는데 이는 리지드 허브의 모멘트가 과도하기 때문이다. 틸트각 90도에서는 이러한 노즈업 현상이 매우 심해짐을 볼 수 있다. (Fig. 12)
- 고정익 모드에서 로터의 후류에 의한 파워효과에 의해 비행체의 양력은 미우 미소한 양만큼 증가하지만, 로터의 힘과

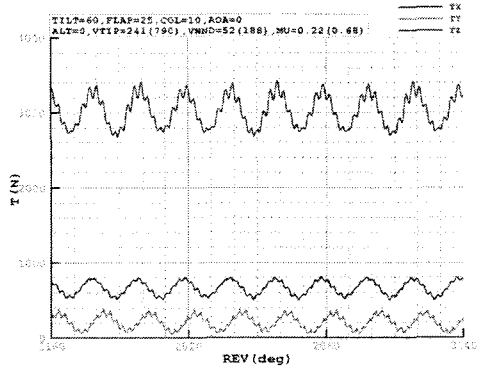


Fig. 7 Hub forces (tilt=60, flap=25, aoa=0)

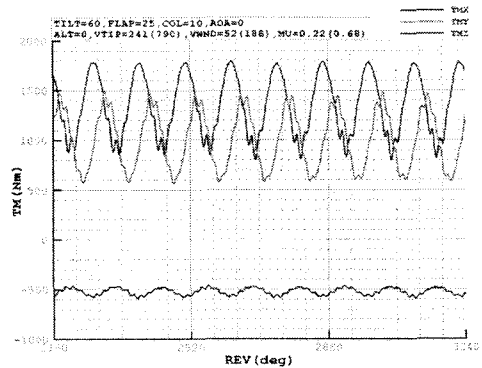


Fig. 8 Hub Moments (tilt=60, flap=25, aoa=0)

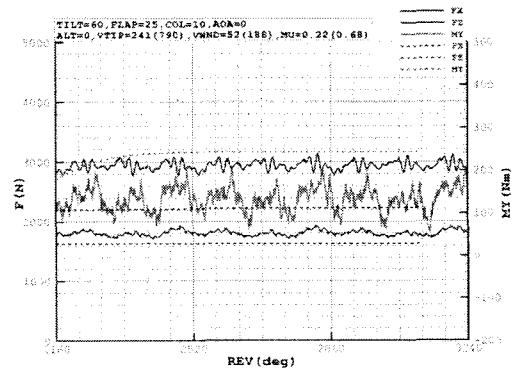


Fig. 9 Airframe Forces (tilt=60, flap=25, aoa=0)

모멘트를 고려한 총 양력곡선은 기울기가 증가하게 되는데 이는 로터의 추력 Tz 및 수평력 Tx에 의해 부가된 것이다. (Fig. 13)

- 고정익 모드에서 파워효과에 의해 항력은 100카운트 정도

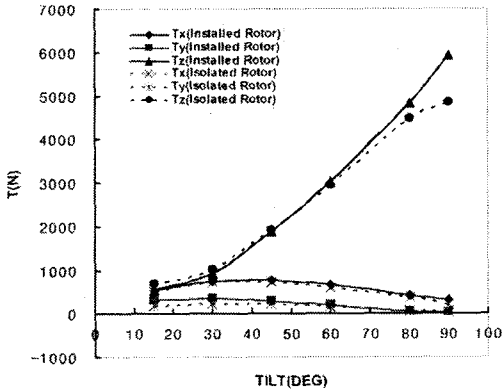


Fig. 10 Averaged thrusts vs tilt angle

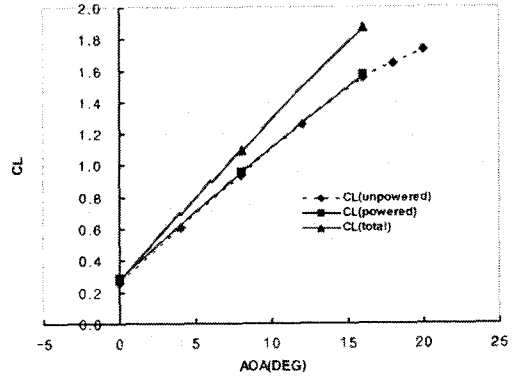


Fig. 13 CL vs AOA (airplane mode)

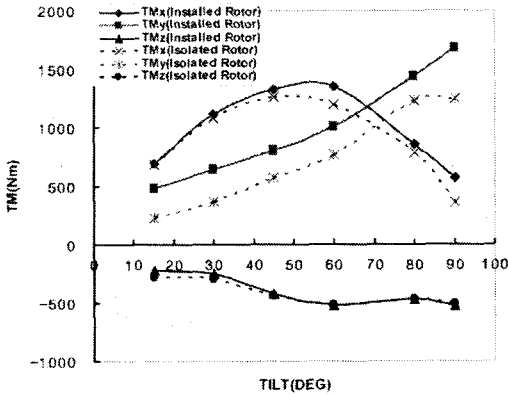


Fig. 11 Averaged moments vs tilt angle

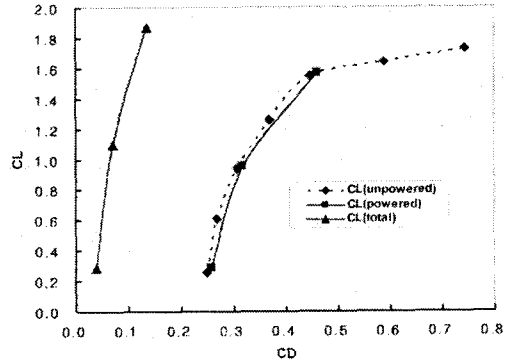


Fig. 14 CL vs CD (airplane mode)

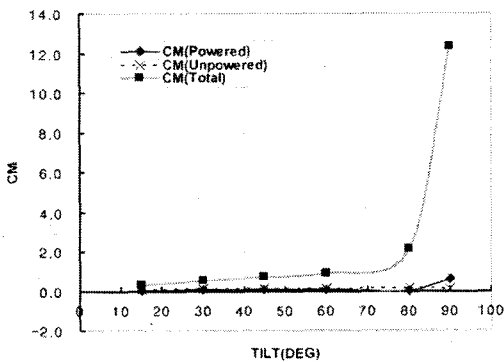


Fig. 12 Total CM vs tilt angle

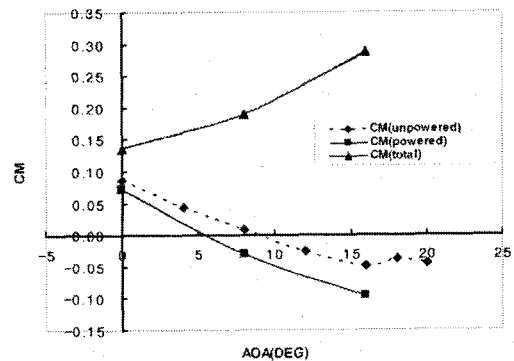


Fig. 15 CM vs AOA (airplane mode)

증가한다. (Fig. 14)

고정의 모드에서 로터 후류 파워효과에 의해 비행체의 피칭 모멘트는 노즈다운 쪽으로 증가하고, 기울기는 음의 방향으로 증가하여 정안정성이 향상되는 효과를 나타내지만, 로터의 힘과 모멘트가 더해진 총 모멘트 곡선은 노즈업 방향으

로 증가되고, 기울기도 불안정한 방향인 양의 값을 가지게 됨을 볼 수 있다. 이는 마찬가지로 로터의 허브에 작용하는 추력성분과 모멘트성분에 의한 것으로서, 이러한 총 모멘트에 영향을 미치는 가장 큰 로터의 성분은 로터의 수평력인 Tx이다. (Fig. 15)



## 5. 결론

본 연구에서는 스마트무인기의 파워 전기체에 대한 동적격자 비정상 유동해석을 수행하였으며, 이를 통해 다음과 같은 결론이 도출되었다.

- 독립로터, 무파워 전기체 형상, 그리고 파워 전기체 형상에 대한 해석을 수행함으로써 로터-비행체 상호간의 공력적 간섭효과를 파악하였다.
- 본 계산을 통해 호버-천이-순항 비행조건에 따른 로터의 회전 포함된 전기체의 비정상 유동계산의 가능성이 확인되었다.
- 로터의 파워 효과 중 허브의 힘과 모멘트가 비행체 전체의 공력계수에 상당히 큰 영향을 미치게 되며 이에 따라 허브의 형태에 따라 비행체의 안정성이 달라 질 수 있음을 알 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

## 참고문헌

- [1] "USAF Stability and Control DATCOM", 4.6.1, Wright-Patterson Air Force, 1978.
- [2] 김유신, 최성욱, 김재무, 2004, "CMARADII를 이용한 스마트무인기 전기체 트립해석," *한국항공우주학회 2004 추계학술대회논문집*.
- [3] CFDRC Inc, CFD-FASTRAN User Manual, V2003.
- [4] Pointwise Inc, Gridgen User Manual, V.13.3
- [5] 최성욱, 2005, "스마트무인기 프로펠러 비정상 유동해석," KARI-SUDC-TM-2005-0001.