

超小型衛星ミッションアシュアランス・ハンドブック (案)

2022年3月
特定非営利活動法人大学宇宙工学コンソーシアム
(UNISEC)

日本語版

目次

1. はじめに
2. プロジェクトマネジメント
 - 2.1 スケジュール管理
 - 2.2 チーム体制
 - 2.3 効率化
 - 2.4 周波数調整・電波免許
 - 2.5 安全要求への適合
 - 2.6 文書管理
 - 2.7 不具合管理
3. ミッション定義
 - 3.1 実現性
 - 3.2 サクセスクライテリア
 - 3.3 ミッションシナリオ
 - 3.4 リスク管理
4. 概念設計
 - 4.1 要求管理（ミッション要求、設計要求、検証要求の整合性）
 - 4.2 過去のプロジェクトの教訓の反映
 - 4.3 安全要求適合性確認
 - 4.4 検証計画
5. 詳細設計
 - 5.1 部品・コンポーネント選択
 - 5.2 リスク管理、FTA、FMEA
 - 5.3 死なない衛星を心がける
 - 5.4 過剰な保護機能を避ける
 - 5.5 設計変更時の留意点
 - 5.6 運用しやすい衛星設計
 - 5.7 試験しやすい、製造しやすい衛星設計
 - 5.8 設計根拠の理解
 - 5.9 FMに移行する前に
 - 5.10 安全要求適合性確認
6. 製作
 - 6.1 品質管理
 - 6.2 作業外注と内製
 - 6.3 安全要求適合性確認
7. 試験
 - 7.1 電磁適合性試験
 - 7.2 End-to-End ミッション試験
 - 7.3 電氣的インターフェース（噛み合わせ）試験
 - 7.4 システム機能試験
 - 7.5 End-to-End 長期運用試験
 - 7.6 展開試験
 - 7.7 フィットチェック

- 7.8 熱試験
- 7.9 振動試験
- 7.10 試験コンフィギュレーション (Test-as-you-Fly)
- 7.11 外部試験機関の利用
- 7.12 試験結果の評価
- 7.13 衛星の保管
- 7.14 安全要求適合性の確認
- 8. 運用
 - 8.1 地上系準備・メンテナンス
 - 8.2 運用計画
 - 8.3 不具合対応
- 9. 運用後
 - 9.1 Lessons Learned
 - 9.2 記録化と成果報告・公開
 - 9.3 ノウハウ共有
- 10. 大学衛星プログラムの持続可能化
 - 10.1 プログラムとしての視点
 - 10.2 学内基盤の強化
 - 10.3 資金確保
 - 10.4 外部連携

略語

BBM Bread Board Model

CDR Critical Design Review

EM Engineering Model

FM Flight Model

FET Field Effect Transistor

FMEA Fault Mode Effect Analysis

FTA Fault Tree Analysis

MA Mission Assurance

MCU Micro-Controller Unit

MOSFET Metal-Oxide-Semiconductor Field Effect Transistor

OBC OnBoard Computer

PDR Preliminary Design Review

Rx Receiver

Tx Transmitter

1. はじめに

本文書は大学・高専等（以下、簡単化のため「大学」とする）が開発する超小型衛星の Mission 成功率を向上させるために、教員・学生を含む開発・運用チームが念頭におくべき事項をまとめたものである。ミッション保証 (Mission Assurance) とはミッションの成功を阻害する設計・製造・運用等における要因を見つけ、その影響を軽減させる一連の活動を意味する。

大学で衛星が作られるようになって 20 年以上が経過し、超小型衛星は今や単なる学生の教育ツールとしてだけでなく、最先端の科学観測やビジネスにも使われるようになってきている。いわゆる「New Space」と呼ばれる多くの新興企業が大学衛星プロジェクトを経験した元学生達によって立ち上げられ、躍動する宇宙セクターの原動力ともなっている。

日本においても、これまでに 20 を超える大学が超小型衛星を打ち上げているが、そのミッション成功率は未だ低いままである。世界的に見てもそれは同じであり、文献 [1]によれば、大学発衛星の 25%が DOA (Dead-on-Arrival、軌道上放出後に地上局で電波を一回も受信できない) に終わっており、ミッション成功と分類される衛星は「部分的な成功」を含めても 50%に満たない。

大学衛星のミッションは「教育」「技術実証」「科学観測」が主たるものである。しかし、たとえ「教育」をメインミッションとしていたとしても、運用によって得られる教育的効果は開発段階で得られる教育的効果に匹敵する。そのため、教育衛星といえども、地上との間で電波をやりとりして衛星に何らかの仕事をさせる、すなわち軌道上で何らかのデータを取得してダウンリンクすることを目指さなければいけない。

大学衛星のミッション成功率を向上させることは、卒業後に宇宙セクターに進む人材の教育効果を上げるだけでなく、大学衛星を活用した挑戦的な「技術実証」「科学観測」の成果を向上させることにもつながる。それらの成果は、より大きな規模で行われるミッションのパスファインダーとして活用され、宇宙セクター全体の発展に寄与することとなる。

本文書は、2020 年度に大学宇宙工学コンソーシアム (UNISEC) が行った Lessons Learned 共有会において出されたさまざまなミッション成功・失敗事例を分析したものが基となっている。Lessons Learned 共有会のまとめは文献 [2]として出版済みである。文献 [2]の 5.2 章に「超小型衛星のミッションアシュアランスのための要件項目の抽出」として、超小型衛星ミッションを成功させる上で必要な要件項目を抽出している。本文書は、失敗事例の Root Cause Analysis をさらに行なった結果に基づいて、それら要件項目を衛星のシステムライフサイクルに沿う形で加筆・修正・再構成し、衛星プロジェクトに関わる教員・学生が衛星プロジェクトをやりながら常に参照できるようにした。特に

- プロジェクトの実施形態に応じた大学における適切なマネジメント方法
- プロジェクトを「効率良く」実現するポイント
- ミッション定義から運用後に至るまでのプロジェクトライフサイクルの各フェーズ毎にミッション成功率向上のために実施すべき事項
- 個々の単発のプロジェクトではなくプログラムとしてミッション成功率を確実に向上させていくために、大学衛星プログラムを持続的に行っていくためのポイント

の 4 点を念頭においている。

大学衛星のミッション成功率は、初号機では極めて低く、2号機以降は自らの教訓を反映することで大きく向上する。しかしながら、2号機以降でも失敗がなくなるわけ

はない。自分達以外の多くの衛星プロジェクトと経験知を共有することで、ミッション成功率をさらに向上させることができる。そのため、本文書の対象は、初めて衛星開発に携わる教員・学生だけでなく、2号機以降に携わる大学関係者も含んでいる。

本文書は、特定非営利活動法人大学宇宙工学コンソーシアム (UNISEC) が国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) から受託して実施した業務 「2021年度 超小型衛星の成功率向上に向けた JAXA 知見を活用した支援方法の調査検討」 (JX-PSPC-536920A) の一環として作成されたものである

2. プロジェクトマネジメント

2.1 スケジュール管理

大学衛星の場合、初号機からミッションに成功することは稀である。失敗原因の多くは、経験不足からくるスケジュールの読み間違いが、最終的なシステム全体を使つての試験時間の不足につながったことにある。相乗りに頼る大学衛星では、衛星納入日を自ら選べることは少ない。そこで衛星納入日を D として、スケジュール管理の目安となるマイルストーンを表 1 に示す。(A)～(E)までに示された期間を短縮することは厳しい。物品の発注・調達にかかる時間は学生の頑張りだけでは短縮できない。また(A)と(B)で全系を組み合わせてどれくらい長い期間動作させて、どれだけのハード・ソフトの欠陥を検出し修正できるかが、衛星の軌道上生存率やミッション成功率を左右する。そのため(A)や(B)の時間を縮めてスケジュールの遅れに対処しようという考えは持つべきではない。

表 1 スケジュール管理の目安

時期	マイルストーン
D	衛星納入
(A)	ソフトウェアのバグ出し (1ヶ月)
D-1月	FM ハードウェア・ソフトウェアが完成し、ハードウェアに関する試験(振動・熱真空等)を終えている。 基本的な地上局ソフトウェアが完成している。
(B)	FM 組み立て・統合・試験 (2ヶ月)
D-3月	FM に使用する各種ハードウェアが納入され、組み立てを待っている。
(C)	FM 発注・調達 (3ヶ月)
D-6月	EM の試験が完了し、衛星システムとして動作することが確認されている。
(D)	EM 組み立て・統合・試験 (4ヶ月)
D-10月	EM に使用する各種ハードウェアが納入され、組み立てを待っている。
(E)	EM 発注・調達 (3ヶ月)
D-13月	想定したミッションが実施可能である確証を得る。 EM の設計が完了し、発注が始まる。
(F)	Proof of Concept
D-A*月	どのようなミッションを実施するかが決まる

* 時期は衛星プロジェクトにより異なる

(A)の期間中(1ヶ月)は、ハードウェアの変更は基本的に行わず、**End-to-End 長期運用試験**(7.5を参照)でソフトウェアのバグ出しに専念する。ただし、ソフトウェアにバグが見つかったとしても、FM のソフトを実際に変更するかどうかは、変更によるリスク(それまで動いていた部分が動かなくなる)と変更しなかった場合のリスク(軌道上でバグが発生する)を比較した上で慎重に判断すべきである。

(B)の期間中(2ヶ月)にFMの組み立て・統合・環境試験(AIT)を行う。AIT中に不適合が見つかり、FMの改修が必要となる場合が多く、2ヶ月は必要である。試験日程が刻々と変わる可能性があるので、試験実施場所が外部機関の場合は、当該機関との連絡を常にとっておく。

(C)の期間中(3ヶ月)にFMの発注・調達を行うが、EM試験結果に基づくFMでの設計の軽微な変更が必ずある。図面の引き直しなどで予想外の時間を要する場合がある。

この間にFMの試験日程を組み、試験設備を確保しておくべきである。その際、FMの組み立て・統合に時間を要することを考え、FM試験日程は少なくともPlan-A(予定通り進んだ場合)とPlan-B(予定通り進まなかった場合)の2通りを想定しておく。

(D)の期間中(4ヶ月)にEMの組み立て・統合・試験を行う。組み立て・統合はコンポーネントが全て揃ってから一度に行うのではなく、納入された物品から順にインターフェース適合性を確認していくべきである。組み立て時に機械インターフェースの不適合が数多く見つかるので、構造系や基板の改修が必要となる。統合時には電氣的インターフェースの不適合が数多く見つかり、トラブルシューティングに多大な時間を要する。振動や熱真空といった環境試験は慣れていないため、スケジュールに余裕をもっておく。特に初号機の場合、EM振動試験は1回で終わらない場合が多いので、複数回することを覚悟しておく。通常は(D)の期間の最後にCDRがある。

(E)の期間中(3ヶ月)はEMの納入を待つ期間であるが、その間も安全審査対応のための構造解析やSTM振動試験、BBMを使ってのソフトウェア開発等々、やることは多くある。またEMの試験日程を組み、試験設備を確保しておく。

(F)の期間中(長さはプロジェクト毎に異なる)にBBM等のハードウェアを使って、ミッションが実施可能であることを確かめておく(PoC, Proof of Conceptの実施)。複数のミッションを搭載する場合、PoCの結果が芳しくないものについては、搭載を断念する決断が必要となる。決断を後回しにするだけ、EMやFMの設計変更につながる恐れが増え、コスト増・スケジュール遅延につながる。メインミッションの場合、PoCの結果に応じてミッション要求を見直すべきである。通常は(F)の期間の最初にMDR、最後にPDRがある。

2.2 チーム体制

大学において、衛星のプロジェクトチームを編成する際、学生だけでは必要なタレントが全て揃うことはない。足りないところは、スタッフを雇用する、学生の成長に期待する、外部機関と連携する、買い物で済ませる、といった解決策があるが、いずれも確実ではなく、ミッションの難易度や予算や地理的状况などを考慮してベストな策を得る必要がある。いずれにせよ、衛星ミッションの策定を行なっていく上で、チーム内のタレントの見極めが極めて大事である。参考のために、表2に見極め作業で使えるようなチェックリストを示す。

表2 衛星プロジェクトのタレントの見極めのためのチェックリスト

項目	回答選択肢							
	100	50~99	20~49	5~19	0~4			
責任教員(P/I)が講義の時間以外に衛星プロジェクトに費やせる時間(%)								
責任教員の衛星プロジェクトの経験	3以上	2	1	0				
衛星プロジェクトに関与する教員(学科プロパー)	3人以上	2	1	0				
衛星プロジェクトに専念するスタッフの数	3	2	1	0				
教員の専門分野(複数)	宇宙工学	理学	機械	電気	通信	メカトロ	情報	その他
プロジェクトマネージャー	責任教員(P/I)	(P/I)以外のプロパー教員	専任スタッフ	博士学生	修士学生	学部生(研究室内)	学部生(研究室外)	
プロジェクトマネージャーが経験した衛星プロジェクトの数	3以上	2	1	0				
参加学生の学科(複数)	宇宙工学	理学	機械	電気	通信	メカトロ	情報	その他
学生の学年(複数)	学部1~2年	学部3年	学部4年	修士	博士			
責任教員の研究室外の学生の参加	推奨	限定的						
衛星プロジェクトを経験した学生の割合(%)	100	50~99	20~49	0~19	0			
衛星プロジェクトに主体的に関与する外部機関の数	3以上	2	1	0				

チーム内のタレントが把握できたとして、衛星ミッションを実施する上でチーム内では解決できない専門知識やノウハウを効率的に得られる仕組みを作ることが重要である。ここで注意すべきは、外部にコンポーネントの開発や製作について協力を要請したとしても、その仕様はミッション要求やシステム要求と合致していなければならず、仕様をチームメンバー(特にプロマネや当該コンポーネントを使用するサブシステム担当者)が理解している必要がある点である。またコンポーネントが納入されたとしても、システムに組み込んで衛星全体の検証を行うのは大学側の責任であり、チームメンバーがそのことを肝に銘じておく必要がある。

大学衛星プロジェクトは、たとえ専任のスタッフを雇ったとしても、学生の献身的な労働なしには成り立たない。学生のプロジェクトへの参加は、学生個々に異なるモチベーションによって支えられている。そのモチベーションの維持・向上の責任は全て教員にあることを、教員は肝に命じるべきである。

研究室プロジェクトの場合、学生の卒論・修論・D論とリンクさせることができるが、

そうでない場合は学生にプロジェクトに参加する意義を見出させる必要がある。特に少人数・短期集中開発は学生も精神的に追い込まれる。ゴールの先に得られるものを学生が明確に意識できるようにしなければならない。

サークル活動の場合、学生の出入りは基本的に自由であり、学部低学年であることも多く、教員と学生のつながりも研究室プロジェクトほどには太くない。普通の部活動と異なり、対外試合があるわけでもなく、コンテストのように数ヶ月先に明確なゴールが見えているわけでもない。教員側が積極的に関与する姿勢を見せ、学生の懸念を早期に拾い上げる努力をしなければ、学生間のつながりだけでモチベーションを維持するのは難しい。

学生のモチベーションを維持する上で、打ち上げが決まっていることが何よりも重要であり、打ち上げが決まらない学生衛星プロジェクトは漂流することになる。ただし、打ち上げが決まれば信頼性のある衛星を学生が作るわけではなく、教員が常に「打ち上げ日までに衛星を間に合わせるのが成功ではなく、打ち上げ後に予定していたミッションを実施できて初めて成功と言える」ということを言い続けることが必要である。教員が「ミッション成功が大事」と言い続けなければ、学生はついてこない。

また、衛星の開発期間があまりに長すぎると、学生は衛星プロジェクトの一部しか経験できず、モチベーションを持たせることが難しい。開発から運用までの一連のプロセスをすべて体験できることがモチベーションにつながる。そのためには、プロジェクト立ち上げから運用までを3年以内に実施することが望ましい。

3年というプロジェクトのライフサイクルの設定は非常に大事である。軌道上で開発時に見過ごしていた問題が発覚した場合、運用で回復するしかない。できることは限られているものの、衛星の設計を熟知していることにより、とりうる対策の幅は広がり、時には絶望的な状態から回復することもありうる。大学衛星プロジェクトの実施形態は工学系の研究室を中心に行われる「研究室型」のものが多いが、学生は学部4年生から修士2年生までの3年間在籍するケースが多い。プロジェクト立ち上げから打ち上げまで3年以上を要すると、運用時には衛星の設計に精通した学生がいないということが起こり得る。多額の外部資金を獲得してきて、専任スタッフや大学院生（修士・博士）が多数参加する「研究指向型」のプロジェクトでは、専任スタッフの雇用の際に、開発完了まででスタッフの雇用期間を区切るのではなく、運用も見据えた雇用期間とすべきである。研究室外の学生も参加する「サークル型」は3年を超えたライフサイクルも可能ではある。ただし、あまりにもプロジェクトが長期化すると学生のモチベーション維持が難しい。また、研究室配属後は卒論・修論等があるので、指導教員の理解がない限り4年生以降は多くの時間をプロジェクトに割くことができない。そのため、「サークル型」であっても3年程度でライフサイクルを終わらせることが大事である。

大学衛星では、P/I (Principal Investigator)である責任教員の判断が最優先されるが、重要事項の判断はP/Iの教員が一人で行うのではなく、複数の人間で話しあって冷静に議論した上で決めるべきである。教員には、他者の意見を受け入れる度量の広さが求められる。

大学衛星で学生・ポスドク・若手教員がプロマネをする場合、上席教員（通常はP/I）は状況を常に把握し、必要であれば外部に助けを乞う。学生やポスドクではなかなか外部とのチャンネルもなく、助けを得難い。そのため、適切なチャンネルを外部との間に作るのも上席教員の役割である。教員は学生やポスドクに丸投げすべきではない

システム全体を見渡せるのがプロマネ1人である体制は、そのプロマネに事故などがあった時に非常なリスクを抱えている。システム全体に精通した人材を複数用意し

ておく。また、チーム内でも情報の共有を進めておく。1人の人間に依存したプロジェクトマネジメントは、リスクがあまりにも高く、するべきでない。そのためにも、平常時からチーム全員が一つの部屋で過ごすような開発体制が望ましい。また、逆にいうと、プロマネ1人でシステム全体を見渡せないようなシステムは超小型衛星とは言い難い。また、システムが複雑になればなるほど、超小型衛星開発の経験者（システムライフサイクルの全てを経験した者）がプロマネになるのが望ましい。

2.3 効率化

文献[3]に倣って、衛星プロジェクトにおける活動を3種類に分類する。1番目は、衛星の価値を向上させる活動。この中にはMAも含まれる。2番目は、価値は向上させないものの必要な活動。この中には安全審査対応や宇宙活動法・電波免許等に関する作業が含まれる。3番目は、その他の「ムダ」な活動である。超小型衛星では、この「ムダ」をできる限り減らすことによって、限られた人員と資金で衛星を開発・運用する。

衛星プロジェクトにおいては、「移動」と「待ち」でムダが発生しやすい。そのムダを削減し、得られた余剰の時間をMAに振り分けるべきである。同じキャンパスの中で開発する場合であっても、チームの所在地が分散していると、ミーティングや組み立て・統合・試験作業のために一箇所に集まるための移動時間はムダである。衛星運用においても、地上局までの移動時間はムダである。コロナ禍において遠隔作業やコミュニケーションは大きく進化したが、それでも対面で行う作業やコミュニケーションに対して効率は大きく劣る。キャンパス内に試験設備がない時、試験実施場所までの衛星の輸送や人員の移動はムダな時間である。メールによるコミュニケーションは、返信が来るまでの時間は「待ち」であって、価値の向上に繋がらない。チーム全員が同じ部屋に滞在して、細々としたコミュニケーションは口頭で行うことで、時間が大きく節約される。記録として残すべき事項については、テキストメッセージ化するなどの使い分けをすべきである。移動とコミュニケーションを効率化するには、居室、作業室、試験設備、地上局を同一建屋内に集約することが望ましい。

2.4 周波数調整・電波免許

衛星の開発が順調に進んでいても、周波数調整・電波免許申請の結果、基本設計の変更、ミッションの変更、衛星納入の遅れ、衛星ミッションの断念、衛星運用の制限などに追い込まれることがある。特に、アマチュア無線と非アマチュア無線の併用、一次割り当てでない周波数の使用等については、注意が必要である。また、超小型衛星の数の増加に伴い、アマチュア無線周波数割り当てや予備免許発行にかかる時間が長引く傾向にある。周波数調整や予備免許発行が終わっていない衛星は打ち上げることができないため、電波関連の官辺手続きの遅れが衛星納入の遅れ、最悪の場合打ち上げ機会の喪失につながることを認識すべきである。

国際周波数調整並びに無線免許申請は電波法と電波関係の専門知識を必要とするので、特定のメンバーに仕事が集中しがちである。プロマネを始めとする複数のメンバーが周波数調整の進行状況を常にモニタしておく必要がある。また複数のメンバーが文献[4]に目を通しておくことが望まれる。周波数調整作業を外部コンサルタントに依頼することも厭わない姿勢をもつことが重要である。また、外部コンサルタントに依頼したとしても、プロジェクト側の人間が状況を常にモニタしておかなければいけないのは当然である。

2.5 安全要求への適合

安全要求への不適合は設計見直しや製作やり直しにつながり、それらに費やす時間が MA 活動に費やす時間を圧迫することになる。また安全審査を通らない衛星は打ち上げることができないので、最悪の場合は打ち上げに間に合わずダミーマスを搭載という事態になりうる。実際に、そのような事例が過去にいくつか起きている(図1)。安全要求不適合による出戻りを少しでも減らすため、概念設計、詳細設計が終わったそれぞれの段階で安全要求適合性に関わる課題を抽出し、打ち上げ事業者を確認をとっておくべきである。

安全審査においては、どのような方法で安全要求への適合性を検証するかが問われるが、最小限の-effortで検証できる手法を打ち上げ事業者との間で合意すべきである。過剰な約束(大学教員は見栄をはって過剰な約束をしがちである)をすると、あとで自らを苦しめることになりかねない。安全要求への適合性の検証は必要最小限の-effortにとどめ、MA 活動等にリソースを割り振るべきである。

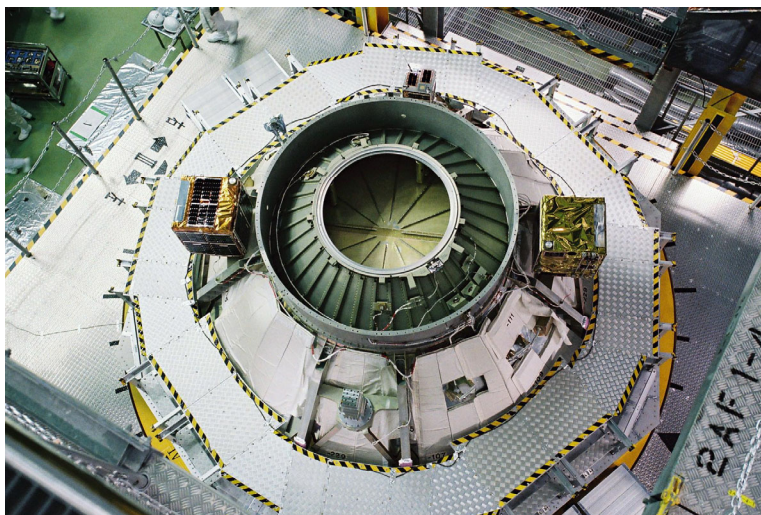


図1 H-IIA 30号機に搭載された小型副衛星(6時の方向にある銀色の塊がダミーマス) (写真出典: JAXA デジタルアーカイブス)

https://s3-ap-northeast-1.amazonaws.com/jaxa-jda/http_root/photo/P100010489/5590ac570abed216cfe9acfe71681338.jpg

2.6 文書管理

衛星プロジェクトにおいて、文書が必要となるのは以下のような理由による。

- 官辺対応(安全審査、周波数調整・電波免許、宇宙活動法)
- プロジェクト内の意思疎通(開発・試験・運用の際に現場で必要)
- 運用時の不具合対応に備えたトレーサビリティの確保
- 知識伝承
- 他プロジェクトとの知識・ノウハウ共有
- 論文作成時の源泉データ

(a)と(b)については、これなしでは衛星が完成し打ち上げることができないので、否応なしに文書化作業をしなければならない。(a)については、教員・スタッフに文書化作業を行う時間的余裕や適性がないのであれば、学生がやるしかない。そのため、プロジェクト発足時に安全審査関連の文書作成を重要タスクの一つとして学生に割り振る。学生にタスクの重要性を理解させた上で、「この仕事の成否によって衛星が打ち上がるかどうかが決まる」といったモチベーションを与える。当然、学生が作成す

る安全審査関連書類のチェックは教員・スタッフがしないといけない。(b)については、各系の担当やプロマネが必要に迫られて作成するので問題ない。基本的に文書化作業が好きな学生はおらず、また衛星開発と同時平行で作られるので、教員が「勉強のため文書を作れ」と指導しない限り、必要最低限の文書セットが作られることになる。(f)については、論文執筆を考えている教員・学生（多くは博士学生）が自分で作成、または他の学生を指導して作らせることになる。

MA 活動に関連するものとしては、(b), (c), (d)となる。特に大学内の世代交代により衛星の設計内容を熟知したものが運用時に欠ける状況に備える、次号機プロジェクトを円滑に進めるといった観点で必要となる。しかし、学生にいくら「知識伝承は大事。文書で残せ」といっても、それで学生は動かない。一つの方策として、衛星プロジェクトを学生の卒業論文・修士論文とリンクさせる案がある。理工系の学生にとって、卒業論文、修士論文は必須である。衛星プロジェクトにおいて、ある系やコンポーネントの開発または試験を卒論・修論のテーマとして実施すると、卒論・修論では否応無しにそれらのことを書かないといけない。体系的な文書作成にはならないが、特定分野においては、非常に詳細な設計文書ができあがることになる。例えば、アンテナ展開機構を学生の卒論とした場合、学生は、アンテナの基礎から、どのようにしてテグスを結び、どのような試験条件でどれだけ試験をおこない、その成功率はいくらであったか、失敗したとしたらその要因等々、自分のやった事項について非常に詳細な記録を残すことになる。

2.7 不具合管理

衛星の開発作業中には必ず不具合が発生する。それらの不具合への対処を怠らないよう、プロマネまたは担当者に不具合情報を集約し、抜けがないような取り組みが必要である。このような取り組みは衛星が複雑になればなるほど大事である。不具合管理表を採用して管理していくことの有効性がいくつかの衛星で示されている。ただし、様々な不具合に対してミッション達成に対する影響に基づいて優先順位をつけ、リソースを分散させない注意が必要である。

3. ミッション定義

3.1 実現性

チームの構成員の知見やスキルが衛星の開発・運用に必要なすべての範囲をカバーしていることは、まずあり得ない。新規にスタッフを雇用して足りないタレントを外部から導入するという考えも、必要となる人材を確保できる保証はない。学生の成長に期待しすぎるのも危険である。また、予算も限られている。ミッションを策定する場合には、そのような制約条件を強く意識すべきである。用意できる予算と人員で実施可能な「身の丈にあったミッション」を策定すべきである。また、教育目的の衛星においては、新規開発の要素が多すぎるとプロジェクトが破綻する危険性があることに留意すべきである。

大学衛星は教員次第である。教員が背伸びをしても、学生がついてこれないことがある。また、教員も神ではないので、ミッションの実現性を評価する上で全てを知っているわけではない。自分の足りないところを率直に認め、外部の助けを請う、自分の不得意なところで無理をしない、といったことが重要である。外部に助けを請う時は、経験者のコメントを真摯に受け止める姿勢が大事であるが、その前提としてコメントの良し悪しを判断できるだけの力量が必要であり、それらを身につける努力を怠るべきではない。

3.2 サクセスクライテリア

サクセスクライテリアは、プロジェクトを進めていく上での指針である。通常はミニмумサクセス（システムに何らかの不具合があったとしても、これだけは何があっても達成できる最低限の目標）、フルサクセス（システムが要求通りに機能した場合に達成できる成果の目標）、エクストラサクセス（フルサクセスを達成した上で、さらにそれを上回る成果の目標）の3つで構成される（文献[5]）。できるだけ定量的な指標（特にミニмумサクセスとフルサクセス）を使うことが求められる。

サクセスクライテリアはプロジェクト立ち上げ時に策定するが、レビュー会などプロジェクトの各節目においてそのクライテリア、特にフルサクセス、を達成できるかどうかをチェックする。達成できないと思われる時は変更せざるを得ないが、それによってプロジェクト全体の意義（プロジェクトのステークホルダを満足させられるかどうか）が達成できるかを問い直すべきである。また設計変更の可能性を検討する時には、設計変更によってもミニмумサクセスクライテリアを達成できるかどうかを真摯に吟味すべきである。安易にミニмумサクセスクライテリアを変更すべきではない。また、プロジェクトがうまくいきそうだとすることで、各サクセスクライテリアを上方修正することは、システム要求の後付けとなるので、やめておいた方がよい。システム要求の後付けは、プロジェクト失敗をもたらす原因になりやすい。

また、運用時においては、各サクセスクライテリアの達成状況が運用計画を立案する際の指標となる。後述（8.2運用計画）するように、衛星が軌道上に放出されたら速やかにミニмумサクセスクライテリア達成のための運用を行うべきである。

3.3 ミッションシナリオ

どのようなミッションを実施するかがある程度で揃った時点で、各ミッションの運用シナリオを策定する。地上局からコマンドアップリンクにより衛星がどのように動作し、軌道上からデータをどのようにして地上におろすかを考える。それらにより、衛星が備えるべき機能と大体の性能を算出することができる。その結果に基づいて、必要となる搭載機器を洗いだし、衛星の通信、電力、姿勢（ポインティング）のバジ

エット表を作成する。このバジェット表は衛星プロジェクトの進行中に随時改訂を行い、衛星の開発・製作・検証が進むとともに数字の確度を向上させていく。ミッション定義の段階で通信、電力、姿勢のバジェットでマージンがない、またはギリギリであれば、そのミッションは成立しないと考えた方がよい。

3.4 リスク管理

衛星プロジェクトとは未知（うまくいくかどうかわからない）を既知（うまくいくことに自信がある）に変えていく過程でもある。ミッションを実現する上で必要となる技術のうち、未知のものは必ず存在する。存在しないようなプロジェクトは面白くない。その技術が他機関の衛星プロジェクトでは普通に使われていたとしても、自分達のチームで使ったことがなければ、それは「未知」のものである。「未知」のものは、全て衛星のミッション達成を阻害するリスク要因である。ミッションシナリオが策定されれば、どのような機能が衛星に必要なかわかるので、「未知」のものをその時点で洗い出すことは可能である。リスクマネジメントにおいては、それら「未知」のものが失敗する可能性、失敗した場合のミッション達成に及ぼす影響度を評価しないとイケない。開発や検証が進むにつれて「未知」の度合いが「既知」に置き換わり、それが失敗する可能性がある程度臆げに見えてくるはずである。リスクマネジメントの結果、失敗の影響度が深刻なものには重点的にその後のリソースを振り分ける必要がある。

4. 概念設計

4.1 要求管理（ミッション要求、設計要求、検証要求の整合性）

衛星のミッション要求と設計に整合性がとれていなければならない。これは衛星の概念設計の際に、複数の人間で冷静に議論をして決定すべきである。外部の専門家・経験者に議論に加わってもらうのもよい。例えば、衛星のミッションが教育に主眼を置いていれば、「確実に動く衛星」を作ることにより運用を経験させることが望まれる。そのような時に、研究開発要素の高いコンポーネント（例えば、全く新たな設計のアンテナ）を採用することは、ミッション要求に反することになる。設計要求は、上位のミッション要求に適合しなければいけないが、時に大学研究者の「色気」がでてきて、つついシステム開発の基本を忘れがちである。そのような時は、別メンバーまたは外部からの指摘により、目を覚ます必要がある。責任教員には、他者の意見を受け入れる度量の広さが求められる。

逆に、ミッション要求のレベルが高いのに、それにそぐわない設計を行う場合もある。理論上の最大通信容量を前提として通信回線を設計し、それに基づいてミッションが要求するデータをダウンリンク可能としがちであるが、実際の運用において最大通信容量がでる場合はほとんどない。このような場合も、概念設計の段階で外部からの指摘が役に立つ。

4.2 過去のプロジェクトの教訓の反映

すでにいくつかの衛星プロジェクトを経験している場合、概念設計時に過去のプロジェクトで得られた教訓を反映するのは当然のことである。軌道上で動いたものと、動かなかったものに整理をし、動いたものは非常に良い理由のない限り変更しない。動かなかったものについては、その原因を究明した上で改良措置を施すことが大事である。外部からコンポーネントを調達する場合、調達のしやすさや、アフターケア等についての経験が得られているはずなので、同じコンポーネントを採用するかどうかを慎重に考慮すべきである。

4.3 安全要求適合性確認

概念設計が終わった段階で、詳細設計に入る前に安全適合性の課題を抽出すべきである。安全審査 Phase0/1 として実施しても良いが、経験のある専門家であれば問題になりそうな箇所を指摘するには概念設計書を一読するだけで足りるので、そのような専門家に設計をレビューしてもらうのも一案である。

4.4 検証計画

検証とは要求通りの衛星が作られているかどうかを確認する行為であり、試験以外にも解析や図面確認等により行われる。概念設計時に、各設計要求に対して、それらを何時どのように(When and How)検証するかを定めた検証計画を策定する。勿論、設計・開発が進むにつれて計画は変更されていくが、検証できない設計は採用するべきではなく、「多分動く」「大丈夫だろう」という考えは禁物である。また、実施可能な「検証計画」をたてるべきである。「放射線試験で確認する」という検証計画は書くのは易しいが、試験設備を使用可能か、チーム内に放射線試験のノウハウがあるか、等々を考慮しなければならない。放射線試験を実施しないなら、耐放射線設計は、飛行実績のある部品を使う等、放射線試験をしないという前提にたって進めないといけない。

全ての試験設備を自前でもっているところは少なく、外部の試験機関を使用する機会が多い。どこで試験を実施するかについても、概念設計時にある程度のあたりをつけて試験機関と相談を始めることが望ましい。試験に関しての経験が乏しいプロジェクトの場合、衛星設計や試験についての助言をできるだけ経験をもった試験機関を選ぶのがよい。

[2.5 安全要求への適合性]でも述べたように、安全要求に対する検証は必須ではあるが、衛星の価値を向上させるものではなく、その検証に割くエフォートは必要最低限のものとするべきである。衛星の価値を向上させる要求（衛星の生存率を高める、ミッションの成功率を高める、軌道上で得られるデータの質を向上させる等々）の検証により注力すべきである。例えば、バッテリーの安全性の検証は、安全審査でよく問われるところであり、学生は膨大な時間を費やしてバッテリーのスクリーニングを行っている場合が多い。また、実際に作業を行っているので、学生は「やってる感」をもちがちである。確かにバッテリーのスクリーニングは要求されている限りやらなければいけない活動であるが、衛星の価値向上のためには他にもっとやらないといけないことがあるということをチームが理解すべきである。ただし、あまりにこれを強調するとバッテリースクリーニングのような地道な活動を行う学生のモチベーションが低下するので注意が必要である。

国際宇宙ステーションから放出される CubeSat の場合、最低限実施すべき試験は表3の通りである。ここで“R”とある項目は“Required”を意味し、それぞれの段階で実施すべき試験である（なお、“O”は“Optional”、“N”は“Not Required”である）。それぞれの試験の詳細は7章で述べる。解析としては、構造解析（共振周波数、最大許容荷重や安全余裕の算出）が必須である。

H2A やイプシロンなどのロケット打ち上げの場合は、表3の項目に加えて準静的荷重試験（所謂サインバースト）や正弦波振動試験、衝撃試験等が課される。

表3 国際宇宙ステーションから放出される CubeSat において実施すべき試験

試験項目	EM(QT)	FM (AT)
電磁適合性試験	R	N ^{*1}
End-to-End ミッション試験	R	N ^{*1}
電氣的インターフェース試験	R	R
システム機能試験	R	R
End-to-End 長期運用試験	N	R
展開試験	R	R
フィットチェック	R	R
熱試験	R	O ^{*3}
ランダム振動試験	O ^{*2}	R

*1: FM 段階では End-to-End 長期運用試験に含まれる

*2: 衛星毎に特段の必要があれば実施する。必要がなければ省略して構わない

*3: 安全要求への適合検証のために、-15℃と+60℃に晒されたあとでも衛星が動くことを示す必要がある（文献[6]参照）。設計（使用部品の温度範囲等）で検証できなければ試験が必要となる。熱真空試験や恒温槽での熱サイクル試験は、衛星毎に特段の必要があれば実施するが、必要がなければ省略して構わない。

5. 詳細設計

5.1 部品・コンポーネント選択

コンポーネントの購入先として海外ベンダー（売主、製造業者等を指す）を選択する場合は、納期・アフターサービス・インターフェース適合の観点から注意を払う。他のコンポーネントとの間でインターフェース不適合の問題が発生した際のベンダーとの調整に多大な時間を要することを理解すべきである。ただし、国内ベンダーであっても、経験の浅いベンダーの場合は注意を要する。技術力があっても、納期に難のあるベンダーもある。ベンダー選択の際、入手性、取り扱いの用意さ（インターフェースのわかりやすさ）、修理対応の良さなどにより注意を払うべきである。それらは時に、サイズ・金額・機能を上回る価値をもつ。

特に新規開発要素のあるコンポーネントの場合、ベンダーとの間での作業項目のインターフェース境界をはっきりさせ、どこまでをベンダー側でやり、どこまでをシステム（衛星プロジェクト側）でやるのかを明確にしておくべきである。衛星プロジェクトをプログラムとして捉え、バス機器については、できるだけ仕様を変えず、2号機・3号機はコンポーネントベンダー側での開発要素をなくし、同一品を納入してもらう体制が、納期短縮の観点から望ましい。ベンダー側も従業員を動かし原材料を調達して物品を製作する以上、大学衛星だからと言って過度な値引きやアカデミックディスカウント等を期待すべきではない。ベンダー側が損をすることなく、2号機以降も長期的に付き合っていける関係を構築すべきである。

共同開発であったとしても、最終的にはベンダー側に設計やノウハウを移管し、ベンダー側が責任をもってコンポーネントを供給できる持続可能なサプライチェーン体制を構築することが望まれる。安定した製品品質を維持することを維持するには、長期的な付き合いが可能なベンダーを選択すべきである。

5.2 リスク管理、FTA、FMEA

大学では、「失敗を許されない」衛星を作ることは不可能であり、ミッション失敗のリスクを許容する。しかしながら、リスクがあっても何もしないわけではなく、そのリスクが現実化する可能性（発生確率）と現実化した際の影響（深刻度）を総合的に評価して、限られたリソース（人員・予算・スケジュール等々）の中で優先順位の高いものからリスクの低減化をはかる。通常は、発生確率と深刻度の積が大きいものから優先的にあたる。ただし、注意が必要なのは、発生確率や深刻度を定量的に評価するにはお金や時間がかかるので、超小型衛星の場合はそれらの評価に経験や群衆の叡智(Wisdom of Crowd)が使われる。そのため、リスク評価においては、超小型衛星の開発経験者や専門家にコメントを求めるのが良い。概念設計が固まった段階で外部の専門家にレビューを依頼することで、安全要求適合性の課題とともに、優先すべきリスク項目についても有益な意見を得ることができる。

技術的なリスクを洗い出す作業として FMEA(Fault Mode Effect Analysis)や FTA(Fault Tree Analysis)を活用する。しかしながら、FMEA や FTA を大学の講義で学ぶ学生はほとんどおらず、やり方すらも知らない。責任教員も同様である。そのため、最初から無理をして文献等にある方法をなぞったりしようとはせず、自分達で理解できる範囲から始めることが肝要である。

FTAについては、ミッションシナリオをフローチャート化し、それぞれのステップがうまくいかないとすれば、どのようなコンポーネントに責任があるかを考えればよい。FMEAについては、個々のコンポーネントが壊れたらミッション遂行が「(1)問題なく実施できる、(2)制約はあるものの実施できる、(3)実施は不可能、(4)衛星全損（通信途

絶)」といった場合分けをする程度から始めることを進める。またコンポーネントが壊れるかどうかについても「(1)飛行実績がある、(2)同様の設計のものに飛行実績がある、(3)飛行実績のあるメーカー（プロ）の設計・製作による、(4)地上環境では間違いなく動く、(5)全くの新規設計、(6)学生の手作り」といった評価指標を使うとわかりやすいかもしれない。いずれにせよ、その部品・コンポーネントが故障すると衛星全損につながる危険性のあるもの（単一故障点）について洗い出し、リスク軽減作業の優先順位を決めることから始めるべきである。

また、FTA や FMEA は部品・コンポーネントといったモノについてだけ行うのではなく、作業についても考えるべきである。「コマンドを打ち間違えたらどうなるか?」「センサーの極性を逆にしてしまったらどうなるか?」等々、人間は間違いをおかすものなので、それらの間違いが起きた時の結果を吟味し、間違いが起きにくくする、間違いが起きても挽回可能にするなどの工夫を設計に反映する。

5.3 死なない衛星を心がける

どのようなことがあっても**衛星全損(地上との通信途絶)の危険から抜け出すシステムとしての工夫**を設計に盛り込む。例えば以下のような工夫がある。

- 「神 PIC(放射線耐性の高さが軌道上で実証されている PIC16F877)」を搭載し、衛星全体の電力を落として再立ち上げ（パワーリセット）できるようにする
- バッテリーが枯渇しても再充電される工夫や低電圧時に確実にセーフモードに移行する仕組み
- バッテリーを喪失しても、太陽電池パネルの発電だけで衛星が動作する設計
- 体積的に余裕があれば通信回線を冗長にする
- 最低限の動作（地上との上下の通信回線が確保でき、バッテリーの大幅な放電を許容すればいくつかのミッションも実施可能）のための電力バジェットが以下のような場合でも成り立つようにする
 - 姿勢の喪失
 - 太陽電池パドルの展開失敗
 - 1U キューブサットの場合、太陽電池パネルの1面喪失（こうしておかないと、4～6枚ある太陽電池パネルのうちどれか1枚でも喪失すると衛星が失われることになり、単一故障点が太陽電池パネル分（4～6個）並列にあることになる）

ただし、これらの設計を行ったとしても、設計通りにシステムが全損の危険から抜け出せることを検証することが必須である。衛星がパワーリセットから立ち上がる時に、中途半端な状態でシステムが半死の状態に陥ることもある。軌道上での不具合状態を想定した試験を行い、衛星システムがパワーリセットから完全に立ち上がることを確かめるべきである。バッテリーの枯渇状態からの復活は、ソーラーアレイシミュレータを使うなどして、軌道上の発電状態を模擬して確かめるべきである。セーフモードへの移行も実機を用いて試験を行うべきである。電力バジェットについても、最悪の電力状態でのシステムの動作を確認するべきである。電力バジェットを立てる際には、発生電力・消費電力ともに測定誤差があるので、ある程度のマージンを考慮すべきである。通信系についても、冗長系の通信試験を怠るべきではない。

5.4 過剰な保護機能を避ける

衛星設計においては、さまざまな保護機能をつけたいくなる。例えば、バッテリー枯渇を防ぐセーフモードや、低温でのバッテリー保護のためのバッテリーヒータである。

しかし、これらを設計に採用する前に、その保護機能が本当に必要か、**保護機能を入れることによるリスクと効果を吟味すべき**である。保護機能が自動で入るようになってくると、電圧や温度センサーが正常に機能することを想定しているが、果たしてセンサーがどれだけ信頼できるかを考えるべきである。セーフモードは中途半端な状態に陥って立ち上がらないという危険があり、実際にそのような状態に陥った衛星もある。バッテリーヒータは電力を消費する。それによって電力収支がマイナスとなり、バッテリーが枯渇する可能性がある。

セーフモードを採用せずに、バッテリー電圧が低下したら DC/DC コンバータの入力限界を下回って衛星負荷への電力供給が自動的に遮断され、衛星の電力が一旦全て落とされるパワーリセットがかかり蝕明けに再度衛星が初期モードから立ち上がるような設計にするのも一案である。バッテリーヒータについても、自動でスイッチが入るようにはせず、軌道上での温度推移を見ながら地上からのコマンドで起動するような設計にしておくことが望ましい。軌道上でバッテリーが突発的に低温になることはない。特に軌道高度が低ければ、衛星全体は高温側にふれるので、バッテリーの断熱を十分にしておけばヒータなしでも十分に運用できる可能性は高い。

5.5 設計変更時の留意点

設計変更においては、常に**設計変更によって得られる利益と設計変更によって生まれる新たなリスクを評価**した上で、変更の可否を判断しなければいけない。その際の判断指標としてミニマムサクセスとフルサクセスのクライテリアがある。特にミニマムサクセスの達成を阻害するリスクがあった場合は、慎重に判断すべきである。また設計変更がフルサクセスの可能性を高めるものであった場合、設計変更によって生じるリスクが大きいかどうかを慎重に見極める。例えば、図 2 のように通信回線を多重化するために二つのアンテナと二つの通信機を RF Switch を使って纏掛けるという案があったとする。通信機やアンテナに飛行実績がない場合などは考えがちである。これにより通信回線全体の信頼度はあがることになるが、RF Switch を入れることによる電波出力の損失や RF Switch が切り替わらない、または中間状態で固定されるというリスクがあり、最悪の場合は通信自体ができない可能性がある。たすき掛けをしなかったとしても通信機とアンテナのペアが一組動けば通信は可能で、少なくともミニマムサクセスクライテリアは達成できる。たすき掛けをすることで得られる利益がリスクを上回るとは判断されない。

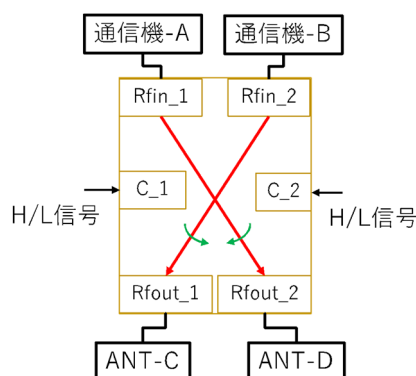


図 2 通信機とアンテナの RF Switch を使った纏掛けの検討

5.6 運用しやすい衛星設計

どのようにミッションを実施するかをイメージし、2号機以降であれば過去の運用経験から得られた教訓を最大限盛り込んだ上で、「運用しやすい衛星」を心がけるべきである。初号機の場合は、運用を経験した大学に聞くことも大事である。例えば、ストアードコマンド（予約コマンド）機能は、日本上空以外の地球上の任意の箇所での衛星ミッションを可能にする。更に、一連の動作をあらかじめ予約しておくことで、全動作項目の動作を一つずつアップリンクする必要がなくなる。また、ダウンリンクを別の地上局で実施することも可能になる（ただし、周波数調整時に注意が必要）のでデータ量の増加にもつながる。

アップリンクコマンドはシンプルなものとし、アップリンクの成功率を向上させるためにも、少ないバイト数でコマンドをアップする工夫をすべきである。また、コマンドの暗号化はアップリンクの成功率を下げるだけなので、秘匿性の低い大学衛星においては得られる利益は少ない。

運用人員が減ってきてても運用できるように、地上局ソフトウェアが遠隔操作・自動運用に対応できるように設計することが望ましい。

また、運用の際に不具合究明をしやすいように、パワーリセットをする際にはリセット前のハウスキーピングデータの履歴等が残るような設計が望ましい

5.7 試験しやすい、製作しやすい衛星設計

衛星設計においては、「試験しやすさ」や「作りやすさ」を考慮した設計をすべきである。衛星製作において、ファスナー（ネジ類）、ハーネス（ケーブル）、コネクタは欠かせない。それらの絶対量や種類が少なければ少ないほど製作は容易である。特にハーネスとそのコネクタはワークマンシップエラーが起きやすいところであり、使用を最小限にとどめる設計を心がけるべきである。また部品の取り付け間違いを防ぐための工夫も必要である。PCB基板の実装を表裏間違えて依頼するというようなことは起こりうるが、表裏を間違えない工夫が必要である。「作業者が注意する」というようなことは解決策ではなく、間違い防止策が設計に反映されていなければならない。

システム試験、特に最初のシステム機能試験、を行なっていると、問題のあるコンポーネントをとりはずす必要に迫られることが多々ある。衛星全てを分解するのではなく、部分的な分解で済むような設計をこころがける。また、コンポーネントの取り外しの際、コネクタ部分での脱着を行うが、コネクタは繰り返しの脱着に耐えるものでないといけない。無理にとりはずすとコネクタを傷める場合もあるので、安全にとりはずすための工具を工夫するなどした方がよい。電氣的インターフェース試験やソフトウェア開発は衛星システムを全て構体内に組み込まなくても可能であり、試験用のテストベッドを準備することを勧める。

衛星を組み立てた後でも衛星内の各種プロセッサ（マイコン）にアクセスできるように、アクセスポートを衛星の外側に設けておく。余程の自信がない限り、内部プロセッサに外部からアクセスできない状態にすべきではない。また同一設計の衛星を複数組み立てる際には、衛星ごとの識別が可能となるような外観上の工夫をすべきである。例えば図3では、各衛星のGPSアンテナにシールを貼ってある。

試験中・組み立て中の事故防止のため、衛星の組み立て、保管、機能試験等に使用される治具（図4と図5）も製作することを勧める。衛星を直にテーブルの上に置くことは傷がついたりすることがあるので避けた方がよい。また、衛星をどのようにして持つかを考えた設計をすべきである。CubeSatの場合、移動時にはペリカンケースなどに入れて移動させるが、振動試験や熱真空試験などのセッティングでは、最後の瞬間は

手持ちになる（絶対に片手でもたない）。CubeSat でない場合は、吊り上げ用の I-bolt を衛星上部の構造体に取り付けられるようにする。衛星を手でもつことは考えない方がよい。

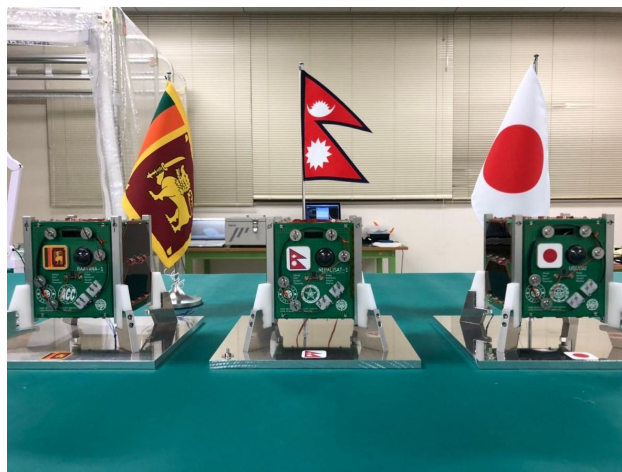


図3 衛星保管用の治具

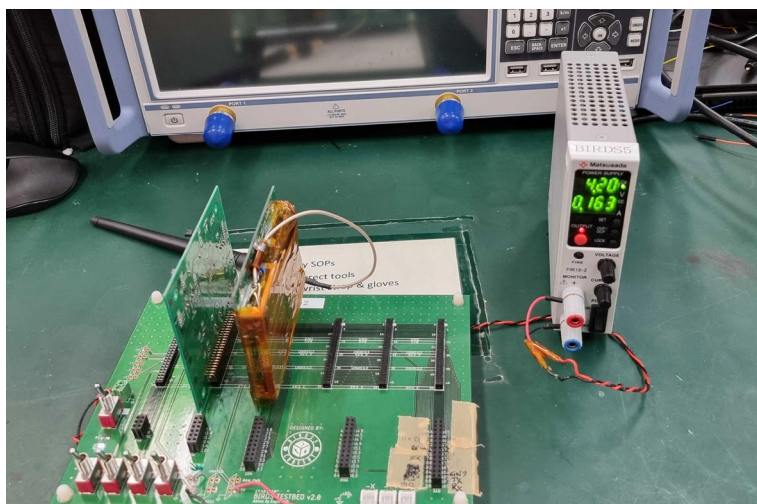


図4 コンポーネント試験用テストベッド



図5 システム機能試験時の様子（衛星は試験用治具にのっている）

5.8 設計根拠の理解

人間は自分のよくわからないことに、「たぶん大丈夫」という正常化バイアスをしがちで、意味もなくその判断を正当化しがちである。衛星開発において、「多分**」や「**だろう」は禁物である。確固とした根拠に基づいた設計が必要である。特に、衛星の生死やミッションの成否を決めるクリティカルな設計項目では、自らが納得するまで設計根拠を理解する努力を怠るべきではない。わからない時にはいろんな人からの意見を聞くべきであり、設計や検証の方針を定める際に経験者のコメントを真摯に受け止める工夫が必要である。わからないことを「わからない」と自覚することが大事である。特に 2 号機以降の開発では、過去の設計を踏襲することが多いが、その設計根拠への理解を曖昧にしたまま、良かれと思って設計の変更をすると思わぬところで不具合が発生する可能性がある。

5.9 FM に移行する前に

EM 段階では衛星機能の完成と開発チームのスキルアップに注力する。そのためには、機能的に FM と同等（太陽電池を除く全てのコンポが実装されている）の FM 予備機に相当するような EM を製作し、徹底的な試験を行う。実際の衛星システムをチームが触り試験を行うことにより、衛星を取り扱う作業の練度も確実にあがる（このことは未経験者が多数をしめる大学衛星では重要）。EM 段階でシステムとして最低限のミッションが達成できることを End-to-End 試験で確認し、FM 移行後に根幹の部分の出戻りがないようにする。

EM 段階で確認されていない機能は、ミッション達成に絶対必要でない限り、FM に搭載しないという思い切りが必要である。FM 移行後でも新たな不具合は当然起きるが、不具合への対処は、金銭的・時間的・精神的に高くつく。FM 移行時に発覚した不具合は、ミッション達成にクリティカルでないものは切り捨て、重要度の高いミッション項目に資源を集中させるなどの覚悟も必要。

このような判断をするためにも、ミッションが複数ある場合、どのミッションの優先度が高いか、「最低限達成しないといけないことは何か（=サクセスクライテリア）」をプロマネのみならずチーム全体で共有することが必要。

5.10 安全要求適合性確認

詳細設計が終わり EM の試験が完了したところで、通常は安全審査 Phase0/1/2 が実施される。安全審査のための文書作成には非常に多くの時間を要する。安全審査担当でなく、プロジェクトメンバー全員が高いモチベーションをもって臨むべきである。安全審査 Phase0/1/2 においては、FM 品が安全要求に適合をしていることを検証する方法についても審議を行う。この検証方法については、安全審査を担当しているメンバーと実際に FM 製作と検証を行うメンバーとの間で意思疎通をはかり、検証が間違いなく行われるように注意しておかないといけない。コミュニケーション不足から検証が正しく行われず、打ち上げ前の安全審査 Phase3 において検証結果が不適合とされる危険がある。その場合は、無論検証作業のやり直し、最悪の場合は設計やり直しで、多大な時間的損失が発生する。

6. 製作

6.1 品質管理

超小型衛星に使用される部品は、宇宙用部品ではなく大量生産される地上民生部品がほとんどである。それらは大量生産品としてメーカー側で品質保証がされており、欠陥品が含まれる可能性は低く、此処の部品を衛星側で検査する必要はない。故障が生じるとしたら納入後の不適切な取り扱い（静電気、湿気、汚れ等々）による場合が殆どである。そのため、静電気ストラップをつけて作業する、作業前に周辺機器や作業テーブルの接地を確認する、手袋をつけて作業する等々を文化としてチーム内に浸透させるべきである。

個々の部品の品質は保証されているとしても、それらがコンポーネントとして製造された際に品質が保証されているとは限らない。大学衛星では基板の自作やインターネット発注による実装サービスを使っている場合が多い。それらのコンポーネントは基本的に一品モノであり製造工程が確立していない。同じコンポーネントを複数製作しても、全てが良品であるという保証はない。そのため、コンポーネントが納入された際には、システムに組み込む前に基本的な動作試験をして、欠陥があるかどうかを調べるべきである。

6.2 作業外注と内製

大学衛星においては、衛星をすべて自分で作るのではなく、外注するところは外注するという割り切りが必要である。外注する予算がないから内製するという判断は、スケジュール遅延やミッションの失敗につながる。大学衛星において、ハンドスキルが必要とされる場所（ハーネス、太陽電池パネル、半田付け等々）を学生にさせるかどうかは、慎重に判断すべきである。ハンドスキルに優れた学生も中にはいるので、それらの学生を見出して作業をさせることも可能であるが、それらの人材を見極める自信がなければ、外注をするのが良い。教育衛星の目的は、ハンドスキルを身につけることではなく、システム工学とプロジェクトマネジメントを実践で学ぶことである。

6.3 安全要求適合性確認

FMの製造段階での記録は、安全審査Phase3での重要な検証文書の源泉となるものである。そのため、FMの製造段階では、できる限り多くの記録を残しておく。記録をとるとは単に写真を撮ることだけではないことに注意すべきである。何を検証するためにどのようなデータや写真が必要か、を正確に理解し記録する必要がある。特に、構造部品の材料証明、組み立て手順書通りに作業がなされた証明等が重要である。衛星の組み立ては複数名を原則として、1名は手順書確認と記録に専念しなければならない。

7. 試験

7.1 電磁適合性試験

超小型衛星の場合、打ち上げ時には電源をOFFしているため、通常は他の衛星やロケットとの間での電磁干渉を考慮する必要はない*注（ただし、間違っって電源が入った際のRF放射による安全上の懸念があるので、安全要求ではRF放射を許容値以下に抑えることを求められている）。電磁干渉については、衛星自身が出すノイズが衛星の動作に及ぼす影響が重要であり、特にアップリンク受信に対する影響を考えなければいけない。FMを使ったEnd-to-End長期運用試験で衛星内のノイズによりアップリンク

が通じないことがわかっていても手遅れである。そのため、**EM の段階で十分な通信マージンがアップリンク回線で成立することを試験において確認すべき**である。

まず、通信機の EM が納入された時点で、その受信感度を理想的な状態で計測する。通信機をシールドボックスに入れ、外部から RF ケーブルにてシグナルジェネレータ等で駆動した信号を入力し、受信機がアップリンク信号をデコードできる最低の信号強度を測定する。この信号強度は受信機自らが出すノイズフロアにおいてデコードできる信号強度の最低値を意味する。実際に通信機が衛星内で組み込まれアンテナを取り付けられた状態では、ノイズフロアが上がることはあっても下がることはない。またアンテナで受信することにより、様々な追加損失（ライン損失、偏波損失、ポインティング損失、反射損失等々）が発生する。これらを考慮すると、受信機単体がノイズフリーでケーブルを直結して計測した理想的な状態でかなりのマージンがなければ、通信は成立しない。

キューブサットであれば、図 6 のように衛星全体をシールドボックスに入れた試験を実施することにより、他の機器によるノイズの影響を評価できるので、ぜひ実施すべきである。また、キューブサットよりも大きな衛星であっても、電波暗室であれば、アンテナ損失のいくつかの項目も加味した試験が実施可能である。これらの試験は、通信系の設計が要求を満たすかどうかを検証するために EM 段階で実施すべきである。



図 6 シールドボックス内での受信感度試験

注：MOSFET をインヒビットスイッチに使用している場合、FET のゲートに接続するラインが ISS の放射電場によって励起され FET が作動する可能性がある。そのため、FET のゲートにはプルアップやプルダウン抵抗を入れる設計にする必要があり、なされていない場合は解析・検証などが必要になる。

7.2 End-to-End ミッション試験

EM 段階において、地上局との間での End-to-End 試験を実施して、最低限のミッションが達成できることを確認すべきである。この End-to-End 試験では、地上局からコマンドを衛星に送り、衛星の受信機でコマンドを受信して、それを C&DH 系に送り、C&DH 系からミッションペイロードにコマンドが送られ、ミッションを実施したあとにそのデータを送信機に送り、送信機から地上局にデータが転送され、地上局のコンピュータでミッションデータを可視化できることを確認する。例えば、地球撮影ミッションであれば、シャッターコマンドを地上局から送り、地上局で画像を確認できるところまでを指す。このように**ミッションの幹の部分の先に完成させ、それが実施できることを試験により確認したのちに枝葉の作り込みにかかる**。この試験は電波を空中放射して行うことが望ましいが、電波暗室等を使用できないのであれば、有線ケーブルを地上局模擬通信機と衛星通信機の間につないで実施しても構わない。

7.3 電氣的インターフェース（噛み合わせ）試験

コンポーネントが納入された後、衛星構造の中にコンポーネントを組み込む前に、衛星の他のコンポーネントとの噛み合わせ試験を実施しなければならない。この試験はEM、FMのそれぞれで必要である。**EMでOKだったからと言って、FMでOKということとは保証されていない。**超小型衛星用コンポーネントは通常少量多品種生産で手作り要素が大きくEMとFMが同一ロットで生産されない。そのため全てのコンポーネントがEMとFMで同じということはありません。コマンド・データ処理系や電源系等と組み合わせ、機器のON/OFFができるか、データを正常にやりとりできるか、動作に異常がないかどうかを確認する。この際、各コンポーネントの取り外しが容易になるように、またコンポーネント付属のコネクタを傷めないように、試験用のテストベッドを用意しておくことが望ましい。

7.4 システム機能試験

各コンポーネントが納入され、噛み合わせ試験が済んだ後は、**速やかに衛星を組み立てて、全系合わせてのシステム試験に移行する。**環境試験の前に衛星が問題なく組み立てられたことを確認するために、システム全体での機能試験を行う。その際に以下の事項を確認する。

- a) 衛星が軌道上に放出された瞬間から定常状態に至るまでのモード。これには衛星からのビーコンデータの受信、アンテナや太陽電池パドルの展開、回転抑制（デタンプリング）と太陽指向への移行等々を含む
- b) 初期運用で実施する全てのオペレーション。これには、衛星へのアップリンクとハウスキーピングデータの取得、最低限実施すべきミッション（ミニマムサクセスクライテリアに相当）のコマンド送信とミッションデータ受信を含む
- c) 定常運用で実施する全てのオペレーション。これには、フルサクセスクライテリアに相当するミッションコマンドの送信とデータ受信や各種姿勢制御を含む
- d) パワーリセットやセーフモード移行と復帰など、衛星の故障対策として組み込まれている機能の確認

これらの試験においては、**衛星から送られてきたデータの中身をしっかりと吟味することが大事で、各種ハウスキーピングデータやミッションデータが矛盾のないものになっているかどうかを確認しなければならない。**例えば、ハウスキーピングデータであれば、バッテリーの電圧・電流が衛星機器の作動状態や太陽電池からの入力電力と矛盾なく推移し事前に作った電力バジェット表と一致しているか、カメラが想定通りの写真を撮っているか、姿勢系のセンサーが正しい値を返しておりリアクションホイールや磁気トルカといったアクチュエータがセンサー入力に沿った動作をしているか、所定の電力と周波数で衛星から電波がでているか、等々である。これらの**システム機能試験で異常が見つかった場合は、環境試験に移行する前に問題を解決すべきである。**この時点でのトライ&エラーには、非常に多くの時間を要するので、スケジュール上は十分なマージンを持たせないといけない。**衛星を初めて組み立てて1週間後に熱真空試験を行うというようなスケジュールはたてるべきではない。**

7.5 End-to-End 長期運用試験

ミッションに失敗した大学衛星の多くが、スケジュールの遅れにより衛星納入前にFMの全系を統合した状態での長期間のEnd-to-End試験を実施できなかったことを原因としてあげている。FMのEnd-to-End長期運用試験には次のような側面がある。

a) フライトソフトウェアのバグ出し

FM までにすでに EM でシステムとしての機能試験は行われているはずであるが、FM 以降後に付け加えられた細々としたソフトウェアアップデートを検証しなければならない。ハードウェアと直結した組み込みソフトウェアはプログラム用のシミュレータ PC の上で動いたとしても、実際のシステムで動く保証はない。衛星が軌道上に放出された瞬間から運用終了に至るまで、衛星が迎えるあらゆる局面（正常時だけでなく、非常時も）を想定してソフトウェアが正常に機能することを確認しなければならない。この試験ではミッションコマンドの送信とミッションデータの受信も含まれ、ミッションが実行できるかの確認も行う。

この試験はシステム機能試験とほとんど同じであるが、長期運用試験では、実際の軌道上の最初の 1 週間程度を実時間で模擬することが望ましい。その期間が最も不具合の発生する期間だからである。ソフトウェアにバグはつきものであり、時間が経つにつれて、バグの発見頻度は小さくなるが、長期運用試験はすればするだけ、衛星の信頼度は向上する。ただし、ソフトウェアの書き換えは、それ自体が新たなバグをもたらす危険性を秘めている。納入前のある時点を過ぎたら、たとえバグが見つかったとしても、重要度によっては書き直さないという判断も必要である。

b) 運用リハーサル

End-to-End 長期運用試験は、地上局の操作ソフトウェアを使ってなされるべきである。衛星とのやりとりは基本的にはアップリンク・ダウンリンク信号によってのみ行う。それにより、衛星から送られてくるハウスキーピングデータから衛星の状態を知る術を見につけ、ミッションデータの処理方法を習得する。更に、アップリンクコマンドに対する衛星の応答を知ることができる。地上局操作ソフトウェアを使うことにより、運用チームの練度を向上させることができる。衛星が目に見えるうちに運用訓練を積むことで、見えない衛星と電波だけでやりとりする不安を解消させることができる。

c) 地上局-衛星間の通信の確認

End-to-End 長期運用試験において、衛星と地上局の間は、できるだけ電波信号でやりとりすべきである。もちろん免許の問題をクリアするか、そうでなければ電波暗室で実施するしかないが、実際に電波でやりとりすることにより、通信回線計算を確認することができる。超小型衛星の通信回線計算において、正確に知ることが難しいのは、衛星側のアンテナ-通信機間の損失と通信機周辺のノイズフロアである。アンテナ-通信機間の損失はアンテナおよび周辺回路の製作と取り付けのハンドスキルに左右される。また、キューブサットの場合は各機器が隣接しており、通信機周辺のノイズ環境は複雑を極めていいる。特に、図 7 に示すようにアップリンク信号は空間損失によって衛星到達時には極めて弱くなっており、上記の二つの要素（衛星納入後は手が出せない）はアップリンクの成功率を大きく左右する。通信回線が成り立つかどうかを試すには、FM の実機に対して強度のわかったアップリンク信号を空中電波によって送り、アップリンクの成功/不成功を測定するのが実際の環境に即している。さらに、実際の飛行状態ではドップラーシフトの影響が加わり、アップリンクの成功率は更に低下することを考慮すべきである。

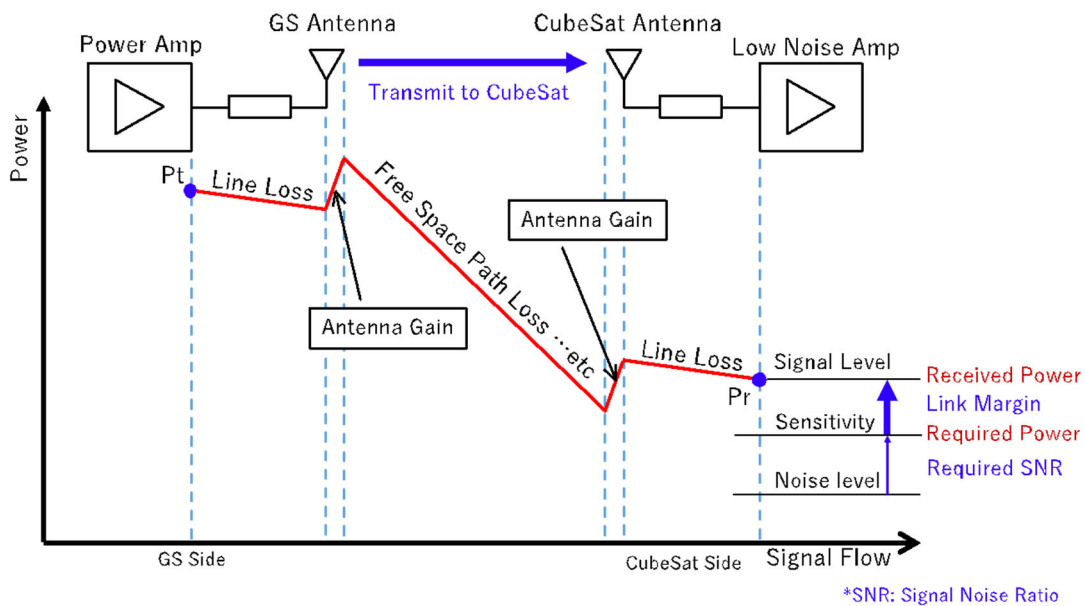


図7 通信回線リンクバジェット (アップリンク)

7.6 展開試験

展開を伴う多くの超小型衛星がミッション失敗に終わっている。多くのキューブサットがテグスでアンテナを保持する展開型の UHF/VHF アンテナを搭載しているが、大学発キューブサットの 1/4 程度が DoA (Dead on Arrival) に終わっている (文献[1]) ことを考えると、このアンテナの展開に失敗している可能性も少なからずある。アンテナだけでなく、太陽電池パドルの展開に失敗している衛星も数あり、膜展開や親機・子機分離を伴う衛星も成功率は高くない。

これらを考えるに、地上での展開試験が不足しているのではないかとと思われる。微小重力・真空という地上と異なる環境で可動部品を動作させるのは確かに難しいが、コンピュータシミュレーションが難しい分野であるがゆえに、EM や FM という現物を用いた検証が欠かせない。EM においては、あらゆる悪条件を想定した上での試験を繰り返すべきであるし、できるだけ軌道上環境に近づけた条件での試験を行うべきである。テグスをヒートカッターで切るタイプの展開アンテナは、衛星分離・放出直後でバッテリー容量が低下している状態且つヒートカッターが低温にさらされた状態でも展開可能であることを確かめるべきである。(図 8 に低温環境下での展開試験の例を示す。) 展開機構は、複雑になればなるほど多くの試験が必要であるが、試験のしやすさを考慮した設計、試験回数の上限に余裕をもたせた設計とすべきである。試験環境も、微小重力・真空環境に近づける努力を怠るべきではない。

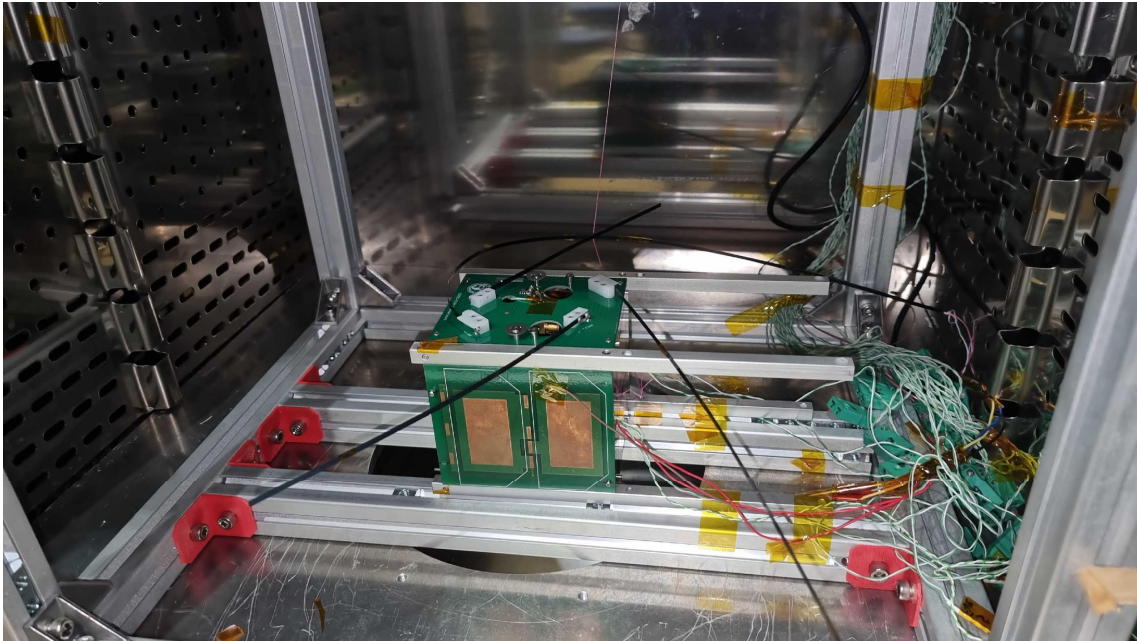


図8 恒温槽内での低温環境下アンテナ展開試験

7.7 フィットチェック

この試験の目的は、衛星とロケットの間の機械的インターフェースが合致するかを調べることである。CubeSat の場合、POD の中に CubeSat が滑らかに入り、滑らかに出てくるか、衛星のエンベロープの逸脱がないか（衛星表面に取り付けられた物が POD 内壁に接触しないか）を調べる。最近では、分離機構を大学衛星側が開発・提供することは稀である（余程の理由がない限り分離機構を大学側で開発することは避けた方が良い。分離機構の安全性検証は、衛星の安全性検証以上に大変な場合がある）ので、打ち上げ事業者側から提供される分離機構（PAF-239M 等）や POD と衛星が機械的に合致するかどうかを調べるだけでよい。

CubeSat の場合、各構造部品が図面通り作られたからと言って、組み立てられた状態で CAD 図通りに組み立てられるとは限らない。歪みなどは必ず発生する。1U 衛星であっても、衛星引き渡し時に POD に入らないということは発生している。衛星サイズが大きくなれば歪みも大きくなるので、より注意が必要である。フィットチェックの最も簡単な方法は、打ち上げ事業者の提供する「公式 POD」を使って、衛星を入れてみることである。これは EM と FM のそれぞれの段階で実施することが望まれる。

しかし「公式POD」などのフィットチェック用治具は期間を限定しての貸与であり、借用時期をあらかじめ綿密に打ち上げ事業者と調整しておかなければいけない。またそれらの治具は「宇宙用」として製作されており、非常に高価であるので、取り扱いには最新の注意を要する。治具の一部であっても万が一破損させた場合の弁償額は非常に高価（数百万円単位）になることがある。実際にそのような事例がある。

7.8 熱試験

熱試験は、超小型衛星であろうと大型衛星であろうとやることは同じである。そのため試験方法に差はない。

ただし、1U の CubeSat 程度であれば真空と大気環境での温度差はそれほど大きくないので、恒温槽での高温試験と低温試験で熱真空試験の代替としても構わない（文献 [7] の Annex-F を参照）。その場合でも、衛星全てを真空容器の中に入れて常温での機

能試験を一度は実施すべきである。

超小型衛星の場合、能動的な温度制御はバッテリーヒータ以外に殆ど行わないので、熱平衡試験は熱解析のためのデータ取得や解析結果の検証を目的として行われる。しかしながら、今や多くの超小型衛星が軌道上で運用されており、軌道上温度のデータが蓄積されている。特に CubeSat は表面の多くが太陽電池で覆われており、表面の熱放射特性に大差はない。そのため、同じ軌道を飛んだ CubeSat の温度データがあれば、運用時の最高温度と最低温度を使って、熱試験の高温・低温の温度条件を導出した方が熱解析の手間が省ける。ISS 放出の CubeSat はそれこそ多くのデータが蓄積されており、それらの利用が推奨される。ISS 放出の場合に注意すべきは、ベータ角が高く全日照の状態があるので、高温条件の導出には全日照時のデータを使用することである。

7.9 振動試験

振動試験は、超小型衛星であろうと大型衛星であろうとやることは同じである。そのため試験方法に差はない。振動試験報告書は、安全審査における重要な検証文書となるので、明確に書くことが求められる。

7.10 試験コンフィギュレーション (Test-as-you-Fly)

試験は、**実際の飛行状態に近い条件で実施**すべきである。実際の運用コマンドを送り、それに対する衛星からのデータを地上局ソフトで解析して、衛星の状態やミッションの成否を判断すべきである。飛行時には衛星には外部ケーブルがついていないので、システム試験においては外部ケーブルは極力外すことが望ましい。外部ケーブルを介して思わぬノイズが混入することがある。ミッション機器については、真空環境において衛星システムに組み込まれた状態で機能する（単にスイッチが入って模擬データを送るのではなく、実際に測定したりデータを中継したりする）ことを確認すべきである。

7.11 外部試験機関の利用

試験設備を全て自前で揃えている機関は限られており、外部機関での試験を余儀なくされるプロジェクトが多い。試験に関しての経験が乏しいプロジェクトの場合、**衛星設計や試験についての助言をできるだけ経験をもった試験機関**を選ぶのが望ましい。外部での試験は、決められた時間内に所定の試験を終わらせることが求められる。そのためには、事前に試験機関と試験仕様書なり試験計画書を使った打ち合わせが欠かせない。試験目的と試験条件を明確にし、どのような機材を持ち込む必要があるのか、試験機関から得られるサポートを、事前の遠隔会議などを通じて明確にしておくべきである。

7.12 試験結果の評価

試験結果の整合性を正しく評価する努力を怠るべきではない。よくない試験結果、気になる試験結果をそのままにしておくと、思わぬバグが潜んでいる可能性がある。事前に試験の Pass/Fail criteria を明確にしておくのは当然であるが、時に許容範囲ギリギリのどちらとも言い難い結果がでることがある。そのような時は、なぜノミナルの値からずれたのか、自分達で説明を試みるべきである。また、不可解な事象がランダムに起きる場合（熱真空試験等で多い）、気づき事項は必ず記録に残し、解明を試みるべきである。**正常化バイアスによって「多分気のせい」「軌道上では起きないだろう」といった楽観視は禁物である。**電波試験等においては、専門的な器材を用い

ることが多く、器材の操作を間違えて電波信号強度を読み誤ることなどもある。一人の人間に試験セットアップを丸投げすると、間違いに気づかずにいる危険がある。**試験計画書並びに試験報告書を複数で吟味する体制が望まれる。**

7.13 衛星の保管

全ての試験が完了した状態から納入まで、予期せずして時間がかかることがある。打ち上げロケットの遅延、安全審査の長期化、電波免許の遅延等々理由は様々であるが、そのようなことは起きうる。衛星を長期保管する際、分離スイッチに長期間のストレスがかかって部品の変形につながる危険があるので注意が必要である。また、時々衛星バッテリーを補充電するが、充電作業は複数で手順書に従って行う。**慣れていると思っても、ヒューマンエラーは防げない。**バッテリー充電の際に間違ったピンを触らないような工夫を設計に組み込むべきである。保管中の衛星の起動やアンテナの誤展開等を防ぐフライトピンを設計に組み込むことなどを考慮することも勧められる。

7.14 安全要求適合性の確認

FMの試験が完了したのち、その結果を元に安全審査 Phase3 が実施される。安全要求に準拠する形で衛星が作られたかを、様々なエビデンス（検証結果）を元に吟味する場である。検証文書は安全審査 Phase2 で打ち上げ事業者と合意した検証項目に対する結果を全て記載する必要がある。検証文書は、試験完了後に一気に送るのではなく、FMの製造・試験段階から打ち上げ事業者とその中身について調整を始めておくことが望ましい。

8. 運用

8.1 地上系準備・メンテナンス

地上系の整備は衛星納入前に完了させ、FM との間で通信が行えるかどうかを確認しておかなければいけない。地上系をおくべき場所としては、以下のようなことを考慮するのがよい。

- a) 周辺に高い建物がなく、低仰角まで衛星を見ることができる
- b) 直近にノイズ発生源（電波発信源）となるようなものがない
- c) アンテナの直近に無線機等を置くスペースがある。
- d) 無線機のある部屋は、快適に作業ができる環境にあり、普段の居室からの距離が近く、夜間でも立ち入りが可能である。
- e) アンテナの置かれている場所には点検・メンテナンスのために容易にアクセスできる

a), b), c) は通信回線の向上のためである。高周波の電気信号は同軸ケーブル中で簡単に減衰する（減衰量は周波数とケーブルの仕様がわかれば簡単に計算できる）ので、c) は重要である。アンテナから無線機までの距離が長いようであれば、アンテナ直下で低い周波数に変換することを考えた方がよい。

アンテナの設置場所を探す際にはどうしても a), b), c) に目がいきがちであるが、d), e) も長期的な運用体制を考える際には必要であり、両者のバランスをとることが必要である。例えば、電波環境としては理想的な場所にアンテナが置かれていても、点検・メンテナンスのためにアンテナにアクセスするのに許可の取得・業者の手配（学生では立ち入れない時）等々で数日かかるようでは、緊急時にタイムリーな運用ができない。また、夜間立ち入りが許されていない建屋に無線局があると、夜間の運用ができず、可視時間の半分を最初から失うことになる。ネットワーク運用も可能であるが、軌道上放出直後のクリティカルな状況では全ての可視時間を使って運用すべきであり、ネットワーク運用に余程の経験がなければ、無線機の前に座って運用した方がよい。夜間の運用等を考えれば、普段の居室に近いことも必要で、夜間に可視時間が複数ある場合、可視と可視の間にどこで過ごすかも考えるべきである。真夏や真冬の運用を考えると、屋上間に合わせのスペースに無線機を置かれていると作業が苦痛なものとなる。

アンテナは風雨に晒されるので、定期的なメンテナンスが欠かせない。アップリンクが通りにくい、モールス信号の音が弱いと感じたら、アンテナの向きを調べるべきである。図 9 に八木アンテナのアンテナパターンの例を示すが、10 度中心からずれるだけでゲインは 10dB 下がり、通信マージンを食い潰す可能性がある。アンテナの向きを調整する際、コンパスが指す北は「地理上の北（北極）」ではないので注意が必要。また、アンテナから無線機までの間は複数のコネクタを介してケーブルがやってきている。コネクタの接触不良、腐食等々も、地上局の不調の原因としてよく見られる。

地上系が正常に動いているかどうかは、実際に衛星からの信号を取得して、その電波強度を調べることによって確認することができる。自らの衛星の場合、衛星側に問題があるのか、地上系に問題があるのかわからない。そのため、基準となる衛星（長年に亘りビーコン信号を出し続けている衛星）を決めて、その衛星をトラッキングし、電波強度を計測することを勧める。

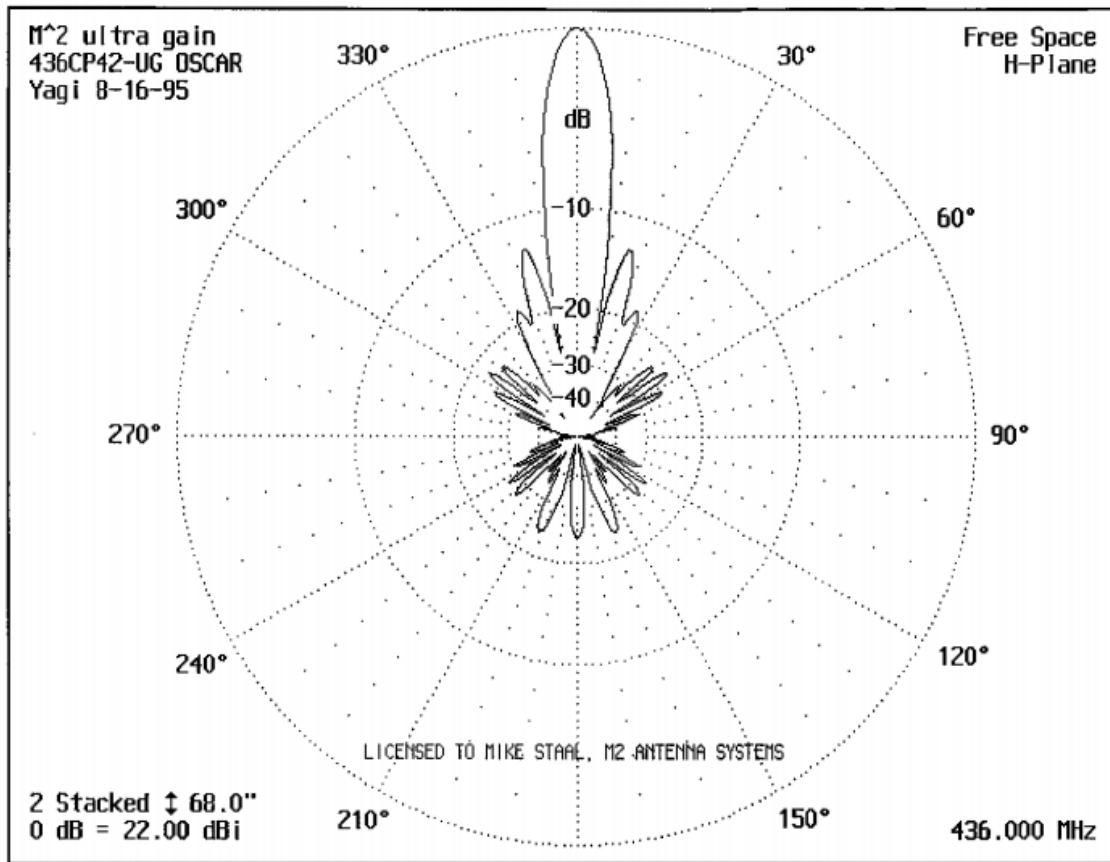


図9 地上局用八木アンテナのアンテナパターンの例

8.2 運用計画

超小型衛星は、宇宙空間での動作を保証されていない地上民生品で作られており、打ち上げ前の試験にも限界がある。そのため軌道上で予期せぬ不具合が起きることは避けられず、運用を始めて間もない段階で衛星を全損することも多々ある。そのため、実施すべきは

- a) バッテリーや太陽電池などの衛星の基本的生存に関わる機能を確認する。
- b) 衛星との上下通信回線を確立させ、「総合試験」を実施し無線局の本免許を取得する。
- c) ミニマムサクセスクライテリアを実現するためのミッションの実施をできるだけ早期に行なう。軌道上放出後1週間以内が望ましい。初号機の場合、衛星から送られてくるCWモールス信号の解読、基本的ハウスキーピングデータの解析に目を奪われがちであるが、早急にミッションの実施に移行すべきである。CWモールス信号に一喜一憂しているうちに衛星との通信が途絶した衛星は少なからずある。電波の本免許取得を急ぐのは、放出直後の運用はあくまでも予備免許での運用であり、予備免許だけでは衛星ミッションの成果の公開に制約があるからである。

8.3 不具合対応

8.2でも述べた通り、超小型衛星はいつ通信が途絶するかわからない。そのような時でもあきらめないことが大事である。2年間通信が途絶したのに復活した衛星もある。そのためにはチーム内のモチベーションの維持が大事であるが、その場合最も大事な

のは**責任教員の姿勢**である。たとえ衛星を失っても、その原因を徹底的に追求し、その教訓を次号機以降に反映することの大事さをチーム全員が共有することが、2号機以降の成功に役立つ。実際に、初号機は失敗したものの2号機で成功した衛星は初号機の失敗について徹底的な原因究明を行っており、その結果を2号機的设计に活かしている。**成功はまぐれではやってこない**。また、通信は途絶しないものの、メインミッションができない事態に陥ったりした時も、「死なない衛星」として軌道上の運用データを取り続けることが、次の衛星の設計に運用上の教訓を反映する上でも大事である。

不具合（通信途絶も含む）が発生した場合、通信の流れにそった FTA を実施することを勧める。その場合、図 10 に示すように**地上局→衛星→地上局の間の情報の流れに沿って、各ブロックの中身または各ブロックのインターフェースで不具合が起きていないかどうかを調べる**ことを勧める。地上側に問題があるかどうかは、地上の予備機と地上局を使えば簡単にチェックできる。衛星側のどこに問題があるかどうかは、不具合事象の分析（観測された事象のみを列挙する、不具合の発生頻度、発生時期・場所の特徴等々）、衛星からのテレメトリーデータの解析（コマンドや衛星の動作の履歴を調べる、健全なデータと不健全なデータを見分ける、データのトレンドを見る）、予備機を使っての再現実験等々で、不具合原因の候補を一つずつ潰していくことにより調べる。FTAにおいて大きな役割を果たすのが、フライトソフトウェアの最終版のソースコード、衛星設計文書、予備機などであるが、何よりも実際に開発に携わった人員がいると大きな助けになる。軌道上での不具合は起きたら回復不能ではなく、運用を工夫することで回復できることも多々ある。そのためにも運用チームが設計を理解していることが必要である。**運用時に開発メンバーが残れるようにプロジェクトのスケジュール作成をする**ことが強く望まれる。また、予備機は運用時の不具合対策に極めて大きな役割を果たすだけでなく、FM 製作段階での作業ミスによって緊急に部品の代替品が必要となった時にも使うことができるため、**予備機の確保**を強く勧める。尚、予備機には EM を流用してもよい。

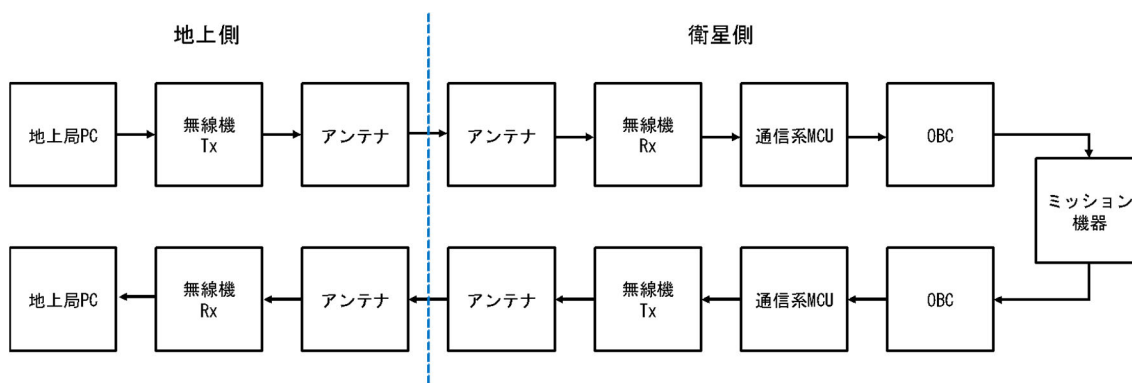


図 10 地上局→衛星→地上局の情報の流れ

9. 運用後

9.1 Lessons Learned

衛星プロジェクトで得られた教訓を次のプロジェクトで活かすため、あるいは実社会で活かすために、Lessons Learnedは欠かせない。Lessons Learnedをまとめるのに良い機会は、2つある。衛星を納入し終えた時と運用を終えた時である。ただし、運用が2、3年の長期に亘るようなプロジェクトの場合、中心メンバーが卒業する前にLessons Learnedのまとめを行うべきである。また、責任教員はプロジェクトの実施期間中随時メモ書きでよいので、気づき事項を備忘録に書いていくことを勧める。Lessons Learnedのまとめに決まったやり方はないが、プロジェクトに関わったメンバーが率直な意見交換を行える雰囲気醸成することが何よりも大事である。尚、Lessons Learnedは活かされてこそのもので、責任教員は次のプロジェクトの際には折にふれて過去のプロジェクトのLessons Learnedを引き合いに出すことを勧める。

9.2 記録化と成果報告・公開

衛星設計や試験結果についての文書化だけでなく、運用やマネージメントも含めたプロジェクト全体の推移や記録をまとめた文章しておくべきである。次のプロジェクト実施に向けた重要な指針となり、次のプロジェクトに臨む学生達の参考になる。プロジェクト全体を見渡していたプロジェクトマネージャーや責任教員が書くことが望まれるが、何らかの動機がなければ文章化も進まない。宇宙科学技術連合講演会やUNISECのSpace Takumi Conferenceなどの各種報告会での発表は良い契機となりうる。

衛星プロジェクトを進める上で、外部機関や個人の方々の協力を得ているはずである。それらの方々にとって、衛星ミッションで得られた成果を報告することが何よりの恩返しである。そのため、ある程度成果がまとまった段階で、何らかの形でそれらの方々を対象とした成果報告会を実施することを勧める。その際の発表資料はプロジェクトの記録として、後々様々な形で重宝される。また、衛星ミッションの成果は、限定された方々だけでシェアするのではなく、論文等により広く公表すべきである。大学衛星の使命は人材育成と科学技術の進歩に貢献することにある。技術実証や科学観測を目的とした衛星は、最終的には対外発表という形で社会に成果を還元しなければならない。「教育」を目的とした衛星であっても、教育手法としての超小型衛星という観点からみれば、衛星プロジェクトによってどのような教育的成果が得られたのかを公開して、他大学が参考にできるようにすべきである。これらの科学的または教育的成果の発表は、必ずしも査読付き学術雑誌への掲載という狭い意味での「論文発表」とらわれる必要はない。ただし、責任教員や学生（特に博士学生）のその後のキャリアを考えると、査読付き学術雑誌への掲載が望ましいのは言うまでもない。

9.3 ノウハウ共有

超小型衛星のミッション成功のためには、それを支える衛星バスが確実に機能することが必須である。衛星バスの不具合によりミッションが達成できなかった例があまりにも多い。先進的ミッションを達成するためには、先進的バス技術が必要となるが、全てのバス機器を新規に開発し直す理由にはならない。軌道上実績を積み重ねた衛星バスについては、データ、ノウハウ、ソフトをコミュニティで共有して、「枯れた技術」を使うことが望まれる。ノウハウを共有するには、共有できる形にノウハウを加工しなければならない。共有には手間はかかる。最初から、いきなり立派な情報共有プラットフォームを作ろうとしても息が続かないので、できる範囲から始めることが望まれる。特に、軌道上データ（温度等）、軌道上での不具合の記録、搭載された部品

リストなどは需要が高いと思われ、そのようなデータをどんな形であれ、他プロジェクトと共有する姿勢をもつことが望まれる。

10. 大学衛星プログラムの持続可能化

10.1 プログラムとしての視点

個々の衛星プロジェクトではなく、一連のプログラムとして衛星バスやミッション機器の改善をはかっていく姿勢が重要である。衛星プログラムとして着実に成果をあげていくためには、得られた教訓、知見、ノウハウをどのような形で蓄積していくかを十分に考えなければならない。大学衛星の場合、個々の大学や教員の状況により、一概に正解があるわけではないが、教訓を文書で残すだけでなく、肌で知った人間が残ることが望ましい。しかし、大学衛星では学生は卒業するので、それはほぼ不可能である。教員またはスタッフにその教訓を残さざるを得ない。スタッフの場合も、ポスドクなどの場合、雇用のための資金の継続的な確保、学内規則による任期、若手研究者としてのキャリア等の課題がある。教員に蓄積するには、教員がプログラムディレクターとして、各衛星プロジェクトに関与し続けることが必要である。

その他にも、学生の中に集団で残していく方法として、各世代の衛星プロジェクトをオーバーラップさせ、同時期に複数のプロジェクトが進行する中で先行プロジェクトの運用結果に基づいて、先輩が後輩に伝授する方法もある。いわば「集団的知性 (Collective Intelligence)」として経験を維持する手法である。ただし、この方法は自転車操業に陥る可能性があり、教員は、よほどの覚悟を決めて資金獲得等の努力をしないとイケない。

持続可能な教訓の伝承体制を、責任教員の直下に学生だけがいる体制で構築するのは、教員に多大な負担を強いることになるため難しいと思われる。ポスドクや助教が中間層となって支えていくことが望まれるが、それら若手人材がアカデミックなキャリアを形成できるような工夫が必要である。また、何回もの軌道上経験を経て技術が成熟したのちには、設計やノウハウを企業等に移管する、オープンソース化するなど、社会に還元する取り組みが望ましい。

10.2 学内基盤の強化

大学というものは、本来「個人商店の集まり」である。大学衛星プロジェクトは、多くの場合は責任教員の研究室のプロジェクトとして実施されている。プログラムとして持続させ、成果を着実にあげていくためには、大学からの支援が必要である。ただし、大学からの支援を得るということは、大学へのリターンをもたらす必要がある。そのため、自分の得意でない仕事も大学から依頼されることがある。それらを厭うのであれば、大学をスポンサーとすることは諦め、外部企業など別のスポンサーを探した方がよい。

大学からの支援を得ようとした場合、大学にとって衛星プロジェクトは受験生を集める広告塔の役割を果たすが、それ以上の価値が見出されなければ、大学からの支援は限定的なものである。大学の教育あるいは研究またはその両方にとっての効果を示さなければいけない。教育面は、比較的容易である。昨今の工学部教育では、JABEEの影響もありデザイン能力が求められたり、Project Based Learning (PBL) をカリキュラムに取り入れたりすることが求められている。とりわけ、学部教育では、専門分野に特化した教育だけでなく、幅広い視野をもたせるための教育が求められている。特に宇宙工学関連の学科では、「システム工学」が最重要科目の一つであり、座学だけでなく実践を通じて学ばせることが求められている。そのような時に、衛星プロジェクトは恰好の題材であり、衛星プロジェクトに参加することで何らかの単位を得られるようにすることは難しくない。カリキュラムの一環となれば、大学側からの継続的支援を得ることができる。ただ、この場合は金銭的にはそれほど大きなものは期待でき

ないので、注意が必要である。衛星プロジェクトが教員個人のプロジェクトから脱却するきっかけとして捉えるのが良い。

衛星プログラムの学内における位置付けをより大きく発展させようと思った場合、研究室間の連携が避けられない。「**先生のプロジェクト」から「**先生達のプログラム」への移行である。研究室間の連携では、チームメンバーの多様化、教員が増えることによるチーム内の専門的知識の拡大、衛星ミッションの多様化（理学系教員と工学系教員の連携の場合に顕著に現れる）、外部資金獲得の機会増大、等々といったプラス面がある。マイナス面としては、研究室の壁を学生が意識してしまうと学生間のコミュニケーションに齟齬が生じる危険がある。そのため、教員同士の日頃からの連携が欠かせない。研究室間の連携は、宇宙物理学の教員との連携（科学観測ペイロードの搭載等）だけでなく、衛星から送られてきたデータの利活用でも考えることを勧める。特に、IoT や AI といった分野で、自前の衛星データを使ったパイロットプロジェクトは、衛星作りには興味がなくともデータ解析には興味のある教員には魅力的に映る可能性があるので、積極的な連携が期待できる。

10.3 資金確保

学内基盤が強化されたとしても、コンスタントに衛星を製作し打ち上げ続けるのに十分な資金援助が大学から出ることは稀である。そのための資金を確保する必要があるが、それは個々の教員が知恵を絞ってやっつけていくしかない。プロジェクト発足当時には予期していなかった要因（購入物品の修理や追加購入等）により、経費が嵩むこともあるので、資金計画には余裕を持たせておくことを勧める。科研費やその他の国の競争的資金にだけ頼っていると継続性が担保されないので、資金源の多様化をはかることが大事である。また、資金を確保すると同時に、衛星バスについては安く調達できるように設計を心がけるべきである。

10.4 外部連携

プログラムとして持続的に衛星を作り続けるには、外部との連携が欠かせない。特にキーコンポーネントを供給してくれる企業との関係を維持することは重要である。また、アマチュア無線コミュニティや JAXA と良好な関係を保つ必要性は言うまでもない。

プログラムを発展させていこうとした時に学内の他研究室の連携だけでなく、外部の大学・研究機関との連携も大きな効果をもたらす。特に海外との連携は、学生に国際経験を積ませる上で非常に有益である。衛星のミッションを考える際にも、外国で衛星利用を必要とするニーズが発掘できるなど、得られるところは多い。海外連携の場合、空間的距離や時差が障害となるが、衛星バスとミッションペイロードのインターフェースを明確にすれば、日本で衛星バス・海外でミッションペイロードの同時平行開発を行い、最終的に日本でバスに組み込んで衛星を納入といったことが可能であり、その例もすでに存在する。ただし、海外連携においては、安全保障輸出管理に関する手続きの要否を必ず確認し、公知の技術（オープンソースで公開されている情報等）を用いない場合は特に念入りに確認することが望まれる。今では各大学に安全保障輸出管理を扱う部署があるはずなので、当該部署と事前に相談することを強く勧める。

参考文献

- [1] Michael Swartwout, Clay Jayne, University-Class Spacecraft by the Numbers: Success, Failure, Debris. (But Mostly Success.), 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2016
- [2] NPO 法人大学宇宙工学コンソーシアム (UNISEC), 超小型衛星ミッションサクセスのための Lessons Learned 事例分析, JAXA-CR-21-002, 宇宙航空研究開発機構契約報告, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA), 2021
- [3] 大野 耐一 「トヨタ生産方式-脱規模の経営をめざして」 ダイヤモンド社 1978年
- [4] 「小型衛星通信網の国際周波数調整手続きに関するマニュアル」
<https://www.tele.soumu.go.jp/resource/j/freq/process/freqint/001.pdf>
- [5] JBDB-08012D [成功基準(サクセスクライテリア)作成ガイドライン]、JAXA チーフエンジニア・オフィス、2018年1月
- [6] JX-ESPC-101132-DJEM 「ペイロードアコモデーションハンドブック, Vol. 8., 超小型衛星放出インタフェース管理仕様書」 D版、p. 21, 2020年5月 [7] ISO-19683 “Space Systems - Design qualification and acceptance tests for small spacecraft and units” , 2017.07

英語版

Mission Assurance Handbook for the University-built Lean Satellite

Contents

1. Introduction
2. Project Management
 - 2.1 Schedule Management
 - 2.2 Project Team Organization
 - 2.3 Improving Project Efficiency
 - 2.4 Frequency Coordination and RF License
 - 2.5 Compliance with Safety Requirements
 - 2.6 Documentation Control
 - 2.7 Control of Defects
3. Defining the Mission
 - 3.1 Feasibility
 - 3.2 Success Criteria
 - 3.3 Mission Scenario
 - 3.4 Risk Management
4. Conceptual Design
 - 4.1 Requirements Management (Consistency between Mission Requirements, Design Requirements, and Verification Requirements)
 - 4.2 Incorporation of the Lessons Learned from Past Projects
 - 4.3 Safety Requirements Compliance Check
 - 4.4 Verification Plan
5. Detail Design
 - 5.1 Selection of Parts and Components
 - 5.2 Risk Management, FTA and FMEA
 - 5.3 Aiming for a Satellite that can Survive
 - 5.4 Avoid Excessive Protective Functions
 - 5.5 Points to Note in Design Changes
 - 5.6 Satellite Design allowing Easy Operation
 - 5.7 Satellite Design that is Easy to Test and Easy to Assemble, Integrate and Test
 - 5.8 Understanding of Design Basis
 - 5.9 Before advancing to FM Phase
 - 5.10 Safety Requirements Compliance Check
6. Satellite Assembly and Integration
 - 6.1 Quality Control
 - 6.2 Contracting the Work or Building Inhouse
 - 6.3 Safety Requirements Compliance Check
7. Testing
 - 7.1 Electromagnetic Compatibility Test
 - 7.2 End-to-End Mission Test
 - 7.3 Electrical Interface (Integration) Test
 - 7.4 System Functional Test
 - 7.5 End-to-End Long Term Operation Test
 - 7.6 Deployment Test
 - 7.7 Fit Check
 - 7.8 Thermal Test
 - 7.9 Vibration Test
 - 7.10 Test Configuration (Test-as-you-Fly)

- 7.11 Use of Outside Testing Organization
- 7.12 Evaluation of Test Results
- 7.13 Storage of Satellite
- 7.14 Confirmation of Compliance with Safety Requirements
- 8. Satellite Operation
 - 8.1 Preparation and Maintenance of Ground Systems
 - 8.2 Satellite Operation Plan
 - 8.3 Handling Anomaly and Failures
- 9. After Satellite Operation
 - 9.1 Lessons Learned
 - 9.2 Recording, Reporting and Publication of Results
 - 9.3 Sharing of Knowhow
- 10. Sustainability of University Built Satellite Program
 - 10.1 Viewpoint as a Program
 - 10.2 Strengthening the Research Base in University
 - 10.3 Funding of Project
 - 10.4 Cooperation with Outside Organizations

Abbreviation

AIT	Assssembly, Integration and Testing
BBM	Bread Board Model
CDR	Critical Design Review
EM	Engineering Model
FM	Flight Model
FET	Field Effect Transistor
FMEA	Fault Mode Effect Analysis
FTA	Fault Tree Analysis
MA	Mission Assurance
MCU	Micro-Controller Unit
MOSFET	Metal-Oxide-Semiconductor Field Effect Transistor
OBC	Onboard Computer
PDR	Preliminary Design Review
Rx	Receiver
Tx	Transmitter

1. Introduction

This document summarizes the matters that all members of the development and operation teams of lean satellites developed by universities and/or technical colleges (collectively referred as the Universities), including professors, staffs and students, must remember in order to improve the mission success rate. The phrase “Mission Assurance” means a series of activities to identify the factors in design, construction, operation of the satellite, etc. that will hinder mission success and to eliminate or decrease the effects of such factors.

Lean satellite is a satellite that utilizes non-traditional, risk-taking development and management approaches – with the aim to provide the satellite value to the customer and/or the stakeholder at low-cost and without taking much time to realize the satellite mission[1]. Most of so-called nanosatellites and micro-satellite, including CubeSats, fall into this category, especially the ones built by universities. Throughout the rest of this handbook, the word of “lean satellite” is used to refer to the nano-satellites and micro-satellites.

More than 20 years have passed since the universities started construction of the satellites, and the lean satellite is now not just an educational tool for students but is used for cutting-edge scientific observation and business. Many venture businesses, the so-called “New Space,” have been launched by former students who experienced university-built satellite projects, and have become the driving force behind the growing space industry sector.

In Japan, more than 20 universities have now launched lean satellites into orbit, but the mission success rate remains low. This trend applies worldwide, and according to Reference [2], 25% of satellites launched by the universities were DOA (Dead-on-Arrival; Contact is lost immediately after the satellite reached orbit), and less than 50% of satellites are said to be successful, including those classed as partially successful.

The primary purposes of university-built satellites are education, technology demonstration, and scientific observation. Even when the main purpose is education, the educational effect by operation of the satellite is comparable to the effect obtained in development of the satellite. Accordingly, certain operations of the satellite, such as the acquisition and downlinking of data on the orbit, should be intended even in projects for educational purposes.

Improvement of the mission success rate of the university-built satellite does not only contribute to an educational effect on students who will enter the space business sectors after graduation, but also leads to improved results in challenging technology demonstration and scientific observation using such satellites. Such results will become a pathfinder of the larger scale missions and will contribute to growth of the space business sector overall.

This document is prepared based on the analysis results of both the successful and failed missions presented at the Lessons Learned Sharing Meeting of the University Space Engineering Consortium (UNISEC) in 2020. The summary of the Lessons Learned Sharing Meeting is already published as Reference [3]. In Section 5.2 of Reference [3], the requirements to ensure a lean satellite mission is successful are listed as “Selection of Mission Assurance Requirements of Lean satellites.” This document is intended to allow constant reference by professors and students participating in the satellite projects by revision, correction, and reconstruction of the requirements according to the system life cycle of the satellite based on the further root cause analysis of the failed projects. In particular, the following four

items are considered.

- The appropriate management method in the university according to the project execution form
- The key points to achieve the project efficiently.
- The things to be done to improve the mission success rate at each phase of the project lifecycle from mission definition to post-operation, and
- The key points to make the university satellite program sustainable to improve the mission success rate steadily as a program not as individual projects

Mission success rate of the university-built satellite is extremely low for the first satellite but it significantly improves for the second satellite and subsequent satellites because the lessons learned in the first satellite can be used. However, failure cannot be completely avoided for the second and subsequent satellites. The mission success rate can be further improved by sharing lessons learned in the satellite projects by others. Accordingly, the target readers of this document are not only the professors, staffs and students who are first engaged in the development of the satellite but also include those engaged in the projects of the subsequent satellites.

This document was made as a part of contract, “Investigation of supporting methods utilizing JAXA knowledge to improve the mission success rate of lean satellites, fiscal year 2021” (JX-PSPS-536920A) given to University Space Engineering Consortium by Japan Aerospace Exploration Agency.

2. Project Management

2.1 Schedule Management

It is quite rare for the university-built satellite to be successful in the mission from the first satellite. In many cases, **a failure occurs due to the lack of time for testing of the entire system caused by mis-scheduling of the project due to lack of experience.** Because the university-built satellite is usually launched by ride share or piggy-back, it is almost impossible for the satellite builder to determine the deadline of satellite delivery to the launch provider. Table 1 shows the milestone chart that should be used for schedule management with the satellite delivery date designated as “D”. It is difficult to reduce the time required for (A) through (E). Time required for ordering and procurement of the material, parts, and components cannot be reduced by student effort alone. To what extent and for how long the entire system can be combined and operation tested to correct the defects and bugs of hardware and software identified in (A) and (B) determines the survival rate in orbit and mission success rate of the satellite. So, **maintaining the schedule by reducing the time required for (A) and (B) should never be considered.**

Table 1 Schedule Management Milestones

Timing	Milestones
D	Delivery of the satellite to the launch vehicle assembly site
(A)	Software debugging (1 month)
MonthD-1	The hardware and software of the FM is completed and testing of the hardware (vibration, thermal, vacuum tests, etc.) is finished. The basic software of the ground station is completed.
(B)	Assembly, integration, and test of the FM (2 months)
MonthD-3	Variety of hardware used for the FM is received and awaiting assembly
(C)	Order placement and procurement for the FM (3 months)
MonthD-6	Testing of the EM is complete and functioning as the satellite system is confirmed
(D)	Assembly, integration, and test of the EM (4 months)
MonthD-10	Variety of hardware used for the EM is received and awaiting assembly
(E)	Order placement and procurement for the EM (3 months)
MonthD-13	Feasibility of the conceived mission is confirmed Design of the EM is complete and order placement starts
(F)	Proof of Concept
Month D-A*	Mission profile of the satellite is decided

* The timing differs dependent on the satellite project.

During period (A) (1 month), the hardware should not be changed/modified, instead the focus will be on debugging the software by the **end-to-end long-term operation test** (see 7.5). Even if a software bug is found, whether or not to modify the software of the FM is to be carefully decided by comparing the risk of modification (the functioning part before modification may become nonfunctional) with the risk of non-modification (the bug may occur in orbit).

During period (B) (2 months) the FM is assembled, integrated, and environmentally tested (AIT). AIT requires at least 2 months because modification

of the FM will be required when nonconformity is found during the AIT. When the test is conducted by an outside testing organization, close communication should be maintained with the organization as a change of the test schedule will be frequently required.

During period (C) (3 months) order placement and procurement of the FM are performed, but a certain minor modification to the FM is unavoidable according to the test results of the EM. There are cases where an unexpectedly long time is required to revise the designs of the EM. During such time period, the schedule of the FM test should be established and availability of the test facility should be ensured. Considering the possibility that the time required for assembly and integration of the FM will require considerable time, two schedule plans of the FM, Plan A (the processes progress as planned) and Plan B (the processes do not progress as planned) should be prepared.

During period (D) (4 months) the EM is assembled, integrated, and tested. Assembly and integration should be conducted step by step using the material, parts and components received confirming compatibility of the interface, rather than conducting assembly and integration after all the components are received. Incompatibility of the mechanical interface is frequently found during assembly, which will require modification of the structures and/or circuit boards. Incompatibility of the electrical system is frequently found during integration which will require tremendous time for troubleshooting. As the members involved will not be accustomed to environmental tests like the vibration and thermal vacuum tests, allowance in the schedule should be considered. Especially in the case of the first satellite, the vibration test of the EM will not be completed in a single test, accordingly, the necessity of conducting a number of such tests should be taken into consideration. CDR is usually conducted at the end of the period (D).

Period (E) (3 months) is the period waiting for delivery of the EM, but there are many things to be done during this period, such as the structural analysis and vibration test of the STM for the safety review, software development using the BBM, etc. The test schedule of the EM should be prepared and availability of the test facility should be established during this period.

During Period (F) (the duration is different by the project), the feasibility of the mission should be confirmed using hardware like BBM (PoC (Proof of Concept) should be conducted). When multiple missions are planned, a certain mission may need to be abandoned when the result of the PoC is not good. When such decision is postponed, design changes to the EM and/or FM may be required later, which results in an increase in cost and a delay in the schedule. When such a mission is the main mission, the mission requirements should be reviewed according to the results of PoC. MDR needs to be usually conducted at the beginning of Period (F) and PDR at the end of Period (F).

2.2 Organization of the Team

When the satellite project team is established in the university, it is impossible that all the necessary talents can be found in the students alone. The talent shortage should be filled by using staff members, expecting the growth of the students' talents, cooperation with outside organizations, and by purchasing items, but the results of such solutions cannot be ensured, and the best solution should be selected considering mission difficulty, project budget, geographical conditions, etc. In any project, identification of the required talents in the team is extremely important in

formulating the satellite missions. Table 2 provides the checklist to be used for identification of the talents for reference.

Once the talents within the team are identified, it is important to establish a system to effectively acquire the expertise and knowhow required for execution of the satellite project that are not available in the team. The important thing to note is **the team members (particularly the project manager and the persons in charge of the subsystems using the components) must fully understand the specifications and manufacturing process of such components** and the specifications must be consistent with the mission requirements and system requirement, even when the development and manufacture of the components are outsourced to an outside organization. Even after the component is delivered to the university, **it is the responsibility of the university team to incorporate such component in the system for verification of the entire satellite**, and all the team members must remember such responsibility.

The university-built satellite project is not possible without devoted efforts by the students even when dedicated staff are hired. Participation in the project by the students is supported by motivation that will be different among individual students. The professors must keep in mind that the **responsibility to maintain and enhance such motivation entirely belongs to the professors**.

When the project is run as the laboratory project, the activities of the project can be linked to the bachelor thesis, master's thesis, or doctoral dissertation, but when this is not the case, it is necessary to make the students find a certain meaning in participating in the project. If the project is run by a small number of people as a time intensive project, there will be intensive mental pressure on the students. It is required to make every student have a clear view of what he/she can get once the project goal is achieved.

When the project is run as a group activity where participation is decided at the discretion of each student, the participants will be relatively young undergraduate students, and the relationship between such student and the professor is not so close compared with a project run by a lab. Such project does not involve a competition with other teams like ordinary group athletic activities and does not have a clear goal several months ahead like a competition. Unless the professors demonstrate an attitude of actively participating in the project and to deal with student concerns early, it will be difficult to maintain student motivation only by the relationship between students.

It is absolutely important that the target launch date is established to keep student motivation high and ensure that a project without a definite satellite launch date will not be run consistently. However, it does not mean that the students can build a reliable satellite once the target launch date is determined, and the professors must always say that the project success is not the moment when the satellite becomes available by the target launch date, but that the real success is achievement of the mission planned after the launch. **The students will not really participate in the project unless professors say the important thing is the mission's success**.

If the development of the satellite takes too long time, a student can experience only a part of the process, which makes maintaining student motivation difficult. The motivation comes when the student can experience the entire process of the satellite development up to operation of the satellite. So, it is desirable to **make the project term from start to operation within 3 years**.

The establishment of the 3-year project lifecycle is very important. If a problem

that is overlooked during development is found in orbit, such problem must be rectified by operation. Although what the team can do is limited, recovery from a hopeless situation may become possible if the members are familiar with the design of the satellite, which makes a wide range of steps available for recovery. The majority of the university-built satellite projects are the so-called **lab-type** run by the professor's labs in the engineering department, where the students can generally participate in the project from the fourth grade (senior) and for 2 years in the master's course. When the project period exceeds 3 years from start to launch, it is possible that a student familiar with the design of the satellite is no longer available at the time of operation of the satellite. In the case of the **research-oriented project** supported by a large amount of funding obtained by outside organizations in which many dedicated staff and graduate school students (master's course and doctoral students) participate, the dedicated staff should be **hired for the duration including operation of the satellite**, without limiting the term to the completion of satellite development. In the case of a **club-type activity** project in which students other than those in the professor's lab participate, a lifecycle exceeding 3 years will be possible. However, when the project period is too long, it is difficult to maintain student motivation. The students will not be able to spend much time on the project after the 4th grade for preparing their final year projects (i.e. bachelor thesis) without the understanding of the professors of the labs they belong to. Accordingly, it is preferable to limit the lifecycle by approximately 3 years.

In the case of university-built satellites, while priority is given to the decisions made by the dedicated professor who is a P/I (Principal Investigator), critical decisions should be made not by this professor alone, but should be made after careful discussion between team members. The professors must be **open-minded and willing to hear opinions from others**.

When the project manager is a student, postdoctoral fellow, or junior professor, the senior professor (usually the P/I) should constantly oversee the status and should ask assistance from outside when required. As a student or postdoctoral fellow will not have appropriate contact with the outside, it will be difficult to obtain assistance. Accordingly, it is **the responsibility of the senior professor to establish the appropriate contact with the outside**. The professor should not pass his/her entire responsibility to the student or postdoctoral fellow.

In the case of project organization where the project manager alone can oversee the entire system, a significant risk is posed as there may be an accident/incident involving such project manager. As such, multiple team members must be familiar with the entire system. Sharing of information between team members should be considered. Project management highly dependent on a single person is too risky and should be avoided. So, the organization of the development should be preferably established where all team members work together in a single room. To the contrary, it is not a lean satellite project where entire the system cannot be overseen by the project manager alone. As the system becomes complicated, the person with experience in lean satellite development (a person who has experienced the entire system lifecycle) should be appointed as the project manager.

Table 2 Checklist for Identification of the Talents in the Satellite Project

Item	Selections of Response							
	100	50-99	20-49	5-19	0-4			
Time available for the project (%) by the responsible professor (P/I) besides time used for lecturing								
Experience of the responsible professor in satellite projects	3 or more	2	1	0				
Faculty members involved in the satellite project (full-time in the department)	3 or more	2	1	0				
Dedicated staffs involved in satellite project	3	2	1	0				
Professors' area of expertise (multiple fields)	Astronautics	Science	Mechanical engineering	Electrical engineering	Communication engineering	Mechatronics	Computer science	Other
Project manager	Responsible professor (P/I)	Full-time professor other than P/I	Dedicated staff	Doctoral student	Master's course student	Undergraduate (in the professor's lab)	Undergraduate (not in the professor's lab)	
Number of satellite projects experienced by project manager	3 or more	2	1	0				
Subjects of study of participating students (multiple subjects allowed)	Astronautics	Science	Mechanical engineering	Electrical engineering	Communication engineering	Mechatronics	Computer science	Other
Grade of students (multiple grades allowed)	1st/2nd year	3rd year	4th year	Master	Doctor			
Participation of students	Recommend	Limited						

other than those in the professor's lab of the responsible professor	ed							
Percentage of students with experience of the satellite project (%)	100	50~99	20~49	0~19	0			
Number of outside organizations independently involved in satellite project	3 or more	2	1	0				

2.3 Improving Project Efficiency

Activities in the satellite project are classified into three categories according to Reference [4]. The first category is activities to enhance the value of the satellite. This includes MA. The second category is activities that will not enhance the value but are necessary. The second category includes activities to receive the safety review and activities related with the Space Activity Act, RF license, etc. The third category is activities that will create no value (useless activities, “Muda”). In a lean satellite project, the development and operation of the satellite becomes possible by a restricted workforce and budget, reducing such useless activities to the minimum.

In the satellite project, useless activities frequently arise in moving and waiting. Such useless activities should be reduced and the time created by reducing the useless activities should be used for MA. Even when the satellite is developed on one campus, if individual teams are stationed in different places, the time required to move to and meet at a certain place for meetings, assemblies, integrations, and testing activities is useless. The time required to move to the ground station for operation of the satellite is also useless. The environment for remote work and communication have significantly advanced under the COVID-19 situation, but efficiency is still not high enough compared with face-to-face activities and communication. When the test facility is not available on campus, the time required to move the satellite and staff to and from the testing place is useless. Time lost in waiting for a response by e-mail communication will not create any value. Face-to-face communication of details made between team members stationed in the same room will contribute to time saving. Consideration should be given for the matters to be recorded, such as to record matters as a text message. To improve efficiency in movement and communication, it is preferable to **install the office, work room, test facility, and ground station in the same building.**

2.4 Frequency Coordination and RF License

Even when development of the satellite goes smoothly, changes in the basic design, changes of the mission, delay in delivery of the satellite, cancellation of the satellite mission, or restriction in operation of the satellite may become required as a result of frequency coordination and RF license application. Attention should be especially paid to combined use of amateur radio bands and non-amateur bands, and to use a frequency not assigned in the primary allocation band. The time required for frequency coordination in amateur radio bands and for obtaining the preliminary license is increasing due to the increase of the lean satellites. The project team should understand that a delay in the government procedures for radio license may lead to a delay in delivery of the satellite or loss of the launching opportunity in the worst case, **because a satellite for which frequency coordination or preliminary license has not been completed cannot be launched.**

As international frequency coordination and application for an RF license require expertise in the regulatory and technical aspects of radio communication, specific member(s) may be put under a heavy workload. More than one team member, including the project manager, should constantly monitor progress in frequency coordination. It is also desirable that more than one member should read through Reference [5] if the radio license is obtained in Japan. In each country, the team should consult with an appropriate radio authority well in advance. It is good practice to outsource the work necessary for frequency assignment to an outside

consultant in certain cases. Of course, certain project team members should constantly monitor progress even when the work is outsourced to an outside consultant.

2.5 Compliance with Safety Requirements

Noncompliance with safety requirements will result in design modification and/or rebuilding of the satellite, which will reduce the time used for MA. As a satellite that does not pass the safety review cannot be launched, in the worst case when the satellite cannot be delivered, the launch vehicle needs to be launched with a dummy mass installed. There have been such instances in the past (Figure 1). In order to avoid such undelivered satellite due to noncompliance with the safety requirements as much as possible, **problems associated with compliance with safety requirements should be identified at the respective phases when the conceptual design and detail design are completed, and should be consulted with the launch provider for confirmation.**

The verification method of compliance with safety requirements is an issue in the safety review. **A verification that requires the minimum effort for verification method should be agreed with the launch provider.** When the commitment to an excessive method is made (university professors tend to make an excessive commitment wishing to show their ability), such a commitment may become a burden to the project at a later stage. The resource should be allocated to the activities of MA, etc., limiting the efforts for compliance verification with safety requirements to the minimum.

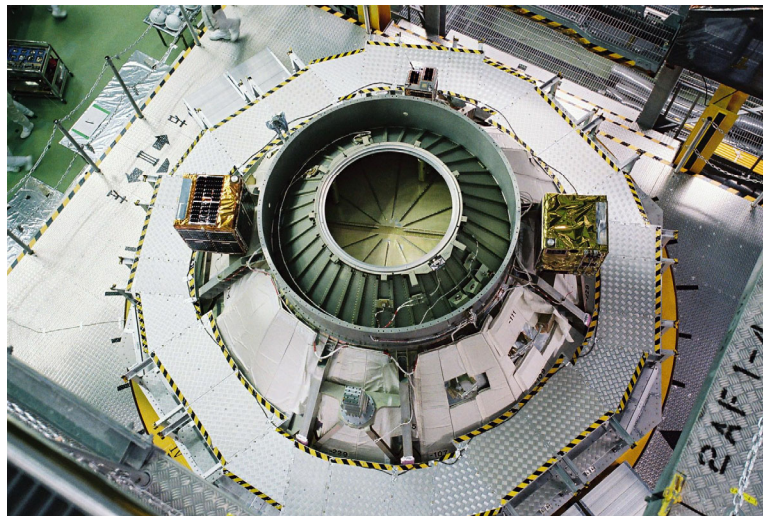


Figure 1 Small Piggyback Satellites installed in H-IIA Launch Vehicle 30 (The silver object located at 6 o'clock position is a dummy mass) (Source: JAXA Digital Archives)

https://s3-ap-northeast-1.amazonaws.com/jaxa-jda/http_root/photo/P100010489/5590ac570abed216cfe9acfe71681338.jpg

2.6 Documentation Control

Documentation is required because of the following reasons in the satellite project.

- g) Regulatory affairs work (Safety review, frequency assignment, radio license, and Space Activity Act)

- h) Establishment of understanding in the project team (Necessary in the field of development, testing, and operation)
- i) Establishment of traceability in responding to a trouble in operation of the satellite
- j) Knowledge inheritance
- k) Sharing of knowledge and knowhow with other projects
- l) Source data in drafting papers

For (a) and (b), documentation cannot be avoided because satellite launch will become impossible without such documentation. With respect to (a), the students must engage in documentation work when the professor or the staff does not have enough time or the aptitude for documentation. So, documentation work for safety review should be allocated to students as an important task at the start of the project. After making the students understand the importance of the assigned task, motivation for the project should be given by the notion that the completion of the task determines whether the satellite launch can be made successfully. Nevertheless, the documentation for the safety review prepared by the students must be checked by the professors and staff. With respect to (b), the documentation will be inevitably prepared by the responsible persons of the respective systems or the project manager as required by their tasks.

As no student will be excited by such documentation work and the documentation is prepared in parallel with the development of the satellite, the prepared documentation will be the required minimum, unless the professor directs the student to prepare the documents for student study. For (f), the documentation will be prepared by the professors and students (principally the doctoral students) considering the preparation of papers or by the students under their guidance.

(b), (c), and (d) relate to MA activities. **Such documentation is required to prepare for the situation where no one is familiar with the detail design of the satellite in the operation phase due to generation change within the university or for the purpose of smoothly advancing the next satellite project.** However, such documentation will not be made by the students even if they are repeatedly directed that knowledge inheritance is important and that the knowledge should be documented. One idea to solve such problem is **to make the satellite project in combination with the bachelor thesis or master's thesis of the students.** The bachelor thesis and master's thesis are essential requirements for students in science and engineering courses. When development and/or testing of certain systems or components is selected as the theme of the thesis, details of the development and/or testing must be described in the thesis. While such thesis may not be systematic, very detailed documents will be prepared in specific areas. When the deployment mechanism of the antenna is selected as the theme of the bachelor thesis, for example, the student will make the very detailed record of what he/she did describing basics of the antenna, how the threads were connected, to what extent the tests were conducted and in what conditions, to what extent the tests were successful, and the possible factors of the failure of the test.

2.7 Control of Defects

A defect will inevitably occur in development of the satellite. A system to collect the defect information and bring it to the attention of the project manager or the responsible person so that the proper actions can be taken for all such defects must be established. Such a system is important as the satellite system becomes

complicated. Effectiveness of defect control using the defect control chart is demonstrated in some satellite projects. However, **attention should be paid not to break up the available resources too much by assigning priority to various defects, weighing the significance of the effect on completing the mission.**

3. Defining the Mission

3.1 Feasibility

It is very unlikely that the knowledge and skills required for development of the satellite are fully covered by the team members. The idea to bring in talent from outside that cannot be filled internally by newly hiring staff does not always guarantee fulfillment of all the required talents. It is risky to expect the growth of student talents. The budget is also limited. In formulating the mission, such restrictions should be deeply taken into consideration. **A feasible mission fitting the available budget and staff** should be formulated. For the case of an educational satellite project, the project may fail if too many new development elements are incorporated.

Success of the university-built satellite depends on the professors. When professors try to overreach their ability, the students may not be able to catch up. The professor is not a god and does not know everything in assessing the feasibility of the mission. It is important **to accept what is lacking in his/her ability, to ask assistance from outside, and not to try too hard in a weak area.** When assistance is requested from the outside, an attitude of seriously accepting comment from an experienced person is important. The ability to decide whether the comment is valuable or not is required as a prerequisite, and effort is required to acquire such ability.

3.2 Success Criteria

The success criteria are the guidance in advancing the project. The success criteria are usually composed of three elements; minimum success (the minimum target to be achieved even with presence of a system defect), full success (the target of results to be achieved when the system fully functions as required), and extra success (the target of results that is more than expected in addition to the achievement of full success) (Reference [6]). It is required to use quantitative indicators as much as possible (especially for minimum success and full success).

The success criteria are to be formulated at the start of the project, and whether or not the target, especially the target of full success, can be achieved should be checked at respective check points in the project such as the review meeting. If achievement of the target is considered impossible, the criteria need to be changed, but it should be thoroughly examined **whether the meaning of the entire project can be achieved (whether or not the results can satisfy the project stakeholders).** If the feasibility of design change is reviewed, **whether or not the minimum success criteria can be achieved by design change should be seriously examined.** The minimum success criteria should not be changed thoughtlessly. To the contrary, revision of the respective success criteria in the upward direction should be avoided because it is an addition to the system requirements, even when success of the project looks promising. Any addition to the system requirements tends to cause a failure of the project.

The achievement status of respective success criteria will become the indicator to be used in formulating the satellite operation plan in the operation phase. As explained later in 8.2 Operation Plan, once the satellite is released into orbit, operation to achieve the minimum success criteria should be implemented as soon as possible.

3.3 Mission Scenario

The operation scenario of respective missions should be formulated after the missions to be executed become clear. It should be considered how to operate the satellite by command link from the ground station, and how the data will be downlinked to the ground. Based on these, the functions and general performance that the satellite should be equipped with can be estimated. Based on the results of such estimation, the devices to be equipped on the satellite should be listed and the **budget table for the communication, power, and attitude control (pointing) functions should be prepared**. Such budget table should be revised as required during progress of the project and its accuracy should be increased with the progress of the design, manufacture, and verification of the satellite. If there is no or scarce allowance in the budget for communication, power, and attitude control to be included in the phase of defining the mission, it should be considered that such mission is not feasible.

3.4 Risk Management

The satellite project is a process **in which the unknowns (success or failure is unclear) are converted to knowns (confidence in success)**. There is always an unknown in the technologies required to realize the mission. The project without unknowns is not exciting. Even when the technology is commonly used in satellite projects by other organizations or teams, such technology is unknown when it is not used by the project team. All the unknowns are risk factors in achievement of the satellite's mission. As to what functions are necessary in the satellite become clear once the mission scenario is formulated, you can identify the necessary unknowns in such timing. In the risk management possibility of failure of such unknowns and the effect of such failure on achievement of the mission should be assessed. As the development and verification advance, such unknowns will turn into knowns and possible failure of such unknowns will become clear to some extent. For matters where the effect of their failure is serious as a result of risk management, the resources of the project should be allocated with emphasis.

4. Conceptual Design

4.1 Requirements Management (Consistency between the mission requirements, design requirements, and verification requirements)

The design of the satellite should be consistent with the mission requirements.

The mission requirements should be decided during the conceptual design of the satellite based on careful discussion among the team members. Participation by experts and persons from outside with experience of satellite projects is preferable. When the satellite's mission is primarily education of the students, for example, it is desirable to build a satellite that will function with certainty so that the students can experience operation of the satellite. To use a component primarily made for R&D purposes (e.g., an antenna with a completely new design) is not consistent with the mission requirements. That design requirements should comply with the mission requirements. But the basics of system development is sometimes neglected because of the ambition a university researcher. Such ambition should be removed through comments from another member of the project or from the outside. The responsible professor must be **open to the opinions of others.**

To the contrary, there are cases where the design does not reach the level of the mission requirements. It is frequently the case where the communication line is designed with the maximum capacity to allow downlinking of the data required by the mission. But it is quite rare that the maximum channel capacity is achieved in actual operation. A comment in the concept design phase is also effective in such a case.

4.2 Incorporation of the Lessons Learned from Past Projects

When the team has experience with some satellite projects, the lessons learned in past projects should be incorporated in the conceptual design. The items that successfully functioned in orbit and those that did not should be distinguished. **Those that functioned should not be changed unless such change is very reasonably required. Correction or improvement should be applied to those that did not function after identifying the cause.** When components are purchased from the outside, the team should have experience as to whether the procurement was easier and whether reasonable aftercare was provided. Based on the experience, whether to use the same component should be carefully considered.

4.3 Safety Requirements Compliance Check

After conceptual design is complete, **the issues of safety compliance should be identified before commencing the detail design.** This may be performed in Phases 0 and 1 of the Safety Review. As an experienced expert can easily identify the potential issues just by reading the conceptual design document, it is good to ask the review by such an expert.

4.4 Verification Plan

Verification is an activity to confirm that the satellite is built according to the requirements by analysis, drawing check, as well as testing. The verification plan should be prepared during the conceptual design, which defines when and how compliance with the various design requirements should be verified. Such plan needs to be revised with the progress of design and development, but a design that is not verifiable should not be used, and **optimism such as that the design will probably**

function and the design will probably be OK should be avoided. A verification plan that is practical should be established. It is easy to include the statement “to be verified by radiation test” in the plan, but it should be considered whether the test facility is available, team members have the required knowhow for performing the radiation test, etc. When the radiation test is not conducted, the design for radiation resistance should be made based on the condition that no radiation test has been conducted, such as by using parts with a successful flight heritage.

Because a majority of the universities do not have all the required test facilities, an outside testing organization is usually used. It is desired to have preliminary contact with the testing organization during the conceptual design phase identifying the potential organization. In the case of a project where the team has insufficient experience of the test, **a testing organization with sufficient experience capable of providing advice on the design and test of the satellite should be selected.**

As explained in 2.5 Compliance with Safety Requirements, verification for safety requirements is required but it does not enhance the value of the satellite, so the efforts used for such verification should be as reasonably minimum as possible. **Efforts should be concentrated on the verification of requirements that will enhance the value of the satellite** (to increase the survival rate of the satellite, to increase the success rate of the mission, to improve the quality of data obtained in orbit, etc.). For example, safety verification of the battery is the highlight in the safety review, and in many cases the students use a tremendous amount of time for screening the battery. The students tend to have a feeling of being engaged in meaningful work because such verification work is real. While screening of the battery is an activity that must be completed because it is required, the team members must understand that much effort should be concentrated on other matters to enhance the value of the satellite. However, when such fact is emphasized too much, the motivation of the student assigned to an inconspicuous task such as screening of the battery may be lost, so careful consideration is needed.

For the CubeSat released from the International Space Station (ISS), the minimum set of required tests is listed in Table 3. Where “R” means “required” and indicates the test to be conducted in respective phases (“O” represents optional and “N” represents not required). Details of the respective tests are explained in Section 7. Structural analysis (identification of resonance frequency, derivation of maximum allowable load, and safety margin) must be performed.

When the satellite is deployed directly from a launch vehicle such as piggy-back launch on H2A or Epsilon rocket, quasistatic load test (sine burst test), sine wave vibration test, shock test, etc. may be required in addition to those tests listed in Table 3.

Table 3 Tests to be conducted on CubeSat released from the International Space Station

Test Item	EM(QT)	FM (AT)
Electromagnetic Compatibility Test	R	N ^{*1}
End-to-End Mission Test	R	N ^{*1}
Electrical Interface Test	R	R
System Functional Test	R	R
End-to-End Long-term Operation Test	N	R
Deployment Test	R	R
Fit Check	R	R
Thermal Test	R	O ^{*3}
Random Vibration Test	O ^{*2}	R

*1: Included in the End-to-End Long-term Operation Test for the FM

*2: To be conducted when specifically required for the satellite. No need to be conducted when not required.

*3: It is required to demonstrate that the satellite is functional after exposure to -15°C and +60°C for verification of compliance with the safety requirements. (See reference [7]). When verification is impossible by design (allowable temperature range of the parts used that is obtained from the datasheet, etc.), testing is required. The thermal vacuum test and thermal cycle test in a thermal chamber are conducted when the project team (not the launch provider) judges them as necessary. Otherwise, they may be skipped.

5. Detail Design

5.1 Selection of Parts and Components

Attention should be paid to delivery time, aftermarket service, and interface conformity when a vendor outside Japan (seller, manufacturer, etc.) is selected as the supplier of components. The members must understand that tremendous time is necessary for coordination with the vendor if any nonconformity of the interface is discovered. Even in the case of a Japanese vendor, attention is also necessary when the experience of the vendor is not adequate. Even if a vendor is excellent in technology, it may have a problem with delivery time. **More attention should be paid to availability of the product, easiness of handling (simplicity of the interface), response to repair requests, etc.,** in vendor selection. Such factors are sometimes more valuable to the project than the size, price, and function.

For components involving certain elements of new development, the interface of the work between the vendor and the system (project team) should be clearly defined, to clearly show to what point the vendor is responsible and to what point the project team is responsible. The satellite project should be regarded as the program, and specifications of the bus components should not be changed as much as possible, **to eliminate development work by the vendor for the second, third and later projects to allow delivery of the identical component.** This is preferable from the aspect of short delivery time. Excessive discount or an academic discount from the vendor should not be expected claiming that the project is a university satellite project, because the vendor product is produced procuring raw materials and by labor of the employees. A good relationship with the vendor to allow for long-term relationship should be established without causing a financial loss to the vendor.

When the component is developed jointly with the vendor, the design and knowhow should be transferred to the vendor so that a **sustainable supply chain** system can be established where the vendor is fully responsible for the supply of the component. To maintain stable product quality, a vendor with whom a good long-term relationship can be maintained should be selected.

5.2 Risk Management, FTA and FMEA

It is impossible for the university to build a satellite for which failure is not tolerated. A risk of failure of the mission should be tolerated. Nevertheless, not taking any action against such risks is not allowed. The risks must be evaluated from the viewpoint of the possibility that such risk might actually occur (event probability) and the impact when such risk is realized (severity). As the resource (manpower, budget, schedule, etc.) is limited, priority should be given to actions against the risk in the order of a product of the event probability and the severity. Normally, actions are taken from the risk in which a product of the event probability and severity is largest. It should be noted that in such a case, experience and/or Wisdom of Crowds is usually used in case of the lean satellite because quantitative evaluation of the event probability and seriousness requires a budget and time. So, it is a common practice to obtain opinions from the person with experience in development of a lean satellite, or from an expert in risk assessment. **By asking for the review of the completed concept design to an outside expert, valuable opinions will be obtained for the issues of compliance with safety requirements and for the risks to which priority should be given.**

FMEA (Fault Mode Effect Analysis) and FTA (Fault Tree Analysis) should be used in activities to sort out the technical risks. But few students learn FMEA or FTA in

the university course and do not know the method. The same thing applies to the professors. So, it is important **to start analysis within the area that the team members can understand** without fully following the method available in literature.

For FTA, a flow chart of the mission scenario should be prepared, and it should be considered which component is responsible for a possible failure of the respective step. For FMEA, it should be started from categorization of the cases; (1) The mission can be executed without problem, (2) The mission can be executed with some problems, (3) Execution of the mission is impossible, and (4) Complete failure of the satellite (communication blackout) when the respective component should fail. With respect to whether or not the component fails, use of the following indicators will be used for convenience; (1) The component has a record of successful operation, (2) A similar component has a record of successful operation, (3) The component is designed and built by a manufacturer with a record of successful operation, (4) The component functions with certainty in the ground environment, (5) Design of the component is completely new, and (6) The component is built by students. In any case, **a failure of the part or component that may result in complete failure of the satellite (single point of failure)** should be first sorted out to determine the priority in activities to reduce the risks.

FTA and FMEA should be **also applied to the activities** in addition to physical items such as parts and components. As a human makes mistakes, the results of a mistake, such as what happens when there is an error in sending a command or when the sensor is connected with polarity reversed, etc., should be carefully examined to incorporate a mechanism to make it more difficult for a mistake to occur or to make recovery action possible in the design even in the case of a mistake.

5.3 Aiming for a Satellite that can Survive

The design of the satellite should incorporate a means within the system so that **the satellite can avoid the risk of complete failure (loss of communication with the ground)** under any circumstances. Examples are as follows.

- Installation of the “God PIC”, Micro Controller PIC16F877 whose excellent radiation resistance is demonstrated in orbit, to allow power of the entire satellite system to be reset.
- Means to allow battery recharging even when the battery becomes completely empty or to ensure it enters safe mode when the voltage drops
- A design that allows the satellite to function using power generated by solar panels even when the battery is dead
- Redundant communication link when the satellite has some room in the interior volume
- To make the power budget feasible in the following cases for the minimum functions of the satellite (certain missions can be executed so long as the communication link with the ground (up and down) can be established and substantial discharge of the battery is accepted)
 - ◇ Loss of attitude control
 - ◇ Solar paddle deployment failure
 - ◇ Loss of functioning of one solar panel in the case of 1U CubeSat. Without this feature loss of function of any one of solar panel, (usually 1U CubeSat is made of 4 to 6 solar panels), will make the satellite entirely unfunctional, which means that 4 to 6 single points of failure are present in parallel.

It is still necessary to verify that the system can avoid the risk of total failure as designed when these designs are incorporated. When the satellite starts up after power reset, the system may become almost unfunctional in a half awake state. A test simulating the failure conditions in orbit should be conducted, and **it should be confirmed that the satellite can successfully start up from power reset.** Recovery of the battery from a completely dry condition should be confirmed simulating the generating conditions in orbit using the solar array simulator, etc. Transition to safe mode should be tested using the actual satellite. For the power budget, system functionality should be confirmed in worst case scenario power conditions. A certain allowance should be made in establishing the power budget, because certain errors in measurement of the power produced and power consumed cannot be avoided. Redundancy test of the communication system should be also conducted.

5.4 Avoid Excessive Protective Functions

In the design of satellite systems, a variety of protective functions tend to be installed. Examples are a safe mode to prevent the battery from drying up and a battery heater to protect the battery at low temperatures. But before incorporating such functions, **the risks and benefits of such protective functions should be carefully examined** as to whether they are really required. Automatic activation of the protective function is based on the condition that the voltage and temperature sensors function normally, but to what extent such sensors are reliable should be considered. The safe mode may cause a risk of the system failing to start up because the safe mode may cause the system to go into a suspended condition, and some satellites have experienced such situation. The battery heater requires power, and such power consumption may make the battery dry up because of a negative power balance.

Instead of using the safe mode, a design may be used where power supplied to the satellite is automatically interrupted when battery voltage decreases to below the input limit to the DC-DC converter and the power reset function which shuts off the power of the satellite completely is activated. Then, when the satellite emerges from the eclipse, the satellite system will start up from the initial mode. A battery heater design whereby it can be started up by a command from the ground monitoring the battery temperature in orbit is preferable to automatic activation. The battery temperature will not decrease all of a sudden in orbit. When the satellite orbit altitude is low, the temperature of the overall satellite will become higher. In such a case, appropriate insulation applied to the battery without a battery heater may be adequate for satellite operation.

5.5 Points to Note in Design Changes

Whether or not the design change should be adopted should be always decided after evaluating **the benefits obtained and the new risks brought about by the design change**. Minimum success and full success are used as the criteria for such evaluation. Careful decision is needed when there is a risk that will obstruct achievement of the minimum success. When the design change increases the possibility of full success, the risks associated with such design changes should be carefully examined. For example, suppose there is an idea of crossed connections of two antennas and two communication equipment using the RF switch for multiplexing the communication link as shown in Figure 2. Such configuration is frequently considered if the communication equipment and antennas do not have a

heritage of successful operation. Such configuration will improve the reliability of the communication link but there will be a loss of RF output, a risk that switching of the RF switch will become impossible or it sticks in an intermediate position, and in the worst case, there is a risk of no communication at all. Even without such crossed connection, communication can be established when at least one pair of communication equipment and antenna is functional and the minimum criteria can be achieved. The benefit obtained by a crossed connection is not considered to surpass the associated risks.

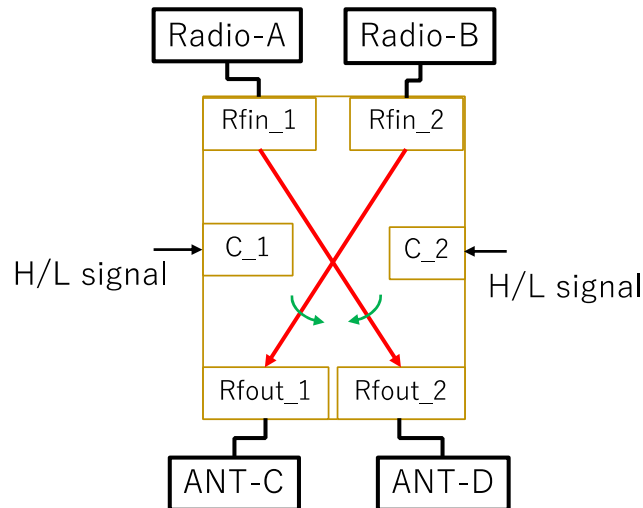


Figure 2 Study on Crossed Connection between Transceivers and Antennas using the RF Switch

5.6 Satellite Design allowing Easy Operation

Easy satellite operation should be intended considering how to execute the mission. For second and subsequent projects the lessons learned from past operations in the past should be incorporated to the maximum. When the project is for the first satellite, hearing from a university who has experience with satellite operation is helpful. For example, the stored command (reserved command) system will make starting the satellite's missions possible at any point above the ground other than Japan. When a series of operations are reserved, it will not be required to uplink individual operations one by one. It will increase the data volume because data can be downlinked at different ground stations (however, frequency coordination should be carefully made).

To improve the success rate of the uplink, a simple uplink command should be used so that the command can be uplinked with a small number of bytes. As command encryption will only decrease the success rate of the uplink, the benefit obtained from encryption is low in the case of a university built satellite in which confidentiality is not really required.

The software of the ground station is preferably designed to be compatible with remote operation and automatic operation to allow operation possible even when the number of operation staff decreases.

A design in which the housekeeping data history before power reset can be retained when power reset is executed is preferable to allow for easy trouble shooting during operation.

5.7 Satellite Design that is Easy to Test and Easy to Assemble, Integrate and Test

Satellite design that considers the easiness of assembly, integration and testing should be made. Fasteners (screws and bolts), cable harnesses, and connectors are essential parts in assembly of the satellite. Assembly of the satellite will become easy when the type and quantity of such parts are small. Particularly, as **workmanship errors can frequently occur related to the harnesses and connectors**, a design that minimizes the use of such parts should be considered. A mechanism to prevent mistakes in fitting the parts is also required. Mounting the parts on the PCB may be asked with the front and back faces mistaken, and a mechanism that prevents such mistake is required. **It is not a solution to prevent a mistake just by the worker being careful, and a mechanism to prevent mistakes should be incorporated in the design.**

It is frequently required to remove a component with a problem when the system test, especially the first system functional test, is conducted. The design of the satellite should consider that disassembling the entire satellite is not necessary in such a case by making it possible to remove the components and a small number of the associated parts. The connector should be durable for frequent connection and disconnection because connection/disconnection is required in component removal and installation. When the connector is forcibly disconnected, the connector may be damaged, so a device to disconnect it smoothly should be prepared. It is recommended to prepare test beds for the electrical interface test and software development, as such tests can be made without installing the entire satellite system in the satellite.

Access ports should be provided in the outer panel of the satellite to allow access to the processors (microcontrollers) after assembly of the satellite is complete. A design that does not allow access to the processor from outside should not be used unless you are fully confident. When more than one satellite with identical designs are built, identification should be applied to the exterior of the satellite to allow discrimination. For example, in Figure 3 the identification sticker is applied on the GPS antenna of each satellite.

It is recommended to fabricate jigs used for assembly, storage, tests, etc. of the satellite (Figures 4 and 5) to prevent an accident during tests and assembly. The satellite should not be placed directly on the desktop because damage may be caused. The design of the jig should consider how to hold the satellite. In the case of CubeSat, a Pelican Case, etc. is used to carry the satellite, but at the last moment it must be held by hands when it is set for the vibration test and thermal vacuum test (never hold the satellite using just one hand). For satellites other than the CubeSat, the design should allow for installation of the I-bolt used to hoist the satellite in the upper structure of the satellite. **Holding the satellite by hand should not be considered.**



Figure 3 Jig for Satellite Storage

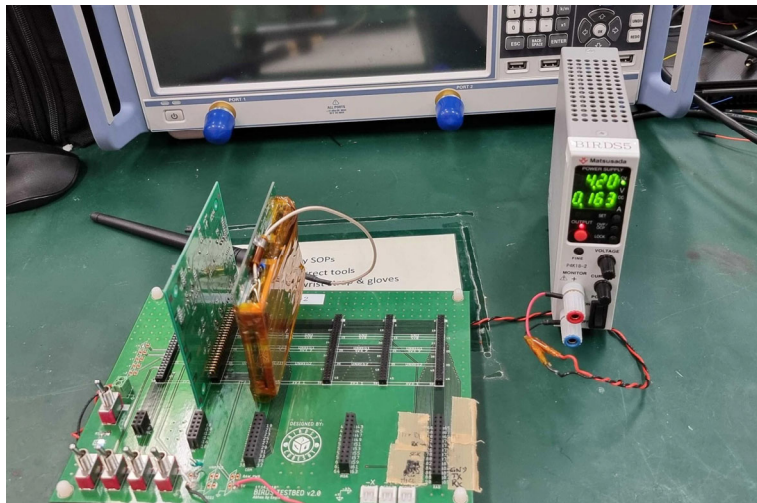


Figure 4 Testbed for Component Test



Figure 5 State of the System Functional Test (The satellite is placed on the test jig)

5.8 Understanding of Design Basis

Normalcy bias is a common behavior by which a human being considers what he/she cannot completely understand as probably OK, and justify such decision groundlessly. **In development of the satellite, the words “probably” or “will be” should be avoided when making a decision.** The design should be based on firm grounds. Especially for critical design items that will decide the fate of the satellite and the mission, all effort to understand the grounds of the design should be made until you are convinced. When you do not understand, opinions should be obtained from different people, and you should accept comments from people with experience in deciding the principles of the design and verification method. It is important that **you admit that you cannot understand if you cannot understand an item.** It is a common practice to use the same design as in the past in the development of second and subsequent projects, but a problem may sometimes occur when an design change is applied to a certain item when considering that such change will be effective but without understanding the design grounds.

5.9 Before advancing to FM Phase

In the EM phase, efforts should be concentrated on **completion of the satellite functions and improving the skills of the development team.** For that purpose, an EM that is functionally equal to the FM (all components other than the solar panel are installed) and that is virtually the standby unit of the FM should be constructed and thoroughly tested. Assembly and testing of the actual satellite system by the team improves skills. (This is very important for a university-built satellite for which a majority of the team members lack experience.) By confirming that the satellite system will **be able to achieve the minimum required mission** by the end-to-end test in the EM phase, a fundamental change of the system should be avoided when the project is moved to the FM phase.

Decisiveness not to install a function in the FM if the function cannot be confirmed in the EM phase is necessary, unless such function is essentially required for achievement of the mission. A new problem will naturally be found after the project moves to the FM phase, but handling of such defect requires higher costs, a longer time, and more mental pressure. A system defect found after moving to the FM may need **to be discarded unless such system is critical to the achievement of the mission,** and effort should be concentrated on the items of the mission with higher importance.

To allow such decision, all team members as well as the project manager should share understanding of which mission should be given priority, and prioritize which items should be achieved as a minimum (success criteria).

5.10 Safety Requirements Compliance Check

Phase 0, 1, and 2 safety review is normally conducted after the detail design and testing of the EM is complete. Documentation for safety review requires a very long time. **Such documentation work should be performed not only by the members in charge of safety review but by all the project team members maintaining high motivation.** In Phase 0, 1, and 2 safety review, the method to verify compliance of the FM with the safety requirements is discussed. Attention should be paid to the method of verification so that verification can be made without a problem **by close communication between the members in charge of safety review, members in charge of satellite construction, and members in charge of verification of the FM.** There are some risks that the result of the Phase 3 safety review prior to launch may be a

failure if verification is not made correctly because of a lack of communication. In such a case excessive time loss may occur to repeat the work for verification, and in the worst case the team has to start the design from the beginning.

6. Satellite Assembly and Integration

6.1 Quality Control

A majority of the parts used in the lean satellite are parts mass-produced for consumer products on the ground and not for space applications. Consistent quality assurance of such parts is provided by the manufacturer as mass-produced products, and possible defects of such parts are quite low and there is no need to inspect individual parts in the project. **A failure that has occurred is mostly due to inappropriate handling of these parts after delivery such as electrostatic discharge, humidity, and contamination.** Accordingly, practices such as the use of antistatic wrist straps during work, confirmation of adequate grounding of equipment and worktables before starting work, using globes during the work, etc., should be enforced within the team as a common practice.

Although the quality of individual parts is assured, the quality of components constructed from such parts is not always assured. In the case of the university-built satellite, circuit boards are usually fabricated in the laboratory of the university or using a fabrication service to which order is placed by Internet. Such component is basically a custom produced component and their fabrication process is not an established one. Even when the same components are fabricated in multiple numbers, it is not guaranteed that all components are quality products. So, **when such component is delivered, a basic functional test should be conducted before it is incorporated in the system to check for possible defects.**

6.2 Contracting the Work or Building Inhouse

The decision to contract a portion of the work required to build the satellite instead of making everything inhouse is required in the case of the university-built satellite. **The decision to build inhouse because of insufficient budget may result in schedule delay or mission failure.** The decision to make the students work on items that require handyman skills (harness, solar panel, soldering, etc.) for a university-built satellite should be made carefully. As some students may have excellent handyman skills, it may be possible to have such work done by them, but when it is difficult to find such students, the work should be contracted outside. **The purpose of the educational satellite is not acquisition of handyman skills by the students but to make the students learn systems engineering and project management by practice in the project.**

6.3 Safety Requirements Compliance Check

The records during the FM AIT (Assembly, Integration and Testing) are the basis of the critical verification documents in the Phase 3 safety review. So, as much as possible, the records should be prepared during the FM AIT. Note that making the record is not simply taking photographs. The records should be prepared while precisely understanding what items need to be verified and what data and photographs are required. The material certificate of the structural parts and components and the proof that the satellite has been assembled according to the assembly procedure, etc. are particularly important. **Assembly of the satellite should be basically done by two persons or more, and one person must concentrate on confirming the procedure and recording the work.**

7. Testing

7.1 Electromagnetic Compatibility Test

In the case of the lean satellite, electromagnetic interference with other satellites and the launch vehicle need not be considered because the power is cut during the launch. However, restricting the RF radiation level below the allowable limit is required by the safety requirements because of a possible safety risk when the power is turned on by mistake (see Note below). The effect of the RF noise produced by the satellite on the functions of the satellite is important with respect to electromagnetic interference, and the effect on the uplink communication should be especially considered. It is too late if it is found that the uplink communication does not work in the satellite during the end-to-end long term operation test using the FM. So, **an adequate margin in the uplink line should be confirmed in the EM test.**

First, the receiver sensitivity of the communication equipment should be measured under ideal conditions when the EM of the communication equipment is delivered. The minimum RF signal strength the receiver can decode in the uplink signal should be measured with the communication equipment placed in a shielded box and the RF signal from the signal generator injected via RF cable. Such signal strength means the minimum signal strength that the receiver can decode in the noise floor generated by the receiver. When the communication equipment is installed in the satellite and connected to the antenna, the noise floor will increase but will never decrease. In addition, the RF signal is received through the antenna, which will produce various losses (line loss, polarization loss, pointing loss, reflective loss, etc.). Considering these circumstances, communication during actual operation will not be established unless there is an adequate margin in the ideal conditions where measurement is taken with the RF cable directly connected and with the receiver unit noise-free.

For the CubeSat, the effect of noise from other equipment can be evaluated by a test whereby the complete satellite is placed in a shielded box as shown in Figure 6, so such test should be conducted by any means. Even when the satellite is larger than the CubeSat, the test including some factors of antenna loss is possible when the electromagnetic anechoic chamber is used. These tests should be conducted in the EM phase to verify if the communication system design satisfies the requirements.



Figure 6 Receiver Sensitivity Test in the Shielded Box

Note: When the MOSFET is used as the inhibit switch, the FET may be activated by excitation of the line connected to the gate of the FET by the radiated electric field of the ISS. That will require the design install a pull-up or pull-down resistor to the FET gate, and when it is not installed, analysis and verification will be required.

7.2 End-to-End Mission Test

It should be confirmed that the minimum mission can be achieved by the end-to-end test with the ground station during the EM phase. In the end-to-end test, the following process should be confirmed by transmitting the command from the ground station, which is received by the satellite receiver, and then the command is sent to the C&DH system, which in turn sends the command to the mission payload, and after performing the mission the data are sent to the transmitter, which transmits such data to the ground station, to be displayed by the computer in the ground station. For example, when the mission is imaging the Earth's surface, the process starts by sending a shutter command from the ground station and is completed when the image taken can be confirmed at the ground station. As explained above, **the core element of the mission should be completed in advance and the fact that such mission is practically possible should be demonstrated by the test, and then construction of the details should be started.** This test is preferably conducted by actually transmitting the RF signal, but when the electromagnetic anechoic chamber cannot be used, it may be conducted by connecting simulated communication equipment in the ground station with the communication equipment of the satellite via RF cable.

7.3 Electrical Interface (Integration) Test

The interface test with the other components of the satellite should be conducted when the components are delivered but before they are installed in the satellite structure. This test is required for both EM and FM. **Successful testing for the EM does not always guarantee that the test for FM is successful.** The components used for the lean satellite are basically hand-crafted in small lots of different products, and the components for EM and FM are not produced in the same lot. Accordingly, all the components of the EM and FM are not always the same. In the test as to whether interfacing with the command data processing system, power system, etc. is successful, whether equipment ON/OFF is possible, whether data can be transmitted normally, and whether the system functions correctly are also checked. It is desirable to prepare the test bed to be used in the engagement test to allow for easy installation and removal of components and not to cause any damage to the connectors of the components.

7.4 System Functional Test

After the electrical interface test with the delivered components is successfully completed, **the satellite should be assembled promptly and the system test with all systems incorporated should be started.** The functional test of all the systems should be conducted before the environmental test to confirm that the satellite is assembled correctly. The following items should be checked at that time.

- a) The modes from release of the satellite in orbit to the time when the steady state is reached. Such modes include receiving of the beacon data from the satellite, deployment of the antenna and solar panel, tumbling control (de-tumbling), transition to sun pointing, etc.
- b) All operations to be executed in the initial operation. Such operations include uplink to the satellite, housekeeping data acquisition, command transmission and mission data reception to be executed as a minimum (equal to the minimum success criteria).
- c) All the operations to be executed in steady state operation. This includes mission

command transmission, mission data receiving, and different types of attitude controls equal to the full success criteria.

d) Confirmation of the functions incorporated in the satellite as countermeasures against failure, such as power reset, transition to safe mode, resetting, etc.

It is important to examine **the details of data transmitted from the satellite** in this test, and whether housekeeping data, mission data, etc. are consistent should be checked. For example, in the case of housekeeping data, it should be checked whether the battery voltage and current change consistently with the operating conditions of the onboard payload and with the power input from the solar panel, and that they are consistent with the power budget prepared in advance, whether the images are taken as planned, whether the sensors of the attitude control system send the correct data and actuators like the reaction wheel and magnetic torquer function correctly according to the input from sensors, and whether RF signal is transmitted according to the power and frequency as contemplated, etc. **When a problem is discovered in such system functional test, the problems should be solved before starting the environmental test.** As the trial and error process at this stage will require tremendous time, adequate allowance should be allocated in the schedule. **A schedule where conducting the thermal vacuum test takes place one week after the satellite is first assembled should not be planned.**

7.5 End-to-End Long-term Operation Test

A majority of the university-built satellites that failed a mission stated that the cause of failure was because the end-to-end long-term tests while all the FM systems integrated could not be conducted before satellite delivery due to a delay in the schedule. The end-to-end long-term operation test of the FM has the following aspects.

a) Flight software debugging

Although the system test is considered to be complete using the EM before the FM, verification of minor updates to software made after the FM is necessary. The functioning of built-in software directly linked with hardware in the actual system is not guaranteed even when it functions on the simulator PC used for programming. **Functioning of the software in any situation (in normal and also in emergency conditions) that the satellite may encounter from the time the satellite is released in orbit to the time operation of the satellite is terminated** should be confirmed. This test includes transmission of the mission command and receiving of the mission data, to confirm whether the mission can be achieved.

Although this test is almost the same as the system functional test, in the long-term operation test simulating operation during the first week in orbit using the actual time scale is desired. This is because a problem is most likely to occur in this one week period. Software bugs are inevitable, and as the time passes, and while the number of bugs found decreases, the long-term operation test will improve reliability of the satellite as much as is practical. However, the risk of new bugs is associated with software rewrite. So, beyond a certain time prior to delivery of the satellite, a decision not to rewrite software may be made even if a bug is found, depending on its criticality.

b) Operation rehearsal

The end-to-end long-term operation test should be conducted **using the control software of the ground station.** Any communication with the satellite should basically be made only by the uplink and downlink signals. By such processes, the

method to understand the satellite's condition from housekeeping data and the processing method of the mission data should be learned. In addition, the satellite's response to the uplink command can be understood. Using the control software of the ground station will improve the operation team's proficiency. By experiencing the operation with the satellite at hand, the anxiety of having communication with the satellite in orbit by RF signals alone will be reduced.

c) Confirmation of communication between the ground station and the satellite

In the end-to-end long-term operation test, communication between the ground station and the satellite should be made by RF signals as much as is flight representative. The problem of the radio station license should be resolved, or the test should be conducted in an electromagnetic anechoic chamber, and communication with the satellite by RF signal will confirm the possible communication line calculation. In the communication line calculation of the lean satellite, the items that are difficult to know precisely are the **loss between the satellite antenna and the communication equipment and the noise floor around the communication equipment**. The loss between the satellite antenna and the communication equipment is determined by fabrication of the antenna and its peripheral circuit and the skill in installation. In the case of CubeSat, the components are closely packed and the RF noise environment around the communication equipment is extremely complicated. As shown in Figure 7, the uplink signal intensity is extremely reduced due to the free space path loss when it arrives at the satellite, and the two elements above (cannot be corrected after delivery of the satellite) determine the success rate of the uplink. In order to check whether the communication line can work, an **uplink signal with a known intensity is sent via free-space RF wave and whether or not the uplink is successful or fails should be measured** to confirm suitability for the actual environment. Under actual flight conditions, it should be taken into consideration that the success rate of the uplink will be further reduced with the doppler shift.

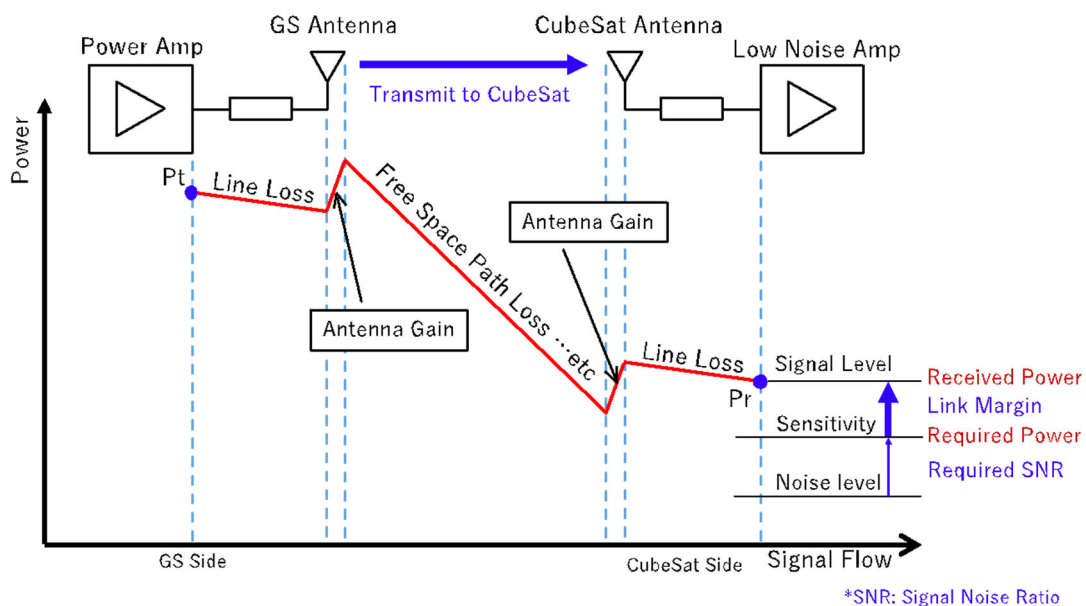


Figure 7 Communication Link Budget (Uplink)

7.6 Deployment Test

The missions of many lean satellites with deployable systems have failed. Many CubeSats have deployable UHF/VHF antennas retained by threads. Considering that the missions of about a quarter of the university-built CubeSats ended up as DoA (Dead on Arrival) (Reference [1]), it can be reasonably considered that the deployment of such antenna failed in many cases. There are many satellites in which deployment of the solar panel also failed and the success rate of satellites with the deployment of film or with separation between the master satellite and subsatellite is not high.

When such facts are considered, we can say that in many cases the deployment test on the ground was not sufficient. Because actuation of the mechanism with movable parts in microgravity and the vacuum environment in space is certainly difficult and computer simulation is also difficult, verification using the actual mechanism such as the EM and FM cannot be skipped. For the EM, tests assuming all adverse conditions should be repeated and in the same conditions that will be encountered in orbit. When the antenna is deployed by cutting the thread with a heated cutter, successful deployment should be confirmed by the low battery condition immediately after the satellite is separated and released, and **in the condition where the heat cutter is exposed to low temperatures**. Figure 8 shows the example of the deployment test in a low temperature condition. Because the number of deployment tests increases as the deployment system becomes more complicated, the design should consider the ease of conducting the test and the allowance in the limit to the number of tests. Effort to make the test environment as close to microgravity and vacuum condition as possible should be also made.

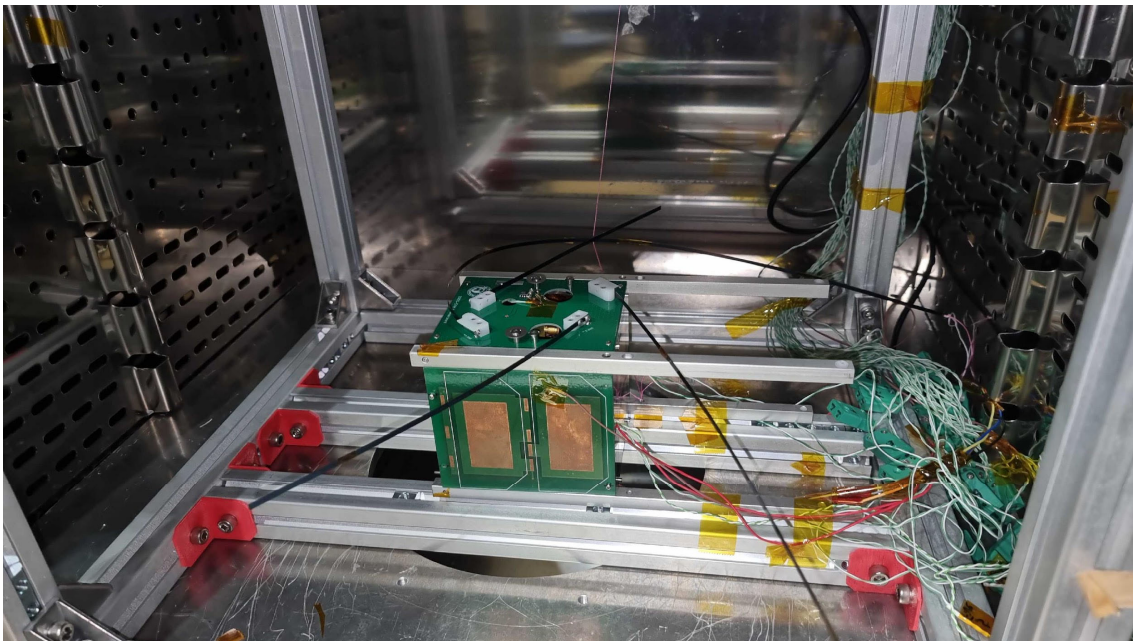


Figure 8 Antenna Deployment Test in Low Temperature Environment in the Thermostatic Chamber

7.7 Fit Check

The purpose of this test is to confirm that the mechanical interface between the

satellite and the launch vehicle is consistent. In the case of CubeSat, it should be checked that the CubeSat can be inserted into and ejected from the POD smoothly, and that the satellite envelop fits in the POD (no contact between the items attached to the satellite surface with the inside of the POD). Recently it is quite rare that a university team develops the satellite separation mechanism. **Development of the separation mechanism by the university should be avoided** unless there is a very good reason as the safety verification of the separation mechanism may sometimes be more burdensome than the safety verification of the satellite itself. Therefore, it will be necessary only to confirm that the separation mechanism provided by the launch provider (PAF-239M etc.) or POD mechanically fits the satellite.

In the case of CubeSat, it does not mean that the satellite is assembled according to the CAD drawings as assembled, even when respective structural parts are fabricated according to the drawings. Distortion, etc. cannot be avoided. A case where the satellite cannot be inserted into the POD when the satellite is delivered to the launch provider has actually happened even in 1U satellite. As distortion increases with the size of the satellite, more care needs to be taken. The simplest method of the fit check is **to insert the satellite into the official POD supplied by the launch provider**. This method is preferably applied both for the EM and FM phases.

As jigs used for fit checks such as the official POD are lent for a limited time, the lending period should be discussed and determined with the launch provider in advance. Such jigs are specially manufactured for space vehicle use and are very expensive, so very careful handling is required. When even one part of such jig may be damaged, **compensation will be very high (more than ten thousand dollars)**. In actuality, there have been such instances.

7.8 Thermal Test

Items in the thermal test of lean satellites and large satellites are the same. Accordingly, there is no difference in the test method.

However, the temperature difference in vacuum and in atmosphere is not that large for a satellite like the 1U CubeSat, so a high temperature test and low temperature test in a thermostatic chamber may replace the thermal vacuum test. (See Annex-F to Reference [7]) Even in such a case, a functional test with the entire satellite placed in the vacuum chamber should be conducted at least once.

The thermal equilibrium test of the lean satellite is conducted to obtain data for thermal analysis and for verification of the thermal analysis results because active temperature control is hardly performed for parts other than the battery heater. Many lean satellites are operating in orbit now and sufficient temperature data on their orbits are available. In particular, the large outer surface area of CubeSat is covered by solar cells and there is no significant difference in the thermal radiation properties of the outer surface. Accordingly, the time required for thermal analysis can be saved by obtaining the high and low temperature conditions of a thermal test using the highest and lowest temperatures in operation, as far as the temperature data of CubeSats in the same orbit are available. As a lot of data from CubeSats released from the ISS are available, it is recommended to use such data. Attention should be paid to use the data under full solar radiation in calculation of the high temperature conditions, because full solar radiation conditions may be present due to the high beta angle.

7.9 Vibration Test

Items in the vibration test of the lean satellite and large satellite are the same, so the test methods are the same. Because the vibration test records make up the critical documents in safety review, the records should be prepared in clear form.

7.10 Test Configuration (Test-as-you-Fly)

The tests should **be conducted in conditions similar to the actual operating conditions**. The condition of the satellite and mission accomplishment or failure should be determined by transmitting the actual operating command and analyzing the data received from the satellite responding to such command by the software in the ground station. As no external cables are connected to the satellite in operation, the external cables should not be connected as much as possible in the system test. Unintended noise may be introduced via external cables. For the mission equipment, its functioning when incorporated in a satellite system in a vacuum environment (not simply a transmission of the simulated data with the switch engaged but by actual measurement and relaying the data) should be confirmed.

7.11 Use of the Outside Testing Organization

Organizations having all the necessary test facilities inhouse are limited, and in many projects testing using an outside organization is required. It is desirable to select a **testing organization with sufficient experience to provide advice for the design and testing of the satellite** when the experience of the project team is not sufficient. In a test conducted by the outside organization, it is required to complete the required tests in the prescribed time frame. Meetings with the testing organization in advance using the test specifications and/or test plan are essential requirements to meet such requirements. What materials and equipment need to be brought to the testing organization and what support can be obtained by the testing organization should be defined clearly, indicating the purpose of the tests and testing conditions by videoconference, etc.

7.12 Evaluation of Test Results

All effort should be made to correctly evaluate the consistency of the test results. If test results that are not good or are worrisome are left unattended, unexpected bugs may be hidden. The pass/fail criteria of the test should be established before the test, but indefinite results within the allowable limit that are difficult to decide may sometimes be obtained. In such a case, you should try to explain why the result deviated from the nominal value. In addition, when incomprehensible events occur randomly (relatively frequent in the thermal vacuum test), what you have noticed should be recorded, as it can then be used for the resolution of such events. **Optimistic attitudes, such as thinking that the event is just imagination or that the event will not occur in orbit, that are based on normalcy bias should be avoided.** As very specialized equipment/apparatus are used in the RF test, etc., erroneous RF signal strength may be obtained by mistake in operation of the equipment/apparatus. When test setup work is asked of a single person completely, a mistake may be neglected. A system **where more than one member examines the test plan and the test report** is desirable.

7.13 Storage of Satellite

It may take an unexpectedly long time from the date all the tests are successfully

completed to the date the satellite is delivered. The possible causes of such delay are various, such as delay of launch vehicle, extension of safety review, delay of the granting of the RF license. When the satellite needs to be stored for a long time, care should be taken because the separation switch is under stress for a long time and deformation of parts may result. The battery of the satellite needs to be supplementally charged as needed, and charging should be made by more than one member according to the procedure. **Human error cannot be avoided, even if members are familiar with the work.** A device that prevents hands from making contact with wrong pins during the battery charging should be included in the design. It is also recommended to consider including a flight pin in the design to prevent satellite startup, antenna deployment, etc. by mistake while the satellite is stored.

7.14 Confirmation of Compliance with Safety Requirements

The Phase 3 safety review is conducted after completion of the FM tests based on the results of such tests. It is the event to examine whether the satellite is constructed according to the safety requirements based on a variety of the evidence (verification results). The verification documents should include the results of the verification items that are agreed with the launch provider in Phase 2 safety review. The verification documents should not be provided to the launch provider all at once after all the tests are completed. The documents should be provided once they are done without waiting for other documents become complete. The details of the documents should be agreed upon from the FM AIT phases.

8. Satellite Operation

8.1 Preparation and Maintenance of Ground Systems

Preparation of the ground systems should be completed before delivery of the satellite, and whether communication can be established with the FM should be confirmed. The following matters should be considered to determine the place where the ground systems are located.

- a) No high buildings around the site and a satellite at a low angle of elevation is kept in line of sight
- b) No electromagnetic noise source (RF emission source) around the site
- c) Space to set up the communication equipment, etc. is available near the antenna
- d) A comfortable environment is maintained in the room where the communication equipment is placed, which is closely located to the ordinary working room and 24-hour access is allowed.
- e) Easy access to a place where the antenna is located is ensured for inspection and maintenance

Items a), b), and c) are required for enhancing the performance of the communication line. As a high frequency electric signal is easily attenuated by the coaxial cable (attenuation can be easily calculated when the frequency and the coaxial cable type are known), item c) is very important. When the antenna is located far from the communication equipment, conversion to a low frequency signal at the place of the antenna should be considered.

Items a), b), and c) tend to be focused on when determining the antenna location, but items d) and e) are also necessary when considering a long-term operation system, and a balanced approach considering both requirements is necessary. For example, when the antenna is located at a location where the RF environment is considered ideal, timely operation of the satellite will become impossible in case of an emergency as it may take several days to obtain access permission, arrange for a contractor (access to the antenna by students is not permitted), etc. when inspection and maintenance of the antenna becomes necessary. If the radio station is located in a room to which access at night is not allowed, operation of the satellite at night becomes impossible, resulting in a 50% loss of visible time of the satellite from the beginning. While operation via the network is possible, in critical situations immediately after the satellite is released in orbit it should be operated using all the visible time, as operation is better performed by members sitting in front of the communication equipment unless members have adequate experience in network operation. It is required that the operation room is located close to the ordinary work room when operation at night is considered, and where the members should spend hours between the visible time and the visible time during the night should also be considered. When operation in midsummer and midwinter is considered, working in a utility space on the rooftop where the communication equipment is located will not be comfortable.

Periodic maintenance of the antenna is essential as the antenna is exposed to weather. If you feel there is difficulty in uplink or the Morse code tone is weak, the direction of the antenna should be checked. Figure 9 shows the typical antenna pattern of a Yagi antenna, which shows that the gain decreases by 10 dB when the antenna direction changes by 10 degrees from the centerline, and the communication margin will be sacrificed. Attention should be paid in adjusting the antenna direction because **the magnetic north indicated by a compass is not the geographical north as**

shown on a map. The cable connects the antenna and the communication equipment using more than one connector. Contact failure, corrosion, etc. of the connector are frequent causes of a failure of the ground station.

Whether the ground system is functioning properly can be confirmed measuring the RF field strength of the signal received from the satellite. For your own satellite, it is impossible to know whether a problem exists in your satellite or in the ground system. So, it is recommended to determine the satellite that should be used as the calibrator (the satellite transmitting the beacon signal for years) and to track such satellite and to measure the RF field strength.

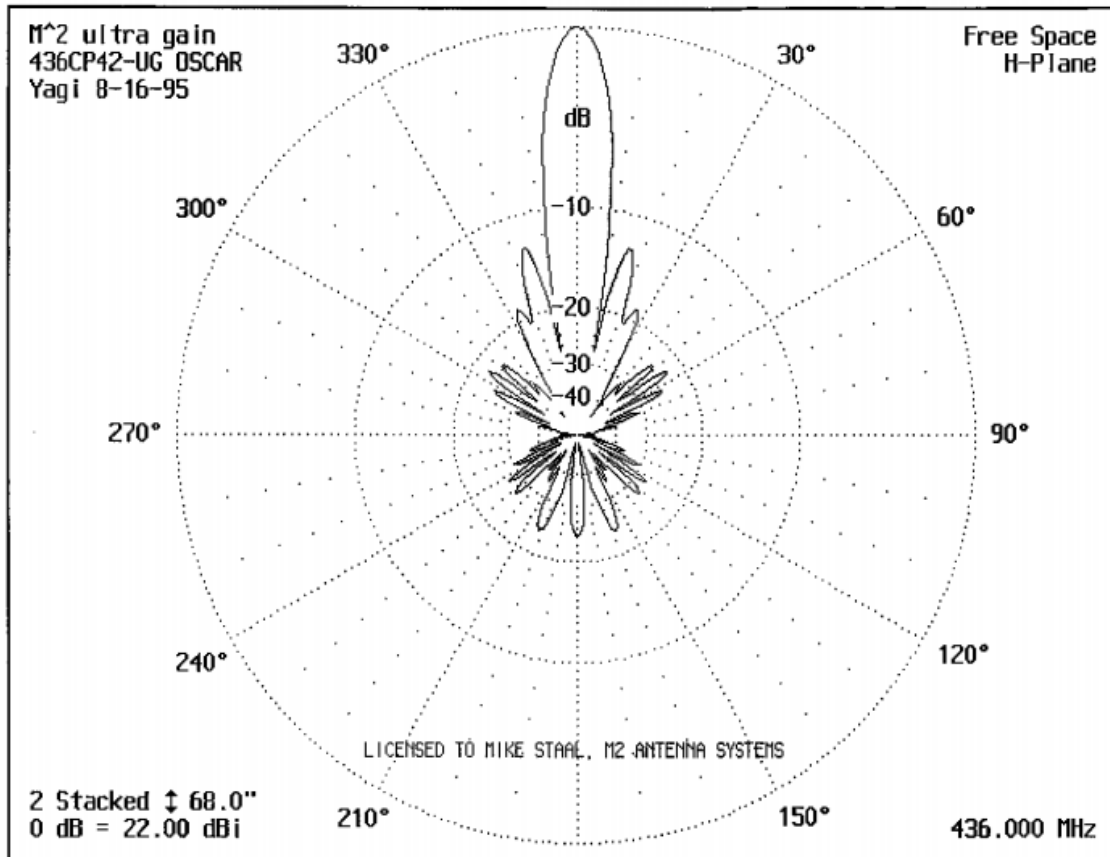


Figure 9 Antenna Pattern Example of Yagi Antenna for Ground Station

8.2 Operation Plan

The lean satellite is made using non-space-qualified commercial-off-the-shelf (COTS) products that are not guaranteed to function in space, and testing conducted prior to launch is limited. Accordingly, unexpected problems in orbit cannot be avoided, which may frequently result in complete failure shortly after the start of operation. Accordingly, the following should be implemented.

- a) Check the functions that are essentially required for the survival of the satellite, such as the battery and solar panels.
- b) The uplink and downlink lines should be established and an Integrated Test (In Japan, the examination by the radio authority to check the communication is established or not after the satellite launch is called “Integration Test”. In different countries, different term may be used for the final exam before issuance of the full radio license.) should be conducted to obtain an official radio station license.

c) The mission to realize the minimum success criteria should be performed as early as possible. This should be preferably done within one week from release of the satellite in orbit. In the case of the first satellite, members will be occupied in decoding the CW Morse code and analyzing the basic housekeeping data sent from the satellite with excitement. You should, however, proceed to execute the mission as soon as possible. There have been many satellites **where communication was lost while the team was busy analyzing the received CW Morse code**. The reason the acquisition of a regular radio station license needs to be hurried is because the **public release of the satellite mission's results is restricted if you have only a preliminary license**, as operation of the satellite immediately after release in orbit is made with the preliminary license.

8.3 Handling Anomaly and Failures

As explained in 8.2, communication may be interrupted at any moment in the case of a lean satellite. But you should **never give up** in such a case. There is the example of a satellite that recovered after two years without communication. It is important to maintain motivation within the team to realize such success, and what is most important is the **positive attitude of the professor (principal investigator)**. All the team members should bear in mind the importance of identifying the cause, even if the satellite fails completely, to reflect the lessons learned from such investigation on the second and subsequent satellite projects. In the case of a satellite where the second satellite succeeded after the failure of the first satellite, this was achieved through a thorough investigation of the cause of failure in the first one, and the results were reflected in the design of the second one. **You cannot be successful only by chance**. When the main mission becomes impossible to accomplish while communication is still maintained, it is important to continue acquiring operation data in orbit from the surviving satellite, because lessons learned in operation from such data can be reflected in the design of the subsequent satellites.

It is recommended to perform the FTA along the flow of communication when a failure (including communication interruption) occurs. It is recommended **to investigate whether a problem occurs within respective blocks or at the interface of blocks along the information flow from the ground station ⇒ satellite ⇒ ground station** shown in Figure 10 in performing FTA. Whether a problem is in the ground station can be easily checked using the flight spare and the ground station equipment. A problem in the satellite is investigated by screening the candidate causes of the failure by analyzing the events caused by a failure (only events actually observed should be listed, along with the frequency of failure occurrences, their timing, the particulars of the location they occurred, etc.), analyzing the telemetry data from the satellite (investigate the command history and the actions of the satellite, identify sound data and unsound data, and investigate data trends), and replicating the experiment using the flight spare, etc. Important information in FTA is provided by the source code of the final flight software, the design documents of the satellite and flight spare, etc. but the members who actually engaged in the development are most helpful. A defect that occurred in orbit is not always unrecoverable, but recovery may be possible by working out an alternative plan in operation. To make such recovery possible, the operation team should understand the design of the satellite. It is strongly desired that a **project schedule is established so that members engaged in the development remain in the team during satellite operation**. It is strongly recommended to make the flight spare because it plays quite

an important role to formulate the actions when a problem occurs in operation and is available when a replacement part becomes urgently necessary due to a mistake that occurred in constructing the FM. The EM may be used as the flight spare.

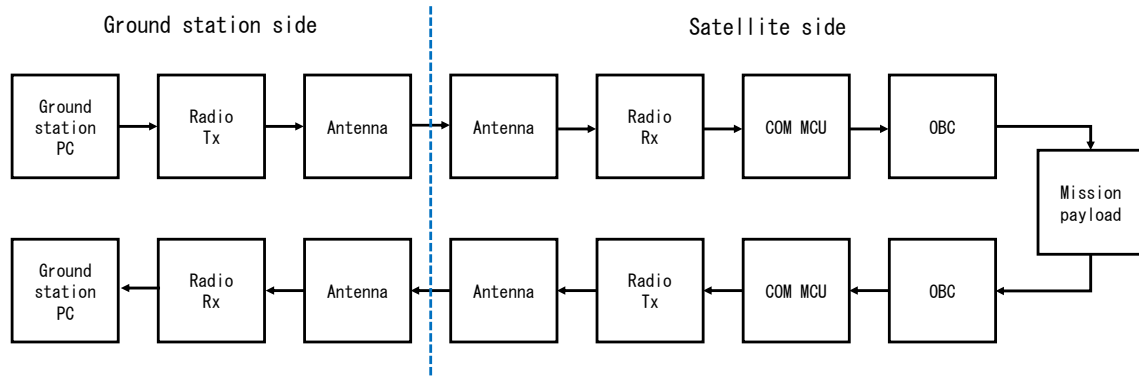


Figure 10 Information Flow Ground Station ⇒ Satellite ⇒ Ground Station

9. After Satellite Operation

9.1 Lessons Learned

Lessons learned are the essential factor in the practical application of the experience and knowledge obtained in the satellite project in subsequent satellite projects or activities in the real world. There are two opportunities to summarize the lessons learned. When the satellite is delivered and when the satellite operation is finished. The lessons learned should be summarized before graduation of the core members when the operation expands for a long time like two or three years. It is recommended that the responsible professor (principal investigator) should record what has been noticed in a notebook while the project is ongoing. No definite method is prescribed in summarizing the lessons learned, but the most important thing is to create an atmosphere where the members participated the project can discuss freely and openly. The importance of the lessons learned exists when they are effectively utilized, **the responsible professor (principal investigator) should refer to the lessons learned of the past project when the situation requires.**

9.2 Recording, Reporting and Publication of Results

The progress and records of the entire project including operation of the satellite and the management should be summarized and documented in addition to the design and test results of the satellite. Such documentation will provide valuable guidance and will be used as a reference by students participating in subsequent projects. Documentation should be prepared by the project manager or responsible professor overseeing the entire project, but motivation is necessary to promote the writing of such document. Giving a presentation in the space technology conference such as Nanosatellite Symposium and other conferences such as UNISEC Space Takumi Conference will be good opportunities.

The variety of cooperation and assistance was obtained from outside organizations or persons during the progress of the satellite project. For such organizations and persons, reporting of what is obtained by the project is the best reward. Accordingly, when the summary of the project becomes available to some extent, it is recommended to hold a reporting session to such organizations and persons. The materials used for presentation in such sessions can be conveniently used later as a record of the project. The results of the satellite's mission should be published to a variety of audiences by papers, etc., and not limited to sharing among a limited numbers of persons related to the project. The purpose of the university-built satellite is enhancement of human resource and progress in science and technology. In the case of a satellite intended for technology demonstration or scientific observation, **its results should be ultimately returned to society by publishing the results.** Even in the case of a satellite intended for the education of students, what educational results can be obtained by the satellite project should be made public so that other universities can use it as a reference, considering the nature of the lean satellite as the method of education. Publication of such scientific or educational results should not be restricted to publication as a peer reviewed papers in journals. Needless to say though, publication as a peer reviewed article in a journal is desirable for the responsible professor or student (doctoral student in particular) when their academic career is considered.

9.3 Sharing of Knowhow

For the success of the lean satellite mission, the correct functioning of the satellite

bus supporting the mission is essential. There were so many failures of the mission caused by failure of the satellite bus. To achieve an advanced mission, advanced bus technology is required but it does not mean that all the bus equipment needs to be newly developed. For the satellite bus that has a sufficient record of operation in orbit, it is desired to use **reliable and proven technology**, sharing the data, knowhow, and software in the community. For sharing of knowhow, the knowhow needs to be remade to a form that can be shared. It is this work that takes time. Because it is difficult to construct a platform for information sharing all at once, it is desirable to begin with **the extent possible**. The in-orbit data (temperature etc.), the record of defects that occurred in orbit, the list of the parts installed, etc. are considered as high demand, so the willingness to share such data with other projects is desired.

10. Sustainability of University built Satellite Program

10.1 Viewpoint as a Program

The approach to improve the satellite bus and mission equipment as a series of programs rather than as an individual satellite project is important. To achieve excellent results as the satellite program consistently, building up the lessons, knowledge, and knowhow obtained and in what form should be fully considered. There is no definite answer in the case of the university-built satellite, depending on the conditions of individual university, professors, etc. but it is desirable that persons with actual experience of the project process continue to serve in subsequent projects, in addition to recording the lessons in documentation. This does not apply to the students due to graduation in the case of the university-built satellite. The lessons should be inherited by the professors and staff. Even in the case of staff, there are issues to be considered such as the funding to continue employment, tenure according to the university rules, or career advancement as a researcher in the case of a postdoctoral fellow. When the lessons are inherited by the professor, **it is necessary that such professor continues to engage in satellite projects as a program director.**

As an alternative method by which the lessons are inherited by a group of students, it is possible that senior students convey lessons to junior students based on the results of operation in preceding projects by overlapping multiple satellite projects for respective grades that are advanced simultaneously. This is a method **to retain experience as collective intelligence.** However, this method will require day-to-day management of funding and the professors are required to make every effort to acquire the necessary funds.

To construct a sustainable system to inherit lessons will be difficult in an organization where only the students are directly assigned to a responsible professor, because such organization will impose excessive burden to the professor. The organization where the postdoctoral students and assistant professors support the project as middle echelon members is desired, but **a system where junior researchers can build up their academic career** is required. When the technology is fully grown after experiencing a number of orbital operations, an approach whereby the results of the projects are returned to society is desired by transferring the design and knowhow to enterprise, such as by making them available as opensource.

10.2 Strengthening the Research Base in University

The university is “an aggregate of private businesses” in nature. The university-built satellite projects are run as a laboratory project of the responsible professor in many cases. **To make the satellite project continue as a research program and steadily obtain outcome, support from the university management is required.** But support from the university will require a return to the university. For that reason, the professors may be asked by the university to do work what they do not want to do or are not proficient in. If you do not want to do such work, the idea to make the university a project sponsor should be abandoned and enterprise(s) outside the university as a sponsor should be sought.

When support from the university is sought, the university-built satellite can be used as the item to draw the attention of candidates, but when the value of the project is limited to such effect, support from the university will be limited. The effectiveness toward education, research activities of the university, or both must be demonstrated. This is relatively easy for educational activities. In recent education provided by

faculty of engineering, the design capability and incorporation of Project Based Learning (PBL) are required as prompted by JABEE. (Note: This is the case of Japan. JABEE stands for Japan Accreditation Board for Engineering Education.) In a bachelor course of education, learning from a wide perspective is required in addition to learning by specializing in specific fields. Particularly, in the department related to space engineering, systems engineering is one of the most important subjects, and practical training in addition to learning by lecture is required. The satellite project is the subject best fit for such purpose, and it will not be difficult to award credits to a student who participates in the satellite project. When the satellite project is included in the curriculum, support from the university will be obtained continuously. But it should be noted that the amount of funding granted by the university will not be large enough. Support from the university should be considered as a chance from which a satellite project can grow out from the personal project of the professors.

When you consider more widely expanding the satellite project in the university, coordination between professors' laboratories cannot be avoided. It is one step forward from **the project of Professor XX to the project of Professors XX, YY, and so on**. Coordination between professors' laboratories is expected to have positive effects such as diversification of team members, increase in expertise within the team owing to the increased number of professors, diversification of the satellite mission (this is remarkable when coordination is established between professors in science and engineering), the increase of chances to obtain funding from outside, etc. There is also the associated risk that may arise of possible inconsistency between the students when the students become aware of the walls existing between different laboratories. To solve such problem, daily cooperation between professors is necessary. With respect to cooperation between laboratories, this is true not only with professors in space sciences (installation of scientific observation equipment, etc.), but should also be considered in use of the data from the satellite. In particular, as a pilot project using the team's own satellite in the fields of IoT and AI may draw the attention of professors who are interested in data analysis but may not be interested in building a satellite, active cooperation may become possible.

10.3 Funding of Project

Even if the research base in the university is established, it is very rare that funding sufficient to continue the making and launch of the satellites is provided by the university. The team needs to acquire the funds necessary to continue such program, but such funding should be **achieved by the efforts of individual professors**. It is recommended that a funding plan have adequate allowance because expenses will easily increase due to factors that cannot be estimated at the start of the project (repair of purchased parts, purchase of additional parts, etc.). As continuity of the program cannot be guaranteed when the program relies only on KAKENHI (Grant-in-Aid for Scientific Research, a competitive government research funding aimed at mostly university professors) or other competitive research funding from the Government, it is important to acquire multiple funding sources. While adequate funding should be acquired, the design of the satellite bus should be a type that can be purchased at low cost.

10.4 Cooperation with Outside Organizations

Cooperation with outside organizations or persons is essential for continuing the

construction of satellites as a program. It is important to maintain good relationships with companies who supply key components. Needless to say, the project team should also have a good relationship with the community of amateur radio operators and JAXA.

Cooperation with other universities and outside research institutes, as well as cooperation with other laboratories in your university, brings many benefits when you want to expand the program. **Cooperation with organizations outside Japan is especially beneficial because students can experience international projects.** You will be able to learn matters such as finding out the needs of satellite use in other countries in planning the satellite mission. Physical distance and difference in time may become a problem in cooperation with foreign organizations, but simultaneous development of the satellite bus in your country and development of the mission payload outside your country, with such payload being assembled in the satellite bus in your country for delivery of the satellite will be possible when the interface between the satellite bus and the mission payload is clearly defined, and such project has actually been made. In a cooperative project with an foreign organization, the requirement for paperwork under the Security Export Control (different terms may be used in different countries) must be confirmed, and when publicly known technology (information available in open source) is not used, very careful checking is required. Nowadays, many universities have a department that specially handles the security export control matters, and contact with such department in advance is strongly recommended.

References

- [1] “Definition and Requirements of Small Satellites Seeking Low-Cost and Fast-Delivery”, Edited by Mengu Cho and Filippo Graziani, International Academy of Astronautics, 2017, Code ISBN/EAN IAA: 978-2-917761-59-5
- [2] Michael Swartwout, Clay Jayne, University-Class Spacecraft by the Numbers: Success, Failure, Debris. (But Mostly Success.), 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2016
- [3] “Lessons Learned Case Analysis for Micro/Nano satellite Mission Success”, University Space Engineering Consortium, JAXA-CR-21-002, JAXA, 2021 (in Japanese)
- [4] Toyota Production System, Taichi Ohno, Productivity Press, 1988, ISBN 9780915299140
- [5] Manual for International Frequency Coordination Procedures for Small Satellites, (In Japanese)
<https://www.tele.soumu.go.jp/resource/j/freq/process/freqint/001.pdf>
- [6] JBDB-08012D “Success Criteria Making Guideline”, JAXA Chief Engineer Office, January, 2018 (in Japanese)
- [7] JX-ESPC-101133-D , “JEM Payload Accommodation Handbook, Vol.8, Small Satellite Deployment Interface Control Document”, Revision D, July 2020.
https://humans-in-space.jaxa.jp/kibouser/library/item/jx-esp_8d-d1_en.pdf
- [8] ISO-19683 “Space Systems – Design qualification and acceptance tests for small spacecraft and units”, 2017.07