

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(5), 391-403(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.5.391>

전기로 추진되는 일반 프로펠러 항공기의 초기 사이징

한혜선*, 신교식*, 박홍주*, 황호연**, 남태우***

Initial Sizing of General Aviation Aircraft Propelled by Electric Propulsion system

Hye-sun Han*, Kyo-sic Shin*, Hong-ju Park*, Ho-yon Hwang** and Taewoo Nam***

Graduate School*, Department of Aerospace Engineering**, Sejong University

Aerospace System Design Laboratory, Georgia Institute of Technology ***

ABSTRACT

Propeller aircraft propelled by an electric propulsion system is gaining a renewed interest because of ever-increasing environmental concern on harmful emissions emitted from conventional jet engines and national energy security. Traditional aircraft sizing methods are not readily applicable to electric propulsion aircraft that utilize a variety of alternative energy sources and power generation systems. This study showcases an electric propulsion aircraft sizing exercise based on a generalized, power based sizing method. A general aviation aircraft is propelled by an electric propulsion system that comprises of a propeller, a high temperature super conducting motor, a Proton Exchange Membrane(PEM) fuel cell system fuelled with hydrogen, and power conditioning equipment. In order to assess the impact of technology progression, aircraft sizing was conducted for two different sets of technology assumptions for electric components, and the results were compared with conventional baseline aircraft.

초 록

전기 추진 프로펠러 항공기는 기존의 제트엔진으로부터 나오는 유해한 배기가스로 인한 환경적 우려와 국가 에너지 안보 차원에서 새로운 관심을 받고 있다. 그러나 전통적인 항공기 사이징 방법들은 여러 종류의 에너지원과 동력 시스템을 사용하는 전기 추진 항공기에 바로 적용될 수 없다. 본 연구에서는 일반화된 동력기반 사이징 기법에 기초한 전기 추진 항공기 사이징의 실제 예를 제시하였다. 여기서 일반 항공기는 프로펠러, 고온초전도 모터, 수소가 연료로 사용되는 연료전지, 동력 조절 장치로 구성되는 전기 추진시스템에 의해 구동된다. 기술 향상의 영향을 평가하기 위해 전기 구성품들의 두 가지 다른 기술 구성을 가정하여 항공기 사이징을 수행하였고, 전형적인 형태의 기준 항공기와 사이징 결과를 비교하였다.

Key Words : Electric Propulsion(전기 추진), Aircraft sizing(항공기 사이징), HTS Motor (고온초전도 모터), Fuel Cell(연료 전지), Propeller Aircraft(프로펠러 항공기), Conceptual Design(개념 설계)

† Received: August 07, 2012 Accepted: April 26, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>** Corresponding author, E-mail : hyhwang@sejong.edu

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

항공기는 군사적 중요성으로 급속한 기술 발전을 이루었고 현재는 군사적 역할 이외의 승객 운송 및 고부가 가치 상품의 배송으로 우리 생활에서 중요한 운송수단이 되었다. 하지만 일반적으로 사용되는 항공기의 화석연료가 고갈되어감에 따라 새로운 대체 연료의 필요성이 제기되고 있다(Fig. 1). 또한 항공기 엔진에서 연소 후 발생하는 배출물질들은 온실효과에 따른 기후변화, 국소적으로 산성비, 오존층 파괴와 같은 각종 환경오염의 원인이 되고 있다[1]. 이러한 위기들을 극복하고 지속 가능한 항공 산업을 유지하기 위해 국제적으로 많은 노력들이 있어왔다.

2007년 국제항공수송협회(IATA, International Air Transport Association)는 항공기의 온실가스 배출량을 완화하기 위해 포스트 도쿄 의정서를 기반으로 세계적인 온실가스 저감대책 마련하는 환경비전을 발표하였다[2]. 또한 유럽연합 배출권 거래제도(EU ETS, European Union Emission Trading Scheme)는 EU 국가 내 산업체들이 EU의 온실가스 감축목표에 근거하여 배출권을 할당받고 이를 서로 거래하는 제도로서, 현재 탄소관련 시장 중 가장 규모가 큰 시장으로 발전, 정유, 철강, 세라믹 등 약 10,000여 개의 기업이 포함되어있으며, 2013년 까지 1990년 배출량 수준의 8% 감축을 목표로 한다.

항공부분에서는 2012년까지는 기준 배출량 대비 3% 저감을 목표로 하고, 2013년부터 2020년까지 기준 배출량 대비 5% 저감을 목표로 하고 있다.

2012년 1월 1일부터 EU 내 공항에 출발 및 도착하는 모든 항공편에 적용하며 전 세계 총 4,000여 개의 항공사가 EU ETS에 편입되었으며, 한국은 대한항공과 아시아나 항공 외에도 전용기가 있는 삼성, LG, SK도 포함되었다[3].

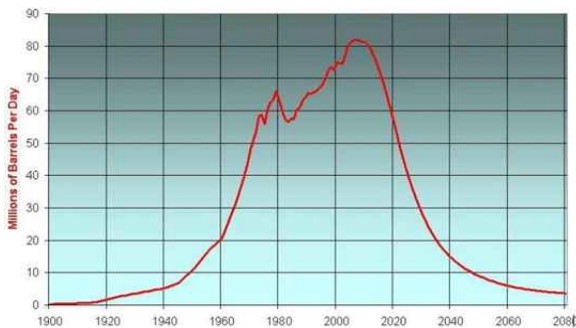


Fig. 1. World oil production, 1900-2080[4]

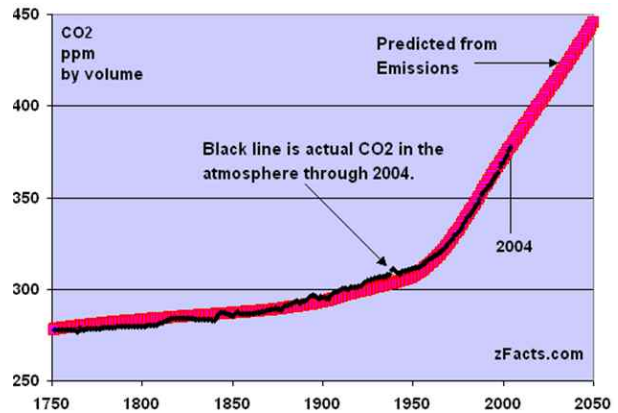


Fig. 2. CO2 emission as burning fossils[5]

이러한 현재의 항공연료를 사용하는 항공기에 대한 배출가스 규제 및 저감 기술개발과 더불어 새로운 에너지원을 찾기 위한 연구들이 활발하게 진행되어 왔다(Fig. 2, 3).

최근 들어서는 고온초전도(HTS, High Temperature Superconducting) 물질을 이용한 모터 및 수소연료 저장기술의 발달과 2차 전지 및 연료전지(FC, Fuel Cell) 등 핵심 소재들의 지속적인 성능향상 등도 전기추진 항공기에 대한 연구를 더욱 촉진시키고 있다[6].

본 논문에서는 현재 개발 중인 기술과 향후 약 5-10년 내외 기술 발달 추이를 고려한 일반 항공기급(general aviation) 프로펠러 구동 전기추진 항공기의 초기 사이징을 수행하였다.

II. 본론

2.1 전기추진 항공기 시스템

2.1.1 전기추진 적용 기술

연료전지에 사용되는 수소 및 액화수소의 단위 중량당 에너지 밀도는 기존의 천연가스, 석유보다는 세 배 정도 큰 값을 가진다. 하지만 수소는 기체 상태일 때 산소와 결합하여 폭발위험이 발생한다. 따라서 수소저장을 위한 고압 저장과 액화저장, 금속저장 등의 기술들이 연구되고 있다.

항공기 엔진의 경우 높은 출력밀도(power density)와 토크밀도(torque density)를 요구하기 때문에 기존의 전통적인 방식의 전기 모터들의 경우 항공기에 적용할 수 있을 만큼의 토크밀도를 만족시킬 수 있지만 이에 상응하는 출력밀도를 내지 못한다는 단점을 가지고 있다.

초전도 물질을 이용한 모터의 경우 특정 온도에서 전기 저항이 0인 초전도 물질의 특성을 이



Fig. 3. Examples of unconventionally powered aerospace system [2]

용하여 설계에 따라 높은 출력밀도와 토크밀도를 만족시킨다. 하지만 초전도 현상은 절대온도 0 K 근처의 극저온에서 나타나기 때문에, 냉각이 어렵고 특히 자동차, 항공기와 같은 운송수단에 활용되기 어렵다는 단점을 가진다. 그러나 최근 연구되고 있는 고온초전도 물질이 25 K 이상에서 초전도 현상을 보임에 따라 액화수소, 질소 등으로 냉각이 가능해 운송수단에 적용할 수 있는 기술적 기반이 확보되었다.

본 논문에서는 기존 모터를 이용한 전기추진 항공기의 사이징과 고온초전도 모터를 이용한 사이징을 수행하여 비교하였고, 고온초전도 모터의 냉각과 연료전지에 공급되는 수소의 공급을 위해서 미 항공우주국 글렌 연구소(NASA Glenn Research Center)에서 발표한 참고자료[7]를 토대로 액화수소를 이용한 냉각과 연료공급 시스템을 사용하였다.

2.1.2 고온초전도(HTS, High Temperature Superconductor) 모터

HTS 모터는 기존 모터에 사용되는 구리선과 철심, 자성체를 제거하고 대신 이트륨 바륨 구리 산화물(YBCO) 판과 Bi2223(비스무스계 초전도선재)과 같은 고온초전도 선을 사용함으로써 절대온도 30 K 이상에서 저항이 0인 초전도 현상을 이용하여 도선에서의 전류손실을 제거하고 판에서의 Flux 집중을 일으켜, 높은 토크밀도와 출력밀도를 보이며, 98% 이상의 모터 구동 효율을 갖는다[8]. Fig. 4는 기존의 모터와 HTS 모터의 출력밀도와 토크밀도를 계산한 결과로 기존의 모터를 HTS 모터로 설계하였을 경우 200 KW 이하 출력모터에서는 비슷한 성능을 보이지만, 더 큰 추력을 요구하는 경우 HTS 모터에서 더 높은 출력밀도와 토크밀도를 발생시킨다.

HTS 모터를 운송수단에 적용하는 연구가 활발히 진행되고 있는데, 미국의 AMSC 사에서는 미 해군과 함께 군함 추진용 5 MW, 36.5 MW 급 HTS 모터를 개발하여 부하시험을 완료하였다 [9].

일본은 ISTEK이 2003년에 HTS 모터의 실용화 응용 연구 위원회를 구성하여, SEI와 IHI (Ishikawajima-Harima) 중공업 등으로 구성된 팀이 2004년에 세계 최초로 실용화급의 HTS pod 모터를 개발하였으며[10], 가와사키 중공업이 450

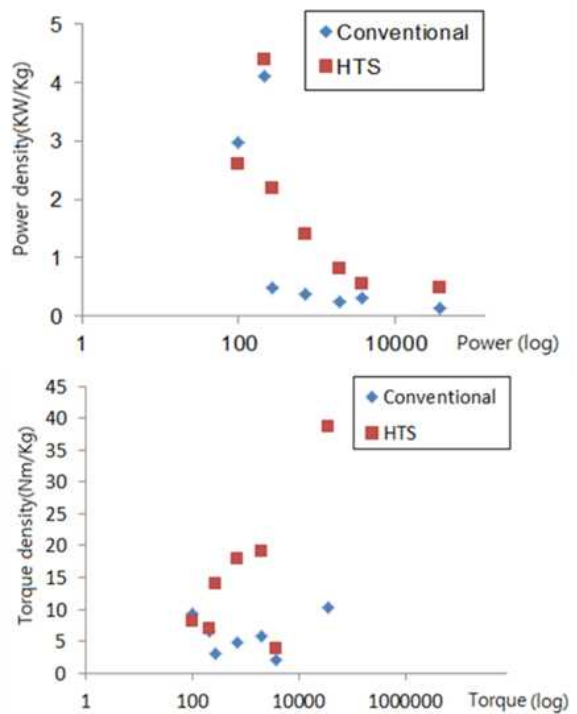


Fig. 4. Comparison of power and torque density between conventional motors and HTS motors

KW 급 선박용 HTS 모터를 개발하였다[11]. 스미모토 전공은 HTS 모터를 이용한 전기 자동차를 시범제작하기도 하였다(Fig. 5)[12]. 독일의 SIEMENS사는 선박용 4 MW 급 초전도 발전기를 개발하였고, 현재 선박추진시스템에 적용할 동일 용량의 저속 초전도 모터를 개발 중에 있다[13].

국내에서는 두산이 2007년 1 MW 급 모터 개발에 성공 성능시험을 완료한 상태이며, 5 MW 급 모터의 연구가 진행되고 있다[14].

한편 NASA 및 General Electric을 중심으로 HTS 모터의 항공기 적용 연구가 활발히 진행 중이다. Masson[15]은 YBCO 초전도 판과 Bi2223 초전도 선재를 이용하여 Cessna 급 항공기의 180 HP 2700 RPM 엔진을 대체하기에 적합한 HTS 모터 사이징에 대한 연구를 수행하였다.

항공운송 여객기에 적합한 1.5 MW 3000 RPM의 성능을 낼 수 있는 HTS 모터 사이징과 터보팬 엔진의 압축기와 연소 터빈을 HTS 모터로 대체하는 개념의 연구도 수행되고 있다(Fig. 6, 7). 아울러 최근 GE는 HTS 모터를 기존의 가스터빈 엔진과 통합한 복합형 전기추진시스템을 NASA Subsonic Fixed wing N+3 Program[16, 17]을 통해 개념 연구를 수행한 바 있다.



Fig. 5. Superconducting motor prototype within a screw and a car [11, 12]

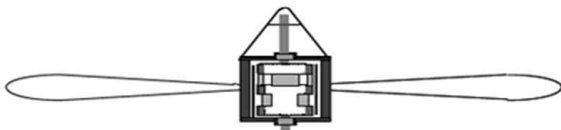


Fig. 6. Superconducting motor embedded into the propeller [15]

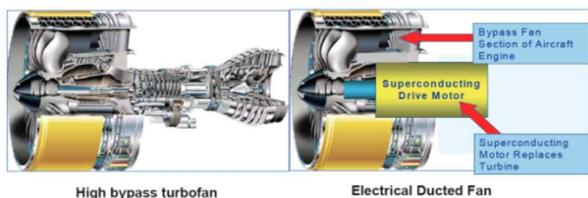


Fig. 7. Electrically driven propulsion system: Electrical ducted fan [17]

2.1.3 액화수소저장용기(Liquid Hydrogen Storage)

수소는 단위 중량당 매우 높은 에너지 밀도를 가지는 연료이다. 일반적으로 천연가스는 43 MJ/kg, 휘발유는 44.4 MJ/kg인데 반해 수소의 에너지 밀도는 120 MJ/kg으로 높은 에너지 밀도를 가진다. 이를 체적 단위로 환산하면 수소는 10.7 KJ/L로, 천연가스 17.8 MJ/L, 가솔린 31.1 MJ/L에 비해 낮은 수치이다. 이를 해결하기 위한 수소저장기술은 단위 부피당 높은 에너지 밀도를 사용하기 위해 중요한 기술이다.

기존에 사용되는 고압 저장탱크는 질량과 부피 면에서 많은 이점을 가질 수 없다. 따라서 질량과 부피를 줄이기 위해 수소를 극저온으로 저장하는 방법을 사용하면 기존 고압 저장탱크에 비해 많은 이점을 가질 수 있다. 극저온(약 30 K 이하)에서 수소는 액화수소가 되며 13.15 K에서 액화수소의 밀도는 71 kg/m³이다.

액화수소의 저장용기의 사이징은 참고자료[7]에 제시된 방법을 사용 하였다.

$$V_{tank} = M_H(1 + V_i) / \rho_{LH} \quad (1)$$

식 (1)에서 V_{tank} 는 탱크의 부피, M_H 는 수소의 총 무게, V_i 는 증발을 고려한 여분의 부피, ρ_{LH} 는 액화수소의 밀도이다.

저장용기는 일반적으로 양끝이 반원인 실린더 형태를 가진다. 두께를 고려한 저장 용기의 무게는 다음과 같다.

$$M_{tank} = \rho_{tank} \left\{ \frac{4\pi}{3}(r + t_{wall}) + \pi(r + t_{wall})L - V_{tank} \right\} \quad (2)$$

액화수소는 외기 온도에 따라 많은 기화가 발생하므로 단열 또한 고려해야한다(Fig. 8). 본 논문에서 사용된 단열재는 알루미늄 호일과 유리섬유의 복합재료로 밀도는 120 kg/m³, 열전도도는 0.000017 W/mK이다[7].

T_s 를 액화수소의 기화온도인 30 K으로 지정하고, 아래의 식 (3)을 사용하면 시간에 따라 기화되는 액화수소의 질량을 알 수 있다.

$$KA \frac{T_s - T_{LH2}}{L} = Mh_{fg} \quad (3)$$

여기서 K 는 단열재의 열전도도 A 는 전열면적, L 은 단열재의 두께, M 은 액화수소의 기화율로 단위는 kg/s이다. h_{fg} 는 액화수소의 기화열로 446.592 KJ/kg이다. 이를 바탕으로 액화수소 저장탱크의 사이징을 진행한다(Table 1).

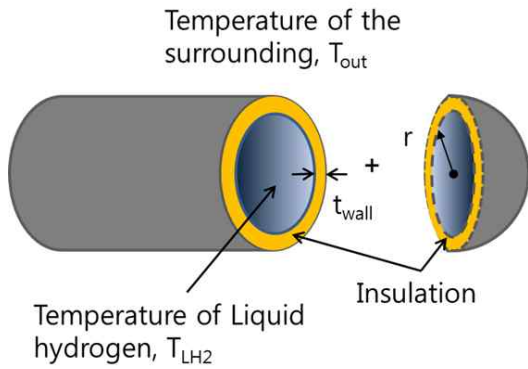


Fig. 8. 1-D heat transfer for liquid hydrogen tank

2.2 일반화된 사이징 기법

일반적인 항공기 사이징 기법[18]은 날개면적에 의해 결정되는 기하학적 크기와 엔진 추력에 의해 결정되는 추진력의 크기이다. 즉, 항공기 사이징은 요구추력과 사용 가능한 추력 사이의 균형과 요구연료와 사용 가능한 연료 사이의 균형 설정에 의해 결정된다.

추진시스템은 에너지 변환의 연속과정을 거쳐 추진력을 생산하는 장치로, 일반적으로 이 과정은 비행속도, 고도, 주변 온도 등의 비행환경과 시스템 설계변수의 영향을 받는다. 엔지니어들은 추력손실과 연료소모율(SFC, Specific Fuel Consumption), 임무 요구조건에 따라 달라지는 최적의 엔진과 엔진 사이클을 잘 선택하여 구축된 기록 데이터를 토대로 개념적인 엔진 스케일 방법을 얻을 수 있다. 그러나 전기추진과 같은 새로운 추진시스템에 대해 지속적으로 진보 중이지만 추력과 연료소모성과의 스케일링 법칙들은 잘 구축되어 있지 않기 때문에 좀 더 일반적인 추진시스템 모델링 기법이 필요하다[18].

일반화된 모델링을 위해서는 시스템을 세분화할 필요가 있다. 추진시스템은 저장된 에너지원으로부터 동력을 생성한 후 동력의 형태를 바꾸어 최종적인 추진력을 얻는 시스템이다(Fig. 9). 따라서 일반화된 추진시스템의 구성은 동력 발생 장치(PGD, Power Generation Device), 동력 변환장치(PTD, Power Transformation Device), 동

력 출력장치(POD, Power Output Device)로 분류된다. 대부분 출력동력과 연료소모, 시스템의 중량, 항공기 사이징을 고려한 추진시스템의 변수들은 구성요소의 변수들인 에너지원의 비에너지(specific energy), 각 동력장치의 비동력(specific power), 각 동력장치의 효율에 영향을 받는다. 비에너지는 단위 중량당 에너지이며, 비동력은 단위중량당 장치에 발생하는 출력 동력의 양이다. 장치효율은 각 장치마다 입력 에너지와 출력에너지의 비로 얻을 수 있다. 따라서 최종 추진동력 P 는 아래와 같이 주어진다.

$$P = \eta_n \eta_{n-1} \cdots \eta_1 \eta_0 P_0 = \Pi_{\eta}^+ P_0 \quad (4)$$

여기서 Π_{η}^+ 는 변수와 연관된 모든 값들의 곱을 나타내며, P_0 는 에너지원으로부터의 초기 입력 동력이다.

2.2.1 다중 동력 경로의 고려

대부분의 일반적인 항공기들은 단일 엔진 또는 여러 개의 동일 엔진이 장착된다. 따라서 전형적인 항공기들의 가용 추력과 연료소모는 하나의 엔진 성능데이터 테이블(engine deck)에 의해 결정되지만, 다른 종류의 추진시스템과 에너지원이 장착되고 각 추진시스템의 동력기여도가 비행 조건에 따라 달라진다면, 전통적인 사이징 공식은 제대로 적용될 수 없다.

다중동력 또는 에너지원에 관한 수학적 표현은 동력경로(power path)의 개념을 도입하여 발전될 수 있다(Fig. 10). 동력경로란 일련의 에너지 변환과정에 따라 차지하는 어떠한 동력장치의 집합이다. 비행체는 다중 에너지원 및 에너지 변환장치(ETD, Energy Transformation Device)로 이루어진 각기 다른 동력경로에 의해 동력을 얻는다. 따라서 항공기의 가용 동력은 모든 각각의 동력경로로부터 얻어진 동력의 합으로 주어진다.

초기 입력동력 $P_0^{<i>$ 는 다중 에너지 변환 과정을 통해 최종 추진력으로 변환된다. 최종 출력 동력은 각 변환과 관련된 손실을 고려하기 위해 효율과 $P_0^{<i>$ 의 곱으로 나타낸다.

공식의 명료화를 위해 기준 동력을 정의하면

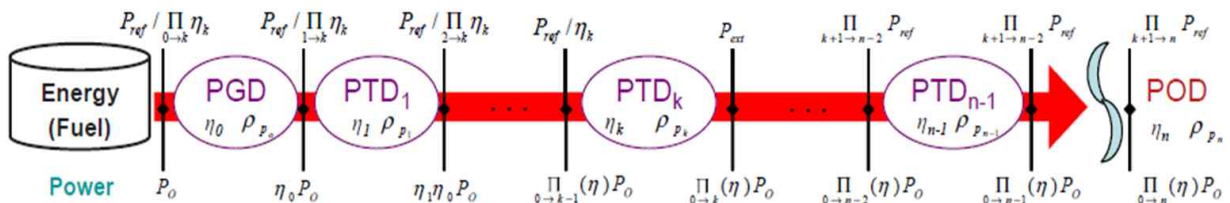


Fig. 9. Generalized propulsion system model [18]

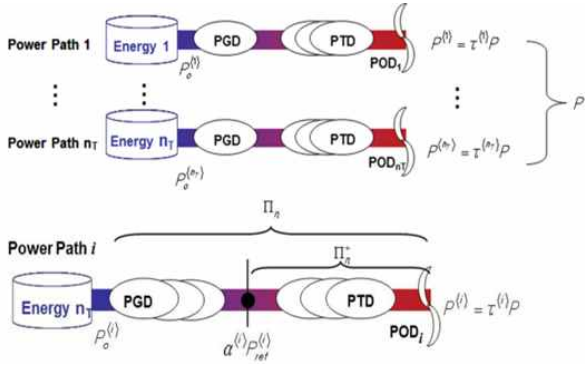


Fig. 10. Multiple power-path [19]

초기 입력동력은 에너지원으로부터 기준 동력 P_{ref} 의 최대값에 대해 동력 손실 비 α 를 사용하여 나타낼 수 있다.

$$P_0^{<i>} = P_{ref}^{<i>} \alpha^{<i>} \quad (5)$$

위 식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$P_{ref}^{<i>} = \frac{\tau^{<i>} P}{\Pi_{\eta^{<i>} \alpha^{<i>}}} \quad (6)$$

2.2.2 다중 동력 경로의 고려

임무를 수행하기 위한 전기추진 항공기의 소모성 에너지(consumable energy)는 탄화수소 계통 대신 연료전지로 동력생성이 되는 동안 중량이 감소하는 에너지원으로부터 얻는 에너지로 정의한다. 비소모성 에너지는 배터리와 같이 동력 생성 과정에서 에너지원의 중량이 일정하거나 무시할 수 있을 정도로 변화가 없는 에너지원으로 정의한다. 일반화된 식을 만들기 위해 항공기가 소모성 또는 비소모성 에너지원을 가진 다중 동력 경로를 가졌다고 가정하면 탑재된 총 저장된 에너지는 두 가지 종류의 에너지의 합이다.

$$E = \sum_{i=1}^{\eta_{CE}} E_{CE}^{<i>} + \sum_{j=1}^{\eta_{NE}} E_{NE}^{<j>} \quad (7)$$

여기서 η_{CE} 는 소모성 에너지의 동력전달 경로의 개수이고, η_{NE} 는 비소모성 에너지의 동력전달 경로의 개수이다.

따라서 기체에 저장되는 총 에너지 무게는 다음과 같다.

$$W_{energy} = W_{CE} + W_{NE} = \sum_{i=1}^{\eta_{CE}} E_{CE}^{<i>} + \sum_{j=1}^{\eta_{NE}} E_{NE}^{<j>} \quad (8)$$

2.2.3 중량 미분방정식

다중 에너지원을 고려한 일반화된 에너지 식

이외의 중량 구성식과 중량 미분방정식 또한 대체 에너지원의 사용을 고려한 수정된 일반화된 식이 필요하며, 수정된 식은 다음과 같다.

$$W = W_E + W_{PL} + W_{CE} + W_R \quad (9)$$

여기서 W_E 는 공허중량, W_{PL} 은 유상하중의 중량, W_{CE} 는 소모성 에너지원의 중량, W_R 은 에너지 변환 후 부산물의 중량이다. 비소모성 에너지의 중량은 공허중량에 포함된다.

식 (9)로부터 시간 변화에 따른 기체 무게의 변화량 미분방정식은 다음과 같다. 여기서 보존 부산물 중량은 연료소모에 따른 중량 감소에 비례한다고 가정한다.

$$\dot{W} = \dot{W}_{CE} + \dot{W}_R \quad (10)$$

$$\dot{W}_R = -\mu \dot{W}_{CE} \quad (11)$$

여기서 μ 는 보존 부산물 대 소모 연료비이며, 식 (11)에 식 (10)을 대입하면,

$$\dot{W} = (1 - \mu) \dot{W}_{CE} = k W_{CE} \quad (12)$$

여기서 k 는 주어진 에너지 변환 과정의 특성에 의해 결정되는데 기존 내연기관 엔진의 경우 1의 값을, 항공기가 태양전지나 재생연료전지를 사용한다면 기체 중량은 연료 소모에 따라 달라지지 않기 때문에 0의 값을 갖는다. k 에 대한 구체적인 식은 참고문헌[19]에서 자세히 설명한다.

2.2.4 추력 방정식

추력과 항력, 속도 등으로 나타내지는 항공기 운동방정식을 바탕으로 Mattingly[20]은 익면하중과 추력 대 중량비 사이의 관계를 일반적인 구속 조건 방정식을 유도하였다. 일반화된 구속방정식을 추력기반으로 다시 표현하고, 다중 동력경로를 택하는 식 (6)을 대입하면 식 (13)과 같이 새로운 구속조건 방정식이 유도된다.

$$\frac{P_{ref}^{<i>}}{W_{TO}} = \frac{\tau^{<i>} \beta}{\Pi_{\eta} \alpha^{<i>}} \left[\frac{qS^{<i>}}{\beta W_{TO}} \left[K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}^{<i>}}{S} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}^{<i>}}{S} \right) + C_{D0} + \frac{R}{qS} \right] + \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g_0} \right) \right] V \quad (13)$$

여기서 β 는 중량백분율, α 는 추력손실, q 는 동압, K_1 과 K_2 는 각각 항력곡선(drag polar)의 2차

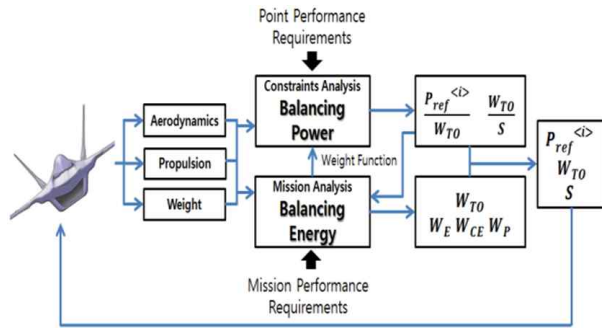


Fig. 11. Aircraft sizing flow

항 및 1차 항의 계수이며, C_{D0} 는 영 항력 항력계수, n 은 하중계수이다.

항공기가 다중 동력경로로부터 동력을 얻어 그만큼 많은 구속조건 분석 영역이 존재한다면 설계점 선택과정은 더욱더 복잡해진다. 따라서 다중 동력경로에 따른 임무분석과 최적화 과정의 선택에 의해 최적 설계점을 결정한다. 선택과정은 사이징 결과인 3.4절에서 설명한다.

2.2.5 종합적인 사이징 방법

앞서 제시한 동력균형과 에너지균형을 고려한 일반적인 항공기의 사이징 방법에 중량 미분방정식, 추력방정식 등의 균형기준을 추가하여 종합적인 항공기 사이징 방법을 적용한다(Fig. 11).

이러한 사이징 방법으로 아래 3절에서 기준모델에 따른 전기추진 항공기의 초기 사이징을 수행한다.

III. Proof of concept; 전기추진 항공기 사이징

3.1 기준 모델 항공기

기존의 세스나(Cessna) 172 급의 항공기를 선정하여 비교 사이징을 수행하였다. Cessna 172 항공기는 기체 형상 및 성능 데이터 수집이 용이하고, 요구되는 동력 규모가 이미 전기자동차를 위해 상용화된 모터와 연료전지에 상대적으로 근사하여 초기연구에 적합하다고 판단하였다.

공개된 Cessna 172 항공기 데이터[21]를 수집하여 이를 바탕으로 유사한 항공기를 모델링한 후 보정을 하였다. 기준모델(baseline)은 지주가 있는 고익기(strut braced high wing) 형태의 4인승 프로펠러 항공기이다(Fig. 12). 항공기 외형은 최근 NASA에서 개발하여 일반에 공개한 Open VSP(NASA Open Source Parametric Geometry)[22]를 통해 구현하였다.



Wing Reference Area	174 ft ² (Gross)
Engine Design Shaft Power	180 HP

Fig. 12. Cessna 172 type aircraft

최대 이륙중량은 2170 lbs이며, 상세한 무게 분포는 Fig. 13에 제시되어 있다.

공력 항력곡선(drag polar)을 비롯한 공기역학적 특성들은 NASA에서 개발한 경험식들을 이용하여 예측하였다[23]. Fig. 14는 두 가지 비행 조건에 대한 항력곡선을 보여주고 있는데, 이 항공기의 경우 비행 포위선도(flight envelope)가 매우 작기 때문에 공력계수의 변화가 상대적으로 적다.

3.2 요구 성능

Cessna 172 급의 항공기 사이징을 위한 임무형상은 이륙, 상승, 순항, 하강, 45분 동안 선회(loiter)와 접근 및 착륙을 포함하며, 최대이륙중량에서 임무 거리는 630 NM이다(Fig. 15)[21]. 아울러 이착륙거리, 상승률, 최대 순항속도와 접근속도를 충족하도록 설계하였다. 이러한 항공기 성능 조건들을 기준 모델 항공기와 전기 동력장치 항공기에 동일하게 적용하였다.

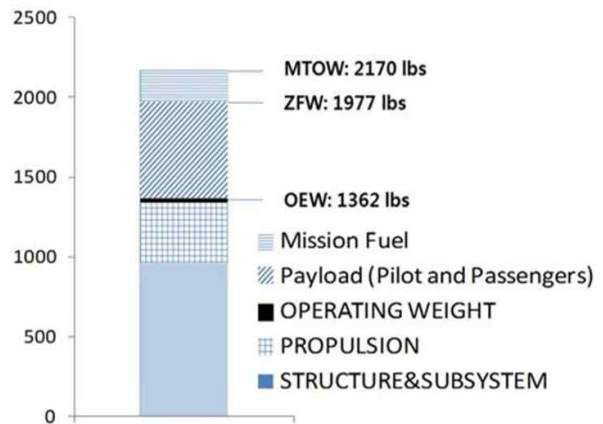


Fig. 13. Cessna 172 type aircraft weight breakdown

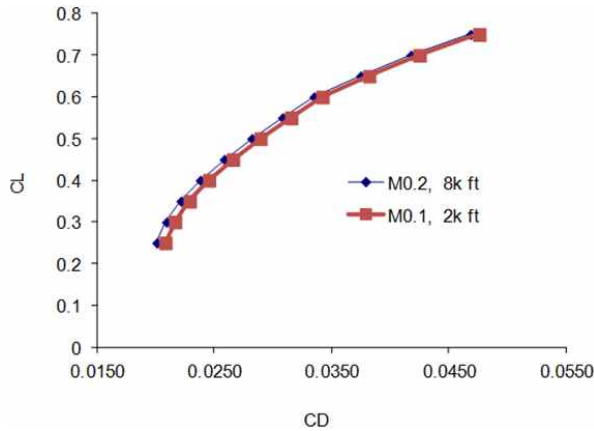


Fig. 14. Cessna 172 type aircraft drag polar

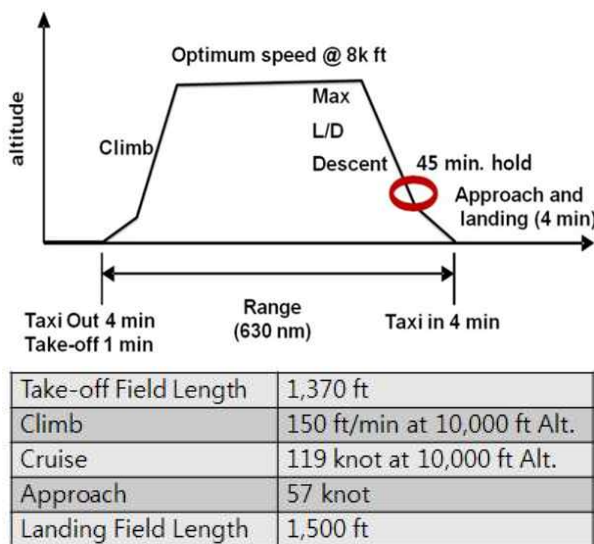


Fig. 15. Mission profiles

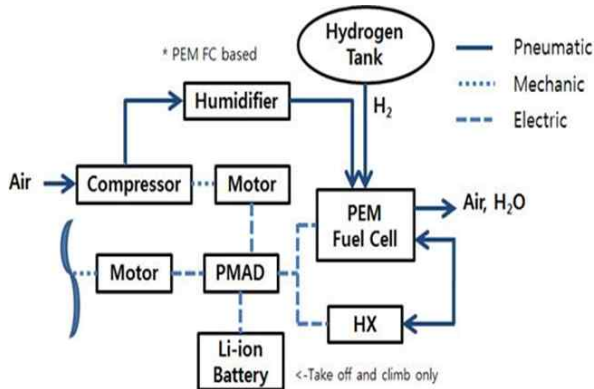


Fig. 16. Electric propulsion architecture [24]

3.3 전기 추진 항공기 Architecture

본 사이징에서는 연료전지, PMAD(Power Management and Distribution), 전기모터, 가습기/내부냉각기, 냉각시스템 및 압축기를 주요 설계 요소로 선정하여 진행하였다(Fig. 16). 여기서

Table 1. Sizing of electric components

Power Device		
	Specific Power [KW/kg]	Efficiency [%]
PEM Fuel cell	0.73	50
PMAD	4.2	97
Electric Motor	3.05	94
Humidifier/ Intercooler	2.86	-
Compressor	3.81	-
Energy Source		
	Specific Energy [KWhr/kg]	
Hydrogen	33.5	
Li-ion Battery	0.12	

Table 2. Advanced technology assumptions(2020)

Power Device		
	Specific Power [KW/kg]	Efficiency [%]
PEM Fuel cell	1.5	50
PMAD	6.0	97
HTS Motor	4.34	98.5
Humidifier/ Intercooler	2.96	-
Compressor	2	-
Energy Source		
	Specific Energy [KWhr/kg]	
Hydrogen	33.5	
Li-ion Battery	0.12	

가습기/내부냉각기, 냉각시스템 및 압축기는 실제 사이징 과정을 수행하지 않고 일반적으로 사용되는 값을 적용하였다. 연료전지는 NASA Green W/S 2009년도 자료, PMAD는 EcoStar사의 2010년 테슬라 자동차의 자료, 전기모터는 현재 개발 중인 전기추진 항공기에 사용되는 값을, 향후 개발될 연료전지와 PMAD는 NASA Green W/S 2015년도 예상자료, 전기모터는 HTS 모터를 사용하여 사이징을 수행하였다(Table 1, 2).

3.4 사이징 결과 및 분석

항공기 사이징은 비에너지, 에너지 밀도 그리고 비동력과 추진시스템의 동력밀도와 이를 포함하는 사이징 요구조건, 항공기 형상, 에너지원과 같은 추진시스템의 다양한 변수들에 의해 결정된다. 앞의 2.1절의 HTS 모터 및 액화 수소저장용

Table 3. 4 different cases of aircraft sizing

	Fuel cell	Electric motor (94%)	HTS motor	Battery
Case 1	✓	✓		
Case 2	✓	✓		✓
Case 3	✓		✓	
Case 4	✓		✓	✓

기와 2.2절에서 제시한 사이징 고려요소를 포함하는 전기추진 항공기의 사이징 흐름을 제시하였다(Fig. 11). 이를 바탕으로 사이징 비교대상을 4 가지 경우에 대해 수행하였다(Table 3).

3.4.1 Case 1

현재 개발되어 있는 연료전지와 전기 모터 기술을 이용하여 전기추진 항공기를 사이징 하였을 때 익면하중(wing loading)과 동력 대 중량비(power to weight ratio)를 중심으로 설계점(design point)에서의 Case 1 사이징 결과를 나타내었다(Fig. 17, Table 4). 극저온 수소탱크는 Fig. 18의 구조 및 세부계통에 포함하여 사이징 하였다.

기준 모델은 기존의 화석연료를 이용하여 비행하는 항공기의 무게를 임무연료(mission fuel), 유상하중, 추진, 구조 및 세부계통으로 분류하여 나타낸 것이며, SoA FC(State of the Art Fuel Cell)는 Fig. 17에서 설계점에서의 사이징 결과로 기준 모델과 동일 성능을 보이는 전기추진 항공기이다(Fig. 18). 연료전지를 이용한 전기추진 항공기를 사이징 했을 때 기준 모델에 비해 약 522 lbs가 증가함을 보였는데, 이는 전기추진으로 인해 임무연료가 감소했음에도 불구하고 연료전지와 모터, 각 전지의 원료인 수소탱크 구조의 무게 및 세부계통의 무게가 증가하였기 때문이다.

Table 4. Optimized result at design point of Case 1

Wing area(S)	272 ft ²
Sizing reference power (Pref)	80,569 lbsft/sec
Take off gross weight(W)	2,615.78 lbs
Power to weight ratio (Pref/W), Fuel Cell	30.80 KW
Wing loading(W/S)	9.62 lbs/ft ²
Cryogenic hydrogen tank	62.44 kg

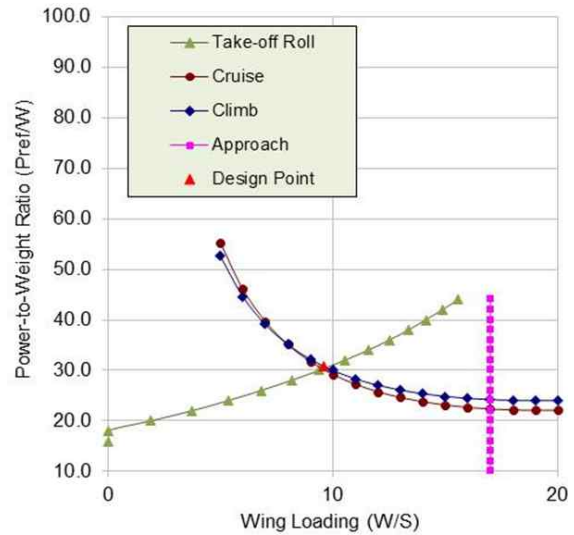


Fig. 17. Sizing of primary power path (Fuel cell) of Case 1

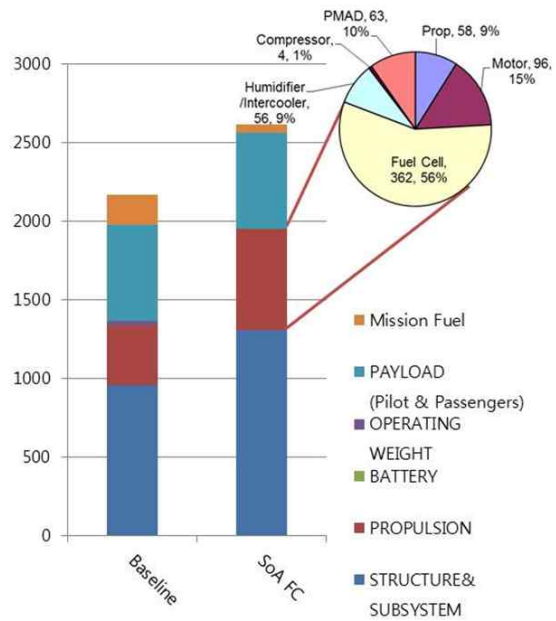


Fig. 18. Weight breakdown of propulsion system of Case 1

3.4.2 Case 2

Case 2는 Case 1에서 사용한 연료전지로 총 추력의 70%를 발생시키고 이륙과 상승 비행 시 부족한 30%의 추력을 배터리에서 발생시키는 방식으로 설계점에서 연료전지와 배터리의 두 가지 동력경로를 고려하여 사이징 하였다(Fig. 19, 20, Table 5). Secondary power path는 보조동력으로 사용되는 배터리의 동력경로로 이륙 및 상승 외의 비행에 대해서는 고려하지 않기 때문에 순항과 착륙(landing roll)에 대해서는 영(zero)의 값

을 가지는 것을 볼 수 있다. 극저온 수소탱크의 결과는 Fig. 21의 구조 및 세부계통에 포함하여 사이징 하였다.

연료전지에 배터리를 추가한 Case 2와 Case 1을 비교한 결과 Case 2는 약 80 lbs 의 배터리 무게가 증가하였지만, 연료전지의 경우 70%의 추력만 발생시키기 때문에 그 무게와 구조 및 세부계통의 무게가 감소하게 된다. 따라서 Case 1 보다 총 중량이 약 15 lbs 정도 감소하는 결과를 보였다. 또한 기준 모델과 비교하였을 때 Case 2의 사이징 모델이 약 500 lbs 더 무겁게 계산되었다(Fig. 21).

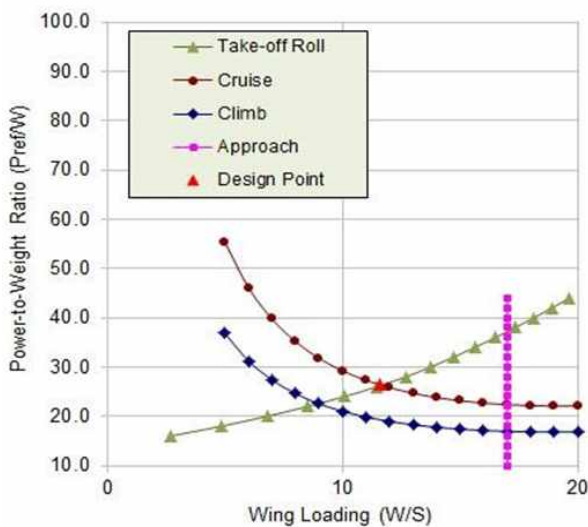


Fig. 19. Sizing of primary power path (Fuel cell) of Case 2

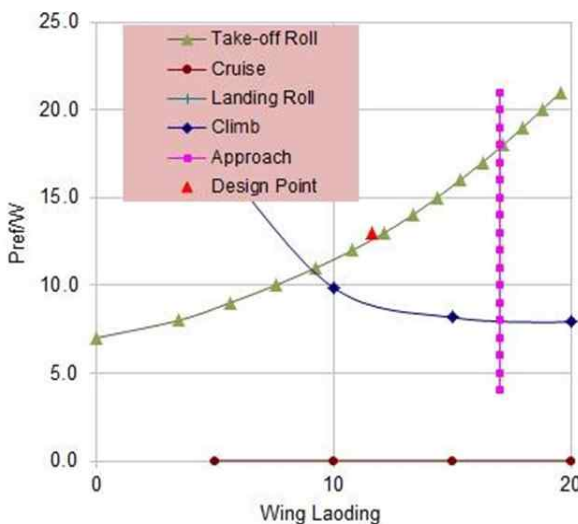


Fig. 20. Sizing of secondary power path(Battery) of Case 2

Table 5. Optimized result at design point of Case 2

Wing area(S)	230 ft ²
Sizing reference power (Pref)	104,894 lbsft/sec
Take off gross weight(W)	2,667.0 lbs
Power to weight ratio (Pref/W), Fuel cell	26.3 KW
Power to weight ratio (Pref/W), Battery	13.0 KW
Wing loading(W/S)	11.60 lbs/ft ²
Cryogenic hydrogen tank	57.46 kg

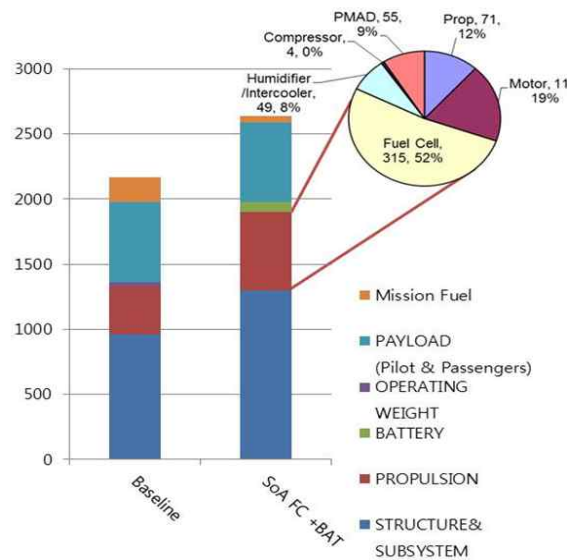


Fig. 21. Weight breakdown of propulsion system of Case 2

3.4.3 Case 3

Case 3은 Case 1과 같이 연료전지를 사용하여 전기에너지를 얻는 항공기의 사이징 결과이다. 하지만 기존 방식의 전기모터가 아닌 현재 연구 개발단계에 있어 향후 2020년경부터 사용 가능할 것으로 예상되는 HTS 모터를 적용하여 전기추진 항공기를 설계점에 따라 사이징 하였다(Fig. 22, Table 6). 극저온 수소탱크는 Fig. 23의 구조 및 세부계통에 포함하여 사이징 하였다.

HTS 모터의 효율은 98.5% 로 기준 모델에 적용될 수 있는 모터를 설계한 결과 기존 모터에 비해 비동력이 약 1.3 KW/kg 정도 큰 값을 가지며, 10~20 lbs 정도의 모터 중량 감소를 보인다. 또한 연료전지의 사용량이 감소하여 Case 1의 연료전지 무게에 비해 약 230 lbs 감소, 총 590 lbs 정도 무게 감소를 보인다. 기준 모델과 비교에서도 HTS 모터를 적용한 전기추진 항공기의 사이징 무게가 약 100 lbs 정도의 가벼움을 보인다(Fig. 23).

Table 6. Optimized result at design point of Case 3

Wing area(S)	211 ft ²
Sizing reference power(Pref)	62,426 lbsft/sec
Take off gross weight(W)	2,026.7 lbs
Power to weight ratio (Pref/W), Fuel Cell	30.80 KW
Wing loading(W/S)	9.61 lbs/ft ²
Cryogenic hydrogen tank	47.93 kg

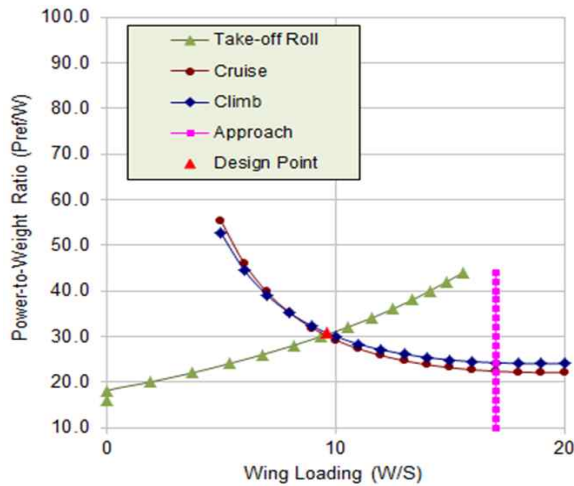


Fig. 22. Sizing of primary power path (Fuel cell) of Case 3

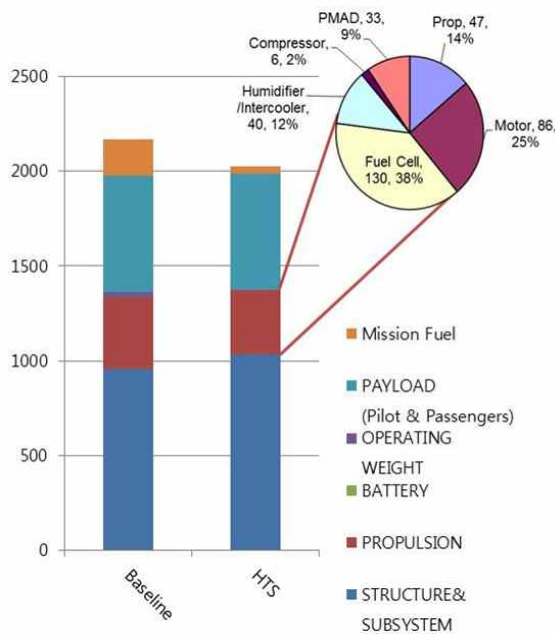


Fig. 23. Weight breakdown of propulsion system of Case 3

3.4.4 Case 4

Case 4는 Case 2의 조건과 동일하게 연료전지와 배터리로 추력을 발생시키고 기존의 모터를

HTS 모터로 대체 적용하여 설계점에서 연료전지와 배터리의 두 가지 동력경로를 고려한 사이징을 수행하였다(Fig. 24, 25, Table 7). 극저온 수소 탱크는 Fig. 26의 구조 및 세부계통에 포함하여 사이징하였다.

Case 2와 비교하였을 때 HTS 모터의 비동력으로 인해 모터의 무게가 10-20 lbs 정도 감소하며, 모터가 차지하는 무게의 감소 및 모터 효율의 증가로 인하여 연료전지의 용량과 배터리의 용량이 감소하여 연료전지는 약 200 lbs, 배터리는 약 45 lbs 정도 무게의 감소를 보인다.

구조 및 세부계통 무게의 감소를 고려한다면 총 570 lbs 정도 무게가 감소한다는 것을 알 수 있다.

Case 3와 비교하면 배터리의 추가로 인해 약 32 lbs 정도 증가하지만, 연료전지와 구조 및 세부계통이 약 40 lbs 감소하므로 총 8 lbs의 무게 감소를 얻을 수 있다. 결과적으로 기준 모델에 비해 약 108 lbs 정도 감소되는 결과를 보인다(Fig. 26).

Table 7. Optimized result at design point of Case 4

Wing area(S)	174 ft ²
Sizing reference power(Pref)	70,595 lbsft/sec
Take off gross weight(W)	2,018.7 lbs
Power to weight ratio (Pref/W), Fuel cell	26.3 KW
Power to weight ratio (Pref/W), Battery	8.6 KW
Wing loading(W/S)	11.60 lbs/ft ²
Cryogenic hydrogen tank	43.32 kg

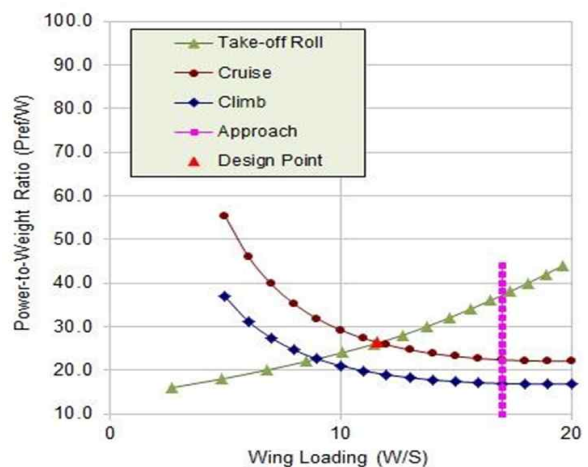


Fig. 24. Sizing of primary power path (Fuel cell) of Case 4

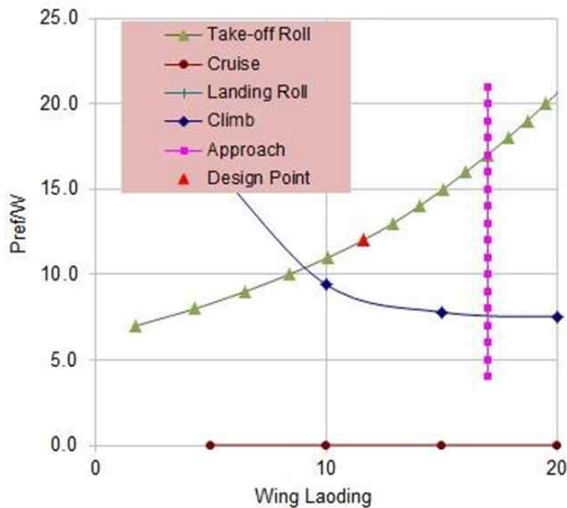


Fig. 25. Sizing of secondary power path(Battery) of Case 4

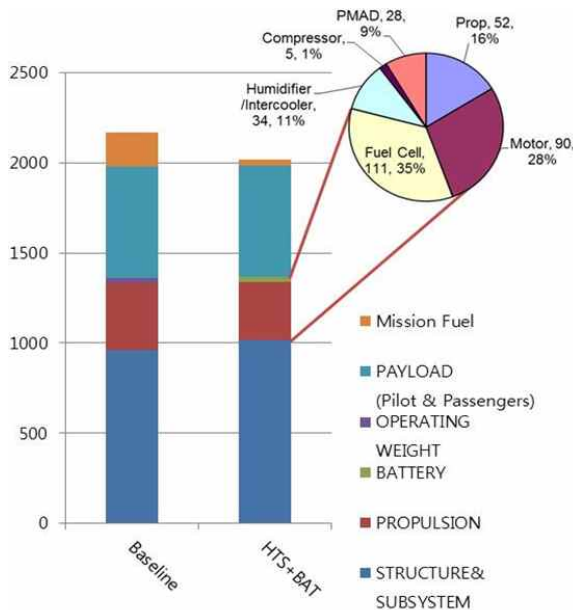


Fig. 26. Weight breakdown of propulsion system of Case 4

IV. 결 론

본 논문에서는 일반화된 동력기반 사이징 기법에 기초한 전기추진 항공기 사이징의 실제 예를 제시하였다. 개념 설계한 전기추진 항공기 사이징 결과를 통해 현재 개발된 기술의 연료전지와 전기모터를 적용했을 경우 기존의 항공기에 비해 중량이 522 lbs, 약 24% 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 또한 무게 감소를 위해 배터리를 추가하여 추력을 발생시킴으로써 연료전지의 무게를 줄일 경우 20 lbs 정도의 무게감소의 효

과는 발생하지만 기존 항공기에 비해 500 lbs 이상 더 무겁기 때문에 동일 크기와 성능을 보이는 항공기를 설계하는 것은 적합하지 않으며 상용화 되기에 어려움이 있다.

하지만 고온 초전도 모터를 비롯하여 극저온 수소 압축탱크 등 향후 연구개발을 통해 적용 가능할 것으로 예측되는 발전된 기술을 적용하여 사이징한 결과 현재 기술을 적용한 전기추진 항공기에 비해 570 lbs 이상의 무게 감소를 보인다. 또한 기존 모델과의 비교에서도 100 lbs, 약 5%의 무게 절감을 보였다.

이는 전기추진 항공기의 설계가 가능함을 보여주며, 기존 화석연료 항공기의 전기추진 항공기로의 전환 가능성을 확인하였다.

향후 연구에서는 가습기/내부냉각기, 냉각시스템 및 PMAD의 상세한 사이징을 수행하여 좀더 상세한 설계를 진행할 예정이며, 엑셀 기반의 Cessna 172 급 항공기 외에 다양한 종류의 항공기 사이징에 범용으로 적용될 수 있는 프로그램을 개발할 계획이다.

본 연구의 결과는 태양광, 연료전지, 배터리와 HTS 모터 등을 사용한 다양한 형태의 전기추진 시스템이 복합적으로 작용하는 항공기 설계에 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

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

References

- 1) Klaus Topfer, "IPCC SPECIAL REPORT ", Intergovernmental Panel on Climate Change, A Special Report of IPCC Working Group III, 2000, pp. 3-5.
- 2) Giovanni Bisignani, "International Air Transport Association Annual Report 2010,"66thAnnualGeneralMeeting,Berlin,June2010, pp.26-29.
- 3) A. Denny Ellerman and Paul L. Joskow, "The European Union's Emissions Trading System in perspective", Massachusetts Institute of Technology, Berlin, May 2008.
- 4) Kenneth D. Worth, 2010, "Peak Oil and the Second Great Depression (2010-2030)",

OutskirtsPress.com, June 30, 2010

5) CO₂: Global Carbon Dioxide Levels, Linked to Human Activity, <http://zfacts.com/p/194.html>

6) J. Spenser, "Fuel cells in the air," Boeing Frontiers, Vol. 3, No. 3, July 2004.

7) Anthony J. Colozza, "Hydrogen Storage for Aircraft Applications Overview," NASA/CR.2002-211867, NASA Glenn Research Center, Sep. 2002, pp. 13-19.

8) Philippe J. Masson, and Cesar A. Luongo, "High Power Density Superconducting Motor for All-Electric Aircraft Propulsion," IEEE Transactions on Applied Superconductivity, Vol. 15, No. 2, June 2005.

9) Swarn Kalsi, "The State of Superconducting Technology", American Superconductor Corporation, Westborough, MA01581, California, 3 March 2005, pp. 17-20

10) Toru Okazaki, "Study on Application of HTS Drive System for Movable Bodies", SEI Technical Review, No. 62, June 2006, pp.24-26.

11) O. Tsukamoto, N. Kusunose, "R&D status of HTS applications in Japan", IEA ExCo, May 16 2011.

12) Kazuhiko Hayashi, "Development of HTS Motor-Present Status and Future Prospect", Sumitomo Electric Industries, Ltd., CCA08, 2008.

13) W.Nick, G. Nerowski, H.W.Neumuller, M.Frank, P.van Hasselt, J.Frauenhofer, F.Steinmeyer, "380 kW synchronous machine with HTS rotor windings-development at Siemens and first test results", Physica C, 372-376, 2002, pp.1506-1507.

14) Y.K.Kwon, S.K.Baik, E.Y.Lee, J.D.Lee, J.M.Kim, Y.C.Kim, T.S.Moon, H.J.Park, W.S.Kwon, J.P.Hong, Y.S. Jo, and K.S.Ryu, "Status of HTS Motor Development for Industrial Applications at KERI & DOOSAN", IEEE Transactions on Applied Superconductivity, Vol. 17, No. 2, June 2007.

15) Philippe J. Masson, Taewoo Nam, Taeyun P. Choi, Pascal Tixador, Mark Waters, David Hall, Cesar A. Luongo, and Dimitri N.

Mavris, "Superconducting Ducted Fan Design for Reduced Emissions Aeropropulsion," IEEE Transactions on Applied Superconductivity, Vol. 19, No. 3, June 2009.

16) Cesar A. Luongo, Philippe J. Masson, Taewoo Nam, Dimitri N. Mavris, Hyun D. Kim, Gerald V. Brown, Mark Waters, David Hall, "Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors," IEEE/CSC & ESAS European Superconductivity News Forum(ESNF), Transactions on Applied Superconductivity, Vol. 19, No. 3, Part 2, 1055-1068, June 2009.

17) Bradley M. and Droney C., "Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report," NASA/CR-2011-216847, 2011, pp.25-31.

18) T. Nam, Danielle S. Soban, and Dimitri N. Mavris, "A Generalized Aircraft Sizing Method and Application to Electric Aircraft," AIAA's 3rd International Energy Conversion Engineering Conference, San Francisco, California, Aug. 2005, pp. 05~10.

19) T. Nam, K. Shih and D. Mavris, "Assessment of Environmental and Regulatory Uncertainty Impacts on Propulsion System Design," AIAA-2003-6805, AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Forum, Denver, Colorado, Nov. 2003.

20) Mattingly, J. D., Heiser, W. H., and Daley, D. H., Aircraft Engine Design, AIAA Education Series, sixth ed., 1987.

21) John McIver, "Cessna Skyhawk II /100(172) Performance Assessment," B. Eng. Temporal Images 23rd January, 2003

22) Mark Moore, "VSP User Manual Version 1.7.92", NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23681-0001.

23) Feagin, R. C. and Morrison, W. D., "Delta Method, An Empirical Drag Buildup Technique," NASA CR 151971, 1978.

24) T. Nam, "A Generalized Sizing Method for Revolutionary Concepts under Probabilistic Design Constraints," Ph.D. thesis, Georgia Institute of Technology, 2007.