

실 궤도면 누적량 계산법을 활용한 원자산소의
저궤도위성 태양전지판 코팅재료 침식량 예측김유광^{1,†} · 이상택¹ · 백명진¹ · 이석훈²¹한국항공우주연구원 위성연구본부 위성사업개발팀²충남대학교 정보통계학과Prediction of Atomic Oxygen Erosion for Coating Material of LEO Satellite's
Solar Array by Using the Real Ram Direction Accumulation MethodYou-Gwang Kim^{1,†}, Sang-Taek Lee¹, Myung-Jin Baek¹ and Suk-Hoon Lee²¹Satellite Mission Development Team in Korea Aerospace Research Institute(KARI)²Information & Statistics in ChungNam National University

Abstract

This objective of this study is an effort to predict atomic oxygen (ATOX) erosion as it affects coating material(s) of LEO satellite's solar array by implementing the 'real ram direction accumulation method'. We observed the difference of ATOX Fluence between the previous 'Maximum worst case estimation method' and 'Real ram direction accumulation method' and we plan to implement these findings for the purpose of evaluating the level of compliance for design submitted by solar array suppliers. We used the SPENVIS(Space Environment Information System) served by ESA based on assumption orbit information, and applied the satellite orbit calculation software for calculating the ATOX Flux crushed solar array in real orbit surface.

초 록

본 논문은 실 궤도면 누적량 계산법을 활용한 원자산소의 저궤도위성의 태양전지판 코팅재료 침식량에 대한 예측 연구로써, 기존 프로젝트에서 활용하던 최악 경우 추정법과 상호 비교를 통해 원자산소 영향성의 차이가 있음을 확인하였으며, 이렇게 예측된 결과를 바탕으로 해외 제작사의 설계입증 자료 확인시 활용할 예정이다. 가상으로 설정한 궤도정보를 바탕으로 한 계산은 유럽우주기구(ESA)가 제공하고 있는 우주환경정보시스템을 이용하였고, 실제 궤도상에서의 태양전지판에 충돌되는 원자산소 플럭스를 계산하기 위해서 궤도 계산 소프트웨어를 활용하였다.

Key Words : Atomic Oxygen(원자산소), Atomic Oxygen Flux(원자산소 플럭스), Material Erosion(재료 침식), Real Ram Direction Accumulation Method(실-궤도면 누적량 계산법), 침식량 예측(Erosion Prediction)

1. 서 론

원자산소는 태양으로부터 전달되는 자외선 복사(Extreme-UV Radiation) 에너지를 산소분자가 흡수하여 분자의 광분해(photo-dissociation) 현상을 유발하고 산소분자의 화학적 결합이 분리됨에 따라 생성되

게 되는데, 이 원자산소(Atomic Oxygen)는 반응성이 매우 높고, 약 5 eV 수준의 에너지를 가지고 있는 것으로 알려져 있다. 이러한 원자산소는 저궤도 위성의 궤도속도에 해당하는 약 7.8 km/s의 속도로 위성체 외부에 충돌하면 해당 재료의 열적(Thermal), 기계적(Mechanical) 및 광학적(Optical) 특성의 저하가 발생하며, 이러한 현상은 국제우주정거장에서의 재료 부식 실험 등 많은 연구가 실험적으로 수행되었다[1].

유럽우주청 ESA(European Space Agency)의 우주 환경정보시스템 SPENVIS (Space Environment

Received: Aug. 01, 2017 Revised: Aug. 27, 2017 Accepted: Sep. 06, 2017

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2535, E-mail: kysunny@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

Information System) 및 NRLMSIS-00 대기모델을 활용하여 연간 평균 태양활동으로 가정한 값을 통해서 계산된 지구저궤도(LEO : Low Earth Orbit)의 고도별 대기밀도의 분포는 주로 O, He, H, O₂, Ar, N₂ 등으로 구성된다[2].

본 연구는 ESA에서 제공하는 SPENVIS를 활용하여 설정된 궤도상의 원자산소 플럭스(Flux)의 총량을 예측 계산하고, 추가적으로 저궤도 위성의 예상 임무궤도 및 각 임무별 자세정보를 세부적으로 가정하여 해당 궤도 1 주기당 태양전지판의 진행방향의 각도를 초단위로 계산하여 우주환경에 직접적으로 노출되는 태양전지판(Solar Array)의 원자산소 침식 영향성을 보다 정교하게 예측 계산하고자 하였다.

2. 원자산소 영향성 계산

2.1 SPENVIS를 활용한 궤도 설정

원자산소의 밀도를 예측하기 위해서 지구대기의 기상 모델(Atmospheric Model)은 NASA GSFC에서 개발한 NRLMISISE-00 Model을 이용하였고, 해당 위성의 궤도상 원자산소 플럭스를 계산하기 위하여 ESA의 SPENVIS에서 Orbit Generator를 이용하여 지구 저궤도 위성에 대한 궤도정보를 Table 1과 같이 가정하여 입력하였다[3].

Table 1 Mission Orbit Assumption

Orbit Parameter		Mission Orbit
Sun synchronous orbit	Altitude	497.8 km
	Eccentricity	0
	Inclination	97.5 deg
	MLTAN	11:00
Orbit Characteristics	Nodal Period	94.57 min
	Repeat ground track	441 orbit per 29 day
	Eclipse Duration by earth	~36 min

Figure 1은 정상 임무시의 위성 자세를 가정한 것이다. 위성은 궤도상 일광(Daylight)에서 촬영(Imaging) 또는 대기(Standby) 상태로 위치하다가 북극점을 지난 이후 태양전지판이 전력생산을 하지 못하는 일식(Eclipse)에 들어가면 지구지향(Nadir position)으로

전환되고, 다시 일식(Eclipse)이 끝나는 지점을 지나면 재-위치결정(Re-orientation) 기동을 통해 남극점을 지나서는 태양 지향(Sun pointing)을 하게 된다고 설정하였다.

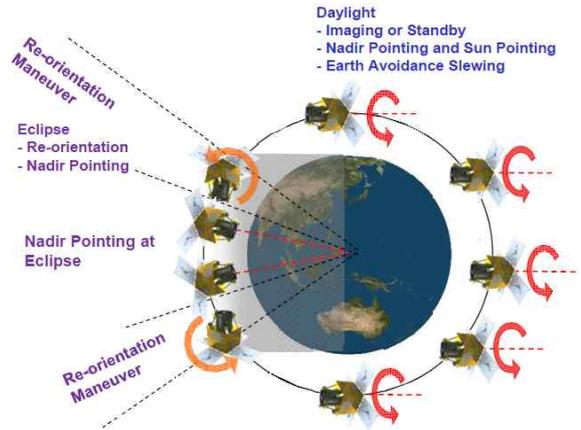


Fig. 1 Attitude orientation in normal operation

계산을 위해 가정한 위성의 궤도는 1일에 약 15.2회 지구를 돌며, 고도는 497.8 km를 기준으로 최소 491 km에서 최대 512 km 사이에서 지구 주위를 도는 것으로 가정하여 계산하였다. 저궤도 위성의 원자산소 플럭스에 가장 큰 영향을 미치는 요소로는 임무 수행 기간중의 태양 활동 지수(Solar Activity Index : F10.7) 및 지자기 활동 지수(Geomagnetic Activity Index : Ap)와 위성 임무고도(Altitude)로 알려져 있고, 이 정보는 SPENVIS를 이용하여 원자산소 플럭스를 계산하는데 이용된다.

2.2 SPENVIS를 활용한 원자산소 영향성 예측

지금까지 국내에서 개발되어 온 다목적실용위성들의 원자산소 침식율(Erosion) 예측 계산에 이용된 방법은 최악의 경우를 가정하여 추정 계산한 방법이었다. 이 방법은 Fig. 2에서 보는 바와 같이 과거 50여년의 태양활동 지수 F10.7 값을 230, 지자기 지수 Ap 값은 35로 설정하였는데 이는 지금까지 관측된 값에서 이상치들을 제외한 최대값을 설정한 것이다. 이러한 최대값을 대입하여 ESA SPENVIS를 통해 1초간 예측된 사이클의 ATOX Flux 최대값은 Fig. 3에서와 같이 약 8.47×10^{13} atoms/cm²/sec로 계산되었다.

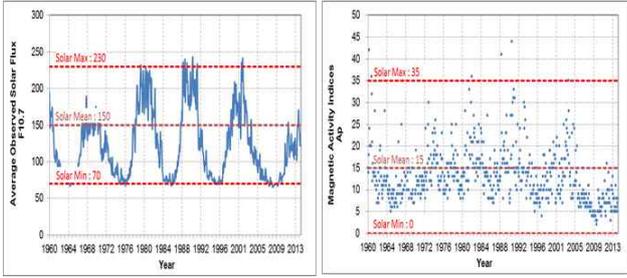


Fig. 2 F10.7 & Ap value for Previous Programs

이를 1년간의 원자산소 영향성(ATOX Fluence)으로 계산하면 약 2.67×10^{21} atoms/cm²/year이다. 이는 임무기간 동안 최대의 F10.7 및 Ap 값의 조건으로 원자산소가 발생한다는 가정하에서 해당 위성의 ATOX Fluence가 위성 진행방향으로 100% 영향을 미친다고 가정하여 계산한 1년간의 ATOX Fluence 예측값이다.

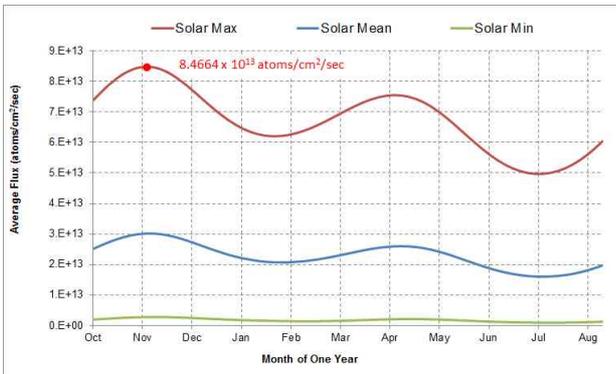


Fig. 3 Values using Max ATOX Fluence Method

그러나, 실제 임무궤도에서는 Fig. 4와 같이 다양한 자세변환이 일어나므로, 이러한 가정은 현실적이지 않으며, 금번 연구에서는 이러한 비현실적인 상황에서의 최악조건(Maximum Worst Case) 예측 계산방법과의 상호비교를 위해서 궤도당 위성의 자세를 초단위로 계산하는 실 궤도면 누적량 계산법(Real Ram Direction Accumulation Method)을 새롭게 적용하였다.

2.3 실 궤도면 누적량 계산법

실제 궤도상에서의 태양전지판에 충돌되는 ATOX Flux를 계산하기 위해서 위성궤도 시뮬레이션 프로그램인 AGI사의 STK 소프트웨어 프로그램을 활용하여

1 궤도당 위성의 진행방향으로 ±15도 이내의 각도가 되는 시간을 계산하였는데, 이는 위성의 자세를 1 궤도를 기준으로 초단위로 세분화 한 것이다.

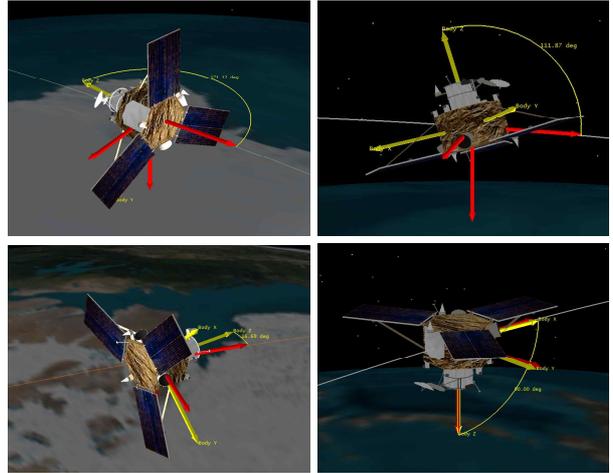


Fig. 4 Various Attitudes in Missions (Using STK program by AGI)

Figure 4는 각 계절별로 위성이 궤도상 취할 수 있는 다양한 자세(attitude)에 대한 각도 계산의 예를 보여주는 것으로, 원자산소 충돌각도는 수직을 기준으로 최대 약 ±15도가 가장 큰 영향을 주는 것으로 알려져 있다[5]. Fig. 5는 설정된 저궤도 위성의 각 계절별 임무궤도에서 태양전지판이 위성진행방향의 ±15도 이내에 있을 시간을 계산한 그래프이다. 봄에는 0초, 여름은 64초, 가을에는 533초, 겨울에는 454초로 계산되었고, 이 데이터는 1 궤도(Orbit)당 시간이므로 이를 임무기간 중 1년간의 값으로 환산하여 원자산소 플럭스 계산에 활용하였다.

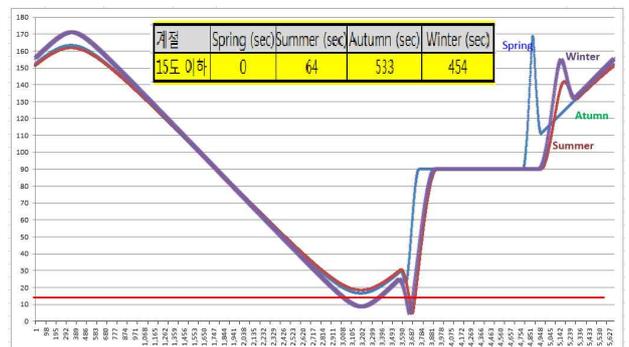


Fig. 5 Times(sec) at Ram direction in each Orbit

이러한 실 궤도면 누적량 계산법에 따라 태양활동지수인 F10.7을 최대 230으로, 지자기지수인 Ap도 최대 35로 설정한 과거의 설정값을 바탕으로 1초간 예측된 사이클의 최대값인 8.47×10^{13} atoms/cm²/sec에 대입하여, 1년간 ATOX Fluence를 계산하면 1.65×10^{20} atoms/cm²/year로 이전의 계산값(2.67×10^{21})보다 약 16.2배나 적은 값을 나타냄을 확인하였다.

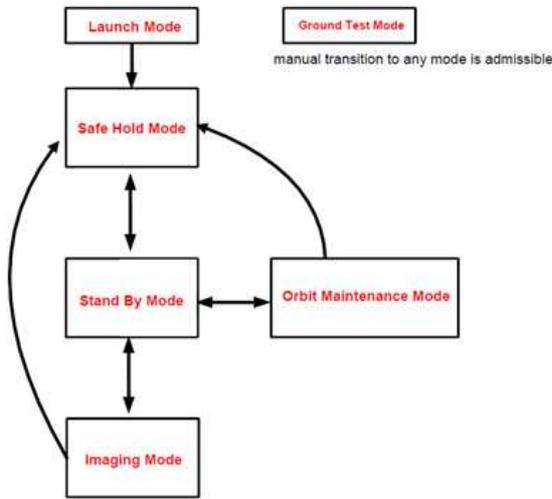


Fig. 6 Operation Mode [3]

그러나, 각 운용모드의 시간은 해당 위성의 임무설계에 따라 다르지만 일반적인 저궤도 위성의 운용모드는 Fig. 6와 같으며, 이러한 계산값 역시 매 궤도당 촬영모드 운용을 가정하고 있으므로 마진을 포함하고 있는데, 실제로 위성의 각 운용모드에 따라 궤도상의 위성자세가 바뀌며, 이러한 다양한 모드까지를 고려한다면(운용모드의 최대 약 95%를 임무 모드라 가정시) ATOX Fluence 값은 대략 1.56×10^{20} atoms/cm²/year로써, 궤도 및 고도에 따른 차이는 다소 있지만, 이전의 다목적실용위성(KOMPSAT) 프로그램에서의 원자산소 영향성 계산값보다 최대 17배까지 작아짐을 확인하였다.

3. ATOX Fluence를 이용한 재료 침식 계산

3.1 재료 침식율

미항공우주청 NASA의 LDEF(Long Duration

Effect Facility) 실험위성 및 우주정거장에서 수행된 실험에서 알려진 바와 같이, 재료별 원자산소에 의한 재료 침식은 R_e “Erosion Yield” 또는 “Reaction Efficiency”로 나타내며 다음의 식과 같이 나타낼 수 있다[5]. 재료손실량은 질량변화(Δm)를 해당 재료밀도(ρ)로 나눈 값이고, 원자산소 영향성 총량은 ATOX Flux(Φ)와 노출면적(A) 및 노출시간(t)의 곱이다.

$$R_e = \frac{\text{재료 손실량}}{\text{원자산소 영향성 총량}} = \frac{\Delta m / \rho}{\Phi t A} \quad (1)$$

따라서, 임무기간 중 위성 재료의 ATOX Flux(Φ)를 시간으로 적분한 원자산소 총량을 ATOX Fluence ($F_T = \Phi \times t$)으로 표시하며 각 재료별 침식량(침식 두께)인 ΔX 를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\Delta X = F_T \times R_e \quad (2)$$

이러한 ATOX Flux 계산을 위해서는 원자산소의 열분자속도(Thermal Molecular Velocity, u) 약 1.15 km/sec와 지구자전에 의한 대기속도(wind velocity) 성분 등을 보다 세부적으로 고려하여야 하는데, ESA SPENVIS에서는 이에 대한 사항을 옵션으로 지정하여 위성궤도 속도와의 벡터합을 구할 수 있도록 하는 수식이 제공되어 있으며 본 연구에서도 원자산소 열분자속도(u)를 포함하여 자동 계산되도록 하는 옵션을 지정하여 최종적으로 ATOX Flux 계산값에 반영하였다.

3.2 태양전지판의 코팅재료 침식두께 계산

태양전지판의 Anti Reflection(AR) 코팅재료로 이용되는 재료는 SiO₂, TiO₂, MgF₂ 등 다양하며[5], 금번 연구에서는 SiO₂와 MgF₂를 고려하였다. 이러한 태양전지판의 코팅재료는 ATOX Fluence에 의해 임무기간 중 침식이 진행되고 최종적으로 코팅재료의 침식에 따라 태양전지판의 전력생성 효율에도 영향을 미치게 된다. 인공위성의 전력설계는 태양전지(solar cell)의 성능저하에 대한 안전마진을 고려하여 설계되지만, 이러한 ATOX Fluence로 인한 코팅재료의 완전손실은 최종 임무기간 종료시점에서 전체 전력생성의 약 3% 수준의 전력생성 손실(current loss)로 나타날 수 있을 것으로 계산되었다[3]. 이는 코팅두께의 침식량에 따라 차이가 있으므로 최소한 임무기간 이상의 기간 동

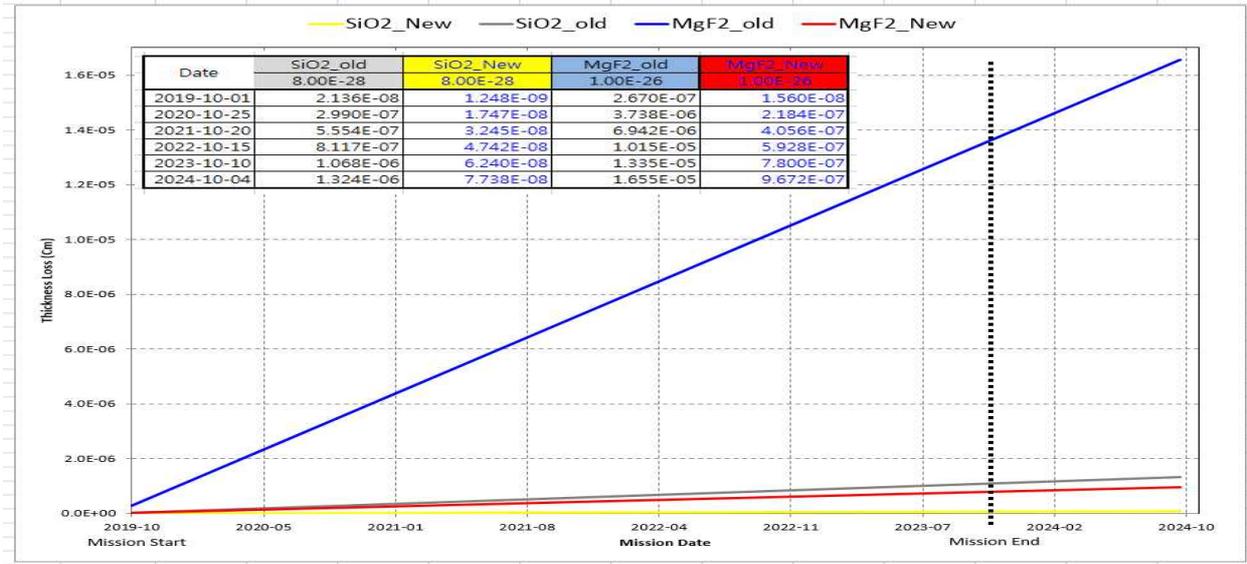


Fig. 7 Material erosion in mission periods

안 ATOX Fluence로 인한 전력손실이 나타나지 않도록 코팅두께를 설계하고 이에 대한 마진 확인이 필요하였다. 임무기간 4년 동안의 총 침식두께는 Fig. 7에서와 같이, SiO₂의 경우는 6.24×10⁻⁸ cm로, MgF₂의 경우는 7.80×10⁻⁷ cm로, 이전의 최악 경우 추정 계산법으로 계산한 SiO₂ 값인 1.07×10⁻⁶ cm, 및 MgF₂ 값인 1.335×10⁻⁵ cm 보다 약 17.1배의 차이를 보였다.

4. 결 론

본 연구에서는 실질적으로 지구 저궤도 위성의 고도 및 자세에 따른 태양전지판의 임무궤도별 진행방향 각도를 초단위로 계산하고, 이러한 조건을 바탕으로 ATOX Fluence에 따른 태양전지판 표면 코팅재료의 침식율 예측 계산을 수행하였다. 제시된 ATOX Fluence의 재료 침식율 예측 계산값은 기존에 이용되던 매우 보수적인 최악 경우 추정법(Maximum Worst Case Estimation)에 비해 약 15배 이상의 차이를 나타내었으며, 이는 태양전지판의 코팅재료 선정시 해외 제작사가 제시하는 안전계수(safety factor) 약 1.0~1.3을 포함한 최대 원자산소 침식두께 확인시에도 활용될 수 있을 것으로 기대된다. 추가적으로, 향후에는 통계적 추정기법을 적용하여 발사시점에서부터

의 임무기간 동안의 태양활동 영향에 대한 예측을 통하여 좀 더 최적화된 ATOX Fluence 예측값을 도출하고, 본 논문에서 도출한 실 궤도면 누적량 계산법을 좀더 발전시켜 각 위성위치별로 적용된 재료의 침식율을 보다 정확하게 추정하는 연구를 수행하고자 한다.

References

- [1] S.W Samwel, “Low Earth Orbital Atomic Oxygen Erosion Effect on Spacecraft Materials” *Space Research Journal*, 7:1-13, April 2014.
- [2] Bruce A. Banks, Kim K. de Groh, and Sharon K. Miller, “Low Earth Orbital Atomic Oxygen Interactions With Spacecraft Materials”, NASA/TM.2004-213400
- [3] S. H Kim and others, “PDR data for CAS500-1 Program”, 2016
- [4] C. H Lee, “Atomic Oxygen Fluence Estimation for LEO Satellite by using SPENVIS”, *Proceedings of the 2006 KSAS Fall Conference*, pp. 905-908, 2006.
- [5] Bruce A. Banks, and etc., “Atomic Oxygen Erosion Yield Predictive Tool for Spacecraft Polymers in Low Earth Orbit”, NASA/TM.2008-215490