

A Decision-Making Methodology for Lean Satellite Assembly-Integration-Testing Programs Management

著者	Faure Pauline Louise
year	2017-06-30
その他のタイトル	超小型衛星の組立て統合試験プログラム管理における意思決定方法に関する研究
学位授与番号	17104甲工第438号
URL	http://hdl.handle.net/10228/00006361

氏名	FAURE Pauline Louise (フランス)
学位の種類	博士 (工学)
学位記番号	工博甲第 4 3 8 号
学位授与の日付	平成 2 9 年 6 月 3 0 日
学位授与の条件	学位規則第 4 条第 1 項該当
学位論文題目	A Decision-Making Methodology for Lean Satellite Assembly-Integration-Testing Programs Management (超小型衛星の組立て統合試験プログラム管理における 意思決定方法に関する研究)
論文審査委員	主 査 教 授 赤星 保浩 " 米本 浩一 " 趙 孟佑 主 査 北澤 幸人 (株式会社 IHI)

学 位 論 文 内 容 の 要 旨

Since 2014, the Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering is studying how the lean manufacturing concepts could be implemented into satellite design, development, and assembly-integration-test processes. The actual definition of a “lean satellite” and the associated requirements to qualify as a “lean satellite” are an undergoing work by the International Academy of Astronautics, but a “lean satellite” can be described as a non-traditional, risk-taking satellite that aims to provide value to the customer and whose development philosophy is driven by fast delivery and low cost.

Data from the investigation of non-traditional satellites on-orbit performance show that these satellites present the highest rate of infant mortality, which points out that testing of non-traditional satellites prior to launch is insufficient. Moreover, the data also indicate that most of non-traditional satellites fail to achieve full mission success, which signifies that no satisfactory value is provided to the customer. From these two main problems, it is clear that infant mortality should be prevented. To achieve this, it is essential to identify culprit sub-systems and improve the testing strategy prior to the satellite launch in order to ensure lean concepts of low cost, fast delivery, and value.

The research’s objectives were defined as follows to address the aforementioned problematic: 1) assess multi-criteria critical to lean satellite

assembly-integration-testing programs management; 2) demonstrate lean satellite can provide better value to customers through the adoption of proper ground-based testing strategy; 3) serve as guidance to current and future lean satellite developers and managers.

The research was separated in a two-step action plan to achieve the previously stated objectives. The first step consisted in using HORYU-IV project to gather, during testing phases, actual data on the number of failures, occurrence of failures, and type of failures. From the collected data, evolution of the number of failures over the testing phases, system reliability evolution, and failures taxonomy could be studied. The second step consisted in carrying out simulations to study satellite reliability evolution after launch depending on the testing time. Moreover, based on HORYU-IV financial data, the evolutions of the cost over the different testing phases and over the overall project schedule were studied.

From the experimental data analysis, it appeared that most failures are discovered during the early stage of testing and that the failures drivers were the on-board computer, the electrical power sub-system, the communication sub-system, and interfaces between sub-systems. Regarding the study of the satellite reliability evolution, it was observed that testing improved by nearly 40% the reliability of the bus sub-systems between the initial and last development phase. In the simulations, different assembly, integration, and testing processes as well as different failure modes and failure criticality levels were defined and the results obtained are in agreement with the experimental data. The simulations also show that though increasing greatly the testing time will indeed increase the reliability after launch, it will also drive consequent schedule delay and cost overruns. However, a mild increase of the testing time will greatly improve reliability after launch, i.e. help preventing infant mortality, without impeding much the program schedule or cost constraints. Overall, the research results point out that even for a lean satellite program with hard constraints, it is beneficial to carry out testing for an optimum amount of time to prevent infant mortality, ensure satellite minimum success is achieved, and consequently provide value to the customer.

The research outcomes are intended to be used as guidance by lean satellite program developers and managers for better planning of testing and resources allocation to develop more valuable lean satellite systems at a low cost and within a short development time. The results presented in this research are the first openly available data, which gathered information on satellite failures while performing assembly-integration-testing processes prior to launch and only one case study

could be investigated. This is a good starting point to draft trends, it is however insufficient to establish general and quantitative conclusions. Further data from different lean satellite programs should therefore be gathered. To achieve this, several ideas are proposed as research outlook such as the establishment of a “failures track sheet” and “LeanSat community” lessons learned database.

学位論文審査の結果の要旨

通常の人工衛星（観測衛星、通信衛星、気象衛星など）では、開発期間が約10年、運用期間が10～15年、開発コストが数百億円であるのに対して、近年注目されている超小型衛星では開発期間が2～3年、運用期間が1～5年、開発コストが数億円であり、アイデア立案からミッション完了までの期間が非常に短く、低コストであることが特徴である。一方で、これまで打ち上げられた超小型衛星の約半数近くが何らかのトラブルに見舞われ、ミッションの完全達成に至っていないという現実がある。このような背景、ならびに、本学で開発し宇宙航空研究開発機構の協力のもと打上げた鳳龍式号／四号で得られた知見をもとに、本研究では鳳龍四号の開発期間の大半を占めた”組立て統合試験(Assembly-Integration-Testing, 以下 AIT)プロセス”に着目し、超小型衛星の信頼性向上に向けて、「組立て統合試験プログラム管理における意思決定方法」を論じている。

第1章では、超小型衛星が抱える問題点の指摘ならびに本論文の論文構成について述べている。

第2章では、超小型衛星の英語訳として20年近く使われてきた”Small Satellite”に対して、2014年に”Lean Satellite”が超小型衛星コミュニティで採択された経緯等を述べている。最近IT系企業から提案されているOne Web, Planet Labなどのメガ・コンステレーション（星座のように多数の超小型衛星を軌道上に配置）計画を紹介し、超小型衛星の信頼性向上が急務であることを言及している。そこで、本研究では信頼性を向上させるため、3つのPI2アクションプラン（Prevent infant mortality, Identify culprit sub-systems, Improve testing strategy）を提唱している。

第3章では、鳳龍四号プロジェクト全体の概要ならびに収集した評価試験データについて述べた後、大きく分けて7つの評価プロセス（電気特性評価、構造組立、組立後電気特性評価、熱試験、プラズマ環境試験、ソフトウェア機能評価、ミッションシミュレーション試験）について構築した信頼性評価モデルの詳細を述べている。さらにこの評価モデルの具体的なシミュレーションアルゴリズムを示すとともに、5段階の不具合判定基準について論じている。

第4章では、評価試験フェーズを3つ（Engineering Model1(EM1), Engineering Model2(EM2), Flight Model(FM)）に分け、鳳龍四号の累積不具合数履歴、ならびに前

章で構築した信頼性評価モデルのシミュレーション結果を示している。EM1 の試験初期段階で不具合の約半数が発生し、EM2 の試験初期段階で不具合の 2/3 が占めることを示し、このように初期段階で多数の不具合が発生する要因について論じている。また、シミュレーションにおいて各 AIT 試験時間を 20 時間から 200 時間に増大させると、打上げ後 1 ヶ月後の信頼性は 1.1 倍と飛躍的に向上するが、同時に開発期間も長くなり、全体コストも 8.6% 上昇することを示している。鳳龍四号の場合、AIT 試験時間を 50 時間に設定することが適切であったことを示している。このように信頼性の確保しつつ、超小型衛星としての機動性の良さを失わないためには、適切な試験時間の設定が必要であることを述べている。

第 5 章では、前章までに構築した信頼性評価モデルを鳳龍四号以外の超小型衛星開発プロジェクトに適用するため、“failures track sheet” の提案を行っており、超小型衛星コミュニティにおいてこのような failures track sheet の蓄積が重要であることを論じている。

第 6 章は、最終章であり、各章での結論を整理するとともに、本論文全体のまとめを述べている。

以上のように本研究では、近年急速に拡大しつつある超小型衛星分野において、鳳龍四号の開発を具体例として取り上げ、「組立て統合試験プログラム管理における意思決定方法」を提案しており、failures track sheet を新たに提唱するなど超小型衛星の信頼性向上に一石を投じる研究であり、宇宙工学分野の新たな 1 ページを開拓するような研究と言え、博士学位論文として十分であると判定された。

また、審査委員会および公聴会における出席者からは、Lean Satellite の定義、統合試験における不具合発生要因、研究の新規性、信頼性評価シミュレーションのアルゴリズムなど数多くの質問がなされたが、いずれも適切に回答し、質問者の理解が得られた。

以上により、論文調査及び最終試験の結果に基づき、審査委員会において慎重に審査した結果、本論文が、博士（工学）の学位に十分値するものであると判断した。