

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(5), 419-426(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.5.419

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

스핀테이블을 이용한 스핀안정화 기법 연구

김대연*, 서종은*, 한재홍**, 서상현***, 김광수***

Study on a Spin Stabilization Technique Using a Spin Table

Dae-Yeon Kim*, Jong-Eun Suh*, Jae-Hung Han**, Sang-Hyeon Seo*** and Kwang-Soo Kim***

Department of Aerospace Engineering, KAIST***

Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

For an orbit transfer in a space exploration mission, a solid or liquid rocket booster is included at the last stage of the launch vehicle. During the orbit transfer, thrust misalignment can cause a severe orbit error. Three axis attitude control or spin stabilization can be implemented to minimize the error. Spin stabilization technique has advantages in structural simplicity and lightness. One of ways to apply the spin stabilization to the payload is to include a spin table system in the launch vehicle. In this paper, effect of the spin table system on separation dynamics of the payload is analyzed. Simple model of the spin table to mimic basic functions is designed and simulation environment is established with the model. Effect of the spin table is tested by evaluating separation dynamics of a payload with and without the spin table. Analysis on tolerance effect of separation spring constant on separation dynamics of a payload is conducted.

초 록

심우주 탐사 임무를 수행하는 경우 발사체의 최상단에 궤도전이를 위한 고체 또는 액체 엔진이 장착된다. 궤도 전이 과정에서 추력 비정렬 오차가 존재할 경우, 시간이 지남에 따라 탑재체의 자세각 오차가 급속히 증가하여 임무의 성패에 직접적인 영향을 미칠 수 있다. 이러한 추력 비정렬 오차를 줄이는 방법으로는 스핀안정화 방식 또는 3축 자세제어 방식이 있으며, 이 중 시스템 단순화 및 구조 경량화 측면에서 강점을 가지는 스핀안정화 방식이 많이 사용된다. 스핀 안정화를 적용하는 방법 중 하나는 발사체의 스핀테이블 시스템을 사용하는 것이다. 본 연구에서는 스핀테이블이 탑재체 분리 후 거동에 미치는 영향을 분석하였다. 분석에 필요한 스핀테이블의 기능을 모사할 수 있도록 기초 설계를 수행하였으며, 이를 적용하여 스핀테이블의 거동을 모사하는 시뮬레이션 환경을 구축하였다. 스핀테이블의 유무에 따른 탑재체의 거동 및 스핀테이블의 효과를 분석하였고 스핀테이블 시스템의 구성요소 중 분리스프링의 공차에 의한 탑재체의 분리 후 거동 해석을 수행하였다.

† Received : December 29, 2017 Revised : February 14, 2018 Accepted : February 14, 2018

** Corresponding author, E-mail : jaehunghan@kaist.ac.kr

Key Words : Spin table(스핀테이블), Stage separation(단 분리), Spin stabilization(스핀 안정화), Multi-body dynamic simulation(동역학 시뮬레이션)

I. 서 론

심우주 탐사를 수행할 때 발사체의 상단에는 궤도 전이를 위한 추가적인 속도증분을 제공하는 고체 또는 액체 엔진을 장착하고 있다. 해외 사례를 조사한 결과 많은 임무에서 고체모터를 상단에 포함하는 것을 확인할 수 있다[1]. Lockheed Martin의 Athena II 발사체는 Lunar Prospector 인공위성을 달 천이궤도에 보내는데 고체모터를 상단에 사용하였고[2] Delta 3910/3920에 적용된 Payload Assist Module(PAM)에도 고체모터를 사용한다[3,4]. 이처럼 궤도 전이에는 높은 추력을 발생시키는 고체모터가 사용되고 연소 초기부터 높은 추력을 발생시키는 고체엔진의 특성상 추력 비정렬 오차가 발생하는 경우 탑재체의 자세각 오차가 급속히 증가하는 문제가 있다[5].

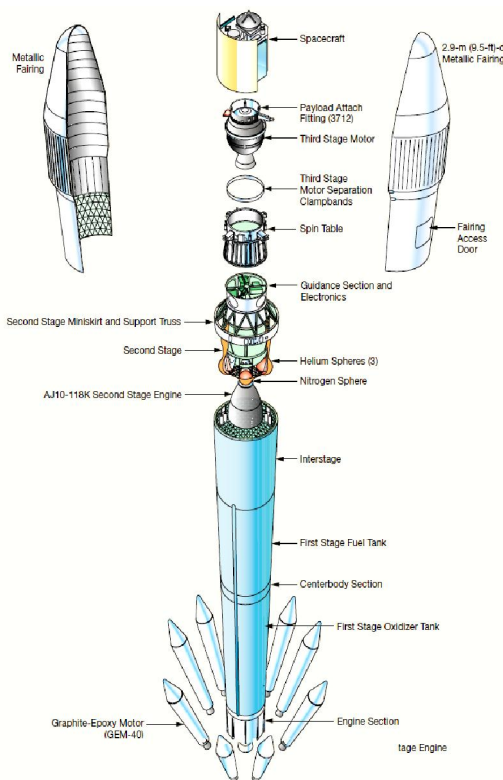


Fig. 1. Delta Launch Vehicle including PAM-D[3]

추력 비정렬 오차를 줄이고, 궤도 전이의 정확성을 높이기 위한 방법으로는 상단 탑재체 분리 시 스핀안정화 또는 3축 자세제어를 적용하는 방법이 있다. 이 중 스핀안정화 방식의 경우, 상대적으로 단순한 시스템 구성으로도 자세오차를 보정할 수 있어 구조 경량화에 강점을 가진다. 스핀안정화 방식을 적용하는 방법에는 회전을 위한 스핀모터를 탑재체에 직접 부착하는 방식과 스핀테이블을 사용하는 방법이 있다. Fig. 1은 Delta 발사체의 시스템 구성과 스핀테이블의 위치를 나타낸다. 스핀테이블은 발사체 상단에 위치하여 탑재체와 발사체를 연결해주는 역할을 하며 분리하기 직전 탑재체를 회전시켜 분리시점에서 발생할 수 있는 자세각 오차와 자세안정성에 미치는 영향을 최소화 한다. 해외 우주 선진국들의 경우 관련기술 개발이 진행되어 항공우주기업에서 상용기술로 사용하고 있지만 국내에는 관련 연구 또는 개발이력이 전무하다.

본 연구에서는 스핀테이블이 탑재체의 분리 후 거동에 미치는 영향에 대하여 분석한다. 해석환경을 구축하기 위해 기본적인 스핀테이블의 구성을 파악하고 기본 설계를 진행하였다. 스핀테이블의 거동을 모사하는 시뮬레이션 환경을 구축하여 스핀테이블의 유무에 따른 탑재체 분리 후 거동 분석을 수행 하였다. 또한 스핀테이블 시스템의 구성요소가 탑재체의 분리 후 거동에 미치는 영향을 분석하기 위하여 분리 스프링의 공차에 의한 영향력 해석을 수행하였다.

II. 본 론

2.1 스핀테이블 개요

2.1.1 스핀테이블 주요 구성 요소

Figure 2는 기초적인 스핀테이블의 거동을 모사하기 위한 형상과 각 구성요소의 위치를 나타낸다. 스핀테이블은 발사체 상단을 회전시키는 기능을 수행한다. 회전을 위해서는 발사체와 스핀테이블 사이에 베어링이 필요하다. Titan 발사체에 포함된 PAM의 경우, 볼 베어링에서 파생된 Type X 베어링을 사용하며 베어링의 직경에 비해 굉장히 낮은 높이의 특수 제작한 베어링이 사용된다[6]. 탑재체가 스핀테이블과 함께 회전하

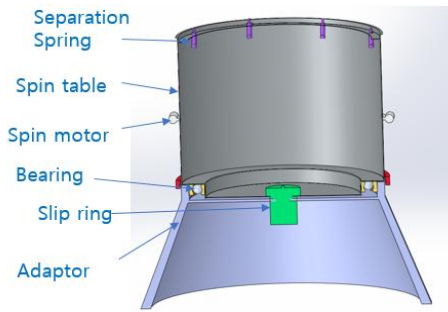


Fig. 2. Configuration of Spin table

고 있기 때문에 발사체와의 전기적인 연결과 통신을 위해서 스핀테이블에는 슬립링 장치가 포함되어 있다. 스핀테이블에서 회전모멘트를 발생시키는 방법으로는 전기모터를 사용하는 방법과 소형의 고체로켓을 사용하는 방법이 있다. 스핀테이블에서 회전모멘트를 발생시키는 고체로켓을 스핀모터라 한다. 스핀테이블은 발사체가 가속하는 구간에서는 탑재체를 고정시킨 상태로 유지하며, 분리직전 탑재체를 회전시키기 위하여 고정장치를 해제한다. 이러한 기능을 Clamp를 이용해 구현한다. 목표한 스핀속도에 도달하면 분리스프링을 이용해서 탑재체를 스핀테이블에서 분리시킨다.

2.1.2 Hold & Release 메커니즘

스핀테이블을 고정하고 해제하는 장치를 Hold & Release 메커니즘이라 한다. 본 연구에서는 단분리에 사용하는 V-Band Clamp와 PyroTechnic 볼트를 응용한 Hold & Release 메커니즘을 스핀테이블에 적용하였다. 스핀테이블에 사용하는 Clamp는 Fig. 3과 같이 Clamp의 내면을 V형태가 아닌 W형태로 가공하여 스핀테이블과 발사체 사이에 회전에 필요한 간극을 유지할 수 있는 형태이다. Clamp의 W형태의 내면이 회전을 위한 간극을 채워 탑재체에 의한 하중이 베어링이 아닌, 외벽을 통해서 전달될 수 있도록 한다.

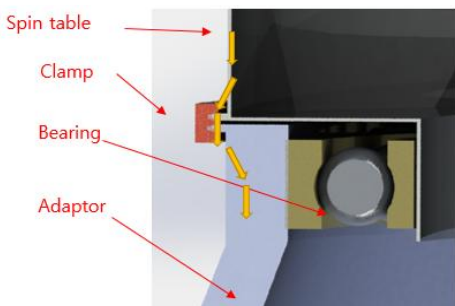


Fig. 3. Spin table Clamp and load flow

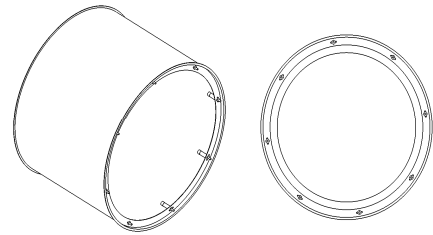


Fig. 4. Separation spring and spin table assembly

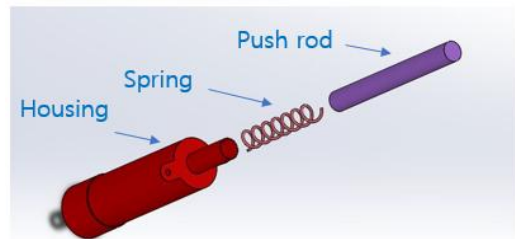


Fig. 5. Separation spring components

2.1.3 분리스프링

본 연구에서 모델링한 스핀테이블의 상단에는 탑재체 분리를 위하여 Fig. 4와 같이 총 8개의 분리스프링이 존재한다. Fig. 5는 단 분리 스프링의 구성을 나타낸다. 분리 스프링은 하우징, 스프링, 푸시로드로 구성되어 있고[7] 탑재체와 스핀테이블을 조립할 때 스프링을 압축한 상태에서 조립을 한다. 스핀테이블 상단과 탑재체는 V-band Clamp를 이용해 고정되어 있으며, 탑재체 분리시 압축된 스프링의 Preload를 이용하여 분리하게 된다.

2.2 시뮬레이션 모델 구현

2.2.1 시뮬레이션 구성

스핀테이블 시스템의 구성요소가 탑재체 분리 후 거동에 미치는 영향을 분석하기 위해서 MSC.ADAMS를 이용하여 탑재체 분리운동에 대한 시뮬레이션 모델을 구현하였다.

Figure 6은 탑재체 분리 운동 해석을 위한 시뮬레이션의 각 구성요소들을 나타낸다. 구현한 시뮬레이션 모델은 스핀축을 X축으로 하는 좌표계를 사용한다. 탑재체와 스핀테이블 사이는 고정 조인트(Fixed joint)로 구속하였으며 단 분리시 이를 해제하는 방식으로 Clamp를 모사했다. 발사체와 스핀테이블 사이의 구속조건은 1자유도 회전구속 또는 베어링 톨을 이용하여 베어링 6축

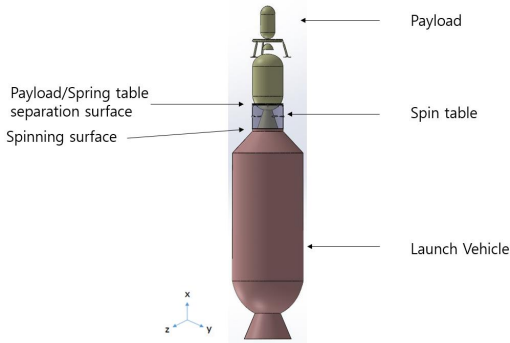


Fig. 6. Simulation Model with spin table and payload

힘 모사 구축을 적용하였다. 각 구성마다 적용된 중량 데이터는 Table 1과 같다. Titan 발사체에 적용된 PAM[6]을 참조하여 스핀각속도와 분리 요구조건을 설정하였다. 스핀각속도는 300~360 deg/s로 설정하였고, 분리 요구조건으로는 분리 후 비스핀축 각속도가 1.5 deg/s 이하가 되어야 한다는 조건을 고려하였다.

2.2.2 분리 스프링 모사

시물레이션에서 분리 스프링을 모사하기 위해서는 푸시로드와 하우징 사이에 스프링 힘을 적용하여야 하고 푸시로드와 탑재체 사이에 충돌해석 조건을 추가해야 한다. 충돌해석을 수행하기 위해서는 분리 스프링의 푸시로드와 탑재체 사이의 반발계수(Coefficient of Restitution)를 적용해야 한다. 알루미늄 구와 알루미늄 바닥의 이론적 반발계수는 0.35이며 이 값을 시물레이션에 적용하였다. 스프링 힘을 적용하기 위해서는 스프링 상수, 압축되었을 때의 Preload가 필요하다. 0.8 m/s의 분리속도를 달성하기 위해서 약 2.5 kgf/mm의 스프링 상수를 적용하였고 60 mm의 압축길이를 가정하여 약 1470 N의 Preload를 적용하였다. Fig. 7은 탑재체 분리 시 발사체에서의 상대속도를 나타낸 그래프이다. 최종속도는 0.8 m/s인 것을 확인할 수 있다. Fig. 8은 분리스프링의 작동을 모사한 시물레이션 모델을 보여주고 있다.

Table 1. Mass data of simulation model

Component	Mass(kg)	lxx (km . m ²)	lyy (km . m ²)	lzz (km . m ²)
Payload	2700	400	3000	3000
Spin Table	30	10	8	8
Launch Vehicle	1800	1300	7000	7000

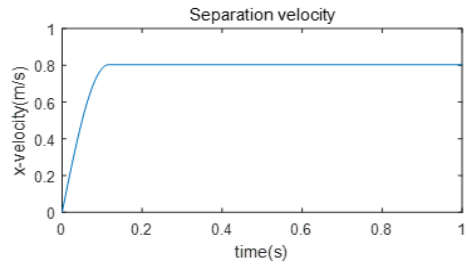


Fig. 7. Relative velocity by separation springs

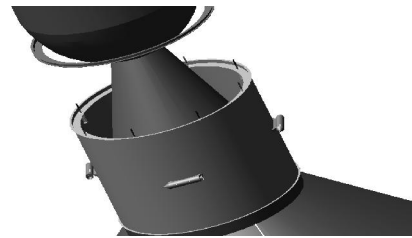


Fig. 8. Simulation model for separation springs

2.2.3 스핀모터 모사

본 연구에서 해석과정에 사용된 스핀테이블의 외벽에는 회전모멘트를 발생시키기 위해 4개의 스핀모터가 부착되어 있다. 각각의 스핀모터에서 작용하는 힘은 Fig. 9와 같이 고체로켓의 사다리꼴 형태의 추력분포를 모사하여 적용하였다. 스핀모터는 점화 후 0.5초 후에 최대 추력에 도달하며, 총 1.6초 동안 추력을 발생시키도록 설계하였다. 사용된 추력분포의 Total impulse를 계산해보면 약 960 N.s이다. Fig. 10에서 보이는 것과 같이 총 네 개의 스핀모터를 사용하면 400 km.m²의 회전 관성을 가지는 탑재체를 350 deg/s의 속도로 회전시킬 수 있다. Fig. 11 그래프는 탑재체의 X축 각속도를 나타내며, 1.6초 이후에 최대 회전속도에 도달한다.

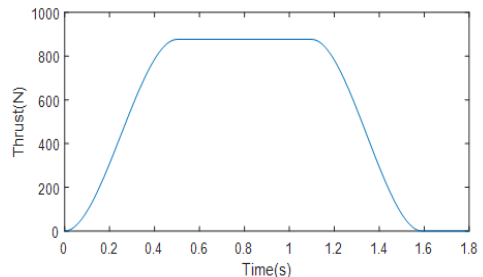


Fig. 9. Thrust profile of spin motor



Fig. 10. Simulation model for spin motors

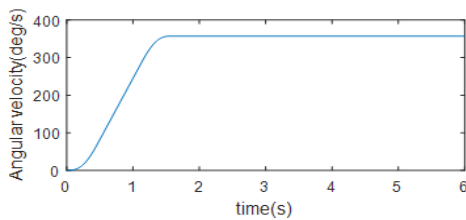


Fig. 11. Spinning velocity by spin motors

2.3 탑재체 분리운동 해석

2.3.1 스핀모터 오작동시의 분리운동

스핀테이블의 장점인 스핀모터의 오차를 상쇄시키는 효과를 확인하기 위하여 스핀모터 오작동 상황에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다. 스핀모터 오작동 상황으로는 스핀모터 네 개 중 하나의 스핀모터가 점화되지 않은 경우를 가정하였고 스핀테이블 유무에 따른 탑재체의 자세안정성 차이를 비교해 보았다. 비스핀축의 각속도가 작을수록 자세 안정성이 좋다고 할 수 있다. Fig. 12는

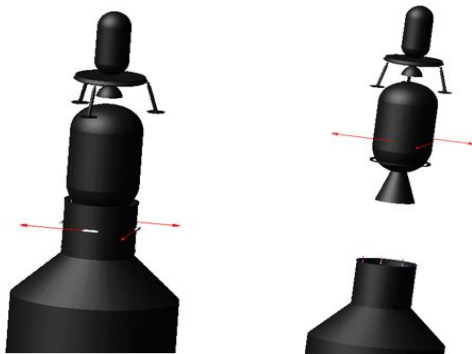


Fig. 12. Spin table effect simulation (Left: separation with spin table Right: separation without spin table)

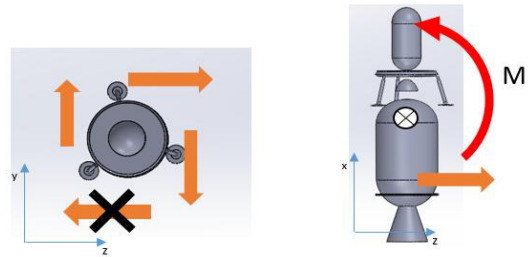


Fig. 13. Moment generated due to spin-motor failure

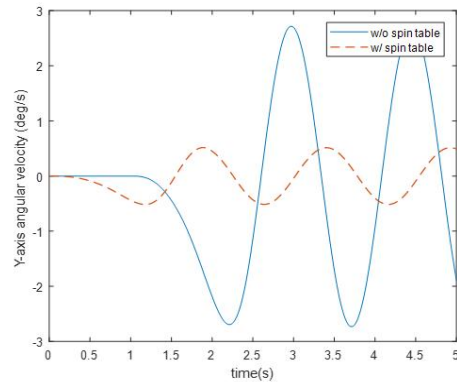


Fig. 14. Y-axis angular velocity in case of spin motor failure

스핀테이블의 유무에 따른 탑재체 분리 거동 해석 환경을 나타낸다. 왼쪽 그림이 스핀테이블을 사용한 경우이며 화살표가 스핀모터의 추력을 나타낸다. 스핀테이블을 사용하지 않는 경우 스핀모터가 탑재체에 부착되어 있다고 가정하였다. 스핀모터 하나가 점화에 실패 했을 경우 Fig. 13와 같이 회전모멘트가 발생하게 된다. Fig. 14는 탑재체의 비스핀축인 Y축 각속도를 나타낸다. Y축의 각속도를 비교한 결과 스핀테이블을 사용할 경우 비스핀축의 각속도 변화량이 매우 작은 것을 확인할 수 있다. 스핀테이블을 사용하지 않은 경우 각속도 변화폭이 5.406 deg/s이고 사용한 경우 1.031 deg/s이므로 큰 폭으로 자세 안정성의 차이가 나는 것을 확인할 수 있다. 이 경우, 비스핀축의 각속도 변화폭의 차이는 스핀모터의 부착위치가 무게중심에 가까워질수록 작아진다.

2.3.2 스핀모터 정렬오차 영향성 검토

스핀모터에 정렬 오차가 있을 경우에 대하여 스핀테이블 유무에 따른 탑재체 분리 후 거동 해석을 수행 하였다. Fig. 15와 같이 마주보는 한 쌍의 스핀모터가 각각 5도씩 위아래로 정렬오차가 있다고 가정하였을 경우 회전모멘트가 발생하

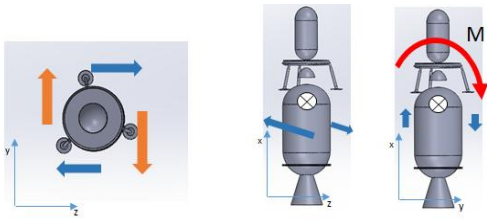


Fig. 15. Moment created by misalignment of spin-motor

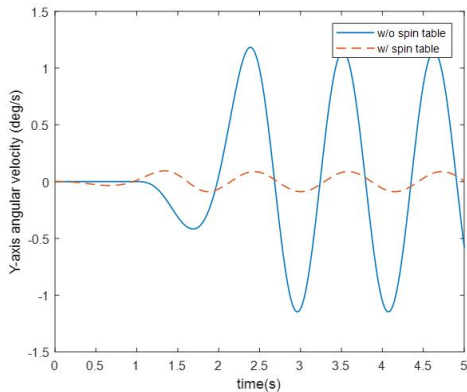


Fig. 16. Y-axis angular velocity in case of spin-motor misalignment

게 된다. Fig. 16은 스펀테이블 유무에 따른 탑재체의 비스핀축 각속도 비교 그래프이다. 스펀테이블을 사용한 경우 0.184 deg/s , 사용하지 않은 경우 2.330 deg/s 로 스펀모터 오작동 경우와 마찬가지로 스펀테이블을 사용하였을 때 비스핀축의 각속도가 작은 것을 확인할 수 있다. 스펀테이블의 유무에 따른 비스핀축 각속도 폭의 차이는 스펀모터의 오작동 상황보다는 작다.

2.3.3 분리 스프링 상수 공차 영향성 검토

단 분리 시 자세안정성에 영향을 미칠 수 있는 변수 중 하나는 스프링 상수의 공차이다. 본 연구에서는 Fig. 17과 같이 스프링상수가 평균 값 2.845 kgf/mm 를 기준으로 $\pm a\%$ 범위에서 균등 분포의 공차를 가지는 것으로 확률밀도함수를 가정하였다. 실제 스프링 제작 시, 검수 과정을 거치게 되는 것을 고려할 때, 가우시안(Gaussian) 분포보다 균등 분포가 좀 더 정확한 분포일 것이라고 예측했다. 변동 가능한 범위 내에서 스프링 상수 8개를 임의로 선정해서 시뮬레이션에 적용하였다. 스프링 상수의 공차 증가로 인한 영향성을 분석하기 위하여 스프링 상수의 공차가 2 퍼센트, 4 퍼센트, 6 퍼센트인 경우에 대하여 확률

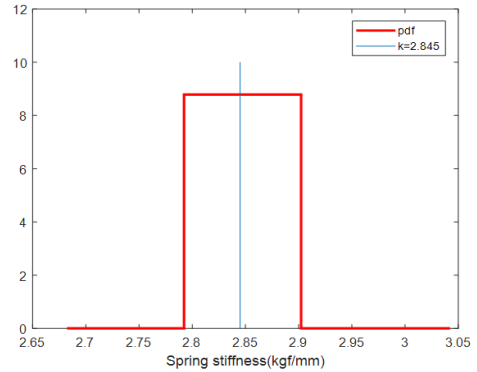


Fig. 17. Probability density function(pdf) for spring constant with two percent tolerance

밀도함수를 정의하였다. 각 공차에 대해서 발생할 수 있는 자세오차의 평균적인 값을 구하기 위하여 상황별로 약 천회 정도 시뮬레이션을 수행하였다.

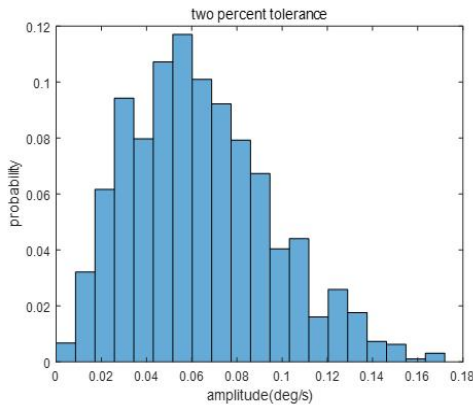
시뮬레이션 결과로부터 비스핀축의 각속도 변화폭을 취합하여 Fig. 18과 같이 Normalized histogram으로 나타내었다. 각 상황별 Histogram에서 가장 높은 빈도수를 가지는 범위를 확인하여 Table 2로 정리하였다.

스프링 상수의 공차가 2퍼센트씩 증가함에 따라 탑재체의 비스핀축 각속도가 약 0.05 deg/s 씩 커짐을 알 수 있다. 본 연구에서 설정한 1.5 deg/s 의 비스핀축 각속도 요구조건에 비해 상당히 작은 값이기 때문에 스프링 상수에 대하여 큰 공차를 허용할 수 있을 것으로 생각된다.

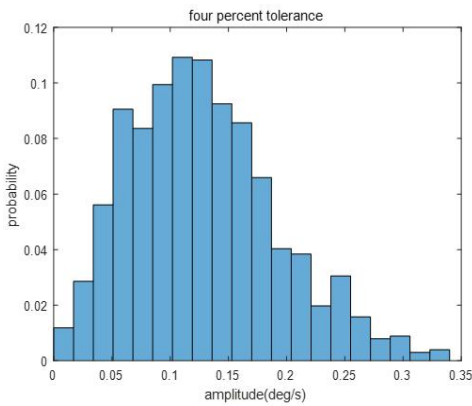
분리 스프링의 개수는 스프링 상수의 공차가 탑재체의 자세안정성에 미치는 영향과 관련이 있다. 분리 스프링의 개수가 많을수록 공차에 의한 영향력이 적은 시스템을 구성할 수가 있는데, 본 연구에서 구현한 스펀테이블 시스템의 경우 8개의 분리 스프링을 사용하여 비교적 안정적인 시스템으로 구현된 것으로 판단된다.

Table 2. Amplitude of non-spin axis angular velocity with the highest probability for each tolerance

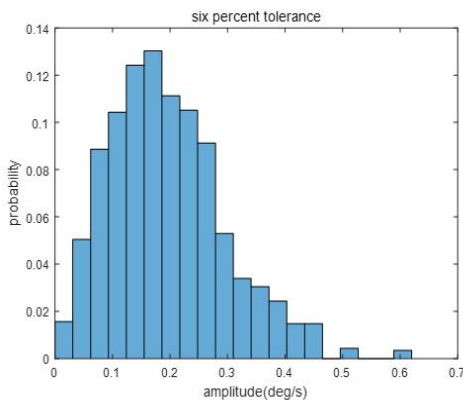
Tolerance(%)	Amplitude(deg/s)
2	0.052 ~ 0.060
4	0.102 ~ 0.119
6	0.153 ~ 0.183



(a) Two percent tolerance case



(b) Four percent tolerance case



(c) Six percent tolerance case

Fig. 18. Normalized histogram for amplitude of non-spin axis angular velocity

III. 결 론

본 연구에서는 탑재체의 스핀안정화를 적용하기 위한 장치인 스핀테이블의 기능과 메커니즘을 조사하였다. 탑재체의 자세안정성 영향력을 해석하기 위하여 스핀테이블의 거동을 모사할 수 있는 동역학 시뮬레이션 환경을 구축하였다. 스핀테이블의 기본적인 기능을 모사할 수 있는 주요 구성요소만 포함하여 시뮬레이션 환경에 적용하였다. 스핀모터의 오차에 의한 영향력을 상쇄할 수 있는 스핀테이블의 장점을 확인하기 위하여 스핀모터가 오작동한 상황과 비정렬 오차가 있는 경우에 대해서 탑재체의 분리 후 거동을 분석하였다. 두 경우 모두에서 스핀테이블을 사용할 시의 탑재체 비스핀축 각속도 변화폭이 스핀모터가 탑재체에 부착된 경우의 각속도 변화폭보다 적게 나타나는 것을 확인하였다.

본 논문에서 제시한 시뮬레이션 환경을 토대로 스핀테이블을 구성하고 있는 각 구성요소의 영향력을 분석할 수 있다. 구성 요소 분석의 한 예시로 분리 스프링의 스프링 상수가 2%, 4%, 6%의 공차를 가지는 경우에 대하여 탑재체의 분리 후 거동을 분석하여 공차수준에 따라 비스핀축 각속도가 비례해서 증가하는 경향이 있음을 보였다.

추후, 본 논문의 결과를 토대로 스핀테이블 시스템의 주요 설계 변수 도출 등의 추가적인 연구를 진행 할 수 있을 것이다. 스핀테이블 시스템이 심우주 탐사를 위한 발사체의 핵심기술의 하나인 점을 감안하면, 본 연구내용은 우주 탐사에 필요한 국내 기반 기술 확보 측면에서 많은 도움이 될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 거대과학연구개발사업의 일환으로 한국항공우주연구원의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Oh, C. S., Sun, B. C., Park, Y. G., Noh, E. R., "Study on the Upper Stage Spin-Stabilization of Launch Vehicle," *Proceeding of the The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall conference*, 2013, pp. 1280~1283.
- 2) Lockheed Martin Missiles & Space,

“Lunar prospector mission handbook,” 1998.

3) Boeing, “Delta II: Payload Planners Guide,” 2000.

4) Ordahl, C. A. “The MDAC payload assist modules PAM-A and PAM-D,” *9th Communications Satellite System Conference*, 1987.

5) Sun, B. C., and Choi, H. D., “Spin-Stabilization for the Second Stage of Korea Sounding Rocket-III,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space*

Sciences, Vol. 30, No. 7, 2002, pp. 137~143.

6) Robinson, W., and Pech, G., “Payload spin assembly for the commercial Titan launch vehicle,” *25th Aerospace Mechanisms Symposium*, Vol. 3113, 1991.

7) Li, Junlan, Shaoze Yan, and Xuefeng Tan. “Dynamic-envelope analysis of clamp-band joint considering pyroshock of satellite separation,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014.