한국신·재생에너지학회 2005년도 춘계학술대회논문집 pp.252~255

성층권비행선용 재생연료전지 시스템 요구사양

정 용운[1], 이 융교[2], 강 왕구[3], 김 동민[4], 염 찬홍[5]

System Requirement of Regenerative Fuel Cell for a Stratospheric Airship

Yongwun Jung, Yunggyo Lee, Wanggu Kang, Dongmin Kim, Chanhong Yeom

Key words : Stratospheric Airship(성층권비행선), Regenerative Fuel Cell(재생연료전지), Solar Cell(태양전지), Electrolyzer(수전해장치), Required Power(요구출력), Efficiency(효율)

Abstract : The effort to realize the concept of stratospheric airship, which can fly at about 20km altitude, has been persevered since late 1980's. Referring to the feasibility study of ensuring the flight duration of the airship over 1 year, total weight is about 30 tons, the length is about 200m. There are lots of key technologies to be solved to develop the system, and one of the essential prerequisite technologies is regenerative fuel cell system. In this paper, design requirement of regenerative fuel cell system is introduced with the feasibility study results of the challenging stratospheric airship.

1. 서 론

비행선은 공기보다 가벼운 기체 (헬륨)을 사용하여 자체 부력으로 떠 있을 수 있기 때문에 정점 체공성 (station keeping), 저소음 환경 친화성, 근거리 이착륙성 등 많은 장점을 가지고 있다. 성층권비행선은 비행선 고유의 장점에 최신의 신소재, 첨단 전자통신기술, 신개념 에너지 기술 등을 적용하여 고도 약 20Km에서 장기체공하며, 통신중계, 재난감시, 정보수집 등의 임무를 수행할 수 있는 시스템이다.

현재 성층권비행선 개발사업은 미국, 일본 등의 선진 각국을 중심으로 수행 중에 있는데, 우리나라에서도 한국항공우주연구원(이하 항우연)을 중심으로 산업자원부의 차세대신기술사업의 일환으로 2000년도부터 개발사업을 수행하고 있다. 본 사업은 10년의 개발기간을 가진 장기 프로젝트로 연구개발의 위험성을 줄이기 위해 3단계로 구분하여 개발이 수행되고 있다. 1단계는 국내 기술기반이 부족한 중대형 비행선 개발 기반기술과 성층권비행선 개발에 필요한 기초기술을 확보하기 위해 약 3년간의 기간 (2000.12 - 2003.8) 동안 수행되었다. 2단계부터는 출연연의 기술을 주관업체로 이전하며 업체주도로 성층권비행선의 시제기를 개발해 나가는 계획으로 (주)신영중공업의 주관하에 연구개발을 수행하고 있다 (2003. 12 - 현재).

성층권비행선 개발을 위해 선결되어야할 주요 요소기술은 경량 고강도 막재 (envelop material), 신뢰성 있는 비행선 자율비행 시스템, 태양전지, 연료전지/수전해장치를 조합한 재생연료전지 시스템, 대형 프로펠러 추진시스템, 열 및 전력 제어 시스템, 그리고 대형비행선 이착륙 운용기술 등이 있다. 항우연에서는 성층권비행선의 체계개념을 수립하고, 위에 열거된 기술들의 현황과 미래발전성을 분석하여 구현가능성 연구(feasibility study)를 수행하였으며, 이에 따라 필요한 요소기술 및 체계기술 확보에 노력해오고 있다.

본 논문에서는 재생형 연료전지의 설계 요구조건과 함께 성층권 비행선의 타당성 검토 결과를 제시하였다.

1,2,3,4) 한국항공우주연구원, 비행선그룹
E-mail : jyw@kari.re.kr
Tel : (042)8602863-4567 Fax : (042)860-2006
5) 한국항공우주연구원, 항공체계실장
E-mail : yeom@kari.re.kr
Tel : (042)860-2351 Fax : (042)860-2006

2. 성층권 비행선 요소기술 검토

현재, 일본 NAL에서는 성층권 비행선의 기술실증기(TD, Technical Demonstrator)개발을 계획중이며, 미국에서도 ACTD(Advanced Concept Technology Demonstration) - HAA(High Altitude Airship)라는 성층권 비행선 개발을 추진중에 있다. 이와 관련하여, 성층권 비행선의 핵심 전원기술인 태양전지, 재생형 연료전지 등에 대한 일본, 미국 등 각국의 기술수준을 살펴보고, 국내 기술에 대해서도 검토하면 다음과 같다.

2.1 성층권 비행선의 재생연료전지

장기간에 걸쳐 비행선에 전력을 공급하기 위해서는 기존의 화석연료 대신 태양에너지를 사용하는 것이 유일한 해결책이다. 이 경우 태양에너지를 사용할 수 없는 야간의 에너지원이 필요하게 되는데, 이 또한 재생형 에너지원만이 유일한 해결책이 된다. 즉, 주간에 태양에너지로부터 얻는 잉여에너지를 비축하여 야간에 사용하는 전원 시스템이 필요하다.

태양전지와 재생형 연료전지(연료전지+수전해장치)를 결합하는 Solar-RFC 전원 시스템의 개요는 Fig. 1과 같다. 주간에는 태양전지를 통해 요구 전력을 공급하고 잉여 전력으로 수전해장치를 통해 물을 분해하여 산소 및 수소 가스를 발생시켜 저장한다. 그리고 야간에는 산소와 수소 가스를 이용하여 연료전지로부터 전력 및 물을 생산하고 물을 저장함으로써 주야간에 걸친 전력 공급이 가능하게 한다.

Solar-RFC가 장착된 성층권 비행선 추진시스템의 개략도는 Fig. 2와 같다.

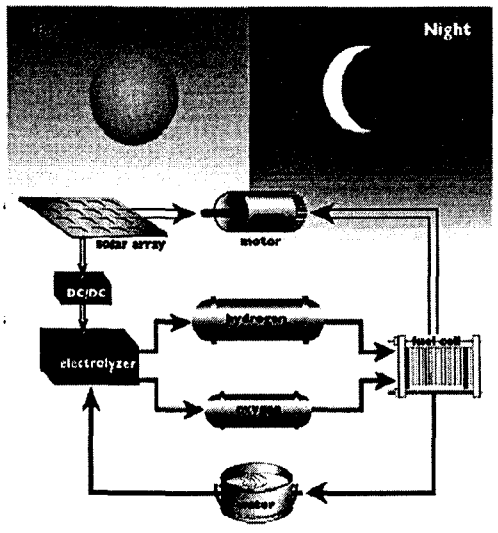

Fig. 1 Regenerative power system diagram.

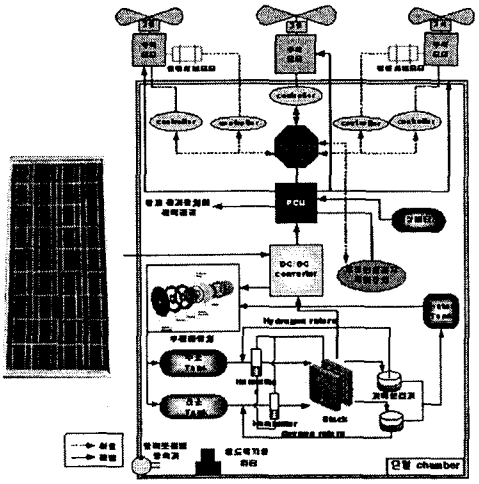

Fig. 2 Schematic drawing of propulsion system for stratospheric airship.

2.2 태양전지

성층권 비행선에 적용하는 태양전지는 기압, 온도, 태양의 스펙트럼 변화가 고려되어야하고 경량이어야 한다. 또한 곡선의 기낭에 부착되어 함께 부풀려지기 위하여 유연하여야 한다. 기낭이 하중에 의해 굽혀질 경우에도 손상을 입지 않아야 하기 때문이다. 그러므로 a-Si계열의 태양전지는 태양광에 의한 degradation이 존재하고 효율이 낮은 단점이 있지만 곡면에 접착이 용이하고 낮은 온도에서 제작 가능하여 값싼 재료로 기판제작이 가능하여 비행선에 적용 가능성이 높은 제품으로 생각되고 있다.

일본은 성층권 비행선에 장착할 태양전지로 Sharp사의 60μm두께의 단결정 태양전지를 고려하고 있는데 0.6 kg/m^2, 3.7 g/watt의 성능을 가지고 있으며 AM1.5에서 13%의 효율을 가지고 있다. 향후 2.5 g/watt, 효율 17%를 목표로 하고 있다. 이 외에도 일본 IHI사가 개발하고 있는 0.22 kg/m^2, 2.45 g/watt, 효율 9%의 a-Si 태양전지가 있다.

미국은 일본에 비해서 더욱 많은 업체에서 다양한 분야를 대상으로 태양전지를 개발하고 상용화하고 있다. Daystar사는 HAA를 위한 태양전지로 CIGS계열의 박막형 태양전지를 개발하였는데, 0.2 kg/m^2, 1.7 g/watt로 AM0조건에서 12%의 효율을 나타낸다. 곡면에 접착가능하고 여러 형태로 만들 수 있어서 비행선에 적용성이 높을 것으로 생각된다. ITFT(Iowa Thin Film Technology)사의 아몰퍼스 제품은 AM1.5조건에서 0.09 kg/m^2, 1.8 g/watt로 5%의 효율을 나타내며 8%의 효율을 목표로 개발중이다. 이 외에도 20%이상의 높은 효율을 갖는 SunPower사의 Si계열의 태양전지, 8%

이상의 효율을 갖는 Uni-Solar사의 a-Si계열의 태양전지가 있지만 가격이 고가이기 때문에 적용성에 문제가 있다.

2.3 연료전지

연료전지에는 많은 종류가 있지만, 비출력이 크고 작동온도가 낮아서 최근 전기자동차용으로 개발이 활발한 PEM(Proton Exchange Membrane) 방식이 성층권 비행선용으로 적용될 수 있는 유력한 방식이다. 우리나라에서는 에너지기술연구원과 CETI에서 5kW의 PEMFC개발에 성공하여 상용화하려고 노력중이다.

일본의 IA사가 일본의 성층권 비행선에 적용하기 위하여 개발한 30kW PEMFC이 60%의 효율을 나타낸다. 미국에서는 Lynntech사에서 장기체공 비행체 Helios에 적용하기위한 5.25kW의 PEMFC를 개발하였으며, 수소의 LHV를 기준으로 계산한 효율이 65%이상이 된다. Siemens사에서 개발한 30kW급의 자동차용 PEMFC는 60%이상의 효율을 보이고 GM사는 80kW급 0.47 kW/kg의 에너지효율을 갖는 FC를 개발한 상태이다.

2.4 수전해장치

많은 산업용 수전해장치들이 개발되었지만 고효율화에만 초점이 맞추어져왔기 때문에 중량이 매우 무겁고 따라서 성층권 비행선의 탑재용으로는 사용하기 어려운 상황이다. 경량 고압 수전해장치는 주로 우주 및 군사용으로 개발되고 있기 때문에 구매가 불가능한 경우가 많고 용량이 다양하지 않아서 비행선의 요구사양에 맞추어 새로 개발하여야 한다. 그러므로 수전해장치는 비행선의 요소기술 중에서 기술적으로 가장 뒤떨어져 있다. 경량 수전해장치 역시 PEM방식이 적용되고 성층권의 저온 조건에서 작동하기 위해 온수의 순환을 통한 물의 결빙 방지방안 등이 설계에 반영되어야 한다.

미국의 Lynntech사는 수소의 LHV를 기준으로 71%의 효율을 보이는 15kW의 수전해장치를 개발중이고, 유럽의 EADS사는 주로 우주용으로 연료전지와 수전해장치를 개발하고 있는데 40kW미만의 PEM방식의 수전해장치를 개발하고 있다.

2.5 저장 탱크

가스저장탱크의 압력은 수전해장치 출력가스 압력과 같게 하여 별도의 압축기 없이 가스를 탱크에 저장한다. 경량화를 위해 필라멘트 와인딩 방식의 탄소섬유강화수지(CFRP) 압력탱크를 이용하며, 박막 알루미늄 또는 플라스틱 라이너를 탱크 벽 사이에 포함한다.

캐나다 Dynetek사의 35Mpa까지 충전이 가능한 고압용기로는 알루미늄과 탄소섬유로 제작되어 148L탱크의 무게는 66kg이고, 미국 Quantum사의 35Mpa 용기는 폴리머 라이너와 탄소섬유로 제작하여 160L탱크의 무게가 46kg이다.

2.6 재생형 연료전지

이와 같은 요소기술들을 종합하여 일본의 NAL은 450 Wh/kg, 효율 50%이상의 RFC를 목표로 개발중이며 미국의 Lynntech사는 618 Wh/kg (FC Stack: 0.3 kW/kg, EL Stack: 1.0 kW/kg), 효율 53%의 RFC를 개발하여 비행시험을 수행할 예정이다.

3 비행선 크기 및 전원 용량 산정

설계관련 기본 자료를 이용하여, 성층권 비행선의 개략적인 크기를 결정할 수 있는 프로그램을 구성하여 성층권 비행선의 크기와 전원 시스템의 설계 요구조건을 도출하였다.

성층권 비행선의 개략적인 크기를 결정할 수 있는 프로그램의 흐름도는 Fig. 3과 같다. 이 프로그램에 앞에서 정리한 요소기술들의 정보를 기초로 하여 현재 및 2~3년 내에 개발이 가능한 성능을 기준으로 Table 1에 나와 있는 것처럼 기본적인 설계 자료를 입력하고 반복계산을 통하여 비행선의 크기, 전력 소모량, 태양전지 면적 등을 계산하였다. 이때 태양전지의 요구출력은 태양전지의 부착각도 및 방법에 따라서 그리고 계절에 따른 태양광의 강도 및 일조량에 따라서 달라진다. 본 논문의 계산결과는 하절기(5월말~9월말)의 풍속을 기준으로, 태양전지는 비행선의 길이의 80%에 해당하는 길이에 대칭이 되도록 설치하는 것을 기준으로 계산하였다. 이때의 하루 동

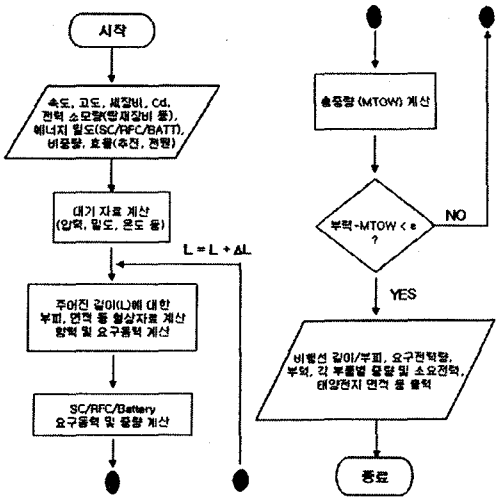

Fig. 3 Flow Chart for Airship Sizing

안의 태양전지 에너지의 변화는 Fig. 4와 같으며 주간동안에 생산되는 에너지 중 잉여에너지로 야간을 위한 수전해장치가 구동되도록 태양전지의 용량을 결정하였으며 계산결과는 Table 1에 나와 있다.

계산을 통하여 20km 고도에서 최대속도 20m/s로 순항할 수 있는 비행선의 크기는 약 200m로 산출됨을 알 수 있다. 하절기임계일을 기준으로 태양전지의 작동시간은 13.2시간이며 재생형 연료전지의 작동시간은 하루에 12.1시간이 된다. 성층권 비행선을 위한 각 시스템의 요구조건을 정리하면 다음과 같다. 아몰퍼스 태양전지의 효율은 9%이상(0.22 kg/m^2, 2.45g/watt)이어야 하고, 재생형 연료전지는 연료전지, 수전해장치, 산소, 수소 및 물탱크 등을 포함한 중량당 에너지가 450 Wh/kg 이상이 되어야 하며 효율은 46% 이상이 되도록 요구된다.

재생형 연료전지를 구성하는 세부장치의 요구되는 성능은 다음과 같다. 연료전지시스템은 65% 이상의 효율로 에너지밀도는 수소 및 산소와 탱크 부피를 포함하여 750 Wh/kg, 수전해장치는 70%이상(수소의 HHV기준)의 효율로 최대 114 Nm^3/hr의 수소 발생이 가능해야하는 시스템으로 무게는 물탱크를 제외하고 2톤 이하여야 한다. 이러한 기본 성능으로부터 설계된 비행선은 태양전지의 총 면적은 12,029m^2, 총 중량은 약 2.6톤이 되고 탱크를 포함한 재생형 연료전지 시스템의 총중량은 약 8.4톤이 된다. 정점체공을 위한 비행선에서 필요한 요구 전원은 144 kW 이상의 용량이 필요하다.

이러한 요소 기술의 전기적인 성능향상 외에도 성층권 비행선을 위한 재생 연료전지는 환경조건도 만족해야하는 어려움이 있다. 저속의 비행선은 진동이 심하고, 20km 고도의 성층권에서는 온도가 약 -70℃ 이하이고, 압력은 0.05 기압

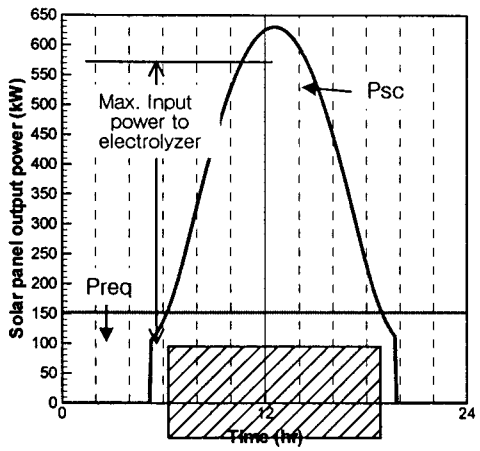

Fig. 4 Variation of solar panel energy in a day

Table 1 Airship Sizing

입력변수		출력변수	
최대풍속	20 m/s	비행선길이	208 m
운용고도	20 km	비행선부피	224,481 m^3
프로펠러효율	0.7	표면적	27,376 m^2
항력계수	0.04	총중량	19,518 kg
기낭재료	0.2 kg/m^2	태양전지 무게	2,646 kg
탑재체 중량	500 kg	재생형연료전지무게	8,400 kg
부체계 중량	1500 kg	기낭 무게	7,118 kg
구조물 중량	1500 kg	총 소요 전력	144 kW
추력발생장치중량	500 kg	추진 소요 전력	94 kW
탑재체 소요전력	10 kW	연료전지 용량	2,932 kWh
기체소요전력	30 kW	태양전지 용량	1,083 kW
태양전지성능	0.22 kg/m^2	태양전지 면적	12,029 m^2
	2.45 g/watt		
재생형 연료전지	450 Wh/kg		
수전해장치 효율	0.7		
연료전지효율	0.65		
추진모터효율	0.9		
전압변환기 효율	0.85		
밤시간	12.1 시간		

이 된다. 현재 단열챔버를 제작하여 그 안에 전원시스템을 설치할 계획이기 때문에 시스템의 외부 온도조절은 가능하리라 생각되지만 압력이 낮은 상태에서도 앞에서 기술한 성능을 낼 수 있는 시스템이 요구된다. 또한 프로펠러, 모터, 태양전지등 외부에 노출되어 있는 시스템은 낮은 외부 온도도 고려해야 하는 상황이다. 그러므로 재생형 연료전지의 작동 환경조건을 만족시키는데 많은 노력을 기울여야 할 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 논문에서는 성층권 비행선 전원 시스템에 대한 현재 기술수준과 미래 개발 가능성에 대하여 검토하였고, 이를 이용하여 성층권 비행선 Sizing을 수행하였다. 연료전지와 태양전지를 이용하는 재생형 연료전지를 이용할 경우 약 200m의 크기가 요구된다. 이 계산결과에 따라 전원 시스템의 요구조건을 도출하였고, 전원 시스템에 대한 타당성 검토를 수행하였다.

현재 세계의 우수기술로는 성층권 비행선의 제작이 가능할 것으로 판단되지만 이러한 우수기술을 직접 적용하기 위해서는 막대한 비용이 소요된다. 우리나라의 기술로서 성층권 비행선을 만들어 날릴 수 있도록 각 요소기술의 기술향상이 절실히 요구된다.

References

[1] Khoury, G. and Gillet, J., Airship Technology, Cambridge Univ. Press, 1999.

[2] 김형진, 이창호, 양수석, "성층권 비행선 전원공급용 태양전지의 부착각도에 관한 연구," 한국항공우주학회지, Vol. 30, No. 8, 2002.