

광학관측위성의 영상품질 열화 최소화를 위한 반작용휠 최적위치 선정

임정흠¹ · 임재혁^{2,†} · 김경원¹ · 윤형주¹ · 김성훈¹¹한국항공우주연구원²전북대학교

Optimal positioning of reaction wheel assemblies of optical observation satellite for minimizing image quality degradation

Jeong Heum Im¹, Jae Hyuk Lim^{2,†}, Kyung-Won Kim¹, Hyung-Joo Yoon¹, Sung-Hoon Kim¹¹Korea Aerospace Research Institute²Chonbuk National University

Abstract

This paper describes how to find out the optimum position of the reaction wheel assembly (RWA) to minimize image quality degradation through the integrated system jitter prediction combining the micro-vibration test with finite element analysis considering optical coefficients. Micro-vibration generated from RWA that is widely used for satellite maneuver, is one of key factors that degrades the quality of satellite image. Due to varying vibration characteristics of each RWA, its accommodation position may affect image quality even though the same company manufactured them. To resolve this issue, an integrated system jitter prediction is conducted with all possible RWA accommodation location, and finally we determine optimal RWA position from the analysis results.

초 록

본 논문에서는 반작용휠 미소진동시험 결과 및 유한요소모델 기반 광기계해석 통합모델을 이용해 영상품질 저하 예측을 실시하고 해석결과를 바탕으로 기준 회전수에서 영상품질관점에서 최적의 반작용휠 배치조합을 찾는 것을 목적으로 한다. 위성은 적절한 기동성능을 위하여 여러 개의 반작용휠을 장착하는데 반작용휠에서 발생하는 미소진동은 위성영상품질 열화에 원인이 된다. 같은 반작용휠이라도 제조과정상 발생하는 제품의 진동특성차이가 있으며 이를 반영한 반작용휠의 배치설계는 최종 위성영상 성능품질 열화를 최소화시킬 수 있다. 이를 위해 본 연구에서는 모든 반작용휠의 배치상태를 선정하고 이에 따른 영상품질 열화해석을 실시하여 최소의 열화가 일어나는 반작용휠 배치조합을 찾아내었다.

Key Words : Reaction Wheel Assembly (반작용휠), Optical Satellite (광학위성), Image Quality(영상품질), Jitter (지터), Microvibration (미소진동)

1. 서 론

전자광학카메라를 탑재한 지구관측위성에 대한 상업적 수요는 꾸준히 증가하고 있으며, 상용지구관측 광학영상 요구 해상도는 서브미터급 이하로 낮아지고

있다[1]. 위성영상 획득방식으로는 위스키브룸방식, 푸쉬브룸방식이 널리 사용되고 있으며, 고해상도 광학위성의 경우 푸쉬브룸방식을 이용한 전자광학카메라 영상이 주류를 이루고 있다[1-2].

광학위성 영상품질을 평가하는 성능지표로는 지상해상도, 관측폭, 변조전달함수(MTF; modulated transfer function), 측위정밀도(geolocation accuracy), 신호대잡음비(SNR; signal to noise ratio)등이 있으며, 이중 전

Received: July. 30, 2018 Revised: Oct. 18, 2018 Accepted: Nov. 29, 2018

† Corresponding Author

Tel: +82-63-270-2326, E-mail: jaehyuklim@jbnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

통적으로 MTF가 영상품질 평가방식의 단일지표로 유용하다. 광학위성영상의 MTF는 크게 광학탐재체에 의한 성능저하, 위성움직임에 의한 성능저하로 구성되며, 대기효과 및 신호처리 등에 의해서도 영상품질이 저하된다. 광학탐재체에 의한 성능저하는 유한크기의 렌즈에서 기인하는 광학회절한계, 수차, 비초점 등에 의한 성능저하가 있으며, 검출기에 의한 성능저하도 발생한다. 위성의 움직임에 의한 성능저하는 위성의 선형운동에 의한 드리프트, 그리고 위성의 고주파진동에 의한 지터로 구분할 수 있다. 드리프트는 주로 탑재하고 있는 자이로와 제어기에 의한 제어한계각에 의하여 발생하며, 지터는 영상획득구동간 발생하는 반작용휠(RWA; reaction wheel assembly) 또는 모멘텀자이로와 같은 위성구동기 또는 기타 진동원의 진동에 의하여 발생한다[3].

항공우주연구원은 우주개발 중장기계획에 의거하여 현재 차세대중형위성 1호를 개발하고 있다. 차세대중형위성 개발사업은 500kg급 차세대 표준형 위성플랫폼 확보 및 정밀 지상관측용 중형위성 2기 국내 독자개발을 목표로 1호는 한국항공우주연구원이 2호는 국내 산업체가 개발을 수행하고 있다[4]. 차세대중형위성 1호의 주요규격은 Table 1과 같다.

차세대중형위성은 자세제어용구동기로 반작용휠 4기를 Fig. 1과 같이 피라미드 형태로 배치하는 전통적인 방식을 채택하고 있다. 이러한 반작용휠 배치형상 또는 배치조합과 관련한 연구로는 A. Shirazi가 최소 전력 소모관점에서 피라미드형상 반작용휠 최적 틸트각 설계기법을 제시하였으며[5], Z. Ismail은 중경사각 궤도와 고경사각 궤도의 차이에 대하여 반작용휠 배치형상이 토크와 자세오차에 미치는 영향을 고찰하였다[6]. 그러나 기존 연구에서는 반작용휠의 개별 특성차이에 대한 영향을 확인할 수가 없었으며 본 논문에서는 개별 미소진동특성이 상이한 반작용휠의 실측 진동입력이 영상성능에 미치는 영향을 분석하여 최적의 반작용휠 장착위치를 찾고자 한다.

Table 1 Specification of CAS500-1

항목	규격
임무궤도	498km 태양동기궤도
해상도 (흑백/칼라)	0.5m급/2.0m급
관측폭	12km이상
무게	500kg내외
전력	1.1kW내외
임무수명	4년
발사	2019년(1호), 2020년(2호)

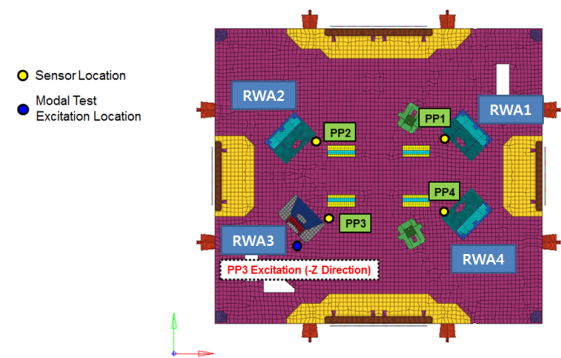


Fig. 1 RWA Accommodation of CAS500-1

차세대중형위성의 영상획득 모드는 스트리프모드, 다중관측모드 그리고 다중패스 스테레오 모드로 이루어져 있다. 어떤 모드에서든 영상획득 시간 사이의 위성기동은 없으나, 반작용휠의 특성상 휠은 기준 회전속도(RPM; Revolution per Minute)로 구동을 하고 있으며, 이로 인한 진동은 광학계 구성요소인 카메라의 각 거울과 CCD(Charge-Coupled Device) 촬영소자의 변위를 발생시켜 영상품질 저하를 유발하게 된다. 차세대중형위성에 사용되는 4개의 반작용휠(RWA1, RWA2, RWA3, RWA4)은 동일한 제조업체에서 제작 및 시험을 거쳐 성능 및 환경요구사항을 만족하도록 납품되나, 요구사항을 만족하는 범위 내에서 각 휠의 특성차이가 존재한다. 이러한 차이로 인하여 반작용휠의 장착 위치 조합에 따라 최종 영상 성능에 미치는 영향이 다를 수 있으며 본 논문에서는 차세대중형위성 1호의 구동장치로 납품된 반작용휠 비행모델에 대하여 영상성능 측면에서 최적의 배치 조합을 찾는 것을 목적으로 한다.

2. 영상품질 지터 예측 방법

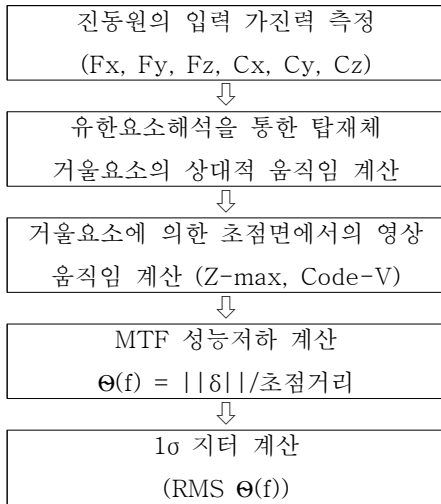


Fig. 2 Flowchart for Jitter Calculation

지터량을 계산하는 순서와 주요 방법은 Fig. 2와 같다. 첫 번째, 진동원의 입력 가진력과 토크를 각 축방향에 대하여 측정한다. 두 번째, 측정된 가진력과 토크를 각 가진점에 인가하여 최종 영상성능에 영향을 미치는 광학탑재체의 각 거울 요소 및 초점면의 구조전달함수를 계산한다. 세 번째, 각 거울 요소의 변위 및 회전에 의한 영상의 움직임을 Z-max 또는 Code-V와 같은 틀을 이용하여 각도 형태로 계산한다. 네 번째, 각도형태로 계산된 상대적 변위를 초점거리를 이용하여 영상의 변위 값으로 변환한 후 x축, y축 각각의 변위 값의 제곱평균을 취하여 1σ 지터 값을 계산한다. 가진하중 $F_p(\omega)$ 에 의하여 발생하는 위성구조체 및 광학계의 움직임은 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다.

$$X_p(\omega) = \Phi \begin{bmatrix} \ddots & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\omega_n^2 - \omega^2 + j2\zeta\omega_n\omega} & 0 \\ 0 & 0 & \ddots \end{bmatrix}_{m \times m} \Phi^T F_p(\omega) \quad (1)$$

여기서 고유 행렬 Φ , ω_n , ω 는 각각 위성구조체의 모드형상, 공진주파수, 관심주파수이다. 각 거울 요소와 초점면의 변위 $X_p(\omega)$ 와 가진하중 사이의 전달함수 $T_{st}(\omega)$ 는 Eq. 2와 같이 표현할 수 있다.

$$X_p(\omega) = T_{st}(\omega)F_p(\omega) \quad (2)$$

초점면에서의 영상움직임 $x_p(\omega), y_p(\omega)$ 은 광민감도 행렬 T_{op} 에 광학계의 움직임을 곱하여 Eq. 3과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} x_p(\omega) \\ y_p(\omega) \end{Bmatrix} &= T_{op}X_p(\omega) \quad (3) \\ &= T_{op}X_{st}F_p(\omega) \\ &= TF_p(\omega) \end{aligned}$$

초점면에서 영상은 x방향성분과 y방향성분이 동시에 영상성능에 영향을 미치므로 Eq. 4와 같이 x방향성분과 y방향성분에 대한 벡터합인 파워스펙트럼 밀도를 해당 주파수에서의 성능지수로 사용할 수 있으며 이를 보다 효과적으로 사용하기 위하여 Eq. 5와 같이 출력 파워스펙트럼 밀도의 제곱근평균값을 영상성능지수로 사용한다.

$$R_p(\omega) = \frac{x_p(\omega)x_p(\omega)^* + y_p(\omega)y_p(\omega)^*}{2\Delta\omega} \quad (4)$$

$$\sigma_{xp}^2 = \int_{\omega_0}^{\omega_t} R_p(\omega) d\omega \quad (5)$$

추가로, 지터는 영상생성시간 T_j 동안 시선벡터의 지향 오차에 대한 제곱평균제곱근(root mean square, RMS) 값으로서, 위성운동에 의하여 지터에 비하여 상대적으로 시선벡터가 장시간에 걸쳐 변화하는 드리프트가 영상에 포함되게 되므로 지터에 의한 영향을 보다 정확하게 분석하기 위해서는 지터성분만을 추출할 필요가 있다. 지터와 드리프트성분을 영상으로 부터 분리하기 위해서는 Eq. 6과 같이 $1/T_j$ 에서 차단주파수를 가지는 가중치 함수를 사용하고 Eq. 7을 통해서 지터 성분 σ_j 을 도출한다. Fig. 3은 지터와 드리프트에 대한 가중함수를 각각 보여준다.

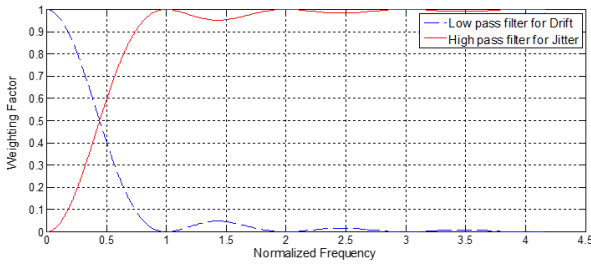


Fig. 3 Weighting Factor of Jitter & Drift

$$W_j(\omega) = 1 - \frac{2(1 - \cos(2\pi\omega/\omega_s))}{(2\pi\omega/\omega_s)^2} \dots\dots\dots(6)$$

$$\sigma_j^2 = \int_{\omega_0}^{\omega_t} R_p(\omega) W_j(\omega) d\omega \dots\dots\dots(7)$$

2.1. 진동원 측정

반작용휠은 독일 Rockwell Collins사의 RSI15 모델을 사용하였으며 휠 제조업체에서 미소진동시험을 수행하였다. Fig. 4와 같이 휠은 어댑터 플레이트를 통하여 3축 힘과 토크를 측정할 수 있는 Kistler 측정장비 위에 장착되었다. Fig. 5는 RSI15모델 반작용휠의 실측 미소진동에 대한 Waterfall Plot을 보여준다.

위성에 장착될 예정인 반작용휠 비행모델은 총 4기다. 각각의 일련번호는 SN10001, SN10002, SN10003 그리고 SN10004이며, 휠의 증속 또는 감속 그리고 회전 방향 (시계방향 또는 반시계방향) 에 따라 총 4가지 유형에 대한 지터 시험이 수행되었다.

일반적으로 반작용휠은 운용 제약사항중 하나인 zero-crossing 기동(ORPM 기동)을 회피하고, 성능을 최대화하기 위하여 운용가능 RPM의 중간 값을 기준 회전속도로 이용한다. 제작사에서 보증하는 반작용휠의 권장 운용 회전속도는 ±2000RPM이나, 고속운전시의 미소진동에 의한 영상품질 열화현상을 고려하여 500RPM, 1000RPM을 잠정적인 운용 회전속도로 정하여 이 두 RPM에 대한 지터 해석을 수행하였다. Table 2 ~ Table 5는 각각 ±500RPM 및 ±1000RPM에서의 각 휠에서 발생하는 힘과 모멘트의 최대값을 정리한 표이다.

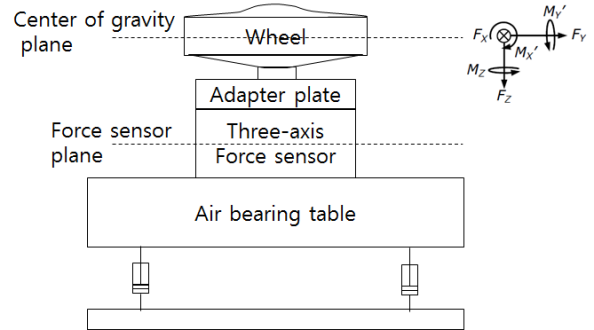


Fig. 4 Test Set-up for Micro-vibration Measurement

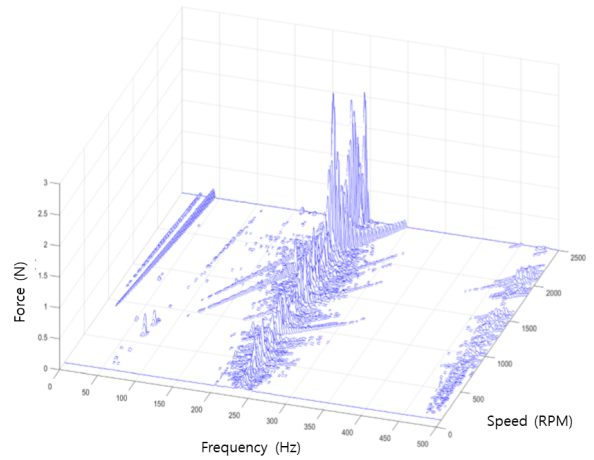


Fig. 5 Waterfall Plot of RWA Micro-vibration

2.2. 전달함수 생성

반작용휠은 기동성능 확보 및 신뢰성향상을 위하여 4기의 반작용휠을 피라미드 형태로 배치하는 전통적인 방식으로 배치될 예정이다. 광학계가 총 5장의 거울과 1개의 초점면으로 이루어져 있으므로, 반작용휠로부터 초점면까지 Fig. 6과 같이 다양한 경로를 거쳐 복잡한 하중전달경로가 생성된다. 4기로 구성된 RWA(reaction wheel assembly)의 측정하중 6개와 2방향 초점면의 움직임을 고려하면 총 48(=4×6×2)개의 전달함수가 생성된다. 보다 정확한 주파수 전달함수를 획득하기 위하여 위성구조 모델에 대한 모달시험을 수행하고 유한요소모델의 보정을 수행하였다.

Table 2 Summary of Maximum Forces Under 500 Nominal RPM Operation

No.	Fx (N)	Fy (N)	Fz (N)	Cx (Nm)	Cy (Nm)	Cz (Nm)
Max Force @500 RPM (450~550RPM)						
SN10001	0.39	0.13	2.10	0.03	0.04	0.00
SN10002	0.38	0.15	2.29	0.02	0.02	0.00
SN10003	0.53	0.18	3.61	0.03	0.03	0.00
SN10004	0.34	0.13	3.15	0.05	0.05	0.00

Table 3 Summary of Maximum Forces Under -500 Nominal RPM Operation

No.	Fx (N)	Fy (N)	Fz (N)	Cx (Nm)	Cy (Nm)	Cz (Nm)
Max Force @-500 RPM (-450~-550RPM)						
SN10001	0.32	0.14	1.55	0.02	0.02	0.00
SN10002	0.38	0.15	1.44	0.02	0.02	0.00
SN10003	0.41	0.18	3.61	0.03	0.03	0.00
SN10004	0.39	0.13	3.15	0.05	0.05	0.00

Table 4 Summary of Maximum Forces Under 1000 Nominal RPM Operation

No.	Fx (N)	Fy (N)	Fz (N)	Cx (Nm)	Cy (Nm)	Cz (Nm)
Max Force @1000RPM (950~1050RPM)						
SN10001	0.64	0.16	0.77	0.01	0.01	0.00
SN10002	0.94	0.24	0.66	0.01	0.02	0.00
SN10003	1.09	0.29	0.47	0.02	0.02	0.00
SN10004	1.20	0.21	0.36	0.00	0.01	0.00

Table 5 Summary of Maximum Forces Under -1000 Nominal RPM Operation

No.	Fx (N)	Fy (N)	Fz (N)	Cx (Nm)	Cy (Nm)	Cz (Nm)
Max Force @-1000RPM (-950~-1050RPM)						
SN10001	0.81	0.20	1.36	0.00	0.01	0.00
SN10002	0.94	0.24	0.66	0.01	0.02	0.00
SN10003	1.09	0.22	1.46	0.01	0.02	0.00
SN10004	1.20	0.21	0.55	0.00	0.01	0.00

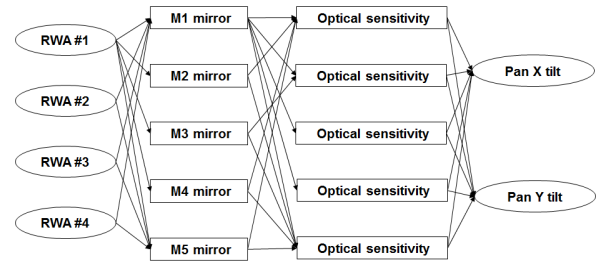


Fig. 6 Frequency Transfer Functions from RWAs to Focal Plane

반작용휠이 장착되는 연료플랫폼의 유한요소해석모델과 모달시험을 위한 가진점 및 센서위치는 Fig. 1에서 도시된 바와 같다. 임팩트 해머를 이용하여 가진점을 가진 후 각 센서의 응답을 측정하였으며, 측정된 값을 Fig. 7의 구조해석 유한해석모델의 응답과 비교하여 구조해석 모델 보정을 수행하였으며, 이를 이용하여 Fig. 8의 비행모델 유한요소해석모델은 최종 보정하였다. 유한해석모델 생성의 최종 단계로서 광학계 구성요소를 해석모델에 결합하였다. 차세대중형위성 1호의 광학계는 Fig. 9와 같이 5장의 거울과 초점면으로 구성되며 각 거울요소의 변위 및 회전에 의한 영상의 움직임을 Code-V 툴을 이용하여 각도 형태로 계산하였다. 이와 관련된 상세내용은 참고문헌에 잘 나타나 있다[7, 8, 9]

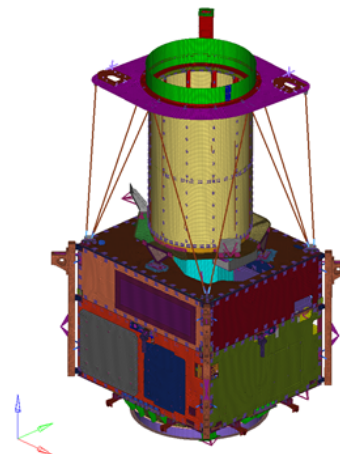


Fig. 7 Finite Element Model of CAS500-1 for Modal Test

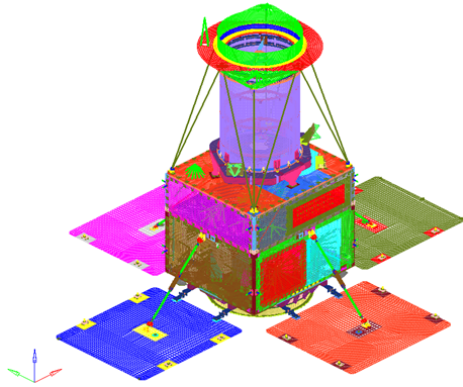


Fig. 8 Finite Element Model of CAS500-1 for Jitter Prediction

Table 6은 각각 탑재체 수준에서 최종 생성된 유한요소모델 유효성 점검결과이다. 기준 변위를 인가하였을 때 각 축에 대한 변위 및 회전량이 목표 값에서 크게 벗어나지 않는 것으로 모델의 유효성을 확인 할 수 있다. 4기의 반작용휠의 위치는 99900101 부터 99900401까지 4개의 노드번호가 할당되었다. 기준 속도는 500RPM 과 1000RPM 두 가지로 정하였으며 각각의 회전 속도에 대하여 회전방향과 기준속도에 따라 Table 8과 같이 총 48가지의 배치조합에 대한 경우의 수가 존재한다. 여기에, 500RPM과 1000RPM을 고려하면 총 96가지의 배치 조합이 나타난다. Table 7에서 SN10001 ~ SN10004는 휠의 고유번호를 가리킨다. 밑줄이 없는 고유번호 (예: SN10001)는 시계방향으로 회전할 때를 가리키며, 밑줄이 있는 고유번호 (예: SN10001)는 반시계방향으로 회전할 때를 가리킨다.

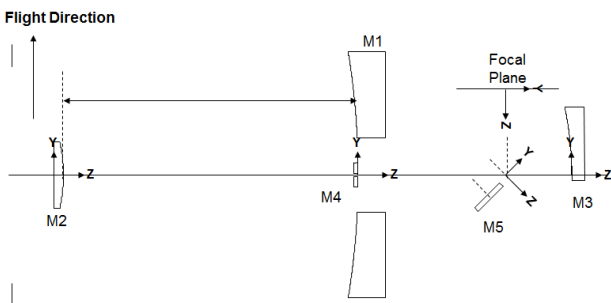


Fig. 9 Optical Components of CAS500-1

Table 6 Unitary Check of Optical Coefficients of Payload

구분	LOS_RX variation (rad)		LOS_RY variation (rad)		비고
	결과	목표	결과	목표	
1mm TX	-1.4E-13	0	-2.3E-9	0	만족
1mm TY	3.8E-9	0	-8.4E-13	0	만족
1mm TZ	9.6E-13	0	2.2E-10	0	만족
1mrad RX	9.7E-4	1E-3	1.2E-6	0	만족
1mrad RY	-2.2E-13	0	1.0E-3	1E-3	만족
1mrad RZ	2.0E-5	0	1.5E-7	0	만족

3. 해석 결과

앞서 언급한 500RPM, 1000RPM에서의 해석결과를 Table 8 및 Fig. 10 에 나타내었다. 기준속도 500RPM 에서는 11번, 36번, 42번 경우에서 최소값 수준이 계산되며, 기준속도 1000RPM에서는 8번, 11번, 32번 경우에서 최소값 수준이 계산된다. 500RPM에서 11번, 36번, 42번 경우에 대한 LOS 지터값의 차이가 할당된 요구사항 (0.054urad) 대비 무시할 만한 수준이며, 향후 가능하다면 기준 RPM을 1000RPM으로 상승하여 운영하는 것이 기동성능 측면에서 유리하므로 500RPM 에서의 LOS 지터값과 1000RPM 에서의 LOS 지터값에 대한 RSS(root sum square)값이 최소가 되는 지점 (case #11)을 반작용 휠 장착위치 조합으로 선정하였다.

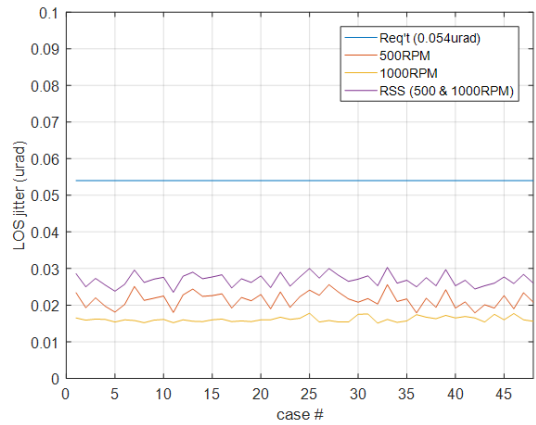


Fig. 10 LOS Jitter According to Various RWA Combination

Table 7 Load Case Summary for Each RPM Speed

Case No.	99900101 (+X+Y)	99900301 (-X+Y)	99900401 (-X-Y)	99900201 (+X-Y)
1	SN10001	SN10002	SN10003	SN10004
2	SN10001	SN10002	SN10004	SN10003
3	SN10001	SN10003	SN10002	SN10004
4	SN10001	SN10003	SN10004	SN10002
5	SN10001	SN10004	SN10002	SN10003
6	SN10001	SN10004	SN10003	SN10002
7	SN10002	SN10001	SN10003	SN10004
8	SN10002	SN10001	SN10004	SN10003
9	SN10002	SN10003	SN10001	SN10004
10	SN10002	SN10003	SN10004	SN10001
11	SN10002	SN10004	SN10001	SN10003
12	SN10002	SN10004	SN10003	SN10001
13	SN10003	SN10001	SN10002	SN10004
14	SN10003	SN10001	SN10004	SN10002
15	SN10003	SN10002	SN10001	SN10004
16	SN10003	SN10002	SN10004	SN10001
17	SN10003	SN10004	SN10001	SN10002
18	SN10003	SN10004	SN10002	SN10001
19	SN10004	SN10001	SN10002	SN10003
20	SN10004	SN10001	SN10003	SN10002
21	SN10004	SN10002	SN10001	SN10003
22	SN10004	SN10002	SN10003	SN10001
23	SN10004	SN10003	SN10001	SN10002
24	SN10004	SN10003	SN10002	SN10001
25	SN10001	SN10002	SN10003	SN10004
26	SN10001	SN10002	SN10004	SN10003
27	SN10001	SN10003	SN10002	SN10004
28	SN10001	SN10003	SN10004	SN10002
29	SN10001	SN10004	SN10002	SN10003
30	SN10001	SN10004	SN10003	SN10002
31	SN10002	SN10001	SN10003	SN10004
32	SN10002	SN10001	SN10004	SN10003
33	SN10002	SN10003	SN10001	SN10004
34	SN10002	SN10003	SN10004	SN10001
35	SN10002	SN10004	SN10001	SN10003
36	SN10002	SN10004	SN10003	SN10001
37	SN10003	SN10001	SN10002	SN10004
38	SN10003	SN10001	SN10004	SN10002
39	SN10003	SN10002	SN10001	SN10004
40	SN10003	SN10002	SN10004	SN10001
41	SN10003	SN10004	SN10001	SN10002
42	SN10003	SN10004	SN10002	SN10001
43	SN10004	SN10001	SN10002	SN10003
44	SN10004	SN10001	SN10003	SN10002
45	SN10004	SN10002	SN10001	SN10003
46	SN10004	SN10002	SN10003	SN10001
47	SN10004	SN10003	SN10001	SN10002
48	SN10004	SN10003	SN10002	SN10001

Table 8 Jitter Analysis Results of CAS500-1

Case No.	Requirement(urad)	500RPM	1000RPM	RSS
1	0.054	0.0234	0.0165	0.0286
2		0.0193	0.0159	0.0250
3		0.0220	0.0162	0.0273
4		0.0197	0.0161	0.0255
5		0.0181	0.0154	0.0238
6		0.0202	0.0160	0.0257
7		0.0251	0.0158	0.0296
8		0.0213	0.0152	0.0262
9		0.0219	0.0159	0.0271
10		0.0225	0.0161	0.0276
11		0.0180	0.0152	0.0235
12		0.0228	0.0160	0.0279
13		0.0244	0.0156	0.0290
14		0.0224	0.0155	0.0272
15		0.0226	0.0160	0.0277
16		0.0231	0.0162	0.0283
17		0.0192	0.0155	0.0247
18		0.0221	0.0157	0.0272
19		0.0212	0.0155	0.0262
20		0.0229	0.0160	0.0280
21		0.0190	0.0160	0.0248
22		0.0236	0.0167	0.0290
23		0.0194	0.0161	0.0252
24		0.0223	0.0164	0.0277
25		0.0241	0.0178	0.0300
26		0.0227	0.0154	0.0274
27		0.0256	0.0158	0.0300
28		0.0235	0.0154	0.0281
29		0.0217	0.0154	0.0265
30		0.0208	0.0175	0.0271
31		0.0218	0.0176	0.0280
32		0.0203	0.0151	0.0253
33		0.0256	0.0161	0.0303
34		0.0210	0.0153	0.0260
35		0.0217	0.0157	0.0268
36		0.0179	0.0174	0.0250
37		0.0219	0.0167	0.0275
38		0.0194	0.0163	0.0253
39		0.0242	0.0172	0.0297
40		0.0192	0.0165	0.0253
41		0.0209	0.0169	0.0268
42		0.0179	0.0165	0.0244
43		0.0201	0.0154	0.0253
44		0.0192	0.0175	0.0260
45		0.0226	0.0160	0.0277
46		0.0190	0.0177	0.0259
47		0.0234	0.0160	0.0284
48		0.0208	0.0156	0.0260

4. 결 론

본 연구에서는 해외 제작업체에서 개발되어 납품된 반작용휠의 개별적인 진동특성 차이를 고려하여 광학위성의 영상품질 관점에서 최적의 반작용 휠 배치조합을 찾기 위한 해석을 수행하였다. 반작용휠의 기준 동작 RPM에 따라 휠에서 발생하는 진동특성의 차이가 존재하며, 예상 구동 RPM에서 최적의 휠 배치 조합을 확인하였다. 실제 반작용휠의 기준속도를 상승하여 운용할지의 여부는 기준속도 상승에 따른 전력소모 증가와 이로 인한 열해석 관점에서의 시스템규격 만족여부 등을 다각적으로 검토하여 결정될 예정이다.

References

- [1] "Satellite-based Earth Observation Market Prospects to 2026", *Euroconsult*, 2017
- [2] Kramer. H. J "Observation of the Earth and Its Environment", *Springer*, 2001
- [3] Youngmok Hyun, Nakwan Kim, Domyung Kim, Jeongho Lee, Jinyoung Suk, Hee-Seob Kim, and Gyu-Sun Kim, "MTF Analysis for the Image Performance Prediction of Observation Satellites", *SICE-ICASE International Joint Conference 2006*, 2006
- [4] Do-Soon Hwang, Jae Hyuk Lim, and Hyoung-Yoll Jun, Current Status and Future Prospects of Satellite Technology in Korea, *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.44(1), pp. 80-87, 2016.
- [5] Abolfazl Shirazi and Mehran Mirshams, Pyramidal reaction wheel arrangement optimization of satellite attitude control subsystem for minimizing power consumption, *Journal of Aeronautical & Space Science*, Vol.15(2), pp. 190-198, 2014.
- [6] Zuliana Ismail and Renuganth Varasharajoo, Reaction Wheel Configurations for high and middle inclination orbits, *ARNP Journal of Engineering and Applied Sciences*, Vol.10, No.21, pp. 10034-10042, 2015
- [7] Da Hyun Lee, Jae Hyuk, and Dae Gi Hong, Online Refocusing Algorithm Considering the Tilting Effect for a Small Satellite Camera, *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol.12, No.4, pp. 64-74, 2018
- [8] Jae Hyuk Lim, Hee-Kownag Eun, Dae-Kwan Kim, Hong-Bae Kim, and Sung-Hoon Kim, Satellite finite element model updating for the prediction of the effect of micro-vibration, *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.42(8), pp. 692-700, 2014.
- [9] Jae Hyuk Lim, A correlation study of satellite finite element model for coupled load analysis using transmissibility with modified correlation measures, *Aerospace Science and Technology*, Vol.33, Issue 1, pp. 82-91, 2014