

천안함 프로펠러의 손상분석 및 시뮬레이션

노인식 (충남대학교)

1. 머릿말

침몰된 천안함의 함미를 인양한 이후, 가장 눈길을 끈 부분이 바로 프로펠러의 변형형상이었다. 워낙 기묘한 모양으로 휘어져 있었기 때문에 초기에는 민군합동조사단의 전문가들도 전혀 변형원인을 짐작하기 어려웠다. 추진기 날개 변형만으로 천안함의 침몰 원인을 직접 추정하기는 곤란하지만 침몰 원인과 관련된 규명은 반드시 이루어져야 했고, 무엇보다도 여러 곳에서 제기된 각종 의혹을 해소하기 위해서는 변형 원인에 대한 심층적인 연구가 꼭 필요한 상황이 되었다.

처음부터 좌초를 비롯한 모든 가능성을 염두에 두고 변형 원인에 대한 여러 가지 시나리오가 제안되었으나, 정밀한 검토 결과 현재의 변형 상태를 모두 합리적으로 설명하기는 어려웠다. 난감한 상황에서 먼저 실마리를 제공한 것은 스웨덴 조사단이었다. 스웨덴 조사단은 100 rpm으로 정상 회전하던 추진기 날개가 감속기어 부근에 작용한 폭발 충격에 의해 급정지함으로써 발생한 회전 관성력을 유력한 원인으로 제안하였다. 이것은 그 때까지 제안된 여러 가지 손상 시나리오 중에서 유일하게 뚜렷한 접촉 파손 흔적이 없는 천안함 추진기의 변형 형상을 완벽하게 설명할 수 있었다. 그러나 자체적인 시뮬레이션 결과, 추진기 날개의 root 부근이 부분적으로 항복응력을 초과하는 고응력 상태를 보였지만 얻어진 날개의 변형 형상이 실제 변형 형상과는 상당한 차이가 있어 추가적인 다른 원인이 있는 것으로 판단하였다. 결국 최종적으로 감속기어 부근의 추진축이 함미 방향으로 약 10cm 정도 빠져 나와 있는 현상에 착안하여 폭발 충격에 의해 추진축이 급격히 함미 방향으로 밀리는 상황을 가정하였고 이 시나리오에 따라 정밀한 시뮬레이션을 수행한 결과 현재의 추진기 날개 변형 형상과 유사한 변형 모드를 얻을 수 있었다.

2. 추진기 날개의 변형 상태

좌, 우현 프로펠러 모두 날개 일부가 휘거나 파단되었다.(그림 1 참조) 하부의 일부 손상은 선체 인양 시 거치대 안치 중 거치대의 파손 사고로 인한 것으로 보인다. 좌현 프로펠러 날개는 이 때 발생한 손상 외에는 거의 원형을 유지하고 있기

때문에 지금 부터는 심각한 손상을 보이고 있는 우현 프로펠러에 대하여 자세히 고찰한다.

1) 우선, 그림 2에서 보는 것처럼 거치 과정에서 부러진 1개를 제외한 4개 날개의 끝단이 모두 유사한 모양으로 휘어져 있다. 이것으로부터 우현 프로펠러 날개는 회전 중에 손상된 듯한 정황으로 보였다.

2) 날개 끝에 약간의 손상 흔적이 관찰되고 있고 부분적으로 찌힌 흔적들이 몇 군데 발견되었으나 날개 변형과의 직접적인 연관성은 찾기 어려웠다.

나머지 부분에서는 다른 물체와의 충돌 또는 마찰로 인한 굽힌 흔적이 발견되지 않았다.

3) 좌현의 프로펠러 날개에는 따개비와 같은 조패류가 상당히 많



그림 1 천안함 추진기 날개의 변형 형상



그림 2 우현 프로펠러 날개의 변형 형상 및 날개의 회전 방향

이 부착되어 있으나 우현 날개에는 부착되었던 조패류가 거의 떨어져 나가 비교적 매끈한 상태를 유지하고 있다.

3. 손상 시나리오

초기에 손상의 발생 과정에 대한 시나리오가 몇 가지 제안되었으나 변형 상태를 역학적으로 모두 설명하기에는 미흡하기에 논의 대상에서 제외한다.

3.1 좌초에 의한 변형 가능성

가장 먼저 생각할 수 있는 부분이 프로펠러가 회전 중에 무엇인가에 부딪혔을 가능성인데 문제는 프로펠러에 충돌로 인하여 이 정도 큰 변형을 유발할 수 있는 국부적인 손상 흔적이 전혀 발견되지 않았고 전반적으로 깨끗한 형상을 유지하고 있다는 점이다. 좌초와 같이 모래바닥에서 회전했다 하더라도 그 정도 큰 변형이 발생하려면 최소한 프로펠러 표면에 회전 방향으로 마찰 흔적은 있어야 하는데 전혀 그런 흔적을 발견하기 어려웠다.

또한 날개의 변형 형상을 자세히 관찰해 보면 역방향으로 회전할 때 무언가에 부딪힌 것처럼 날개의 끝단에서 몸체 쪽으로 구부러진 전형적인 압축 좌굴 모드를 보이고 있다. 날개가 정상적으로 회전하는 상황에서 발생하기에는 상상하기 어려운 모양이기 때문에 좌초 후 추진기를 역회전시켜 후진해서 빠져나오지 않았나 하는 의구심의 근거가 되었다.

그러나 천안함의 프로펠러는 선속을 바꿀 때는 물론 후진할 때에도 날개를 역회전 시키지 않고 날개 각도만 조절하는 소위, 가변 피치 프로펠러(Controllable Pitch Propeller, CPP)이기 때문에 역방향으로 회전했을 가능성은 전혀 없다.

따라서 충돌이나 좌초 등 고형물과의 직접적인 접촉으로 인한 변형 가능성은 희박한 것으로 판단하였다.

3.2 선체 중앙부 폭발 충격력에 의한 변형 가능성

직접적인 접촉에 의한 변형 가능성을 제외한다면 선체 중앙부에서 발생한 폭발에 의한 충격 압력이 추진기 날개에 직접 작용했을 가능성을 고려할 수 있다. 그러나 추진기 날개 위치가 폭발 지점으로부터 30 m 이상 떨어져 있어 충격 압력의 크기가 급격히 감소될 수밖에 없고 날개의 변형 방향이 함수 쪽으로 휘어져 있어 직접적인 충격 압력에 의한 변형 가능성은 없는 것으로 판단하고 고려 대상에서 제외하였다. 따라서 최종적으로 기관실 부근의 폭발 충격에 의해 추진축을 통하여

추진기로 전달된 충격력이 변형 원인으로 지목되었다. 이러한 충격력은 다음과 같은 4 종류의 힘으로 정리할 수 있으며 그 상황을 그림 3에 요약하여 나타내었다.

- 추진기가 정상 회전 중 급정지에 의한 비틀림 (스웨덴 조사단 제안)
- 추진축의 축 방향 충격 하중
- 수직, 수평 방향 충격력

여기서 수직 및 수평 방향 충격력은 추진축의 길이 방향으로 여러 개 분포된 베어링의 지지부에 흡수될 수밖에 없기 때문에 추진기까지 전달되기는 어려우므로 축방향 및 비틀림 충격력만 고려하기로 한다.

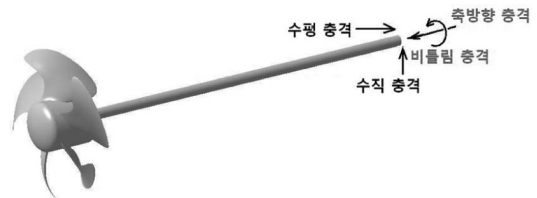


그림 3 추진축에 작용할 수 있는 충격력

4. 수치 시뮬레이션에 의한 변형원인 분석

추진축을 통하여 날개로 전달된 폭발 충격력에 의한 날개 변형 가능성을 정밀하게 수치 시뮬레이션함으로써 이 시나리오의 타당성을 검증하였다.

4.1 회전 관성력에 의한 변형 가능성

스웨덴 조사단에서는 프로펠러가 정상상태인 100 rpm 으로 회전하다가 엔진과 감속기어 부근에 작용한 폭발충격에 의해 갑자기 정지되었고 이 때 추진기 날개의 급정지로 인하여 발생한 회전(축 비틀림) 관성력으로 인한 날개 변형 가능성을 제기하였다.

1000 분의 수초 단위의 짧은 시간 내에 회전이 멈추게 되면 프로펠러 날개에 큰 회전관성력이 걸릴 수 있다. 이때 관성력의 크기는 정지 시 가속도에 비례하고 가속도는 정지시간의 길이에 반비례하기 때문에 정지까지 걸린 시간이 짧을수록 관성력의 크기는 대체로 커진다. 관성력의 작용 방향은 그림 2에서 보인 날개의 회전 방향과 동일하다.

이와 같은 변형 시나리오를 처음 제안했던 스웨덴 조사단에서는 천안함 프로펠러 제작 업체인 스웨덴 KAMEWA사에 개략적인 시뮬레이션 의뢰한 바 있다. 추진기의 회전축이 급속 정지하는 경우 프로펠러 날개에 발생하는 응력 수준이 프로펠러 재료인 Al-Bronze의 탄성변형 한계인 290 MPa를 훨씬 초과하는 700 MPa 수준에 이른다는 것을 확인함으로써 소성 변형이 발생했을 가능성을 보였다. 여러 가지 사정으로 스웨덴 조사단으로부터 시뮬레이션 과정에 대한 보고서를 넘겨받지 못하였으나 응력 수준이 700MPa에 이른다는 결과로부터 유추할 때, 선형탄성해석 수준의 검토가 이루어진 것으로 판단하였다.

민군합동조사단에서도 이와 같은 개략적인 시뮬레이션에서 한발 더 나아가 프로펠러의 변형 형상을 비선형 유한요소법으로 정밀하게 시뮬레이션을 실시함으로써 변형 가능성을 검토하였다.

그러나 해석 결과 추진기 날개의 root 부근이 부분적으로 항복응력을 초과하는 고응력 상태를 보였지만 날개 중간이 접혀지는 실제 변형 형상과는 상당한 차이가 있었기 때문에 급정지에 의한 회전 관성력만으로는 현재의 변형이 발생하는 것은 불가능하며 또 다른 추가적인 원인이 있는 것으로 판단하였다. 더욱이 엔진 정지에 의해 추진기가 1000분의 수초 단위의 짧은 시간에 정지하였다는 시나리오자체에 대한 타당성을 정밀하게 검토하기 어려웠으며, 그런 급정지가 발생했다 하더라도 추진기 날개의 회전 관성력에 의해 추진기 축에 상당한 비틀림 변형이 발생할 수 있기 때문에 실제 추진기 날개까지 이 급정지 효과가 그대로 전달되기는 어렵다는 점이 이 시나리오의 문제점으로 지적되었다.

4.2 축방향 충격력에 의한 날개 변형 가능성

급정지만으로는 실제 변형 형상이 발생하기 어렵다는 사실이 밝혀졌기 때문에 추가적인 변형 원인에 대한 검토가 이루어졌다. 함미 인양 이후 선체에 대한 정밀 감식 과정에서 감속기어 부근의 추진축이 함미 방향으로 약 10 cm 정도 빠져 나와 있는 현상이 보고되었고 이에 착안하여 폭발 충격에 의해 추진축이 급격히 함미 방향으로 밀리는 상황을 가정하였다. 즉 그림 3에서 보는 바와 같이 추진축에 축방향 충격력이 작용함으로써 감속기어에 충격 손상이 발생하게 되고 이에 따라 추진축을 함미 방향으로 급격히 밀어 내는 충격력으로 작용함으로써 추진기 날개에 변형을 유발한다는 상황을 가정하고 이 시나리오에 따라 정밀한 시뮬레이션을 수행하였다. 이하 시뮬레이션 과정에 대한 내용을 개략적으로 설명한다.

4.3 축방향 충격력에 의한 날개 변형 시뮬레이션

천안함 프로펠러는 날개 수 5, 직경 3.3 m, 회전속도 99 rpm의 가변피치 프로펠러로서 청동고력주물(AL-Bronze)로 제작되었다. 이 재료는 선박용 추진기에 가장 일반적으로 사용되는 것으로서 탄성계수는 126 GPa, 항복응력은 290 MPa, 인장강도는 670 MPa에 이른다.

추진기의 충격해석은 충격해석에 강점이 있는 LS-DYNA code를 이용하였다. 날개는 8-절점 육면체요소를 사용하여 모델링 하였고 hub는 강체 판요소로 형상만을 구현하였다. 각 날개는 폭(chord) 방향으로 40개, 길이(span) 방향으로 80개의 요소로 분할하였다.

- Number of brick elements : 16,000
- Number of shell elements : 47,520
- Number of nodes : 79,963

최종적인 유한요소해석 모델의 형상은 그림 4에 보인 바와 같다. LS-DYNA에서는 접수효과를 직접 고려할 수 없기 때문에, 부가수 질량의 영향을 고려하기 위하여 다음과 같은 근사해법을 적용하였다. 먼저 MSC.NASTRAN을 이용하여 수중에서의 고유진동해석을 수행하고 여기서 얻어진 고유진동수와 동일한 고유진동수가 도출될 수 있도록 날개 표면에 가상적인 질량을 분포시켰다. 이때 이 부가질량은 각 요소의 면적에 비례하는 것으로 간주하였다. 이렇게 얻어진 고유진동수는 3차까지는 거의 유사한 값을 보이고 있었으므로 접수효과를 비교적 근사하게 나타낼 수 있는 것으로 판단하였다.

실제 충격하중은 그림 3에서 보는 바와 같이 여러 성분들이 복합적으로 작용한 것으로 판단되지만, 우선 순수한 축방향 충격하중만 impulse 형태로 작용한 것으로 간주하고 이 중심점 위치에 함미 방향으로 그림 5와 같은 skewness가 1인 이등

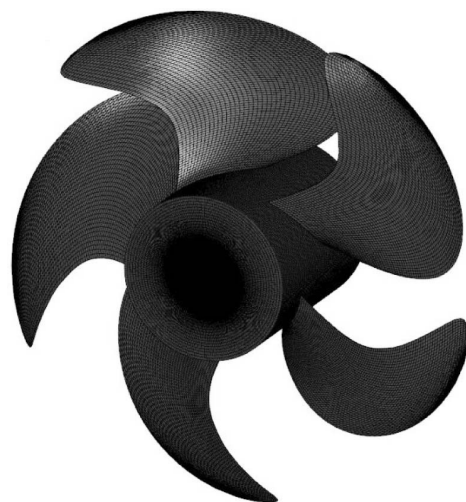


그림 4 유한요소해석 모델

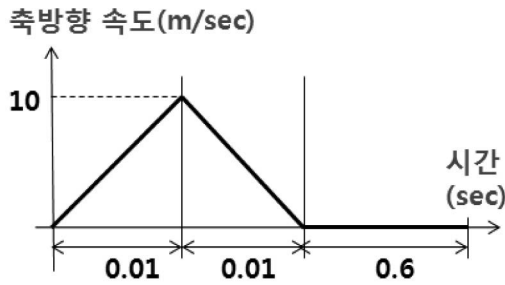


그림 5 가정된 축 방향 충격속도 변화

변 삼각형 모양의 충격속도를 hub의 중심 위치에 가하였다. 작용시간은 수중에서의 고유진동주기와의 상관관계를 고려하여 여러 가지 경우에 대한 계산을 시도하였으며 최종적으로 약 0.02 초로 결정하였다. 속도의 크기는 우현 프로펠러의 추진축이 약 93 mm 빠져 나와 있는 손상 보고를 감안하여 속도의 적분치가 약 100 mm가 될 수 있도록 peak치를 10 m/sec로 하였다. 해석 결과 날개의 중간 부분이 함수 방향으로 접히는 기본적인 변형 모드가 실제 천안함 변형 형상과 거의 일치함을 확인할 수 있었으며, 그림 6에 시뮬레이션된 날개의 변형 과정을 차례로 보였다. 그림 2에 보는 바와 같이 날개 끝단이 2중으로 휘어 있는 현상은 변형 과정에서 날개 끝단이 hub나 이웃 날개에 접촉됨으로써 발생된 2차 변형으로

추측되며 실제 날개에도 끝단에서의 작은 접촉 손상을 비롯한 이러한 흔적들이 부분적으로 발견되고 있다.

5. 좌현 프로펠러의 변형 미발생 원인

우현 프로펠러가 심각한 손상을 입었음에도 불구하고 좌현 프로펠러는 비교적 온전한 형상을 유지하고 있어 세간의 관심이 집중된 바 있다. 실제 폭발 현장의 상황을 자세히 설명할 수 있는 직접적인 증거는 있을 수 없기 때문에 어쩔 수 없이 결과로 나타난 정황으로부터 유추할 수밖에 없다. 우현 프로펠러의 변형원인이 감속기어와 엔진 부근에 작용한 충격력이 추진축을 통하여 전달된 것이라면 결국 이 충격력의 전달기구에 대한 검토를 바탕으로 추론이 이루어져야 할 것이다.

천안함의 추진축과 연결된 감속기어는 폭발에 의해 유실된 가스터빈실의 함미 방향으로 인접한 격실 내에 디젤기관과 함께 설치되어 있다. 선체 수중폭발 시뮬레이션 및 현장 감식 결과로부터 유추해 볼 때, 가스터빈은 폭발 당시 좌현 하부에 작용한 폭발력에 의해 우현방향으로 튕겨져 나가는 한편 격벽 역시 전체적으로 우현 쪽으로 밀린 것으로 판단된다. 이에 따라 감속기어에서 가스터빈과 연결된 회전축이 우측으로 밀려 나가게 되고 우현 프로펠러의 추진축과 연결된 우측 기어가

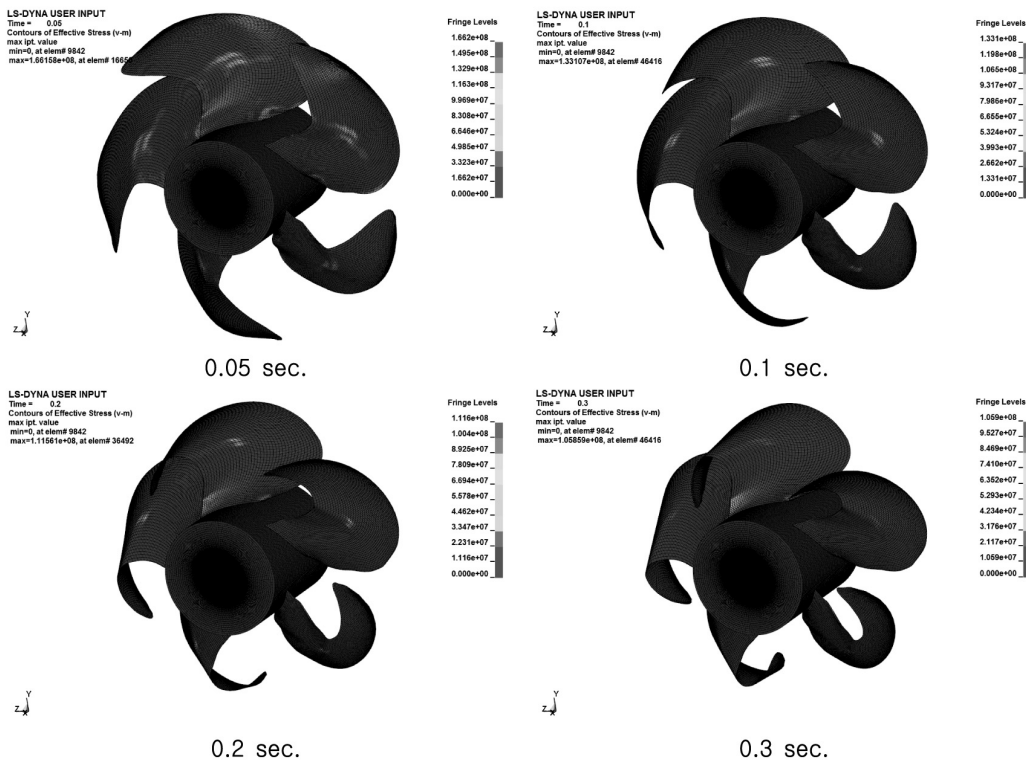


그림 6 추진기 날개의 변형 과정

좌측 기어에 비해 더 심한 손상을 입었을 가능성이 크다. 함미 인양 후 이루어진 현장 감식 보고에도 좌현 추진축과 연결된 기어 부분은 거의 정상적인 상태를 유지하고 있는 반면 우현 쪽 기어들은 서로 심하게 압착된 상태였고 다수의 손상이 발생되었음을 확인할 수 있었다. 이는 우현 추진축으로 큰 충격력이 전달되었던 정황으로 볼 수 있고 반면에 좌현 기어는 이러한 압착이 발생되지 않았으므로 프로펠러 날개 쪽으로 충격력을 상대적으로 덜 전달한 것으로 판단된다.

결국, 좌현 프로펠러에 손상이 발생하지 않은 이유는 추진축 연결 기어의 손상 정도 차이에 따라 충격 속도의 작용시간이 우현에 비해 좌현 프로펠러가 상대적으로 길었기 때문인 것으로 추정된다. 매우 짧은 시간에 일어난 거동이기 때문에 작용시간에 약간의 차이만 있어도 가속도는 상당히 달라질 수 있고 이에 따라 충격력 역시 크게 차이날 수 있다.

6. 결론

천안함 추진기의 변형 분석을 위하여 정밀 시뮬레이션을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 좌초 등 추진기에 어떤 물체가 직접 접촉했을 가능성은 희박하다.
- 2) 축 방향 충격하중에 의해 실제 변형형상과 유사하게 날

개 중간 지점이 구부러지는 변형이 발생 가능하다. 따라서 추진기 날개의 변형 원인은 추진축으로 전달된 축 밀림, 급정지 등 충격력이 복합적으로 작용한 것으로 판단된다.

3) 좌현 프로펠러에 손상이 발생이 발생하지 않은 이유는 감속 기어의 손상 현황으로 부터 유추할 때 좌현 프로펠러가 우현에 비해 상대적으로 충격력이 적었기 때문인 것으로 판단된다.

참고문헌

대한민국 국방부, (2010.10) 천안함 피격사건 합동조사결과 보고서
 LSTC (2009), "LS-DYNA User's Manual, Version 971 R4," Livermore Soft Technology Corp., USA.



노인식

- 1956년 생
- 1992년 서울대학교 박사
- 관심분야 : 대형구조물의 안전성평가, 비선형 구조해석
- 현 재 : 충남대학교 선박해양공학과 교수
- E-mail : isno@cnu.ac.kr