

75톤급 터보펌프의 조립체 열응력 거동 해석

윤석환* · 전성민** · 김진한**

Thermomechanical Analysis of a 75ton Thrust Turbopump Assembly

Suk-Hwan Yoon* · Seong Min Jeon** · Jinhan Kim**

ABSTRACT

A 75ton thrust turbopump system for liquid rocket engine was analyzed thermally and mechanically. A 2D axisymmetric model of the turbopump assembly was created. In the analysis operation cycle including chill-down, operation and post operation steps were considered. Appropriate heat transfer conditions for each step were modeled and applied. Transient temperature distribution was calculated, consequent mechanical analysis was conducted to predict stress and deformation. Effects of external heat insulators and heat dissipation at the bearings were considered in the heat transfer analysis.

초 록

75톤급 액체로켓엔진 터보펌프 조립체에 대한 열응력 해석을 수행하였다. 터보펌프 시스템의 거시적인 거동을 조사하기 위하여 전체 조립체를 해석 대상으로 고려하였으며 해석의 효율성을 높이기 위하여 2차원 축 대칭 모델로 해석하였다. 실제 운전 조건을 고려하여 예냉, 운전 및 운전 후 단계에 대한 열전달 조건을 상정하여 해석하였으며 각 단계에서의 온도 분포, 응력 분포 및 변형량을 예측하였다. 해석에는 터보펌프를 감싸고 있는 단열재의 영향 및 베어링에서 발생하는 발열량을 고려함으로써 최대한 정확한 예측이 가능하도록 하였다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Finite Element Analysis(유한요소해석), Stress(응력), Deformation(변형)

1. 서 론

액체로켓의 산화제와 연료를 고압으로 가압하

여 연소실로 공급하는 터보펌프는 액체로켓엔진의 핵심 부품이며, 가혹한 운전 조건 하에서 매우 높은 성능을 이끌어냄과 동시에 중량은 가볍게 제작하여야 하므로 통상적인 기계 설계 기준에서 볼 때 설계 안전 마진이 매우 낮을 수밖에 없다[1]. 이러한 사정으로 인해 액체로켓의 발사 성공 여부는 흔히 터보펌프의 성공적인 운전

* 한국항공우주연구원 터보펌프팀
연락처, E-mail: shyoon@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원 터보펌프팀

의해 좌우되는 경우가 많으며 터보펌프는 설계 단계에서부터 매우 많은 단계의 구조적 검증은 거치게 된다[2]. 설계 단계에서의 구조적 검증은 간단하게는 단품 레벨에서의 정적 구조 해석을 통한 강도 검증에서부터 강성 해석, 조립체 레벨에서의 정적/동적 구조 해석, 체결요소 해석 등을 통해 폭넓게 검증된다[3,4].

본 연구에서는 이러한 구조적 검증 단계 중 하나인 터보펌프의 조립체에 대한 열응력 해석을 수행하였다. 조립체에 대한 해석은 두 개 이상의 단품으로 이루어진 소규모 조립체에 대한 해석과, 터보펌프 전체 조립체에 대한 해석으로 나눌 수 있는데, 전자는 주로 3차원 해석을 실시하여 단품에서 정확히 묘사하기 힘든, 단품 사이의 상호작용을 고려하기 위하여 실시하고, 후자는 보통 해석의 효율성을 고려하여 2차원 해석으로 터보펌프 전체의 열적, 기계적 거동을 조사하기 위하여 실시한다[5]. 본 연구에서는 2차원 축 대칭 모델로 터보펌프 전체 조립체를 근사화하였으며, 터보펌프의 예냉-운전-운전 후 단계를 각각 묘사하여 천이 열전달 해석 및 응력 해석을 실시함으로써 온도 분포 및 변형량 분포의 시간에 따른 변화를 조사하였다.

2. 열응력 해석 및 결과

터보펌프 구조 해석을 위하여 기 설계된 터보펌프의 3차원 조립체 모델로부터 구조적으로 의미가 있는 부분을 중심으로 2차원 축 대칭 모델을 작성하게 되며, 그 형상은 Fig. 1과 같다.

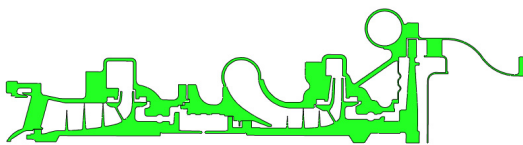


Fig. 1. 2D Axisymmetric Model of Turbopump

앞의 그림에서 터보펌프는 좌측부터 산화제펌프, 연료펌프 및 터빈으로 구성되어 있으며 산화제펌프와 연료펌프 사이에는 두 추진제가 만나 폭발하는 것을 방지하기 위한 IPS (Inter - Propellant Seal)이 위치하고 있다. 산화제펌프와 연료펌프는 유사한 구조를 가지고 있으며, 각각 인듀서, 임펠러, 펌프 축으로 이루어진 회전부 및 입구케이징, 벌류트 케이징으로 나누어져 있는 케이징으로 이루어져 있다. 이러한 구조를 가진 터보펌프 모델을 실제 운전 단계에 맞추어 해석하기 위하여, 엔진 점화 전 극저온 구동부의 온도를 산화제의 온도로 냉각시키는 예냉(chill-down)단계, 엔진 점화 후 본격적으로 터보펌프의 작동이 이루어지는 운전(operation)단계, 그리고 엔진의 점화가 끝난 후 고공에서 대기하는 단계를 운전 후(post operation)단계로 나누어 해석하였으며 각각의 단계에 적절한 경계조건을 부여하여 천이 열전달 해석 및 응력 해석을 실시하였다. 각 단계의 시간은 예냉 3600초, 운전 300초 및 운전 후 1800초로 구성하여 해석을 진행하였다.

다음 그림은 온도 분포 해석 결과의 한 예이다. 예냉 시작 후 1200초가 경과한 시점의 온도 분포이며, 전방 산화제펌프 내부가 산화제의 온도인 90K에 거의 수렴하고 있는 것을 확인할 수 있다. 산화제펌프 외부 표면은 케이징 소재인 스테인리스강의 낮은 열 전도도 때문에 냉각이 더디게 진행되고 있음을 알 수 있다. 그 밖에 연료펌프와 터빈 부분은 상온을 유지하고 있다.

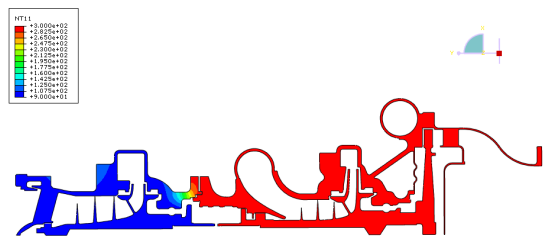


Fig. 2. Temperature Distribution during Chill-down

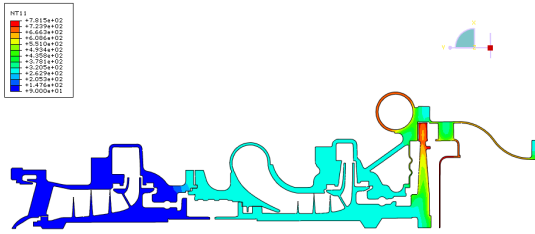


Fig. 3. Temperature Distribution during Operation

Figure 3은 엔진 점화 후 17초 경과 시점에서의 터보펌프 온도 분포를 나타내고 있다. 산화제 펌프 내부는 산화제의 높은 유량 및 유속으로 인하여 열전달계수가 높아져 거의 모든 구간에서 산화제 온도인 90K에 도달하여 있으며 연료 펌프는 상온의 연료에 의한 열전달로 상온을 유지하고 있다. 마지막으로, 터빈 부분은 고온의 터빈 구동 가스가 유입되어 노즐 블록의 콜렉터 부분 및 터빈 블레이드 부분이 높은 온도로 가열되고 있음을 확인할 수 있다.

다음 그림은 예냉 단계에서 산화제펌프 주요 지점에서의 시간에 따른 온도 변화 이력을 그래프로 나타낸 것이다.

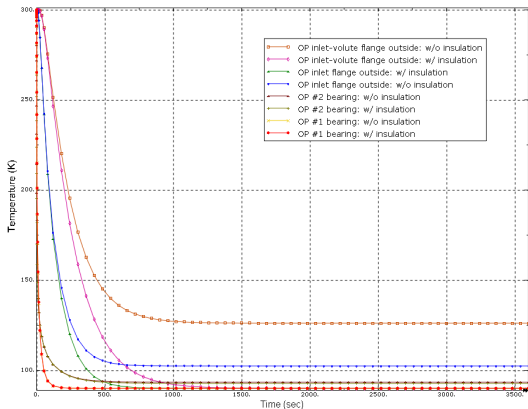


Fig. 4. Temperature History of the Oxidizer Pump during Chill-down

예냉 단계에서 산화제 유입에 따른 열전달이 이루어짐에 따라 산화제펌프의 모든 부분에서

온도 하강이 진행되며, 산화제펌프 내부 유로에 가까운 부분은 급격한 냉각이 이루어지고 내부 유로에서 멀어질수록 냉각 속도가 완만해짐을 알 수 있다. 또한, 펌프 외벽에 단열재가 없이는 자연 대류가 일어나는 상태에서는 외벽 온도가 산화제 온도인 90K까지 떨어지지 못하고 있음을 확인할 수 있다. 그러나 단열재의 유무는 산화제 펌프 내부 유로의 온도에는 큰 영향이 없는 것으로 나타났다.

터보펌프 운전의 마지막 단계로서 엔진 종료 후 정지 상태를 가정하여 모사하였다. 진공에 가까운 환경에서 펌프 정지 상태로 시간이 경과되면 터보펌프 내부에서 점차적으로 열적 평형 (thermal equilibrium) 상태로 수렴하게 된다. 즉, 산화제펌프의 극저온 부분, 연료펌프의 상온 부분 및 터빈의 고온 부분이 서로 열전도에 의한 에너지를 주고받으며 점차적으로 한 온도로 수렴해가는 과정을 겪게 되는데, 아래 그림은 운전 종료 후 약 1800초 시점에서의 온도 분포를 나타내고 있다. 터빈의 고온에너지에 의한 열전달이 연료펌프 쪽으로 눈에 띄게 진행되고 있음을 알 수 있으며, 산화제펌프와 연료펌프 사이에서도 열전도가 상당 부분 이루어지고 있음을 확인할 수 있다.

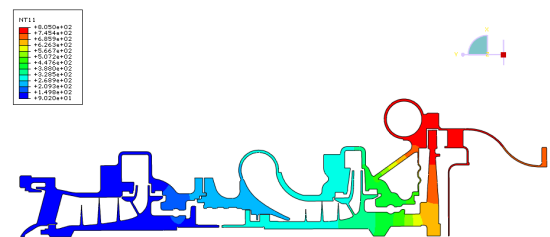


Fig. 5. Temperature Distribution during Post-Operation

이렇게 각 단계에서의 온도 분포가 구해지면 이를 이용하여 해당 단계에서의 응력 분포 및 변형량을 구할 수 있는데, 정확한 응력이나 변형량 분포는 각 단품의 3차원 형상으로부터 구하게 되지만, 조립체 레벨에서의 길이 변화, 간극

변화와 같은 수치의 거동은 본 연구와 같은 축대칭 전체 모델에서 쉽게 확인할 수 있다.

다음 그래프는 변형량 해석의 결과로서, 운전 기간 동안 터빈 블레이드 앞전과 노즐 출구면 사이의 축 방향 및 반경 방향 간극의 시간에 따른 변화 이력을 나타낸 것이다.

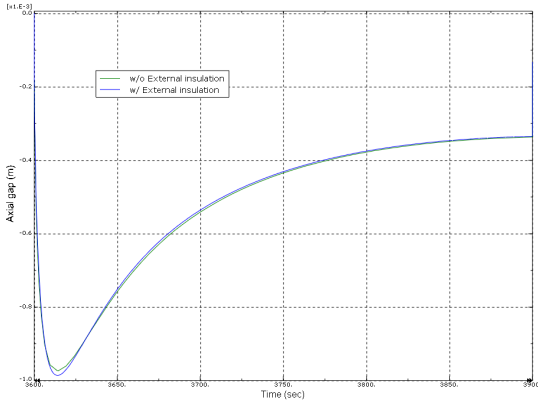


Fig. 6. Axial Gap between Turbine Blade and Nozzle Exit during Operation

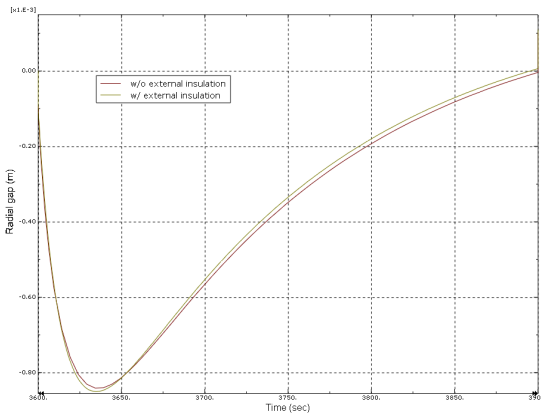


Fig. 7. Radial Gap between Turbine Blade Tip and Casing Inner Surface

터빈 노즐과 로터 사이의 이러한 간극의 크기는 터빈의 효율에 큰 영향을 미치는데, 간극이 작으면 효율은 높으나 열변형, 혹은 진동에 의한

여 로터와 케이징 사이에 마찰이 발생할 수 있으므로 이를 방지하기 위한 적절한 초기 간극값의 설정이 필수적이며, 본 연구에서와 같은 조립체 해석을 통하여 열변형에 의한 거동은 어느 정도 예측이 가능함을 알 수 있다.

3. 결 론

터보펌프의 2차원 축대칭 모델에 대한 열응력 해석을 통하여 예냉 - 운전 - 운전 후 단계에 대한 거시적인 온도 분포 및 변형량 분포를 구할 수 있었으며, 이를 통하여 단품 해석으로는 불가능한 조립체 레벨에서의 열응력 거동을 파악할 수 있음을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. 김진한, 이은석, 홍순삼, 최창호, 전성민, 정은환, "액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황," 제5회 우주발사체기술 심포지움, 2004, pp.38-51
2. 전성민, 김진한, 양수석, 이대성, "산화제 터보펌프의 구조 강도 및 진동 안전성에 관한 연구," 유체기계저널, 제 5권 3호, 2002, pp.25-32
3. 전성민, 김진한, 이대성, "액체로켓 터보펌프 구동터빈의 구조 강도 및 진동 안전성에 관한 연구," 한국항공우주학회지, 제 31권 8호, 2003, pp.77-84
4. 윤석환, 이관호, 전성민, 김진한, "30톤 추력급 터보펌프 터빈의 구조 강도 및 진동 해석을 통한 안전성 예측," 유체기계저널, 제 7권 5호, 2004, pp.20-28
5. 윤석환, 전성민, 김진한, "액체로켓엔진 터보펌프의 열전달 거동 해석," 제 6회 우주발사체기술 심포지움, 2005, pp.377-382