

16년 우주전파교란 상시감시체계 구축 사업 최종보고서

1711036320 (2016SW003)

한국형 지구방사선대 위성 영향 예측모델 설계 최종보고서

2016. 12. 30.

주관연구기관 / 한국천문연구원

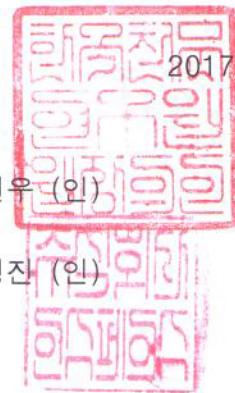
미래창조과학부

국립전파연구원

제 출 문

국립전파연구원 귀하

'16년 우주전파교란 상시감시체계 구축 사업'의 세부과제 '한국형 지구방사선대 위성 영향 예측 모델 설계'(연구개발 기간 : 2016.03.24. ~ 2016.12.30.) 과제의 최종보고서 10부를 제출합니다.



2017. 01. 26 .

주관연구기관명 : 한국천문연구원 (대표자) 한인우 (인)

참여기관명 : (주)인스페이스 (대표자) 최명진 (인)

주관연구기관책임자: 황정아

참여기관책임자: 김태영

000000훈령 제00조에 따라 최종보고서 열람에 동의합니다.

보고서 요약서

과제 고유 번호	1711036320 (2016SW003)	해당 단계 연구 기간	2016.03.24.- 2016.12.30.	단계구분	1/1
연구사업명	종사업명	16년 우주전파교란 상시감시체계 구축			
	세부사업명	한국형 지구방사선대 위성 영향 예측모델 설계			
연구과제명	대과제명				
	세부과제명				
연구책임자		해당단계 참여 연구원 수	총: 14 명 내부: 10 명 외부: 4 명	해당단계 연구개발비	정부: 291,000천원 기업: 천원 정부 외: 천원 계: 291,000천원
		총 연구기간 참여 연구원 수	총: 14 명 내부: 10 명 외부: 4 명	총 연구개발비	정부: 291,000천원 기업: 천원 정부 외: 천원 계: 291,000천원
연구기관명 및 소속 부서명	한국천문연구원 우주과학본부			참여기업명	
국제공동연구	상대국명:			상대국 연구기관명:	
위탁연구	연구기관명:(주)인스페이스			연구책임자:김태영	
<input type="checkbox"/> 한국형 지구방사선대 예측 모델 독자 개발 완료 <input type="checkbox"/> 지구자기권 전자량 분포 감시 모델 (DREAM) 3차원 표출 시스템 구축 <input type="checkbox"/> 위성 우주방사선 피폭량 예측 모델 활용 사용자 맞춤형 서비스 구축 <input type="checkbox"/> 정지궤도 위성전자량 3일 예측 모델 독자 개발 완료 <input type="checkbox"/> 고에너지 전자, Kp, Dst, AE와 위성 장애 상관성 분석 연구				보고서 면수	

국문 요약문

연구의 목적 및 내용	<ul style="list-style-type: none"> ○ 한국형 지구방사선대 예측 모델 독자 개발 ○ 지구자기권 전자량 분포 감시 모델 (DREAM) 개선 및 활용 ○ 위성 우주방사선 피폭량 예측 모델 도입 및 운용 ○ 고에너지 전자와 위성 장애 상관성 분석 연구 					
연구개발성과	<ul style="list-style-type: none"> ○ 한국형 지구방사선대 예측 모델 독자 개발 완료 및 실시간 구동 시스템 구축 ○ '15년 도입된 DREAM 모델의 3차원 표출 시스템 구축 및 사용자 맞춤형 서비스 시작 ○ 위성 우주방사선 피폭량 예측 모델 활용 사용자 맞춤형 서비스 구축 ○ 정지궤도 위성의 고에너지 전자량 (2MeV) 3일 예측 모델 독자 개발 완료 ○ 전자 플럭스, Kp, Dst, AE 등의 우주환경 지수와 정지궤도, 저궤도 위성의 위성 장애 상관성 분석 및 위성 장애 목록 확보 					
연구개발성과의 활용계획 (기대효과)	<ul style="list-style-type: none"> ○ 본 연구 개발의 성과물로 국내 도입한 DREAM 모델을 활용한 위성 고에너지 전자량 감시 화면은 위성 운용자 및 설계자들에게 위성을 운용하기 위해서 꼭 필요한 고에너지 전자량 및 우주방사선 환경의 기본 정보를 제공해 줍니다. ○ DREAM 도입을 위해서 미국 국방 연구소 LANL과 국제협력을 수행하였고, DREAM의 활용 사용자맞춤형 3D 웹서비스 화면은 우리나라의 위성 운용 기관 (KT sat, ETRI, 항공우주연구원, 한국해양연구원, 인공위성연구센터)에 제공될 예정임. DREAM을 활용한 위성고에너지 입자 예측 화면은 추후에 미국 NOAA SWPC에서도 사용될 예정임. 이를 위해서 KSWC-LANL-NOAA 간의 3자간 MOU 협약이 진행중임. ○ 본 연구의 성과물인 위성별 총 누적 우주방사선량 정보 및 기대수명 정보는 등 위성 설계 시 우주방사선 관련 우주 부품의 실용적 가이드라인으로 사용될 수 있음. ○ 한국형 지구방사선대 예측 독자 모델은 기존의 물리 모델과는 차별화되어 최신의 연구 성과들을 반영하여 개발하였고, 이를 통해 자국 위성 피해의 정밀 사후 분석에 활용할 수 있음. 모델 개발 과정에서 누적된 지식을 기반으로 국내외 방사선대 연구자들의 국제 연구 협력 및 그간 국외 연구자 중심으로 이루어졌던 지구방사선대 연구의 국내 연구자 주도가 가능해짐. 					
핵심어 (5개 이내)	<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="padding: 2px;">위성 전자량</td> <td style="padding: 2px;">지구방사선대</td> <td style="padding: 2px;">우주방사선</td> <td style="padding: 2px;">위성기대수명</td> <td style="padding: 2px;">고에너지 전자</td> </tr> </table>	위성 전자량	지구방사선대	우주방사선	위성기대수명	고에너지 전자
위성 전자량	지구방사선대	우주방사선	위성기대수명	고에너지 전자		

SUMMARY

Purpose & Contents	Design of the Prediction Model of Earth Radiation Belts' Effects on the Satellites				
Results	<ul style="list-style-type: none"> ○ Development of the Korean earth radiation prediction model and construction of real-time operating system ○ Establishment of a 3D visualization system of DREAM model and providing service to satellites space weather users ○ Construction of customized service using satellite space radiation prediction model including electron, proton, and heavy ions based on SPENVIS ○ Completion of high energy electrons' 3-day forecasting model at geostationary satellites ○ Correlation analysis between satellite anomalies and space weather indices such as Kp, Dst, AE, and electron flux for both geostationary orbit and low-earth orbit 				
Expected Contribution	<ul style="list-style-type: none"> ○ The high-energy electron flux monitoring using the DREAM model can provide the satellite operators and designers with helpful information to protect satellites against the high energy electron flux and related space radiation damage. ○ DREAM has been imported from Los Alamos National Laboratory with the international collaboration. Customized 3D web service using DREAM outputs has provided to several domestic satellite operators such as KT sat, ETRI, KARI, KIOST, and SatReC. This totally new space weather service based on DREAM outputs will be ported to NOAA SWPC. ○ The cumulative radiation dose information and life expectancy information obtained from this project can be used as a practical guideline in the satellite radiation hardening design and electronic parts certification. ○ Our own model of earth radiation belt prediction updated by using recent academic results. This model might be useful for exact post-analysis in case of specific radiation damage occurrence. Based on accumulated knowledge during model development process, it becomes to enable for domestic researchers to collaborate with foreign researchers. 				
Keywords	satellite electron flux	earth radiation belt	space radiation	satellite lifetime	high energy electrons

CONTENTS

Chapter 1 General Outline of the project	15
1. Outline	15
2. Necessity	16
3. Domestic and international status of related technology	17
Chapter 2 Results of the project	18
1. Improvement and application of DREAM	18
2. Operation system development for satellite space radiation prediction model	30
3. Korean Earth's radiation belt's electron flux prediction model development	41
4. Correlation analysis between satellite anomalies and space weather indices, electron flux	51
5. Construction of monitoring system of high energy electrons' radiation risk to satellites	84
6. Support and training for the satellite customers	117
Chapter 3 Future plans	121
1. Research achievements summary	121
2. Goals and contribution to the academic society	125
3. Application plans	126
4. Science and technology informations	126
Chapter 4 Research achievements	128
1. Academic achievements	131
2. Intellectual Property	134
3. National science and Technology Information Service (NTIS) registration	135
Chapter 5 References	136

목 차

제 1 장 사업 개요	15
1. 개요	15
2. 필요성	16
3. 국내외 기술개발 현황	17
제 2 장 사업 수행 내용 및 결과	19
1. 지구 방사선대 전자량 분포 감시 모델 (DREAM) 개선 및 활용	19
2. 위성 우주방사선 피폭량 예측 모델 활용 체계 구축	30
3. 정지궤도 및 지구자기권 방사선대 전자량 분포 예측을 위한 한국형 독자 모델 개발	41
4. 위성에 미치는 고에너지 입자 위험 분석 및 장애와의 상관성 분석 ..	51
5. 위성 고에너지 입자 위험 모니터링 상황판 구축	85
6. 개발모델의 수요자 교육 및 지원체계 구축	119
제 3 장 연구개발 성과 활용 계획	123
1. 연구 성과 요약	123
2. 목표달성을 및 관련분야에의 기여도	127
3. 연구개발 결과의 활용계획	128
4. 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보	128
제 4 장 연구 성과	129
1. 학술 성과	129
2. 지적 재산권 등록	132
3. 국가과학기술종합정보시스템 등록 (NTIS)	135
제 5 장 참고문헌	136

그 림 목 차

그림 2-1. 1,023개의 변수 조합을 독립변수로 하는 다중선형회귀모델의 예측 효율, 붉은 선은 하루 앞의 전자 플럭스 예측 효율이고, 파란색 선은 3일 앞의 예측 효율.	20
그림 2-2. 전자 플럭스 예측모델 결과. 검정색 선은 하루 평균된 GOES 위성의 $> 2 \text{ MeV}$ 관측값. 빨간색 선은 1일 예측값, 파란색 선은 3일 예측값.	21
그림 2-3. $B=\text{const}$, $I=\text{const}$ 그리고 drift shell surface의 스케치.	24
그림 2-4. (왼쪽) 식 3을 이용한 입자 가이딩 센터의 궤적. (오른쪽) 입자가 있는 위치의 field line이 출발한 지자기 위도. 파란색 선은 식 3을 풀어 얻은 결과이고 파란색 선은 constant $I\text{-}B_m$ 을 이용한 결과임.	25
그림 2-5. 식 3과 const $I\text{-}B_m$ 의 속도 차이. 왼쪽 그림의 빨간색 선은 const $I\text{-}B_m$ 방법이며, 파란색 선은 식 3을 푼 결과임. 오른쪽 그림은 두 방법의 속도차이 비율을 나타냄.	25
그림 2-6. IGRF 자기장 모델 사용시, const $I\text{-}B_m$ 의 속도 차이.	25
그림 2-7. LANL에서 제공되는 RBSP 위성의 L^* 계산 결과와 const $I\text{-}B_m$ 의 L^* 계산 비교.	26
그림 2-8. LANL의 L^* 와 const $I\text{-}B_m$ L^* 의 차이	26
그림 2-9. pitch angle이 45도인 입자의 (왼쪽) third adiabatic invariant과 (오른쪽)second adiabatic invariant	27
그림 2-10. Van allen probes 위성의 2016/11/01 ~ 2016/11/02 동안의 궤적. 붉은색 선이 Van allen probe A 위성이고 파란색 선이 Van allen probe B 위성의 궤적.	28
그림 2-11. Van allen probe A 위성의 데이터 L 값에 따른 플럭스 변화 관측값.	29
그림 2-12. 1 MeV 전자 플럭스의 Van allen probes 위성 관측값과 DREAM 모델의 예측 정확도	29
그림 2-13. 국제표준 지구자기장, IGRF 2015에 의한 지자기장 분포	32
그림 2-14. Tsyganenko model로 구축한 지구자기장의 모습	33

그림 2-15. SHIELDOSE2 가동 후 출력되는 초기 출력파일	36
그림 2-16. makeoutput_sd2 프로그램의 소스 코드 일부	37
그림 2-17. csv 파일로 재가공된 과학기술위성 3호의 5분단위 누적 우주방사선량의 2016년 9월 26일 1일간 누적방사선량 자료. 가로줄의 각 변수는 연, 월, 일, 시, 분, 경도, 위도, 고도, 해당 시점 5분간 누적 방사선량, 위성 발사일부터의 누적 방사선량, 속박된 전자에 의한 5분간 누적 방사선량, 2차 효과에 의한 5분간 누적 방사선량, 속박된 양성자에 의한 5분간 누적 방사선량, 우주선에 의한 누적 방사선량, 주요부품의 기대수명 등을 나타냄.	38
그림 2-18. Chorus 파동에 의한 Wave-particle interaction 효과가 추가된 방사형 확산 방정식의 결과와 추가되지 않은 결과.	43
그림 2-19. [r, pa energy] 좌표계에서 [Mu, K, L*] 좌표계로의 변환. 2016년 10월 7일 08:00에 GOES 15 위성의 위치에서 좌표계 변환. 지구 자기장 모델은 쌍극자+T89c 모델 사용.	45
그림 2-20. GOES 위성에서 제공하는 전자 플럭스. 파란색 선은 differential flux를 붉은색 실선은 integral flux를 나타내고 있으며, 붉은색 점선은 integral flux를 1000으로 나눈 것.	46
그림 2-21. Mu, K 공간에서 위상공간밀도의 분포. GOES 위성의 관측데이터로부터 계산된 것.	47
그림 2-22. 선형 칼만필터의 흐름도.	48
그림 2-23. L* = 5에서 자료동화의 결과	49
그림 2-24. X-Z 평면상에서 1 MeV 전자 플럭스 분포. 흰색 실선은 지구를 나타냄.	50
그림 2-25. 에너지에 따른 우주선의 플럭스 양	52
그림 2-26. 태양활동대비 우주선 측정 자료, 빨간선은 우주선의 측정된 횟수를 나타내고 파란선은 태양표면의 흙점수를 나타냄.	52
그림 2-27. Van Allen Probes 위성으로 관측한 외부 및 내부 방사선대에서 전자플럭스의 크기	53
그림 2-28. 붉은색 지역이 South Atlantic Anomaly 발생 지역	54
그림 2-29. SOHO위성의 LASCO로 관측한 코로나 물질방출 모습	55

그림 2-30. TID 발생 시 이산화규소 재질 내부에서 전하가 축적되는 주요 과정	56
그림 2-31. 입사된 입자에 대하여 pn-접합 다이오드의 변화 과정	57
그림 2-32. Single Event Effect의 분류	57
그림 2-33. 실리콘 재질 내부에서 발생된 DDD로 인한 결함	59
그림 2-34. 전자 에너지에 따른 알루미늄 두께 별 투과율. 빨간색과 파란색은 각각 1mm, 3mm의 두께를 가지는 알루미늄을 뚫고 들어올 수 있는 전자의 에너지별 비율을 GEANT4를 사용하여 계산한 값. 가운데 회색선은 1mm를 뚫고 들어오는 최소의 전자에너지를 표시한 것.	60
그림 2-35. VAP 위성에 탑재된 RBSPICE의 ERM 탑재체, 각각 1.0 mm와 3.8 mm의 차폐벽을 뚫고 들어오는 전자의 양을 전류로 계산하게 구성.	61
그림 2-36. 2012년 10월 7부터 10월 10일까지의 2 MeV 전자플럭스의 변화 와 ERM으로 관측한 1mm 차폐막을 뚫고 들어오는 전자가 생성한 대전전류변화. 검은색이 전자플럭스이고 빨간색이 대전전류.	61
그림 2-37. 349.1 keV이상 7.15 MeV이하의 에너지를 가지는 전자 플럭스변화에 대한 대전전류 변화. 빨간점은 외부방사선대 내충지역에서의 변화를 의미하고 파란점은 외부방사선대 외충지역에서의 변화를 나타냄.	62
그림 2-38. 왼쪽 그림은 전자 플럭스가 증가하기 이전상태의 변화를 나타내고 오른쪽은 전자 플럭스 증가 이후의 상태. 빨간 점과 파란 점은 각각 외부방사선대의 내충과 외충에서의 변화를 나타냄.	63
그림 2-39. (왼쪽) DMSP 위성으로 관측된 위성 대전현상이 발생한 지역과 (오른쪽) 전자플럭스 증가에 따른 대전현상이 이온 플럭스 데이터에 표시되는 모습	64
그림 2-40. (왼쪽) STSAT-1에서 관측된 floating potential 감소 지역과 (오른쪽) 같은 시간의 에너지대역별 전자의 에너지 플럭스 변화 ..	65
그림 2-41. NOAA에서 제공하는 위성 이상 현상 목록	69
그림 2-42. (왼쪽) 극궤도 위성에서 위성 관측되어진 위성 이상 현상 분류와	

(오른쪽) 위성 이상 현상 진단.	70
그림 2-43. 극궤도에서 관측된 위성 이상 현상 진단 중에서 확인이 가능한 이벤트의 발생지역. 빨간 점이 대부분 남아메리카 상공에 위치해 있으며 그 이외의 지역에 표시된 부분은 GCR에 의한 영향으로 추정.	70
그림 2-44. (왼쪽) 정지궤도 위성에서 위성 관측되어진 위성 이상 현상 분류와 (오른쪽) 위성 이상 현상의 원인 진단 결과.	71
그림 2-45. 정지궤도위성에서 발생한 모든 위성 이상 현상 이벤트가 발생한 지역시 (local time)과 이벤트 발생 횟수.	72
그림 2-46. 정지궤도위성에서 발생한 위성 이상 현상 이벤트의 발생 기간과 이벤트 발생 기간 동안의 전자플럭스	75
그림 2-47. 정지궤도에서의 전자플럭스와 위성 이상 현상 이벤트 발생 횟수	75
그림 2-48. 정지궤도에서 발생한 정전기적 방전으로 인한 위성 이상 현상에 대한 위성 위치별 지자기 지수와 관련된 발생 빈도. (a)는 Kp 지수, (b)는 Dst 지수와 (c)는 AE 지수와의 관계를 나타냄.	77
그림 2-49. 1973년부터 1994년까지 각 지수 구간에 대한 ESD 발생 빈도 ..	78
그림 2-50. 1973년부터 1994년까지 각 지수 별 기록 빈도 ..	79
그림 2-51. 1973년부터 1994년까지 각 지수 별 기록빈도를 포함시킨 ESD 발생 횟수 ..	80
그림 2-52. GCR, SEP 와 속박 하전입자를 예측하고 그로인한 위성 이상 현상을 계산하기 위한 모델의 블록 다이어그램 ..	82
그림 2-53. TOP 모델의 자기장 속박입자 계산 방법. 주황색 선은 정상상태에서의 전자플럭스를 나타내고 빨간색은 플럭스가 변한 정도를 나타냄. 파란색은 플럭스가 변한 후 다시 정상상태로 되돌아오기까지 걸린 시간을 나타냄.	83
그림 2-54. (왼쪽) TOP 모델의 자기장 속박입자 계산 결과로서 에너지에 따른 플럭스의 변화와 (오른쪽) 시간에 따른 플럭스 변화 ..	84
그림 2-55. 전체 시스템 구성도 ..	85
그림 2-56. 웹 페이지 구성 ..	86
그림 2-57. 3D 기반 상황판 ..	87

그림 2-58. 전체 화면	87
그림 2-59. 이벤트 처리기	88
그림 2-60. 쿼터니안 회전 행렬 계산식	89
그림 2-61. 고해상도 영역 처리 로직	89
그림 2-62. 큐브 영역 데이터	90
그림 2-63. 저해상도 Cross-section 표출	90
그림 2-64. 개선 전 Bilinear Interpolation Resampling	91
그림 2-65. 개선 후 4Band Bilinear Interpolation Resampling	91
그림 2-66. 고해상도 알고리즘 적용	92
그림 2-67. 고해상도 알고리즘 적용 전후 비교	92
그림 2-68. 고해상도 병렬처리 프로세스	93
그림 2-69. 고해상도 Cross-section	93
그림 2-70. Bilinear Interpolation	94
그림 2-71. 3차원 자기력선 표출	95
그림 2-72. 3차원 태양풍 입자 전개	96
그림 2-73. 3차원 타원 방정식 전개	96
그림 2-74. 타원의 x, y, z 좌표계 변환	97
그림 2-75. 3차원 점들의 매트릭스 전환	97
그림 2-76. 지구 쉴딩 영역 연산	98
그림 2-77. 태양풍 입자 가시화를 위한 시스템 블록 다이어그램	98
그림 2-78. 태양풍 입자를 표출한 위성고에너지 입자 모니터링 상황판	99
그림 2-79. 우주방사선량 데이터베이스의 형식	100
그림 2-80. 3차원 공간상의 위성 궤도 누적방사선 표출	100
그림 2-81. 전자 플럭스 및 우주방사선 그래프 표출	101
그림 2-82. 전자플럭스 예측 모델 표출 그래프	103
그림 2-83. 위성 궤도별 누적방사선량 그래프	104
그림 2-84. 영문 웹 페이지 제공	105
그림 2-85. 아카이브 구축을 위한 백업 스토리지 및 메인 스토리지 구성	106
그림 2-86. DREAM 서비스를 위한 네트워크 환경 구축	108
그림 2-87. 미국 SWPC에 제공하기 위한 네트워크 구성	109

그림 2-88. 국/영문 매뉴얼에 삽입될 그림 설명 예시	110
그림 2-89. 위성 고에너지 입자 위험 분석기술 개발 사용자 국문 매뉴얼 표지	111
그림 2-90. 위성 고에너지 입자 위험 분석기술 개발 사용자 영문 매뉴얼 표지	112
그림 4-1. 2017 소프트웨어 자산뱅크 등록 현황	132
그림 4-2. 전자플렉스 예측 가시화 시스템 SW 자산 등록증	133
그림 4-3. 위성 우주방사선 검색 시스템 SW 자산 등록증	133
그림 4-4. 모델 정확도 가시화 시스템 SW 자산 등록증	134
그림 4-5. 3차원 모니터링 상황판 시스템	134

표 목 차

표 1-1 지구 방사선대 모델의 유형에 따른 특징과 개발 정도	18
표 1-2 우주방사선 모델의 국외 연구 동향	18
표 2-1 국내에서 운용중인 위성의 국문/영문명과 발사일, NORAD ID	34
표 2-2 위성 궤도별 우주방사선량 예측을 위한 물리량 예측 프로그램과 각 프로그램에 적합한 자기장 모델	35
표 2-3 위성 이상 현상 분류	67
표 2-4 위성 이상 현상 진단	68
표 2-5 1993-2009 동안 GEO의 위성 이상 현상 발생 시간 목록	73
표 2-6 2 MeV fluence, 40 keV 전자플럭스의 3단계 경보 기준	102
표 2-7 DREAM 모델 구동을 위해 설치한 컴퓨터의 시스템 사양	107
표 4-1 학술 성과 정리	129

제 1 장 사업 개요

1. 개요

- 2012년 한국천문연구원은 미국의 방사선대 탐사 위성인 RBSP (Radiation Belt Storm Probes, 후에 Van allen probes로 명칭 변경) 수신국을 국내에 설치하였다. 현존하는 세계 유일의 지구 방사선대 탐사위성인 RBSP 위성의 수신국으로서 한국천문연구원은 실시간으로 RBSP Space Weather data (Beacon data)를 저장하고, 국내 배포하고 있다. 이에 따라 국내외 전문가들 사이에서 지구 방사선대 분야에 대한 관심과 연구가 진흥되고 있다.
- 지구자기권 우주방사선 및 고에너지 입자 관련 전문 지식과 연구 개발 능력을 갖춘 전문가 집단이 한국천문연구원, 한국과학기술원, 충북대학교에 있다.
 - 한국천문연구원은 NASA의 CCMC에서 운영하고 있는 지구 방사선대 예측 물리 모델(Radiation Belt Environment model; RBE)을 이용해서 국제 공동 연구를 추진하고 있다.
 - 한국과학기술원 및 충북대학교 또한 자체적으로 초기 단계 지구방사능대 예측 모델 개발 능력을 습득하고 있으며, 고급 수준의 모델 개발이 가능한 수준이다.
- 지구자기권 위성관측 자료(GOES, RBSP)와 이론적인 모델을 결합한 태양 흑점 폭발 후 태양풍 변화에 의한 자기권의 입자 분포 실시간 감시 및 예측 가능한 모델을 개발할 준비가 되어 있다.
- 지구방사선대 예측 모델은 지상 약 1,000km에서 30,000km 정도 우주공간의 고에너지 입자 분포를 모델화하여 자기권 공간에 상주하고 있는 자국의 방송, 통신, 기상 위성의 보호가 가능하다.
- 정지궤도(고도 36,000km)는 지구 방사선대의 바깥 가장자리에 놓여 있으며 강한 지자기 교란, 흔히 지자기 폭풍(geomagnetic storm)으로 알려진 기간 동안 이온들이 환전류(ring current)로 유입되는 영역이다. 또한 자기 부폭풍(substorm)에 의한 입자들도 유입되는 등 다양한 우주환경의 영향이 공존하는 영역이다. 현재 정지궤도는 방송, 통신, 기상 등의 수많은 인공 위성들이 상주해 있기 때문에 방사선 환경에 노출될 가능성이 매우 높다. 특히 자기 폭풍 혹은 태양 양성자 이벤트(Solar Proton Event)가 발생할 경우, 다양한 전자부품으로 구성이 된 위성은 기능 저하로 인해 필연적으로 수명이

단축된다. 정지궤도 및 지구 자기권의 우주환경을 완벽히 이해하는 것은 위성 제조업자 및 운영자의 관점에서 매우 중요하다.

○ 한국천문연구원은 2015년 “위성고에너지 입자 위험 분석기술 개발” 과제를 통하여 미국 Los Alamos National Laboratory(LANL)에서 개발한 지구 방사선대 예측 자료 동화 모델인 The Dynamic Radiation Environment Assimilation Model(DREAM)을 국내에 성공적으로 들여온 바 있다. 모델의 수입과 더불어 향후 국내 사용자를 위한 활용 방안 및 지원 서비스를 개발할 필요가 있다.

2. 필요성

- 국립전파연구원 우주전파센터는 우주전파환경 분석·예측을 위해, 태양활동 (ASSA, CME, 플레어 자동분석) - 우주공간(태양풍)- 지구자기권 - 전리층 (GPS신호를 활용한 전리권 분석) - 수요자 영향분석을 추진 중에 있으나 자기권 입자 예측 모델은 전무한 상태이다.
 - 우주전파환경 예·경보업무의 전주기 분석·예측체계 마련을 위해 독자적인 운영이 가능한 지구자기권 방사선대 고에너지 입자 예측 모델 개발의 필요성이 절실하다.
- 우주개발 중장기계획에 따라 국내 위성체가 증가 할 것으로 예상되어 위성궤도상의 고에너지입자 영향 분석을 통해 위성이 받는 우주방사선 영향 분석 추진 필요성 대두되고 있다.
- 미국, 일본 등 우주강국은 독자적인 자기권 입자예측모델 개발로 자국 위성에 대한 영향 사후 분석 및 피해예방을 위한 만반의 노력 진행 중이다
 - 국내에서도 우주시대에 부합하여, 우주전파환경 예·경보 업무의 중요한 목적 중 하나인 위성보호에 필요한 자기권 입자 예측 모델 개발이 시급히 요구된다.
- 고에너지 대전 입자는 인공위성에 심각한 방사선 피폭에 의한 손상을 일으킨다. 즉, 위성에 탑재된 각종 전자 센서의 성능 저하, 태양 전지판의 손상, 전력 시스템의 손상 등의 가능성이 있다. 또한, 우주인에게도 직접적인 피해를 끼치며, 고에너지 대전입자의 일부는 지구 자기력선을 따라 지구의 대기권, 열권, 중간권까지 낙하 할 수 있다. 이는 궁극적으로 극지역 성층권에 영향을 주고, 저궤도 위성에도 영향을 줄 수 있다.

- 최종적으로 본 연구에서 개발된 지구방사선대 예측 독자 모델을 지속적으로 발전시켜, 방사선 대전입자가 미치는 구체적 영향의 사후 분석이 가능하게 할 계획이다. 이를 통해 우주전파환경 변화에 따라 예상되는 미래의 경제적 손실에 미연에 방지할 수 있다. 본 연구의 산출물은 위성 기대 수명 관리, 위성 탑재체 우주방사선 부품 인증 기준 제시, 기상 기후 예측 등 다양한 방면에서 실용적으로 활용될 수 있다.

3. 국내외 기술개발 현황

3.1 국내 기술 및 산업 동향

□ 우주방사선 관점 :

한국과학기술원과 인공위성연구센터에서 인공위성부품의 우주방사선 영향의 지상 실험을 해 본 경험이 있으나, 축적된 기술과 정보는 없고, 과학연구용 1회성 실험이 대부분이다. 한국항공우주연구원에서 인공위성의 궤도 설계를 시작할 때, 외국의 상용 프로그램을 이용하여 위성의 임무 기간 동안 탑재체 및 위성 본체에 축적되는 방사선량을 1회성으로 추정하는 초보적인 이용 단계에 머무르고 있다.

□ 지구 방사선대 모델 관점 :

국내에서는 충북대학교에서는 인공신경망을 이용한 자기권 방사선대 예측 모델 개발 진행 중이고, 한국천문연구원 및 한국과학기술원에서는 수치 모델 개발 경험이 있는 전문 인력이 있다. 방사선대의 관측이 매우 제한적이어서 자료동화 모델의 시도는 매우 어렵다. 모델 유형에 따른 특징과 개발 정도는 표 1-1에서 정리하였다.

3.2 국외 기술 및 산업 동향

연구 수행 중 파악한 국외 기술 및 산업 동향에 대해서는 표 1-2에서 정리하였다.

모델 유형	특징	개발 정도
순수한 Data-based 예보 모델	태양풍 상태와 방사선 벨트 상태의 통계적, 관측적 연관 성 비교만을 통해 도출한 경험적 모델, (예) 콜로라도 대학의 태양풍 기반 모델	보통 1-2일 정도 예보가 가능하지만, 관측이 충분히 이루어진 자기권 지점에서만 적용 가능. 미국의 일부 기관에서 사용.
순수한 이론적 물리 모델	방사선 벨트 전 영역에 걸쳐 방사선 입자 분포의 시간 진화를 보일 수 있는 순수 물리 모델, (예) Salammbo code, RBE 모델	초기 및 경계 조건에 의존하는데, 이런 입력(input) 데이터가 불완전하거나 없는 경우가 많고, 배경에 사용되는 자기장 모델의 불확실성으로 인해 방사선 벨트 예보용으로는 적절하지 않음.
Physics-based 자료동화 모델	제한된 관측자료를 이론적 물리 모델에 접합시켜 이론과 관측의 불확실성을 동시에 최소화시키는 결과를 도출, (예) LANL의 DREAM, UCLA의 VERB	개발의 초기 단계로서 현존하는 모델마다 결과가 다르고, 아직은 방사선 벨트의 엄밀한 물리적 요소가 모두 반영되어 있지 않음.

표 1-1 지구 방사선대 모델의 유형에 따른 특징과 개발 정도

Level	항목	연구력 수준, 기술 경험 및 확보 현황	
		미국	한국
기본 인프라	연구자 집단의 크기	UCLA, NASA, APL 등	충북대, 천문연 등
고급 기술	Advanced data calibration을 위한 소프트웨어	UCLA, APL 등 다수의 기관에서 개발 경험 많음.	약간의 개발 경험 있음 (국내 과학위성 탑재체 개발 참여자들)
	관측 자료를 기초로 한 경험적 단기 예보 모델	매우 제한적이지만, 개발되어 사용되고 있음.	충북대 경험 있음.
	Physics-based data assimilation model	UCLA, LANL, Rice 대학, Air Force 등에서 개발 중.	없음.

표 1-2 우주방사선 모델의 국외 연구 동향

제 2 장 사업 수행 내용 및 결과

1. 지구 방사선대 전자량 분포 감시 모델 (DREAM) 개선 및 활용

1.1 정지궤도 고에너지 전자 플럭스 (> 2 MeV) 실시간 예측모델 개발

정지궤도의 고에너지 전자 플럭스는 인공위성의 내부 대전 (Internal charging) 현상의 원인 중 하나로 알려져 있다. 때문에 space physics를 연구하는 많은 기관에서 위성의 내부 대전 발생 위험 정도를 정하는 기준으로 정지궤도의 고에너지 전자 플럭스를 사용하고 있다. 만일 전자 플럭스를 미리 예측 할 수 있다면, 인공위성 내부 대전 현상의 위험 정도를 미리 예측할 수 있을 것이다.

(1) 입력 변수 선정

본 사업에서는 다중선형회귀모형(Multi-linear regression model)을 사용하여 현재 시점으로부터 1일, 2일, 3일 이후의 2MeV 전자 플럭스를 예측 할 것이다. 이 때 사용될 독립변수(independent parameters)를 결정하는 것이 중요한데, 본 사업에서는 실시간으로 얻을 수 있는 GOES 정지궤도 위성의 전자 플럭스 (40 keV ~ > 2 MeV) 관측값, 태양풍 속도(Vsw), Dst, Kp 지수를 사용하여 얻을 수 있는 모든 조합의 변수를 독립변수로 하는 모델을 만들어 그 중 가장 예측 효율이 좋은 모델의 독립변수 조합을 선택하였다. 이론적으로 앞의 10 가지 변수들로 얻을 수 있는 독립변수의 조합은 1,023 개 이다.

또한 과적합 (overfitting) 판별을 위하여 2013~01~01 ~ 2015-07-25 사이의 데이터들을 모델의 계수를 구하는데 사용하고, 2015~07-26 ~ 2016-07-01 사이의 데이터를 사용해 모델의 예측효율을 평가할 것이다. 이때 독립변수의 수가 적으면서 예측 효율이 높은 것을 선택하는 것이 현명할 것이다. 이때 예측 효율은 식 1과 같이 계산한다.

$$PE = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (d_i - p_i)^2}{\sum_{i=1}^n (d_i - \langle d \rangle)^2}$$

식 1. 예측효율. d_i : 관측 값, p_i : 모델 예측값, $\langle \cdot \rangle$: 평균

그림 2-1은 앞의 1,023개의 변수 조합을 독립변수로 하는 다중선형회귀모델의 예측 효율을 나타낸 그래프이다. 가로축은 1,023개의 변수 조합을 나타내며, 세로축은 예측 효율이다. 예측 들어 가로축이 0인 곳의 독립변수는 태양풍 속도, 가로축이 1인 곳의 독립변수는 태양풍 속도, Dst 지수 등 변수 1개일 때와 같은 식이다. 마지막 가로축이 1,022 인 모델의 독립변수는 앞에서 열거한 10가지 변수가 모두 사용된 것이다. 우리의 선택 기준에 의해, 1,023개의 모델 중 가장 적절한 것은 180 번째 모델이다. 이 모델의 독립변수는 Kp, Dst 지수, 태양풍 속도, > 2 MeV 전자 플럭스이다.

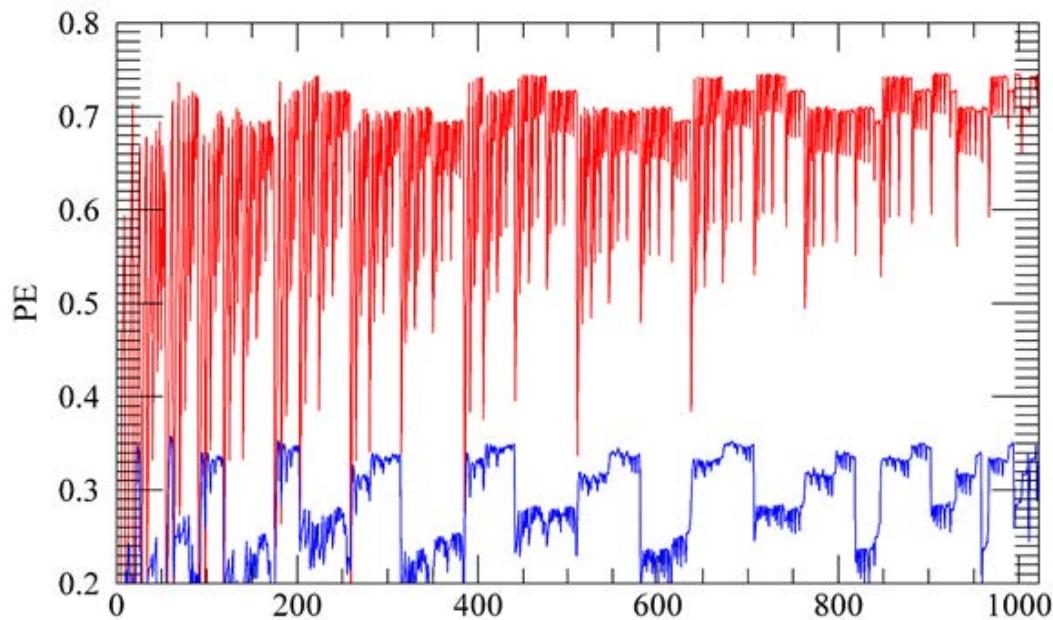


그림 2-1 1,023개의 변수 조합을 독립변수로 하는 다중선형회귀모델의 예측 효율. 붉은 선은 하루 앞의 전자 플럭스 예측효율이고 파란색 선은 3일 앞의 예측효율.

(2) 전자 플럭스 예측 모델 결과.

그림 2-2는 전자 플럭스 예측 모델의 결과이다. 검정색 선은 하루 평균된 GOES 위성의 > 2 MeV 전자플럭스 관측 값이고, 빨간색 선은 자체 개발한 모델의 1일 예측 값, 파란색 선은 3일 예측 값이다. 2016-09-27을 기준으로 과거 한 달 동안의 예측효율은 1일 예측의 경우 0.81, 2일 예측은 0.62, 3일 예측은 0.43이다. 과거 1년 동안의 예측효율은 1일, 2일, 3일의 경우 각각 0.74, 0.55, 0.37이다. 과거 연구들과 비교해 봤을 경우 예측효율의 차이는 크

게 나지 않는다. 대표적으로 NICT에서 운영 중인 전자 플럭스 예측 모델의 경우 과거 1년간의 예측효율은 1일, 2일, 3일이 각각 0.75, 0.57, 0.40이다. 사실상 큰 차이는 없지만, 앞으로 모델을 계속 구동 시켜보면서 결과를 지켜봐야 정확한 모델의 성능을 평가 할 수 있을 것이다.

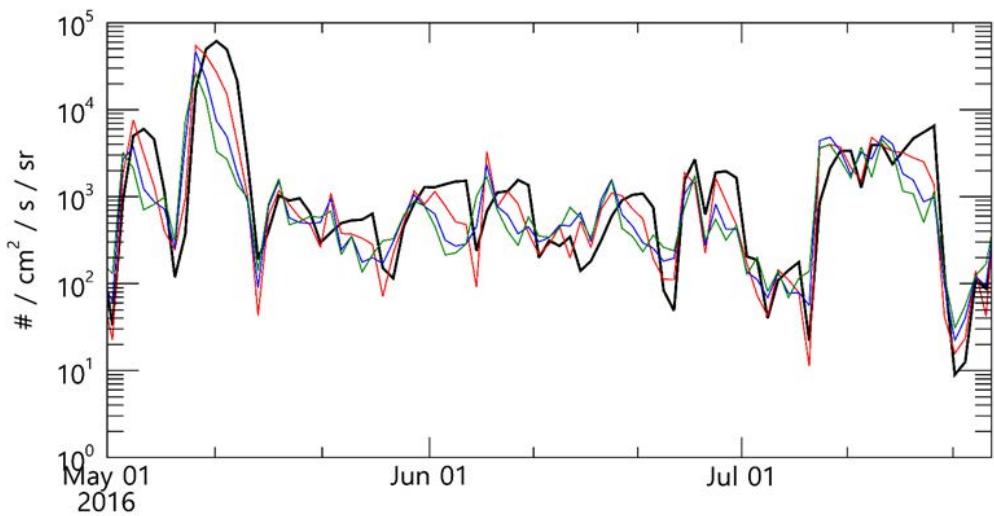


그림 2-2 전자 플럭스 예측모델 결과. 검정색 선은 하루 평균된 GOES 위성의 > 2 MeV 관측 값. 빨간색 선은 1일 예측값, 파란색 선은 3일 예측값.

1.2 DREAM 모델과 Tsyganenko 모델과 결합

'15년 사업에서는 DREAM 모델과 쌍극자 자기장을 결합시켜 2차원적으로 구현하였다. 이 쌍극자 자기장은 지구 자기장의 실시간 변화를 반영하지 못한다. 따라서 '16년 사업에서는 태양풍과 지자기 지수의 변화를 실시간으로 반영하는 Tsyganenko 모델을 결합하여, 보다 현실에 가까운 DREAM 모델 결과를 산출하도록 하였다. 또한 결과값을 3차원적으로 구현하여 사용자가 보다 시각적으로 지구자기권의 입자 변화를 사실적으로 잘 인식할 수 있도록 개선하였다.

방사선 벨트 분야에서 가장 많이 사용되는 물리 모델은 방사 확산 방정식(radial diffusion equation)이다. 이 확산 방정식은 위상 공간 밀도(phase space density, PSD)를 (L^* , μ , K)의 물리적인 단열 3차원 좌표계상에서 푼다. 이는 우리가 흔히 사용하는 (r , p_a , E) 공간 좌표계와는 다른 이론적인 좌표계이다. 따라서 이 두 좌표계를 서로 변환시키는 방법을 개발하였다.

(1) 단열(Adiabatic) 좌표계 계산에 대한 개념

L^* , μ , K 중 μ (first adiabatic invariant) 는 아래 식 2처럼 입자의 에너지와 피치 각 그리고 입자의 위치에서 자기장의 세기를 알면 계산이 가능하다. 하지만 L^* 와 (third adiabatic invariant) K 는 (second adiabatic invariant) 다른 방법으로 구해야 한다. 보통 L^* 와 K 는 하전 입자의 가이딩 센터 (guiding center) 방정식을 (식 3) 풀어 계산 할 수 있다. 가이딩 센터 방정식을 푸는 방법은 입자의 궤적을 비교적 정확히 추적할 수 있지만 시간이 오래 걸린다는 단점이 있다.

$$\mu = \frac{p_{\perp}^2}{2mB}$$

식 2. first adiabatic invariant

(μ , K , L^*) 좌표계와 (r , p_a , E) 좌표계 사이의 변환 과정은 data assimilation을 수행하는 과정 중 2번 일어난다. 처음으로 위성의 관측 데이터를 확산 방정식과 결합하기 위하여 (r , p_a , E) 좌표계에서 (μ , K , L^*) 좌표계로의 변환과 data assimilation이 완료된 확산 방정식의 결과를 다시 (r , p_a , E) 좌표계로 되돌리는 과정에서 일어난다. 특히 두 번째 좌표계 변환 과정

에서 상당히 많은 계산을 필요로 한다. 사용자가 관심 있는 공간에 대해서 충분히 작은 grid 사이즈로 계산을 하여야 하는데 입자의 가이딩 센터 방정식을 풀어 L^* 와 K 를 계산하는 방법은 계산 시간이 너무 오래 걸리므로 실시간으로 운용할 우주환경 모델에는 적합하지 않다. 따라서 실시간 모델은 가이딩 센터 방정식을 푸는 방법 이외에 다른 방법을 고안해내야 한다. 본 사업에서는 Roederer[1970] (Dynamics of MagneticallyTrapped Particles)에 소개되어 있는 Constant I-Bm을 찾는 방법을 사용하여 계산 시간을 실용적으로 줄일 수 있었다. 여기서 Bm은 자기장 공간에서 mirror point의 자기장 세기를 뜻 한다.

$$\begin{cases} \dot{p}_{\parallel} = -\frac{\mu}{\gamma} \frac{\mathbf{B}^* \cdot \nabla B}{B_{\parallel}^*} \\ \dot{\mathbf{R}} = \frac{p_{\parallel}}{m\gamma} \frac{\mathbf{B}^*}{B_{\parallel}^*} + \frac{c\mu}{\gamma e} \frac{\hat{\mathbf{b}} \times \nabla B}{B_{\parallel}^*} \end{cases}$$

식 3. 가이딩 센터 방정식

Constant I-Bm을 찾는 방법은 second adiabatic invariant가 보존된다고 가정한 후 각 MLT 마다 I-Bm 짹이 constant인 field line 들을 찾는 것이다 (그림 2-3). 이 방법의 장점은 가이딩 센터 방정식을 푸는 것에 비해 더 빠르다. 하지만 단점은 second adiabatic invariant가 보존되는 것을 가정하였으므로 이것이 깨지는 경우 정확한 L^* 와 K 를 계산할 수 없다. 대표적으로 분기 점(bifurcation)을 정확히 찾아낼 수가 없다. 단 몇 가지 장치를 함으로써 부분적으로 분기점을 찾을 수는 있다.

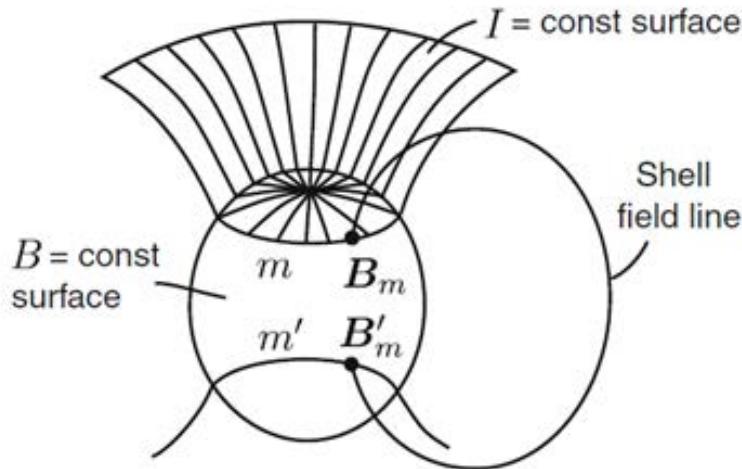


그림 2-3 $B=\text{const}$, $I=\text{const}$ 그리고 drift shell surface의 스케치.

(2) 모델 계산 결과

그림 2-4는 식 3과 const $I-B_m$ 을 이용한 결과를 비교해 놓은 것이다. 그림 2-4의 왼쪽 그림은 가이딩 센터를 추적한 결과이며 (입자 가이딩 센터의 궤적) 오른쪽 그림은 입자가 지나간 자리의 field line이 출발한 지자기 위도를 나타낸 그림이다. 파란색 선은 식 3을 풀어 얻은 결과이고, 빨간색 선은 const $I-B_m$ 을 이용한 결과이다. 오른쪽 그림의 파란색 선과 빨간색 선이 잘 일치함을 보이며, 결과적으로 L^* 계산 결과도 두 방법이 같을 것이라고 생각 할 수 있다.

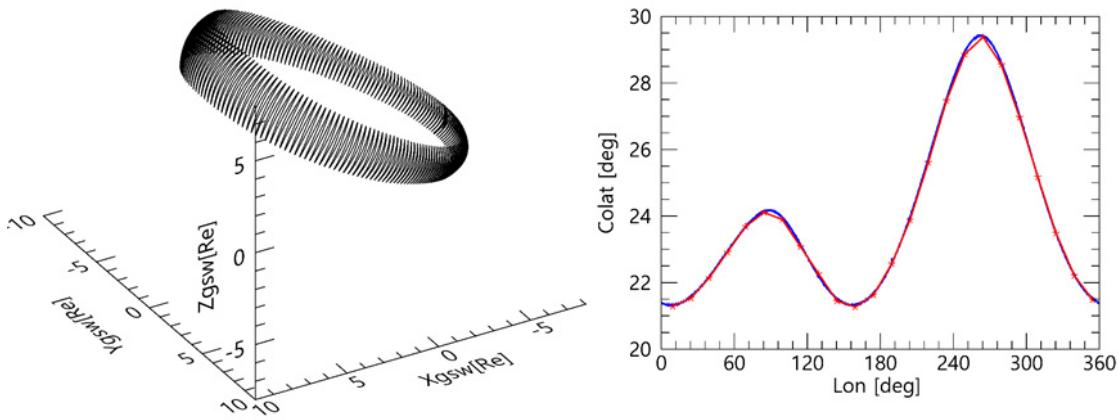


그림 2-4 (왼쪽) 식 3을 이용한 입자 가이딩 센터의 궤적. (오른쪽) 입자가 있는 위치의 field line이 출발한 지자기 위도. 파란색 선은 식 3을 풀어 얻은 결과이고 파란색 선은 constant $I-B_m$ 을 이용한 결과임.

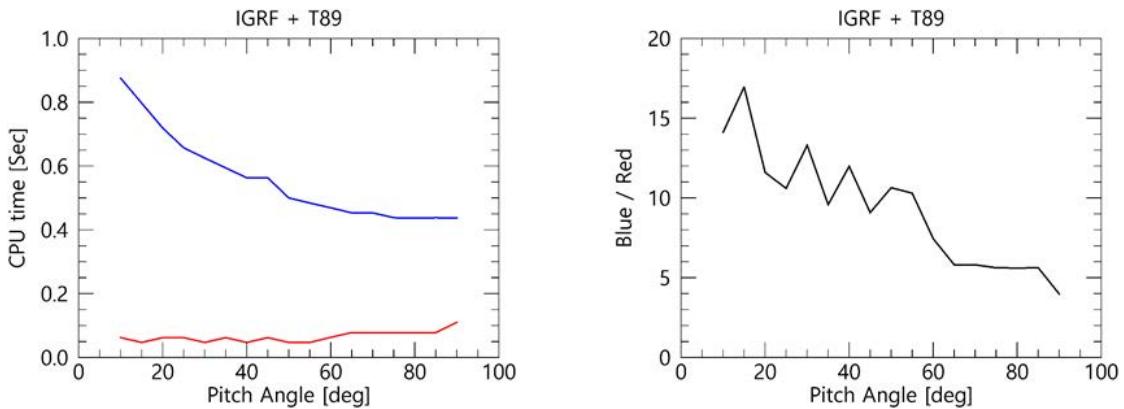


그림 2-5 식 3과 const I-Bm의 속도 차이. 왼쪽 그림의 빨간색 선은 const I-Bm방법이며, 파란색 선은 식 3을 푼 결과임. 오른쪽 그림은 두 방법의 속도 차이 비율을 나타냄.

그림 2-5는 두 방법의 속도 차이를 보여주는 그림이다. 자기장 모델은 IGRF와 T89 모델을 사용하였다. 왼쪽 그림은 10 MeV의 전자의 궤적을 구할 때 걸리는 시간이 두 모델이 얼마나 차이가 나는지 보여주는 그림이다. 빨간색 선은 const I-Bm을 이용한 방법이며, 파란색 선은 식 3을 푼 결과이다. pitch angle이 작아짐에 따라서 식 3을 이용한 결과는 CPU time이 증가함을 보였으며, const I-Bm은 별 차이가 없음을 확인할 수 있다. 식 3은 0.5 ~ 0.8초가 소요되며, const I-Bm 방법은 0.1초 보다 작게 소요된다. 그림 2-5의 오른쪽 그림은 두 방법의 속도 차이의 비율을 보여준다. Const I-Bm 방법이 식 3을 푼 속도보다 약 5~15배 정도 더 빠른 것을 확인해 볼 수 있다.

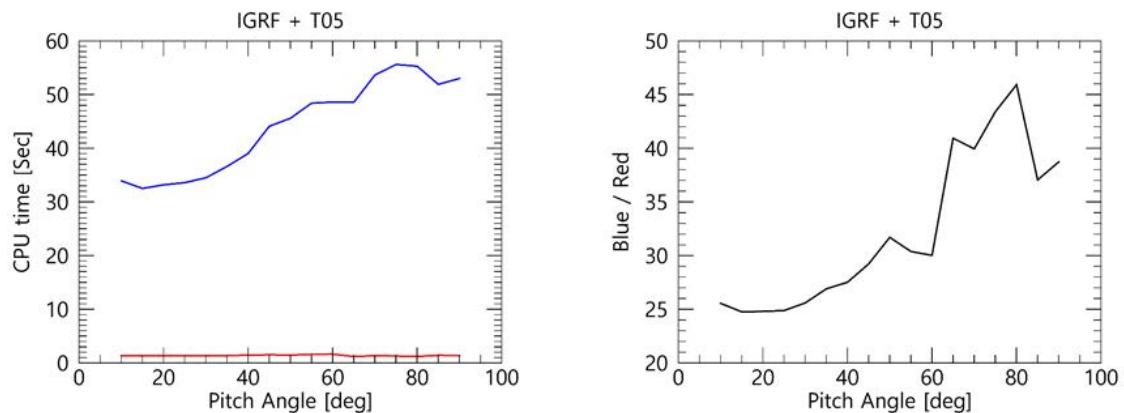


그림 2-6 IGRF 자기장 모델 사용시, const I-Bm의 속도 차이.

그림 2-6은 그림 2-5와 같은 형식이며 사용된 자기장 모델은 IGRF+T05 모

델이다. 그림 2-5에 사용된 T89 모델에 비해서 모델의 복잡도가 더 증가한 T05 모델을 사용할 경우 더 많은 CPU time이 소비된다. 가이딩 센터 방정식을 풀 경우 약 30 ~ 60초 정도가 소비되며, const I-Bm을 풀 경우는 2 ~ 3 초가 소비된다. 마찬가지로 두 방법의 cpu time 비율을 구해보면 const I-Bm 방법이 20 ~ 45배 정도 속도가 빠름을 확인할 수 있다.

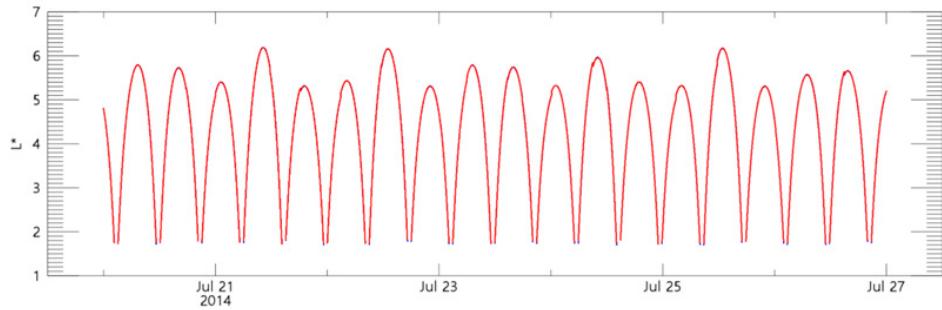


그림 2-7 LANL에서 제공되는 RBSP 위성의 L^* 계산 결과와 const I-Bm의 L^* 계산 비교.

그림 2-7은 LANL에서 제공되는 RBSP 위성의 궤적에서 pitch angle이 30도인 입자의 L^* 를 const I-Bm 방법에서 계산된 L^* 와 비교해 놓은 것이다. 빨간색 선이 LANL에서 제공되는 것이며, 파란색 선이 const I-Bm으로부터 얻은 결과이다. 두 결과가 같음을 확인할 수 있으며 이는 const I-Bm으로부터 얻은 L^* 계산 결과를 신뢰할 수 있음을 말해주고 있다. 그림 2-8은 두 결과의 차를 나타낸 것이다. 두 계산 결과의 차이가 10^{-2} 내외인 것을 확인할 수 있으며 수치 오차 등을 고려해 보면 이 정도의 오차는 무시할 만하다.

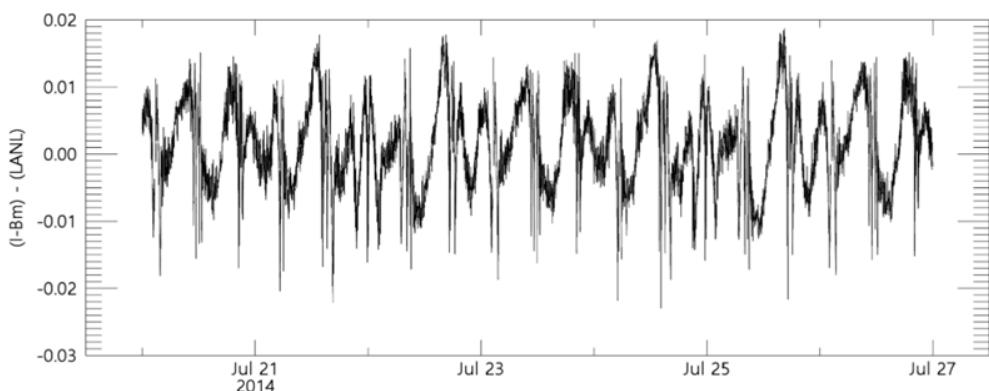


그림 2-8 LANL의 L^* 와 const I-Bm L^* 의 차이

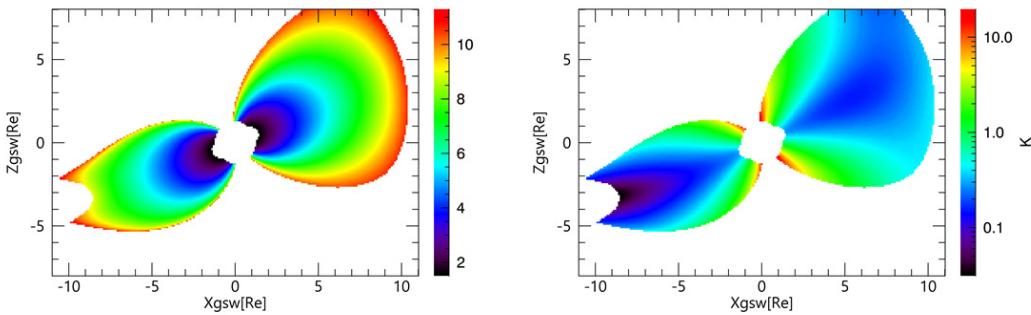


그림 2-9 pitch angle이 45도인 입자의 (왼쪽) third adiabatic invariant과 (오른쪽) second adiabatic invariant

(3) 위상공간밀도를(phase space density) 플럭스로 변환

이 내용은 “다. 정지궤도 및 지구 자기권 방사선대 전자량 분포 예측을 위한 한국형 독자 모델 개발” 부분과 내용이 중복되므로 다 장에서 자세히 설명하겠다.

1.3 모델 정확도 분석체계 구축

(1) 위성 관측값과 DREAM 모델 산출 결과의 비교 및 정확도 평가 체계 구축.

DREAM 모델의 결과와 비교해 볼 수 있는 위성은 현재 운영되는 위성 중 Van allen probes 가 가장 적당하다. Van allen probes 위성은 타원 궤도로 운영되며 근지점은 약 1 Re, 원지점은 약 6 Re 이다 (그림 2-10). Van allen probes 위성으로부터 방사선 벨트를 이루고 있는 고에너지 (~ MeV) 전자 플럭스 데이터를 얻을 수 있으며, 이 데이터와 DREAM 모델의 결과를 비교할 것이다.

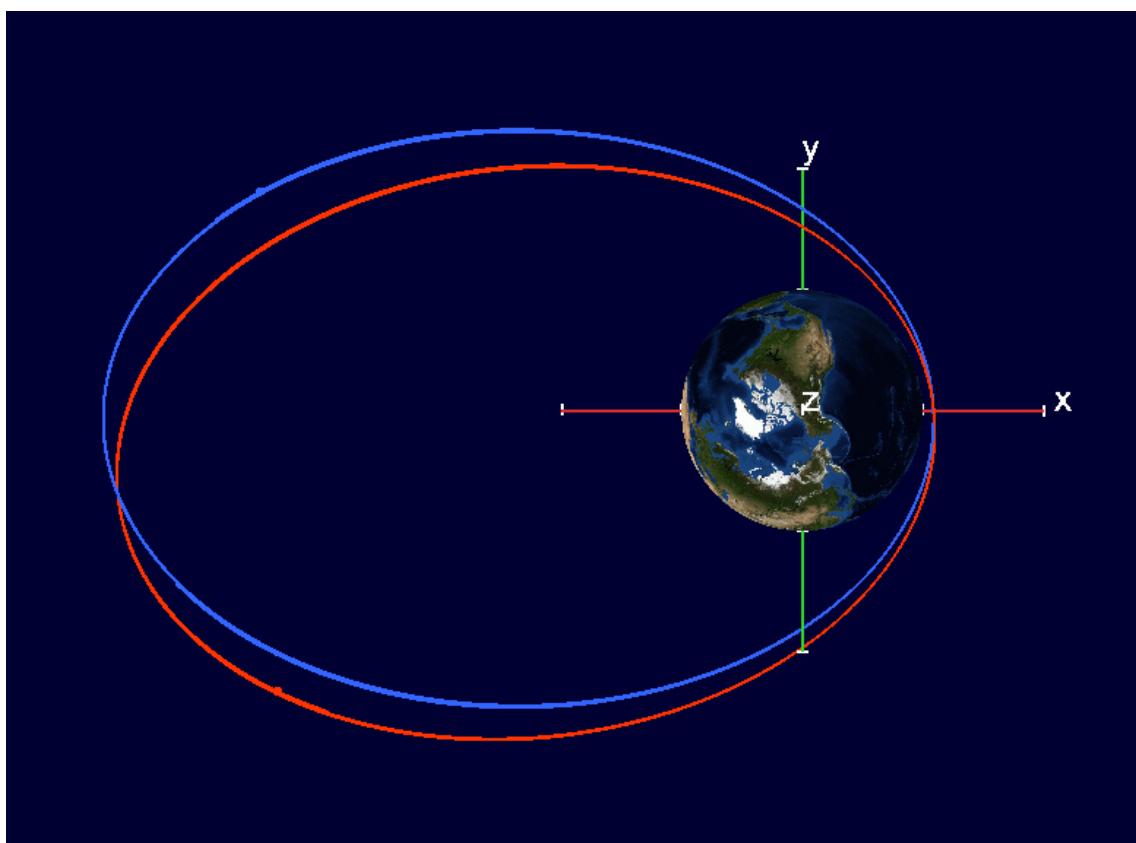


그림 2-10 Van allen probes 위성의 2016/11/01 ~ 2016/11/02 동안의 궤적. 붉은색 선이 Van allen probe A 위성이고 파란색 선이 Van allen probe B 위성의 궤적.

그림 2-11은 Van allen probe A 위성의 전자 플럭스 데이터이다. 1 MeV 전자 플럭스이며, 시간과 L에 따른 플럭스 변화를 색의 변화로 보여주고 있다. 인공위성 데이터는 한 시점에 한 위치에서만 관측데이터를 얻을 수 있으므로, Van allen probes가 운영되는 공간에서의 전자 플럭스 값을 DREAM 과 비교 할 것이다. 모델의 예측 정확도(prediction efficiency, PE)는 식 1을 이용 하여 계산할 것이며, 특정 시간의 정확도 값은 그 시간으로부터 30일 전까지 값들을 사용하여 계산한다. 그림 2-12에 알 수 있듯이 DREAM의 예측 정확도는 0.20 ~ 0.35 정도이다.

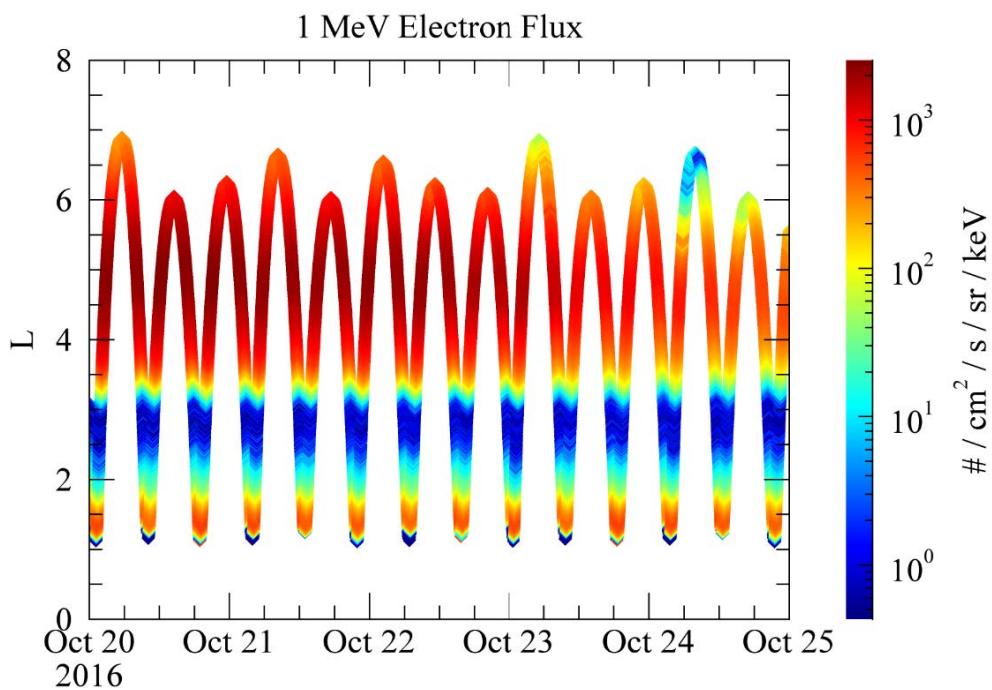


그림 2-11 Van allen probe A 위성의 데이터 L 값에 따른 플럭스 변화 관측값

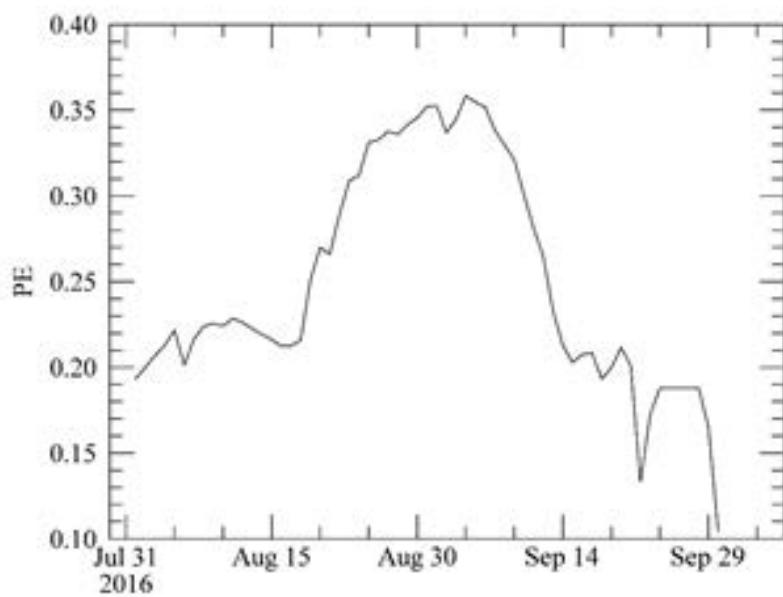


그림 2-12 1 MeV 전자 플럭스의 Van allen probes 위성 관측값과 DREAM 모델의 예측 정확도

2. 위성 우주방사선 피폭량 예측 모델 활용 체계 구축

2.1 위성관측 데이터 기반의 예측모델 수집체계 및 우주방사선량 산출

우주환경을 기술하는 모델은 크게 분류하자면, 관측 경험을 기반으로 기술된 경험모델과 물리현상을 기술하는 방정식을 풀이하는 수치모델로 분류가 가능하다. 본 사업에서는 다음과 같은 대표적인 경험모델들을 사용하여 실시간 우주방사선 산출 시스템 구축을 수행하였다.

(1) 입자 분포 모델

AP8, AE8 모델은 지구방사선대에 속박된 전자와 양성자의 분포를 보여주는 대표적인 경험모델 중 하나이다. AP, AE모델은 1960년대의 AP1, AE1 모델을 시작으로 계속 발전되어왔으며, AP8, AE8 모델은 1980년에 발표되었다.

- AP8 모델

AP8 모델은 1958년 7월부터 1970년 6월까지 34개의 위성자료로 구성되어 있다. 태양주기 의존성을 결정하기 위한 AZUR데이터가 포함되어 있다. 지방시의 분포는 고려하지 않았는데, 그 이유로 지방시 의존성은 입자의 에너지가 L 이 3 이상이면서 10 MeV 이하인 경우에 나타나기 때문이다. 이 모델은 전체 선속과 더불어 순간 선속도 포함되어 있지만, 순간 선속의 결과는 전체 선속의 결과만큼 정확하지는 않다. 이 모델의 단점은 중이온에 의한 결과 오염의 가능성성이 있음을 고려해야 한다는 것이다.

- AE8 모델

- 다음의 모델들과 추가적인 데이터를 활용하여 구성되었다.
- (ㄱ) AE-4 모델 (1964년, 1967년)
 - (ㄴ) 1975년에 계획된 AE-5 모델 (태양 극초기 상태)
 - (ㄷ) AE-6 (태양 극대기 상태)
 - (ㄹ) Vampola의 Spectrometer OV3-3
 - (ㅁ) Vampola의 Spectrometer OV-1-19
 - (ㅂ) AZUR에 설치된 Hovestadts의 기준검출기 (1.5, 4.5 MeV)
 - (ㅅ) Paulikas와 Blake의 ATS 6 실험 (최고 3.9MeV)

이전의 모델들과 비교하여 업그레이드 된 점은 입자 중 2 MeV 이상의 입자의 결과를 보여준다는 점이다. 경험적인 대기 차단 효과를 보여준다.

(2) 자기장 모델

- IGRF 모델

지구의 자기장은 쌍극자(dipole) 이외에도 다극자(multipoles) 성분을 지니고 있기 때문에 이를 정확하게 기술하기 위해서는 직교 함수의 완전계(Complete set)를 이용하여 표현하는 것이 편리하다. 특히 주어진 구면상의 물리량을 표현할 때 위도(θ)와 경도(ϕ)를 변수로 하는 직교 함수인 면조화 함수(Surface harmonics)로 표현할 수 있고, 동경 방향의 성분이 추가될 때는 구조화 함수(Spherical harmonics)를 사용하는 것이 적절하다. 자기장은 자기포텐셜의 변화에 의해 발생하는 것으로, 면조화 함수와 구조화 함수를 이용하여 다음과 같이 자기포텐셜 V 를 기술할 수 있다.

$$V(r, \theta, \phi) = R_E \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_E}{r}\right)^{n+1} (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) P_n^m(\cos\theta)$$

여기에서 R_E 는 지구의 반지름, r 은 지구 중심에서 관측지점까지의 거리이다. $P_n^m(\cos\theta)$ 는 르장드르 연관함수를 나타낸다. Gauss 계수라고 불리는 g_n^m 및 h_n^m 은 관측을 통해 얻을 수 있다.

국제측지 및 지구물리학연맹(International Union of Geodesy and Geophysics : IUGG) 산하의 국제지자기 및 초고층물리학연합(International Association of Geomagnetism and Aeronomy : IAGA)에서 매 5년마다 새로운 관측값을 토대로 g_n^m 및 h_n^m 의 값을 갱신하고 있다. 이것을 바탕으로 기술된 지구 자기장을 국제표준 지구자기장(International Geomagnetic Reference Field : IGRF)이라 한다. 그림 2-13은 국제표준 지구자기장 모델인 IGRF 2015에 의한 전 지구 자기장 지도이다.

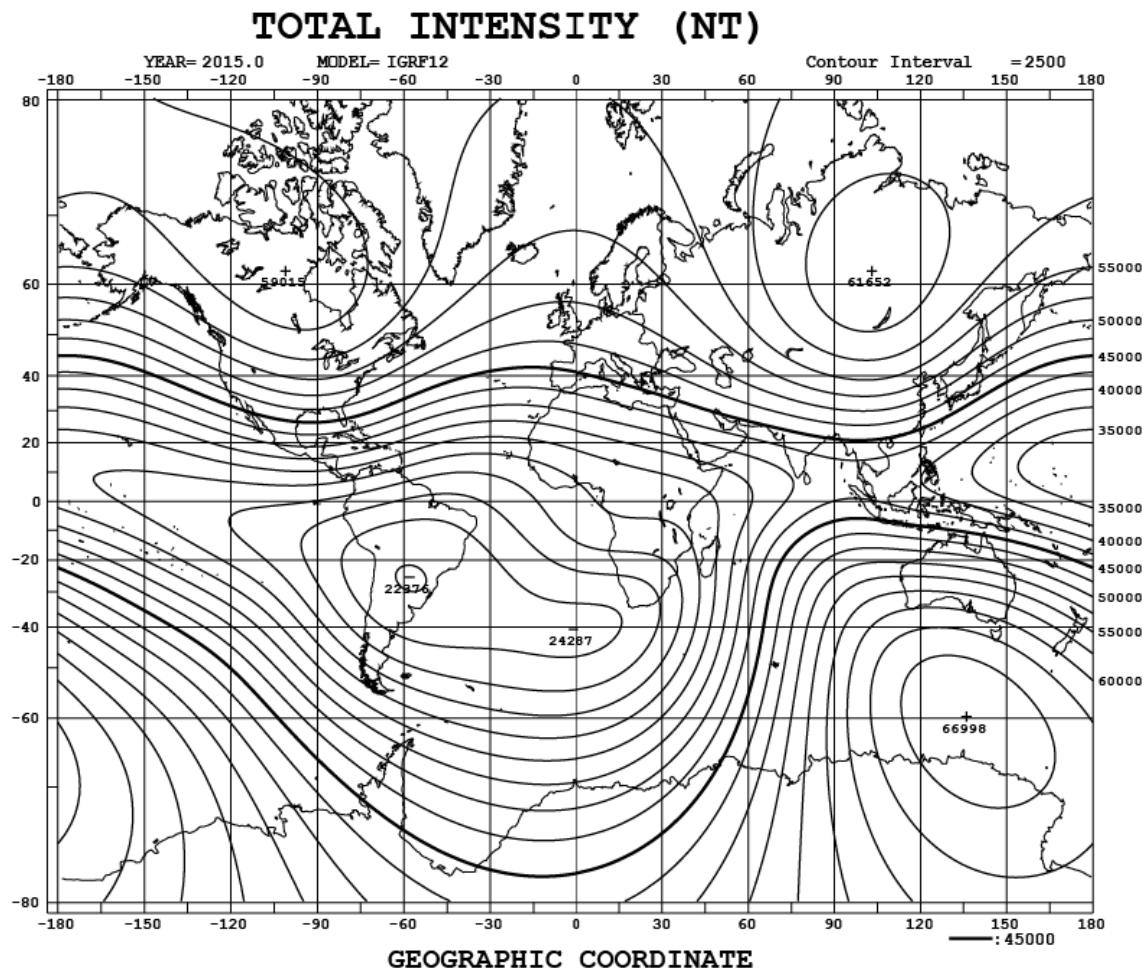


그림 2-13 국제표준 지구자기장, IGRF 2015에 의한 지구자기장 분포

- Tsyganenko 모델

Nikolai Tsyganenko 박사가 고안한 지구 자기장 모델로써 특정 시점의 지자기지수를 이용하여 해당 시점의 지구자기장을 공간적으로 산출하는 경험모델이다. Kp, Dst, AE 등의 지자기지수들을 사용한 경험식으로부터 우주공간에 대한 환전류, 꼬리전류, 자기권계면 전류 및 자기장에 정렬된 전류 등을 고려하는 변수들이 산출되고, 이 변수들을 이용하여 우주공간에서의 자기장의 크기와 방향을 표출해준다. 발표 시기에 따라 Tsyganenko 87s, 87l, 89, 96, 01, 04, 05 모델 등이 있으며, 연산속도의 문제로 우주방사선 산출 시스템 구축에서는 T87s 모델을 사용하였다.

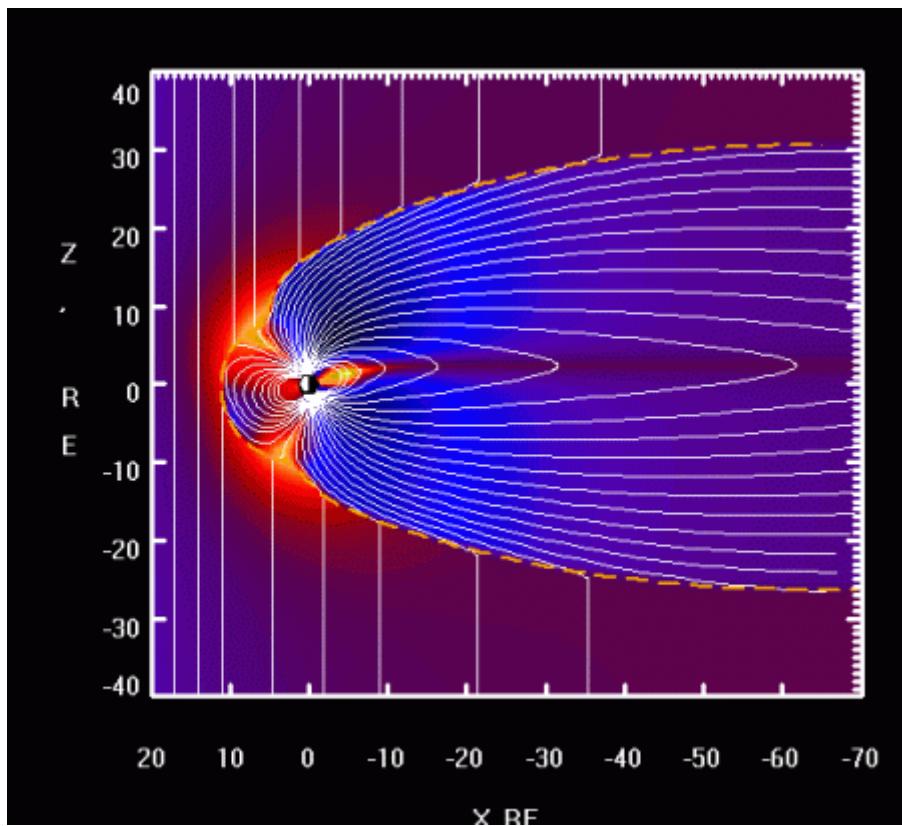


그림 2-14 Tsyganenko model로 구축한 지구자기장의 모습

(3) 우주방사선량 산출 모델 - SHIELDOSE2

태양활동에 의한 인공위성의 대전현상은 표면대전과 내부대전으로 구분된다. 이 중 내부대전에 의한 위성의 피해를 가늠하고, 인공위성의 수명을 예측 가능하게 하는 물리량으로는 총 우주방사선량(Total Ionized Dose : TID)이 있다. 여기에서 방사선량은 지구방사선대의 방사선과는 다른 의미를 가진다. 방사선량의 단위는 [rad]로 주어지고, 생물에 누적되는 방사선량을 표기하는 경우에는 더 세부적인 단위인 [Sv]를 사용하기도 한다. 본 과제에서는 우주방사선량 산출을 위해 National Institute of standards and technology의 Seltzer가 개발한 SHIELDOSE2 프로그램을 사용하였다.

- SHIELDOSE2 프로그램 입력변수

SHIELDOSE2 에서 우주방사선량을 산출할 때 필요한 변수는 다음과 같다.

- ① 위성 부품의 재질, 차폐 물질의 종류 및 두께
- ② 위성 궤도에 해당하는 속박된 전자량, 속박된 양성자량, 위성궤도를 지나가는 태양입자 및 우주선(cosmic ray)

① 위성 부품의 재질, 차폐 물질의 종류 및 두께

위성 부품의 재질은 실리콘, 차폐 물질의 종류는 알루미늄으로 설정하였다. 차폐 두께는 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 4, 5, 10, 20, 50[mm]의 10단계로 각각 다른 두께를 가정하여 총 우주방사선량을 산출하였다.

② 위성 궤도에 해당하는 속박된 전자량, 속박된 양성자량, 위성궤도를 지나가는 태양입자 및 우주선(cosmic ray)

위성 궤도에 해당하는 속박된 전자량, 속박된 양성자량, 태양입자 및 우주선 등의 변수는 공간적인 위치에 따라 다르게 나타나기 때문에 적절한 값을 산출하기 위해서는 우선 위성 종류별로 시점에 따른 정확한 궤도를 알아야 한다. 현재 국내에서 운용중인 위성은 저궤도위성과 정지궤도위성으로 구분된다. 저궤도위성은 아리랑 3호, 5호, 과학기술위성 3호, 아리랑 3A호, 4개가 운용중이며, 정지궤도위성은 무궁화 5호, 천리안, 무궁화 6호 등 4개가 운용중이다. 위성의 발사시점 순으로 NORAD ID가 부여되고, 이 NORAD ID마다 위성의 궤도 정보를 기록되어있는 TLE(Two line elements) 값이 부여된다. TLE 정보를 실시간으로 확인하면 위성의 위치를 추적하는 것이 가능하다. 각 위성에 대한 발사일과 영문명 및 NORAD ID는 표 2-1과 같다.

정지궤도 저궤도	위성명	위성영문명	발사일	NORAD ID
	무궁화 5호	KOREASAT-5	2006-08-22	29349
	천리안	COMS-1	2010-06-27	36744
올레 1호	무궁화 6호	KOREASAT-6	2010-12-31	37265
	아리랑 3호	KOMPSAT-3	2012-05-18	38338
다목적실용 위성 5호	아리랑 5호	KOMPSAT-5	2013-08-22	39227
	과학기술위성 3호	STSAT-3	2013-11-21	39422
	아리랑 3A호	KOMPSAT-3A	2015-03-26	40536

표 2-1 국내에서 운용중인 위성의 국문/영문명과 발사일, NORAD ID

위성의 고유번호인 NORAD ID별로 TLE를 구하고 위성의 위치정보가 확인 가능해지면 해당 위치에서의 자기장을 구하고 자기력선에 따라 속박된 전자량,

속박된 양성자량을 구하고, 태양입자 및 우주선의 값을 예측하여야 우주방사선량 산출이 가능하다.

저궤도위성의 경우 속박된 전자량은 AE8 모델, 속박된 양성자량은 AP8 모델을 이용하여 산출하고, 정지궤도 위성의 경우 속박된 전자량은 DREAM 모델, 속박된 양성자량은 AP8 모델을 이용하여 산출한다. 이는 DREAM 모델은 저궤도에서의 전자량을 산출할 수 없기 때문이다. AE8, AP8 모델의 경우 IGRF 자기장 모델을 이용하여 해당 위치에서 속박된 전자, 양성자량을 산출가능하고, DREAM 모델의 경우 본 사업을 통해 Tsyganenko 89(T89) 자기장 모델을 이용하여 해당 위치에 속박된 전자량을 실시간으로 산출하고 있다.

	속박된 전자량	속박된 양성자량
저궤도위성	AE8(+IGRF)	AP8(+IGRF)
정지궤도위성	DREAM(+T89)	AP8(+IGRF)

표 2-2 위성 궤도별 우주방사선량 예측을 위한 물리량 예측 프로그램과 각 프로그램에 적합한 자기장모델

- SHIELDOSE2 프로그램 출력변수

SHIELDOSE2 프로그램을 1회 가동하면 출력되는 변수는 지정된 시간 동안의 차폐 두께별 각 원인 변수에 의한 누적 방사선량의 txt파일이 생성된다. 본 사업에서는 시간 단위를 5분으로 설정하여 매 5분간 누적방사선량을 산출하도록 설정해두었다. 5분마다 그림 2-15와 같은 초기 출력파일이 생성되는데, 그림 2-15의 각 컬럼은 순서대로 차폐 두께와 5분간 누적된 방사선량(속박된 전자에 의한 방사선량, 2차 효과에 의한 방사선량, 전자에 의한 방사선량, 속박된 양성자에 의한 방사선량, 태양 입자에 의한 방사선량, 전자와 양성자에 의한 방사선량, 총 누적 방사선량(TID)를 나타낸다. 단위는 [rad/s]이다.

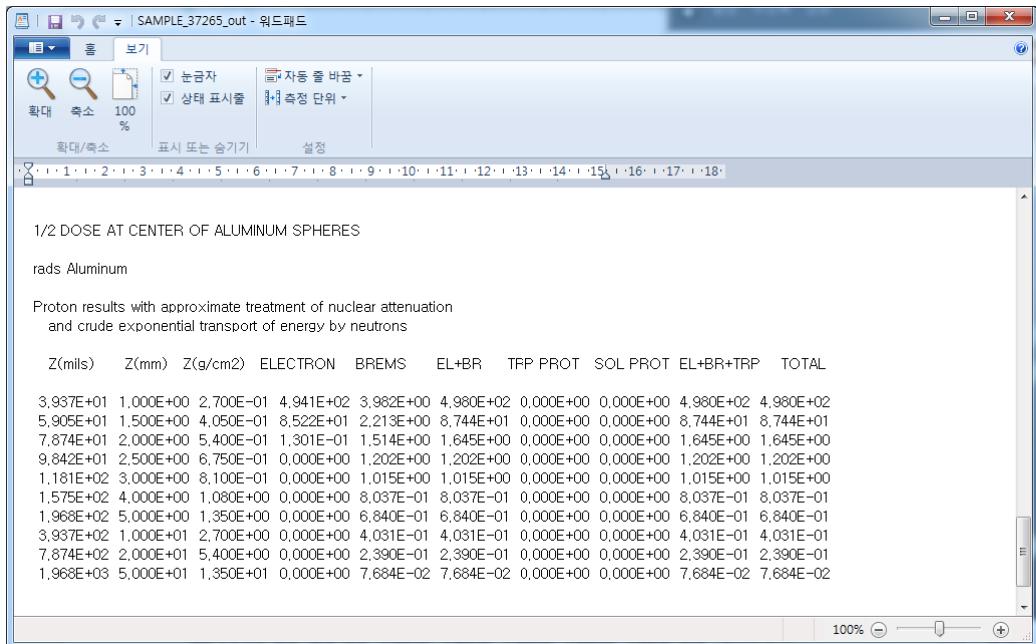


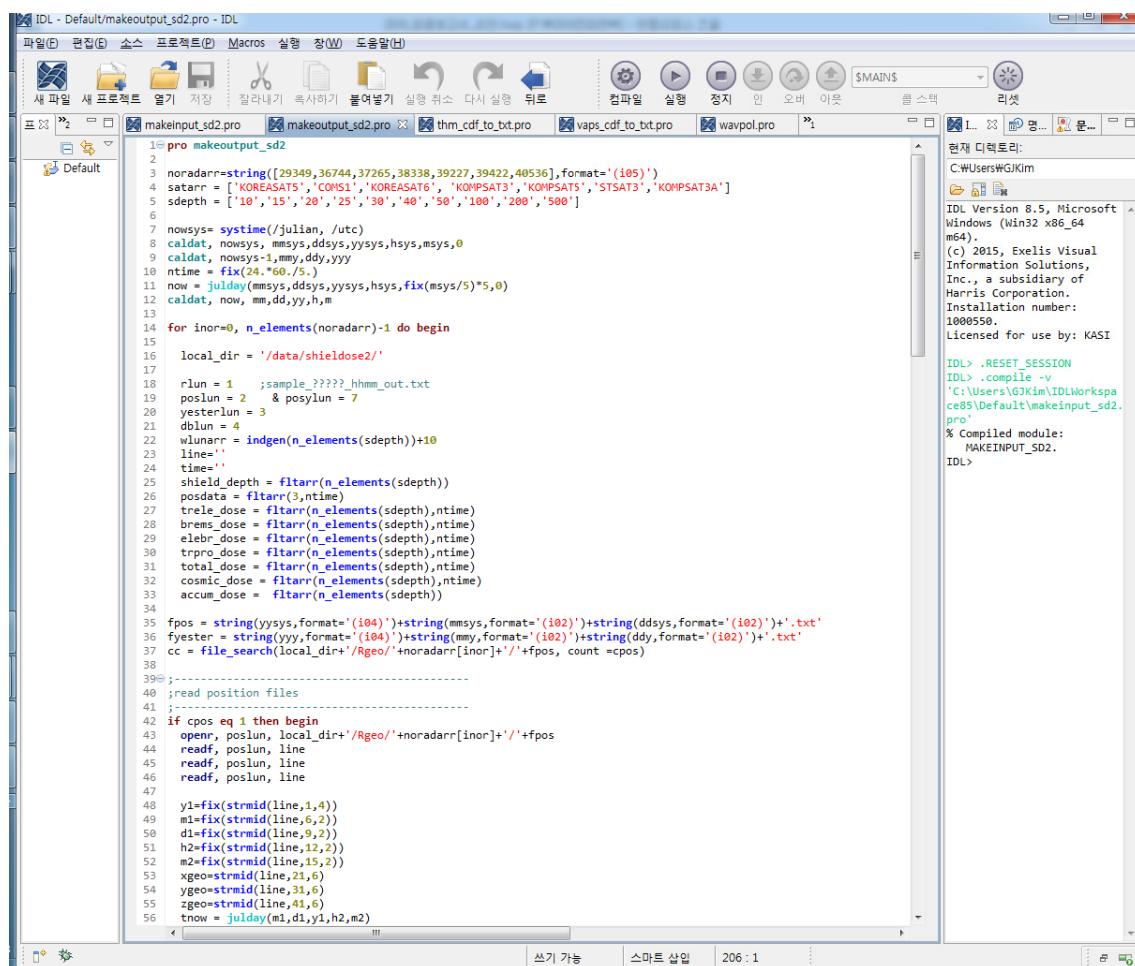
그림 2-15 SHIELDOSE2 가동 후 출력되는 초기 출력파일

2.2 실시간 우주방사선량 산출 시스템 구축

2.1에서 본 것과 같이 5분간 누적되는 우주방사선량 산출에도 다양한 초기 작업이 필요하고, 결과물이 실시간 우주환경 표출시스템 구축에 적합하지 않은, 5분마다 파일이 덮어씌워지며 새로운 파일로 생성되기 때문에 표출시스템 구축의 편의를 위해서는 우주방사선량 변수 입력 시스템과 산출 시스템의 재가공이 필요하다. 본 사업에서는 makeinput_sd2 프로그램을 자체 개발하여 SHIELDOSE2 프로그램 구동에 필요한 입력변수를 모아 하나의 파일로 만들어 준 후 SHIELDOSE2 프로그램을 가동하고, 그 후에 makeoutput_sd2 프로그램을 이용하여 누적 우주방사선량을 csv 형식의 출력물로 재가공하였다. 그림 2-16에서 makeoutput_sd2 프로그램의 소스코드 일부를 보여주고 있다. makeinput_sd2와 makeoutput_sd2는 각각 IDL 언어를 사용하였고 SHIELDOSE2는 Fortran 언어를 사용하였다. 5분마다 누적되는 우주방사선량 산출을 위해서는 매 5분마다 makeinput_sd2 -> SHIELDOSE2 -> makeoutput_sd2를 자동적으로 가동해주어야 한다.

makeoutput_sd2프로그램의 출력물은 csv 형식을 이용하며, csv 형식은 변수를 콤마(,)를 이용하여 구분하는 것이 특징이다. 그림 2-17에서는 csv 파일로 재가공된 5분 단위 누적 우주방사선량의 2016년 9월 1일의 1일간 누적방

사선량 자료를 보여준다. 가로줄의 각 변수는 연, 월, 일, 시, 분, 위도(단위: degree), 경도(단위: degree), 고도(단위: R_E), 해당 시점 5분간 누적 방사선량(단위: rad), 위성 발사일부터의 누적 방사선량(단위: rad), 속박된 전자에 의한 5분간 누적 방사선량(단위: rad), 2차 효과에 의한 5분간 누적 방사선량(단위: rad), 속박된 양성자에 의한 5분간 누적 방사선량(단위: rad), 우주선에 의한 누적 방사선량(단위: rad), 주요부품의 내구도(단위: %) 등을 나타낸다. 매 줄은 5분간을 나타내며 파일 하나는 하루치 우주방사선량의 정보를 담고 있다. 이 출력 파일들은 dose_(위성명)_yyyymmdd_shield(차폐두께*10mm).csv의 형식으로 매일 파일이 저장된다.



```

IDL - Default\makeoutput_sd2.pro - IDL
파일(F) 른집(B) 소스 프로젝트(P) Macros 실행 창(W) 도움말(H)
새 파일 새 프로젝트 열기 저장 종료 끌어내기 쪼개기 풀어펼기 실행 취소 다시 실행 뒤로
    컴파일 실행 정지 인 오버 이웃 콜 스택 리셋
프 L x2 새 파일 새 프로젝트 makeoutput_sd2.pro makeoutput_sd2.pro thm_cdf_to_txt.pro vaps_cdf_to_txt.pro wavpol.pro x1
1 pro makeoutput_sd2
2
3 noradarr=[29349,36744,37265,38338,39227,39422,40536],format='(i05)'
4 satarr = ['KOREASAT5','COMS1','KOREASAT6','KOMPSAT3','KOMPSAT5','STSAT3','KOMPSAT3A']
5 sdepth = ['10','15','20','25','30','40','50','100','200','500']
6
7 nowsys= systime(/Julian, /utc)
8 caldat, nowsys, mmsys,ddsys,yysys,hsys,msys,0
9 caldat, nowsys-1,mm,dd,yy
10 ntime = fix(24.*60./5.)
11 now = julday(msys,ddsys,yysys,hsys,fix(msys/5),0)
12 caldat, now, mm,dd,yy,h,m
13
14 for inor=0, n_elements(noradarr)-1 do begin
15
16   local_dir = '/data/shieldose2/'
17
18   rlu1 = 1 ;sample_?????_hhmm_out.txt
19   poslun = 2 & posylun = 7
20   yesterlun = 3
21   dblun = 4
22   wlunarr = indgen(n_elements(sdepth))+10
23   line=''
24   time=''
25   shield_depth = filarr(n_elements(sdepth))
26   posdata = filarr(3,ntime)
27   trele_dose = filarr(n_elements(sdepth),ntime)
28   brem_dose = filarr(n_elements(sdepth),ntime)
29   elebr_dose = filarr(n_elements(sdepth),ntime)
30   trpro_dose = filarr(n_elements(sdepth),ntime)
31   total_dose = filarr(n_elements(sdepth),ntime)
32   cosmic_dose = filarr(n_elements(sdepth),ntime)
33   accum_dose = filarr(n_elements(sdepth))
34
35   fpos = string(yysys,format='(i04)')+string(msys,format='(i02)')+string(ddsys,format='(i02)')+'.txt'
36   fyester = string(yy,format='(i04)')+string(mm,format='(i02)')+string(dd,format='(i02)')+'.txt'
37   cc = file_search(local_dir+'Rgeo'+noradarr[inor]+'/'+fpos, count = cpos)
38
39 ;-----
40 ;read position files
41 ;-----
42 if cpos eq 1 then begin
43   openr, poslun, local_dir+'Rgeo'+noradarr[inor]+'/'+fpos
44   readf, poslun, line
45   readf, poslun, line
46   readf, poslun, line
47
48   y1=fix(stmid(line,1,4))
49   m1=fix(stmid(line,6,2))
50   d1=fix(stmid(line,9,2))
51   h2=fix(stmid(line,12,2))
52   m2=fix(stmid(line,15,2))
53   xgeo=stmid(line,21,6)
54   ygeo=stmid(line,31,6)
55   zgeo=stmid(line,41,6)
56   tnow = julday(m1,d1,y1,h2,m2)

```

그림 2-16 makeoutput_sd2 프로그램의 소스 코드 일부

/data/shieldose2/tid/KOMPSAT5/2016/09/28/dose_KOMPSAT5_20160928_shield30.csv - jeju												
2016, 9, 28, 0, 0,	4.170,	64.536,	1.091,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 5,	46.672,	46.334,	1.090,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 10,	89.419,	27.830,	1.088,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 15,	85.368,	-9.230,	1.087,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 20,	81.606,	9.404,	1.087,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 25,	77.544,	28.032,	1.087,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 30,	72.254,	46.588,	1.088,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 35,	62.586,	64.853,	1.088,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 40,	22.390,	80.789,	1.089,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 45,	85.266,	74.423,	1.089,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 50,	67.135,	56.752,	1.088,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 0, 55,	60.183,	38.308,	1.088,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 0,	55.618,	19.712,	1.087,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 5,	51.769,	1.081,	1.087,	4.093e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.093e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 10,	47.954,	17.537,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 15,	43.532,	36.101,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 20,	37.072,	54.513,	1.090,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 25,	21.856,	72.310,	1.091,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 30,	35.575,	81.917,	1.091,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 35,	82.728,	67.274,	1.091,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 40,	71.771,	49.174,	1.090,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 45,	66.174,	30.695,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 50,	62.016,	12.105,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 1, 55,	58.248,	6.527,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 0,	27.276,	25.159,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 5,	49.279,	43.733,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 10,	47.771,	62.077,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 15,	11.228,	78.894,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 20,	67.842,	76.876,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 25,	44.771,	59.566,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 30,	37.085,	41.170,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 35,	32.311,	22.587,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 40,	28.404,	3.958,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 45,	24.620,	14.665,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 50,	20.350,	33.241,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 2, 55,	14.387,	51.689,	1.090,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 0,	1.737,	69.667,	1.091,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 5,	32.864,	82.387,	1.091,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 10,	61.876,	69.970,	1.091,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 15,	48.974,	52.006,	1.090,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 20,	42.959,	33.558,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 25,	38.673,	14.979,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 30,	34.886,	3.649,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 35,	30.985,	22.284,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 40,	26.234,	40.873,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 45,	18.630,	59.278,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 50,	56.154,	76.634,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 3, 55,	53.103,	79.107,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 4, 0,	22.659,	62.362,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 4, 5,	14.045,	44.029,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 5, 0,	9.022,	25.461,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 5, 5,	5.042,	6.835,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 6, 0,	1.275,	11.792,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 6, 5,	47.131,	30.378,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 7, 0,	91.577,	48.856,	1.090,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 7, 5,	80.807,	66.966,	1.091,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 8, 0,	29.843,	81.801,	1.091,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 8, 5,	41.871,	72.605,	1.091,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 9, 0,	26.305,	54.830,	1.090,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 9, 5,	19.781,	36.418,	1.089,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 10, 0,	15.340,	17.852,	1.088,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 10, 5,	11.521,	0.772,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		
2016, 9, 28, 11, 0,	7.675,	19.409,	1.087,	4.094e+01,	4.573e+03,	0.000e+00,	0.000e+00,	4.094e+01,	0.000e+00,	9.995e+01,		

2.3 우주방사선량 자료 저장

2.3.1 실시간 우주방사선량 자료 저장 경로

shieldose2 프로그램을 1회 가동하는 데 필요한 자료들은 소스코드 및 실시간 TID 데이터, 데이터베이스 등

/data/shieldose2/ 폴더 내에 저장이 되며 이 폴더 내에 있는 하위 경로들은 각각 sd2input, codes, tid, Rgeo, Rgsm, pFlux, Flux, TLE 등의 경로가 있다.

① source codes

실시간 우주방사선량 자료 산출에 필요한 소스 코드들과 코드 실행에 필요한 database 및 서브루틴, 실행 파일 등이 들어있다.

- shieldose2_main.sh, shieldose2_main.pro : 실시간 우주방사선량 구동 실행파일 및 프로그램
- makeinput_sd2.pro, makeoutput_sd2 : shieldose2 프로그램 입, 출력 변수 파일 제작 프로그램
- sd2.for, a.out : shieldose2 프로그램 소스코드 및 실행 파일
- day_con.pro : makeinput_sd2.pro 및 makeoutput_sd2.pro 가동에 필요한 서브루틴 day_con이 저장된 소스코드(day of year 산출)
- protbas2.dat, elbrbas2.dat : shieldose2 프로그램 가동에 필요한 dose 산출 database

② sd2input

makeinput_sd2.pro 및 sd2.for 가동 후의 초기 산출물이 모이는 폴더, 5분마다 새로 업데이트 되고 각 파일은 하루 단위로 덮어씌워진다.

③ Rgeo, Rgsm, TLE

위성의 실시간 위치정보가 5분 단위로 저장되는 경로. 위성의 norad ID별로 폴더가 있고, 각 폴더 안에는 매일의 실시간 위치정보가 저장된다. 이곳에서 위치정보를 불러와서 해당 위치의 플럭스 산출 및 dose산출에 이용한다.

④ pFlux, Flux

③에서 불러온 위성의 위치정보를 이용하여 산출한 trapped proton, trapped electron flux가 5분단위로 저장되는 경로. 위성의 norad ID별로 폴더가 있고, 각 폴더 안에는 매일마다 실시간 위치정보가 저장된다. 이곳에서 위치 정보를 불러와서 해당 위치의 입자 플럭스 산출 및 dose 산출에 이용한다.

⑤ tid

total ionized dose(총 누적 방사선량)의 약자로 된 폴더로, 실시간 우주방사선량 산출에 필요한 자료는 이곳에 저장이 된다. 하위 구조는 다음과 같다.
/data/shieldose2/tid/위성이름/yyyy/mm/dd/해당 일자의 차폐 두께별 누적방사선량 파일 (여기에서 yyyy, mm, dd는 각 연, 월, 일을 의미한다)

누적 방사선량 파일에 대한 설명은 앞의 2.2에 자세히 언급되어 있다.

2.3.2 OMERE database

15년 사업에서 OMERE 프로그램을 활용한 우주방사선 데이터베이스를 구축하였다. 그 결과물도 우주방사선 표출 시스템 안에 포함되어 있는데 파일 형식은 /data/omere/위성명/yyyy/mm/dd/해당 일자의 차폐 두께별 누적방사선량 파일의 구조이다. 16년 사업에서는 SPENVIS 의 핵심 모듈인 SHIELDOSE2로 우주방사선 데이터베이스를 구축하였는데, 16년 사업에서 계산하는 실시간 우주방사선량 자료가 만일의 경우, 제대로 산출되지 않을 때에는 OMERE 프로그램으로 생성해둔 데이터베이스에서 누적 방사선량 자료를 가져와서 산출할 수 있도록 백업 시스템이 구성되어 있다.

3. 정지궤도 및 지구자기권 방사선대 전자량 분포 예측을 위한 한국형 독자 모델 개발

3.1 정지궤도 전자량 분포 예측을 위한 독자 모델 개발

(1) 자료동화 기법을 활용한 정확도 개선

일반적인 수치모델은 여러 가지 이유로 모델의 run time이 길어질수록 오차가 증가한다. 가장 대표적인 오차 증가의 이유로는 두 가지를 예로 들 수 있는데, 첫 번째는 수치오차에 의한 것이고 두 번째로는 물리모델로 설명할 수 없는 다른 효과가 실제 자연계에서 일어나기 때문이다. 수치오차에 의한 것을 줄이기 위한 것으로는 그리드 사이즈를 줄이거나 수치해석 방법의 발달로서 줄일 수 있지만 현실적으로 한계가 있다. 물리모델로 표현되지 않는 다른 효과들 또한 지속적인 연구와 그 결과를 모델에 포함시킴으로써 해결할 수 있다. 다만 그 효과가 모델에 반영되기까지의 시간을 예측할 수가 없다.

모델 결과의 오차를 줄일 수 있는 방법 중 하나로써 자료동화 기법을 사용 할 수 있다. 자료동화 기법은 통계/확률이론을 기반으로 관측값과 모델값을 동화시킴으로써 참값에(true value) 가까운 값을 추정하여 그 값을 모델의 새로운 초기값으로 재사용하는 것이다.

본 사업의 지구방사선대 전자량 분포 예측 모델은 실시간 예측 모델을 목표로 하고 있다. 따라서 실시간으로 얻을 수 있는 관측 데이터들을 사용하는 것이 가장 적당하며, 현재 실시간으로 얻을 수 있는 위성의 입자 관측 데이터로는 GOES 위성이 있다. GOES 위성의 데이터와 방사선대의 진화를 묘사해줄 radial diffusion 방정식을 동화시킬 기법으로는 선형 칼만필터를 사용할 것이다.

2) 지구 방사선대의 외곽 경계 조건 물리 반영한 정밀한 예측 모델 구현

(1) 1차원 지구 방사선대 전자량 예측 모델

$$\frac{\partial f}{\partial t} = L^2 \frac{\partial}{\partial L} \left(L^{-2} D_{LL} \frac{\partial f}{\partial L} \right) - \frac{f}{\tau_L}$$

$$D_{LL} = 10^{(0.506Kp - 93325)} L^{10}, Kp = 1$$

식 4. 방사형 확산(radial diffusion) 방정식

지구 방사선대 전자량 예측 알고리즘의 물리 모델은 식 4와 같은 방사형 확산 방정식이다. 식 4의 오른쪽 항의 첫 번째 항이 L 공간에서 (L로 표시하였지만 L^* 이다) 위상공간밀도의 (phase space density) 변화를 나타내고 있으며, 두 번째 항은 위상공간밀도의 손실을 의미한다. 실제로 우주공간에서는 wave-particle interaction에 의한 입자의 가속효과도 같이 나타나고 있으므로 이를 간략히 표현할 수 있는 항을 다음과 같이 추가할 것이다 (식 5).

$$\frac{\partial f}{\partial t} = L^2 \frac{\partial}{\partial L} \left(L^{-2} D_{LL} \frac{\partial f}{\partial L} \right) + \left(\alpha - \frac{1}{\tau} \right) f$$

$$D_{LL} = 10^{(0.506Kp - 93325)} L^{10}, Kp = 1$$

식 5. Wave-particle interaction에 의한 입자가속이 추가된 확산 방정식.

식 5 왼쪽항의 alpha가 wave-particle interaction에 의한 입자 가속효과를 간략하게 추가한 것이다. alpha는 L에 따른 chorus wave의 power 분포를 표현한다. chorus wave의 power는 AE의 함수로 주어져 있으며, AE 값에 비례해서 chorus wave의 power가 강해진다. 즉 AE 지수가 높을수록 +가 되는 위상공간밀도가 증가하는 형식이다.

그림 2-18은 chorus wave에 의한 입자 가속 효과가 반영된 방사형 확산 방정식의 결과(위)와 포함되지 않은 결과(아래)를 보여주고 있다. 색으로 표현되는 위상공간밀도(PSD)의 변화를 살펴보면 바깥쪽 L에서 chorus wave 항이 추가된 것이 그렇지 않은 것보다 PSD 값이 증가함을 볼 수 있다. 즉 chorus 파동에 의한 입자 가속 효과를 잘 구현한 것으로 볼 수 있다.

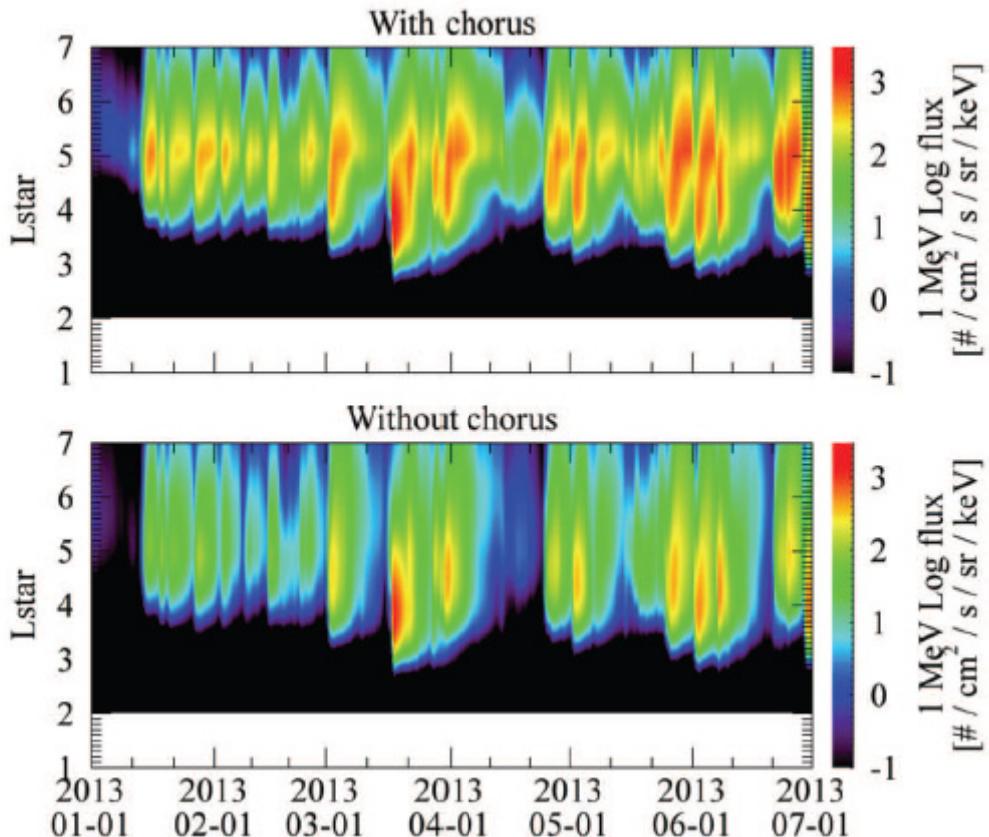


그림 2-18 Chorus 파동에 의한 Wave-particle interaction 효과가 추가된 방사형 확산 방정식의 결과와 추가되지 않은 결과 비교

(2) 방사형 확산 방정식의 수치 해석

이 방사형 확산 방정식을 수치적으로 풀기 위한 방법을 선택해야하는데 본 사업에서는 Crank-Nicolson 기법을 사용하였다. Crank-Nicolson 기법은 forward와 backward Euler 기법을 반씩 섞어놓은 기법이다. 식 5를 Crank-Nicolson 기법으로 풀기위해 discretized form으로 바꾸면 식 6과 같다. 식 5를 matrix form으로 바꾸면 $Af^{n+1} = Bf^n$ 와 같이 바꿀 수 있다. 이를 다시 $f^{n+1} = Mf^n (M = A^{-1}B)$ 로 쓸 수 있다. 이와 같은 1차원 확산 방정식의 경우는 tridiagonal matrix inversion으로 방정식의 풀이가 귀결된다.

$$-\beta^- f_{j-1}^{n+1} + (1 + \beta^+ + \beta^- - \Delta t \frac{A}{2}) f_j^{n+1} - \beta^+ f_{j+1}^{n+1} = \\ \beta^- f_{j-1}^n + (1 - \beta^+ - \beta^- + \Delta t \frac{A}{2}) f_j^n + \beta^+ f_{j+1}^n$$

$$\beta^\pm \equiv \frac{\Delta t x_j^2}{2(\Delta x)^2} D_{j+1/2}$$

$$D_{j \pm 1/2} = \frac{D_{LL}(x_{j \pm 1/2})}{(x_{j \pm 1/2})^2}$$

식 6. discretized form 확산 방정식

(3) 위성 관측데이터의 변환

이 확산 방정식은 이론 물리적인 공간에서 위상공간밀도의 진화를 묘사하는 방정식이다. 이 물리량은 위성 관측으로부터 직접 얻을 수 있는 실질적인 양이 아니다. 따라서 자료동화 이전에 인공위성 데이터를 위상공간밀도로 바꿔주는 작업을 진행해야 한다. 이를 위해서 식 7을 사용하였다. 식 7은 전자 플럭스와 위상공간밀도 사이의 관계식이다. 이 관계식을 이용하면 위성 데이터인 전자 플럭스를 위상공간 밀도(PSD)로 변환할 수 있다.

$$f = \frac{j}{p^2} = \frac{j \times 3.3 \times 10^{-8}}{(E_k^2 + 2m_0c^2 E_k)} \left(\frac{c}{MeV \cdot cm} \right)^3$$

E_k : 운동에너지. [MeV]

$m_0 c^2$: 전자의 정지질량에너지.[MeV]

j : 전자의 *directinal differential flux*. [$1/cm^2/s/sr/keV$]

식 7. 플럭스와 위상공간밀도와의 관계식

다음으로는 위성 데이터에서 사용되는 좌표를 방정식에서 사용되는 좌표로 바꿔주어야 한다. 다시 말해 위성 데이터에서 제공되는 좌표인 flux [r, pa, energy] 좌표를 phase space density [mu, K, L*]로 바꿔 주어야 한다. Mu, K, L*는 각각 1, 2, 3 adiabatic invariants로 불린다. Mu 는 입자의 에

너지, 피치각, 자기장의 함수이며, K 는 자기장의 구조와 피치각과 관련이 있다. L^* 는 전 지구적인 자기장과 입자의 피치각과 관련이 있다. 2, 3 adiabatic invariant를 계산하기 위해서는 전 지구적 자기장 모델이 필요하다. 이때 흔히 Tsyganenko 자기장 모델이 많이 선택된다. 본 사업에서도 좌표계 변환을 위해 Tsyganenko 모델을 선택하였고, 기본적으로 T89c 모델을 사용하였다. K 와 L^* 좌표계 변환 방법은 앞서 설명한 const I-Bm을 찾는 방법을 사용하였다. 그림 2-19는 2016년 10월 7일 08:00UT에 GOES 15 위성의 위치에서 [r , pa energy] 좌표계에서 [Mu , K , L^*] 좌표계로의 변환을 보여준다. 그림 2-19의 왼쪽 그림은 피치각과 에너지에 따른 Mu 의 변화를 보여주고 있고, 오른쪽 그림은 피치각에 따른 K 와 L^* 의 변화를 보여주고 있다. 피치각이 작아질수록 K 는 증가하며 L^* 는 감소하고 있다.

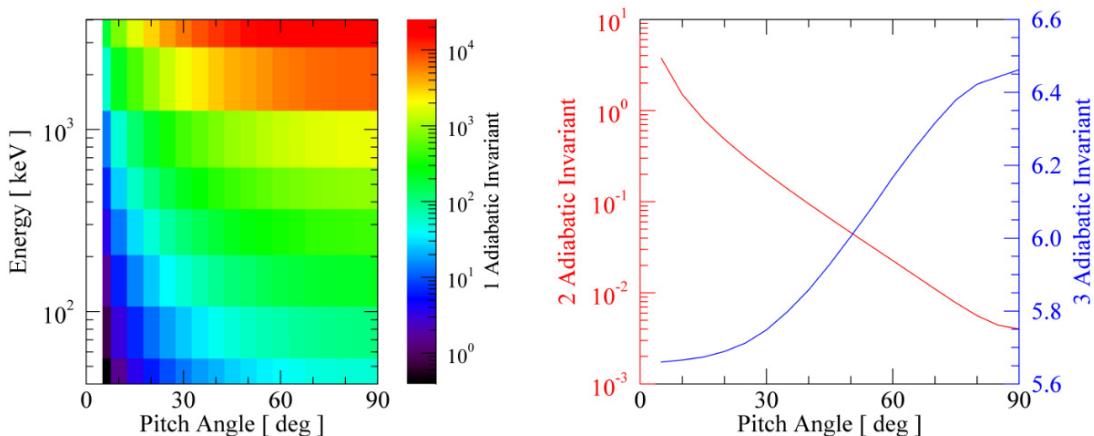


그림 2-19 [r , pa energy] 좌표계에서 [Mu , K , L^*] 좌표계로의 변환. 2016년 10월 7일 08:00UT에 GOES 15 위성의 위치에서 좌표계 변환. 지구 자기장 모델은 쌍극자+T89c 모델 사용.

다음으로 GOES 위성의 전자 플럭스 데이터의 에너지 스펙트럼을 결정해야 한다. 현재 사용 중인 방사형 확산 방정식의 확산 계수는 Mu , K 에 대한 함수가 아니기 때문에, 관측으로부터 Mu , K 에 대한 차이를 두어서 방정식을 풀어야 한다. 이를 위해서는 관측 데이터의 에너지, 피치각 스펙트럼을 최대한 넓게 확보하는 것이 중요하다. 현재 GOES 위성의 전자 플럭스는 40 keV ~ 475 keV 까지는 differential flux를, 0.8 MeV 이상은 integral flux를 제공하고 있다 (그림 2-20).

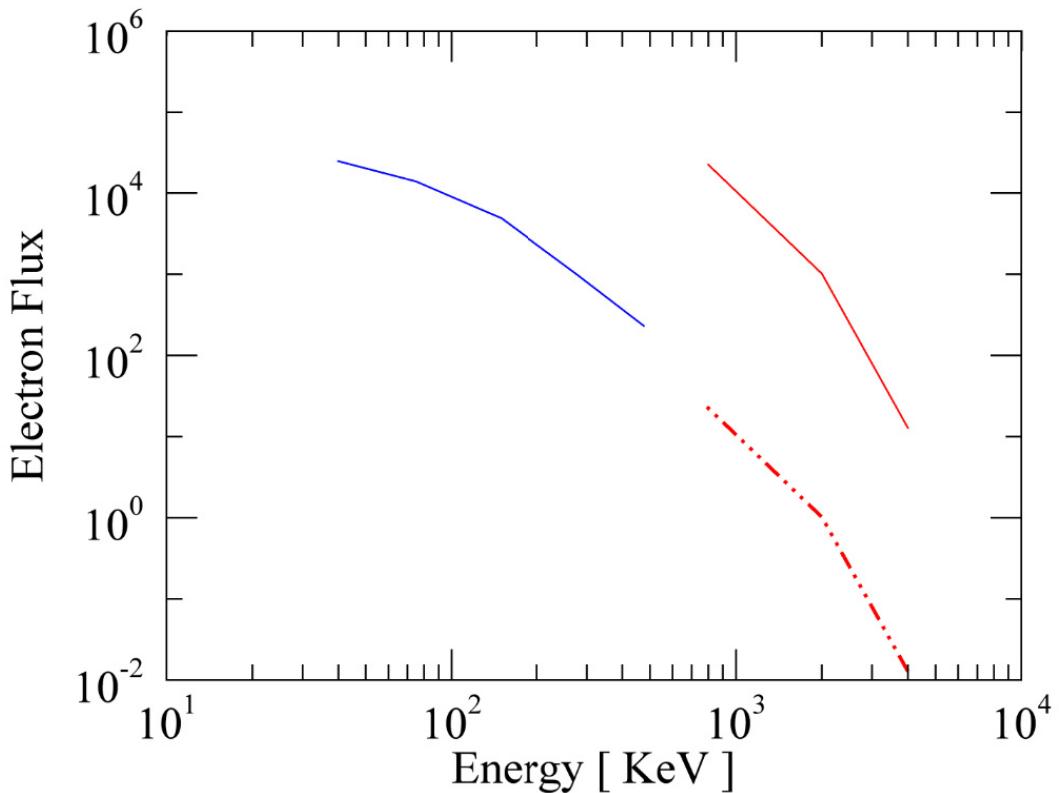


그림 2-20 GOES 위성에서 제공하는 전자 플럭스. 파란색 선은 differential flux를, 붉은색 실선은 integral flux를 나타내고 있으며, 붉은색 점선은 integral flux를 1,000으로 나눈 것.

방사형 확산 방정식과의 효과적인 자료 동화를 위해서는 넓은 에너지 대역의 differential flux가 필요하다. 하지만 GOES 위성의 differential flux 데이터는 475 keV까지만 제공된다 (그림 2-20의 파란색 실선). 최소한 수 MeV 이상의 differential flux를 추정해야 하는데, 이는 integral flux를 이용하여 쉽게 추정할 수 있다. $> 0.8 \text{ MeV}$, $> 2 \text{ MeV}$, $> 4 \text{ MeV}$ integral flux를 1,000으로 나누어 준 후 각 에너지를 0.8, 2, 4 MeV라고 가정하면 40 keV ~ 4 MeV까지의 differential flux를 추정 할 수 있다 (그림 2-20의 붉은색 점선).

다음으로 전자 플럭스의 피치각 분포 또한 계산해야 한다. 이는 넓은 Mu, K 공간에서 위상공간밀도를 얻을 수 있게 해준다. 피치각 분포는 간단히 앞에서 얻은 differential flux의 피치각을 90도로 가정하고 나머지 피치각의 플럭스는 $\sin\alpha$ 에 비례하도록 가정한다.

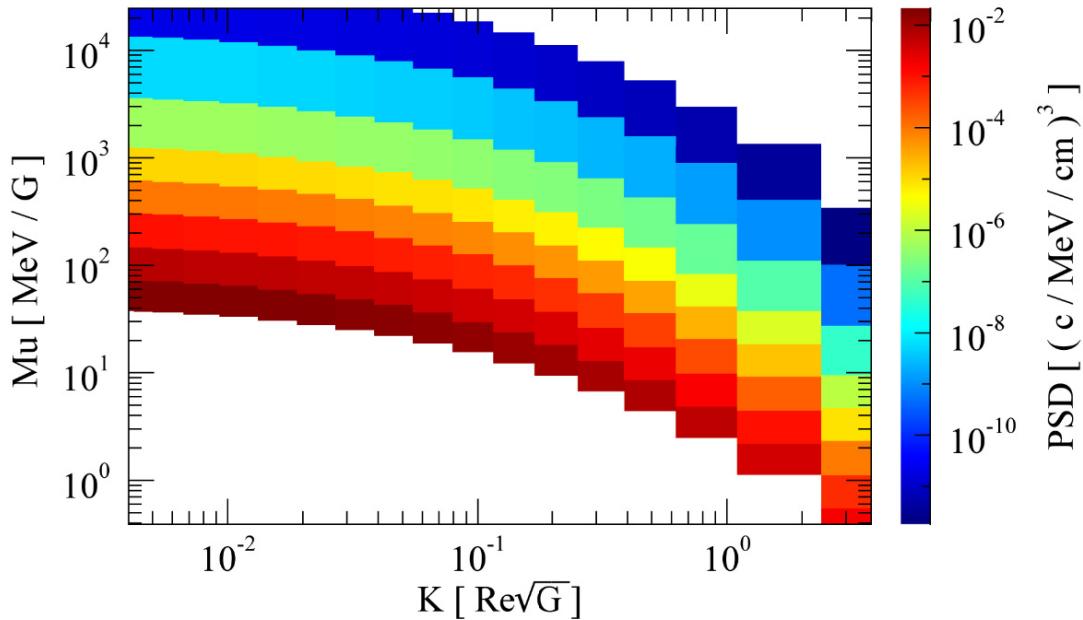


그림 2-21 Mu, K 공간에서 위상공간밀도의 분포. GOES 위성의 관측데이터로부터 계산된 것.

이렇게 얻어진 differential directional flux를 그림 2-19에서 구한 좌표계와 식 7을 이용하면 $[Mu, K, L^*]$ 공간에서 위상공간밀도를 구할 수 있다. 그림 2-21은 Mu, K 공간에서의 위상공간밀도이다. 이렇게 관측으로부터 얻어진 위상공간밀도를 방사형 확산방정식과 동화시키게 된다.

(4) 칼만필터를 사용하여 방사형 확산 방정식과 결합.

이 방사형 확산 방정식과 위성의 데이터를 동화시키기 위한 기법으로는 칼만필터를 사용하였다. 확산 방정식이 선형 시스템 모델이므로 계산이 오래 걸리는 ensemble 칼만필터와 unscented 칼만필터는 제외하였다. 일반적인 선형 칼만필터의 알고리즘은 그림 2-22에 나타나 있다. \hat{x} 는 추정값, \hat{x}^- 는 예측값이다. 예측값은 시스템 모델에 의해서 예측된 값을 말하며 추정값은 모델과 관측값의 동화에 의해 구해진 새로운 값을 의미한다. 이 값을 새로운 초기조건으로 하여 조금이라도 참값에 더 가까운 값을 예측하게 된다. A 는 시스템 모델이고 P 는 모델의 오차 공분산이다.

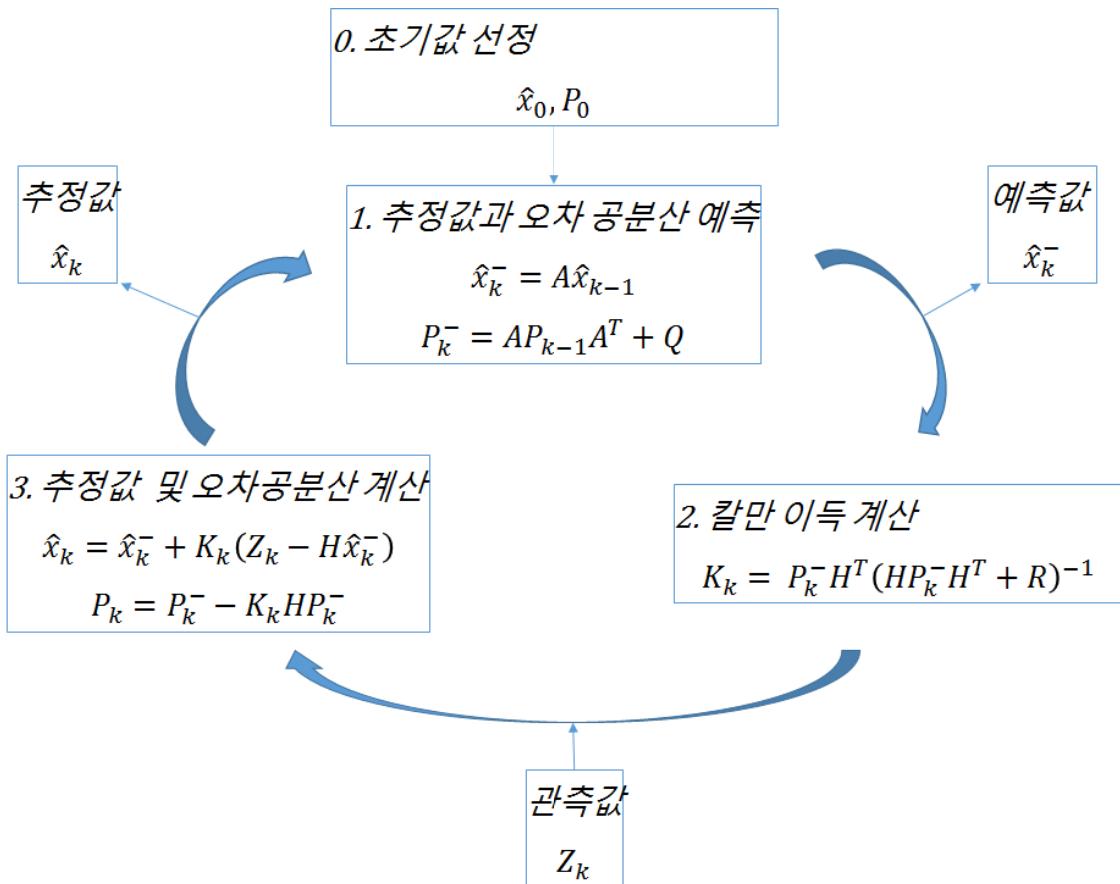


그림 2-22 선형 칼만필터의 흐름도.

(5) 자료동화의 결과

그림 2-23은 GOES 위성의 데이터와 확산 방정식의 자료동화 결과다. 이 결과는 위치적으로 $L^*=5$ 에서의 결과이며 흰색으로 나타낸 부분은 자료동화가 이루어지지 않은 지역이다. 앞서 설명했듯이 방사형 확산 방정식은 오직 L^* 에 대한 미분만 포함하고 있으며 확산 계수가 Mu , K 와 무관하다. 때문에 GOES 위성의 데이터와 동화되지 않는 부분의 결과들은 사용할 수 없으며, 사용 가능한 Mu , K 의 범위는 GOES 위성의 데이터에서 얻을 수 있는 Mu , K 의 범위와 거의 일치한다. 위성 데이터에서 얻을 수 있는 Mu , K 범위는 시간에 따라 항상 변하지만 그림 2-23의 범위에서 크게 벗어나지 않는다. 이 때문에 후에 위상공간밀도를 전자 플럭스로 다시 변환할 때 플럭스 에너지 범위에 제한이 생기게 된다.

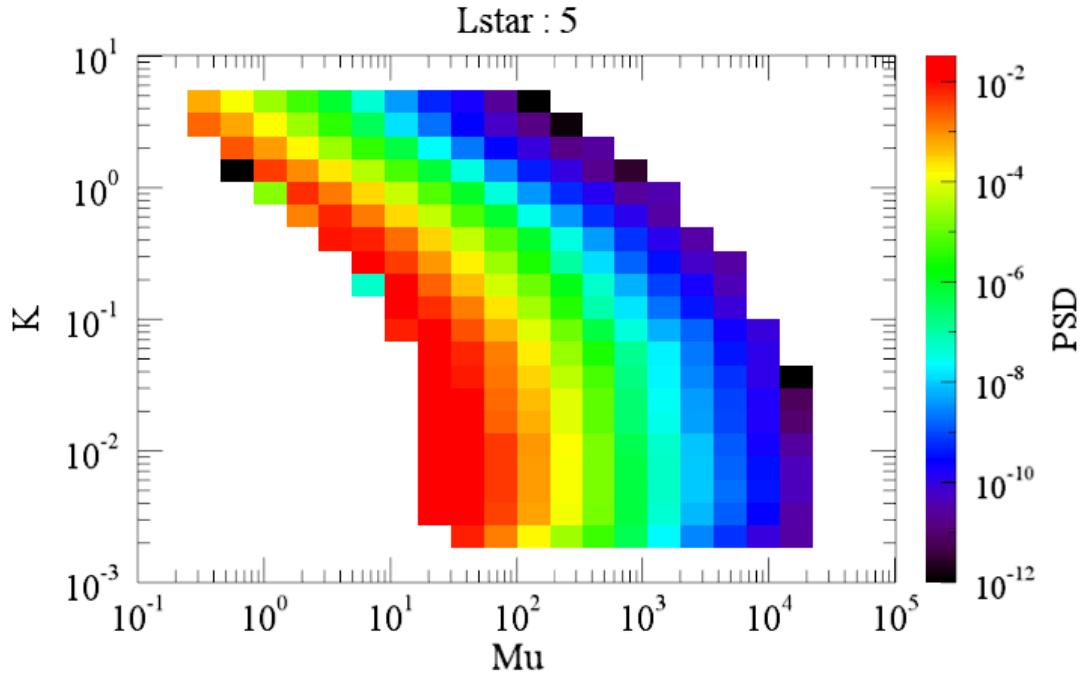


그림 2-23 $L^* = 5$ 에서 자료동화의 결과.

(6) 시뮬레이션 공간에서 (Mu , K , L^*) 실제공간으로의 (r, pa, energy) 재변환

자료동화를 통해 얻어진 물리량들은 [Mu , K , L^*] 공간에서 위상공간밀도이다. 이 물리량을 직관적으로 이해하기는 쉽지 않기 때문에, 이를 다시 [r, pa, energy]의 실제 공간으로 변환하는 과정을 거쳐야 한다. 이 과정이 필수는 아니며, 최종 사용자의 요구에 따라 변할 수 있다.

먼저 원하는 공간에서 입자의 피치각에 따른 [Mu , K , L^*]를 알아야한다. 원하는 특정 좌표, 예를 들어 GSM 좌표계의 (-6, 0, 0)에서 원하는 입자의 피치각, 에너지에 해당하는 플럭스를 얻는 경우를 상상해보자. 우리가 가지고 있는 정보는 [Mu , K , L^*] 공간에서 위상공간 밀도이다. 따라서 (-6, 0, 0)에서 피치각, 에너지에 해당하는 [Mu , K , L^*]를 계산한 후 이 좌표에 해당하는 위상공간밀도를 자료동화 결과에서 찾아낸다. 이후 식 7을 이용하여 다시 플럭스로 환산하면 된다. 그림 2-24는 자료동화 결과를 다시 flux[r, pa, energy]로 환산한 결과이다. 지구 내부자기장 모델은 쌍극자 모델을 사용하였고, 외부 자기장 모델은 T89c 모델을 사용하였다. 위상공간밀도를 전자 플럭스로 변환하는 과정은 DREAM 모델의 과정과 동일하다.

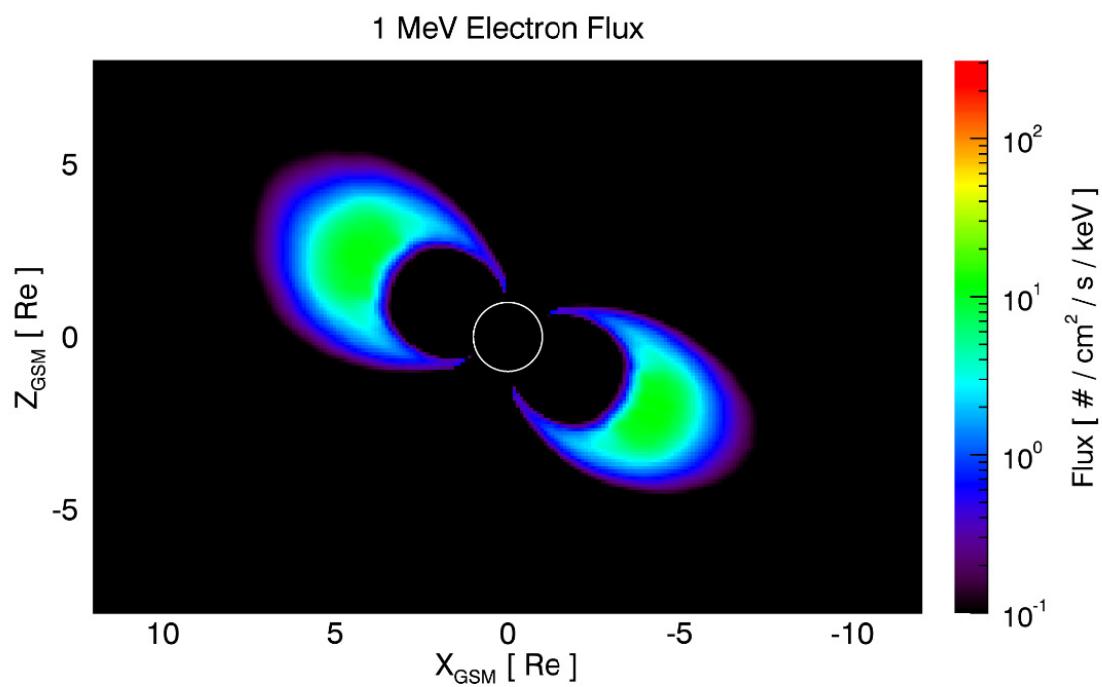


그림 2-24 X-Z 평면상에서 1 MeV 전자 플럭스 분포. 흰색 실선은 지구를 나타냄.

4. 위성에 미치는 고에너지 입자 위험 분석 및 장애와의 상관성 분석

4.1 우주방사선 환경

인공위성이 우주공간에 놓일 때 위성 주변의 많은 우주환경 요인에 노출된다. 우주환경 변화는 위성 주변의 입자들의 상태를 변화시키게 되고 이는 위성의 내부와 외부에 축적되어 탑재체 및 위성운용에 심각한 영향을 준다. 우주환경이 위성에 영향을 주는 주된 요인은 지구 자기장에 속박되어 있는 고에너지의 전자와 양성자이다. 위성에 영향을 끼치는 고에너지 입자들로 인한 다양한 우주 방사선 환경은 다음과 같이 구성되어 있다.

(1) 우주선 (Cosmic ray)

은하 우주선(galactic cosmic ray)은 태양계 밖에서부터 기원되는 고에너지 하전입자이다. 이들은 이온 상태로 이루어진 고에너지 대전 입자의 플럭스이다. 은하 우주선의 구성은 85%의 수소입자, 14%의 알파입자(헬륨)와 1%의 기타 무거운 입자들로 구성되어지며 거의 광속에 가까운 속도로 지구 자기권에 침투하게 된다. 우주선 입자들이 가진 에너지의 상한은 10^{21} eV 정도이며, 에너지가 높을수록 침투 빈도가 현저히 줄어들게 된다. 일반적으로 위성에 영향을 주는 우주선 입자의 에너지는 대략 1-20 GeV 정도이다. 이러한 우주선 입자의 침투 발생비율은 태양활동 극대기에 줄어들며 극소기에 증가한다. 때문에 태양활동 극소기에는 은하우주선에 의한 위성 이상 현상이 발생할 확률이 증가한다. 그림 2-25는 은하우주선의 에너지 스펙트럼을 나타낸다. 그림 2-26은 태양활동 지수인 태양흑점수와 우주선 플럭스가 서로 상반돼는 경향성을 보여준다는 것을 나타낸다.

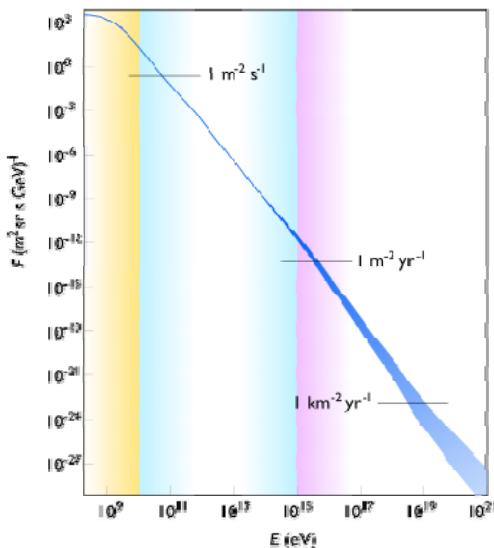


그림 2-25 에너지에 따른 우주선의 플럭스 양

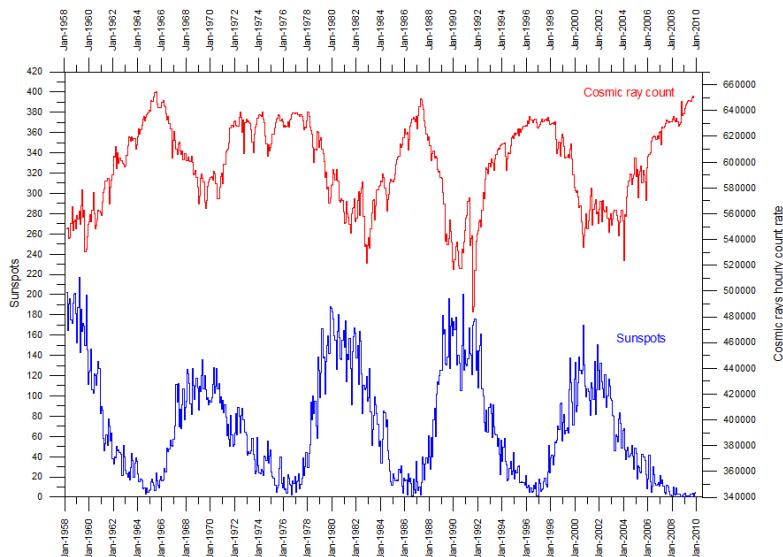


그림 2-26 태양활동대비 우주선 측정 자료, 빨간선은 우주선의 측정된 횟수를 나타내고 파란선은 태양표면의 흑점수를 나타냄.

(2) 지구 방사선대

밴 앤런 방사선 벨트라 불리는 지구의 방사선대는 수 MeV의 고에너지 전자와 양성자가 지구 자기장에 묶여 두 개의 도넛 모양으로 존재하는 지역이다. 방사선대는 지구 자기권 내부에 위치해 있고 약 ~6Re까지 분포해 있다. 이런 방사선대는 각각 외층과 내층으로 구분되어 진다 (그림 2-27). 외층 전자는 지

속적으로 중성대기의 충돌 혹은 자기권계면 손실과 자기권 내부에서 발생한 파동과의 상호작용으로 인한 손실이 발생한다. 지자기 폭풍기간동안 방사선대의 외층이 우주환경변화에 더욱 민감하게 변화한다. 반면 내층은 플라즈마권 내부에 위치하기 때문에 우주환경 변화에 따라서 크게 변화하지 않는다. 정지 궤도 위성 및 중궤도 위성은 방사선대 외층을 통과하기 때문에 고에너지 입자에 노출되고, 위성체 표면 대전현상이나 내부 대전현상에 의한 위성이상 현상이 발생할 수 있다. 또한 방사선대 내층의 경우 지구의 자축과 회전축의 중심이 어긋난 것 때문에 방사선대 내층이 남대서양 표면에 깊숙이 접근해있는데 이를 남대서양이상(South Atlantic Anomaly, SAA)이라 하며 이 지역을 통과하는 저궤도 위성은 고에너지 이온에 상시 노출된다 (그림 2-28). 이런 고에너지 이온은 위성표면을 뚫고 들어와 위성체 내부 회로를 교란 시키는데 이러한 현상을 Single event upset (SEU)이라 한다.

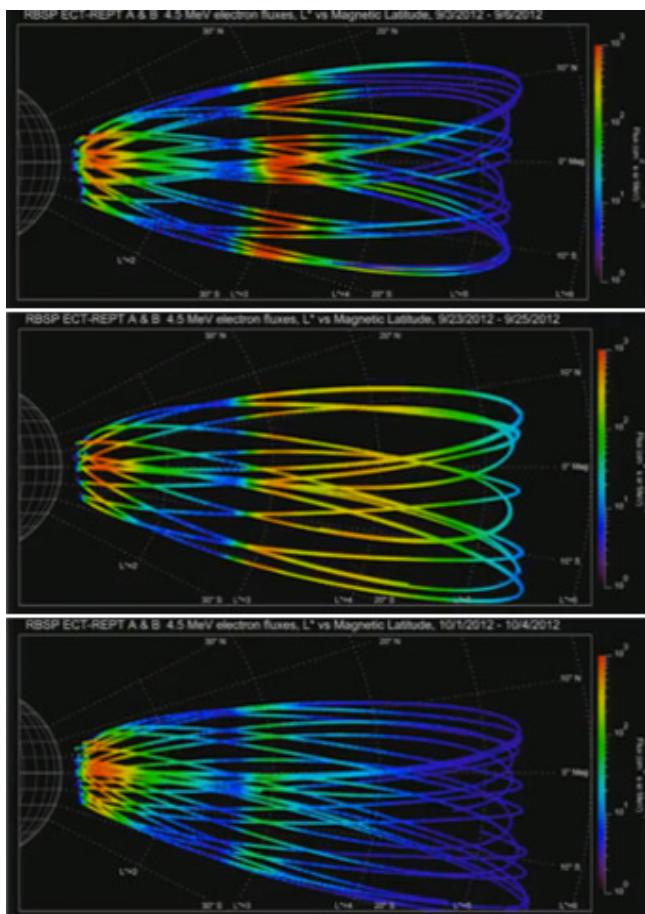


그림 2-27 Van Allen Probes 위성으로 관측한 외부 및 내부 방사선대에서 전자 플럭스의 크기

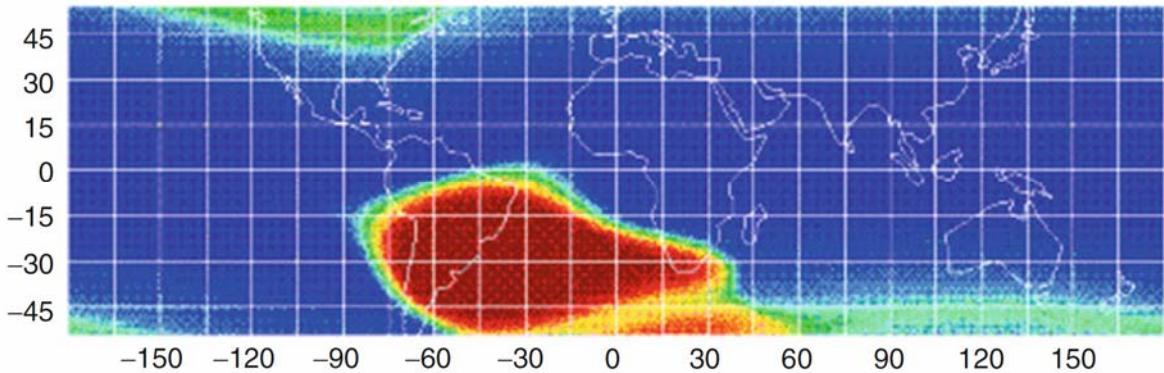


그림 2-28 붉은색 지역이 South Atlantic Anomaly 발생 지역

(3) 태양풍

태양의 대기층에서 생성된 코로나는 가열이 되어 높아진 에너지로 태양을 벗어나게 되고 이와 함께 행성간 공간으로 많은 하전입자들이 빠져나오게 된다. 이러한 현상을 태양풍이라 하며 태양풍은 평균속력 400km/s로 태양의 자전에 의해 나선모양으로 지구에 접근하게 된다. 태양 활동에 따라 태양풍 입자의 밀도와 속력이 달라지는데 이는 지자기교란을 야기하거나 전리층의 변화를 주어 임무 수행중인 위성에도 영향을 주게 된다.

(4) 코로나 물질 방출(Coronal Mass Ejections)

코로나 물질방출은 태양 근방의 자기장의 구조가 변화하면서 생성되는 것으로 폭발성 플라즈마 물질 방출이다 (그림 2-29). CME는 비틀어진 자기장으로 이루어진 구름 또한 태양으로부터 같이 방출을 시키는데 이는 지속적인 충격파를 지구 자기권에 유도하게 되고 고에너지의 태양 입자들을 침투시킴으로써 자기권 교란 및 지자기 폭풍을 야기하여 결과적으로 위성체를 피폭시킨다.

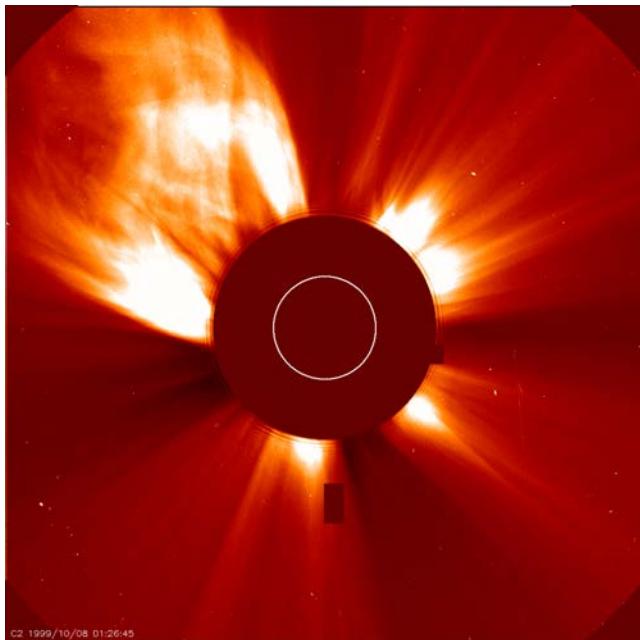


그림 2-29 SOHO위성의 LASCO로 관측한 코로나 물질방출 모습

4.2 우주방사선에 의한 피해 현상

앞서 설명한 다양한 우주환경 변화 요인으로 인해 위성은 다양한 방사선에 노출된다. 위성 내부에 우주 방사선의 이온화로 미치는 영향은 크게 Total ionizing dose (이하 TID)와 Single event effects (이하 SEE)로 나뉘게 된다. 또한 비이온화 방사선으로 인한 Displacement damage dose (이하 DDD)도 위성장애현상과 연관하여 고려되어야 요소이다.

(1) Total ionizing dose (TID)

TID는 오랜 시간 축적되는 총 누적방사선량을 의미하며 단위는 보통 rad를 사용한다. TID는 위성에 탑재되어 있는 소자들의 전기적 성질의 변화를 야기 한다. 위성에 탑재되어 있는 반도체 집적 소자의 기본 단위인 MOS 트랜지스터의 Oxide 절연체 부분에 고에너지 입자가 입사할 경우, 전자-전공쌍 (electron-hole pair)이 생성된다. 이 중 전자는 전하 이동도가 상대적으로 크기 때문에 전극으로 빠르게 끌려가지만 남겨진 전공은 오랜 시간에 걸려 수송 된다. 이런 수송 과정 후에 전공들은 경계면에 잡혀 정적 전하가 된다. 이에 따라 소자들 내부에서 실제 예측되었던 전위와는 다른 전위가 걸리게 되고, 이

로 인해 오작동이 발생하는 TID 현상이 나타나게 된다. 그림 2-30은 TID 발생 시 이산화규소 재질 내부에서 전하가 축적되는 주요 과정을 나타내고 있다.

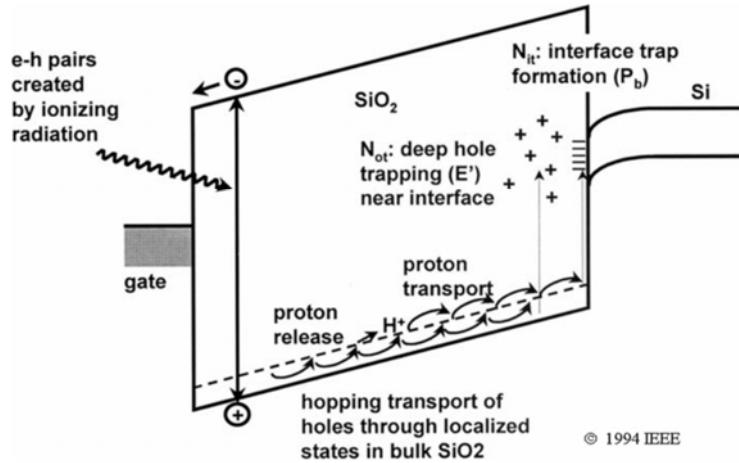


그림 2-30 TID 발생 시 이산화규소 재질 내부에서 전하가 축적되는 주요 과정

(2) Single event effects (SEE)

SEE는 TID와는 다르게 상대적으로 매우 짧은 시간 동안 입사된 방사선에 의해 발생하는 위성 이상이 원인이다. SEE는 고에너지 우주 입자가 위성내부에 탑재된 모든 전기적 소자에 영향을 미치는 현상을 말한다. 입사된 고에너지 입자는 자신의 에너지를 잃고 TID와 마찬가지로 전자-정공 쌍을 생성한다. 이 때 전달되는 단위 입자 궤적 당 손실된 에너지를 Linear Energy Transfer (LET)라고 하며 입사하는 입자의 종류, 전하 상태와 물질의 종류에 따라 달라지며 입자의 에너지에도 관계된다. 이러한 현상은 고에너지 입사가 물질에 입사한 경로 근방에서 생성된다. 전자-정공 쌍이 많아질 경우 공핍층에 걸린 전기장이 외부 영역에까지 영향을 미쳐 위성 주변 전하를 더욱 가속시키기 때문에 더 많은 전하가 위성체 주변에 모이게 된다 (그림 2-31). SEE 현상은 Single Event Upset (SEU), Single Event Latch-up (SEL)과 Single Event Burnout (SEB)등으로 구분할 수 있다 (그림 2-32).

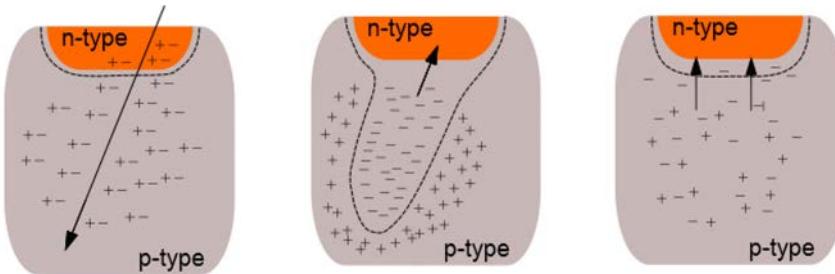


그림 2-31 입사된 입자에 대하여 pn-접합 다이오드의 변화 과정

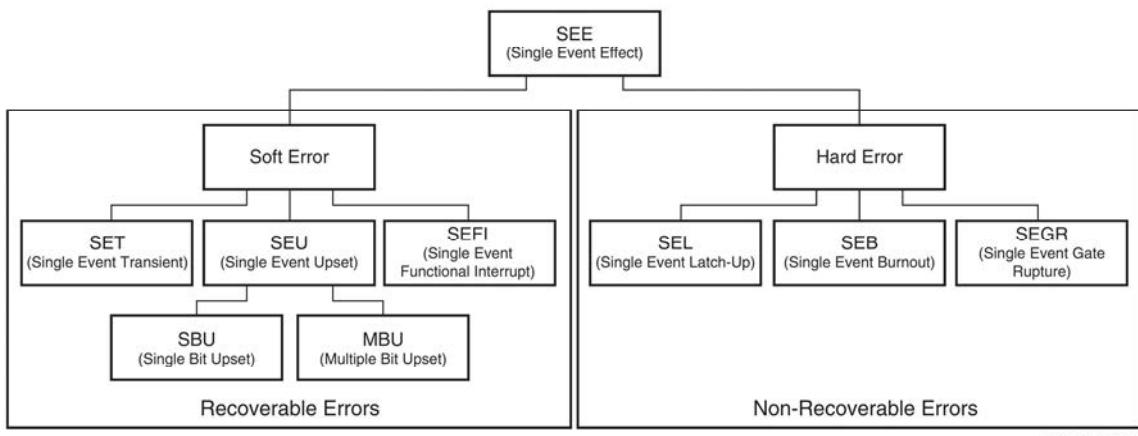


Figure 1: Types of Single Event Effects

그림 2-32 Single Event Effect의 분류

SEE 현상은 크게 탑재체가 회복이 가능한 경우와 회복이 불가능한 이상 현상으로 구분할 수 있다. 회복이 가능한 이상 현상은 장치 작동에 오류를 발생시키며 시간이 지나면서 자체 복구가 되거나 메모리 기능을 다시 설정함으로써 이상 현상 전 상황으로 복구시킬 수 있다. 이러한 회복 가능한 이상 현상은 다음과 같다.

- Single event transients (SETs)
고에너지 입자가 장비의 복합 회로에 입사하였을 때 발생하며 기기 내부에서 이상 전위와 전류 스파이크를 유도할 수 있는 현상이다. 전류 스파이크가 충분히 클 경우 서킷 보드를 관통 할 수도 있다.
- Single event upsets (SEUs)
내부로 침투한 고에너지 입자가 메모리 부분에 상태 변화를 일으키는 현상

을 말한다. 메모리 부분은 SRAM, flash, flop과 latch등이 있다. SEUs 경우 메모리의 기기 이상을 일으키는 비트 수에 따라 Single-bit upset (SBU)와 Multi-bit upsets (MBUs)로 구분이 되어 진다. SEU는 SEE 현상에서 항공 전자 운영에 관련하여 가장 일반적으로 많이 발생하는 현상이다.

- Single event function interrupts (SEFIs)

SEFIs는 사용자 데이터의 단순한 손상을 제외한 다른 일반적인 장치의 이상 현상을 말한다. 이 현상은 회로의 기능을 변화시키기 때문에 전원이나 기기 재 설정을 통하여 이전 상태로 복구시킬 수 있다.

반면 장치에 지속적이거나 영구적인 손상을 일으켜 회복을 불가능하게 하는 이상 현상은 다음과 같이 분류된다.

- Single event latch-up (SEL)

방사선의 유입으로 위성 내부 집적 회로에서 내부 접합부 일부가 도통되어 집적 회로에 순간적으로 과전류가 흐르게 되고 이로 인해 회로가 일부 또는 전체가 파괴되는 현상이다.

- Single event burnout (SEB)

고에너지 이온이 트랜지스터 소스에 영향을 주어 순방향 바이어싱을 일으키는 단락현상이다. SEB는 일반적으로 전력 MOSFET에 대하여 이상 현상으로 나타내지만 IGBT, 고전압 다이오드 등 이와 유사한 회로에서도 발생 된다.

- Single event gate rupture (SEGR)

고에너지 이온이 유입되어 위성 내부 기기에 충돌하여 생기는 플라즈마 스파이크로 게이트 산화막 절연체가 파열되는 현상을 말한다.

(3) Displacement damage dose (DDD)

DDD는 위성에 입사한 입자가 이온화되지 않은 상태로 매질내부에서 자신의 운동에너지를 잃으면서 발생하는 현상이다. 입자가 지나간 궤적에서 발생하는 손상의 주요한 유형은 재질의 격자 결함(vacancy)과 격자 첨입(interstitial)이다. 격자 결함은 매질의 정상적인 격자 위치에 원자가 비는 경우를 말하고 격자 첨입은 매질의 격자 위치가 아닌 비격자 위치에 원자가 존재하는 것을 말한다. DDD를 통하여 발생한 결함은 결함 위치가 서로 떨어진 경우 일정한 지점에서 점이나 고립된 형태로 발생되거나, 밀집한 경우 결함 군집과 같이 국소적인 영역에서 발생할 수 있다 (그림 2-33).

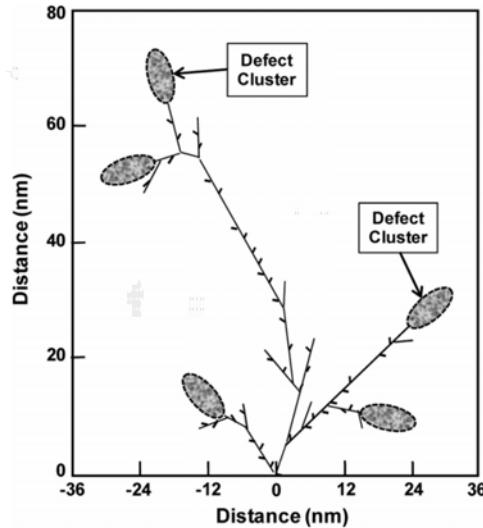


그림 2-33 실리콘 재질 내부에서 발생된 DDD로 인한 결함

우주공간 속 입자는 위성체를 구성하는 매질로 입사하면서 매질의 원자들과 충돌을 하게 되는데, 이때 입자는 이온화되지 않으면서 입사할 때 가지고 있던 운동에너지를 잃게 되어 입자가 움직인 궤적에 따라 손상을 일으킨다. 입사된 입자와 충돌한 매질의 원자는 충돌 순서대로 primary-knock-on-atom (PKA), secondary-knock-on-atom (SKA)와 tertiary-knock-on-atoms 등으로 분류가 된다. PKA 경로에 위치한 매질의 대다수 원자들은 입사한 원자와 충돌한 이후 평균적으로 가진 에너지보다 더 많은 에너지를 가지게 되는데 경우에 따라 매질의 용융점을 넘는 에너지를 가질 수도 있다. 이러한 현상은 PKA 경로 뿐만 아니라 SKA의 경로에서도 발생할 수 있고 매질이 용융된 뒤에 다시 고형화 되면서 다양한 결함으로 나타날 수 있다.

4.3 고에너지 전자/양성자와 위성체 전류량의 상관성 분석

(1) GEometry ANd Tracking 4 (GEANT4) 시뮬레이션 모델을 사용하여 1 mm와 3 mm의 알루미늄 판에 수직으로 입사하는 전자의 투과율을 알아보았다 (그림 2-34). 빨간 점은 1 mm를 통과하는 전자의 투과율이고 파란 점은 3 mm의 알루미늄 판을 통과하는 전자의 투과율이다. 위성의 차폐 두께를 기본적으로 1 mm라 가정할 경우 전자가 적어도 700 keV 이상의 에너지를 가져야 위성 내부로 침투 할 수 있다는 것을 알 수 있다.

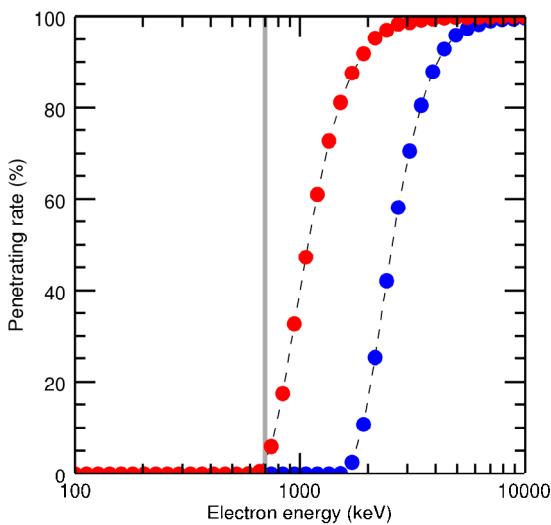


그림 2-34 전자 에너지에 따른 알루미늄 두께 별 투과율. 빨간색과 파란색은 각각 1 mm, 3 mm의 두께를 가지는 알루미늄을 뚫고 들어올 수 있는 전자의 에너지별 비율을 GEANT4를 사용하여 계산한 값. 가운데 회색선은 1 mm를 뚫고 들어오는 최소의 전자 에너지를 표시한 것.

(2) Van Allen Probes (VAP) 위성은 12° 의 inclination으로 원지점 $\sim 6\text{Re}$ 지역까지를 탐사하는 지구방사선대 관측 위성이다. VAP 위성에 탑재된 고에너지 양성자와 전자 관측용 탑재체인 RBSPICE의 ERM은 각각 1 mm와 3.8 mm의 알루미늄 덮개를 뚫고 들어오는 전자를 측정하도록 디자인되어 있다 (그림 2-35). 알루미늄 차폐막을 뚫고 들어온 전자는 pA 단위의 내부 충전 전류로 계산되어 진다. 앞서 말한 700 keV 이상의 에너지를 가지는 전자 플럭스가 증가 하였을 때의 내부 충전 전류의 양을 비교해 보기위해서 같은 위성에 탑재되어 있는 입자검출기 (ECT)의 REPT 데이터를 사용하였다.

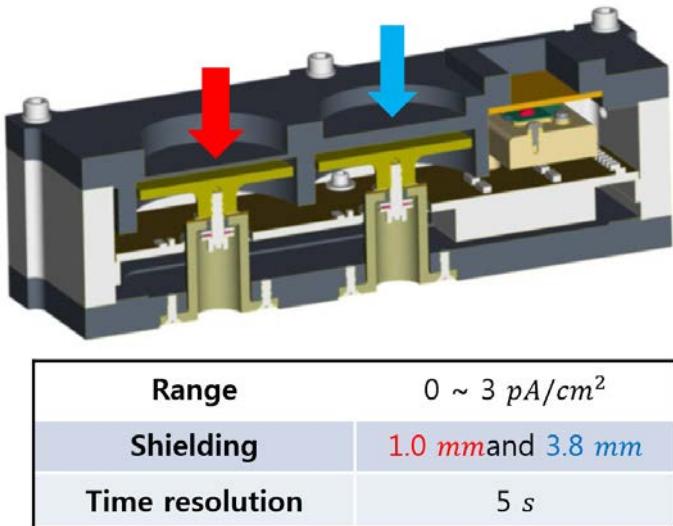


그림 2-35 VAP 위성에 탑재된 RBSPICE의 ERM 탑재체, 각각 1.0 mm와 3.8 mm의 차폐막을 뚫고 들어오는 전자의 양을 전류로 계산하게 구성.

(3) 2012년 10월 7일부터 10월 10일까지 ERM C1 채널로 관측한 대전 전류와 2 MeV 전자 플럭스를 확인하였다. 10월 8일 강한 지자기 폭풍으로 인하여 전자 플럭스가 일시적으로 감소한 뒤 10배 정도 급격히 증가를 한다. 전자 플럭스의 증감에 따라 ERM으로 관측한 1 mm 차폐막을 통과하여 들어오는 전자의 누적으로 생성된 대전 전류의 양이 비슷하게 변화하였다. 하지만 동일한 전자 플럭스 양에 대하여 대전 전류의 양이 서로 다른 것을 확인하였다 (그림 2-36).

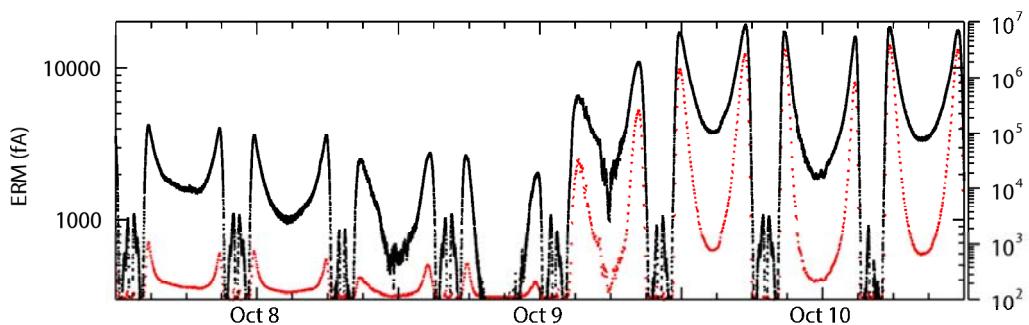


그림 2-36 2012년 10월 7부터 10월 10일까지의 2 MeV 전자플럭스의 변화와 ERM으로 관측한 1 mm 차폐막을 뚫고 들어오는 전자가 생성한 대전전류변화. 검은색이 전자플럭스이고 빨간색이 대전전류.

(4) 349.1 keV부터 7.15 MeV의 에너지를 가지는 전자의 integrated flux를 계산하여 비교를 해보았다. 방사선대 외층에서 위성 주변의 고에너지의 전자플럭스가 증가할 때, ERM으로 관측한 내부대전 전류량이 증가하였다. 하지만 같은 전자플럭스에 대하여 위성의 위치에 따라 서로 다른 내부대전 전류값을 가진다. 방사선대 외층 지역에서도 바깥 부분과 안쪽 부분에서 전자플럭스에 대한 내부대전 전류의 증가비율이 서로 다르기 때문에 서로 다른 두 개의 가지로 나누어서 나타난다 (그림 2-37).

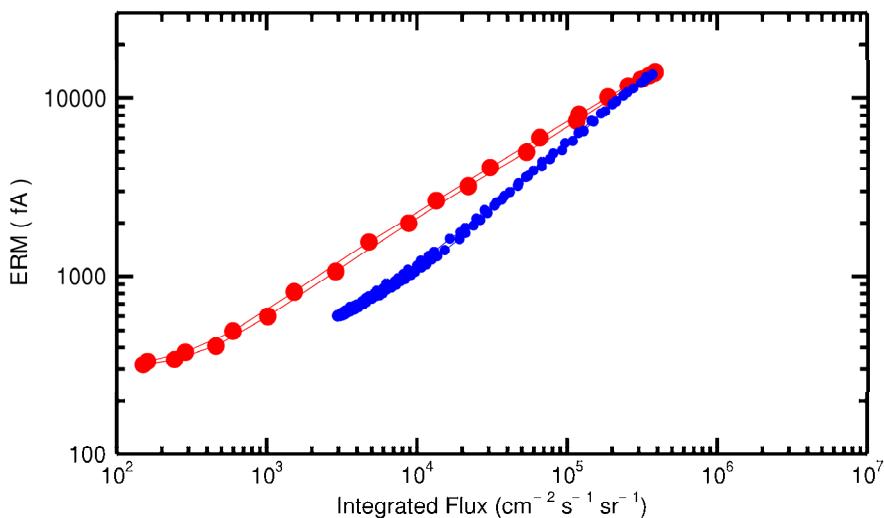


그림 2-37 349.1 keV 이상 7.15 MeV 이하의 에너지를 가지는 전자 플럭스변화에 대한 대전전류 변화. 빨간 점은 외부방사선대 내층 지역에서의 변화를 의미하고 파란 점은 외부방사선대 외층지역에서의 변화를 나타냄.

(5) 방사선대 외층지역에서 내부영역과 외부영역으로 나누어 전자플럭스가 증가하기 전 기간과 이후 기간을 비교해보았다. 플럭스 증가량에 대하여 충전 전류 증가는 외부 지역과 내부 지역 모두, 10,000 fA로 거의 일정하였지만, 충전 전류가 증가한 경우 외층 방사선대의 내부지역에서의 증가 비율보다 외부 지역에서의 증가 비율이 훨씬 커졌다. 플럭스에 대한 충전 전류의 증가 비율은 다음 식과 같다.

$$\log(J_{charging}) = 0.364 \times \log(f_{integrated}) + 1.599 : (a)$$

$$\log(J_{charging}) = 0.579 \times \log(f_{integrated}) + 0.874 : (b)$$

$$\log(J_{charging}) = 0.202 \times \log(f_{integrated}) + 2.068 : (c)$$

$$\log(J_{charging}) = 0.710 \times \log(f_{integrated}) + 0.170 : (d)$$

위의 식에서 사용된 $J_{charging}$ 은 ERM에서 관측한 대전전류 값이고 $f_{integrated}$ 는 349.1 keV 이상 7.15 MeV 이하의 에너지를 가지는 전자의 플럭스를 나타낸다. (a)와 (b)는 각각 전자플럭스 증가 이전의 외층 방사선대의 외부 지역과 내부 지역의 전자플럭스 변화와 충전 전류 변화에 대한 관계식이다. 마찬가지로 (c)와 (d)는 전자플럭스 증가 이후 외층 방사선대 외부와 내부 지역에서의 관계식을 나타낸다. 관계식에서 나타나는 것처럼 전자플럭스의 변화에 대한 위성 내부 대전 현상의 문턱 값이 전자플럭스의 증가 이벤트가 있기 이전과 이후에 다른 것을 알 수 있다.

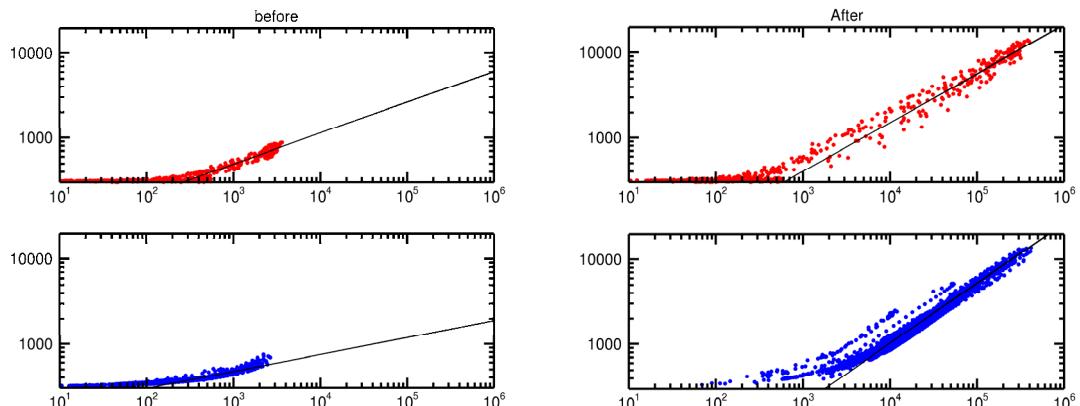


그림 2-38 왼쪽은 전자 플럭스가 증가하기 이전상태의 변화를 나타내고 오른쪽은 전자 플럭스 증가 이후의 상태. 빨간 점과 파란 점은 각각 외부방사선대의 내층과 외층에서의 변화를 나타냄.

4.4 저에너지 전자/양성자와 위성체 전류량의 상관성 분석

저에너지 입자는 고에너지 입자와는 다르게 위성 내부로 침투하지 못한다. 그렇기 때문에 보통 위성의 표면에 누적되어 위성 이상 현상을 일으킨다. 이러한 저에너지 입자에 영향을 받는 궤도는 저궤도 위성으로 궤도가 전리층에 위치하게 된다. 저궤도 위성의 궤도는 크게 저위도-저궤도와 고위도-저궤도로 나누어질 수 있다. 저위도를 지나는 저궤도 위성의 경우 대전 현상이 일어나는 환경이 정지궤도에 비해 적합하지 않다. 반면에 자기장이 열려있는 고위도 지역에서 다양한 이유로 손실원추(loss cone) 안쪽으로의 입사각을 가지는 입자들이 투과되어 들어오게 된다. 그렇기 때문에 오로라 발생 지역에서 위성은 대전 현상이 빈번히 발생을 하게 되고 경우에 따라서는 대전 현상이 심화되어 위성 이상 현상으로 연결되기도 한다.

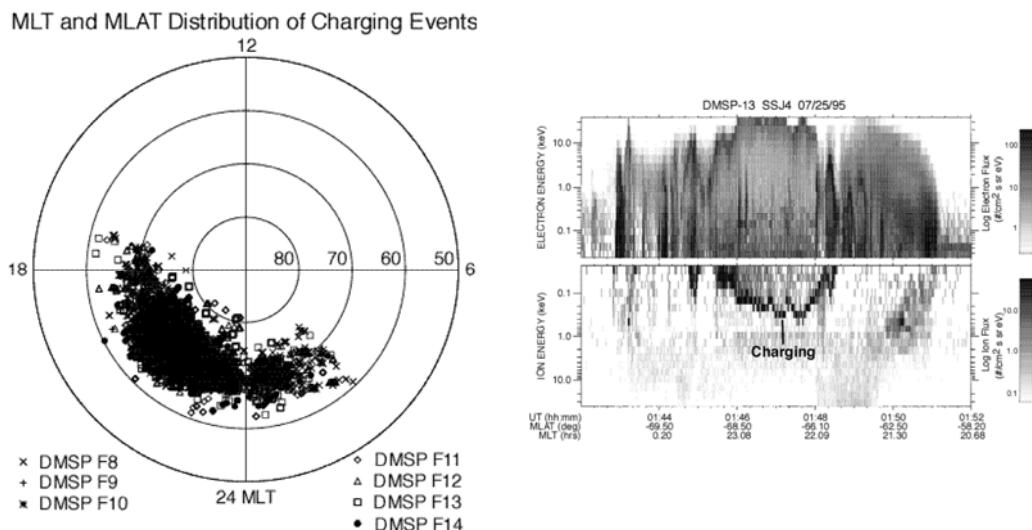


그림 2-39 (왼쪽) DMSP 위성으로 관측된 위성 대전현상이 발생한 지역과 (오른쪽) 전자플럭스 증가에 따른 대전현상이 이온 플럭스 데이터에 표시되는 모습

이전 연구에서 Defense Meteorological Satellite Program (DMSP) 위성을 사용하여 위성 표면 대전현상이 발생한 지역을 조사한 바가 있다. 그림 2-39는 DMSP 위성으로 1989년부터 2001년까지 북반구에서 위성 표면 대전 현상이 발생한 지역을 나타낸다. DMSP 위성에 탑재되어 있는 SSIES (Special Sensor for Ions, Electrons, and Scintillation)으로 위성 주변의

하전 입자들의 온도와 밀도를 관측할 수 있고 이를 통해 potential을 얻을 수 있다. 이 potential 값을 사용하여 위성 표면이 얼마나 대전되었는지를 확인 할 수 있는데, SSIES의 관측 허용 범위를 넘는 우주환경 상태일 경우 플라즈마 플럭스를 관측하는 SSJ/4를 통하여 위성 대전 현상을 판별하기도 한다. 위성 표면 대전 현상은 주로 위성 주변의 전자들과 위성 표면간의 상호작용으로 발생하게 된다. 전자가 위성 표면에 누적되면 위성 표면은 위성 주변보다 상대적으로 낮은 potential 값을 가지게 되고 위성 표면 방향으로 전기장이 형성된다. 생성된 전기장으로 인해 위성 주변의 양성자 입자들이 가속이 되고 그에 따른 결과가 입자검출기에 나타나게 된다. 이러한 현상은 저궤도에서만 나타나는 것이 아니며 방사선대를 통과하는 Van Allen Probes 위성에서도 저에너지 입자검출기를 통해 관측이 된다. 위성의 표면 대전 현상의 발생은 SEE와 같이 위성의 임무 수행에 직접적인 영향을 주는 것은 아니지만 표면에 누적된 전하로 인해 생긴 방전은 위성의 태양 전지판(solar cell)이나 위성케이블에 영향을 주어 위성 수명을 단축시킬 수 있다.

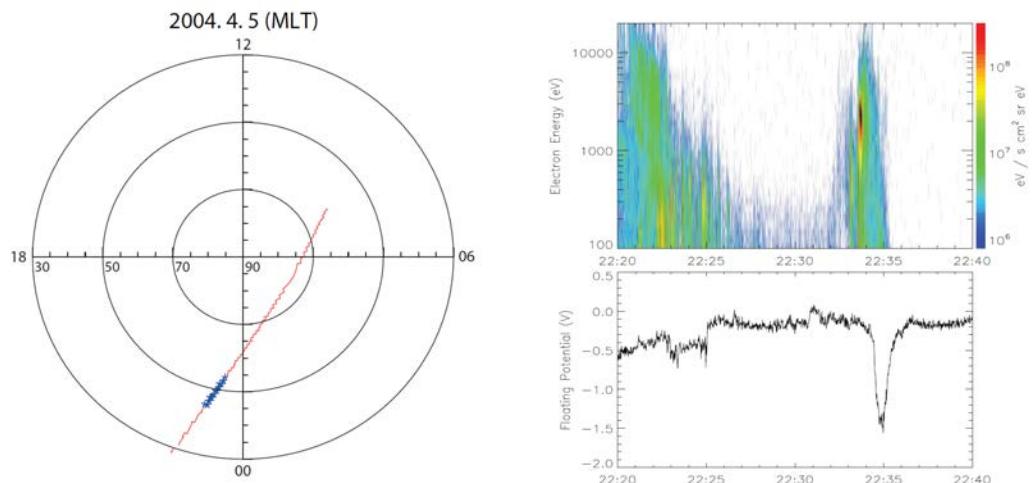


그림 2-40 (왼쪽) STSAT-1에서 관측된 floating potential 감소 지역과 (오른쪽) 같은 시간의 에너지대역별 전자의 에너지 플럭스 변화

하지만 이전에 [Gussenhoven et al., 1985]에서 언급 된 오로라 발생지역에서 DMSP 위성에서 위성 전위 강하로 관측한 위성 표면 대전현상과는 다르게, 과학기술위성 1호 (STSAT-1)에 탑재된 Langmuir Probes (LP)에서 관측 한 전위 강하 현상은 오로라가 발생하는 지역 바로 이전과 이후의 지역에서 발생하였다. 이때 발생한 위성 표면 대전현상과 연관이 있는 전위강하현상은

오로라를 야기하는 전리층으로 침투하는 입자에 영향을 받지 않고 발생하였으며, 이것은 플라즈마권 안쪽의 저온의 전자 밀도가 충분하기 때문에 위성 표면에서 Debye 차폐효과로 인해 위성 대전현상이 완화된 상태로 나타나 보인다고 제안하였다 [Lee et al., 2014].

4.5 우주전파교란과 위성 장애 상관성 연구

우주전파교란으로 의해 위성 이상 현상이 발생 할 경우 위성 장비손상, 위성 수명단축, 위성 통신장애 또는 위성 자세 및 궤도 변화 등 위성 운용의 전반적인 부분에 걸쳐 위성 임무 수행을 저해하게 된다. NOAA에서는 위성 주변 우주환경변화로 인한 위성 이상 현상을 다음 표2 -3과 같이 9개의 항목으로 구분해 놓았고 위성 이상 현상의 정밀한 진단명으로 표 2-4와 같이 6개의 항목으로 구분하여, 1973년부터 1994년까지 위성 이상 현상 이벤트의 데이터베이스를 작성해 놓았다.

약어	용어	설명
PC	phantom Command	명령을 하지 않은 상태에서 이상 현상으로 인한 명령으로 오인
PF	Part Failure	부분적인 고장
TE	Telemetry Error	원격 계측 명령의 이상
SE	Soft Error	회복될 수 있는 bit-flip형 이상
HE	Hard Error	영구적으로 사용할 수 없는 chip 손실 또는 Latch-up
SS	System Shutdown	시스템 정지
ESDM	Electro Static Discharge Measured	정전기 방전
ATT	Attitude Control Problem	자세제어의 문제
UNK	Unknown	미확인

표 2-3 위성 이상 현상 분류

약어	용어	설명
ECMP	Electron Caused Electromagnetic Pulse	전자기적 펄스에 의한 정전기적 간섭
ESD	Electro Static Discharge	위성 표면의 정전기적 방전
SEU	Single Event Upset	고에너지 입자가 위성의 차폐막을 투과하여 내부 반도체 소자에서 이온화 시켜 이상 현상 유발
MCP	Mission Control Problem	인공적인 혹은 소프트웨어에 의한 문제
PFI	Radio Frequency Interference	RF 간섭
UNK	Unkown	미확인

표 2-4 위성 이상 현상 진단

위성 이상 현상으로 제공하고 있는 데이터는 그림 2-41에서와 같이 위성 장애 발생 시간과 위성 궤도, 위치 이상 현상의 원인과 결과 등을 자세하게 명시해 놓았다. 본 사업에서 확보한 위성 이상 현상 리스트에는 1973년부터 1994년까지 총 5,020개의 위성 이상 현상이 기록된 이벤트가 있다. 자료에는 타원 궤도나 태양계 탐사위성 등 위성 이상 현상 발생 지역이 불분명하거나 지구 자기권 바깥쪽에 위치한 경우도 포함되어 있다. 따라서 우주환경변화가 발생하였을 때, 현재 우리나라에서 운용하고 있는 저궤도 위성과 정지궤도 위성에 한해서만 분석하였다.

A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S
V/E	DATE	BIRD	ADATE	STIME	STIMEO	DUR	LT	ORBIT	LN	LA	LAT	EV	LOL	LONG	ALT	ATP	ADAG	COMMENT
1	5	1984-01-19	AFTAC/WME	1980-09-15	0000	0	0132	G	0	0	308	0	35784	UNK	UNK	SFP(129) Decoder problem		
2	5	1984-01-19	AFTAC/WME	1982-04-15	0038	0	0138	G	0	0	195	0	35784	UNK	UNK	SFP(116) Temperature sensor failure / AP=QUIET-UNSETTLED: SOLAR=LLOW: EP=BACKGR		
3	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1987-10-27	1408	0	0120	E	N	5	168	5	54810	UNK	UNK	SFP(118) Power supply problem		
4	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-16	0015	0	0136	G	N	0	0	168	0	35784	PC	ESD	AP2 Switch - AUTO to SWI	
5	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0015	0	0142	G	N	0	0	104	0	35784	PC	ESD	ENCODER 2 MODE SWITCH- SENSOR TO PAM	
6	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0015	0	0142	G	N	0	0	104	0	35784	PC	ESD	ENCODER 2 MODE SWITCH- SENSOR TO PAM	
7	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0018	0	0144	G	N	0	0	104	0	35784	PC	ESD	ENCODER 1 MODE SWITCH	
8	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0018	0	0181	G	N	0	0	114	0	35784	PC	ESD	ENCODER 1 MODE SWITCH	
9	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0018	0	0188	G	N	0	0	114	0	35784	PC	ESD	ENCODER 1 MODE SWITCH	
10	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0018	0	0188	G	N	0	0	114	0	35784	PC	ESD	ENCODER 1 MODE SWITCH	
11	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0101	0	0325	G	N	0	0	114	0	35784	PC	ESD	ENCODER 1 MODE SWITCH	
12	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0101	0	0327	G	N	0	0	114	0	35784	PC	ESD	ENCODER 1 MODE SWITCH	
13	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0102	0	037	G	N	0	0	114	0	35784	PC	ESD	ENCODER 1 MODE SWITCH	
14	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0567	G	N	0	0	114	0	35784	PC	ESD	ENCODER 1 MODE SWITCH	
15	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0627	G	N	0	0	114	0	35784	PC	ESD	ENCODER 1 MODE SWITCH	
16	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0701	G	N	0	0	109	0	35784	PC	ESD	ESA1-NES DE-INHIBIT	
17	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0701	G	N	0	0	109	0	35784	PC	ESD	APM1 Stopped	
18	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0701	G	N	0	0	109	0	35784	PF	UNK	APM1 Stopped	
19	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0701	G	N	0	0	109	0	35784	PF	UNK	SPN Encoder 2 Mode Switch	
20	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0717	G	N	0	0	109	0	35784	PF	UNK	APM1 Stalled (during manual stepping)	
21	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0748	G	N	0	0	109	0	35784	PF	UNK	APM1 Stalled (during manual stepping)	
22	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0748	G	N	0	0	109	0	35784	PF	UNK	APM1 Stalled (during manual stepping)	
23	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0752	G	N	0	0	105	0	35784	PF	UNK	TVTA A 2H Low Gain Decoder failed	
24	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0752	G	N	0	0	105	0	35784	PF	UNK	Encoder 2 Subcom 4 Switch to Dwell	
25	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0752	G	N	0	0	105	0	35784	PF	UNK	Encoder 1 Subcom 3 Switch to Dwell	
26	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	0753	G	N	0	0	105	0	35784	PC	ESD	ENCODER-SUBCOM 4 SWITCH TO DWELL	
27	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07828	G	N	0	0	105	0	35784	PC	ESD	Encoder 1 Subcom 3 Switch to Dwell	
28	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07828	G	N	0	0	105	0	35784	PC	ESD	Encoder 1 Subcom 3 Switch to Dwell	
29	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07946	G	N	0	0	105	0	35784	PC	ESD	Encoder 1 Subcom 1 Encoder Data	
30	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07946	G	N	0	0	105	0	35784	PC	ESD	Encoder 1 Subcom 1 Encoder Data	
31	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07946	G	N	0	0	105	0	35784	PC	ESD	Encoder 1 Subcom 1 Encoder Data	
32	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07947	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	TVTA A 1H LOW Gain Decoder Failed	
33	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07947	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	Encoder 1 Subcom 3 SWITCH TO DWELL	
34	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	TVTA A 3H HV Trip-off	
35	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	SPN ENCODER 2 MODE SWITCH	
36	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PC	ESD	SPN ENCODER 2 MODE SWITCH	
37	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PC	ESD	SPN ENCODER 2 MODE SWITCH	
38	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AC2 2 Earth West/East Bias Change	
39	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AC2 2 Earth West/East Bias Change	
40	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	SPN command (S001) in spn_decoder I	
41	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	TVTA 3H HV Trip-off	
42	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	TVTA 5H HV Trip-off	
43	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	TVTA 6H HV Trip-off	
44	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	TVTA 5H HV Trip-off	
45	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	TVTA 8V HV Trip-off	
46	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	TVTA 10V HV Trip-off	
47	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 Switch - CTR1 to CTR2	
48	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 Switch - CTR1 to CTR2	
49	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 Switch - CTR1 to CTR2	
50	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 Switch - CTR1 to CTR2	
51	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 Switch - CTR1 to CTR2	
52	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 Switch - AUTO step to CMD Step	
53	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - AUTO step to CMD Step	
54	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - CTR1 to 2APK to HGT	
55	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - CTR1 to 2APK to HGT	
56	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - CTR1 to 2APK to HGT	
57	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - CTR1 to 2APK to HGT	
58	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - CTR1 to 2APK to HGT	
59	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - CTR1 to 2APK to HGT	
60	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - CTR1 to 2APK to HGT	
61	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - AUTO Step to CMD Step	
62	5	1984-01-19	AMPTE/CCE	1988-01-17	0123	0	07948	G	N	0	0	110	0	35784	PF	UNK	AP2 2 Switch - AUTO Step to CMD Step	

그림 2-41 NOAA에서 제공하는 위성 이상 현상 목록

- ① 위성 장애 리스트에 등재된 날짜
- ② 위성 식별명
- ③ 위성 장애가 발생한 날짜
- ④ 위성 장애가 시작된 시간 (분단위)
- ⑤ 위성 장애가 지속된 시간 (분단위)
- ⑥ 위성 장애가 발생된 지방시
- ⑦ 위성 장애의 궤도별 종류
- ⑧ 위성의 북반구 및 남반구 위치
- ⑨ 위성 장애가 발생했을 때 위성이 위치한 위도
- ⑩ 경도에 따른 동서 방향 구분
- ⑪ 위성 장애가 발생했을 때 위성이 위치한 경도
- ⑫ 위성 장애의 고도
- ⑬ 위성 장애 현상 분류
- ⑭ 위성 장애 현상 진단
- ⑮ 위성 장애 관련 주석
- ⑯ 태양-위성-지구간의 각도

(1) 극궤도 위성의 위성 장애 현상 통계적 분석

극궤도 위성은 플라즈마권 내의 전리층에 놓인 궤도로서 이 경우 총 89개의 위성 이상 현상이 발생하였다. 이중 위성 이상 현상은 대부분이 원인이 미확인이지만 원격 계측 이상이나 기기의 간단한 비트 전이 등의 경미한 위성 이상 현상이 많이 발생하였다. 극궤도 위성은 남대서양 자기 이상 지역(SAA)을 지나가기 때문에 위성 이상 현상 원인으로는 SEU가 가장 많았으며 (그림 2-42), 실제위성의 이벤트가 발생한 지역을 확인하였을 경우 남아메리카 지역 상공에 가장 많이 분포하였다 (그림 2-43).

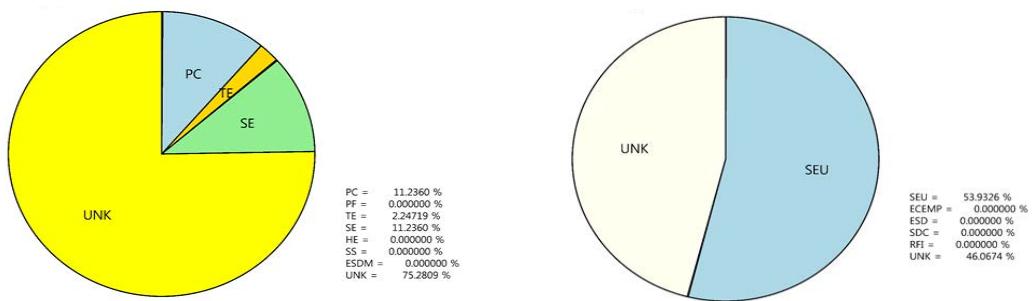


그림 2-42 (왼쪽) 극궤도 위성에서 위성 관측되어진 위성 이상 현상 분류와 (오른쪽) 위성 이상 현상 진단.

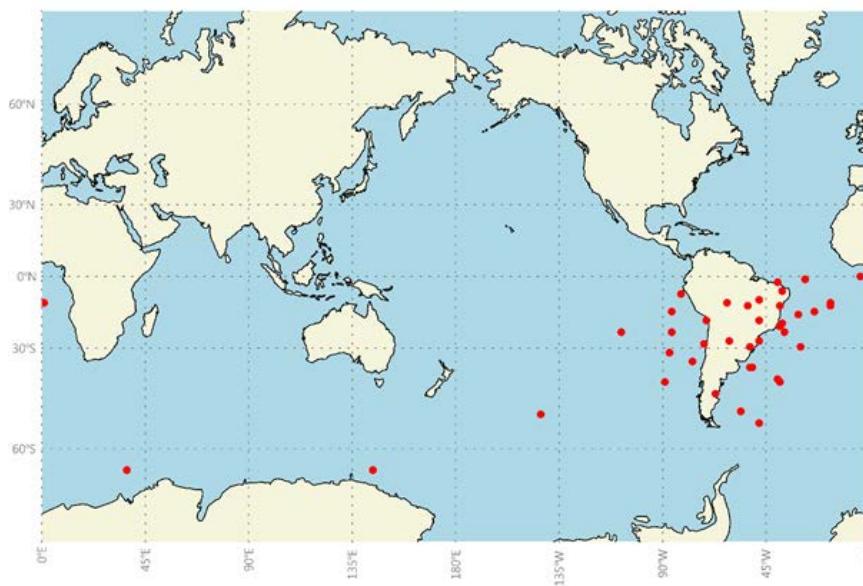


그림 2-43 극궤도에서 관측된 위성 이상 현상 진단 중에서 확인이 가능한 이벤트의 발생지역. 빨간 점이 대부분 남아메리카 상공에 위치해있으며 그 이외의 지역에 표시된 부분은 GCR에 의한 영향으로 추정.

(2) 정지궤도 위성의 위성 장애 현상 통계적 분석

정지궤도 위성은 상공 35,784 km, 적도면 근처에서 임무 수행을 하게 된다. 이 궤도는 자기권의 외부 방사선대를 통과하며 지자기 활동이 없는 조용한 날은 플라즈마권을 통과하기도 한다. 위성 주변의 입자상태가 극궤도 위성과는 다르기 때문에 위성 이상 현상 또한 다르게 나타난다. 위성 이상 현상의 종류로 기기의 명령오인이 가장 많았으며 원격계측이상이나 복구가 가능한 경미한 이상 현상이 극궤도 위성과 마찬가지로 대부분을 차지한다. 발생 비율은 상대적으로 낮지만, 위성 시스템 정지나 복구가 불가능한 하드웨어적 손실 또한 포함되어 있다. 정지궤도에서의 위성 이상 현상의 원인은 정전기 방전 현상이 41%로 가장 많았다 (그림 2-44).

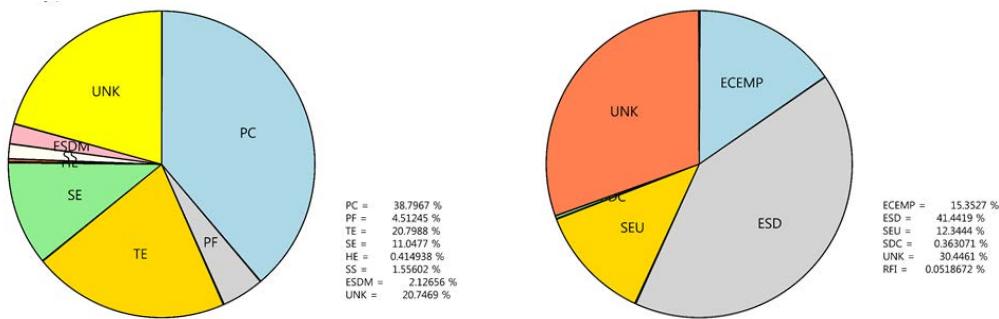


그림 2-44 (왼쪽) 정지궤도 위성에서 위성 관측되어진 위성 이상 현상 분류와 (오른쪽) 위성 이상 현상의 원인 진단 결과.

이전 연구에서 정지궤도에서 일어난 위성 이상 현상은 지자기 교란시기에 지자기부폭풍으로 인하여 유입된 전자들이 지구의 저녁 지역부터 새벽 지역까지 돌게 되는데 이 구간에서 많이 발생한다고 보고되었다. 이전 연구에서는 단일 위성에서 관측한 이상 현상이나 특정 이상 현상만을 다루어 조사를 진행하였다. 이번 조사에서는 1973년부터 1994년까지 정지궤도 위성에서 발생한 1,928개의 모든 이벤트에 대하여 위성 이상 현상이 발생한 지방시를 확인해보았다. 그림 2-45는 정지궤도에서 발생한 위성 이상 현상의 지방시 분포이다. 2000 LT - 0600 LT 지역에서 위성 이상 현상이 다른 지역에 비해 많이 발생하였고, 이러한 내용은 이전 연구들과도 일치하는 내용이다.

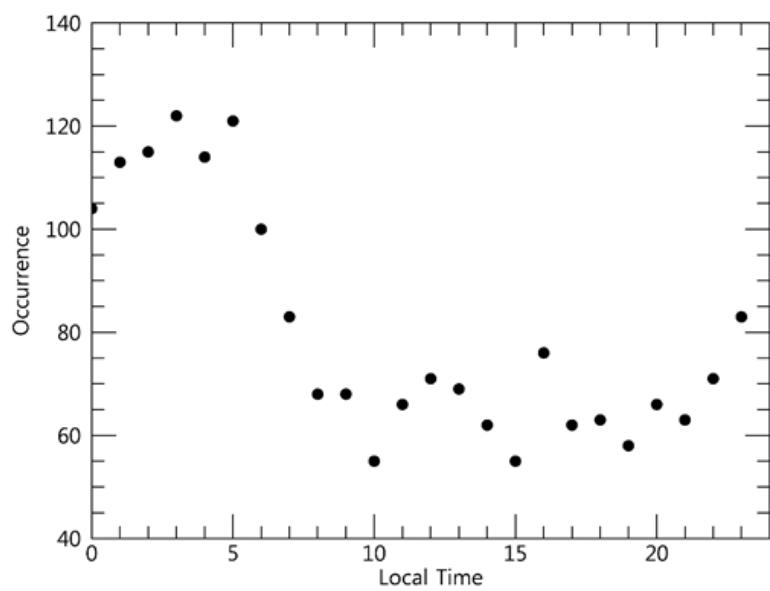


그림 2-45 정지궤도 위성에서 발생한 모든 위성 이상 현상 이벤트가 발생 한 지역시 (local time)과 이벤트 발생 횟수의 상관관계

이상현상발생 날짜	궤도	Local Time
1998-07-07	GEO	2000
1999-04-28	GEO	1900
1999-04-28	GEO	1900
1999-04-28	GEO	1900
1999-09-10	GEO	0550
2000-08-27	GEO	1545
2000-08-27	GEO	1545
2000-11-03	GEO	1430
2001-04-21	GEO	0640
2001-04-22	GEO	0730
2002-04-11	GEO	1245
2003-09-19	GEO	1256
2004-10-13	GEO	1053
2005-01-17	GEO	1226
2005-07-22	GEO	0632
2005-08-10	GEO	1227
2005-08-10	GEO	1227
2005-09-23	GEO	2100
2006-01-15	GEO	0342
2006-03-30	GEO	0652
2006-04-16	GEO	1800
2006-09-22	GEO	0027
2006-09-23	GEO	1407
2006-10-09	GEO	0420
2007-04-05	GEO	2300
2007-05-22	GEO	0050
2007-05-22	GEO	0050
2007-12-04	GEO	1756
2008-11-09	GEO	2134
2008-12-14	GEO	2218
2009-02-09	GEO	0259
2009-06-03	GEO	1030
2009-07-13	GEO	1350
2009-09-12	GEO	2124
2009-11-11	GEO	1225
1994-01-28	GEO	1353
1993-03-16	GEO	1354
1993-07-24	GEO	1814
1993-02-22	GEO	2155
1994-03-26	GEO	2245
1993-08-05	GEO	1033
1993-12-19	GEO	0532

표 2-5 1993-2009 동안 GEO의 위성 이상 현상 발생 시간 목록

표 2-5에서와 같이 GEO 위성에서 위성 이상 현상이 확인되었을 때 위성 주변의 전자량을 알아보기 위하여 satellite news digest (SND)¹⁾의 자료와 NOAA의 satellite anomaly database 자료²⁾를 사용하였다. 두 개의 위성 이상 현상 자료를 사용할 경우 위성 이상 현상이 발생한 기간이 1973년부터 2009년까지 약 40년 동안의 데이터베이스를 확보할 수 있게 되었다. 하지만 전자플럭스와 비교할 경우 GOES 위성의 데이터와 비교를 하여야 하는데 NASA에서 제공하는 GOES 위성의 전자플럭스 데이터는 GOES-6, -7 위성의 입자 검출용 탑재체인 EPS 데이터가 1992년 12월부터 제공이 되기 때문에 전자플럭스와 비교하는 기간은 1993년 이후의 이벤트에 대해서만 적용을 하였다. 또한 GOES-6 위성에서 제공되는 전자플럭스가 모두 누락이 되어 GOES-7 위성에서 제공하는 데이터로 대체를 한 점과 SND에서 제공되는 목록은 GOES 위성만을 대상으로 하지 않은 점을 감안하여 위성 이상 현상 발생 시간에 대한 각 위성 위치에서 전자플럭스를 측정하지 못하기 때문에 동일 날짜 동안에 GOES 위성에서 관측한 전자플럭스의 평균값, 최댓값과 최솟값을 사용하였다. GOES-6, -7 위성 이후에는 EPS-MAGED에서 $E > 0.8\text{MeV}$, $E > 4\text{ MeV}$ 의 전자플럭스도 제공하지만 GOES-7 위성의 데이터도 사용 및 비교를 하기 위하여 2 MeV 이상의 전자플럭스를 사용하였다. 또한 GEO 위성 이상 현상의 경우 동일 시간에 발생한 이상 현상 목록이 있는데 이것은 같은 시간에 서로 다른 이상 현상이 같은 위성에서 발생한 경우이다.

1) <http://www.sat-nd.com/>

2) <http://www.ngdc.noaa.gov/stp/satellite/anomaly/satelliteanomaly.html>

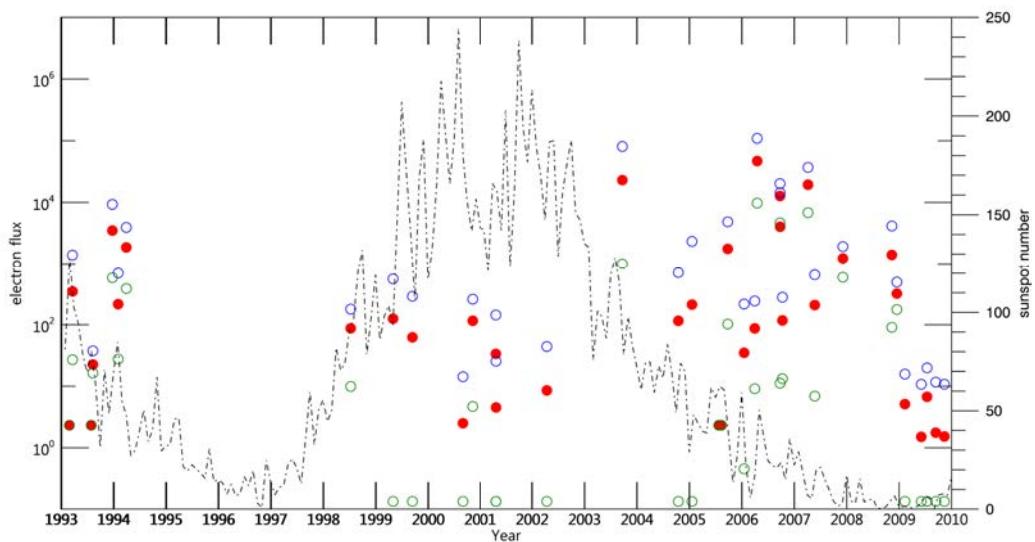


그림 2-46 정지궤도위성에서 발생한 위성 이상 현상 이벤트의 발생 기간과 이벤트 발생 기간 동안의 전자플럭스

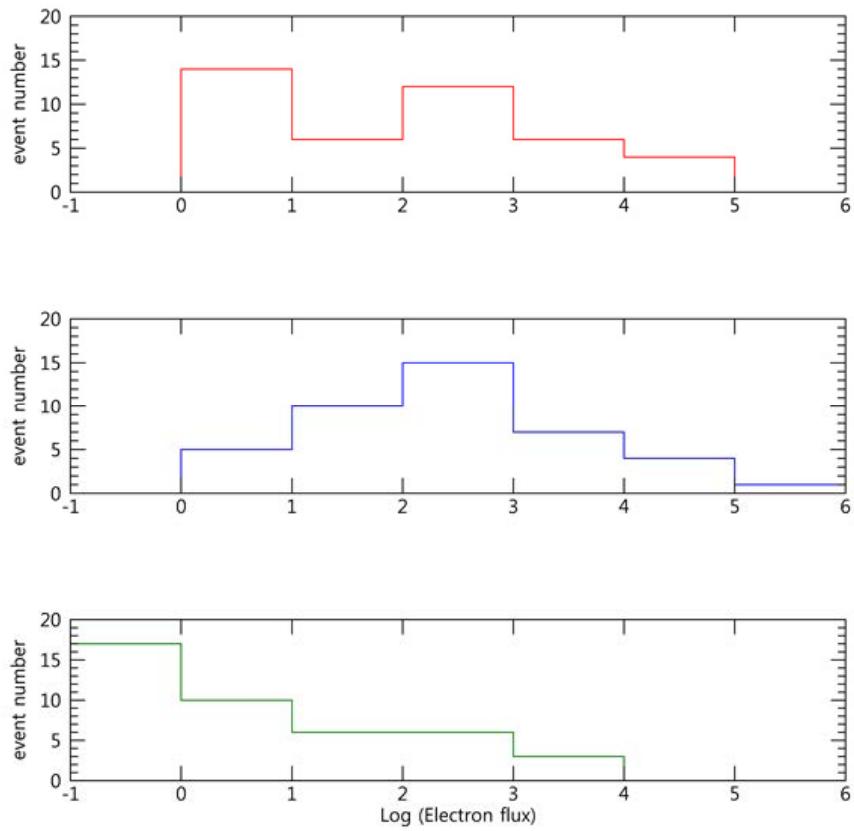


그림 2-47 정지궤도에서의 전자플럭스와 위성 이상 현상 이벤트 발생 횟수

그림 2-46은 표 2-5의 내용을 바탕으로 각 해당 연도에 GEO 위성에서 위성 이상 현상 발생하였을 때, GOES에서 관측한 2 MeV 이상의 전자플럭스 값을 나타낸 것이다. 빨간 점은 전자플럭스의 하루 평균값을 나타내고, 파란 점은 최댓값과 초록 점은 최솟값을 나타낸다. 그림 2-46으로 확인해보았을 때 각 전자플럭스의 양과 위성 이상 현상이 직접 비례하지는 않는다. 또한 각 전자플럭스에 대하여 이상 현상 발생횟수를 보면 전자플럭스가 높다고 하더라도 이상 현상 발생이 빈번히 발생하지는 않았다 (그림 2-47).

1998년부터 2003년까지는 전반적으로 전자플럭스가 낮을 때 위성 이상 현상이 발생하였고 1995년까지와 2004년부터 2009년까지는 상대적으로 플럭스가 높았을 때 위성 이상 현상이 발생하였다. 이러한 주기성은 태양주기에서 극대기에서 극소기로 가는 기간 동안과 일치를 한다. 이러한 기간을 decline phase라고 하는데 이 기간 동안 태양의 플레어와 코로나 물질분출이 증가를 하게 된다[Lee et al., 2016]. 플레어나 코로나물질분출이 증가를 하게 되면 지자기 교란 빈도 또한 증가를 하게 되고 이런 우주환경 변화가 위성 이상 현상을 야기한 것이라 할 수 있다 (그림 2-46).

(3) Kp, AE, Dst 우주환경 지수와 위성 장애 상관성 연구

NOAA에서 제공하는 1973년부터 1994년까지의 위성 장애 이벤트를 기준으로 Kp, AE, Dst 우주환경 지수와 위성 장애 상관성을 확인해 보았다. 데이터 선정은 정지궤도 위성의 ESD (electrostatic discharge)가 일어난 경우를 조사하였으며, 지자기지수와 비교를 하였을 시에 지자기지수 값이 누락된 시간대의 위성장애는 통계조사에서 제외를 하였다. 각 지자기 지수에 대하여 사용된 ESD 이벤트 개수는 다음과 같다.

- Kp 지수 : 898
- Dst 지수 : 898
- AE 지수 : 707

각 지수에 대한 발생 빈도를 구하기 위하여 다음의 식을 사용하였다.

$$R(\%) = \frac{N_{lt}}{N_{total}} \times 100$$

여기서 R은 특정 지역과 지자기 지수에 대응하는 위성이상 발생빈도이며 N_{lt} 는 같은 지자기지수를 가지는 특정지역의 위성이상 발생 횟수이고 N_{total} 은 같은 지자기지수를 가지는 모든 이벤트의 발생횟수 총합을 나타낸다.

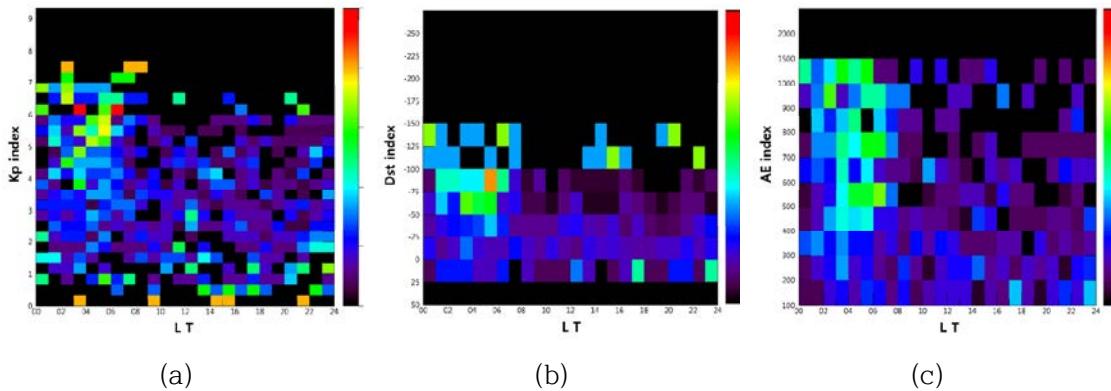


그림 2-48 정지궤도에서 발생한 정전기적 방전으로 인한 위성 이상 현상에 대한 위성 위치별 지자기 지수와 관련된 발생 빈도. (a)는 Kp 지수, (b)는 Dst 지수와 (c)는 AE 지수와의 관계를 나타냄.

Kp 지수의 경우 ESD 이벤트는 3+이상 일 경우 비슷한 지자기 교란 상황에서 밤-새벽 지역에서 빈번히 발생하였으며 그보다 낮은 지수일 때는 위치와 상관없이 ESD가 발생하였다. Dst 지수의 경우는 -50 nT 이하 -100 nT 이상의 보통 지자기폭풍 이상 규모 일 때 이전 연구와 같은 지역에서 ESD 발생 빈도가 높아졌다. 하지만 -100 nT 이하의 더 큰 규모의 지자기폭풍은 지구 자기권 전체를 교란시키기 때문에 위치와는 상관없이 위성 이상 현상이 발생하였다. AE 지수는 300 nT 이상의 경우 밤-새벽 지역에서 위성 이상 현상 발생 빈도가 높았고 Dst 지수와는 다르게 1,000 nT 이상의 경우에도 비슷한 발생빈도 분포를 보여준다. AE 지수의 증가는 더 큰 지자기부폭풍의 존재를 말해주기 때문에 더 많은 하전입자들이 밤 지역에서 유입되어 시계반대방향으로 돌기 때문에 나타나는 현상이다. 3종의 지수 모두 지수가 상대적으로 낮을 때는 발생횟수가 다른 때에 비해 비약적으로 적다.

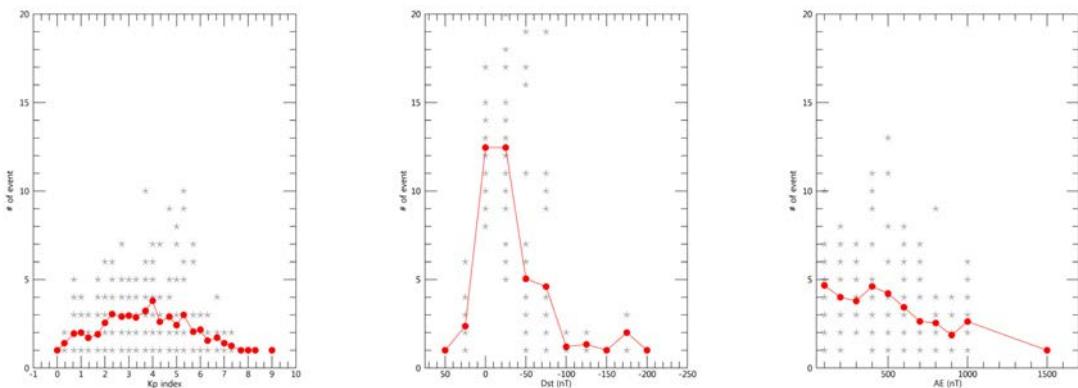


그림 2-49 1973년부터 1994년까지 각 지수 구간에 대한 ESD 발생 빈도

그림 2-49는 1973년부터 1994년 동안, Kp 지수, Dst 지수와 AE 지수에 대하여 GEO 위성에서 ESD가 발생한 횟수를 나타낸 것이다. 각 그림의 회색 점은 GEO 위성의 지방시 위치에 따른 발생 횟수를 나타내고 빨간 점은 각 지수에 대한 모든 지방시 위치의 평균치를 나타내는 것이다. Kp 지수의 경우 2+ ~ 5+사이에서 가장 많이 발생하였으며 Dst 지수는 0 ~ -50 nT 구간에서 가장 많이 발생하였다. AE 지수의 경우는 1,000nT 이하에 집중적으로 발생하였다. 하지만 지자기교란 지수와 ESD 발생횟수를 단순 비교하기에는 심한 지자기교란의 발생이 드물기 때문에 상대적 비교가 힘들다. 그렇기 때문에 그림 2-50 처럼 1973년부터 1994년까지 모든 지자기 교란 지수의 빈도를 구하고, 이를 ESD 발생횟수에 나눠주는 방식을 취하여 각 지수에 대한 발생횟수에 가중치

를 주었다.

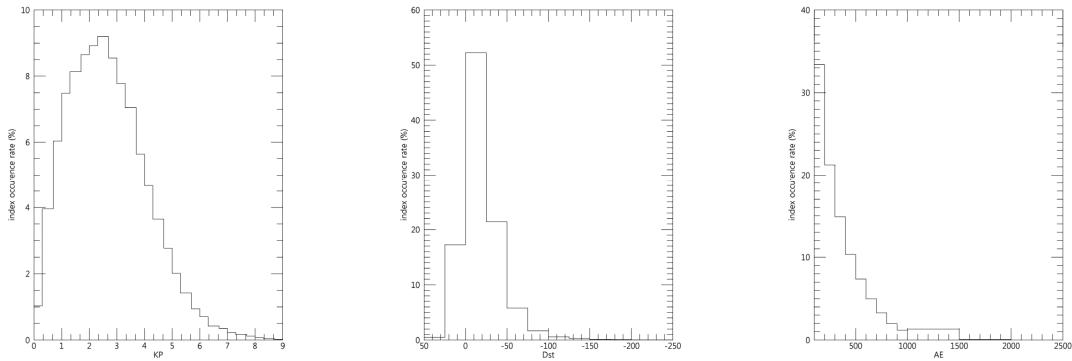


그림 2-50 1973년부터 1994년까지 각 지수 별 기록 빈도

각 지수의 빈도에 대한 가중치를 주어서 계산한 결과는 그림 2-50과 같다. Kp 지수가 0일 때와 Dst 지수가 -25 nT 이상일 경우 또한 발생 빈도가 낮기 때문에 가중치를 주었을 때 높은 값이 나오게 된다. 그래서 각 지수에 대한 ESD 발생 상관 관계식을 계산할 때 이와 같은 부분은 제외하였다. 그림 2-51에서의 회색 점은 각 지수에서 각 지방시의 위치에 대한 가중치를 준 발생 횟수를 나타내며 빨간 점은 각 지수별 모든 지방시의 평균값을 나타낸다.

$$\begin{aligned} \text{Kp} : \quad y_{kp} &= 10^{0.243 \times x_{kp} + 1.025} \\ \text{Dst} : \quad y_{Dst} &= 10^{-0.010 \times x_{Dst} + 1.427} \\ \text{AE} : \quad y_{AE} &= 10^{0.001 \times x_{AE} + 1.003} \end{aligned}$$

Index	cc
Kp	0.766
Dst	-0.751
AE	0.792

각 지수에 대한 가중치를 준 발생 횟수간의 상관 관계식은 위와 같다. Dst 지수의 경우, Dst 지수가 작을수록 지자기 교란이 심해진 것이기 때문에 상관 관계식에서 계수와 CC가 음의 값을 가지게 된다. 상관지수만을 보았을 때 위성에서 ESD로 인한 위성 이상 현상은, 앞 절에서 언급한 하루 평균 전자량이 ESD에 미치는 영향보다 더 밀접한 연관성이 있다.

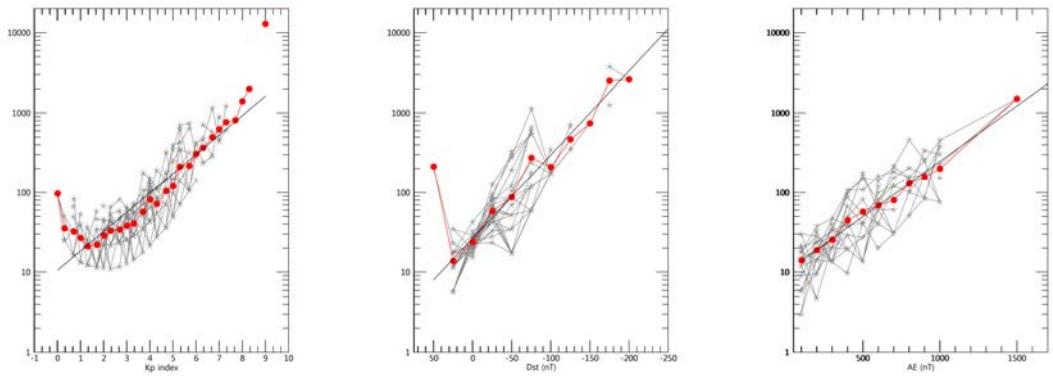


그림 2-51 1973년부터 1994년까지 각 지수 별 기록빈도를 포함시킨 ESD 발생 횟수

4.6 저궤도 위성 전자량 예측 연구

(1) 저궤도 위성 전자량 예측 방안 제시

정지궤도에서는 위성 주변의 고에너지 입자를 예측하는 방법이 데이터 분석과 시뮬레이션 등을 사용하여 다양한 연구가 진행되어 왔다. 하지만 저궤도의 경우, 궤도 위치상 자기권에 비해 예측 모델 개발을 위한 기반 연구가 미진하기 때문에 본 사업에서는 선행 연구가 거의 되어 있지 않는 저궤도 위성에서의 전자량 예측방안을 조사하였다. 저궤도 위성이 위치하는 공간은 기존 방사선대나 자기권에 비하여 입자 밀도가 높고 온도가 낮은 편이기 때문에 위성대 전현상이 빈번히 일어나긴 하지만, 이러한 현상이 모두 위성 이상 현상으로 연결되지는 않는다. 저궤도 위성에 영향을 주는 입자들은 크게 GCR (galactic cosmic rays), 자기장에 속박된 전자와 양성자 그리고 SEPs (solar energetic particles)로 나누게 된다. 이러한 입자들은 GCR은 1,000 MeV 이상, 속박된 양성자와 전자는 각각 400 MeV와 4 MeV 이하의 에너지를 가지게 된다.

GCR을 계산하기 위하여 CREME96, ISO 15390, CREME86, Nymmik 모델을 사용 할 수 있다. 이 모델들은 ESA에서 제공하는 우주방사선 예측 모델 SPENVIS에 대부분 포함되어 있으며 특히 CREME 96 모델의 경우는 GCR 뿐만 아니라 비정상적인 우주선 (anomalous cosmic rays)과 에너지가 높지 않은 입자의 플럭스 또한 계산이 가능하다. SEP 플럭스 또한 JPL91, ESP, PSYCHIC 등의 모델을 활용 할 수 있다. 가장 최근에 이루어진 연구로 W. Suparta [2015]에서는 ESP-PSYCHIC 모델을 병행 활용하여 태양 고에너지 입자 SEP 플럭스를 계산하였다. 또한 자기장에 속박된 입자를 계산하기 위해서는 NASA에서 제공하는 AP/AE 모델을 사용 할 수 있겠다. W. Suparta [2015] 경우, RazakSAT-1 위성 궤도 데이터를 사용하여 2009부터 2012년까지의 GCR 플럭스와 SEP 플럭스, 속박된 하전입자의 데이터를 계산하였다. 이를 통해 입자-물질 상호작용 알고리즘을 이용하여 SEE나 태양 전지판 손실 정도까지 계산하였으며 속박 하전 입자의 결과로 TID를 산출하였다 (그림 2-52).

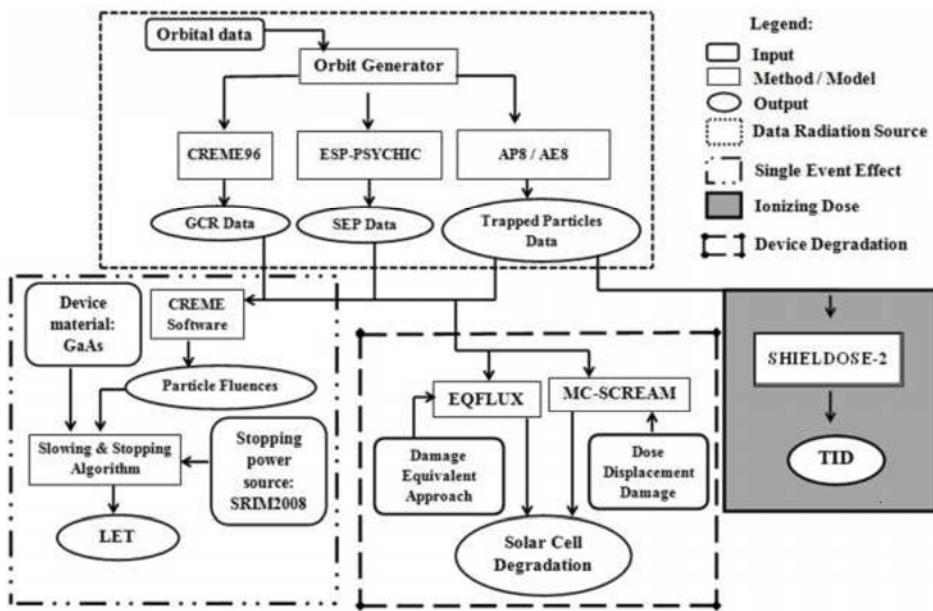


그림 2-52 GCR, SEP 와 속박 하전입자를 예측하고 그로 인한 위성 이상 현상을 계산하기 위한 모델의 블록 다이어그램

위의 방법은 위성 궤도만을 가지고 계산한 결과를 나타내 준다. 자기장에 속박된 하전 입자를 계산하기 위하여 다른 방법으로는 이전의 관측되어진 입자 플럭스 데이터를 기반으로 하는 경험적 모델인 TOP (Transient Observation-based Particle model) 모델이 있다. 이 모델은 입자들의 가장 정상적인 상태를 기준으로 하여 입자의 변화가 있을 경우 변화한 플럭스 값과 변화 이후 입자가 다시 정상상태로 돌아오는 시간을 토대로 계산을 하게 된다. 이 모델의 경우 전자의 에너지를 수 백 keV 단위에서 수 MeV 단위까지 0.1 keV 간격으로 계산이 가능하다 (그림 2-53).

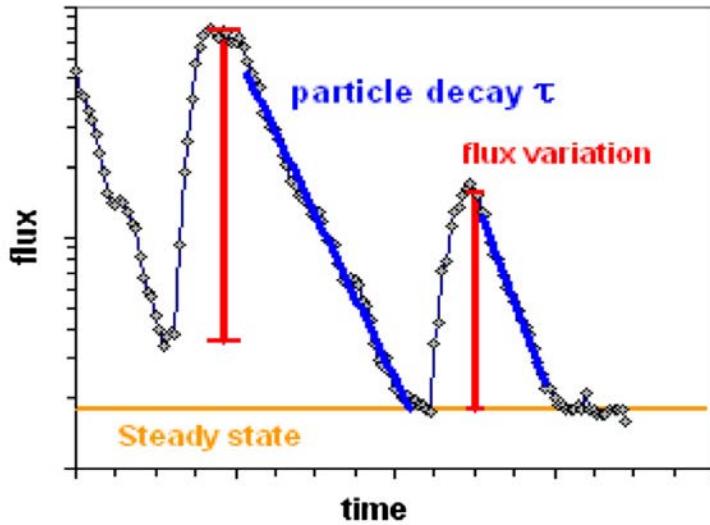


그림 2-53 TOP 모델의 자기장 속박입자 계산 방법. 주황색 선은 정상상태에서의 전자플럭스를 나타내고 빨간색은 플럭스가 변한 정도를 나타냄. 파란색은 플럭스가 변한 후 다시 정상상태로 되돌아오기까지 걸린 시간을 나타냄.

(2) 저궤도 전자량 예측 기술의 장단점 분석 및 최적 예측 모델 제안

W.Suparta [2015]에서 제시한 모델의 경우 계산 및 검증을 태양극소기에 대해서만 수행을 하여 GCR 플럭스가 상대적으로 큰 비중을 차지하고 있을 때만 검증이 이루어졌다. 검증을 보다 정확하게 하기 위해서 태양 극대기 동안의 검증이 필요하다. TOP 모델의 경우 에너지에 따른 플럭스의 하루 평균값은 계산 값이 실제 데이터를 잘 반영하지만 시간 흐름에 따른 플럭스 변화는 관측값과 잘 일치하지 않는다. 이는 입력값으로 사용되는 관측된 입자 변화 시간이 계산 시간 구간이 길어지게 되면 구간 분해능을 낮게 설정하여 계산하기 때문에 발생한다 (그림 2-54).

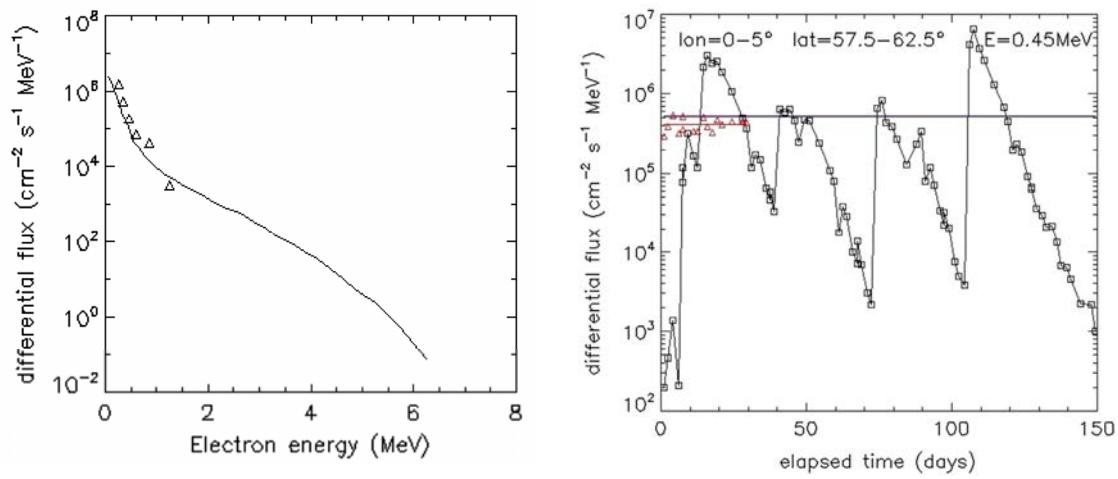


그림 2-54 (왼쪽) TOP 모델의 자기장 속박입자 계산 결과로서 에너지에 따른 플럭스의 변화와 (오른쪽) 시간에 따른 플럭스 변화

5. 위성 고에너지 입자 위험 모니터링 상황판 구축

5.1 위성 고에너지 입자 위험 모니터링 상황판

(1) 전체 시스템 구성도

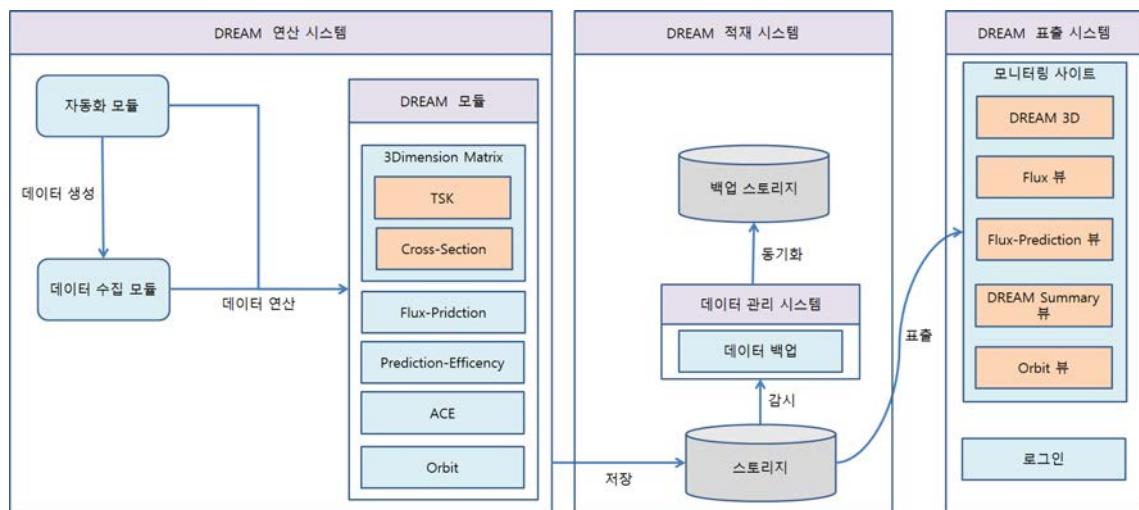


그림 2-55 전체 시스템 구성도

그림 2-55는 위성 고에너지 입자 위험 모니터링 상황판의 전체 시스템 구성도이다. 전체 시스템은 크게 3개의 하부 시스템으로 분류된다. 수집된 데이터에 대한 연산을 통해 새로운 데이터를 생성하는 (1) 연산 시스템, 전 처리된 데이터에 대한 관리를 위한 (2) 적재 시스템, 마지막으로 적재된 데이터에 대한 화면 표출을 위한 (3) 표출 시스템이다. 연산 시스템은 스케줄링 된 수집 프로세스로부터 주기적으로 데이터를 수집하고 가공하는 과정을 수행한다. 이렇게 전 처리된 데이터는 서비스를 위한 구조화를 통해 적재 시스템 내에 적재되고 관리된다. 시스템에 적재된 데이터는 데이터의 손실을 방지하기 위하여 백업을 수행하며, 백업 솔루션을 통해 주기적으로 백업을 수행한다. 연산 시스템에서 전처리되어 적재된 데이터는 표출 시스템과 모두 매칭되며 해당 데이터를 가시화한다.

(2) 웹 페이지 구성

위성 고에너지 입자 위험 모니터링 상황판은 크게 경보상황, DREAM 3D View, 우주방사선 및 위성 궤도별 누적방사선 컨트롤, 정지궤도/저궤도 리스트 화면 총 4개의 영역으로 구분된다 (그림 2-56).

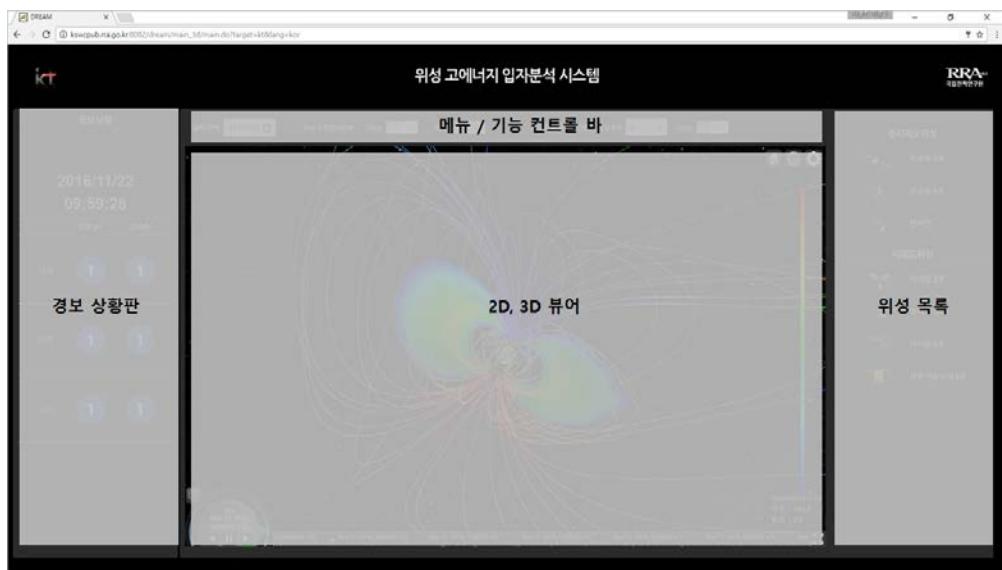


그림 2-56 웹 페이지 구성

우측 경보상황 상황판은 정지궤도에서 측정한 GOES 위성의 관측 자료에 기반한 위성의 경보 상황을 나타나게 하였다. 좌측은 40 keV 전자 플럭스에 따른 경보 상황으로, 40 keV 전자 플럭스의 변화는 위성의 표면 전하량 변화를 유도하여 위성 표면에 전류를 흐르게 한다. 우측은 2 MeV 전자 플럭스에 따른 경보 상황으로, 2 MeV 전자 플럭스의 변화는 위성의 내부 전하량 변화를 유도하게 되어 위성 내부에 전류를 흐르게 한다. 경보값 등급은 일반-주의-심각의 3단계로 구분하였다. 상단의 우주방사선 및 위성 궤도별 누적방사선 컨트롤에서는 날짜를 변경할 수 있는 컨트롤, 우주방사선에 대한 그래프 도시 컨트롤, 위성궤도별 누적방사선량 그래프 도시 컨트롤, 위성의 차폐 두께를 설정하는 컨트롤로 구성되어 있다. 3차원 뷰에서는 DREAM 모델의 주요한 산출물인 3차원 1 MeV 전자 플럭스를 지구 자기권 전 영역에 걸쳐서 2차원으로 투영하여 표출, Tsyganenko Model, 태양풍 입자, 위성 궤도를 표출한다. 좌측의 위성 목록은 현재 모니터링이 가능한 저궤도 위성 및 정지궤도 위성에 대한 목록을 제공하며, 선택시 3차원 뷰에 적용되어 화면에 표출 된다.

(3) 고에너지 입자 환경 가시화를 위한 3D 기반 상황판 구축

고에너지 입자환경 가시화를 위한 3D 기반 상황판 구축의 주요 기능은 Cross-Section 표출, Tsyganenko Model 표출, 태양풍 입자 표출, 위성 및 위성 궤도 표출, 크게 4가지의 기능을 제공한다 (그림 2-57).

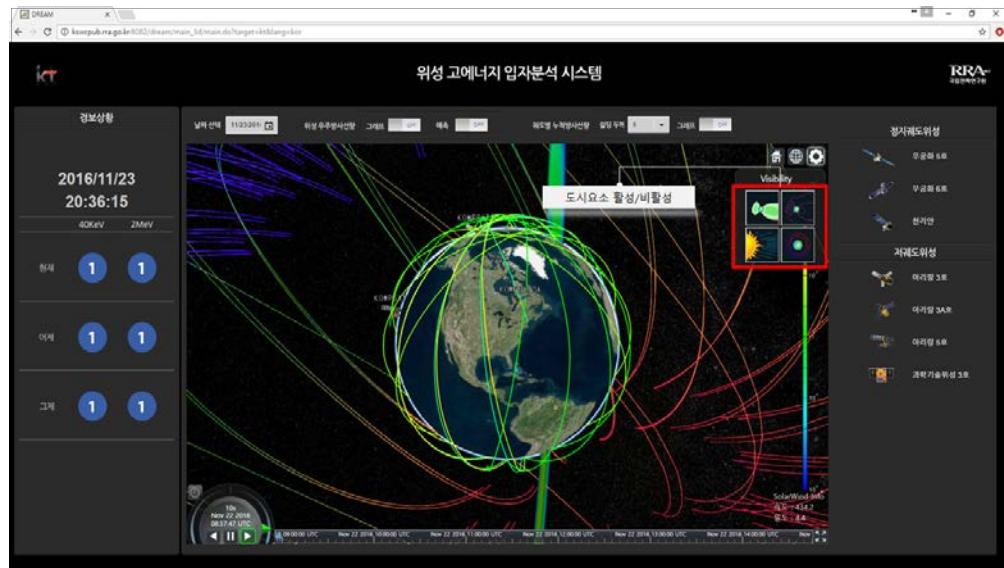


그림 2-57 3D 기반 상황판

4개의 표출 기능은 각각 활성/비활성 설정을 통해 사용자가 설정할 수 있다. 최초 사용자가 접속 했을 경우 4개의 도시요소는 초기화 되며, 기본 4개 요소 모두 화면에 표출한다 (그림 2-58).

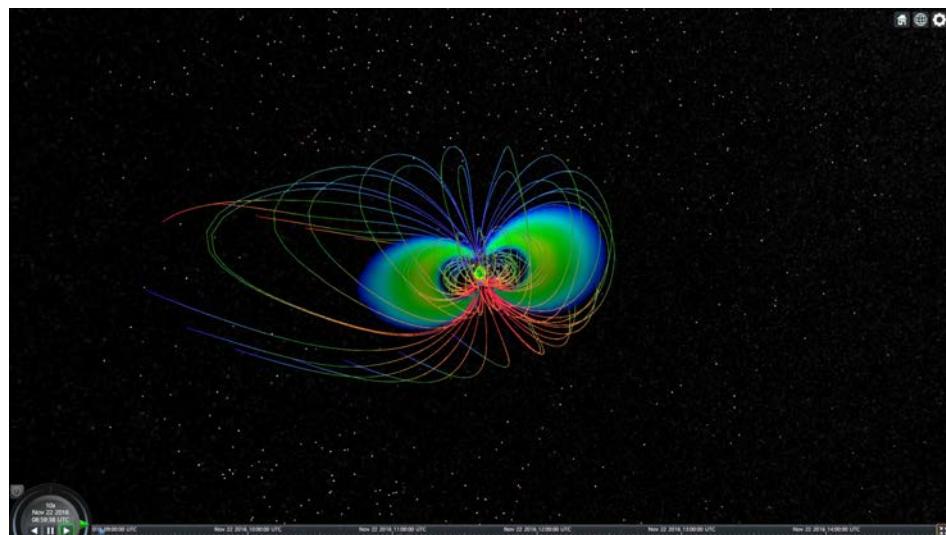


그림 2-58 전체 화면

또한 3차원 뷰 우측 하단의 전체 화면 보기 기능을 통해서 사용자가 현재 상황에 대한 모니터링을 중점적으로 할 수 있도록 기능을 제공한다.

① Cross-section 가시화

Cross-section 데이터는 3차원 큐브 데이터로써 6시간을 기준으로 1일 4개의 데이터가 생성되며 시간 동기화를 통해 해당 시간에 따라 위성의 위치가 변경 및 적용된다. Cross-section 데이터의 크기는 $241 \times 241 \times 161$ 사이즈로 생성되며 생성된 데이터는 웹서비스를 통해 2차원 투영된 형태로 자료를 표출한다. 2차원 투영된 단면도는 사용자의 포커싱이 변경될 때 회전 및 이동 상태정보를 적용하여 화면에 출력된다. Cross-section 표출을 위해 시스템은 다음과 같은 프로세스를 수행한다 (그림 2-59).

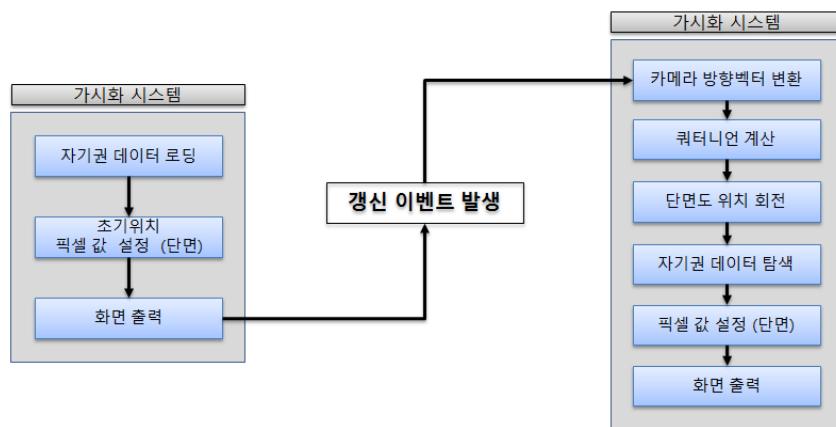


그림 2-59 이벤트 처리기

데이터에 대하여 3차원 표출을 위해서는 짐벌락 현상을 제거해야 한다. 짐벌락 현상이란 3차원 객체가 회전할 경우 두 개의 회전축이 겹치게 된다. 이럴 경우 정확한 데이터를 표출 할 수 없는 현상, 즉 2차원 평면상에 선으로 표현되는 현상이 발생한다. 이를 방지하기 위해서 3차원 객체와 카메라 방향 벡터(사용자가 바라보는 방향)를 이용하여 쿼터니언 회전 행렬을 계산하여 2차원 투영 단면을 생성한다 (그림 2-60).

$$q = (\cos(\theta/2), \sin(\theta/2)\vec{a}) = (w, (x, y, z))$$

$$R_q = \begin{pmatrix} 1 - 2y^2 - 2z^2 & 2xy - 2wz & 2xz + 2wy & 0 \\ 2xy + 2wz & 1 - 2x^2 - 2z^2 & 2yz - 2wx & 0 \\ 2xz - 2wy & 2yz + 2wx & 1 - 2x^2 - 2y^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad x, y, z \text{ 는 카메라 방향 벡터}$$

$$P1(x, y, z, 1) * R_q = new P1(x', y', z', 0) \quad x, y, z \text{ 는 3차원 자기선 데이터 위치 획득}$$

그림 2-60 쿼터니안 회전 행렬 계산식

그림 2-60과 같은 식을 이용하여 사용자가 입력에 따라 연산을 통해 2차원 Cross-section을 계산하여 화면에 표출한다.

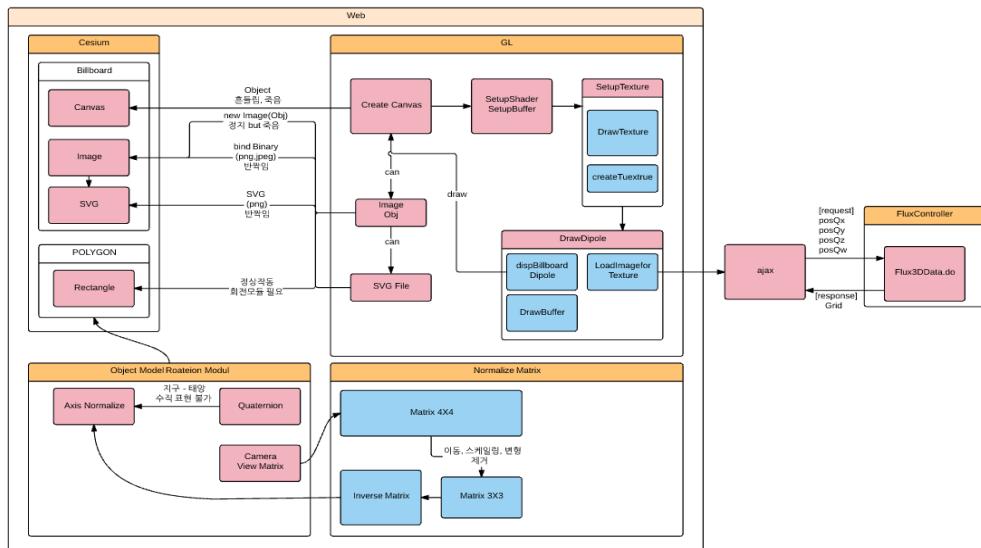


그림 2-61 고해상도 영역 처리 로직

Web-GL을 통하여 3D 가속을 받아 Surface된 이미지를 3D 엔진에 적재 시키는데 Canvas를 바로 적재 시켰을 때 성능은 실시간 랜더링 성능은 나쁘지 않았으나 3D 엔진 내 메모리 최적화 문제로 인하여 메모리 내 충돌이 발생하여 표출 이상 및 적재 시간이 길어지는 문제 등이 발생하였다. 위 사진과 같은 테스트를 통하여 고용량의 단면도를 표출하기 위하여 많은 실험을 통하여 최적의 케이스를 적용하였다 (그림 2-61).

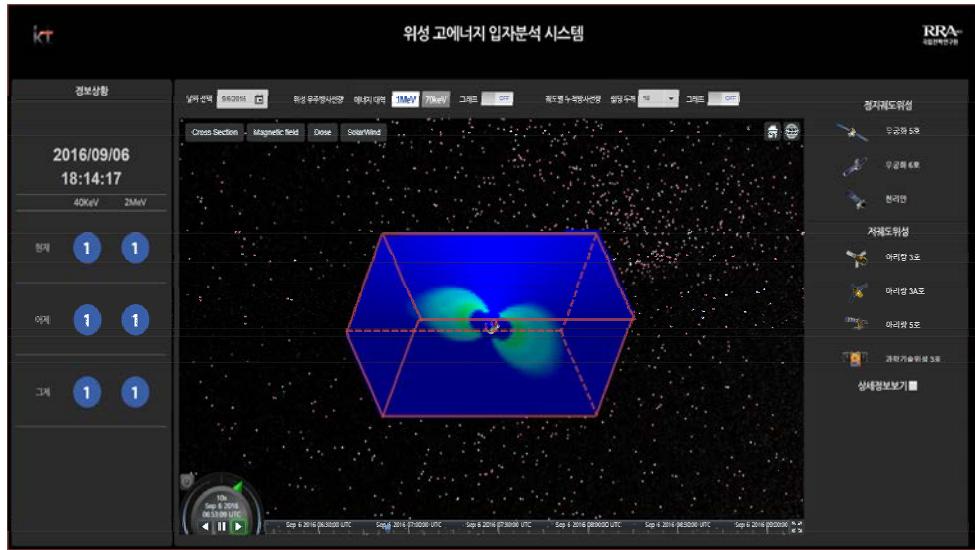


그림 2-62 큐브 영역 데이터

그림 2-62는 $241 \times 241 \times 161$ 사이즈로 생성된 데이터를 해당 2차원에 투영하여 얻은 결과물이다.

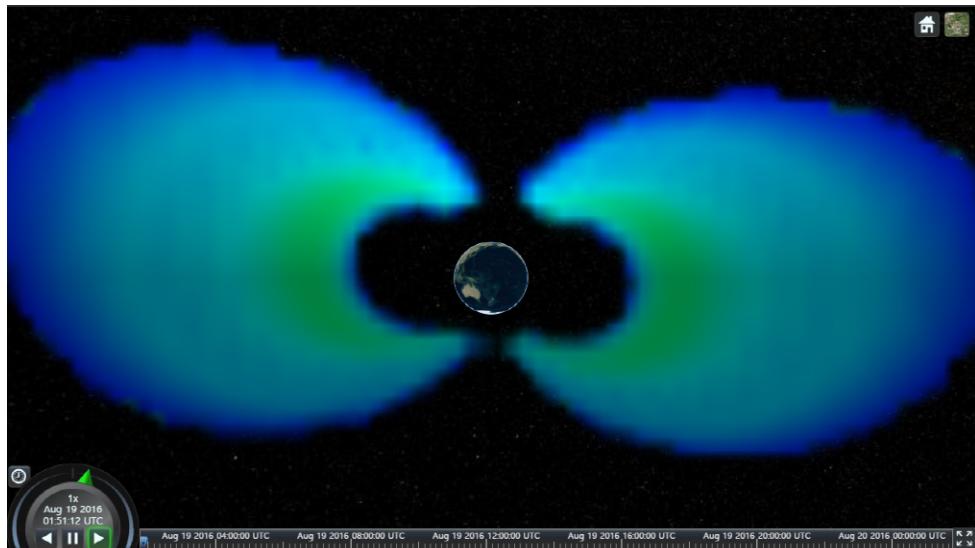
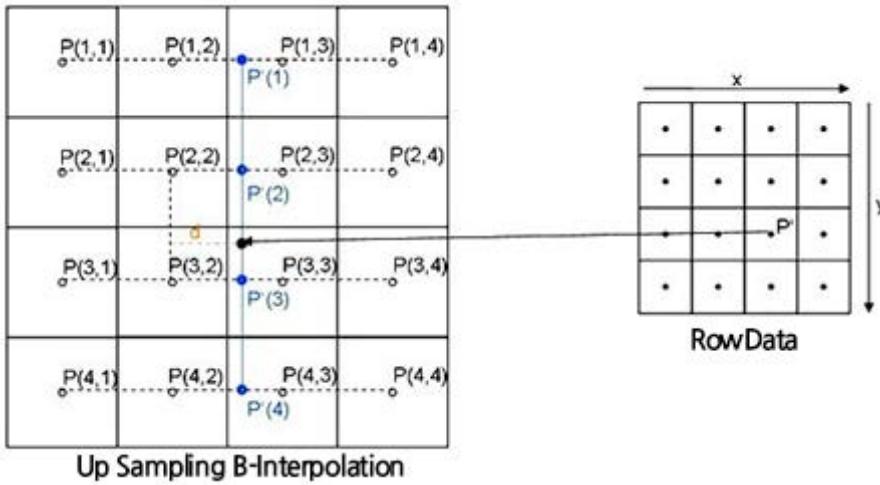


그림 2-63 저해상도 Cross-section 표출

그림 2-63은 $241 \times 241 \times 161$ 사이즈의 데이터를 241×241 데이터로 데이터를 투영한 뒤 데이터 자체를 512×512 로 Resampling한 후 Bilinear Interpolation 하여 얻은 결과이다 (그림 2-64).



$$\begin{aligned}
 P'(k) = & P(k,1) * (4 - 8(1 + d) + 5(1 + d)^2 - (1 + d)^3) + \\
 & P(k,2) * (1 - 2d^2 + d^3) + \\
 & P(k,3) * (1 - 2(1 - d)^2 + (1 - d)^3) + \\
 & P(k,4) * (4 - 8(2 - d) + 5(2 - d)^2 - (2 - d)^3)
 \end{aligned}$$

그림 2-64 개선 전 Bilinear Interpolation Resampling

데이터에 대하여 위치 보간 만을 통하여 수행하였더니 사진에서 보이듯 단면도의 가장자리가 가위로 자른 듯 표출 되었으며 단면도의 원형 모양이 유지가 되지 않은 것이 확인 되었다 (그림 2-65) .

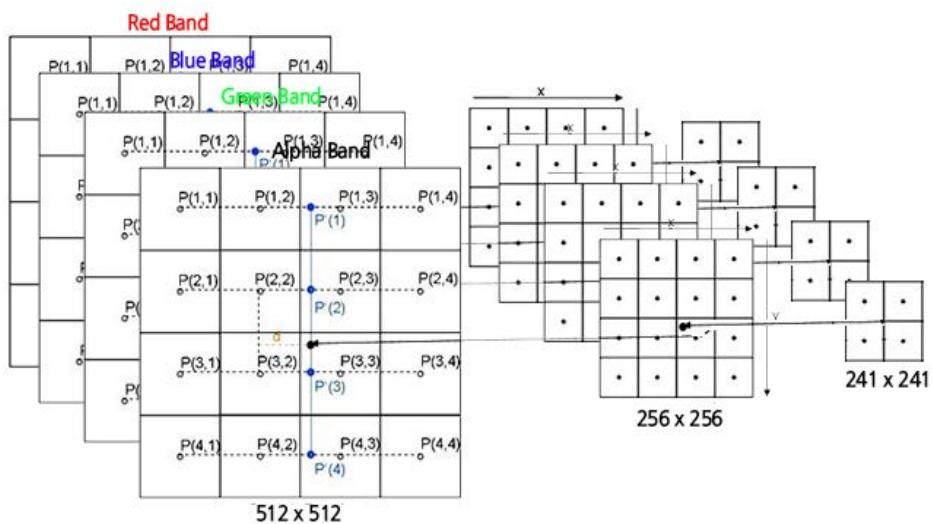


그림 2-65 개선 후 4Band Bilinear Interpolation Resampling

241 × 241의 데이터 자체를 256 × 256으로 Resampling 한후 Red, Green, Blue, Alpha Color Band를 각각 Band 별로 Bilinear Interpolation 을 하였다. 해상도를 올리기 위하여 이를 다시 512 × 512로 Resampling 한 후 4 Band를 Bilinear Interpolation 하였다.

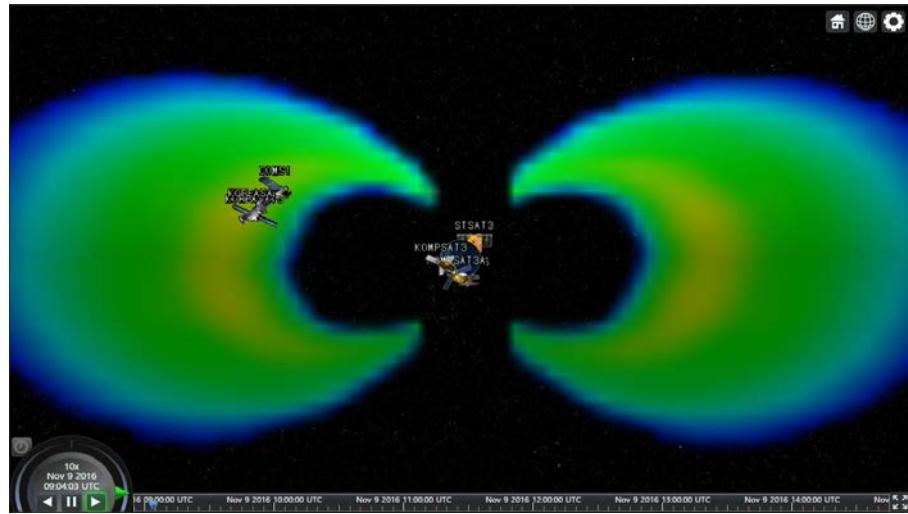


그림 2-66 고해상도 알고리즘 적용

그림 2-66은 241 × 241을 256 × 256으로 Resampling 한후 4 Band를 Bilinear Interpolation 후 다시 256 × 256을 512 × 512로 Resampling 한 후 4 Band로 Bilinear Interpolation하여 얻은 결과이다. 고해상도 알고리즘 을 적용한 전후의 이미지 비교는 그림 2-67에 나타내었다.

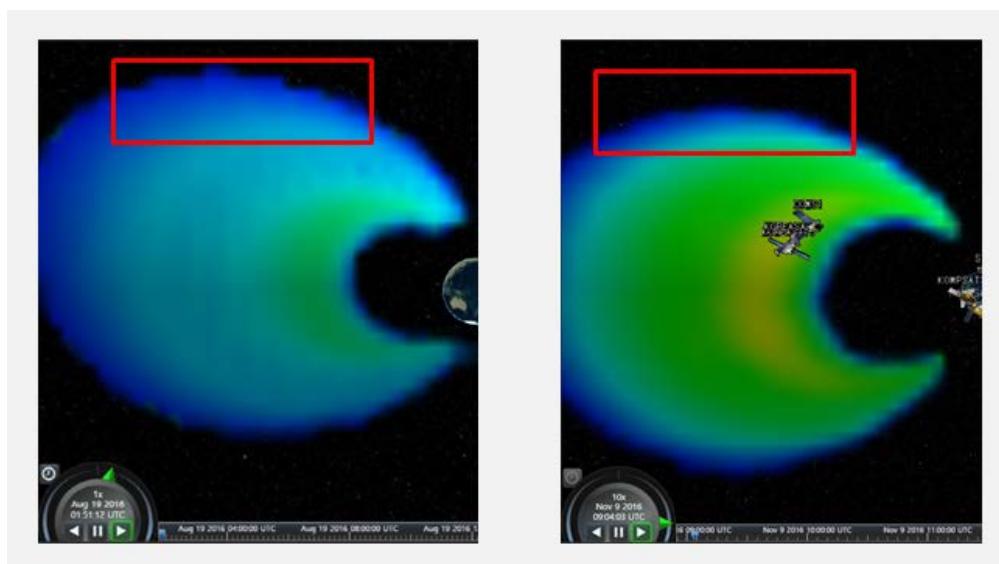


그림 2-67 고해상도 알고리즘 적용 전후 비교

그림 2-67과 같이 두 이미지를 비교해 보면 원형 형태를 가지며 보간되었으며 끝이 매끄러워졌음을 확인할 수 있다. 데이터에 대한 연산이 많아짐에 따라 연산시에 다른 작업을 할 수 없어 정지하는 문제가 나타났고, 이를 해결하기 위하여 그림 2-68과 같은 병렬 처리를 수행하였다.

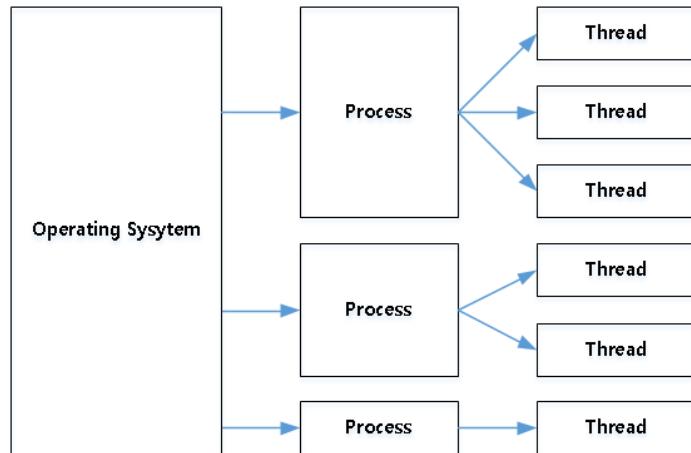


그림 2-68 고해상도 병렬처리 프로세스

하나의 Operating System은 GUI를 그리며 각각의 데이터를 나누어 4 Band Bilinear Interpolation Resampling 연산을 수행한다.

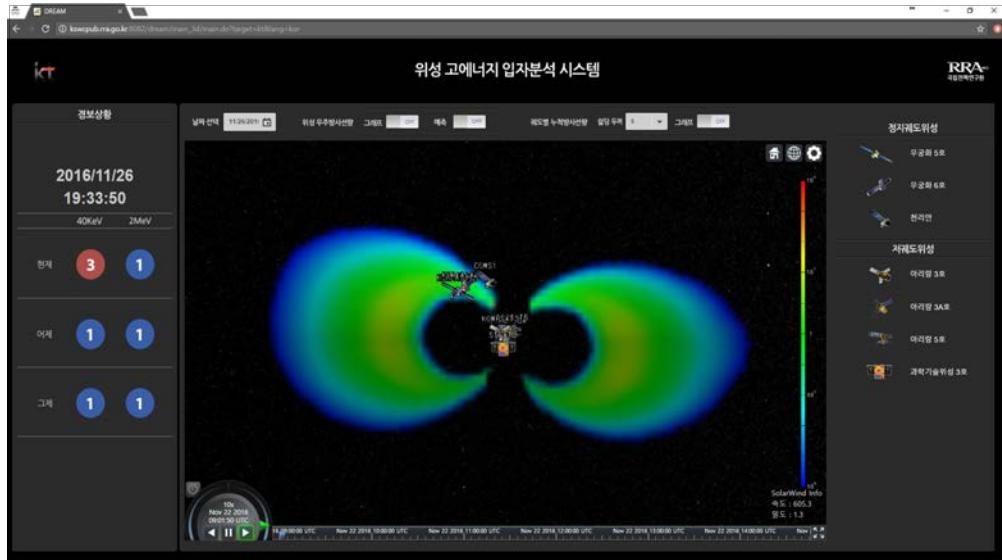


그림 2-69 고해상도 Cross-section

그림 2-69는 DREAM 모델의 주요한 산출물인 1 MeV 전자 플럭스를 지구

자기권 전 영역에 걸쳐서 표현한 단면도이다. 하전 입자들은 쌍극자 형태의 지구 자기장에 포획되어서 튜브 형태로 나타난다. 정지궤도와 저궤도 위성의 현 위치를 DREAM 결과 위에 중첩하여 나타내었다. 고해상도 처리를 위해 3차원 큐브 데이터에 존재하는 Null Point 공간에 대한 예외 처리 및 3차원 보간 작업을 수행할 수 있다. 보간 작업은 사용자가 바라보는 위치에 대한 depth 정보를 획득하여, depth의 Level 별 보간 여부를 동적으로 시스템이 판단하고, 화면에 표출할 수 있도록 구현하였다.

② Tsyanenko Model 가시화

Tsyanenko Model 가시화를 위해서 시스템은 모델로부터 위치 정보를 획득하여 구조화하였다. 시스템 내부 구조는 Tsyanenko Model의 각각의 위치를 x, y, z 형태로 하여 3차원 도시 엔진에 입력하고 그 결과를 화면에 표출한다. 3차원 데이터는 공간해상도 문제로 인해 각 데이터사이에 보간을 수행한다 (그림 2-70).

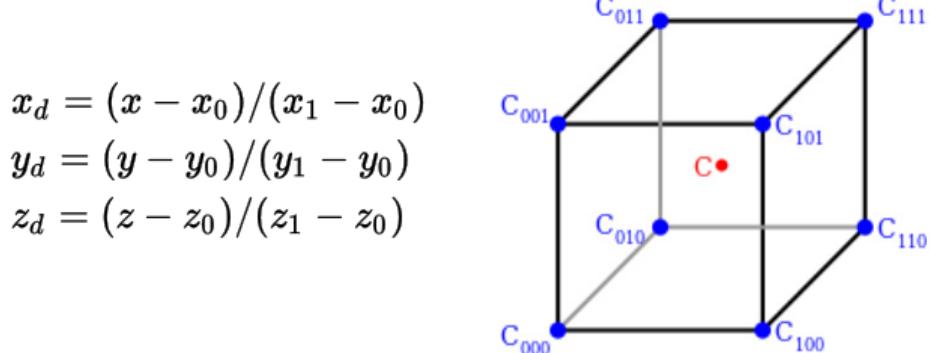


그림 2-70 Bilinear Interpolation

데이터에 대한 보간은 위치 보간 및 색상 보간을 수행하며, 보정 기능은 3D 엔진 내부 보간법을 이용, bilinear Interpolation 기법을 선택하여 적용하였다.

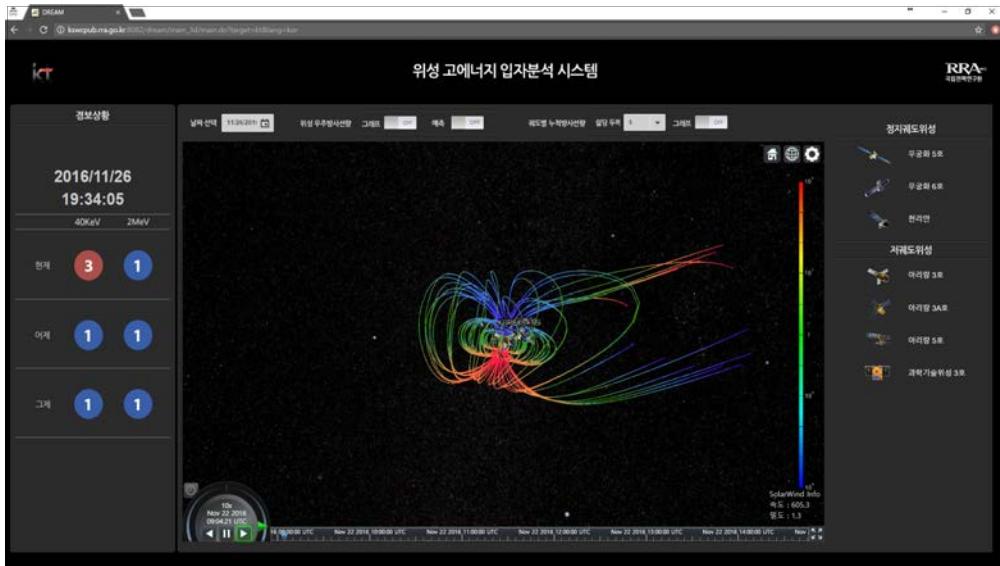


그림 2-71 3차원 자기력선 표출

그림 2-71은 적재된 Tsyganenko Model에 대한 위치 및 색상 보간을 통해 표출한 3차원 자기력선 표출 결과 화면이다. Cross- section과는 다르게 3차원 표현 방식을 이용했기 때문에 사용자가 3차원 컨트롤을 하더라도 물리적 위치에 대한 변화 없이 화면에 표출된다.

③ 태양풍 입자 가시화

위성 고에너지 입자환경 가시화를 위해서 태양풍 입자 데이터를 3차원으로 가시화 하여 표출한다. 태양풍 입자에 대한 정보는 단위 공간상에 밀도와 속도 정보를 시스템 내부에 적재하고 시스템 모듈은 적재된 태양풍 입자정보를 로딩하여 화면에 표출한다. 3차원 공간에 타원 방정식을 사용하여 지구로부터 일정거리에 회전 행렬을 곱하며 3차원으로 전개를 한다 (그림 2-72).

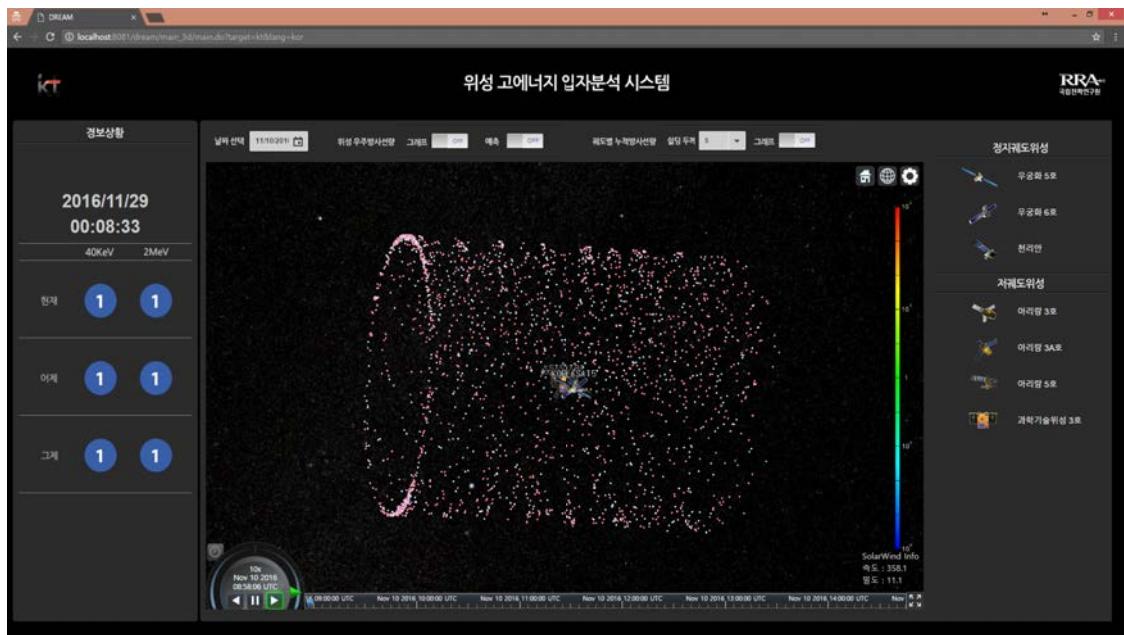


그림 2-72 3차원 태양풍 입자 전개

$$(x, y, z) = (x_0, y_0, z_0) + r \cos \theta e_1 + r \sin \theta e_2$$

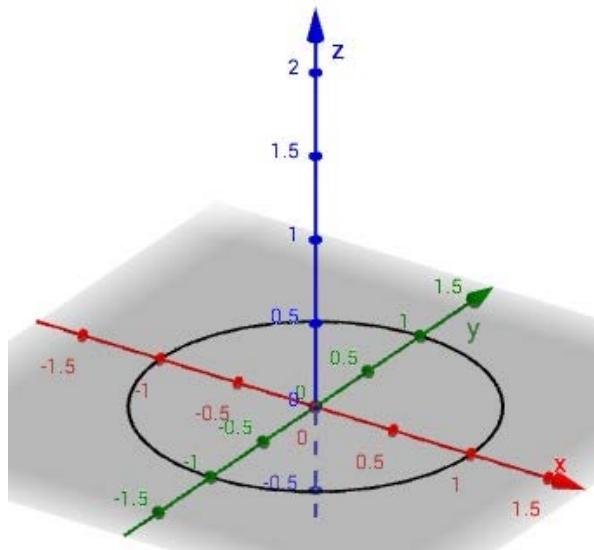
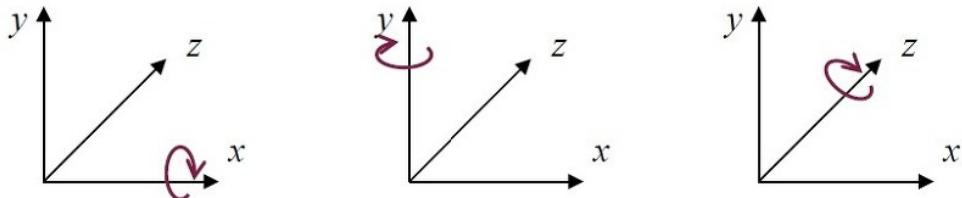


그림 2-73 3차원 타원 방정식 전개

위 방정식을 사용하면 타원에 대한 (x, y, z) 좌표를 얻을 수 있다 (그림 2-73).

$$\mathbf{R}_x(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{R}_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{R}_z(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$



$$\mathbf{R}_x^{-1} = \mathbf{R}_x(-\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{R}_y^{-1} = \mathbf{R}_y(-\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{R}_z^{-1} = \mathbf{R}_z(-\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

그림 2-74 타원의 x, y, z 좌표계 변환

위의 해당축의 회전 Matrix를 사용하여 타원의 x, y, z좌표에 회전 행렬을 곱하여 3차원 회전을 시키며 전개된 입자들의 타원방정식과 지구의 법선벡터를 구하여 단위벡터로 변환시켜 벡터와 가중치를 곱하여 해당 축의 데이터를 차감하여 각 개체마다 이동량이 다른 입자들을 구현 가능하다 (그림 2-74).

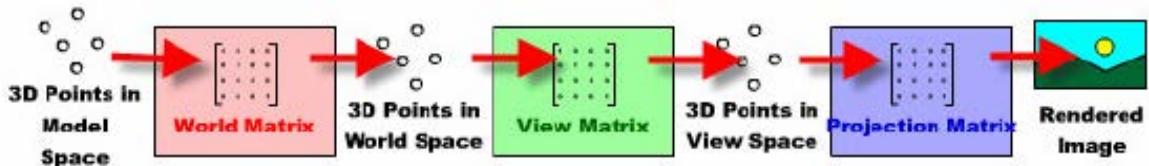


그림 2-75 3차원 점들의 매트릭스 전환

3차원 점들을 World Matrix를 구하여 View Matrix를 곱하면 Projection 된 2차원의 좌표를 구할 수 있다. 해당 좌표를 구하여 지구 중심으로부터 이동된 타원 방정식의 점과 입자들의 좌표의 벡터의 길이가 0이 되는 값을 찾으면 충돌된다고 판정한다 (그림 2-75).

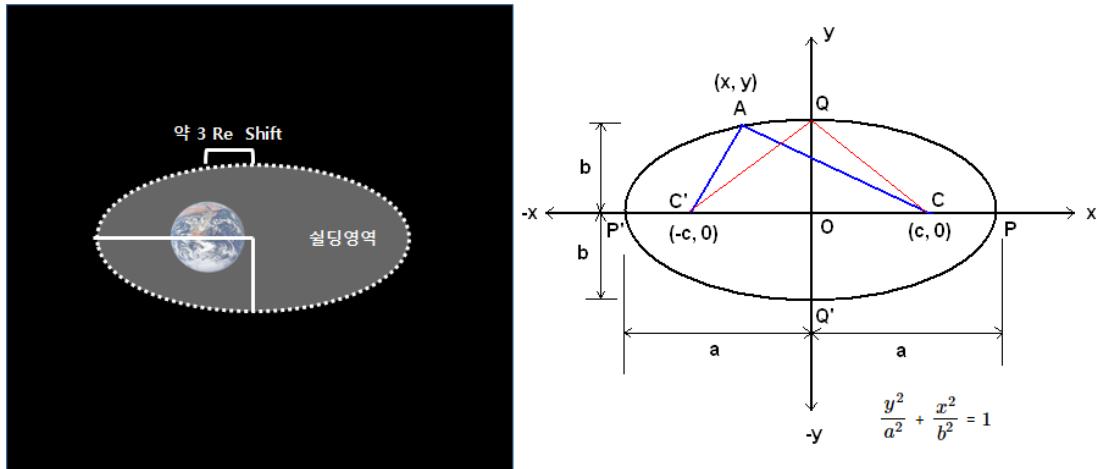


그림 2-76 지구 쇼딩 영역 연산

위성 주변의 고에너지 입자환경 가시화를 위해서 태양풍 입자 데이터를 3차원으로 가시화 하여 표출한다. 태양풍 입자에 대한 정보는 단위 공간상에 밀도와 속도정보를 시스템 내부에 적재하고 시스템 모듈은 적재된 태양풍 입자정보를 로딩하여 화면에 표출한다. 그림 2-76은 지구자기권계면에 의한 쇼딩 영역을 단순화해서 연산한 방법이다.

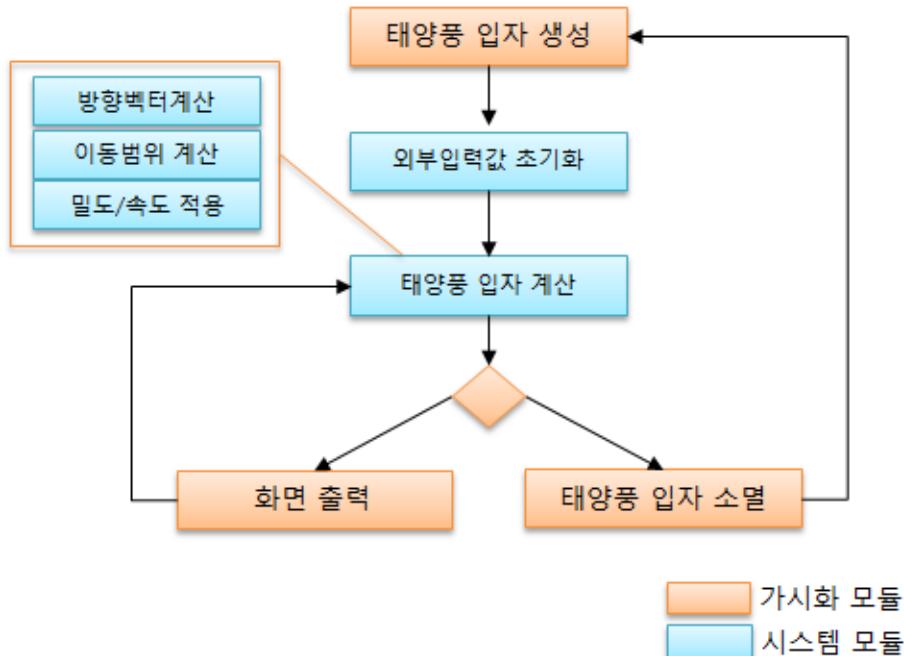


그림 2-77 태양풍 입자 가시화를 위한 시스템 블록 디어그램

태양풍 입자는 지구와 태양 사이 임의의 영역에서 자동으로 생성되며, 생성

된 데이터는 태양풍 입자별로 밀도와 속도 정보를 갖게 된다. 밀도와 속도의 변화는 범위 내에서 자동으로 변경 적용되어 화면에 표출되며 시간에 따라서 밀도와 속도가 변화한다. 태양풍 입자에 대한 계산은 태양풍 입자별 방향벡터를 계산, 이동범위에 대한 계산을 통해 화면에 표출될 위치가 최종적으로 설정되며, 특정 영역에 도달하면 자동으로 소멸된다. 그림 2-77은 태양풍 입자 생성 과정을 나타내는 블록 다이어그램이다.

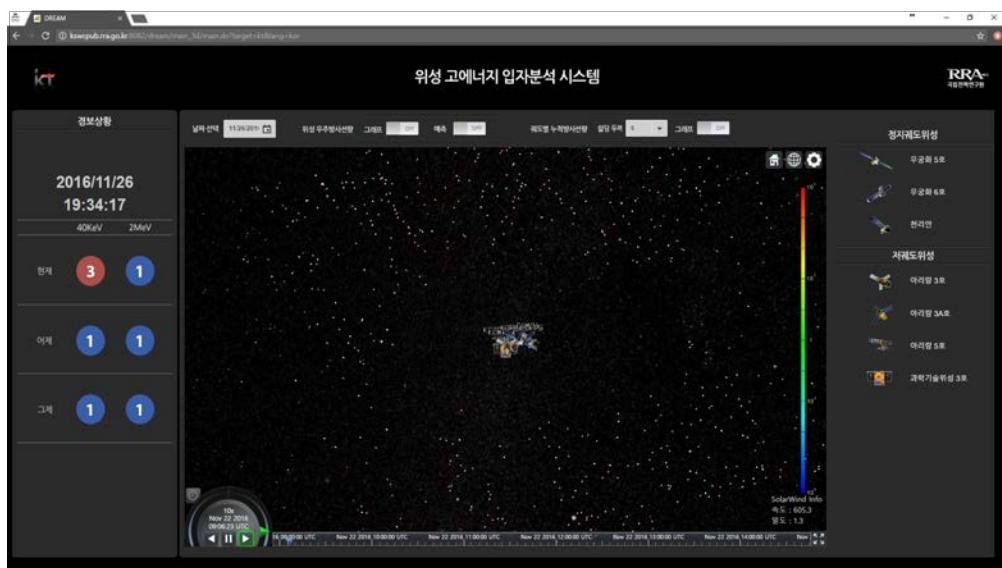


그림 2-78 태양풍 입자를 표출한 위성고에너지 입자 모니터링
상황판

그림 2-78은 결과적으로 태양풍 입자를 표출한 화면이다. 지구를 중심으로 특정 영역은 지구 자기권과 반응하여 소멸하기 때문에 태양풍 입자를 표출하지 않는다.

④ 위성궤도 누적 방사선량 표출

위성궤도 누적 방사선량은 우주공간 내에서 방사선이 위성체 내부에 흡수되는 정도를 나타내는 척도이다. 우주방사선량 산출을 위해서는 위성 위치에서의 자기장, 속박된 전자와 양성자 플럭스, 태양에서 오는 양성자 플럭스, 우주선 (cosmic ray) 등의 1차적 산출물이 필요하고, 이 1차적 산출물을 우주방사선량 산출 모델에 입력하여 우주방사선량을 산출해낸다. 위성 고에너지 입자 분석 시스템은 위성의 누적 방사선량을 화면에 표출한다. 지구 주변의 저궤도 위성은 위성 궤도에 단위 시간당 받은 우주방사선에 대한 정보를 표출하며 파란

색에서 빨간색으로 이동할수록 우주방사선의 영향을 많이 받은 것으로 알 수 있다.

- 연
 - 월
 - 일
 - 시
 - 분
 - 경도[degree]
 - 위도[degree]
 - 고도[R_E]
 - 해당 시점 5분간 누적방사선량 [rad]
 - 위성 발사일로부터의 누적 방사선량 [rad]
 - 속박된 전자에 의한 5분간 누적방사선량 [rad]
 - 전자의 2차 효과에 의한 5분간 누적방사선량 [rad]
 - 속박된 양성자에 의한 5분간 누적 방사선량 [rad]
 - 우주선에 의한 누적 방사선량 [rad]
 - 주요부품의 내구도(기준의 기대수명을 대체, [%])

[]안은 각 변수의 단위

그림 2-79 우주방사선량 데이터베이스의 형식

그림 2-79는 시스템 내부에 저장되는 위성에 대한 우주방사선 정보를 저장하고 있는 파일의 형식이다. 위성 고에너지 입자 분석 시스템은 해당 시간에 대한 정보를 획득하여 파일을 로딩하고 각 위성별 정보를 화면에 표출한다.

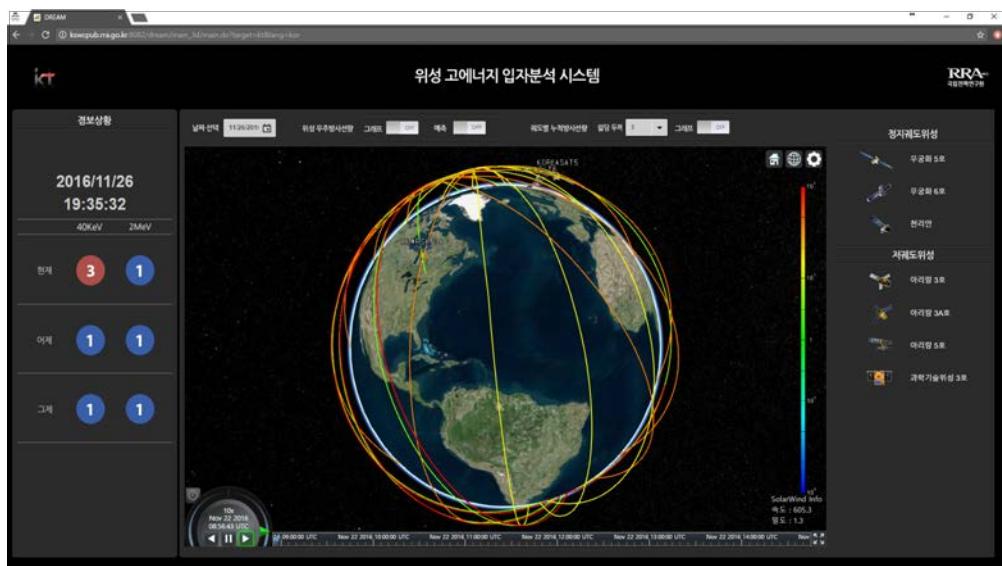


그림 2-80 3차원 공간상의 위성 궤도 누적방사선 표출

그림 2-80은 위성의 궤도별 누적방사선량을 표출한 화면이다. 궤도별 누적방사선은 사용자에 의해 쉘딩 두께를 조절 할 수 있으며 설정된 쉘딩 두께에 따른 위성의 궤도별 누적방사선량을 동적으로 로딩하여 화면에 표출한다.

⑤ 우주방사선 그래프 및 전자 플럭스 예측 그래프

위성 고에너지 입자 분석 시스템은 우주방사선에 대하여 에너지 대역별 그래프를 제공한다. 좌측의 경보상황은 정지궤도에서 측정한 GOES 위성의 관측 자료에 기반한 위성의 경보 상황을 나타낸다.

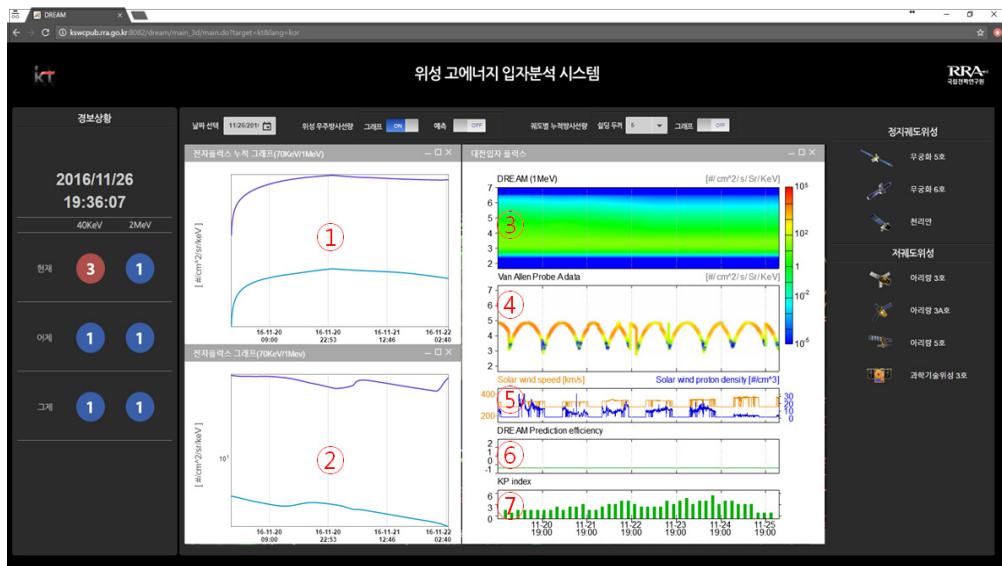


그림 2-81 전자 플럭스 및 우주방사선 그래프 표출

경보상황의 좌측은 40 keV 전자 플럭스에 따른 경보 상황으로, 40 keV 전자 플럭스의 변화는 위성의 표면 전하량 변화를 유도하여 위성 표면에 전류를 흐르게 한다. 우측은 2 MeV 전자 플럭스에 따른 경보 상황으로, 2 MeV 전자 플럭스의 변화는 위성의 내부 전하량 변화를 유도하게 되어 위성 내부에 전류를 흐르게 한다. 경보값 등급은 일반-주의-심각의 3단계로 구분하였고, 기준이 되는 에너지 대역과 플럭스 범위는 표 2-6과 같다.

등급	Kp 범위	> 2 MeV 1일 Fluenc		40 keV 전자 플럭스	
		최솟값 (값 포함)	최댓값 (값 포함)	최솟값 (값 포함)	최댓값 (값 포함)
3(심각)	$\geq 9-$	1.2×10^9		4.5×10^5	
2(주의)	6- ~ 8+	5.7×10^7	1.2×10^9	1.2×10^5	4.5×10^5
1(일반)	0 ~ 5+		5.7×10^7		1.2×10^5

표 2-6 2 MeV fluence, 40 keV 전자플럭스의 3단계 경보 기준

① 전자플럭스 누적 그래프 (70 keV/1 MeV)

그림 2-81의 ①, ② 패널은 DREAM 모델의 산출물이다. ① 패널의 보라색 선은 DREAM 모델의 산출물로, 정지궤도에서 70 keV 전자의 단위 시간당 단위 면적당 플럭스를 나타내는데 해당 데이터를 하루 동안 적분하여 나타낸 그래프이다. ① 패널의 하늘색 선은 DREAM 모델의 산출물로 정지궤도에서 1 MeV 전자 플럭스를 하루 동안 적분한 값이다. 이 값이 높을수록 인공위성의 내부대전 현상 발생 확률이 증가할 것으로 예상된다.

② 전자플럭스 그래프 (70 keV/1 MeV)

그림 2-81의 ② 패널의 보라색 선은 DREAM 모델의 산출물로, 정지궤도에서 70 keV 전자의 단위 시간당 단위 면적당 플럭스를 나타낸다. 이 값이 높을수록 인공위성의 표면대전현상 발생 확률이 증가할 것으로 예상된다. ② 패널의 하늘색 선은 DREAM 모델의 산출물로 정지궤도에서 1 MeV 전자 플럭스를 단위 시간당 단위 플럭스를 나타낸다.

③ DREAM 모델의 산출물로 1 MeV, 피치각 50도인 전자 플럭스를 나타낸다. 지구로부터 거리에 해당하는 L*(y축)와 시간(x축)에 따라 지구 방사선대의 플럭스가 변화하는 모습을 보여준다. 컬러 스케일은 빨간색에 가까울수록 입자의 개수가 많은 것을 나타내며, 파란색에 가까울수록 입자의 개수가 적은 것을 나타낸다.

④ 반앨런프루브 (Van Allen Probe) A 위성에서 관측한 1 MeV 실시간 전자 플럭스를 나타낸다. 첫 번째 패널 그래프와 같은 컬러 스케일로 나타내고 있고, 위성이 지나가는 궤도 위에서만 값이 표출되기에 선형(line plot)으로 나타난다.

- ⑤ ACE Data 태양풍의 속도와 밀도를 나타낸다.
- ⑥ DREAM 모델의 예측 정확도(Prediction Efficiency)를 나타내고 있다.
- ⑦ 지구 자기장 교란 지수인 Kp 지수를 차례대로 보여주고 있다. 태양풍의 속도가 높을수록, Kp 지수의 값이 높을수록 지구 자기권의 입자수의 큰 증가가 예상된다.

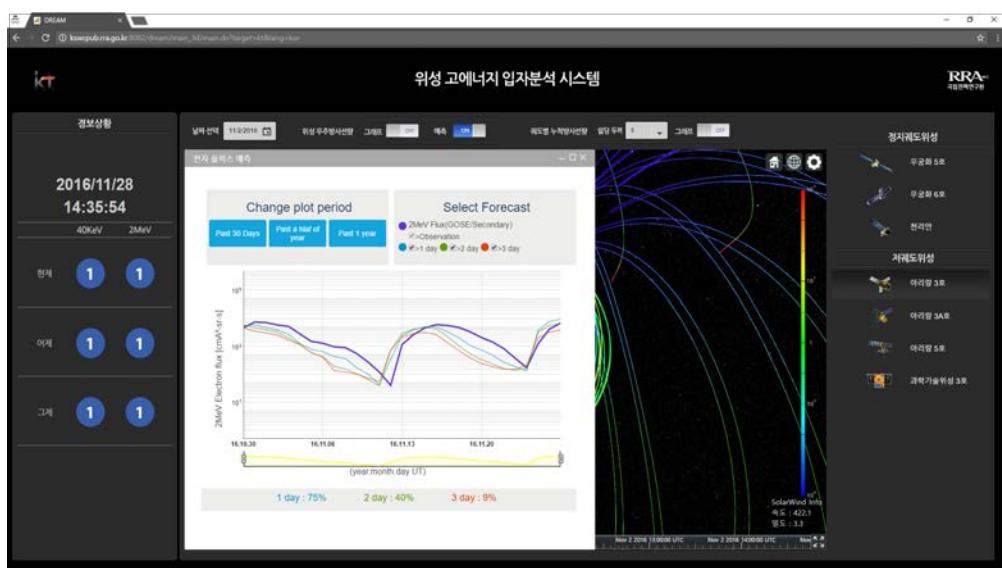


그림 2-82 전자플럭스 예측 모델 표출 그래프

그림 2-82는 정지궤도 3일 예측 모델의 결과를 표출한 것이다. 보라색 선은 하루 평균된 플럭스의 값을 선형적으로 표출, 하늘색은 1일 예측 플럭스, 녹색은 2일 예측 플럭스, 주황색은 3일 예측 플럭스 값이다. 현재, 하루, 이틀, 삼일 전자 플럭스 값을 비교하기 위하여 하나의 그래프에 중첩해서 표출하였으며, 각각 최근 시간으로부터 30일 전, 180일 전, 1년 전까지의 데이터와 정확도를 조회할 수 있다.

⑥ 위성 궤도별 누적 방사선량 그래프 표출

그림 2-83은 선택한 위성의 날짜, 실드 두께를 기준으로 이전 3일간의 순간/누적 총 방사선량(TID)과 순간/누적 플럭스를 확인할 수 있다. 순간 방사선량의 단위는 [rad/s], 누적 방사선량의 단위는 [rad]이다. 선택한 위성이 발사한 시점부터 현재까지의 누적 방사선량을 실딩 두께에 따라 산출한 방사선량이다.

각 창들은 속박된 전자에 의한 누적 방사선량, 속박된 양성자에 의한 누적 방사선량, 태양 양성자에 의한 누적 방사선량, 모든 요인에 의한 방사선량을 합산한 총 방사선량(TID)을 나타낸다. 단위는 [rad]를 사용한다.

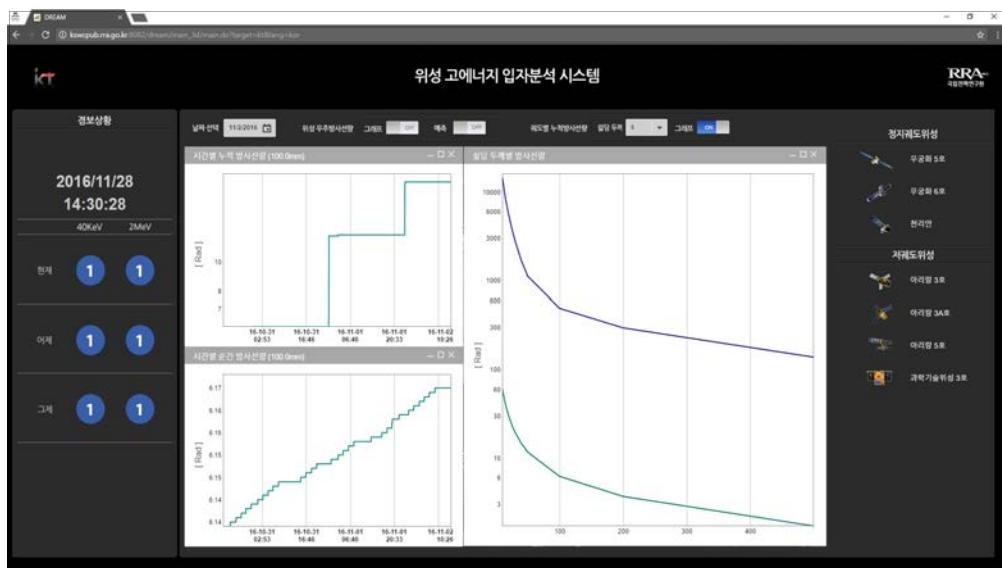


그림 2-83 위성 궤도별 누적방사선량 그래프

5.2 국제 서비스를 위한 시스템 구현

(1) 영문 웹 페이지 제작

위성 고에너지 입자분석 시스템은 전 세계 서비스를 위해서 영문 웹 페이지 기능을 그림 2-84와 같이 제공한다.

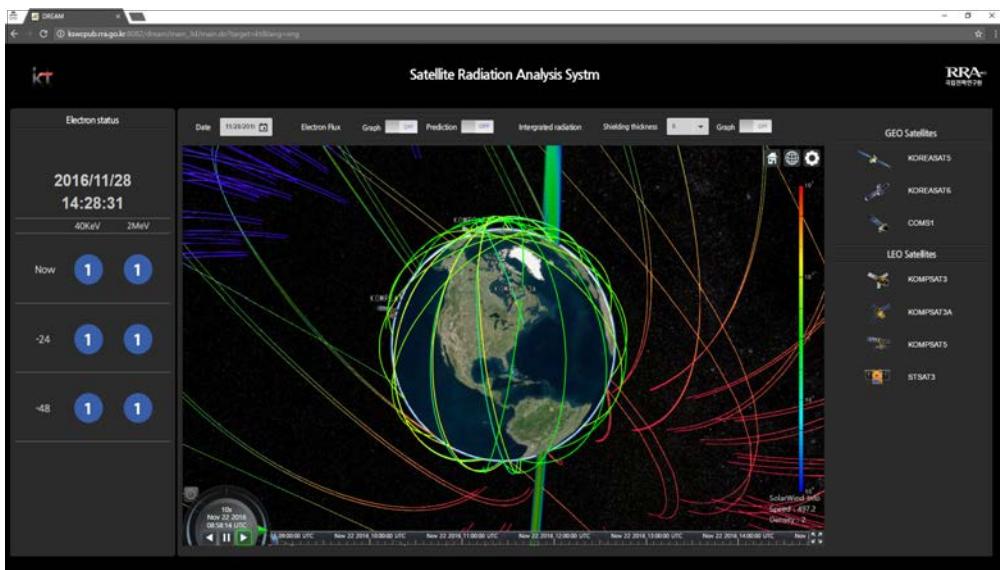


그림 2-84 영문 웹 페이지 제공

5.3 아카이브 구축을 위한 스토리지 설치 및 운영

(1) 백업 스토리지 및 메인 스토리지

DREAM 모델 구동을 위한 서버는 DREAM 모델의 처리 속도, 데이터 증가, 데이터 안정성 등을 고려하여 구성하였다. 향후 수년간 운영될 시스템이기 때문에 실제 요구되는 사양보다 좀 더 높은 사양의 CPU나 메모리로 구성하고 데이터 저장 용량 또한 여유 있게 예측하였다 (그림 2-85). 표 2-7은 모델 구동을 위한 시스템 사양이다.

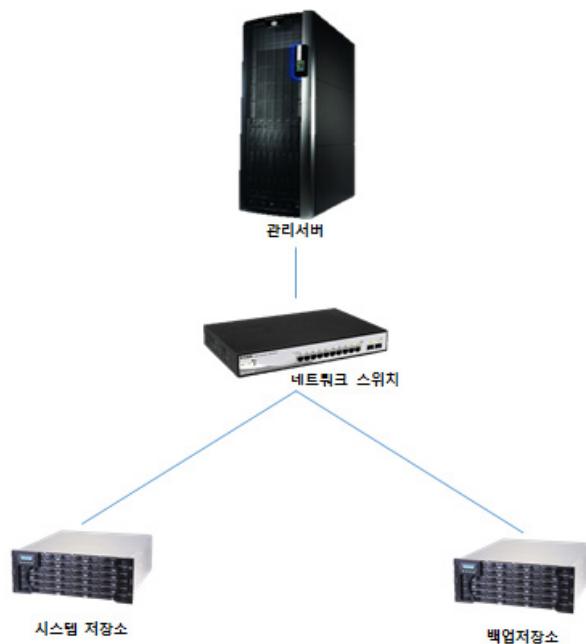


그림 2-85 아카이브 구축을 위한 백업 스토리지 및 메인 스토리지 구성

구 분	내 용
제조사 및 모델명	DELL PowerEdge R730
CPU	Intel Xeon E-52653 v3 3.0GHz
RAM	32 GB
디스크 구성	OS 구동: SSD 512 GB × 2 EA 데이터 저장: HDD 6 TB × 2 EA
RAID	RAID 1 미러링
설치 OS	CentOS 6.7 (Final) 64bit

표 2-7 DREAM 모델 구동을 위해 설치한 컴퓨터의 시스템 사양

5.4 자료백업 및 미러링 서비스를 위한 시스템 구현

(1) 주기적인 백업 및 동기화 솔루션 구축

위성 고에너지 입자분석 시스템은 서비스를 위해 다양한 데이터를 이용하여 화면에 표출 한다. 데이터의 무결성과 안정성을 위해서는 별도의 백업 저장소를 이용하여 수집하는 모든 데이터에 대한 자료를 백업, 자료 관리가 가능하다 (그림 2-85, 2-86).

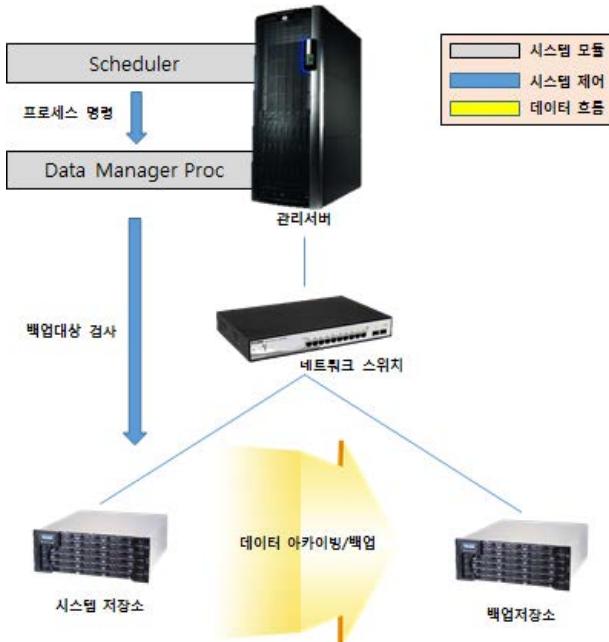


그림 2-86 DREAM 서비스를 위한 네트워크 환경 구축

네트워크 환경으로 구축된 저장소 및 서버는 위의 그림 2-86과 같이 물리적 형태로 구성되어 있다. 관리 서버내 스케줄러는 데이터 관리 프로세스를 주기적으로 실행하여 시스템 저장소에 저장되어 있는 데이터에 대하여 백업 대상 데이터가 있는지 검사를 수행한다. 백업 대상 데이터가 존재 할 경우 같은 네트워크 망에 있는 백업 저장소로 데이터를 백업하여 자료에 대한 이중화를 구현하였다. 동기화 솔루션은 물리적으로 분리되어 있는 시스템 저장소에 사본을 저장 및 유지 할 수 있는 솔루션으로써, 파일 전송제어 및 동기화가 가능한 형태로 시스템에 설정되어 있다. 시스템 저장소에 저장된 데이터의 Loss가 발생 할 경우 관리자는 동기화 솔루션을 이용하여 복구가 가능하며 이를 통해 위성 고에너지 입자 분석 시스템은 데이터에 대한 무결성 보장을 지원하고 안정적인 서비스를 제공할 수 있다.

DREAM 모델 구동 및 데이터 저장을 위해 구축된 서버 및 스토리지는 구동 성능 및 안정성을 높이기 위해 OS 구동 디스크와 데이터 저장 디스크를 분리하였고 각 부분의 디스크를 2개씩 구성하여 RAID 1 미러링으로 설정하였다. RAID 1은 디스크 2개를 이용하여 구성하며, 하나의 디스크의 데이터를 다른 디스크에 실시간으로 백업한다. 때문에 하나의 디스크에 문제가 발생해도 데이터 손실이 없고, RAID 구성 중 가장 신뢰도 높은 구성 방법이다. OS를 설치하고 모델을 구동할 디스크는 512 GB SSD를 이용하였다. 모델 입력 데이터

및 결과 데이터를 저장하기 위한 디스크는 6 TB의 HDD를 이용하였다.

5.5 DREAM 운영시스템의 미국 SWPC 제공방안 마련

미국 NOAA SWPC에 데이터 제공을 위하여 네트워크 통신 프로토콜을 이용하여 자료를 제공할 수 있도록 그림 2-87과 같이 시스템을 구현하였다.

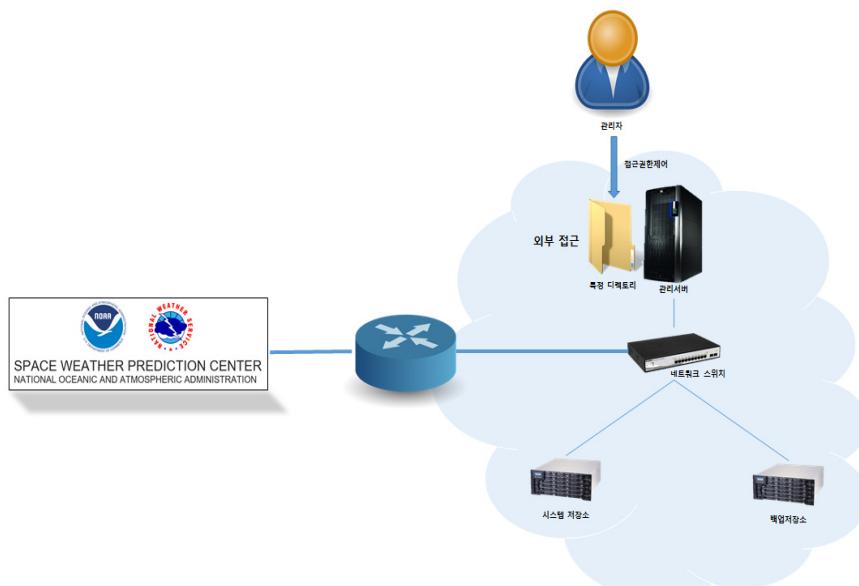


그림 2-87 미국 SWPC에 제공하기 위한 네트워크 구성

외부 접근이 가능한 형태로 관리자가 설정한 특정 폴더에 데이터를 적재, 파일 접근 권한제어 기술을 통해 서비스 기능을 구현하였다. 설정을 통해 외부에서 접근하는 사용자는 내부 다른 데이터의 접근 제한을 함으로써 보안에 취약점을 제거하였다.

5.6 국문/영문 매뉴얼 제작

(1) 위성고에너지 입자 위험 모니터링 상황판 국문/영문 서비스

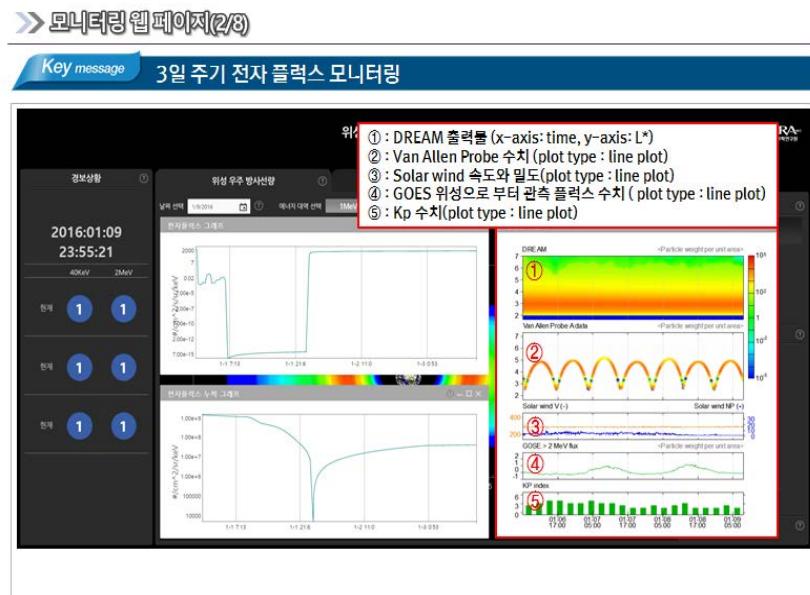
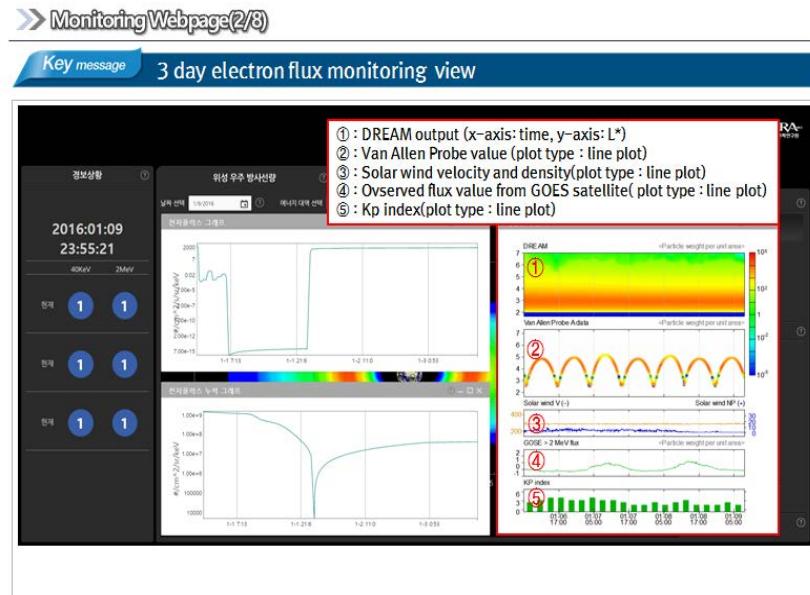


그림 2-88 국/영문 매뉴얼에 삽입될 그림 설명 예시

시스템에 대한 매뉴얼을 국문 및 영문으로 위성고에너지 입자 모니터링 상황판 내부에 도움말 형식으로 작성하였다 (그림 2-88). 그림 2-89, 2-90은 각각 국문, 영문 매뉴얼의 표지이다.

InSpace Co., Ltd.
169-84 Gwahangno(st) Yuseong, 305-806,
Daejeon, Korea



보안과제 (), 일반과제 (○) 과제번호 1711028536

위성 고에너지 입자 위험 분석기술 개발 사용자 매뉴얼

작성일 : 2016. 12. 16

문서번호 : DREAM-3D-DOC-001

(주)인스페이스

미래창조과학부
국립전파연구원 우주전파센터

그림 2-89 위성 고에너지 입자 위험 분석기술 개발 사용자 국문 매뉴얼 표지

InSpace Co., Ltd.
169-84 Gwahangno(st) Yuseong, 305-806,
Daejeon, Korea



Security (), General (○) Management No. 1711028536

User Manual for Development of high-energy particle risk analysis technology for satellite

Date Created : 2016. 12. 16

Doc No. : DREAM-DOC-001

Inspace

Ministry of Science, ICT and Future Planning
National Radio Research Agency
Korean Space Weather Center

- 1 -

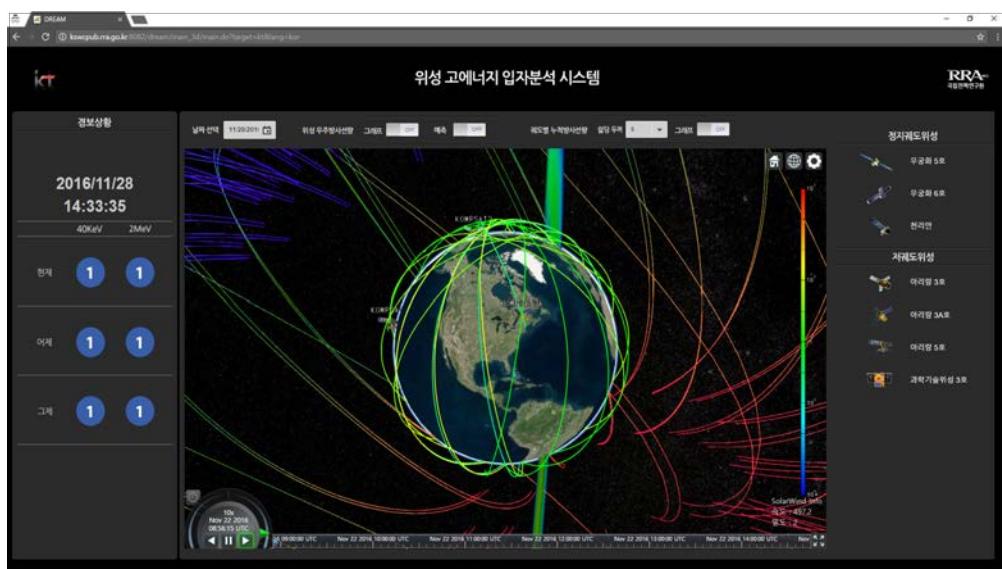
그림 2-90 위성 고에너지 입자 위험 분석기술 개발 사용자 영문 매뉴얼 표지

5.7 수요자맞춤형 웹서비스

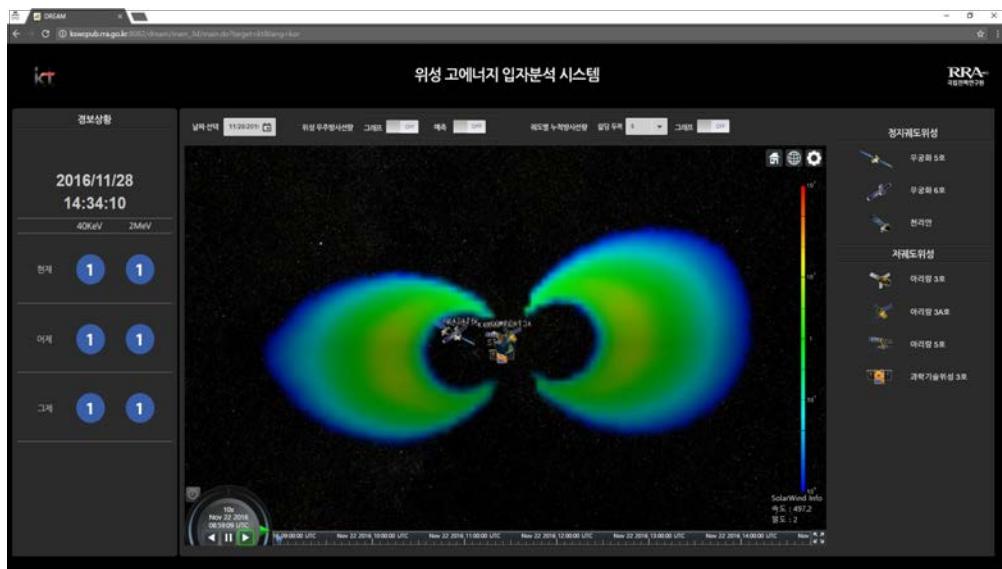
(1) 사용자 로그인 화면 : DREAM 3D 서비스 접속



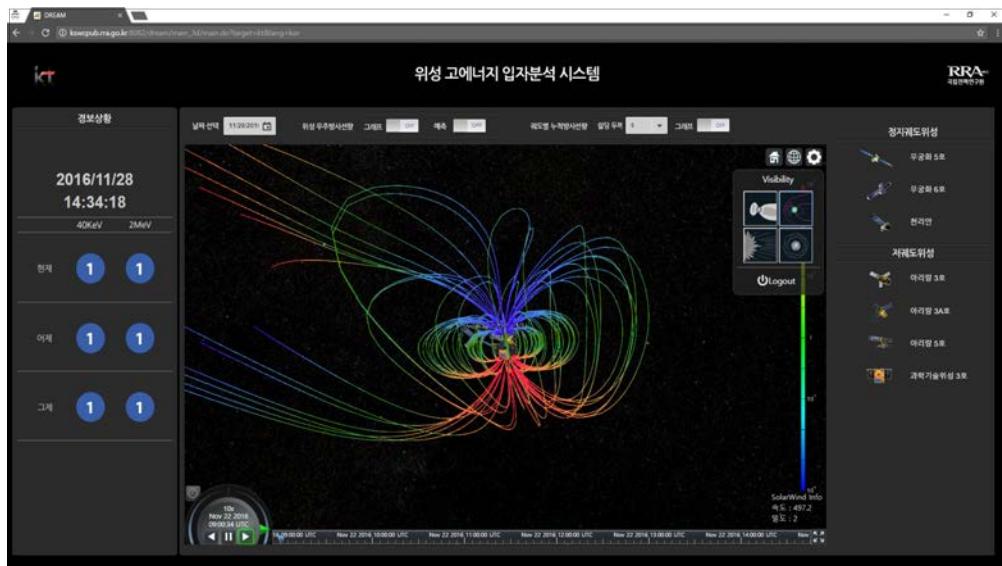
(2) 초기 실행 화면



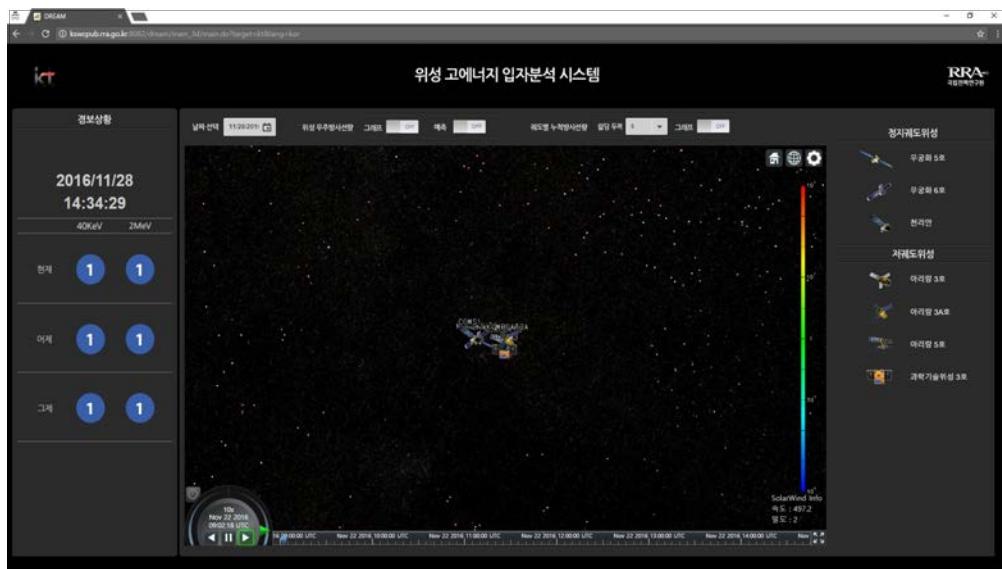
(3) 도시요소 활성/비활성 : Cross-section



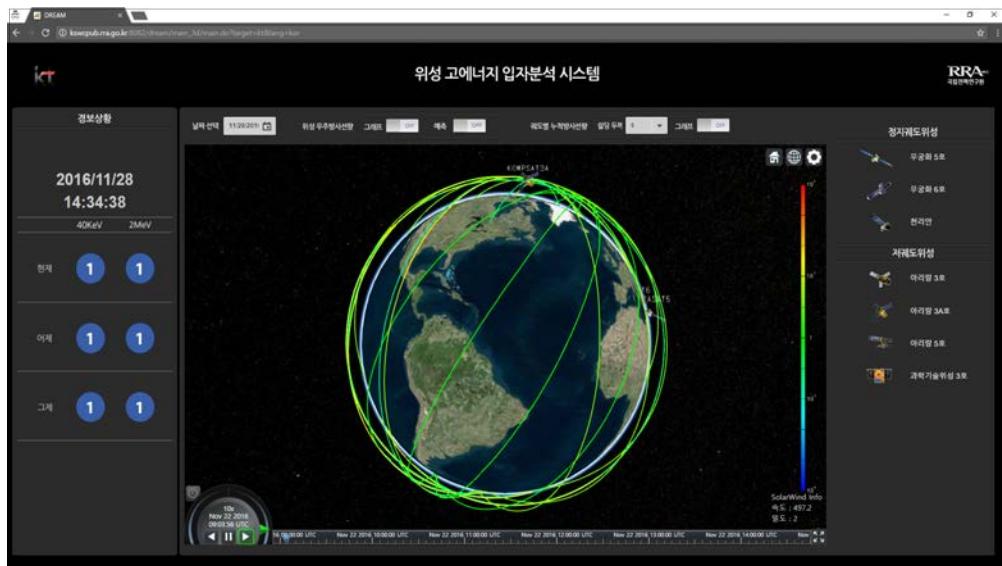
(4) 도시요소 활성/비활성 : 자기력선



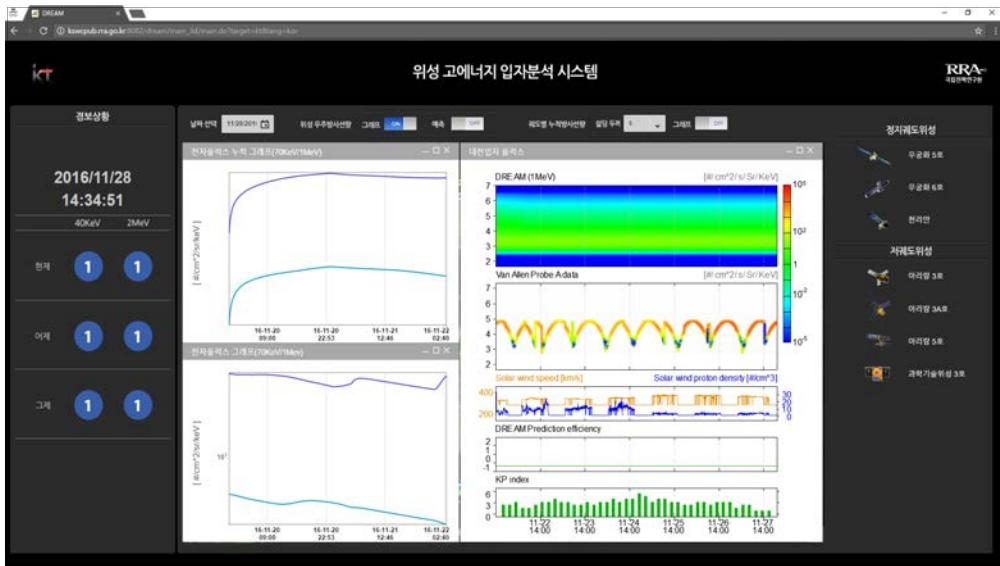
(5) 도시요소 활성/비활성 : 태양풍 입자



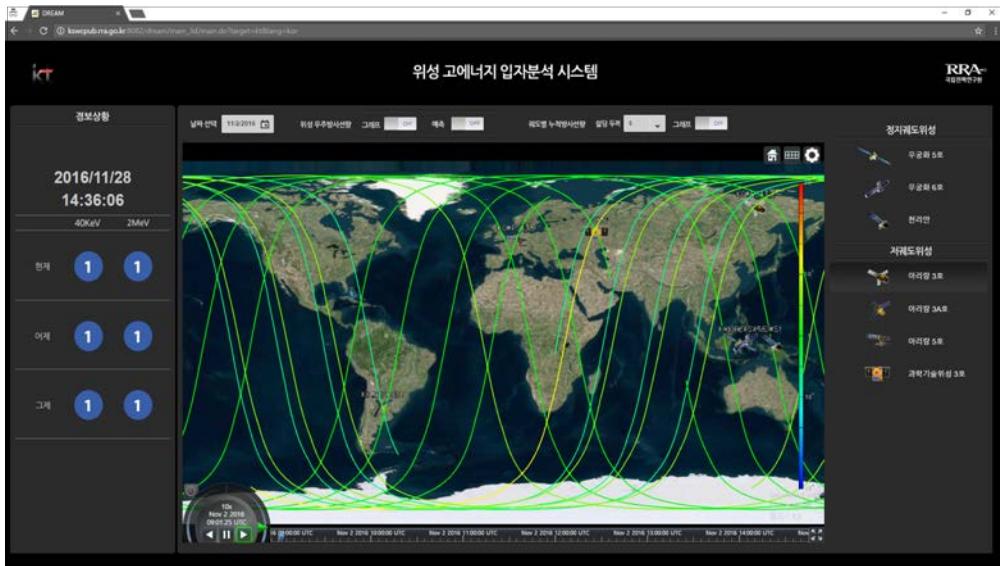
(6) 도시요소 활성/비활성 : 위성궤도



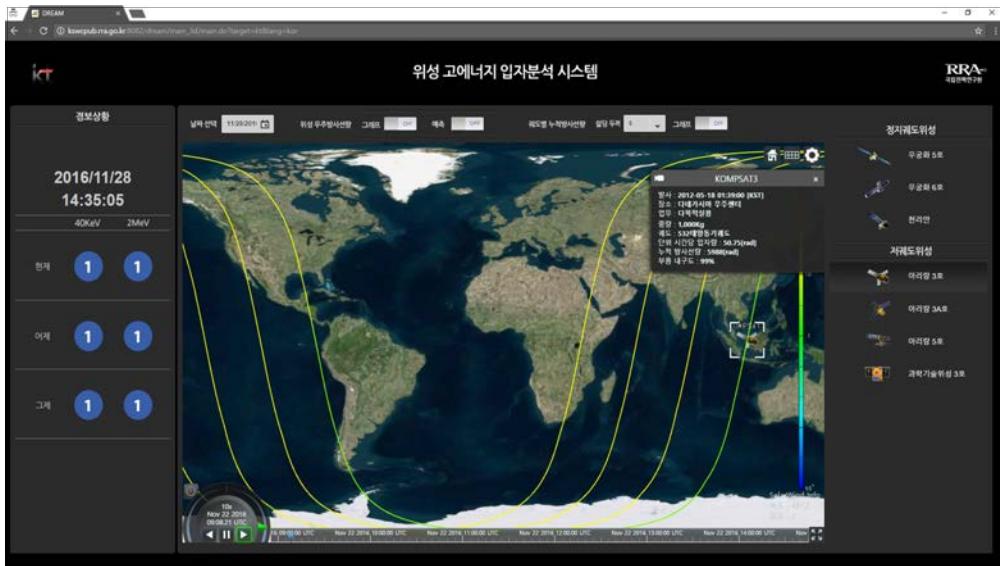
(7) 우주방사선 그래프



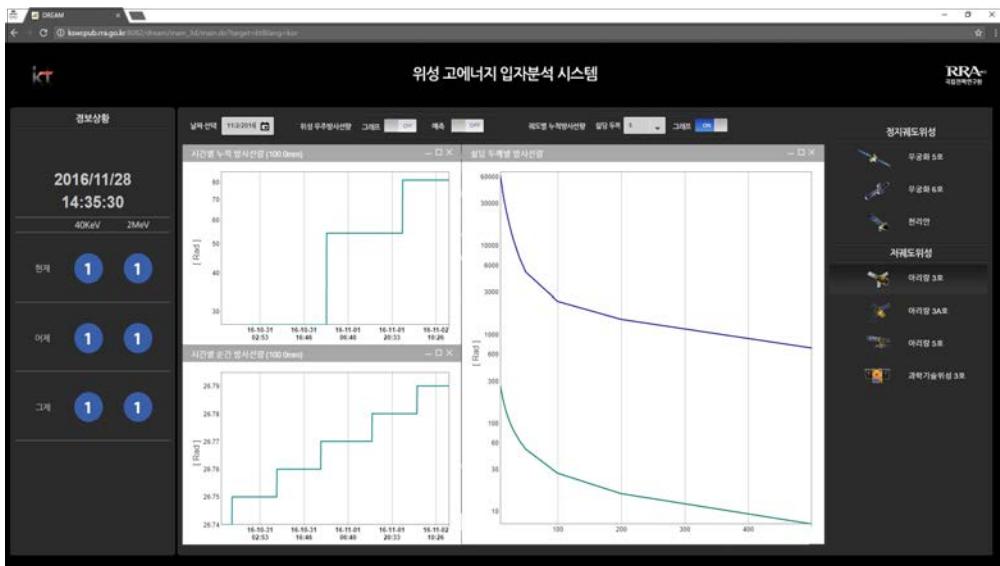
(8) 2차원 화면 전환



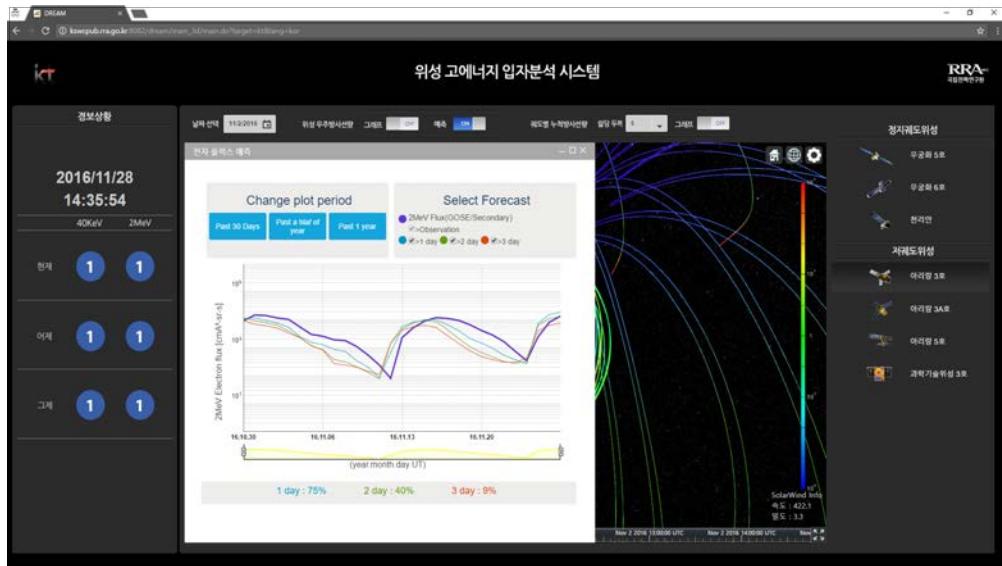
(9) 위성 궤도별 누적방사선량 표출



(10) 위성 궤도별 누적방사선량 그래프



(11) 전자 플럭스 예측 그래프



6. 개발모델의 수요자 교육 및 지원체계 구축

6.1 위성 사용자 워크숍

1) 제 1 회 위성사용자 워크숍

<목적>

- 급변하는 우주전파환경에 의한 고에너지 입자와 우주방사선이 자국의 인공위성에 미칠 가능성 있는 피해 대응방안 협의 및 수요기관의 관련 이해도 증진과 의견 수렴
- DREAM 기반 위성 우주방사선 서비스 시연 및 교육

<행사 개요>

- 개최 일시 : 5월 12-13일 (목-금)
- 장소 : 한국과학기술회관 국제회의장 소회의실
- 참석자 : 위성전문가 약 30명
 - 항공우주연구원 : 우선희, 조영준
 - ETRI : 정철오
 - KT sat : 이기원, 이인호
 - 한국해양연구원 : 한희정
 - 인공위성연구센터 : 강경인
 - 경희대 : 이동훈, 선종호, 이은상, 이성환, 김경임
 - 우주전파센터 : 위관식, 최영오, 윤기창, 최장석, 김동규
 - 한국천문연구원 : 이재진, 황정아, 김록순, 백지혜, 신대규, 김기정, 이준현
 - (주)인스페이스 : 김태영, 변석현, 오윤희

<일정 안내>

시간	제목/내용	
5월 12일		
13:30 - 13:35	개회사	우주전파센터
13:35 - 13:40	환영사	우주전파센터 센터장
13:40 - 13:50	우주전파센터 위성분야 연구개발 계획 소개	우주전파센터 연구기획팀장
13:50 - 14:00	위성 분야 주요 이슈 공유 (NASA, ESA, 한미 협력 등)	우주전파센터 윤기창
14:00-14:30	2015 위성 고에너지 입자 예측 모델 설계 성과 소개 및 2016 사업 소개	황정아 한국천문연구원
14:30-15:00	DREAM 및 위성 우주방사선 서비스 시연	김태영 (주)인스페이스
15:00-15:10	Break	
15:20-15:40	우주환경과 과학위성운용	강경인 인공위성연구센터
15:40-16:00	우주전파환경 변화와 정지궤도 위성운용	이기원 KT sat
16:00-16:20	위성의 방사선 설계 및 운용	조영준 한국항공우주연구원
16:20-16:40	정지궤도해양위성 운영 현황	한희정 한국해양연구원
16:40-17:00	Spacecraft charging과 우주 환경	이은상 경희대학교
17:00-17:20	GK-2A KSEM 개발 현황	선종호 경희대학교
17:20-17:40	우주기상 태양풍모델 현황 및 국내 대응 연구	김경임 경희대학교
17:40-18:00	근지구 우주환경 관측위성 탑재체 개발	이재진 한국천문연구원
18:00-18:30	위성분야 Requirement 작성	참석자
18:30-	Dinner	참석자
5월 13일		
09:00-18:00	DREAM 및 위성 고에너지 위험 수요자 제공 서비스 전시	(주)인스페이스

2) 제 2 회 위성사용자 워크숍

<목적>

- 급변하는 우주전파환경에 의한 고에너지 입자와 우주방사선이 자국의 인공 위성에 미칠 가능성이 있는 피해 대응방안 협의
- 과제의 최종 연구 성과 공유 및 수요기관의 관련 이해도 증진과 의견 수렴
- 개발 모델의 수요자 교육 및 지원체계 구축

<행사 개요>

- 개최 일시 : 11월 24일(목), 13:00-17:30
- 장소 : 한국천문연구원 장영실홀 329호
- 참석자 : 위성전문가 약 30명
 - 항공우주연구원 : 우선희, 조영준
 - ETRI : 구본준, 정철오
 - KT sat : 이기원, 이제열
 - 한국해양연구원 : 배상수
 - 인공위성연구센터 : 강경인
 - 환경부 : 최원준
 - 위성전파감시센터 : 정영석
 - 국군통신사령부 : 이정배외 2명
 - 한국수자원공사 : 신대윤
 - 우주전파센터 : 공윤, 윤기창, 최장석
 - 한국천문연구원 : 이재진, 황정아, 김록순, 백지혜, 신대규, 이준현
 - (주)인스페이스 : 김태영, 양승범, 김도현

<일정 안내>

시간	제목/내용	사회
13:00 - 14:00	환영사 및 우주환경 감시실 소개	이재진
14:00 - 15:00	한국형 지구방사선대 위성 영향 예측 모델 설계 사업 소개	황정아
15:00-16:00	위성고에너지 입자위험예측 사용자 맞춤형 서비스 사용자 교육	김태영
16:00-16:30	Break	
16:30-17:20	토의 및 정리	황정아
17:20-17:30	폐회사	

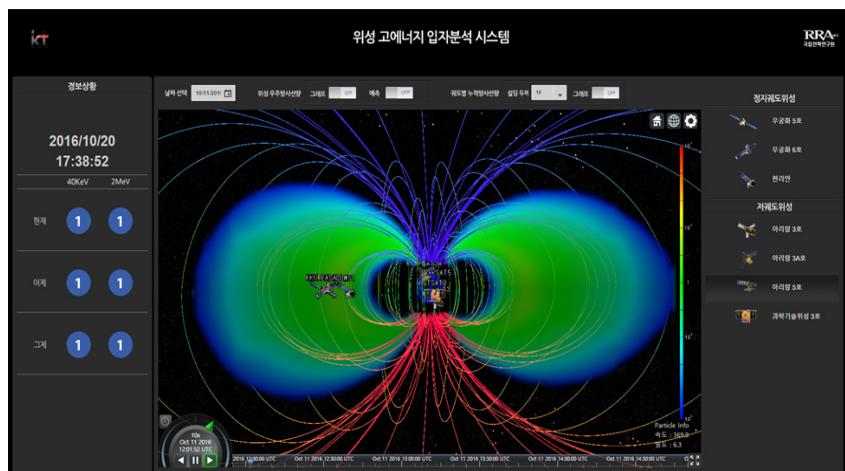
제 3 장 연구개발 성과 활용 계획

1. 연구 성과 요약

1.1 연구개발 성과

(1) 지구자기권 방사선대 전자량 분포 감시 모델 (DREAM) 개선 및 활용

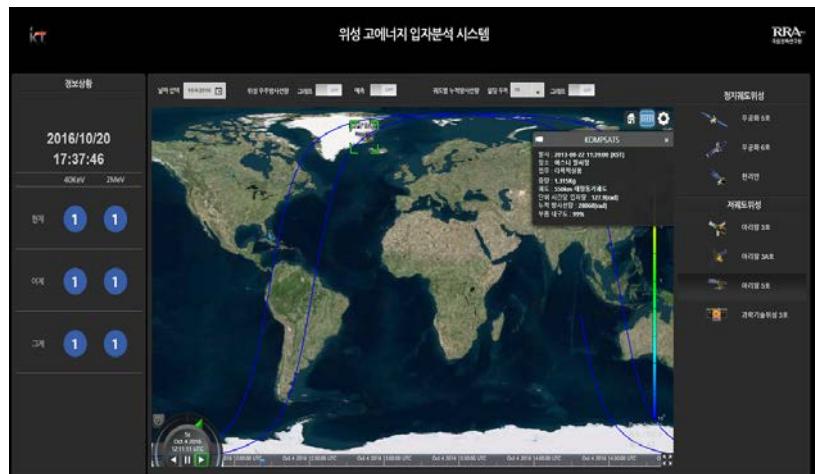
- 정지궤도 고에너지 전자량 ($> 2 \text{ MeV}$) 3일 예측 모델 개발 완료
 - 1일, 2일, 3일 예측 효율 평균 : 0.75, 0.55, 0.35
- DREAM 모델과 Tsyganenko 모델의 결합
 - 실시간 우주환경 상황을 반영하는 Tsyganenko 자기장 모델과 결합
 - 3차원 DREAM 모델 표출 가시화
- 모델 정확도 분석 체계 구축
 - 지구방사선대 관측 위성인 Van Allan Probes 관측값과 DREAM 모델 산출 결과의 비교 검증
 - 실시간 정확도(Prediction Efficiency) 계산 및 표출 시스템 구축



(2) 위성 우주 방사선 피폭량 예측 모델 도입·운용

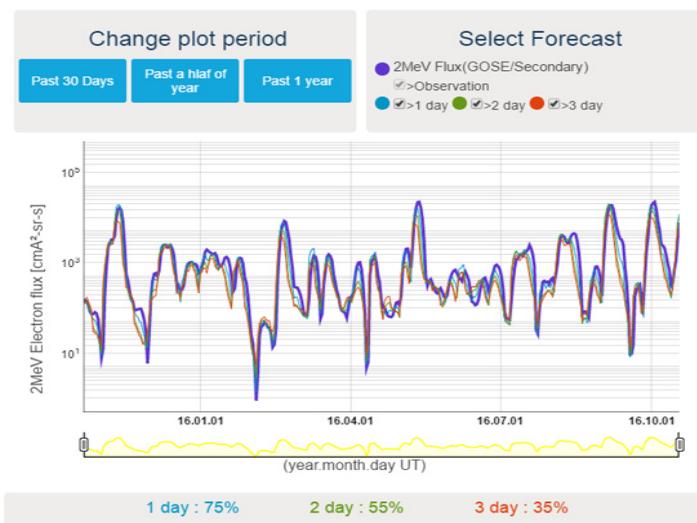
- 위성 관측 자료 기반의 예측모델 수집 체계 및 우주방사선량 산출
 - AE8, AP8, SHEILDPOSE2 모델 소스코드 확보
 - SHEILDPOSE2와 DREAM 코드의 결합으로 보다 정밀한 우주방사선량 계산 가능

- 실시간 우주방사선량 산출 시스템 구축
 - 자국 위성의 누적 우주방사선량 데이터베이스 구축
- 위성 사용자 맞춤형 서비스에 3차원 우주방사선량 표출
 - 사용자 맞춤형 데이터베이스 구축과 웹서비스 가능
 - 우주방사선의 누적 방사선량과 기대수명, 부품 내구도 등의 서비스 가능



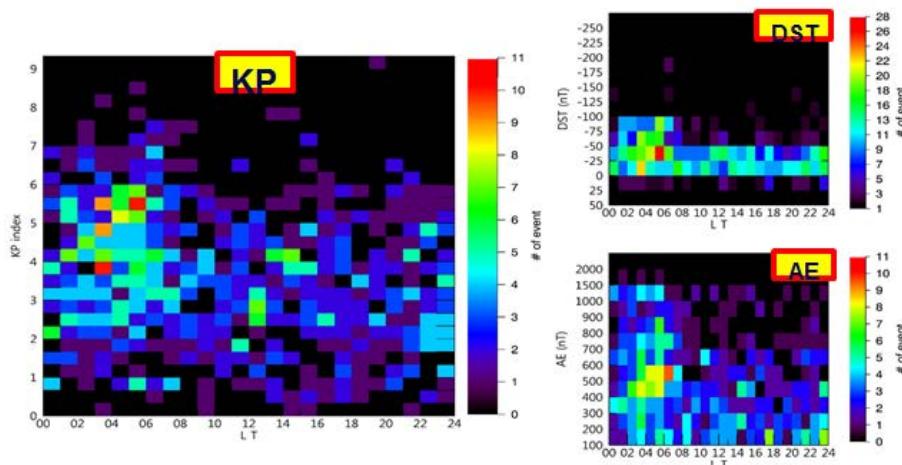
(3) 정지궤도 및 지구자기권 방사선대 전자량 분포 예측을 위한 한국형 독자 모델 개발

- 정지궤도 전자량 분포 예측을 위한 한국형 독자 모델 개발
 - 자료동화 기법 및 최신 연구 성과들을 활용한 정확도 개선
 - 지구방사선대의 외곽 경계 조건 물리 반영한 정밀한 예측 모델 구현



(4) 위성에 미치는 고에너지 입자 위험 분석 및 장애와의 상관성 분석

- 고에너지 입자(전자/양성자)와 위성체 영향 연구
 - TID, SEE 등 위성 이상 현상에 관련된 선행 연구 및 자료 조사
 - Van Allen Probes 위성자료를 사용하여 위성이상 현상과 고에너지 전자량 사이의 상관성 분석
- 저에너지 전자/양성자와 위성체 전류량의 상관성 분석
 - Van Allen Probes 위성 자료를 사용하여 위성체 대전 현상과 저에너지 전자량 사이의 상관성 분석
- 우주전파교란과 위성 장애 상관성 연구
 - NOAA의 위성 이상 현상 목록 데이터베이스를 기반으로 우주전파교란 (Kp, Dst, AE) 지수와 위성 이상 현상의 통계적인 상관성 연구



(5) 저궤도 위성 전자플럭스 예측 모델 선행 연구

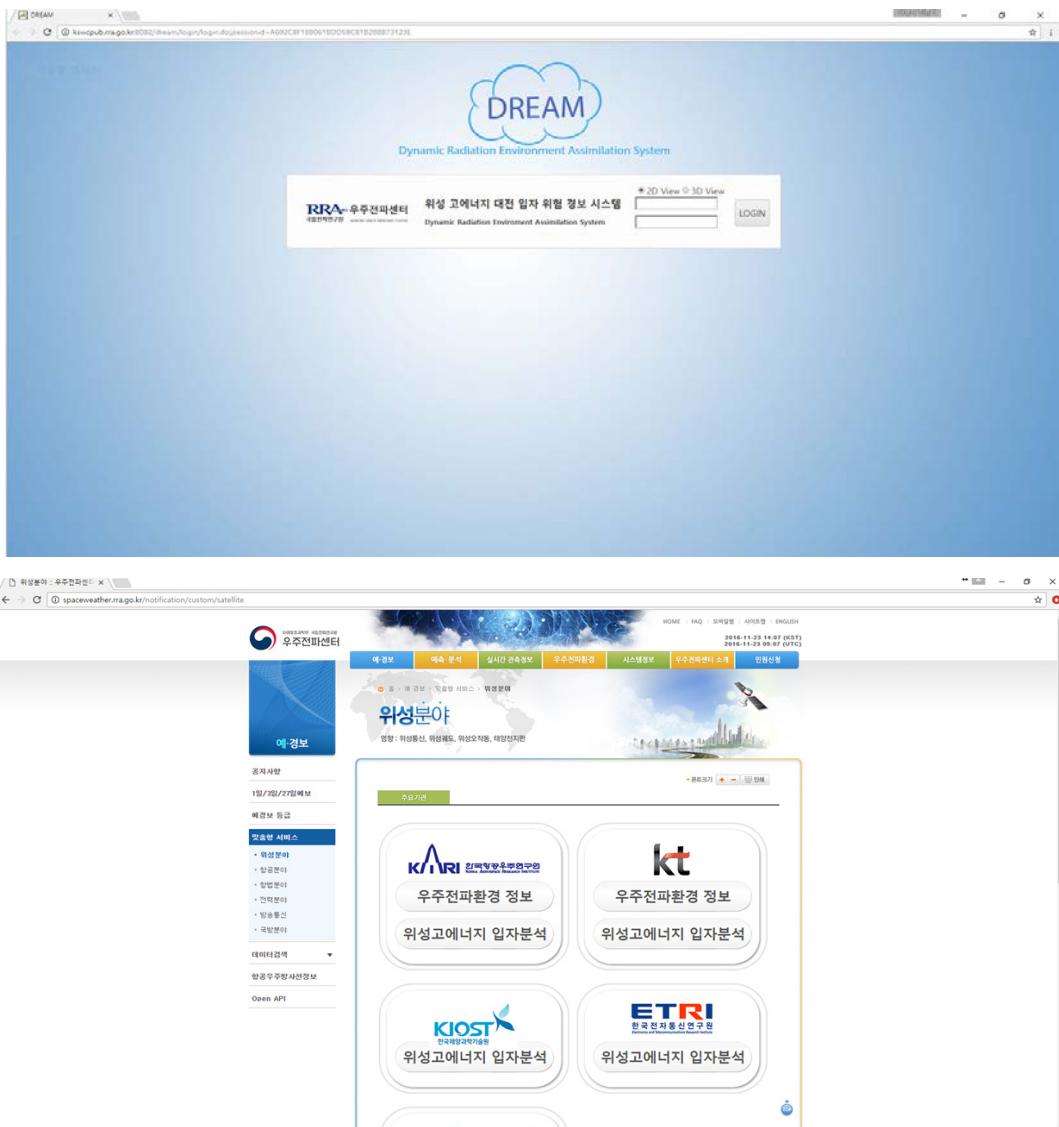
- 저궤도 위성 전자량 예측 선행 연구 조사
 - GCR, SEP 예측 모델 조사 및 경험모델인 TOP 모델 조사
- 저궤도 전자량 예측을 위한 모델 제안
 - GCR, SEP 관련 수치 모델과 기존의 측정값 데이터베이스를 기반으로 하는 경험 모델의 결합

(6) 위성 고에너지 입자 위험 모니터링 상황판 구축

- 고에너지 입자 환경 가시화를 위한 3D 기반 상황판 구축
- 위성 고에너지 입자 위험 모니터링 사용자 맞춤형 웹페이지 구성 (사용자 아이디/비밀번호 필요), 실시간으로 변화하는 Tsyganenko 모델 및 태양풍

가시화

- 위성 궤도별 누적방사선량 표출 시스템 구축
- 국제 서비스를 위한 영문 웹페이지 제작
- 자료 백업 및 미러링 서비스를 위한 동기화 솔루션 시스템 구현
- DREAM 운영시스템의 미국 NOAA SWPC 제공방안 마련
- 사용자 맞춤형 웹페이지 국/영문 매뉴얼 제작



2. 목표달성도 및 관련분야에의 기여도

2.1 목표 달성도

번호	세 부 연 구 목 표	달 성 내 용	달성도(%)
1	한국형 지구 방사선대 모델 개발	<ul style="list-style-type: none"> ○ 자료동화 기법을 이용한 한국형 지구방사선대 예측 모델 설계 ○ 지구방사선대 예측 모델 개발 	100%
2	DREAM 모델 개선 및 활용	<ul style="list-style-type: none"> ○ 정지궤도 예측 모델 개발 ○ DREAM과 Tsyganenko 모델 결합 ○ DREAM 모델 3차원 표출 서비스 화면 개발 	100%
3	위성 우주방사선량 예측 모델 도입	<ul style="list-style-type: none"> ○ 우주방사선량 예측 모델 도입을 위한 선행 연구 ○ DREAM과 위성우주방사선량 예측 모델과 결합 	100%

2.2 관련 분야 기여도

○ 우주방사선 관점 :

그동안 국내 소수 기관에서 수행되었던 우주 부품의 방사선 피해 조사를 체계적으로 수집하여, 분석하였고, 자국 위성의 발사 이후 현재까지의 종합적인 누적 방사선량(전자, 양성자, 중이온 모두 고려)을 계산한 데이터베이스를 구축함으로써, 추후 발생 가능성이 있는 위성 방사선 피해 대응 및 기대 수명 산출 등에 실용적인 도움을 줄 수 있음.

○ 지구 방사선대 모델 관점 :

한국형 방사선대 예측 모델을 자체 기술로 독자 개발함으로써, 위성 전자량 예측을 위한 자료 동화 기법, 칼만 필터 등의 실제 적용을 통한 현업에 바로 사용할 수 있는 실용적인 모델을 개발하였음. 기본적인 물리 방정식으로부터 실시간으로 모델을 구동하는 단계에 이르기까지 다양한 기술적 노하우를 축적하였음. 축적된 기술과 학문적인 성과를 기반으로 지구방사선대 및 위성 전자량 예측 관련 학계에서 국내 연구자들이 국제 협력 연구를 주도할 수 있는 역량을 갖추게 되었음.

3. 연구개발 결과의 활용계획

○ 우주방사선 관점 :

- 미국 NOAA NGDC의 위성 이상 현상 데이터베이스 확보
- 미국 Satellite News Digest에서 제공한 위성 이상 현상 데이터베이스 확보
- 유럽연합의 SPENVIS의 입자 추적 핵심 모듈인 SHILEDOS2 소스코드 확보

○ 지구 방사선대 모델 관점 :

- 미국 LANL에서 개발한 DREAM 모델의 실시간 운용 코드인 real-time DREAM 소스코드 패키지 확보, LANL에서 과학 연구용으로 개발한 3차원 DREAM 코드의 협업화 가능성 모색
- DREAM의 예측 능력 확보를 위해 Van Allen Probes 위성의 space weather beacon 자료 사용 가능. Omni-flux를 pitch angle distribution으로 변환하는 알고리즘 적용 필요.

○ 정지궤도 3일 예보 모델 관점 :

- 일본 NICT의 정지궤도 전자량 예측 모델은 Auto-Regression 기법을 사용하여 개발함. 이를 벤치마킹하여 KSWC의 정지궤도 전자량 예측 모델은 이와 유사한 Multi-linear regression 기법을 사용하여 개발함.

4. 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보

○ 우주방사선 관점 :

- 미국 NOAA NGDC의 위성 이상 현상 데이터베이스
- 미국 Satellite News Digest에서 제공한 위성 이상 현상 데이터베이스
- 유럽연합의 SPENVIS의 입자 추적 핵심 모듈인 SHILEDOS2 소스코드

○ 지구 방사선대 모델 관점 :

- 미국 LANL에서 개발한 DREAM 모델의 실시간 운용 코드인 real-time DREAM 소스코드

제 4 장 연구 성과

1. 학술 성과

- (1) SCI 논문 1편 출판
- (2) 국제 학술대회 발표 7편
- (3) 국내 학술대회 발표 7편

표 4-1 학술 성과 정리

번호	구분 (논문/ 특허/ 기타)	논문명/특허명/ 기타	소속 기관명	국외/ 국내	논문 게재지/ 특허 등록 국가	영향력 지수	논문 게재일 /특허 등록일	사사 여부 (단독 사사 또는 중복 사사)	특기 사항 (SCI 여부/인용 횟수 등)
	논문	Artificial neural network prediction model for geosynchronous electron fluxes: Dependence on satellite position and particle energy	한국천문연구원, 우주전파센터	국외	Space Weather	2.149	2016.04.21	중복사사	SCI
	논문	Transfer of Real-time Dynamic Radiation Environment Assimilation Model; Research to Operation	한국천문연구원, 우주전파센터	국내	한국우주과학회 2016 봄 학술대회		2016.04.28		구두발표
	논문	A statistical study of EMIC waves observed at THEMIS probes in the outer magnetosphere under quiet geomagnetic conditions	한국천문연구원, 경희대, 우주전파센터	국내	한국우주과학회 2016 봄 학술대회		2016.04.28		구두발표
	논문	Variation of low energy plasmas in the	한국천문연구	국내	한국우주과학회 2016		2016.04.28		구두발표

	outer radiation belt	원, 경희대학교		봄학술대회				
논문	Determining the statistical significance of relativistic electron precipitation related to EMIC waves	한국천문연구원, 충북대학교	국내	한국우주과학회 2016 봄학술대회		2016.04.28		구두발표
논문	Transfer of Real-time Dynamic Radiation Environment Assimilation Model (rtDREAM); Research to Operation	한국천문연구원, 우주전파센터, LANL, 인스페이스	국외	2016 URSI Asia-Pacific Radio Science Conference		2016.08.24	단독사사	proceeding
	A Statistical study of EMIC waves observed by THEMIS probes in the outer magnetosphere under quiet geomagnetic conditions	한국천문연구원, 경희대, 우주전파센터	국외	2016 URSI Asia-Pacific Radio Science Conference		2016.08.24		포스터발표
논문	Determining the statistical significance of relativistic electron precipitation associated with EMIC waves observed from space	한국천문연구원, 충북대학교	국외	2016 URSI Asia-Pacific Radio Science Conference		2016.08.24		포스터발표
논문	Relativistic electron flux forecast at geostationary orbit using multiple linear regression model	한국천문연구원, 충북대학교, 우주전파센터	국외	4 th AOSWA		2016.10.26		구두발표

	논문	Relationship between geomagnetic index and anomaly event on geosynchronous orbit	한국천문연구원, 경희대학교	국외	4 th AOSWA		2016.10.26		포스터발표
	논문	Relativistic electron flux forecast at geostationary orbit using multiple linear regression model and DREAM	한국천문연구원, 충북대학교, 우주전파센터	국내	한국우주과학회 2016가을 학술대회		2016.10.28		구두발표
	논문	Determining the statistical significance of inner magnetosphere particle precipitation related to EMIC waves	한국천문연구원, 충북대학교	국내	한국우주과학회 2016가을 학술대회		2016.10.28		구두발표
	논문	Variation of particle fluxes across plasmapause under quiet geomagnetic condition	한국천문연구원, 경희대학교	국내	한국우주과학회 2016가을 학술대회		2016.10.28		구두발표
	논문	Electrostatic upper-hybrid waves and energetic electrons in the Earth's radiation belt	한국천문연구원, 충북대, 메릴랜드대학교	국외	2016 AGU fall meeting		2016.12.14		포스터발표
	논문	Determining the statistical significance of particle precipitation related to EMIC waves.	한국천문연구원, 충북대학교	국외	2016 AGU fall meeting		2016.12.14		포스터발표

2. 지적 재산권 등록

- 소프트웨어 자산뱅크 등록완료 4건

※ 소프트웨어자산뱅크 등록 절차

접수신청 → 검토수행(검토반려) → 관계자 동의요청(검토자, 접수신청자) →

동의완료 → 등록완료 → 정보공개(사이트 내에서 조회 가능)

*총 1~2주 정도 기간 소요

The screenshot shows the 'My Page' section on the left with links for product/technology management, R&D achievement management, technology information management, SW technology evaluation management, location, and personal information setting. The main content area displays registered products with a search bar and a table of results. The table includes columns for registration date, registration number, filing date, filing status, and examiner. The results listed are:

정보명	등록신청일	등록현황	검토자
전자플렉스 예측 가시화 시스템	2016/12/01	자산공개	김문정
위성 우주방사선 검색 시스템	2016/12/01	자산공개	김문정
모델 정확도 가시화 시스템	2016/12/01	자산공개	김문정
3차원 모니터링 상황판 시스템	2016/12/01	자산공개	김문정

At the bottom, there is a footer with links for terms of use, privacy policy, and copyright information, along with a search bar.

그림 4-1 2017 소프트웨어 자산뱅크 등록 현황

SOFTWARERSETBANK

대한민국 소프트웨어 활용 플랫폼, 소프트웨어 자산뱅크

소프트웨어 자산 등록증

자산번호 : ASSET_0004195
등록일 : 2016.12.06

기술명

전자플렉스 예측 가시화 시스템

수행기관

회사명	한국천문연구원	사업자등록번호	3148206078
대표자	한연우	홈페이지	http://www.kasi.re.kr/
회사대표전화	0428652061	주소	대전광역시 유성구 대덕대로 776(화암동 61-1)

그림 4-2 전자플렉스 예측 가시화 시스템 SW 자산 등록증

SOFTWARERSETBANK

대한민국 소프트웨어 활용 플랫폼, 소프트웨어 자산뱅크

소프트웨어 자산 등록증

자산번호 : ASSET_0004193
등록일 : 2016.12.06

기술명

위성 우주방사선 검색 시스템

수행기관

회사명	한국천문연구원	사업자등록번호	3148206078
대표자	한연우	홈페이지	http://www.kasi.re.kr/
회사대표전화	0428652061	주소	대전광역시 유성구 대덕대로 776(화암동 61-1)

그림 4-3 위성 우주방사선 검색 시스템 SW 자산 등록증

SOFTWARERASSETBANK

대한민국 소프트웨어 활용 플랫폼, 소프트웨어 자산뱅크

소프트웨어 자산 등록증

자산번호 : ASSET_0004192
등록일 : 2016.12.06

기술명
모델 정확도 가시화 시스템

수행기관

회사명	한국천문연구원	사업자등록번호	3148206078
대표자	한연우	홈페이지	http://www.kasi.re.kr/
회사대표전화	0428652061	주소	대전광역시 유성구 대덕대로 776(화암동 61-1)

그림 4-4 모델 정확도 가시화 시스템 SW 자산 등록증

SOFTWARERASSETBANK

대한민국 소프트웨어 활용 플랫폼, 소프트웨어 자산뱅크

소프트웨어 자산 등록증

자산번호 : ASSET_0004191
등록일 : 2016.12.06

기술명
3차원 모니터링 상황판 시스템

수행기관

회사명	한국천문연구원	사업자등록번호	3148206078
대표자	한연우	홈페이지	http://www.kasi.re.kr/
회사대표전화	0428652061	주소	대전광역시 유성구 대덕대로 776(화암동 61-1)

그림 4-5 3차원 모니터링 상황판 시스템

3. 국가과학기술종합정보시스템 등록 (NTIS) 완료

등록 번호 및 세부과제번호: 1711036320 (2016SW003)

제 5 장 참고문헌

1. C., E., Jordan, NASA Radiation Models AP-8 and AE-8 [GL-TR-89-0267]
2. 안병호, 태양-지구계 우주환경 [ISBN 978-89-5832-595-6]
<http://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/igrf/map/f-m.gif>
3. Iucci, N., et al., Space Weather Conditions and Spacecraft Anomalies in Different Orbits, Space Weather: The International Journal of Research and Applications, 2005.
4. Leach, R. D., Failures and Anomalies Attributed to Spacecraft Charging, NASA Reference Publication 1375, 1995.
5. NASA-HDBK-4002A, 2011.
6. NASA-HDBK-4002, 1999.
7. Rodgers, D. J. & Ryden, K. A., Internal Charging In Space, Spacecraft Charging Technology, Proceedings of the Seventh International Conference, 2001.
8. Shea, M. A. & Smart, D. F., SPACE WEATHER: THE EFFECTS ON OPERATIONS IN SPACE, Adv. Space Res. Vol. 22, No. 1, pp. 29-38, 1998
9. Wrenn, G. L. & Smith, R. J. K., Probability Factors Governing ESD Effects in Geosynchronous Orbit, IEEE TRANSACTIONS ON NUCLEAR SCIENCE. VOL. 43. NO. 6, 1996.
10. Baker, D. N., et al., Recurrent geomagnetic storms and relativistic electron enhancements in the outer magnetosphere: ISTP coordinated measurements, J. Geophys. Res, 102, 14141-14148, 1997
11. Bishop, C. M., Neural networks for pattern recognition, Oxford University Press, Walton Street, Oxford, 1995
12. Boynton, R. J., et al., The analysis of electron fluxes at geosynchronous orbit employing a narmax approach, J. Geophys. Res.-Space Physics, 118, 1500-1513, 2013
13. Boynton, R. J., et al., Online NARMAX model for electron fluxes at GEO, Ann. Geophys., 33, 405-411, doi:10.5194/angeo-33-405-2015, 2015

14. Bogott, F. H. & F. S. Mozer, Nightside energetic particle decreases at the synchronous orbit, *J. Geophys. Res.*, 78, 8119-8127, 1973
15. Choi, H.-S., et al., Analysis of GEO spacecraft anomalies: Space weather relationships, *Space Weather*, 9, S06001, doi:10.1029/2010SW000597, 2013
16. Denton, M. H., et al., An empirical model of electron and ion fluxes derived from observations at geosynchronous orbit, *Space Weather*, 13, 233-249, doi: 10.1002/2015SW001168, 2015
17. Fennel, J. F., et al., Spacecraft charging: Observations and relationships to satellite anomalies, in *Proceedings of the 7th Spacecraft Charging Technology Conference: 2001: A Spacecraft Charging Odyssey*, ESASP-476, edited by R.A. Harris, pp. 279-285, Eur. Space Agency, Noordwijk, Netherlands, 2001
18. Fukata, M., et al., Neural network prediction of relativistic electrons at geosynchronous orbit during the storm recovery phase: Effects of recurring substorms, *Ann Geophys.*, 20, 947-951, 2002
19. Haykin, S., *Neural Networks: A comprehensive foundation*, 2dn ed. Pearson Education, Macmillan, New York, 1999
20. Kitamura, K., et al., Prediction of the electron flux environment in geosynchronous orbit using a neural network technique, *Artificial Life and Robotics*, 16, 398-392, doi:10.1007/s10015-011-0957-1, 2011
21. Kim, K.C., et al., Numerical calculations of relativistic electron drift loss, *J. Geophys. Res.*, 113, A09212, doi:10.1029/2007JA013011, 2008
22. Koon, H.C. & D.J. Gorney, A neural network model of the relativistic electron flux at geosynchronous orbit, *J. Geophys. Res.*, 96, 5549-5559, 1991
23. Lee, D.-Y., et al., How are storm time injections different from nonstorm time injections?, *J. Atmos. Solar-Terr. Phys.*, 66, 1715-1725, 2004
24. Lezniak, T. W. & J. R. Winckler, Experimental study of magnetospheric motions and the acceleration of energetic electrons during substorms, *J. Geophys. Res.*, 75, 7075-7098, 1970

25. Li, X., & M. Temerin, The electron radiation belt, *Space Sci. Rev.*, 95, 569-580, 2001
26. Li, X., Variations of 0.7-6.0 MeV electrons at geosynchronous orbits as a function of solar wind, *Space Weather*, 2, S03006, doi:10.1029/2003SW000017, 2004
27. Li, X., et al., Quantitative prediction of radiation belt electrons at geostationary orbit based on solar wind measurements, *Geophys. Res. Lett.*, 28, 1887-1890, 2004
28. Ling, A. G., et al., A neural network-based geosynchronous relativistic electron flux forecasting model, *Space Weather*, 8, S09003, doi:10.1029/2010SW000576, 2010
29. Tsyganenko N. A. & M. I. Sitnov Modeling the dynamics of the inner magnetosphere during strong geomagnetic storms, *J. Geophys. Res.*, 110, A3, 10.1029/2004JA10798, 2005.
30. Reeves, G. D., Relativistic electrons and magnetic storms: 1992-1995, *Geophys. Res. Lett.*, 25, 1817-1820, 1998
31. Sakaguchi, K., et al, Relativistic electron flux forecast at geosynchronous orbit using Kalman filter based on multivariate autoregressive model, *Space Weather*, 11, 79-89, doi:10.1002/swe.20020, 2013
32. Stringer, G.A., et al., Artificial neural network (ANN) forecasting of energetic electrons at geosynchronous orbit, in *Radiation Belts: Models and Standards*, *Geophys. Monogr. Ser.*, edited by J. F. Lemaire, D. Hevnerich, and D. N. Baker, p. 291, AGU, Washington, D. C, 1996
33. Thomsen, M. F., et al., Statistical properties of the surface-charging environment at geosynchronous orbit, *Space Weather*, 11, 237-244, doi:10.1002/swe.20049, 2013
34. Tsutai, A., et al., Geosynchronous electron environment with in situ magnetic field measurements, *Earth Planets Space*, 51(3), 210-233, 1999
35. Turner, D. L. & X. Li, Quantitative forecast of relativistic electron flux at geosynchronous orbit based on low-energy electron flux, *Space Weather*, 6, S05005, doi:10.1029/2007SW000354, 2008

36. Walker, R. J., et al., Substorm-associated particle boundary motion at synchronous orbit, *J. Geophys. Res.*, 81, 5541-5550, 1976
37. Zupan, J., Introduction to artificial neural network (ANN) method: What they are and how to use them, *Acta Chimica Slovenica*, 40, 327-352, 1994

주 의

1. 이 최종보고서는 미래창조과학부에서 시행한 16년 우주전파교란 상시감시체계 구축사업의 연구보고서입니다.
2. 이 최종보고서 내용을 발표하는 때에는 반드시 미래창조과학부에서 시행한 사업의 연구개발성과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀 유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 안 됩니다.