

## 技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.10.1038

## 다양한 우주방사선 환경과 차폐 조건에서 우주인이 받는 방사선 피폭량

채명선\*, 정범진\*

## Radiation Exposure of an Astronaut subject to Various Space Radiation Environments and Shielding Conditions

Myeong-Seon Chae\* and Bum-Jin Chung\*

## ABSTRACT

Radiation exposures of an astronaut during the space travels to the International Space Station(ISS) of the Soyuz and the Moon of the Apollo, were calculated considering the altitude, boarding time, period of stay, kinds of spaceships and space suits. The calculated radiation exposures decrease dramatically according to the thickness of the shielding by the wall of the spaceships and by the space suits. For the space travel to the ISS of Soyuz at Low Earth orbit, the thickness of the spaceship required to optimally reduce the radiation exposure is 3 cm. For the Extravehicle Mobility Unit(EMU) the exposures are minimized at 4 cm of the aluminized Mylar and 5 cm of the Demron, respectively. The aluminized Mylar showed better radiation shielding than the Demron which contains the high Z materials. The radiation exposures of an astronaut were  $4.2 \times 10^{-6}$  Sv for the ISS travel and  $4.3 \times 10^{-5}$  Sv for the Moon explore. The high concentration of the high energy proton flux at the surface of the Moon results in high radiation exposure. The calculation scheme and results of this study can be used in the design of the shielding performance of a spaceship and space suits.

## 초 록

소유즈 우주선의 국제우주정거장(ISS) 여행 및 아폴로 우주선의 달 탐사 여행 시 우주인이 받는 방사선 피폭량을 계산하였다. 우주여행 시나리오에 따라 고도, 탑승 및 체류시간, 우주선과 우주복의 재질 및 두께 등을 고려하였다. 계산결과 우주선체와 우주복의 두께가 증가함에 따라 피폭량이 급격하게 감소하였다. 저궤도환경에서 소유즈 우주선의 국제우주정거장 여행 시 최적으로 줄이기 위한 우주선의 두께는 3 cm였다. 선외우주복에 대한 우주인의 피폭치를 계산한 결과, Mylar 재질은 4 cm 이상, Demron 재질은 5 cm 이상에서 피폭량이 평탄해졌다. 알루미늄이 코팅된 Mylar 재질이 고원자번호로 구성된 Demron 재질보다 차폐성능이 우수하였다. 국제우주정거장 여행 시 방사선 총 피폭량은  $4.2 \times 10^{-6}$  Sv이며, 달 탐사에서 우주인의 방사선 총 피폭량은  $4.3 \times 10^{-5}$  Sv였다. 한편 아폴로 우주선을 탑승한 우주인의 피폭량이 달 근처에서 높았는데 그 이유는 우주방사선이 달 표면의 입자와 충돌하여 2차 중성자와 양성자가 방출되어 달 표면에 방사능이 많기 때문이다. 본 연구의 계산절차와 결과는 우주선과 우주복의 차폐해석에 활용될 수 있을 것이다.

**Key Words** : Space radiation(우주방사선), Shielding(차폐), Radiation Dose(방사선 피폭), Monte-Carlo Method(MCNP코드), Spacewalk(우주유영)

† 2010년 7월 8일 접수 ~ 2010년 9월 15일 심사완료

\* 정희원, 제주대학교 에너지공학과

교신저자, E-mail : bjchung@jejunu.ac.kr

제주특별자치도 제주시 제주대학로 66

## 1. 서 론

우주과학기술은 종합과학으로써 과학기술 전 분야의 기술이 요구되며 산업계 전반에 걸친 광범위한 파급효과를 미친다. 이 때문에 선진 각국은 우주개발을 위해 치열한 경쟁을 하고 있고, 우리나라도 지구궤도 위성 개발 및 발사, 위성체 기술에 대해 괄목할 성장을 이루며 경쟁 대열에 들어섰다[1].

우주공간에 체류하는 동안 고려되어야 할 위해요소 가운데 하나는 우주방사선이다. 우주방사선은 디지털 기기의 일시적 정지 및 오작동을 일으키며, 우주인의 DNA를 손상시키거나 암 유발 및 기억력 상실을 야기 할 수 있다[2]. 이를 극복하기 위해서는 우주방사선으로부터 디지털 기기와 우주인을 보호하기 위한 방사선 차폐 연구가 필요하다. 우주인의 차폐체로는 우주선과 우주복이 있는데, 우주방사선 차폐의 목적으로만 재질 두께를 증가시키면 우주선의 경우 하중이 증가하여 발사비용이 증가하고, 우주복의 경우 우주인의 움직임에 제약을 주어 임무수행에 어려움을 줄 것이다. 따라서 우주방사선 차폐체의 최적화가 필요하다.

Bernabeu와 Casanova는 우주인의 피폭량을 알아보기 위하여 MULASSIS 프로그램을 이용하여 여러 가지 차폐체에 대하여 두께를 바꿔가면서 인체모형(Human phantom)이 받는 피폭량을 측정하여 적정 재질과 두께를 제시하였다[3]. 그러나 그는 인체 모형을 단순한 평판(Slab)으로 가정하였기 때문에 입체적인 인체에 적용하는 것에 한계가 있다. 본 연구에서는 우주인의 인체를 ICRP(International Commission on Radiological Protection)가 제시한 인체가 받는 전신피폭을 계산하는 방법론인 ICRU(International Commission

on Radiation Units and Measurements)의 구(Sphere)로 접근하였다. Steve Johnson은 조직당량 계측기를 이용하여 실제 우주방사선량을 측정하였다. 이 결과를 이용하여 저궤도에서 우주왕복선에 탑승한 우주인의 한도 방사선량을 제시하였다. 또한 NASA 우주인들의 방사선 피폭을 최소화하기 위한 건강 보호 프로그램을 구축하였다[4]. 이 두 개의 논문은 저궤도 환경에 대하여 수행된 것이며 달과 같이 지구로부터 멀리 떨어진 우주환경에 적용하기는 어렵다. Wilson과 Cucinotta는 BRYNTRN 프로그램을 이용하여 알루미늄 차폐체에 대해서 우주인의 선량확률을 예측함으로써 우주방사선 차폐체 설계 수립에 대한 연구를 하였고[5], Tripathi와 Nealy는 우주공간에서의 장기미션을 수행하는 우주인의 방사선 피폭에 대한 지침서를 제공하고, 차폐체 설계 시에 발생하는 불확실성(Uncertainty)을 제시하였다[6]. 이들의 논문은 차폐체로 알루미늄과 폴리에틸렌 재질을 고려하였기 때문에 실제 우주선의 재질 및 우주복의 재질에 대한 차폐해석과 거리가 있다. 본 연구에서 차폐체는 실제 우주선 및 우주복의 재질들을 적용하였고, 두께 및 재질 변화에 따라 MCNPX를 이용하여 계산하였다.

## II. 본 론

### 2.1 시나리오 설정

본 연구에서 두 가지의 시나리오를 상정하였다. ISS에 8일간 체류하는 소유즈 일정과 아폴로 우주계획의 달 탐사 일정이다. Fig. 1에서는 소유즈 우주선이 ISS에 도킹을 하기 위해 고도 220 km에서 지구주변을 선회하고, 도킹한 후 선내에서 우주인이 일반 옷을 입고 8일간 체류하고, 지

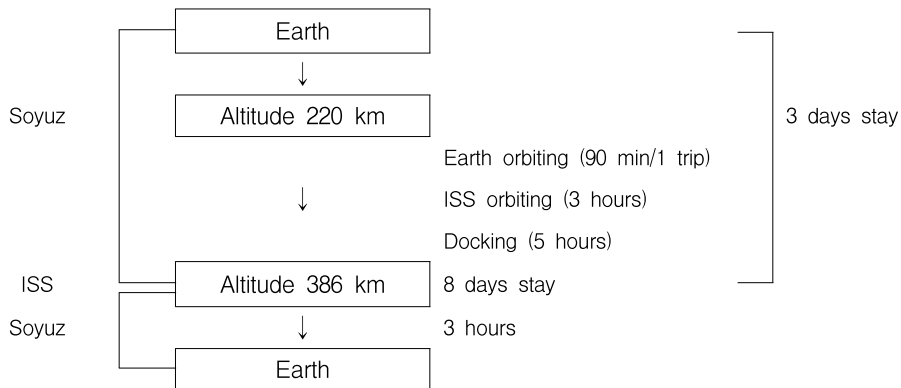


Fig. 1. Soyuz's altitudes and periods of stay when travel to the ISS[7]

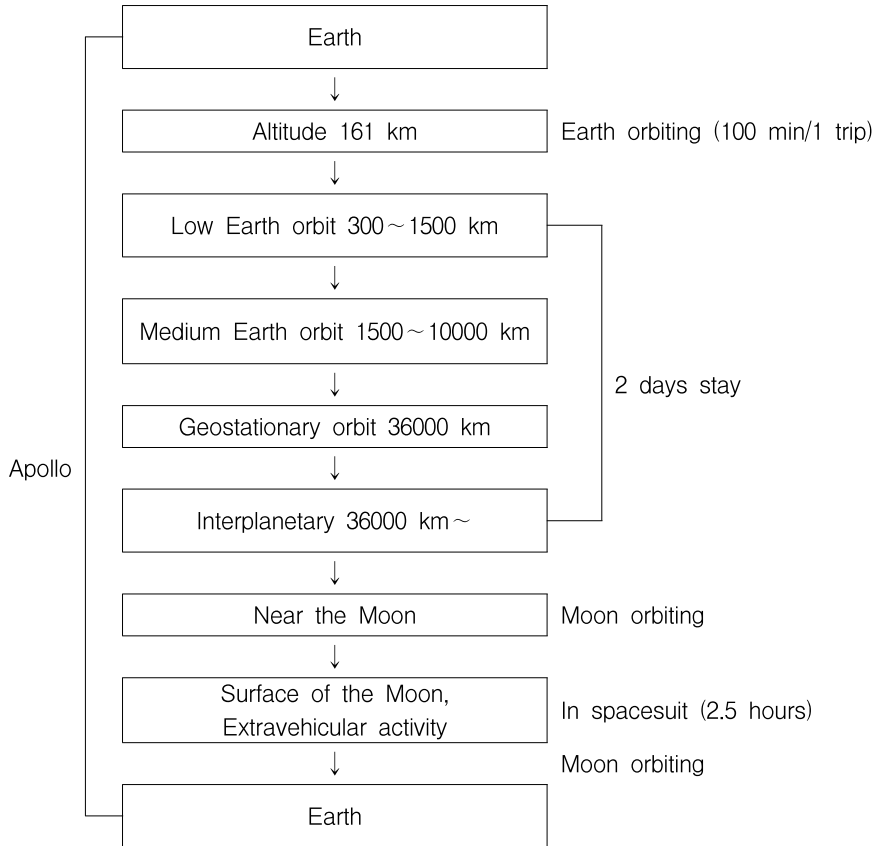


Fig. 2. Apollo's altitudes and periods of stay when travel to the Moon[8]

구로 귀환하는 일정을 나타내었다[7]. Fig. 2는 아폴로 우주선이 지구궤도를 벗어나고 우주공간을 지나 달 주변을 선회하고 달 표면 활동을 끝마치고 지구로 귀환하는 일정을 나타내었다[8].

2.2 우주방사선 환경

우주선(Cosmic ray)은 우주공간에 존재하는 여러 가지 입자들로 구성된 방사선을 총칭하며 양성자, 헬륨이온, 중성자, 전자, 광자 및 그 밖의 무거운 원자핵으로 구성된다. 우주선은 기원에 따라 고에너지 입자의 은하 우주선(GCR; Galactic Cosmic Ray), 태양활동에 의한 태양우주선(SCR; Solar Cosmic Ray), 태양권계면을 넘어 우주공간에서 기원하는 이상 우주선(ACR; Abnormal Cosmic Ray)으로 구분된다[9]. 지구는 은하 우주선과 이상 우주선 보다는 태양우주선의 영향을 많이 받는, 태양풍 영역에 속하며 지구상에 영향을 미치는 우주방사선 입자는 주로 양성자와 전자이다[10]. 양성자와 전자들은 하전되어 있기 때문에 지구 자기장의 영향으로 일정한 회

전방향을 가지면서 지구 자기장 둘레에 갇히게 되어 방사선 띠를 이룬다. 이러한 방사선 띠를 반 알렌대(Van Allen Belt)라고 한다.

첫 번째 시나리오는 지구에서 ISS까지와 ISS이 지구주위를 선회하는 두 가지 환경으로 나누었다. 첫 번째 환경은 SPENVIS[11] 프로그램이 측정할 수 있는 가장 낮은 고도인 100 km에서부터 ISS의 고도 386 km까지 1년 동안의 평균 양성자와 전자의 에너지에 따른 플럭스이며 Fig. 3에 나타내었다. 두 번째 환경은 지구를 선회하는 ISS의 경사각이 51.7°이며, 근지점인 386 km에서 원지점인 460 km까지 양성자와 전자의 에너지에 따른 플럭스이며 Fig. 4에 나타내었다. Table 1은 Cheenu Kappadath가 10년간 정지궤도에서 측정한 감마선의 평균 에너지 플럭스를 나타낸 것이다[12]. 감마선은 투과력이 강하고 비정(Range)도 길기 때문에 감마선 비율이 최대일 것으로 예상되는 정지궤도의 감마선의 에너지에 따른 플럭스를 이용하였다.

두 번째 시나리오에서는 우주방사선 환경을

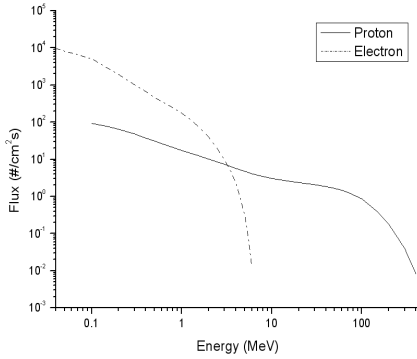


Fig. 3. Average fluxes of proton and electron as functions of energies from altitude 100 km to 386 km

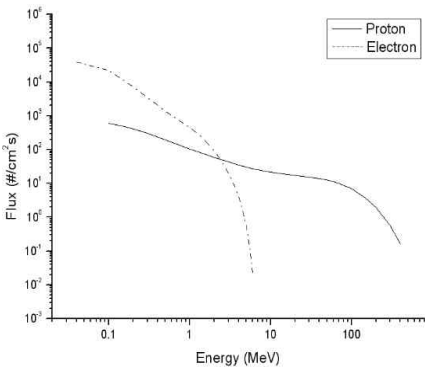


Fig. 4. Average fluxes of proton and electron as functions of energies from altitude 386 km to 460 km

저궤도, 우주공간과 달 표면 환경으로 나누었다. 여기서 우주공간과 달 표면에서 양성자, 감마선의 에너지에 따른 플럭스 측정 자료는 문헌을 이용하였다. Table 2는 우주공간에서 천문 관측 위성인 ISO(Infrared Space Observatory)에서 CREME96 model이 계산한 에너지에 따른 양성자 플럭스의 비율을 나타낸 것이고, 감마선 및 X선 측정용 위성인 INTEGRAL에서 계산된 에너지에 따른 감마선 플럭스의 비율을 나타낸 것이다[13, 14]. Table 3은 Tripathi가 제시한 달 표면에서의 에너지에 따른 양성자 플럭스의 비율을 나타낸 것이고, Table 4는 Lee가 제시한 달 표면에서의 에너지에 따른 감마선의 플럭스의 비율을 나타낸 것이다[15, 16]. 우주공간과 달 표면에서는 은하우주선(GCR)과 태양우주선(SCR)이 가장 높은 비율을 차지하며, 방사선 영향을 줄 수 있는 입자는 양성자와 감마선이다[17]. 그러므로 전자의 플럭스는 제외하였다.

### 2.3 차폐체

#### 2.3.1 우주선

우주선은 가볍고 높은 유연성을 띄며, 높은 열을 견디는 특성을 갖추어야 한다. 이러한 재료로는 알루미늄, 철, 티타늄, 텅스텐의 금속 또는 합금이 있다[18]. 소유즈 우주선과 ISS의 거주모듈인 즈베즈다(Zvezda)의 선체재질은 알루미늄 합금으로 구성되어 있다. 아폴로 우주선의 내벽은 알루미늄 합금, 외벽은 스테인리스로 구성되어 있다.

Table 1. Gamma-ray flux in Geostationary orbit from ten-year measurements[12]

Energy (MeV)	0.3~0.5	0.5~1	1~2	2~5	5~10	10~20	20~50	Total
Flux (#/cm²s)	1.16	0.81	0.35	0.12	0.023	0.01	0.006	2.31
Percentage (%)	47.0	32.6	12.7	6.0	1.1	0.4	0.2	100

Table 2. Proton and gamma-ray flux in Interplanetary

Energy (MeV)	1~10	10~10²	10²~10³	10³~10⁴	Total	Model
Flux (#/cm²s)	0.1	0.0064	0.1017	1.921	2.1291	CREME96[13] (Protons)
Percentage (%)	4.7	0.3	4.8	90.22	100	
Flux (#/cm²s)	-	0.455	0.295	0.003	0.752	INTEGRAL[14] (Photons)
Percentage (%)	-	60.44	39.16	0.40	100	

Table 3. Proton flux at the surface of the Moon[15]

Energy (MeV)	1 ~ 10	10 ~ 10 <sup>2</sup>	10 <sup>2</sup> ~ 10 <sup>3</sup>	10 <sup>3</sup> ~ 4.7×10 <sup>4</sup>	Total
Flux (#/cm <sup>2</sup> s)	0.00042	0.038	0.082	4.8	5.65
Percentage (%)	0.01	0.67	14.59	84.73	100

Table 4. Gamma-ray flux at the surface of the Moon[16]

Energy (MeV)	10 <sup>-5</sup> ~ 10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-4</sup> ~ 10 <sup>-3</sup>	10 <sup>-3</sup> ~ 10 <sup>-2</sup>	Total
Flux (#/cm <sup>2</sup> s)	0.018	0.23	0.22	0.468
Percentage (%)	3.85	49.10	47.05	100

Table 5. Size of spaceship

Spaceship	Cylinder (cm)	
	Height	Diameter
Soyuz	200	220
ISS-Zvezda	1310	415
Apollo	366	391

Table 6. Density and component of spaceship materials

Spaceship	Component (%)			Density (g/cm <sup>3</sup> )
Soyuz	Aluminum alloy Al(95.5)+Mg(0.5)+Cu(4) (Al 100%)			2.7
ISS-Zvezda				
Apollo	Outer	Stainless steel	Fe(55)+Ni(20)+Cr(25)	7.8
	Inner	Aluminum	Al(100)	2.7

Table 5는 MCNPX 입력 자료에서 우주선을 원통형이라고 가정하여 나타낸 크기이며 Table 6은 우주선의 구성성분 및 밀도를 나타내었다.

### 2.3.2 우주복

우주복은 우주인이 선내 또는 선외에 머무는 지에 따라 선내우주복과 선외 우주복으로 나눌 수 있다. 선외우주복은 외부 우주환경과 철저하게 차단시켜주는 밀폐 성능과 압력·온도 유지 성능이 요구되며 서로 다른 기능을 가진 여러 가지 직물로 제작되어 있다. 미국의 EMU(Extravehicle Mobility Unit) 우주복의 경우 구성은 크게 3개의 층으로 구분된다. 인체로부터 생성되는 열을 식히기 위한 LCVG(Liquid Cooling and Ventilation Garment)층, 외부환경과의 압력 차단 및 팽창을 막는 압력 수트(Pressure Suit)층 그리고 가장 바깥층인 TMG(Thermomechanical Garment)가 있다[19]. TMG층은 다시 5개의 세

부 층으로 나뉘는데 이 가운데 절연기능과 방사선 차폐 기능을 담당하는 Aluminized Mylar(알루미늄으로 코팅된 Mylar)와 ERL(Energetic Radiation Layer)에 쓰이는 Demron의 방사선 차폐특성을 비교하였다. 이 재질을 중심으로 안쪽을 PBZO(P-phenylene Benzobisoxazole)재질로, 바깥쪽을 테프론 재질을 설정하였다.

선내우주복은 우주선이 지구에서 출발할 때와 귀환할 때 입는 우주복이다. 본 연구에서는 소콜(Sokol) 우주복을 설정하였다. 소콜 우주복의 겉감은 나일론 재질이고, 안감은 고무를 입힌 폴리 아미드인 캡톤(Kapton)재질이다. 또 다른 선내우주복으로 아폴로 우주선에서는 ACES(Advanced Crew Escape Suit) 우주복이 있다. 이는 소콜 우주복과 기능상의 차이는 없다[21]. Table 7은 선내우주복과 선외우주복의 구성성분과 밀도를 나타내었다.

Table 7. Density and component of space suit materials

Space suit	Component (%)			Density (g/cm <sup>3</sup> )
	Outer	Nylon	H(10)+C(65)+N(10)+O(15)	
Sokol	Outer	Nylon	H(10)+C(65)+N(10)+O(15)	1.08
	Inner	Kapton	H(2)+C(70)+N(8)+O(20)	1.42
EMU	PBZO		C(58)+H(25)+O(9)+N(8)	1.56
	Aluminized		Al(100)	2.7
	Mylar		H(5)+C(62)+O(33)	1.4
	Demron		W(75)+Bi(5)+BaSO4(20)	2.2
	Teflon		C(24)+F(76)	2.8

2.4 우주방사선에 의한 우주인의 피폭량 계산

2.4.1 MCNPX 프로그램

MCNPX(Monte Carlo N-Particle Transport Code)는 몬테카를로 방법을 이용한 방사선 수송 코드로 고에너지 입자의 물리해석에 사용된다. MCNPX 코드는 포트란 90과 C언어로 프로그램 되었으며 중성자, 감마선, 전자, 양성자 외에 30종의 입자를 계산할 수 있는 프로그램으로 연구용, 산업용, 치료용, 방사선 방호를 위한 차폐체 설계·해석, 방사선 검출기 설계 등에 폭넓게 사용되고 있다[22].

2.4.2 MCNPX코드 입력 조건 및 계산 모형

MCNPX 계산 수행을 위하여 우주여행 시나리오, 우주방사선 환경, 차폐체 설정 등에 따라 세부 Case로 구분하였다. Table 8은 소유즈 일정을 바탕으로 Case 1~Case 4로 나누었고, Table 9은 아폴로 탐사 일정을 바탕으로 Case 5~Case 9로 나누었다. 또한 각 Case는 우주선의 두께와 우주복 두께를 변경하는 수 개의 세부적인 경우로 구분된다.

Fig. 5는 우주공간에서 선내에서 우주복을 입은 우주인과 선외에서 우주복을 입은 우주인 모형을 각각 나타내었다. 방사선장을 구(Sphere)로 설정하였고, 구의 미소표면이 선원이 되어 우주인의 방향으로부터만 향한다고 설정하였다. 우주인은 ICRP에서 권고한 ICRU의 구로 선정하였다. 우주인의 방사선 피폭량을 얻기 위해서는 특정 모델에 의존하지 않는 일반적인 방법으로 계산을 수행 하면 인체의 조직 및 장기의 방사선 피폭량을 일일이 계산하기 어렵다. 따라서 실용량의 심부선량으로 계산하기 위해 모니터링은 ICRP에서 권고한 바와 같이 인체 그 자체가 아니고 인체와 동가 물질로 된 직경 30 cm의 ICRU구로 하였다[23].

MCNPX 프로그램 계산을 위하여 다음과 같은 가정이 사용되었다.

1. 선내우주복에서 피부와 인접한곳 산소층은 매우 얇으므로 무시한다.
2. 선외 우주복 재질 중 방사선 차폐 효과가 거의 없는 재질은 고려하지 않았다.
3. 소유즈 우주선과 즈베즈다 모듈의 선체 재질은 알루미늄 95%이상의 합금으로 구성되어 있으므로 알루미늄 100%로 하였다.

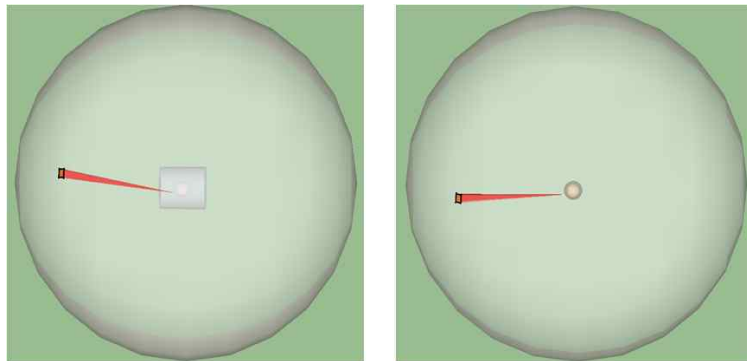


Fig. 5. Calculation model for the spaceship and space suit in space

Table 8. Calculated cases of Soyuz's travel

Case 1	
Course	Earth → ISS (3 days), Case 1' : ISS → Earth (3 hours)
Spaceship	Soyuz Thickness of wall (cm) : 0.5, 1, 2, 3, 4, 5, 7, 10, 15, 20
Space suit	Sokol (Inner : 0.5cm, Outer : 0.1 cm)
Case 2	
Course	Stay in ISS (8 days)
Spaceship	ISS-Zvezda Thickness of wall (cm) : 0.5, 1, 2, 3, 4, 5, 10, 20
Space suit	General clothes (Thickness : 0.1 cm)
Case 3	
Course	Spacewalk around ISS (1 hour)
Spaceship	N/A
Space suit	EMU : PBZO + Mylar + Teflon Thickness of Mylar (cm) : 0.01, 0.1, 0.5, 1, 2, 3, 4, 5, 9, 10
Case 4	
Course	Spacewalk around ISS (1 hour)
Spaceship	N/A
Space suit	EMU : PBZO + Demron + Teflon Thickness of Demron (cm) : 0.01, 0.1, 0.5, 1, 2, 3, 4, 5, 9, 10

Table 9. Calculated cases of Apollo's travel

Case 5	
Course	Earth → Low-Earth orbit (2 hours)
Spaceship	Apollo (Thickness of wall : 10 cm)
Space suit	ACES (Inner : 0.5cm, Outer : 0.1 cm)
Case 6	
Course	Interplanetary (2 days), Case 6' (3 days)
Spaceship	Apollo (Thickness of wall : 10 cm)
Space suit	ACES (Inner : 0.5 cm, Outer : 0.1 cm)
Case 7	
Course	Near the Moon (7 hours)
Spaceship	Apollo (Thickness of wall : 10 cm)
Space suit	ACES (Inner : 0.5 cm, Outer : 0.1 cm)
Case 8	
Course	Surface of the Moon (2.5 hours)
Spaceship	N/A
Space suit	EMU : PBZO + Mylar + Teflon Thickness of Mylar (cm) : 0.01, 0.1, 0.5, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10
Case 9	
Course	Surface of the Moon (2.5 hours)
Spaceship	N/A
Space suit	EMU : PBZO + Demron + Teflon Thickness of Demron (cm) : 0.01, 0.1, 0.5, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10

4. 아폴로 우주선의 선체는 알루미늄과 스테인레스의 두가지 층으로 구성되어있는데 내벽 알루미늄은 알루미늄 100%로 하였다.
5. 우주공간의 방사선장은 완전한 구이며, 우주선을 원통으로 하였다.
6. 우주방사선은 인체에 균질하게 피폭된다.

### III. 결 과

Fig. 6은 지구에서 ISS까지 소유즈 우주선의 벽두께를 변경하면서 소콜 우주복을 착용한 우주인의 피폭량을 계산한 결과이며(Case 1), Fig. 7은 ISS의 지구순회 공간에서 즈베즈다 모듈의 벽두께를 변경하면서 우주인의 피폭량을 계산한 결과이다(Case 2). 우주선의 벽두께가 증가할수록 우주인의 피폭량은 급격히 감소하고 소유즈 우주선의 경우 두께 3 cm 이상, 즈베즈다 모듈의 경우 두께 5 cm 이상에서 피폭량이 평탄해짐을 볼 수 있다. Fig. 8은 우주인이 ISS 선외 우주유영시 선외우주복 재질 중 Mylar와 Demron의 두께

를 변경하면서 피폭량을 계산한 결과이다(Case 3, Case 4). Mylar 재질은 4 cm 이상에서, Demron 재질은 5 cm 이상에서 우주인의 피폭량이 평탄해지는 것으로 나타났다.

Fig. 6과 Fig. 7을 통하여 저궤도에서 우주선체의 벽두께는 방사선 차폐의 측면에서 고려할 때 최소 3 cm가 요구됨을 알 수 있다. 선체의 부피가 큰 즈베즈다 모듈에서 우주인의 피폭량이 소유즈 우주선을 탑승 했을 때보다 적음을 알 수 있다. 이는 소유즈 우주선보다 부피가 큰 즈베즈다 모듈에서 두꺼운 선내 질소와 산소 층의 차폐 효과에 기인한다. 우주복의 경우에도 두께가 증가할수록 피폭량은 급격히 감소한다. Mylar 재질은 4 cm 이상에서 Demron 재질은 5 cm 이상에서 우주인의 피폭량이 일정해진다. 따라서 Mylar 재질의 차폐효과가 더 뛰어난을 알 수 있다.

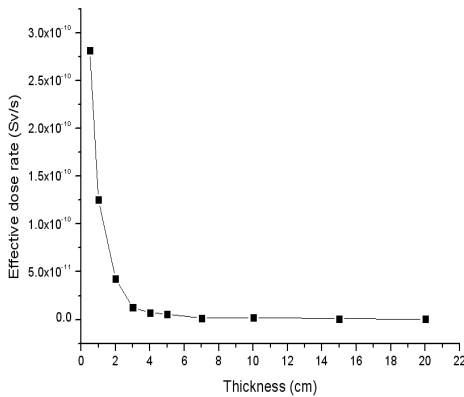


Fig. 6. Effective dose of an astronaut of Soyuz

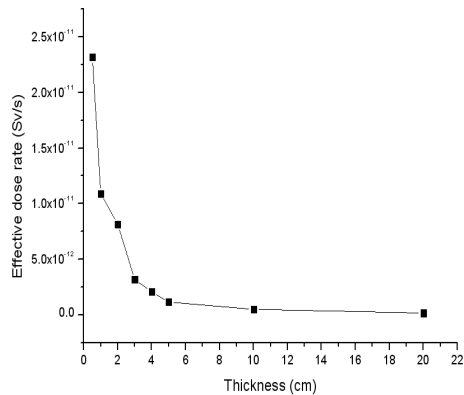


Fig. 7. Effective dose of an astronaut of Zvezda

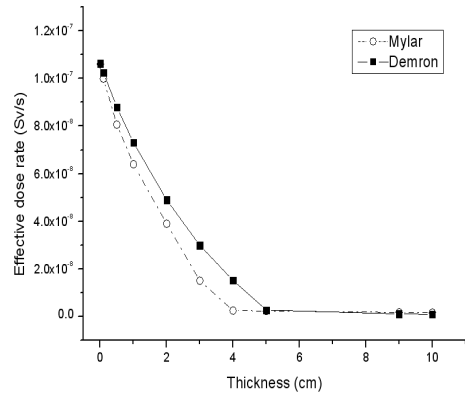


Fig. 8. Effective dose of an astronaut in Mylar and Demron for spacewalk in the Low Earth orbit

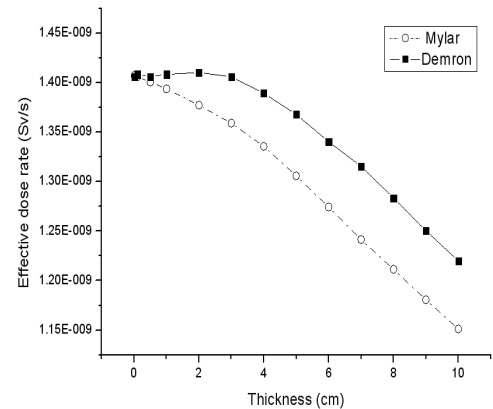


Fig. 9. Effective dose of an astronaut in Mylar and Demron for spacewalk in the surface of the Moon



Table 10. Effective dose rates calculated depending on courses for cases in Fig. 2

	Shielding	Course	Sv/s
Case 5	Apollo, ACES	Earth → Low Earth orbit	$2.06 \times 10^{-13}$
Case 6		Interplanetary	$5.53 \times 10^{-11}$
Case 7		Near the Moon	$1.38 \times 10^{-10}$

Table 11. Effective dose of an astronaut depending on scenarios for Soyuz's plan

Scenario 1	Earth → ISS → Earth	Sv
1-1	Case 1 + Case 2 + Case 1'	$4.2 \times 10^{-6}$
1-2	Case 1 + Case 2 + Case 3 + Case 1'	$1.3 \times 10^{-5}$
1-3	Case 1 + Case 2 + Case 4 + Case 1'	$5.9 \times 10^{-5}$

Table 12. Comparison of effective dose limits proposed by NCRP with the results for 10 years

Age of exposure (y)	Female (Sv)	Male (Sv)	Scenario 1	Sv (10y)
25	0.4	0.7	1-1	0.0014
35	0.6	1.0	1-2	0.0043
45	0.9	1.5	1-3	0.02
55	1.7	3.0		

Table 13. Effective dose rates of an astronaut depending on scenarios for Apollo's plan

Scenario 2	Earth → Moon → Earth	Sv
2-1	Case 5 + Case 6 + Case 7 + Case 6'	$2.7 \times 10^{-5}$
2-2	Case 5 + Case 6 + Case 7 + Case 8 + Case 7' + Case 6'	$4.3 \times 10^{-5}$
2-3	Case 5 + Case 6 + Case 7 + Case 9 + Case 7' + Case 6'	$4.3 \times 10^{-5}$

Table 10은 아폴로 우주선을 탑승하고, ACES 우주복을 착용한 우주인이 저궤도, 우주공간, 달 근처에서 받는 피폭량을 각각 계산한 결과이며, Fig. 9는 우주인이 달 표면에서 선외활동을 할 때 Mylar와 Demron의 두께를 변경하며 피폭량을 계산한 결과이다(Case 8, Case 9).

달 근처에서 피폭량이 다른 지역의 것보다 높았다. 이는 고에너지의 중하전입자인 양성자가 많기 때문인 것으로 판단된다. 우주복의 두께가 증가할수록 피폭량은 감소한다. 역시 Mylar 재질의 차폐 성능이 더 좋음을 알 수 있다. 위의 Fig. 8과 Fig. 9를 비교해보면 저궤도에서 우주인의 피폭량이 더 높음을 알 수 있다. 이는 우주복의 가장 바깥재질인 테프론이 하전입자를 차폐하고 결과적으로 고에너지 감마선이 많이 분포하는 지역에서 우주인의 피폭량이 높기 때문이다.

Demron의 경우 2 cm까지 일정하다가 그 이상의 두께에서 피폭량이 감소하는데, 이는 2차 방사선의 영향 때문일 것으로 생각된다. 즉 중하전입자가 고원자번호로 구성된 물질 속으로 지나

갈 때 단위길이 당 이온쌍수를 생성하기 때문이다. 그것을 고유이온화도라고 하는데, 하전 입자의 도달거리가 짧을 때는 고유이온화도가 작다가 점점 도달거리가 길어짐에 따라 차츰 커져 정지 직전에는 갑자기 커졌다가 그 후에는 격감한다 [24]. 하전입자가 물질 속을 입사할 때 에너지가 감소하나 도달 거리에 따른 이온쌍수가 생성되므로 일정해지는 구간이 생기는 것으로 판단된다.

Table 11은 소유즈 일정을 바탕으로 ISS에서 체류할 때와 선외우주유영 할 때의 시간에 따른 우주인의 피폭량을 합한 결과이다. 이 때 소유즈 우주선체와 즈베즈다 모듈의 두께는 각각 3 cm, 5 cm이고 Mylar와 Demron 재질의 두께는 4 cm이다. 시나리오 1에서 10년 동안 받은 피폭량 계산값과 미국 방사선방호측정심의회(NCRP; National Council on Radiation Protection and Measurements)에서 제시한 선량 한도 값[25]을 비교한 것이 Table 12에 나타내었다. 비교 결과 한도 값에 훨씬 미치지 못하였고 상대적으로 선외우주유영 시 Demron재질을 착용 했을 때 선

**Table 14. Symptoms depending on effective dose for systemic exposure[26]**

Sv	Symptoms
0.25	Almost no symptoms.
0.5	Temporary decrease of lymphocyte
1	Vomiting, nausea, general boredom
1.5	Radiation hangover of 50%
2	Decrease of leukocyte
4	Death within 30 days (LD <sub>50/30</sub> )
6	Death within 14 days (LD <sub>90/14</sub> )
7	Death 100% (LD <sub>100/30</sub> )

량 한도 값에 가까웠다.

Table 13은 아폴로 달 탐사 일정을 바탕으로 지구에서 달 주변을 선회하는 여정과 달 표면 선외 활동 할 때의 시간에 따른 우주인의 피폭량을 합한 결과이다. 이 때 선외우주유영 시 Mylar와 Demron의 두께는 4 cm이다. Table 11과 Table 13에서 우주인의 총 피폭량을 계산한 결과 값  $10^{-6} \sim 10^{-5}$  Sv는 Table 14의 선량 값에 훨씬 미치지 않으므로 우주인에게 큰 영향을 미치지 않을 것이라고 생각된다.

#### IV. 결 론

우주공간에 체류하게 되는 우주인의 방사선 피폭량을 계산하였다. 피폭량 계산을 위하여 두 가지의 시나리오를 상정하였고, 여정상의 방사선 환경 자료를 얻었다. 지구 주변에서의 방사선 환경은 SPENVIS 프로그램을 통해 양성자와 전자의 플럭스 값을 얻었다. 우주공간과 달 표면에서의 방사선 환경은 각각 Bernabeu의 연구와 Tripathi와 Lee의 데이터를 이용하였다. 우주선 및 우주복 두께를 변경 시키면서 우주인의 방사선 피폭량은 MCNPX 프로그램을 사용하여 계산하였다.

MCNPX 계산결과 저궤도에서 우주선체의 두께가 3 cm 이상이 되면 우주인의 피폭량이 일정해짐을 볼 수 있다. 저궤도에서 선외 우주유영 시 방사선 차폐재질인 Mylar와 Demron을 비교해 본 결과 Mylar는 4 cm 이상에서 Demron은 5 cm 이상에서 우주인의 피폭량이 일정해졌다. 차폐효과의 차이는 작지만 절연 층에 쓰이며 알루미늄이 코팅된 Mylar 재질이 차폐효과가 더 좋을 수 있었다. 달 탐사 일정에서 아폴로 우주선을 탑승한 우주인의 피폭량이 달 표면에서

더 높다. 그 이유는 우주방사선(GCR)이 달 표면의 입자와 충돌하여 2차 중성자와 양성자가 방출되기 때문이다. 한편, 선외우주유영 시에는 저궤도와 달 표면에서의 우주인의 피폭량을 비교한 결과 저궤도에서 우주인의 피폭량이 높았다. 이는 우주복의 가장 바깥재질인 테프론이 하전입자를 효과적으로 차폐하기 때문에 결과적으로 고에너지 감마선이 많이 분포하는 지역에서 우주인의 피폭량이 높기 때문이다. 달 표면에서도 역시 알루미늄이 코팅된 Mylar 재질이 차폐효과가 좋을 수 있다. 실제 소유즈 일정에서 우주인이 받은 총 방사선 피폭량은  $4.2 \times 10^{-6}$  Sv이고, 이를 10년 동안 받은 방사선 피폭량 값과 NCRP에서 제시한 유효선량 한도와 비교해본 결과 한도값에 많이 미치지 못하였고, 상대적으로 선외우주유영 시 Demron 재질을 착용 했을 때 선량 한도 값에 가까웠다. 아폴로의 달 탐사 일정에서 우주인이 받은 총 방사선 피폭량은  $4.3 \times 10^{-5}$  Sv이었다. 이 값 역시 인체에 큰 영향일 미치지 않을 것이라 예상된다.

본 연구에서는 다양한 우주환경에 인체가 노출될 때의 방사선 피폭량을 계산하는 것으로써 우주왕복선, 우주정거장 등의 차폐조건에서 우주복의 차폐성능 설계에 도움이 될 것이다. 더 나아가 우주방사선 환경에 노출되는 반도체의 차폐체 설계, 내방사선 요건개발 등에 직접적으로 공급될 수 있으며 우주복 설계에 도움을 줄 것이다.

#### 후 기

본 연구는 교육과학기술부 원자력 인력양성사업의 지원에 의해 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- 1) 김상구, 윤동원, 현광민, "달 탐사를 위한 한국형 심우주 지상국", 한국항공우주학회지, 38권, 5호, 2010, pp. 403-517.
- 2) 안병호, 서종호, 최원호, "우주환경의 영향과 예보", 물리학과 첨단기술, 10권, 10호, 2010.
- 3) J. Bernabeu, I. Casanova, "Geant4-based radiation hazard assessment for human exploration missions", Advances in Space Research, 40, 2007, pp. 1368-1380.
- 4) A. Steve Johnson, Gautam D. Badhwar, Michael J. Golightly, Alva C. Hardy, Andrei Konradi, Tracy Chui-hsu Yang, "Spacflight

Radiation Health program at the Lyndon B. Johnson Space Center", NASA Technical Memorandum, 104782, 1997.

5) John W. Wilson, F.A. Cucinotta, J.L. Shinn, L.C. Simonsen, "Shielding from Solar Particle event exposures in deep space", Radiation Measurements, 30, 1999, pp. 361-382.

6) Ram K. Tripathi, John E. Nealy, "Mars Radiation Risk Assessment and Shielding Design for Long-term Exposure to Ionizing Space Radiation", IEEEAC Paper#1291, Version 4, 2007.

7) 항공우주연구원, 카리스쿨-항공우주뉴스, "한국우주인 탐승 당일 주요일정 및 소유즈 우주선 발사과정", 2008.

(<http://www.karischool.re.kr/news/airnews>)

8) NASA, Kennedy Space Center, Apollo-Flight Summary.

(<http://www-pao.ksc.nasa.gov/kscpao>)

9) 허정환, 고봉진, 정범진, "차폐체 두께에 따른 정지궤도위성용 반도체의 우주방사선 피폭계산", Journal of the Korean Institute of Electrical and Electronic Material Engineers, Vol. 22, No. 6, 2009, p. 476.

10) 이동훈, "달궤도 우주탐사", 물리학과 첨단기술의 세계, 2009, pp. 37-40.

11) ESA-SPENVIS (<http://www.spennis.oma.be>)

12) S. Cheenu Kappadath, "Measurement of the cosmic diffuse Gamma-ray spectrum from 800keV to MeV, University of New Hampshire, 1998.

13) ESA(<http://space-env.esa.int/projectsupport/ISO/CREME96.html>)

14) Jourdain, E, Roques, J.P. "The High Energy Emission of the crab Nebula from 20keV to 6MeV with INTEGRAL", APJ, 2009, 704 (<http://arxiv.org/abs/0909.3437>)

15) R.K. Tripathi, J.W. Wilson, F.F. Badavi,

G. De Angelis, "A characterization of the moon radiation environment for radiation analysis", Advanced in Space Research, 37, 2006, pp. 1749-1758.

16) K.T. Lee, T.L. Wilson, "Space-radiation-induced phantom luminescence of the Moon", Advances in Space Research, 44, 2009, pp. 478-482.

17) L.D. Edmonds, C.E. Barnes, L.Z. Scheick, "An Introduction to Space Radiation Effects on Microelectronics" JPL Publication 00-06, National Aeronautics and Space Administration, 2000, p. 9.

18) 한국항공우주연구원, 항공우주상식, "우주선 재질 선발대회", 2008.7.3.

(<http://www.kari.re.kr/bbs/bbs-index>)

19) FOCUS, 우주개발 첨단 소재기술의 현장.

20) 원자력지식정보관문국-백과사전, "우주용 재료와 방사선", 김덕승, 2001.3.

(<http://www.atomic.or.kr/atomical>)

21) 항공우주연구원 카리스쿨-소식방, "미국과 러시아의 선내우주복 어떻게 다를까", 2009.2.26.

22) 김용호, "Dose Distribution Calculation Using MCNPX Code in the Gamma-ray Irradiation cell, 제주대학교 졸업논문, 2008.

23) 고성진, 김승국, 노경석, 백명환, 안봉선, "방사선 계측학", 청구문화사, 2001.12, p. 58.

24) 한국원자력연구원, 원자력교육센터-하전입자와 물질간의 상호작용.

([http://www.kntc.re.kr/openlac/nuc/AtomicEnergyTheory/quest1\\_7.asp](http://www.kntc.re.kr/openlac/nuc/AtomicEnergyTheory/quest1_7.asp))

25) L.W. Townsend, R. J. M. Fry, "Radiation Protection guidance for activities in Low-Earth orbit", Adv. Space Res. Vol. 30, No. 4, 2002, pp. 957-963.

26) 김현기, 박태진, 백민, 이재성, 이충식, 이화형, 장재권, 장한기, 조건우, 한은옥, "방사선 이론과 실제", 한국방사선동위원소협회, 2006, p. 58.