

衛星/ロケット設計評価のための振動解析手法と実験的手法に関する調査・研究 Coupled Load Analysis and Testing Method for Evaluating Design of Satellite/Rocket

総合技術研究本部 システム評価技術グループ 下田孝幸, 内田英樹, 幸節雄二
Takayuki SHIMODA, Hideki UCHIDA, and Yuji KOHSETSU
Space Systems Evaluation Engineering Group (ISTA)

Abstract

This paper describes the results of an investigation into the current status of a satellite-rocket coupled load analysis technique and a vibration test technique used to validate analytical results in Europe and the USA. Their analytical techniques are at the same level as in Japan. They consider vibration testing to be important for validating analysis results but believe that it is difficult to validate results by testing with a three-axis, six-DOF test machine. A Japanese manufacturer has a good technology for performing such tests. We concluded that Japan has the potential to lead other countries in this technical area by realizing a three-axis, six-DOF test machine for analyzing and improving coupled load methods.

1. はじめに

本調査・研究は、平成15年度末から平成16年度にかけて、JAXAが運用、または開発するロケットおよび衛星について、構造動力学分野における重要課題の一つである振動解析技術について、現状において構造信頼性に大きく影響すると考えられる振動解析および振動試験に関連する国内と欧米の技術動向調査およびその結果に基づく研究を行った。

調査の方針は、効率的に成果を得るために下記の項目に着目し、周辺技術も合わせて調査を行った。

- (1) 結合振動荷重解析(CLA: Coupled Loads Analysis)
- (2) 多軸振動試験
- (3) 3軸加振装置(振動試験ハードウェア)

2. 調査・研究の概要

本調査の対象ロケットは欧州のARIANE5、米国のATLAS V、ロシアのPROTONの3機種であるが、本論では紙数の都合からARIANE5について報告する。これら3機種のロケットのCLA技術に係る下記5項目に着目して調査を行い、H-IIAロケットのものと比較したが、本論では調査事項のみを記述する。

- ①ロケット数学モデル
- ②解析ケース
- ③解析期間(ターンアラウンドタイム)と回数
- ④解析プロセス
- ⑤衛星の準静的加速度荷重条件

また、ロケットのペイロードに対する振動試験に対する各国の考え方の相違を、特に使用している試験装置に着目して調査を行った。これらの調査結果をもとに、解析手法ならびに振動試験法についての各国の現状と改善についての考え方を整理し、今後のJAXAにおける振動解析手法と実験的検証法の改善研究に対する指針設定に資することとしたい。

3. 成果の概要

3.1 ARIANE 5

ARIANE 5(Fig. 1)では、通常以下の3回のCLAを実施している。

- ①Feasibility CLA
- ②Preliminary CLA
- ③Final CLA

ARIANE 5では、AE(Ariane Space)とCNESが共同でFeasibility CLAとPreliminary CLAを実施し、EADSのLV(Launch Vehicle)メーカーがFinal CLAを実施している。AE/CNES、EADSが共同で実施する要素試験データは互いにシェアするが、それ以降の解析に関しては、AE/CNESとEADSがそれぞれ異なるモデル化手法とソフトウェアにより数学モデルを作成して、解析結果のクロスチェックを行っている。また、ESAが発注した衛星に関しては、AE/CNESとは別にESTECが独立評価としてPreliminary CLAを実施し、クロスチェックを行う場合がある。

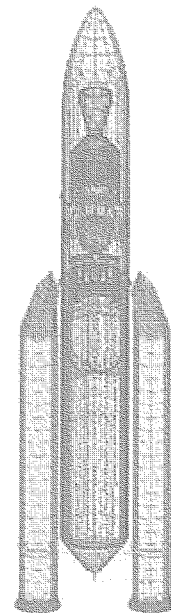


Fig.1 ARIANE 5
Mathematics Model by
EADS[1]

(1) 数学モデル

ARIANE 5 の数学モデルは、Feasibility CLA ではバネマスモデルの簡易モデル（縦振動と横振動モデルが非連成）、Preliminary CLA では比較的詳細にシェル要素やソリッド要素を用いて縦振動と横振動が連成した 3 次元数学モデルを作成している。

ARIANE 5 では約 12 のメーカーが機体製造を分担しており、それぞれ個別に数学モデルが作成されて、AE/CNES が全機モデルとして組み上げている。その際には、AE/CNES は Preliminary CLA までしか実施しないため、詳細な数学モデルはメーカーに要求しない。

EADS で構造解析に使用しているソフトウェアは Nastran と互換性がある PERMAS で、非拘束法の MacNeal の部分構造法を基礎としている [1]。

また、AE/CNES では LOX と LH₂ タンクの流体構造連成を考慮した質量行列と剛性行列を作成するために、ASTRAL というプリポスト・プログラムを内作して適用している [2]。AE/CNES が実施している解析では、SRB の固体推進薬はソリッド要素でモデル化されているが、完全非圧縮性までは考慮されていない [3]。また、Fig. 1 の PERMAS で作成された ARIANE 5 全機数学モデルと Fig. 2 の LOX, LH₂ タンクの数学モデルによる推測では、EADS でもシェル要素やソリッド要素を多用して詳細な数学モデルを作成し、PERMAS で流体構造連成解析を行っていると考えられる。ESTEC がクロスチェックを実施する Preliminary CLA では、推進薬の連成を考慮するため FABE (Fluid Analysis with Boundary Elements) を使用して質量行列と剛性行列を生成し、CB 法を用いて全機モデルに組み込んでいる。なお、解析ソルバーは Nastran である。Fig. 3 に全機モデルの固有値解析結果の一例を示し、その数学モデルの自由度を Table 1 に示す [3]。

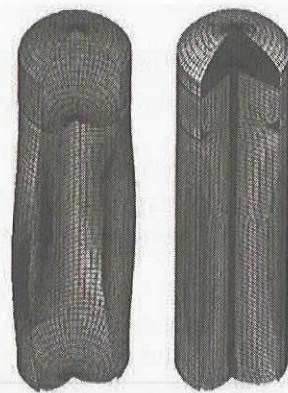


Fig. 2 Fluid-Structure Coupled Analysis for SRB

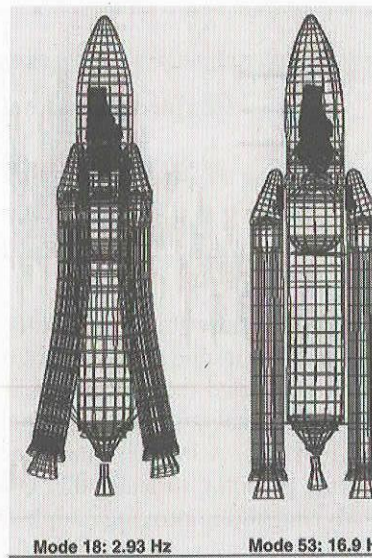


Fig. 3 Eigenfrequency at launch

Table 1 Example of Degree of Freedom for ARIANE 5 whole vehicle Mathematic Model

I/F	剛体モード	拘束固有モード数	全自由度
348	6	412 (+11)*	766 (+11)*

備考：*印の(+11)は MTA (Modal Truncation Augmentation) Method を使用して、過渡応答解析を行うときに考慮したトランケートモードを補正する自由度

4. 振動試験法と試験装置の現状

4. 1 振動試験法

4. 1. 1 標準的試験法

衛星の振動試験法としては日本と同じく、欧州、米国とも標準的な 1 方向のみの振動試験が採用されている。

4. 1. 2 3 軸加振について

現在、我々の知り得るところ、3 軸加振機を動かしているのは Table 2 に示す機関である。

3 軸加振機は大型の装置は油圧式で、動電式のものには東京大学先端技術研究所（駒場）に設置してある小型の試験機だけである。自在継ぎ手によるリンク機構や、滑り壁を使って 6 自由度の運動を実現している。ストロークも数 10cm と十分な長さとなっている。

ESTEC も ESA の衛星のすべての振動試験にかかわっているわけではなく、基本的には衛星メーカーが試験を行い、ロケットメーカーが CLA 解析を行う。ESTEC にある油圧式の 3 軸 6 自由度加振機装置 HYDRA (Fig. 4 参照) は MAVIS2 と同様な機能でより強い加振力を持つが、現在、衛星の据え直しをせずにすむ単軸加振機として使うことが多いという話である。

米国 (JPL と Lockheed Martin の話) では、3 軸 6 自由度加振を利用した研究は 20 年前頃やったが、うまくいかないということで現在ではあまり力を入れられていない。現在の標準的な 1 方向加振で現実的には十分であるとの見解である。

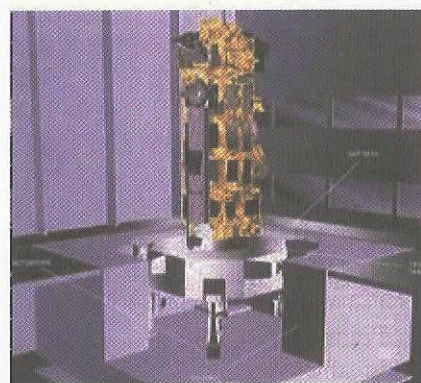


Fig. 4 HYDRA[5]

Table 2 Axis Vibration Devices with 3Axis rotation DOF Controllable

分野	機関	装置の種別	用途	備考
宇宙	DLR(MAVIS2)	3軸6自由度	モード解析 フライト環境のシミュレーション試験 x, y 方向を変えずにすむ1軸試験機としても使える	試験法が規定として オーソライズされていない
	ESA/ESTEC (HYDRA)			
建設	東大生産研	3軸同時(3軸6 自由度としても 使用可能)	耐震設計	回転自由度はロック ング防止に使うため 制御範囲は数度.
	清水建設, 大林組	3軸同時		
重工業	IHI, MHI など	3軸同時	プラントの耐震設計 船の振動試験	同上
自動車	各自動車メーカ	3軸6自由度	モード解析 乗り心地、ロードシミュレーター	3つの用途に対して システムも別個

5. 実験的評価手法の改善

5. 1 衛星設計手法の改善への貢献

今回の調査において、欧州及び米国のペイロード設計者と意見交換を行ったところ、現在の衛星の振動試験（正弦波振動試験）は3方向（機軸方向、機軸直交2方向）の規定しかないため、回転成分まで含めた6自由度の必要性を特に切実には認識していなかった。特に、現在の3軸6自由度加振装置では制御に関して大型衛星を振れるほど十分な信頼性がまだ無いため、3軸独立加振で行える評価を大事にしている。ただし、衛星搭載コンポーネント試験レベルでは装置に十分な信頼性はあるため、この範囲では積極的に使用するべきと考えている。また、DLR ゲッチンゲンの研究実績にあるように、3軸6自由度加振装置による多軸ベース加振を利用することで、通常の3軸独立加振では predominant には励起できない振動モードまで励起し、フライトモードで支配的な振動モードが同定できるため、結果として精度の良い数学モデルが構築できる [6]。さらに、CLA 用ロケット数学モデルの簡易版でもペイロード設計側で持っている、簡易 CLA をペイロード側で実施できるので、更なる最適設計と設計期間の短縮化が可能となる。

5. 2 加振装置の改良

現在、搭載重量2tonクラスの高精度の動電型3軸6自由度加振装置が日本で開発されており、バックストラクチャの小さいコンパクトでデジタル化による制御しやすいシステムとして既に市販化されており、さらに東大生産研の例のように研究用にカスタマイズすることも可能となっている。このような特色を生かして、基礎の土壌のダイナミクスと建物基礎部分の干渉を考慮し、建築物が地上に実際にある場合の地震入力時の挙動をシミュレートする制御手法が研究されている [7]。また、デジタル制御の特色を生かしたロバスト制御による加振台の制御手法も検討されている [8]。

動電式は電気-油圧式に比べて加振パワーが若干劣る反面、波形の精度と制御性は動電式の方がはるかに勝り、さらに必要な設置敷地は小さく、費用も導入価格、維持費共に低下価格という利点がある。通常、3軸6自由度加振装置は建築物の耐震性確認試験に使用され、地震波形が入力されるので、入力の周波数成分として等価であれば、波形が多少は崩れていても評価に問題は無いが、衛星のシステム正弦波振動試験のような場合には、波形そのものの精度が試験の結果に大きく影響する。そのため、後者のように波形の精度を優先した場合には、電動-油圧式よりは動電型加振装置を採用すべきである。

このような昨今の状況から判断するに、欧米が衛星の試験装置として求めている高信頼性の3軸6自由度加振装置は日本の国内メーカの開発実績から、さらに適切な研究開発のステップを踏めば近い将来製作可能と考えられる。

6. 研究の重要性

6. 1 解析手法

6. 1. 1 現状

ロケットおよび衛星の構造の設計荷重に占める静荷重と振動荷重の割合(概略値)を Table 3 に示す。本 Table が示すように、振動荷重はロケットの上段構造および衛星構造に対して支配的であり、ロケットの第1段、2段構造に対しては二次的な荷重である。したがって振動解析に対する重要度は、ロケットの場合は必ずしも高くはない。

ロケットの第1段、第2段機体の構造設計に対して支配的な荷重は、大気中飛行荷重である。大気中飛行荷重とは、ロケットが偏西風の中を飛行するとき空気力、慣性力、姿勢制御力、推力によって発生する静的荷重である。突風作用に伴う振動荷重は大気中飛行荷重に付加される二次的な成分である。なお、振動荷重が支配的となるロケットの上段構造は、第1段、第2段構造に比べて構造体としての規

模は小さい。

Table 3 Ratio of Static and Vibration Load for designing load(%)

構 造	設計荷重	静荷重 (大気中飛行荷重)	振動荷重
ロケット第1段, 2段構造, 衛星フェアリング ^[1]	100	70~80	30~20
ロケット上段構造 ^[2] , 衛星	100	10~20	90~80

備考: [1] 除く SRB. SRB はモータ・ケースが燃焼室になっており圧力荷重が支配的. POGO は防止技術が確立しているため発生しないとする.
[2] 衛星フェアリングに覆われている内部構造(衛星搭載構造, 衛星分離部等)

結合荷重解析(CLA: Coupled Loads Analysis)は, 衛星の構造設計の中に組み込まれており, 衛星モデルの提示を受けてロケット側が機体モデルと組み合わせて解析を実施する体制が一般的である. なお, 商業衛星の場合は, 打ち上げサービス業務の一環の位置づけである. したがって, CLA の信頼性が, 衛星構造設計の信頼性に大きく影響することから, また, 衛星打ち上げサービスの観点から CLA は重要な技術である. このためロケット機体の振動モデルおよび解析手法の信頼性を一定の水準に維持するとともに, 改良を加えて信頼性を向上する取り組みが必要と考えられる.

以上から, CLA の重要性は明らかであるが, ここで CLA に適用されるロケット機体の振動モデルおよび解析手法(解析ケースの選定)は, ロケットの設計開発作業の結果として整備される技術であるという点が重要である. すなわち, ロケットの設計開発作業と切り離して CLA のみの改善を行うことは難しいと考えられる. 特に, ロケット機体の振動モデルの検証は, ロケット開発の各段階で実施される構造体の強度剛性試験, 実機型タンク燃焼試験, および GTV 技術試験等において順次, 繰り返して行われている. さらに, 機体振動モデル, 解析法(解析ケースの選定)は最終的に飛行結果によっても検証がされている.

6. 1. 2 今後の課題

現在, H-IIA ロケットの振動解析(含む CLA)に適用されている要素技術については, 基本的に欧米と同等の技術レベルにあると考えられる. 主要な相違点は, 振動解析がシステム・インテグレーション支援会社一社のみが実施しているという点にある. 米国では空軍をはじめとする多くの開発プログラムにおいて, Fig. 5 に示す荷重解析の繰り返し(Load Cycle Process)が採用されており, 機体開発の一環として実施する振動解析とは別に, 独立検証として振動解析が行われている. すなわち, 独立検証としての振動解析が H-IIA ロケットでは実施されていない点が大きな相違点である. したがって, 今後の研究課題として, システム・インテグレーション支援会社と独立した振動解析(含む CLA)を実施するための技術の開発, 整備があげられる.

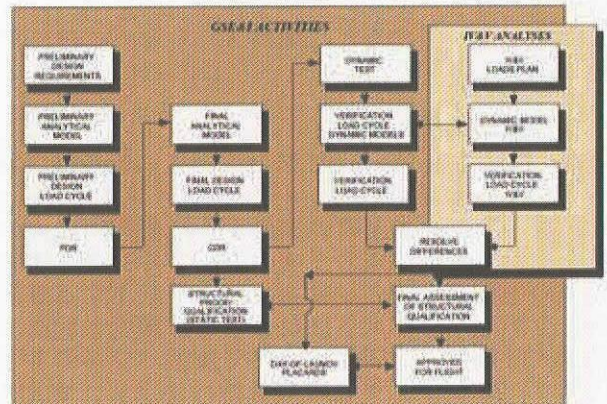


Fig.5 Load Cycle Process [9]

6. 2 実験的手法

6. 2. 1 加振装置の研究

現在の動電式3軸6自由度加振装置では最大規模で搭載重量が2tonで, 国内メーカーのみが製作可能である. 装置が大型化した場合に問題となるのはアクチュエータと加振台の結合部のカップリング機構であるため, その部位の特性を非線形性の影響の少ないシンプルな構造にすることが加振装置設計のポイントとなる. また, 装置のスペックが上がるのに伴って加振台が大きくなるため, パワーを向上するには加振台を軽量化し, かつカップリング機構と共振しないように装置全体の構造を設計する必要がある. また, 供試体の転倒モーメントによる加振台のロック現象の制御と, 単軸加振の際にはクロストークを発生させない機構と制御手法を研究する必要がある. そして, このような加振精度の補償が制御で可能か否かが, 加振入力波形精度を保証できる装置の実現性判断基準となる. 通常, 動電式3軸6自由度加振装置はデジタル制御装置とシステムインテグレートされているために, 制御しやすく, 最先端の現代ロバスト制御理論なども適用できる [10].

6. 2. 2 評価技術の研究

実フライト時には衛星には弾性体のロケットに I/F 面で結合された状態でかつ並進と回転の組合せ

荷重が作用し、その加速度成分には並進3成分の他に回転3成分まで含まれている。一方で、振動試験では剛体の加振台に衛星下端が固定された状態で並進3方向独立のベース加振によってそれぞれ評価を行うため、境界条件も荷重負荷の仕方も実フライト時のものとは異なる。そのため、衛星の構造設計の信頼性向上のためには、CLA結果の精度向上のための解析手法の研究だけでなく、その結果を有効に生かすための試験法としての実験的検証法も同時に研究する必要がある。

過去に、欧州では認定試験(Qualification)として正弦波振動試験の他にトランジェント振動試験の必要性も検討しており、現在でもその議論の結論は出ていない [11] [12]。このような、認定試験法の研究の他に、実フライトモード時の振動特性把握と質量特性把握に係る評価手法の研究が DLR では行われている。

その他に、3軸6自由度加振装置の制御回路にロケットのダイナミクスを組み込むことで、あたかもペイロードがロケットに搭載された状態で、準静的荷重以外の振動荷重負荷を地上で模擬することができるロケットシュミレータが実現できる。このようなシステムの概念は”Hardware-in-the-loop”と呼ばれており、加振台と供試体 I/F の軸力と変位をフィードバックし、回路内のロケット数学モデルから変位情報を計算することで、供試体の応答から加振台をリアルタイムで制御するものである [11]。このシステムの実現には、デジタル制御器が必要である。このようなシステムの概念は研究として地上建造物に適用されており、参考文献 [13] では、地盤内のダイナミクスをアナログ回路で模擬して、理想的な地震波の入力に対する基礎の影響を考慮した実際の地上建造物の応答特性を評価している。

国内では、非線形構造物を供試体として使用した場合の、3軸同時加振装置の制御手法に関して盛んに研究されているが、3軸6自由度加振装置の制御手法や、その装置を使用した建造物の評価手法に関してほとんど研究はされていない。衛星の設計評価に関しては、参考文献[14]で報告されている程度であり、内容は基礎理論の領域である。したがって、3軸6自由度加振装置を適用した衛星の評価手法の研究に関しては、装置開発を含めた研究を開始する必要があると考える。

現在、JAXA において大型衛星のシステム振動試験が可能な3軸6自由度加振装置の実現については現段階で見通しを得ることは難しい。しかし、500kg から 1ton 級の中型ペイロードクラスであれば、装置を実現することは、着実な研究開発のステップを踏むことで可能となる。そして、今後の衛星の需要と信頼性向上を考慮すると、将来衛星は現在の大型化路線から中型化路線に移行し、かつ複数衛星のコンステレーションによる協調ミッションとなることが予想される。そのため、本研究成果の適用をデュアルロンチペイロードクラスの中型衛星開発と設定することが現実的かつ合理的と考える。

今後の研究方針として、実験的手法としては東大生産研の動電式3軸6自由度加振装置 (Table 4) をベースに、JAXA で開発を行っている 100kg クラスの小型衛星のシステム正弦波振動試験も可能なスペックの装置 (Table 5) を導入することで、これを用いて実施する多軸加振を利用した評価手法の研究成果をもとに、中型衛星振動試験が可能な3軸6自由度加振装置の設置に向けた設計検討の準備を始めることが必要と考える。なお、多軸加振を利用した研究の成果は小型衛星開発に継続して反映でき、研究用装置によって手法の有効性等を検証できるため、その研究成果は比較的容易に中型衛星の構造設計評価に反映できると考える。

Table 4 Machine SPEC of the 3 axis 6 DOF Vibrator in Seisanken

加振台寸法 [m ²]	最大搭載重量 [kg]	周波数 [Hz]	加振軸	加振力 [kN]*	最大変位 [mm _{0-p}]	最大速度 [m/s]	最大加速度 [G]**	最大回転角 [°]	制御方式
1.5 ×1.5	2,000	DC ~100	X	19.6	100	1.1	1.1	±15	デジタル
			Y	19.6	100	1.1	1.1	±15	
			Z	39.2	75	1.1	1.7	±15	

備考：* : 正弦波振動時
** : 正弦波振動時かつ搭載重量 1,000kg 負荷時

Table 5 Concept SPEC for 100kg Payload Vibrator

加振台寸法 [m ²]	最大搭載重量 [kg]	周波数 [Hz]	加振軸	加振力 [kN]	最大変位 [mm _{0-p}]	最大速度 [m/s]	最大加速度 [G]*	最大回転角 [°]	制御方式
1.5 ×1.5	100	5 ~100	X	35	140	2	3	±15	デジタル
			Y	35	140	2	3	±15	
			Z	45	100	2	4	±15	

備考：① 加振台重量を 1,000kg と推定
② アクチュエータ 8 本 集中空冷仕様
* : 正弦波振動時かつ搭載重量 100kg 負荷時を想定

7. まとめ

- (1) 欧米の各宇宙期間の技術者と直接議論を重ねることにより、所期の調査目的を達成できたものと考えられる。
- (2) CLA の実施方式について、日本とは違う方式も併用されていることがわかった。従って、6.1.2 項の今後の課題で述べられていることの実施を重要な提言としたい。つまり JAXA のしかるべき部署が独立検証の中心機関となって LV(Launch Vehicle)の簡易数学モデルを作り、衛星メーカーに LV のプログラムを提供し、衛星メーカーがいわゆる Feasibility CLA を行うことにより、衛星のより良き開発に大いに貢献すべきである。
- (3) 衛星の 1 軸加振正弦波スイープ振動試験は世界的に慣習〜スペックとして定着している。しかし衛星の最適設計のために、6.2.2 項で提案した 3 軸 6 自由度加振試験法実施のための研究は早期に開始する必要がある。小型衛星用であれば直ちに、中型衛星用であればごく近い将来設置可能である。衛星の振動特性評価のための日本発信の技術として開花させることを提言する。

謝辞

本調査・検討を行うに際しましては、小林繁夫東大名誉教授を始めてとしまして、小松敬治 JAXA 宇宙科学研究本部教授、宇治野巧 JAXA 宇宙基幹システム本部主幹開発員、大坊俊明同開発員の皆様にご多大なるご指導・ご鞭撻を頂きました。改めてここに謝意を表します。

参考文献

- [1]PERMAS short description Ver.10 , 抜粋
<http://www.permas.de>
- [2]Clairis Technologies の ASTRAL に関するニュース
http://www.clairis-technologies.fr/_en/news.htm
- [3]Herman Fischer and ESA/ESTEC Structures Section, “Launcher-Payload Coupled Loads Analysis”, ESA/ESTEC にて 2004/5/17 入手
- [4]ARIANE5 ユーザズマニュアル Issue3, Rev0, Mar 2000
Chapter.3 Environmental conditions pp.3-1 - 3-2
Chapter.4 Spacecraft design and dimension data pp. 4-21 - 4-22
http://www.arianespace.com/site/documents/document_sub_index.html
- [5]ESA/ESTEC Website <http://www.estec.esa.nl>
- [6]Füllekrug. U, “ Utilization of multi-axial shaking tables for the modal identification of structures“, Phil. Trans. Royal Society London A (2001) 359, pp.1753-1770
- [7]小長井 一男 他「構造物とその基礎の相互作用を反映させる振動台の制御」 土木学会論文集 No.598/I-44, (1998- 7) pp.203-210
- [8]内山 泰宏, 藤田 政之 「フィードバック制御に μ -シンセシスを用いた 2 自由度制御系による動電式多軸振動台のロバスト制御」 .日本機械学会論文集(C 編) 68 巻 673 号(2002-9)
- [9]Sam Dimaggio, Structural Design and Verification of Space and Launch Vehicles, Presented at Columbia University, New York, April 29,2002.
- [10]内山 泰宏, 藤田 政之 「フィードバック制御に μ -シンセシスを用いた 2 自由度制御系による動電式多軸振動台のロバスト制御」 日本機械学会論文集(C 編) 68 巻 673 号(2002-9)
- [11]Füllekrug. U and Sinapius. J. M, “Simulation of Multi-Axis Vibration in the Qualification Process of Space Structures” Proceedings of the second International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 12-15 October 1993 (ESA WPP-066, October 1993 pp.143-151)
- [12]Erben. E, Beig.H.G and Lachenmayer. G, “A Transient Test Method for Spacecraft Structure Dynamics Verification” Proceedings of the second International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 12-15 October 1993 (ESA WPP-066, October 1993 pp.127-132)
- [13]小長井 一男 他「構造物とその基礎の相互作用を反映させる振動台の制御」 土木学会論文集 No.598/I-44, (1998- 7) pp.203-210
- [14]吉村卓也, 矢部康弘 「多次元基礎加振によるモード特性同定 (多点偏分法を用いた宇宙構造物のモード解析)」日本機械学会 [No.940-26 I] 機械力学・計測制御講演論文集(Vol.B) 1994.7 pp.181-184
- [15]NASDA-HDBK-1014 小型副衛星用 H-IIA ユーザズマニュアル 平成 14 年 4 月