

超小型人工衛星における

ミッション達成度を向上させるためのシステム設計法の提案

Proposal of System Design Method to Improve the Reliability of Mission Achievement for Microsatellite

宮崎・山崎研究室

Miyazaki – Yamazaki Laboratory

関芙実香

Fumika Seki

In recent years the development of microsatellites has been rapidly expanding worldwide. However, microsatellite malfunctions often occur on orbit. According to statistics, about 50% of defects are due to manufacturing and design. In this paper, we quantitatively evaluate the risk of reliability of mission achievement by system architecture and the reconfiguration method to reduce risk. Visualize the interaction between components by representation the system architecture in a matrix. We aimed to improve the reliability of mission achievement for microsatellite by establishing a series of design methods including quantitative evaluation and reconfiguration of the system.

1. はじめに

現在、低コスト・短期開発が可能な超小型衛星の開発が世界で急速に拡大している。SpaceWorks 社の見積もり^[1]によると、今後も超小型衛星の市場が拡大し、2018年から2022年の5年間で最大2600機の打上があると予測されている。また、超小型衛星の利用目的は、教育利用や新規技術の早期技術実証を目的としたものにとどまらず、深宇宙探査や地球観測などの実用的なミッションを実現しようという流れがあり^[2]、そのためには、超小型衛星のコスト面のメリットを確保しながらも、利用者が納得できるレベルの信頼度を効率的かつ効果的に得るための超小型衛星設計の枠組みが必要となる^[3]。

しかしながら、衛星開発技術が未熟なまま打上を控え、軌道上で衛星の不具合が発現することも少なくない。日本の大学が開発した超小型衛星の軌道上における不具合発生についての調査結果^[4]によると、打上から25日以内の不具合発生が全体の半数を占めている(Figure 1)。また、放射線に起因する不具合の発生が約3割を占めていることから、より一層地上試験を充実させ、電子部品の放射線対策を行う必要がある(Figure 2)。その一方で、過剰発電や発電不足、過充電、誤操作及び誤作動の合計は半数に上る。これらの不具合は設計不足や製造不良、試験不足によって地上の開発過程で作りこまれたものである。

従来の信頼性工学では、不具合を作りこまないために高価な高信頼性の部品を大量に使用したり、冗長系を組んだりと多くの開発費や時間を費やすことで、これを解決してきた。これに対して、「ほどよし信頼性工学」^[3]は、衛星開発で伝統的に実施されてきた信頼性設定や確保の方法論を見直し、「低コスト・短期開発」でも「ある程度の実用的信頼度」を達成する方法論を追求する試みが述べられている。また、ほどよし信頼性工学の発想を基にして、システムアーキテクチャにソフトウェア工学で用いられるソフトウェアメトリク

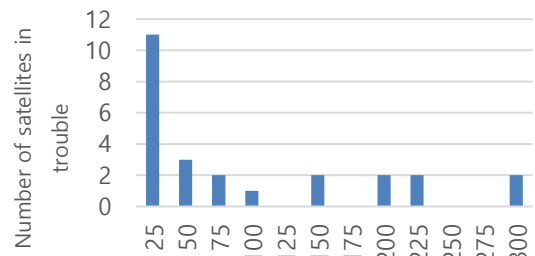


Figure 1 Number of elapsed days since launch and number of satellites in trouble^[4]

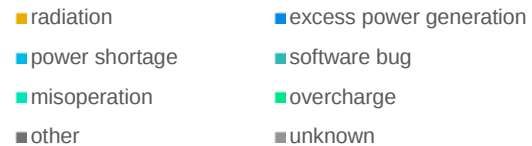


Figure 2 Troubles that occurred on orbit^[4]

スを適用し、サイクロマチック数(要素と要素の分岐の数)、結合度(要素と要素の依存度合)、凝集度(各要素の独立度合)、システム/サブシステムの規模(要素の数から求める開発工数、期間の見積もり)、インターフェース数、及び通信相手数を定義し、システムの「設計の複雑度」を定量的に求める手法が提案された^[2]。この設計の複雑度を下げることによって設計や製作、組み立ての際の工数やテスト項目の増加が抑えられると考えられ、このことは「ほどよし信頼性工学」が主張する「地上でやるべきことが少なくなるような開発」を実現すると述べられた。しかしながら、そもそもミッション達成度に寄与する指標は要素や要素間の繋がりだけではないと考えられる。本研究では、ミッション

達成度を向上させるための①設計要求を明確に定義し、その②要求が満たされているかを定量的に求める手法およびその③評価結果に基づいた再構成手法を含めた一連の設計手法を提案する。

2. ミッション達成度を向上させるシステムアーキテクチャ

本節では、提案する設計手法を説明する。2.1 では、ミッション達成度を向上させるシステムアーキテクチャに求められる設計要求を整理する。2.2 では、2.1 で示した設計要求が満たされているかを定量的に求める手法を示し、その評価からアーキテクチャを再構成する手法を2.3 で示す。

2.1. 設計要求の定義

ミッション達成度を向上させるシステムアーキテクチャの設計要求として Table 1 に 6 つの設計要求とそれに対応した実現手法例を示した。製造、検証、運用の各段階で理想的とされるシステムを実現するにあたりアーキテクチャに求められることを設計要求とした。

2.2. 設計要求の評価

システムアーキテクチャが 2.1 節で示した設計要求をどれほど満たしているかを定量的に評価する。システムアーキテクチャは一般的にダイアグラムで表される。しかし、システムの規模が拡大したり要素間の機能が増えたりするほど、ダイアグラムも拡大しシステムを理解しづらくなる恐れがある。また、ダイアグラムのまま再構成をすると、再構成前後の変化が一目では理解しがたい。本研究では、よりコンパクトに要素間の機能を表現でき、アーキテクチャの修正箇所を理解しやすいという点でマトリックスを用いた衛星システムの評価および再構成法を提案する。

システムアーキテクチャをマトリックスで表現する手法の代表例が DSM(Design Structure Matrix)である。DSM はシステムを構成する要素とそれらの機能を表すために用いられるネットワークモデリングツールである。DSM は N 個のシステム要素間の機能を写像して、正方形 $N \times N$ マトリックスとして表わされる。本研究では、要素をコンポーネントとする。要素の行に注目す

ると出力先、列に注目すると入力元がわかる。また、DSM 上の白いエリアの○はサブシステム間の入出力、水色のエリアはサブシステム A 内、緑色のエリアはサブシステム B 内の入出力を示している(Figure 3)。

本研究では、Table 1 であげた 6 つの要求が満たされないことをミッション達成におけるリスクと捉える。

Table 1 の No.1, 2 のリセットや冗長系はむやみに取り入れてもシステムを余計に複雑にする恐れがある。そこで、各コンポーネントの機能に「その機能がミッションを達成するにあたってどれだけ重要か」という重み付けをすることにより、より重要な機能に適切にリセットや冗長を取り入れるようにする(Table 2, Figure 4)。重み付けはその衛星のミッションによって柔軟に設定することを推奨するが、一番高いレベルを衛星が動作する上で不可欠な「電源と通信が確立するために必要な機能」、一番低いレベルを「エクストラサクセスを達成するために必要な機能」とする。冗長やリセットを取り入れた要素の重み付けのレベルは、リスクを分散し最低でも一度は不具合から復帰すると考え、2 分の 1 で設定する。マトリックスの一番右の列は、各コンポーネントのレベルの合計を表している(Figure 4)。この各コンポーネントのレベルの合計をさらに足し合わせたものをシステム全体のレベルとする。

Table 1 の No.3~6 の実現手法は「関連性の高い機能を一つのモジュールにまとめること」、「他の機能、モジュールとのインターフェースを最小限に抑えること」が共通している。モジュール間の機能に注目し、「各サブシステムがどれだけお互いに依存しているか」を評価することで、より各サブシステムの統合性を高め、余計な結合を避けるための指標とする。この指標は、サブシステム間の機能の数、すなわちマトリックス上の白いエリアの数字の個数とする。Figure 3 の場合サブシステム A と B の依存度 D は 3 となる。

「その機能がミッションを達成するにあたってどれだけ重要か」を表すレベルと「各サブシステムがどれだけお互いに依存しているか」を表す依存度 D を用いてシステムを定量的に評価する(Table 3)。

Table 1 Requirement for design to improve the reliability of mission achievement

NO.	要 求	実 現 手 法
1	不具合から復帰する機能をもつこと	・ソフトウェア・ハードウェアリセットを取り入れること
2	不具合が起きた機能を肩代わりできる機能をもつこと	・冗長系を組むこと
3	不具合の影響範囲を小さく閉じられること	・関連性の高い機能を一つのモジュールにまとめること
4	保守性 コンポーネントの置換、更新、変更を簡単に実行できるようにすること	・インターフェースの削減 ・インターフェースの標準化 ・他のモジュール、コンポーネントから分離して使用することを可能にするために、関連性の高い機能を一つのモジュールにまとめること
5	再利用性 同じまたは一部分を変更さえすれば他の衛星にも使いまわせる汎用的なシステムであること	・インターフェースの削減 ・インターフェースの標準化 ・他のモジュール、コンポーネントから分離して使用することを可能にするために、関連性の高い機能を一つのモジュールにまとめること
6	テスト容易性 テストで発生した不具合の原因を特定しやすいシステムであること	・インターフェースの削減 ・インターフェースの標準化 ・他のモジュール、コンポーネントから分離してテストすることを可能にするために、関連性の高い機能を一つのモジュールにまとめること

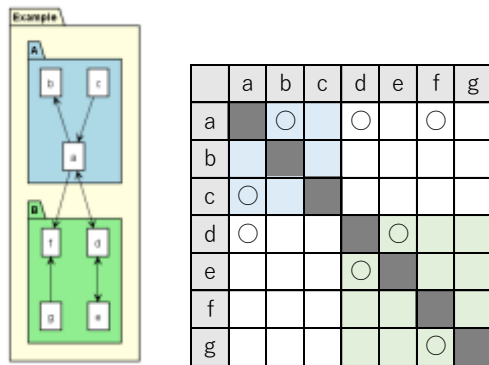


Figure 3 Example of applying DSM to system architecture - 1

Table 2 Example of level definition

Level	内 容
4	衛星として機能するために必要
3	ミニマムサクセスを達成するために必要
2	フルサクセスを達成するために必要
1	エクストラサクセスを達成するために必要

	a	b	c	d	e	f	g	Level
a		4	3	2				9
b								0
c	4							4
d	3			1				4
e								1
f								0
g					2			2

Figure 4 Example of applying DSM to system architecture - 2

Table 3 Calculation result

Total Level	20
D	3
$RISK = Total Level \times D$	60

2.3. 再構成手法

2.2 節のシステムアーキテクチャの評価結果を基に、ミッション達成におけるリスクを低減する構成を検討する。再構成する際には、各サブシステム内の変更がシステム全体に大きな影響を及ぼさないようにするため、サブシステム間の機能を減らし依存度を小さくしてから、サブシステム内のリスクの高い機能にリセットや冗長を組むことによって全体のミッション達成のリスクを低減する。

各コンポーネントの「その機能がミッションを達成するにあたってどれだけ重要か」というレベルを低減する手法はリセットと冗長の2種類ある。この使い分けは、そのコンポーネントの想定される故障モードが放射線や温度等の環境要因が原因となる偶発故障か、設計や製造の時点で内在し条件がそろえば必ず発現する決定論的故障^[2]かによって決まると考えている。例

えば、宇宙実証されていないコンポーネントや環境に影響を受けやすいコンポーネントの不具合に対しては冗長が有効、地上の設計や製造の不足による不具合に対してはリセットが有効であるといえる。

3. HEPTA-Sat への適用

7cm 立方の模擬超小型人工衛星「HEPTA-Sat」に適用した例を示す。次の5つの手順に沿って適用する。

- ① システムダイアグラムをマトリックスで表す
- ② システムの評価をする
- ③ システムをマトリックスで表した状態で再構成をする
- ④ 再構成されたシステムの評価をする
- ⑤ マトリックスからシステムダイアグラムで表す

① システムダイアグラムをマトリックスで表す。

HEPTA-Sat のシステムは、STR、EPS、C&DH、COM、Sensor サブシステムから成り立つ。本研究では、サブシステム間の電気的作用のない STR を除く、4つのサブシステムをマトリックスで表す(Figure 5, Figure 6)。

② システムの評価をする

「その機能がミッションを達成するにあたってどれだけ重要か」を表すレベルと「各サブシステムがどれだけお互いに依存しているか」を表す依存度 D を用いてシステムを定量的に評価する。レベルをつけるために、HEPTA-Sat のサクセスクライテリアを Table 4 のように設定した。

③ システムをマトリックスで表した状態で再構成をする

ミッション達成リスクを小さくするため、システムを再構成する。Figure 6 の青い四角で囲んだセルは、CDH と Sensor サブシステム間の入出力を示し、Sensor サブシステムの機能が CDH に依存していることがわかる。Sensor サブシステムに新たに MPU と Memory を組み込む。コンポーネントが増えることにより複雑になってしまうが、C&DH、Sensor サブシステムがより独立するため、全体のリスクを抑えることができる。緑の四角で囲んだセルは、EPS の 3.3V Converter から Sensor サブシステムへの出力を示している。3.3V Converter を Sensor サブシステムへ組み込むことで、EPS と Sensor サブシステムの依存を小さくした(Figure 7)。

Table 4 Success Criteria of HEPTA

サクセス クライテリア	内容
ミニマム	コマンドによりカメラ撮影をして、メモリに保存する
フル	メモリに保存した画像データをダウンロードする
エクストラ	GPS で取得した位置情報を用いて、指定された位置でカメラ撮影を行い、メモリに保存した画像データをダウンロードする

Table 5 Calculation result (Before the change)

Total Level	80
D	13
$RISK = Total\ Level \times D$	1040

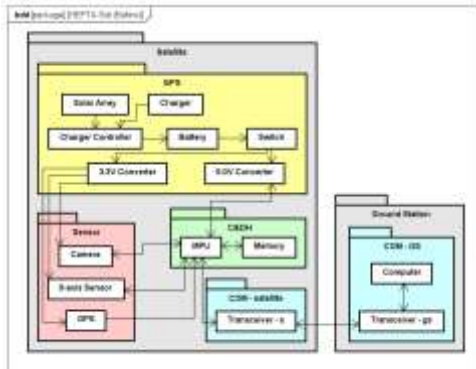


Figure 5 System diagram of HEPTA-Sat (Before the change)

	Charger	Solar Array	Battery	Charge Controller	3.3V Converter	5.0V Converter	Switch	MPU	Memory	Camera	9-axis Sensor	GPS	Transceiver-s	Computer	Transceiver-g	Level
Charger	1			4												4
Solar Array	2	1		4												4
Battery	3		1					4	4							8
Charge Controller	4			4												4
3.3V Converter	5				1						3	1	1			5
5.0V Converter	6					1										4
Switch	7					4	4									8
MPU	8							1		3	3	1		4		15
Memory	9								1							3
Camera	10									1						3
9-axis Sensor	11										1					1
GPS	12											1				1
Transceiver-s	13												1			8
Computer	14													1		4
Transceiver-g	15														4	8

Figure 6 DSM of HEPTA-Sat (Before the change)

	Charger	Solar Array	Battery	Charge Controller	3.3V Converter	5.0V Converter	Switch	MPU	Memory	MPU-sensor	Memory-sensor	3.3V Converter	Camera	9-axis Sensor	GPS	Transceiver-s	Computer	Transceiver-g	Level
Charger	1			4															4
Solar Array	2	1		4															4
Battery	3		1					4	4										8
Charge Controller	4			4															4
5.0V Converter	5				1														7
Switch	6					4	4												8
MPU	7							1		3	3					4			14
Memory	8								1										3
MPU-sensor	9									1		3	3	1					10
Memory-sensor	10										1								3
3.3V Converter	11											1			1				8
Camera	12												1						3
9-axis Sensor	13													1					1
GPS	14														1				1
Transceiver-s	15															1			8
Computer	16																1		4
Transceiver-g	17																	4	8

Figure 7 DSM of HEPTA (After the change)

- ④ 再構成されたシステムの評価をする
手順②と同様に RISK を算出する(Table 6).

Table 6 Calculation result (After the change)

Total Level	98
D	9
$RISK = Total\ Level \times D$	882

- ⑤ マトリックスからシステムダイアグラムで表す

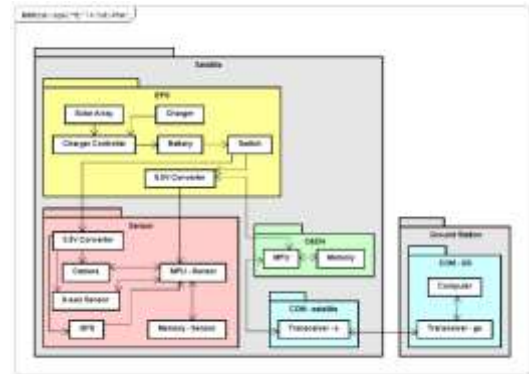


Figure 8 System diagram of HEPTA-Sat (After the change)

4. まとめ

本研究では、ミッション達成度の向上させるために、ミッションの達成度を損なうリスクを下げるという観点から設計法の提案をした。マトリックスによってシステムアーキテクチャを表現することで、機能のより直感的理解が容易になることに加え、要素の追加や変更といった柔軟性が増す。今後は、システムのコンポーネントを要素とするだけでなく、環境要因や構造系も含め、より包括的にシステムを評価する手法を検討する。

参考文献

- [1] SpaceWorks Enterprises, 2018. Available: <https://www.spaceworks.aero/nano-microsatellite-forecast-8th-edition-2018/>.
- [2] 佐原宏典, 荒井康雄, “複雑度を用いたシステムの定量的評価と超小型衛星への適用,” 日本航空宇宙学会論文集, 2016.
- [3] 白坂成功, 中須賀真一, “ほどよし信頼性工学とその適用,” 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2013.
- [4] 石井亮介, “超小型衛星の不具合リスク評価基準の検討,” 首都大学東京システムデザイン研究科博士前期課程, 2013.
- [5] 佐原宏典, “超小型衛星の定量的なアーキテクチャ評価の提案,” REAJ 誌 2014 Vol.36, No.8 (通巻 220 号), 2014.
- [6] Steven D. Eppinger and Tyson R. Browning, “Design Structure Matrix Methods and Applications,” Massachusetts Institute of Technology, 2012.