

항공기용 연료승압펌프 설계

이정훈* · 김준태**

Design and Analysis of the Fuel Boost Pump for the Aircraft

Jung-hoon Lee* · Joon Tae Kim**

ABSTRACT

The fuel boost pump for the aircraft was first indigenously developed in Korea. It is one of the core component for fuel subsystem and composed of motor assembly, impeller assembly, and body assembly with BLDC motor. It shall provide some amount of fuel to engine system continuously for any flight condition considering sudden altitude change and any attitude. This paper describes the procedures and the results for the design, the integration, and the performance analysis of the fuel boost pump.

Key Words: Fuel Pump, Aircraft, Impeller, BLDC Motor, Body Assembly

1. 서 론

연료승압펌프는 연료계통의 핵심구성품으로 모터 조립체, 임펠러 조립체, 상부몸체와 하부몸체 조립체 등으로 구성된다. 항공기용 연료승압펌프는 연료탱크 내에 장착되는 연료계통의 주요 구성품의 하나로서 항공기의 고도변화나 자세변화는 물론, 급격한 기동, 가감속을 포함한 모든 비행조건에서도 엔진부에 일정량의 연료를 일정한 압력으로 지속적으로 공급하는 기

능을 담당한다. 본 연구는 국내 최초로 독자기술로 개발 중인 항공기용 연료승압펌프에 대하여 각종 조립체 설계 과정 및 결과, 이에 대한 통합 결과, 그리고 성능해석 결과에 대한 일련의 과정을 다루고 있다.

2. 기본설계 흐름

연료승압펌프의 기본설계는 우선 이를 필요로 하는 연료계통으로부터 상위요구도 결정으로부터 시작된다. 상위요구도가 확정되면 요구 성능 발휘에 최적의 임펠러 형상을 설계, 해석한 후, 모터조립체를 포함한 모터부 설계와 상하부 몸

† 2012년 11월 19 일 접수 ~ 2012년 12월 20 일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원

** 정희원, 한화테크엠

연락처, E-mail: kariere@kari.re.kr

체조립체 설계를 병행한다. 그리고 접속부 및 배치설계를 수행한 후, 기타 구성품을 설계하여 연료승압펌프 설계가 완료된다. 마지막으로, 설계결과에 대한 성능해석을 수행함으로써 상위요구도 적합성 여부를 판단하여 설계수정이 필요한 지를 검토한다. 연료승압펌프의 설계흐름은 Fig. 1과 같이 진행되며, 각 단계별로 상세설계 및 반복설계를 수행하게 된다.

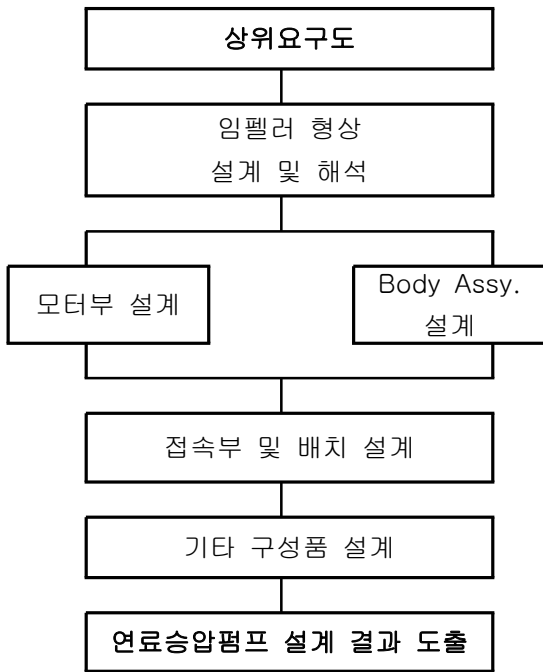


Fig 1. Flowchart of Preliminary Design for Fuel Boost Pump

3. 각종 조립체 설계

본 연구에서 연료승압펌프의 설계는 크게 임펠러형상설계, 모터조립체 설계, 접속부 및 배치 설계, 그리고 기타 구성품 설계로 구분된다.

3.1 임펠러 형상 설계 및 해석

원심펌프는 원심력에 의하여 작동유체의 압력을 상승시키는 방식으로서 임펠러에 유입된 유체는 고속으로 회전하는 날개에 의하여 에너지

를 얻게 되고 임펠러와 디퓨저에서 압력 에너지로 변환되어진다. 원심펌프 내의 유동에서는 여러 가지 물리적인 현상으로 인하여 손실이 발생하는데 이런 손실들을 정확하게 예측하고 설계점과 탈 설계점에서의 작동 결과를 미리 예측하는 것은 원심 펌프의 기본설계 과정에 있어 매우 중요하다.

원심펌프 설계에 따른 성능예측 방법으로는 회전차의 손실을 예측하기 위하여 Fig. 2와 같이 두 영역 모델 및 TEIS(Two Elements In Series)모델을 사용하였다. 두 영역 모델 및 TEIS 모델을 사용하면 기존에 회전차 내에서 발생하는 여러 손실성분 즉, 충격손실(Incidence loss), 날개부하손실(Blade loading loss), 날개 마찰손실(Skin friction loss), 날개 간극 손실(Clearance loss), 혼합손실(Mixing loss) 등에 대하여 개개의 손실 상관식을 적용할 필요가 없으며 두 모델에 사용되는 몇 몇 계수에 의해서 예측된다는 장점이 있다.

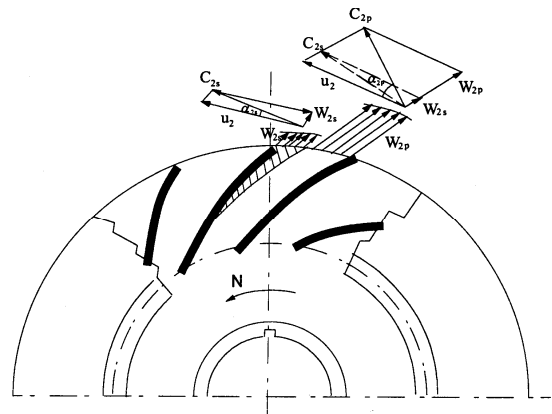


Fig 2. Two Zone Model for Fuel Boost Pump Preliminary Designing

이에 따라 연료의 물성치, 연료펌프의 경계 조건 등을 분석하여 수치적 설계 및 해석에 적용하였으며 터보 유체 기계의 상사성 법칙을 통하여 상기 요구조건상의 저온(-40℃)에서의 요구 사양을 만족하는 회전수를 예측해 나가는 방법으로 형상 설계 및 해석을 수행하였다. 예측된 회전수를 적용하여 고온(43℃)에서의 요구 사양

만족 여부를 수치 해석으로 확인하였다. 설계된 임펠러 형상을 Fig. 3에 나타내었다.

3.2 모터조립체 설계

연료펌프에 사용되는 모터는 전원에 따라 DC 모터와 AC모터로 구분되며, 또한 모터 형식에 따라 브러시 모터와 무브러시 모터로 구분된다.

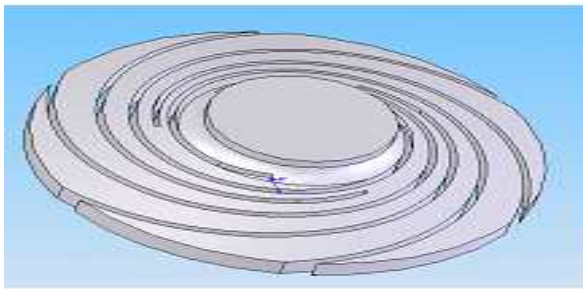


Fig 3. Preliminary Designed Feature of Fuel Boost Pump

항공기의 요구사항을 기준으로 하여 다양한 방법으로 이에 대한 적합성을 분석한 결과, DC 모터가 AC 모터보다 작은 용량에서 효율이 높으며 BLDC 모터가 내구성이나 내폭발환경에 상대적으로 우위에 있다는 결론에 도달하였다. 따라서 연료펌프의 용량 및 사용 환경을 고려하여 효율, 내구성, 내폭발성 특성이 좋은 BLDC 타입의 모터가 적당한 것으로 판단된다.

BLDC 모터는 회전자에 영구자석을 사용한 기기로 고정자의 시행된 권선을 스위칭하여 구동시키는 방식의 기기이다. 재료의 특성 등을 고려하여 BLDC에 사용할 재질을 결정하여 설계 요구조건을 만족하는 BLDC 모터를 설계하였으며, 설계의 타당성을 확인하기 위하여 유한요소 해석을 이용하여 부하에 따른 특성을 해석하였다. 모터 조립체를 설계 완료하여 Fig. 4와 같은 형상을 도출하였으며, 이에 적합한 모터드라이부 및 EMI Filter 부 설계를 수행하였다.

3.3 접속부 및 배치 설계

3.3.1 상부몸체 설계

모터 조립체와 접합되는 부위는 연료펌프의

상부몸체이다. BLDC 모터 조립체는 내부에 드라이버 조립체와 EMI Filter 조립체가 존재하므로 모터 조립체 내부에 볼트를 삽입하는 타입의 접속설계는 불가능하다. 상부몸체와 하부몸체 연결부를 이용하여 모토조립체부를 연결하는 방식이 볼트수도 줄이고 장착부 형상도 줄일 수 있어 중량 문제나 Size 관점에서도 유리하다.

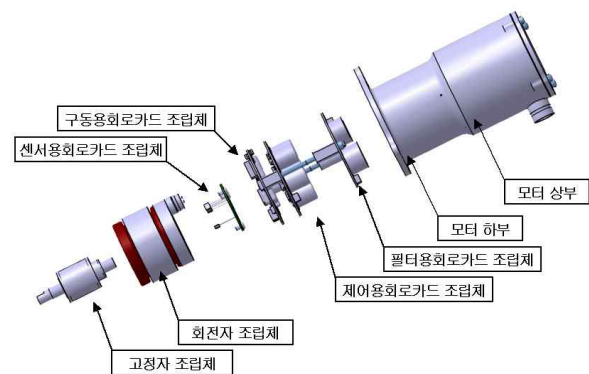


Fig 4. Layout of Motor Assembly for Fuel Boost Pump

또한 모터 드라이브 및 EMI Filter 부의 가이드 형상을 상부몸체에 설계하였으며 모터 지지 베어링을 위한 가이드부분도 상부몸체에 넣어 중량감소 및 Size를 줄이기 위해 모터조립체 외부형상과 간섭설계를 반복 수행하여 Fig. 5와 같은 형상으로 설계되었다.

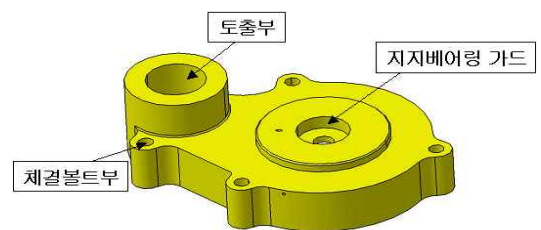


Fig 5. Feature of Upper Body for Fuel Boost Pump

3.3.2 하부몸체 설계

하부몸체와 상부몸체의 접속 및 커넥터를 하단 브라켓부 하부로 장착하기 위한 설계가 이루어

어졌다. 또한, 탱크 내에 장착되기 위해 브라켓 부에 대한 형상설계도 수행하였다. 연료승압펌프를 연료탱크에 장착하기 위한 브라켓 형상은 체계에서 요구한 지름 00mm 홀 0개로 구성하였으며, 구조적 결함을 없이 중량을 감소할 수 있도록 설계되었다. 또한 입구부에서 최소 00%가 가려져도 충분한 입구유량이 생성될 수 있도록 입구부의 면적을 임펠러 흡입구 면적보다 크게 설계되어졌다. Fig. 6은 설계결과인 하부몸체 형상을 보이고 있다.

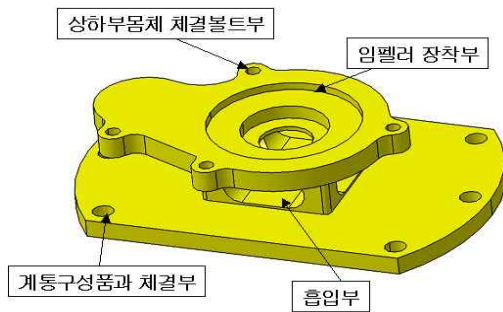


Fig 6. Feature of Lower Body for Fuel Boost Pump

3.4 기타 구성품 설계

연료승압펌프의 전기적 연결기는 전원공급을 위한 커넥터가 있으며 이에 대한 상세한 정보는 Table 1과 같다.

기타 구성품으로는 오링 등이 있다. 이를 선택하는 가장 주된 기준은 연료와의 적합성이다. 연료 물성치 표를 참고하여 오링은 Viton 계열의 오링을 선정하였으며 기타 구성품들 또한 연료와의 적합성을 고려하여 재질을 선정하였다.

Table 1. Fuel Boost Pump Power Connector Pinmap

No.	Signal	Signal Spec.	Pin no.
1	FBP ON PWR	POWER PWR, 00VDC	A
2	FBP ON PWR RTN	POWER GND PWR, GND	C
3	Case Ground	BODY GND	E

4. 설계결과 및 성능해석

항공기용 연료승압펌프 설계결과, 연료승압펌프 전체 형상은 Fig. 7과 같이 완료되었으며, 단면도는 Fig. 8에 나타내었다.

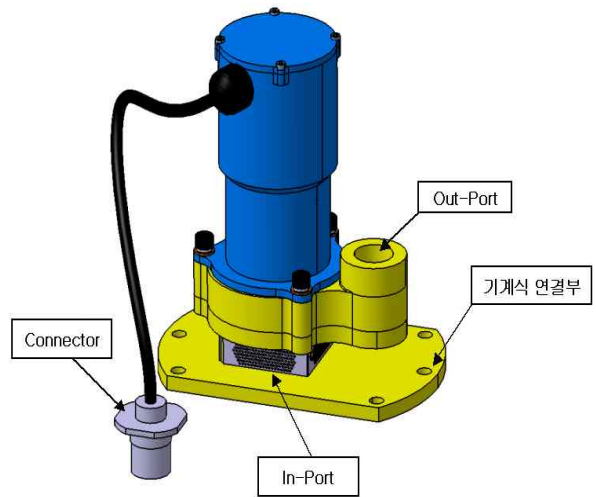


Fig 7. Feature of Preliminary Designed Fuel Boost Pump

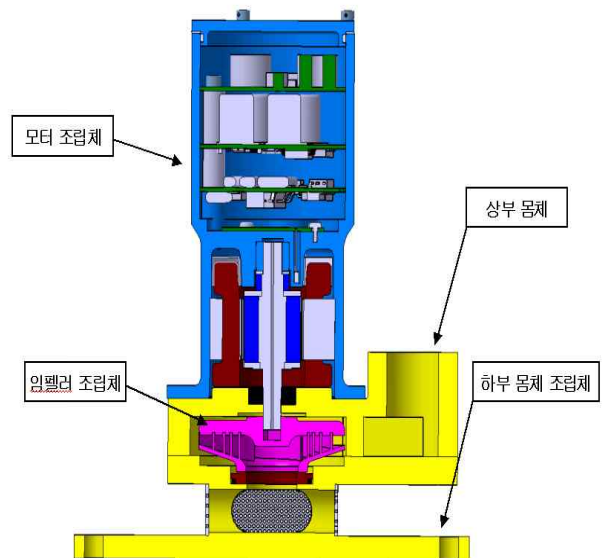


Fig 8. Layout Section of Fuel Boost Pump

연료승압펌프의 3면도는 Fig. 9와 같은데 중량 감소를 위하여 연료펌프를 연료탱크에 장착하는

mounting flange의 형상을 최적화하였으며, 연료 펌프의 예상중량은 약 2.0kg이다.

또한 저온과 고온에서의 유동해석 및 전자기 해석에 의한 연료펌프 전체 성능곡선은 각각 Fig. 10과 Fig. 11에 나타내었으며 연료펌프의 전체 효율은 약 20%이다.

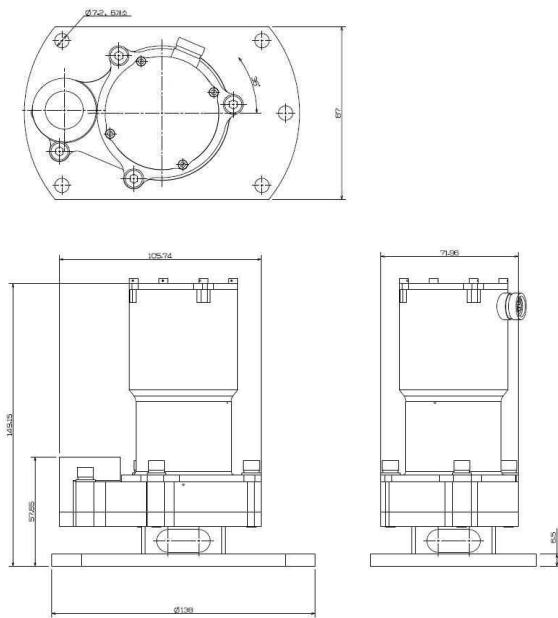


Fig 9. Three-View Drawing of Fuel Boost Pump

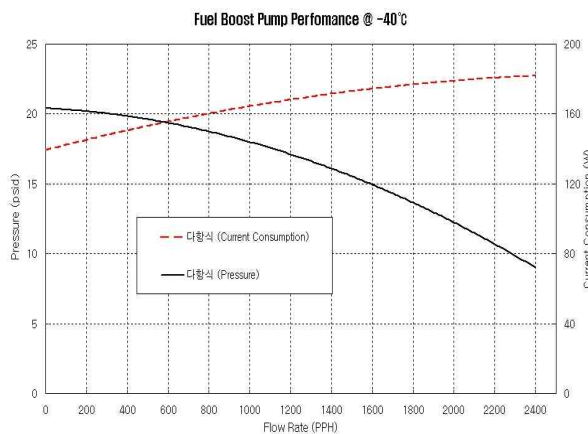


Fig 10. Performance Analysis Result for Fuel Boost Pump (-40°C)

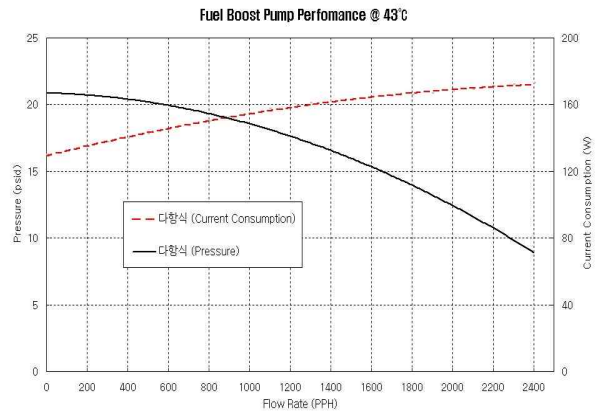


Fig 11. Performance Analysis Result for Fuel Boost Pump (43°C)

5. 결 론

국내 최초의, 순수 독자기술로 항공기용 연료 승압펌프가 설계되었다. 본 연구를 통하여 설계 결과의 형상으로 연료승압펌프의 성능을 해석한 결과, 연료계통의 요구사항을 만족하는 것을 확인하였으며, 또한 이를 계기로 항공기용 연료펌프 설계체계를 확립하게 되었다. 국내 항공우주 기술에 있어서 체계개발 분야 뿐 아니라 구성품 분야에 있어서도 독자 개발의 기원을 마련하는 계기가 될 것으로 기대한다.

참 고 문 헌

- [1] “연료승압펌프 상세설계/해석보고서,” 한국항공우주연구원, 2008.
- [2] “연료승압펌프 성능분석보고서,” 한국항공우주연구원, 2008.
- [3] 이창진 외, “2차원 Cascade 형상주위에서 발생하는 공동현상,” 한국항공우주학회 춘계발표회, 2008.
- [4] G. Pavesi, “Impeller Volute and Diffuser Interaction,” Design and Analysis of High Speed Pumps, RTO Educational Notes,

2006.

- [5] 권순홍 외, “펌프공학,” 유림문학사, 2004.
- [6] Igor J. Karassik et al., “Pump Handbook 2nd edition,” McGraw-Hill International Edition.