

## 축소로터를 이용한 Tip Jet 로터의 성능 및 동특성 연구

권재룡<sup>1,†</sup> · 백상민<sup>1</sup> · 이욱<sup>2</sup> · 이재하<sup>3</sup>

<sup>1</sup>국방과학연구소 제7기술연구본부

<sup>2</sup>아이씨에스

<sup>3</sup>충남대학교 항공우주공학과

### Study on Dynamic Characteristics and Performance of Tip Jet Rotor Using Small-scaled Rotor

Jae Ryong Kwon<sup>1</sup>, Sang Min Baek<sup>1</sup>, Wook Rhee<sup>2</sup>, and Jae Ha Lee<sup>3</sup>

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

<sup>2</sup>ICS

<sup>3</sup>Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam National University

#### Abstract

In this study, a small-scaled test system for a tip jet rotor was developed to contribute to the research on unmanned compound rotorcraft. The performance and dynamic characteristics of the tip jet rotor were investigated using the test system. The diameter of the tip jet rotor was set to 2m in consideration of the size of the test site and the pneumatic supply capacity of the. The rotating speed of the rotor was controlled by the pressure of the compressed air. The thrust and forces during the rotor rotation were measured using a load measuring device. A hydraulic actuator was installed for the dynamic test and full-bridge strain gages were attached to the root of each blade to measure the flap, lag, and torsion-wise responses generated when the rotor is excited by the actuator. The performance and dynamic characteristic tests were conducted at various rotor speeds and blade pitches. In order to check the validity of the test results, the results were also compared with the CAMRAD II analysis.

#### 초 록

본 연구에서는 무인복합형 회전익기 연구의 일환으로 축소형 Tip Jet 로터 시험장치를 개발하였으며, 이를 이용하여 Tip Jet 로터에 대한 성능 및 동특성 연구를 수행하였다. 축소로터는 시험장 여건 및 공압조건 등을 고려하여 2m급이 되도록 하였으며, 압축공기를 이용하여 구동된다. 축소로터의 회전속도는 압축공기의 압력을 이용하여 조절되며, 별도의 하중측정부를 두어 회전 시 발생하는 추력과 각 방향의 하중 데이터를 획득하게 된다. 동특성 시험을 위해 별도의 유압 가진기가 장착되어 있으며, 로터 가진 시 발생하는 블레이드의 flap, lag 및 torsion 방향에 대한 동적 응답을 확인하기 위해, 각 블레이드의 익근부에는 full-bridge strain gage를 부착하였다. 성능 및 동특성 시험은 로터 회전수 및 블레이드 피치각을 변경해가며 실시되었다. 아울러 시험 결과의 유효성을 확인하기 위해 CAMRAD II 해석 결과와 비교하였다.

**Key Words :** Compound Rotorcraft(복합형 회전익기), Tip Jet Rotor(팁젯 로터), Small-scaled Rotor Test(축소로터 시험)

## 1. 서 론

본 연구에서는 복합형 회전익기에 적용될 수 있는 다양한 로터 시스템[1] 중 Tip Jet 로터 형상에 대한 축소로터 시험장치를 이용하여 성능 및 동특성 시험을 수행하였다. Tip Jet 로터는 엔진에서 압축된 공기 또는 배기가스를 날개 끝의 노즐로 분사시켜, 이에 대한

Received: Dec. 04, 2017 Revised: Feb. 28, 2018 Accepted: Mar. 14, 2018

† Corresponding Author

Tel: +82-42-821-2990, E-mail: hjkwon@add.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

반력을 이용하여 로터 블레이드를 회전시키는 방식이다. 때로는 날개 끝에 별도의 버너를 장착하여, 날개 끝에서 연료를 직접 연소시켜 로터 회전에 필요한 추진력을 얻기도 한다[2-4]. 이러한 Tip Jet 로터가 갖는 최대 장점은 로터 회전 시 토크가 발생하지 않아, 일반적인 회전익기의 꼬리로터와 같은 반토크 장치를 필요로 하지 않는다는 점이다. 또한 트랜스미션과 같은 동력전달계통이 없어 항공기 중량을 크게 감소시킬 수 있다. 다만, 로터 회전에 필요한 충분한 노즐 추력을 얻기 위해서는 많은 양의 공기 또는 배기가스를 블레이드 끝단으로 보낼 수 있어야 한다. 이 때, 압축공기를 이용하는 경우 엔진 압축기에서 압축공기를 충분히 빼낼 수 있어야 하나, 이와 같은 조건에서 안정적으로 출력을 유지할 수 있는 엔진이 마땅히 없는 문제점이 있다[5]. 반면 엔진의 배기가스를 이용하는 경우에는 엔진 출력 문제를 해결할 수 있으나, 로터 블레이드를 포함하여 고온의 배기가스가 통과하는 부분에서 구조적인 건전성을 확보하기 어려운 문제점이 있다. 그러나 이러한 어려움들은 엔진 및 소재 기술의 발전에 힘입어 머지 않은 미래에 극복 가능할 것으로 기대된다.

Tip Jet 로터의 다양한 기술적인 난재에도 불구하고, 복합형 회전익기의 로터 시스템으로 주목받는 이유는 앞서 언급한 중량 및 구조적 단순함 이외에도 로터의 회전속도를 자유롭게 조절할 수 있다는 장점이 있기 때문이다. 일반적인 회전익기는 전진익에서의 항력발산과 후퇴익에서의 양력 불균형 등으로 인해 일정 수준 이상 속도를 증가시키는데 제한을 받게 된다. 이와 같은 속도의 한계를 극복하기 위해서는 고속 비행 영역에서 로터의 회전속도를 낮추는 것이 필수적인데, 트랜스미션을 통해 엔진 동력을 로터로 전달하는 기존의 회전익기에서는 로터의 회전속도를 자유롭게 변경하기가 어렵다. 반면 tip jet 로터의 경우, tip jet에서의 추력 조절을 통해 자유롭게 로터 회전속도를 조절할 수 있으며, 자이로플랜과 같이 자동회전 시키거나, 경우에 따라서는 로터를 아예 정지시켜 고정익 형태로 운용할 수 있는 잠재력을 갖고 있다[6-10]. 따라서 본 연구에서는 복합형 회전익기에 대한 선행연구의 일환으로, 축소형 Tip Jet 로터 시스템을 개발하고, 이를 이용하여 tip jet 로터의 성능 및 동적 특성에 대한 시험적 연구를 수행하였다.

## 2. Tip Jet 축소로터 시험장치 개발

### 2.1 시험장치 개요

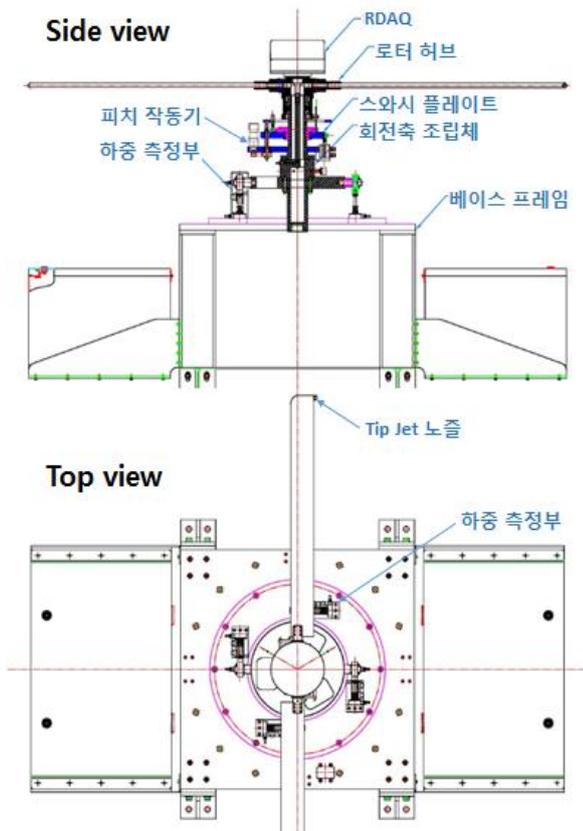
축소로터 시스템을 개발하기 위해서는 실제 개발 대상인 실물 크기의 체계 형상이 먼저 결정되어야 한다. 본 연구에서 별도의 체계 성능 분석을 통해, 대상 체계를 최대이륙중량 3,000lb, 로터 직경 12.5ft, 로터 회전수는 548rpm으로 상정하였다. 이 때 정지비행 시 끝단 마하수는 0.64가 된다[11]. 이와 같은 체계 형상을 반영하여, 공력 성능 및 구조 동특성을 시험할 수 있는 축소로터 시험장치의 크기를 결정하였다. 축소로터의 크기는 시험장 여건 및 가용한 공압조건 등을 고려하였을 때, 2m급이 적절한 것으로 판단하였으며, 이를 위해 실물 크기에 대한 Scale ratio는 0.3을 적용하였다. 본 연구를 통해 개발된 축소로터 시스템의 주요 제원은 아래 Table 1과 같다.

**Table 1** Tip Jet Rotor Design Parameters

Property	Value
Rotor Diameter (m)	2.286
Number of blades	2
Blade chord (mm)	100
Airfoil section profile	NACA0018
Blade twist (deg)	-8.0
Solidity	0.056
Rotor speed (RPM)	1000.0
Max. Tip Mach No.	0.35
Collective pitch range (deg)	-4.0 ~ 12.0

아울러 본 시험장치는 유량제어를 통해 회전수를 조절하도록 하였으며, 최대 피치각 조건에서 60초 이상 시험이 가능하도록 유량을 확보하였다. 시험 중 측정되는 데이터는 아래와 같다.

- Total Thrust
- Pressure & Temperature
- Flow Rate of Supply Air
- Blade Pressure & Temperature
- Rotor Speed
- Rotor Exciter Frequency
- Bearing Temperature



**Fig. 1** Small-scaled Tip Jet Rotor Configuration

- Shaft Vibration ( $A_x$ ,  $A_y$ )
- Blade Flap/Lag/Torsion
- Hub Bending Moment
- Applied Cyclic/Collective Pitch Angle
- Actual Blade Pitch Angle

Figure 1은 Tip Jet 축소로터 시험장치에 대한 개략적인 설계 형상을 보여주고 있다. Tip Jet 축소로터는 2개의 블레이드로 구성되며, 각 블레이드 끝단에는 노즐이 장착되어 있다. 로터를 회전시키는데 필요한 압축공기는 공압탱크를 이용하여 공급하게 되며, 중공관 형태의 로터 마스트와 허브를 통해 각 로터블레이드에 전달된다.

아울러 Tip Jet 로터 하부에는 로터에서 발생하는 추력 및 하중을 측정하기 위한 하중측정부가 있으며, 블레이드는 피치 작동기와 회전/비회전 스와시판을 이용하여 Collective 제어가 가능하도록 되어 있다. 각 피치 작동기에는 스텝모터와 유압 실린더가 장착되어 있어, 성능시험을 위한 피치제어와 동특성 시험을 위한 고주파 구조 가진이 가능하도록 설계되었다. 또한 구조 가진 시 로터의 플랩, 래그, 토션 방향의 거동을

측정할 수 있는 full-bridge 게이지를 로터 블레이드 표면에 장착하였다. 시험 중 모든 계측 데이터는 실시간 모니터링 된다.

## 2.2 블레이드 형상 상쇄연구

앞 서 언급한 바와 같이 본 시험장치는 기본적으로 체계 설계형상에 대해 Scale ratio가 0.3이 되도록 하였다. 그러나 일반적인 로터와는 달리, 날개 끝단의 노즐부까지 압축가스 공급을 위한 유로를 형성해줘야 하며, 해당 scale ratio에서 충분한 추력을 발생시킬 수 있는지 판단하여야 한다. 따라서 본 연구에서는 Table 2와 같이 총 6종의 로터 블레이드에 대한 상쇄연구를 진행하였다. 초기 설계 형상인 Baseline 형상의 경우, 잠정적인 체계형상과 동일한 에어포일을 적용하였으며, 코드 길이 또한 Scale ratio 0.3에 맞춰 63.54mm가 되도록 하였다. 그러나 이 때 블레이드가 갖게 되는 단면으로는 충분한 유로 면적을 확보하기 어려웠다. 따라서 정확한 Scale ratio를 유지하지 못하더라도, 시험 수행이 가능한 수준의 유로를 우선적으로 확보하도록 하였다. 즉, 에어포일 두께는 최소 18%, chord 길이는 100mm 이상이 되도록 하였다. 아울러 에어포일 두께 및 chord 길이가 증가함에 따라 Figure of Merit이 감소하는 것을 상쇄시키기 위해 8° 선형 비틀림각을 반영하였다. Table 2는 정지비행 조건에서의 블레이드 피치각과 로터 성능을 예측한 결과이다. 에어포일의 두께 및 코드 길이 증가에 따른 영향으로 Figure of Merit이 감소하기는 하나, 블레이드에 선형 비틀림각을 주어 일정부분 만회하였다.

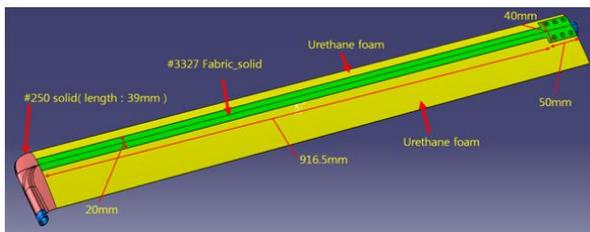
Figure 2는 블레이드 외형에 대한 상쇄연구 결과를 반영하여, 내부 구조를 설계한 결과를 보여주고 있다. 내부에는 유로를 형성하기 위해 금속관이 삽입되어 있으며, 1/4 코드에 금속관을 감싸는 형태로 복합재 Fabric UD로 제작된 스카가 위치한다. 블레이드의 외피는 복합재 Fabric으로 제작되었으며, 블레이드 내부는 우레탄 폼으로 채웠다. 블레이드 제작에 사용된 자재는 Table 3에 제시되어 있다. 블레이드 익근 부분은 높은 원심력을 견디기 위해 solid 형태로 제작되었으며, 6개의 볼트를 이용하여 2 row 방식으로 체결하도록 하였다. Figure 3은 설계 결과를 반영하여 실제 제작된 블레이드를 보여주고 있다.

**Table 2** Comparisons of Hover Performance According to Collective Pitch and Chord Length

	Collective (Deg.)	Figure of Merit	Power Required (kW)
Baseline (NACA0015, C=63.54mm)	9.186	0.517	25.41
Case 1 (NACA0015, C=75mm)	8.727	0.507	25.87
Case 2 (NACA0018, c=75mm)	9.212	0.484	27.12
Case 3 (NACA0018, c=75mm, 8° twist)	9.300	0.506	25.93
Case 4 (NACA0018, c=85mm, 8° twist)	8.932	0.498	26.36
Case 5 (Final) (NACA0018, c=100mm, 8° twist)	8.513	0.482	27.23

**Table 3** Applied Materials for Tip Jet Blade

Parts	Materials	Remarks
Spar	CFRP, UD	65-TT
Skin	CFRP, Fabric	CPF3327/M.370
Foam	ROHACELL FOAM	70IG-F
Pipe	Stainless Steel	Sus304



**Fig. 2** Tip Jet Blade Design



**Fig. 3** Manufactured Tip Jet Blades

### 2.3 Tip Jet 허브 형상 상세연구

Tip Jet 축소로터의 허브 형상을 결정하기 위해, 각 허브 형식별로 Tip Jet 로터에 적용하였을 경우의 장 단점을 검토하였다. Figure 4는 이 때 검토된 다양한 허브의 개념설계 결과를 보여주고 있다. Figure 4(a)의 김발허브는 코닝 힌지를 갖고 있어, 회전 시 구조적 안정성이 우수하며, 벨로우즈를 통해 압축 공기를 누설 없이 블레이드에 전달할 수 있는 장점이 있다. 그러나 벨로우즈 중량 및 강성이 블레이드의 플랩핑 거동에 영향을 미쳐 동특성 시험 시 정확한 데이터 획득에 방해가 될 우려가 있었다. 벨로우즈 중량을 낮추기 위해 외부 피복을 적용하지 않는 방안을 고려하였으나, 이 경우 내압 한계가 낮다는 문제가 있었다. Figure 4(b)는 코닝 힌지가 없는 김발 허브 형상이다. 이와 같은 허브는 구조가 단순하면서도 공진과 같은 동특성 문제가 발생할 가능성이 낮은 장점이 있다. 과거 UH-1 헬기 등에도 적용된 허브 방식이기도 하다. 그러나 이와 같은 형상 또한 로터 허브의 틸팅에 따라, 회전축과 허브가 만나는 면에서 누설이 발생할 우려가 있다. 또한 코닝 힌지가 없음에 따라 블레이드 익근부에서 굽힘응력이 증가하는 문제가 있다. Figure 4(c)는 rigid 허브 형상을 보여주고 있다. 이 경우는 구조적으로 가장 단순하며, 실링과 관련하여 압축공기의 누설 가능성이 최소화되는 장점이 있다. 그러나 복잡한 동특성을 갖고, 공진 가능성이 높아, 안전성 측면에서 문제가 있다. 아울러 로터의 고유진동수를 회전수보다 높은 고강성 블레이드로 설계해야하는 어려움이 있다. Figure 4(d)는 김발 허브의 단점을 보완하기 위해, 벨로우즈 대신 구면 베어링 및 씰을 이용한 방식이다. 이 경우 허브 구조가 단순해지고, 동특성 시험에 방해가 되는 요소가 없다는 장점이 있다. 그러나 블레이드와 허브 연결부에서 압축공기가 누설될 우려가 있다. 압축공기의 누설을 최소화하기 위해 회전축에는 미케니컬 씰 적용을 고려하였으며, Flap 힌지에는 구면에 씰이 접촉되는 구조를 적용하였다. 최종적으로 허브는 Fig. 4(d)의 형상으로 제작되었다. Tip Jet 로터 구동을 위해 Pilot pressure 제어방식의 regulator를 사용하기로 하였으며, 압력을 제어해 로터의 속도를 제어하기로 하였다.

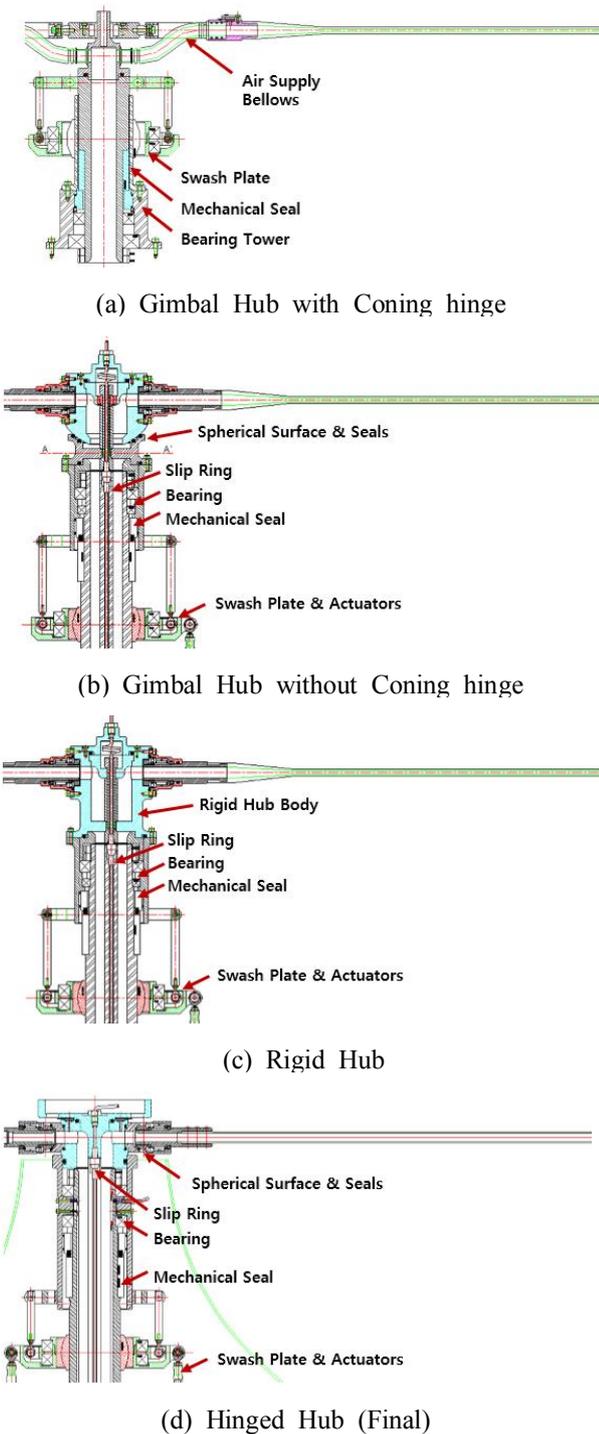


Fig. 4 Considered Hub Types for Trade-off Study

2.4 Tip Jet 축소로터 시험장치 제작 결과

Figure 5는 최종 조립된 Tip Jet 축소로터 시험장치를 보여주고 있다. 베이스 프레임 위에 하중측정부와 베어링 타워가 조립되며, 타워 상단에는 로터 회전 시

블레이드 피치각, 블레이드의 Flap/Lag/Torsion, 압축 공기의 온도와 압력 등에 대한 데이터를 획득하기 위한 DAQ 장비가 설치되어 있다. 베이스 프레임 우측에 설치되어 있는 비회전부 자료취득장치에서는 추력을 포함한 각 방향별 하중과 가진기 입력, 시험장치의 진동, 베어링 온도, 공압장치에서의 온도와 압력, 유량 등을 측정하게 된다. 아울러 시험장치 주위는 안전을 위한 보호 팬스가 있다. 그림 상에는 보호 팬스에 빈 공간이 있는 것으로 보이나, 로터 시험 시 유동 간섭을 최소화하기 위해 각 패널을 앞뒤로 엇갈리게 설치한 것이며, 실제로는 블레이드 파손 시 발생할 수 있는 파편을 방지할 수 있도록 촘촘하게 설치하였다. 시험장치 뒷편으로는 본 시험에 사용된 2개의 5루베 압력탱크를 볼 수 있다.



Fig. 5 Small-scaled Tip Jet Test Aparatus

3. Tip Jet 축소로터 시험결과

제작 완료된 Tip Jet 방식 축소로터 시험장치를 이용하여 공력성능과 동특성 시험을 수행하였다. 본 시험은 시험 안전을 고려하여 1500rpm 이하로 제한하여 실시되었다.

3.1 공력성능 시험결과

개발된 축소로터 시험장치를 이용하여 실시된 공력성능 시험결과는 Fig. 6 및 Fig. 7에 제시하였다. Figure 6은 각 피치각 조건에서 로터 회전수에 따른 추력계수의 변화를 보여주고 있다. 여기서 증가되는

피치각에 비례하여 일정하게 추력계수가 증가하는 것을 볼 수 있다. 아울러 시험결과는 CAMRAD II를 이용한 해석결과와도 비교하였다. 그림에서 보여지는 바와 같이 피치각 4도 및 8도 조건에서 CAMRAD II를 통해 예측된 결과와 시험 결과가 잘 일치함을 볼 수 있다. 다만 피치각이 12도 이상에서는 시험결과와 해석결과가 다소 차이를 보이게 되는데, 이는 CAMRAD II 해석을 위해 Xfoil 프로그램을 이용하여 계산한 C81 Table이 NACA0018과 같이 두꺼운 에어포일의 공력특성을 반영하는데 한계가 있기 때문인 것으로 판단된다. 동일한 시험에 대해 Fig. 7은 Tip 마하수에 따른 추력계수를 보여주고 있다. Figure 6-7을 통해 본 시험은 충분히 유효한 결과를 제시하고 있음을 알 수 있다. CAMRADII 해석을 위한 로터 모델링은 참고 문헌 [12]과 동일하다.

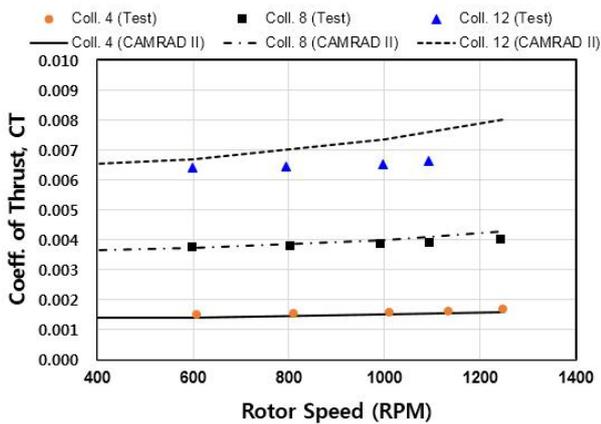


Fig. 6 Performance Test Results According to Rotor RPM

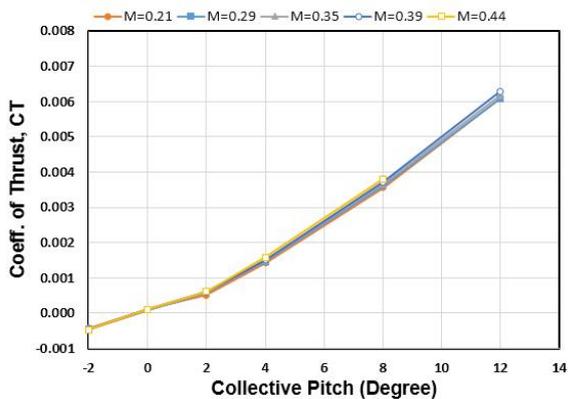


Fig. 7 Performance Test Results According to Collective Pitch

### 3.2 동특성 시험결과

Figure 8은 개발된 축소로터 시험장치를 이용하여 실시된 동특성 시험결과이다. 해당 시험은 0도, 4도 및 8도의 피치각을 갖는 조건에 대해 실시되었으며, 여타의 블레이드와 같이 피치각에 따른 영향성은 크지 않았다.

$$\frac{f_{flap}}{f_{rot}} = \left(1 + \frac{3}{2} \frac{e}{R}\right)^{(1/2)} \quad (1)$$

아울러 본 연구에 사용된 Tip Jet 허브와 같이 힌지를 갖고 있는 로터의 경우, Eq. 1의 Flap 운동방정식에 따라 Flap 방향에 대한 고유진동수의 추정이 가능하다. 본 장치의 Flap 힌지의 반경방향 위치( $e$ )와 로터 반경( $R$ ) 사이의 비는  $e/R=0.0674$  임에 따라, 이를 이용하여 계산하면 이론적으로 Flap 방향 진동수와 회전 주파수의 비는 1.049가 된다. Fig. 8의 피치각 0도, 1020 RPM 조건에서 시험을 통해 얻어진 주파수 비는 1.047이며, 시험 및 데이터 획득 과정이 유효한 것으로 판단된다. Fig. 8의 다른 시험결과를 살펴보면, 전반적으로 Flap, Lag 및 Torsion 모드에서 로터 회전수가 증가할수록 고유진동수가 증가하는 것을 볼 수 있다. 다만 블레이드 피치각에 따른 고유진동수 변화

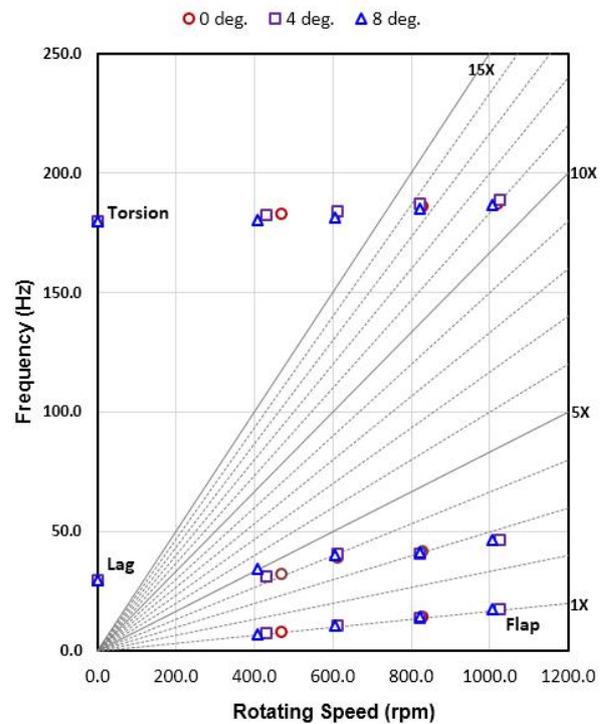


Fig. 8 Campbell Diagram for Small-scaled Tip Jet Rotor

는 미미하였다.

본 시험결과는 Tip Jet 축소로터에 대한 동특성 해석 검증에 사용될 수 있을 것으로 기대되며, 실제 동일 로터에 대한 구조 및 동특성 모델링결과와 공탄성 안정성 해석결과는 별도의 논문으로 발표될 예정이다.

#### 4. 결론 및 고찰

본 연구에서는 복합형 회전익기에 대한 선행연구의 일환으로, Tip Jet 축소로터에 대한 성능 및 동특성 시험을 수행하였다. Tip Jet 로터의 경우 일반적인 로터와 달리 제트 분사를 위해 허브 및 블레이드 내부에 유로를 형성해 줘야 한다. 이로 인해 일반적인 로터 구조와 상당한 차이를 갖게 되며, 시험장치를 설계 및 제작하는데 있어서 많은 어려움이 있었다. 따라서 본 연구에서는 Tip Jet 로터의 구현 가능성과 기본적인 성능을 확인하는데 초점을 맞춰 진행하였다.

시험결과, 성능 및 동특성은 일반적인 블레이드와 큰 차이를 보이지는 않았다. 반면 반발력이 발생하지 않는 Tip Jet 로터의 특성으로 인해 토크를 추정하는데 많은 어려움이 있었다. 아울러 bearing 마찰, 노즐 추력 측정, 누설방지, 로터 회전수 안정화 등에서 개선이 요구되었다. 특히, 회전상태에서는 tip force를 직접적으로 측정할 수 없음에 따라, 공압 공급부의 질유량이 노즐까지 유지된다는 가정을 적용했어야 하며, 노즐에서의 제트 속도는 유로의 압력 및 온도로부터 계산된 공기 밀도와 노즐 출구 단면적을 이용하여 계산하였다. 이는 정확한 tip force 계산을 위해서는 시험장치에서 압축공기의 누설이 철저히 방지되어야 하며, 온도와 압력 또한 노즐에 최대한 가까운 위치에서 측정되어야함을 의미한다. 이러한 부분들을 구현하기 위해서는 설계단계에서 많은 고민이 필요하다. 아울러 본 연구결과가 향후 유사한 연구를 수행하는데 있어서 시행착오를 줄이는데 활용되기를 기대한다.

#### References

[1] S. M. Baek, J. R. Kwon, and W. Rhee, "Dynamic characteristics of ducted fan: a study," *Journal of*

*Aerospace System Engineering*, vol. 11, no. 6, pp. 84-91, 2017.

[2] Wikipedia, Available from [https://en.wikipedia.org/wiki/Fairy\\_Rotodyne](https://en.wikipedia.org/wiki/Fairy_Rotodyne)

[3] D. Gibbings, *Fairey Rotodyne*, The History Press, 2011.

[4] M. J. Hirschberg, "An Overview of the History of Vertical and/or Short Take-Off and Landing (V/STOL) Aircraft", CENTRA Technology, Inc., [www.vstol.org](http://www.vstol.org), 2006.

[5] J. D. Phillips, "An efficient tip jet drive," AIAA Aircraft Design Systems and Operations Meeting, Baltimore, Sep. 23-25 1991, AIAA-91-3124.

[6] M. W. Floros, W. Johnson, "Performance analysis of the slowed-rotor compound helicopter configuration", *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 54, no. 2, 2009.

[7] B. J. Shin and H.Y. Kim, "An exploratory study on the speed limit of compound gyroplane(1) : aerodynamic analysis of rotor and airframe", *Journal of the Korean Society of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 43, no. 11, pp. 971-977, 2015.

[8] B. J. Shin and H. Y. Kim, "An exploratory study on the speed limit of compound gyroplane(2) : speed and wing sizing", *Journal of the Korean Society of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 43, no. 11, pp. 978-983, 2015.

[9] F. Harris, *An Overview of Autogyros and The McDonnell XV-1 Convertiplane*, 2003.

[10] K. Park, N. S. Goo, H. C. Park, K. J. Yoon, and Y. H. Byun, "Design and test of a reduced scale tip-jet rotor using a small turbo-jet engine," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 32, no. 4, pp. 31-37, 2004.

[11] I. Choi, J. S. Jang, Y. O. Hyun, M. J. Kim, and J. B. Lim, "Preliminary sizing of a tip jet driven compound rotorcraft", *KSAS Fall Conference*, 2015

[12] S. M. Baek, J. R. Kwon, and W. Rhee, "A study on dynamic characteristics of tipjet rotor," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 46, no. 1, pp. 52-58, 2018.