การไอเด็นติฟายดายนามิคพารามิเตอร์ของระบบการยิงจรวดระยะสั้น

เรืออากาศตรี ทอม นามะสนธิ

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

แผนกวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

บัณฑิตวิทยาลัย จุฬาลงกรณมหาวิทยาลัย

พ.ศ. ๒๕๑๘

000938

I 16778927

IDENTIFICATION OF DYNAMICAL PARAMETERS FOR A SHORT-RANGE ROCKET SYSTEM FIRING

Pilot Officer Tom Namasondhi

A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirement
for the Degree of Master of Engineering
Department of Electrical Engineering
Graduate School
Chulalongkorn University

1975

บัณฑิตวิทยาลัย จุฬาลงกรณมหาวิทยาลัย อนุมัติให้นับวิทยานิพนธ์
ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญามหาบัณฑิต

คณบดีบัณฑิตวิทยาลัย

คณะกรรมการตรวจวิทยานิพนธ์ ประธานกรรมการ

กรรมการ

กรรมการ

อาจารย์ผู้ควบคุมการวิจัย ผศ.ดร. เทียนชัย ประดิสถายน

ลิขสิทธิ์ของบัณฑิตวิทยาลัย
จุฬาลงกรณมหาวิทยาลัย

หัวข้อวิทยานิพนธ์ การไอเด็นติฟายดายนามิคพารามิเตอร์ของระบบการยิงจรวดระยะสั้น

ชื่อ เรืออากาศตรี ทอม นามะสนธิ แผนกวิชา วิศวกรรมไฟฟ้า

ปีการศึกษา ๒๕๑๗

บทคัดย่อ

วิธีการไอเด็นติฟายค่าตัวแปรต่าง ๆ ซึ่งเกิดจากการเคลื่อนไหวในทางอากาศพลศาสตร์ของระบบการยิงจรวดได้ถูกกำหนดขึ้นโดยการศึกษาจากระบบการยิงจรวดระยะสั้นแบบฟินสเตบิไลซ์ ใช้วิธีทางคณิตศาสตร์ทำการวิเคราะห์เกี่ยวกับการเคลื่อนไหวและการบ่ายเบนของตัวจรวด โดยที่การไอเด็นติฟายค่าตัวแปร เช่น ความเร็วของจรวด ณ จุดสุดท้ายของการเผาไหม้ของดินขับภายในตัว - จรวด ค่าสัมประสิทธิ์ของแรงต้านที่เกิดกับจรวดระยะสั้นแบบฟินสเตบิไลซ์ เพื่อที่จะได้นำไปใช้ประโยชน์ในการใช้งานจริงของระบบการยิงจรวด.

Thesis Title Identification of Dynamical Parameters for a Short - Range Rocket System Firing

Name Pilot Officer Tom Namasondhi Department Electrical Engineering

Academic Year 1974

ABSTRACT

The method of identifying the various parameters caused by the aerodynamic motion of a rocket system firing has been developed. An open - loop of fin - stabilized short - range rocket system has been investigated. The mathematical analysis of the motion and dispersion of the rockets has been derived. The identification of such parameters as the velocity at the end of burning time and the drag coefficient of a fin - stabilized short - range rocket has been evaluated for practical applications.

ACKNOWLEDGEMENT

The author wishes to express his deep appreciation to Assistant Professor Dr. Tienchai Pradisthayon, his thesis supervisor, for his valuable advice and suggestions,especially his encouragement to a research valuable for our country.

Sincere thanks are due to Air Vice Marshal Bisuddhi Riddhagni for his assistance in mathematical ideas and his attention during the thesis was carried out, and to Air Vice Marshal Prapa Vejpan and the rocket staff for their helps.

TABLE OF CONTENTS

		Page
Abstract in Thai		i
Abstract in English		ii
Acknowledgements		iii
Table of Contents		iv
List of Figures		v
List of Symbols		vi
Chapter		
I	INTRODUCTION	1
II	ROCKET SYSTEM	6
III	MODELING	13
IV	IDENTIFICATION OF A ROCKET SYSTEM	32
V	CONCLUSIONS	38
References		41
Appendices		43
Vita		59

List of Figures

Figure		Page
2.1	A Diagram of Fin-stabilized Artillery Rocket	7
2.2	A Diagram of Forces Acting on a Rocket	9
2.3	A Diagram Showing the Angular Deviation of Fin-stabilized Rocket	11
3.1	A Diagram of Trajectory during Buring	15
3.2	A Diagram Showing the Angle of Yaw with Reference to Projectile Path	18
3.3	A Diagram of Forces on the Rocket after Burn Out	24
3.4	Horizontal Component	27
3.5	Initial Condition Consideration	29
4.1	A Diagram Showing the Velocity at the End of Power Flight	34
4.2	A Diagram Showing the Path of Rocket after Burn Out	36

List of Symbols

a	=	acceleration
c	=	constant related to the burning rate of the propellant
C_D	=	aerodynamic drag coefficient
C_L	=	aerodynamic lift coefficient
C_M	=	aerodynamic restoring moment coefficient
d	=	diameter of the rocket
D	=	drag
F	=	force
g	=	gravitational constant
I	=	axial moment of inertia
k	=	radius of gyration
K_R	=	roll damping coefficient
ℓ	=	length of the rocket
L	=	lift
m	=	mass of the rocket as a function of time
m_o	=	mass of the rocket at ignition
m_b	=	mass of the rocket at burn out
M	=	moment
r	=	distance from center of mass to nozzle axis
R	=	range of firing
S	=	cross-sectional area of the rocket

t = time

T = thrust

T_b = burn out time

u_e = effective efflux velocity

V = magnitude of missile velocity

v = velocity

x = distance

z = horizontal distance

ρ = air density

ζ = roll damping moment

σ = yawing wavelength

θ_o = initial elevation angle

ϕ = angle of yaw

ψ = angle of roll

A,B,C,K = constant

The remainder of the symbols will be defined in the thesis.