

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(9), 799-804(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.9.799

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

자세제어 추력기 배기가스에 의한 태양전지판의 동적 영향 분석

채종원*, 한조영**, 전형열**

Dynamic Effects Analysis on a Solar Array Due to Attitude Control Thruster Plume

Jongwon Chae*, Cho Young Han** and Hyoung Yoll Jun**

Korea Aerospace Research Institute* **

ABSTRACT

The purpose of this study is to analyse the dynamic disturbances(disturbed forces and disturbed torques) due to attitude control thruster's plume impingement on the solar arrays. To produce database of the dynamic disturbances a sweep analysis was done, in which the two parameters are used; the distance between the thruster and solar arrays and the thruster tilt angle. Based on the database, a third order polynomial approximation is computed to represent the characteristics of the disturbed forces and torques. The final results are the coefficients of the approximation for each solar array angle position. These results as input data are used to optimize the configuration of the attitude control thrusters. This analysis is applied to the two candidate solar arrays for Geo-Kompsat-2 satellite and the results of the disturbed forces and disturbed torques are compared and analysed.

초 록

본 연구의 목적은 인공위성의 자세제어 추력기 배기가스가 태양전지판에 충돌하여 생기는 동적 영향인 교란력과 교란토크를 분석하는 것이다. 두 개의 매개변수인 태양전지판과 추력기 사이의 거리와 추력기의 경사각을 사용하는 Sweep Analysis를 실시하여 교란력과 교란토크 원(原)데이터베이스를 만들었다. 이 데이터베이스를 기반으로 이 두 개의 매개변수에 의해 달라지는 교란력과 교란토크의 특성을 기술하는 3차 다항 근사식을 만들고, 각 태양전지판의 각(角)위치에 대해 근사식의 계수들을 최종 결과로서 얻는다. 이 결과들은 자세제어계의 입력 자료로서 사용되어 추력기 배치 최적화에 사용된다. 정지궤도복합위성의 후보 태양전지판 두 종류에 이 분석을 적용하여, 교란력과 교란토크 결과를 비교 분석하였다.

Key Words : Attitude Control Thruster(자세제어 추력기), Plume(배기가스), Disturbed Force(교란력), Disturbed Torque(교란토크), Solar Array(태양전지판)

† Received : September 11, 2014 Revised : July 28, 2015 Accepted : August 3, 2015

* Corresponding author, E-mail : firstbel@kari.re.kr

I. 서론

인공위성 자세제어 추력기가 동작하면, 추진제가 연소실에서 연소되고, 노즐을 통해서 배기가스(plume)로 배출된다. 이 배기가스가 위성의 외부에 장착된 부분에 부딪히게 되면 위성은 원하지 않는 교란력과 교란토크를 받게 된다. 또한 추력기 배기가스 일부 입자의 역류(backflow) 때문에 광학 탑재체(광학 렌즈 표면, 이차면경 표면 등) 표면에 증착되어 오염을 일으키기도 한다 [1, 2]. 따라서 인공위성을 설계할 때에는 이러한 여러 가지 영향을 고려해야 하고, 특히 자세제어 측면에서 교란력과 교란토크를 최소화하여 한정된 추진제량을 절약해야 한다. 위성의 부속물과 추력기의 상대적인 위치와 추력기의 경사각(예를 들면, 추력기 노즐면의 법선과 위성체 한 축 사이의 각)을 고려하면 결과적으로 추력기 배기가스와 부속물 사이의 충돌을 최소화하여 교란력과 교란토크를 최소화할 수 있다. 정지궤도 위성 태양전지판의 경우 대개 남북방향으로 설치되고, 남북방향의 궤도 위치 제어를 위해 자세제어 추력기가 남쪽 또는 북쪽 방향으로 배치된다. 따라서 정지궤도위성은 태양전지판과 자세제어 추력기 배기가스 사이의 동적 영향을 받을 수밖에 없다. 따라서 자세제어 추력기 배기가스에 의한 태양전지판에 대한 동적 영향 분석은 필수적이다. 더불어 배기가스가 외부부속물에 충돌할 때 생기는 열유속(heat flux)도 고려해야 한다.

본 연구에서는 이미 개발된 추력기 배기가스 동적 분석 기술을 천리안위성의 결과와 비교 검증하고, 정지궤도위성의 후보 태양전지판 두 종류(E3000S와 E2000+)에 분석을 수행하여, 결과를 비교 분석하는 것이다. 본 연구에서는 Astrium SAS의 SYSTEMA/PLUME 소프트웨어를 사용하여 분석하였다[3].

II. 본론

2.1 추력기 배기가스 동적분석기술 개발 및 비교검증

2.1.1 추력기 배기가스 동적 분석

정지궤도위성의 자세제어 추력기 배기가스에 의한 태양전지판의 동적 영향을 분석하기 위해서 추력기 배기가스 분석기술과 분석결과의 후처리를 위한 프로그램이 필요하다. 추력기 배기가스 분석기술(sweep analysis)은 parameter study의 일종으로서, 여기에서 사용된 세 가지 매개변수

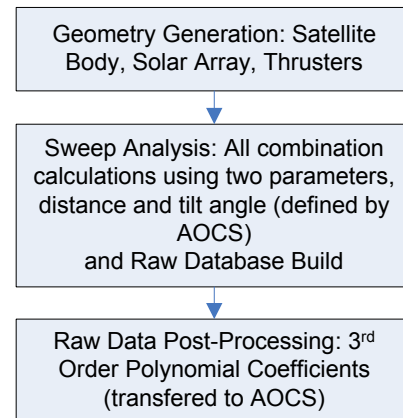


Fig. 1. Flow Chart of Plume Dynamic Effects Analysis

들은 추력기 배기가스가 태양전지판에 동적으로 영향을 미치는 추력기와 태양전지판 사이의 거리, 추력기 노즐면의 법선과 위성체 한 축 사이의 각(경사각)과 태양전지판의 회전(내부 매개변수)이다. Astrium SAS의 SYSTEMA/PLUME 소프트웨어는 크게 두 부분으로 나눌 수 있다. (1) 추력기 배기가스 모델링을 계산하고 (2) 추력기 배기가스 모델링 계산결과와 인공위성 기하모형을 바탕으로 교란력, 교란토크와 열유속을 계산한다. SYSTEMA/PLUME 소프트웨어는 인공위성 기하모형이 정해지면 (즉, 추력기와 태양전지판 사이의 거리, 경사각이 정해지면), 내부적으로 태양전지판을 회전시키면서 교란력, 교란토크와 열유속을 계산한다. 사용자가 거리와 경사각 범위에 따른 경우의 수만큼 SYSTEMA/PLUME 소프트웨어를 실행해야하는 불편함이 있다. 경우의 수에 따른 각각의 결과(교란력과 교란토크)를 후처리 프로그램을 사용하여 각각 읽어 들인 후 3차 다항 근사식 계산을 한다. Fig. 1은 추력기 배기가스 동적 분석에 대한 전체적인 흐름도이다. 1. 기하모형 생성 및 배치 (위성체, 태양전지판, 추력기); 2. SADM(Solar Array Drive Module) 회전중심점부터 추력기까지 거리 범위 설정 및 추력기 경사각 범위 설정, 원(原) 데이터베이스 생성; 3. 원데이터(raw data)의 후처리 및 3차 다항 근사식의 계수값 생성 및 원데이터와 비교 등이다. 위에서 설명한 방법으로 천리안위성의 결과와 비교 검증하였다[4].

2.1.2 천리안 위성체 형상 모델

천리안위성(COMS)은 기상탐재체 및 해양탐재체를 -Y방향에 싣고 있어 반대방향인 +Y방향으로 태양전지판과 추력기를 배치했다(Fig. 2). 천리안위성에는 자세제어 주추력기(Primary Reaction

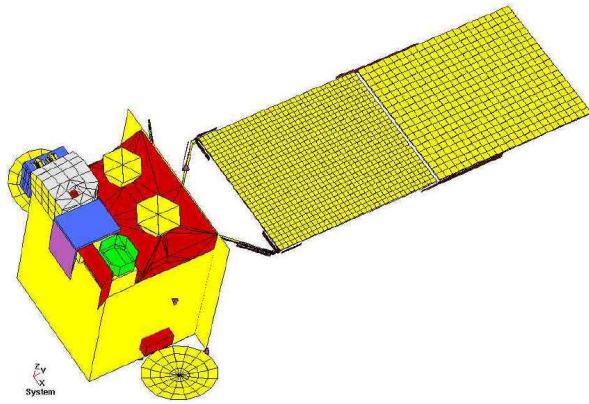


Fig. 2. COMS Configuration Model

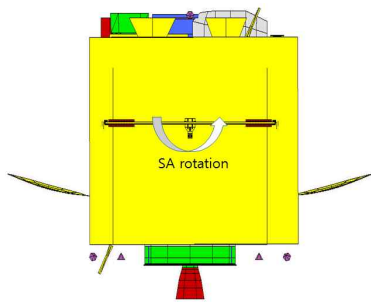


Fig. 3. COMS Solar Array Rotation

Control Thruster)와 부추력기(Redundant Reaction Control Thruster)가 각각 7 개씩 배치되어 있으며, +Y방향으로 배치된 세 개의 추력기 배기가스에 대해 동적 분석을 수행했다.

Figure 3을 보면, 태양전지판은 SADM 회전축을 중심으로 반시계방향으로 회전한다.

2.1.3 두 개의 매개변수 및 태양전지판 회전

두 개의 매개변수인 SADM 회전중심점과 추력기 사이의 거리, 추력기의 경사각과 태양전지판의 회전을 이용하는 Sweep Analysis를 실시하여 교란력과 교란토크에 대한 원 데이터베이스를

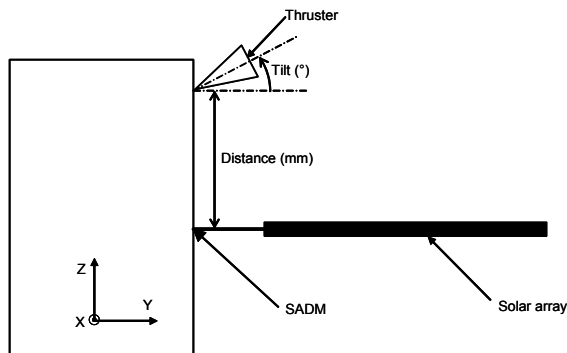


Fig. 4. Two Parameters: Distance and Tilt Angle

Table 1. Matrix Table of Tilt Angles and Distances

Distances	A	B	C	D	E	F	G	H	K	
Angles	1200	1250	1300	1350	1400	1450	1500	1550	1600	
1	5	A05	B05	C05	D05	E05	F05	G05	H05	K05
2	6	A06	B06	C06	D06	E06	F06	G06	H06	K06
3	7	A07	B07	C07	D07	E07	F07	G07	H07	K07
4	8	A08	B08	C08	D08	E08	F08	G08	H08	K08
5	9	A09	B09	C09	D09	E09	F09	G09	H09	K09
6	10	A10	B10	C10	D10	E10	F10	G10	H10	K10
7	11	A11	B11	C11	D11	E11	F11	G11	H11	K11
8	12	A12	B12	C12	D12	E12	F12	G12	H12	K12
9	13	A13	B13	C13	D13	E13	F13	G13	H13	K13
10	14	A14	B14	C14	D14	E14	F14	G14	H14	K14
11	15	A15	B15	C15	D15	E15	F15	G15	H15	K15
12	16	A16	B16	C16	D16	E16	F16	G16	H16	K16
13	17	A17	B17	C17	D17	E17	F17	G17	H17	K17
14	18	A18	B18	C18	D18	E18	F18	G18	H18	K18
15	19	A19	B19	C19	D19	E19	F19	G19	H19	K19
16	20	A20	B20	C20	D20	E20	F20	G20	H20	K20

생성한다. Fig. 4에서 원점, SADM, 태양전지판, 추력기 및 추력기 경사각(tilt angle)를 보이고 있다.

Table 1에는 SADM 회전중심점부터 추력기까지 거리 범위(1200 mm ~ 1600 mm; 50 mm 씩) 설정 및 추력기 경사각 범위(5° ~ 20°; 1° 씩) 설정한 예를 보여주고 있다. 필요에 따라 거리와 경사각 범위와 간격을 조정할 수 있다. 총 144의 경우가 고려되어야 하며, 한 경우에는 태양전지판의 한 회전을 64개로 나눠 계산한다. 따라서 총 9,216개 원데이터가 생성된다. 이의 처리를 위해 후처리 프로그램 개발하였다.

2.1.4 추력기 모델링

추력기 배기가스 동적 해석을 위해서 추력기 유동장을 계산이 필요하다. 연소실 주요조건은 연소실 온도와 압력이며, 각각 3,053 K, 8.75 bar 을 사용했다. 계산된 추력은 9.93 N(기준 추력으로 사용), 질유량(mass flow rate)은 3.25 g/s 이다. 추력기 유동장 계산은 Navier-Stokes solver 를 사용하고 source flow method를 사용하여 유동장을 확장한다[3, 4]. Fig. 5는 추력기 유동장의 밀도분포이다.

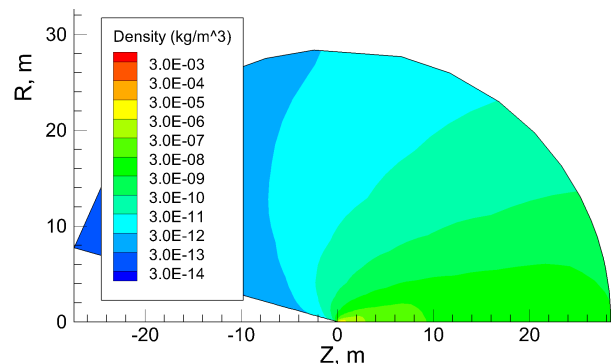


Fig. 5. Gas Density Distribution

2.1.5 계산 결과 및 비교검증

원데이터와 근사식결과의 비교가 원칙이나 천리안위성의 원데이터는 제공받지 못하여 근사식 결과만을 표시했다. 본 동적 해석 결과를 입력으로 받는 자세제어계의 필요에 따라 근사식은 3차 다항 근사식을 이용했다. 별표(*): 천리안위성의 3차 다항 근사식 결과, 실선(-): 원데이터의 결과, 원(O): 원데이터의 3차 다항 근사식 결과이다. 기준 추력(F0)으로 교란력(F1, F2, F3), 교란토크(T1, T2, T3)를 나누었다. 1, 2, 3는 X, Y, Z 축이다. 교란력과 교란토크는 각각 3차 다항 근사식(식 (1))을 사용하여 나타낸다[5].

$$f(d,t) = c1 + c2*d + c3*d^2 + c4*d^3 + c5*t + c6*d*t + c7*d^2*t + c8*t^2 + a9*d*t^2 + a10*t^3 \quad (1)$$

여기에서, $c1$ 부터 $c10$ 까지는 다항식의 계수들이며, d 는 거리(distance), t 는 추력기 경사각(tilt angle)이다. 각 태양전지판의 각위치에 대해 근사식의 계수들을 최종 결과로서 얻는다. Fig. 6에 Astrium SAS가 분석한 천리안위성의 결과와 비교했다($d = 1.2 \text{ m}$, $t = 5^\circ$). Y축 교란력(F2)에서 약간의 차이를 보이는 것은 Astrium SAS의 기하모델과 본 해석에서 사용된 기하모델의 차이(태양전지판의 plume shield의 배치 등)로 추정되며, 이는 용인할 수준이다. 세 개의 결과가 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. Table 2는 원데이터와 원데이터의 3차 다항 근사식의 최대오차를 절대치로 나타낸 표이다. 모든 값들이 10^{-4} 에서 10^{-3} 정도의 차이를 보이고 있다. 이 결과는 3차 다항 근사식이 원데이터의 특성을 잘 나타내고 있음을 보여준다.

2.2 E3000S/E2000+ SA 동적 분석 비교

정지궤도복합위성의 후보 태양전지판은 Astrium사의 E3000S와 E2000+ SA이며, 이들에 대한 동적 분석을 수행하고, 결과를 상대적으로 비교 분석하였다[6].

Table 2. Maximum Error of the polynomial decomposition

Maximum error of the polynomial decomposition in absolute value						
	F_x/F_0	F_y/F_0	F_z/F_0	T_x/F_0	T_y/F_0	T_z/F_0
RCT 1	2.92E-04	1.29E-03	4.67E-04	2.94E-03	2.83E-04	1.23E-03
RCT2/3	2.89E-04	7.99E-04	3.42E-04	2.41E-03	2.33E-04	1.41E-03

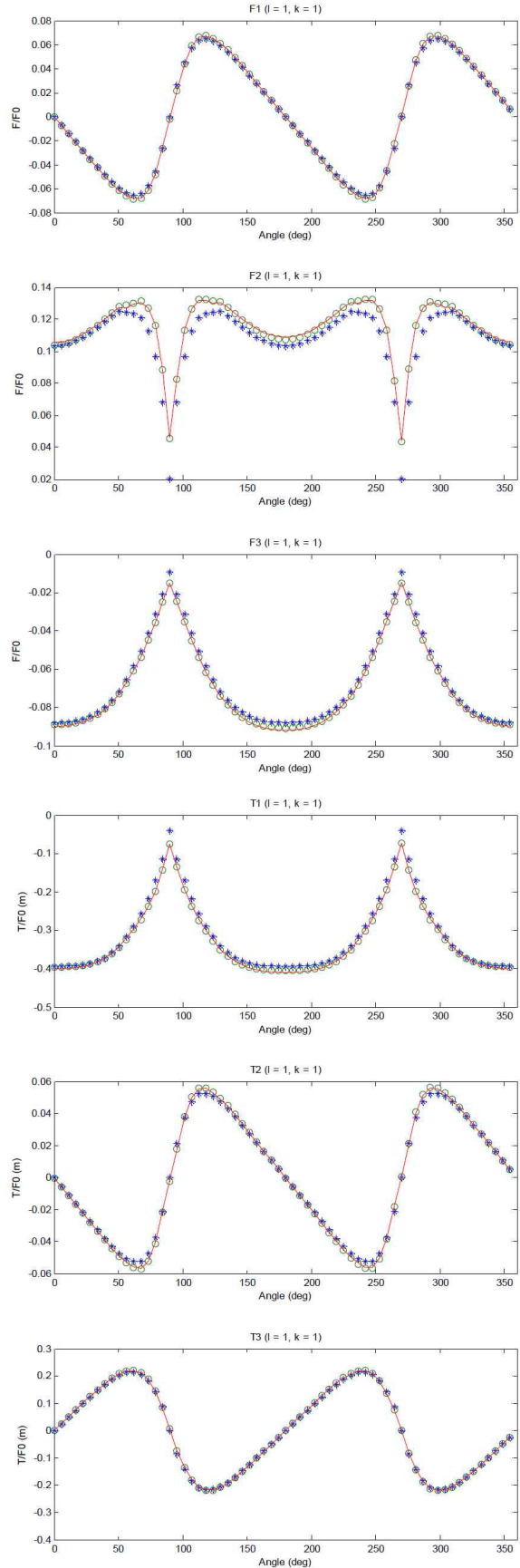


Fig. 6. Comparison Results

2.2.1 E3000S/E2000+ SA를 장착한 위성체 형상 모델

Figure 7에 E3000S/E2000+ 태양전지판을 장착한 위성체 형상을 각각 보여주고 있다.

E3000S과 E2000+ 태양전지판 패널(panel)의 크기와 요크(yoke)의 크기를 Table 3에 비교하였다(Fig. 8. 태양전지판 기하모델 참조). 태양전지판 패널의 두께는 21 mm이다.

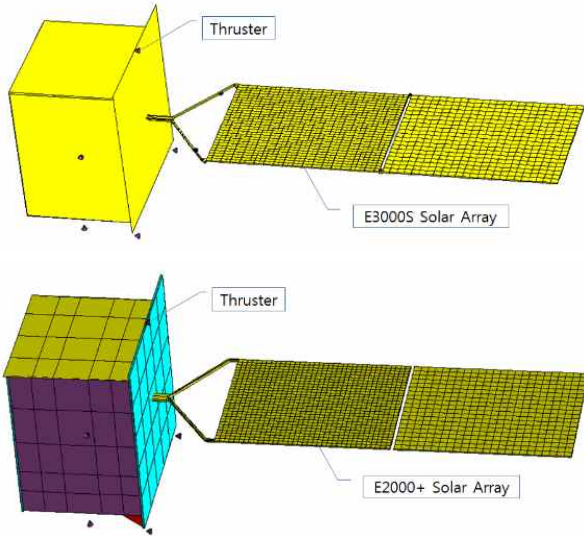


Fig. 7. E3000S/E2000+ Configuration Model

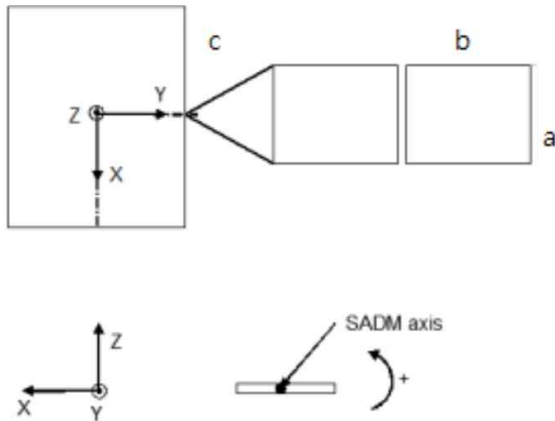


Fig. 8. Solar Array Geometry

Table 3. Solar Array Sizes

(mm)	E3000S	E2000+
Panel Size(b×a)	3050×2280	2730×2216
Yoke Size(c×a)	1647×2280	966×2216

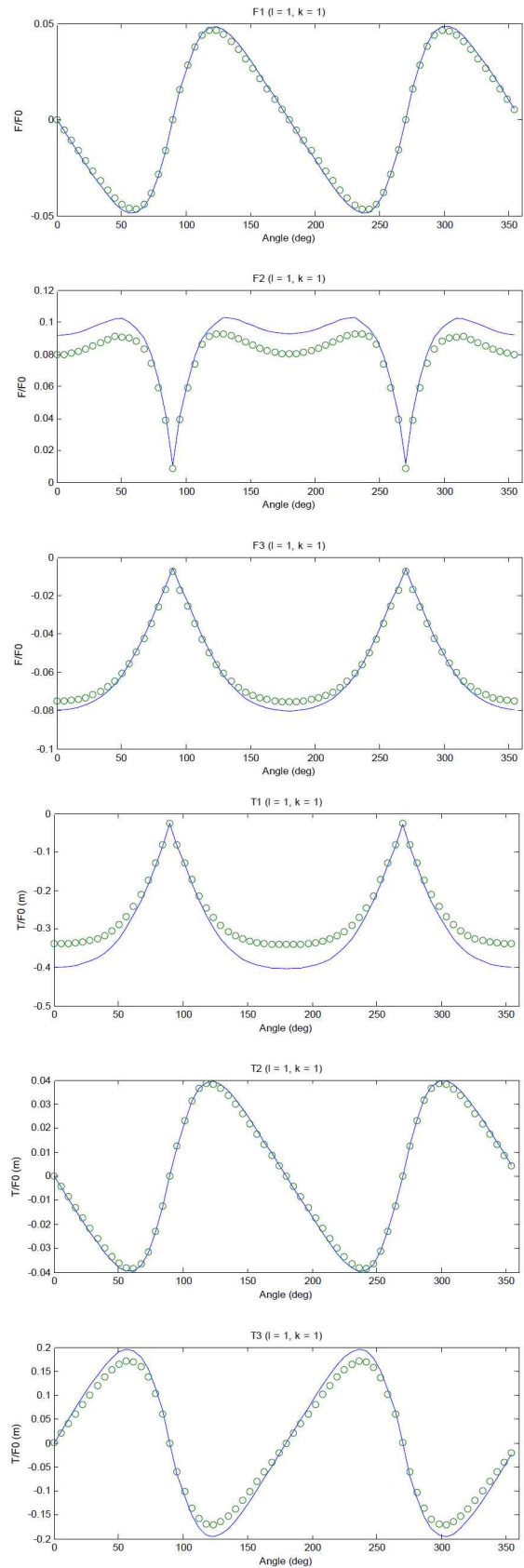


Fig. 9. E3000S/E2000+ SA Comparison Results

2.2.2 분석결과

Figure 9은 기준 추력(F_0)으로 나눈 교란력 (F_1/F_0 , F_2/F_0 , F_3/F_0)과 교란토크(T_1/F_0 , T_2/F_0 , T_3/F_0)를 순서대로 각각 보이고 있다. 실선(-): E3000S SA에 대한 결과, 원(O): E2000+ SA에 대한 결과이다($d = 1.4 \text{ m}$, $t = 5^\circ$ 경우).

Table 2의 태양전지판 크기 비교를 고려하면 E3000S SA의 크기가 E2000+ SA보다 상대적으로 크기 때문에 배기가스에 의한 Y축 교란력 (F_2/F_0)이 크고, 따라서 X축 교란토크(T_1/F_0)가 큰 것을 알 수 있다. 하지만 E3000S SA의 요크 길이가 E2000+ SA의 요크길이보다 681 mm 정도 더 길기 때문에 전체적으로 비슷한 결과를 보이고 있다. 이는 역제품의 법칙(어떤 물리량의 크기가 거리의 제곱에 반비례하는 것)에 따라 밀도 등의 물리량이 감소하기 때문에 (태양전지판에 충돌하는 분자의 개수가 작아지므로) 교란력과 교란토크가 작아진다[7].

III. 결 론

본 연구의 목적은 자세제어용 추력기 배기가스가 태양전지판에 충돌하여 생기는 동적 영향인 교란력과 교란토크를 분석하는 것이다. 이 목적을 위해 SYSTEMA/PLUME Program을 이용하여 위성체의 기하모델 생성, 두 개의 매개변수를 이용한 Sweep Analysis 실시, Sweep Analysis의 결과인 원데이터베이스 생성, 각각의 매개변수에 대한 원데이터의 수집(후처리)과 모든 매개변수에 대한 결과를 자세제어계에서 입력으로 사용할 수 있도록 3차 다항 근사식으로 변환하는 기술, 원데이터와 3차 다항 근사식을 비교분석하는 기술을 개발하였고, 천리안위성의 결과와 비교하여 검증하였다. 정지궤도복합위성의 후보 태양전지판인 E3000S와 E2000+ 태양전지판에 해석을 적용하였다. E3000S 태양전지판의 크기가 E2000+ 태양전지판보다 상대적으로 크기 때문에 배기가스에 의한 Y축 교란력이 크고, 따라서 X축 교란토크가 큰 것을 알 수 있었다. 하지만 역제품법칙에 따라 E3000S 태양전지판의 요크길이가 E2000+ 태양전지판의 요크길이보다 681 mm 정도 더 길기 때문에 전체적으로 비슷한 결과를 보였다. 참고로 정지궤도복합위성에는 E2000+과 비

슷한 SmallGEO 태양전지판을 선정하였다. 본 분석기술은 향후 정지궤도복합위성의 비행용 태양전지판 동적 영향 분석에 사용하여, 자세제어 추력기 배치 최적화에 사용할 계획이다.

후 기

본 논문은 미래창조과학부에서 지원하는 특정 연구개발사업의 일환으로 수행한 '정지궤도복합 위성 개발사업'의 연구 결과입니다.

Reference

- 1) Sutton, G. P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7th Ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 2001, pp.639-659.
- 2) Park, Jae Hyun, Kang, Shin-Jae, Kim, Jeong Soo, Baek, Seung Wook and Yu, Myoung Jong, DSMC Analysis of Satellite Thruster Plume, Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 29(8), 2001, 12, pp.111-118.
- 3) SYSTEMA/PLUME, SYSTEMA Engineering Tools, Ver. 3, Astrium SAS, 2010.
- 4) Chae, Jongwon, Han, Cho Young and Jun, Hyoung Yoll, "A Technology Development of Dynamic Effects Analysis on Solar Arrays Due to Attitude Control Thruster's Plume of Geostationary Satellite", KSAS Fall Conference, 2013, pp.1392-1395.
- 5) Kang, Woo-Yong, Chae, Jongwon, Park, Young Woong, Choi, Hong Taek, "Analysis of GEO-KOMPSAT-2 Satellite Plume Disturbance", KSAS Fall Conference, 2013, pp.1448-1451.
- 6) Chae, Jongwon, Han, Cho Young and Jun, Hyoung Yoll, "Dynamic Effects Analysis on Solar Arrays(E3000/E2000+) Due to Attitude Control Thruster's Plume of Geostationary Satellite", KSAS Spring Conference, 2014, pp.829-832.
- 7) Dettleff, G., "Plume Flow and Plume Impingement in Space Technology," Progressive Aerospace Science, Vol. 28, 1991, pp1-71.