

항공기용 연료승압펌프 모터 조립체 설계에 대한 연구

이정훈^{1,†} · 김준태²¹한국항공우주연구원²(주)한화/기계

A Study on the Design and Analysis of the Fuel Boost Pump Motor Assembly for an Aircraft

Jung-hoon Lee^{1,†} and Joon-tae Kim²¹Korea Aerospace Research Institute²Hanwha Corp.

Abstract

The fuel pump, which is used for an aircraft, was first developed in Korea through the Civil-Military Dual Components Development Program. The BLDC motor type, which is superior to the DC brush motor when considering efficiency, endurance, and explosive environmental characteristics, was applied to the fuel pump given its capacity and operating condition. The magnetic flux of the permanent magnet was analyzed based on the magnet flux density equation, using the Maxwell equation and the environmental condition. The motor performance, according to the load, was analyzed using the finite element method in order to design validation. The motor assembly was developed by designing the motor drive and the EMI filters. The performance test results of the motor assembly for the fuel boost pump were consistent with the analysis.

초 록

항공기에서 사용되는 연료펌프를 민군겸용구성품개발사업을 통하여 국내 최초로, 국내 독자기술로 개발하였다. 연료승압펌프의 모터 조립체에 있어서 모터는 효율성, 내구성, 내폭발성 등의 관점에서 DC 브러시 모터보다 특성이 우수한 BLDC 형식을 채택하였다. Maxwell 방정식과 환경조건을 활용하고 자속밀도를 통하여 전자기해석을 수행하였다. 설계를 검증하기 위하여 유한요소법을 이용하여 부하에 따른 모터성능을 해석하였고 모터 드라이브와 EMI 필터를 설계하여 모터 조립체가 개발되었다. 연료승압펌프 모터 조립체의 성능시험 결과는 해석결과와 매우 일치하는 것으로 확인되었다.

Key Words : Fuel Boost Pump(연료승압펌프), Motor Assembly(모터조립체), BLDC Motor(BLDC모터), Impeller(임펠러), Counter Electromotive Force(역기전력), Maxwell Equation(맥스웰 방정식), Motor Drive(모터드라이브)

1. 서 론

항공산업 발전의 근간은 단순히 항공기 체계의 개발 뿐 아니라 항공기를 이루고 있는 핵심 구성품의 개발에 있다. 실제로 우수한 성능의 항공기를 개발하더라도 구성품을 국산화하지 않으면 높은 판매가 및 유지

비로 인하여 그 경쟁력을 상실하는 경우가 종종 있다.

항공기용 연료펌프는 연료계통의 주요 구성품의 하나이며, 수행하는 기능에 따라 연료탱크 내부의 연료를 엔진계통에 일정한 압력으로 공급하는 연료승압펌프와 연료탱크 사이에서 연료를 이송하는 연료이송펌프로 구분된다. 연료승압펌프는 연료탱크 내에 장착되어 요구되는 모든 비행조건에서도 엔진계통에 지속적으로 일정한 량의 연료를 공급하는 기능을 담당한다[1].

민군겸용핵심구성품개발사업을 통하여 항공기용 연료계통의 구성품이 국내 최초로, 독자기술로 개발되었

다. 이와 같은 개발사업을 통하여 헬리콥터 연료탱크 기본설계에 대한 연구가 수행되었으며[2], 개발된 회전익기용 연료승압펌프에 대하여 최적설계 및 해석에 대한 연구가 수행된 바 있고[3], 또한 연료펌프 안전성 평가 분석에 대한 연구를 통하여 연료펌프 개발의 기반을 확립한 바 있다[4].

연료승압펌프는 대체로 임펠러 조립체, 모터 조립체, 상부몸체 및 하부몸체 조립체 등으로 구성된다. 본 연구는 국내 최초로 독자기술로 개발된 항공기용 민군겸용핵심구성품의 하나인 연료승압펌프의 모터 조립체에 대하여 설계 과정 및 결과, 이에 대한 통합 결과, 그리고 성능해석 결과에 대한 일련의 과정을 다루고 있다.

2. 모터 개념설계

2.1 모터 형식 및 재질

항공기용 연료펌프의 모터의 경우 아래와 같은 특징을 가지며 관련 기술을 통해 설계/제작되어야 한다.

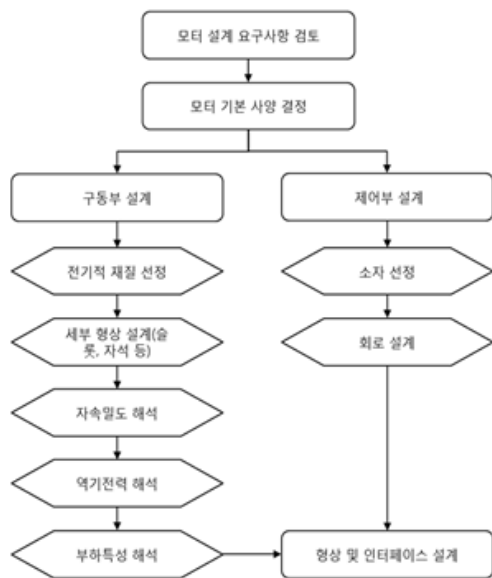


Fig. 1 Motor Assembly design Process

- 내유성을 갖는 재질의 선정
- 항공기 안전성을 확보할 수 있는 설계 및 관련 검증
- 최소한의 정비용 유비/보수가 가능해야 함
- 1,200시간의 내구성 확보
- 운용온도에 맞는 부품(전자소자등) 선정

모터조립체는 Fig.1과 같은 Process를 통해 설계되고 또한 최적화된다. 모터 설계의 요구사항(소모전력, 토크값등)은 상위조립체인 펌프로부터 도출된다.

2.1.1. 모터 형식 상세연구

연료펌프의 모터는 전원의 형태에 따라 AC 유도모터와 DC모터로 구분된다. AC 유도모터는 최대 24,000rpm의 고속화가 가능하며, 통상적으로 전압이 DC 대비 높으므로 소형으로 구현이 가능하다.[5] 또한, 영구자석이 없는 단순한 구조형태로 베어링 교환 등 유지보수가 간편하며 견고하기 때문에 내구성 및 내환경성이 우수하다. 아울러 DC 브러시 모터 대비 EMI 특성이 우수하다는 장점이 있다. 그러나 소용량의 경우에는 효율이 떨어지며 극수에 따라서만 속도 조절이 가능하다는 단점이 있다.

DC 브러시 모터는 비교적 쉽게 설계 제작이 가능하며, 높은 Power rate, 우수한 응답성, 그리고 원하는 속도로 설계가 가능하다는 장점이 있다. 그러나 정류시 noise가 발생하여 EMI 특성이 상대적으로 낮으며 정류자를 주기적으로 보수해야 하기 때문에 브러시 수명이 800시간 정도로 낮은 편이며 마모분이 발생하기 때문에 특성이 저하될 가능성이 있다는 단점이 있다.

브러시가 없는 DC모터인 BLDC모터는 기본구조가 DC 브러시 모터가 회전전자형인데 반하여 회전계자형으로 위치검출소자 및 Logic 회로를 활용하여 회전자의 위치를 검출하며 반도체 소자를 이용한 전자 스위칭의 정류방법을 사용한다. 또한, 브러시가 없기 때문에 전기 기계적 잡음이 없고 정기적인 보수가 불필요하여 장기간 사용 가능하다. 아울러 고속운전이 가능하고 소형화, 박형화가 가능하다.

DC모터가 AC모터보다 소용량에서 효율이 우수하며 BLDC 모터가 내구성이나 내폭발환경에 우수한 특성을 보인다. 본 연구에서는 연료펌프의 용량 및 사용환경을 고려하여 효율, 내구성, 내폭발성 특성이 우수한 BLDC 형식의 모터가 적용되었다.

2.1.2. 자석 재질의 선정

영구자석의 재질은 Sm2Co17로 선택하였는데 이는 사마륨(Samarium)과 코발트(Cobalt)를 주성분으로 자

장 금형 내 입자배열 가압 성형 후 소결 생산되는 희토류계 고탄성 자석이다. 주재료인 코발트로 인하여 가격이 고가이나 내열성이 우수하며 안정된 자기적 특성으로 고온 및 고자속밀도 부품소재로 사용에 적합하다.

Table 1 Comparison of permanent magnet material

구분	Alnico	Ferrite	Nd-Fe-B	SmCo5	Sm2Co17
Br [kG]	7~14	3.5~4.5	11~14.5	8~9	9~11
Hci [kOe]	0.5~1.8	3~5	10~30	15	10~30
Tc [°C]	860	450	315	750	825
Max. Oper.	500	350	60~200	250	300
Corr. Res	Exc.	Good	Poor	Good	Good

- Br : Remanent Induction(잔류자속밀도)
- iHc : intrinsic coercivity force(진보자력)
- Tc : Curie Temperature(퀴리온도)
- Max. Oper : Max. Operation Temperature(최고사용 온도)
- Corr.Res : Corrosion Resistance(내부식성)

고정자 재질은 Iron-cobalt-vanadium 연자성체 합금인 Hyperco50로 선정하였다. Hiperco50은 High magnetic saturation(24kG), high permeability, High flux density, low 고정자 loss가 특징이다. Shaft 재질로 선정된 STS630(17Cr-4Ni PH stainless)은 인장강도, Fracture toughness, 부식방지, Stress corrosion cracking 방지 등에 우수한 결합을 가지고 있어, oil 부품 분야에 많이 사용된다.

2.2 전자기해석을 이용한 모터 초기 Sizing

모터 출력은 공극에서의 자속밀도와 정격속도에서의 역기전력(counter electromotive force)에 상관된다. 본 연구에서는 Matlab을 이용하여 기본 설계 변수를 도출 한 후 유한요소해석 프로그램인 Maxwell을 이용하여 재질 정보에 따른 포화 및 특성 결과의 타당성을 검토한다.

2.2.1 자속밀도

자속밀도는 영구자석의 자화방향과 크기 및 재질 등으로 결정된다. 선정된 영구자석의 재질인 SmCo의 잔류자속밀도는 1.06(T)이다. 따라서 영구자석의 자화방향과 크기를 고려하여 자속밀도를 해석한다.

식 (1)은 본 연구에서 모터 설계에 사용된 자속밀도 특성식이다. 영구자석의 자화는 반경방향과 직경방향

이 있으며, 직경방향이 반경방향에 비하여 자속밀도의 세기가 크다. 따라서 본 설계에서는 직경방향에 관련된 자속밀도 특성식을 이용하여 영구자석의 크기를 고려한 해석을 수행하였다.

$$B_{\theta n}^I = -(qa^I r^{q-1} - qb^I r^{-q-1})e^{-jq\theta} \quad (1)$$

$$B_{\theta n}^{II} = -(qa^{II} r^{q-1} - qb^{II} r^{-q-1} + \frac{jq\mu_0 M_{rn}}{q^2 - 1})e^{-jq\theta} \quad (2)$$

($B_{\theta n}^I$: 공극영역에서의 자속밀도, $B_{\theta n}^{II}$: 영구 자석영역의 자속밀도, q : 극 쌍수, a, b : 계수, r : 원통좌표계에서의 반경방향, M_{rn} : 영구자석에 대한 자화)

영역에 대한 경계조건과 Maxwell 방정식을 이용하여 자속밀도 특성식 (1)과 (2)로부터 영구자석의 자속밀도를 해석한다. 해석된 자화로부터 자속밀도를 해석하고 고정자의 권선과 속도를 이용하여 쇄교자속(Flux Linkage)과 역기전력을 해석할 수 있으며, 요구조건을 만족하지 않으면 영구자석의 사이즈를 변경하여 재해석하게 된다.

2.2.2 공극 면적에 대한 자속

영구자석에 의한 공극에서의 자속밀도를 산출하기 위한 해석적 모델을 Fig. 1과 같이 제시하고 이로부터 전자기 전달관계 이론에 의해 영구자석 표면과 공극에서의 자속밀도를 유도한다.

$$\Phi = B_g A_g \quad (3)$$

(B_g : 공극자속밀도, A_g : 영구자석에 형성한 공극의 면적)

2.2.3 쇄교자속 및 역기전력

계산된 자속의 크기와 코일 턴 수를 이용하여 쇄교자속을 구할 수 있는데 아래의 식을 활용할 수 있다.

$$\lambda = N\Phi \quad (4)$$

(N : 코일 턴 수)

시간의 변화에 대한 쇄교자속의 변화를 역기전력으로 정의하며, 역기전력은 아래의 식과 같이 풀이된다.

$$e = \frac{d\lambda}{dt} = \frac{N_m}{2} \omega_m \frac{2N\Phi}{\pi} \quad (5)$$

(N_m : 극수, ω_m : 회전자 속도)

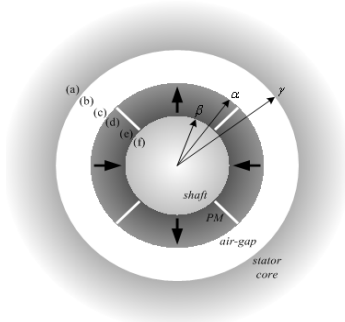


Fig. 2 Magnetic flux density calculation model at permanent magnet gap

일반적으로 극수와 슬롯수의 결정은 영구자석 재질과 Grade, 회전자 속도, Cogging torque, Manufacturing cost, 모터형태, 회전자와 자석의 기계적 조립, 코어형태/권선방식과 관계있다. 요구조건의 출력과 회전속도 그리고 요구되는 크기를 만족하기 위해서 회전자 극수와 고정자 슬롯수가 4극, 12슬롯으로 결정하였다. 또한, 영구자석 두께에 대한 전류밀도를 만족하는 코일 턴 수를 변화시키는 과정을 반복하였으며, 설계된 결과로부터 특성해석을 수행하였다.

본 설계에서 회전자 극수와 고정자 슬롯수가 4극, 12슬롯인 연료펌프의 요구 사양의 출력과 회전속도 그리고 요구 사이즈를 만족하기 위한 결과이다. 일반적으로 극수와 슬롯수의 결정은 영구자석 재질과 Grade, 회전자 속도, Cogging torque, Manufacturing cost, 모터형태, 회전자와 자석의 기계적 조립, 코어형태/권선방식과 관계있다.

3. 모터 설계 및 성능해석

3.1 자기해석에 의한 모터 형상 설계

연료승압펌프는 수치해석 결과 Table 2와 같이 축동력 및 정격속도에 대한 설계요구조건이 결정되었으며, 이 조건을 만족하는 모터 조립체에 대한 성능 설계 및 해석을 수행하였다.

Table 2 Design requirement for motor assembly

구분	항목	사양	비고
사용조건	사용전압	DC 28V	
	축동력	120 W	
	정격속도	7,500 rpm	

먼저 Matlab을 이용한 초기 모델의 디자인 파라미터의 계산은 공극에서의 자속밀도 및 정격속도에서의 역기전력이 그 출력에 해당된다. Table 3에 나타난 파라미터들이 Matlab 프로그램을 이용한 초기 설계의 변수에 해당하게 된다.

Table 3 Initial design factor of motor assembly

Parameter	Value	Parameter	Value
PM OD	20 (mm)	Pole arc ratio	100 (%)
Shaft OD	10.8 (mm)	Rated Speed	7800 (rpm)
Stator ID	22 (mm)	Turns per phase	40 (turns)
Stack Length	23 (mm)	PM remanence	1.06 (tesla)
Pole number	4	PM permeability	1.04 (H/m)

설계 파라미터로부터 역기전력 및 공극 자속밀도를 산정하고 전자기 전달관계를 이용한 전자기 해석법으로부터 초기 모델의 외형 및 치수를 결정한다. 이렇게 설계된 초기모델은 Maxwell 프로그램을 사용하여, 고정자의 치 및 요크에서의 포화여부를 고려한 세부설계(치의 두께 및 요크의 두께 등)를 수행하여 동특성을 해석하고 조건에 부합되도록 반복한다. 이와 같은 과정을 거쳐서 완성된 모터형상의 설계 모델링은 Fig. 3와 같다.

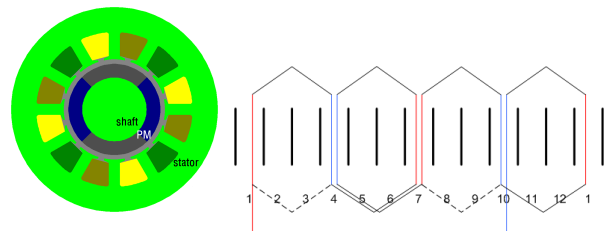


Fig. 3 Design model of motor configuration

3.2 무부하시 정자계 해석 결과

3.2.1 영구자석에 의한 자속분포

Maxwell 프로그램에 각 설계 요소에 재질 정보를 입력하여 설계 조건에 대한 영구자석 자속분포를 Fig. 4에 나타내었다.

포화라는 것은 간단히 고정자 요크 및 치의 투자율이 공기와 같아진다는 것을 의미한다. 즉, 포화는 고정자의 자기회로를 없애는 역할을 한다고 볼 수 있다. 모터설계 시 일반적으로 고정자 요크 및 치가 포화되지 않도록 자기회로를 설계한다. 고정자의 자기회로가 없을 경우 공극자속밀도는 현저히 떨어지게 되고 그로 인해 역기전력 감소 등의 모터 출력저하를 야기한다.

해석 결과로부터 재질 Hyperco50인 고정자가 포화됨이 없이 설계되었고 만족할 만한 특성을 보여주고 있다는 것을 알 수 있다.

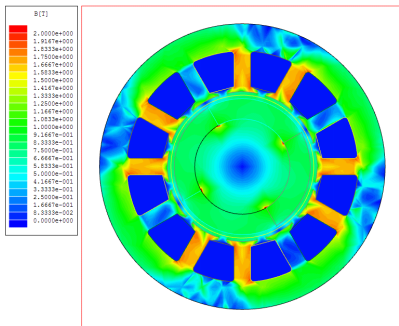


Fig. 4 Magnetic flux distribution of permanent magnet

3.2.2 공극에서의 자속밀도 및 무부하시 역기전력

영구자석에 의한 공극에서의 자속밀도 해석 결과와 무부하시 역기전력 해석 결과를 Fig. 5와 6에 각각 나타내었다.

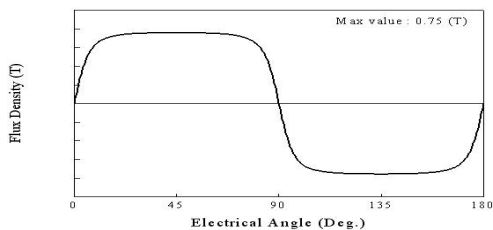


Fig. 5 Magnetic flux density at permanent magnet gap

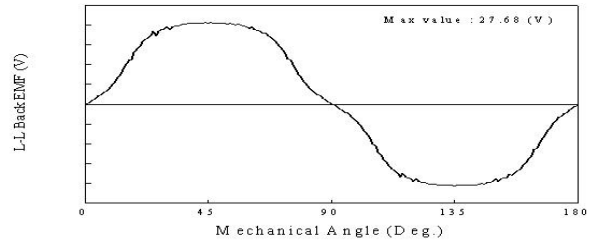


Fig. 6 Counter electro motive force at no load

설계된 모델은 해석된 결과로부터 무부하시 8962 rpm의 속도로 회전한다. 이때 발생하는 역기전력의 크기는 DC 입력보다 작아야 한다. 위의 그림에서 보면 알 수 있듯이 역기전력이 공급전압 28V 보다 작은 것을 확인할 수 있다.

해당 해석 결과의 타당성은 설계 결과를 바탕으로 하여 제작된 모터 시제품의 최종 성능 결과와의 비교를 통해 확인하였다.

3.2.3 부하에 따른 특성 해석

부하에 따른 Torque, Speed, Current Power가 산출되는 과정은 유한요소해석 프로그램으로 해석된다. 부하를 변화시켜 토크, 속도, 부하에 따라 입력되는 전류를 해석하며, 출력은 $P = \tau\omega$ 의 수식으로 산출된다. 요구 출력을 만족하는 설계조건을 결정하면, 부하를 변화시키면서 토크, 속도, 입력 전류를 해석하여 Fig. 7에 나타내었다.

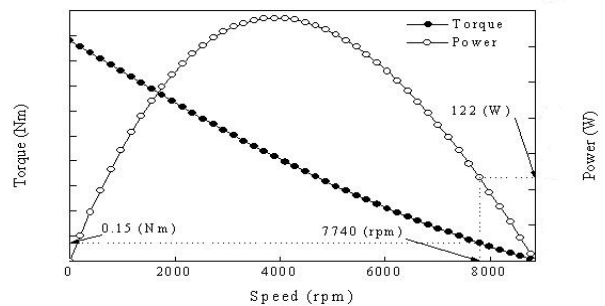


Fig. 7 Analyzed result of torque and output

Figure 8은 관련 해석결과를 보여주는 그래프로, 122.5(w), 7800(rpm)의 정격을 갖는 BLDC가 0.15(N.m)의 토크를 발생하며, 전류의 크기는 4.8(A)임을 보여주고 있다. 또한 부하의 변화에 따른 속도, 전류

Table 5 EMI Filter Elements

품번	품명	수량	부 품 사 양	비고
L1	Coil, Normal	2	50 μ H \pm 20%, 1KHz	
L2	Coil, Common	1	347 μ H \pm 20%, 1.6KHz	
C1	Capacitor	2	1 μ F \pm 20%, 1KHz	
C2	Capacitor	1	4.7 μ F \pm 20%, 1KHz	
C2	Capacitor	2	0.1 μ F \pm 20%, 1KHz	

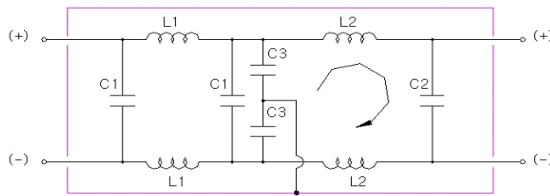


Fig. 12 Circuit diagram for EMI FILTER

3.2.3 모터 조립체 설계형상 및 Layout

BLDC모터를 적용한 항공기용 연료승압펌프의 모터 조립체의 Layout은 아래 그림과 같다.

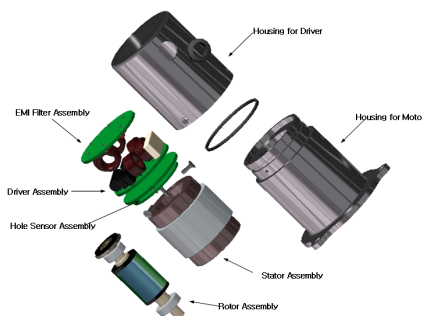


Fig. 13 Motor assembly layout

3.2.4 부하에 따른 성능시험

시제작된 항공기용 연료승압펌프의 BLDC모터에 대하여 토크에 따른 부하시험 결과를 Fig. 14에 나타내었다.

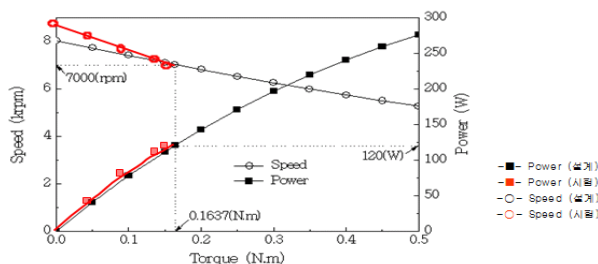


Fig. 14 Speed vs Current, Torque performance chart

부하에 따른 성능시험 결과와 설계해석 값을 Table 6에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 시험결과는 해석 값에 근접하는 결과가 나왔다. 드라이버의 효율적인 측면을 감안한다면 설계해석과 유사한 결과를 획득했음을 확인할 수 있다.

Table 6 Comparison of the results derived from analysis and test

구분	Volt. [V]	Torq. [N·m]	Speed [rpm]	Current [Idc]	Output Power[W]
Anaysis	28	0.15	7740	4.8	121.5
Test	28	0.15	7900	5.3	121.5
Tolerance	-	-	2.0%	10.4%	0.0%

4. 결 론

항공기용 연료승압펌프의 모터 조립체에 대하여 설계 과정 및 결과, 이에 대한 통합 결과, 그리고 성능해석 결과에 대한 일련의 과정을 다루었다. 항공기용 연료승압펌프의 모터 조립부를 개발하기 위하여 재질의 특성 등을 고려하여 BLDC 모터의 재질을 결정하였으며, 설계요구조건을 만족하도록 설계하였다. 설계의 타당성을 확인하기 위하여 유한요소해석을 이용하여 부하에 따른 특성을 해석하였다. 이와 같은 결과를 바탕으로 형상 설계를 수행하였으며 성능시험 결과는 해석결과와 매우 일치하였다.

본 연구결과를 토대로 항공기용 BLDC 모터의 설계기법을 국내 자체적으로 확립할 수 있었고, 향후 개발되는 항공기용 모터조립체 개발에 관련 기법을 활용할 수 있을 것으로 판단된다. 국내 자체 기술로 개발된 모터 조립체의 적용시 해외 업체에 기술을 의존하지 않고 다양한 종류의 항공기용 펌프를 국산화 할 수 있을 것으로 판단된다. 또한 항공기용 펌프의 유지/보수시 관련 기술을 활용 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 이미 2010년 한국항공우주학회 추계발표회에서 발표한 바 있습니다.

References

- [1] Jung-hoon Lee and In-hee Hwang, "Design and Analysis of the Fuel Boost Pump Motor Assembly for the Rotorcraft," *Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Conference*, November 2010.
- [2] Jung-hoon Lee, Sung-chan Kim and Hyun-gi Kim, "Preliminary Design of Helicopter Fuel Tank," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 2, No. 2, pp. 14-19, June 2008.
- [3] Jung-hoon Lee and Joon-tae Kim, "Design and Analysis of Fuel Boost Pump for Aircraft," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 6, No. 4, pp. 18-23, December 2012.
- [4] Jung-hoon Lee and Jang-Won Park, "Safety Assessment Analysis of the Rotorcraft Fuel Pumps," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, vol. 21, No. 2, pp. 21-25, June 2013.
- [5] Jung-hoon Lee et al., "Research & Development Report for Trade-off Study for Fuel Pumps," *R&D Report KARI*, pp. 23-24, 2007.
- [6] G. Pavesi, 2006, "Impeller Volute and Diffuser Interaction," Design and Analysis of High Speed Pumps, RTO Educational Notes.
- [7] Jung-hoon Lee et al., "Research & Development Report for Detail Design and Analysis for Fuel Pumps," *R&D Report KARI*, pp. 83-94, 2008.
- [8] Jung-hoon Lee et al., "Research & Development Report for Performance Analysis for Fuel Pumps," *R&D Report KARI*, pp. 1-6, 2008.