

정지궤도 복합위성의 적외선 지구센서 지지구조물 설계

박종석*, 전형열**, 김창호***

IRES Support Structure Design in a GEO Multi-Functional Satellite

Jong Seok PARK*, Hyung Yoll JEON**, Chang Ho KIM***

Abstract

Infra-red earth sensors(IRES) are accommodated in a geostationary multi-functional satellite, which includes optical payloads for observing the earth, to provide pointing reference for the payloads. Even the slight pointing difference between the IRES and the payloads is so critical from the geostationary orbit that can degrade their imaging performance. Therefore, a dedicated support structure is required to guarantee the stability during the flight operation.

This paper shows the design justification for the IRES support structure employed in the Communication, Ocean and Meteorological Satellite(COMS). It intends to give an overall design presentation and to justify that this design is compatible with all the requirements in terms of stiffness and strength as well as the stability.

초 록

지구 관측용 광학탑재체를 포함하는 정지궤도 복합위성에는 관측 대상인 지구의 기준 위치 정보를 제공하기 위해 적외선 지구센서가 장착된다. 정지궤도상에서 지구센서와 관측 탑재체사이의 지향차는 그 크기가 작더라도 관측 영상의 품질에 심각한 영향을 미칠 가능성이 있다. 따라서 이러한 지향차를 줄이기 위해 궤도상에서 기하학적 안정성을 보장할 수 있는 지지구조물이 적용되었다.

본 논문에서는 통신해양기상위성에서 지구센서 장착을 위해 사용된 지지구조물에 대한 설계 측면의 타당성을 제시한다. 이를 위해 설계 전반의 내용을 기술하고, 설계과정에서 고려된 안정성 측면의 제반 사항과 강성과 강도 등의 요구조건에 대한 부합 여부를 살펴볼 것이다.

키워드 : 정지궤도 복합위성 (GEO Multi-functional Satellite), 적외선 지구센서(IRES), 지지구조물 (Support Structure), 통신해양기상위성(COMS)

접수일(2008년12월17일), 수정일(1차 : 2009년 9월 10일, 2차 : 2009년 9월 28일, 게재 확정일 : 2009년 11월 1일)

* 동해기체계팀/jongpark@kari.re.kr

** 위성열·추진팀/hyj@kari.re.kr

*** 사업전략실/kch@kari.re.kr

1. 서 론

통신해양기상위성은 정지궤도상에서 통신탑재체뿐만 아니라 두개의 지구관측 탑재체를 운용하는 정지궤도 복합위성이다. 여기서 지구센서는 지구관측임무 수행 시 위성의 자세제어를 위해 지구 방향에 대한 기준정보를 제공하는 역할을 한다. 그림 1과 같이 두개의 지구센서가 장착되는데 이것은 SODERN사의 STD-15로 볼로미터형 센서이다. 이 센서는 적외선 복사에 민감하여 시야각 범위 내에 정의된 경로를 따라 고온 영역과 저온 영역사이의 변화를 감지한다. 따라서 우주 환경에서는 상대적으로 고온인 지구와 초저온인 심우주 사이의 변화를 감지함으로써 지구의 위치를 파악하게 된다.^[1]

적외선 지구센서(IRES; Infra Red Earth Sensor)의 배치를 위해 기하학적으로는 시야각과 오염이 고려되었다. 시야각은 센서의 성능 보장을 위해 위성체 다른 장비나 구조물로부터의 간섭이 없는 위치를 요구한다. 오염은 위성체 남측 중심부 상단에 장착된 추력기 #1에서 발생하는 화염으로 인해 IRES의 광학부가 오염되지 않도록 추력기 화염을 피해 반대편에 위치되도록 요구한다.

따라서 통신해양기상위성에서는 시야각 확보가 유리하고, 추력기 화염으로부터 오염을 방지할 수 있는 위성체 지구면상의 북측 구역을 장착 위치로 선정하였다.

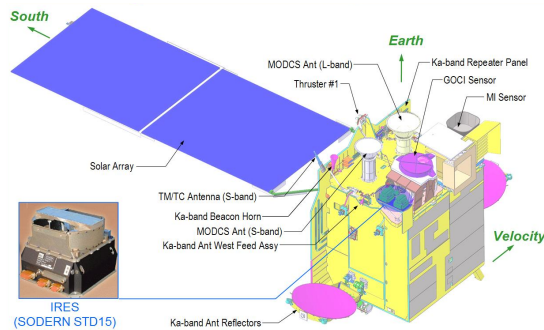


그림 1. 통신해양기상위성 IRES 장착 형상

정지궤도상의 통신위성이나 기상위성의 경우 자세제어센서와 탑재체간 지향차로 인한 성능저

하를 방지하기 위해 각각의 접속부에 안정적인 구조물을 적용하는 것이 일반적이다.^{[2][3]}

통신해양기상위성에서는 IRES와 지구관측탑재체 사이의 지향차이가 획득 영상의 품질에 미치는 영향이 크기 때문에 까다로운 지향요구조건이 주어지며, 이로 인해 안정성이 뛰어난 지지구조물의 도입이 필요하게 되었다.

초기설계단계에서 IRES와 탑재체간 지향차를 최소화하기 위해 IRES와 탑재체를 병립 장착하는 것을 기본으로 여러 가지 방안에 대한 비교연구가 진행되었으며 그림 2와 같이 IRES와 기상/해양센서를 동일한 접속구조물에 배치하는 "LONG" 방안과 IRES와 해양센서를 하나의 접속구조물에, 기상센서를 또 다른 하나의 접속구조물에 분리 배치하는 "SHORT" 방안이 최종 고려되었다. 두 방안 모두 열적 독립성 보장을 기본으로 접속부에 열 및 구조적 분리를 위한 다층박막단열재(MLI; Multi-Layer Insulation)와 티타늄 재질의 등정적(Iso-Static) 지지 구조물이 적용되었다.

각 방식의 총질량과 상대적인 지향 안정성 및 유발하는 동하중과 외란 등 여러 가지 측면에서 평가를 수행하였으며, 최종적으로 "SHORT" 방안이 선정되어 IRES 지지구조물은 해양센서의 접속패널 상에 장착하게 되었다.^[4]

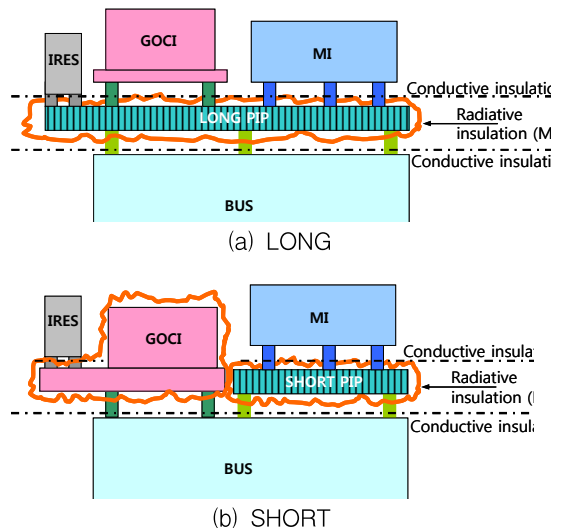


그림 2. 지구센서/탑재체 배치 개념 연구

본 논문에서는, 이후 IRES를 해양센서 접속패널상에 장착하기 위한 지지구조물의 설계내용을 기술하고, 이 설계의 타당성을 보이기 위해 수행된 검증 내용을 설명할 것이다.

2. 본 론

IRES 지지구조물의 설계는 티타늄 재질의 스트럿(Strut)과 상하부 피트(Upper/Lower Feet)를 이용한 등정적(Iso-Static) 지지구조를 바탕으로 열 및 구조적 독립성 구현과 동시에 질량저감과 지향 안정성 향상을 위한 최적화에 기본개념을 두고 있다. 이러한 기하학 및 안정성 측면의 고려사항들이 설계 요구조건으로 반영되어 상세설계가 이루어졌다.^[5]

해양센서 접속패널상으로 IRES의 위치가 결정된 상태에서 기하학적 측면에서는 시야각과 정렬 측정을 고려한다.

IRES의 만족스런 성능 구현을 위해 인접한 해양센서에 의한 시야각 간섭이 일어나지 않도록 위치를 결정하는 것이 필요하다. 그림 3과 같이 두 IRES의 시야각 모델과 해양센서 사이에서 간섭이 일어나는 것을 피하기 위해 기준면의 높이 조정을 하였고, 이를 통해 최종적으로 장착면이 결정되었다.

지지구조물의 방열판도 성능 보장을 위해 시야각 확보가 필요한데, 이를 위해 방열판이 지향하는 북측 방향으로의 반구 내에 간섭을 일으키는 요소가 없는지를 확인하였다.

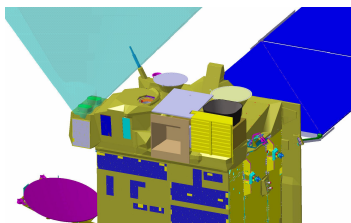


그림 3. 지구센서 시야각 해석

또한 조립상태에서 IRES의 정렬 측정이 가능해야 한다. 이를 위해 각각의 IRES상에 부착된 정

렬 큐브(Cube) 모두가 두 방향 이상에서 시각적 접근이 가능하도록 남북으로 위치가 조정된다.

궤도상에서 운용 중 IRES를 지지하는 구조물의 안정성 확보는 관측 탑재체에 정확한 기준정보를 전달하는데 매우 중요한 요건이 되며 이를 위해 IRES의 지향선(LOS; Line of Sight) 변화가 일정 수준이하가 되도록 하는 것이 필요하다.

또한, 이 구조물과 해양센서 텔레스코프사이의 동적 연계로 인한 영향을 막기 위해 일정 수준 이상의 강성이 확보되도록 한다.

이상의 요구조건을 요약하면 다음과 같다.

기하학 측면

- 지구방향 광학 시야각 확보
- 북측 심우주방향 방열판 시야각 확보
- IRES 정렬측정을 위한 두 방향 접근성 확보

안정성 측면

- 지향성능 : 운용중 IRES LOS 변화 < 0.015°
- 강도 : 3축 각 방향의 준정적 하중 40g와 -40 ~ +70°C의 지구센서 온도범위에서의 열 변형 하중에 대한 강도 확보
- 강성 : 1차 고유진동수 > 80Hz (해양센서 접속패널상의 고정 가정)

2.1 열설계

일반적으로 정지궤도 위성에서 지구센서를 장착하기 위한 구조물은 본체와 열적으로 분리되어 독립적인 열제어 시스템을 갖는다. 이러한 독립된 조건에서 센서 동작에 필요한 열환경을 자체적으로 구현하기 위해 지구센서가 장착되는 구조물에는 가열을 위한 히터와 냉각을 위한 방열판과 히트파이프, 그리고 온도 감지를 위한 센서 등 여러 가지 열제어용 하드웨어가 장착되며, 그 주변부는 MLI로 감싸져서 외부로부터 받을 수 있는 열적 영향을 차단하게 된다.^{[6][7]}

통신해양기상위성의 IRES는 각각 4개의 티타늄 재질의 볼트를 이용해 알루미늄 샌드위치 패널 상에 장착된다. IRES와 패널사이에 열 더블러(Thermal Doubler)가 삽입되고, 고밀도의 알루미늄 하니콕이 샌드위치 패널에 적용됨으로써 IRES 장착부가 등온성을 유지할 수 있도록 한다.

IRES는 때로는 4개의 전용 히터에 의해 가열되고 또 IRES로부터 열이 발생하는 경우 이 열을 방열판으로 전달하는 히트파이프에 의해 냉각됨으로 열제어 시스템을 구현한다.

여기서 주패널에 삽입되는 히트파이프는 상하부 스킨사이에서 발생하는 온도변화를 자연스럽게 감소시킨다. 또한 히트파이프를 주패널 단면의 중립축에 최대한 가깝게 위치시킴으로써 히트파이프와 주패널간 열변형 차이로 인한 이종 금속간의 굽힘을 줄일 수 있는 장점도 있다.

IRES의 열제어를 위해 방열판 패널 상에 OSR (Optical Solar Reflector)이 부착되어졌다. 효율적인 복사를 위해 방열판은 위성체 북쪽을 지향하고, L자로 굽어진 히트파이프가 각각 IRES가 장착되는 주패널과 방열판에 부착되어 열적으로 연결한다. 따라서 이 방열판은 IRES로부터 소산되는 열과 태양으로부터 입사되는 열을 우주공간을 향해 복사한다. 히트파이프의 사용은 통신해양기상위성 설계에서 특별히 적용된 두 IRES의 남북방향 종배치로 인해 지지구조물이 거대해지는 것을 방지하는 역할도 한다.

IRES 지지구조물은 전도나 복사 등 열적 측면에서 위성체 구조물이나 장비로부터 절연된다. 이를 위해 구조물을 구성하는 패널은 열전도성이 낮은 하니콤 패널이 적용되고, 해양센서와의 접촉부에는 비전도성 재료의 워셔가 사용된다. 또한 센서의 감지부를 제외한 모든 부분이 MLI로 감싸져서 열적 분리를 가능하게 한다.

2.2 구조설계

그림 4에 보이는 바와 같이 IRES 주패널은 샌드위치패널로, 알루미늄 스킨 및 고밀도의 알루미늄 하니콤 코어와 IRES가 장착되는 지점의 샌드위치 패널 상에 접착되는 열 더블러(Thermal Doubler)로 구성된다.

IRES의 하우징이 알루미늄 재질로 이루어져 있어 장착부에 대한 상대적인 열탄성 변형을 축소시킬 목적으로 주패널로 알루미늄 재질의 샌드위치 패널이 선택되었다.

주패널은 티타늄 스트럿 끝단의 하부 피트를

통해 해양센서 접속패널과 연결된다. 이 설계 개념은 등정적(Iso-Static) 장착 방식에 가까워 구조물의 안정성 측면에서 피 연결 구조물의 변형차이로 인한 영향을 최소화 할 수 있다.

L-형 히트파이프의 한쪽 편은 주패널 내에 삽입된 채 주패널의 상부 스킨 아랫면에 접착되고 다른 한쪽 편은 방열판 내면 외부 스킨 상에 볼트를 이용하여 부착된다.

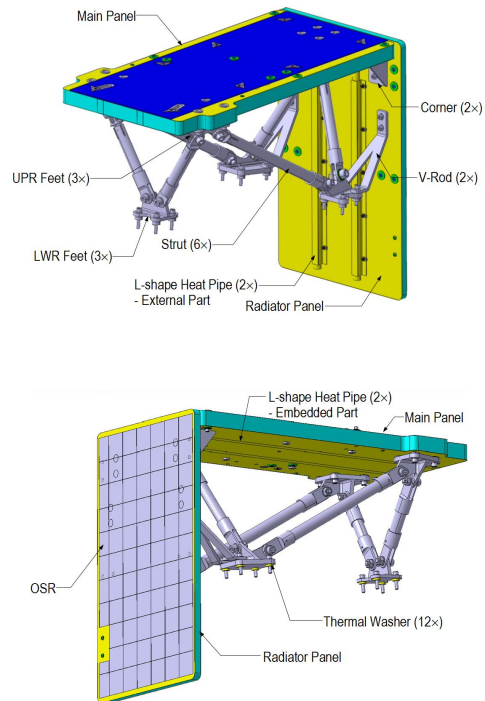


그림 4. IRES 지지구조물 설계

그림 5는 지지구조물에 사용된 연결 부재들을 나타낸다. 스트럿은 긴 봉 형태로 순수하게 인장이나 압축 하중을 전달하는 역할을 하며, 구조물의 높이가 시야각 해석을 통해 결정되어 있는 관계로 단면형상만을 조절하여 최적화를 이루게 된다. 스트럿은 양끝단에 접착되는 피팅(End Fitting)을 이용하여 주패널 하부의 상부 피트와 해양센서 접속패널상의 하부 피트를 연결한다.

탄소 복합재 재질의 해양센서 접속패널과의 접속성을 양호하게 하기 위해 하부 피트는 티타늄 재질로 제작되고, IRES가 장착되는 알루미늄

샌드위치 패널과의 접속성을 양호하게 하기 위해 상부 피트는 알루미늄으로 제작된다.

열팽창 최소화를 위해 스트럿은 티타늄 재질로 이루어지는데, 이는 IRES 지지구조물 전체의 안정성을 보장할 뿐만 아니라 양호한 질량 대 강성비를 갖도록 한다.

방열판과 IRES 주패널은 두 패널사이의 모서리에 위치하는 전용 브라켓(Corner)을 이용하여 기계적 접속을 이루면서 적절한 강성을 갖게 된다. 또 방열판은 2개의 평평한 V형 티타늄 블레이드(V-shape Blade)를 통해 해양센서 접속패널에 고정된다.

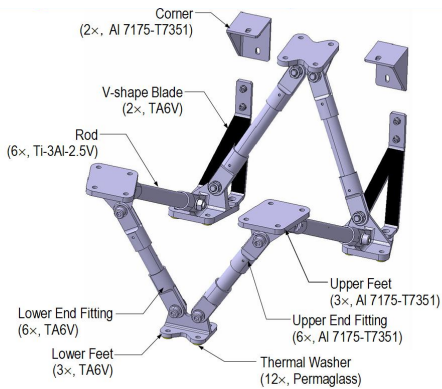


그림 5. IRES 지지구조물 연결부재 설계

2.3 구조해석

그림 6은 지지구조물의 구조해석에 사용된 유한요소모델을 나타낸다. 구조물의 각 부재는 그 특성을 고려하여 1D요소(Rod/Beam), 2D요소(Plate/Shell) 및 3D요소(Solid) 등의 표준 유한요소를 이용하여 표현하고, 물성치 입력을 위해 MAT9와 PSHELL 등을 사용하였다.^[8]

IRES는 집중질량으로 모델링되며 자체 강성을 고려하기 위해 알루미늄 기저판을 추가하였고 강체요소(RBE3)를 통해 구조물에 연결하였다. 주패널의 스킨은 Shell로, 코어는 MAT9를 이용한 3D 요소로, 방열판은 Shell로 모델링된다. 스트럿은 Rod로 모델링하여 끝단의 회전 성분을 제거하였다. PERMAGLASS 재료의 열제어용 워셔와 히트파이프는 Beam으로, 이외의 피트, 코너, V형

블레이드 등 금속 부재는 PSHELL을 이용한 2D 요소로 모델링 되었다.

상기모델의 유한요소해석을 위해 NASTRAN이 사용되었으며, 모달해석이나 응력해석에서 보수적인 결과를 얻기 위해 해양센서 접속패널과 연결되는 스트럿 끝단의 회전을 제한하는 고정 경계조건을 가정하였다.

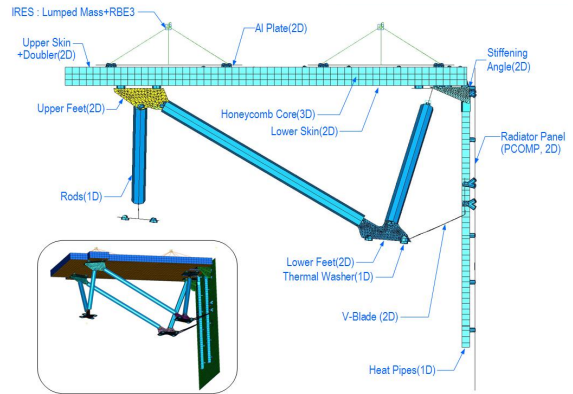


그림 6. IRES 지지구조물 유한요소모델 형상

모달해석결과, 첫 번째 모드는 고유진동수가 88Hz인 구조물의 횡방향 모드로, 요구조건인 80Hz 이상을 만족하고 있으며 그 형상은 그림 7과 같다.

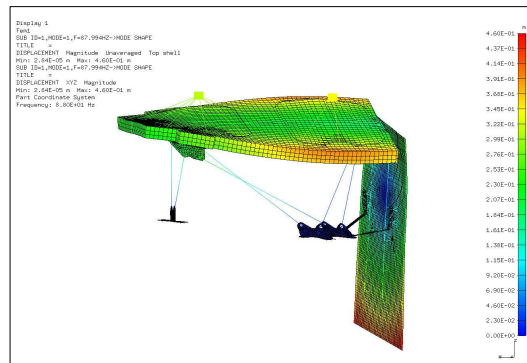


그림 7. IRES 지지구조물 1차 모드형상

응력해석의 경우 IRES 운용에 따라 변화하는 온도를 고려하고 X, Y, Z 각 방향의 준정적 하중 40g 하에서 구조물을 구성하는 부재별로 응력을 추정하여 안전율을 계산하였다. 부재별 대표적인

응력형태는 아래와 같다.

- Von Mises(VM) 응력 : 샌드위치 패널 스킨을 포함한 각종 금속부 등
- 횡전단(TS; Transverse Shear) 응력 : 샌드위치 패널 하니콤 등
- 전단응력 : 열제어용 워셔 등

표 1은 위에서 언급한 하중조건을 고려할 때 각 부재에 가해지는 다양한 하중에 대한 응력해석결과와 안전율을 나타내는 것으로 모든 경우에서 양의 안전율을 보이고 있다.

표 1. 부재별 응력해석 결과 비교

구조부재	재질	허용응력 (MPa)	부가응력 (MPa)	안전율
VM Stress-V Blades	TA6V	$\sigma_y=785$	55	14.0
VM Stress-LWR Feet	TA6V	$\sigma_y=785$	102	7.1
VM Stress-UPR Feet	7175-T7351	$\tau_y=330$	90	2.7
VM Stress-UPR Rod End Fitting	7175-T7351	$\tau_y=340$ (inc. Preload)	170	1.0
VM Stress-LWR Rod End Fitting	TA6V	$\sigma_y=785$	230	2.6
VM Stress-Rod	Ti-3Al-2.5V	$\sigma_y=690$	79	6.0
TS Stress-IRES PNL Honeycomb	Type 4-45	$\tau_{tw}=1.35$	0.57	1.0
TS Stress-IRES PNL Honeycomb	Type 4-45	$\tau_{tc}=2.31$	0.76	1.9
Compression Stress -IRES PNL Honeycomb	Type 4-45	$\sigma_c=3.28$	2.4	0.4
VM Stress-IRES PNL UPR Skin	2024-T3	$\sigma_y=269$	27	9.8
VM Stress-IRES PNL LWR Skin	2024-T3	$\sigma_y=269$	104	1.6
TS Stress-Radiator Honeycomb	Type 4-20	$\tau_{tw}=0.45$	0.20	0.6
VM Stress-Radiator Skin	2024-T3	$\sigma_y=269$	43	5.3
TS Stress-Thermal Washer	PERMAGLASS	$\tau_c=25$	6.9	1.9
Compression Stress -Thermal Washer	PERMAGLASS	$\sigma_c=450$	140	1.6

각 부재연결을 위한 볼트 체결부 및 접착부의 안정성 평가를 위해 유한요소모델을 바탕으로 접속부에 가해지는 하중성분을 추출하여 안전율을 계산하였으며, 그 결과 모든 부분에서 양의 안전율을 확보하고 있는 것을 확인하였다.

환경변화에 따른 센서지향오차 평가를 위해 안정성 평가가 요구되어졌다. 이를 위해 구조물에 유한요소모델과 구조물내 온도변화(Thermal Gradient)가 최대인 경우의 온도분포 자료를 바탕으로 그림 8과 같이 구조물의 열변형해석을 수행하였다. 해석결과를 바탕으로 계산한 IRES 각각의 지향 변화는 표 2와 같으며 요구조건인

0.015°내에 있음을 알 수 있다.

표 2. IRES 지향변화

회전량(°)	Rx	Ry	Rz	R
IRES +Y	-0.009	0.0001	0.0001	0.009
IRES -Y	0.0145	0.0001	0.0001	0.0145

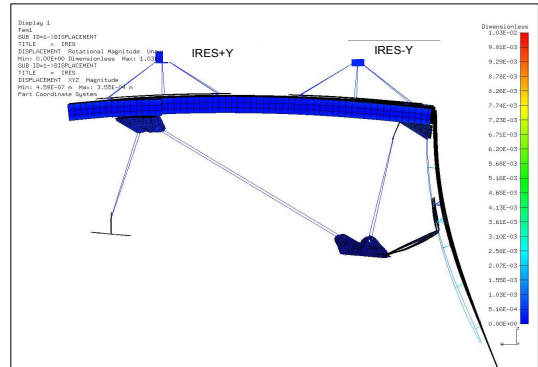


그림 8. IRES 지지구조물 열변형 해석

4. 결 론

통신해양기상위성의 지구관측 탑재체의 임무 수행을 위해 관측 대상이 되는 지구의 위치정보를 제공할 목적으로 IRES가 장착된다. 관측탑재체와 IRES간의 지향차 최소화는 요구되는 영상 품질을 획득하는데 매우 중요하며, 이를 위해 구조적으로 안정한 지지구조물이 필요하게 되었다.

위성체상에 IRES의 장착과 관련된 비교연구 결과를 통해 IRES의 위치와 지지구조물 설계를 위한 기하학적 고려사항을 살펴보았다. 또한 이 구조물 설계와 관련된 구조적 측면의 요구조건을 제시하고 이러한 사항들이 반영된 구성 부재들의 설계내용을 검토하였다.

최종설계 결과 강성 및 강도 요구조건을 만족하고 있으며 안정성 측면에 있어서는 IRES가 장착되는 주패널상의 온도차가 가장 커지는 열환경 하에서도 IRES의 지향 변화가 목표치를 내에 있는 것을 확인하였다.

참 고 문 헌

후 기

1. A.W. van HERWAARDEN and etc., "Design and Fabrication of Infrared Detector Arrays for Satellite Attitude Control", Sensors and Actuators, Vol. 83, 2000, pp.101-108
2. K. HO and etc., "AIAA-2002-1928 TRW's T310 Spacecraft Bus - A Stable Alternative for Broadband Spot Beam", Proceedings of the 20th AIAA International Communication Satellite Systems Conference, 2002
3. Boeing Satellite Development Center, GOES-N Data Book Rev B, 2006
4. Jean-Marc PIERINET, "Instrument Mounting Base-line Concept Securization", COMS PDR Data Package, 2005
5. D. HADAD, O. BAIXERAS, "COMS IRES Support Preliminary Design Justification File", COMS Structure CDR Data Package, 2006
6. M. KOEDINGER, T. BRISSONNAUD, "The Thermal Control of Spacebus 3000: Arabsat II", 6th European Symposium on Space Environmental Control Systems, Noordwijk, 1997
7. E. SACCHI, E. MASSA, G. COLANGELO, "The Thermal Control of Artemis Spacecraft", 6th European Symposium on Space Environmental Control Systems, Noordwijk, 1997
8. 김진희 외 3인, "MSC/NASTRAN을 이용한 인공위성 구조해석", MSC 10th Korea Users' Conference Proceedings, 1999

본 논문은 교육과학기술부에서 지원하는 우주 개발사업의 일환인 "통신해양기상위성개발사업"의 연구 결과입니다.