

Picosatélites para Radioaficionados: Un acceso al espacio

Felix Páez

ea4gqs @ gmail . com

Eduardo Alonso

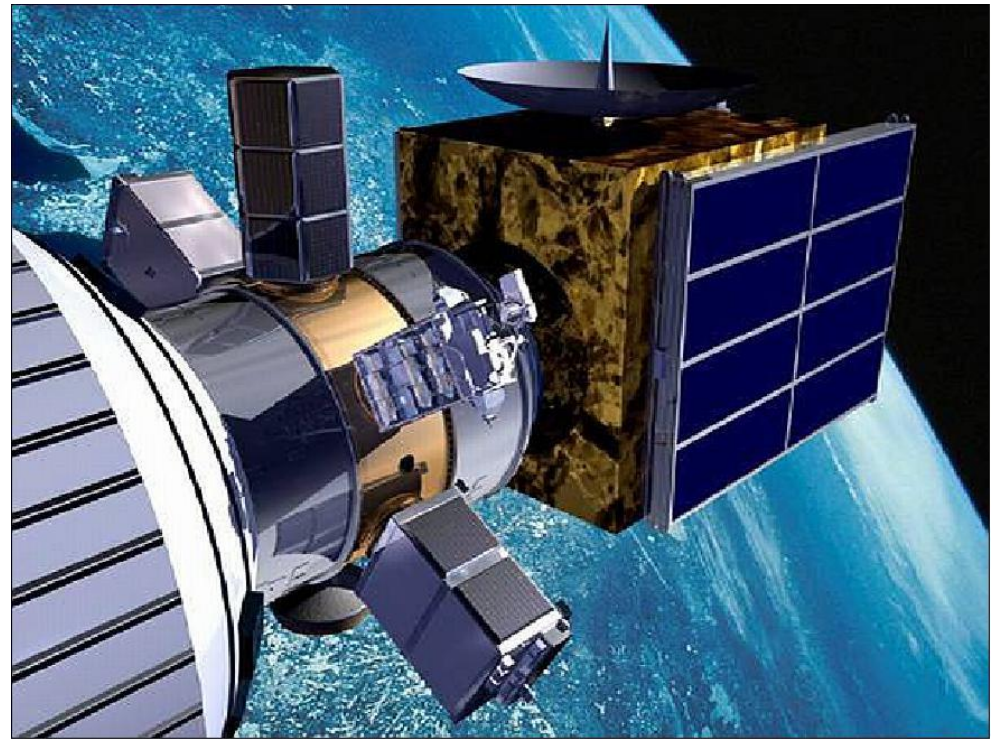
ea3ghs @ gmail . com

18/octubre/2017

Universidad Europea de Madrid

Problema: compensado del centro de masa

solución:
sacos de arena, o minisatélites
en el anillo de unión satélite-cohete



Expulsor

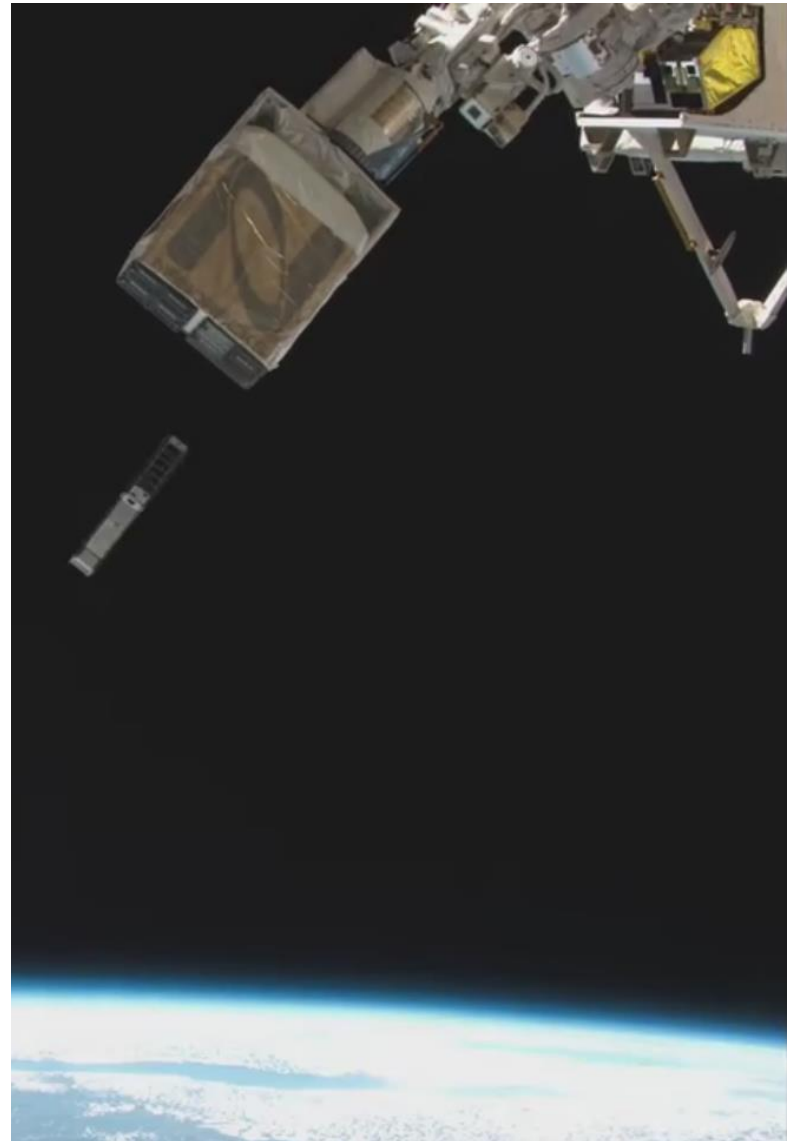
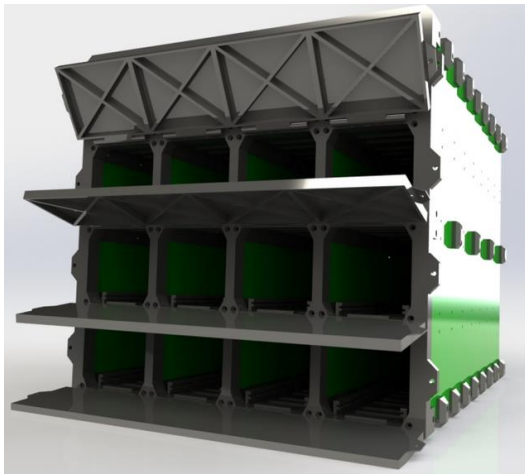
normalización

cubesat 1U=10x10x10cm

+demanda

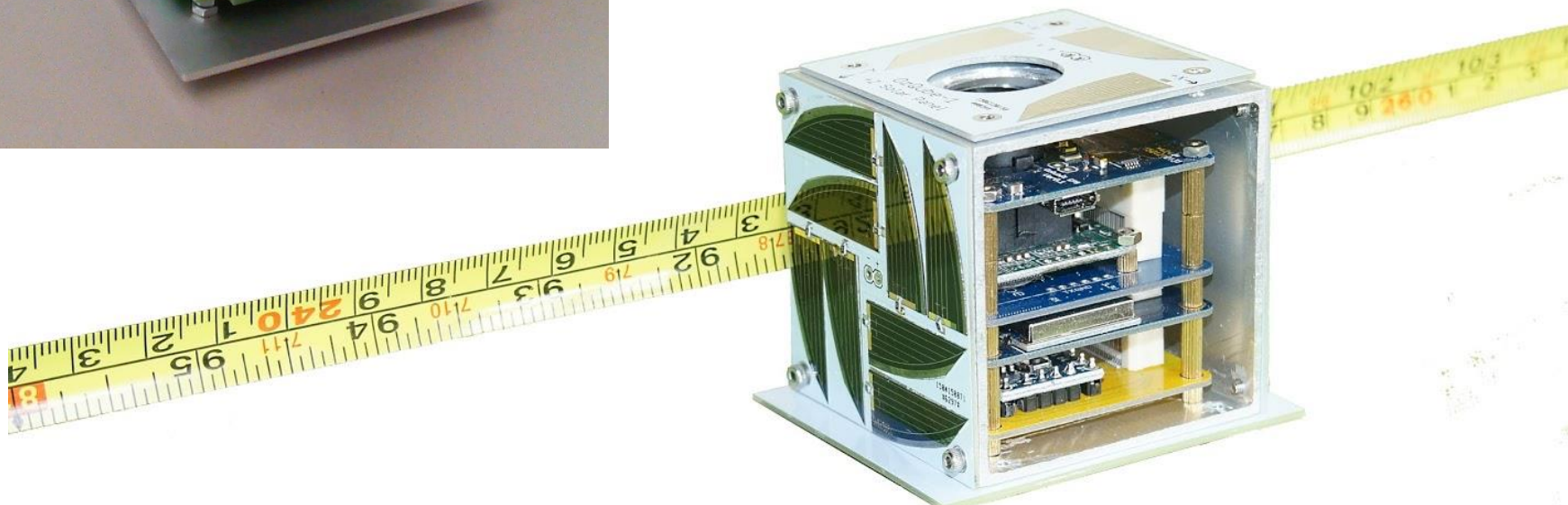
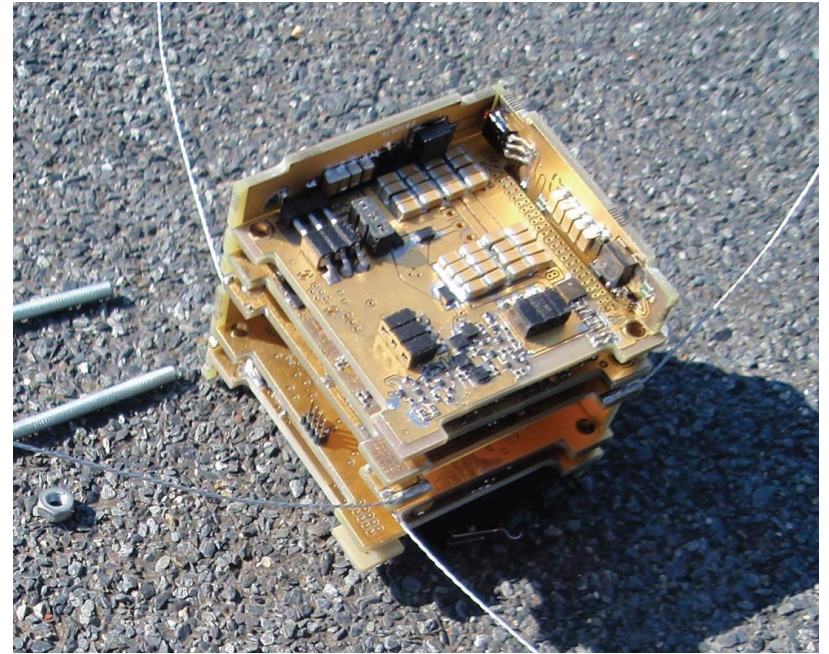
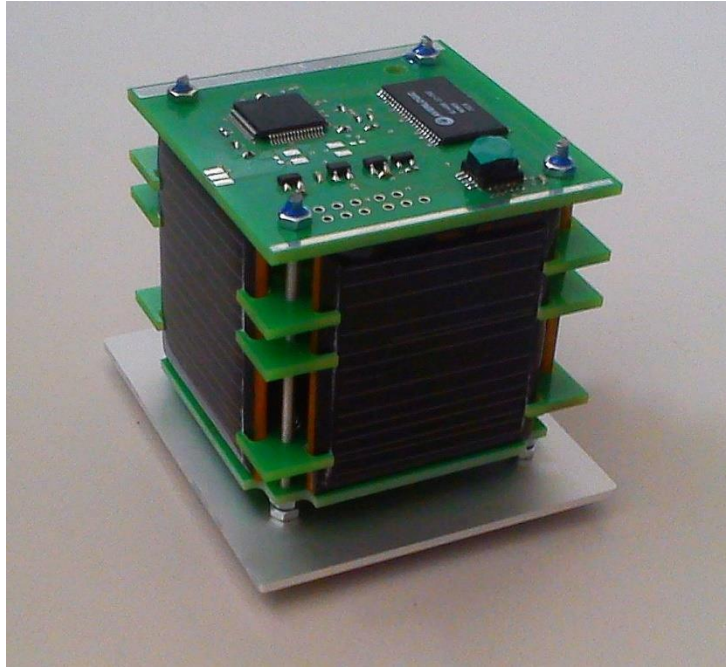
-coste

expulsor especializado

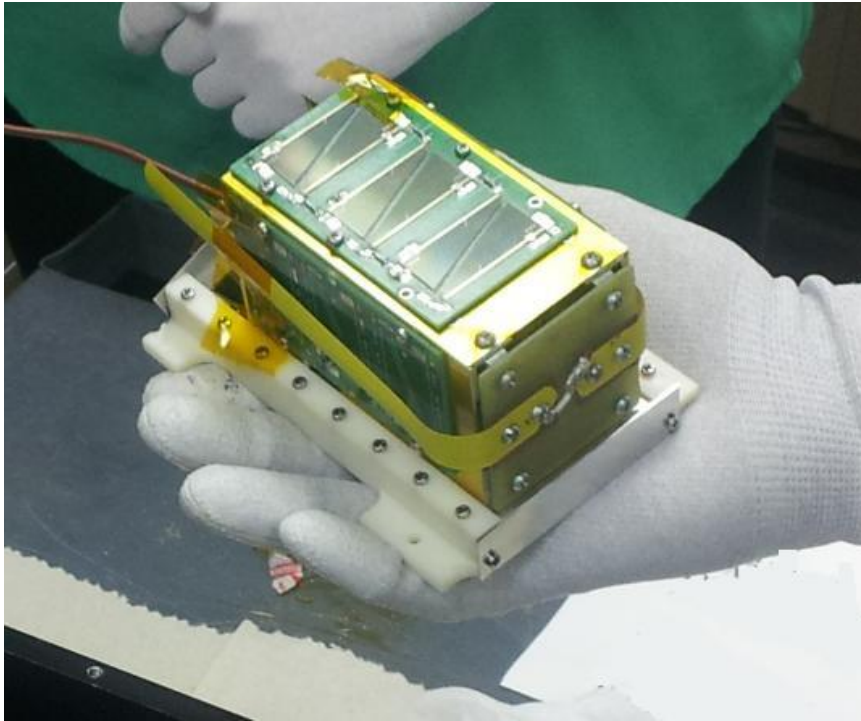


youtube: cubesat deployment

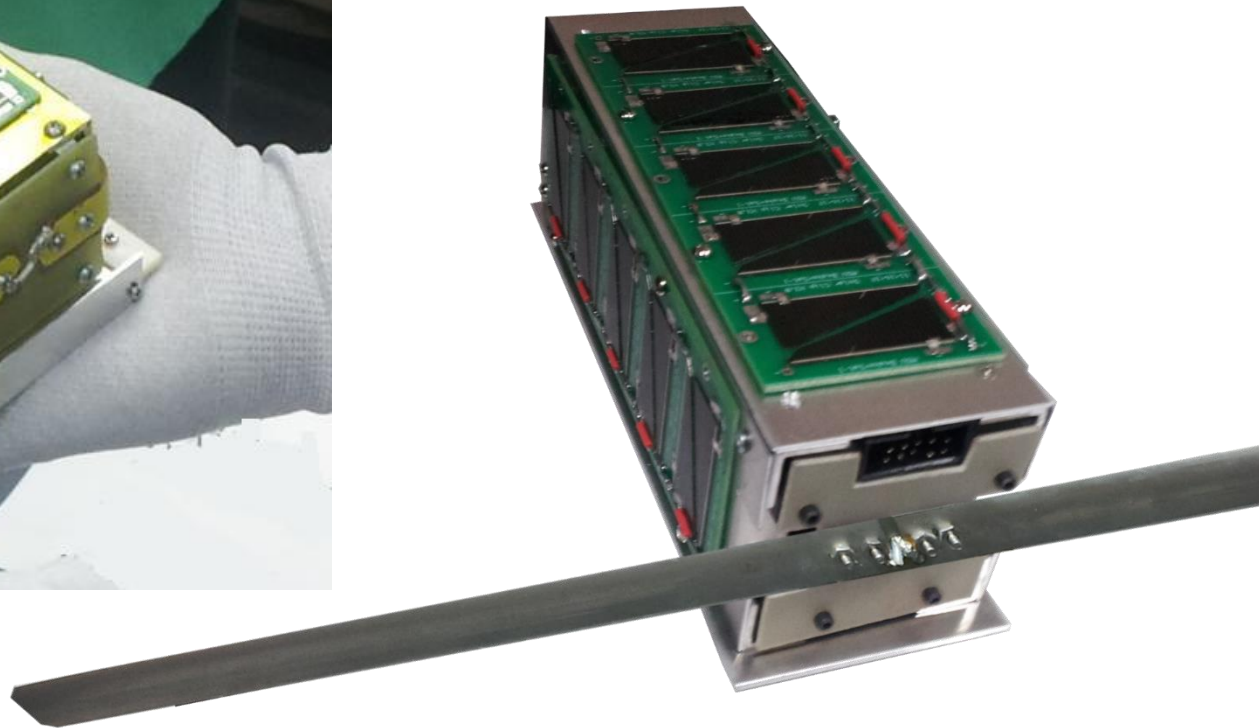
1P=5x5x5cm



2P=5x5x10cm



3P=5x5x15cm

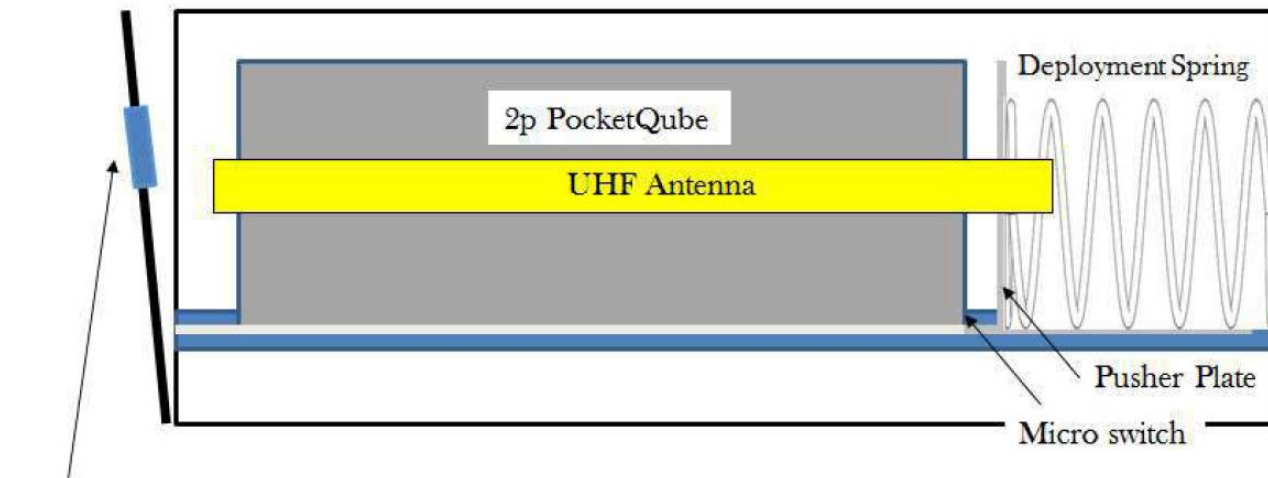


han volado 6 picosatélites => campo de investigación abierto => publicación de artículos científicos => ¿tema para tesis?

Expulsor para PocketCube

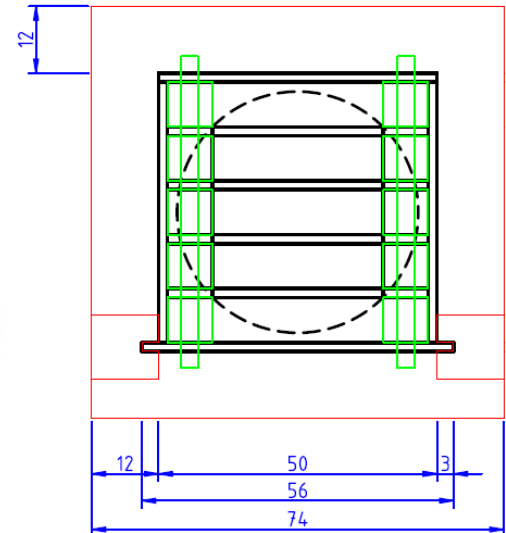
http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2014/Twiggs_PocketQube.pdf

Deployer Door



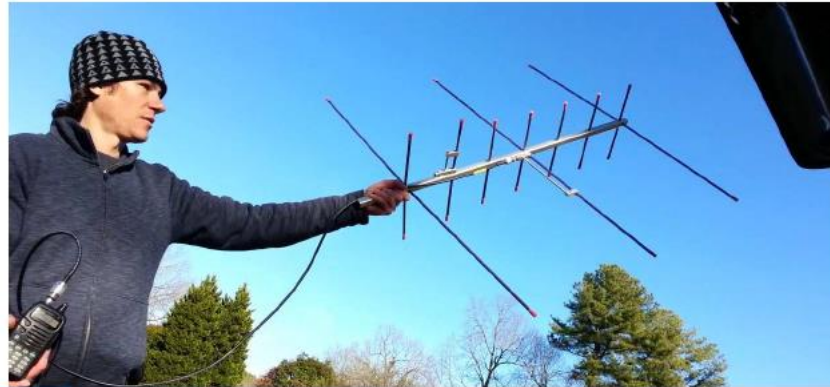
1/2 dia hole in door
for remove-before-
light pin

Antennas can be folded
and rub on the inside of
the deployer



Aplicación de satélites LEO

comunicaciones entre radioaficionados



Handheld VHF and UHF Gain
"Arrow" Antenna

Ideas clave para una solución de bajo coste

- pocketcube vs cubesat
 - $1U=8P$
 - coste: 100kEUR/lanzamiento 1U - 25kEUR/lanzamiento 1P
- orbita LEO
 - altura: 400..800km
 - inclinación típica: 90deg sol-síncrona
 - la carga principal decide la órbita. no tenemos control
- uso componentes electrónicos calidad “automoción”
 - incertidumbre en resistencia a radiaciones
 - coste: 3/4 ordenes de magnitud menos
- placas solares: factor limitante vida satélite (?)
 - 10kEUR calidad espacio vs 100EUR calidad tierra
 - OSCAR-7: en funcionamiento desde 1974
- requisitos para ser lanzado
 - informe ensayo vibrado
 - batería desconectada durante lanzamiento
- sector espacial
 - altamente competitivo, gubernamental y/o militar
 - documentación escasa => trabajo con información incompleta

Descomposición del problema

ÓRBITA Y TRANSPORTE

- **Geometría orbital**
- **Deorbit**
- **Transporte**
- Expulsor

ENTORNO ESPACIAL

- Radiación
- Electroestática
- Selección Componentes

CARGA UTIL

- Transponder VHF>UHF
- Antenas

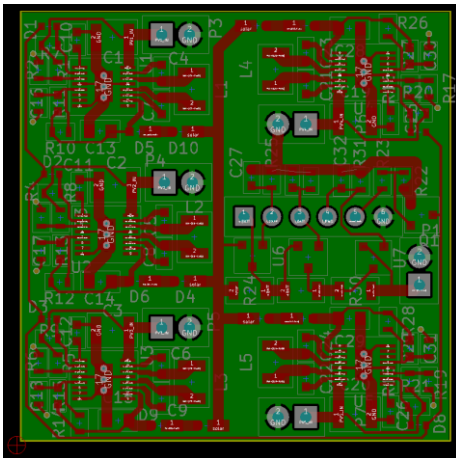
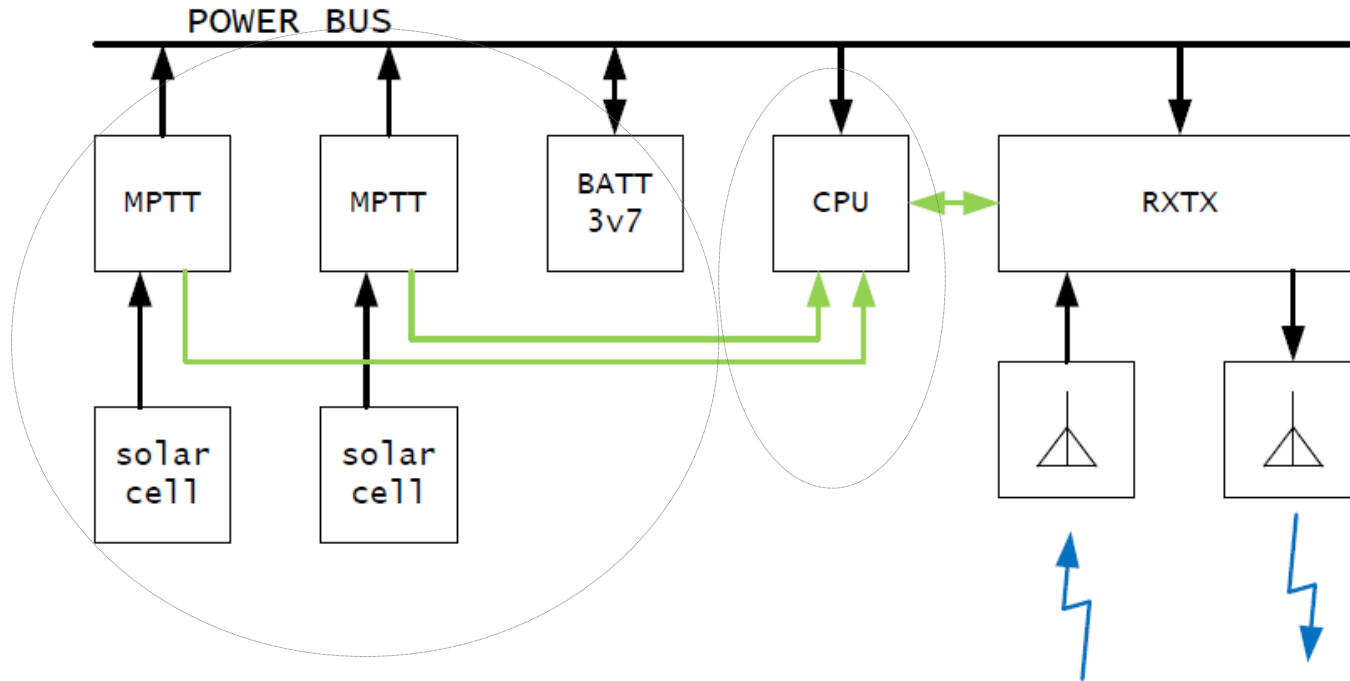
SUBSISTEMAS

- **Estructura**
- **Orientación y control**
- Telecomando/telemetría
- Unidad de control+Software
- Subsistema eléctrico EPS
- **Control térmico**
- Estación de tierra

AIT

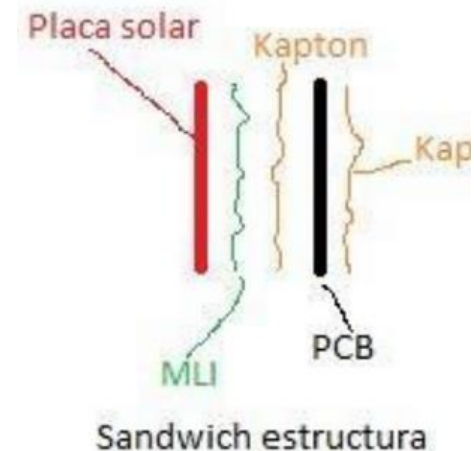
- **Fabricación+Ensamblaje**
- **Campaña de Ensayos**

Estado de los subsistemas



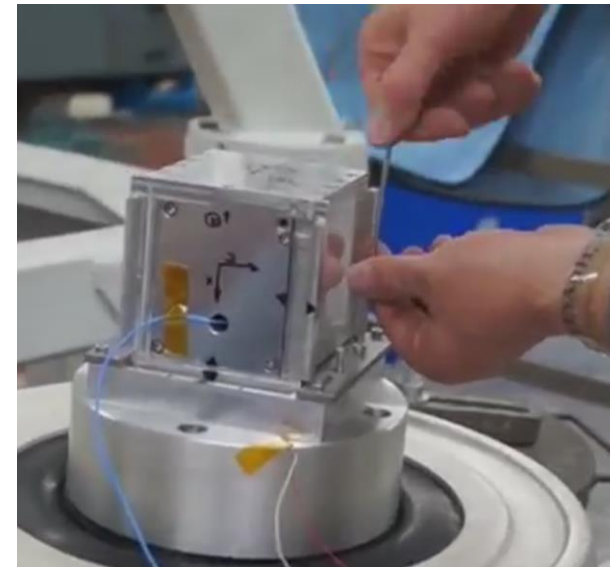
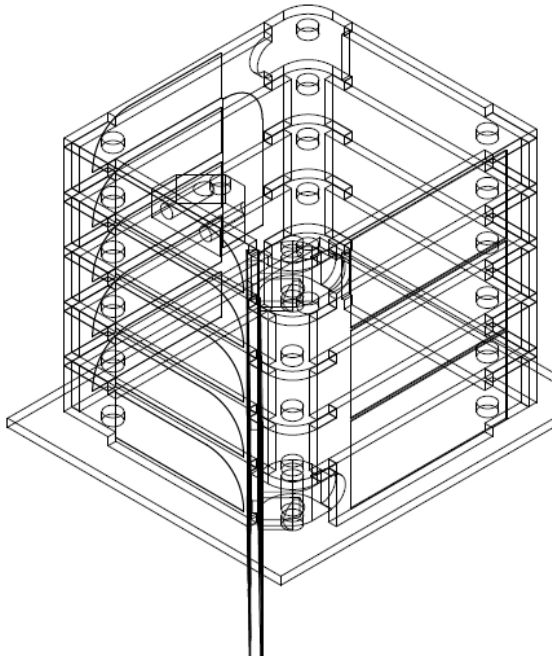
[1/6] Control térmico

- análisis y modelado básico
- obtención de rangos de temperaturas en los estados
 - apagado
 - recepción solo
 - recepción+transmisión
- de
 - la batería
 - los paneles solares
 - la electrónica
 - deltas de temperatura de la estructura
- soluciones a implementar en la estructura
- instrucciones sobre materiales a usar/no usar
 - fibra de vidrio FR4, teflón, MLI,...
- colocación del Thermal Reference Point
 - otros sensores necesarios?
 - almacenamiento y transmisión de telemetría
- control térmico de la batería: heaters



[2/6] Estructura

- plantear una solución conceptual
- diseño innovador: PCBs directamente expuestas
- introducción soluciones térmicas
- comportamiento ante las vibraciones del lanzador
- generación de planos de detalle

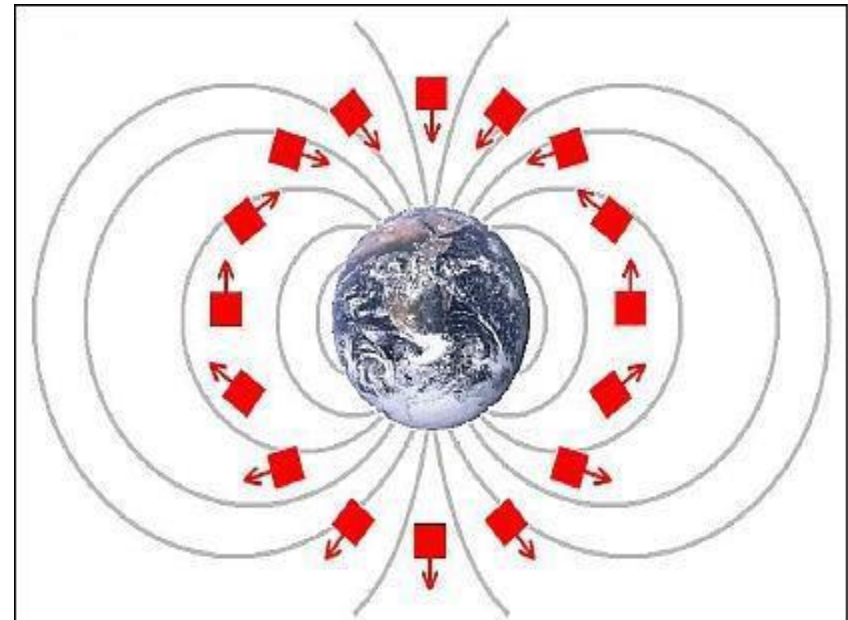
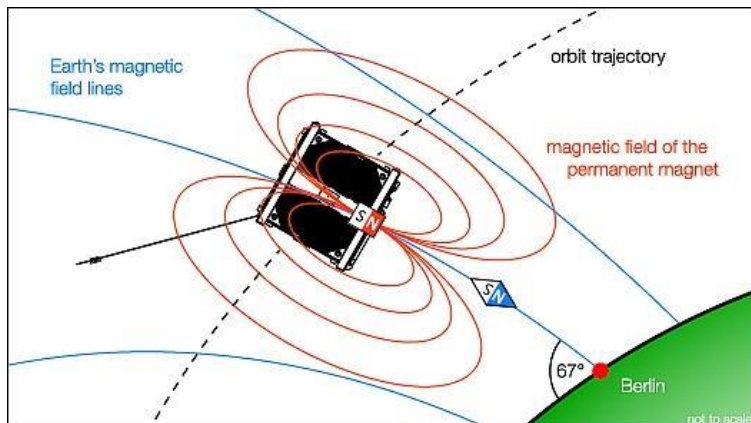


[3/6] AIT, Fabricación, Integración y Ensayo

- acondicionamiento área limpia para tareas de AIT
- fabricación de estructura
- integración de subsistemas
- en modelos de calificación QM y vuelo FM
- diseño y fabricación de utillajes
- ensayos de vibrado (según requisitos lanzador escogido)
- ensayos térmicos (según predicciones)

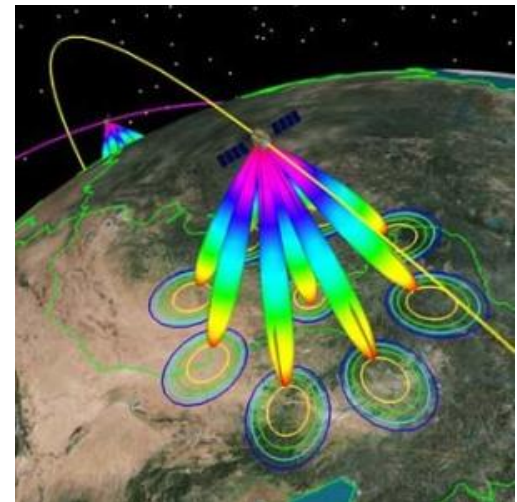
[4/6] Determinación de orientación y control

- control-estabilización pasiva con imanes
 - el eje Z permanece casi-paralelo a la tierra
 - sobre el eje él se coloca la antena
- entender las limitaciones de un control pasivo
- donde colocar los imanes considerando estructura 1P5 2P 3P
- tiempo de estabilización tras el lanzamiento
 - control ejes X-Y con uso de pinturas (?)
 - 1rpm (?)



[5/6] Ingeniería de la misión

- diseño de la misión con software de modelado gratuito
<http://www.agi.com/products/stk/>
<https://gmat.gsfc.nasa.gov/>
- procedimiento sistemático para la determinación de
 - Orientación
 - Iluminación
 - Generación eléctrica
 - Rangos de Temperatura
 - Cobertura de radiocomunicaciones
- a lo largo de la misión y
 - en eventos transitorios de interés
 - encendido, salida zona eclipse, ...



[6/6] Otras tareas

=GEOMETRIA ORBITAL: ASPECTOS DE DISEÑO

[1]

- como conseguir el máximo número de pases diurnos sobre zonas de la tierra muy pobladas (EU/USA/JP)
- parámetros que determinan este comportamiento
- criterio de elección del vehículo lanzador y/o lanzamiento
- ejemplo de diseño: SAUDISAT-1C http://space.skyrocket.de/doc_sdat/saudisat-1.htm

[2]

- la batería tiene un número limitado de cargas/descargas (1000)
- se desearía operar el satélite SIN baterías, únicamente con la energía del sol
- para una estructura (1P..2P) y distribución de paneles solares, estimar la potencia eléctrica instantánea que se puede conseguir
- considerar un control de orientación pasivo usando imanes, velocidad giro desconocida (1rpm?)

(3)

- estudio de ventajas/inconvenientes de usar paneles desplegables
- propuesta de un mecanismo de despliegue (muelle) compatible con la estructura propuesta
- fabricación y prototipado

(4)

estudio de la orientación del eje Z del satélite (antena) respecto a la superficie de la tierra, a lo largo de la trayectoria del satélite, con un control de orientación pasivo basado en imanes

(5)

deorbit

- estimar el tiempo de destrucción del satélite, según la altura de lanzamiento
- según la batería/paneles solares, estimar la duración del satélite y calcular la altura mínima de lanzamiento

(6)

- el bajo coste de lanzamiento permite pensar en constelaciones de satélites
- es posible en un único lanzamiento, separar los satélites?
- duración pase sobre la tierra: 15 minutos => objetivo: separación de 15 minutos
- ejemplo: constelación XW-2 http://space.skyrocket.de/doc_sdat/xw-2b.htm

(10)

determinación de la orientación usando la tensión generada por los paneles (proporcional a la radiación solar) situados en las 6 caras.

- sugerir cambios en la electrónica existente
- propuesta de algoritmos de adquisición/procesado/reducción de datos
- sugerencias sobre el almacenamiento y transmisión de datos (telemetría necesaria)

= SUBSISTEMA DE ANTENA

(14)

- compresión despliegue antena compatible con el lanzador
- sugerencia de uso de materiales alternativos a la cinta métrica: material con memoria flexible
- instrucciones de plegado

= SUBSISTEMA DE DETERMINACION Y CONTROL DE ORIENTACION

- propuestas para el control-estabilización de los ejes XY considerando las restricciones de consumo y volumen
- sugerencias: uso de pinturas
- control activo: uso de motores de teléfono móvil miniatura

¿Te unes al reto?

contacto @amsat-ea.org

Sigue el desarrollo en:

<https://www.amsat-ea.org/easat2>

<https://github.com/AMSAT-EA/easat-2>

¿Comentarios?

¿Preguntas?

