- 10) 市田 嵩: 保全性工学入門, 日科技連 (1969)
 11) S. Seshu: On an improved diagnosis program, IEEE, EC-14, 1 (1965) 76-79

- 12) 高久 清, 塩見 弘: ワイブル寿命パラメータにおよぼす温度ストレス分布の影響, 電子技術総合研集報, 39, 1/2 (1975) 49-62
 13) JIS Z 8115 信頼性用語

特集

モデルとシミュレーション

4-4 衛星モデルとシミュレーション

宇宙開発事業団 遠 藤 幸 雄

1. ま え が き

人工衛星は、いったんロケットにより打上げられると、たとえ故障が生じてても地上施設のように修理することができないので、打上げ前に充分試験を行って、所定の期間は完全に動作するように特別の配慮をする必要がある。そのためには、従来の地上施設用のものと異なった宇宙用の高信頼度の材料および部品を選定し、一連の信頼性試験を行って充分の確証をうる必要がある。

この試験は目的に応じていくつかに分類されるが、その中でも特色のあるのが環境試験である。すなわち、衛星は地上とまったく異なった環境で動作するものである。その環境にできるだけ近似した条件を地上で再現し、その条件下で各種の試験(シミュレーションテスト)を行うことが必要である。

2. 衛星製作の手順

人工衛星を開発する場合の衛星モデルの製作手順は次のとおりである。

(1) ブレッドボードモデル

衛星またはサブシステムの機能についての検討を行うものであり、汎用の電気・機械部品および材料を用いて組立てられる。この際には、重量、寸法および宇宙環境における耐性については特に考慮しない。

(2) エンジニアリングモデル

ブレッドボードモデルよっての機能の検討に加え、さらに衛星の重量、寸法、所要電力などの検討を行う。

(3) 熱モデル

宇宙空間は高真空であり、衛星が太陽に面した部分は強い輻射熱をうけ、一方、陰の部分は絶対零度に近くなる。このような極端な状態に耐えられるものを製作するためには、あらかじめ温度に関する計算および試験を行って最適のものを見つけ出す必要がある。このような試

験に用いられるものを熱モデルという。

(4) 構造モデル⁴⁾

枠型、材料、配置、重量および重量分布の面で、実際打上げるものと同様なものであり、コンポーネント、サブシステム、観測機器およびそれらの分布をシミュレートするダミー重量をつける。プロトタイプの衛星の受入試験に先立って、構造設計における信頼度の設定をするために、設計認定レベルでの機械的機能、振動、加速度、スピンおよび静的負荷テストを行うものである。

(5) プロトタイプモデル

以上の各種モデルの試験により得られた結果を総合し、実際に宇宙空間を飛ばしうけるように作られたものであり、地上において次のフライトタイプモデルより苛酷な試験が行われ、設計上の欠陥を確実に見出すためのものである。

(6) フライトタイプモデル

実際に打上げられる衛星であり、プロトタイプモデルと同じ部品を使用し、同一手順で製作される。このモデルについて行われる試験(AT)は、地上での取扱い、打上げおよび軌道上での運用において予測される実際の条件をシミュレートするもので、設計として証明されたものの中に潜在する材料上および工作上の欠陥を見出すためのものである。

なお、衛星製作の手順は(1)~(4)までのものがすべて製作されるものではなく、衛星によっても異なるものである。

3. 衛星の環境条件の概要

衛星がさらされる環境は、つぎの3期間に分けられる。

(1) 第1期間

衛星が製作されたときから、打上げ前の最終点検をうけるまでの期間で、この間に製作、組立、試験、貯蔵、輸送、ロケット装着および打上げ準備が行われる。したがって、この環境では天候条件の支配をうけながら振動

“4-4 Satellite Model and Environmental Simulation” by Yukio Endo (National Space Development Agency of Japan, Tokyo)

4. ハードウェアのモデルとシミュレーション

表 1 振動試験装置の仕様の一例

	国産 (K 社)	米国 (L 社)
1. 最大加振力	4,500 kg (ピーク)	■10,000 lbs (4,536 kg)
2. 使用周波数範囲	5~2,500 Hz	5~3,000 Hz
3. 最大加速度	80 g ピーク	98 g
4. 最大速度	170 cm/sec	—
5. 最大振幅	32 mm (p-p)	25 mm (p-p)
6. 振動台寸法	400 mmφ	420 mmφ
7. 最大荷載重量	垂直 500 kg 水平 1,000 kg-cm	10 g 410 kg 20 g 180 kg
8. 冷却方式	強制水冷	強制水冷
9. 漏洩磁束	振動台上 50 ガウス以下	台上 3 インチ 6 ガウス以下

および衝撃をうける。

(2) 第2期間

第1段のロケット点火から最終軌道にのるまでの期間で、この間にロケットの点火、切り離しおよびスピナップなどが行われる。したがって、この環境では温度、衝撃、振動、音響、スピン、真空などの支配をうける。

(3) 第3期間

衛星が軌道にのってから寿命のつきるまでの期間である。したがって、この環境は高真空の状態で太陽光の直射、地球による日食および放射能の照射、紫外線、赤外線などの照射などをうける。

4. 衛星の環境試験装置

衛星の耐環境性を地上で確認する装置としては、振動、加速度、衝撃、熱真空、音響等の試験設備がある。このそれぞれについて概略を説明する。

(1) 機械環境試験装置

(a) 振動試験装置 本装置の構成の概要を図1、外観を写真1に示す。振動試験機には、機械式、油圧式および動電式がある。現在最も一般に使用されている装置は動電式である。この原理は、磁束を切るように設けられた駆動コイルに振動電流を流し、その変化率に相当する駆動力を発生させるものである。

この型式のものは振動波形が良好で、大加速度が得られ、周波数範囲が広く、ランダム波振動試験ができ、振

幅、加速度および加振力一定の自動制御ができ、長時間の使用に耐えられる等の利点をもっている。出力が大きいのので、漏洩磁束の影響を被試験体に与えないように考慮されている。振動試験では正弦波試験とランダム波試験ができる装置をもっている。

実際に供試体のうける振動周波数成分および振幅は、正弦波のように単一規則正しいものではなく、確率分布的な不規則振動荷重をうけている。したがって、荷重のパワースペクトル密度を定量として振動試験を行う必要がある。正弦波振動は供試体の周波数応答をうけるのに有効である。

なお最近、振動波形の制御にデジタル式のものがみられるが、再現性および精度が良く、短時間でスペクトル密度の設定ができる等の利点がある。振動試験装置の一例を表1に示す。

(b) 衝撃試験機 ロケットにおける軸方向衝撃の原因となるものは、おもにエンジンの点火と切離しである。エンジンの点火では点火器の作動による衝撃のほかに、スラストの時間的特性をもったものが問題となる。また、切離しでは一般に短時間に大きな衝撃が作用する。本装置の概略と性能を図2および表2に示す。衝撃

図 1 振動試験装置の構成

写真 1 振動試験装置

図 2 衝撃試験機²⁾

表 2 衝撃試験機の仕様の一例

1. 型 式	垂直落下時間可変型
2. 試験機 の 大 き さ	本体 2 m×2 m×3.75 m
3. 最大供試体寸法	150 cm×150 cm×180 cm
4. 最大供試体重量	250 kg
5. 衝撃加速度対時間	15 g について 11 ms 30 g " 11 ms 100 g " 5 ms
6. 衝撃波 形	半正弦波パルス
7. 最大落下高	1,000 mm

試験で大切なのは衝撃波形とその再現性であるが、これは試験機の構造、緩衝体の材質および基礎構造が大きな影響を与える。

(c) 加速度試験装置 ロケットの発射のとき、または発射後その推力が変わるとき、2g から20g 位の加速度を生ずる。この加速度変化に充分耐えることを確認するための試験設備である。試験には普通、遠心加速度を利用する旋回腕型の試験装置が用いられる。

(2) 熱真空試験装置

普通スペースチャンバーといわれるものである。この装置の中に宇宙空間の熱真空環境条件（太陽光線、温度および真空）を再現して、衛星の部品材料の選定から製作過程に従って一連の信頼性試験を行う。対象とする試験体によって小型から大型まで各種のチャンバーがあるが、その代表的なものの比較を表3に、チャンバーの一例を図3に示す。実験室的規模で到達できる真空限度は 10^{-12} Torr であるが、熱平衡の点を求めるくらいならば、残留ガスによる対流がなくなる 10^{-6} Torr 程度で良いといわれている。

超高真空の宇宙空間では衛星から一度とびだしたガス分子は無限の空間にとび去ってしまい永久に帰ってこないが、有限の大きさの真空槽内ではガスの平均自由行程が槽の寸法よりも大きくなり、ガス分子は管壁に衝突し

表 3 スペースチャンバーの比較

所属 諸元	東大 宇宙研	電子技術 総合研究所	宇宙開発事業団		NASA JPL (米国)
大 き さ (内径×長さ)	2.4 mφ× 4.2 m	2.0 mφ× 1.5 m	1.8 mφ× 4.9 m	8.0 mφ× 21 mH	7.0 mφ× 22 mH
到達真空度	3×10 ⁻⁸ Torr	7×10 ⁻⁹ Torr	1×10 ⁻⁸ Torr	1×10 ⁻⁸ Torr	1×10 ⁻⁷ Torr
擬 似 太 陽 ヒ ー ム ラ ン プ	クセノン ランプ	クセノン ランプ	クセノン ランプ	クセノン ランプ	クセノン ランプ
ヘク リ ウ ム オ イ ン ポ ラ イ ズ	なし	あり	あり	あり	あり

表 4 大型スペースチャンバーの性能の一例

1) 容器の大きさ	8.5 mφ, 高さ 25 m
2) 試験体の大きさ	4 mφ の球に内接する多面体
3) 試験体重量	最大 1,000 kg
4) 試験体の出入口の大きさ	5 mφ
5) シュラウドの内径	8 mφ
6) 到達真空度 (空引時)	1×10^{-8} Torr (8 時間)
7) ソーラシミュレーター	非同軸型, 30 kW ケセノンランプ 19 灯, 有効光束 4 mφ

て再び衛星にもどり“自己汚染”がおこるので、管体を充分大きくし、さらにその内壁に極低温の壁をつくって、この壁にガス分子を吸着させるような装置（シュラウド）が必要である。通常シュラウドには液体窒素を選流させて壁面を 75°K 程度に冷却し、表面を黒化させて完全黒体に近い状態にしている。

スペースチャンバーは真空容器系、真空排気系、極低温系、計測制御系、データ処理系およびソーラシミュレーター系より構成される。大型スペースチャンバーの性能の一例を表4に示す。

(3) 音響試験装置⁵⁾

ロケットおよび人工衛星の構造体と搭載機器に対する音響振動は、ロケット打上時および飛しょう時に発生する。打上げ時の音源は、ロケットエンジンであり、エンジンに近い構造体と機器がその影響を受ける。地上よりの反射音波は、ロケットの上段またはペイロード中の敏感な機器に影響を与え、とくに打上げが高推力のクラスターエンジンでなされるときは著しい。飛しょう中でのおもな音源は空気力であり、正面面積の変化（直径の増加または減少）および局部的突起にともなう境界層の擾乱または流れの乱れによるものである。これらの影響の過酷さはブースト加速度と合成最大動圧に直接関係する。音響環境をシミュレートするために必要な条件は、

- ① 周波数スペクトル分布およびレベルがシミュレートする環境に等価である。
- ② 空間的音圧分布レベルがシミュレート

図 3 大型スペースチャンバー²⁾

表 5 反響室の性能諸元

反響室名		A 室	B 室	C 室	備 考
項目	室 形 状	五角形	四角形	四角形	
反響室の大きさ	幅 (m)	正五角形の 一辺 0.922	3.07	3.84	
	奥 行 (m)		2.44	3.04	
	高 さ (m)	1.14	3.88	4.85	
	容 積 (m ³)	1.7	29.1	55.8	
音圧レベル (dB)		168±2	164±2	160±2	0 dB=0.0002 μ バール
ホーン 取付数	80 Hz ホーン	なし	なし	1	
	175 Hz ホーン	なし	1	なし	
	350 Hz ホーン	2	2	2	
最低周波数 (Hz)		500	200	150	1/3 オクターブ バンド内でモ ード数 20 個の時
基本周 波数	周波数 (Hz)	114	45	35	固有共振モード が 1 の時
	1/2 波長 (m)	1.5	3.8	4.5	
供試体 の最大 寸法	寸 法 (m)	0.55φ×0.55	1.4φ×1.4	1.8φ×1.8	
	容 積 (m ³)	0.17	2.9	5.6	
トランスデュー サー取付数		2	4	4	
音 響 出 力 (kW)		20	40	40	トランスデュー サー 1 台当り 10 (kW)
モニタ 用センサ	マイクロホン	6	6	14	アンプの数で制 限される
	加速度センサ	6	6	14	同 上
	ITV カメラ	1	1	2	

する環境に等価である。

- ③ 供試体に必要以上の振動エネルギーを与えないように制御できる。

音場をつくる方法にはいろいろな装置がある。しかし上記の条件をみたし、経済的および取扱い方法から考えて拡散音場がすぐれている。拡散音場として一般に使用されているのが五角形の反響室であるが、特定の各辺の比率を選ぶことにより直方体も採用しうる。反響室の性能の一例を表 5 に示す。

音源には液体窒素あるいは空気を使用するが、小型の場合には一般に空気源が用いられる。遠心圧縮機により圧縮した清浄空気を、電気-空気変換器(トランスデューサー)に供給し、電気信号によりトランスデューサーのスリットを開閉して、供給した圧縮空気の流れを変化させ粗密波すなわち音波をつくり、ホーンを介して反響室に音波を供給し、反響室で反響をおこさせ拡散音場をうるものである。

5. 環 境 試 験

人工衛星はロケットにくらべて宇宙空間にとどまる期

間も長く、さらされる環境も複雑である。地上での試験には普通つぎのものが有り、衛星システムについて実施される。

(i) デザイン認定環境テスト (QT)

このテストは、地上での取扱い時、打ち上げ時および軌道上の運用時に予測される条件よりもさらにきびしい条件をシミュレートするものであり、その目的はデザイン上の欠陥を確実に見出すために行われる。これらのレベルを決める際には、実現性に乏しい故障モードを生じないように注意する必要がある。

(ii) フライト受入環境テスト (AT)

このテストは、地上での取扱い時、打ち上げ時および軌道上の運用時に予測される実際の条件をシミュレートするもので、(i)で証明されたものにつき、さらに材料および工作上の欠陥を探索するのが目的である。このレベルは普通(i)の約 1/1.5 である。

5.1 機械環境試験

機械環境試験の中でとくに問題となるのは正弦波振動試験であり、多くのトラブルはこのテスト中に発生すると考えてよい。試験方法も充分考慮しないと、必要以上の加速度が供試体にかかることとなる。試験のレベルは、いくつかのロケットを打上げそのデータの積重ねにより確立されるものである。米国のソーデルタロケットのフライト数は、1960 年 9 月で 338 にも達している。そのロケットによる衛星の振動試験レベルの一例を表 6. 7 に、衝撃試験のレベルを表 8 に示す。

表 8 の衝撃試験では、衝撃試験機を用いずに爆発ボルトによる実際のテストおよび振動試験を行っている。こ

表 6 正弦波振動試験レベル³⁾

QT		AT	
推 力 軸		推 力 軸	
10~17 Hz	3.0 g (o-p)	10~17 Hz	2.0 g
17~23 Hz	4.5 g デルタ N 6.0 g デルタ M 7.5 g デルタ L	17~23 Hz	3.0 g 4.0 g 5.0 g
23~100 Hz	2.3 g	23~100 Hz	1.5 g
横 軸		横 軸	
5~9.5 Hz	0.5" DA	5~7.5 Hz	0.5" DA
9.5~13 Hz	2.3 g	7.5~13 Hz	1.5 g
13~100 Hz	1.5 g	13~100 Hz	1.0 g
掃引速度	2 oct/min		4 oct/min

表 7 ランダム振動レベル (PSD)³⁾

QT		AT	
推力軸および横軸		推力軸および横軸	
20~300 Hz	+3 dB/oct	20~300 Hz	+3 dB/oct
300~2,000 Hz	0.045 g ² /Hz	300~2,000 Hz	0.02 g ² /Hz
時間	2 min/axis	時間	1 min/axis

表 8 衝撃試験レベル³⁾

QT	AT
デルタ爆管装置で2回テスト	なし
正弦波による試験 100~250 Hz { 1.5 g 推力 2.3 g 横 250~400 Hz 4.5 g 400~2,000 Hz 7.5 g	なし
掃引速度 oct/min	

の方がより良く衝撃環境をシミュレートするといわれている。

宇宙開発事業団では、現在までに電離層観測衛星 (ISS) PM, 技術試験衛星 I 型 (ETS-I) PM および FM の環境試験を行ってきた。ETS-I PM の試験の結果、衛星の推力軸 (Z 軸) 方向の基本振動数は 260 Hz であることがわかった。なお加速度の伝達率はフラットデッキで最大4倍から7倍であった。横軸方向の基本振動数は X 軸方向で約 60 Hz, Y 軸方向で約 65 Hz であり、加速度伝達率はフラットデッキ上で約 25 倍であった。

5.2 熱真空試験

衛星は、宇宙空間において内部の各機器が正常に動作する温度になるように設計されねばならない。衛星が地球軌道上でうける熱入力には、太陽からの直接輻射、太陽輻射が地表面で反射されたもの (アルビド) および地球からの赤外輻射がある。高々度衛星ではアルビドおよび地球からの赤外輻射を無視しうるので、太陽からの直接輻射のみを考える。衛星の内部の各機器からは熱を発生するので、熱設計はこれらの熱入力を考慮して熱バランスをとる必要がある。

衛星の熱設計では、まず数学モデルで計算設計し、その計算にもとづいて熱モデルをつくり、実際に試験をして確認する。さらにプロトタイプモデルで予測温度よりもきびしい温度で試験を行い、衛星の動作を確認する。

米国のエクスポローラ (科学衛星) を例にとり、その熱真空試験のサイクルを示すと図 4 のようになる。まず最初のコロナチェックは、大気圧から 10^{-4} Torr の真空領域に移行する間に、永久的な損傷を与えるような放電の発生がないことの確認のために行われる。短期の高温低湿さらしは、初期故障を見出すためのものであり、長期の高温低湿ひたしは、長期間の高温低湿下および真空下で現われるような劣化および故障を見出すためのものである。さらに長期の高温低湿ひたしのあとで行う最終の短期高温低湿さらしは、この高温低湿さらしかまたは前段階の長期高温低湿ひたしで生ずるおそれのある何らかの劣化を見出すのが目的である。

図 4 プロトタイプ衛星用の代表的な熱真空テスト⁴⁾

宇宙空間の地上でのシミュレーションは、技術、経費等の点で完全なものは実施できない。これらは当然誤差となって試験結果に入ってくる。この誤差解析は、衛星モデルの試験結果にフィードバックされる。

今後打上げられた衛星から送られてくるデータと比較検討する課題が残されている。

5.3 音響試験

一般に、小型の衛星は音響試験ではなくランダム振動試験が、また大型の衛星では音響試験が行われる。これは音響環境への機器の感受性が大きな問題となるからである。重い衛星では衛星分離面またはアタッチメントフィッティング基礎でのランダム波入力は、衛星の上部に達する前にはほとんど減衰される。敏感な特性をもつ装置とは、露出された柔軟な面の広い、質量・体積比の小さい、内部減衰の小さい装置である。その例としては、

① 薄い平板にとりつけられる電子管、導波管、クライストロン、マグネトロン、 piezo 素子およびリレーのような高周波共振をもつマイクロフォニック要素を含んでいる装置。

② 圧力検出器、弁、スイッチおよびリレーのような露出された膜状素子を含むか、あるいはそれから構成さ

表 9 音響雑音試験レベル³⁾

QT		AT	
Hz	音圧レベル dB (ref 0.0002 ダイン/cm ²)	Hz	音圧レベル dB (ref 0.0002 ダイン/cm ²)
37.5~ 75	128	37.5~ 75	124
75~ 150	133	75~ 150	129
150~ 300	136	150~ 300	132
300~ 600	138	300~ 600	134
600~1,200	139	600~1,200	135
1,200~2,400	136	1,200~2,400	132
2,400~4,800	132	2,400~4,800	128
4,800~9,600	127	4,800~9,600	123
over all	144	over all	140
時間 1 min		時間 30 sec	

れている装置。

音響試験の実施については、米国でも空軍、NASAと考えが異なり、またメーカーの間でも相異がある。

つぎに米国のソーデルタロケットで打上げられる衛星の試験レベルを表9に示す。

6. む す び

以上、主として衛星モデルと衛星のシミュレーションテストについて述べたが、わが国における本格的な宇宙開発はこれからであり、衛星も次第に大きくなり、試験もさらに最適さが必要となってくるであろう。今後は、

4. ハードウェアのモデルとシミュレーション

打上げられた衛星からのデータを積上げ、テストレベルを修正することにより、シミュレーションテストをいっそう信頼性のあるものとしてゆきたい。

(昭和50年6月30日受付)

〔参 考 文 献〕

- 1) 遠藤, 笹木: 宇宙環境試験, 金属材料, 11, 10 (1971) 129
- 2) 宇宙開発推進会議: ロケットと人工衛星, 宇宙開発ハンドブック, 昭和48, 49年, 281
- 3) McDonnell Douglas: Delta Payload Planner's Guide (1971)
- 4) GSFC: General Environmental Test Specification for Spacecraft and Components (1969)
- 5) 川崎重工: 川崎技報, 52 (1974) 426

— 今 月 の 表 紙 —

SONY ポータブル VTR VO-3900-H

1. VO-3900-H型VTRは、ENG用の、ポータブルVTRで、すでに多くのTV放送局で、ニュース取材用に使用されています。
2. 専用バッテリーで、約1時間の記録が可能で、片手で持って、どこにでも移動することができます。
3. 使用テープは、3/4インチ、Umatic方式のカセットで、連続20分の記録が可能です。
4. 記録入力信号は、NTSC標準カラー信号で、専用の小型カメラDXC-1700型の他、標準形式のカラーテレビカメラが接続できます。
5. 再生信号は附属のカラープロセッサーを使用して、タイムベースコネクタに接続すれば、直接放送可能な画質が得られます。
6. 本機で記録したカセットテープを専用の電子編集用VTR VO-2950 H型にかけることにより容易に電子編集が可能です。
7. 音声トラックは2チャンネル用意されており、同時録音ができます。

お問い合わせは、下記にて承ります。

ソニーシステムセールズ株式会社

システム開発部

東京都品川区北品川 6-5-21

電話 03-448-3811 (担当 正木)