

アマチュア衛星通信技術実証衛星「NEXUS」の開発とその評価

Development and Evaluation of

Amateur Satellite Communication Technology Demonstration Satellite “NEXUS”

宮崎・山崎研究室

Miyazaki-Yamazaki Laboratory

中村涼太

Ryota Nakamura

The 1U CubeSat “NEXUS” demonstrates the amateur satellite communication technology with four mission transmitters and a bus transmitter. NEXUS was launched in January 2019 and has finished the initial operation. NEXUS has seven missions and four of them has been completed so far. In this paper, the development process and the operation of NEXUS are reviewed, and the lessons learned are summarized. Finally, the major factor of the success of CubeSat developed by university students is investigated and the suggestions are given for development and operation of CubeSat in university.

1. 序論

1.1. 衛星概要

アマチュア衛星通信技術実証衛星「NEXUS」^{[1][2]}は、JAXA の「革新的衛星技術実証1号機^[3]」に採択され、2019年1月18日に内之浦宇宙空間観測所からイプシロンロケット4号機にて打上げられた。NEXUSは1U(10cm立方)サイズで質量が約1.3kgのCubeSatであり、著者らの研究室にとっては4機目の超小型人工衛星である。NEXUSの外観と構体を除いた3D CADをFig.1に示す。

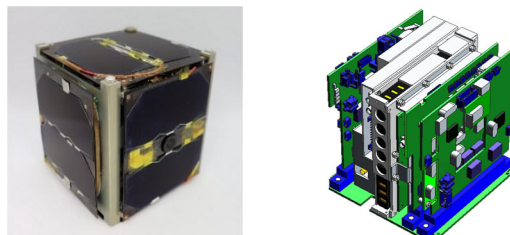


Fig.1 NEXUS(Left : Overview, Right : 3D CAD)

NEXUSには、Fig.2に示す① $\pi/4$ shift QPSK 送信機、②FSK 送信機、③リニアトランスポンダの3つのミッション通信機、小型カメラシステム(N-CAM)を含む4つのミッション機器が搭載されており、これら4つのミッション機器の宇宙実証をメインミッションとしている。

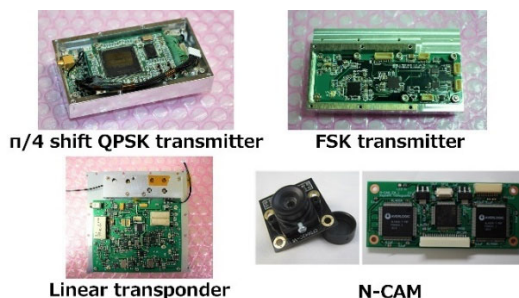


Fig.2 Mission components

1.2. 運用状況

NEXUSのサクセスクライテリアをTable 1に示す。現在、初期運用としている、衛星システム全体およびミッション機器の動作確認が終了しており、ミニマムサクセスの全項目とフルサクセスの半分の項目まで達成できている。N-CAMの実用性実証のために撮影したカメラ画像(JPEG形式、解像度2592×1944)をFig.3に示す。

Table 1 Success Criteria

Success Level	Mission Contents	Achievement Status
Minimum Success	$\pi/4$ shift QPSK 送信機の動作実証	○
	FSK 送信機の動作実証	○
Full Success	$\pi/4$ shift QPSK 送信機の実用性実証	—
	FSK 送信機の実用性実証	—
	リニアトランスポンダの動作実証	○
	N-CAMの実用性実証	○
Extra Success	高度約500kmにおける145MHz帯電界強度マップ作成	—



Fig.3 Shot image of N-CAM

当初の計画よりも早いペースで、極めて順調に運用は進んでいる。今後は、各ミッション機器の実用性実証を中心に運用を進めていく予定である。

1.3. 開発の特徴

2016年5月から始動したNEXUSの衛星開発プロジェクトは、2017年3月にJAXAの「革新的衛星技術実証1号機^[3]」に選定されてから本格化し、JAXAにNEXUS引渡しを行った2018年9月までの約2年半で開発が行われた。研究室の開発メンバーは主に、本物の衛星開発の経験はないが、大学1年次にCanSat開発を経験した上級生と大学1、2年次にHEPTA-Satトレーニング^[4]を経験した下級生で構成されている。開発期間中に2回ほど世代交代があったが、どの期間も約10人前後のメンバーで開発を進めてきた。

今までに著者らの研究室では、Fig.4に示すSEEDS^[5]、SEEDS-II^[6]、SPROUT^[7]と超小型人工衛星の開発をしてきたが、外部の方々との共同開発はNEXUSが初である。N-CAMを含むバスシステムは日大で開発し、3つのミッション通信機のうちリニアトランスポンダとFSK送信機はJAMSATの方々に、

$\pi/4$ shift QPSK 送信機は株式会社アドニクスにそれぞれ開発していただいた。



Fig.4 Development Satellite of Laboratory

2. 衛星開発の考察

この節では、NEXUS の開発および現時点までの運用から得られた lessons learned をまとめる。まず、2.1 節では NEXUS が成功した要因について開発過程を振り返りつつ考察する。次に、2.2 節ではバスシステムの開発で苦労した点、それらが運用にどのように繋がったかについて、2.3 節では運用を通じて重要性を認識したこと、それらを踏まえて打上げ前にすべきだったことについてそれぞれ考察する。また、2.4 節では本物の衛星開発を経験したからこそわかったこと、感じたことについて述べる。最後に、2.5 節では今後、大学の研究室で CubeSat を開発する際に NEXUS 開発から得られた経験をどのように生かせるかについて考察する。

2.1. 成功要因

NEXUS は、イブシロンロケット 4 号機から無事に分離し、1.2 節で述べた通り現在も軌道上での正常な動作が確認できている。すべてのミッションを達成したわけではないため、真の成功と言うにはまだ早いかもしれないが、搭載している機器の最低限の動作検証は達成できており、NEXUS が「宇宙で動くもの」であることを証明できた。本物の衛星開発を経験したことがないメンバーで、実質 2 年に満たない開発期間でなぜ衛星開発を成功させることができたのか、この節ではその主な 6 つの要因について考察していく。

1 つ目の要因は、仕様書を作成し、ミッション要求からシステム要求、個々のコンポーネントへの要求へと要求を細分化・整理し、それらの満たすためのコンポーネント試験を十分に行ったことである。NEXUS の電源系では、ロケット側からの打上げ要求、ミッション系からの要求、およびバス系からの要求を満たすために各開発段階を通じて多くの時間をコンポーネント試験に費やしてきた。特に、BBM 開発段階では、宇宙で想定される温度範囲・真空環境下においてミッション通信機およびバスシステムに常に安定した電圧を供給するために、レギュレータの選定試験および性能試験に注力してきた。具体的には、レギュレータ本体でのロスとレギュレータまわりの回路に用いるダイオードでのロスをいかに少なくするか、スパイクノイズを除去してソフトスタートを実現できるか、レギュレータが供給する電圧の振幅をどれだけ抑えられるかなどの課題を解決するために試験を行い、最終的には周辺ノイズによる影響を除いて 10mV_{pp} 以下の誤差で電源を供給できるようにし、電力収支が十分にとれたシステムとすることができた。その結果、NEXUS は軌道上でも安定した電源供給ができており、といえる。参考までに、レギュレータを介す前のバッテリー電圧を

電源投入から約 3 週間プロットしたものを Fig.5 に示す。これより、安定して 3.9V 以上を供給できていることがわかる。また、初期センシングデータから得られたバッテリー温度とバス電流の関係を Fig.6 に示す。ここで、バス電流とは日陰時はバッテリーから供給される電流、日照時はバッテリーおよび太陽電池セルから供給される電流を意味する。Fig.6 より、バッテリー温度の周期は軌道周期（約 90 分）とほぼ一致し、電源系のプログラムによりバッテリー温度が 0 度以下になるとヒーターの電源が入りバス電流が上昇していることがわかる。

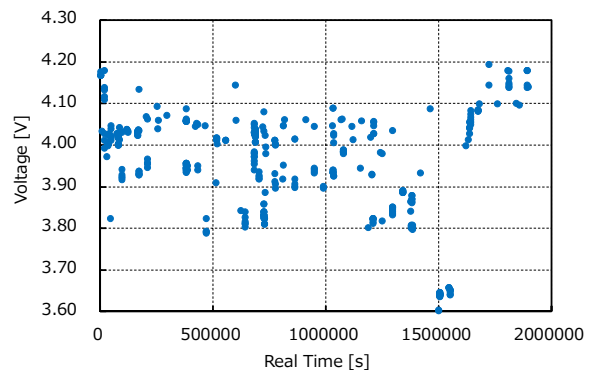


Fig.5 Bus Voltage

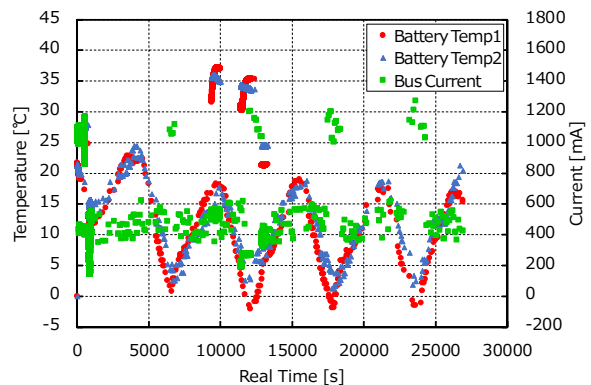


Fig.6 Battery Temperature and Power Current

2 つ目の要因は、絶対に誤動作を避けたいロケット打上げから初期シーケンスまでの動作確認の試験を十分に行ったことである。通常、ロケット側の打上げ要求のもと、EM および FM で振動試験と衝撃試験を実施するが、今回は FM 開発で使用するバッテリーの健全性を示すために、EM 開発と FM 開発の間で EM 構体に FM バッテリーを搭載したもので振動試験および衝撃試験を行った。また、EM 自体、試験の手順等もあり、試験を 2 回実施した。これらの理由により、NEXUS では FM 開発前に環境試験を通常よりも多く実施し、そこで得た不安要素等を FM に反映できた。途中、試験機器側のシステムトラブルで要求値以上の負荷を衛星にかけてしまうこともあったが、多くの試験を行う中で最終的には超小型人工衛星用分離機構 (POD) への収納、分離検知スイッチの動作、各システムの正常な動作の確認が取れたことは開発メンバーの自信にもつながった。衛星放出後は、アンテナ展開の処理に入る。安全審査の要求を満たしながら限られた狭いスペースでアンテナを収納することにはかなり苦労したが、アンテナ展開で失敗することはないという意識のもと、これなら絶対に展開すると

いう結果が得られるまで試行錯誤し、最終的に5回連続で展開が成功するまでアンテナ収納および展開試験を行った。初期センシングデータから得られた、NEXUS が分離機構から放出され電源投入からの角速度データを Fig.7 に示す。打ち上げ後のシーケンスでは、電源投入から約 910 秒後にニクロム線の加熱が開始され、5 秒加熱 5 秒待機の処理が 4 回繰り返される。Fig.7 より、約 920 秒で角速度が一時的に増加し、この時にアンテナ展開に成功したことが確認できる。アンテナ展開後は、初期センシングおよび初期アップリンクの処理、バスシステムの通信ラインのチェックを行う。システム統合試験では、これらの処理を含む初期シーケンスも完全な状態で 2 度、部分的には何度となく繰り返し行い、搭載マイコンのタイマー調整やマイコンの内部 ROM および外付け ROM への書き込みなどに問題がないか入念に確認してきた。以上の試験を通して、予期せぬトラブルが起きなければ NEXUS は初期シーケンスで絶対に失敗することはないという状態にまで仕上げることができ、成功の一因になったのではないかと考えられる。

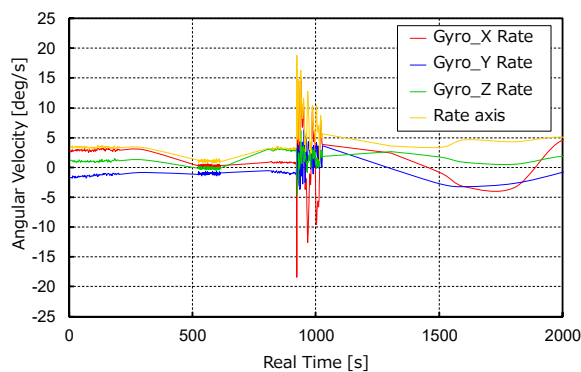


Fig.7 Angular Velocity in the Initial Sensing Data

3 つ目の要因は、外部の方々から多くの技術的アドバイスをいただきながら開発を進められたことである。1 つ目の要因で述べた電源系のコンポーネント試験は、技術的な知識が足りないことから私たちのみで行うことは困難であった。しかし、JAMSAT の方々から電子部品に関する知識や試験方法についてのアドバイスをいただくことで、技術・技能を養いながら開発を進めることができ、ほしい試験結果も得ることができた。これに限らず、アンテナ利得試験やインピーダンスマッチング、通信試験において JAMSAT および株式会社アドニクスの方々から多くのアドバイスをいただきながら、通信機とアンテナのパラメータを決定できたことは成功の要因につながったと考えられる。

4 つ目の要因は、開発メンバー一人ひとりが衛星全体のことを知ろうとすることである。はじめは、自分の担当システムで手一杯となるかもしれないが、開発を進めていくうちに他のシステム、さらには衛星全体にまで視野を広げて開発内容、現状、問題点を把握することが必要とされる。あらゆる議題に対するメンバー間の議論に厚みをつけ、抜けのない開発するためには必要不可欠なことである。開発メンバー全員が「1 人で CubeSat を開発できるか？」という問いかけを常に自分自身にしながら、多少の波はあったかもしれないが高いモチベーションで開発を進められたことが成功の要因になったと考えられる。

5 つ目の要因は、プロジェクトマネージャー(PM)である。NEXUS 開発プロジェクトでは、代々 PM を担当した先輩方はメンバーの誰よりも衛星のことを考えながら、最低限ここまで仕上げるというラインをしっかりと見極めプロジェクト全体を引っ張ってくれた。それを見ている他のメンバーも開発中に生じる課題に対して限られた時間内で最適解を出すことに努めることができた。相当な覚悟と責任をもって、継続的に、これらの仕事を担当してくれた PM の存在は成功の大きな要因になったと考えられる。

6 つ目の要因は、打上げ前に確実な運用準備が行えたことである。はじめに地上にある NEXUS の EM で地上局ハードウェアおよびソフトウェアの動作確認を行った。機器類の調整を行いながら、ソフトウェアのバグおよび他に必要な機能がないかの洗い出し、新たに作ったセットコマンドは NEXUS に実装した FM プログラムで上手く機能するかについて確認した。次に宇宙の軌道上で動作中の SEEDS-II で動作確認を行いながら、運用時操作チェックリストをもとに地上局の操作方法をメンバーで共有しながら運用練習を行った。打上げ前に地上局として最低限ここまで準備するというラインを決めて、動作するものを上手く利用しながら運用練習が行えたことは成功の大きな要因になったと考えられる。

2.2. 開発に関して

バスシステム開発で特に苦労した 4 つの点について述べる。

1 点目は、2.1 節で述べた電源系コンポーネント試験および電源系の回路設計である。要求値を満たす結果が得られるまで試行錯誤しながら試験を行ってきた。また、今まで研究室の衛星開発で使われてきた電源系の回路を NEXUS 用に組み直し、EM 開発終盤まで回路の改善案を練ってきた。その結果、運用ではバス電圧の安定した電源状態が確認できており、各システムの安定した動作にもつながっていることが考えられる。

2 点目は、温度センサの較正である。NEXUS では、EM 開発段階での熱真空試験と恒温槽試験にて温度センサの較正を行った。長時間試験を行い、適切な較正値を求めることには苦労したが、運用では信頼できるセンサデータとして衛星の状態および運用内容を決定するための判断材料となっている。

3 点目は、小型カメラシステムの新規開発である。カメラモジュールとマイコンの選定、それらを動かすための基板作成、開発環境構築およびソフトウェア開発を一から行った。新規選定したカメラモジュールとマイコンは高機能が故に、設定できるパラメータが多く開発には苦労したが、時間をかけながら着実に動作確認および統合試験を行ってきた。運用では、地球の撮影に成功しており今後の技術利用に十分期待できる。

4 点目は、C&DH(Command & Data Handling)とバス送信機およびミッション機器との統合試験である。C&DH は、バス送信機と N-CAM 以外に、ミッション通信機とのインターフェイスを外部の方々と入念に調整しながら基板製作およびソフトウェア開発を行ってきた。各システム間において、スムーズで確実なデータのやり取りおよび処理を行うために、統合試験でのデバック作業には多くの時間を費やしてきた。その結果、運用では問題なく C&DH とバス送信機およびミッション機器とのデータのやり取りおよびその処理、ミッション通信機の切

替ができています。

2.3. 運用に関して

まず、運用中に起きた3つの問題（ミス）について述べる。

1つ目の問題（ミス）は、NEXUSからCW送信しているはずが、地上局ではCW受信できず、受信報告でもNEXUSからは何も信号なしという報告を受け混乱を招いたことである。この原因は2点あった。CWと同じ周波数帯のパス送信機を用いる際にセットコマンドの頭にはCWを停波させるコマンドを入れ、最後にはCWを再開させるコマンドを入れるようにしていたが、このときはCWを再開させるコマンドを入れ忘れていたことが1点目の原因である。また、この運用の直前まで地上局とEMを用いた動作確認をしており、地上局機器の設定値を変更していたことが2点目の原因である。

2つ目の問題（バグ）は、受信コマンド処理を担うFMR(Flight Management Receiver)がコマンド受信後にそのコマンドに割り当てられた処理を何秒後に実行するかを決定する実行時間がプログラムの変数定義のミスで予想よりも少ない時間までしか設定できなかったことである。この問題は、実行時間を9時間という長時間に設定した際に発覚した。

3つ目の問題は、衛星の角速度の増加である。Fig.8にNEXUSの角速度データの履歴を示す。Fig.7から分離機放出時は約3.5 [deg/s]であった角速度が、Fig.8の通り現在は約30 [deg/s]まで増加している。角速度の増減と運用内容および各センサデータとの相関を取り、考察を進めているが、はっきりとした原因はまだ特定できていない。

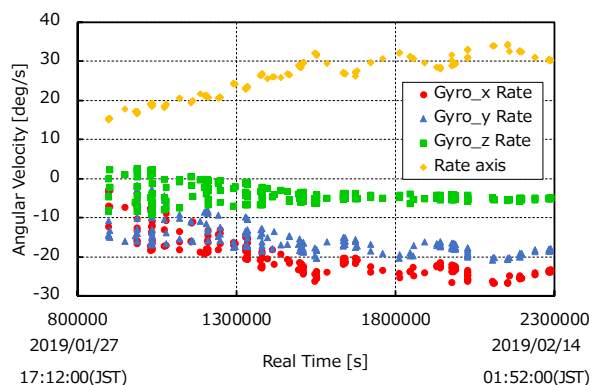


Fig.8 Angular Velocity History

以上3点の問題（ミス）を踏まえて、打上げ前にすべきだったことについて考察する。1点目の問題では、人為的なミスが顕著に表れてしまった。運用準備の段階では地上局ソフトに最低限の機能を実装したつもりであったが、セットコマンド作成を手動選択することの危険性や運用時操作チェックリストの項目漏れが浮き彫りとなった。セットコマンド作成に関しては、なるべくプログラムで自動化を図ることが必要であり、機器類の設定値確認に関しては、環境試験のときから指摘されていた試験手順項目を詳細に洗い出すことが不足していた。また、2点目の問題ではプログラムの確認不足の他に長期運用試験を十分に行えなかったことも原因に挙げられる。運用時に長期的なデータ収集を考えると、少しでも長期運用試験のために時間を確保することを大事にしたかった。最後に、3点目の問題では打上前から残留磁気による角速度の増加や太陽電池セルの

貼り方についての話題は出ていたが、これらの対策は残りのタスクを考慮すると優先度が低く十分な対策をしないまま引渡すことになってしまった。NEXUSは、姿勢制御系を搭載していないため、もう少し開発期間に余裕が持てればこれらの対策を施したかった。今後も角速度の監視と原因の特定については行っていく予定である。

2.4. 衛星開発を通して

昨今は、1UサイズのCubeSatくらい宇宙で動くものが作れて当たり前と言われるかもしれないが、年々超小型人工衛星のロケットでの打上げ数が増加する中、すべての衛星が成功しているわけではない。実際に本物の衛星開発を経験して、抽象的な表現となってしまうがちゃんとしたものを作れば宇宙でも成功することがわかった。そのためには、開発する上で当たり前のことを1つ1つ確実にこなし、まずは地上で動くことを確認することが重要である。ただ、この当たり前のことを考え出すこと、試験で確認することがなかなか難しいし、ある一定レベルを超えたモチベーションを持続できるメンバーが揃わないとそもそもプロジェクトが成り立たないこともわかった。

2.5. 研究室レベルでの今後のCubeSat開発

今後、大学研究室レベルのCubeSatは、外部からコンポーネントを購入してきてそれらを統合する方式で開発が行われるであろう。NEXUSで実証したバス系とミッション系との外部インターフェースの決定方法やデータ送受信の要となる通信機技術、ミッション系の状態を監視するために必要な小型カメラ技術、バス系のデバック技術等を公開することで、今後の大学衛星の開発に寄与できると考える。

3. 結論

NEXUSは打ち上がって間がないため、軌道上データの解析を含む考察がまだできていないが、今後の運用を通じて、詳細に解析し、NEXUSの設計・運用手法を定量的・客観的に評価していきたい。

参考文献

- [1] Tomohiro Suzuki, Yasuyuki Miyazaki, Kan Fukai, Demonstration of amateur radio technology using a Cubesat 7th Nano-Satellite symposium and 4th UNISEC-Global Meeting, pp.1-6, 2016.
- [2] 山口清, 鈴木智大, 宮崎康行, 次世代アマチュア衛星通信技術実証「NEXUS」, スペース・エンジニアリング・コンファレンス講演論集, 2016.5 巻, pp.1-5, 2016.
- [3] 山田晃一郎, 日本大学 NEXUS 開発 Project チーム, 宮崎康行, アマチュア通信技術実証衛星「NEXUS」の打上げ準備状況, 第62回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2018-1F22, pp.1-6, 2018.
- [4] 高橋康之, 高井元, 遠藤美穂, 鷲谷正史, 香河英史, 革新的衛星技術実証1号機の概要, 第61回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2017-4492, pp.1-6, 2017.
- [5] Masahiko Yamazaki, Space Systems Engineering Education by Providing Hands-on Practices Using Pico-Satellite Training Kit, Small Satellite Conference, SSC16-XIII-6, pp.1-7, 2016.
- [6] 宮崎康行, 日本大学小型人工衛星 SEEDS の開発, 日本機械学会誌, Vol.109, No.1009, pp.301, 2006. 6
- [7] 山崎政彦, 荒木友太, 有田公輔, 宮崎康行, 松原一雄, 中村義隆, 日本大学における超小型人工衛星 SEEDS および SPROUT の開発, 電子情報通信学会技術研究報告, Vol.107, No.497, pp.23-28, 2008.