

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.9.789>

전기 추진 항공기에 적용하기 위한 고온초전도 모터의 초기 사이징

신교식*, 황호연**, 안 존**, 남태우***

Preliminary Sizing of a High Temperature Superconducting Motor for the Application to Electrically Propelled Aircraft

Kyo-Sic Shin*, Ho-Yon Hwang**, Jon Ahn** and Tae-Woo Nam***

ABSTRACT

In this research, a high temperature superconducting(HTS) motor is designed which is adequate for an electrical aircraft by generating high power density and the potentiality of its application to an aircraft is studied. The designed motor is based on YBCO plates, HTS coils composed of Bi-2223, and ironless air cooled resistive armature. The HTS motor is designed to generate power equivalent to O-360 engine with 180HP at 2700RPM which is used for Cessna and equivalent to CFM56 engine with 18000HP at 5000RPM which is used for B-737. Also, power densities of HTS motors are compared with power densities of aircraft engines so that we can estimate the potentiality of the HTS motor as an aircraft engine.

초 록

본 연구에서는 전기 항공기에 사용하기 적합한 높은 출력밀도를 발생시키는 고온초전도 모터를 설계하고 이를 항공기에 적용하는 것이 가능한지를 확인하는 연구를 수행하였다. 설계된 모터는 이트륨 바륨 구리 산화물 판, 비스무트-2223 산화물로 이루어진 초전도 코일을 사용하고, 철심을 사용하지 않는 공기 냉각 전기저항성 전기자를 사용하였다. 고온초전도 판과 코일 쌍을 회전축 방향으로 증가시켜, 180 마력, 2700 분당회전수의 출력을 발생시키는 세스나급 항공기에 사용하는 O-360엔진과 18000 마력, 5000 분당회전수의 B-737급 항공기에 사용하는 CFM56엔진을 대체할 수 있는 동일 출력을 발생시키도록 설계하였다. 또한 기존 엔진의 출력밀도와 고온초전도 모터의 출력밀도를 비교하여 고온초전도 모터의 항공기 적용가능성을 평가하였다.

Key Words : YBCO(이트륨 바륨 구리 산화물), Bi-2223(비스무트-2223), Armature(전기자), Air-gap(공극), High Temperature Superconducting(고온 초전도), Motor(모터), Power density(출력 밀도)

1. 서 론

† 2012년 6월 11일 접수 ~ 2012년 8월 20일 심사완료

* 세종대학교 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 세종대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail: hyhwang@sejong.ac.kr

서울시 광진구 군자동 98

*** ASDL, Georgia Institute of Technology, USA

기존 항공기의 추진은 화석 연료를 연소시킴으로써 운항에 필요한 추력을 발생시키는 방식으로 이루어진다. 화석연료를 사용하는 항공기 엔진은 항공기의 비행 시 탄소(C)와 질소산화물

(NOx)을 배출하여 지구 온난화와 오존층을 파괴하는 물론 저 고도 비행 시 항공기 엔진에서 발생하는 소음으로 인해 환경오염을 일으키는 원인이 되고 있다. 최근 화석연료의 고갈과 환경오염의 증가로 기존 항공기의 연료를 대체하여 사용할 환경 친화적인 기술 적용의 필요성이 대두되고 있다.

이에 적합한 대안으로 고려되고 있는 방식이 바로 전기를 이용한 추진시스템이다. 전기추진시스템의 경우 연료전지, 배터리 등을 이용하여 전기를 발생시키고, 그 전기로 모터를 구동시키는 방식을 사용하므로, 비행 시 온실효과와 오존층 파괴의 원인이 되는 탄소(C) 및 질소산화물(NOx)의 배출이 없고 소음이 적으며 복잡한 기계적 구조가 필요하지 않아 적용이 쉽다는 장점을 가지고 있다.

이러한 전기추진시스템을 항공기에 적용하기 위해서는 기존 항공기의 엔진과 연료 그리고 연료 공급을 제어하는 시스템을 대체 할 모터와 전기 발생장치 그리고 발생된 전기에너지를 제어할 제어시스템 및 관련 보기류를 필요로 하게 된다. 특히 기존 항공기의 엔진을 대신하여 높은 출력밀도(Power density)를 가지는 전기모터가 항공기의 프로펠러나 엔진의 팬을 구동시키는 역할을 해야 한다. 하지만 지금까지 연구 개발되어 사용되고 있는 일반적인 방식의 모터는 저항에 따른 열의 발생과 전기적 손실로 인해 항공기에 적용될 만큼의 충분한 출력밀도를 발생시키지 못한다.

그러나 최근 연구 개발되고 있는 고온초전도(HTS: High Temperature Superconducting) 물질을 이용한 모터를 활용할 경우 특정 온도에서 저항 값이 0이 되는 초전도 특성으로 항공기에 적용될 만큼의 높은 출력밀도를 갖는 전기추진시스템 설계가 가능하다. 그리고 모터에 사용되는 고온초전도 물질의 배열에 따라 모터의 형상변화가 쉬워 항공기에 적합한 형태로의 설계가 가능한 장점을 갖는다[1]. 고온초전도 물질을 적용할 경우 고온초전도 물질이 90°K 이하의 절대온도에서 초전도 특성이 발현되기 때문에 극저온 냉각 시스템을 통한 극저온의 유지가 필수적이라는 제약조건이 존재한다. 그러나 액체 수소나 질소 등의 기화점이 고온초전도 물질이 초전도특성을 보이는 온도 이하라는 것을 이용하여 액화 수소, 질소 등으로 고온초전도 모터의 냉각이 가능해 그 활용분야를 이동수단과 같이 작은 공간에서 활용될 수 있게 되었다. 즉, 수소를 액화 저장시키는 기술이 항공기에 적용할 수 있게 되어 고온초전도 모터는 항공기 추진시스템에 적용될 만큼

의 높은 출력밀도(Power density)를 갖는다는 장점이 있어 차세대 동력원인 전기추진 시스템을 항공기에 적용할 수 있는 가능성을 열어준다[2].

II. 본 론

2.1 전기 추진 항공기

2.1.1 전기 추진 항공기의 개념

전기 추진 항공기는 기존 항공기의 연료와 엔진 대신 연료전지 또는 배터리와 같은 전기 발생장치와 발생된 전기를 항공기 추력으로 변환시키는 전기모터로 비행에 필요한 추력을 발생시킨다. 전기모터의 항공기 적용은 소형항공기의 경우 프로펠러에 엔진 대신 직접 모터를 연결하여 추력을 발생시킬 수 있다. 또한 여객기와 같은 터보팬 엔진의 경우 터보팬 엔진의 팬 회전을 위한 엔진의 압축, 연소, 배기 등의 과정을 수행하는 기계적 시스템 대신 그 자리에 전기모터를 적용하여 엔진의 팬을 회전시켜 추력을 발생시킬 수 있다(Fig. 1).

2.1.2 전기 추진 항공기 연구 동향

최근 전기 항공기에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 미국 California주 Windsor에 기반을 둔 CAFE Foundation Flight Test Center에서는 2007년부터 지속적으로 전기 항공기에 대한 연구 개발이 진행되고 있으며, 특히 Green Flight Challenge라는 고효율 항공기의 비행 경진대회를 개최하여 전기 항공기가 연구 개발되고 시험비행될 수 있는 기회를 제공하고 있다. Green Flight Challenge를 통해 선보인 전기 항공기로는 E-Genius와 Taurus-G4가 있으며, 300 Km 이상 비행에 성공하였다. 한편 Beyond aviation사에서는 Electric Cessna172를 연구 개발하고 있으며 2011년 11월 Taxing 시험을 완료한 상태에 있다.

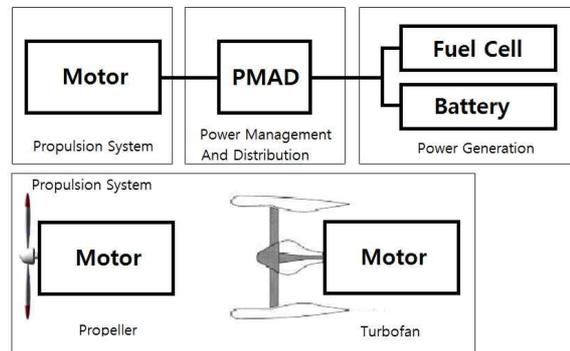


Fig. 1. Electric aircraft power design

		Adopted Motor
E-Genius		30 kW 1800 RPM 15.8 kg
Taurus G4		150 kW (peak) 32 kW (cruise) 5500 RPM
Electric Cessna 172		125 kW (peak) 45 kW (cruise) 8000 RPM 41 kg

Fig. 2. Electric aircraft and motor

Fig. 2는 E-Genius, Taurus-G4, Cessna172 형상과 각 전기 항공기에 적용된 전기 모터의 성능을 나타내었다. 적용된 모터의 출력은 100 kW 이상의 최고 출력을 발생시키지만, 지속가능한 출력은 30~50 kW 정도이다. 또한 지속가능 출력을 바탕으로 출력밀도(Power density)를 계산한 결과 약 1~2 kW/kg 정도의 값을 보인다. 기본적으로 현재 개발되고 있는 항공기는 1~2인승의 비교적 작은 크기이며, 2011년 비행한 Taurus-G4가 최초의 4인승 전기 항공기이다.

2.2 전기모터의 비교

전통적인 방식의 모터는 도선 코일과 철심, 영구자석을 사용하여 회전력을 발생시키기 때문에 재료의 저항에 의한 손실로 항공기에 적합한 출력을 발생시키기 위해 저항에 의한 손실을 보충해 주어야하므로 모터의 크기와 무게가 크게 증가한다. 따라서 항공기에 적합한 높은 출력밀도를 발생시키기 어렵다. 이러한 기존의 모터와는 달리 높은 출력밀도를 낼 수 있는 모터 설계의 대안으로 연구 개발되고 있는 것이 고온초전도 물질을 이용한 모터의 설계이다[2, 3].

초전도 물질을 이용한 모터의 경우 특정 온도에서 전기저항이 0인 초전도 물질의 특성을 이용하여 설계 방식에 따라 높은 출력밀도와 토크밀도를 생성한다. 그러나 초전도 현상이 절대온도 0°K(섭씨 - 273 °C) 근처의 극저온에서 이루어지기 때문에 냉각을 위해 값비싼 액체 헬륨을 사용해야하므로 특히 자동차, 항공기와 같은 이동수단에 적용되기 어렵다는 단점을 갖는다. 최근 발견되어 연구되고 있는 YBCO와 같은 고온초전도 물질의 경우 절대온도 90°K(섭씨 - 183 °C) 이하

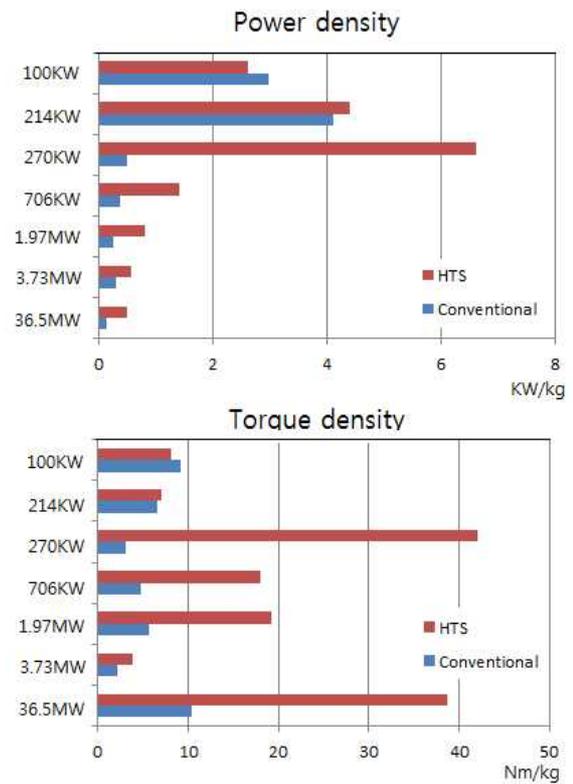


Fig. 3. Comparison of power and torque density between conventional and HTS motors

에서 초전도 현상을 보임에 따라 액화 수소나 질소 등으로 냉각이 가능하다는 장점을 갖는다[3]. 이에 이동수단에 적용이 가능해져 미래 항공기의 대체 에너지원인 전기에너지를 사용하는 모터 구동 엔진에 사용하기 적합하다.

고온초전도 모터의 출력밀도와 토크 값이 전통적인 방식의 모터에 비해 높은 것을 Fig. 3에서 확인할 수 있다. Fig. 3에서 보면 100~200 kW급 모터의 경우 기존의 방식 모터가 고온초전도 모터보다 출력밀도가 더 높은 것으로 나타난다. 하지만 그림에서 나타난 기존 방식 모터의 경우 모터 데이터 자료에 나타나있는 최고 출력을 기준으로 하였고, 실제 지속가능한 성능을 기준으로 데이터를 정리할 경우 출력밀도는 절반 정도의 성능을 보이므로 실제적으로는 고온초전도 모터 출력이 더 크게 된다.

2.3 고온초전도 모터 이론

2.3.1 자속 집중 원리

고온초전도 모터는 90 K 이하의 절대온도에서 초전도현상을 나타내는 이트륨 바륨 구리 산화물(YBCO)판과 비스무트-2223(Bi-2223)코일이 만드

는 자속집중 특성을 이용하여 높은 자속밀도를 만들어낸다[3, 4].

$$J = J_c \left(\frac{E}{E_c} \right)^{1/n} \quad (1)$$

여기서 E는 전기장, E_c 는 임계 전기장의 값, J_c 는 전류밀도, J_c 는 임계 전류밀도, n은 지수이다.

30 K 근처에서 YBCO 판의 전류밀도는 전자기장의 영향을 받지 않는다. 전기적 저항에 영향을 받는 지수 n은 저항에 반비례하는 값으로 저항이 작을수록 큰 값을 갖는다. 초전도 물질의 경우 초전도 발생 온도에서 저항이 0이며, 그때의 전류는 항상 임계전류를 따른다는 Bean의 임계상태 모델로 가정하게 된다. 식 (1)은 초전도 물질의 전류밀도와 전기장에 관한 식으로 초전도 현상이 발생하는 상태에서는 항상 Bean의 임계상태 모델로 가정할 수 있다. 이때 전류밀도(J)와 임계전류밀도(J_c)는 같은 값을 갖게 되고, 저항이 0이므로 저항에 반비례하는 n값은 충분히 큰 값을 갖게 되므로, 전기장은 전류밀도에 영향을 미치지 않는다. 따라서 전류는 전기장에 상관없이 항상 일정한 값을 갖게 되고, 전기장은 무시된다.

초전도 현상을 보이는 온도에서 초전도 물질의 자속밀도 특성은 아래의 Faraday-Maxwell 방정식을 통해 설명할 수 있다.

$$\nabla \times \vec{E} = - \frac{\partial \vec{B}}{\partial t} \quad (2)$$

식(1)에서 설명된 초전도 현상 발생 시 전기장이 무시되는 특성을 식 (2)에 적용하면 $\nabla \times \vec{E}$ 성분은 0의 값을 갖게 되고 시간에 따른 자속밀도의 변화는 없으므로 자속밀도는 항상 일정한 값을 갖는다[5].

2.3.2 모터 자속 집중

모터의 자속집중은 YBCO판과 Bi-2223코일의 냉각에 따른 자속방향의 변화에 따른 결과이다. Fig. 4의 형태와 같이 YBCO판과 Bi-2223코일을 배열한 모터를 고온초전도 물질의 임계온도 이상의 온도에서 작동시킨다. 가장 먼저 Bi-2223코일을 임계온도까지 냉각시킨다. 냉각 시 코일에 흐르는 전류는 점차 증가하게 되고 어느 순간 최대 허용 전류량에 도달하게 된다. 이후 YBCO판을 임계온도까지 냉각시켜 자화시키면 Fig. 5의 왼쪽 형태와 같이 Bi-2223코일과 YBCO판에 자속이 유지되게 된다[4].

이렇게 자속이 집중되면 Bi-2223코일에 흐르던



Fig. 4. YBCO-Bi2223 arrangement

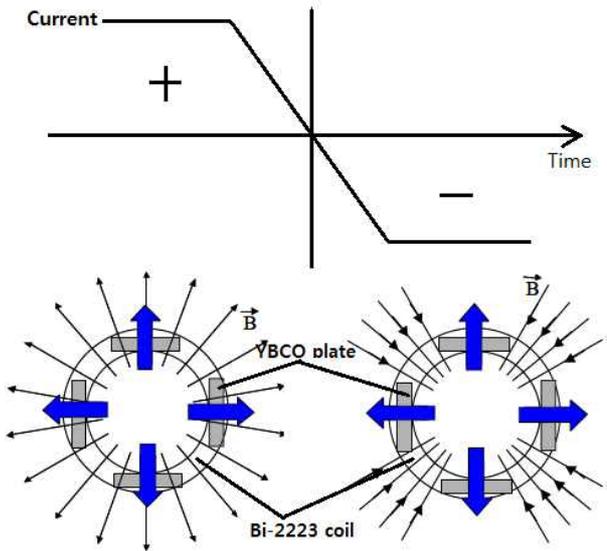


Fig. 5. Magnetic state of the YBCO plate and Bi-2223 coil[4]

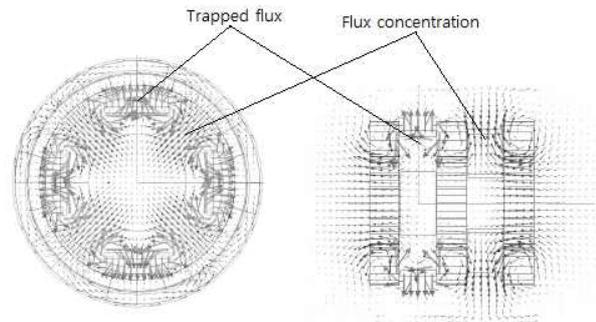


Fig. 6. Flux distribution in the HTS motor[3]

전류는 점점 감소하게 되고 결국 전류의 방향이 바뀌게 된다. 이때 YBCO판의 전류는 감소하지 않고 일정하게 유지되며, 그로 인해 자속분포가 일정하게 유지된다. Bi-2223코일의 전류 역전으로 자속의 방향이 바뀌게 되고 YBCO판의 자속의 방향과 반대 반향이 되므로 Fig. 5의 오른쪽 그림과 같은 형태의 자속분포를 보이게 된다[3]. 따

라서 고온초전도 모터의 자속집중 현상이 나타나게 된다. 자속의 유지, 집중 현상을 회전축 방향으로 나타내면 Fig. 6과 같은 자속분포를 보이게 된다[3].

2.3.3 고온초전도 모터 설계 이론

고온초전도 모터 설계는 기존 방식의 모터들과 마찬가지로 모터의 출력(power)과 회전력(rpm)을 결정하는 요소인 토크(T)를 중심으로 각 요소들의 크기와 형태를 결정하게 된다(Fig. 7). 고온초전도 모터 설계는 P. J. Masson의 연구와 고온초전도 모터 설계 이론[5-12]에 따라 모터의 토크(T)를 자기장의 자속밀도와 전기자(armature)의 전기적 부하에 관한 식으로 나타낸다.

$$T = \sqrt{2} B_r^0 K_{arm} \pi r_0^2 L_{act} \quad (3)$$

여기서 B_r^0 는 무부하 상태 인덕터 자기장의 자속 밀도, K_{arm} 은 전기자의 전기적 부하, r_0 는 전기자의 평균반지름, L_{act} 는 YBCO판과 고정자의 길이를 나타낸다.

무부하 상태이거나 전기적 부하가 일정할 때 YBCO판의 길이와 회전부의 반지름의 변화를 통해 원하는 토크를 발생시킬 수 있도록 설계한다. 인덕터 내부의 권선배열을 결정하기 위하여 계산되는 값 B_r^0 는 아래의 식으로 계산된다.

$$B_r^0 = \frac{2\mu_0 J_f r_2 \sin\left(\frac{\beta}{2}\right)}{\pi p + 2} \left(\frac{r_2}{r_0}\right)^{(p+1)} \times \left(1 - \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^{(p+2)}\right) \times \left(1 - \left(\frac{r_0}{r_s}\right)^{2p}\right) \quad (4)$$

여기서 J_f 는 전류밀도, μ_0 는 자기투과율, p 는 YBCO판과 코일 쌍의 수, β 는 권선 애퍼처(winding aperture), r_1 는 고온초전도 권선 내부 반지름, r_2 는 외부반지름, r_0 는 전기자 권선의 1/2 지점까지의 반지름, r_s 는 전기자 권선 외부까지의 반지름을 나타낸다. 전류밀도 J_f 는 온도와 자기장에 영향을 받는 값으로 보통 실험값에 의해 결정된다. 전기자의 전기적 부하 K_{arm} 은 다음과 같다.

$$K_{arm} = \frac{3N_s k_d I_s}{\pi r_0} \quad (5)$$

여기서 N_s 는 단위 위상 당 회전수, k_d 는 권선

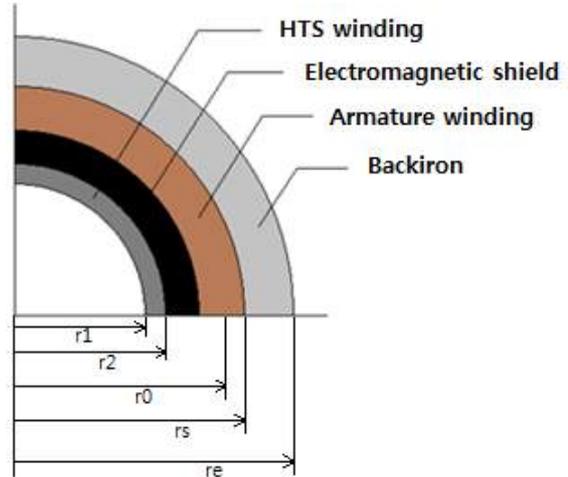


Fig. 7. HTS motor cross section

계수, I_s 는 모터에 흐르는 순간전류이다. 식(5)에서 전기적 부하 K_{arm} 은 모터 단면을 따라 배열된 권선의 수와 그 권선에 흐르는 전류의 곱으로 계산되므로, 전기적 부하 계산을 통해서 전기자에 포함된 요소들의 무게와 부피를 결정할 수 있다[5].

YBCO판과 Bi-2223코일 한 쌍의 크기와 무게를 단순히 증가시켜서 항공기에 적용시킬 만큼의 높은 출력밀도를 발생시킬 수 있는 모터의 설계는 불가능하다. 따라서 높은 출력밀도를 발생시키는 모터의 설계를 위해서는 YBCO판과 Bi-2223코일 쌍의 수를 증가시켜야 한다. 이와 같은 모터의 설계는 식 (3)을 바탕으로 여러 개의 YBCO판과 Bi-2223코일 쌍을 회전축 방향으로 늘려 길이를 변화시키거나 회전축을 중심으로 둘레에 배열된 YBCO판 개수를 증가시켜 즉, 모터의 반지름과 길이를 조절하여 설계하게 된다.

$$T = \sqrt{2} \frac{n}{n+1} \frac{L_{YBCO}}{L_{coil}} B_r^0 K_{arm} \pi r_0^2 L_{total} \quad (6)$$

여기서 n 는 YBCO판과 Bi-2223코일 시스템 쌍의 수, L_{YBCO} 는 YBCO판의 두께, L_{coil} 은 Bi-2223코일의 두께를 나타낸다. 또한 L_{total} 은 L_{act} 에 코일의 길이를 더한 값으로 첫 코일 판에서부터 마지막 코일 판까지의 길이를 나타낸다[4-5]. YBCO판과 Bi-2223 코일의 회전축 방향 배열은 Fig. 8과 같다.

2.4 고온초전도 모터 사이징(sizing)

고온초전도 모터 설계 이론을[5-12] 바탕으로 항공기 엔진에 적용 가능한 높은 출력밀도를 갖는 모터의 설계의 흐름은 Fig. 9와 같다.

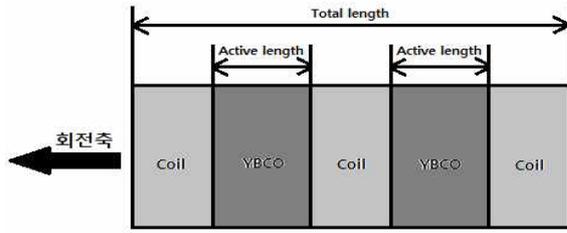


Fig. 8. Definition of active length and total length

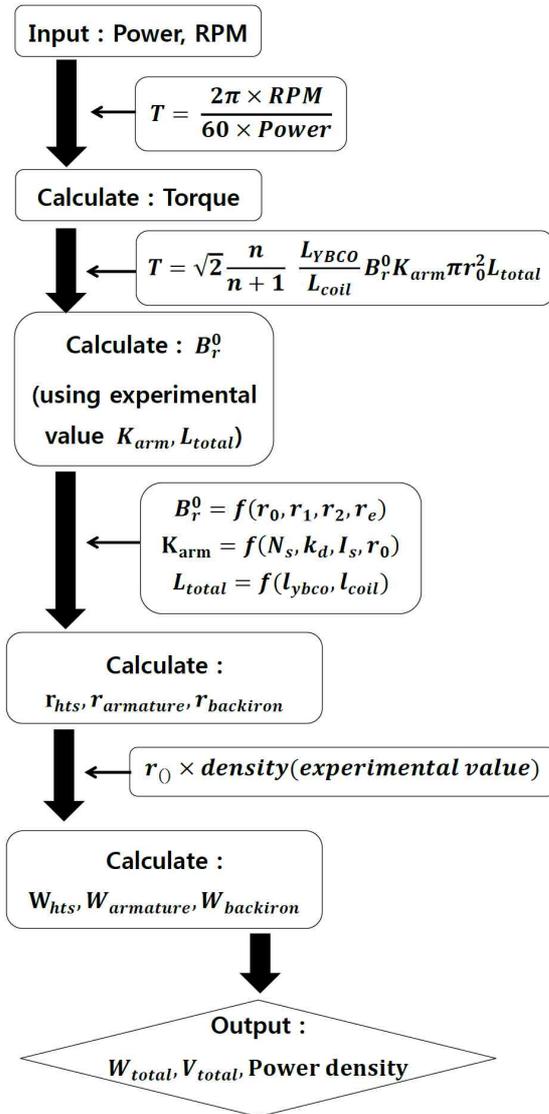


Fig. 9. HTS motor design flow

먼저 고온초전도 모터를 적용할 대상 항공기에 적합한 엔진의 출력(Power)과 회전력(RPM)의 값을 입력 하면, 출력과 회전력을 이용한 토크 계산식을 통해 토크 값을 계산하게 된다. 이후 식(6)을 통해 주어진 토크 값을 이용하여 무부하

상태 인덕터 자기장의 자속밀도 B_r^0 를 계산하게 된다. 이때 전기자의 전기적 부하 K_{arm} 과 L_{act} 값은 기존의 고온초전도 모터 설계 연구[6-9]의 실험 결과인 고온초전도 모터 최대 출력 발생이 가능한 실험값을 입력하여 계산을 수행한다. 그리고 코일 쌍을 나타내는 n 값은 임의적으로 값을 입력하여 고온초전도판의 크기가 최소가 되는 값을 계산하도록 한다. 계산된 B_r^0 는 식(4)에서 보듯이 고온초전도 모터의 단면적을 결정하는 반지름(Fig. 7)을 변수로 갖으며, 실험값을 통해 결정된 K_{arm} 은 식(5)에서 확인 할 수 있듯이 전기자에 감긴 코일과 그로 인한 전기자의 반지름을 변수로 갖는 식으로 구성된다. L_{total} 역시 Fig. 8에서 보듯이 고온초전도 물질인 YBCO와 코일의 두께에 의해 결정된다. $B_r^0, K_{arm}, L_{total}$ 값을 통해 고온초전도 모터를 구성하는 고온초전도 물질, 전기자 그리고 백아이언(Back-iron)의 직경을 계산한 후 각 부분을 구성하는 물질에 따른 밀도를 이용하여 고온초전도 물질, 전기자, 백아이언의 무게와 부피를 계산한다[5-8]. 마지막으로 고온초전도 모터의 총 무게와 크기를 계산하여 본 연구에서 최종적으로 구하고자 하는 고온초전도 모터의 출력밀도(Power density)를 계산하게 된다.

Fig. 9의 고온초전도 모터 설계 흐름도를 바탕으로 엑셀 기반의 고온초전도 모터 사이징 프로그램을 작성하였다(Fig. 10). 고온초전도 모터 사이징 프로그램에서의 Input에는 모터가 발생시켜야 하는 출력과 회전력의 값을 입력하도록 하였으며, Output에는 주어진 입력 값과 고온초전도 모터 설계 이론을 바탕으로 총 무게, 부피, 출력 밀도 값을 계산하도록 하였다. Experiment Data 1과 Experiment Data 2는 지금까지 연구되어진 YBCO판과 Bi-2223 그리고 고온초전도 모터 설계에 관한 연구 논문과 실험들을 통해 확인한 값들을 저장한 데이터들이다. Experiment Data 1에는 고온초전도 물질과 백아이언에 관한 실험값들을 분류하여 정리하였으며, Experiment Data 2에는 전기자와 관련된 연구를 통한 실험값 그리고 고온초전도 모터에 사용되는 물질들의 최고 성능을 발생시키는 온도 값을 입력하도록 하였다. 그리고 Calculate 1과 Calculate 2는 Input 값과 Experiment Data 1, 2를 사용하여 계산되는 값을 보여주도록 하였다. Calculate 1은 고온초전도 모터의 전류밀도 설계 이론에서 명시한 무부하 상태 인덕터의 자기장의 자속밀도 B_r^0 , 전기자의

Input		Output	
Power(kW)		Total Weight(kg)	
Speed(RPM)		Total Volume(m ³)	
		Power Density(kW/kg)	
Experiment Data 1			
Critical current density (77K, 0T) Jco (A/mm ²)			
HTS operating factor			
HTS filling ratio			
HTS angular aperture (°)			
Magnetic flux density in the back iron (T)			
Cryocooler % Carnot efficiency			
Armature density (kg/m ³)			
Iron specific losses (1.5 T, 50 Hz) (W/kg)			
Experiment Data 2			
Armature Ampere turn loading (kA/m)			
Machine shape factor (La/ro)			
Distance armature-field winding (mm)			
Armature current density (Arms/mm ²)			
Temperature (K)			
Espace induit-culasse (mm)			
Calculate 1			
Torque (Nm)			
Armature thickness es (mm)			
HTS outside radius (mm) r2			
Back iron inner radius (mm) rs			
Active length (mm) La			
Total length (mm) Ltot			
Tangentail Speed at r2 (m/s)			
Radial no load field at armature Bro (T)			
Radial max field on HTS winding (T)			
Critical current density (A/mm ²)			
Field winding current density (A/mm ²)			
HTS outside radius (mm) r1			
Synchronous reactance (p.u.)			
Back iron thickness (mm)			
Back iron external diameter (mm) re			
Intermediate calculation for r1			
HTS angular aperture (rd)			
Thermal cryostat losses (W)			
HTS field winding AC losses (W)			
Iron losses (W)			
Armature copper losses (W)			
Total electrical losses (W)			
Frequency (Hz)			
Calculate 2			
HTS weigth (kg)			
Armature winding weight (kg)			
Back iron weigth (kg)			

Fig. 10. HTS sizing Excel program

전기적 부하 K_{arm} 전류밀도 J_f , 자기투과율 μ_0 등의 값을 바탕으로 고온초전도 모터의 각 부분별 크기를 계산하게 된다. Calculate 1의 결과를 바탕으로 YBCO판의 무게, 전기자 권선의 무게, 백아이언의 무게를 계산하여 모터 전체의 무게를 결정하게 된다. 계산된 값들을 토대로 Output에서 본 논문에서 구하고자 하는 고온초전도 모터의 크기와 무게 그리고 출력밀도를 계산 한다.

2.5 고온초전도 모터 사이징(sizing) 결과

고온초전도 모터 설계 이론을 바탕으로 본 연구에서 새로이 만든 엑셀 기반의 고온초전도 모

터 사이징 프로그램을 통한 사이징 결과와, 기존의 연구 논문[10]을 통해 사이징 되었던 결과를 비교하여 Table 1에 나타내었다. Table 1의 HTS-A는 기존의 연구 논문[10]에서 사이징 한 모터의 형상이며 HTS-B는 본 연구의 엑셀프로그램을 통해 사이징 된 모터의 형상이다. 동일한 출력과 회전력을 입력을 하였을 때 기존의 연구 논문에서 사이징된 HTS-A는 20 m³의 부피와 40.64 kg의 무게, 17.5 Nm/kg 의 토크밀도와 4.9 Kw/kg의 출력밀도를 갖게 된다. HTS-B의 경우 27 m³의 부피, 65.48 kg의 무게, 10.8 Nm/kg의 토크밀도와 3.1 Kw/kg의 출력밀도를 갖는다.

두 HTS-A와 HTS-B 모터를 비교하면 본 논문에서 사이징 한 HTS-B모터가 무게는 약 25 kg 정도 더 많고 부피도 7 m³ 더 큰 결과 값을 보인다. 즉, 본 논문의 사이징 결과보다 더욱 작고 가벼운 고온초전도 모터를 설계 할 수 있고 따라서 본 논문의 고온초전도 모터를 항공기에 적용할 때 어느 정도 마진을 더 갖게 된다는 것을 의미한다.

위에서 언급된 HTS-B 모터를 항공기 엔진으로 사용하는 연구를 수행하였다. 설계 대상 항공기와 엔진으로는 Cessna급 항공기의 O-360 엔진(Fig. 11)과 B-737급 항공기의 CFM56 엔진(Fig. 12)을 선정하였다.

Table 2는 O-360 엔진과 CFM56 엔진의 성능을 정리한 자료이다. O-360 엔진은 134 kW의 출력과 2700 RPM의 회전속도를 가지고 무게 117 kg 부피는 0.3464 m³이다. 따라서 1.1453 kW/kg의 출력밀도를 갖게 된다. CFM56 엔진은 13400 kW의 출력과 5000 RPM의 회전속도를 가지며, 무게는 1940 kg, 부피는 4.309 m³이다. 따라서 6.9072 kW/kg의 높은 출력밀도를 갖게 된다.

Table 3은 O-360엔진과 동일한 출력과 회전속도를 발생시키는 고온초전도 모터 HTS-1을 설계한 결과이다. 고온초전도 모터 HTS-1의 경우 YBCO판과 Bi-2223코일의 쌍을 4개로 하였다. 판과 코일의 쌍이 4개 미만이거나 4개를 초과 할 경우 설계한 모터의 크기와 무게가 출력 대비 크게 증가하는 현상이 발생하여 최소한의 무게와 부피를 갖도록 설계하였다.

모터 동작 온도의 경우 기본적으로 고온초전도 물질인 YBCO판과 Bi-2223코일은 90°K근처의 절대온도에서 저항이 0인 특성을 보인다고 연구 보고되었다. 하지만 이전의 고온초전도 물질과 모터에 관한 연구 결

Table 1. Comparison of HTS-A with HTS-B

	HTS-A	HTS-B
Power (KW)	200	200
Rotation Speed (RPM)	2700	2700
Total Volume (m^3)	20	27
Total Weight (kg)	40.64	65.48
Number of pole pair	4	4
Torque density (Nm/kg)	17.5	10.8
Power density (Kw/kg)	4.9	3.1



Fig. 11. Cessna 172 and O-360 engine



Fig. 12 B-737 and CFM56 engine

과[5]에서 30°K의 절대온도에서 고온초전도 물질들의 전류밀도가 최대가 되는 것을 실험을 통해 확인되었다. 따라서 최적의 고온초전도 모터의 설계를 위해 30°K의 온도를 모터의 동작온도로 가정하였다.

Table 4는 B737급 항공기의 CFM56엔진과 동일한 출력과 회전속도를 발생시키는 고온초전도

모터 HTS-2를 설계한 결과를 나타낸 표이다. O-360과 마찬가지로 이유로 최적의 고온초전도 모터 설계를 위하여 YBCO판과 Bi-2223코일 쌍을 12개로 하였으며, 모터의 작동 온도는 30°K으로 가정하였다.

Table 2. O-360 engine and CFM56 engine performance

	O-360	CFM56
Power(KW)	134	13400
Rotation Speed(RPM)	2700	5000
Total Volume(m^3)	0.3464	4.309
Total Weight(kg)	117	1940
Torque(Nm)	473.9	25592
Power density(KW/kg)	1.1453	6.9072

Table 3. HTS-1 motor sizing results

Power(KW)	134
Rotation Speed(RPM)	2700
Number of pole pair	4
Temperature(K)	30
Active length(mm)	315.01
Total length(mm)	397.48
External diameter(mm)	121.46
No load field B_r^0 (T)	0.614
HTS weight(kg)	8.554
Armature winding weight(kg)	24.8
Back iron weight(kg)	16.3

Table 4. HTS-2 motor sizing results

Power(KW)	13400
Rotation Speed(RPM)	5000
Number of pole pair	12
Temperature(K)	30
Active length(mm)	1462.2
Total length(mm)	1589.8
External diameter(mm)	502.6
No load field B_r^0 (T)	0.3317
HTS weight(kg)	39.5
Armature winding weight(kg)	444.1
Back iron weight(kg)	280.4

Table 5. HTS motor design results

	HTS-1	HTS-2
Power(KW)	134	13400
Rotation Speed(RPM)	2700	5000
Total Volume(m^3)	0.01828	1.261
Total Weight(kg)	49.7	764
Torque(Nm)	473.9	25592
Power density(KW/kg)	2.6962	17.539

Table 5는 Table 3과 Table 4의 계산 결과 값을 바탕으로 HTS-1과 HTS-2 고온초전도 모터의 전체 무게, 부피, 토크 그리고 출력밀도를 계산한 결과이다. 설계된 고온초전도 모터 HTS-1은 49.7 kg의 무게, 0.01823 m^3 의 부피와 2.7 kW/kg의 출력밀도를 갖게 된다. HTS-2 모터의 경우 764 kg의 무게, 1.261 m^3 의 부피를 갖고 그 결과 17.539 kW/kg의 출력밀도를 갖는다.

Fig. 13과 Fig. 14는 Table 1의 실제 항공기에 적용된 엔진과 Table 4의 고온초전도 모터 사이징 결과를 비교하여 무게와 부피, 출력밀도 값을 백분율 값으로 변환하여 나타낸 그래프이다.

먼저 Fig. 13의 그래프는 Cessna급 항공기에 적용되는 O-360 엔진과 동일 출력과 회전력을 발생시키도록 설계된 고온초전도 모터 HTS-1의 사이징 결과를 비교한 것이다. O-360엔진을 기준으로 백분율로 나타내었을 때 무게의 경우 O-360엔진은 117 kg, HTS-1 모터의 무게는 49.7 kg로 고온초전도 모터로 설계한 경우 무게가 약 58 % 감소함을 보였다. 부피의 경우 O-360엔진은 0.3464 m^3 , HTS-1모터는 0.0182 m^3 으로 약 95 %정도 감소함을 보인다. 그 결과 출력밀도는 O-360엔진이 1.1453 kW/kg, HTS-1모터가 2.6962 kW/kg으로 고온초전도 모터의 출력밀도가 135 % 증가함을 보인다.

Fig. 14의 그래프는 B-737급 항공기에 적용되는 CFM56 엔진과 동일한 출력과 회전력을 발생시키도록 설계된 고온초전도 모터 HTS-2의 사이징 결과를 비교한 것이다. CFM56엔진을 기준으로 백분율로 나타내었을 때 무게의 경우 CFM56엔진은 1940 kg, HTS-2 모터의 무게는 764 kg으로 고온초전도 모터로 설계한 경우 무게가 약 61 % 감소함을 보였다. 부피의 경우 CFM56엔진은 4.309 m^3 , HTS-2모터는 1.261 m^3 으로 약 71 % 감소하였다. 그 결과 출력밀도는 CFM56엔진이 6.9072 kW/kg, HTS-2모터가 17.539 kW/kg

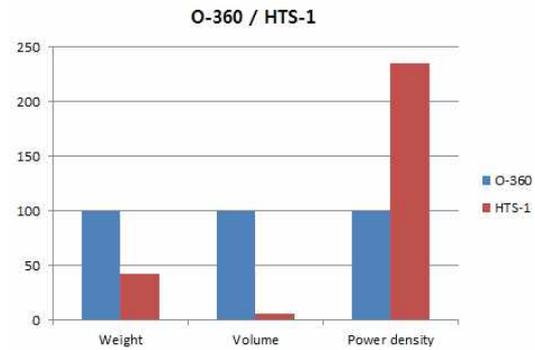


Fig. 13. Comparison of O-360 engine with HTS-1

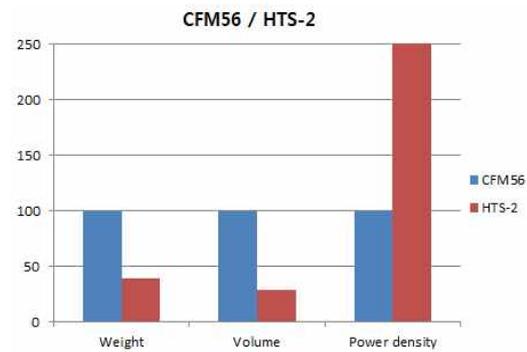


Fig. 14. Comparison of CFM56 engine with HTS-2 electric motor

으로 고온초전도 모터의 출력밀도가 154 % 증가하였다.

두 종류의 고온초전도 모터의 사이징 결과 기존의 항공기 엔진보다 작은 부피와 가벼운 무게로 더 높은 출력밀도를 발생시킴을 알 수 있었다. 이러한 결과는 기존의 모터들이 갖는 낮은 출력밀도로는 적용하기 힘들었던 항공기에 전기 모터를 적용하여 화석연료의 엔진들이 발생시켰던 추력성능을 만족시킴으로써 기존의 화석연료로 작동하는 항공기를 전기 동력 항공기로 대체할 수 있는 가능성을 보여준다. 그러나 B-737급 항공기에 사용되는 CFM56엔진과 같은 덕트팬 엔진에 적용될 경우 위와 같이 덕트팬 엔진과 전기 모터의 무게를 통한 출력밀도를 단순 비교하는 것은 부족한 측면도 있다. 모터가 엔진의 팬을 회전시키는 역할을 하므로 덕트팬 엔진에서 덕트와 팬의 무게를 제외한 나머지 무게와 비교하는 것이 좀 더 합리적이라 할 수 있다. 따라서 추후 연구를 통해 기존 덕트팬 엔진과 고온초전도 모터에 덕트팬 형상을 적용한 사이징을 통해 고온초전도 모터의 엔진 적용 가능성을 비교 분석할 예정이다.

III. 결 론

지금까지의 항공기는 화석연료를 사용함으로써 비행에 필요한 출력을 발생시킨다. 하지만 세계적으로 문제가 되고 있는 화석연료의 고갈, 환경오염문제로 인해 그 해결책이 요구되고 있다. 이에 에너지와 환경문제를 해결할 수 있는 가장 적합한 대안으로 전기 동력을 이용한 항공기의 개발이 대두되고 있다. 기존 항공기의 화석연료를 전기 에너지로 대체하기 위해서 필수적인 요소가 화석연료 엔진을 대체하고 전기 항공기의 비행에 적합한 높은 출력밀도를 발생시킬 수 있는 전기 모터의 개발이다.

본 연구에서는 현재 세계 여러 연구기관에서 활발하게 연구 중인 고온초전도 물질인 YBCO, Bi-2223과 고온초전도 모터 설계이론을 바탕으로 항공기에 적합한 고온초전도 모터를 설계하였다. 본 논문에서 기준이 되는 Cessna급 항공기의 134 kW, 2700 RPM의 O-360엔진과 B-737급 항공기의 13,400 kW, 5000 RPM의 CFM56엔진을 대체할 수 있는 동일 성능의 고온초전도 모터를 설계한 결과 기준이 되는 엔진의 무게, 부피보다 더 작고 가벼운 모터를 설계할 수 있었으며, 기준 엔진에 비해 높은 출력밀도 성능을 보이는 모터 설계가 이론적으로 가능함을 보일 수 있었다.

그러나 이러한 이론적인 결과는 고온초전도 물질들이 최적의 전류밀도를 보이는 절대온도 30°K가 모터의 작동 시 지속적으로 유지되며, 기존의 고온초전도 실험값을 통해 결정되는 요소들이 최적 값을 갖는다는 가정 하에서 전기모터의 가장 기본적인 모터의 성능에 따른 무게와 부피만 계산하여 비교하였다. 그리고 고온초전도 기술에 필수적인 냉각 관련 계통기술에 대한 고려가 이루어지지 않아 설계의 정확도에 한계가 있는 것이 사실이다. 또한 전기 추진 시스템으로 대체하기 위한 모터와 배터리의 전체적인 순기(life cycle)상의 제작, 사용, 폐기에 따른 환경문제를 고려하지 않고 단순히 비행 시 발생하게 될 환경적 측면만을 고려했다는 한계를 갖는다.

추후 본 연구에서 설계한 고온초전도 모터의 설계 이론과 사이징 프로그램을 바탕으로 냉각 계통에 대한 추가적인 설계를 통해 항공기의 출력과 회전력에 따른 최적화된 고온초전도 모터 설계 프로그램을 연구할 예정이다. 또한 설계된 모터를 기준으로 항공기의 임무 수행 시 기존항공기의 엔진과 연료계통을 전기 항공기로 대체할 경우 필요하게 되는 연료전지, 배터리, 극저온 냉각계통을 포함한 전기 항공기의 전반적인 설계를

통해 전기 에너지의 대체 가능성과 전기 항공기의 설계 타당성 연구를 수행할 계획이다.

후 기

이 논문은 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(2011-0007598)

참고문헌

- 1) Masson, P. J., Soban, D. S., Upton, E., Pienkos, J. E., Luongo, C. A., "HTS Motors in Aircraft Propulsion: Design Considerations," *IEEE Trans. Industrial Applications*, Vol. 15, No.2, 2005, pp. 2218~2221.
- 2) Klaus, G., Wilke, M., Frauenhofer, J., Nick, W., Neumuller, H. W., "Design Challenges and Benefits of HTS Synchronous Machines," *IEEE Power Engineering Society General Meeting*, 2007, pp. 1~8.
- 3) Cesar A., Masson, P. J., Nam, T., Mavris, D., Kim, H. , Gerald V. Brown, Mark Waters, David Hall, "Next Generation More-Electric Aircraft : A Potential Application for HTS Superconductors", *IEEE Trans. Industrial Applications*, Vol. 19, No.3, 2009, pp1055~1068.
- 4) Masson, P. J., and Cesar A., Luongo, C. A., "High Power Density Superconducting Motor for All-Electric Aircraft Propulsion," *IEEE Trans. Industrial Applications*, Vol. 15, No. 2, 2007, pp. 2226~2229.
- 5) Masson, P. J., Breschi, M., Tixador, P., Luongo, C. A., "Design of HTS Axial Flux Motor for Aircraft Propulsion", *IEEE Trans. Applied Superconductivity*, Vol. 17, No. 2, 2007, pp 1533~1536.
- 6) Gruss, S., Fuchs, G., Krabbes, G., Schatzle, P., Fink, J., Muller, K. H., Schultz, L., "High trapped fields in melt-textured $YBa^2Cu_3O_{7-\delta}$ " *IEEE Trans. Applied Superconductivity*, Vol. 9, No. 2, 1999, pp. 2070~2073.
- 7) Gruss, S., Fuchs, G., Krabbes, G., Verges, P., Schatzle, P., Muller, K. H., Fink, J., Schultz, L. "Trapped fields beyond 14 tesla in bulk

$YBa_2Cu_3O_{7-\delta}$ " *IEEE Trans. on applied superconductivity*, Vol. 11, No. 1, 2001, pp. 3720~3723.

8) Miller, T., Hughes, A, "Comparative design and performance analysis of air-cored and iron-cored synchronous machines" *IEEE Electrical Engineers, Proceedings of the Institution*, 1977, Vol. 124 No. 2 pp. 127~132.

9) Kirtley, J., "Large System Interaction Characteristics of Superconducting Generators," *IEEE Trans. Institute of Electrical and Electronics Engineerings*, Vol. 81, No. 3, 1993, pp. 449~461.

10) Masson, P. J., Tixador, P., Ordonez, J. C., Morega, A. M., Luongo, C. A.,

"Electro-Thermal Model for HTS Motor Design," *IEEE Trans. Industrial Applications*, Vol. 15, No. 17, 2007, pp. 1529~1532.

11) Masson, P. J., Brown, G. V., Soban, D. S., and Luongo, C. A., "HTS machines as enabling technology for all-electric airborne vehicles", *Supercond. Sci. Technol.* 2007, 20 748 doi:10.1088/0953-2048/20 /8/005.

12) Luongo, C. A., Masson, P. J., Nam, T., Mavris, D., Kim, H. D., Brown, G. V., Waters, M., Hall, D., "Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors" *IEEE Trans. Applied Superconductivity*, 2009, Vol. 19, No. 3, pp. 1055~1068.