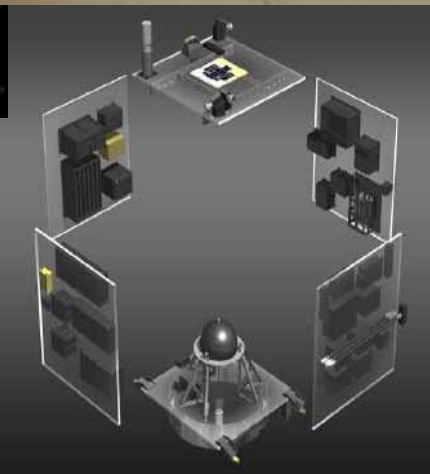


宇宙機の環境試験について



平成20年 2月13日

(独)宇宙航空研究開発機構
宇宙基幹システム本部
試験センター
斎藤幹雄



<内容>

- 宇宙開発とは
- 環境試験と設計との関係
- 宇宙機が遭遇する環境
- 環境試験
- 試験規格
- まとめ
- おわりに

H-II A ロケット

～ 打上げシーケンス～

リフトオフ



SRB-A分離
1分53秒 (50km)



SSB第1ペア分離
1分54秒



SSB第2ペア分離
2分24秒 (80km)



上部フェアリング分離
4分14秒 (170km)



第1段エンジン燃焼停止
6分39秒
第1段切り離し
6分47秒



第2段エンジン点火
6分53秒 (320km)



第2段エンジン
燃焼停止
12分34秒



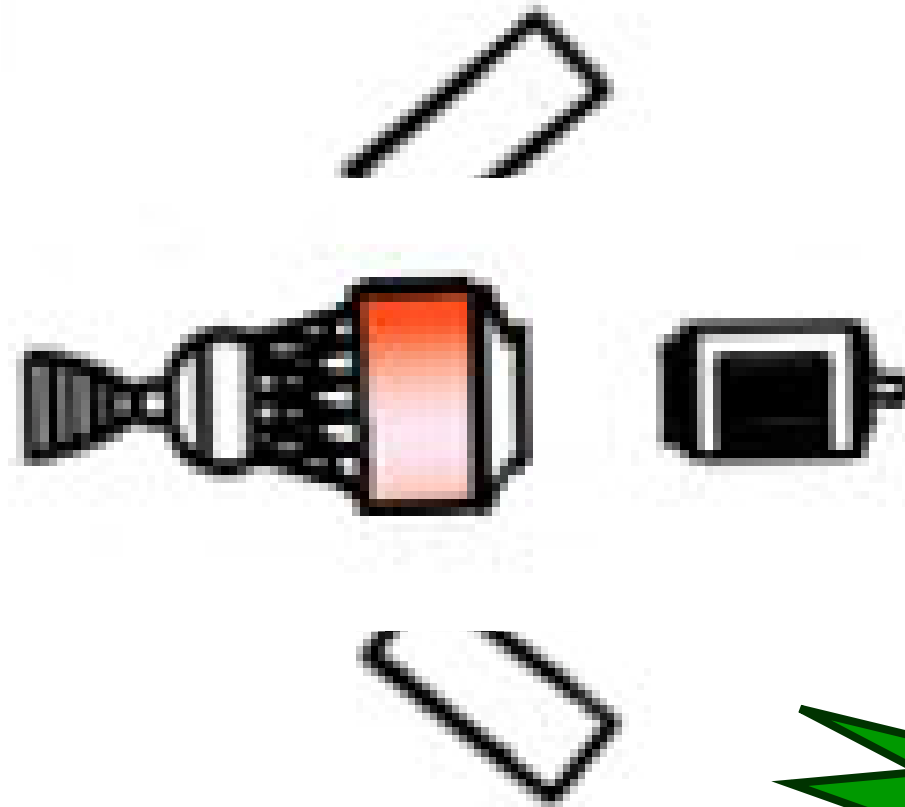
下部フェアリング分離
41分6秒



下部衛星分離
46分51秒 (3560km)

成功

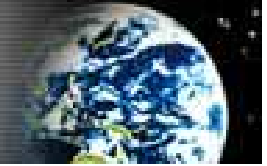
衛星はこれから



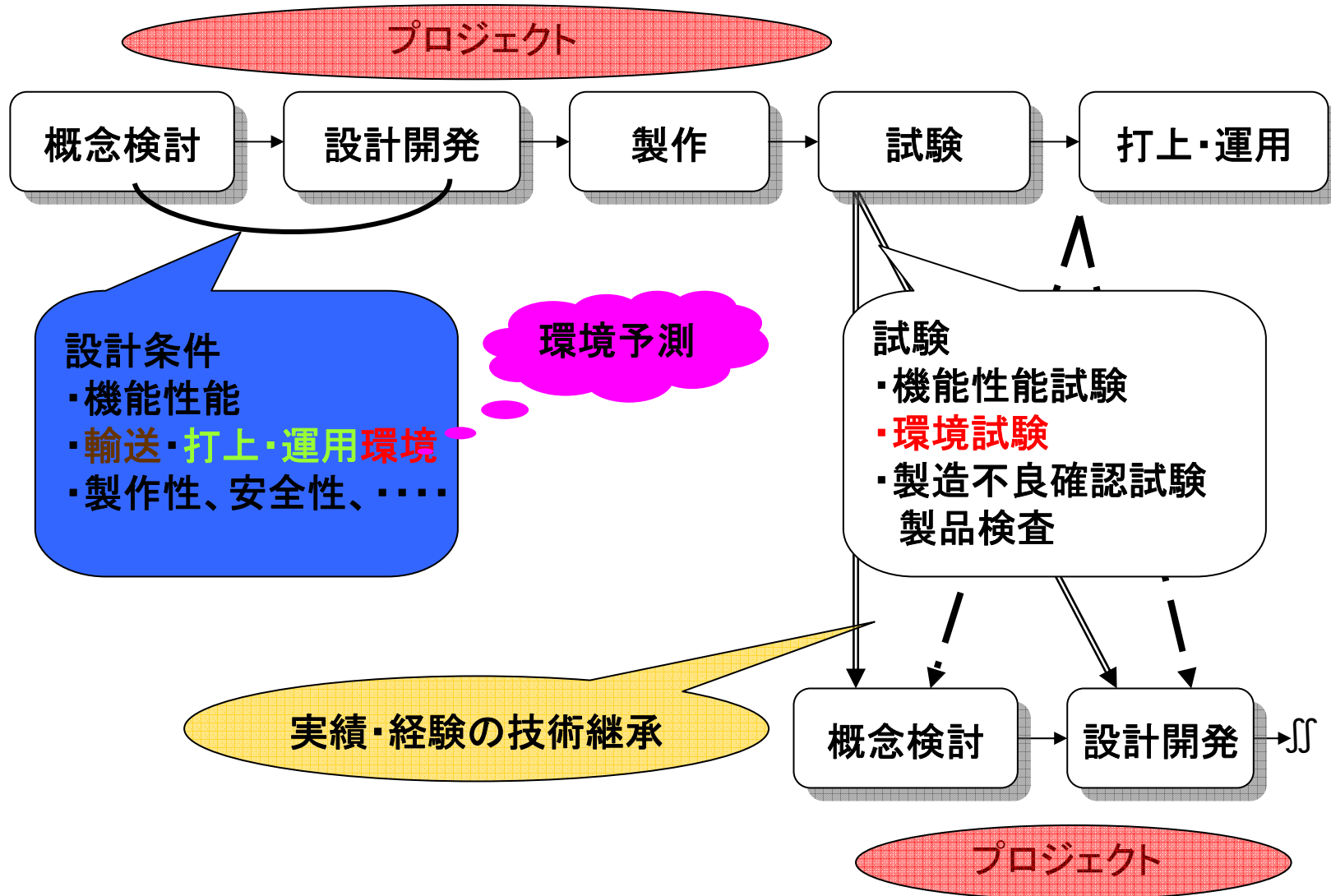


宇宙開発とは

- ★ 目的を有する宇宙機のその役目の達成を実現
 - ★ ロケットは宇宙機(衛星)の宇宙への輸送手段
ただし、ロケットもその目的において宇宙機
 - ★ 宇宙機が要求通りに機能すること
 - ★ 宇宙に在る宇宙機の修理は、不可能に近い
 - ★ 要求通りに機能する宇宙機の開発をするには
→地上で出来る限りの検証の実施
- ⇒ 検証の一方法として環境試験が重要

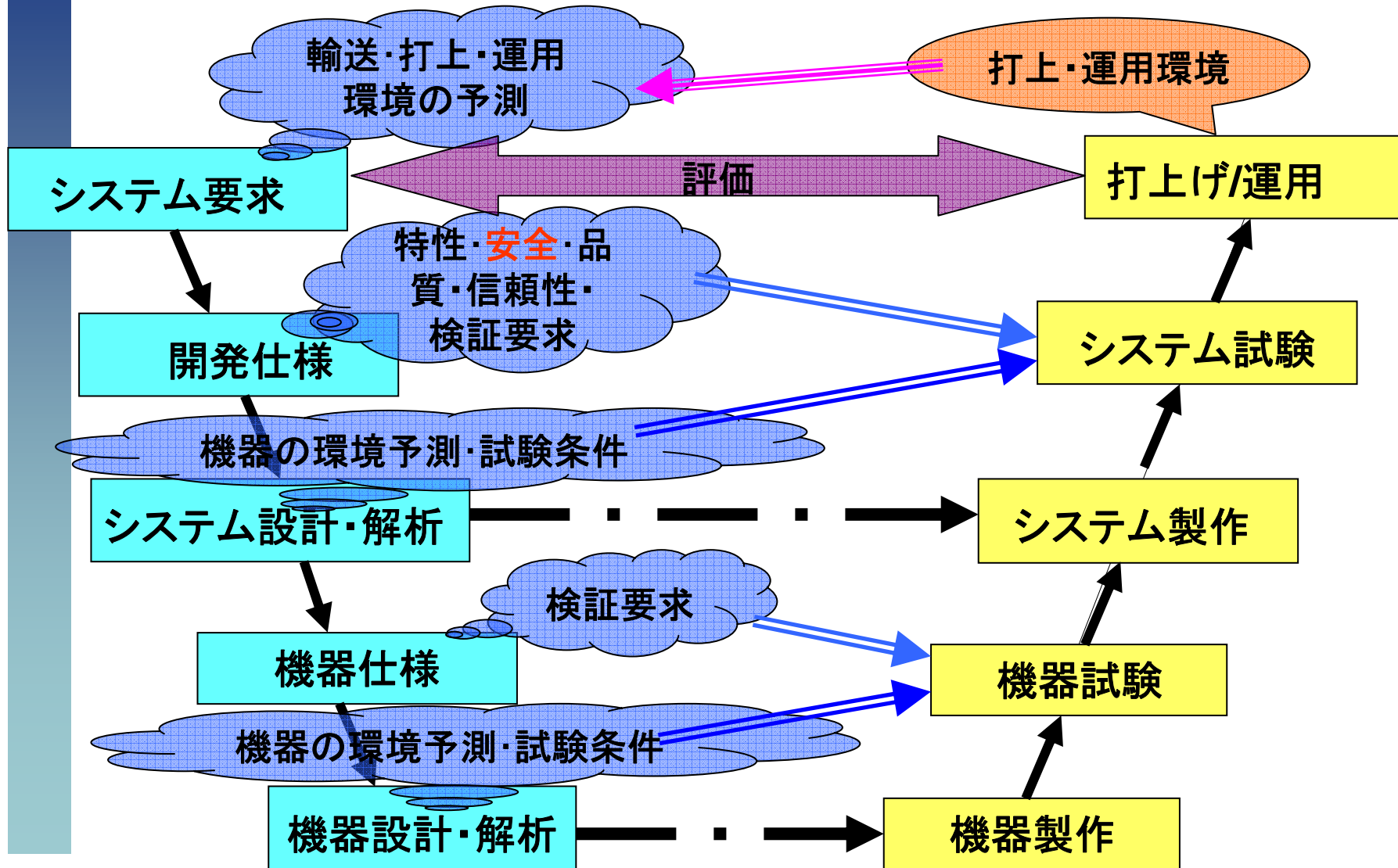


プロジェクト開発と環境試験との関係





開発の流れと試験の関係





環境試験と設計との関係

- ★ 開発対象物の要求事項
- ★ 開発対象物の遭遇する環境の予測
 - * 環境の数値モデル化
 - * 必要な試験設備の特性確認
- ★ 開発対象物の具現化
 - * 予測環境に耐える構造、機器を選定
 - * 選定内容に基づく数値モデル化
- ★ 環境の数値モデルと開発対象物の数値モデルによる確認(応答予測)
- ★ **試験設備による環境負荷<環境試験>**
- ★ 試験結果の評価
 - * 評価結果により対策の検討・実施

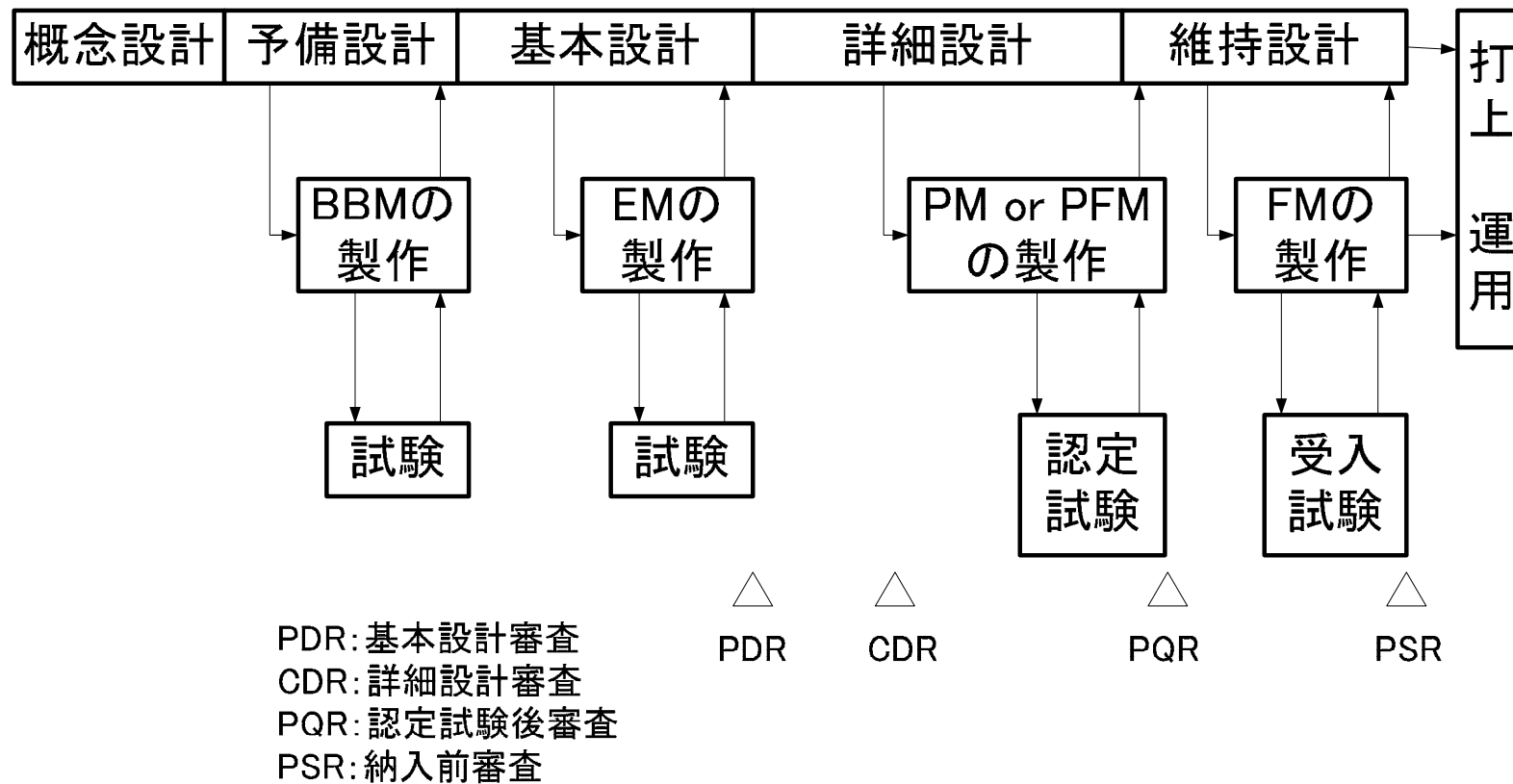
設計

* 環境条件はシステムへのみの要求
* 搭載機器に関しては、システム要求条件から検討が必要

設計



開発の過程とモデルとの関係





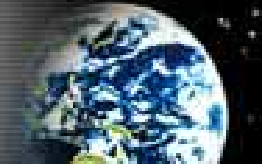
開発モデルと試験

開発モデル

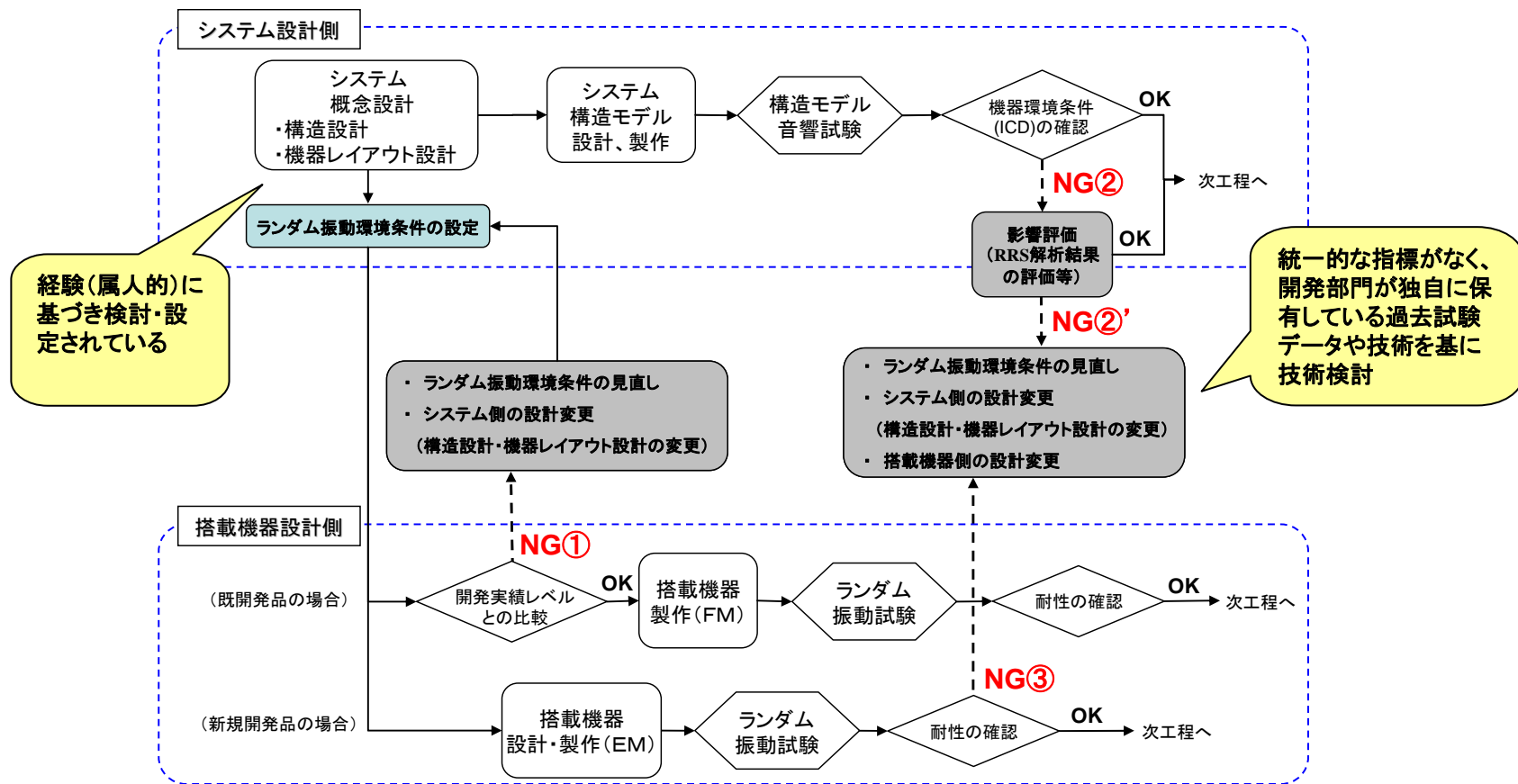
- EM : Engineering Model
- QM : Qualification Model ⇒ QT: Qualification Test
(認定試験)
- FM : Flight Model ⇒ AT : Acceptance Test
(受入試験)
- PFM : Proto-Flight Model ⇒ PFT: Proto-Flight Test
- (EFM : Engineering Flight Model)

開発方式と開発モデル

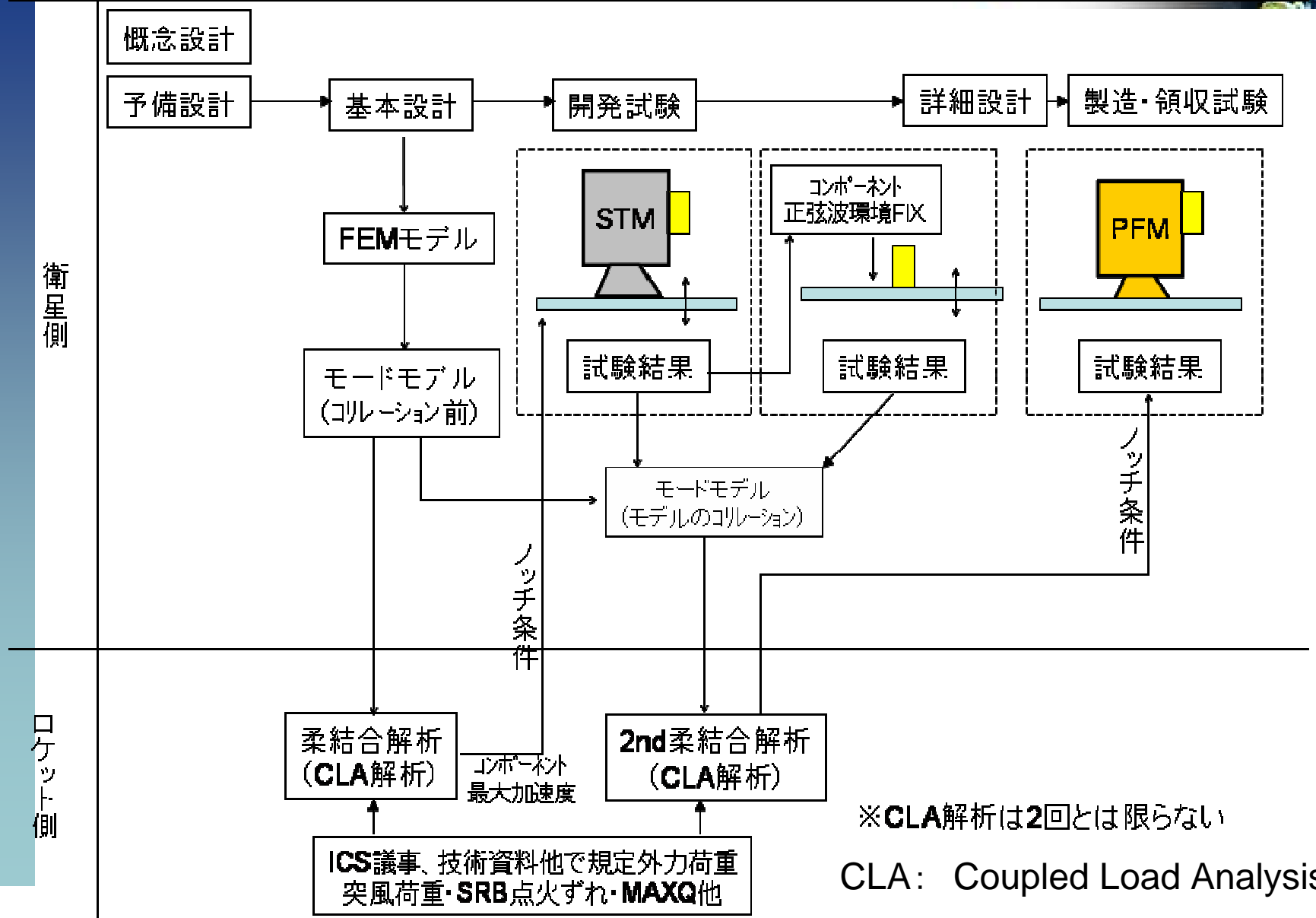
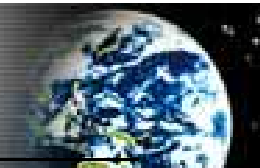
- EM—QM—FM
- EM — PFM
- (▪ QM—改修—QFM)
- (▪ EM— 改修 — EFM)



開発における試験条件の設定



開発モデルと解析・試験との関係(一例)



※CLA解析は2回とは限らない
 CLA: Coupled Load Analysis

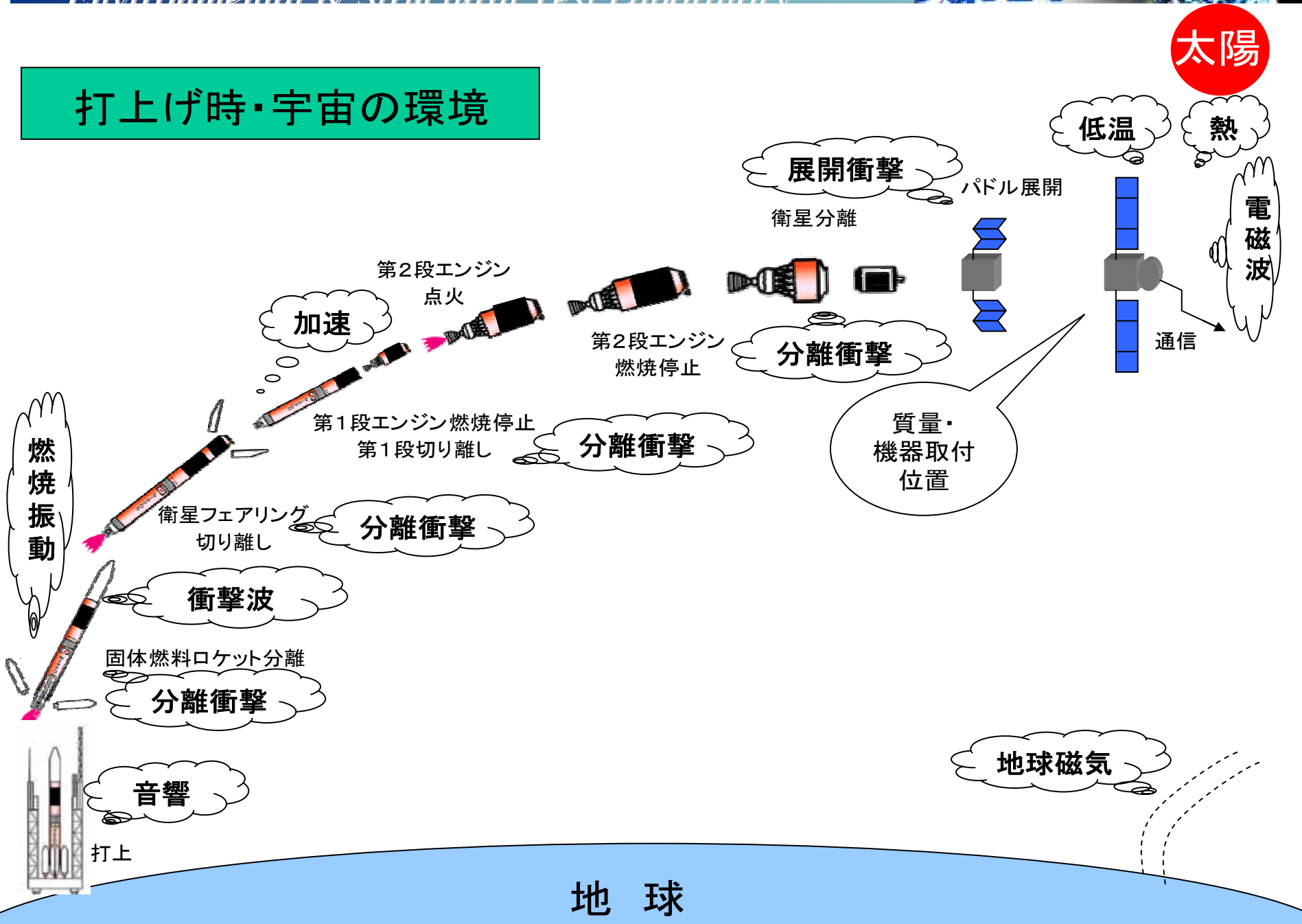


宇宙機が遭遇する環境

- ★ 誘導環境: ①宇宙機又はそのシステムによって発生する条件
②自然環境に対する宇宙機の応答によって発生する条件
(音響、振動、静荷重、衝撃、空力加熱、自己発熱・・・)
- ★ 自然環境: 宇宙機に無関係に自然に存在する条件
(重力、大気、真空、太陽放射、アルベド・地球赤外・・・)

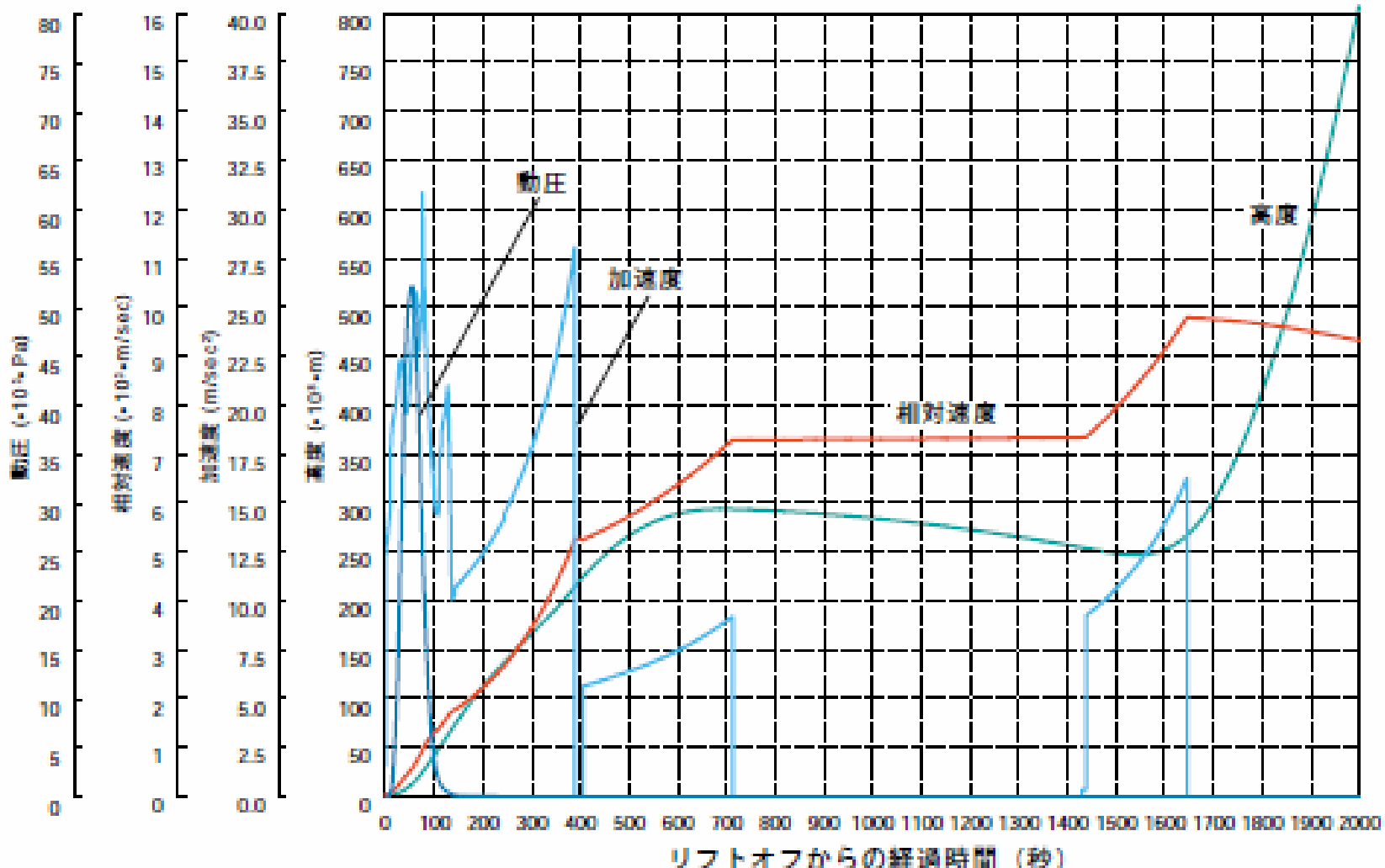
(参照「JERG-0-022:一般環境基準」)

打上げ時・宇宙の環境





打上げの状態





環境試験

- 予測される厳しい環境(地上での取扱、打上、軌道上での運用)に可能な限り近似した条件を地上で実現し、その環境下で宇宙機の機能、性能を実証するための試験
 - * 設計の検証
 - * 設計の余裕範囲の確認
- 欠陥の顕在化にも有効
 - * 品質の保証(潜在する欠陥の洗い出し)
 - * ワークマンシップエラ(人的誤り)の検出

打上げ時・宇宙の環境と試験設備

宇宙環境(真空・熱・低温)
スペースチャンバ

太陽

加速度

旋回腕加速度試験設備
静荷重試験設備

振動・衝撃波

大型振動試験設備
18トン振動試験設備
13.6トン振動試験設備

分離・展開衝撃

分離衝撃試験設備

展開衝撃

衛星分離

パドル展開

低温

熱

電磁波

通信

質量・
機器取付
位置

電波・電磁波

電波試験設備
電磁適合特性試験設備

質量・機器取付位置

質量特性測定設備
アライメント測定設備

磁気

磁気試験設備

地球磁気

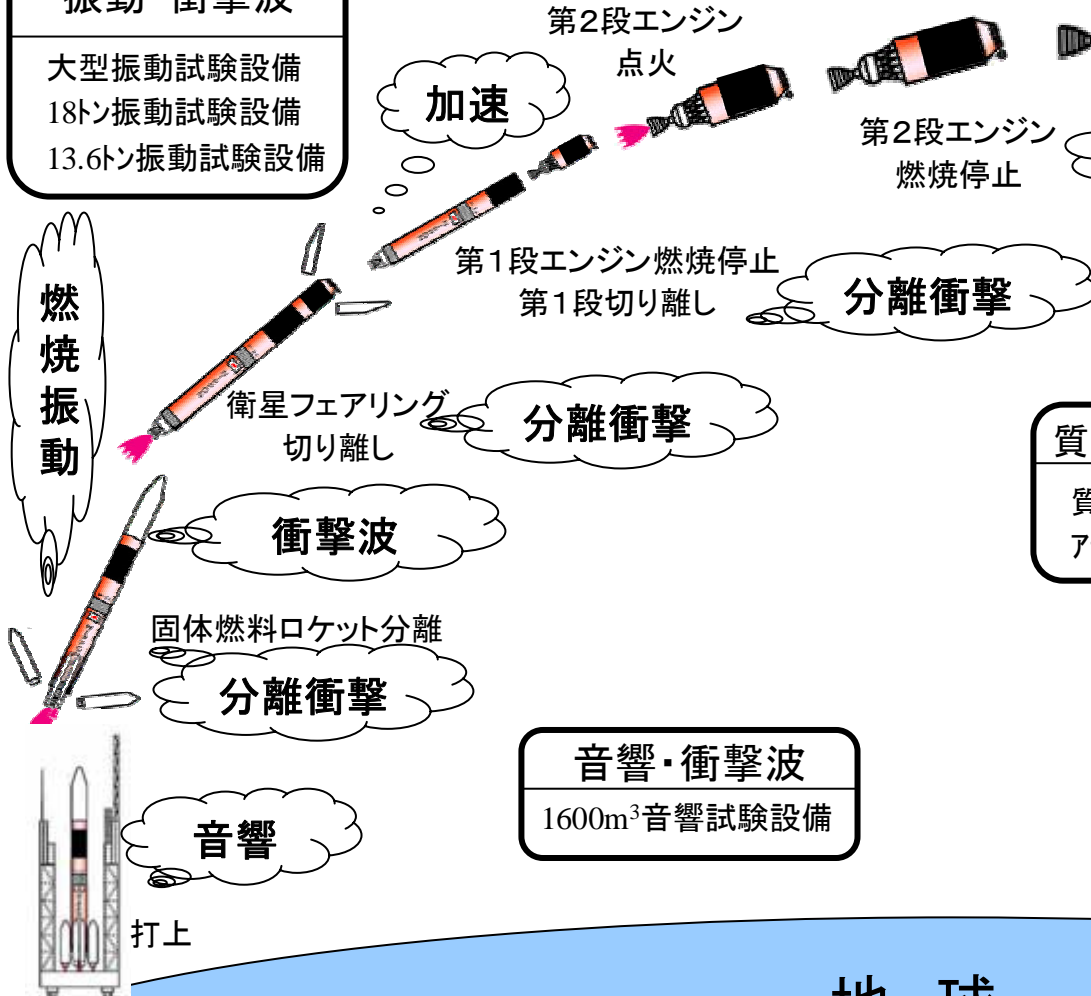
音響・衝撃波

1600m³音響試験設備

音響

打上

地球





環境試験の側面

- ★ 宇宙機が遭遇する環境は複合
- ★ 地上で同等の複合環境を形成することは困難
(経済性、重力が有る、……)
- ★ 解析でも部分的に置き換えの可能性
ただし、検証が必要
- ★ **試験を行う前の環境予測が必要**
- ★ 最終的には実飛行で検証→経験の蓄積
＜発生する予想外の事象を見付け出す＞



試験の種類と順序

- * 環境の模擬の基本は、打上げ時に遭遇する順番
- * ただし、開発の考え方で順番は変更される。

順序	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
試験項目	機能性能試験	電磁適合試験	アンテナパターン測定	リーク試験	アライメント測定	質量特性試験	モールドサーベイ	振動試験	音響試験	衝撃試験	アライメント測定	リーク試験	熱平衡試験	熱真空試験	アライメント測定	リーク試験	磁気試験	動釣合い試験
認定試験	R	R	O	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	O	O
受入試験	R	O	O	R	R	R	O	R	R	O	R	R	O	R	R	R	O	O
プロトフライト試験	R	R	O	R	R	R	O	R	R	R	R	R	R	R	R	R	O	O

R:要求 O:オプション



音響・振動試験

➤ 試験条件

- * 正弦波振動: 周波数—加速度
- * ランダム振動: 周波数—加速度密度 (PSD)
- * 音響 : 中心周波数—音圧レベル (SPL)

➤ 試験方法

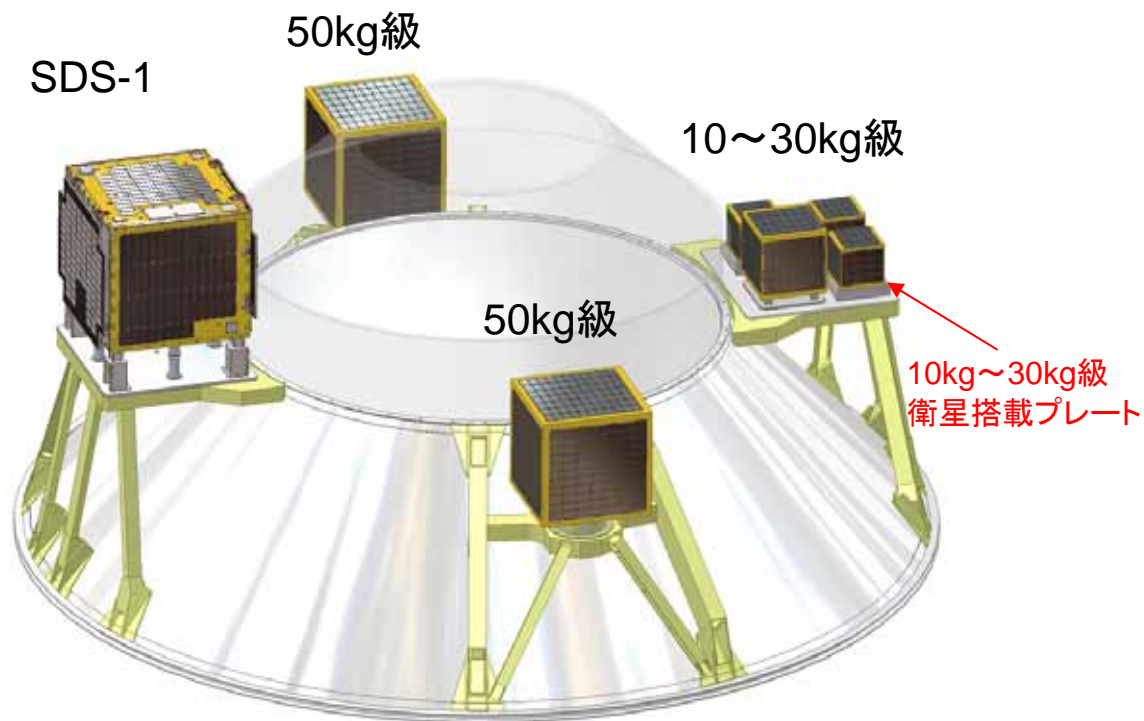
- * ロケットに搭載する形態(試験設備に取付ける治具を極力ロケット搭載時と同等)とすることが有効
- * 計測は、一般に音響・振動ともに加速度応答を取得歪計測をする場合も有る。



GOSAT相乗り小型衛星搭載方式

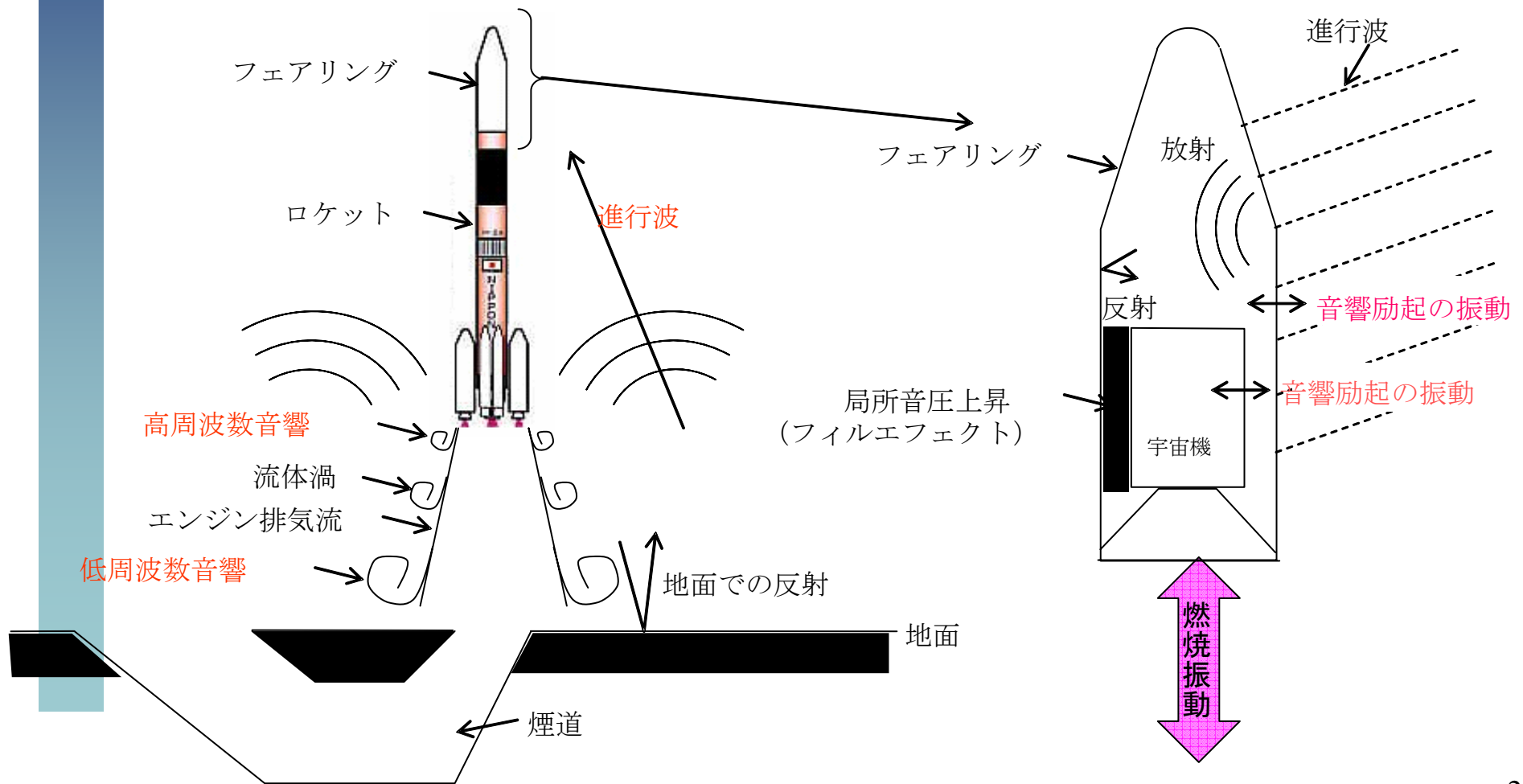


相乗りの必須条件
①ロケットに悪影響を及ぼさない。
②他の衛星に悪影響を及ぼさない。



(JAXA宇宙実証研究共同センター提供)

打上げ直後の環境



打ち上げ時の機械環境

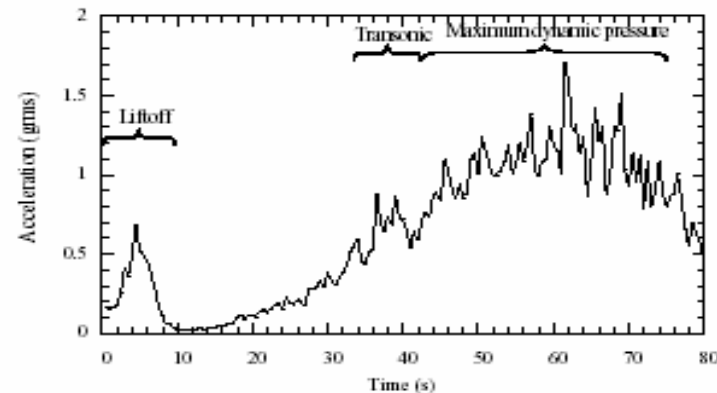
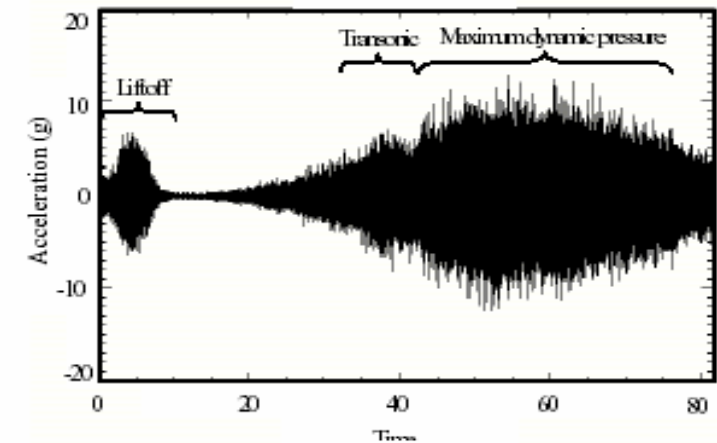
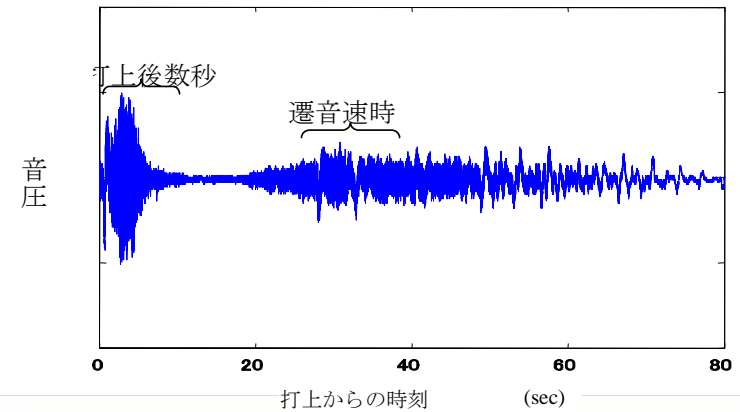
宇宙機が遭遇する打上時の機械環境は複合の負荷

Liftoff (X0 ~ 2秒) : エンジン点火、
 燃焼圧力変化による推力変動、
 燃焼ガスの圧力変動、空気との摩擦
 や圧力変動による音響負荷

Transonic (遷音速 : 14sec ~) :
 ロケットは加速し、遷音速の領域で
 機体周囲に衝撃波が発生。
 遷音速の領域での最大空力動圧変動
 (MaxQ)、急減圧

大気圏外にてフェアリング分離、1段
 エンジン停止、分離、2段エンジン点
 火、停止、衛星分離、太陽電池パド
 ル展開、アンテナ展開などの衝撃負荷

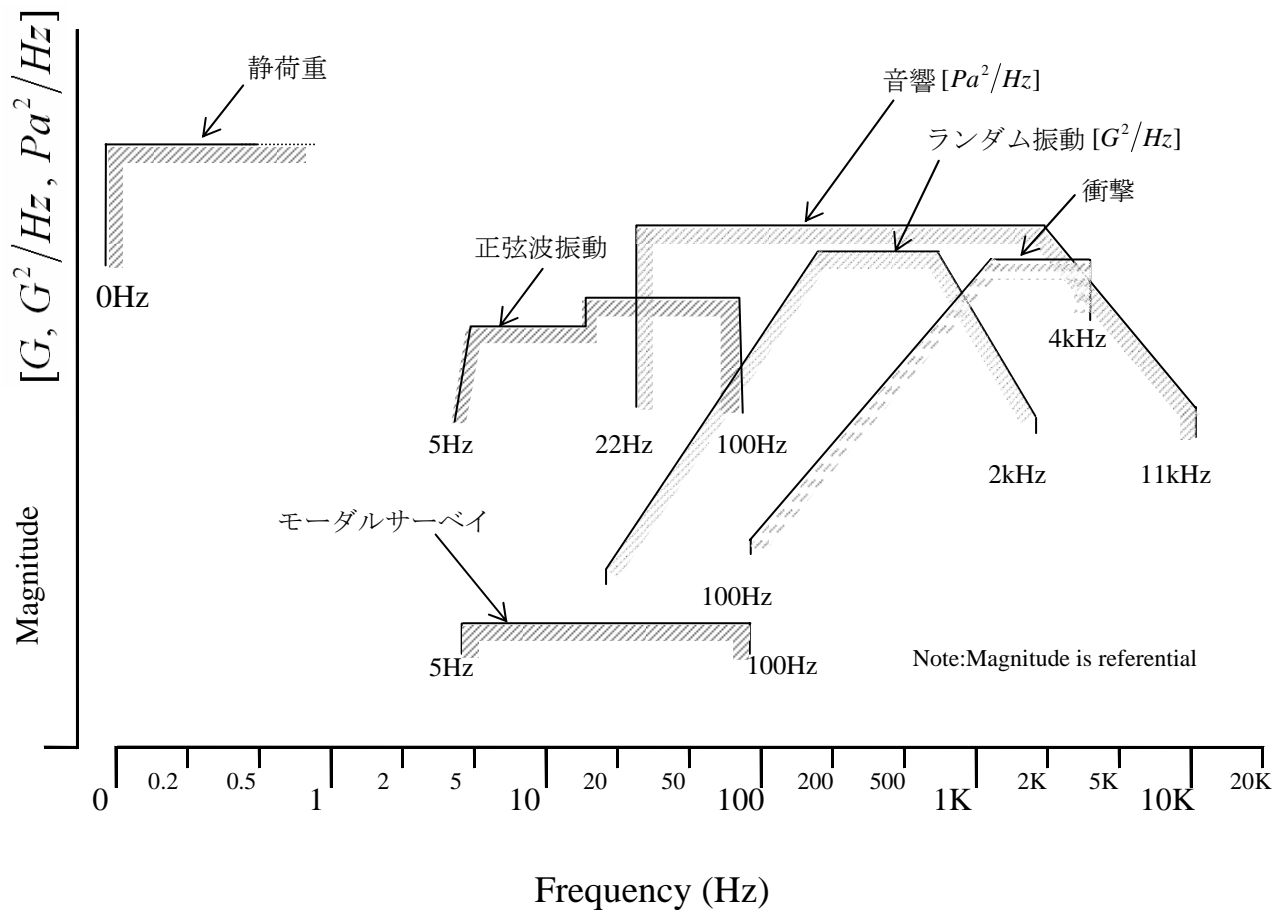
- * 複数の負荷(機体振動、音響、静加速度)が同時に存在する複合負荷の環境を地上で再現することは困難
- * 打上の計測データを加工し、周波数領域によって地上で模擬





周波数範囲及び地上模擬試験の負荷方法

地上で模擬可能な周波数範囲として試験方法(同時負荷ではないが)を決定

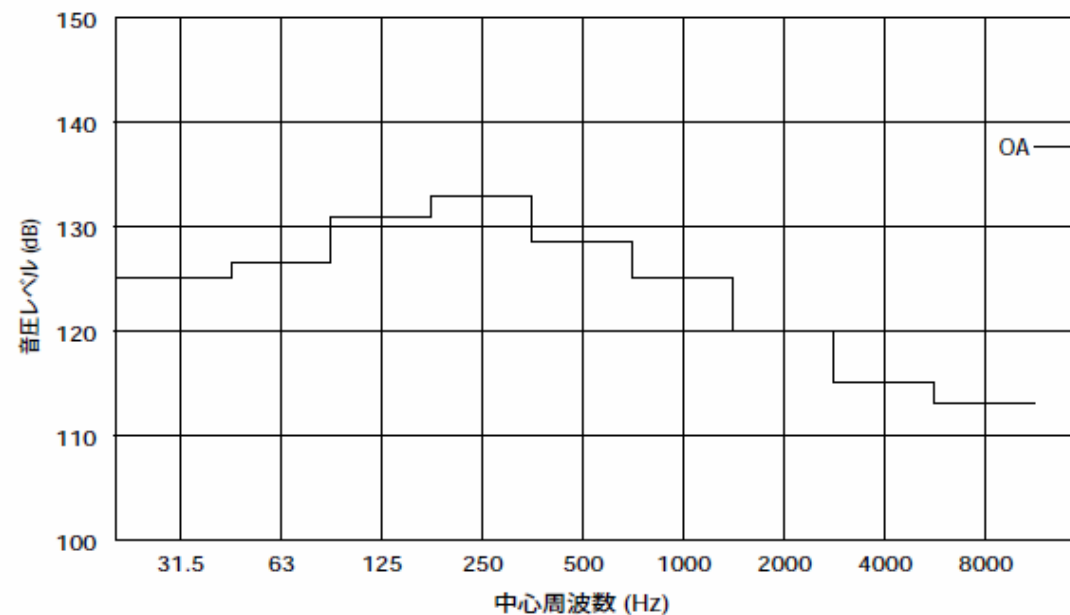




ロケットからの環境条件の例

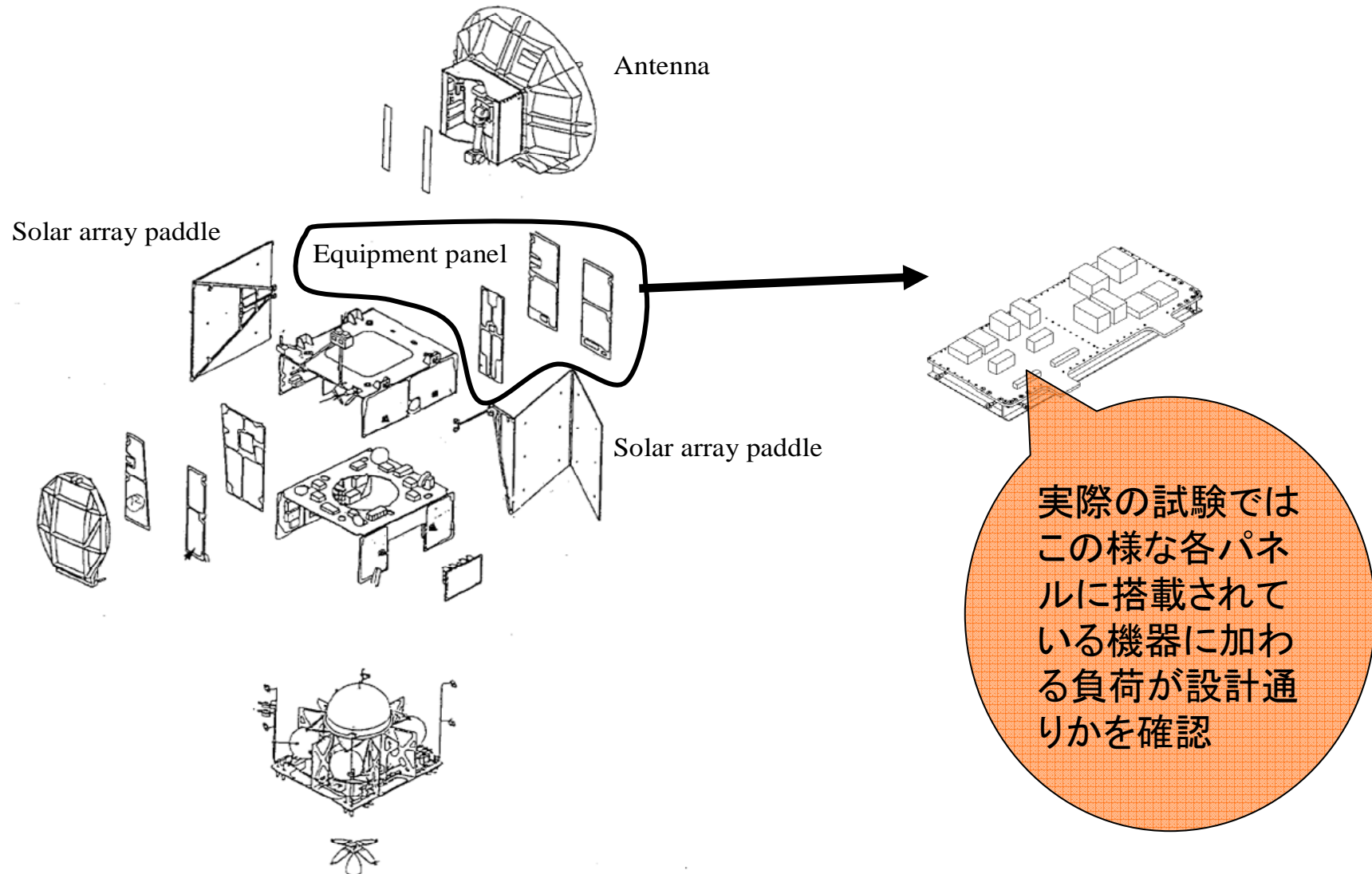
フェアリング内に収納された衛星が遭遇する音響環境

中心周波数 (Hz)	音圧レベル (dB)
31.5	125
63	126.5
125	131
250	133
500	128.5
1000	125
2000	120
4000	115
8000	113
合計	137.5



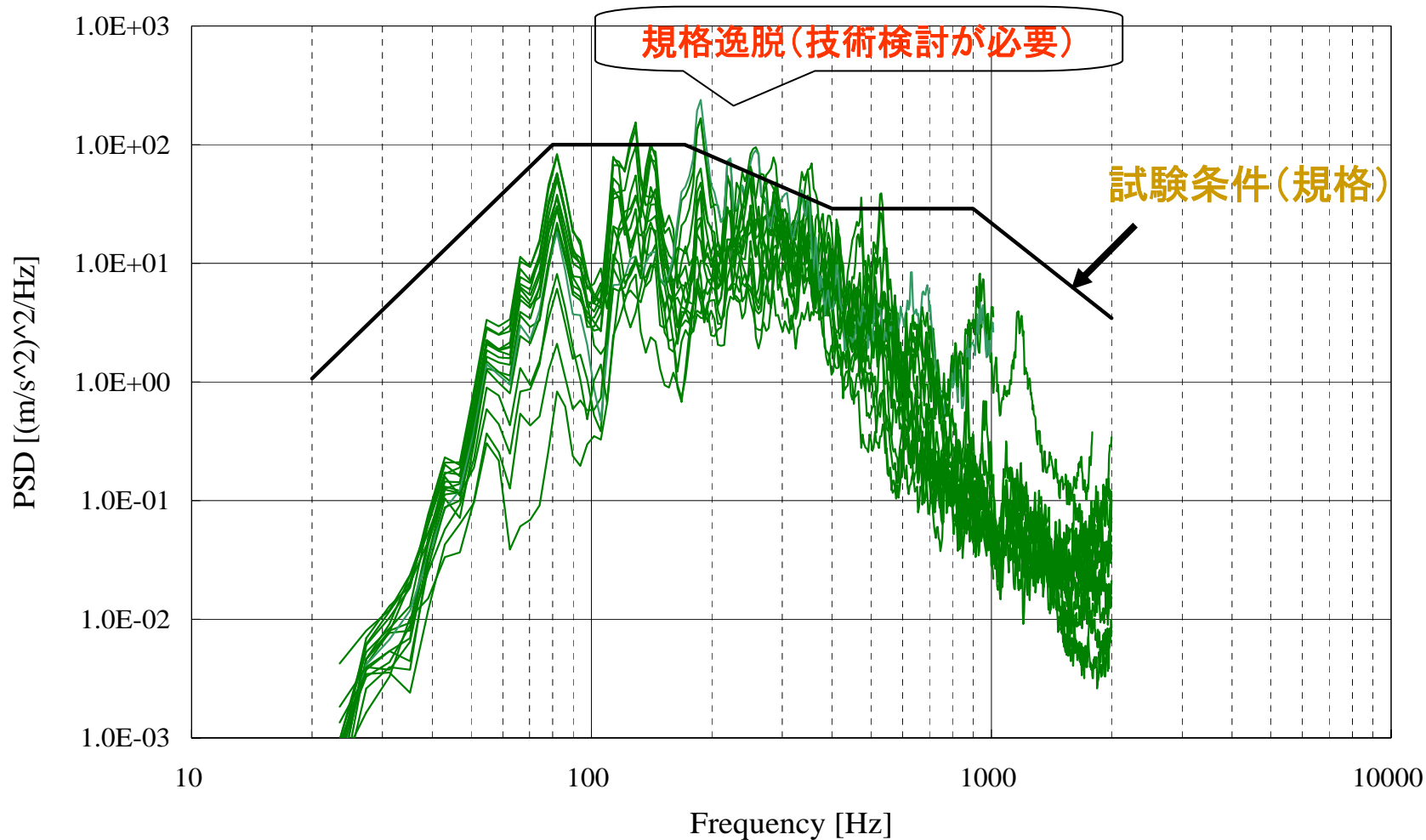
基準 0 dB = 20 μPa
このレベルは、2σ上限値である

衛星の構造模式図





同一パネル上での各機器の実応答





予測解析を行う場合のモデル例

音響加振

$PSDa [Pa^2 / Hz]$

減衰係数比 ξ_n

表面積 S

固有振動数 w_n

共振倍率 $Q=1/2 \xi_n$

共振周波数 $fn=wn / (2\pi)$

*** PSD: Power Spectrum Density**
(パワースペクトル密度)

$PSD_v [(m/s^2)^2 / Hz]$

質量 m

k

c

ベース加振

音圧 P

C_{np} : 音響と振動の連成係数
(音響の振動への音与度を表すパラメータ)

X : 音圧 P による加振での絶対変位

$$\ddot{x} + 2 \frac{\xi_n w_n}{[c]} \dot{x} + \frac{w_n^2}{[k]} x = C_{np} PS/m$$

Z : ベース加振による相対変位

$$\ddot{z} + 2 \frac{\xi_n w_n}{[c]} \dot{z} + \frac{w_n^2}{[k]} z = - \left(\frac{m_e}{m} \right) \ddot{y}$$

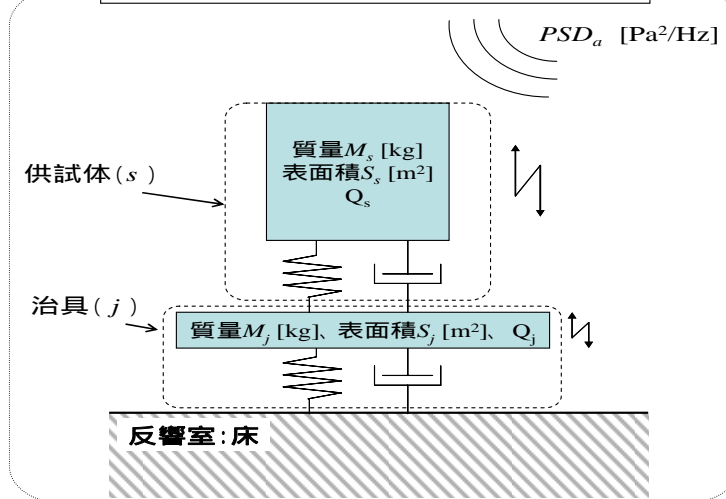
m_e : ベース加振への寄与度を表わすパラメータ

y : ベース加振による絶対変位

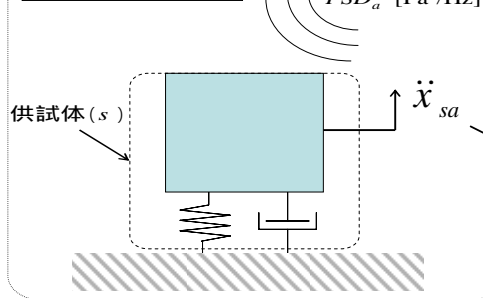


試験を行う上での治具の検討

音響試験時のコンフィギュレーション

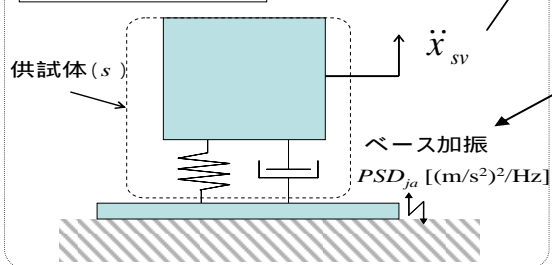


供試体単体の加音

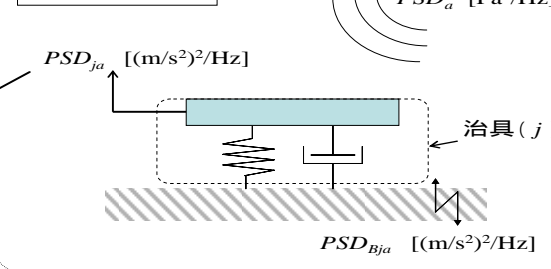


$$\ddot{x}_{sa \text{ rms}} / \ddot{x}_{sv \text{ rms}}$$

供試体のベース加振



治具単体の加音

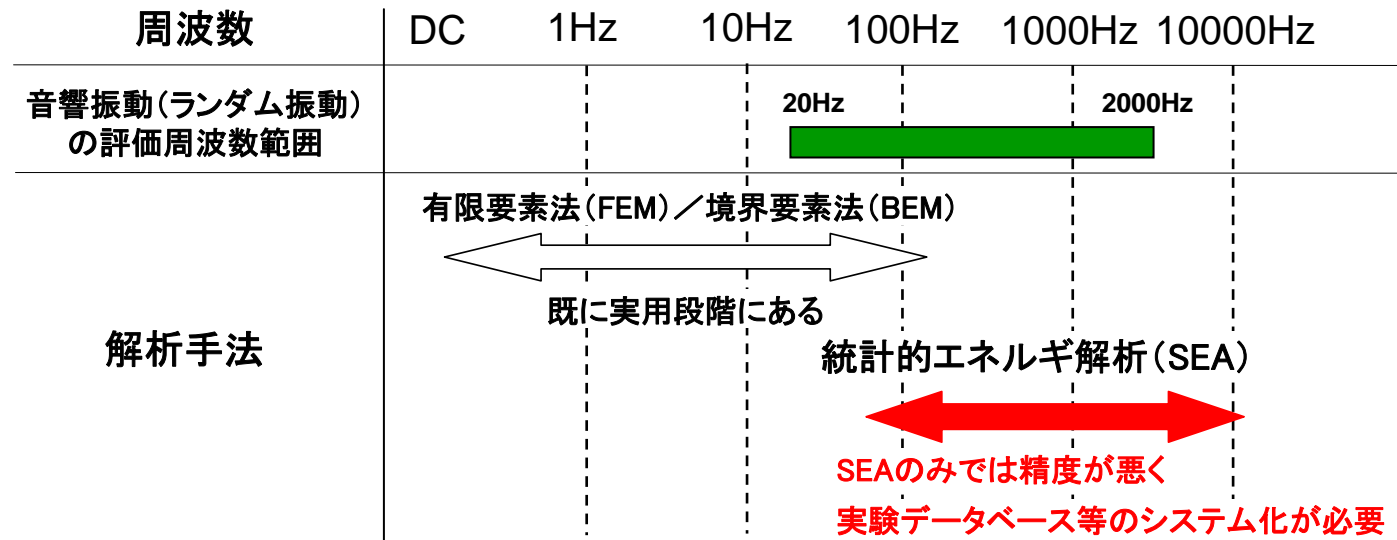


- ・試験を行う上で供試体（衛星・宇宙機）の特性に影響を及ぼさない治具を製作する必要がある。
- ・1自由度での運動方程式で解析を行い、治具の確認をすることが有効



振動解析手法

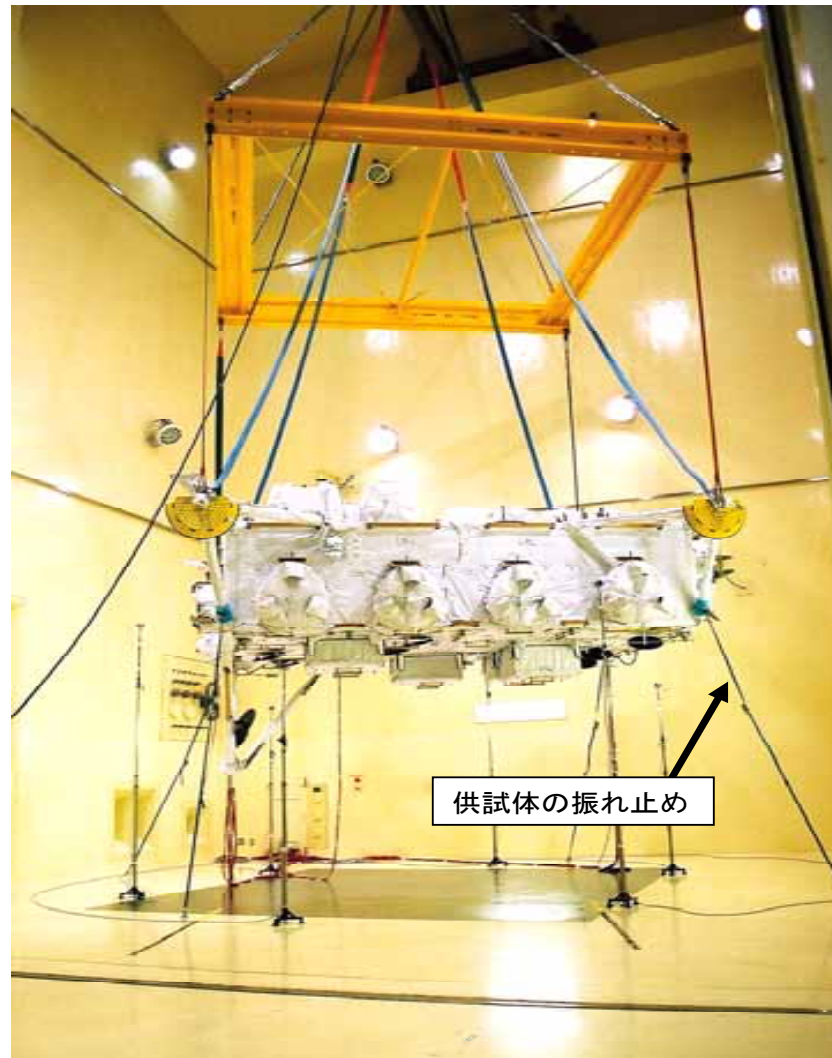
- * 低周波領域
 - 有限要素法(FEM: Finite Element Method)
 - 境界要素法(BEM: Boundary Element Method)
- * 高周波領域
 - 統計的エネルギー手法
(SEA: Statistical Energy Approach)



音響試験の実施状況(1/3)

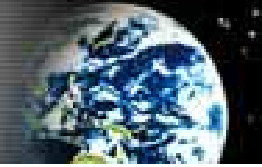


音響試験の実施状況(2/3)



音響試験の実施状況(3/3)

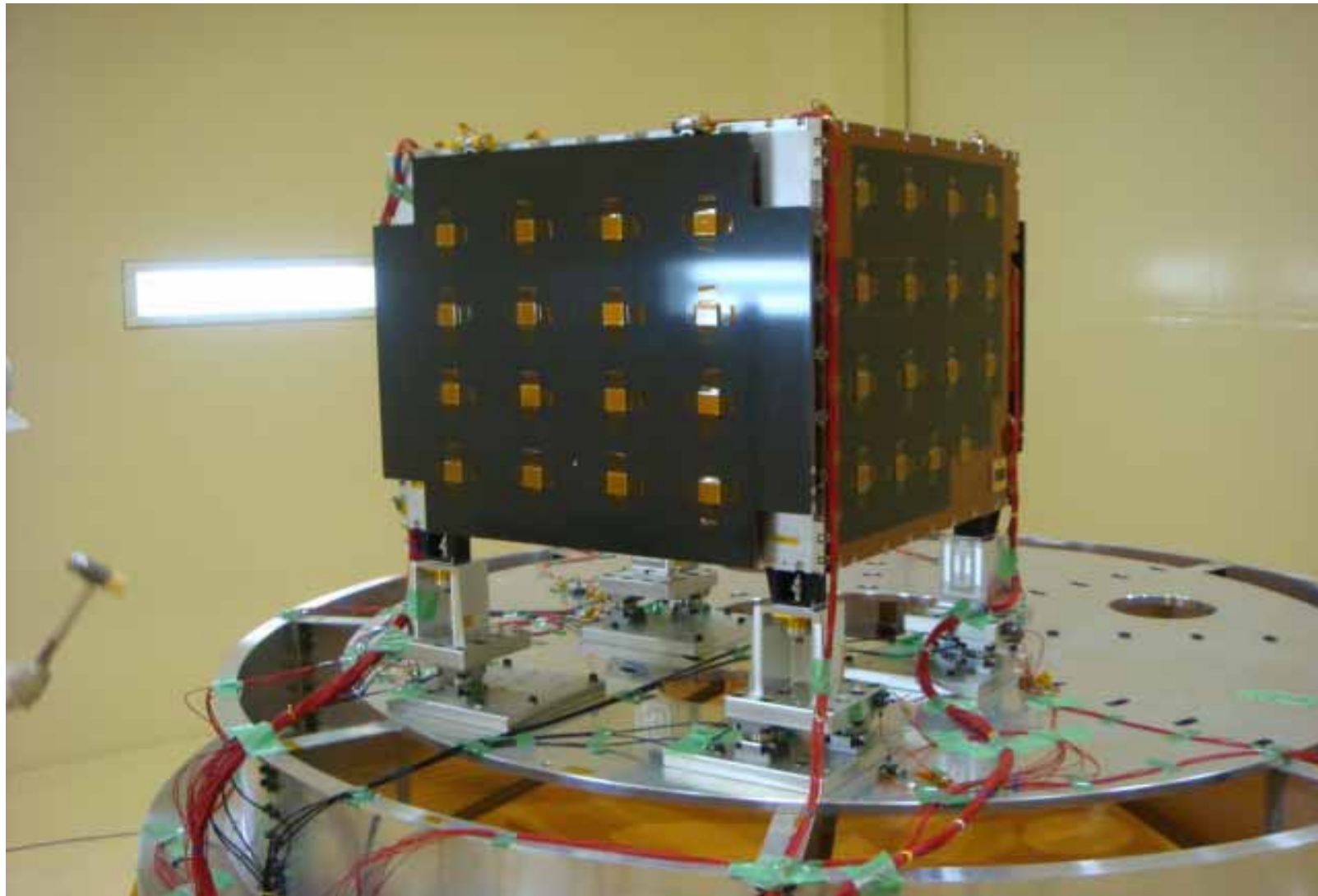




振動試験の実施状況(1/2)



振動試験の実施状況(2/2)





衝撃試験

➤ 試験条件

一般的に衝撃応答スペクトラム：SRS (Shock Response Spectrum) で規定される。

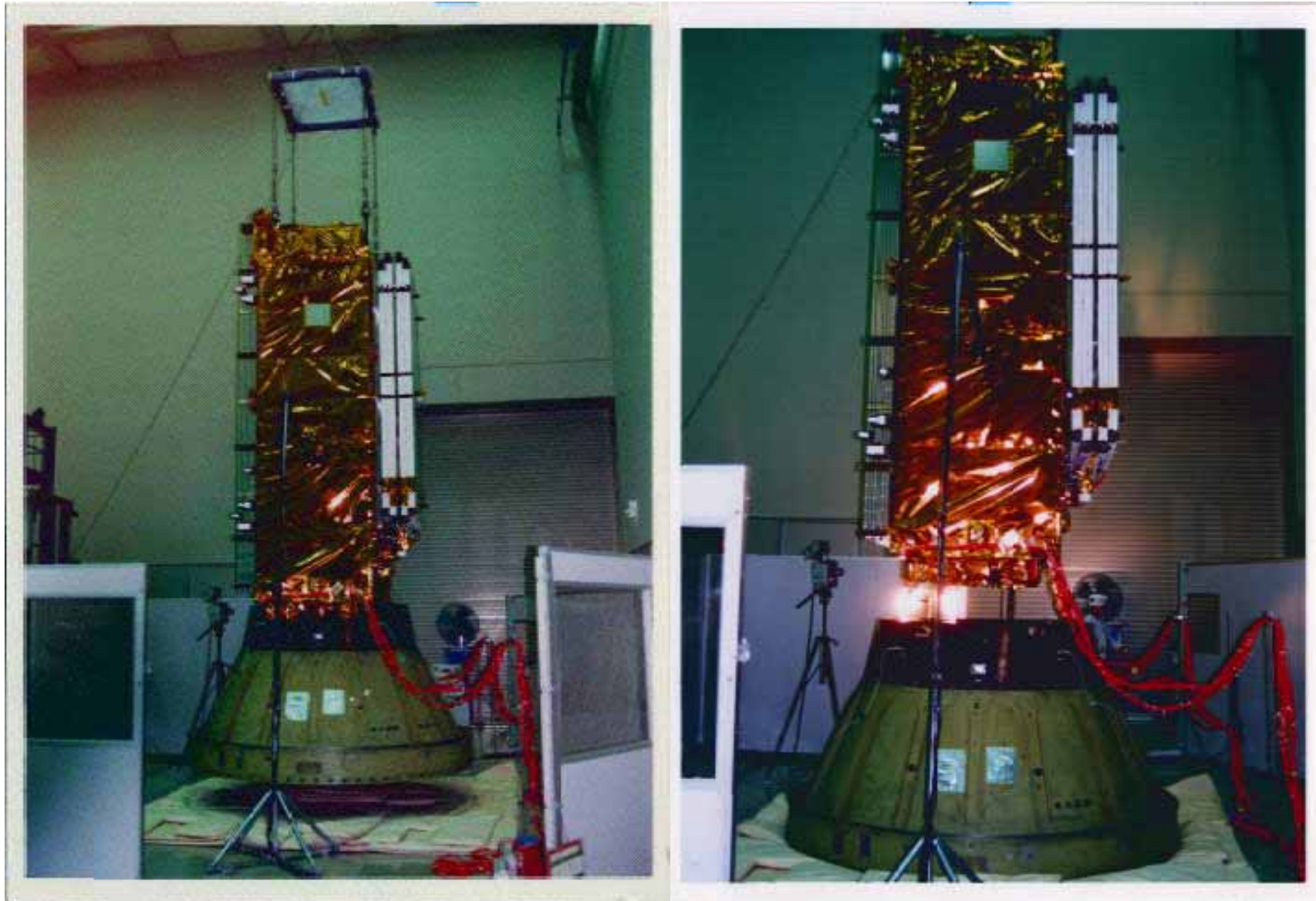
(半正弦波、鋸波などもある)

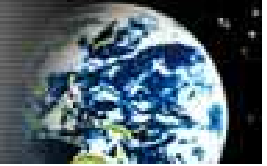
➤ 試験方法

- 衛星本体は、実際に使用される火工品を使用
- 搭載機器は、落下衝撃、ハンマリング等で実施



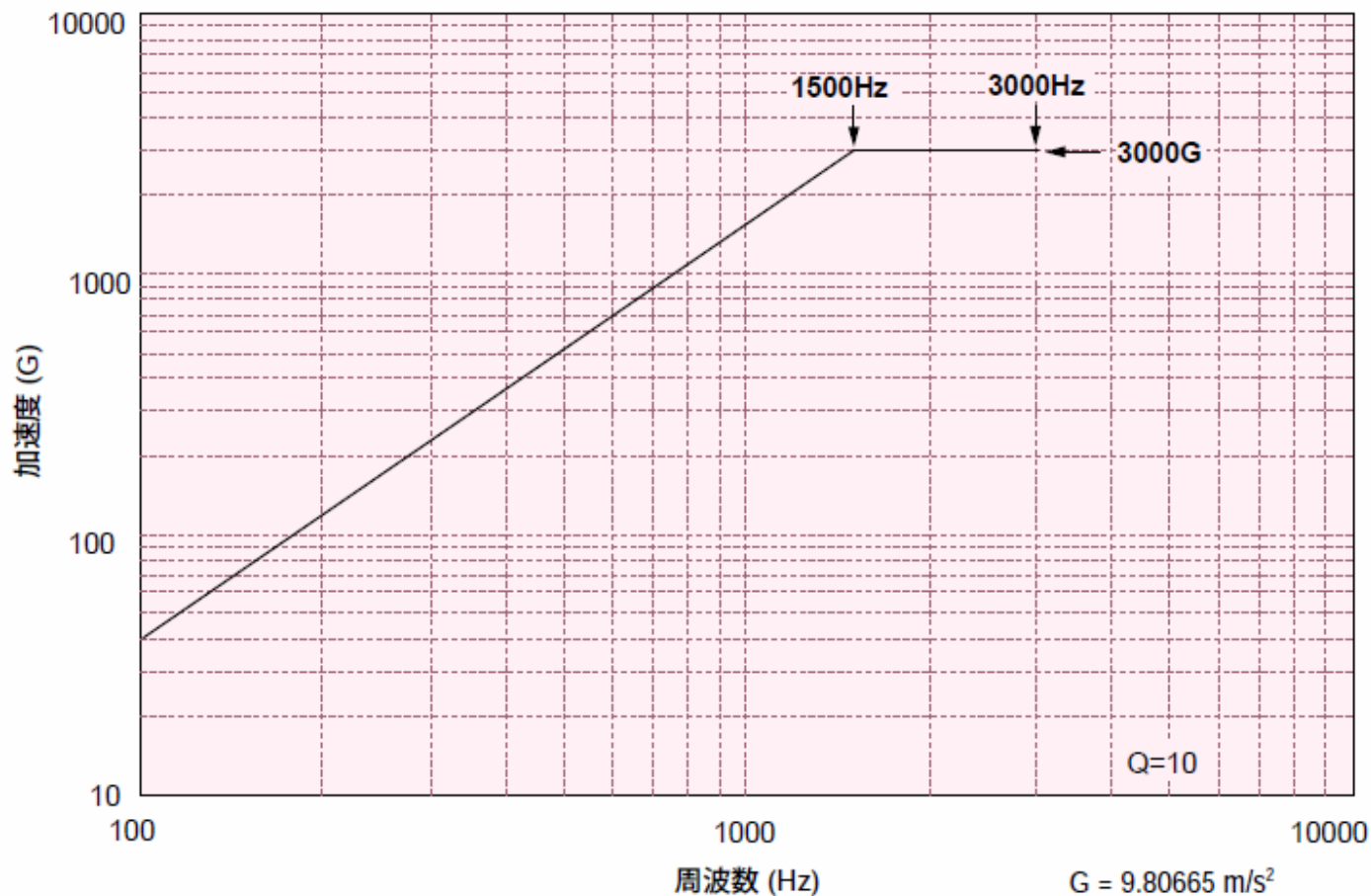
衝撃試験の実施状況(衛星分離試験)





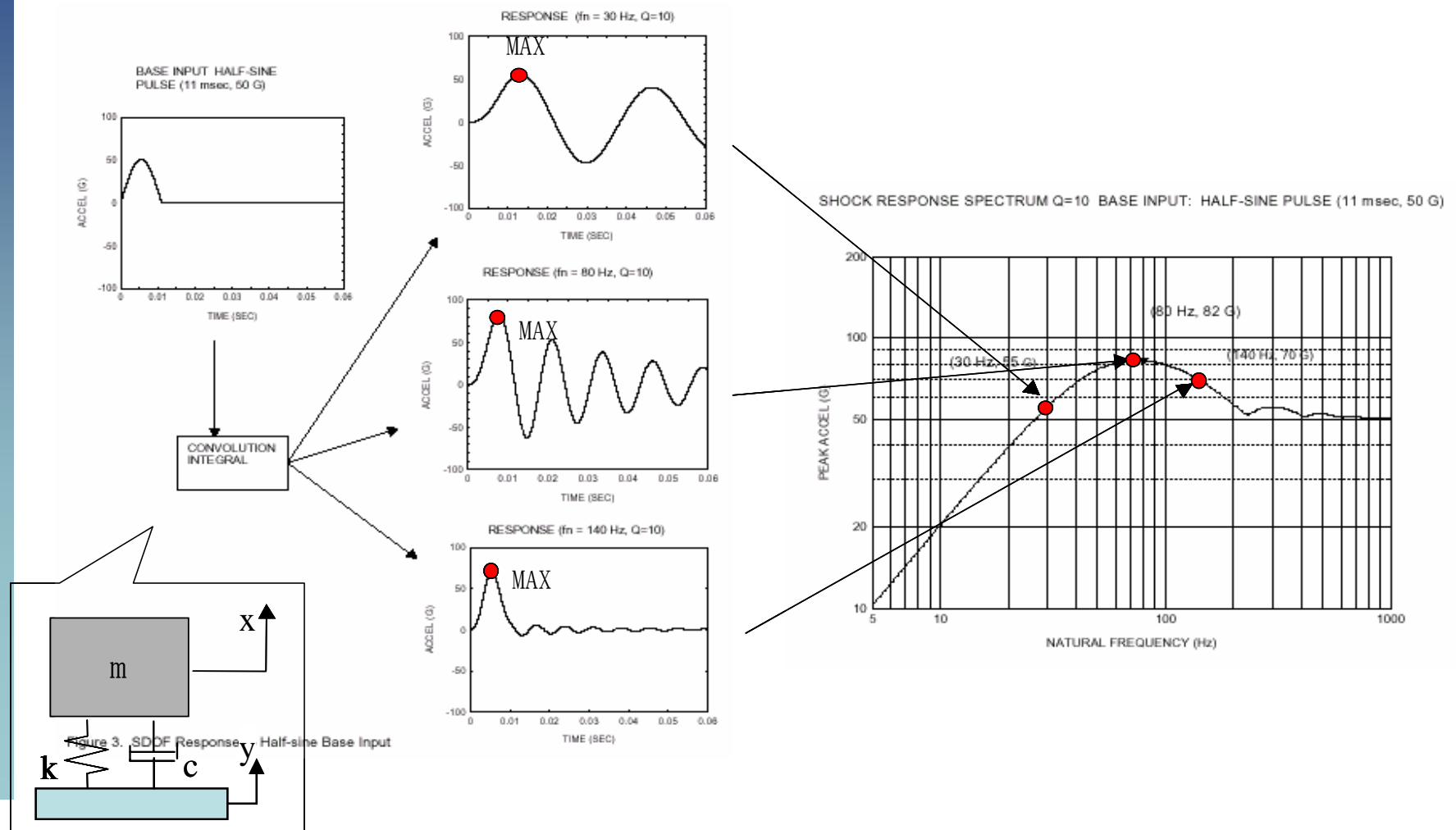
SRSで規定された衝撃条件

SRS : Shock Response Spectrum (衝撃応答スペクトル)

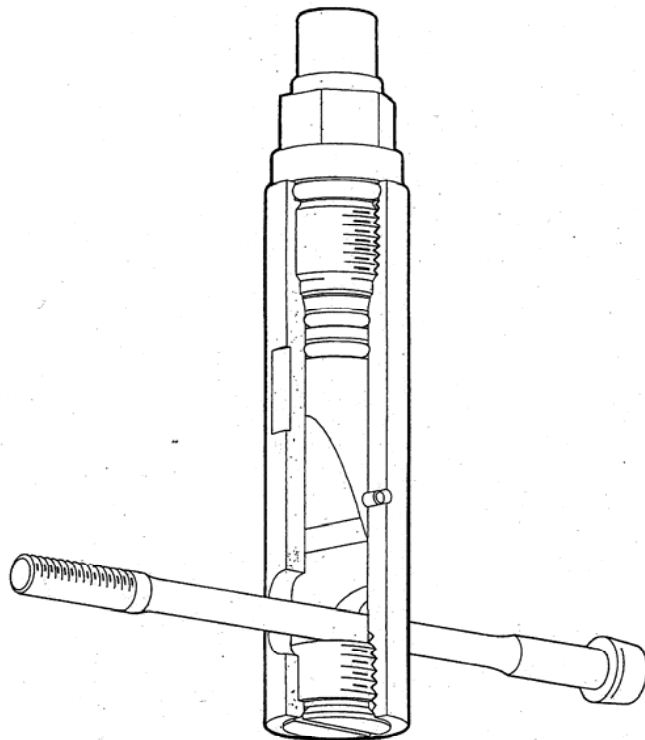




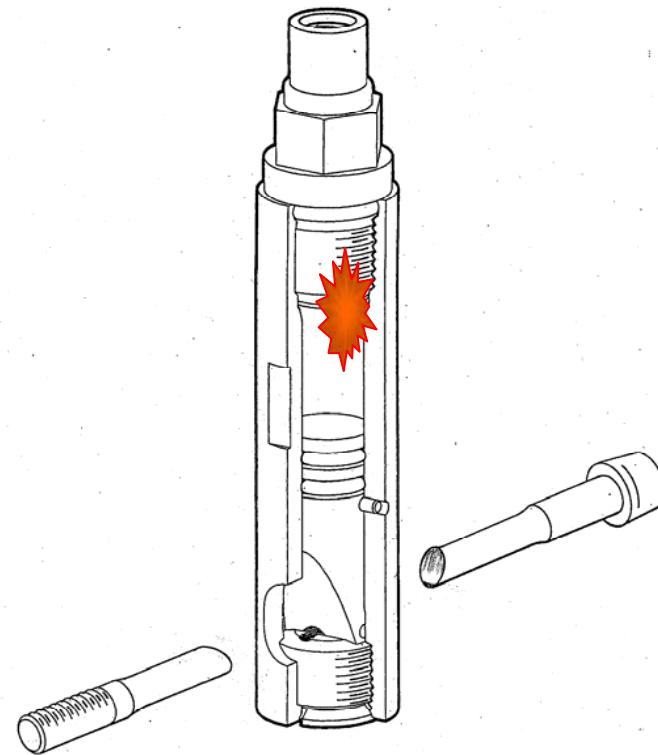
SRSとは



衝撃源(火工品)の1例



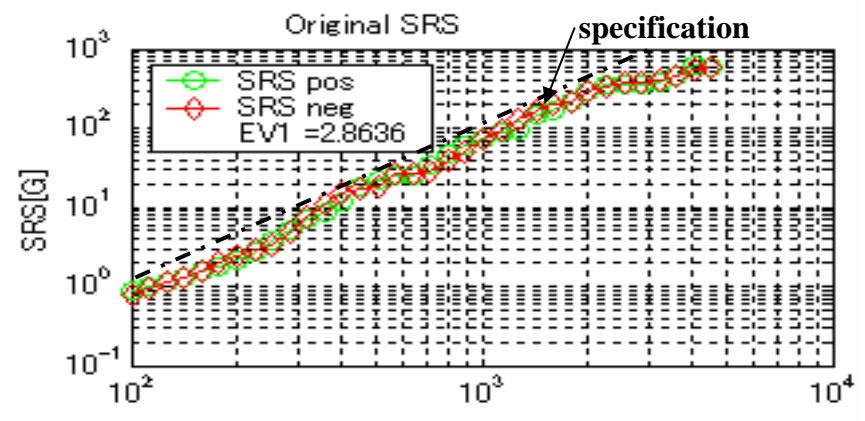
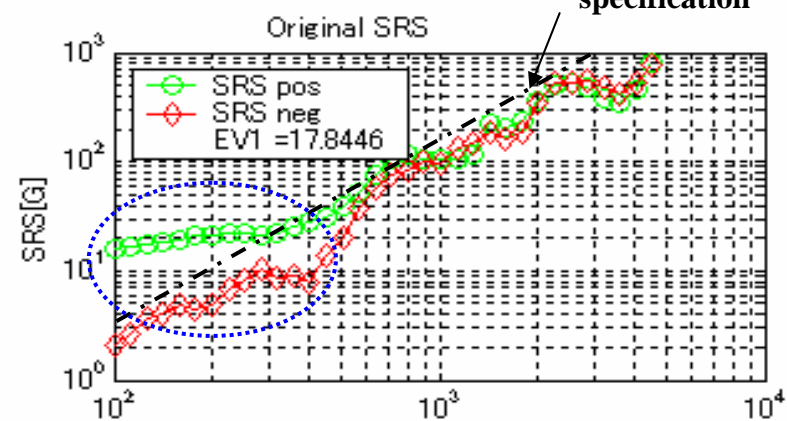
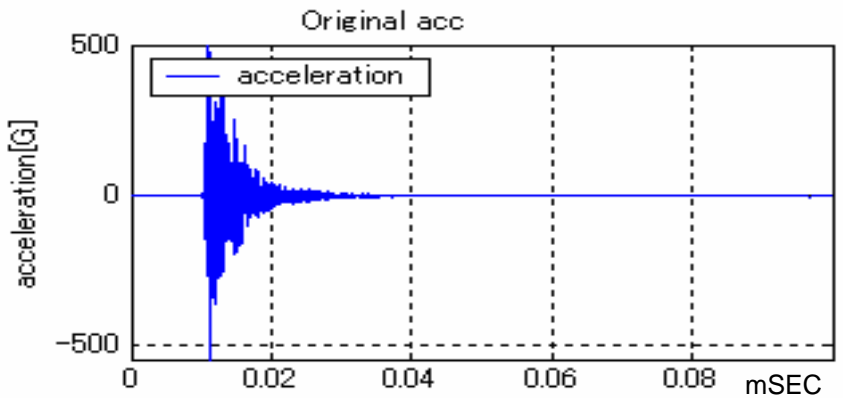
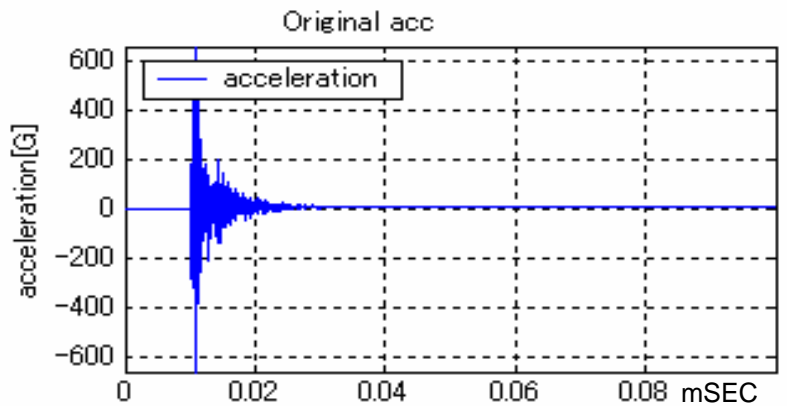
作動前



作動後



衝撃試験での取得データ例



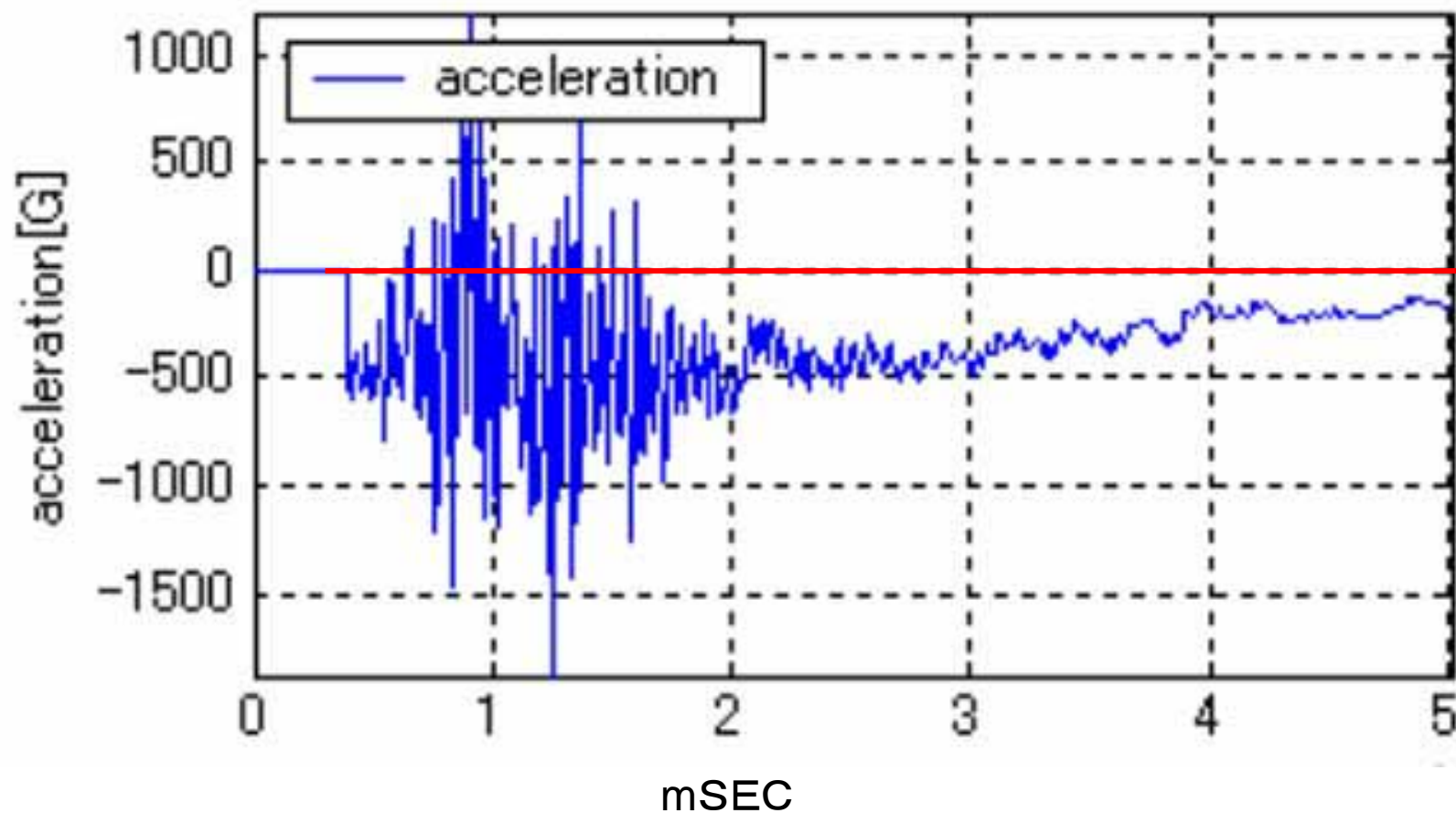
1.0 G ≒ 9.8 m/s²



衝撃試験での取得データ例

<ゼロ点を大きく外れた例>

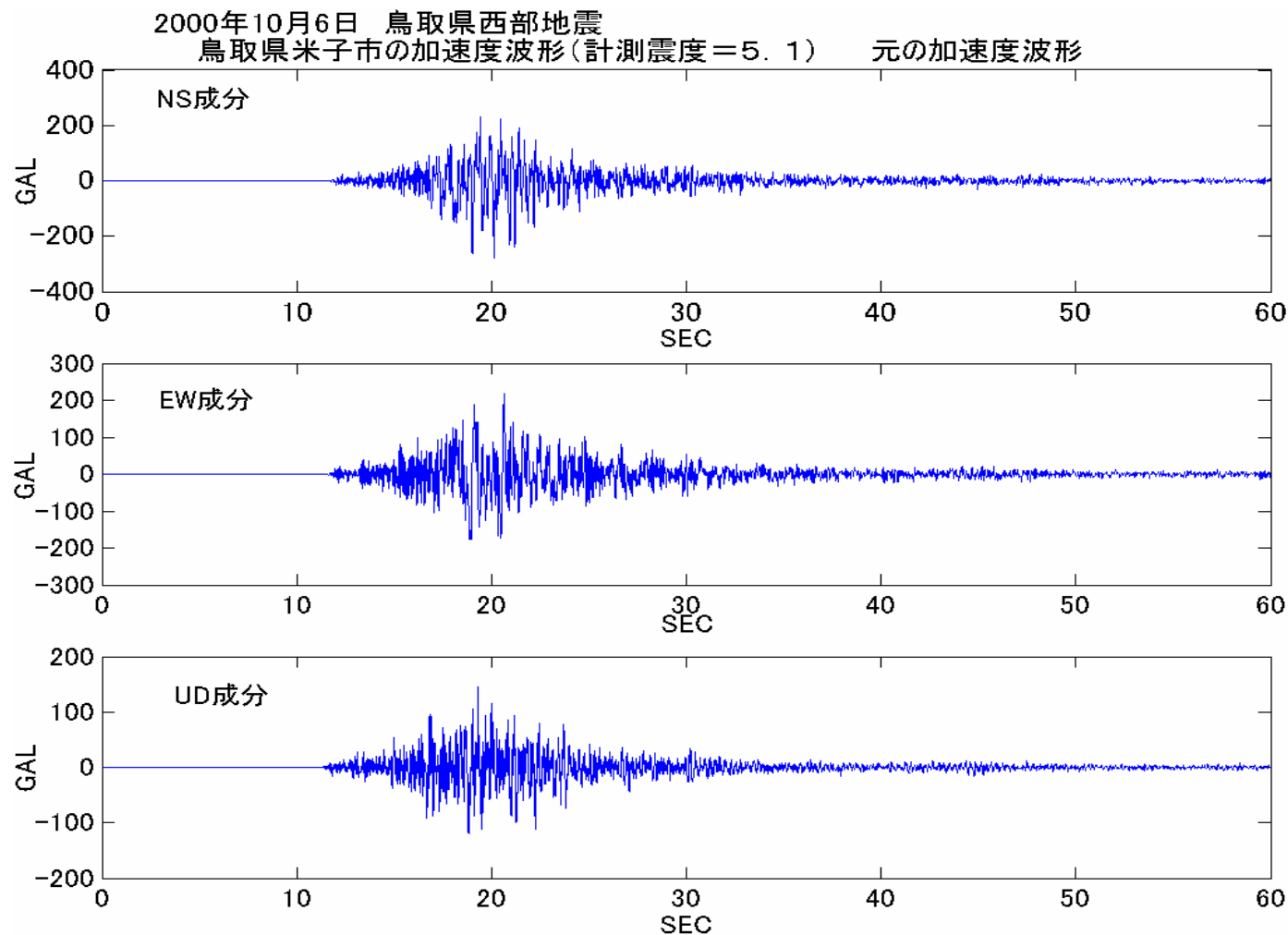
過大な衝撃が加速度センサに負荷されるとその特性でこの様な現象が発生





地震波形の例

波形は似ているが、時間軸の単位に注意





熱真空試験

* 熱真空試験

<広義な意味>

熱と真空を模擬した試験の総称

(狭義な意味での熱真空試験と熱平衡試験
を併せて表現)

<狭義な意味>

- ・高真空極低温環境における供試体の機能、性能の確認
- ・材料、部品の欠陥や製造時の欠陥・過誤(ワークマンシップエラ)
の発見

* 熱平衡試験

供試体の熱制御系の検証および供試体の熱数学(解析)モデルの確認・修正を目的として試験



熱真空試験の内容

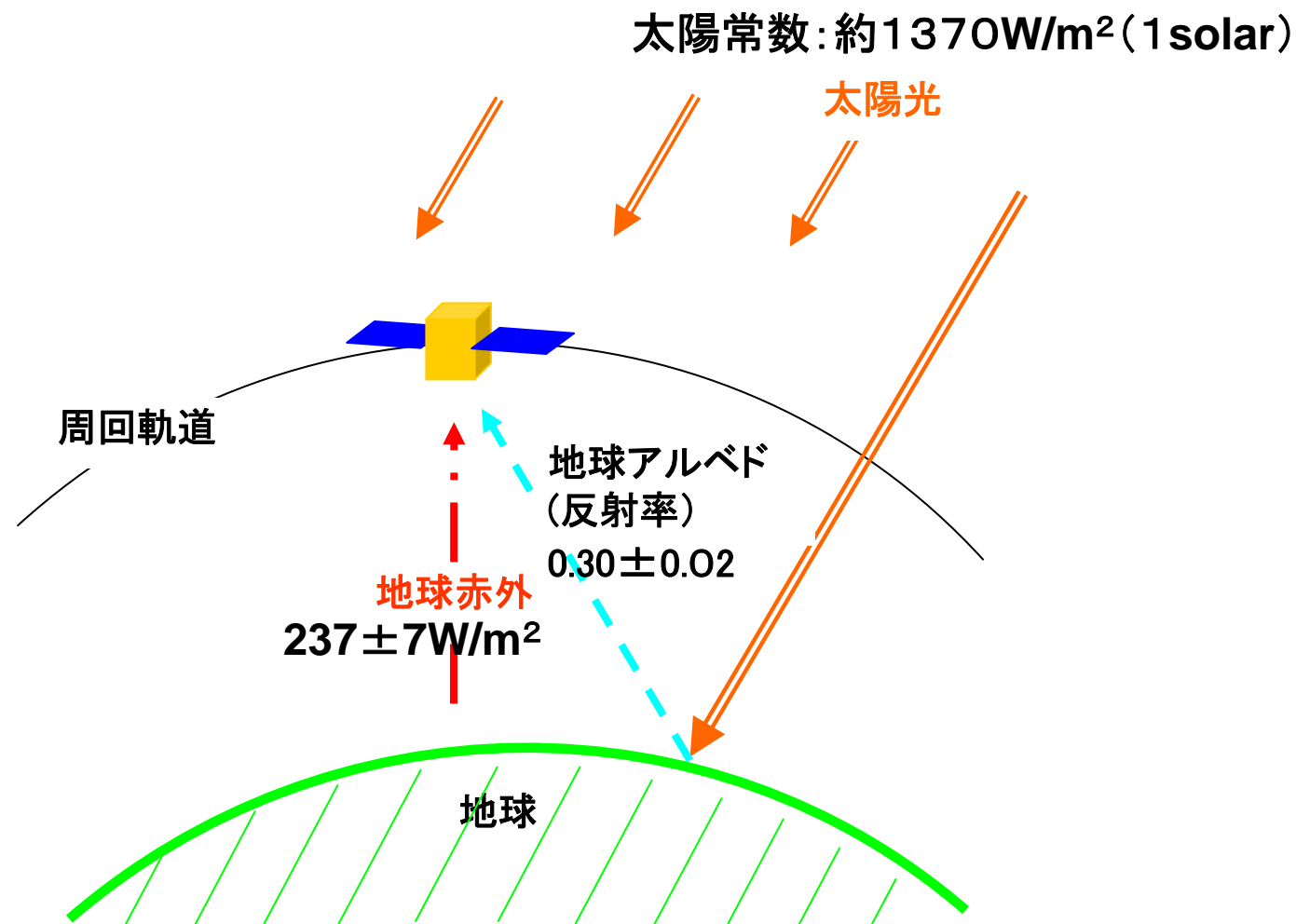
- ①軌道上熱真空環境の模擬（高真空・極低温環境）
- ②軌道上熱入力 of 模擬
- ③宇宙機内部の発熱模擬
- ④模擬された環境・熱入力・温度の計測



宇宙の熱真空環境

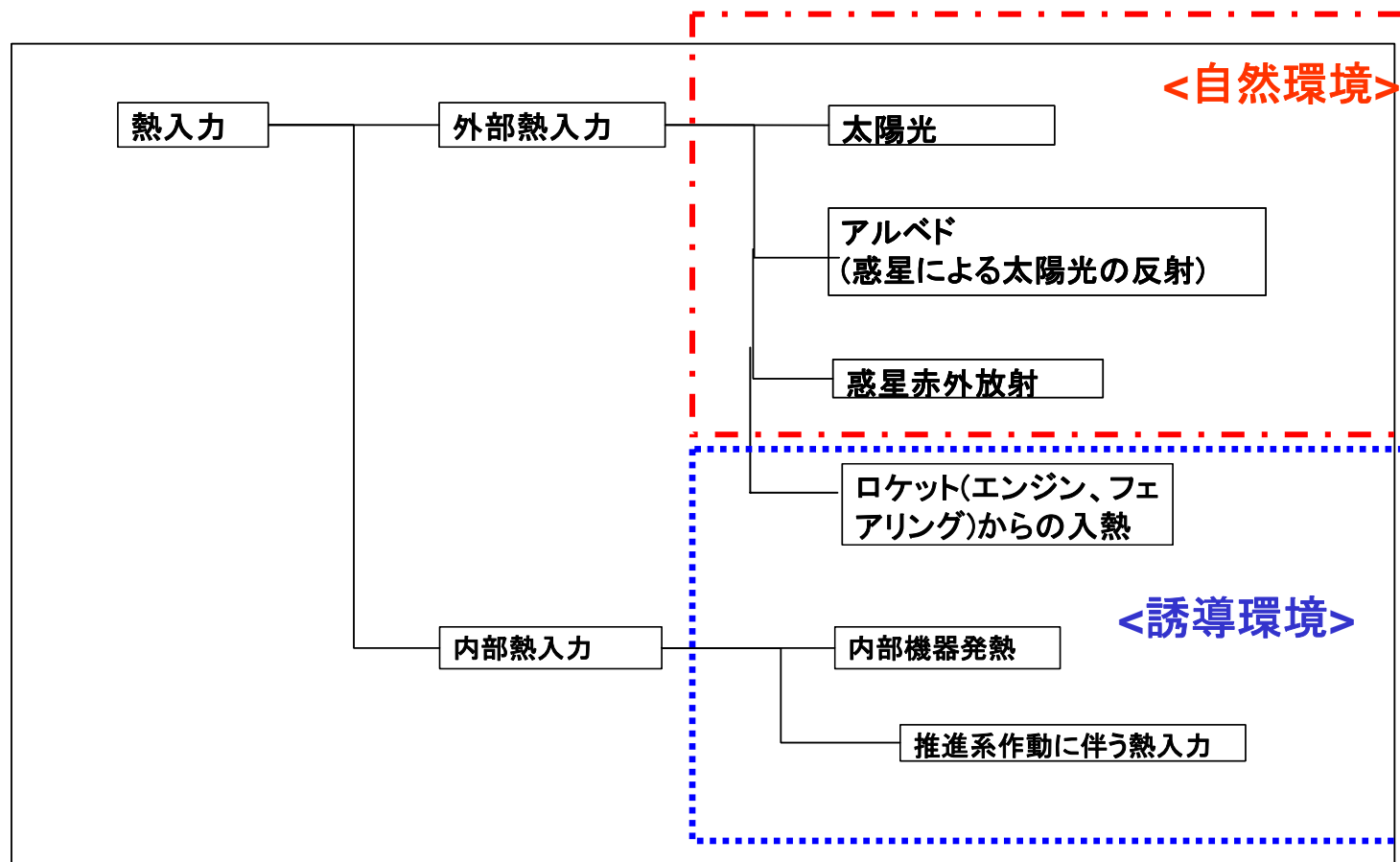
- 熱真空の環境では、熱は輻射
- 宇宙機の構体による、熱伝導
 - * ヒートパイプなどの使用→最終的には宇宙空間へ輻射
- 宇宙空間では、ステップ的に熱の入力が変化
 - 宇宙機の外側に取付けられている熱容量の小さい機器(アンテナなど)は、急激な温度変化
- 宇宙機の電子機器 ⇨ 地上の温度環境と同様でないとは機能しない。(ただし、宇宙において対流はない)

地球近傍での衛星への熱入力



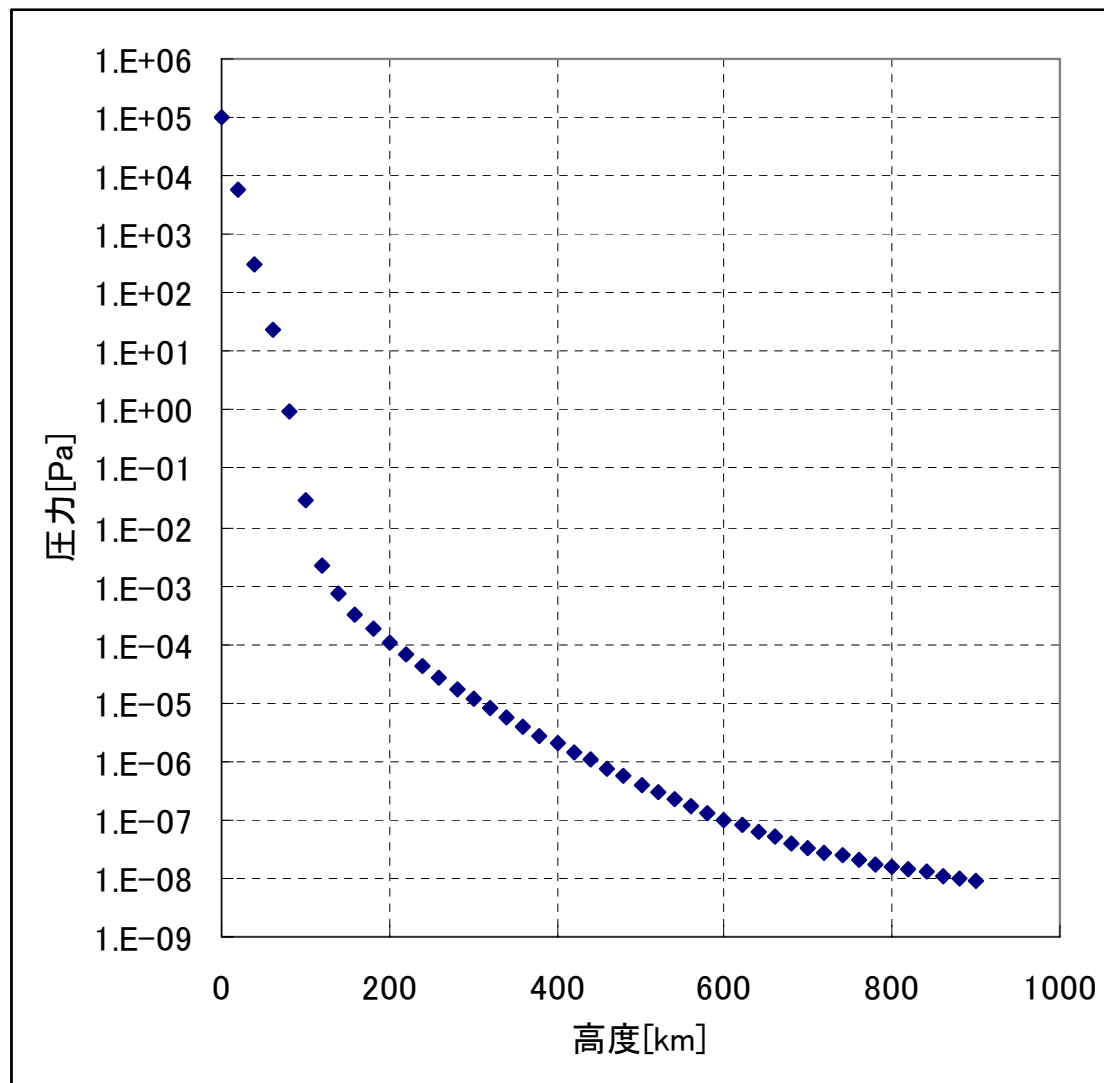


宇宙機への熱入力





地球からの高度と圧力の関係



“A Space environment”, ECSS-E-10-04, pp.62-63, Jan. 2000.

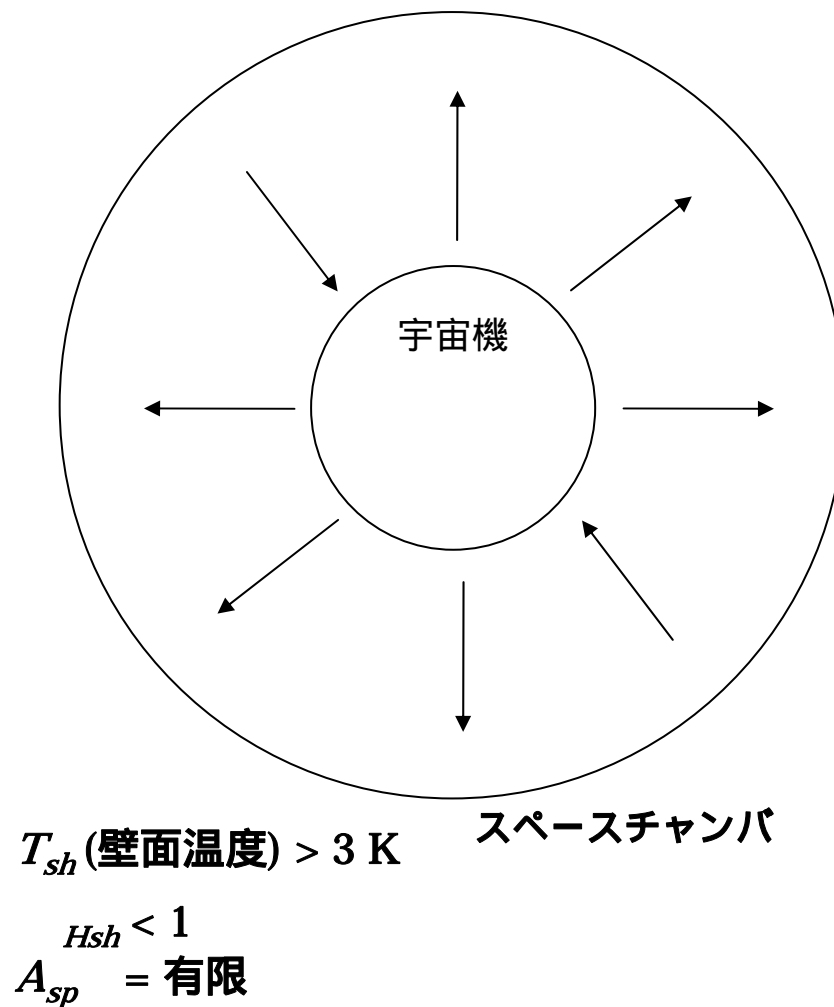
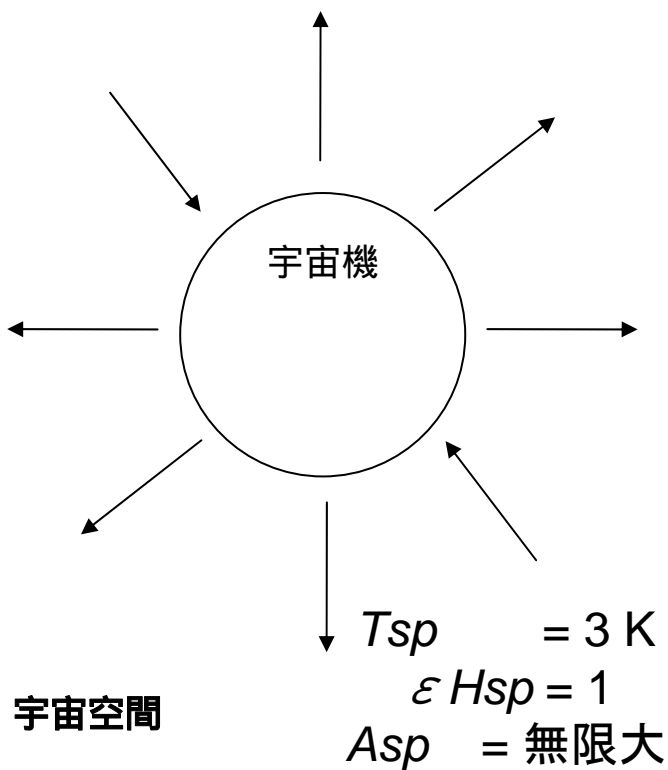


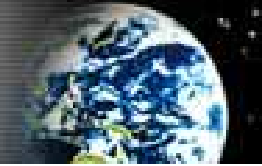
宇宙空間と試験設備との環境の違い

- ★ 熱環境
- ★ コンタミネーションに関する環境
- ★ その他<熱真空試験では模擬しない(困難)>
微小重力・宇宙線・紫外線・原子状酸素・
デブリ等



宇宙と試験設備との熱環境の違い





宇宙機の放熱量を求める基本式

$$Q_{ms} = R_{ms} \times \sigma \times (T_m^4 - T_s^4)$$

R_{ms} : 宇宙機と周囲の空間の輻射結合係数 [m²]

σ : ステファン・ボルツマン定数 5.67×10^{-8} [W/m²K⁴]

T_m : 宇宙機の温度 [K]

T_s : 周囲の空間の温度 [K]

$$R_{ms} = \frac{A_m}{\frac{1}{\varepsilon_{Hm}} + \frac{A_m}{A_s} \left(\frac{1}{\varepsilon_{Hs}} - 1 \right)}$$

A_m : 宇宙機の表面積 [m²]

ε_{Hm} : 宇宙機の全半球赤外放射率

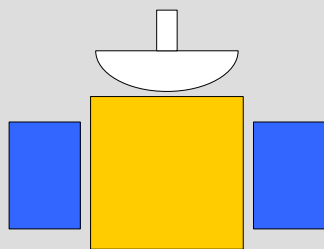
A_s : 周囲の空間の表面積 [m²]

ε_{Hs} : 周囲の空間の全半球赤外放射率



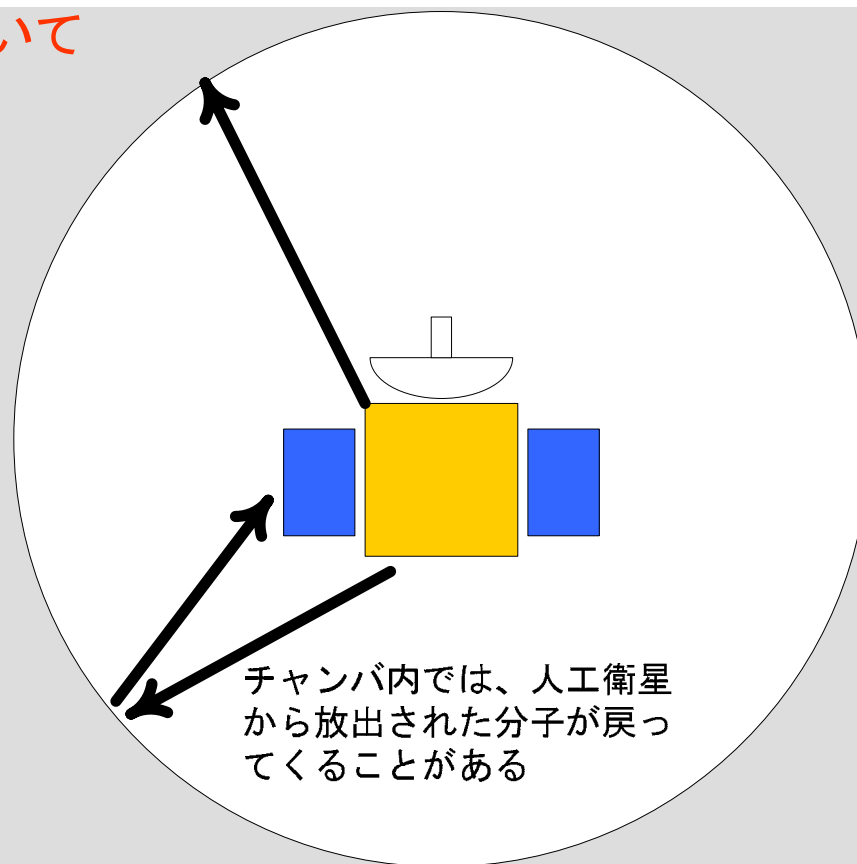
コンタミネーション環境の違い

この違いで宇宙機が地上において汚れることが有る。



宇宙空間では、人工衛星から放出された分子は戻ってこない

宇宙空間

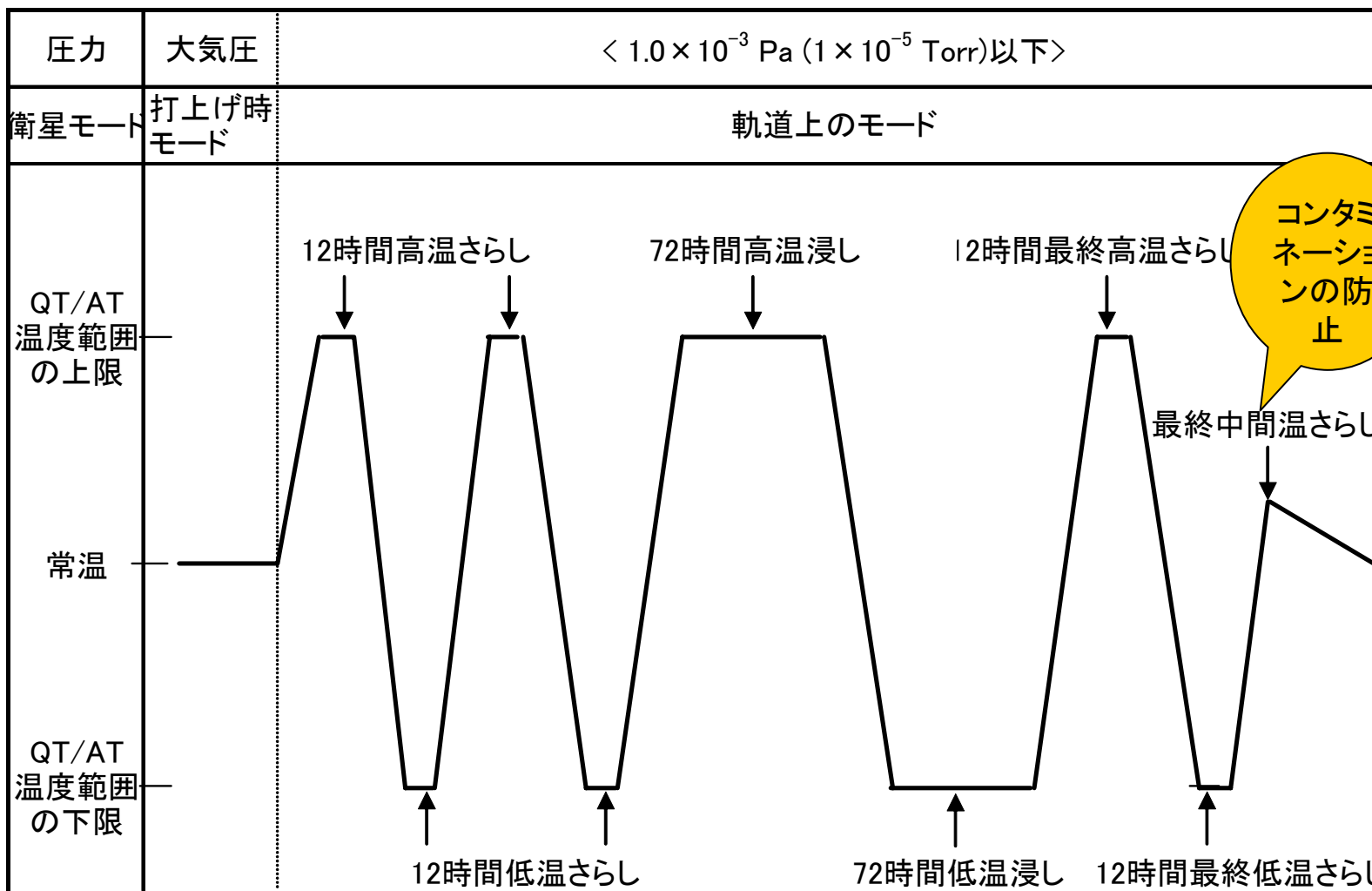


チャンバ内では、人工衛星から放出された分子が戻ってくることもある

スペースチャンバ



熱真空試験の温度条件の例



スペースチェンバの運用状態

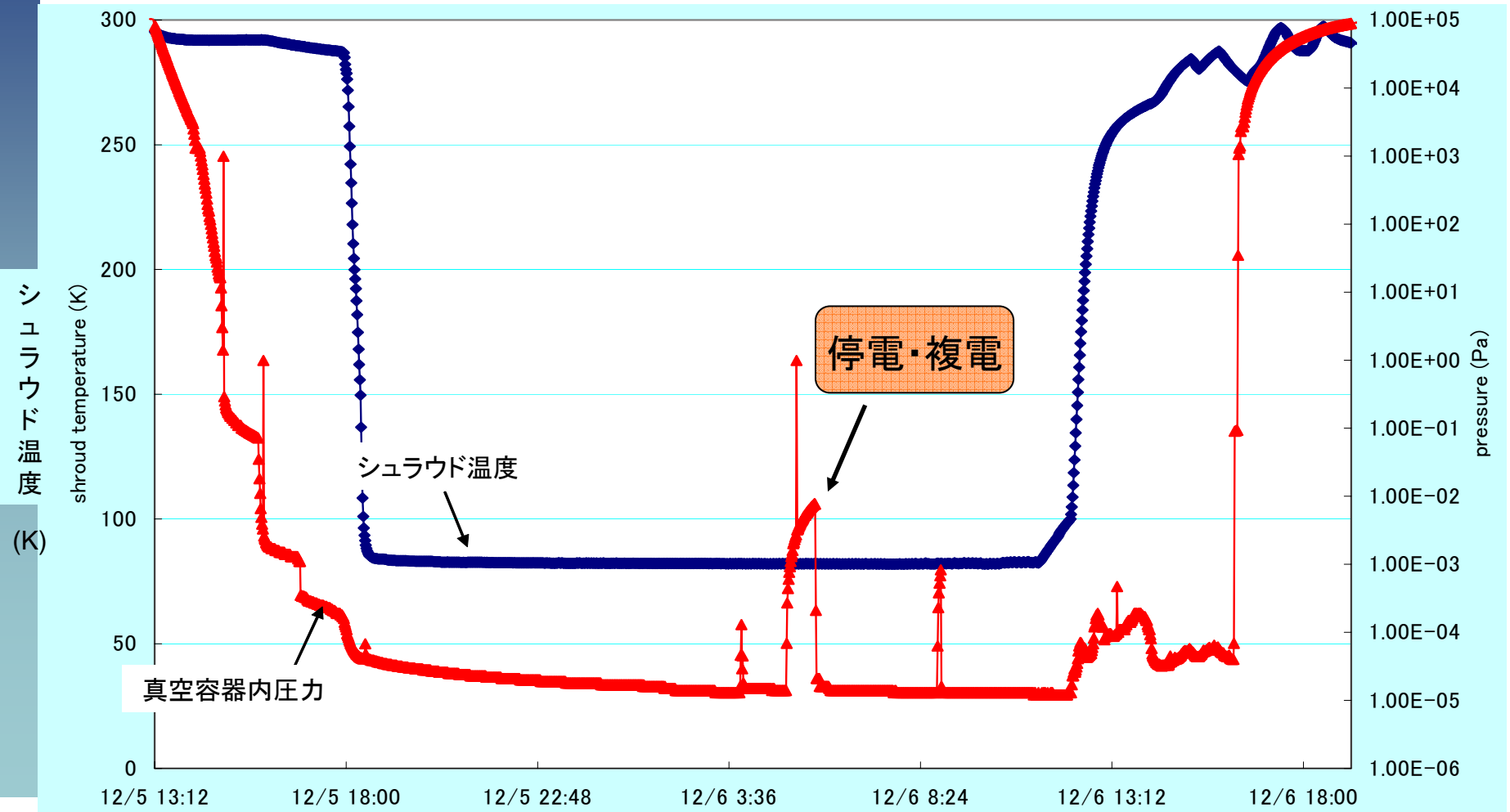


Fig. 6m radiometer space chamber

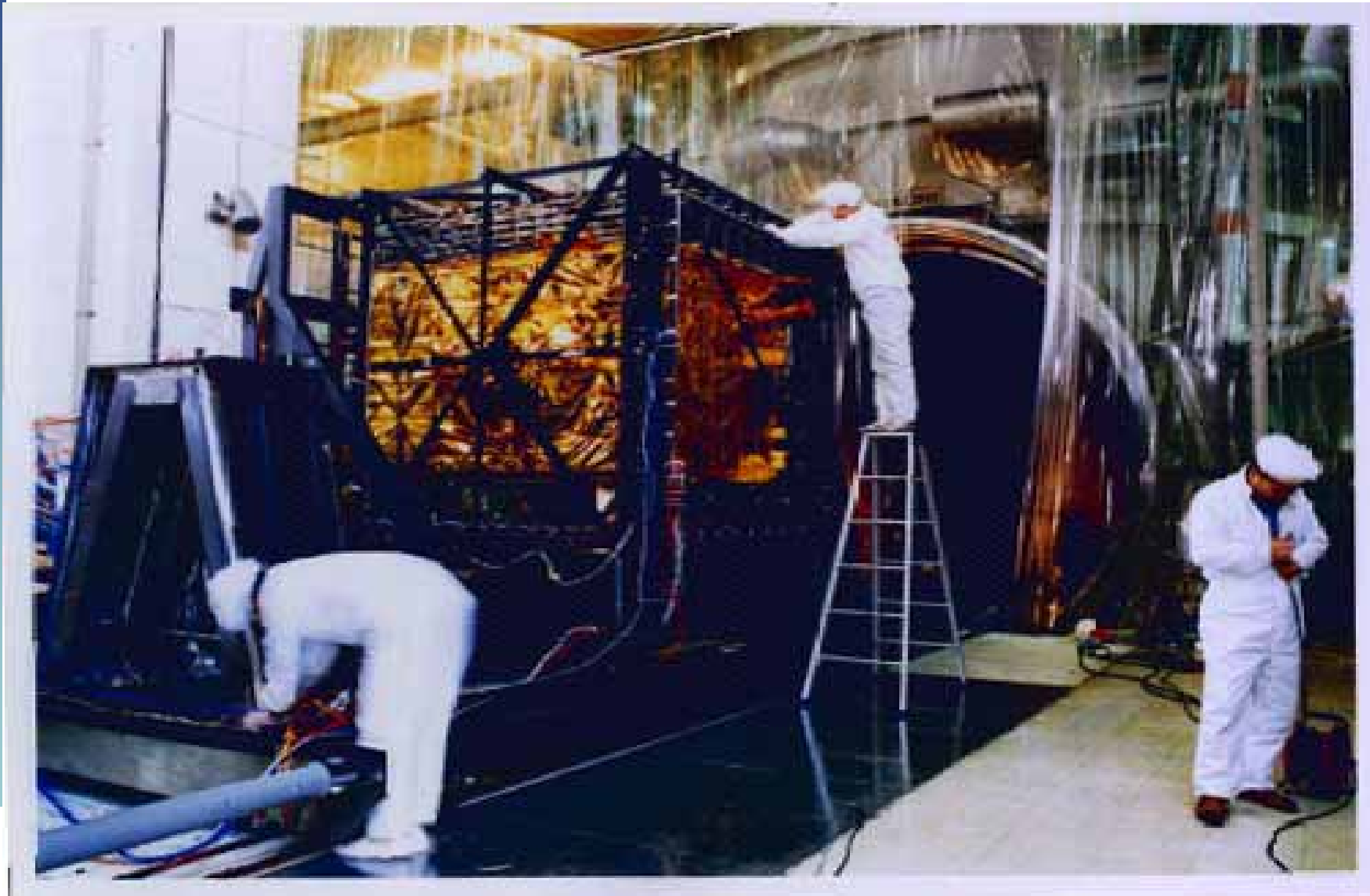


熱真空試験の特徴

- ★ 24時間連続で長期間の試験設備の運転
 - ・電力の停電は、衛星にとって致命的な場合がある。
- ★ ヒートパイプは、水平に→重力の影響で機能しない場合がある。
- ★ 宇宙空間の太陽光線に近い光源はキセノンランプ



熱真空試験の準備状況



ソーラシミュレータ
の
コロメーションユニット

シュラウド



スペースチエンバ内の衛星



電磁適合特性(EMC)試験

* 試験条件

- * 一般的にMIL-STD-461の規格を適用
- * 家庭用電化製品等は、別に定められた規格
- * 有人宇宙機に関しては、別の規格

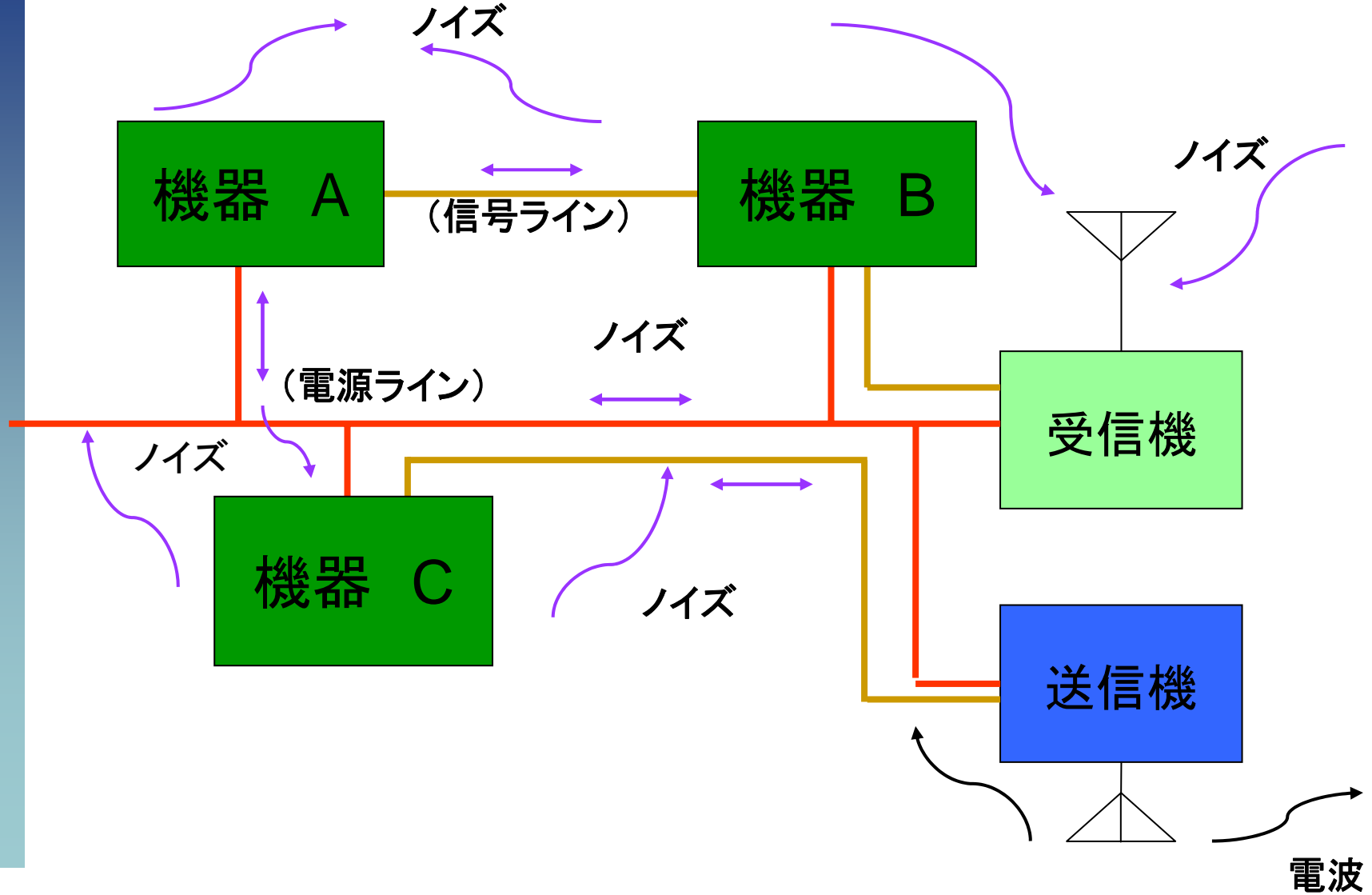
* 試験方法

MIL-STD-462に測定方法を規定

*EMC: ElectroMagnetic Comptibility



電磁ノイズの模式図





MIL-STD-461における試験の内容

C:伝導 (Conducted)

R:放射 (Radiated)

E:妨害放出 (Emission)

S:妨害感受 (Susceptibility)

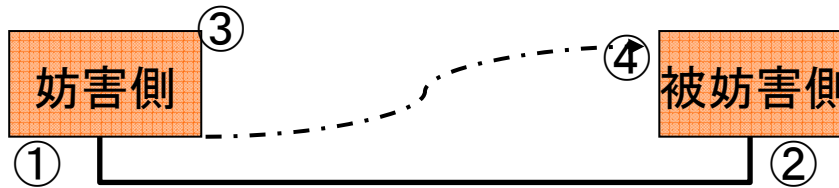
CE × × × :伝導妨害放出試験

RE × × × :放射妨害放出試験

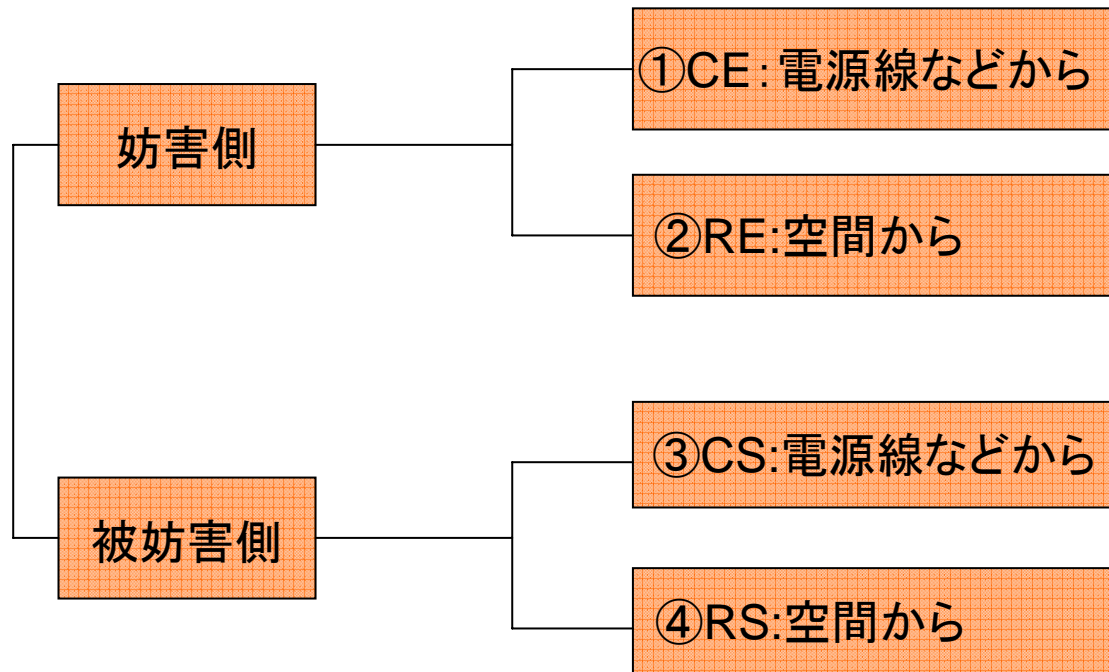
CS × × × :伝導妨害感受性試験

RS × × × :放射妨害感受性試験

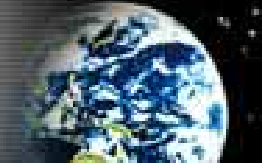
電磁干渉の関係模式図



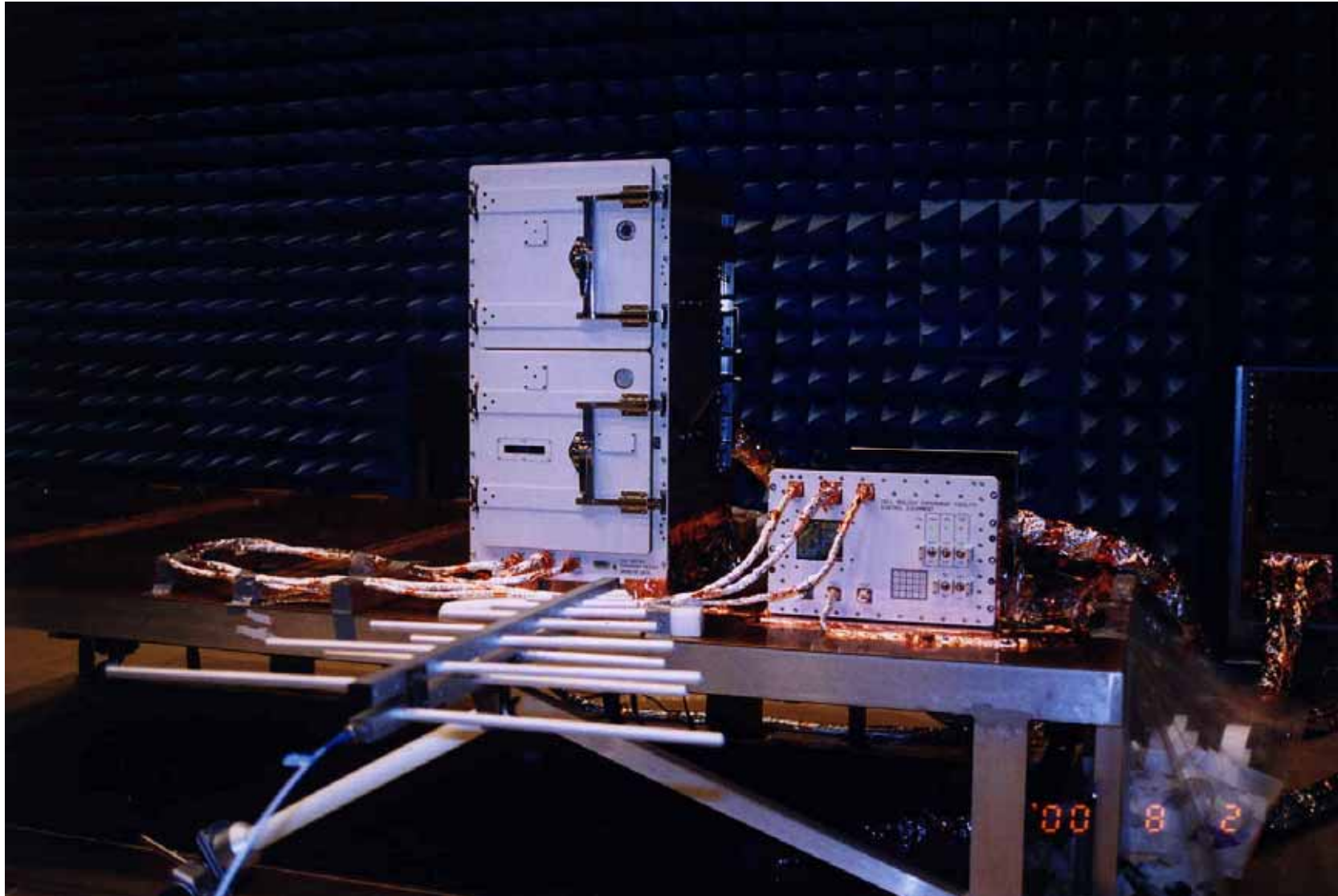
妨害側と被妨害側との関係



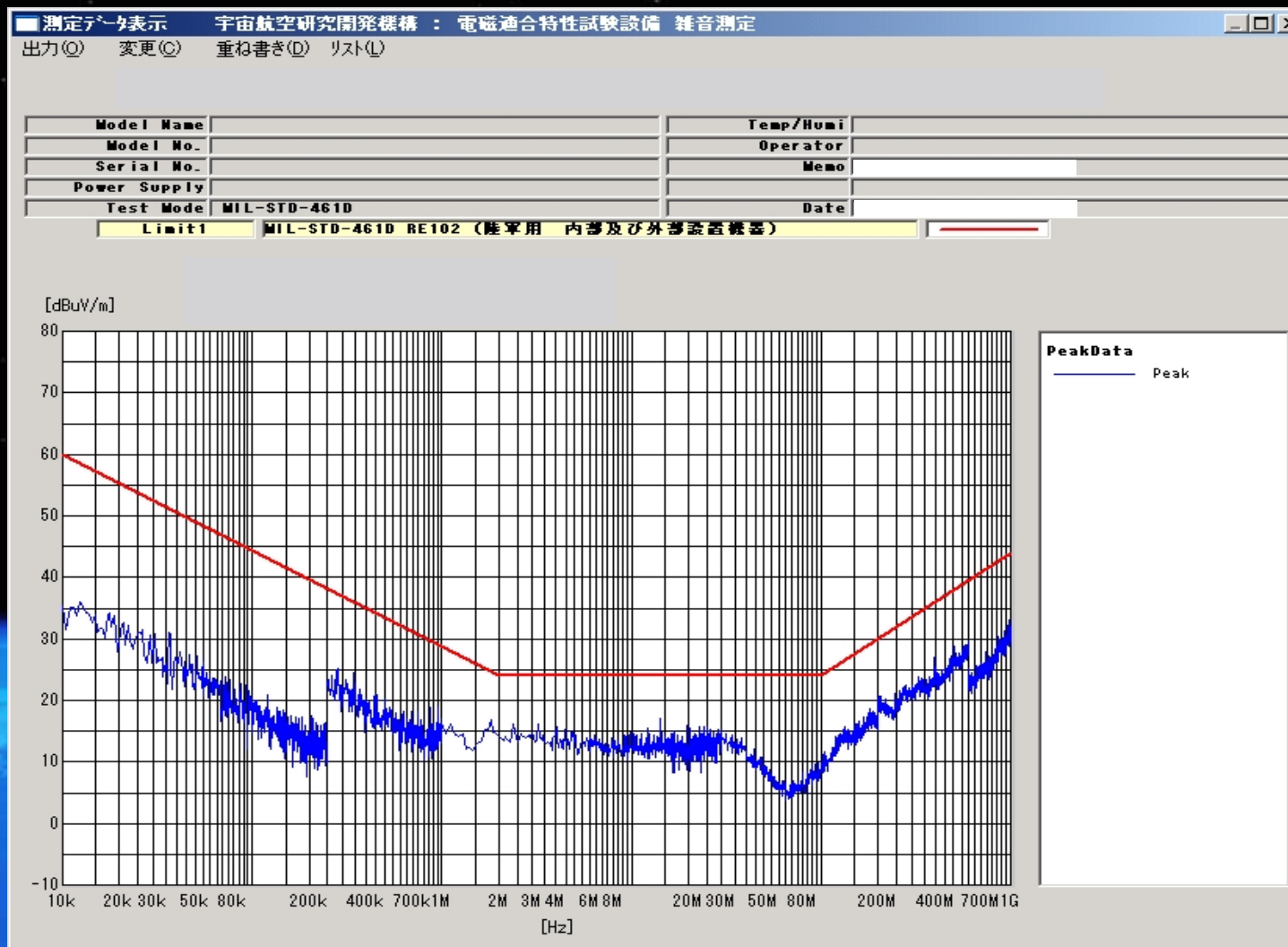
妨害側と被妨害側とEMC規格の関係



電磁適合特性 (EMC) 試験の実施状況



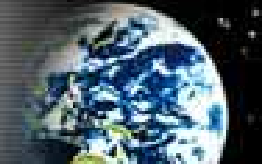
電磁適合特性試験設備 雑音測定(RE102) 測定結果(10k ~ 1GHz)



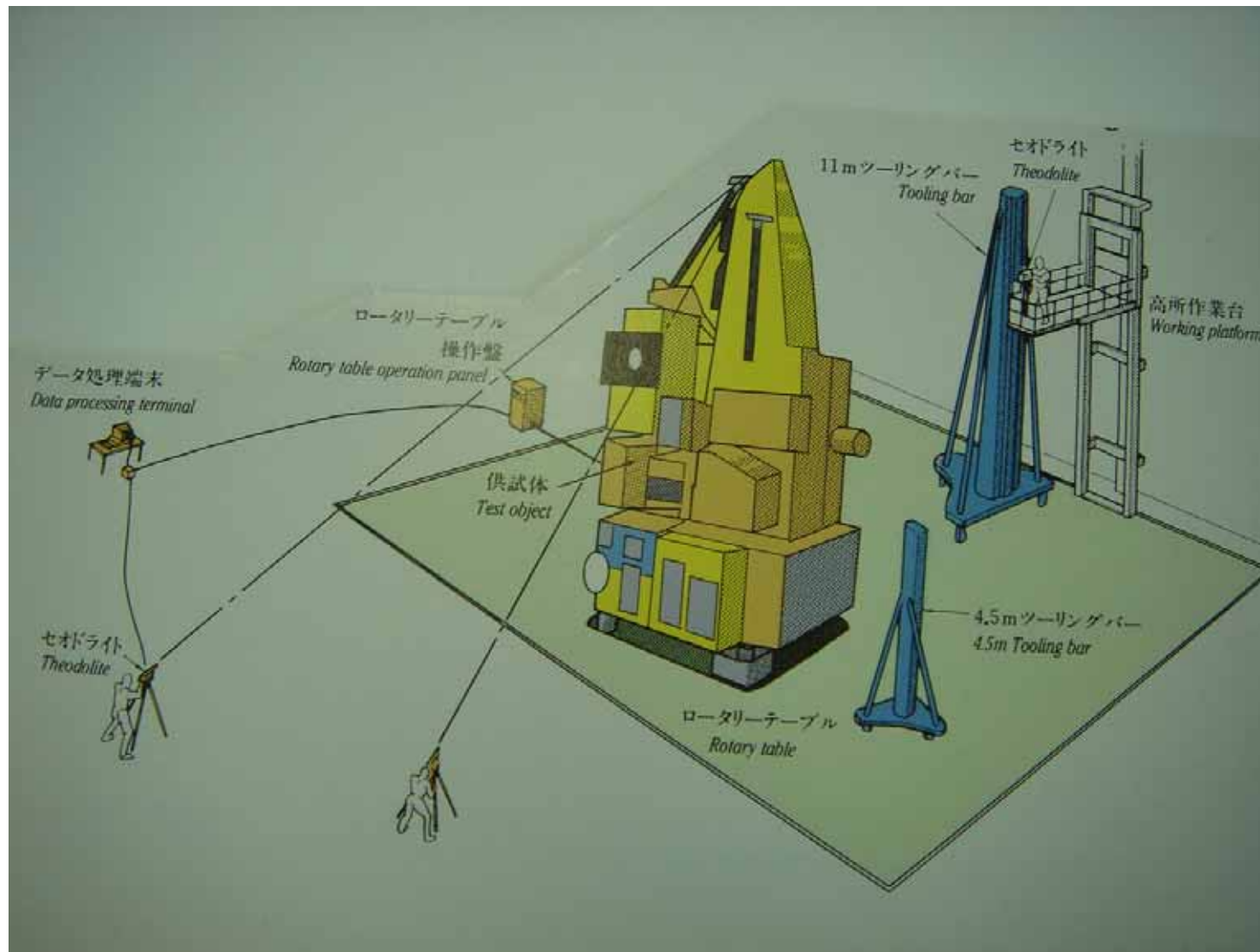


アライメント測定

- ★ 機械環境、熱環境で構体の変形が無い
か確認
- ★ アンテナ、光学機器、姿勢制御機器等の
取付け位置の確認



アライメント測定模式図



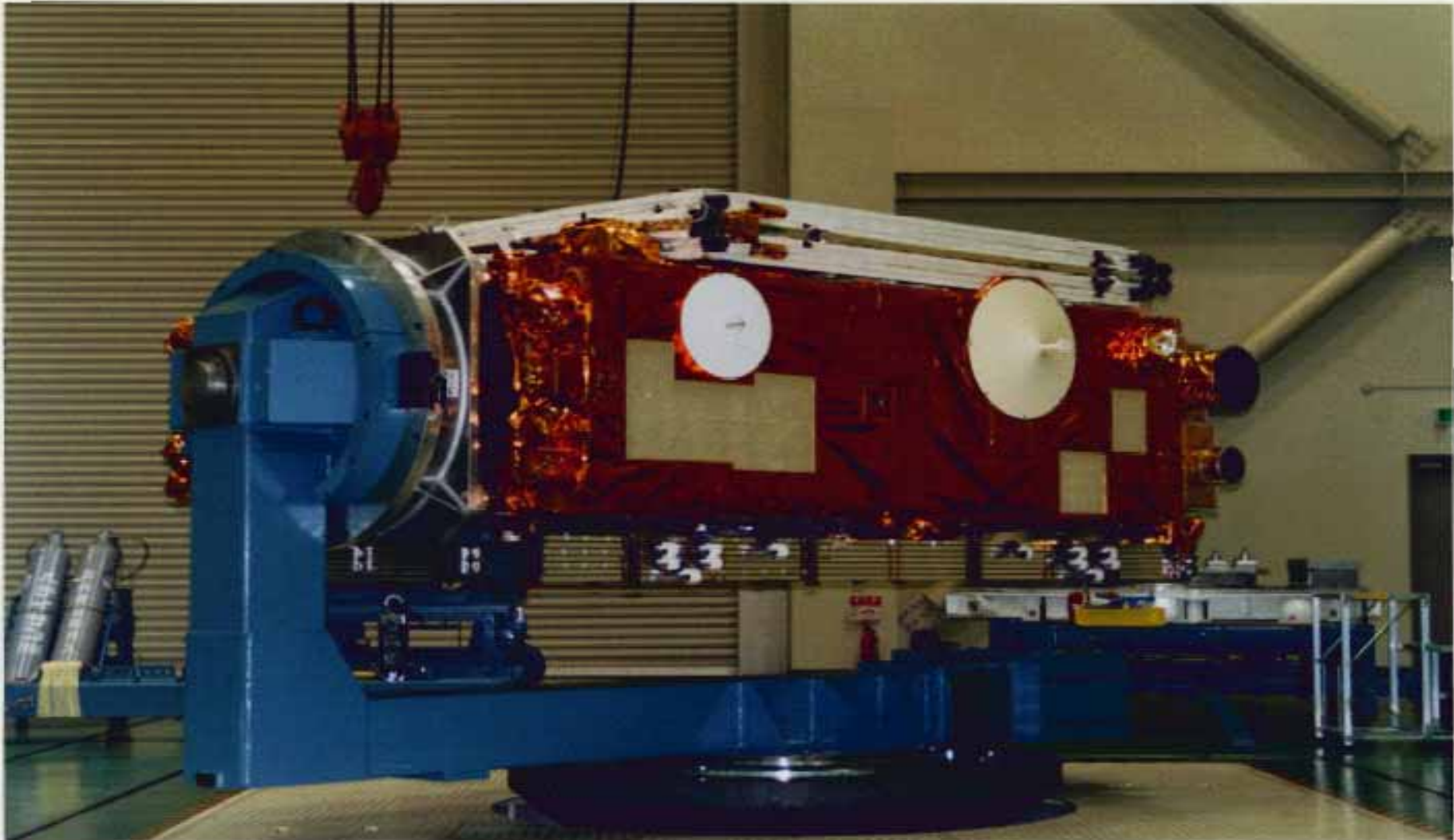


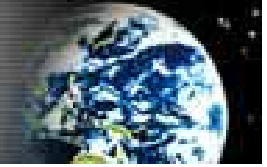
質量特性試験

- ★ 質量、重心の測定
- ★ 微小重力の空間で姿勢を維持する上でのデータとして必要

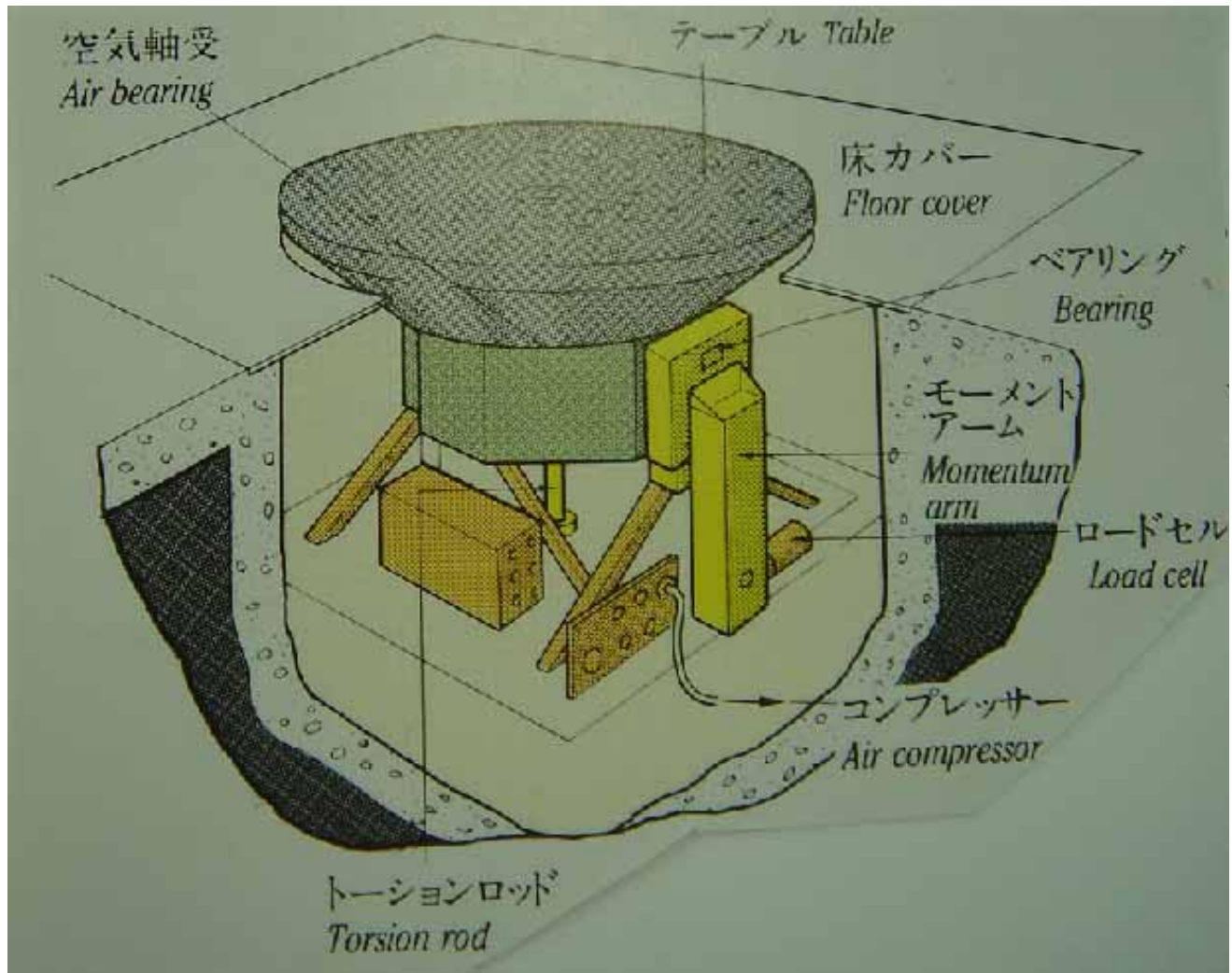


衛星の質量測定の実施状況





質量特性試験設備の概要





衛星の質量測定の実施状況



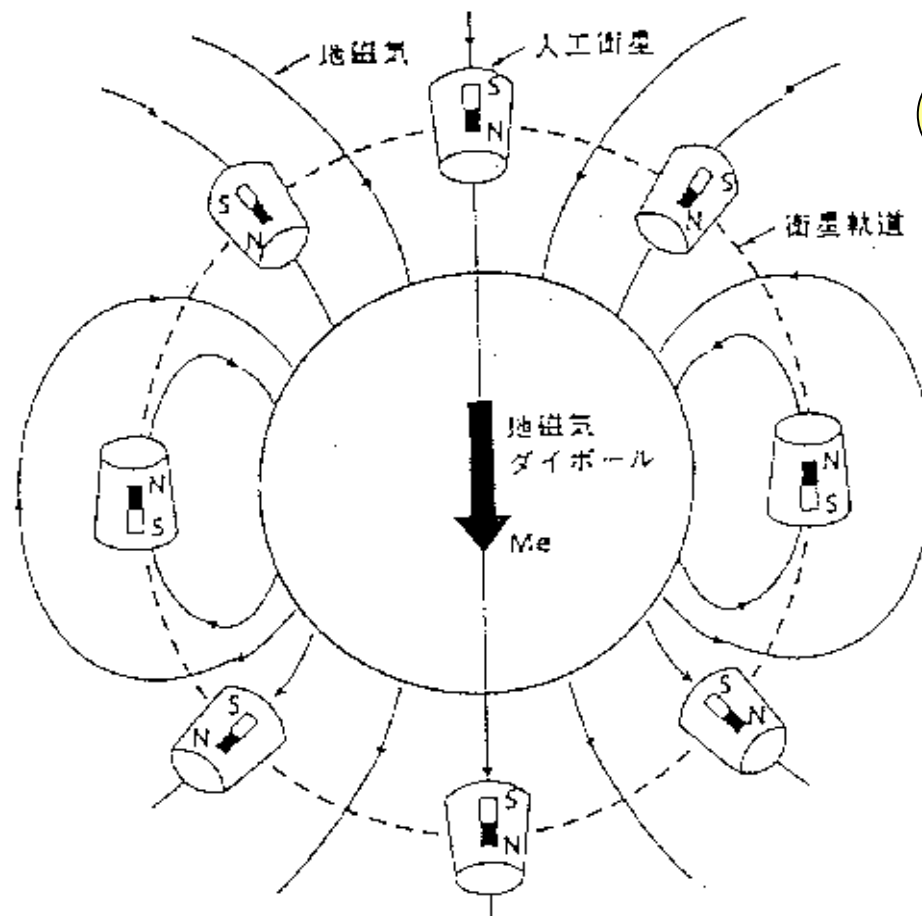


磁気試験

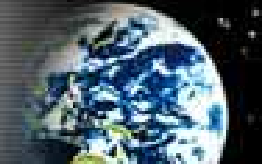
- ★ 宇宙機自体の磁気モーメントの計測
要すれば、消磁
- ★ 磁性体は、地球近傍の宇宙空間では地球磁場の影響を受ける。



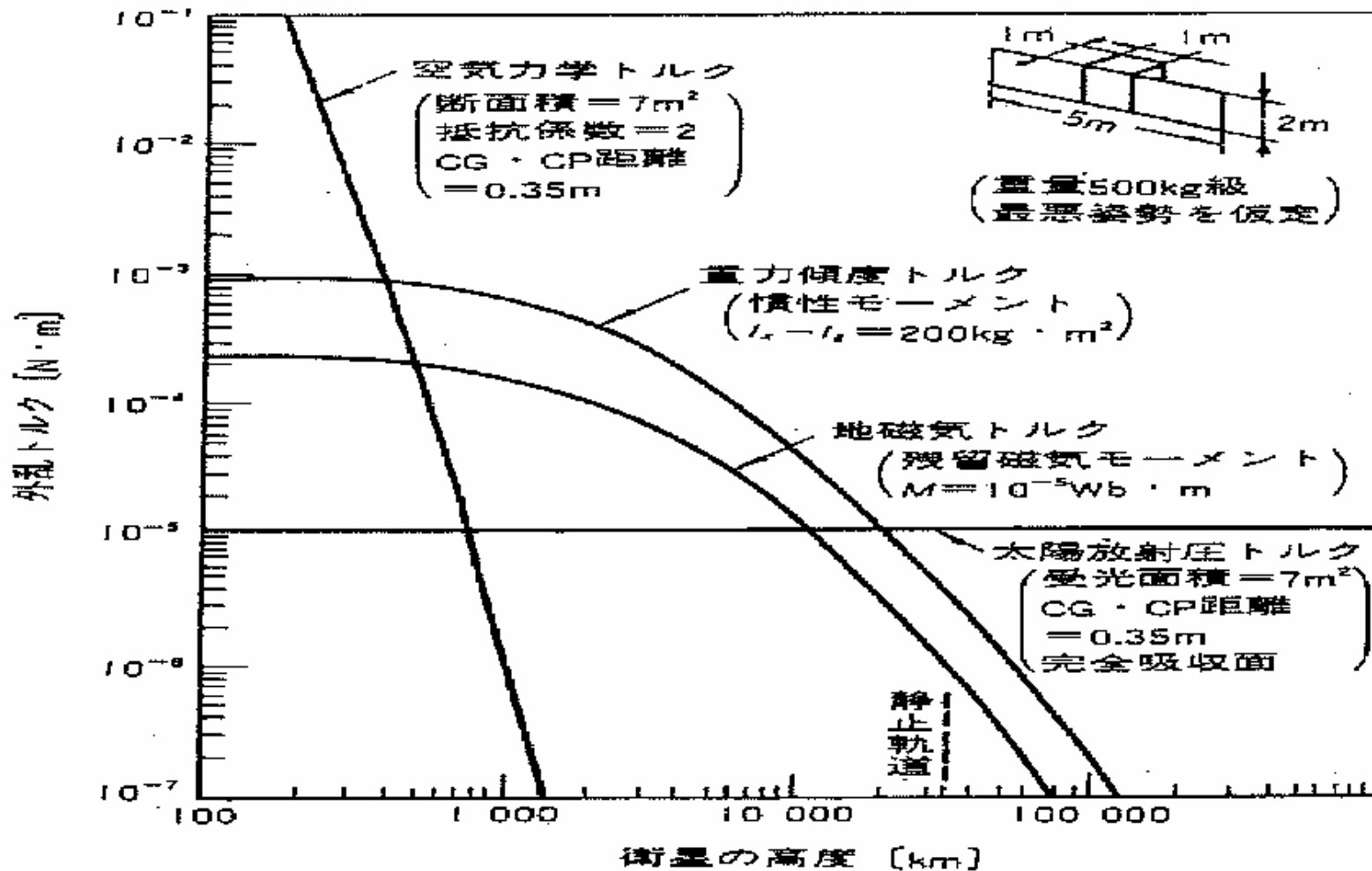
地球磁場環境の模式図



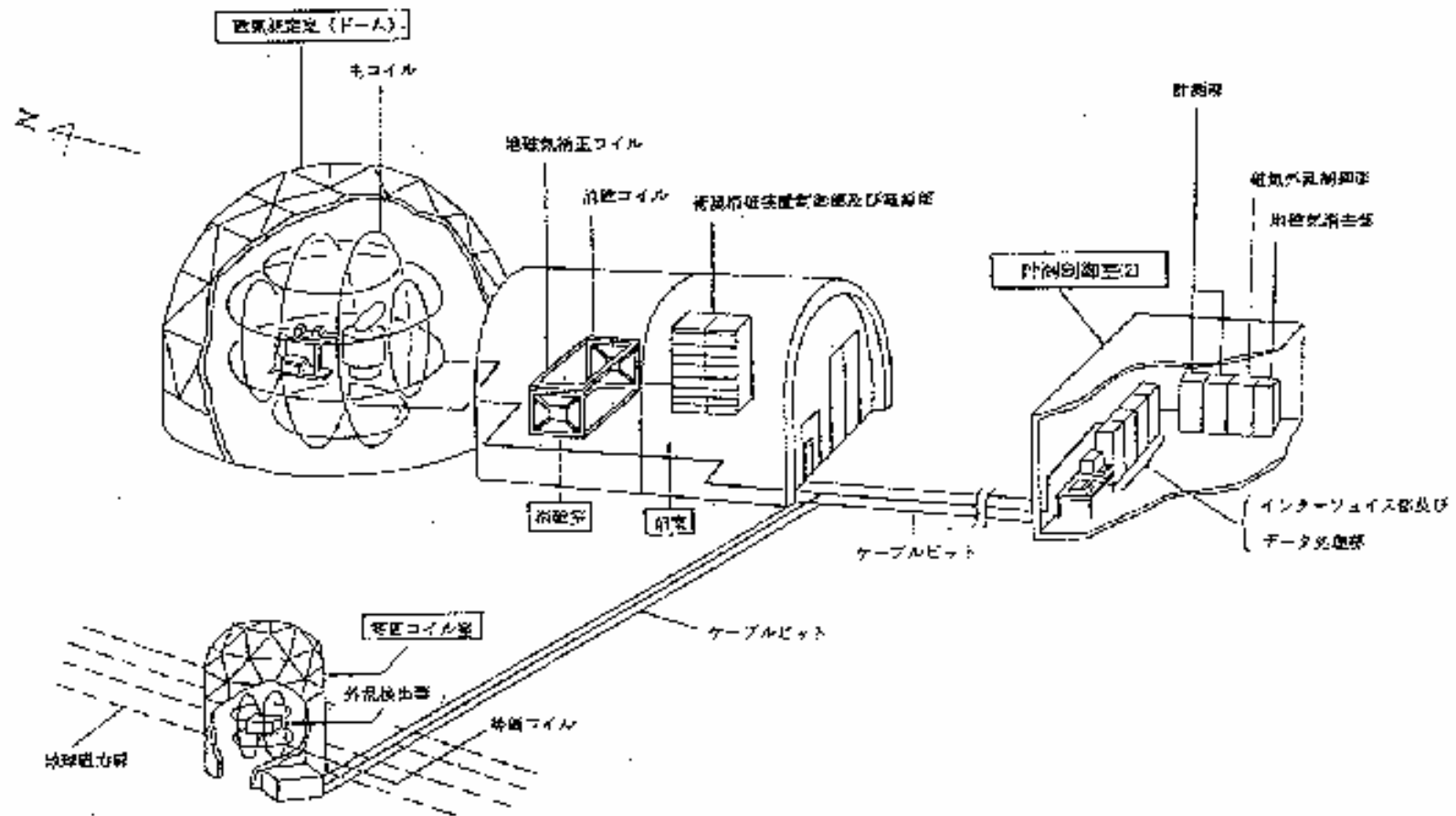
この地球の磁場の環境を衛星の姿勢制御に利用する場合もある。



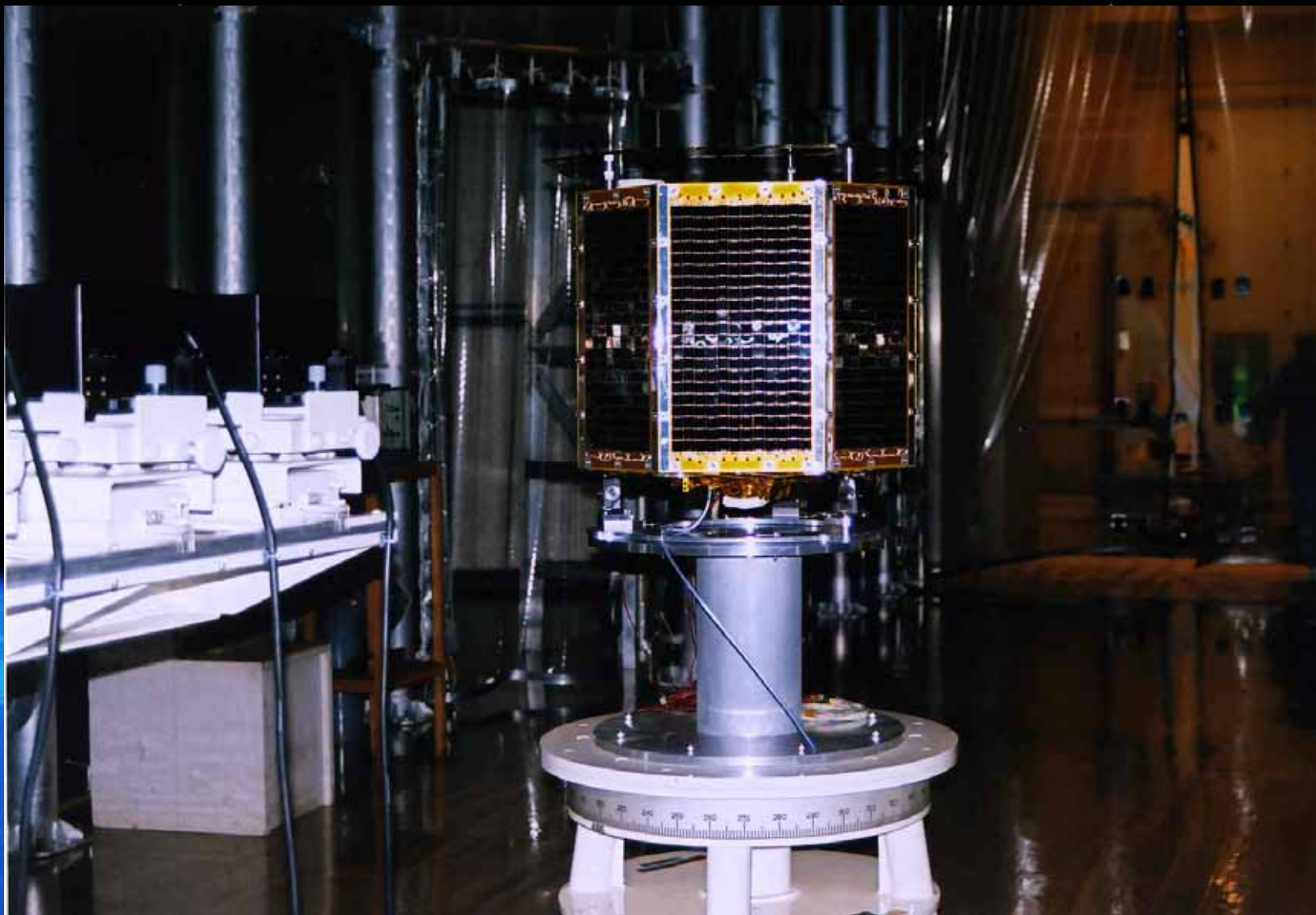
地球からの高度と外乱トルクの関係



磁気試験設備の概要



磁気試験の実施状況





試験規格

- ★ 各国、各開発機関、開発企業で試験規格を設定
- ★ 試験のコスト、時間をも含め最適な効果、品質、信頼性を確保するための試験規格
- ★ 経験・実績、理論的な裏付けを基に設定



環境試験まとめ

- * 宇宙機が遭遇する環境は複合
- * 地上で複合環境を形成することは困難
(経済性、重力が有る、……)
- * 解析でも置き換えられる部分も存在
ただし、検証が必要
- * 試験を行う前に環境予測が必要
- * 予測された環境を負荷し、状態(応答)を確認
- * 最終的には実飛行で検証→経験の蓄積
- * 試験の実施に関しても実績と経験および理論的な裏付け
が必要
- * 試験設備の運転は、軽視され勝ち。しかし、試験の本質を
知った上での試験設備の運転(試験の実施)が必要
- * ワークマンシップエラ(人的な誤り)の検出にも有効



おわりに



環境試験の期間

供試体の取扱の習熟度、試験前後の確認内容により変わる。

- ★ 音響試験：1日に2回の音響負荷が一般的
- ★ 振動試験：1日に2回程度の加振（供試体の確認、制御手順の設定で変わる。）
軸換えは作業規模によるが1日程度
- ★ 熱真空試験：低温と高温のサイクル数、供試体温度が定常になる時間で期間は変わる。



試験を行う上で

- ◆ 小型の試験設備であれば、2名程度の熟練者が担当することで実施可能
 - ただし、供試体の状態の点検・確認の要員は、供試体の特性に応じ配置が必要
- ◆ 試験は、準備が最重要
 - 試験時間より相当な時間を必要
 - * 何処に、どの様に計測センサを取付けるか
 - * 配線の引回しは
 - * 供試体を試験設備に取付ける為の治具が軽視されるが、十分な検討が必要
 - * 安全確認
 - * 手順書の作成(記録を残す)



開発試験を行う上で

失敗しないためには→確実な試験

→問題を見つける眼力

- 技術の本質を知る。
- 実際を知る。(現場を知る、経験)
- 過去の事例を知る。
- 安全の重視(人、供試体、試験設備.....)
 - * 実績の有るもの、しかし、搭載する場所、使用方法で安全性に問題ないかの確認
 - * 試験、解析で安全性の保証が必要
 - * 試験を行なうにも安全であることが前提
- 試験を行う上で試験設備の特性を理解した上で、試験計画の検討が必要



本質(そもそも)を知る(常に疑問を持つ)

<例えば>

★ 音は、何を基準に数値化しているか？

音圧レベル: $\times \times$ dBとは？

0 dB →

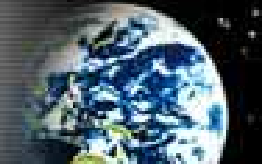
137.5 dB →

1気圧 →

★ 宇宙空間の低温の温度は何度か？

★ 熱真空試験での低温は液化窒素温度

これで宇宙空間の低温環境の試験が出来る
のか？



本質(そもそも)を知る(常に疑問を持つ)

<例>

- * 2秒角(arc·sec) $\doteq 9.69 \times 10^{-6}$ (rad)
 $\doteq 10 \mu\text{m}/1\text{m}$

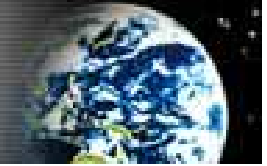
<例えば、2秒角のズレ>

静止軌道36000Km

(ETS-VIIIのアンテナ37m)

- ・髪の毛の太さ:
- ・振動試験設備の振動台の油膜:
- ・10 μm の振幅: 100Hzで0.4G、400Hzで6G

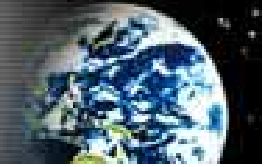
これらのことを理解しておくことも必要では



音響振動解析システム (JANET)

JAXA ACOUSTIC ANALYSIS NETWORK SYSTEM

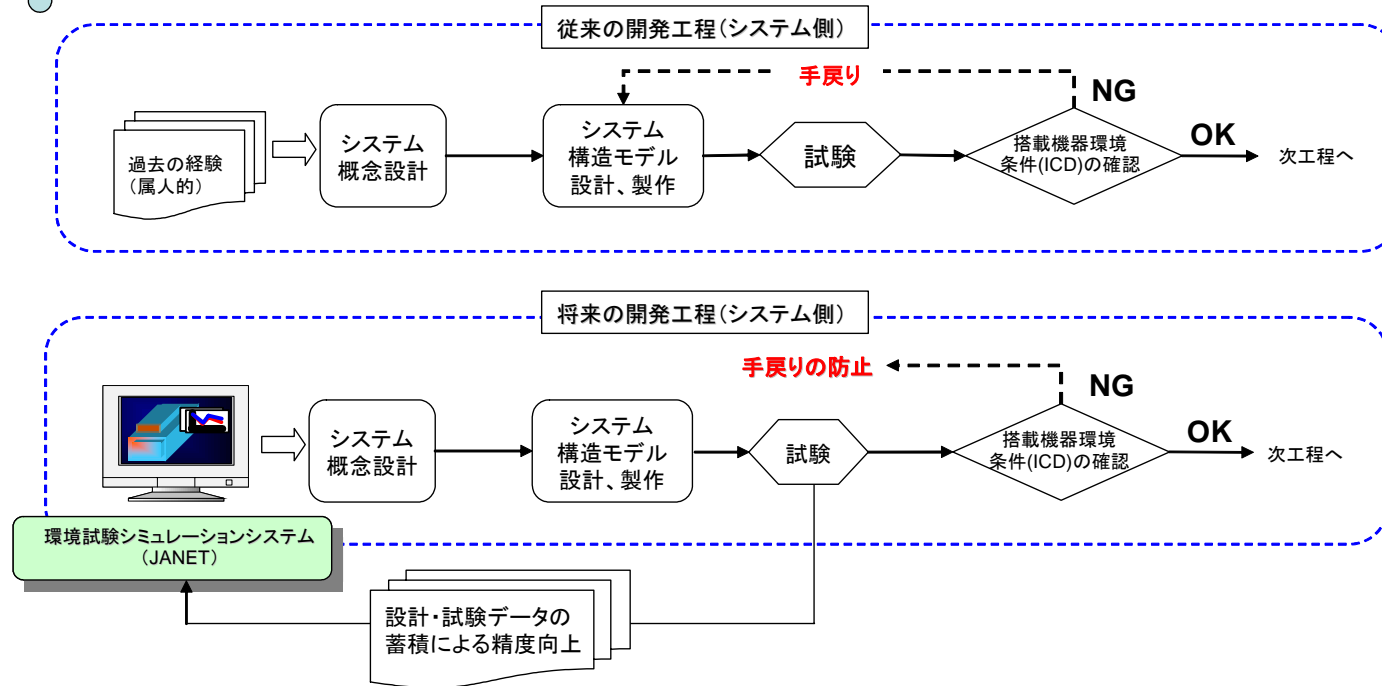
- ★ 宇宙機環境試験の中の音響試験をシミュレーションするシステムとして音響振動解析システム (JANET) を整備
- ★ JANETは、ロケット打上げ時の音響により衛星構体パネル (ハニカムパネル) に搭載される各種機器に対し誘起されるランダム振動の環境条件 (設計スペック) を統計的手法を用い予測解析することを目的に開発されたシステム
- ★ 衛星設計開発工程でこれまで設計者の経験を頼りに設定していたことで発生しうる手戻りの解消及び試験の短縮や省略による開発期間の短縮を目的として衛星システムの構造設計者を主たる対象者とした設計支援システム
- ★ 過去の多くの試験データから算出した統計値に基づき、設計スペックを設定する上での適切な上限レベル (P95/50、P99/90) ※ の予測が可能
※ P95/50とは、「50%の確率で集合の95%を包絡する値」を意味しており、P99/90とは、「90%の確率で集合の99%を包絡する値」を意味している。
- ★ インターネットを介して利用可能なシステム
　　< JAXA試験センターに手続申請が必要 >
- ★ Webブラウザにて利用可能なシステムであり、予測に使用した解析条件 (設計仕様) 等を蓄積することができるデータベースを保有



JANET利用により期待される効果

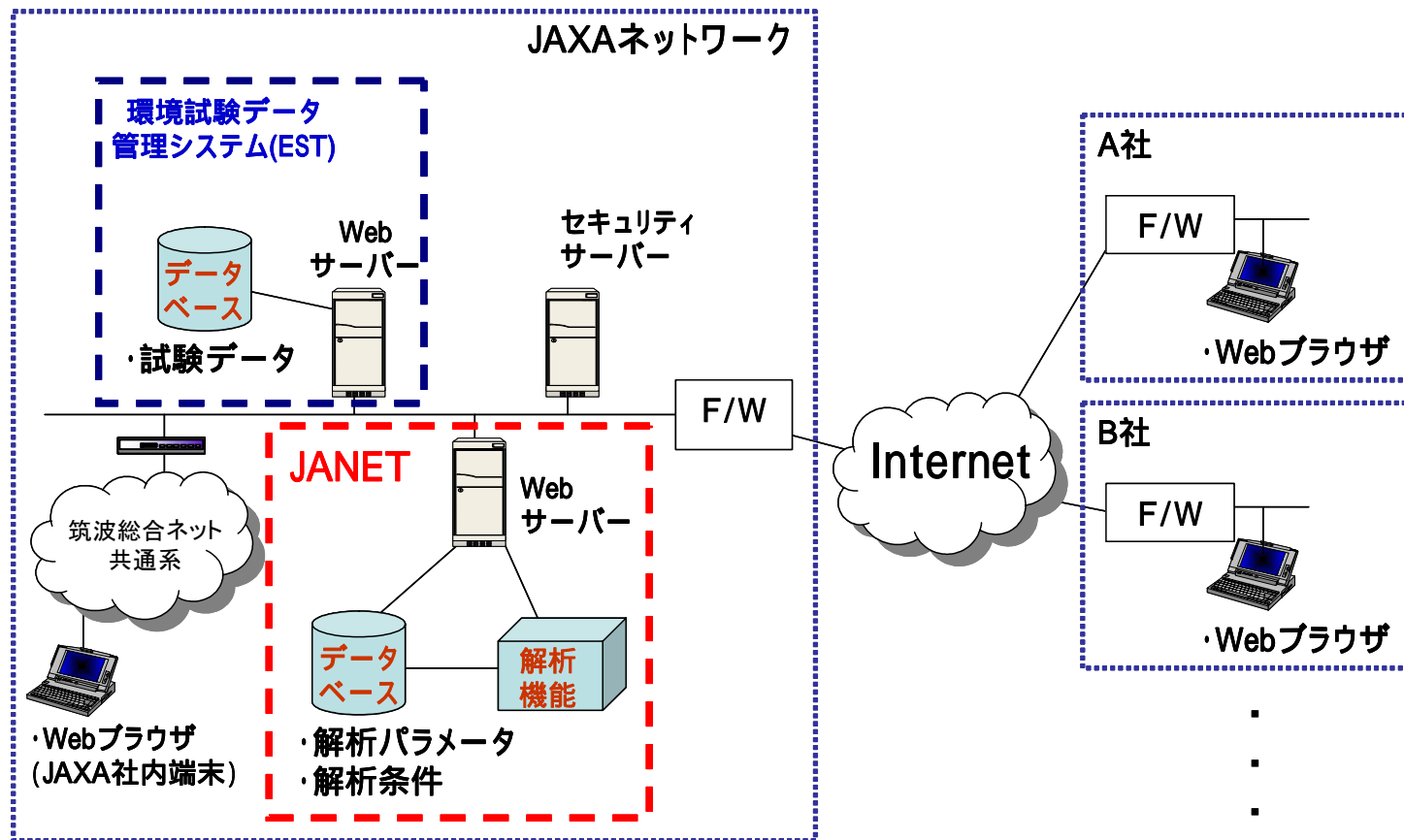
【JANET利用により期待される効果】

- ・ 環境条件の設定、設計変更による手戻りの防止
- ・ 開発期間の短縮(システム開発試験の省略)
- ・ プロジェクト開発の確実化



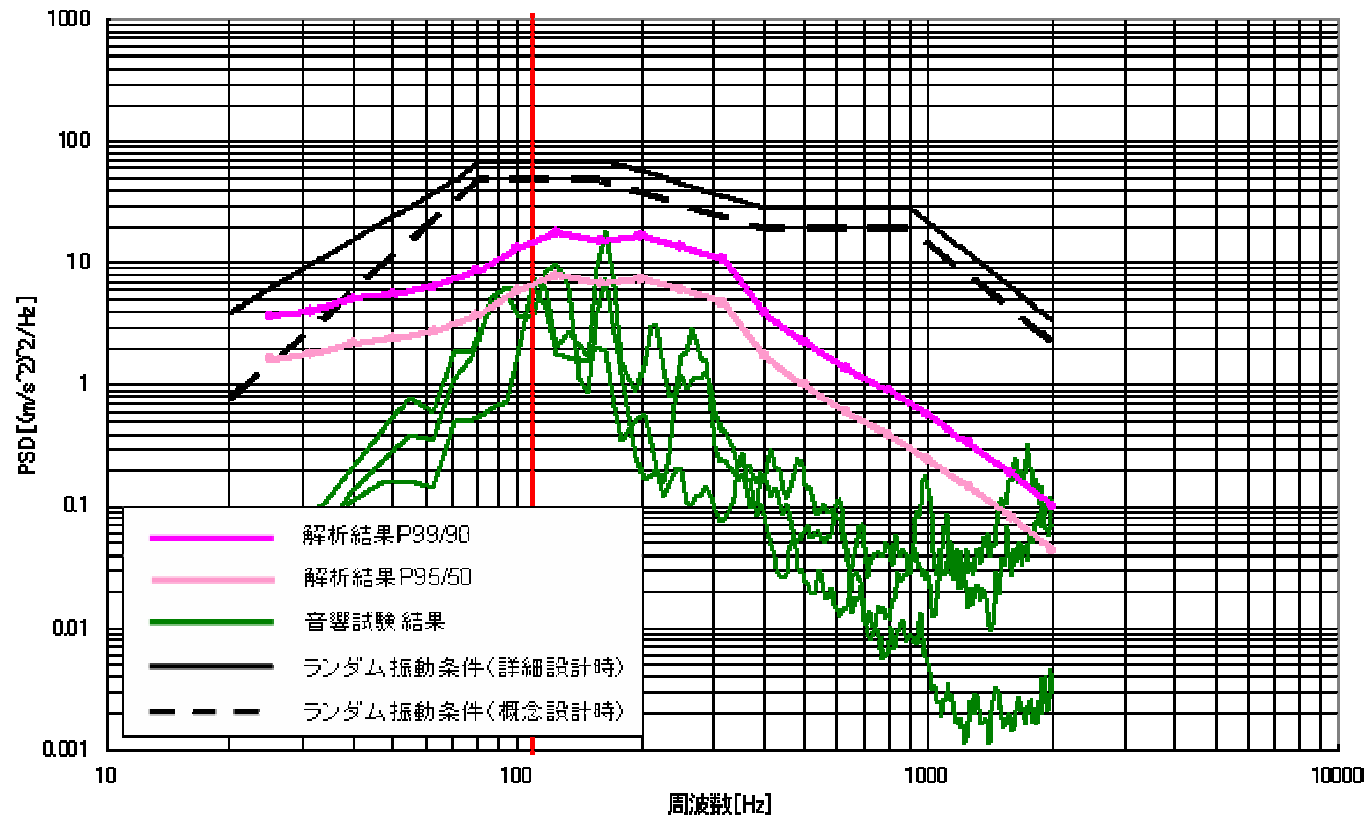


JANETのネットワーク構成図





JANETによる解析例





ご静聴有難う御座いました

