論文

다목적실용위성 1호 태양전지 모델링 및 궤도특성 해석

정규범*, 이상욱**, 최완식**

Modeling and Power Analysis of Solar Cell Array for KOMPSAT I

Gyu Bum Joung*, Sanguk Lee** and Wan Sik Choi**

ABSTRACT

In this paper, solar cell array of KOMPSAT 1 was modeled and analyzed. The modeling results of solar array were achieved by neural algorithm, which is a powerful nonlinear system modeling tool. Using solar cell array modeling, the solar cell array was analyzed and verified by simulation considering solar cell data of KOMPSAT 1. The characteristics curves and power generation of the solar array are analyzed by using the modeling.

초 록

본 논문에서는 다목적실용위성 1호의 태양전지를 모델링하고 해석하였다. 태양전지판의 모델링은 적은 수의 데이터만을 갖고 있으므로 비선형 시스템을 모델링하는 데 적합한 뉴럴 알고리즘을 사용하였다. 모델링 결과는 다목적실용위성 1호의 태양전지 셀 데이터를 고려한 태양전지판의 해석과 시뮬레이션에 의해 그 특성을 증명하였다. 또한, 태양전지판의 특성 및 전력발생 특성은 모델링 결과를 사용하여 해석하였다.

Key Words : KOMPSAT(다목적실용위성), Power Analysis(전력해석), Power Modeling(전력모델링), Solar Cell(태양전지), Power Subsystem(전력계 서브시스템)

1. 서 론

위성 전력계 서브시스템에서 전력의 생성은 태양전지를 이용하여 전력을 발생하며 태양전지로부터 생성된 전력은 전력조절기(SAR : Solar Array Regulator)를 이용하여 부하에서 필요한 전력량을 조절한다[1-7]. 또한, 태양에너지의 사용이 불가능한 일식(eclipse) 기간 중에도 전기에너지를 공급할 수 있도록 배터리를 사용한다[8-10].

태양전지로부터 생성되는 전력은 태양전지판과 태양광의 각도인 태양각이 90도가 될 때 최대가 되므로 정지궤도 위성의 경우 태양전지의 출력은

최대가 되도록 태양전지판의 각도를 조절하여 사용하고 있다[2]. 저궤도 위성의 경우 위성은 지구에 대해 공전하게 되므로 임무수행 중 태양전지판의 조절만으로 태양각을 90도로 제어하기 어려운 특징이 있다.

다목적실용위성 1호 전력계 서브시스템의 개략도는 Fig. 1과 같다[1]. Fig. 1에서 보는 바와 같이 태양전지는 두 개의 태양전지판(solar array wing)에 직렬연결(107 cells)된 태양전지 스트링(string)이 60 병렬로 연결되어 필요한 전력을 발생하고 있다. 태양전지판은 SADA (Solar Array Drive Assembly)를 이용하여 태양방향으로 조절되어 태양에너지의 사용이 최대가 되도록 한다. 이때 SADA는 위성 자세제어계(AOCS)에서 태양각을 계산하여 SADE (Solar Array Drive Electronics)를 통해 제어된다. 태양전지판의 전력은 위성의 궤도환경에 따라 전압-전류 특성곡선

† 2001년 6월 4일 접수 ~ 2002년 9월 18일 심사완료

* 정회원, 우석대학교 정보통신공학부

연락처, E-mail : gbjoung@hotmail.com,

전북 완주군 삼례읍 후정리 490

** 정회원, 한국전자통신연구원

Fig. 1. Diagram of power subsystem for KOMPSAT I

이 달라지게 되는 데 위성의 전력사용에 따라 태양전지판은 발생전력을 조절해야 한다. 발생전력의 조절은 SAR (Solar Array Regulator)를 사용하여 출력을 조절한다. 조절된 전력은 메인버스에 연결되어 퓨즈와 릴레이 스위치를 거쳐 부하에 공급된다. 이때 배터리는 수퍼 니켈카드늄 배터리를 사용하며, 위성이 일식기간 중에도 전력을 사용할 수 있도록 전력을 저장하는 역할을 한다. 태양전지판 전개 조절기(DDC : Deployment Device Controller)는 위성 발사 후 태양전지판이 전개될 수 있도록 제어해 주는 장치이다. 이때 배터리 충전전류 조절을 위한 SAR 조절 명령을 포함한 모든 명령의 수행과 원격측정 데이터의 처리는 전력계 서브시스템의 Flight 소프트웨어인 ECU (EPS (Electrical Power Subsystem) Control Unit)를 통하여 이루어진다[8].

전력계 서브시스템 중 태양전지는 태양에너지를 전기에너지로 바꾸어 주는 역할을 한다. 이때 태양전지에서 발생하는 최대전력의 크기는 온도, 방사능 효과 및 설계요인에 따라 크게 변화하여 [11] 임무초기 (BOL : Beginning Of Life)에는 최대 전력이 발생되나 임무말기(EOL : End Of Life)에는 최저의 전력이 발생된다. 그러나, 태양전지의 전력은 설계변수의 영향으로 인한 성능저하(design factor)와 방사능 효과로 인한 성능저하(radiation factor)로 사용기간이 늘어남에 따라 점점 감소하게 된다[1].

본 논문에서는 다목적실용위성 1호에서 사용된 태양전지의 특성을 위성의 궤도환경에 따른 여러 가지 조건에 대해서 모델링하였다. 모델링 결과는 태양전지의 설계 및 해석에 적용될 수 있다. 태양전지의 모델링 결과를 이용하여 위성의 궤도환경 조건에 따른 전압-전류(V-I) 특성곡선을 해석하였고, 이 결과를 이용하여 태양전지 발생 최대전력을 해석하였다. 최대전력의 해석 결과는 SAR의 설계와 제어에 활용이 가능하며, EOL에

서의 해석결과는 태양전지의 공급전력이 위성에서 필요한 전력을 공급할 수 있는지를 검증할 때 사용할 수 있다.

II. 태양전지 모델링

2.1 모델링 개요

태양전지의 출력전력은 태양전지의 출력전압에 따라 출력전류가 결정되는 비선형적인 특성을 갖는다. 이러한 특성은 태양전지에 따라 달라지게 되며 출력전압과 전류의 관계에 대한 수식적인 해석은 잘 알려져 있다[11]. 그러나 태양전지의 수식적인 특성은 태양전지에 따라 다르고, 방사능 효과 등 위성의 궤도환경에 따른 성능 감쇄효과 등을 고려한 특성에 대한 수식적인 해석은 거의 불가능하다. 특히, 태양전지를 사용하는 시간에 따른 성능의 감쇄효과와 온도에 감쇄특성은 비 선형적인 특성을 갖는다. 특히, 태양전지의 모델링을 위해서는 위 특성을 나타내는 많은 데이터가 필요하다. 그러나, 데이터 확보를 위한 태양전지 시험은 매우 복잡하고 시간이 걸린다. 또한, 위성임무 초기의 데이터는 지상에서 실험이 가능하므로 확보가 가능하나 사용기간에 따른 데이터는 그 수가 적다.

따라서, 태양전지의 모델링은 데이터의 수가 작고 비 선형적이 특성의 모델링에 적합한 뉴럴 (Neural) 네트워크 알고리즘을 사용하였다. 사용한 알고리즘은 Back - propagation 알고리즘으로서 다단 뉴럴 네트워크와 비선형 미분 방정식에 대하여 Widrow-Hoff 학습을 적용시켜 뉴럴 네트워크의 상수값을 확정하는 방식이다[12].

Fig. 2는 사용한 Backpropagation 알고리즘으로서 태양전지의 비선형 특성과 유한한 Discontinuities를 허용하도록 Sigmoid와 선형적인 특성을 갖는 두 개의 Layer와 Bias를 갖도록 하였다. Fig. 2에서 P는 입력 데이터, R은 입력 데이터의 수, S1은 첫 번째 뉴우런의 데이터 수, S2는 두 번째 뉴우런의 데이터 수를 나타낸다. a1은 첫 번째 layer의 출력값을 a2는 입력에 대

Fig. 2. Neural network algorithm of modeling for solar array

한 출력의 데이터 값이다. 여기서 모델링 상수값은 W1, W2는 layer 1과 2의 weight 행렬을 B1과 B2는 bias 행렬을 나타낸다.

2.2 태양전지 모델링 결과

태양전지의 모델링은 태양전지의 사용기간, 온도에 대해서 전압에 대한 전류특성곡선을 구하는 것이다. 본 논문에서는 임무초기 28 °C에서 전압에 대한 전류 특성, 사용기간에 따른 전압과 전류의 성능저하 감쇄계수, 사용기간에 따른 전류온도계수를 모델링하여 이 결과를 이용하여 전체적인 태양전지 특성을 구할 수 있도록 하였다.

2.3 사용기간에 따른 전압, 전류 감쇄계수 모델링

태양전지는 사용기간에 따른 설계요인(design factor)과 방사능 효과에 따른 감쇄요인(radiation factor)으로 성능저하가 나타난다. 따라서, 임무기간 중 태양전지의 전력 생산량을 구하려면 이들 계수의 모델링이 필요하다. 성능감쇄와 관련된 데이터는 다목적실용위성 1호 전력계 자료[1]에 나와있는 year 0, 1, 2, 3에서의 데이터를 활용하여 모델링하였다.

Fig. 3. Voltage degradation factor for year

Fig. 4. Current degradation factor for year

Fig. 3과 4는 사용기간에 따른 전압과 전류의 감쇄계수를 나타낸다. Fig. 3에서 전압 감쇄계수는 year 0에서는 방사능 효과에 의한 감쇄계수는 1이지만 설계요인으로 인하여 1보다 작은 값인 0.98이 되며 시간이 지남에 따라 방사능 효과와 설계요인으로 감쇄되어 year 3인 EOL에서는 대략 0.89가 된다. Fig. 3에서 *는 year 0, 1, 2, 3에서의 전압 감쇄계수 데이터를 나타낸 것으로 각각 실선의 모델링 결과와 일치한다. Fig. 4에서 전류 감쇄계수는 BOL에서 방사능 효과에 의해 1이 되지만 설계요인으로 인한 감쇄가 커서 대략 0.87정도가 되며 EOL에서는 감쇄계수가 0.82정도로 떨어진다. Fig. 4에서 *는 year 0, 1, 2, 3에서의 전류 감쇄계수의 데이터를 나타낸 것으로 실선의 모델링 결과는 데이터와 일치한다.

2.4 전압과 전류의 온도계수 모델링

다목적실용위성 1호 태양전지의 전압 온도계수는 온도 1 °C 상승에 대하여 셀당 -0.0021 V의 전압 강하를 가져오며[1], 이 온도계수는 사용기간에 관계없이 일정하다.

태양전지의 전류 온도계수는 온도가 상승하면 증가하고 하강하면 감소하게 되는 데 온도계수는 사용기간(year)에 따라 증가하게 된다. Fig. 5에서 전류 온도계수의 사용기간에 따른 변동은 year 0인 BOL에서는 0.0004로 작지만 year 3인 EOL에서는 0.00063으로 커진다. Fig. 5에서 * 표시는 각각 year 0, 1, 2, 3에서의 온도계수 데이터를 나타내며 year 0, 1, 2, 3에서의 모델링 결과는 데이터와 일치함을 알 수 있다.

Fig. 5. Temperature degradation factor of current for year

2.5 V-I 커브 모델링(28 °C)

태양전지의 V-I 커브는 year 0에서 다목적실용위성 1호의 한쪽 윙(wing)에 대한 데이터로부터

Fig. 6. V-I curve modeling of solar array wing for year 0 and 28 °C

얻을 수 있다. Fig. 6은 year 0, 온도 28 °C에서의 태양전지의 V-I 커브 모델링결과를 나타낸다. Fig. 6에서 *는 모델링에 사용된 V-I 커브 데이터로 모델링 결과와 *는 일치된 값을 갖는다는 것을 알 수 있다.

III. 태양전지 해석

태양전지의 특성은 태양전지의 온도와 사용기간에 따른 감쇄로 인하여 달라진다. 따라서 태양전지의 해석은 사용기간, 온도 변동에 따른 V-I 커브의 특성을 구하는 것이다. 본 논문에서는 사용기간, 온도의 변동에 따른 V-I 커브를 구하고 이 결과를 바탕으로 사용기간이 0, 1.5, 3이 될 때 태양전지의 V-I 커브를 분석하였다. 또한, BOL(year 0)과 EOL(year 3)에서의 최대 전력생성량을 해석하여 이결과를 SAR 설계 및 전력해석에 활용할 수 있도록 하였다.

3.1 태양전지 모델링결과

태양전지의 모델링 결과는 사용기간과 온도에 따라 V-I 커브를 구하는 것으로 요약될 수 있다. 태양전지의 V-I 커브는 2 장에서 구한 온도 28 °C, year 0에서의 V-I 커브와 전압 및 전류 온도 계수 및 감쇄계수를 이용하여 구할 수 있다. 여기서는 위성의 사용기간에 따른 태양전지 특성을 살펴보기 위하여 위성 임무초기, 중기, 말기인 year 0, 1.5, 3에 대하여 온도 변동에 따른 V-I 커브를 해석하였다.

3.2 사용기간, 온도에 따른 V-I 커브

Fig. 7은 사용기간, 온도에 대한 V-I 커브를 해석한 것으로 (a)는 year 0, (b)는 year 1.5 (c)는 year 3에서의 V-I 커브이다. Fig. 7에서 보는 바와같이 사용기간이 증가하면, 전압과 전류는 설

(a) year 0

(b) year 1.5

(c) year 3,

Fig. 7. V-I curves for temperature at year 0, 1.5 and 3

계 및 방사능 요인으로 인한 감쇄효과로 점차 감소하는 특성을 보인다. 또한, 온도가 감소하면 전류는 약간 증가하고 전압은 크게 증가하는 일반적인 경향을 보임을 알 수 있다.

Fig. 7에서 V-I 커브의 특성을 자세히 살펴보기 위하여, 임무초기인 year 0과 임무말기인 year 3에서 최고온도(65 °C)와 최저온도(-75 °C) 및 28 °C에서의 V-I 커브를 해석하면 Fig. 8과 같다. Fig. 8에서 (a)는 임무초기에 65 °C, 28 °C, -75 °C에 대한 V-I 커브를 나타내며, (b)는 임무말기에 대한 65 °C, 28 °C-75 °C에 대한 V-I 커브를

(a) year 0

(b) year 3

Fig. 8. V-I curves for temperature at year 0, and 3.

나타낸다. Fig. 8에서 보는 바와같이 최대전류는 온도가 높아지면 약간 증가하나, 최대전압은 급격히 감소하여 전력생성량은 급격히 감소함을 알 수 있다. Fig. 8의 V-I커브에서 최대전류, 최대전압을 임무초기와 말기에 대하여 해석하면 임무초기의 최대전류는 온도가 최고가 될 때 15.2 A가 되며, 최대전압은 온도가 최저가 될 때 84 V가 된다. 또한, 임무말기에 최대전류는 온도가 최고가 될 때 14.4 A가 되며, 최대전압은 온도가 최저가 될 때 78.6 V가 된다.

3.3 최대전력 P_{max}

태양전지 최대전력 P_{max} 는 V-I 커브가 각각의 동작점에 대하여 전류와 전압의 곱이 최대가 되는 전류 I_{mp} 와 전압 V_{mp} 의 곱하여 구할 수 있다. 최대전력 P_{max} 에 대한 해석은 위성에서 태양전지의 온도변동을 알면 구할 수 있다. 최대전력은 온도가 임무초기와 임무말기에 큰 변동이 없다고 가정하면 임무초기에 전력생성량이 최대가 되며, 사용기간이 증가하면 점차 감소된다.

Fig. 9. Example of temperature curve for time

Fig. 10. Maximum power of one solar array wing for one periodic cycle for year 0, 1, 2 and 3.

BOL(year 0) 및 EOL(year 3)에서 태양전지의 온도 경향이 Fig. 9와 같을 때 감쇄계수를 고려한 최대전력을 해석하면 Fig. 10과 같다. Fig. 9와 10에서 0분은 위성이 일식에서 빠져나온 직후의 시간을 나타내며, 위성의 공전주기 98분인 경우에 대한 해석으로 일식기간을 제외한 64분은 태양에너지를 이용할 수 있는 기간을 나타낸다.

Fig. 10에서 보는 바와같이 태양전지의 최대전력 생성량은 일식직후 온도가 최저가 되므로 최대가 되면 일식후 온도가 증가함에 따라 점차 감소하는 특성을 보인다. year 0에서 태양전지 최대전력 생성량은 임무초기 750 W 정도로 가장 크고 온도 증가에 따라 점차 감소하여 490 W 까지 감소한다. 또한, 임무말기인 year 3이 되면 P_{max} 의 최대값은 640 W, 최소값은 420 W가 된다.

Fig. 10의 태양전지 최대전력 P_{max} 의 해석결과는 태양전지 최대전력 생성량을 나타내므로 위성 전력해석에 활용될 수 있으며, 전압조절장치의 입력이 되므로 전압조절장치(SAR) 설계 및 제어에 사용될 수 있다. Fig. 10에서 굵은 실선은 SAR의 정격입력인 475 W를 나타낸 것이다. 따라서 다목적실용위성 1호의 경우 최대 전력 사용

량은 475 W 이하가 되며, 따라서 태양전지 최대 전력이 475 W 보다 큰 임무초기에는 전력제어를 최대전력전달(PPT :Peak Power Tracking)로 하지 않고 DET(Direct Energy Transfer) 모드로 제어하여 태양전지 전력생성량을 SAR 정격 이하가 되게 해 주고 있다. Fig. 10에서 보는 바와같이 year 0에서는 태양전지 최대 전력생성량이 SAR 정격보다 크며, year 1에서는 전력생성량이 일식 후 17분 이내, year 2에서는 일식후 13분 이내에는 SAR 정격보다 크다는 것을 나타낸다.

IV. 결 론

태양전지에서 발생하는 최대전력 생성량의 크기는 온도에 따라 크게 변화하며 임무초기(BOL)에는 전력 발생이 최대가 된다. 그러나, 태양전지의 전력은 설계요인으로 인한 성능저하(design factor)와 방사능 효과로 인한 성능저하(radiation factor)로 사용기간의 증가에 따라 점점 감소하게 된다. 본 논문에서는 다목적실용위성 1호에서 사용된 태양전지의 특성은 위성의 사용기간에 따른 감쇄효과와 온도변동에 따라 모델링 하였다. 모델링 결과는 태양전지의 설계 및 해석에 적용될 수 있다. 본 논문에서는 태양전지의 모델링 결과를 이용하여 위성의 궤도환경 조건에 따른 전압-전류(V-I) 특성곡선, 최대전력을 해석하였다.

참고문헌

1. —, KOMPSAT 1 Critical Design Audit Data Package, Electrical Power Subsystem, 1996.
2. 김 성 규외, 위성 BUS 시스템 기술지원 및 개발연구, 최종보고서, 한국항공우주연구소, 1994.
3. W. J. Larson and J. R. Wertz, Space Mission Analysis and Design, Microcosm, Inc. and Kluwer Academic Publishers, 1992.
4. J. R. Lee, Analysis and Simulation of Dynamic of Spacecraft Power Systems, VPI & SU, USA.
5. P. R. Chetty, Satellite Technology and Its Applications, TAB Professional and Reference Books, 1991.
6. R. D. Middlebrook and S. G. Kimble, "Design of the HERO Main Bus Shunt Regulator," IEEE Trans. on Aerospace and Electronics Systems, Vol. AES -12, No. 2, pp. 162-171, 1976. 3.
7. 정 규 범, 김 성 규, 황보 한, 무궁화 위성체 전압조절장치 모델링, 대한전기학회 하계 학술회의.
8. —, KOMPSAT 1 Critical Design Audit Data Package, Flight Software, 1996.
9. 정 규 범, 김성규, 무궁화 위성체 밋데리 충전기 모델링, 항공우주학회 춘계학술 발표회의, pp. 398-401, 1994.
10. —, KOREASAT Critical Design Review Data Package, Batteries, MM Astro Space, 1993.
11. H. S. Rauschenbach, Solar Cell Array Design Handbook, Van Nostrand Reinhold Company, 1980.
12. —, Neural Network Toolbox User's Guide, The Math Works Inc., 1994.