

## 덕트 팬의 동특성 연구

백상민<sup>1</sup> · 권재룡<sup>1,†</sup> · 이욱<sup>2</sup>

<sup>1</sup>국방과학연구소 제 7기술연구본부

<sup>2</sup>아이씨에스

### Dynamic Characteristics of Ducted Fan: A Study

Sang Min Baek<sup>1</sup>, Jae Ryong Kwon<sup>1,†</sup> and Wook Rhee<sup>2</sup>

<sup>1</sup>The 7<sup>th</sup> R&D Institute, ADD

<sup>2</sup>ICS

#### Abstract

The dynamic characteristics of a ducted fan in hovering condition were investigated. The section properties of the fan blade were calculated, and a simulation model was developed according to the rotor system components. Dynamic analyses were conducted relative to the rotational speed and the collective pitch. The proposed ducted fan system showed less aero-elastic instability within the designated operating ranges. To verify the analytical approach, a rotating test stand of the ducted fan was set up. A functional test of the assembly was carried out to determine the kinematics and interference between components. The non-rotating and rotating normal frequencies were measured by excitation of the collective pitch using hydraulic actuators. The results indicated a correlation between the test equipment and the simulation model.

#### 초 록

덕트 팬의 정지 비행시 동특성에 관한 연구를 수행하였다. 팬에 적용되는 블레이드에 대해서 단면 모델링을 수행하였으며, 로터 시스템의 구성요소들을 고려하여 해석 모델을 구축하였다. 로터의 회전수 및 피치각 조건에 따른 동특성 해석을 수행하였으며, 해석 결과 제안된 덕트 팬 시스템은 설계 운용범위 내에서 진동 증가와 같은 공탄성학적 불안정성이 적음을 확인하였다. 해석 절차의 검증에 위해 실제 덕트 팬 회전 시험장치를 구성하였다. 기능 시험을 수행하여 덕트 팬 시험장치의 구성품간 거동 및 간섭 여부를 확인하였다. 동특성 시험을 위해 유압가진기를 사용하여 콜렉티브 가진을 하였으며, 비회전/회전시 블레이드의 고유진동수를 측정하였다. 시험 결과와 해석 결과의 비교를 통해 시험 장치와 해석 모델간의 상관관계가 잘 정립되어 있음을 확인하였다.

**Key Words :** Ducted fan(덕트 팬), Blade section modeling(블레이드 단면 모델링), Dynamic characteristics analysis(동특성 해석)

## 1. 서 론

수직이착륙이 가능한 회전익기는 미래 전략적 자산으로 많은 분야에서 수요가 예측되는 시스템이다. 하지만 기존의 회전익기는 여러 물리적인 한계들로 인하여

고속비행이 제한되어 이를 극복하기 위한 노력이 활발히 진행되고 있다. 추가적인 양력과 추력을 얻을 수 있는 복합형 형상의 항공기들이 제안되고 있으며, 적용되는 로터 시스템은 동축 반전 로터 (Coaxial Rotor), 디스크 로터 (Disk Rotor), 덕트 팬 (Ducted Fan) 등 다양하다 [1]. 이 중 덕트 팬은 여러 개의 블레이드를 가진 팬이 원형의 덕트에 둘러싸인 형태로 구성된다. 덕트 팬은 회전 시 팬에 의한 추력 발생 효과 외에 덕트에 의해 발생하는 추가적인 추력에 의해

Received: Nov. 06, 2017 Revised: Dec. 12, 2017 Accepted: Dec. 14, 2017

† Corresponding Author

Tel: +82-042-821-2990, E-mail: hjkwon@add.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

동일 직경 대비 여타의 로터 시스템보다 더 높은 추력을 기대할 수 있다는 장점이 있다. 또한 낮은 소음 특성으로 인하여 주목받고 있다. 항공기 설계에서 덕트의 위치, 작동 방법 등에 따라 확장성이 넓으며, 고속 비행시 덕트를 외부에 노출시키지 않음에 따라 고정익처럼 거동할 수도 있는 등 고속비행을 극복하기 위한 방안으로 고려되고 있다. Phantom swift[2]와 Emperor UAV[3] 등이 대표적인 개념설계 사례이다.

본 연구에서는 덕트 팬의 회전 시 동특성에 관한 연구를 수행하였다. 덕트 팬의 해석 물성치를 확보하기 위해 단면 모델링을 수행하였고, 비회전 고유진동수를 측정하여 입력된 물성을 평가하였다. 그리고 지상기능 시험 및 회전 시험을 통해 제안된 덕트 팬 시험장치의 동특성을 확인하였다.

## 2. 덕트 팬 로터 시스템

### 2.1 블레이드 단면 물성 계산

덕트 팬에 적용될 블레이드 형상을 Fig. 1과 같이 제안하였다. 로터의 회전시 추력 성능을 고려하여 NACA 0012의 대칭형 에어포일을 선정하였다. 전체적인 블레이드 형상을 볼 때, 끝단으로 갈수록 코드길이 감소하는 형상이며, 공력 성능을 위해 비선형 비틀림 각이 적용되었다. 블레이드의 단면은 카본 기반 복합재료 적층 구조 및 저밀도 폼 코어로 구성되어 있으며, 외피(skin) 구조는 카본 직물 복합재료를 적층하였다. Abaqus-VABS 코드[4]를 이용하여 제안된 블레이드의 단면 모델링을 수행하였으며, 물성치를 계산하였다. 단면 모델링 시 사용된 요소의 크기는 복합재료의 층 두께를 고려하여 약 0.25 mm 로 설정하였으며 2차 삼각형/사각형 요소로 모델링하였다. 제안된 블레이드는 각 구간마다 블레이드의 단면 정보가 다르므로, 적절히 구간을 분할하여 단면 물성을 계산하였다.

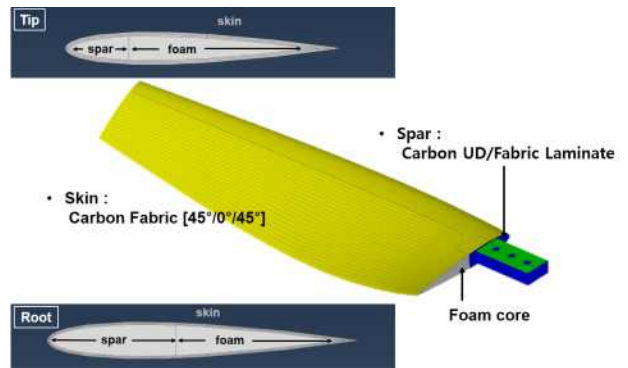
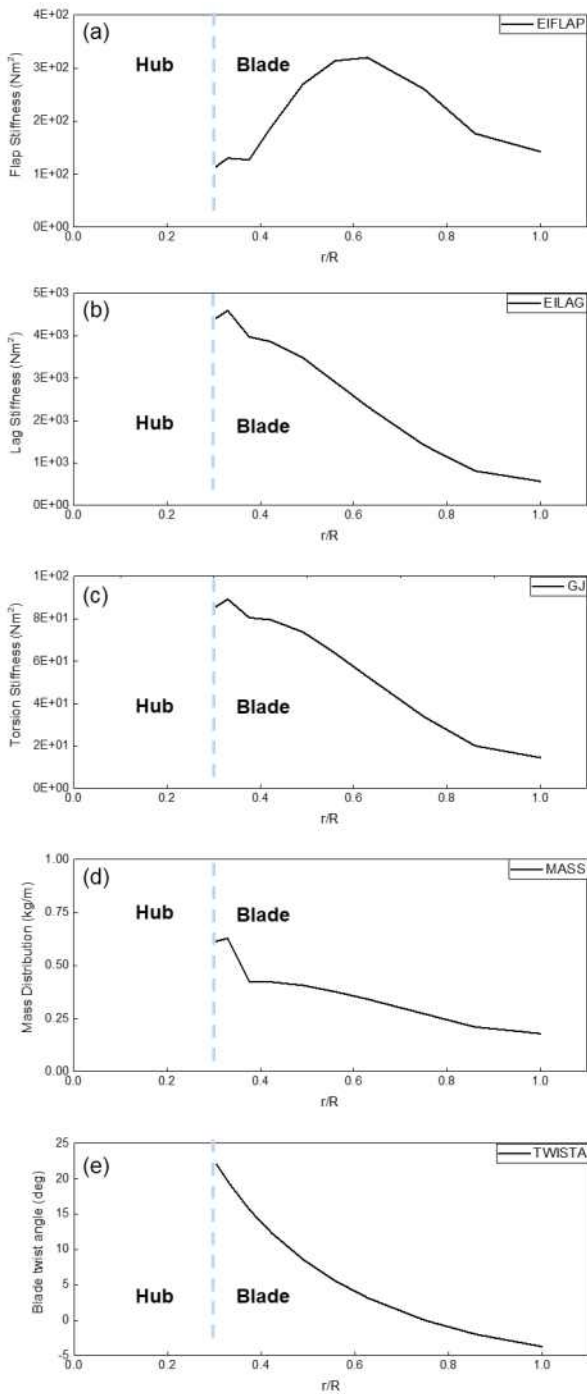
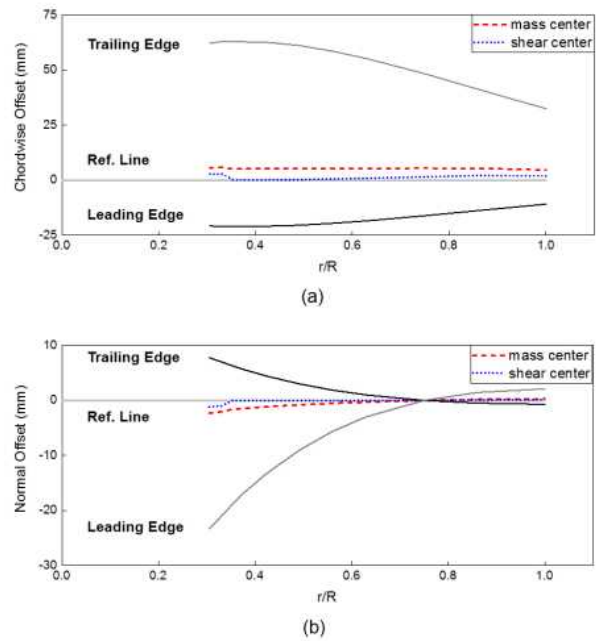


Fig. 1 Blade 3-dimensional model and section design

Figure 2에서는 단면 모델링에 따라 계산된 블레이드의 단면 물성 정보를 길이 방향에 따라 나타내었다. 각각 플랩(Flap), 래그(Lag), 비틀림(Torsion) 방향에 대한 강성분포, 블레이드 질량 분포, 그리고 비틀림 각을 의미한다. 허브의 범위는 반경의 30% 수준으로 설정하였다. 또한, Fig. 3에서는 블레이드의 익현 방향과 수직 방향에 대해서 각 단면의 질량 중심 오프셋과 전단 중심 오프셋을 나타내었다. 전단 중심의 경우 기준축에 잘 정렬되어 있는 것을 확인할 수 있으며, 질량 중심의 경우도 5 mm 가량의 편심은 있지만, 길이방향에 따라 일정한 위치에 분포하고 있다.



**Fig. 2** Blade section properties (a) Flap stiffness (b) Lag stiffness (c) Torsion stiffness (d) Mass distribution (e) Blade twist angle



**Fig. 3** Chord wise offset (a) and normal offset (b) of section center

## 2.2 로터 시스템 모델링

덕트 팬에 대한 동특성 검증을 위해 아래와 같은 축소형 회전 시험장치를 제안하였다. 총 6개의 블레이드로 구성되어 있으며 피치 각 제어가 가능하도록 하였다. 덕트는 복합재료로 제작되었으며 두께는 3 mm의 shell 구조물이며, inlet 반경은 60 mm이다. 팬 직경은 800 mm이며, 동특성 시험을 위한 기준 회전수는 2055.5 rpm으로 설정하였다. 이는 직경 2 m 급의 full-scale 모델을 가정하였을 때, 프루드 수(Froude number) 일치 조건에 의해 결정되었다. 이 때의 tip 마하 수는 0.25 이다. 정지비행 상태에서 피치각의 구동 범위는 0 deg에서 40 deg로 설정하였다. 동특성 시험에 사용된 덕트 팬의 주요 제원은 Table 1에 정리하였다.

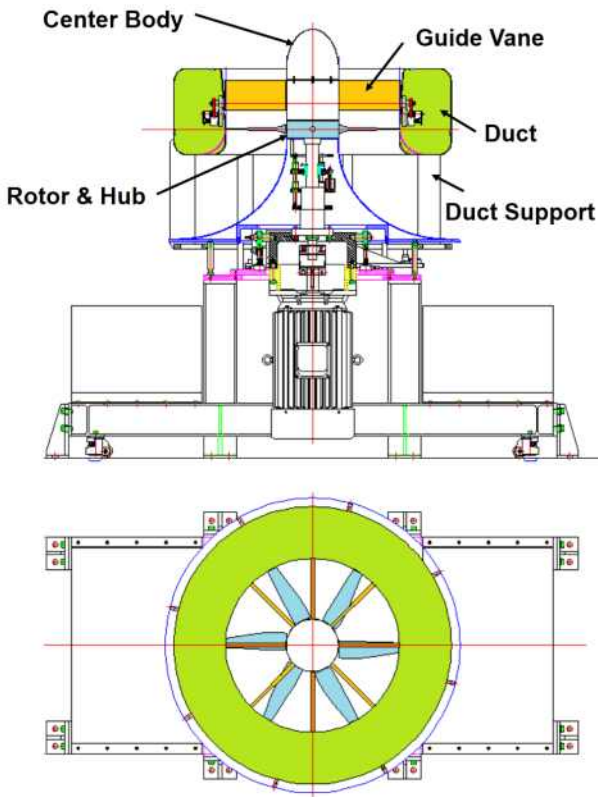


Fig. 4 Ducted Fan Test Equipment Layout

Table 1 Ducted fan design parameters

Property	Value
Rotor Diameter (m)	0.80
Hub Diameter (m)	0.24
Number of blades	6
Airfoil section profile	NACA 0012
Rotor speed (RPM)	2055.5
Max. Tip Mach No.	0.25
Collective pitch range (deg)	0 ~ 40.0

제안된 시험장치의 허브는 Fig. 5와 같다. 블레이드의 그립부분은 메탈 인서트로 체결이 되어 있으며, 피치 링크를 통해 콜렉티브 피치각 제어를 한다. 시험장치에 들어가는 각 구성품은 회전수와 블레이드의 무게를 고려하여 정적해석을 수행하여 충분한 마진을 가지도록 설계하였다.

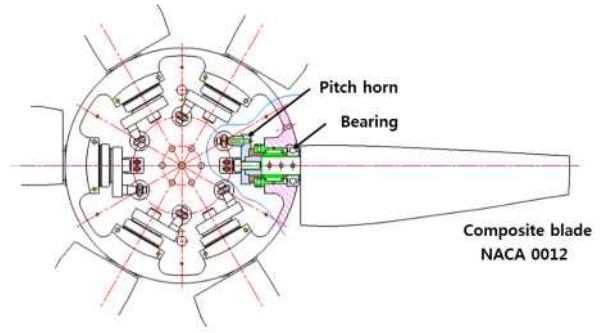


Fig. 5 Hub Design Configuration for Ducted Fan

언급된 정보를 바탕으로 CAMRADII [5]를 이용하여 팬 해석 모델을 Fig. 6와 같이 구현하였다. 블레이드의 팁 쪽으로 갈수록 공력 패널의 크기가 점차 줄어들도록 모델링하였다. 블레이드에 사용된 구조요소는 탄성 보(elastic beam) 모델을 적용하였으며, 앞서 허브 형상에서 보는 바와 같이 플랩과 래그 힌지가 없고 피치 각에 의해 제어되므로, 플랩 및 래그 방향의 자유도는 구속되어 있고 피치 자유도만 풀려있으나 피치 강성에 의해 블레이드의 비틀림 모드가 결정된다.

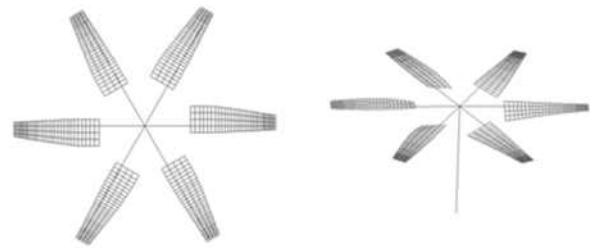


Fig. 6 The Proposed Fan Model using CAMRADII

### 2.3 덕트 팬 검증용 시험장치 제작

Figure 7는 제작된 블레이드 형상과 허브에 장착된 형상을 보여준다. 앞서 설계된 대로 제작이 되었음을 확인할 수 있다. 로터의 플랩, 래그, 비틀림 방향의 거동을 측정하기 위해 full-bridge 게이지를 로터 블레이드 표면에 장착하였다.



Fig. 7 Fabricated Blades and Installation on Hub

제안된 덕트 팬 설계 정보를 바탕으로 Fig. 8과 같이 검증용 덕트 팬 시험장치를 제작하였다. 복합재료로 제작된 블레이드와 덕트 사이의 간격은 직경 대비 0.5 % 수준 안팎으로 조립되게 하였다. 기구부를 구성하는 부품들은 대부분 알루미늄으로 제작되었으며, 덕트 및 블레이드는 복합재료로 제작되었다. 시험장 환경을 고려하여 공기의 흐름은 아래에서 위쪽 방향으로 설정하였으며, 시험장 천정과의 높이가 2.5D 이상 떨어져 있어 지면효과는 나타나지 않을 것으로 판단하였다. 컬렉티브 피치 조절이 가능하고, 동특성 시험을 위한 가진은 유압 가진기를 이용하여 수행하였다.



Fig. 8 The Assembly of Duct Fan Test Equipment

### 3. 동특성 해석 결과

#### 3.1 비회전 상태 모달 특성 해석

제작된 팬 블레이드를 제안된 허브구조에 장착 후 가진하여 비회전 고유진동수를 측정하였다. 구축된 해석 모델에서 시뮬레이션을 통해 계산된 값과 비교하여 Table 2에 표기하였다. 비회전 모달 특성에서 플랩과 래그의 경우 별도의 파라미터 변경 없이 유사하게 나타났으나, 비틀림 모드 경우 피치 강성을 조절하여 보정하였다. 피치각 5 deg에서 25deg 까지 10 deg 간격으로 측정 및 해석이 수행되었다. 고유 진동수 결과에서 각 값들은 5% 내의 오차로 유사하게 나타남을 확인하였으며, 이는 해석모델의 구성 및 물성치의 입력 등이 적절하게 되었음을 판단할 수 있는 기준이 된다. 제안된 덕트 팬 블레이드는 길이가 짧고, 덕트와 블레이드간 gap 최소화 및 회전시 원심력에 의한 서로 간의 간섭이 없도록 하는 요구조건에 의해 고강성으로 제작되었다. 이로 인해 1차 고유 진동수가 높은 주파수에서 형성됨을 확인할 수 있다.

Table 2 Non-rotating blade normal modes

Coll.	Mode	Cal.(Hz)	Mea.(Hz)	Error(%)
5 deg	F1	78.79	79.00	0.27
	L1	393.98	380.50	-3.54
	T1	674.09	676.50	0.36
15 deg	F1	79.23	79.00	0.29
	L1	398.36	380.00	-4.83
	T1	674.03	679.00	0.73
25 deg	F1	80.05	79.00	-1.33
	L1	383.66	380.50	-0.83
	T1	674.16	-	-

\* F1: 1st Flap Mode, L1: 1st Lag Mode,

T1: 1st Torsion Mode

각 고유모드에 해당하는 블레이드 모드 형상은 Fig. 9와 같다.

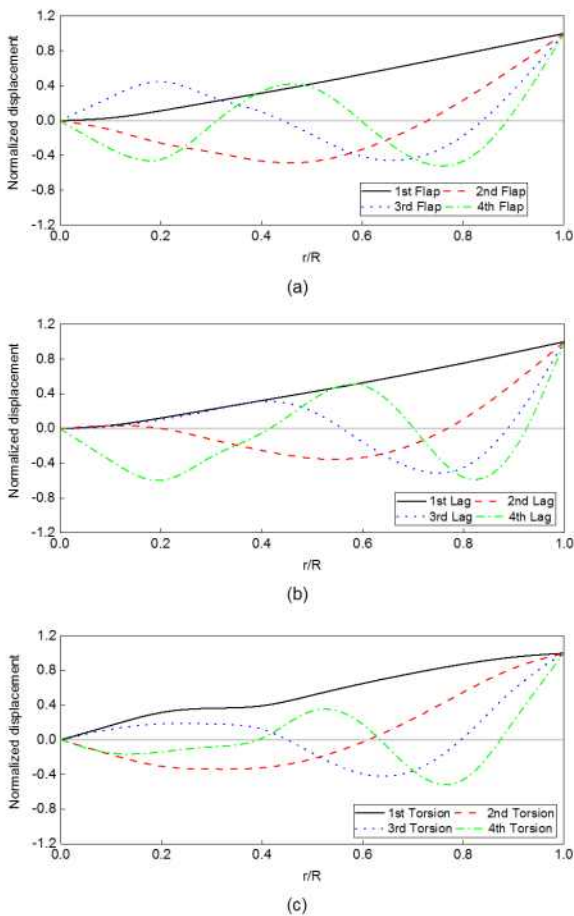


Fig. 9 Normalized mode shapes for the rotor blades of the proposed ducted fan: (a) flap modes, (b) lag modes, and (c) torsion modes.

### 3.2 정지비행시 팬의 동특성 해석

회전하는 블레이드는 공력을 받게 되므로, 이를 위해 단면 형상인 NACA 0012 에어포일에 대하여 마하 수 및 피치각에 대한 공력 계수 테이블을 생성하여 CAMRADII의 입력파일로 사용하였다.

우선 제안된 덕트 팬 로터 시스템에 대하여, 팬만 존재할 때의 동특성 해석을 수행하였다. Fig. 10과 같이 회전수에 대한 블레이드 각 고유 모드의 고유진동수를 Fan plot으로 나타내었으며, 기준 회전수로 나누어 무차원화된 값으로 표현하였다. 이 때 F1, L1, T1은 각각 1차 플랩, 래그, 비틀림 모드를 의미하며 실선으로 표현하였고, 표기된 기호는 시험을 수행하여 측정된 값을 의미한다. 로터 회전수에 대한  $n/rev$  성분을 점선으로 같이 표시하였다. 로터의 진동 저감을 위해서는 각 고유 모드가 로터의  $N \cdot n/rev$  성분과 교차하지 않도록 하는 것이 일반적이다. 이 때  $N$ 은 블레이드의 개수,  $n$ 은 정수를 의미한다. 본 연구에서 해석은 1.25 배까지 수행하였으나 시험은 안전상의 이유로 정상회전수 근처까지만 수행하였다. 블레이드의 고유모드는 회전에 의해 발생하는 원심력이 강성증가의 효과를 일으키므로, 회전수에 따라 증가하는 것이 일반적이거나, 제안된 덕트 팬 블레이드는 낮은 세장비 및 높은 강성으로 인해 회전에 따른 주파수의 증가량이 두드러지지 않는다. 해석 결과에서는 운용 회전수 근처에서 블레이드의 각 모드가  $N \cdot n/rev$  성분과 이격되어 있어 진동 증가의 영향이 적을 것으로 보이며, 측정치의 추이를 볼 때 래그 모드에 대한 영향에 주의할 필요가 있을 것으로 생각된다. Fig. 10은 피치각이 5 deg 일때의 결과이나, 15 deg 및 25 deg 에서도 크게 다르지 않는 결과를 도출하였다.

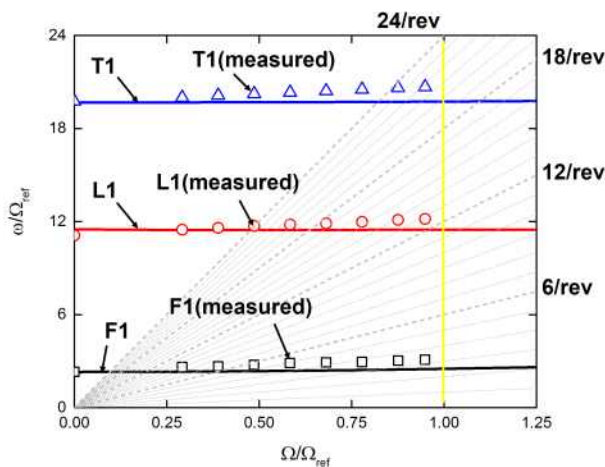


Fig. 10 Fan-plot; Blade Modes relative to RPM ratio at collective pitch 5 deg (Fan Only)

### 3.3 덕트 적용에 따른 공탄성 안정성 해석 결과

CAMRADII에서는 덕트 형상을 반영한 형상 모델링을 지원하지 않아, 덕트 팬 해석 프로그램인 DFDC를 이용하여 회전하는 덕트 팬에서 블레이드에 작용하는 공력을 추출하여 입력 값으로 사용하였다. 덕트 효과에 의해 블레이드는 더 높은 양력을 받게 된다. Fig. 11은 DFDC에 의해 계산된 공력 계수 값을 블레이드 길이 방향에 대해 나타낸 그래프이다. DFDC 코드는 덕트 형상정보와 근사된 에어포일의 공력 데이터를 바탕으로 회전 조건에 따른 추력을 계산한다. 다만, 실속 영역에 의한 추력 저하 효과를 적절히 모델링 할 수 없다는 한계가 있다. 본 연구에서는 얻어진 양력 계수 값을 블레이드에 입력하여 공탄성 해석을 수행하였다.

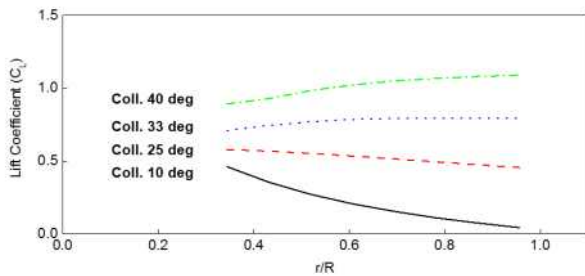


Fig. 11 Lift coefficient results from DFDC

Figure 12에 덕트 팬의 Fan plot을 나타내었다. 팬만 단독으로 있을 때와 유사하게 각 모드들은 고강성

블레이드로 인해 회전수 증가에 따른 고유진동수 증가량이 크지 않으며, 덕트에 의해 증가된 공력에 의한 영향도 미미함을 확인할 수 있다.

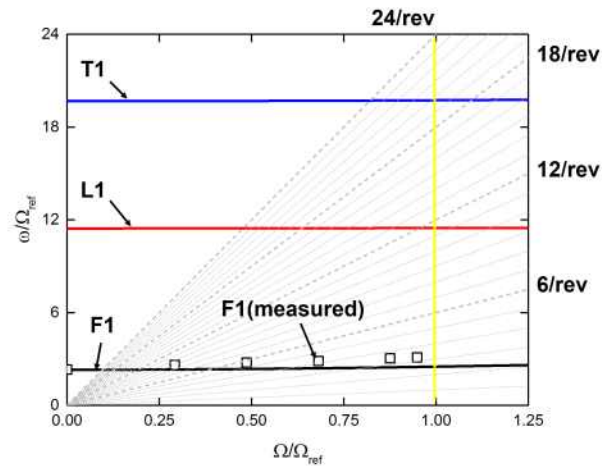


Fig. 12 Fan-plot; Blade Modes relative to RPM ratio at collective pitch 5 deg (Ducted Fan)

제안된 로터 시스템의 공탄성학적 안정성을 분석하기 위해 기준 회전수에서 블레이드 각 모드의 피치각에 따른 감쇠비를 확인하였다. 블레이드의 감쇠비는 동특성 시험에서도 측정하는 것을 고려해 볼 수 있으나, 본 연구 대상인 덕트팬 블레이드는 세장비가 낮고 강성이 높아, 가진기 입력에 의한 응답이 매우 작다는 문제점이 있다. 아울러 많은 블레이드 숫자로 인해 팬 회전 시 조화 가진에 의한 신호가 복잡하게 발생하게 되어, 가진기 응답신호만을 선별하여 감쇠비만을 추출하는 데는 한계가 있다. 따라서 감쇠비는 해석적으로만 검토하였다. 회전 시 플랩모드는 피치각에 대비하여 충분한 감쇠비를 가지고 있으나, 래그모드와 비틀림 모드는 상대적으로 낮은 감쇠비를 나타낸다. 이는 래그 댐퍼가 설치되지 않은 로터에서 나타나는 전형적인 현상이다. 아울러 Fig. 13에서 보여지듯이, 래그 및 비틀림 모드는 피치각 증가에 따른 변화가 미미함에 따라 공탄성적 안정성에는 문제가 없을 것으로 판단된다. 플랩 모드의 경우, 25deg까지 감쇠비가 점진적으로 증가하다가 25deg 이후 감소하는 경향을 보이고 있다. 다만 설계된 운용 범위 40 deg 까지 감쇠비의 음수항이 나타나지 않으므로, 제안된 로터 시스템은 운용범위 내에서 공탄성적으로 안정한 것으로 해석되

었다. 또한 덕트의 유무에 따라, 래그와 비틀림의 감쇠비는 크게 영향이 없으며, 플랩의 경우 덕트 공기력을 고려하였을 때 다소 안정성이 증가하는 것으로 나타났다.

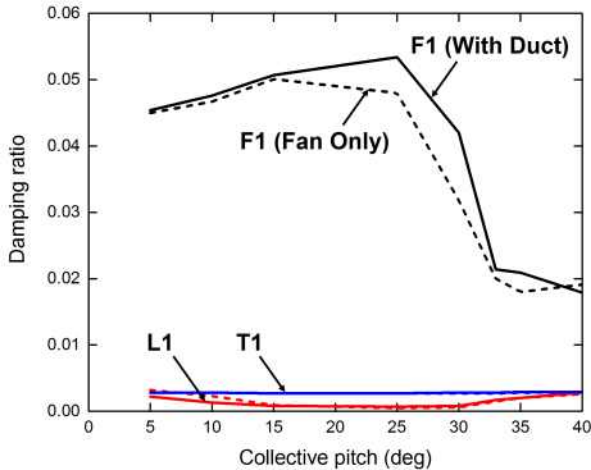


Fig. 13 Damping Ratio Plot relative to Collective pitch angle (Fan Only/With Duct)

#### 4. 결 론

본 연구에서는 덕트 팬 타입의 로터 시스템에 대해 정지비행 시 회전수 및 피치각에 따른 동특성 해석을 수행하였다. 그리고 동특성 검증용 축소형 시험장치를 구성하여 모델링 절차 및 해석 방법의 적절성을 검증하였다. 동특성 시험을 수행하여 해석 값과 유사하게 나타남을 확인하였으며, 제안된 덕트 팬 시험장치에서 운용범위 내에서 공탄성학적 불안정성이 적음을 확인하였다.

덕트 팬 블레이드는 성능 요구조건에 의거하여 덕트와 최대한 좁은 간격을 유지해야하며, 회전 중 원심력에 의한 간섭이 없어야 한다. 즉, 고강성으로 제작되어야 하는 요구조건에 따라 블레이드 자체의 고유진동수가 크게 형성된다. 따라서 회전수에 따른 변화량이 크지 않는 특성을 가짐을 해석 및 시험을 통해 확인하였다.

본 연구는 덕트 팬을 활용한 수직이착륙기의 진동저감 설계에서 기초 데이터가 될 것이라 판단된다.

#### References

- [1] M. J. Hirschberg, "An overview of the history of vertical and/or short take-off and landing (V/STOL) Aircraft," *Proceedings www.vstol.org*, 2006.
- [2] P. Ziegenbein, "Phantom Swift Quad-Ducted Fan Aircraft Configuration Development", *AHS International's 72nd Annual Forum*, May 2016
- [3] G. Jacobellis, A. Angilella, J. P. Reddinger, A. Howard, Ma. Misiorowski, M. Pontecorvo, J. Krishnamuthi, "The Emperor UAV: Executive Summary", *31st Annual American Helicopter Society Student Design Competition: Graduate Submission*, 2014
- [4] S. Tian, and W. Yu, Abaqus-Vabs GUI, <https://cdmhub.org>, 2015
- [5] W. Johnson, "Rotorcraft Aeromechanics Applications of a Comprehensive Analysis," *Presented at Heli Japan 98: AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Disaster Relief*, Japan, April 1998.