به نام پروردگار یکتا

تست‌های حرارتی

- مقدمه
- تست‌های استاندارد فضایی
- انواع تست‌های حرارتی
- تجهیزات تست
- تست بالانس حرارتی
- مدل حرارتی
- روش اجرای تست بالانس حرارتی
- تست بالانس حرارتی مدل سازه‌ای-حرارتی ماهواره آتست
- تست بالانس حرارتی مدل حرارتی ماهواره X-Sat

مقدمه

- **انواع روش‌های ارزیابی و صحه‌گذاری (verification) در استاندارد ECSS**
  - بازرسی و بازدید (inspection)
  - تحلیل و آنالیز (analysis)
  - تشابه و همسانی (similarity)
  - تست (test)
  - شبیه‌سازی (simulation)
- **لزوم اجرای تست‌های حرارتی**
  - وجود عدم قطعیت‌ها و فرضیات متعدد در طراحی حرارتی
  - هزینه بالای مأموریت‌های فضایی و امکان پرتاب تنها یک ماهواره یا فضاپیما
  - ضرورت اجرای تست‌ها برای صحه‌گذاری (verification) و اطمینان از ارضاء تمامی نیازمندی‌ها و الزامات و اطمینان از عدم به خطر افتادن مأموریت

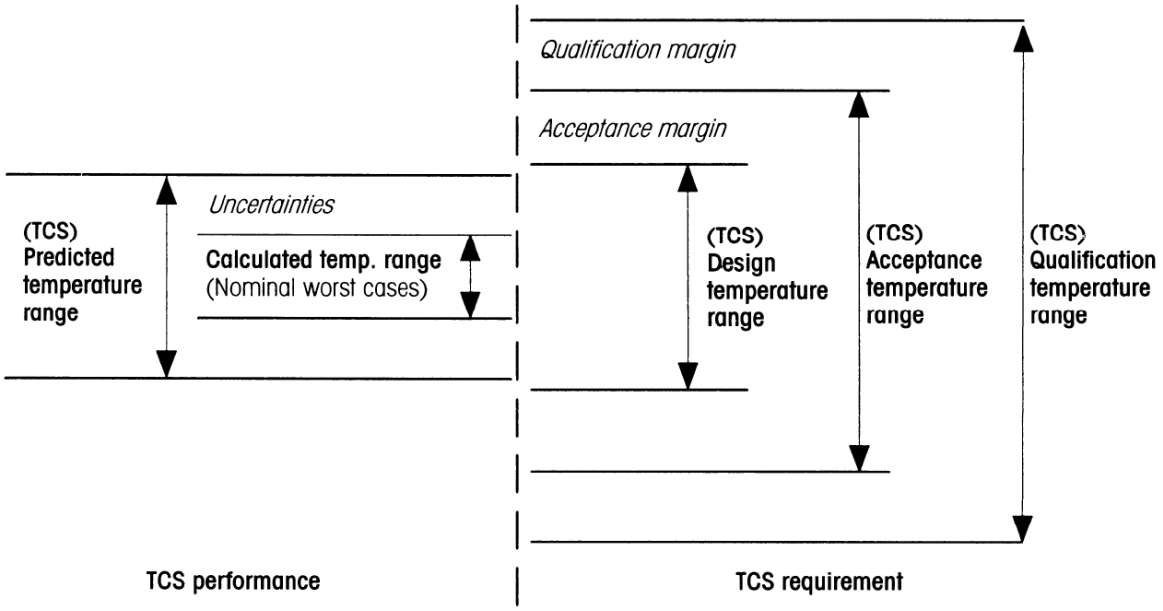
مقدمه

- **زمینه‌های بروز عدم قطعیت‌ها در طراحی حرارتی ماهواره**
  - عدم قطعیت در پارامترهای مورد استفاده در تحلیل‌های حرارتی
    - خواص اپتیکی (ضریب صدور و جذب)
    - خواص ترموفیزیکی (ضرایب انتقال حرارت هدایتی و ظرفیت حرارتی)
    - ضریب انتقال حرارت هدایتی در محل تماس اجزاء
    - مقدار دقیق اتلافات حرارتی اجزاء
  - عدم قطعیت در بارهای حرارتی و شرایط محیطی
    - شارهای حرارتی خورشید، آلبدو، زمین
    - تنزل خواص پوشش‌ها و عایق‌های بیرونی
  - پارامترهای فیزیکی و هندسی ماهواره
    - ابعاد، وزن، هندسه، و ...
  - ساده‌سازی‌های انجام شده در تحلیل‌ها و مدل‌سازی عددی (TMM & GMM)
    - گسسته‌سازی معادلات، شبکه‌بندی هندسه ماهواره و محاسبات ضرایب دید و کوپلینگ‌های تشعشعی، و ...

تست‌های استاندارد فضایی

- **تست‌های توسعه‌ای (Engineering or Development Tests)**
  - اطمینان از امکان‌پذیر بودن طراحی به کار رفته
  - مساعدت در بلوغ و تکامل تدریجی طراحی
  - ارزیابی مفاهیم جدید طراحی
- **تست‌های کیفی (Qualification Tests)**
  - اثبات رسمی اعمال صحیح طراحی و صحت اجرای فرآیندهای ساخت و مونتاژ در جهت تطابق با الزامات و نیازمندی‌ها
  - صحت عملکرد نرم افزاری و سخت افزاری سیستم در شرایط محیطی مورد نظر با حاشیه‌های اعمال شده
- **تست‌های پذیرش (Acceptance Tests)**
  - اثبات تطابق با الزامات و نیازمندی‌ها و الزامات تضمین کیفیت
  - مشخص شدن خطاهای انسانی در ساخت، مونتاژ، و اشکالاتی که با بازدیدهای چشمی قابل روئیت نیستند

بازه‌های دمایی در تست‌های استاندارد



انواع تست‌های حرارتی

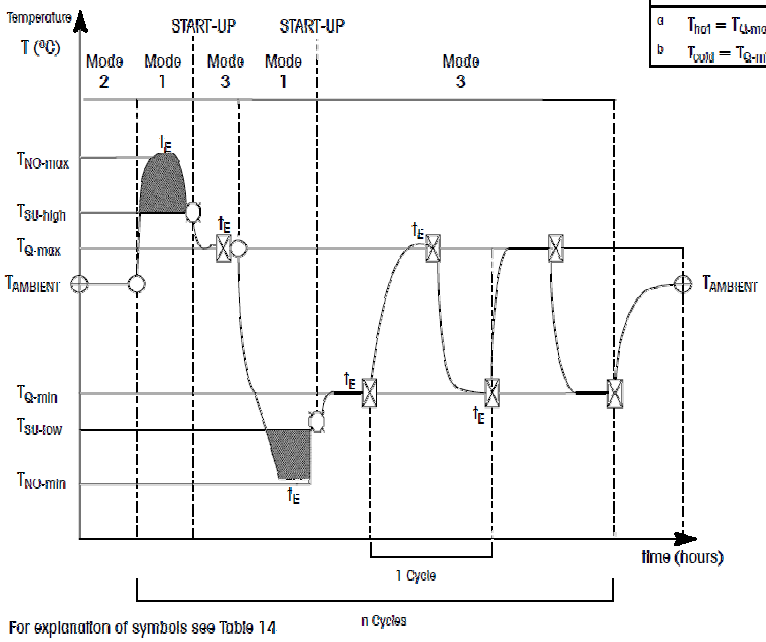
- **تست سیکل حرارتی (Thermal cycling test)**
  - اجرای تست بر روی قطعات و یا ماهواره با هدف مشخص شدن اشکالات ناشی از ساخت و نیروی انسانی
  - انجام تست در فشار محیط همراه با سیکل‌های سرد و گرم در بدترین حالت
- **تست خلاء حرارتی (Thermal vacuum test)**
  - اجرای تست بر روی قطعات و یا ماهواره با هدف ارزیابی عملکرد سیستم در شرایط محیطی شبیه‌سازی شده
  - انجام تست در شرایط خلاء همراه با بدترین شرایط سرد و گرم
- **تست بالانس حرارتی (Thermal balance test)**
  - امکان اجرای تست به صورت بخشی از تست خلاء حرارتی
  - اهداف تست بالانس
    - اطمینان از صحت عملکرد سیستم کنترل حرارت در شرایط مداری شبیه‌سازی شده
    - فراهم نمودن داده‌های لازم برای اصلاح مدل ریاضی-حرارتی (Data for TMM correlation)
- **تست سیکل خلاء حرارتی (Thermal vacuum cycling test)**
  - اجرای تست سیکل حرارتی و خلاء حرارتی به طور همزمان به همراه تست بالانس حرارتی

تست سیکل حرارتی

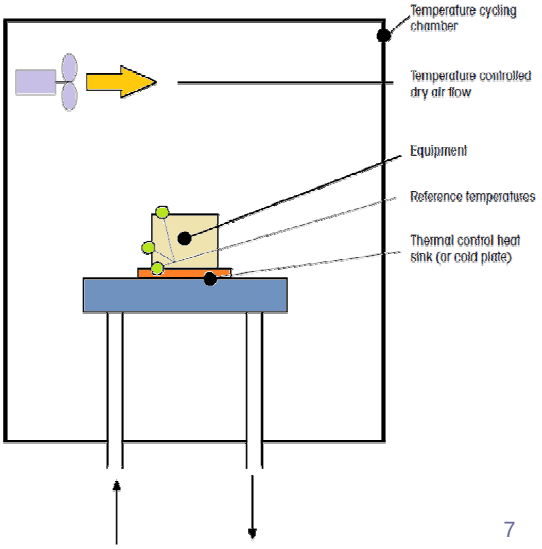
Parameter	Condition / Value
Start cycle	Hot
n (number of cycles)	8
t_E (dwell time at T_{hot}/T_{cold}) [a, b]	2 h
dT/dt (temperature rate of change)	< 20 °C/min
Stabilization criterion	1 °C/h

[a] $T_{hot} = T_{Q\text{-}max}$ or $T_{NO\text{-}max}$.

[b] $T_{cold} = T_{Q\text{-}min}$ or $T_{NO\text{-}min}$.



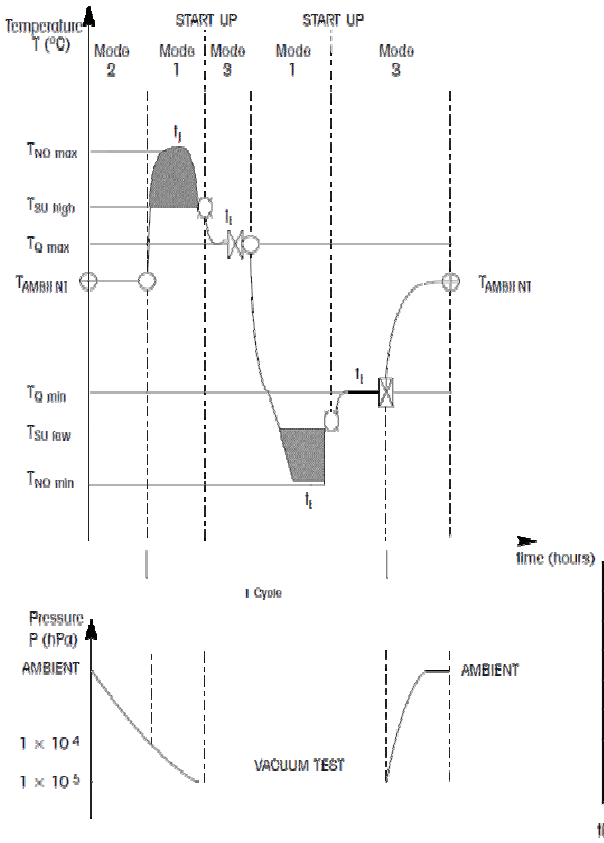
For explanation of symbols see Table 14

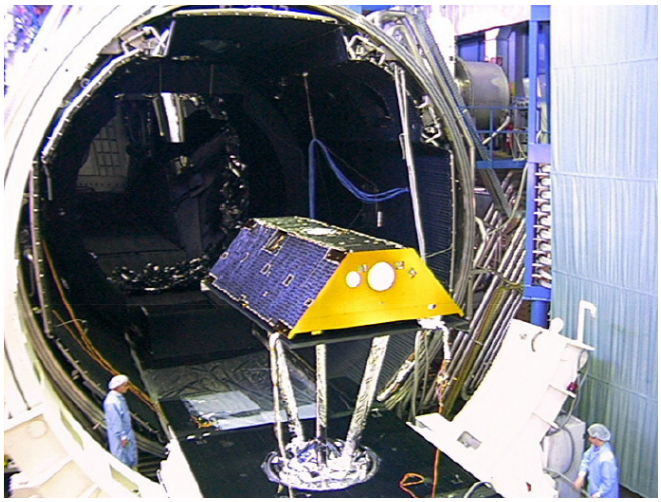


پارامترهای معرفی شده در نمودارها

Symbol	Description
T	Test item temperature
$T_{AMBIENT}$	Ambient temperature
$T_{NO\text{-}max}$	Maximum non-operating temperature (highest design temperature for the equipment to survive not powered)
$T_{NO\text{-}min}$	Minimum non-operating temperature (lowest design temperature for the equipment to survive not powered)
$T_{SU\text{-}high}$	Maximum start-up temperature (highest design temperature of the equipment, at which the equipment can be switched on)
$T_{SU\text{-}low}$	Minimum start-up temperature (lowest design temperature of the equipment, at which the equipment can be switched on)
$T_{Q\text{-}max}$	Maximum qualification temperature (highest design temperature at which the equipment demonstrates full design ability)
$T_{Q\text{-}min}$	Minimum qualification temperature (the lowest design temperature at which the equipment demonstrates full design ability)
P	Pressure
MODE 1	Functionally inert (test item not energized). Normally applicable to the non-operating condition.
MODE 2	Partially functioning. Conditions as detailed in applicable design specifications, but normally applicable to conditions during launch.
MODE 3	Fully functioning (test item fully energized and fully stimulated). Normally applicable to conditions during orbit.
⊕	Initial and final "functional and performance test"
⊠	Intermediate reduced functional and performance test
t_E	Dwell time
⏻	Switch-on (Start-up)
◯	Switch-off

تست خلاء حرارتی





Parameter	Condition / Value
Start cycle	Hot (Hot start for outgassing)
n (number of cycles)	1
t_E (dwell time at T_{hot}/T_{cold}) [a, b]	2 hours
dT/dt (temperature rate of change)	< 20 °C/min
Stabilization criterion	1 °C/1 hour

a $T_{hot} = T_{Q\text{-}max}$ or $T_{NO\text{-}max}$.
b $T_{cold} = T_{Q\ min}$ or $T_{NO\ min}$.

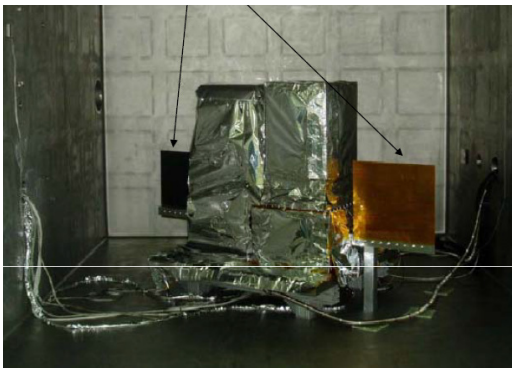
مشخصات تست‌های کیفی و پذیرش

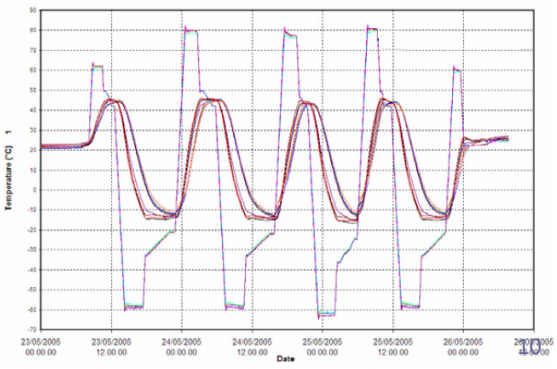
Qualification tests

Test	Levels	Duration
Thermal cycling	10 °C extension of maximum and minimum predicted temperatures	8 cycles
Thermal vacuum	10 °C extension of maximum and minimum predicted temperatures	8 cycles if combined with thermal cycling, 1 cycle if thermal cycling is already performed

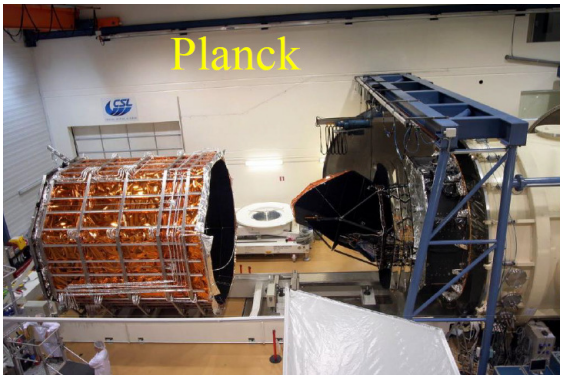
Acceptance tests

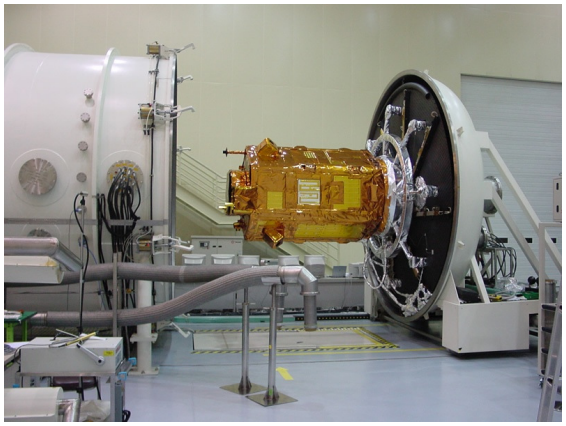
Test	Levels		Duration
	Equipment	Space element	Equipment/ space element
Thermal cycling	5 °C extension of maximum and minimum predicted temperatures	Flight temperature	4 cycles
Thermal vacuum	5 °C extension of maximum and minimum predicted temperatures	Flight temperature	4 cycles if combined with thermal cycling, 1 cycle if thermal cycling is already performed



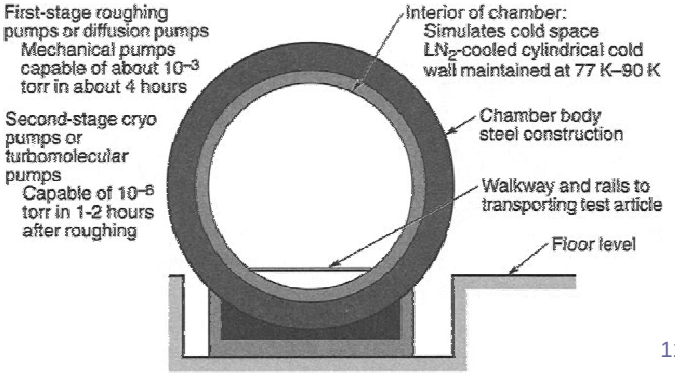


تجهیزات تست حرارتی





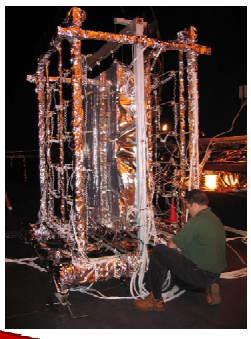
- محفظه خلاء (**Vacuum chamber**)
  - پمپ‌های خلاء
  - دیواره‌های جانبی (Shroud)
  - صفحه اصلی (Base Plate)
  - سیستم گرمایش
  - سیستم سرمایش
  - سیستم‌های کنترل و داده‌برداری

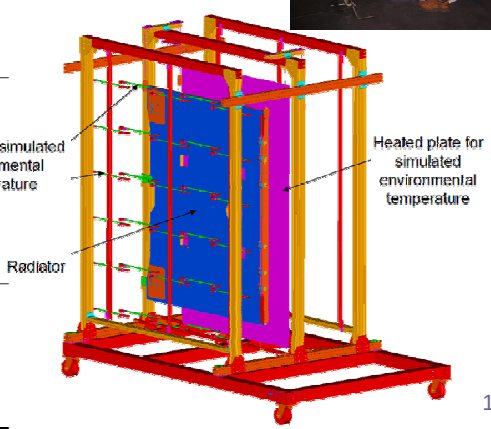


تجهیزات تست حرارتی

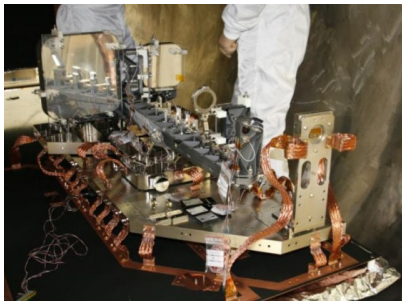
- روش‌های تولید شار حرارتی

Method	Advantages	Disadvantages
	Radiative Methods	
Solar simulation	Does not assume a prior known environment	Few solar simulation chambers sized for large spacecraft
	Minimal test equipment interference	Lamps provide parallel illumination, so some test scenarios may be impossible
	Accurately simulates solar environment	Cannot simulate non solar heat loads
	Can detect geometric model errors	Set can be complex
Heating elements	Lamps can be placed judiciously and operated independently, providing good flexibility	Lamps may interfere with view to chamber wall
		Many lamps required
		Heating from one zone can interfere with adjacent zones
Heater plates	Environment known accurately	Requires knowledge of absorbed fluxes for surfaces to establish lamp settings
	Provides good independent control of surfaces	Requires cooling in heater plates

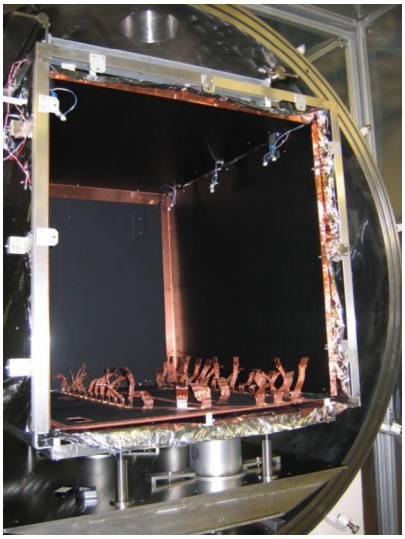




تجهیزات تست حرارتی



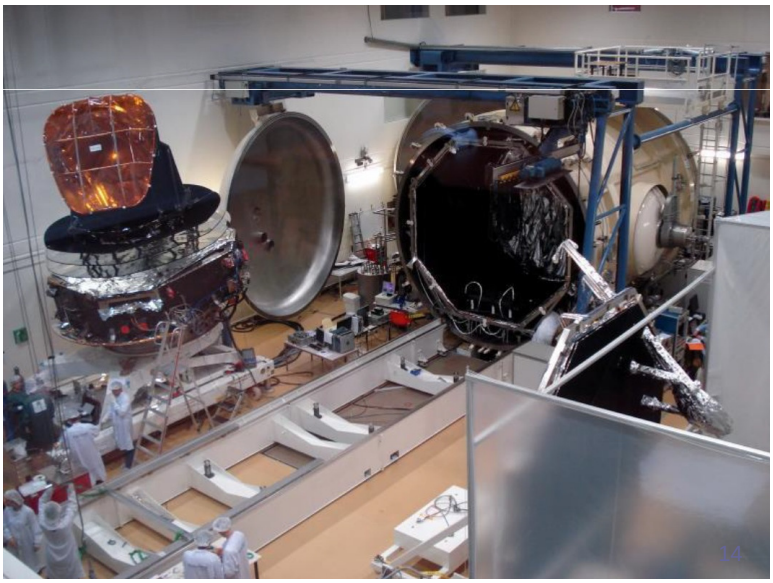
- روش‌های تولید شار حرارتی



Method	Advantages	Disadvantages
	Conductive Methods	
Heater	Minimal test equipment interference	Requires knowledge of absorbed fluxes for surfaces to establish lamp settings
	Good for appendages such as booms, antennas, etc.	Test blankets are required if heaters are mounted to them
		Surfaces will require cleaning following heater removal
Heater plates	Direct heating of surface	Only applicable for small test articles
	Surfaces may be heated independently of others	Extremely limited test flexibility
		Cannot simulate complex environmental loads

نمونه‌های محفظه‌های تست خلاء حرارتی

Pressure: related to the mean free path of molecules
Typically P~10^{-6} mbar (~pressure @ 200km)

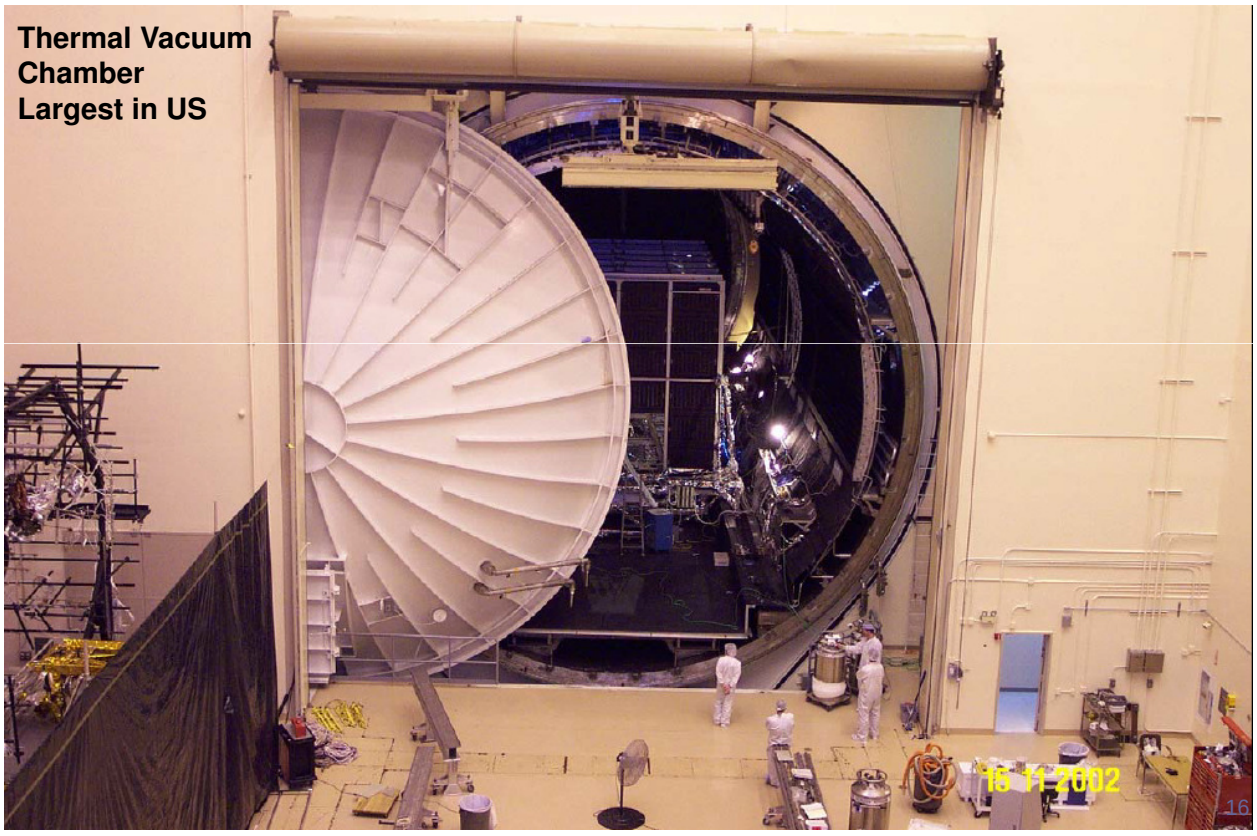


نمونه‌های محفظه‌های تست خلاء حرارتی

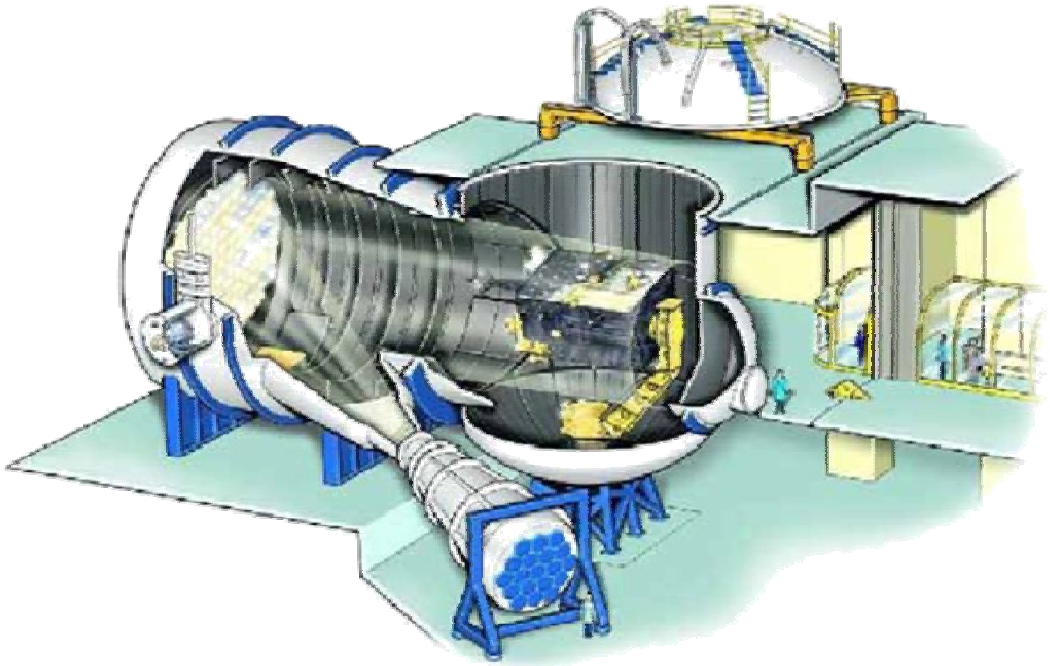
Thermal Vacuum Test - Cassini Spacecraft

تست‌های حرارتی

نمونه‌های محفظه‌های تست خلاء حرارتی

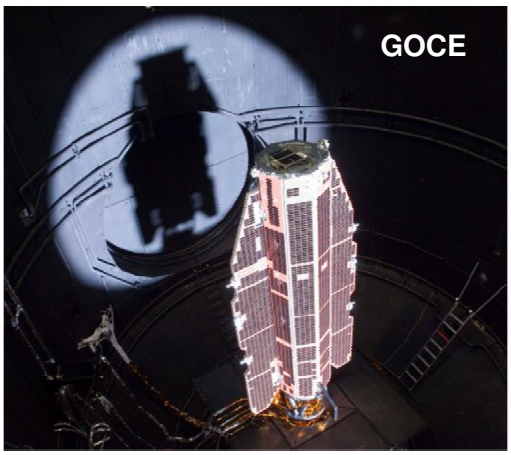


نمونه‌های محفظه‌های تست خلاء حرارتی



ESTEC LSS (Large Space Simulator)

نمونه‌های محفظه‌های تست خلاء حرارتی



Large space simulator test chamber (LSS)

Useable Volume: diameter 9.5m, height 10m