

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(1), 52-58(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.1.52

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

팁젯 방식으로 구동하는 로터의 동특성 연구

백상민*, 권재룡**, 이 옥***

A Study on Dynamic Characteristics of Tipjet Rotor

Sang-Min Baek*, Jae-Ryong Kwon** and Wook Rhee***

The 7th R&D Institute, ADD*,**, ICS***

ABSTRACT

A Study on the dynamic characteristics of a rotor driven by a tipjet system in hovering condition was carried out. The sectional modeling was performed for the tipjet blade in which the flow path was inserted, and the dynamic characteristics analysis was conducted by modeling the components of the proposed rotor system. The analysis was conducted with respect to the rotational speed and the collective pitch. As a result of the analysis, it was checked that the proposed tipjet rotor did not have aeroelastic instability within the designed operating range. The tipjet test equipment was constructed in order to verify the analysis approach. It was confirmed that the proposed rotor was driven normally by tipjet. The non-rotating eigenmode measurement test and the rotation test were performed, and the validity was proved by comparing the test results and the analysis results.

초 록

팁젯 방식으로 구동하는 로터의 정지 비행시 동특성에 관한 연구를 수행하였다. 내부에 유로가 삽입되어 있는 블레이드에 대해서 단면 모델링을 수행하였으며, 로터 시스템의 구성 요소들을 모델링하여 동특성 해석을 수행하였다. 회전 속도와 콜렉티브 피치 조건에 따른 해석을 수행하였으며, 해석 결과 제안된 로터 시스템은 설계된 운용범위 내에서 공탄성적 불안정성이 나타나지 않음을 확인하였다. 해석 절차의 검증을 위해 실제 팁젯 로터 시험장치를 구성하였다. 팁젯 방식으로 제안된 로터가 정상적으로 구동되는 것을 확인하였으며, 비회전 고유 모드 측정 시험 및 회전 시험을 수행하여 결과를 획득하였고, 얻어진 해석 결과와 비교를 통해 타당성을 검증하였다.

Key Words : Tipjet rotor(팁젯 로터), Cross-section Analysis(단면해석), Dynamic Characteristics(동특성)

1. 서 론

회전익기는 수직이착륙이 가능한 항공기로써

임무를 수행할 때 장소의 구애를 받지 않아 다양한 환경에서 사용이 가능하다. 이러한 장점으로 인해 각 군은 회전익기를 전략적 자산으로 분류

† Received : November 2, 2017 Revised : December 18, 2017 Accepted : December 20, 2017

** Corresponding author, E-mail : hjkwon@add.re.kr

하고 있으며, 민간에서는 소방, 의료, 농업 등 다양한 분야에서 적극적으로 활용되고 있는 체계이다. 하지만 전통적인 회전익기는 전진 비행 시 양력 불균형, 진동 증가, 하중 발산 등의 문제가 야기되며 이러한 물리적인 한계로 인해 고속비행이 제한된다. 이에 더하여 항속거리 및 임무 수행 환경이 한정됨에 따라 운용에 많은 어려움을 겪고 있다. 세계 각국에서는 이러한 회전익기의 한계점들을 극복하기 위해 다양한 과제들을 수행하고 있으며, 새로운 개념의 로터 시스템 또는 복합형 기체 형상의 개념들이 지속적으로 제안되고 있다[1].

다양한 로터 시스템들 중 팁젯 방식으로 구동하는 로터는 엔진에서 압축된 공기 또는 배기가스를 날개 끝으로 전달하여, 장착된 노즐에서 분사하는 힘으로 로터를 회전시킨다. 팁젯 로터의 가장 큰 장점은 회전시 토크가 발생하지 않아, 회전익기 설계 시 꼬리로터와 같은 별도의 반토크 장치가 필요하지 않으며, 기존의 기어박스과 같은 동력전달계통이 불필요하여 항공기 무게 절감에 크게 기여할 수 있다는 점이다. 또한 가스의 유량에 의해 로터의 회전수가 제어되므로 저속로터 (slowed rotor)[2], 자동회전(auto-rotation), 자이로플레인(groplane)[3,4] 등 고속화 문제를 극복하기 위해 다양한 가능성이 열려 있는 개념이다.

현재까지 팁젯 방식으로 구동된 로터를 가진 항공기는 McDonnell XV-1[5], Fairey Rotodyne[6], X-50 Dragonfly[7] 등이 연구되었으나 예산·정책적 문제 및 기술적인 이슈들로 인해 현재까지 운용되어 실전 배치된 기체는 없다.

팁젯 로터는 기존 로터와 비교하여 외형은 유사하나 내부에 가스 공급을 위해 중공부가 형성된 것을 특징으로 한다. 이러한 중공부는 허브·마스트부터 블레이드 팁에 이르기까지 별도의 누설이 없도록 하는 것이 바람직하다. 본 연구에서는 이러한 방식으로 구동되는 로터 시스템에 대한 공력탄성학적 특성을 파악하고자 한다. 블레이드와 같이 고세장비를 가진 구조의 경우, 3차원 유한요소법으로 접근할 경우 비효율적이며, 해석결과에 대한 경향성 파악 및 공탄성 해석과 같은 문제에서는 투입자원대비 효과도가 현저히 떨어진다. 본 연구에서는 이를 위해 팁젯 블레이드의 단면 모델링을 수행하였으며, VABS를 이용하여 단면 물성치를 계산하였다[8,9]. 그리고, 팁젯 로터의 특성을 모두 고려할 수 있도록 해석 모델을 구성하였으며, 검증용 시험 장치를 제작하여 시험 값과 비교함으로써 해석 방법의 적절성을 확인하였다.

II. 팁젯 로터 시스템

2.1 블레이드 단면 모델링

Figure 1과 같이 팁젯 로터 블레이드 형상을 제안하였다. 팁젯 로터의 블레이드 단면은 로터의 회전을 위해 필요한 유량을 충분히 확보하기 위한 유로의 크기 및 정지비행 공력 성능을 고려하여 NACA0018의 대칭형 에어포일을 선정하였다. 익현길이는 100 mm로 설정하였으며 루트에서 팁까지 일정하며, 길이방향으로 선형 비틀림 각 -8 deg 를 적용하였다. 내부에 압축 공기 공급을 위한 스테인리스강 중공 유로가 삽입되어 있고, 카본 기반 복합재료 적층 구조 및 저밀도 폼 코어로 단면을 구성하였다. 외피(skin) 구조는 카본 직물 복합재료를 적층하여 마감하였다. Fig. 2와 같이 팁젯 블레이드 단면에 대해 해석 모델을 구성하여 단면 물성치를 추출하였다. 단면 모델링 시 사용된 요소의 크기는 적용된 복합재료의 층 두께를 고려하여 약 0.25 mm이며 2차 평면 요소로 모델링하였다. Fig. 2에서 볼 수 있듯이 가운데 비어있는 부분이 압축공기의 전달을 위한 유로를 의미한다.

Figure 2의 모델링에 따라 블레이드의 길이 방향에 대한 단면 물성치 정보를 Fig. 3과 같이 나타내었다. 각각 플랩(Flap), 래그(Lag), 비틀림(Torsion) 방향에 대한 강성 분포와 로터 질량

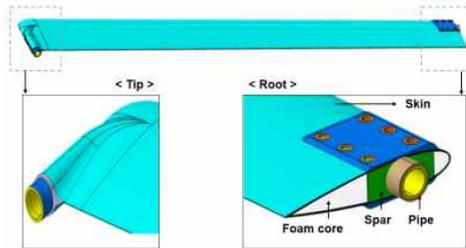


Fig. 1. Tipjet blade 3-dimensional model

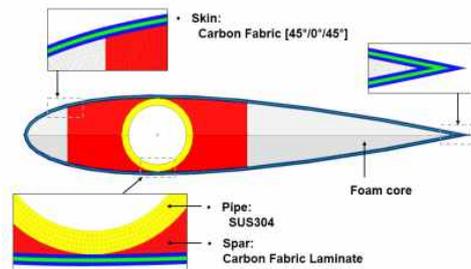


Fig. 2. Tipjet blade section modeling

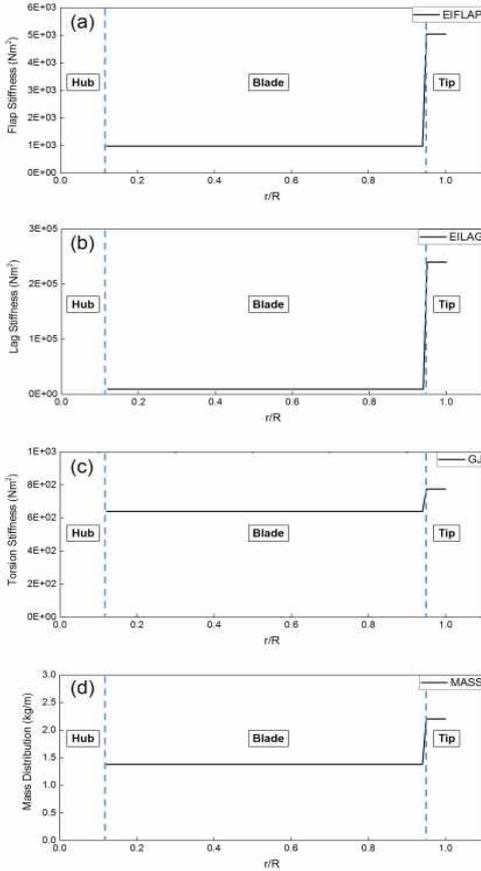


Fig. 3. Tipjet blade section properties
(a) Flap stiffness, (b) Lag stiffness,
(c) Torsion stiffness, (d) Mass distribution

분포를 의미한다. 제안된 팁젯 블레이드는 팁에서는 노즐 부가 추가됨에 따라 형상이 변경되어, 각 방향의 강성 및 질량 분포가 증가하는 양상을 확인할 수 있다. 본 해석에서 팁에서의 각 단면 물성치 값들은 대푯값을 사용하였다. 제안된 허브의 크기는 블레이드 반경의 약 12%이며, 팁의 범위는 반경의 95%부터로 설정하였다.

2.2 로터 시스템 모델링

팁젯 로터에 대한 동특성 해석 모델을 구성하기 위해 Fig. 4와 같은 장치를 제안하였다. 2개의 블레이드로 구성되며, 각 블레이드 끝단에는 노즐이 장착되어 있다. 로터를 회전시키는데 필요한 압축공기는 공압 탱크를 이용하여 공급하게 되며, 중공관 형태의 로터 마스트와 허브를 통해 각 블레이드에 전달된다. 로터에서 발생하는 추력 및 하중을 측정하기 위한 하중 측정부가 있으며, 블레이드는 피치 작동기와 스와시 판을 이용

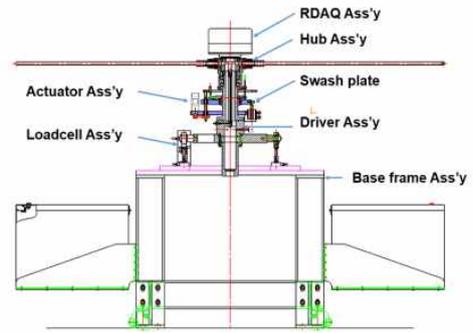


Fig. 4. Tipjet test equipment layout

하여 제어가 되도록 구성되었다. 제안된 시스템의 로터 직경은 2.286 m, 고형비는 0.056이고, 동특성 시험을 위한 기준 회전수는 1000 rpm이다. 이는 full-scale 모델이 약 7.62 m의 직경을 갖고 550 rpm으로 회전한다고 가정하였을 때, 30% scale ratio를 적용한 결과이다. 이로 인해 정지비행 시 full-scale의 팁 마하수는 0.64이나, 프루드(Foude) 스케일이 적용된 본 시험의 팁 마하수는 0.35이다. 정지비행 시험에서 피치각의 구동 범위는 -4 deg에서 12 deg로 설정하였다. 동특성 시험에 사용된 팁젯 로터의 주요 제원은 Table 1에 정리하였다.

제안된 시험장치의 허브 구조는 Fig. 5와 같다. 이와 같은 허브 구조는 동역학적 안정성, 누설방지, 기구학적 구현 가능성 등을 종합적으로 검토하여 결정하였다. 아울러 Coning Hinge 내부로 압축공기를 전달하는 과정에서 누출이 없도록 하기 위해 메카니컬 씰(Seal)을 적용하였으며, 허브는 플랩 힌지를 적용하였고 구면에 씰이 접촉되는 구조를 적용하였다. 블레이드를 포함한 시험 장치에 들어가는 각 구성품은 회전수와 블레이드의 무게를 고려하여 정적해석을 수행하여 충분한 마진을 가지도록 설계하였다.

Table 1. Tipjet rotor design parameters

| Property | Value |
|------------------------------|-------------|
| Rotor Diameter (m) | 2.286 |
| Number of blades | 2 |
| Blade chord (mm) | 100 |
| Airfoil section profile | NACA 0018 |
| 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 |

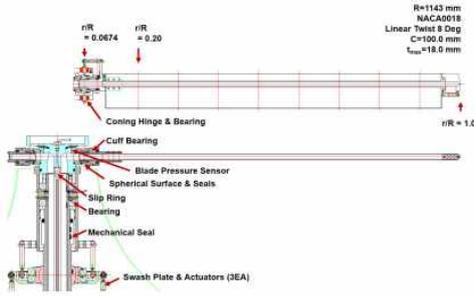


Fig. 5. Tipjet rotor hub design

상기 정보를 바탕으로 CAMRADII[10]를 이용하여 해석 모델을 구축하였으며, 그 형상은 Fig. 6과 같다. 공력 해석을 위해 블레이드 반경방향으로 20개의 공력 패널이 사용되었으며 팁으로 갈수록 크기가 점차 줄어들도록 모델링하였다. 팁젯 로터의 특성을 반영하여 로터 샤프트에 자유 회전(free rotation) 조건을 부여하였으며, 젯과 관련된 파라미터들을 조절하여 상세 모델링하였다. 앞서 허브 형상에서 보는 바와 같이 래그 방향의 자유도는 구속되어 있고, 플랩과 피치 방향의 자유도는 플랩 힌지와 피치 베어링에 의해 풀려있다. 이 때 블레이드의 비틀림 모드는 피치 링크 강성에 의해 결정된다.

2.3 팁젯 로터 시험장치 제작

이전 절에서 설계된 팁젯 로터 시스템의 형상 정보를 바탕으로 Fig. 7과 같이 검증용 팁젯 로터 시험 장치를 제작하였다. 구성품들은 대부분 알루미늄 합금으로 제작되었으며, 블레이드는 복합재로 제작되었다. 시험장 환경을 고려하여 공압탱크의 용량은 9 bar이며, 지면효과를 방지하기 위해 공기의 흐름은 아래에서 위쪽 방향이 되도록 블레이드를 설치하였다. 로터 회전면에서 시험장 상부까지의 높이는 2.5D 이상 떨어져 있어 지면효과에 의한 영향은 나타나지 않을 것으로 판단하였다. 컬렉티브 피치 조절이 가능하고, 별도의 유압가진기를 두어 동특성 시험을 위한 고주파 가진이 가능하도록 설계되었다. 로터의 플랩, 래그, 비틀림 방향의 거동을 측정하기 위해 full-bridge 게이지를 로터 블레이드 표면에 장착하였다.

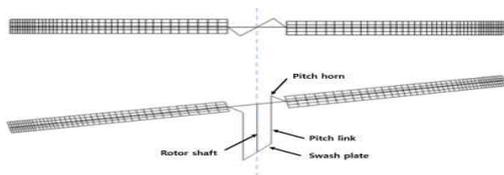


Fig. 6. The proposed tip jet rotor system model using CAMRADII



Fig. 7. Manufactured tipjet rotor test equipment

III. 동특성 해석 결과

3.1 비회전 상태 모달 특성 해석

비회전 상태의 시험은 시험 장치에 설치된 가진기를 이용하여 로터가 정지된 상태에서 스와시판을 가진하는 방식으로 수행되었다. 즉, 기본적으로는 회전 상태의 동특성 시험과 동일하다. 다만, 의도하지 않은 로터 회전을 방지하기 위해 Locking bolt를 이용하여 로터 허브가 베어링 타워에 구속되어 있다는 차이만 있다. 해석 모델에서도 비회전 고유 진동수를 계산하여 상호 비교하였다. 플랩과 래그 모드 경우 별도의 파라미터 조절 없이 잘 맞았으나 비틀림 모드의 경우 피치 링크의 강성(stiffness)을 조절하여 보정하였다. 피치각 0 deg, 4 deg, 8 deg에 대해 해석한 결과와 시험 값을 Table 2와 같이 나타내었다. 해석 결과는 시험 값과 10% 내외의 오차를 보여주었다. 제안된 시험장치의 허브는 플랩힌지가 적용된 모델이므로, 1차 플랩 모드는 회전수와 비례하게 증가하는 것이 일반적이다. 따라서 비회전 상태에서의 1차 플랩 모드 측정값은 신뢰도가 떨어져 별도로 기록하지 않았다. 1차 래그 모드와 비틀림 모드의 고유진동수는 각각 29.8 Hz와 180.0 Hz로 측정되었으며 피치각에 따른 영향이 둔감하게 측정되었

Table 2. Non-rotating blade normal modes

| Coll. | Mode | Cal.(Hz) | Mea.(Hz) | Error(%) |
|-------|------|----------|----------|----------|
| 0 deg | F1 | 2.4 | - | - |
| | L1 | 31.9 | 29.8 | 7.0 |
| | T1 | 177.3 | 180.0 | -1.5 |
| 4 deg | F1 | 2.4 | - | - |
| | L1 | 28.6 | 29.8 | -4.0 |
| | T1 | 163.1 | 180.0 | -9.4 |
| 8 deg | F1 | 2.4 | - | - |
| | L1 | 26.4 | 29.8 | -11.4 |
| | T1 | 179.5 | 180.0 | -0.3 |

* F1: 1st Flap mode, L1: 1st Lag mode,
T1: 1st Torsion mode

다. 이는 피치각의 변화와 무관하게 익현방향으로 부착된 센서를 이용하기 때문에 나타난 결과인 것으로 판단된다. 한편 해석은 기준 좌표계에서 고유진동수를 계산하기 때문에, 피치각의 변화에 따른 좌표계의 변환을 계산하므로 고유 진동수 값이 피치각에 따라 다르게 도출된 것으로 판단된다.

3.2 회전시 동특성 해석

CAMRADII에서는 블레이드에 작용하는 공력 데이터를 계산하기 위해 받음각과 마하수에 따른 블레이드의 양·항력 계수를 입력으로 요구한다. 따라서 본 틱젯 블레이드에 사용된 NACA 0018의 익형에 대해 받음각/마하수에 대하여 2차원 배열 형태로 구성된 공력계수 룩-업 데이터를 사용하였다[11].

구성된 모델을 바탕으로 틱젯 로터 시스템에 대하여 동특성 해석을 수행하였다. 회전수에 대한 블레이드 각 고유 모드의 고유진동수를 Fan plot으로 나타내었다. 기준 회전 주파수(Ω_{ref})로 나누어 무차원화된 값으로 표현하였다.

Figure 8~10에 도시된 Fan plot에서 F1, L1, T1은 각각 1차 플랩, 래그, 비틀림 모드에 대한 해석 값이며 실선으로 표현하였다. 기호로 표시된 것은 시험을 수행하여 얻은 측정값을 의미한다. 로터 회전수에 대한 조화 진동수 n/rev 성분을 점선으로 함께 도시하였다. 일반적으로 로터의 진동저감을 위한 설계는 블레이드의 고유 모드와 로터의 $(N\pm 1)\cdot n/rev$ 성분이 운용 회전수에서 교차하지 않도록 하는 것이다. 이 때, N은 블레이드의 개수, n은 정수를 의미한다. 본 연구에서 해석은 정상 회전수 기준 1.25배까지 수행하였으나 시험은 안전상 이유로 인하여 정상 회전수 근처까지만 수행하였다. 또한 컬렉티브 피치각 0 deg, 4 deg, 그리고 8 deg에 대해서 시험을

수행하였다. 1차 플랩 모드는 플랩 힌지에 의해 1/rev 성분과 유사하게 나타남을 확인할 수 있다. 래그와 비틀림 모드는 회전수 증가에 따라 고유진동수도 증가하는 양상을 보였다. 기준 회전수에서 각 모드들은 로터의 $N\cdot n/rev$ 성분과 충분히 이격되어 있어 본 시험 장치는 진동 발생 요인이 적음을 확인할 수 있다.

정상 회전수에서 측정된 각 모드별 성분들은 Table 3과 같이 나타내었다.

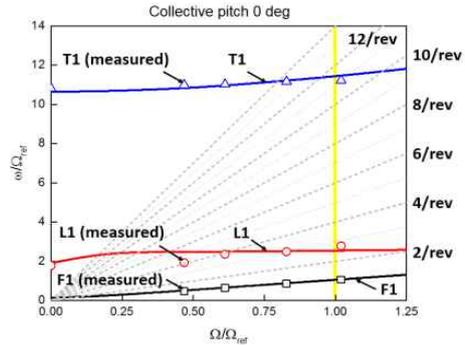


Fig. 8. Fan plot (collective pitch 0 deg)

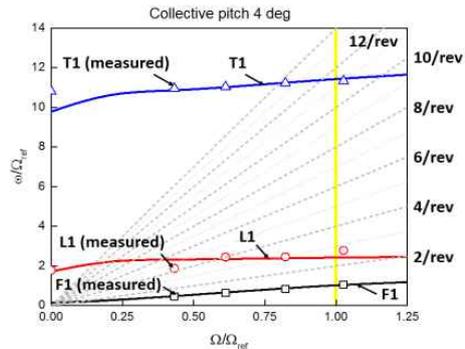


Fig. 9. Fan plot (collective pitch 4 deg)

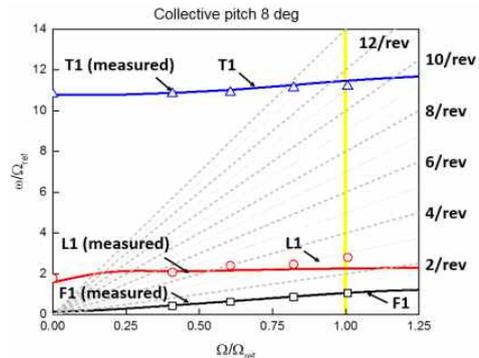


Fig. 10. Fan plot (collective pitch 8 deg)

Table 3. Blade modes (ω/Ω_{ref}) in nominal RPM

| Coll. | 1st Flap | 1st Lag | 1st Torsion |
|-------|-----------|----------|-------------|
| 0 deg | 1.068/rev | 2.79/rev | 11.22/rev |
| 4 deg | 1.062/rev | 2.78/rev | 11.33/rev |
| 8 deg | 1.05/rev | 2.81/rev | 11.19/rev |

정상 회전수에서 피치각의 증가에 따른 블레이드 고유 모드를 Fig. 11과 같이 나타내었다. 플랩 모드와 비틀림 모드는 운용범위 내에서 피치각에 따른 고유 진동수의 변화가 적은 것을 확인 할 수 있다. 해석에서 래그 모드는 피치각 증가에 따라 고유 진동수값이 점차 감소하는 특성을 보이는데, 이는 경계조건의 변화에 의한 것이다. 피치각 12 deg 이상에서 래그 모드 선도가 2/rev 성분과 교차하였으며, 이를 통해 팁젯 로터의 설계된 운용범위 내에서 진동 증가의 영향이 적다고 할 수 있다.

Figure 12는 정상 회전수에서 블레이드 각 모드의 감쇠비를 해석적으로 구하여 나타내었다. 회전 시 플랩모드는 대부분의 피치각 영역에서 10% 이상의 충분한 감쇠비를 가지고 있으나, 래그와 비틀림 모드에 대해서는 2% 이내의 작은 감쇠비를 나타내고 있다. 이는 통상적으로 래그 댐퍼를 장착하여 감쇠비를 증가시키나, 본 연구에서는 시험장치의 한계로 인해 래그 댐퍼를 별도로 고려하지 못했기 때문이다.

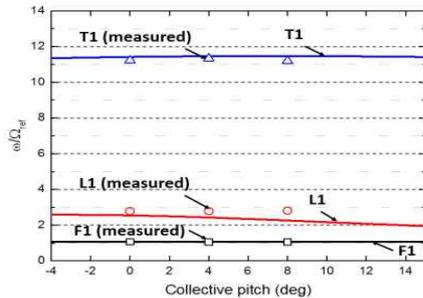


Fig. 11. Fan plot relative to collective pitch angle (nominal RPM)

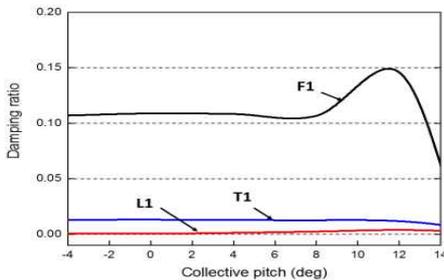


Fig. 12. Damping ratio relative to collective pitch angle (nominal RPM)

감쇠비에 대한 해석 결과를 보면, 피치각이 8 deg 이상일 때 감쇠비가 급격히 증가하였다가, 12 deg 이후 다시 급격히 낮아지는 경향을 보이고 있다. 이러한 경향을 통해 피치각 16 deg 이상에서는 공탄성적인 불안정성이 발생할 우려가 있다. 다만, 본 시험장치의 운용조건 내에서는 시험 및 해석에서 모두 공탄성적인 불안정 현상은 나타나지 않았다.

IV. 결 론

본 연구에서는 팁젯 방식으로 구동하는 로터 시스템에 대해 정지비행 시 회전 수 및 피치각에 따른 동특성에 관한 연구를 수행하였다. 내부에 금속 유로가 삽입된 블레이드에 대하여 단면 물성치를 계산하였으며, 팁젯 로터 시스템에 적절한 해석 모델링을 구축하였다.

비회전 고유모드를 해석하였으며, 미정계수가 많은 부분을 비회전 측정시험결과와 비교하여 결정하였다. 이를 기반으로 로터 회전 시 고유진동수를 해석적으로 예측하였다. 제작된 팁젯 시험장치에 대하여 회전시험을 통해 정지비행 시 로터 고유진동수를 측정하여 해석결과와 비교하였다. 회전수 및 피치각에 대하여 블레이드의 각 모드의 고유모드가 적절하게 일치함을 확인하였다. 회전하는 블레이드의 고유진동수 측정 및 해석에서 플랩 모드는 플랩 힌지로 인해 로터 회전수의 조화 진동수 근처에 있음을 확인할 수 있으며, 래그 모드와 비틀림 모드는 운용 로터 회전수에서 조화 진동수와 충분히 이격되어 있다. 또한 피치각에 따른 감쇠비를 해석적으로 확인함으로써, 제안된 팁젯 로터 시스템의 운용 범위 내에서 공탄성적 불안정 현상이 발생하지 않음을 해석/시험으로 확인하였다.

References

- 1) Hirschberg, M. J., "An Overview of the History of Vertical and/or Short Take-Off and Landing (V/STOL) Aircraft", CENTRA Technology, Inc., www.vstol.org, 2006.
- 2) Floros, M. W., Johnson, W., "Performance Analysis of the Slowed-Rotor Compound Helicopter Configuration", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 54, No. 2, 2009.
- 3) Shin, B. J. and Kim, H. Y., "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, 2015, pp.971~977.
- 4) Shin, B. J. and Kim, H. Y., “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, 2015, pp.978~983.
- 5) Harris, F., *An Overview of Autogyros and The McDonnell XV-1 Convertiplane*, 2003.
- 6) Gibbings, D., *Fairey Rotodyne*, The History Press, 2011.
- 7) Jenkins, D. R., Landis T., and Miller, J., “American X-Vehicles: An Inventory X-1 to X-50 Centennial of Flight Edition”, 2003
- 8) Yu, W., Hodges, D. H., and Ho, J. C., “Variational asymptotic beam sectional analysis - An updated version”, *International Journal of Engineering Science*, Vol. 59, 2012, pp.40~64.
- 9) Yu, W. *VABS Manual for Users*, 2012
- 10) Johnson, W., *CAMRADII user manuals*, Johnson Aeronautics Palo Alto
- 11) Sheldahl, R. E. and Klimas, P. C., *Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines*, No. SAND-80-2114, Sandia National Labs., Albuquerque, NM (USA), 1981.