

超小型衛星の構体設計法に関する研究

宮崎研究室

松島 恵一

1. 緒言

1.1 はじめに

近年、超小型人工衛星の研究開発が企業および大学などによって盛んに行われている。大型の人工衛星に比べ開発期間の短縮や、低コスト化が狙えるなどのメリットがあり、本研究室でも2008年4月に超小型人工衛星 SEEDS (シーズ) の打ち上げに成功し、現在も運用が行われている。また現在は超小型人工衛星 SPROUT (スプラウト) の開発がおこなわれている。人工衛星が打ち上げられ、様々なミッションを行うにあたり、衛星に搭載される各種機器を格納、保持し、適切な機械環境条件を守る役割を果たすのが構体系である。構体系の開発においては、構体の設計に加えて、衛星全体の機械的設計も行う。また衛星の構造解析や機械的試験を実施することで、衛星の打ち上げ時、及びミッション期間を通しての環境条件に耐えうる機能を有していることを確認する。

2. 構体設計

2.1 構体系の機能

構体に求められる主な機能は以下の通りである。

- 1) 全ミッション期間中、搭載機器を安全に保持する。
- 2) 打ち上げ時にロケットに加振されて共振しないように、衛星構造がロケットより高い基本振動数(1次固有振動数)を持つよう所定の剛性を与える。
- 3) 地上の取り扱い、輸送、打ち上げ時および軌道上の機械的環境に耐える十分な強度を与える。
- 4) 搭載機器に所要のアライメント、寸法安定性を与える。
- 5) 所要の熱制御特性(熱伝導性、表面特性)、導電性を与える。

6) 衛星の組立、分解、試験、輸送を容易にする。

2.2 構体系の検討事項

構体を設計するにあたり検討を行う主な事項は以下の通りである。

- 1) 衛星構造コンフィギュレーション
- 2) 構体構造様式、構造、機構、材料
- 3) 構体系機能、性能
- 4) 耐環境性(機械、熱など)、搭載機器環境条件
- 5) 設計検証
- 6) 構体製作・試験
- 7) 衛星レベル機械的試験(振動・音響・分離衝撃)

2.3 設計要求

構体は設計要求を満たす必要がある。設計要求は、各サブシステムや、打ち上げ機などから出され、以下の事項が主な要求となる。

1) 質量要求

衛星の総質量は、打ち上げロケットの搭載能力で制約される。ミッション機器や搭載燃料に出来るだけ多くの質量を配分するため、構体系は出来るだけ軽量化していく。

2) 打ち上げ時剛性要求

打上げロケットと衛星の振動モードが動的に連成する(カップリングという)と、衛星にかかる振動荷重が増加する。これを避けるため、一般に衛星の基本振動数を高い方へ分離する。

Table 1. H-IIA ロケットからの剛性要求

Parameter	Value
機軸方向固有振動	> 100 Hz
横軸方向固有振動	> 50 Hz

3) 強度要求

構体は、各種の荷重に対して破損や有害な変形を

することなく、搭載機器を安全に保持する十分な強度を有する必要がある。

4) 搭載機器の保持とインターフェース機械的環境条件設定

衛星の全ミッション期間を通して、搭載機器に加わる荷重を明らかにし、搭載機器を構体に確実に保持するとともに、搭載機器に対する設計荷重条件を設定する。

5) 搭載機器のアライメントと寸法安定性

センサ、アンテナなどは高い指向性が必要で、軌道上でその変動を小さくすることが要求される(これをアライメントの要求という)。配分されたアライメント設定誤差要求値を満足するように、構体の構造や熱膨張率の小さい材料の使用を検討する。

6) 導電性

衛星内部に絶縁された部分が存在すると、軌道上に置いて局部的に帯電し、帯電量が許容値を超すと放電が起こり、搭載電子機器に損傷を与える恐れがある。これを防ぐためには、導電性の良い構造材料を使用するか、各パネルにボンディング点を設けて、導電性ストラップなどで導電性を確保する。

7) 熱伝導性、断熱性

搭載機器の発熱は、機器を搭載している各パネルへ熱伝導により逃がすため、パネル材料は熱伝導性の良いものを選定する。また、独立の温度制御が必要な搭載機器は、緊締具や境界部分に断熱材を使用し周囲からの熱伝導を遮断する。

8) 地上でのメンテナンス性

衛星の組立、試験、などの地上の取り扱い作業を容易にするように、構体の形状、組立分解方法、アクセス性、試験組立治具を検討しておく必要がある。

2.4 材料選定

衛星に用いる構造材料として要求される事項として以下が挙げられる。

1) 地上及び打ち上げからミッション終了の全期間を通して、荷重、衝撃、振動、音響、熱、真空、宇宙線などの負荷を受ける環境下において、品質が安定し、性能を損なう特定の劣化が生じないこと。

2) 軽量化の為、比剛性の高い材料

3) 熱ひずみや吸湿ひずみを抑えるため低熱膨張率、低吸湿な材料であること。

4) 低アウトガスな材料であること

5) 部材を入手しやすく、また低コストであること

Table 2. 主要な構造材料の特性

	引張強さ [MPa]	耐力 [MPa]	線形膨張係数 [10 ⁻⁶ /°C]	ヤング率 [GPa]	密度 [kg/m ³]
AG061-T6	309	274	23.6	68.6	2.8×10 ³
POM	60		9	2.6	1.41×10 ³

Table 3. ポリアセタール樹脂のアウトガス特性

	TML[%]	CVCM[%]	WVR[%]
POM	0.14	0.01	0.00

3. 構造解析

3.1 構造解析

構造解析とは、設計した構造形状を数値解析によって検証し、設計要求に対する構造設計の妥当性を評価するものである。設計初期には、解析結果を基に設計を修正し、修正した設計でまた解析をおこなうという過程が反復され、構造解析は重要な設計手段のひとつになる。数値解析には有限要素法を用いる。

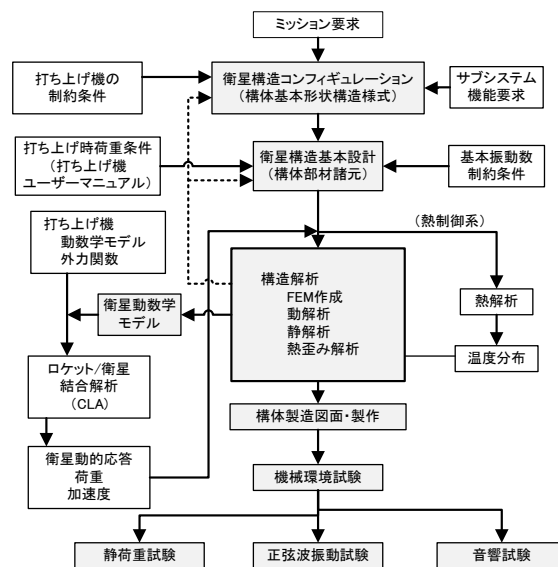


Fig 1. 構体設計フロー

4. 構体設計と解析結果

4.1 EM 設計案

昨年引き続き構体設計を進め、構体の EM 初期設計案を固めた。主構造は 2 枚のパネルを中央の主桁で支え、さらにサイドをフレームパネルで補強する構造とした。中央に配置される主桁はボックス構造となっており、パネルを支える 1 次構造の機能と、内部にインフレーターシステムの配管と、熱環境管理を必要とするバッテリーなどの機器を配置した。以下に EM 初期設計案の構体組立図と機器配置図を Fig 2 に示す。

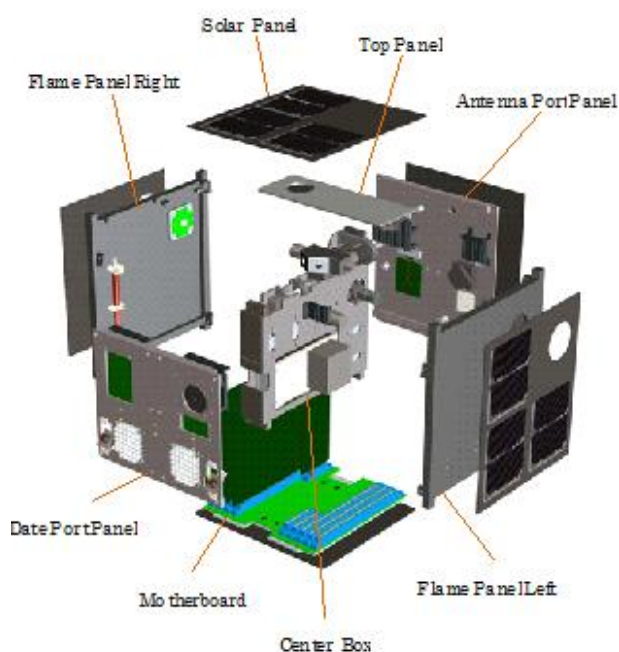


Fig 2. 組立および機器配置図

4.2 構造解析条件

SPROUT は H-IIA 相乗り衛星を目指しており、また分離機構は、同研究室で開発を行っている日大オリジナルの分離機構を用いる。分離機構内での固定方向の条件は定まっていないため、各軸すべての条件で解析を行った。加速度荷重は H-IIA ロケットでの最大荷重となる 6.0[G] とし、安全係数は 1.5 とする。解析に用いたソフトは ANSYS Workbench 12.0 である。

4.3 解析結果評価

1)固有値解析

剛性要求を確認するため固有値解析を行った。分離機構内部でレールと完全接触し、上下端部も蓋と押し出し板で固定されている条件で解析を行った。結果、固有振動数は 424.84Hz とロケットの剛性要求値 100Hz より十分大きい値が得られ、設計要求を満たしている。

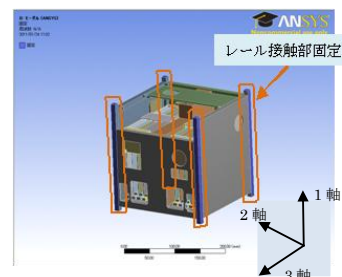


Fig 3. 固定面と軸方向

2)フレーム加速度荷重解析

強度要求を満たしているか確認するため 3 軸全方向で静荷重解析を行った。解析結果を表と図に示す。

Table 4. フレーム加速度荷重解析結果

	最大主応力[MPa]	最大変形量[mm]
1 軸方向	11.1	2.1×10^{-2}
2 軸方向	16.5	0.7×10^{-2}
3 軸方向	7.4	4.1×10^{-2}



Fig 4. 1 軸最大主応力

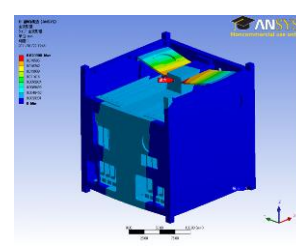


Fig 5. 1 軸最大変形量

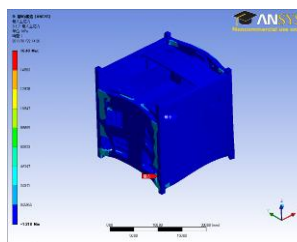


Fig 6. 2 軸最大主応力

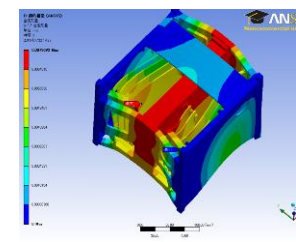


Fig 7. 2 軸最大変形量

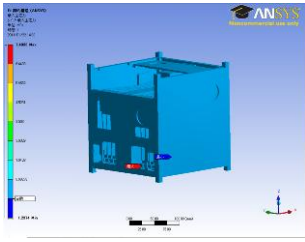


Fig 8. 3 軸最大主応力

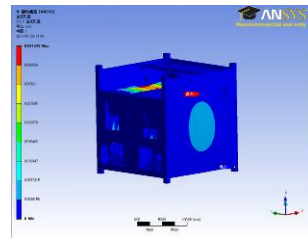


Fig 9. 3 軸最大変形量

3)Center Box 加速度荷重解析

Center Box には、配管システムやバッテリーといった精密機器を収納し保持する機能と、構体中央で 2 枚のパネルを支える主桁としての機能を持つ構造である。

これらの重要な機能を有する Center Box が、十分な強度を有していることを確認するため、静荷重解析を行った。解析は 3 軸全方向で行った。解析結果を次の表と図に示す。

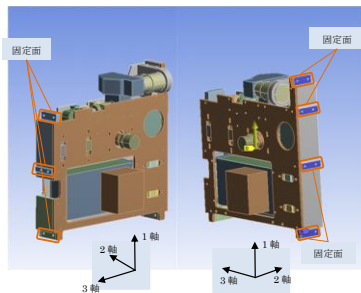


Fig 10. 固定面と軸方向

Table 5. Center Box 加速度荷重解析結果

	最大主応力[MPa]	最大変形量[mm]
1 軸方向	1.04	1.0×10^{-3}
2 軸方向	2.84	0.5×10^{-3}
3 軸方向	5.6	2.2×10^{-3}

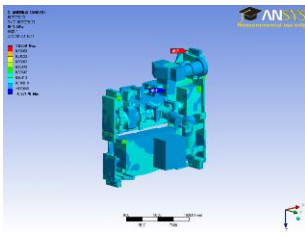


Fig 11. 1 軸最大主応力

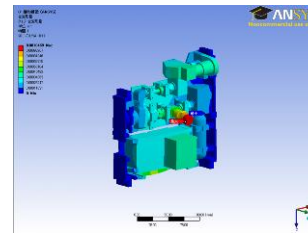


Fig 12. 1 軸最大変形量

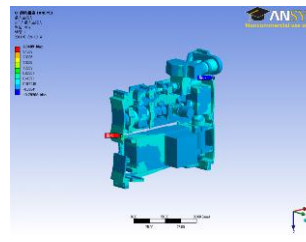


Fig 13. 2 軸最大主応力

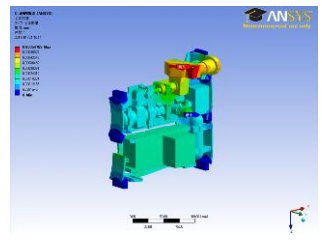


Fig 14. 2 軸最大変形量

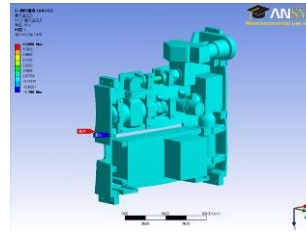


Fig 15. 3 軸最大主応力

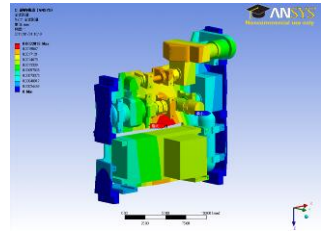


Fig 16. 3 軸最大変形量

より詳しい解析結果は本論文にて示す。

5. 今後の課題

5. 今後の課題

- ・各サブシステムからの要求や変更を受けて、EM 設計の完成と構体の発注。
- ・EM 解析結果の検証を行うため、ランダム振動試験、など各種環境試験を行う。
- ・構体設計を行って得られた、技術情報を纏め、今後の衛星開発の期間短縮や労力の低下を目指す。

参考文献

- [1]茂原 正道, 鳥山 芳夫「衛星設計入門」培風館
- [2]清水 和哉, 福本 充, 斎藤 寛「超小型人工衛星に関する研究 平成 14 年度卒業研究報告書」
- [3]金子 純一, 須藤 正俊, 管又 信「基礎機械材料学」朝倉書店
- [4]邵 長城「基本からわかる有限要素法」森北出版
- [5]JAXA「公募小型衛星/H-II A ユーザーズマニュアル」