

Picosatélites para Radioaficionados: Un acceso al espacio

Felix Páez

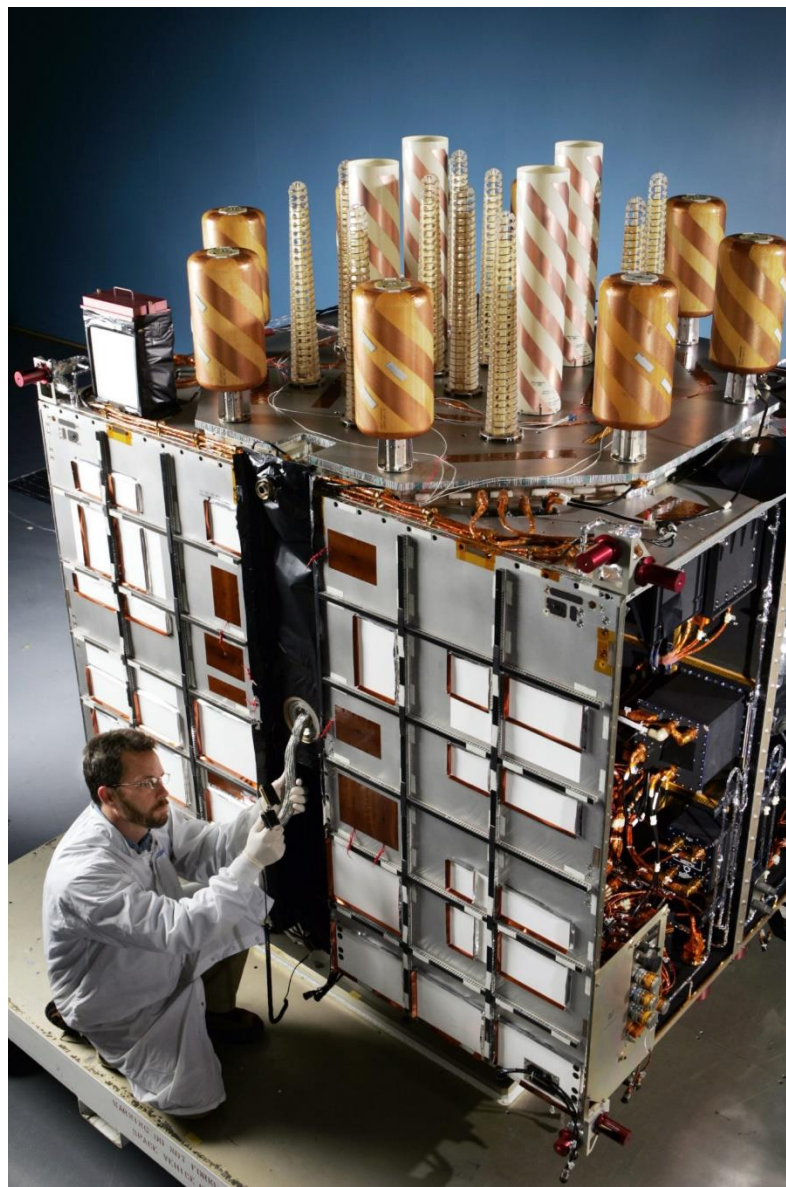
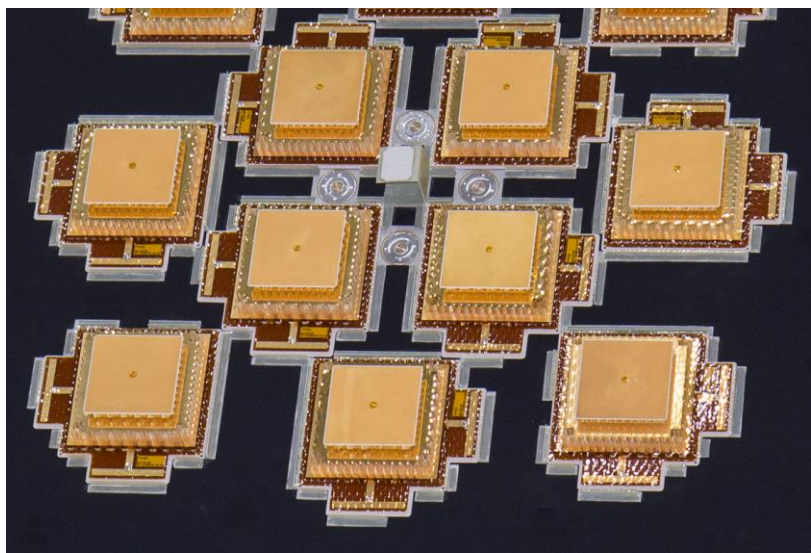
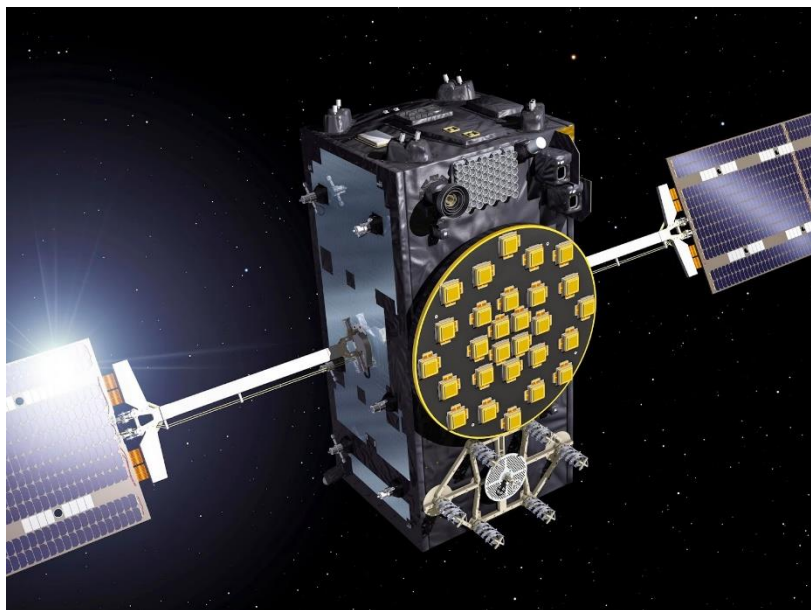
felixpaezpavon @ gmail.com

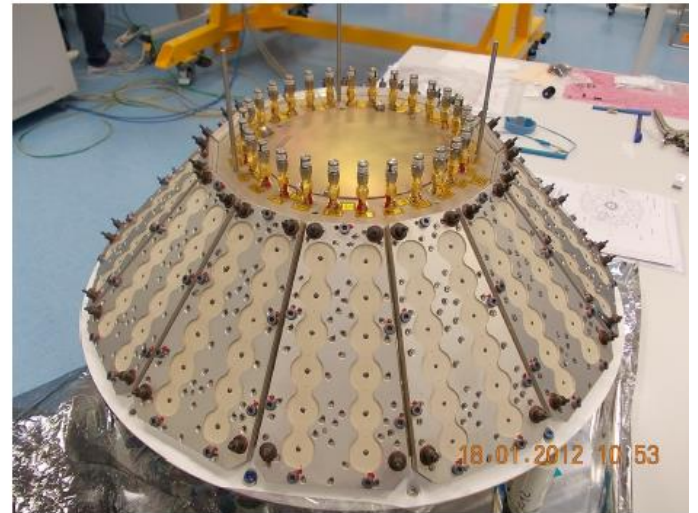
Eduardo Alonso

eduardo.alonso @ uam.es

18/octubre/2017

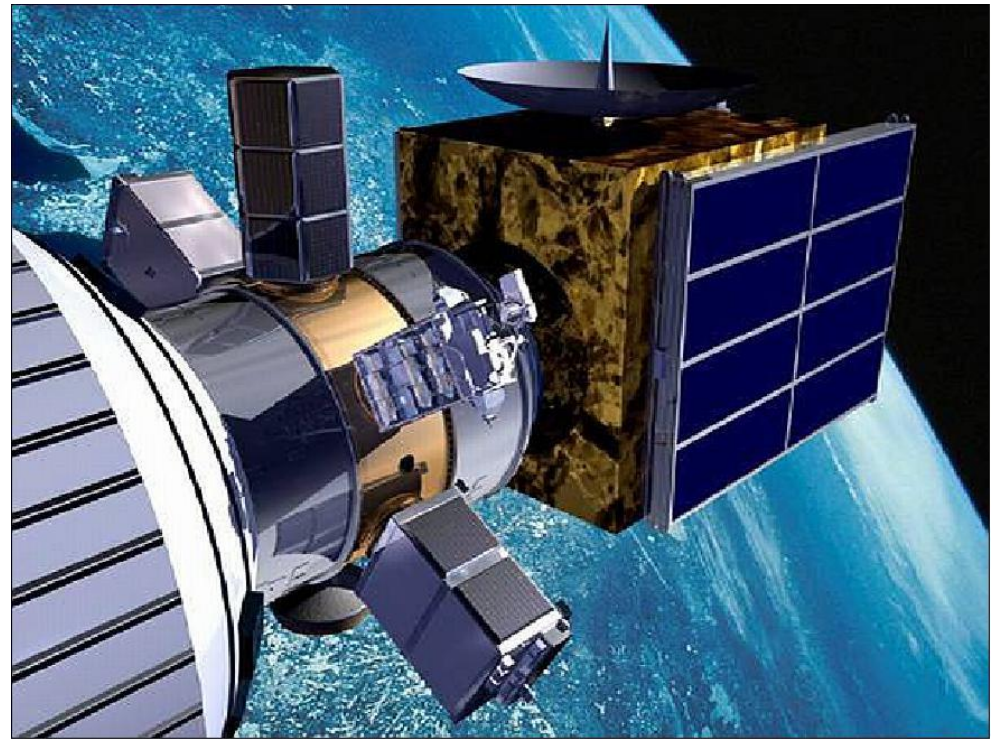
Universidad Europea de Madrid





Problema: compensado del centro de masa

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



Expulsor

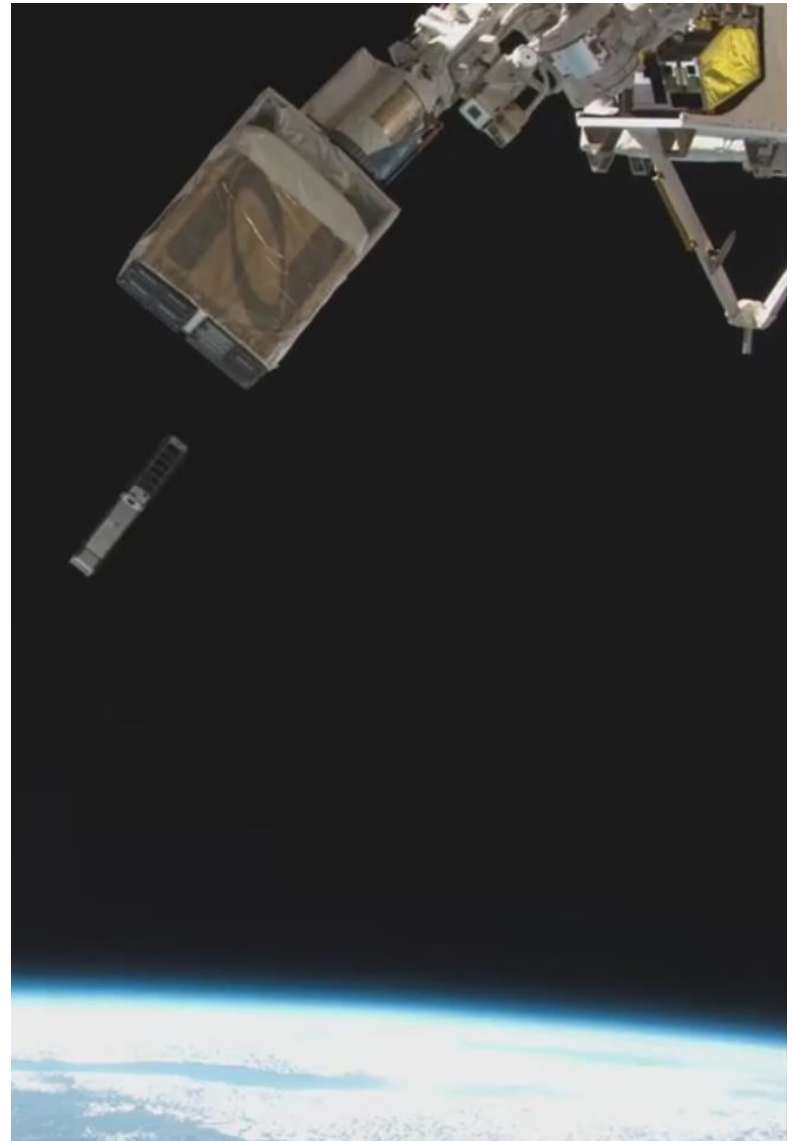
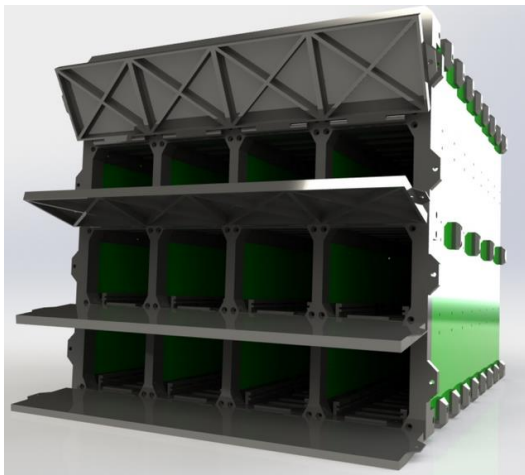
normalización

cubesat 1U=10x10x10cm

+demanda

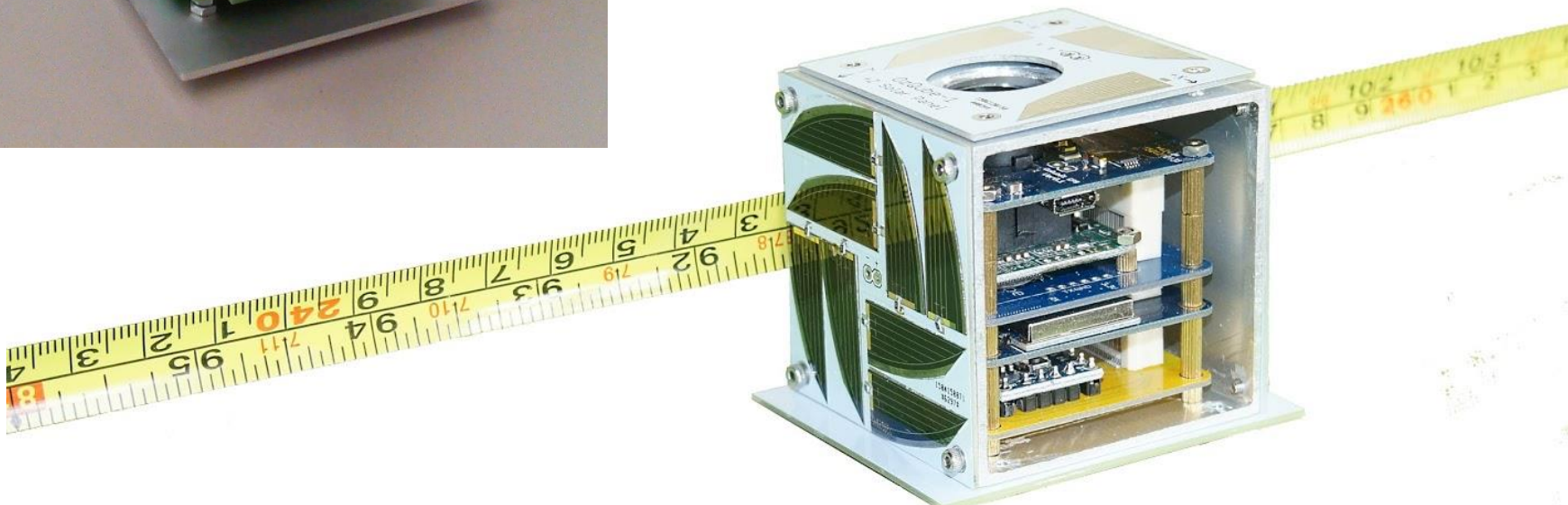
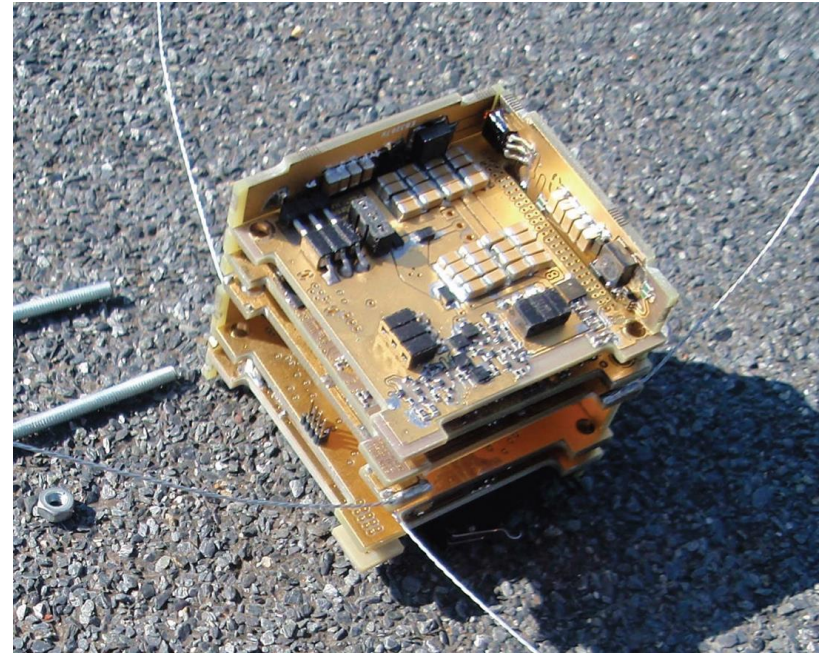
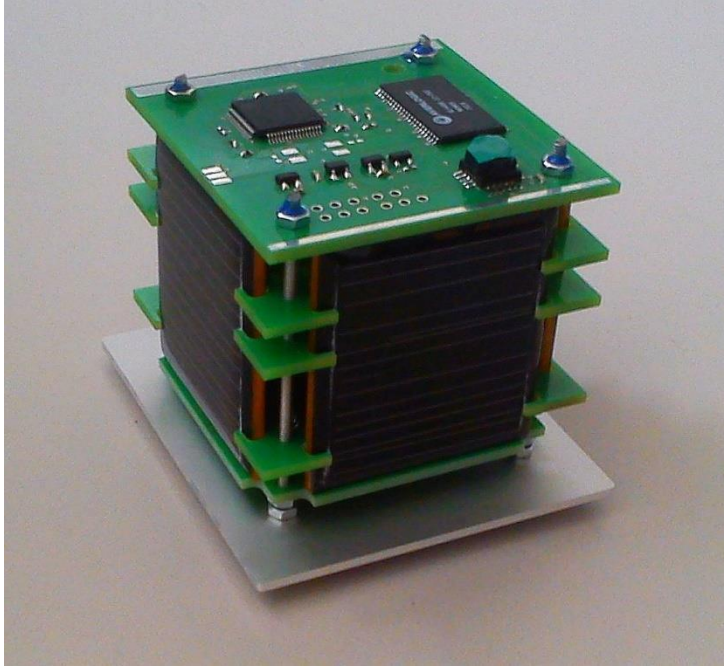
-coste

expulsor especializado

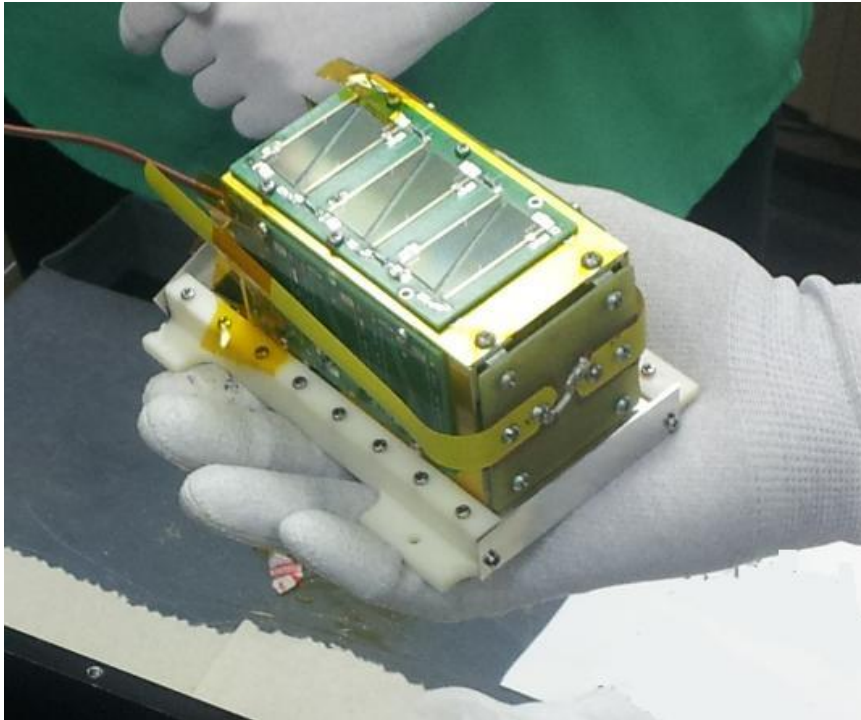


youtube: cubesat deployment

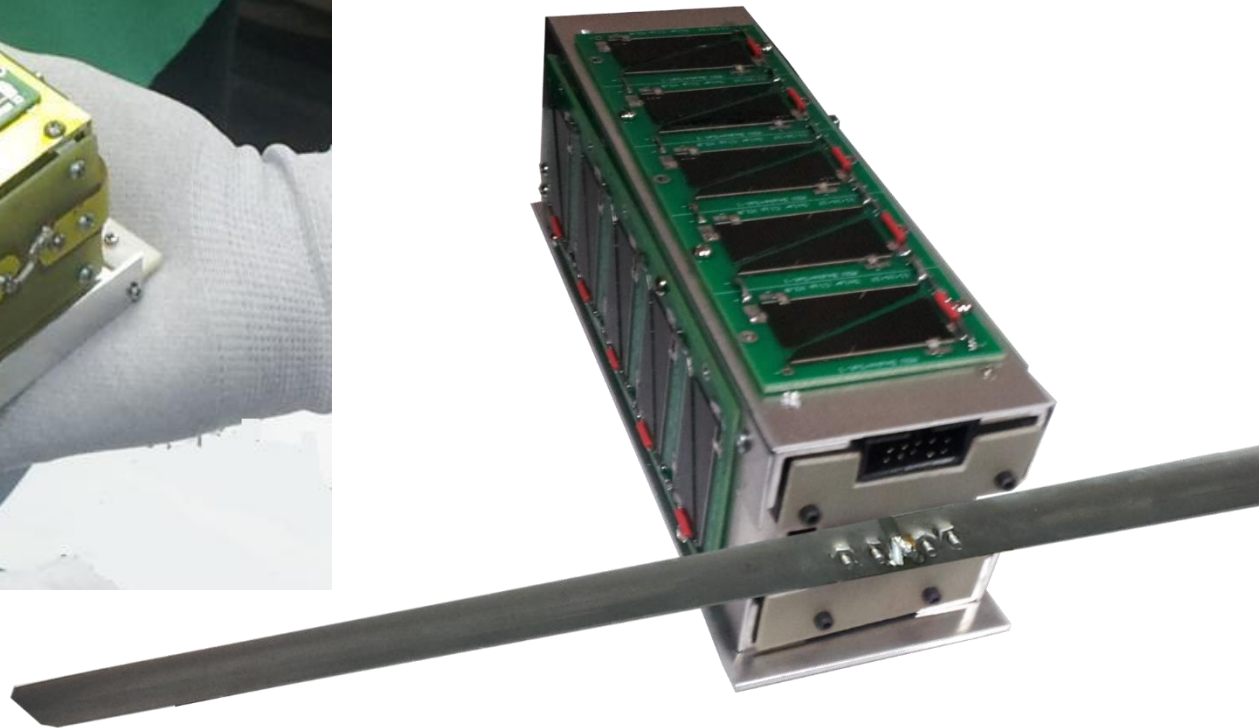
1P=5x5x5cm



2P=5x5x10cm



3P=5x5x15cm

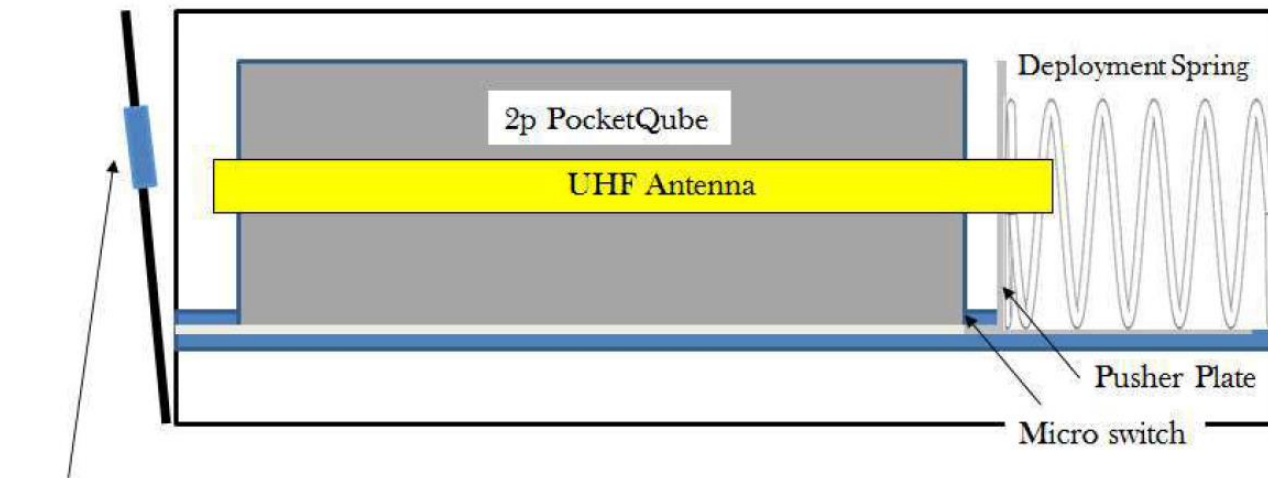


han volado 6 picosatélites => campo de investigación abierto => publicación de artículos científicos => ¿tema para tesis?

Expulsor para PocketCube

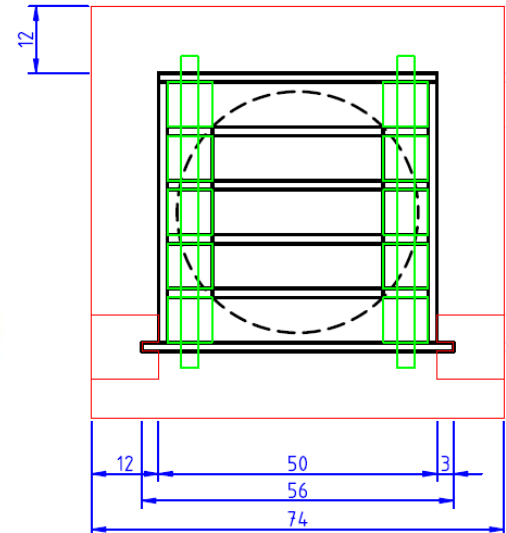
http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2014/Twigg_PocketQube.pdf

Deployer Door



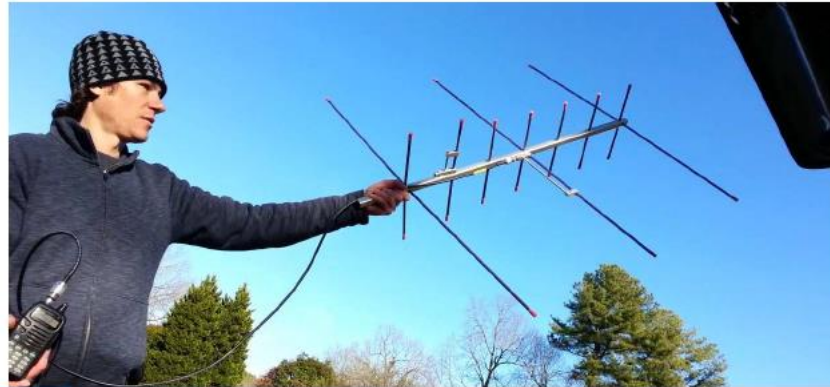
1/2 dia hole in door
for remove-before-
light pin

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



Aplicación de satélites LEO

comunicaciones entre radioaficionados



Aplicación satélites GEO (\$\$\$)

Comunicaciones sin uso de infraestructura terrestre ni seguimiento manual



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

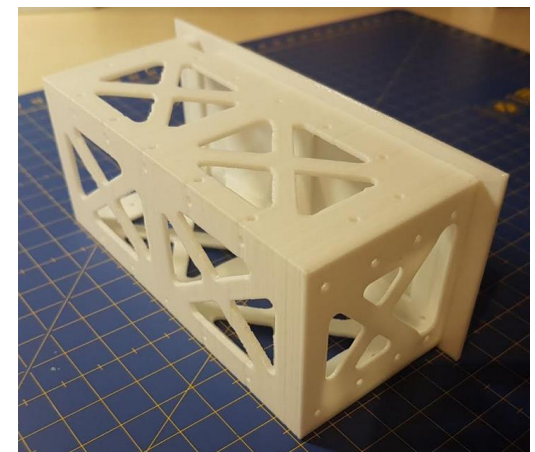
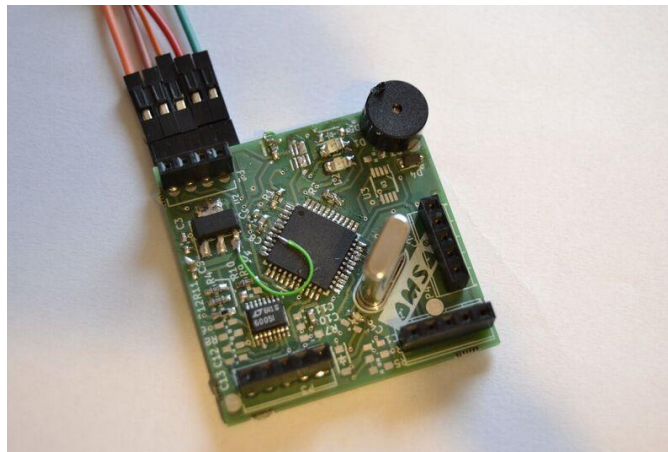
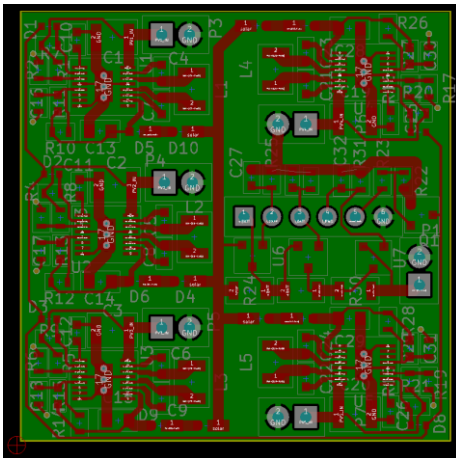
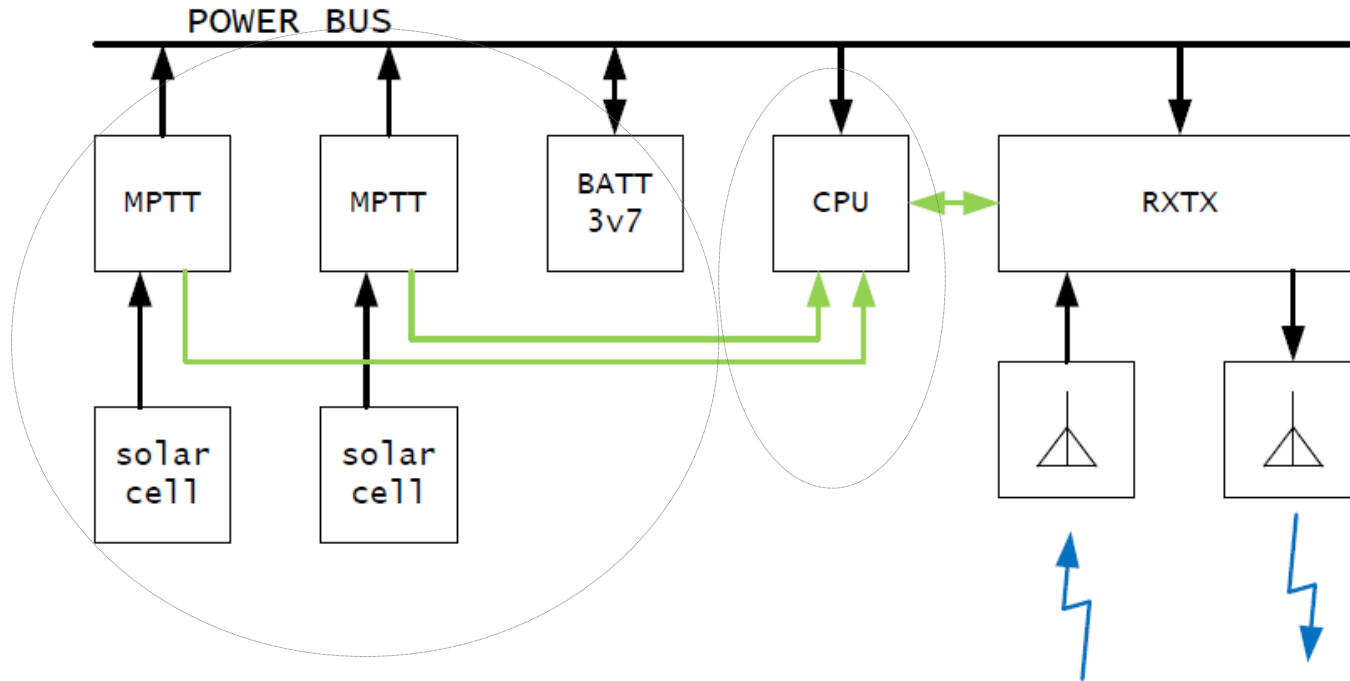
SUBSISTEMAS

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

AIT

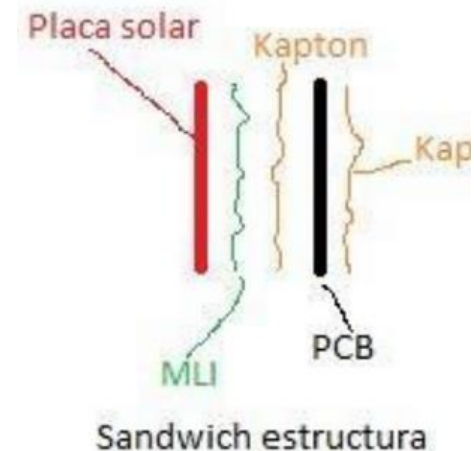
- **Fabricación+Ensamblaje**
- **Campaña de Ensayos**

Estado de los subsistemas



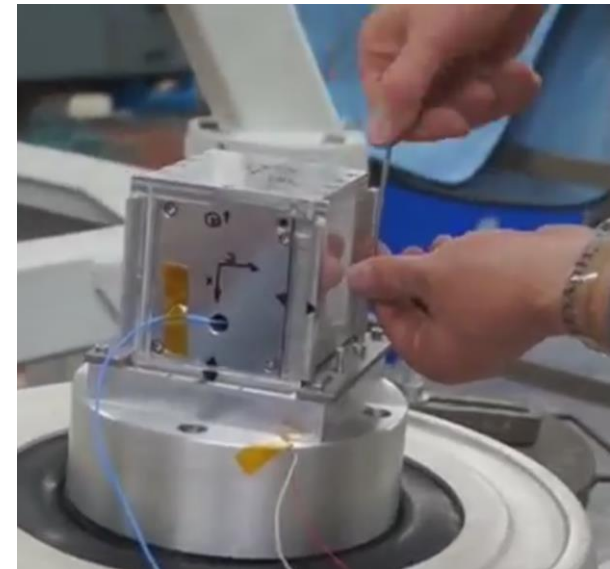
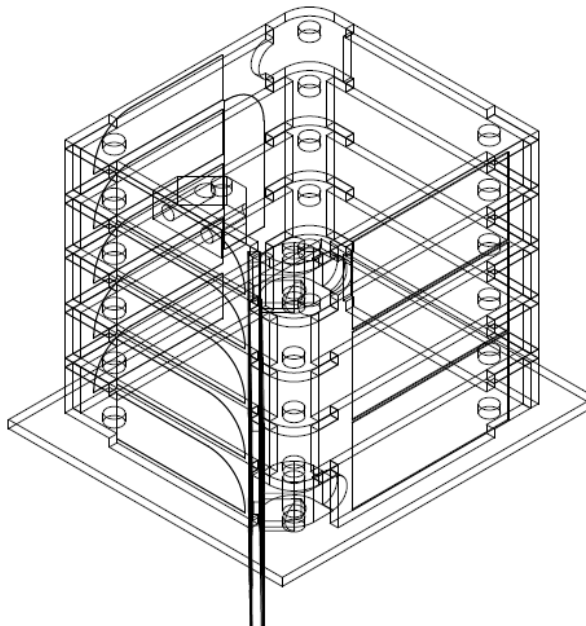
[1/6] Control térmico

- 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

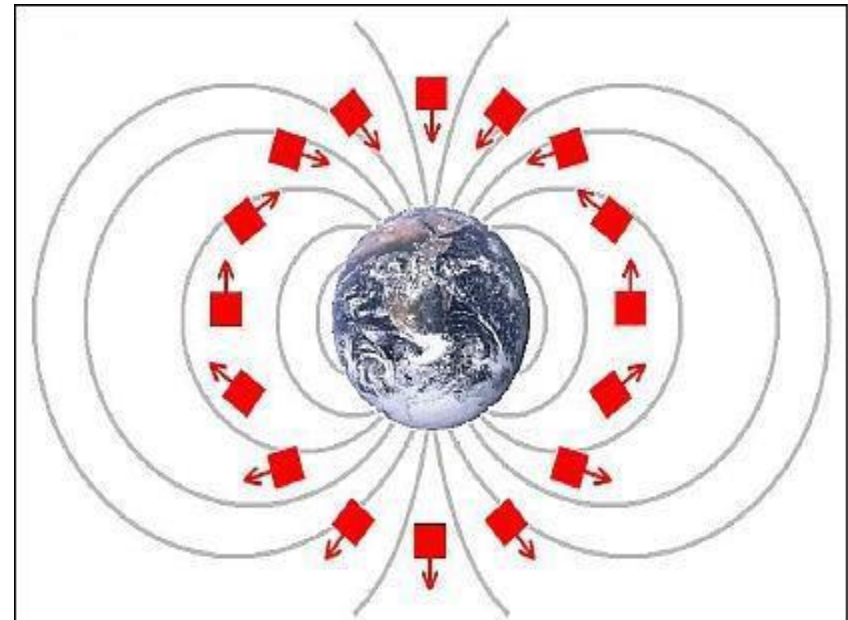
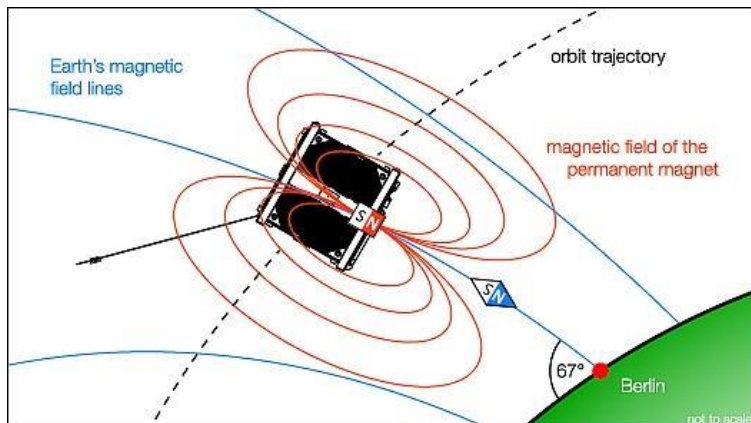


[3/6] AIT, Fabricación, Integración y Ensayo

- 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)

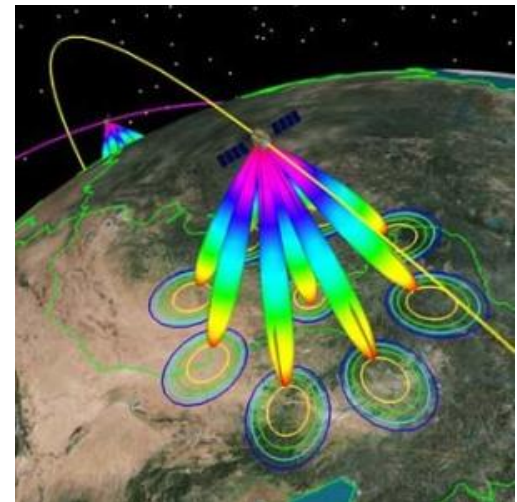
[4/6] Determinación de orientación y control

- 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?

