



Sudan University of Science and Technology  
College of Graduate Studies  
Mechanical Engineering



## Design and Analysis of a Microsatellite Structure in low-earth Orbit

تصميم وتحليل هيكل قمر اصطناعي صغير في المدارات القريبة

a thesis Submitted in Partial fulfilment of the Requirements for  
the Degree of Master of Science in Mechanical  
Engineering(Production)

Prepared by:

Ahmed Taha Abdelsalam

Supervised by:

Dr. Hassan Osman Ali

May 2017

## **Abstract**

aerospace is one of the most developed science all over the world and it is not exclusive to the developed countries. In a country like Sudan with extended boundaries, huge internal resources never profited from this technology. There are numerous security problems represent some challenges. The main objective of this study is to design a small microsatellite structure to solve and control those types of problems.

Microsatellite structure was modelled using SOLIDWORKS then the structure subjected to static test to obtain the stresses and the deformations the occurred due the internal components then it followed by dynamic test which contain modal test in free- free constrain for recognition of natural frequency for avoiding resonance phenomena and to get the mode shape and fixed-free which stimulate launching environment. Random vibration was performed using polar satellite launch vehicle requirements and obtain the stresses and deformations due the vibration loads. All tests performed using ANSYS program.

Microsatellite mechanical structure was modelled with dimension 250mm\*250mm\*267mm. analyzed using FEA, on static analysis component weight regarded as loads in the ground environment, stresses and deformation obtained with maximum values of 33.153 MPa and 0.388 mm respectively. Occurred on rack hole for Von Mises stress and on the mid of third tray for deformation. On dynamic analysis modal test and random vibration were performed. modal test results are frequencies lay on the range of 112 Hz to 302 Hz which are acceptable with PSLV launcher. random vibration test was performed to determine the response of structures. Maximum stress and deformation obtained was 11.601 MPa and 0.09361 mm respectively.

## المستخلص

يعتبر علم الفضاء من العلوم الاكثر تطوراً في الآونة الاخيرة . دوله مثل السودان شاسعة و ممتدة الأطراف و غنية بالموارد الطبيعية إلا انها غير مستغلة بالوجه الأمثل حيث ان هنالك الكثير من العقبات و المشاكل الأمنية التي تمثل تحدياً للجهات المختصة. من هذا المنطلق كان الهدف من هذا البحث تصميم قمر اصطناعي صغير للمساعدة في وضع بعض الحلول لهذا النوع من المشاكل و توفير تقنية حديثة للتحكم والمراقبة من أجل الإدارة المثلى لموارد الدولة.

تم عمل نموذج للقمر الإصطناعي بإستخدام حزمة من برامج الرسم الهندسي (SOLIDWORKS) ثم أُتبع بعمل تحليلات إنشائية و دايناميكية للنموذج , يهدف التحليل الإنشائي للحصول على الإجهادات و الإنفعالات لهيكل القمر الإصطناعي و مواقعها بينما تهدف التحليلات الدايناميكية للحصول على الترددات الطبيعية و معامل الشكل للنموذج . بالحصول على الترددات الطبيعية نتجنب ظاهرة الرنين التي يمكن ان تحدث إذا تطابقت ترددات النموذج مع ترددات الصاروخ المستخدم لإطلاق القمر الاصطناعي. أُجري التحليل للنموذج بإستخدام برنامج التحليل (ANSYS).

تم تصميم هيكل لقمر إصناعي صغير مكون من اربعة طبقات . الأبعاد الخارجية للهيكل X250 X250 X 267 مليمتر. في التحليل الإنشائي أقصى إجهاد ناتج عن أوزان المكونات الداخلية للقمر  $10^6 \times 33.153$  باسكال و أقصى إنحراف 0.388 مليمتر في الطبقة الثالثة للقمر في ممر التوصيلات و التي تحمل أوزان منظومة التحكم. في التحليل الديناميكي وجدت الترددات الطبيعية في المدى من 112 الى 302 هيرتز و التي تتوافق مع متطلبات آلية إطلاق القمر الإصطناعي ( PSLV ) و تم تحليل للجهد الناتجة من الترددات العشوائية للصاروخ . وجد أقصى إجهاد و إنحراف لهيكل القمر الإصطناعي  $10^6 \times 11.601$  باسكال و 0.09361 مليمتر على التوالي .

## *Acknowledgements*

*I would like to express my sincere appreciation to my thesis advisor Dr.*

*Hassan Osman for his efforts, guidance, encouragement, and advice during this endeavor were invaluable to the success of this work. Also, I am thankful to Ceres center the computational facilities and great advices provided by them. Finally, I would like to express my gratitude to my family for their support, patience, and inspiration*

وَالشَّمْسُ تَجْرِي لِمُسْتَقَرٍّ لَهَا ۚ ذَٰلِكَ تَقْدِيرُ الْعَزِيزِ الْعَلِيمِ (38)  
وَالْقَمَرَ قَدَرْنَا مَنَازِلَ حَتَّىٰ عَادَ كَالْعُرْجُونِ الْقَدِيمِ (39) لَا  
الشَّمْسُ يَنْبَغِي لَهَا أَنْ تُدْرِكَ الْقَمَرَ وَلَا اللَّيْلُ سَابِقُ النَّهَارِ ۚ وَكُلُّ  
فِي فَلَكٍ يَسْبَحُونَ (40)

## Table of contents

<b>Topic</b>	<b>page</b>
Abstract	II
Acknowledgements	IV
Contents table	VI
list of tables	VII
list of figures	VIII
<b>Chapter one</b>	
1.1 Introduction	2
1.2 Research problem	3
1.3 Research objective	3
1.4 Scope	4
<b>Chapter Two</b>	
2.1 Introduction	6
2.2 Satellite Orbits	6
2.3 Satellites tasks	8
2.4 satellite subsystem	8
2.5 Design	13
2.6 launch vehicles	19
2.7 Polar Satellite Launch Vehicle	21
2.8 previous studies	20
<b>Chapter Three</b>	
3.1 Introduction	30
3.2 microsatellite hypothesis	30
3.3 microsatellite modelling	30
3.4 microsatellite analysis tests	31
<b>Chapter four</b>	
4.1 Introduction	37
4.2 Design of Microsatellite Model	37
4.3 Static Analysis	42
4.4 Modal analysis	44
4.5 Random vibration analysis	48
<b>Chapter five</b>	
5.1. Conclusion	52
5.2. Recommendations	53
<b>references</b>	54

## list of tables

table	page
2.1 satellite categories	7
2.2 the chemical elements percentage of aluminum 6061	15
4.1 microsatellite component's weight	41
4.2 microsatellite static stresses	44
4.3 frequency & deformation for the first six shape mode on different thickness	47
4.4 PSD values used in random vibration analysis	49

## list of figures

figure	page
2.1 Satellite electrical power system	9
2.2 Satellite on-board computer	9
2.3 different ADCS components	11
2.4 thermal force affecting on satellite	12
2.5 Satellite telecommunication system	12
2.6 propulsion in small satellite	13
2.7 mode shape analysis	16
2.8 the Delta II acoustic data	19
2.9 Launch vehicle and payload coordinate system	20
2.10 Integrated Primary and Auxiliary Satellites on PSLV inside clean room	22
2.11 satellite launcher interface	23
2.12 launch vehicle costs comparison	24
3.1 multi-degree of freedom assumed for microsatellite structure	33
3.2: Power Spectral Density	34
3.3 Research Operational Frame Work	35
4.1 the continuous updating in the model	38
4.2 microsatellite structure	39
4.3 microsatellite tray	39
4.4 microsatellite head	40
4.5 exploded view for microsatellite	40
4.6 model's loads and constrains	41
4.7 micro-satellite Von Mises stress	42
4.8 detail view for tray maximum stress	42
4.9 distribution of stresses along line X-X	43
4.10 micro-satellite deformation	44
4.11 natural frequency for free-free vibration	45
4.12 fixed/free satellite mode shape	46
4.13 mode shape and frequency trend for each thickness	47
4.14 mode shape and deformation trend for each thickness	48
4.15 micro-satellite Von Mises stress due random vibration in Y axis	49
4.16 micro-satellite displacement due random vibration	50