

國立交通大學
應用數學系數學建模與科學計算碩士班

碩士論文

在二維平面上的發射載具導引與控制

Launch Vehicle Guidance and Control on 2D Platform



研究生：劉玠旻

指導教授：林清安教授、莊重教授

中華民國一百零一年七月

在二維平面上的發射載具導引與控制

Launch Vehicle Guidance and Control on 2D Platform

研究生：劉玠旻

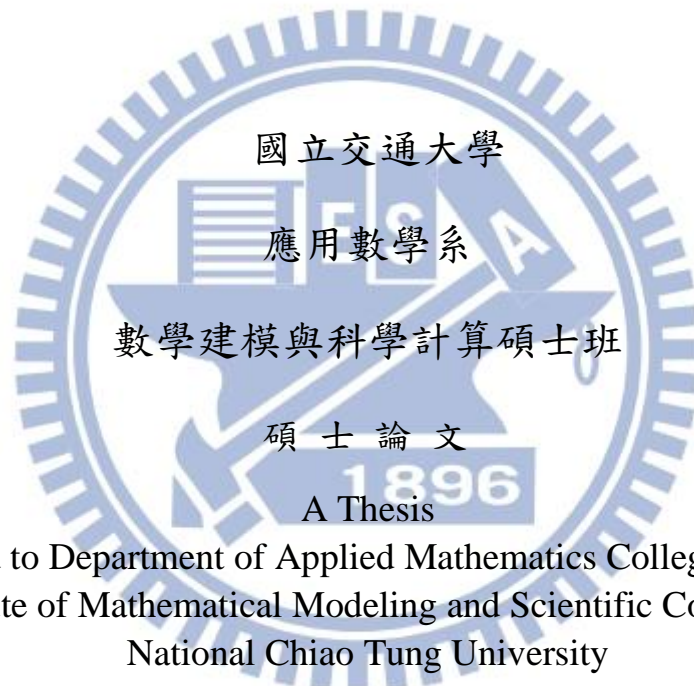
Student: Chieh-Min Liu

指導教授：林清安 教授

Advisor: Prof. Ching-An Lin

莊重 教授

Prof. Jong Juang



國立交通大學

應用數學系

數學建模與科學計算碩士班

碩士論文

A Thesis

Submitted to Department of Applied Mathematics College of Science
Institute of Mathematical Modeling and Scientific Computing

National Chiao Tung University

in Partial Fulfillment of the Requirements

for the Degree of

Master

in

Applied Mathematics

July 2012

Hsinchu, Taiwan

中華民國一百零一年七月

在二維平面上的發射載具導引與控制

學生：劉玠旻

指導教授：林清安教授、莊重教授

國立交通大學 應用數學系數學建模與科學計算碩士班

中文摘要

1957 年以彈道飛彈火箭成功發射第一個衛星之後，迄今欲將衛星發射進入軌道，火箭仍是目前最常被使用的載具。利用持續的推力將火箭自身及酬載一同推入高空，並以多節的型式持續加速以節省燃料，以達進入規劃既定的軌道。一般而言，火箭分成三至四節，從地表開始以垂直或接近垂直的角度發射後，先利用重力轉彎，到了開始燃燒第二節火箭時才開始進行轉向，最後在第三至第四節火箭燃燒時，控制載具在軌道上加速，使其在預期的目標軌道上以正確的飛行方向和速度入軌。本論文是探討在二維平面上發射載具導引與控制的設計，從設計載具的物理參數和時間參數開始，其後控制火箭轉向，最後在入軌加速階段，先以「高度回授控制」使得軌道高度符合要求，再以「迫使平飛控制」使得飛行路徑角更符合要求的，進入運行軌道，成功達成預期目標。

Launch Vehicle Guidance and Control on 2D Platform

Student: Chieh-Min Liu

Advisor: Prof. Ching-An Lin and Prof. Jong Juang

Institute of Mathematical Modeling and Scientific Computing
National Chiao Tung University

Abstract

Since the first satellite launched successfully in 1957, rocket is by far the most frequently used vehicle to launch a payload into orbit for its continuous thrust to lift itself and the payload into the high altitude and its multi-stage mode of sustained acceleration to economize the use of propellant. Generally speaking, a rocket contains 3 to 4 stages. In the first stage, after launching vertically or near-vertically from the earth surface, gravity turn was used. Afterwards, the rocket can be steered into proper directions in proper time and positions after activating the second stage. Finally, the payload can be controlled to accelerate and enter the designated orbit with accurate direction and speed-of-flight in the last stages. The objective of this thesis is to investigate the design of launch vehicle guidance and control on 2D platform. It begins with designing the physical parameter and temporal parameter of rocket and then the control of steering and altitude. In the final acceleration stage of entering orbit, “altitude feedback control” is applied to meet the requirement of orbit altitude, and then “forced level flight control” is applied to meet the requirement of zero flight-path angle. Eventually, the payload propelled by the vehicle reaches the target orbit successfully.

誌 謝

本論文得以完成，首先要感謝指導教授電控所林清安教授之悉心指導與鼓勵敦促，舉凡研究方向與研究題目的選定、研究方法的訓練、研究的規劃與進行、研究論文的撰寫與論文結構的調整等，皆是林教授用心的指引與協助。在碩士班的修課選擇與研究生涯亦獲得林教授之指導及支持。同時感謝本所的莊重教授擔任我的共同指導教授、數學建模與科學計算所多位師長之教誨。在此謹向兩位指導教授敬致謝忱。

其次要特別感謝電控所梁耀文教授、國家太空中心黃楓台博士和張浩基博士，在我從數學領域跨進較生疏的工程領域時，他們在修業課程上與諮詢問題等，提供並加強我在專業領域上的知識，讓我建立基礎以從事研究。也要特別感謝東海大學數學系黃皇男教授，在暑期允許我前往請教問題，並不吝指導。

此外要感謝 Lab 606 的成員們，不論是學長和同學們所傳承的學習經驗與交換的寶貴意見，或是與學弟們互相的討論切磋，都讓我的研究論文能夠更順利地進行，在學習或生活上皆多所助益。

最後要感謝家人在我求學與成長之路給予堅定支持，尤其是兩位弟弟雖然習醫，仍然在廣泛的知識領域與我互相砥礪成長，手足之情是我精神上最大的支柱。

目錄

第一章 緒論	1
第二章 載具受力模型	2
2.1 座標系定義	2
2.2 物體的位置速度變化	4
2.2.1 速度對 γ 的影響	5
2.2.2 TVC系統、重力、空氣阻力對 V, γ 的影響	6
2.3 姿態變化	7
2.4 火箭推力	8
第三章 載具設計	9
3.1 物理參數的設計	11
3.2 時間參數的設計	12
第四章 控制系統	13
4.1 火箭轉向控制器	13
4.1.1 重力轉彎	13
4.1.2 大幅度轉向	14
4.2 入軌前的控制	15
4.2.1 高度回授	15
4.2.2 迫使平飛控制	17
4.2.3 衛星脫節條件	17
第五章 實驗結果與討論	18
5.1 軌道高度500公里入軌模擬結果	18
5.1.1 入軌情形	18
5.1.2 加上時間誤差	21
5.2 以不同高度入軌的情形	22
5.3 不同燃料比率的模擬	27
第六章 結論與展望	30
參考資料	31

圖目錄

圖 2.1 三組座標系示意圖	2
圖 2.2 體座標示意圖	3
圖 2.3 飛行路徑角、攻角和俯仰角的定義	4
圖 2.4 速度影響飛行路徑角示意圖	5
圖 2.5 推力和重力方向示意圖	6
圖 2.6 火箭噴嘴擺動示意圖	7
圖 3.1 Mu-3-S-II 入軌情形	9
圖 3.2 典型的火箭升空過程	10
圖 3.3 二、三階段佔總質量不同比例下的飛行軌跡	11
圖 4.1 第一階段控制器	13
圖 4.2 在重力轉彎導引下典型的火箭飛行軌跡	13
圖 4.3 第二階段不同角速度的線性大幅度轉彎飛行情形	14
圖 4.4 高度回授 θ_c 的計算	15
圖 4.5 載具距目標高度與預期的高度變化率函數關係	16
圖 4.6 第三階段控制器	17
圖 5.1 海拔 500km 高空入軌情形 (高度、速度、飛行路徑角、俯仰角)	18
圖 5.2 海拔 500km 高空入軌後繞地運行情形	19
圖 5.3 海拔 500km 高空入軌後飛行軌跡在慣性坐標系(S_I)的呈現情形	20
圖 5.4 第三階段啟動時間誤差(-5s~+5s)自由飛行 (高度、速度、飛行路徑角)	21
圖 5.5 以不同高度入軌情形 (高度、速度、飛行路徑角、俯仰角)	23
圖 5.6 以不同高度入軌後繞地運行情形	24
圖 5.7 以不同高度入軌後飛行軌跡在慣性坐標系的呈現情形	25
圖 5.8 不同燃料比率在第一階段模擬情形	27
圖 5.9 不同燃料比率入軌情形	28

表目錄

表 2.1 座標系統	3
表 2.2 變數定義	4
表 3.1 目標為海拔 500km 圓形軌道運行入軌的火箭物理參數預設	12
表 4.1 預期的高度變化率	16
表 5.1 目標 600km 高空的衛星物理參數	22
表 5.2 三組不同高度入軌模擬結果	25
表 5.3 不同燃料比率在第一階段測試結果	27
表 5.4 三組不同燃料比率入軌模擬結果	29

