

# 스마트무인기 프로프로터 비정상 유동해석

최성욱\* · 김재무\*\*

## Unsteady Flow Simulation of the Smart UAV Proprotor

Seong-Wook Choi\*, Jai-Moo Kim\*\*

**Keywords** : SUAV(스마트무인기), Tiltrotor(틸트로터) Proprotor(프로프로터), CFD(전산유동해석), Overset Grid(중첩격자), Unsteady Flow(비정상 유동)

### Abstract

The unsteady flow calculation around the proprotor of Smart UAV was conducted. Using the flight scenario of SUAV which composed of hover, transition, and airplane mode, the aerodynamic analysis of proprotor were performed for the variation of collective pitch, rpm, forward speed, and tilt angle. The unsteady compressible Navier-Stokes equations were used for the calculation and the dynamic overset grid technique was applied for the rotating proprotor. The aerodynamic performance of proprotor calculated in this way were validated by comparing with the performance data obtained from the blade element momentum method.

### 1. 서론

틸트로터형 항공기인 스마트무인기는 헬리콥터와 같이 수직으로 이륙하고 나셀을 틸팅하는 천이모드를 거쳐 프로펠러 항공기와 같은 고정익 모드로 전환하여 장기체공과 고속비행을 통해 주어진 임무를 효율적으로 수행할 수 있는 회전익-고정익 전환형 항공기이다. 따라서 틸트로터 항공기의 프로프로터는 일반적인 헬리콥터의 로터나 고정익항공기의 프로펠러와는 달리 틸트각 및 전진속도의 변화에 따른 공력성능의 극심한 변화를 겪게 된다. 틸트각에 따른 공력성능의 변화는 프로프로터에 작용하는 방위각에 다른 비대칭적 유동특성에 의해 추력 및 모멘트의 변화는 물론이고, 공력진동을 유발시킨다.

본 연구에서는 Fig. 1과 같은 3장의 블레이드와 나셀로 이루어진 스마트무인기의 독립로터에 대하여 전산유동해석을 수행하였다. 본 유동해석의 목적은 다음과 같다.

- 비행조건별 로터의 비정상 유동계산의 가능성 및 적합성
- 해석결과와 비교를 통한 정확도 검증
- 비행조건별 독립로터의 공력성능특성 분석
- 비행조건별 독립로터의 공력진동특성 파악
- 파워전기체 유동해석을 위한 선행 해석
- 로터 풍동시험을 위한 공력데이터 구축

유동해석을 위한 스마트무인기의 프로프로터 재원 및 기본적인 운용조건은 Table 1[1]에 제시되어 있으며, 로터의 3차원 형상 및 힘/모멘트의 부호규약은 Fig. 1과 같다.

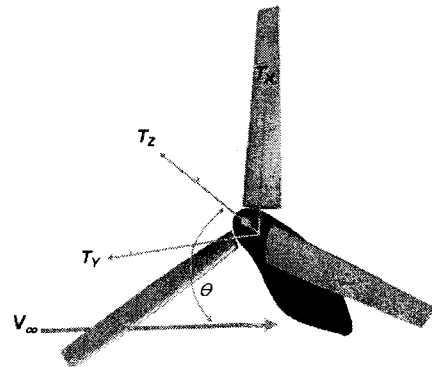


Fig. 1 Configuration of SUAV Proprotor

Table 1 Geometry and Operating Condition of proprotor

GEOMETRY						
No. of Blades	3	Solidity( $\sigma$ )	0.118			
Radius(ft)	4.7	Activity Factor	93.8			
Diameter(ft)	9.4	Taper Ratio	0.64			
Disk Loading(lb/ft <sup>2</sup> )	15.0	Equiv. Chord(ft)	0.58			
Disk Area(ft <sup>2</sup> )	69.4	Root(0.1) Chord(ft)	0.785			
Blade Area(ft <sup>2</sup> )	2.7	Tip(1.0) Chord(ft)	0.503			
Thickness Ratio	r/R	0.10	0.25	0.50	0.75	1.00
	t/c	0.30	0.25	0.18	0.12	0.08
OPERATING CONDITION						
	HOVER (SLS, ISA, V=0kts)		CRUISE (10kft, ISA, V=270kts)		Red. Ratio	
V <sub>tip</sub> (fps)	790		632		0.8	
RPM	1,605		1,284			
M <sub>tip</sub> (rot.)	0.71		0.59			
M <sub>tip</sub> (tot.)	0.71		0.73			

\* 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단, wook@kari.re.kr

\*\* 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단, jmkim@kari.re.kr

프로토타입에 유동해석 조건은 스마트무인기의 비행시나리오를 바탕으로 구성되었으며, 유동해석 도구는 상용코드인 CFD-FASTRAN을 이용하였다. 로터에 대한 유동해석은 각 블레이드 주위를 감싸는 독립적인 격자를 생성하여 이들 블레이드 격자를 주어진 실제의 회전수로 회전시키는 동적-중첩격자 기법을 적용하였다. 본 유동계산을 통해 도출된 프로토타입의 호버모드 및 고정익 모드의 성능은 프로토타입 자체 해석코드인 HOCU[2]의 해석 결과와 비교함으로써 정확도를 분석하였다.

## 2. 유동해석 기법

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

- ◇ Governing Equation : Euler and 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

계산에 적용된 경계조건은 로터 및 나셀의 표면에 대해서는 벽면경계조건을, 원방경계에서는 일반적인 유입/유출(Inflow/Outflow) 경계조건을 적용하였다.

## 3. 형상 및 격자

유동 계산은 Fig. 1과 같은 3개의 블레이드와 1개의 나셀로 구성된 로터-나셀 형상에 대해서 이루어 졌다. 계산격자는 나셀 격자를 정지된 주격자계로 하고 3개의 블레이드에 대해 독립적인 격자를 생성하여 중첩시킨 중첩 격자계로 형성되었다. 각 격자는 격자생성코드인 Gridgen[4]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. 생성된 계산격자의 격자수를 Table 2에 나타내었으며, 생성된 격자계의 전체적인 형태는 Fig. 2와 같다.

Table 2 Grids system (Viscous)

Geometry	Type	Grids/Blocks	Blocks	Total
Nacelle (1)	O-O	91x51x71	2	659,022
Blades (3)	O-O	41x51x41	6	514,386
Total			8	1,173,408

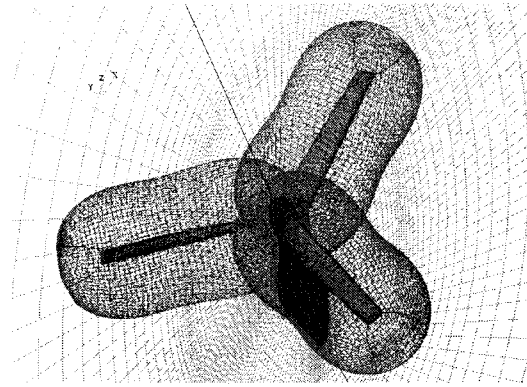


Fig. 2 Grid system

## 4. 결과 및 고찰

프로토타입에 대한 비정상 유동계산은 Table 3과 같은 3가지 비행모드에 대해 각각 이루어 졌다. 이중 호버 모드와 고정익 (airplane) 모드에 대해서는 모멘텀-깃요소 이론으로 이루어진 HOCU의 예측치와 비교되었다. 천이모드는 실제 스마트무인기에 대해 작성된 천이경로(Conversion corridor) 중 대표적인 비행조건을 선정하여 유동계산을 수행하였다.

비행조건별 유동계산시에 나셀의 틸트에 대한 계산은 나셀과 로터의 격자를 직접 틸트시키는 대신에 틸트각 90도로 만들어진 나셀-로터 격자계를 기준으로 하여 자유류의 각도를 변화시키는 방법을 이용하였다.

Table 3 Flight condition

Mode	Alt (km)	Tilt (deg)	Col (deg)	Speed (km/h)	RPM	Adv. Ratio
Hover	0	90	5	0	1605	0.00
		90	10	0	1605	0.00
		90	15	0	1605	0.00
Conversion	0	90	8	60	1605	0.07
		80	7	133	1605	0.15
		60	10	188	1605	0.22
		45	13	202	1605	0.23
		30	16	216	1605	0.25
		15	19	231	1605	0.27
Airplane	3	0	30	250	1284	0.36
		0	35	250	1284	0.36
		0	40	250	1284	0.36

### 4.1 Hover and Airplane mode

호버모드와 고정익 모드에 대한 계산은 로터의 기본적인 공력성능파악은 물론이고 해석결과의 검증에 위해 이루어 졌다. 호버모드의 경우에는 비점성과 점성에 대해 각각 계산을 수행하여 비점성 및 점성에 따른 성능비교를 하였다.

Fig. 3은 로터의 콜렉티브 피치(블레이드 스패น 75%지점) 대 추력계수 CT에 대한 결과를 보여 주는 것으로서, 전반적으로 HOCU의 결과와 잘 일치하지만, 동일한 콜렉티브 피치의 경우 비점성에 의한 추력계수가 점성의 경우보다 크게 나옴을 볼 수 있다. Fig. 4는 콜렉티브 피치 대 토크계수 선도로서 점성계산의 결과가 HOCU의 결과에 가깝게 나타나고 있음을 보여준다. Fig. 5는 추력계수 CT 대 토크계수 CQ의 결과를 도시한 것으로서 두 결과 모두 이론치와 좋은 일치성을 보여주고 있다. Fig. 6은

추력계수 CT 대 호버링시의 정지효율계수인 Figure of Merit을 나타낸 것으로서 Figure of Merit은 다음과 같은 관계식에 의해 계산되었다.

$$\text{Figure of Merit} = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2} C_P}$$

정지효율계수 FM은 전반적으로 이론치보다 낮게 예측되었으며, 낮은 추력계수의 경우 점성에 의한 FM이 과도하게 높은 값으로 계산되었음을 알 수 있다. 반면에 비점성 계산 결과는 이론치와 유사한 값을 나타낸다.

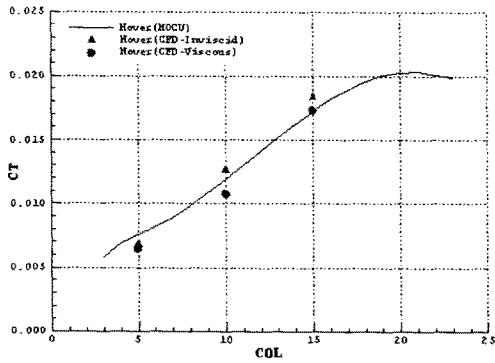


Fig. 3 Collective pitch vs. CT for hover mode (tilt=90,  $\mu=0.0$ , rpm=1,605)

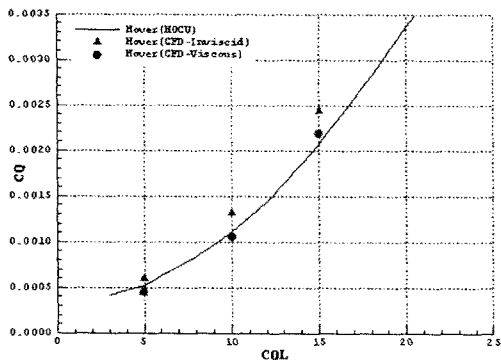


Fig. 4 Collective pitch vs. CQ for hover mode (tilt=90,  $\mu=0.0$ , rpm=1,605)

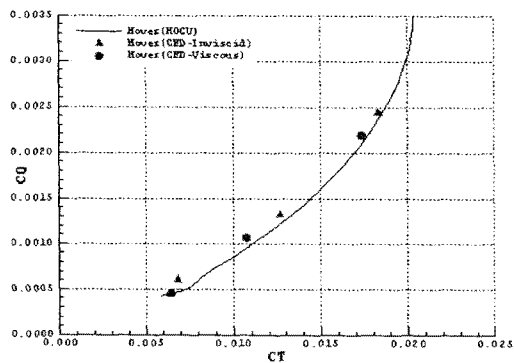


Fig. 5 CT vs. CQ for hover mode (tilt=90,  $\mu=0.0$ , rpm=1,605)

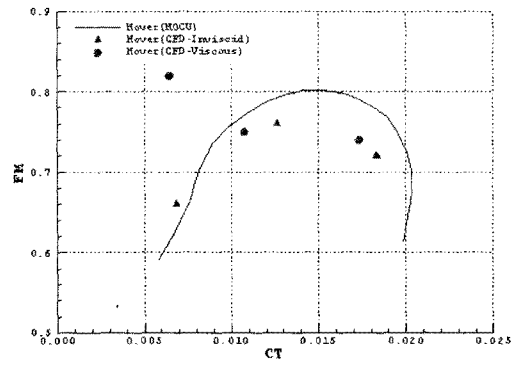


Fig. 6 CT vs. Figure of Merit for hover mode (tilt=90,  $\mu=0.0$ , rpm=1,605)

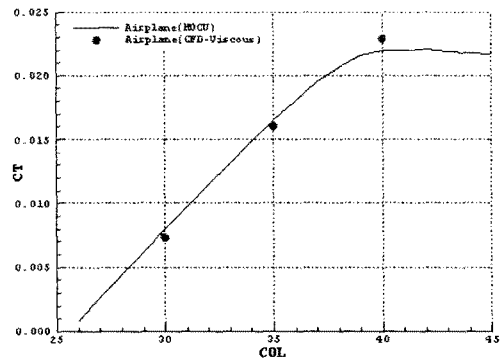


Fig. 7 Collective pitch vs. CT for airplane mode (tilt=0,  $\mu=0.36$ , rpm=1,284)

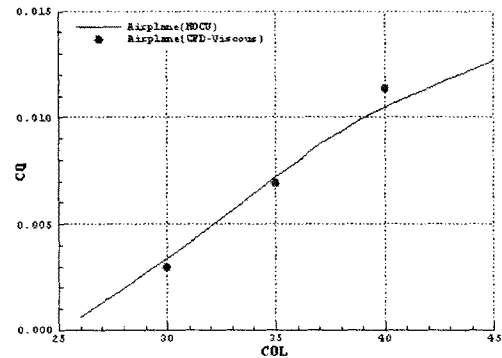


Fig. 8 Collective pitch vs. CQ for airplane mode (tilt=0,  $\mu=0.36$ , rpm=1,284)

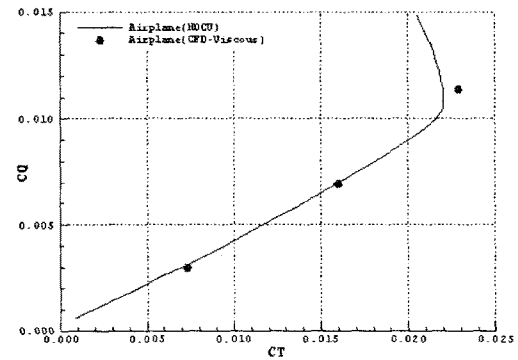


Fig. 9 CT vs. CQ for airplane mode (tilt=0,  $\mu=0.36$ , rpm=1,284)

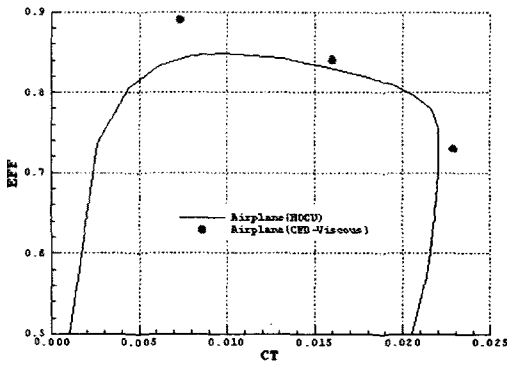


Fig. 10 CT vs. Prop efficiency for airplane mode (tilt=0,  $\mu=0.36$ , rpm=1,284)

고정의 모드의 경우에는 점성계산만을 수행하였다. Fig. 7은 고정익모드에서 콜렉티브 피치 대 CT로서 전체적으로 HOCU의 결과와 잘 일치함을 볼 수 있으나, 피치각 40도에서 다소 높게 추력을 예측함을 알 수 있다. 즉 HOCU의 결과는 고 피치각에서 실속에 의한 추력의 저하가 나타나고 있으나 유동계산 결과는 전체적으로 선형성을 유지하려는 경향을 보인다. 이러한 경향은 Fig. 8의 콜렉티브 피치 대 토크계수 CQ 선도에서도 볼 수 있다. Fig. 9의 CT 대 CQ 선도에서는 높은 피치각을 제외하고는 HOCU의 결과와 유동계산의 결과가 매우 잘 일치하고 있다. Fig. 10의 CT 대 프로펠러 효율계수 선도에서는 피치각 30도의 경우가 HOCU에 비해 높게 계산되었음을 볼 수 있는데, 이는 Fig. 8에서 보는바와 같이 동일한 피치각에서 토크계수가 다소 낮게 예측되었기 때문이다. 이와 같은 회전익 모드의 정지효율계수나 고정익모드의 프로펠러 효율계수는 CT 및 CQ의 미소한 차이에 의해서 큰 변화를 나타내게 되는 매우 민감한 특성을 보임을 알 수 있다.

#### 4.2 Conversion mode

천이모드에 대한 로터의 비정상 유동계산은 Table 3에서 제시된 천이모드의 비행조건에 대해 이루어 졌다. 본 계산을 통해 천이조건에 따른 로터의 허브에 작용하는 6분력의 정량적인 크기를 파악함은 물론, 시간에 따른 6분력의 변화를 관찰하여 강성로터에 작용하는 진동의 수준을 알아보았다. 천이모드에서의 로터의 회전수는 호버모드와 동일한 1,650RPM이며 따라서 천이 비행은 나셀 틸트각과 전진속도의 변화로 이루어 진다.

Fig. 11과 12는 틸트각 15도에서의 허브에 작용하는 추력과 모멘트 성분의 변화로서 로터의 방위각(azimuth angle)에 따라 각 성분의 진동이 발생함을 볼 수 있다. 이와 같은 힘 및 모멘트의 진동은 틸트각에 의해 발생하는 전진속도의 로터 회전면에 대한 평행성분에 의한 것으로서 3개 블레이드의 경우 3/rev의 진동특성을 가지게 된다. Fig. 11의 추력성분 선도에서 Tz는 로터의 샤프트 축과 평행하게 작용하는 추력성분으로서 가장 큰 값을 가지게 되고, Tx는 로터의 회전면과 평행한 성분으로서 일종의 H-force로 정의 될 수 있다. Tx는 비행체의 피칭모멘트와 밀접한 관련되며 비행체를 피치업시키는 방향으로 작용하게 되며 받음각이나 틸트각이 커질 수록 값이 증가되어 결국 비행체의 정적 세로안정성을 저하시키는 작용을 하게 된다. Ty는 허브에 작용하는 축력으로서 3가지 힘의 성분 중 가장 작은 값을 가짐을 알 수 있으며, 비행체를 기준으로 스펀의 바깥방향으로 작용하는 경향을 가진다.

Fig. 12의 허브 모멘트 성분의 경우에는, TMz는 로터의 회전

에 의한 토크로서 로터의 회전방향과 반대인 음의 값을 가지게 되며, TMx는 x방향 모멘트로서 비행체 기준으로 로터를 날개스팬의 안쪽으로 회전시키려함으로서 Fig.11에서 나타난 추력성분 Ty와는 반대방향의 경향을 보여준다. 또한 이 TMx는 그 값이 로터의 회전에 의한 토크 TMz 보다 크게 나타나게 되어 로터의 회전면에 평행한 전진속도 성분에 의한 모멘트 영향이 예상보다 큼을 알 수 있다. TMy는 비행체를 피치업시키는 방향으로 작용하는 모멘트로서 Fig.11의 Tx 성분과 함께 비행체의 정적 세로 안정성을 감소시키게 된다. Fig. 13, 14는 틸트각 30도인 경우 시간에 따른 추력성분과 모멘트성분의 변화로서 각 성분의 상대적인 크기는 틸트각 15도인 경우와 동일하나 힘 및 모멘트의 절대적인 크기와 진폭은 증가함을 알 수 있다.

틸트각 45도부터 90도까지의 증가에 따른 추력 및 모멘트의 변화를 Fig.15부터 Fig.22까지의 선도를 통해 나타내었다. 이들 선도를 통해 알 수 있는 것은 추력성분의 경우 모든 틸트각 조건에서 Fx 성분이 Fy 보다 항상 큰 값을 가지게 되지만, 모멘트 성분의 경우에는 낮은 틸트각에서는 Mx 성분이 My보다 크게 나타나다가 틸트각 80도와 90도에서는 이러한 경향이 역전되어 My 성분이 Mx성분보다 크게 나타남을 볼 수 있다.

Fig. 11에서 Fig. 21까지에서 나타난 시간에 따른 힘 및 모멘트 변화를 나셀의 틸트각 별로 정리하여 Fig. 23부터 Fig. 26에 나타내었다. Fig. 23은 추력성분의 시간 평균값을 틸트각에 따라서 나타난 것으로서 순수 추력성분이 Tz는 틸트각의 증가에 따라 증가하게 되는데 이것은 틸트각이 높아지면서 전진속도가 낮아지게 되고 비행체의 트림을 위한 대부분의 양력을 로터의 추력에 의존하기 때문이다. 전 틸트각에 대해 수평력 Tx의 값이 축력 Ty의 값보다 크게 나타나며, 두가지 값 공히 틸트각 35도 근처에서 최대치를 값을 가짐을 볼 수 있다. Fig. 24는 모멘트성분의 평균값으로서 피치업 모멘트인 My는 틸트각에 따라 증가하여 틸트각 90도에서 최대값을 가지게 되며, 요모멘트(회전익모드에서는 롤모멘트)인 Mx는 틸트각 45도 근처에서 최대값을 가지게 됨을 볼 수 있다. Fig. 25와 Fig. 26은 각 틸트각에서 힘 및 모멘트의 시간에 따른 진동의 진폭을 틸트각에 따라 나타낸 것이다. 토크성분의 진폭 DTz는 틸트각 80도에서 가장 크게 나타나고, 이 Tz의 진폭이 세가지 추력성분의 진폭 중 가장 크게 나타난다. Fx와 Fy의 진동의 진폭은 공히 틸트각 60도 근처에서 최대값을 가지며, Fy의 진폭이 전 틸트각에 대해 Fx의 진폭보다 다소 큰 값을 가짐을 볼 수 있다. 모멘트 성분의 진폭은 Fig. 26에 나타내었는데 피치 및 요모멘트인 DTMy 및 DTMx는 전 틸트 영역에 대해 거의 동일한 진폭을 가지며 공히 틸트각 75도 근처에서 최대값을 가짐을 볼 수 있다. 토크성분인 TMz의 진동은 틸트각 60도에서 최대값을 가지게 되며, 피치 및 롤 모멘트에 비해 모든 틸트각에서 상대적으로 작은 진폭 특성을 가진다.

Fig. 27에서 31은 천이모드에서 각 틸트각에 대한 회전하는 로터 주위의 유선을 나타낸 것으로서 유선의 y방향으로의 위치는 로터의 회전중심으로부터 0.1만큼 떨어진 곳이다. 로터를 통과하는 흐름을 본 그림들과 같이 2차원적 유선의 형태로는 표현하기 힘들며, 실제로 틸트각이 증가할 수록 유선의 형태는 3차원적으로 휘는 현상이 심해진다. 낮은 틸트각의 경우(틸트각 45도 이하)에는 로터를 통과한 흐름이 크게 가속되거나 휘지는 않지만, 높은 틸트각의 경우에는 자유류 유동속도에 비해 로터 주위의 국부적 가속현상과 함께 흐름의 휨 현상도 두드러짐을 볼 수 있다. 이와 더불어 Fig. 30의 틸트각 80도 및 Fig. 31의 틸트각 90도 조건에서는 로터면을 통과한 흐름과 로터를 통과하지 않은 흐름에 의해 로터 주위의 3차원적 흐름현상이 나타나게 됨을 볼 수 있다.

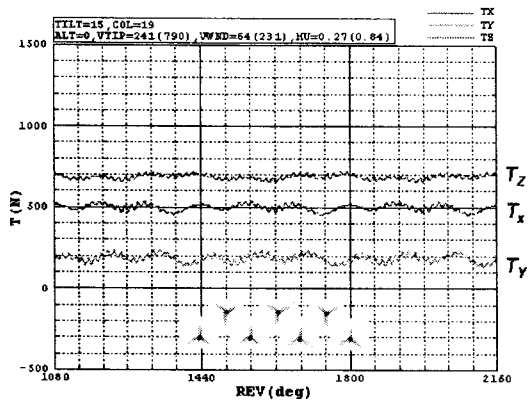


Fig. 11 Force variation (tilt=15,  $\mu=0.27$ , rpm=1,605)

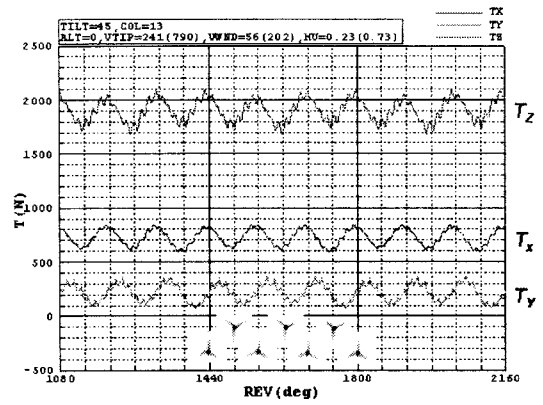


Fig. 15 Force variation (tilt=45,  $\mu=0.23$ , rpm=1,605)

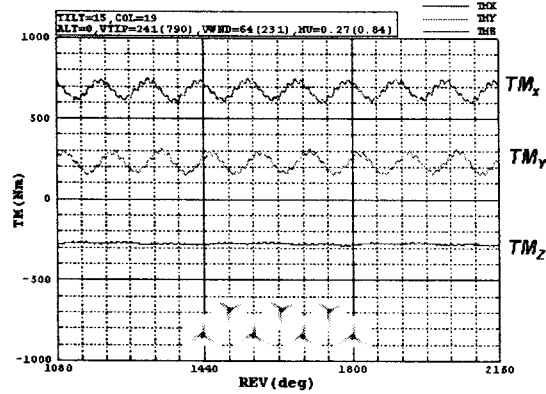


Fig. 12 Moment variation (tilt=15,  $\mu=0.27$ , rpm=1,605)

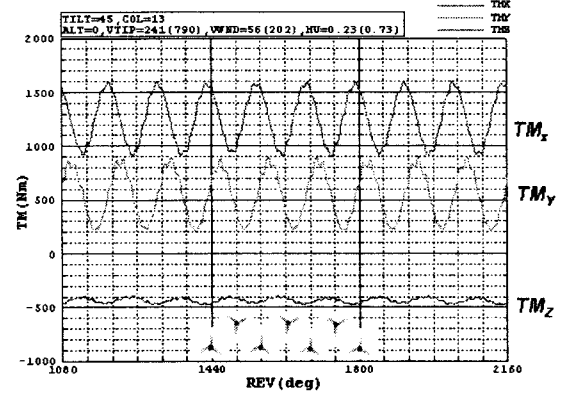


Fig. 16 Moment variation (tilt=30,  $\mu=0.23$ , rpm=1,605)

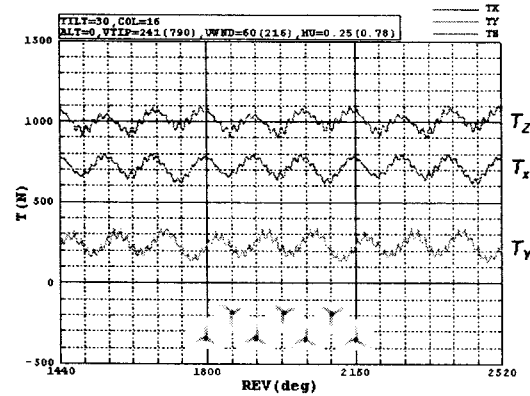


Fig. 13 Force variation (tilt=30,  $\mu=0.25$ , rpm=1,605)

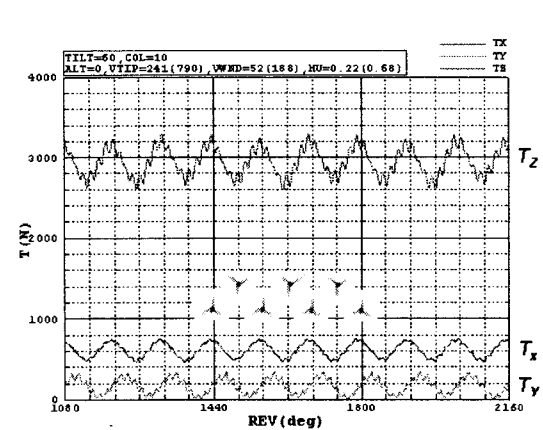


Fig. 17 Force variation (tilt=60,  $\mu=0.22$ , rpm=1,605)

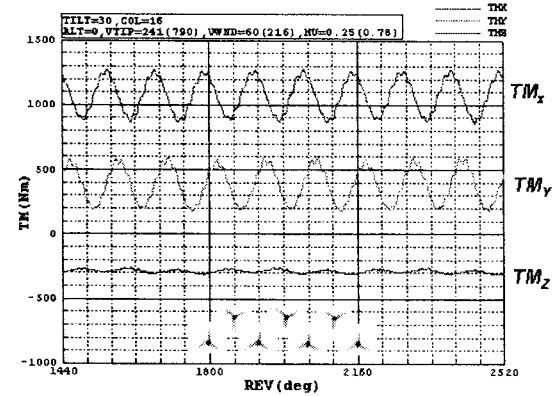


Fig. 14 Moment variation (tilt=30,  $\mu=0.25$ , rpm=1,605)

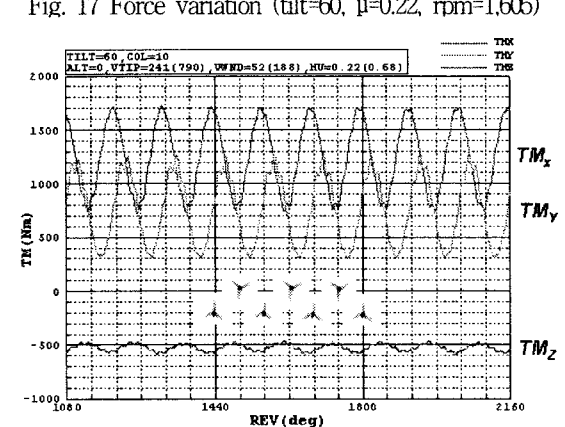


Fig. 18 Moment variation (tilt=60,  $\mu=0.22$ , rpm=1,605)

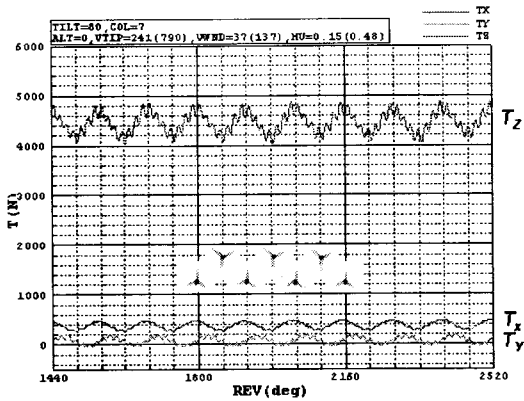


Fig. 19 Force variation (tilt=80,  $\mu=0.15$ , rpm=1,605)

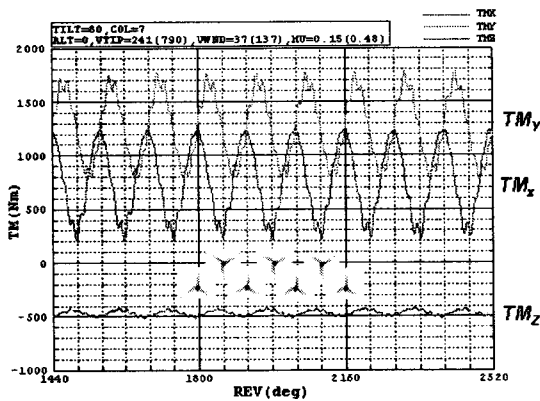


Fig. 20 Moment variation (tilt=80,  $\mu=0.15$ , rpm=1,605)

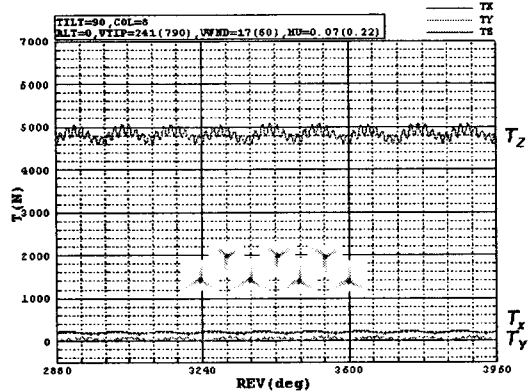


Fig. 21 Force variation (tilt=90,  $\mu=0.07$ , rpm=1,605)

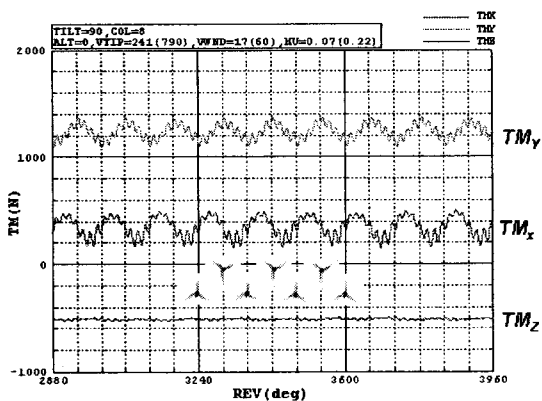


Fig. 22 Moment variation (tilt=90,  $\mu=0.07$ , rpm=1,605)

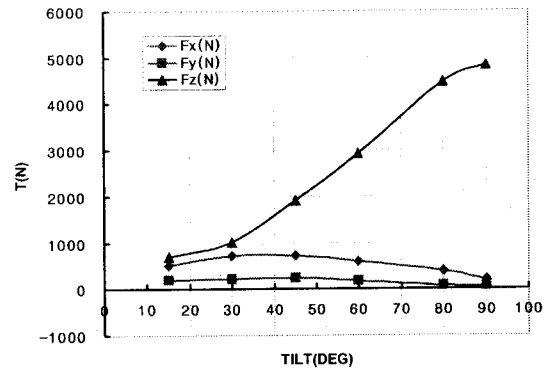


Fig. 23 Averaged thrust components vs. tilt angle

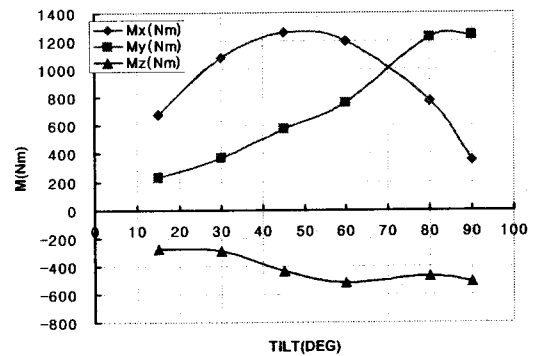


Fig. 24 Averaged moment components vs. tilt angle

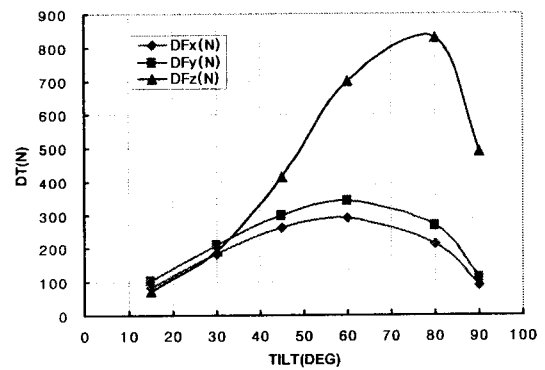


Fig. 25 Amplitude of force components vs. tilt angle

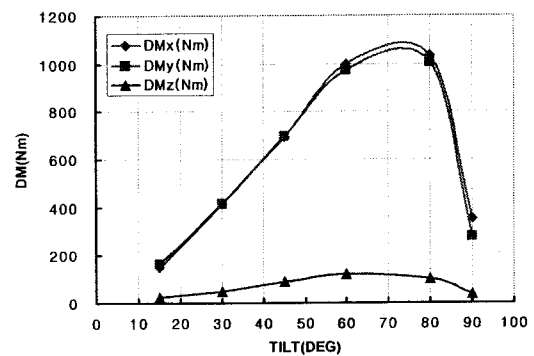


Fig. 26 Amplitude of moment components vs. tilt angle

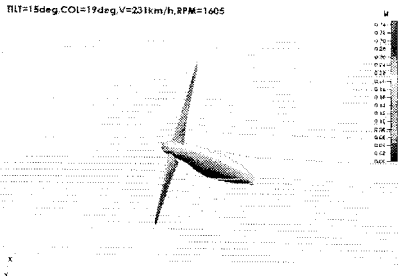


Fig. 27 Flow streamline around rotor  
(tilt=15,  $\mu=0.27$ , rpm=1,605)

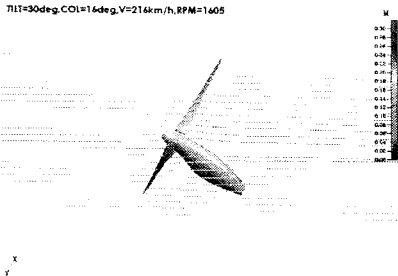


Fig. 27 Flow streamline around rotor  
(tilt=30,  $\mu=0.25$ , rpm=1,605)

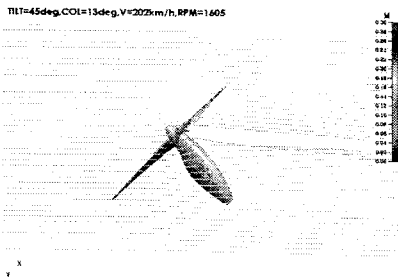


Fig. 28 Flow streamline around rotor  
(tilt=45,  $\mu=0.23$ , rpm=1,605)

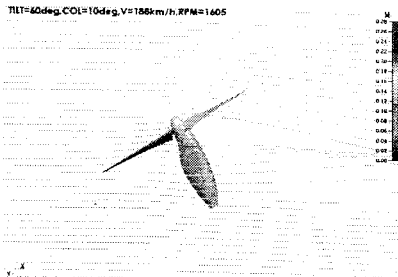


Fig. 29 Flow streamline around rotor  
(tilt=60,  $\mu=0.22$ , rpm=1,605)

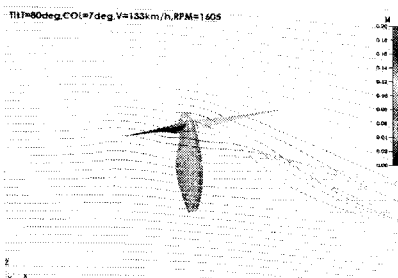


Fig. 30 Flow streamline around rotor  
(tilt=80,  $\mu=0.15$ , rpm=1,605)

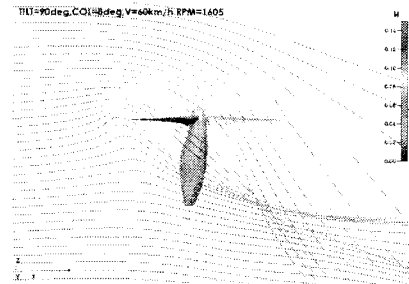


Fig. 31 Flow streamline around rotor  
(tilt=90,  $\mu=0.07$ , rpm=1,605)

## 5. 결론

본 연구에서는 독립 프로토타입에 대한 동적격자 비정상 유동 해석을 수행하였으며, 이를 통해 다음과 같은 결론이 도출되었다.

- 호버모드 및 고정익모드에 대한 공력성능은 예측치와 잘 일치하였다.
- 전진속도가 존재하는 경우 해의 수렴은 매우 빠르게 이루어진 반면, 순수 호버 모드의 경우에는 로터의 다운워시가 완전히 성장하기까지는 상대적으로 많은 계산시간이 요구되었다.
- 나셀의 틸트각의 증가에 따라 로터 허브의 피치모멘트(My)는 틸트각 90도에서 최대가 되고, 롤(요)모멘트 Mx는 틸트각 45도에서 최대치를 나타내었다.
- 허브 모멘트 진동의 진폭은 틸트각 80도 근처에서 최대값을 가진다.
- 본 계산을 통해 호버-천이-순항 비행조건에 따른 프로토타입의 비정상 유동계산의 가능성과 데이터의 엔지니어링 자료로서의 적용성이 확인되었으며, 이후 로터가 포함된 파워 전기계 유동해석도 가능성이 확인되었다.

## 후 기

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

## 참고문헌

- [1] 최성욱, 김유신, 박영민, 김재무, “스마트무인기 프로토타입 공력설계,” 한국항공우주학회지 제33권 제9호, 2005.
- [2] 최성욱, 김유신, 김재무, “프로토타입 호버링/ 순항모드 성능해석,” 한국항공우주학회 2003 추계학술대회논문집, 2003.
- [3] CFDR Inc, CFD-FASTRAN User Manual, V2003.
- [4] Pointwise Inc, Gridgen User Manual, V.13.31.