



ERATO-프랑스의 차세기 宇宙원자로

차세기를 위한 우주에서의 에너지 필요성은 잘 규정되지 않는다. 그럼에도 불구하고 미국은 우주(달기기 또는 화성탐사)에 50~300kW 전기를 수송할 수 있는 원자로 SP-100의 지상 원형로를 개발하고 있다.

프랑스에서 French National Space Agency(CNES)와 French Atomic Energy Commission(CEA)간에 소위 ERATO라 불리는 협력프로그램이 1983년에 시작되었다. 이는 European Ariane-5의 다음 단계로 착수될 20~20kWe 우주 원자력발전 시스템 개발을 조사하기 위함이다.

원자력 시스템

광범위한 원자로 온도와 관련 기술을 커버하는 20kWe Turboelectric Power System의 3가지 기준 개념이 ERATO 프로그램내에서 연구되고 있다. 비교연구를 위해 고려되는 3개 전력계통은 모두 활동 액체로 헬륨/지논을 사용하는 단일 회복력있는 Brayton Converter와 활동 가스로 폐기열 방열기의 직접적인 냉각을 채용하고 있다. 히트파이프(Heat Pipe) 방열기와 다중성의 二重 Brayton Converter 시스템의 사용과 같이 향상된 설계 선택사항이 조사되고 있다. 첫번째 시스템은 최고 943°K의 온도에 운전되는 구조물 및 피복물질로서 316 스테인레스 스틸의 나트륨 냉각 UO₂ 연료 Fast Spectrum 원자로를 채용하고 있다.

두번째 시스템은 고온 가스냉각 원자로의 기술에 근간하여 1,113°K의 노심방출온도를 갖는 가스냉각熱外(Epithermal) 또는 熱(thermal) 원자로로 구성된다. 고려되고 있는 원자로형은 Drain-Cooled Particle Bed Reactor, 종전의 HTGR Derivative Reactor, 그리고 ZrH-Moderated Particle Bed Reactor이다.

세번째 시스템은 매우 높은 온도의 액체금속 기술을 사용하고 Lithium 냉각, 천연우라늄연료, Fast Spectrum 원자로로 구성되고 구조물 및 피복물질로 Molybdenum-Rhenium 합금이며, 이 계통은 1,423°K의 최고 온도에 적합하다.

표에서 보듯이 가장 가능성있는 설계 및 운전 인자를 요약해 보면 20kWe 원자력 Brayton 시스템 개개의 전체 중량을 최소화한다. 그 결과로 3개 시스템의 순수한 효율은 거의 같고(17±1%), 열출력 요건(115 ±4kWt)에 이른다. LMFBR과 HTGR 유도전력 시스템의 잠재능력은 각각 45kWe와 80kWe로 평가된다.

원자력시스템의 발사와 궤도작동은 수많은 특별한 안전문제를 야기시키는데 이는 궤도에서 특별한 운전법칙을 준수하고 원자력의 적절한 설계에 의해 관리될 수 있다.

他電源

높은 지상궤도에서 20kWe를 제공 가능한 방사성동위원소, 태양 및 원자력 우주전력 시

Near Optimal Design Points for the Three Candidate 20-kWe Nuclear Brayton Space Systems

	W_{net} 20 kWe	UO ₂ /Na/ss 650°C	HTGR der. 850°C	UN/Li/Mo 1123°C
Reactor	Peak Coolant T(K)	943	1123	1423
	Coolant Outlet T(K)	923	1123	1387
	Power(kW)	119	115	114
Intermediate Heat Exchanger	Gas T Rose(K)	218		411
	Power(kEth)	110.5		98
Alternator	Rot. Speed(rpm)	40000	45000	48000
	Efficiency	0.859	0.858	0.866
Compressor	Inlet Pressure(Mpa)	0.40	0.30	0.21
	Inlet Temperature(K)	324	390	403
	Efficiency	0.850	0.847	0.828
Turbine	Inlet Temperature(K)	912	1113	1339
	Effectiveness	0.888	0.892	0.874
Recuperator	Power(kWh)	128	97	78
	Efficiency	0.843	0.745	0.764
Radiator	Inlet /outlet T(K)	488 /317	633 /382	703 /390
	Area(m ²)	116	56	38
Thermodynamic Cycle	Gas flow rate(kg /s)	1.24	1.03	0.71
	$\Sigma(\Delta P / P)(\%)$	7.5	9.0	9.0
	Efficiency	0.201	0.209	0.220
System	Recycled power(kWe)	2.74	1.65	2.18
	Overall efficiency	0.168	0.173	0.176
	Total system mass(kg)	2319	1960	1884

시스템간의 예비 비교연구가 CNES-CEA프로 그램 ERATO체제에서 수행되고 있다.

이 비교를 위해 고려된 기준은 발사안전, 중량성능, 운전신뢰성 및 발사운반체와의 조정 그리고 개발 및 유지비용이다.

연구결과로 부각되는 가장 유망한 후보로는 AsGa Cell과 Nickel/Hydrogen 배터리가 달린 Solar Photovoltaic 발전기와 원자력시스템이다. Solar Photovoltaic 발전기의 주요 장점은 주로 발사가 실패되어 지구 대기권으로 재진입하는 경우에 특별한 위험이 없다는데 있다.

원자력시스템의 주요 장점은 자동 운전, 큰 용량 가능성 그리고 동등한 20kWe Solar Photovoltaic 발전기에 비해 단지 20%로 평가

되는 재사용비용이다.

현상향과 미래 추이

소련은 1967년 이후 40개 이상의 원자력시스템을 발사했다. 1960년과 1973년사이 미국은 SNAP 원자력 우주시스템의 적극적 개발프로 그램을 추진했다.

미래의 행성간 임무수행은 태양에너지가 공급할 수 없을 정도로 전원 수요를 증가시킬 것이다. 방사성동위원소 전력시스템은 적은 kW의 전력 수요를 충족시킬 수 있을 것이다. 원자력시스템은 5kWe 이상의 수요를 충족시킬 유일한 해결책이 될 것이다.