

論文

풍동시험을 통한 전자광학 추적장치의 공력특성 연구

이상일*, 이재원**, 이관중***, 오세종***, 정형석****, 김대진*****

Wind-Tunnel Investigation for the Aerodynamic Characteristics of Electro-Optical Targeting System

Sang-Il Lee*, Jaewon Lee**, Kwanjung Yee***, Sejong Oh***,
Hyeong Seok Jung**** and Dae Jin Kim*****

ABSTRACT

Wind tunnel test for Electro-Optical Targeting System(EOTS) has been conducted to investigate the aerodynamic characteristics, especially the torque characteristics of the rotating parts to insure the enough actuator power during the actual operation. The influence of EOTS's complex configuration, such as the observation window, has been investigated by comparing with the results of the simplified models made of half sphere and the cylinder. It has been found that the position of the observation window of EOTS has an effect on surface pressure distribution and the torque characteristics of the rotating observation part.

초 록

전자광학추적장치의 공력특성연구를 위한 풍동시험을 수행하였다. 특히 실제 EOTS 작동중 관측부의 회전을 위한 작동기의 충분한 파워 측정을 위한 공력토크 특성을 조사하였다. EOTS의 관측창의 영향을 조사하기 위해 반구와 실린더로 이루어진 단순 모형 실험 결과와의 비교를 수행하였다. 단순모형과 EOTS모형의 표면 압력을 비교한 결과를 통해 관측창의 위치에 따라 급격한 압력계수의 변화와 회전 관측부의 토크 특성에 많은 영향을 미치는 것을 발견하였다.

Key Words : Wind Tunnel Test(풍동시험), Rotating Torque(회전 토크), Electro-Optical Targeting System(전자광학추적장치), Surface Pressure(표면 압력)

1. 서 론

현대전에서 정보 획득 및 분석은 전쟁의 승패를 좌우하는 중요한 요인 중 하나이다. 따라서

† 2008년 10월 16일 접수 ~ 2009년 2월 12일 심사완료

* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 부산대학교 기계기술연구원

*** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : tazo@pusan.ac.kr
부산시 금정구 장전동 산30번지

**** 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과

***** 정회원, 삼성탈레스 전문연구원

현대의 대부분의 군용항공기에는 정보를 획득하기 위한 전자적 장치가 장착되어있다. 이러한 정보획득장치 중 전자광학 추적장치(Electro-Optical Targeting System, EOTS)는 일반적으로 항공기 외부에 부착되어 전자적, 광학적으로 공중 및 지상 목표물을 획득하는 장치로서 목표물을 식별하는 센서와 함께 센서를 목표물 방향으로 변환시키는 2축의 구동 시스템을 갖추고 있다.

EOTS는 군용항공기의 외부에 장착되어 군용기의 다양한 기동조건에 따라 공력의 영향에 의해 관측부의 회전구동부의 특성이 변하게 되어 작동에 이상을 발생시킬 수 있는 원인이 될 수

있다. EOTS의 설계에는 이러한 임무수행의 장애 요소를 예측하여 반영하는 것이 중요하며 이를 위해서는 EOTS에 대한 공기역학적 특성에 대한 이해가 선행되어야 한다. 해외의 경우에는 이러한 연구결과들이 군사기술과 관련되어 대부분 비공개로 분류되어있다. 따라서 국내에서 독자적인 개발을 수행할 경우 어려움이 따른다.

기존 국내 연구로는 국방과학연구소에서 헬리콥터용 EOTS의 동특성[1]에 대한 연구가 진행되었으며, 삼성탈레스에서 상용코드를 이용한 천음속 유동장의 외부장착물의 공력특성분석[2]이 연구되었다. 그밖에 한국과학기술원에서 외부장착물이 있는 전투기 날개의 천음속/초음속 비정상 유동장 해석[3]이 연구된바 있다. 그러나 본 연구에서 수행하고자 하는 항공기에 부착된 전자광학 추적장치에 가해지는 공력특성과 이에 따르는 구동부의 토크 부하에 대한 연구는 많지 않은 실정이다.

최근 전산유체역학을 이용한 연구가 많이 진행되고 있기는 하지만, 본 연구에서 수행한 형상의 EOTS의 경우 그 작동형상의 복잡함과 내부형상 (고정부와 회전부의 간극등)을 고려하기에 어려움이 있어 만족할 만한 결과를 얻지 못할 뿐 아니라 그 결과를 검증할 만한 비교 데이터가 존재하지 못하는 상황이다.

본 연구에서는 전자광학추적장치의 저속 유동기동조건에서 전자광학추적장치에 발생하는 공력특성에 관한 연구를 수행하였다. EOTS의 형상은 실물의 전자광학추적장치의 모형을 사용하였으며, 실제 크기의 EOTS를 실험하기 위하여 공군사관학교의 대형 풍동을 이용하였다. 사용된 EOTS 모형은 내부 장착물을 제거하고, 압력측정을 위하여 표면에 압력공을 분포시켰고 내부에는 토크센서를 장착하여 회전구동부에 가해지는 토크를 측정하였다. 또한 장착형태에 따라 헬리콥터 장착형태와 고정익기 장착형태의 2가지 모드로 실험이 수행되었다. 복잡한 형상에 의한 공력특성 변화를 비교하기 위해 EOTS형상을 단순화한 모형 2종을 제작하여 추가 실험을 수행하였으며, 그 결과를 유사한 형상과 유동조건에서 실험한 Hoerner[4], Warschauer & Leene[5]의 연구결과와 비교하였다.

II. 실험모형 및 실험수행과정

2.1 실험장비 및 시설

풍동시험은 공군사관학교의 폭 5.25m, 높이 3.67m인 측정부를 가진 단일 폐쇄회로식 풍동에

표 1. 풍동의 제원

풍동의 형식	단일 폐쇄회로식
풍동 회로	길이 65m
	폭 23m
	높이 12m
측정부	길이 8m
	폭 5.25m
	높이 3.67m
	수축비 3.28:1
유속	5 ~ 92m/s
동력	2100kW
기타장비	교체형 측정부
난류강도	0.09%이내

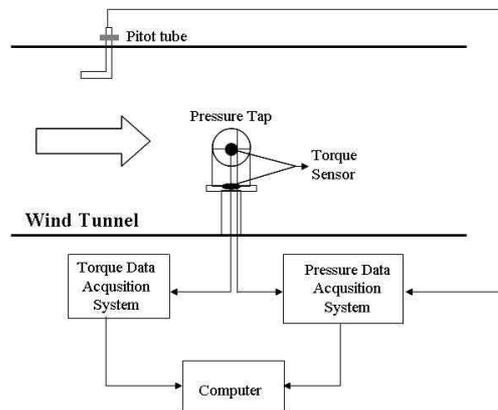


그림 1. 실험 데이터 획득 모식도

서 진행하였으며, 모형을 회전테이블에 장착하여 실험을 진행하였다. 실험을 진행한 풍동의 주요 제원은 표 1과 같다. 모형에 가해지는 표면 압력과 각 구동부에 가해지는 토크를 측정하기 위한 시스템의 구성도는 그림 1과 같다. 모형표면의 압력을 얻기 위하여 모형 표면에 압력공을 설치하고 디지털압력측정시스템인 PSI8400 Electric Pressure Scanning System을 이용하여 표면 압력분포를 측정하였다. 압력측정범위는 0~750psi, 압력측정치의 정확도는 ±0.02% FS이며, 측정속도는 5Hz이다. 관측장 구동부와 지지부에 가해지는 토크를 얻기 위하여 각 작동부에 토크센서를 설치하고 National Instrument 사의 PXI-6251 다기능 데이터 수집모듈을 이용하여 토크데이터를 획득하였다.

시험부에 설치된 EOTS모형의 모습은 그림 2와 같다. 0°부터 180°까지 지지부의 회전각에 대한 압력장 및 토크변화를 측정하기 위하여, 이동형 회전테이블에 모형을 고정하고 각도에 따라 회전시켜 실험을 진행하였다. 실험에 사용된 이



그림 2. 설치된 실험 모형

동형 회전테이블은 Aerotech사의 것으로 회전각도는 -30° 에서 30° 까지로 0.1° 간격으로 회전이 가능하다.

2.2 실험방법

본 연구에서는 형상에 의한 공력특성 비교를 위한 단순모형 2종과 EOTS모형의 총 3가지 모형을 가지고 실험을 수행하였다. 단순모형은 각각 원통위에 반구를 얹은 형태와 구형태의 모형을 제작하였으며, 그 형상은 그림 3(a),(b)와 같다. 단순모형은 EOTS모형과 같은 크기로 제작되었으며, 단순모형 (a)는 지름이 330mm인 구형이며, 압력공은 5° 간격으로 총 72개의 압력공을 지면과 평행하게 설치하였다. 단순모형 (b)는 높이가 394mm, 지름이 330mm인 상면이 반구형인 형상으로서 원기둥의 지름방향에 10° 간격으로 36개, 상면의 반구에 5.45° 간격으로 33개의 압력공을 배치하였다. 단순모형 2종의 풍동시험에서는 표면 압력만을 측정하였다.

EOTS모형은 현재 개발되어 사용되는 제품의 형상과 같은 모형을 제작하여 사용하였으며 모형의 형상은 그림 4와 같다. EOTS모형의 압력측정점의 개수는 총68개로 관측창구동부에 위치하여 구동부의 표면의 압력을 측정토록 하였다. 또한 토크 측정을 위하여 관측창구동부 및 지지부에 각각 토크 센서를 장착하였다. 토크 측정시 자료 측정 속도는 1kHz이며 30초간 데이터를 측정하였다. 이것으로 측정시간내의 최대값 및 최소값을 구하였으며 30초간의 누적총평균을 구하여 회전부에 작용하는 힘을 구하였다. 압력장 자료 측정 속도는 5Hz로 10초간 측정하여 누적총평균을 구하였다. 토크센서의 이득값이 +값을 갖는 방향은 지지부 센서의 경우 상부에서 관찰하였을 때 시계방향이며, 관측창구동부의 경우에는 유동방향

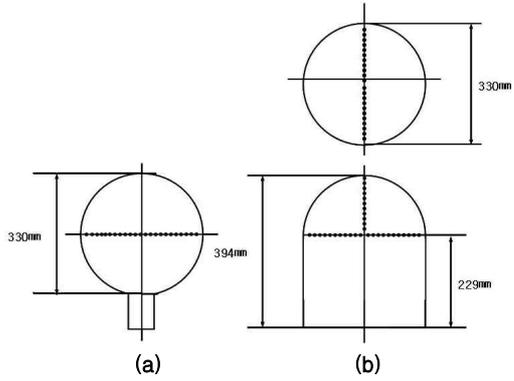


그림 3. 단순모형의 형상 및 제원

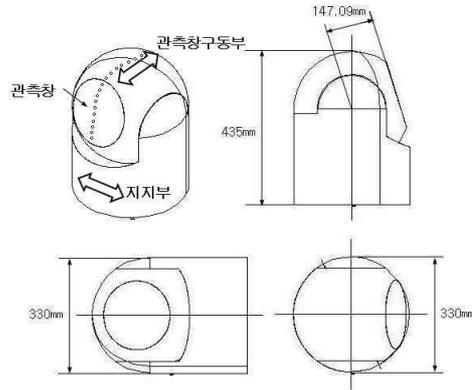


그림 4. EOTS모형의 형상 및 제원

의 좌측에서 관찰하였을 때 시계방향이다.

EOTS모형은 헬리콥터 장착형태인 경우 관측창이 지면에 수직일 때를 관측창구동부가 0° 인 지점으로 정의하여 -15° 부터 135° 까지 15° 간격으로 11개 조건에서 측정하였다. 관측창구동부를 수동으로 일정 각도 단위로 조정된 후 고정하여 측정하였다. 지지부는 관측창이 유동방향을 바라보는 때를 0° 로 정의하여 0° 부터 180° 까지 10° 간격으로 19개의 실험조건을 설정하였다. 지지부의 경우는 모형을 풍동내의 회전테이블에 장착한 후 이를 구동하여 방위각을 회전하여 시간단위의 압력 및 토크를 측정하였다. 고정기기 장착형태일 때는 관측창이 지면에 수평일 때를 0° 로 정의하였다. 이러한 EOTS모형의 시험조건은 표 2와 같다.

표 2. 실사용모형의 시험조건

유 속	60% ρ
레이놀즈수	1.36×10^6
볼의 회전각	$-15^\circ \sim 135^\circ$ (15° 간격)
벨런스의 회전각	$0^\circ \sim 180^\circ$ (10° 간격)

III. 실험 결과 및 분석

3.1 단순모형의 결과 및 분석

실험모형 (a), (b)의 실험은 EOTS모형의 형상을 단순화하여 EOTS모형의 3차원 형상에 따른 공력특성을 알아보기 위하여 수행된 것이다. 단순모형 (a)는 EOTS모형의 관측창구동부를 단순화 한 것으로 구의 형상을 가지고 있는 모형이며 단순모형 (b)는 EOTS의 전체적인 형상을 단순화 한 것으로 원기둥위에 반구가 부착되어 있는 형상이다. 단순모형 2종의 실험결과를 유사한 형상을 갖는 타실험결과와 비교하였다. 비교에 사용한 Hoerner[4]의 결과는 구를 실험한 것이며 Warschauer와 Leene[5]의 실험결과는 원기둥을 실험한 결과이다. Hoerner의 실험은 지름 280mm, 레이놀즈수는 4.6×10^5 인 구모형의 표면 압력을 측정 한 결과이며 Warschauer와 Leene[5]의 실험은 레이놀즈수가 1.26×10^6 인 실린더에 대한 실험결과이다. 단순모형 (a)의 경우 모형이 구 형상으로서 유사한 실험결과가 존재한다. 그러나 단순모형 (b)와 같은 형상과 같은 모형에 대한 실험결과를 찾을 수가 없어서 단순모형 (b)와 유사한 Warschauer 와 Leene의 실험결과를 이용하여 비교하기로 하였다.

단순모형 (a), (b)의 측면 표면압력 분포를 Warschauer와 Leene[5]의 결과와 비교한 것이 그림 5와 같다. 단순모형 (a)에 대한 측정결과와 Hoerner[4]의 결과를 비교해 보면 유동박리점 위치가 150° 근처로서 비슷한 위치에서 유동박리가 일어남을 알 수 있다. 또한 두 실험에서 얻어진 표면압력 분포가 전반적으로 일치하는 결과를 보이고 있다. 하지만 유동박리점 근처에서 보이는 표면 압력의 차이는 두 실험에 사용된 모형의 차이에 의한 레이놀즈수의 차이로 생각된다.

단순모형 (b)와 Warschauer와 Leene[5]의 결과를 비교하면 0°~90° 영역에서는 두 실험결과가 유사한 모습을 보인다. 하지만 90° 이후에서는 압력계수의 기울기가 차이를 보이며, 유동박리점의 위치가 Warschauer와 Leene의 실험에서 측정된 120°와는 달리 본 연구에서는 150° 근처에서 일어남을 확인할 수 있다. 이는 구형상에 대한 본 연구의 단순모형 (a) 및 Hoerner의 결과와 일치하는 것으로 원기둥 상부에 반구가 부착된 단순모형 (b)의 유동특성이 원기둥과 구의 유동특성이 결합된 형태로 나타남을 알 수 있다.

단순모형 (b)의 상부표면압력 분포는 그림 6과 같으며, 단순모형 (a)의 결과와 유사한 결과를 보

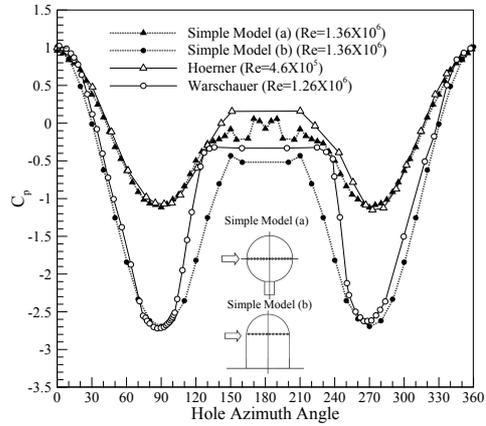


그림 5. 단순모형 (a), (b)의 측면표면압력

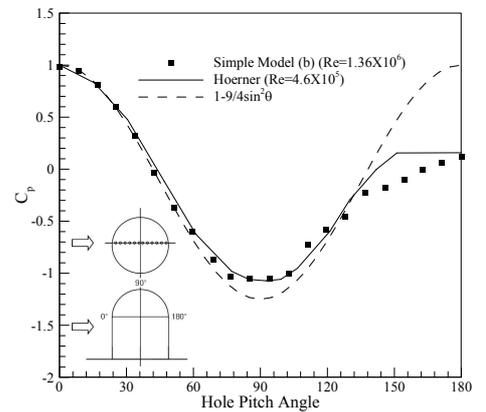


그림 6. 단순모형 (b)의 상부표면압력

였다. 또한 실험모형 (a)의 결과와 마찬가지로 유동박리점에서의 압력계수의 값이 Hoerner의 결과와 차이를 나타내었으며 이러한 차이는 비교대상인 Hoerner의 결과와의 레이놀즈수 차이 때문인 것으로 생각된다.

3.2 EOTS모형의 결과 및 분석

EOTS모형의 실험은 헬리콥터 장착형태 및 고정익기 장착형태에 대하여 각각의 구동부에 가해지는 토크와 표면 압력을 측정하였다. 실험의 타당성과 관측창에 의한 유동의 영향을 확인하기 위하여 단순모형 (b)의 표면 압력과 EOTS모형의 표면 압력을 관측창구동부를 회전시켜가며 비교한 결과는 그림 7과 같다. 관측창이 유동방향에서 관측할 때 후면에 위치하게 되는 135° 경우에 단순모형 (b)와 가장 유사한 결과를 나타낸다. 이와 비교하여 관측창이 유동방향과 평행하게 위치

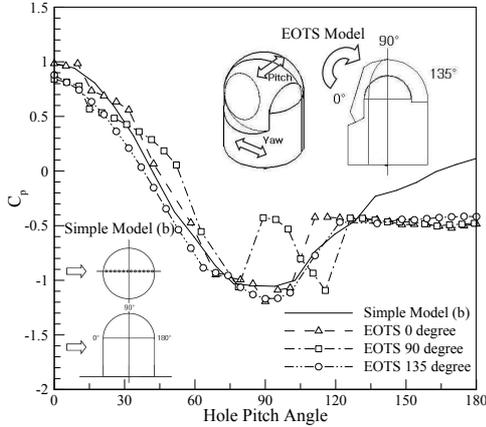


그림 7. 헬리콥터 장착모형의 표면압력

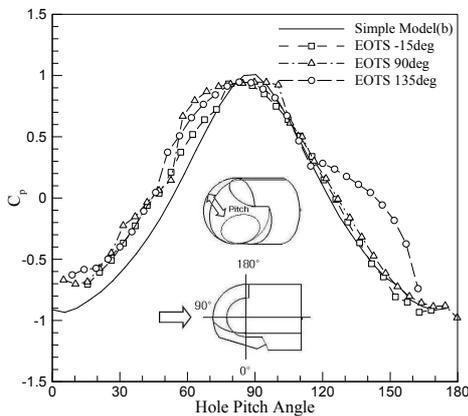


그림 8. 고정익기 형태의 표면압력

하는 90°지점일 때, 관측창이 위치한 지점의 압력이 크게 변화함을 볼 수 있다. 이것은 관측창이 위치한 지점의 급격한 표면형상 변화가 공기력에 영향을 미치는 것을 잘 보여 주는 결과이다. 이는 관측창의 위치가 유동의 박리점근처에 위치할 경우 유동의 압력변화에 영향을 미치는 것을 알 수 있다

고정익기 장착형태의 EOTS모형의 표면 압력을 단순모형 (b)의 표면 압력과 비교한 결과는 그림 8과 같다. 압력분포의 경향은 단순모형 (b)의 결과와 유사하였으나 지지부와 관측창구동부 사이의 홈이 존재하는 전면부에서 압력이 전체적으로 높게 나타났다. 또한 관측창의 전면 상부에 위치하게 되는 135°일 때 표면 압력이 크게 변화하는 것을 확인하였다. 이러한 결과로 보아 관측창의 위치에 의하여 표면 압력이 크게 변화하며 이런 표면 압력의 변화가 구동부의 토크에 영향

을 줄 것으로 생각된다. 그러한 압력의 변화에 따른 토크의 변화를 확인하기 위하여 관측창구동부와 지지부의 토크를 확인하여 연관성을 확인하였다.

헬리콥터 장착형태에서 지지부와 관측창구동부의 회전에 따른 관측창구동부의 평균토크 변화는 그림 9와 같다. 여기서 T_{ref} 는 Yaw각도가 0°이며 Pitch각도가 -15°일 때 구동부에 작용하는 평균토크값으로 모형은 이러한 각도일 때 가장 단순한 형상을 보인다. 본 논문에서는 실험 수행 결과를 측정토크의 T_{ref} 에 대한 비로 나타내었다. 토크값은 모형의 형상에 따른 유동의 비정상적으로 인하여 시간에 따라 진동하는 값으로 측정되었다. 그리하여 토크값의 처리과정에서 누적된 값에 대한 평균값 및 최대변화량을 구하였으며 그러한 측정값의 예는 그림 9와 같다. 여기서 구한 평균값으로 압력 값과 비교하여 관측창의 영향을 알아보았다. 그러나 EOTS를 설계하는데 있어서는 순간적인 최대 부하에 대한 자료가 필요하므로 최대변화량에 대한 값을 측정하여 평균토크값과 비교하여 보았다. 그림 10에서 보면 모형이 요(Yaw) 방향으로 회전함에 따라 관측창구동부의 위치(Pitch)에 따른 평균토크 변화의 경향이 반대로 나타남을 알 수 있다. 이러한 경향은 지지부가 회전함에 따라 유동방향에 대한 관측창의 위치가 변하면서 관측창구동부의 각도 변화에 따른 토크 변화의 경향도 달라지는 것으로 보인다. 또한 관측창에 가해지는 토크는 지지부의 요각도가 180°일 때 변화가 가장 큰 게 나타났다. 특히

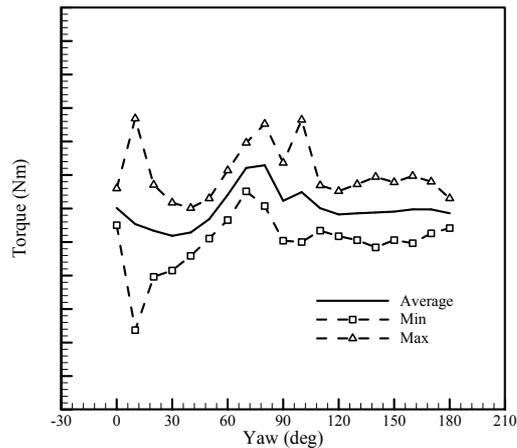


그림 9. 헬리콥터 형태의 관측창 구동부 토크 값의 평균값 및 최대변화값 (지지부 0°, 관측창 -15°)

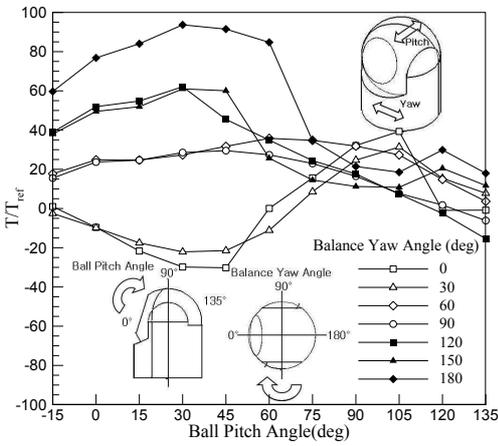


그림 10. 관측창구동부의 평균 토크

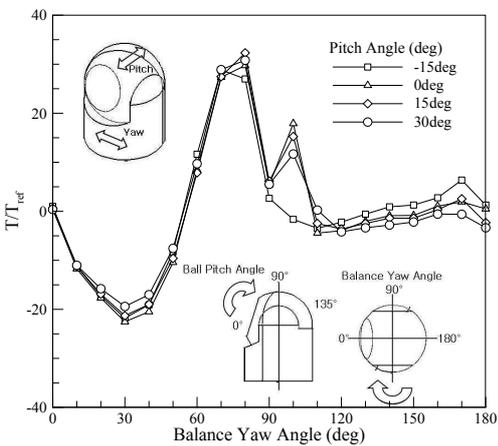


그림 11. 지지부의 평균 토크 (관측창 -15°~30°)

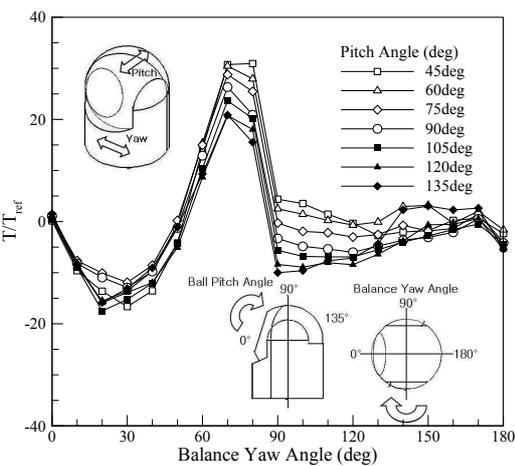


그림 12. 지지부의 평균 토크 (관측창 45°~135°)

모형이 유동방향에 정반대로 위치하게 되는 지지부의 요각도가 0°인 경우에 비해 변화량이 3배 정도 큰 것을 볼 수 있다. 이는 모형이 회전하면서 유동방향의 단면형상이 변화함에 따른 것으로 생각된다.

지지부의 평균토크 측정결과는 그림 11, 12와 같다. 지지부의 평균토크는 모형이 회전함에 따라 3%정도의 변화량을 나타내었으며 모형이 회전함에 따라 평균토크가 음의 방향으로 증가하다 감소하였다가 다시 양의 방향으로 증가한 후에 0에 가까운 값으로 수렴하는 경향을 보인다. 이러한 경향의 주요원인은 지지부의 방위각이 변함에 따라 모형의 유동방향 단면형상이 좌우 비대칭하게 변하면서 나타나는 결과로 생각된다. 모형의 전면에 존재하는 지지부와 관측창구동부 사이의 움푹 들어간 면이 바로 이런 유동방향 단면형상의 좌우 비대칭을 유발하는 가장 큰 인자이다.

평균토크값의 변화량이 큰 80°지점에서 관측창구동부의 회전각에 따른 평균토크 변화를 살펴보면 관측창이 위치하는 각도가 증가함에 따라 평균토크가 점차 감소함을 확인할 수 있다. 이러한 평균토크의 감소는 그림 12의 결과에서 좀 더 잘 나타나는데, 지지부의 회전각이 80°인 지점에서 평균토크가 최소인 지점은 최대인 위치의 50%인 것을 확인할 수 있다. 이런 경향의 이유는 관측창구동부가 회전함에 따라 유동방향 단면형상을 변화시켜 모형 좌우로 흘러가는 유동에 의한 공기력에 영향을 미치기 때문이다. 따라서 관측창의 변화가 유동방향 단면형상에 영향을 크게 미치는 지지부의 회전각이 60°~120°인 영역에서 관측창구동부의 각도에 따라 평균토크의 값이 크게 변하는 모습이 보이고 있다.

또한 지지부의 회전각이 90° 이후에 감소하는 경향을 보이는 평균토크가 관측창이 이루는 각도가 0°~30°인 경우에만 100° 지점에서 증가하는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상을 확인하기 위하여 지지부의 최대토크변화량을 확인해보았으며 그 결과는 그림 14와 같다. 관측창의 각도가 30°일 때 토크의 변화량을 확인하여 보면 요 각도가 100° 지점에서 큰 토크변화가 있음을 확인할 수 있다. 이러한 현상은 관측창의 각도가 0°~30°에서 특징적으로 나타는 현상으로, 이 경우에 그림 12와 같이 관측창이 유동박리점 근처에 위치하게 되어 유동박리에 영향을 주어 좌우에 미치는 공기력에 영향을 미치기 때문으로 생각된다.

고정익기 장착형태에서 관측창의 위치에 따른 관측창구동부에 가해지는 평균토크의 변화는 그림 15와 같다. 고정익기 장착형태의 관측

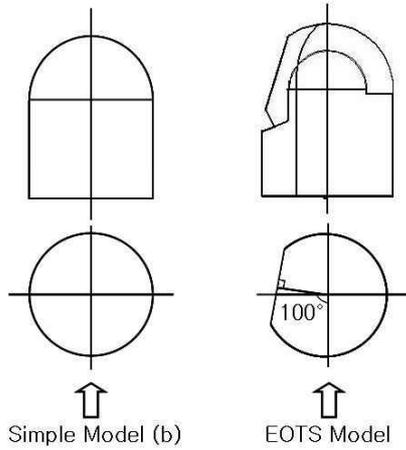


그림 13. 관측창에 의한 토크의 영향

창구동부의 토크는 관측창이 회전함에 따라 변화하여 관측창이 유동방향에 면할 때 작아지는 것을 볼 수 있다.

헬리콥터 장착형태의 관측창구동부의 토크측정결과와 고정익기 장착형태의 관측창구동부의 토크측정결과를 비교해보면, 고정익기 장착형태에서의 토크 변화량이 헬리콥터 장착형태에서의 변화량보다 상대적으로 작음을 알 수 있다. 이는 모형이 장착형태 변화로 보다 항공역학적인 형상이 되면서 유동에 의한 영향을 작게 받게 되어 나타나는 현상으로 생각된다. 헬리콥터 장착형태와 고정익기 장착형태의 토크 값을 비교해보면 모형의 전체적 형상이 구동부에 가해지는 토크에 중요한 영향을 갖는 것을 알 수 있다.

IV. 결 론

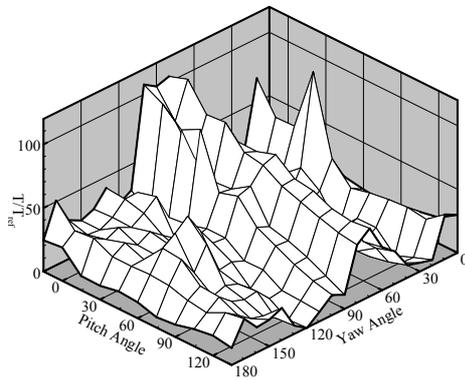


그림 14. 지지부의 최대 토크 분포

본 연구는 군용항공기에 사용되는 전자광학추적장치의 저속 기동조건에서의 공력특성 및 회전구동부에 가해지는 토크특성을 알기 위하여 아음속풍동시험을 통해 수행하였다. EOTS모형의 측정결과를 비교하기 위해 실시된 원기동에 반구를 붙인 형태의 단순모형실험에서는 유동특성이 원통과 구의 특성을 결합한 모습을 보여주었다. 또한 단순모형과 EOTS모형의 표면 압력을 비교한 결과를 통해 관측창이 위치하는 지점에서의 급격한 압력계수의 변화가 관측되었다. 이는 복잡한 형상을 갖는 EOTS모형은 관측창과 표면의 급격한 형상변화를 주는 측면구조물에 의하여 공기력에 영향을 받고, 이것이 유동박리와 항력발생 그리고 구동부에 진동 및 토크에 영향을 끼침을 알 수 있다.

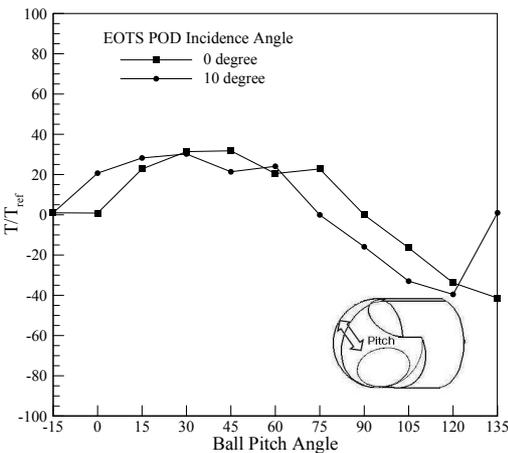


그림 15. 고정익기 형태의 관측창 구동부의 토크

EOTS모형의 헬리콥터 장착형태 및 고정익기 장착형태에서의 관측창구동부 및 지지부에 가해지는 평균토크의 크기는 각도에 따라 $100T_{ref}$ 이하의 범위에서 변화를 보여주었다. 헬리콥터 장착형태 및 고정익기 장착형태 모두 지지부와 관측창구동부의 회전에 따라 관측창과 같은 외부형상의 급격한 변화가 유동과 만나는 위치가 달라지고 이것이 구동부에 가해지는 토크에 상당한 영향을 미치는 것을 알 수 있었다.

평균토크값과 순간최대토크변화량을 비교하였을 때 같은 각도에서 순간토크변화량이 평균값의 3배정도의 변화를 보였다. EOTS의 설계에는 이러한 순간적인 회전부하가 작동의 장애요인이 될 수 있으므로 이러한 평균토크값과 순간토크변화량의 차이를 생각하여 EOTS의 설계가 필요할 것으로 생각된다.

후 기

본 연구는 삼성탈레스의 지원으로 수행되었으며, 풍동시험을 위해 수고를 아끼지 않으신 공군사관학교 아음속 풍동 실험실 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 유병철, 서상호, 윤시형, "헬기용 전방관측 적외선 장비(EOTS)의 동특성 해석 및 분석", 제 11차 유도무기 학술대회, 2001, pp. 198-202.
- 2) 김동현, 이인, "외부 장착물이 있는 전투기 날개의 천음속/초음속 비정상 유동장 해석", 한국항공우주학회지, Vol. 27, No. 3, 1999. 5.
- 3) 이민규, 정용인, 김대진, 서상호, "천음속 유동장에서 상대운동중인 외부장착물의 공력특성 분석", 한국항공우주학회 2007추계학술발표회, 2007. 11, pp. 140-143.
- 4) S. Hoerner, "Tests of Spheres With Reference to Reynolds Number, Turbulence, and Surface Roughness", NACA Technical Memorandum No. 475, 1935.
- 5) M. M. Zdravkovich, "Flow Around Circular Cylinders", Oxford University Press, 1997, pp. 193.