الآيـــــــة

قال تعالي:

(الرَّحْمَنُ (1) عَلَّمَ الْقُرْءانَ (2) خَلَقَ الْإِنْسَانَ (3) عَلَّمَهُ الْبَيَانَ (4) الشَّمْسُ وَالْقَمَرُ بِحُسْبَانٍ (5) وَالنَّجْمُ وَالشَّجَرُ يَسْجُدَانِ (6))

صدق الله العظيم

الآية (1-6) سورة الرحمن

DEDICATION

This Ph.D thesis is dedicated to:

The sake of Allah, my Creator and my Master,

My great teacher and messenger, Mohammed (May Allah bless and grant him), who taught us the purpose of life,

My home land Sudan, the warmest womb;

The Sudan University of Science and Technology; my second magnificent home;

My great parents, who never giving of themselves in countless ways,

My dearest wife, who leads me through the valley of darkness with light of hope and support,

My beloved brothers and sisters; whom stands by me when things look bleak,

My beloved kids: Mohammed, Abubaker, Omer and Rawda, whom I can't force myself to stop loving.

To all my family, the symbol of love and giving,

My friends who encourage and support me,

All the people in my life who touch my heart,

I dedicate this research

ACKNOWLEDGMENT

In the Name of Allah, the Most Merciful, the Most Compassionate all praise be to Allah, the Lord of the worlds; and prayers and peace be upon Mohamed His servant and messenger.

I acknowledge my limitless thanks to Allah, the Ever-Magnificent; the Ever Thankful, for helps and bless. I am totally sure that this work would have never become truth, without his guidance.

I owe a deep debt of gratitude to our University for giving us an opportunity to complete this work.

I am grateful to some people, who worked hard with me from the beginning till the completion of the present research particularly my supervisor **Dr.-Eng. Mohamed Eltayeb Mnsour**, who has been always generous during all phases of the research.

I would like to take this opportunity to say warm thanks to all my beloved friends, who have been so supportive along the way of doing my thesis.

I also would like to express my whole hearted thanks to my family for their generous support they provided me throughout my entire life and particularly through the process of pursuing the Ph.D degree. Because of their unconditional love and prayers, I have the chance to complete this thesis.

I owe profound gratitude to my wife, whose constant encouragement, limitless giving and great sacrifice, helped me accomplish my degree.

I am appreciative to my colleagues, whom participated in this study. I am also grateful to the instructors at Sudan University of science and Technology who let me implement my study on their classes. I wish to acknowledge the support of all of my colleagues at Military Industry Corporation (MIC) and University. I am grateful for their discussions and the support I received.

Deepest thanks go to all people who took part in making this thesis real.

ABSTRACT

Solid Rocket Motors (SRM) manufacturing and design were expensive. In the design to develop the solid propellant rocket motors, the use of numerical tools able to simulate, predict and reconstruct the behavior of a given motor in all operative conditions is particularly important in order to decrease the planning and costs to avoid made destructive test.

The study is devoted to present an approach to the numerical simulation of a given Solid Propellant Rocket Motor (SPRM) internal ballistics, 122 mm, during the quasi steady state by means of a commercial tool (ANSYS FLUENT). The main goal of the work is to study and simulate charged motor for long range (20~40km) rocket (122mm) motor internal ballistics (thrust & pressure).

The internal ballistics model constructed in the study is a 2-D axisymmetric model, based on several assumptions that there is no contribution of the erosive burning and dynamic burning in the burning rate model. The results of the internal ballistics simulation are compared with that obtained from the experimental ground firing test station for three models with original. The validation of the results allows concluding that the assumptions made in the construction of the model are reasonable. Good agreement observed between theoretical, analytical and experimental results.

In the study some of the conventional 2-D grain burn backs are analyzed and thrust - pressure time histories are predicted by plotting some graphs in different temperature ranges (20, 35, 50) ºC. These graphs are validated by comparing the ground static firing test data obtained by Ballistic Test Motor. ANSYS FLUENT simulation can improve to investigating other solid rocket motors which used in missile or rockets or any other type of ammunitions which is high cost to investigate with experimental ground firing test station. The study allow make use of computers to model the test of SRM that eliminate cost of SRM research.

مستخلص الدراسة

تعتبر المحركات الصاروخية ذات الوقود الصلب غالية الكلفة المالية من حيث التصميم والتصنيع. لتطوير هذا النوع من المحركات يتم إستخدام برامج رقمية قادرة على عمل المحاكاة ، التنبؤ ، التوقع وإعادة البناء السلوكى للمحرك فى جميع ظروف التشغيل والذى يمثل جزءًا مهمًا وأساسيًا للمساعدة فى تقليل الكلفة المخططة لتفادى الإختبارات الإتلافية .

هذه الدراسة تمت بغرض تقديم منهجية من خلال المحاكاة الرقمية للباليستية الداخلية للمحرك الصاروخى الذى يعمل بالوقود الصلب ، للمنتج الصاروخى 122 ملم ، خلال مرحلة إستقرار المحرك بعد مرحلة الإشعال باستخدام برنامج رقمى تجارى (ANSYS FLUENT) . الهدف الرئيسى من هذا البحث دراسة الباليستية الداخلية (الدفع والضغط) من خلال دراسة ومحاكاة محرك صاروخى للمنتج 122 ملم بعيد المدى (20~ 40 كلم) مشحون بوقود صلب .

النموذج المستخدم لدراسة الباليستية الداخلية مبنى ومصمم من بعدين بمحور ينصف شكل المحرك وبناءا على عدد من الإفتراضات ، بحيث لا توجد مساهمة للإحتراق الناتج من الإحتكاك أو الإحتراق الديناميكى فى معدل الإحتراق للنموذج . من خلال البحث تم عمل مقارنة لنتائج الباليستية الداخلية المستهدفة الناتجة من المحاكاة مع نتائج الإختبارات العملية بمحطة الإختبارات الأرضية الساكنة (النظرى والعملى) لعدد ثلاثة محركات كنماذج والنتائج الأصلية للمحرك ، وبناءا على ذلك تم التحقق من نتائج النماذج المعده. من خلال التحقق والتى مكنت من الوصول لخلاصة أن الافتراضات التى بنيت عليها الدراسة مقبولة إلى حد كبير و أن هنالك مقاربة كبيرة فى النتائج بين النظرى والتحليلى والعملى.

تم دراسة عدد من التحولات للوقود ذات البعدين كما تم تحليلها بالتركيز على مخططات الدفع والضغط مع الزمن خلال درجات حرارة مختلفة ºC (20،35،50) .هذه المخططات تم التحقق منها بمقارنة نتائجها مع النتائج العملية للنموذج فى محطة الاختبارات الأرضية الساكنة .من خلال موثوقية النتائج يمكن إستخدام المحاكاة عبر برنامج ANSYS FLUENT للتحسين والتحقق من نتائج محركات لمنتجات أخرى تحت نفس الظروف والتى تستخدم فى الصواريخ مختلفة الأحجام أو أى نوع آخر من أنواع الذخائر ذات الكلفة المالية العالية عند إجراء إختبارات المحطة الأرضية الساكنة لها (الإختبار الإتلافى). تم الإستفادة من البحث بحيث يتم حساب الباليستية الداخلية للمحرك بإستخدام الحاسوب عوضا عن الإختيارات الإتلافيه مما ساهم مساهمة كبيرة فى تقليل القيمة والكلفة المالية للمنتج.

TABLE OF CONTENTS

LIST OF TABLES

LIST OF FIGURES

LIST OF SYMBOLS

Symbol	Definition	Unit
u	Gas velocity	m/sec
a	Burn rate coefficient	m/s
C	Effective exhaust velocity	m/s
F	Thrust	N
C_F	Thrust Coefficient	
c_p	Specific heat	J/kg k
g	Standard acceleration of gravity	m/s^2
D	Diameter	m
c^*	Characteristic velocity	m/sec
I_{sp}	Specific impulse	sec
I_0	Total impulse	Ns
$\dot{m}$	Mass flow rate	kg/s
n	Burning rate exponent	m/s
p	Pressure	MPa
q	Heat flux	J/kg
R	Universal gas constant	J/kgk
T_b	Burning rate	s
t	Time	s
A	Area	m^2
γ	Ratio of specific heats	
ρ	Gas density	kg/m^3
ε	Nozzle expansion ratio	
μ	Gas viscosity	Ns/m^2

ABBREVIATIONS

CAD	Computer Aided Design
SRM	Solid Rocket Motor
CFD	Computational Fluid Dynamics
MIC	Military Industrial Corporation
AP	Ammonium Perchlorate
SPRM	Solid Propellant Rocket Motor
IT	Ignition Transient
LPRM	Liquid Propellant Rocket Motor
TNT	Trinitrotoluene (C7H5N3O6)
USD	United State Dollar
QSS	Quasi Steady State
TO	Tail Off
SPIT	Solid Propellant rocket motor Ignition Transient
BLT	Boundary Layer Transition
k	Turbulent kinetic energy
ε	Dissipation rate of k
UDF	User Define Function
SST	Shear Stress Transport

LIST OF APPENDICES