

다목적실용위성2호 질량특성 데이터베이스 관리

문홍열*, 김규선**

Mass Properties Database of KOMPSAT-2

Hong-Youl Moon*, Gyu-Sun Kim**

Abstract

One of the mechanical system engineer's tasks of satellite design and development is to make the control plan, keep track and estimate the characteristics of system mass properties. As the design phases are going on, mass properties related activities also transit as like a data collection, system mass property estimation and measurement. Fidelity of mass properties database should be confirmed through measurement test.

In this paper the control plan and estimation of system mass properties are explained by the actual data and experience of the development of satellite and the fidelity of mass properties database was confirmed through measurement test.

초 록

위성을 설계함에 있어 질량제어 계획을 작성하고 질량자료를 유지하며 시스템의 질량특성을 계산하고 제어하는 것은 기계 시스템 담당자가 수행하는 임무 중에 하나이다. 위성의 질량특성은 자료수집, 특성예측 그리고 실제 측정의 순서로 설계 및 제작이 진행됨에 따라 수행된다. 질량특성 데이터베이스는 설계과정을 통하여 작성하게 되며 질량특성 측정 시험을 수행하여 데이터베이스의 신뢰성을 확인할 수 있어야 한다.

본 논문에서는 위성에서의 질량 제어계획의 일반적인 내용과 시스템 수준의 질량중심 및 관성 모멘트 계산과 관련된 여러 가지 구체적인 사항을 고려한 이론적 질량 특성 데이터베이스를 개발하고, 다목적 실용위성 2호 개발을 수행하면서 얻게 된 실제적인 자료/경험을 토대로 본 연구에서 개발된 데이터베이스의 신뢰성을 확인하였다.

키워드 : 질량특성(mass properties), 관성모멘트(moment of inertia), 데이터베이스(database), 위성(satellite)

1. 서 론

인공위성을 설계함에 있어 시스템 수준에서 수행하는 질량특성의 계산은 위성을 구성하는 각

* 다목적위성체제그룹/hymun@kari.re.kr

** 다목적위성체제그룹/gskim@kari.re.kr

각의 구성품에 대한 정보를 종합하여 전체 시스템의 특성을 예측하는 작업이다. 질량특성에 대한 요구조건은 발사체에 의해 결정되며 위성을 목표궤도로 진입시키기 위해 제한된 범위 및 규정된 정확도를 요구하게 된다. 또한 질량특성에서 얻어진 자료는 위성제어 시뮬레이션을 수행하는 자세제어계에 주요 입력으로 제공된다.

질량특성을 예측하기 위하여 기계 시스템 설계자는 위성을 설계하는 기간 중 다음의 업무를 수행하게 된다. 첫째, 프로그램 수준의 질량제어 계획을 작성하는데 이는 질량제어와 관련된 일반적인 원칙을 미리 정하여 시스템 및 서브 시스템 간의 질량에 관한 정보교류 및 제공과 관련된 책임 소재를 미리 정하는 것이다. 둘째, 위성에 장착되는 여러 가지 구조물 및 전자박스/기능부품의 질량자료를 수집하는 것이다. 외부로부터 구매하는 전자박스/기능 부품에 대하여는 구성품별로 SCD(Source Control Drawing)을 작성하게 되는데 SCD에 표시하는 주요 정보중의 하나가 구성품의 질량 및 질량중심에 관한 것이므로 이를 토대로 구성품의 질량 및 질량중심에 대한 정보를 수집하는 것이다. 셋째, 수집한 질량 및 질량중심 그리고 추가적인 구성품의 관성모멘트 정보를 이용하여 시스템의 관성 모멘트 특성을 계산한다.

질량 자료 수집 및 계산에 있어 가장 어려운 점은 구성품의 설계가 완료되지 않은 상태에서도 최종질량을 어느 정도의 정확도를 갖고 예측 가능해야 한다는 것이다. 이를 위해서는 각 구성품의 설계 내용 및 향후 진행방향 그리고 유사한 구성품에 대한 질량 등의 자료를 종합적으로 이용해야 가능하므로 관련된 많은 자료를 축적해 놓아야만 이와 같은 작업이 가능할 것이다.

2. 본 론

2.1 질량제어 계획

발사체에서 요구하는 질량특성 요구조건을 만족시키기 위해서는 위성 개발시 질량제어 계획을 세워 질량을 제어하고 유지해야한다. 질량을 제

어하고 유지하기 위해서는 각 부분체에 질량 할당 및 부분체 질량 제어, 구성품 질량의 주기적인 재평가 및 산정, 부분체 담당자와 공동으로 부분체 구성품에 대한 질량평가, 일차 하청업체의 질량제어 관련 활동에 대한 Monitoring, 구성품에 대한 적절한 Contingency 및 마진 설정 그리고 기존자료 및 EM(Engineering Model)/QM(Qualification Model) 등을 이용한 질량산정 등이 있다.

구성품 수준의 질량자료를 수집하는데 있어 중요한 개념 중의 하나가 Contingency이다. 일반적으로 구성품을 설계하고 제작하는 과정에서 초기에 예측한 질량보다 제작을 완성하여 측정된 질량이 높은 경우가 많은데 이는 설계 성숙도에 따라 계속적으로 추가적인 요소가 설계에 반영되기 때문이다. 이를 위하여 대상 구성품의 설계 성숙도별로 추가적인 질량여분을 설정하여 최종 질량의 증가에 대비하여야 한다. 구성품의 설계 성숙도에 따른 Contingency 설정 기준은 기존의 경험에 의존할 수밖에 없으며, 각 구성품의 설계 성숙도를 어떻게 판단할 것인가가 최종질량 산정의 정확도에 결정적인 영향을 미치게 된다. 구성품의 설계 완성도에 따라 설정하는 Contingency는 일반적으로 표 1과 같은 기준으로 설정하고 있다.

표 1. Mass Contingency Allowance

Design Maturity	Contingency Allowance(%)	Hardware Phase
Sketches	25	New
Preliminary Layout	15	New
Detailed Layout	8	Major Modification to Existing Design
Pre-Released Engineering Drawing	5	Minor Modification to Existing Design
Released Engineering Drawings	3	Existing Design
Based on Actuals	1	Existing Hardware
Actual Flight Unit	0.3	Measured Data of Flight Unit

위성을 구성하는 요소 중 외부 하청업체에서 제작되는 전자박스나 기능 부품의 경우 질량 및 질량중심을 SCD에 규정을 하여 하청업체의 검토 및 승인을 받아서 사용하고, 내부적으로 설계를 수행하는 구조/열제어계의 부품들은 설계 담당자로부터 정보를 입수하게 된다. 특히 구조체와 같이 컴퓨터를 이용하여 작성된 솔리드 모델(Solid Model)이 있는 경우 솔리드 모델을 사용하여 질량특성을 산정하고, 제작과정에서 각각의 부품과 조립품의 실제 질량을 측정하여 질량 데이터베이스에 반영을 한다. 그러나 위성의 조립 과정에서 추가로 장착되는 미소 요소들, 전기배선에 추가로 덧입히는 Tape, 전자박스의 열 전도성을 높이기 위해 적용하는 Interface Filler, 도면에서 사전에 허용하여 경우에 따라 부분적으로 적용되는 Double Washer, 크기가 다른 Harness Clamp의 적용 등은 정확하게 구성품의 질량 추적이 곤란하다. 따라서 이들 질량은 적절한 마진을 주어 계산하게 된다.

2.2 시스템 질량특성 계산을 위한 계산식

부분체별로 구성품의 질량 및 질량중심이 데이터베이스에 입력이 되면 이 자료를 근거로 하여 시스템의 전체 질량 및 질량중심을 계산하게 된다. 다목적 실용위성 2호의 경우 질량특성 데이터베이스를 MS/EXCEL을 사용하여 개발하였다.

시스템의 질량 특성이 계산되면 발사체에서 요구하는 질량중심 제한 조건을 만족시키기 위하여 밸러스트(Ballast Block)를 장착하여 질량중심의 위치를 조정하게 되는데, 위성의 설계과정에서 질량의 편심을 미리 파악하여 밸러스트를 장착할 수 있도록 사전에 준비를 해야 한다.

위성의 질량특성 중 중요한 것 중의 하나가 관성 모멘트이다. 위성의 발사형상 및 궤도 형상에 대한 관성 모멘트 계산에 있어서 주의하여야 할 것은 질량 및 부피가 큰 단품의 관성 모멘트를 어떻게 반영할 것인가 하는 문제이다. 전자박스나 구성품의 질량/부피가 작은 경우 집중질량으로 간주하여도 오차가 크게 발생하지 않으나

질량/부피가 일정 수준보다 큰 경우 집중질량으로 간주하면 이에 의해 누적되는 오차로 인하여 전체 시스템 관성 모멘트 예측이 실제 값과 비교하여 15 - 20 %정도의 오차가 발생되고 있음이 시험을 통하여 확인되었다. 그러므로 일정 기준 이상의 질량/부피를 갖는 구성품의 단품 관성 모멘트를 별도로 계산하여 시스템 관성 모멘트 계산에 반영시켜야 한다. 다목적 실용위성 2호의 경우 단품 관성 모멘트 계산에서는 질량이 5kg 이상이 되는 전자박스 및 구성품들은 개략적인 관성 모멘트를 솔리드 모델(Solid Model)을 사용하여 계산하고 전체 계산에 반영하였다.

구조물 및 태양 전지판은 인공위성에 장착되는 구성품 중 가장 큰 관성 모멘트 값을 갖는다. 태양 전지판은 궤도상에서 전개 되면 질량중심으로 멀리 그리고 넓게 질량이 분포되므로 시스템 관성 모멘트 값의 대부분을 차지하게 된다. 태양 전지판의 관성 모멘트 계산은 두 가지로 구분할 수 있는데 첫 번째가 접혀진 형상 즉 발사형상의 관성 모멘트이고 두 번째가 펼쳐진 형상 즉 궤도형상의 관성 모멘트이다. 지상에서 질량특성을 시험하여 확인할 수 있는 것은 발사형상에 대한 것이고 궤도형상에 대해서는 해석적인 방법으로 산정한 값만을 사용하게 된다.

CAD 소프트웨어인 CATIA에서 Analysis - Inertia 메뉴를 솔리드 모델에 적용하면 그림 1과 같은 해석결과를 화면에 보여준다. 결과 내용을 살펴보면 먼저 솔리드 모델의 체적(Volume), 질량(Mass)이 표시되는데 기본적으로 솔리드 모델의 밀도를 1.0으로 설정하고 사용하는 경우 체적과 질량값은 일치하게 된다. 두 번째로 표시되는 정보가 질량중심과 1,2,3축의 방향여현(Directional Cosine)이다. 방향여현은 단품의 주축 관성 모멘트를 계산하는데 사용된 정보이므로 매우 중요하다. 즉 단품의 좌표계와 위성체 좌표계간의 변환행렬로 사용되어야 한다. 세 번째로 표시되는 정보가 단품의 주축 관성 모멘트이다. 이제 단품의 체적, 방향 여현과 주축 관성 모멘트를 사용하여 위성체 좌표계에서의 단품의 관성 모멘트를 계산해야 한다.

위성체 좌표계로의 단품의 관성 모멘트(MOI)

및 관성적(POI) 계산을 위해 식(1)과 식(2)를 사용하였다.

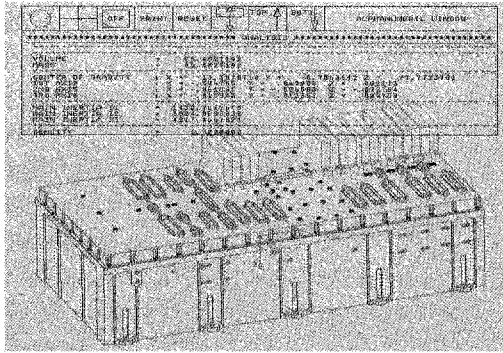


그림 1. CATIA에서의 단품 관성모멘트 해석 결과

$$\begin{aligned} I_{xx} &= l_{xx'}^2 I_{x'x'} + l_{xy'}^2 I_{y'y'} + l_{xz'}^2 I_{z'z'} \\ I_{yy} &= l_{yx'}^2 I_{x'x'} + l_{yy'}^2 I_{y'y'} + l_{yz'}^2 I_{z'z'} \\ I_{zz} &= l_{zx'}^2 I_{x'x'} + l_{zy'}^2 I_{y'y'} + l_{zz'}^2 I_{z'z'} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} I_{xy} &= -(l_{xx'} l_{yy'} I_{x'x'} + l_{xy'} l_{yy'} I_{y'y'} + l_{xz'} l_{yz'} I_{z'z'}) \\ I_{yz} &= -(l_{yx'} l_{zx'} I_{x'x'} + l_{yy'} l_{zy'} I_{y'y'} + l_{yz'} l_{zz'} I_{z'z'}) \\ I_{xz} &= -(l_{zx'} l_{xx'} I_{x'x'} + l_{zy'} l_{xy'} I_{y'y'} + l_{zz'} l_{xz'} I_{z'z'}) \end{aligned} \quad (2)$$

위 식에서 I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , I_{xy} , I_{xz} , I_{yz} 는 위성체 좌표계에서의 단품의 관성 모멘트를 $I_{x'x'}$, $I_{y'y'}$, $I_{z'z'}$, $I_{x'y'}$, $I_{x'z'}$, $I_{y'z'}$ 는 단품 좌표계에서의 관성 모멘트 그리고 $l_{xx'}$, $l_{yy'}$, $l_{zz'}$, $l_{xy'}$, ... 등은 위성체 좌표계와 구성품 좌표계간의 방향여현을 나타낸다.

위성체 좌표계에서 단품의 관성모멘트 및 관성적은 CATIA에서 솔리드 모델의 밀도를 1.0으로 설정하고 얻은 질량에 의한 관성모멘트 및 관성적이므로 단품의 실제 질량을 적용시켜 줘야 얻고자 하는 관성모멘트 및 관성적 값을 얻을 수 있다. 따라서 식(3)을 적용시키면 얻고자 하는 실제 관성모멘트(I_{Real})를 얻을 수 있다. 식(3)에서 $Mass_{Real}$ 는 단품의 실제 질량을, $Mass_{Catia}$ 는 CATIA에서 얻은 질량(또는 체적)을 나타낸다.

$$I_{Real} = I_{x'} \frac{Mass_{Real}}{Mass_{catia}} \quad (3)$$

앞에서 위성을 구성하는 단품의 위성좌표계에 대한 관성 모멘트가 계산되면, 다음 단계로 시스템 관성 모멘트를 계산해야 하는데 시스템의 관성 모멘트는 위성체 좌표계의 원점에 대하여 계산하지 않고 질량중심에 대하여 계산을 한다. 따라서 평행축 정리를 이용하여 위성체 질량중심에 대한 관성모멘트(MOI) 및 관성적(POI)을 식(4)와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} I_{(cg)xx} &= I_{xx} + ((CG_y - CG_y')^2 + (CG_z - CG_z')^2) \times M \\ I_{(cg)yy} &= I_{yy} + ((CG_x - CG_x')^2 + (CG_z - CG_z')^2) \times M \\ I_{(cg)zz} &= I_{zz} + ((CG_x - CG_x')^2 + (CG_y - CG_y')^2) \times M \\ I_{(cg)xy} &= I_{xy} + (CG_x - CG_x') \times (CG_y - CG_y') \times M \\ I_{(cg)yz} &= I_{yz} + (CG_y - CG_y') \times (CG_z - CG_z') \times M \\ I_{(cg)xz} &= I_{xz} + (CG_x - CG_x') \times (CG_z - CG_z') \times M \end{aligned} \quad (4)$$

이때, CG는 위성체 전체의 질량 중심이며 CG'는 위성체 좌표계에서 단품의 질량중심을 나타낸다. 위성체 전체에 대한 질량 중심은 $CG_{satellite} = Total\ Moment\ of\ Mass / Total\ Mass$ 이므로 각각의 축에 대한 질량 중심은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$CG_x = \frac{\sum m_n x_n}{\sum m_n}, CG_y = \frac{\sum m_n y_n}{\sum m_n}, CG_z = \frac{\sum m_n z_n}{\sum m_n}$$

2.3 시스템 질량특성 측정

다목적 실용위성 2호의 개발 기간 중 설계검증을 위하여 구조·열 모델을 설계/제작하였다. 구조·열 모델이 제작된 후 여러 가지 시스템 검증시험이 수행되었으며 질량특성 측정도 시스템 검증의 일환으로 수행 되었다.

질량특성 데이터베이스는 위성을 구성하는 모든 요소에 대한 질량값 및 위성 좌표계에서의 위치 값을 MS/EXCEL에 입력하여 전체질량 및 질량중심 그리고 관성 모멘트 값을 계산한 것으로 전체 질량이나 질량중심 값은 산술적으로 정확하게 계산되지만 관성 모멘트 값은 모든 요소의 자체 관성 모멘트를 정확하게 계산할 수가 없어 어느 정도의 오차가 생기는 것은 불가피한 실정이

다. 그러므로 주요 구조부재 또는 장착장비의 자체 관성모멘트를 예측하는 신뢰도 있는 방법이 필요하다. 다목적 실용위성 2호의 구조·열 모델을 구성하는 주요 요소에 대한 자체 관성모멘트 계산은 앞서 나온 계산식에 의해 계산되었으며 구조·열 모델에 의한 측정치와 비교한 결과 표 2에서 보여주고 있다. 측정값과 예측값을 비교해 보면 질량에서는 최대오차가 약 0.37 kg, 질량중심 오차는 약 3 mm 그리고 관성모멘트 및 관성적은 최대 약 3%의 오차를 보이고 있음을 알 수 있다. 결과에서 알 수 있듯이 그 오차는 위성에서와 같이 큰 구조체에서 충분히 작은 오차를 나타내므로 예측값의 사용에 있어 문제가 없음을 알 수 있다. 따라서 측정시험을 통한 검증으로 향후 수행할 비행모델에 대한 데이터베이스의 신뢰성을 확인할 수 있었다. 따라서 비행모델에서는 측정하지 않는 수직 축에 대한 질량중심과 일부 관성모멘트 및 관성적에 대하여 질량특성 데이터베이스에서 계산한 값을 사용할 수 있을 것이다. 표 2에서는 구조·열 모델로 측정된 측정값과 질량특성 데이터베이스에서 계산한 값을 비교하여 보여주고 있다.

표 2. Comparison Between Test and Estimation

Mass Properties	Test		Estimation		
	W/O Ballast	Ballasted (12kg)	W/O Ballast	Ballasted (12kg)	
Total Mass (kg)	723.50	735.30	722.93	734.93	
Center of Mass (mm)	X	-19.24	-9.77	-21.86	-12.20
	Y	4.23	4.22	0.64	0.63
	Z		797.64	815.94	801.02
MOI (kg·m ²)	I _{xx}		398.78	376.64	386.86
	I _{yy}		417.67	391.55	405.71
	I _{zz}	214.30	218.56	204.89	209.29
POI (kg·m ²)	I _{xz}	-8.61	-10.03	-4.31	-9.41
	I _{xy}		-4.33	-2.96	-4.32
	I _{yz}	10.19	10.29	9.97	9.98

그림 2에서는 다목적 실용위성 2호 구조·열 모델의 수직방향 질량 특성 측정모습을 보여주고

있다. 질량특성 측정 장비는 위성이 수직으로 장착된 형상에서 XY평면에서의 질량중심과 I_{zz} , I_{xy} 를 측정할 수 있다.

그림 3에서는 수평방향에서의 질량특성 측정 모습을 보여주고 있으며 수평방향 측정에서는 I_{xx} , I_{yy} , I_{xz} , I_{yz} 및 수직방향의 질량중심을 측정할 수 있다. 그러나 비행모델에서는 위성의 안전 문제 상 수평방향에서의 질량특성 측정은 하지 않는다. 따라서 질량특성 데이터베이스에서 계산한 결과값을 사용하게 된다.

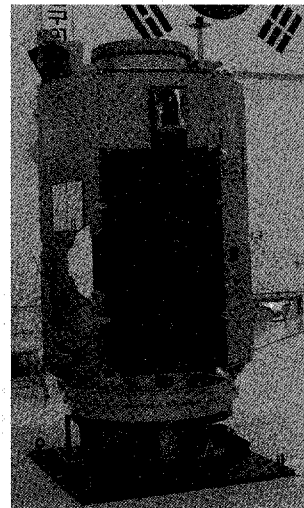


그림 2. KOMPSAT-2 Mass Prop Measurement - Vertical

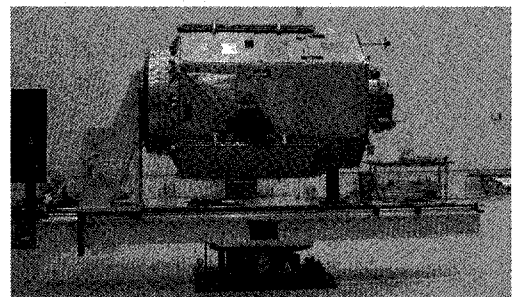


그림 3. KOMPSAT-2 STM Mass Properties Measurement - Horizontal

4. 결 론

지금까지 다목적 실용위성 2호의 질량 특성과 관련된 질량 제어 계획, 단품에 대한 질량 자료 수집, 시스템 수준의 질량특성 예측 등에 대하여 살펴보았으며 질량특성 측정 결과 및 이에 대한 예측치를 비교함으로써 질량데이터 베이스의 신뢰성을 입증하였다.

위성은 복합 시스템으로 단순한 부품이나 단품을 설계하고 개발하는 과정과는 달리 구성품의 특성을 설계 초기단계에서 파악하여 최종적으로 조립된 위성이 요구되는 시스템 성능 요구조건을 만족시키도록 하는 것이 시스템을 담당하는 인원의 책임이다. 이와 같은 시스템 설계종합 업무가 원활히 수행되기 위해서는 설계 초기단계에서부터 자료 수집과 중간 설계단계에서의 평가 그리고 마지막 인증 단계에서의 확인 등이 종합적으로 수행되어야 한다.

참 고 문 헌

1. 김규선 1999, 다목적 실용위성 1호 질량특성(한국항공우주연구원), pp. 1 - 19.
2. Boynton, R. & Wiener, K. 2001, How to Calculate Mass Properties (Berlin : Space Electronics), pp. 1- 36.
3. Boynton, R. & Wiener, K. 1998, Mass Properties Measurement Handbook (Berlin : Space Electronics), pp. 1-13.
4. Boynton, R. 1999, in Proceeding of the 58th Annual Conference of The SAWE 1999, pp. 1-15.
5. Housner, G. W. & Hudson, D. E. 1958 , Applied Mechanics Dynamics (Princeton, NJ: D. Van Nostrand), pp. 186-199.
6. Larson, W. J. & Wertz, J. R. 1992, Space Mission Analysis and Design(California : Microcosm), pp. 667-681.
7. MIL-STD-1811 1991, Mass Properties Control for Space Vehicle, pp. 1-33.