

ศึกษาระบบนำวิถีสำหรับจรวดหลายลำกล้อง (MLRS) Guidance Studies for Multiple Launch Rocket System

รัชณี ยืนยาว

ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ บางเขน กรุงเทพฯ 10900

โทร 0-81371-7141 อีเมล ratchani.y@thaairways.com

บทคัดย่อ

การเพิ่มความแม่นยำให้กับจรวดหลายลำกล้องเปรียบเสมือนเป็นการเพิ่มอานุภาพและประสิทธิภาพให้กับจรวดวิถีหนึ่ง ดังนั้นเพื่อปรับปรุงความแม่นยำให้กับจรวดจึงจำเป็นต้องเพิ่มส่วนการนำวิถีให้กับจรวดแบบ Ballistic บทความนี้นำเสนอผลการศึกษาระบบนำวิถีของจรวดที่ถูกยิงออกจากท่อยิงจรวดไปยังเป้าหมายจากพื้นสู่พื้น ระบบนำวิถีจรวดมีบทบาทหลัก คือการให้เสถียรภาพและควบคุมวิถีการโคจรของจรวดจากจุดเริ่มต้นจนตกกระทบเป้าหมาย การพิจารณาจะใช้โมเดลจรวดแบบไม่เชิงเส้นที่มีค่าองศาความเป็นอิสระเท่ากับ 6 และกำหนดเป้าหมายมีลักษณะเป็น Point-mass และไม่มีความสามารถในการหลบหลีก โดยทั่วไปหลักการนำวิถีจรวดมี 3 วิธี ได้แก่ การนำวิถีด้วยรูปทรงจรวดตามหลักอากาศพลศาสตร์ การใช้ sensors นำวิถี และการใช้อุปกรณ์ช่วยเสริมแรงขับ โดยมีสมมติฐานให้ช่วงเวลาการนำวิถีเริ่มต้นตั้งแต่จรวดเผาไหม้เชื้อเพลิงหมดจนถึง ณ เวลาที่จรวดอยู่ตำแหน่งสูงสุดและมีสัญญาณรบกวนในช่วงเวลานั้นน้อยมาก ในที่นี้เสนอผลศึกษาจากการวิเคราะห์โดยใช้ Dynamic Programming

Abstract

Increasing the precision of multiple launch rocket system (MLRS) rockets will provide greater lethality and effectiveness. To achieve an improved accuracy, the ballistic rocket must be guided to its target. This paper describes guidance system studies for the ballistic rockets that fired from launcher tubes to the target from surface to surface. The guidance system has two main roles during the launch of a rocket; to provide stability for the rocket and control the flight path of the rocket. A nonlinear six degrees-of-freedom rocket model and non-maneuvering point-mass target model are considered. Three basic forms of guidance will be identified; aerodynamic guidance, sensor guidance and side thruster guidance. It is assumed that the guidance takes place during the initial phase of flight from burnout up to the time of apogee, where jamming effects are minimal. The main emphasis of the studies is Dynamic Programming Method.



รูปที่ 1 Multiple launch rocket system (MLRS)

1. คำนำ

ปัจจุบันมีการนำเทคโนโลยีมาใช้ในการเพิ่มขีดความสามารถทางการทหารอย่างกว้างขวาง ประเทศต่างๆ ในภูมิภาคเอเชียตะวันออกเฉียงใต้ดำเนินการจัดหาและพัฒนาอาวุธอย่างสม่ำเสมอเพื่อความมั่นคงของแต่ละประเทศ ทำให้อาวุธยุทโธปกรณ์ต่างๆ มีการพัฒนาขึ้นอย่างต่อเนื่อง อาทิเช่น มีการพัฒนาจรวดและอาวุธให้มีพิสัยการยิงไกลขึ้น และประกอบกับเหตุผลด้านการป้องกันประเทศ สำหรับประเทศไทยในปีที่ผ่านมา กระทรวงกลาโหมจัดทำโครงการวิจัยและพัฒนาจรวดเพื่อความมั่นคงขึ้น เพื่อตอบสนองความต้องการของกองทัพไทยในการเสริมสร้างกำลังอำนาจแห่งชาติเพื่อการป้องกันประเทศ

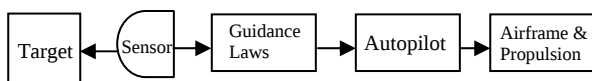
MLRS เริ่มเป็นที่รู้จักครั้งแรกในช่วงต้นปี ค.ศ 1980 ในชื่อของ General support rocket system (GSRS) ซึ่งประเทศสหรัฐอเมริกาออกแบบมาเพื่อใช้เป็นยุทโธปกรณ์เสริมให้กับกองทหารราบและทหาร

ปืนใหญ่ในการต่อระยะยิงปืนใหญ่ให้ไกลขึ้น ในช่วงยุคแรกที่มีการใช้งานแม้ว่าจะมีความผิดพลาดมากมายโดยเฉพาะจากการยิงที่ไม่ตรงพื้นที่เป้าหมายและการที่ไม่สามารถควบคุมทิศทางของจรวดได้ นับเป็นการเปลี่ยนแปลงงบประมาณทางกองทัพสหรัฐอย่างมาก แต่มีปฏิบัติการที่ได้นำจรวด MLRS จำนวนมากมาใช้ในการทำสงครามและประสบความสำเร็จสร้างชื่อเสียงไปทั่วโลก คือ สงครามพายุทะเลทราย หรือรู้จักกันในชื่อ ยุทธการฝนเหล็ก ได้ทำให้มีความพยายามที่จะพัฒนา MLRS ให้มีประสิทธิภาพที่ดีขึ้น ซึ่งงานวิจัยเกี่ยวกับ MLRS ที่เกิดขึ้นในช่วง 10 ปีที่ผ่านมาส่วนใหญ่จะมุ่งเน้นการเพิ่มระยะยิงของ MLRS

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาระบบนำวิถีสำหรับจรวดหลายลำกล้อง (MLRS) เพื่อเพิ่มศักยภาพในการทำลายเป้าหมายในระยะยิงที่ไกลขึ้นในขณะที่ยังคงความแม่นยำไว้ (โดยทั่วไปเมื่อพิสัยการยิงเพิ่มขึ้นความแม่นยำในการยิงจรวดแบบ Ballistic จะลดลง) ซึ่งมีข้อดีคือลดจำนวนจรวดที่ต้องสูญเสียไปจำนวนมากจากการยิงไม่ตรงพื้นที่เป้าหมาย ลดค่าขนส่งจรวดไปยังสนามรบ และลดจำนวน MLRS ที่วางแผนใช้ในการรบ อีกทั้งในอนาคตมีแนวโน้มว่าจะมีการนำ MLRS ที่พิสัยการยิงไกลมาใช้มากขึ้น ในขณะที่พื้นที่เป้าหมายมีขนาดเล็กลงและต้องการความแม่นยำมากขึ้น งานวิจัยนี้จึงมีประโยชน์อย่างยิ่งกับประเทศไทยในการนำไปใช้เป็นข้อมูลเพื่อพัฒนาจรวดแบบ ballistic ที่มีอยู่ในประเทศให้สามารถนำวิถีได้อย่างมีประสิทธิภาพและสามารถใช้เป็นข้อมูลในการศึกษาระบบนำวิถีที่มีเทคโนโลยีสูงขึ้นในอนาคต

การวิเคราะห์ทางวิศวกรรมสำหรับจรวดนำวิถีมีส่วนประกอบดังรูปที่ 2 เมื่อแบ่งตามบทบาทหลัก [1] ประกอบด้วย

- ส่วนโครงสร้างลำตัวจรวด หมายถึงวัสดุที่ประกอบกันเป็นพื้นผิวภายนอกทั้งหมดรวมทั้งปีก (Wings) ครีบ (Canards) และหางเสือ (Tail fins) ในส่วนนี้จะรับแรงอากาศพลศาสตร์เพื่อให้อาวุธนำวิถีมีความสามารถในการหันเลี้ยวและการทรงตัวที่ดีขณะโคจร ดังนั้นจะต้องได้รับการออกแบบอย่างดี ใช้โครงสร้างที่แข็งแรงแต่น้ำหนักเบา และพื้นผิวต้องสามารถต้านทานความร้อนที่เกิดจากแรงเสียดทานของอากาศในขณะเดียวกันต้องสามารถควบคุมอุณหภูมิให้เหมาะสมกับระบบขับเคลื่อน
- ส่วนบรรจุ หมายถึงดินระเบิดแรงดันสูง การออกแบบขึ้นอยู่กับภารกิจและเป้าหมาย เช่นหัวรบระเบิดย่อย หัวรบนิวเคลียร์ และหัวรบเคมี เป็นต้น
- ส่วนนำวิถี หมายถึงส่วนที่ทำหน้าที่ควบคุมวิถีโคจรของจรวดนำวิถี นับจากถูกยิงออกจากแท่นยิงจนกระทั่งเป้าหมาย ไม่ว่าจะเป็นเป้าหมายนิ่งหรือเคลื่อนที่ ซึ่งเป็นส่วนที่ทำการศึกษานางานวิจัยนี้
- ส่วนขับเคลื่อน หมายถึงส่วนที่ทำให้จรวดนำวิถีขับเคลื่อนไปสู่เป้าหมายที่ต้องการ กลไกในส่วนนี้จะทำงานได้สมบูรณ์นั้นต้องมีการทำงาน 2 ขั้นตอน คือ ขั้นยิงเพื่อให้ได้อัตราเร่งสูงจะใช้ชุดขับเคลื่อนเสริม และขั้นความเร็วปฏิบัติการจะใช้ชุดขับเคลื่อนประจำตัวเพื่อรักษาความเร็วของจรวดให้นำวิถีได้ตามต้องการ



รูปที่ 2 ส่วนประกอบในการนำวิถีจรวด

งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการนำวิถีของ MLRS ที่ผ่านมาโดยทั่วไปใช้หลักการนำวิถี 3 วิธี ได้แก่

1. การนำวิถีด้วยรูปทรงจรวดตามหลักอากาศพลศาสตร์ของ Wings Canards และ Tail fins [2]
2. การใช้ Sensors ในการนำวิถี ได้แก่ GPS และ IMU [3]
3. การใช้อุปกรณ์ช่วยเสริมแรงขับ [4] และ [5]

2. โมเดลของจรวดและเป้าหมาย

2.1 โมเดลของจรวด

ในการพิจารณาจะใช้โมเดลจรวดแบบไม่เชิงเส้นที่มีค่าองศาความเป็นอิสระเท่ากับ 6 [2] โดยกำหนดให้แกนลำตัว (Body axis) มีจุดกำเนิดที่ตำแหน่งของ Center of gravity นิยามของตัวแปรแสดงในตารางที่ 1 ส่วนสมการ (1) เป็นสมการพลศาสตร์ของจรวดตามแนวแกนและการหมุนรอบแกนแบบ Nonlinear differential

ตารางที่ 1 นิยามของตัวแปรที่ใช้ในงานวิจัย

	Roll X_B	Pitch Y_B	Yaw Z_B
Angular rates	P	Q	R
Velocity components	U	V	W
Aerodynamic force components	X	Y	Z
Aerodynamic moment components	L	M	N
Moment of inertia about axis	I_X	I_Y	I_Z
Products of inertia	I_{YZ}	I_{XZ}	I_{XY}
Aerodynamic force coefficients	C_X	C_Y	C_Z
Aerodynamic moment coefficients	C_l	C_m	C_n
Fin deflection	δ_P	δ_Q	δ_R
Euler angles	ϕ	θ	ψ

$$\begin{aligned}
 \dot{U} &= \frac{\bar{q}s}{m} C_X - WQ + VR + \frac{X}{m} \\
 \dot{V} &= \frac{\bar{q}s}{m} C_Y - UR + WP + \frac{Y}{m} \\
 \dot{W} &= \frac{\bar{q}s}{m} C_Z - VP + UQ + \frac{Z}{m} \\
 \dot{P} &= \frac{1}{I_X} C_l \bar{q} s l, \quad \dot{Q} = C_m \bar{q} s l - \frac{(I_X - I_Z)}{I_Y} PR \\
 \dot{R} &= C_n \bar{q} s l - \frac{(I_Y - I_X)}{I_Y} PQ
 \end{aligned} \tag{1}$$

สมการที่ใช้ในการหาค่าสัมประสิทธิ์ $C_X, C_Y, C_Z, C_l, C_m, C_n$ สามารถพบในบทความของ P.K. Menon และ E.J. Ohlmeyer [2]

โดยที่ $\bar{q}$ = Dynamic pressure = $\frac{1}{2} \rho V_T^2$

M = Mach number = V_T / a

$V_T = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2}$

α = Angle of attack = $\tan^{-1}\left(\frac{W}{U}\right)$

β = Angle of sideslip = $\tan^{-1}\left(\frac{V}{U}\right)$

จรวดนำวิถีที่ทำการวิเคราะห์ในที่นี้จะให้การควบคุมที่ Canards ดังแสดงในรูปที่ 3 มีลักษณะเป็นครีบริบ “ X ” แบบสมมาตร 4 ส่วน (cruciform) ในการควบคุมในการ Pitch และ Yaw จะใช้การ deflect ที่ ครีบริบดังกล่าว ส่วนการ Roll จะใช้การ Differential deflection จากการ Pitch และ Yaw เมื่อแปลงตำแหน่งของจรวดจากแกนลำตัวให้อยู่ใน แกนโลก (inertial) ด้วย transformation matrix (T_{IB}) ดังสมการ (2)

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_M^I \\ \dot{Y}_M^I \\ \dot{Z}_M^I \end{bmatrix} = T_{IB} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (2)$$

โดยที่ $\begin{bmatrix} \dot{X}_M^I & \dot{Y}_M^I & \dot{Z}_M^I \end{bmatrix}^T$ เป็นเวกเตอร์ความเร็วของจรวดเมื่อเทียบกับแกนโลก

$$T_{IB} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix}$$

กำหนดให้ $C = \cos$ และ $S = \sin$

มุม Yaw, Pitch และ Roll ซึ่งเป็นมุม Euler ที่ใช้ในการ transform matrix ได้จาก Euler angle rate ในสมการ (3)

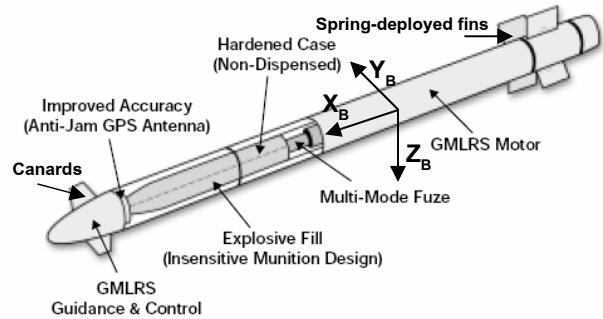
$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= Q \cos \phi - R \sin \phi \\ \dot{\phi} &= P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\psi} &= (Q \sin \phi + R \cos \phi) \sec \theta \end{aligned} \quad (3)$$

เนื่องจาก Sensors ที่ใช้จะระบุเป้าหมายอยู่ในแกนเดียวกับแกนลำตัวของจรวด เวกเตอร์ตำแหน่งและความเร็วสัมพัทธ์ของเป้าหมายเมื่อเทียบกับแกนลำตัวของจรวดได้จากสมการ (4) และ (5)

$$\begin{bmatrix} x_r^M \\ y_r^M \\ z_r^M \end{bmatrix} = T_{IB}^T \begin{bmatrix} x_T^I - x_M^I \\ y_T^I - y_M^I \\ z_T^I - z_M^I \end{bmatrix} \quad (4)$$

กำหนดให้ Subscript “ r ” แทนปริมาณสัมพัทธ์ โดยที่ $\begin{bmatrix} x_T^I & y_T^I & z_T^I \end{bmatrix}^T$ เป็นเวกเตอร์ตำแหน่งของเป้าหมายเมื่อเทียบกับ แกนโลก

$$\begin{bmatrix} U_r^M \\ V_r^M \\ W_r^M \end{bmatrix} = T_{IB}^T \begin{bmatrix} \dot{x}_T^I \\ \dot{y}_T^I \\ \dot{z}_T^I \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} Qz_r^M - Ry_r^M \\ Rx_r^M - Pz_r^M \\ Py_r^M - Qx_r^M \end{bmatrix} \quad (5)$$



รูปที่ 3 จรวดนำวิถีแบบ Guided Unitary Rocket

2.2 โมเดลของเป้าหมาย

กำหนดเป้าหมายมีลักษณะเป็น Point-mass และไม่มี ความสามารถในการหลบหลีก $\dot{U}_T = \dot{V}_T = \dot{W}_T = 0$ ดังนั้นจะได้ สมการ (6)

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_T^I \\ \dot{Y}_T^I \\ \dot{Z}_T^I \end{bmatrix} = T_{IB} \begin{bmatrix} \dot{U}_T \\ \dot{V}_T \\ \dot{W}_T \end{bmatrix} \quad (6)$$

3. การออกแบบ Dynamic Programming (DP)

งานวิจัยในครั้งนี้จะใช้ Dynamic Programming ในการนำวิถี เฉพาะช่วงที่เชื้อเพลิงจรวดเผาไหม้หมดจนกระทั่งจรวดอยู่นิ่งตำแหน่ง สูงสุด (Burnout-to-apogee) รวมทั้งแสดงวิธีวิเคราะห์ด้วย Optimal return ที่ใช้ในการหา Real-time feedback guidance ในการค้นหา ระเบียบวิธีการหรืออัลกอริทึม (Algorithm)

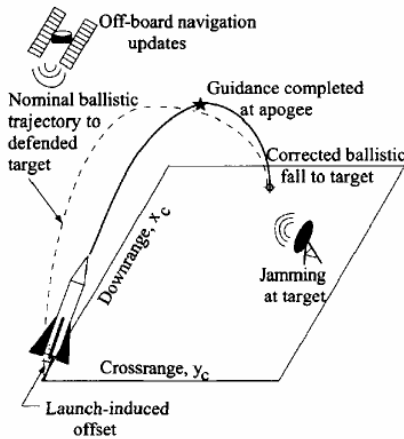
ข้อดีของการใช้ Dynamic Programming ได้แก่

1. นำปัญหา Physical model มาวิเคราะห์ร่วมกับ Guidance command
2. สามารถกำหนดการยิงจรวดจากตำแหน่งและทิศทางที่หลากหลาย
3. สามารถหา Feedback gain ที่ตำแหน่งใดๆในช่วงที่มีการนำวิถี

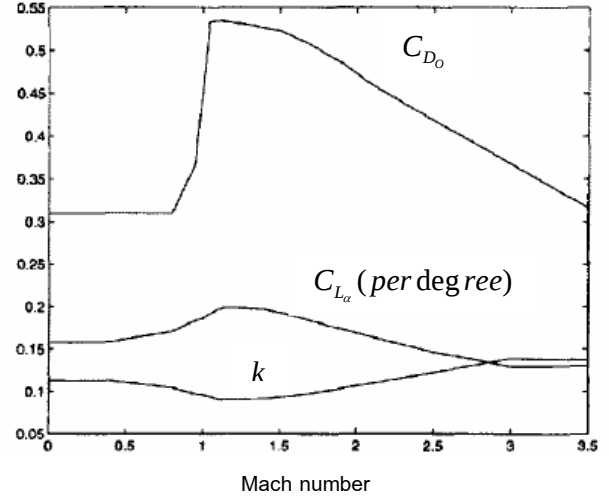
การวิเคราะห์โครงสร้างจรวดแบบ Point-mass เพื่อให้ง่ายและสะดวกในการทำงานวิจัย เนื่องจากงานวิจัยนี้เป็นการศึกษาในส่วนของ Burnout-to-apogee ของจรวดเท่านั้น ในงานวิจัยนี้ได้กำหนดให้ใช้อุปกรณ์ช่วยนำวิถี Global positioning system (GPS) และ Inertial measurement unit (IMU) เพื่อใช้ในการระบุตำแหน่งเป้าหมายได้อย่างแม่นยำ ซึ่งปัจจัยที่มีผลต่อความถูกต้องของเป้าหมาย คือ ความคลาดเคลื่อนขณะยิงออกจากท่อและอิทธิพลเนื่องจากลมซึ่งหากสามารถออกแบบรูปทรงจรวดได้อย่างเหมาะสมก็จะสามารถลดปัญหาเนื่องจากลมได้ งานวิจัยนี้จะไม่นำผลของรูปทรงจรวดที่มีความแตกต่างกันมาวิเคราะห์ สมการการเคลื่อนที่ของจรวดดังสมการ (7) และรูปที่ 4

$$\begin{aligned}\dot{x}_c &= V \cos \gamma \cos \psi \\ \dot{y}_c &= V \cos \gamma \sin \psi \\ \dot{z}_c &= V \sin \gamma \\ \dot{V} &= \frac{-\rho V^2 C_D S}{2m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{\rho V^2 C_L S}{2mV} - \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{r} \right) \cos \gamma, \quad \dot{\psi} = \frac{\rho V^2 C_S S}{2mV \cos \gamma}\end{aligned}\quad (7)$$

สัมประสิทธิ์ C_L และ C_S สมมติให้เป็นเชิงเส้น $C_L = C_{L_\alpha} \alpha$ และ $C_S = C_{L_\alpha} \beta$ เมื่อมุม Angle of attack, α และ Sideslip, β มีค่าน้อยมาก และรูปทรงจรวดเป็นแบบสมมาตร ดังนั้น Drag, lift และ side force มีค่า $C_D = C_{D_0} + k(C_L^2 + C_S^2)$, เมื่อ C_{D_0} และ k ขึ้นอยู่กับค่า Mach number เมื่อ plot กับ C_{L_α} ในรูปที่ 5



รูปที่ 4 Downrange, Crossrange และ Altitude coordinates โดย Dohrmann และคณะ [6]



รูปที่ 5 Aerodynamic coefficient

การวิเคราะห์การควบคุมระบบนำวิถี Input, u ที่ป้อนเข้าระบบ [6] คือ $u = [\dot{C}_L \quad \dot{C}_S]^T$ (8)

จาก Physical model ได้จากสมการ (7) จะได้

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t), t), \quad x(t_1) = x_1 \quad (9)$$

โดยที่ X เป็น state variable

$$x = [x_c \quad y_c \quad z_c \quad V \quad \gamma \quad \psi \quad C_L \quad C_S]^T \quad (10)$$

ดังนั้นที่ Nominal trajectory $\hat{x}(t_1)$ ที่ Initial condition $u(t) = 0$ จะได้สมการ (11)

$$\hat{x}(t_1) = [\hat{x}_c(t_1) \quad \hat{y}_c(t_1) \quad \hat{z}_c(t_1) \quad \hat{V}(t_1) \quad \hat{\gamma}(t_1) \quad \hat{\psi}(t_1) \quad 0 \quad 0]^T \quad (11)$$

สมมติให้จรวดพุ่งชนเป้าหมายที่เวลา T

$$\begin{aligned}\hat{x}_c(T) &= x_{ct} \\ \hat{y}_c(T) &= y_{ct} \\ \hat{z}_c(T) &= z_{ct}\end{aligned}\quad (12)$$

เมื่อ (x_{ct}, y_{ct}, z_{ct}) เป็น Coordinate ของเป้าหมาย

ในทางปฏิบัติเป็นไปได้ยากที่จรวดจะพุ่งชนเป้าหมายด้วย Nominal trajectory เนื่องจากมี Errors จาก Initial condition และข้อจำกัดลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของจรวด ดังนั้นการควบคุมหลักจึงอยู่ในช่วงเวลาระหว่าง t_1 ถึง t_N ($t_N < T$) โดยที่ t_N คือเวลาที่จรวดอยู่ ณ ตำแหน่งสูงสุด และจากสมมติฐานว่าเมื่อ $t \geq t_N$ ระบบนำวิถีจะถูกสร้างสัญญาณรบกวนได้และ C_L, C_S จะมีค่าเป็นศูนย์ ในการหา Input, u ได้จากการทำให้สมการ (13) มีค่าน้อยที่สุด

$$\Gamma(u) = \lambda[(x_c(t_f) - x_{ct})^T \quad (y_c(t_f) - y_{ct})^T] \begin{bmatrix} (x_c(t_f) - x_{ct}) \\ (y_c(t_f) - y_{ct}) \end{bmatrix} + \int_{t_1}^{t_f} [u(t)]^T [u(t)] dt \quad (13)$$

และเงื่อนไข

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x(t) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

โดยที่ $t = t_1, t_N \leq t \leq t_f$

4. DP อัลกอริทึม

ในการคำนวณจะใช้โปรแกรม MATLAB แบ่งการคำนวณออกเป็น 2 step ได้ดังนี้

Step 1: เริ่มต้นด้วยสมการ (15) คำนวณหา W_k ด้วยการ recursive ค่า $k = N - 2, \dots, 1$

$$W_k = A_k^T W_{k+1} A_k - H_{2k} H_{3k}^{-1} H_{2k}^T \quad (15)$$

เมื่อ

$$H_{3k} = h \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} + B_k^T W_{k+1} B_k \quad (16)$$

ขั้นตอนนี้โปรแกรมจะเก็บค่า Feedback gain matrices

$$K_k = H_{3k}^{-1} H_{2k}^T \quad (17)$$

ในสมการ (15) ถึง (17) จะคำนวณก่อนการยิงจรวด

Step 2: คำนวณ input $u_1, \dots, u_{N-1}$ ในสมการ (18) ซึ่งเป็น control law ที่ให้ optimal return จากตำแหน่งใดๆก็ตามในช่วงที่มีการนำวิถี $t_1 \leq t \leq t_N$

$$u_k = -K_k \tilde{x}_k \quad (18)$$

5. ผลการทดลอง

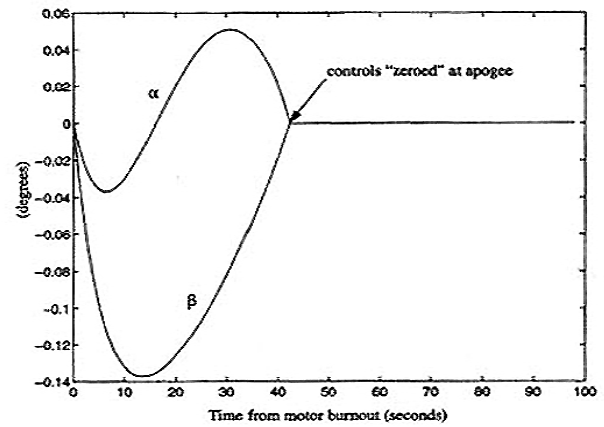
MLRS ที่ใช้ในการศึกษากำหนดให้ Burnout mass = 14.25 slugs และพื้นที่อ้างอิง = 0.4356 ft^2 และ Boundary conditions สำหรับ Nominal trajectory แสดงในตารางที่ 2

ตารางที่ 2 boundary conditions สำหรับ nominal trajectory			
Variable	Initial condition	Final value	Unit
x_C	0	98,270	ft
y_C	0	0	ft
z_C	7390	0	ft
V	2532	1332	ft/sec
γ	48.64	-65.13	deg
ψ	0	0	deg

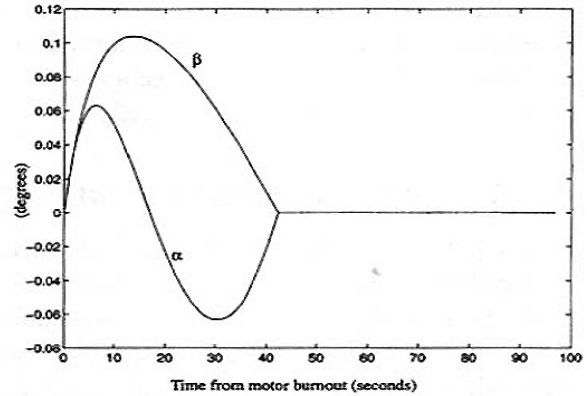
ที่ความสูง ณ ตำแหน่งสูงสุด = 41,000 ft และ Mach number อยู่ระหว่าง 1.05 ถึง 2.33 สำหรับ Nominal trajectory จะแบ่งเป็นช่วงๆ ในโดเมนเวลา = 500 time steps การควบคุมเลือก $\lambda/h = 1 \times 10^{-6}$ จาก state $x_1, \dots, x_N (N = 213)$ ช่วงเวลาที่นำวิถี คือ $t_1 \leq t \leq t_N$ สามารถหา input, u_k ได้จากสมการ (18) ในการวิเคราะห์จะพิจารณาค่าความคลาดเคลื่อนขณะยิงจรวดแบ่งเป็น 2 case

1. $\gamma = 0.36^\circ$ และ $\Phi = 1^\circ$
2. $\gamma = -0.64^\circ$ และ $\Phi = -0.75^\circ$

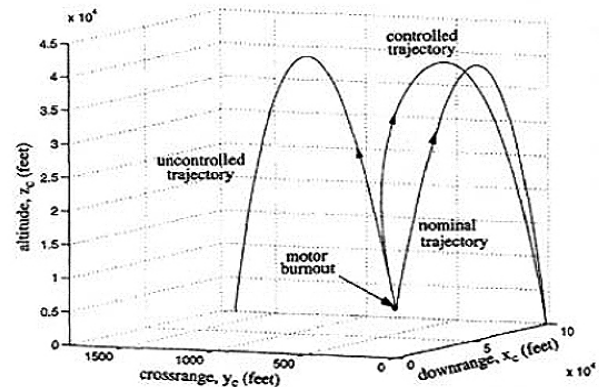
ดังแสดงในรูปที่ 6 ถึง 11



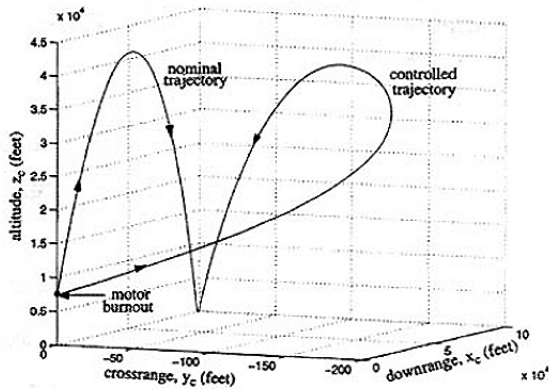
รูปที่ 6 Aerodynamic control angle สำหรับ case1



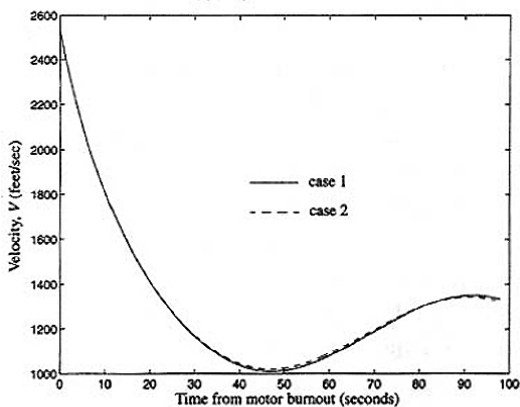
รูปที่ 7 Aerodynamic control angle สำหรับ case 2



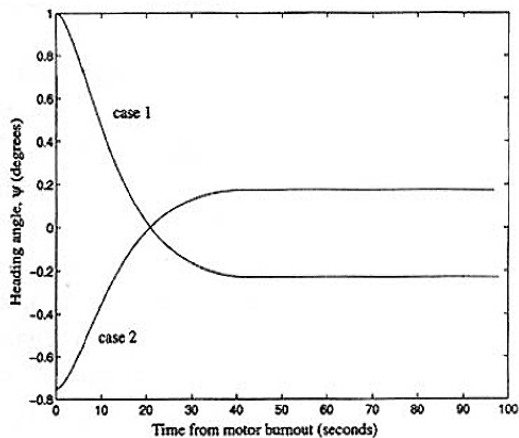
รูปที่ 8 Point-mass trajectory สำหรับ case 1



รูปที่ 9 Point-mass trajectory สำหรับ case 2



รูปที่ 10 ความเร็วของจรวดสำหรับ case 1 และ 2



รูปที่ 11 Heading angle ของจรวดสำหรับ case 1 และ 2

6. สรุป

ในการนำวิถีจรวด MLRS ด้วยการใช้ GPS และ INS เพื่อระบุตำแหน่งของเป้าหมาย ได้มีการแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อนขณะเริ่มยิงจรวดด้วยการใช้ Dynamic Programming (DP) นำวิถีเฉพาะในช่วง Burnout-to-apogee นั้นพบว่าได้ผลดี และ feedback gain ที่หาได้จากอัลกอริทึมจะมีความถูกต้องและหาได้รวดเร็วก็ต่อเมื่อมีค่ามุมขณะเริ่มยิงจรวดมีความคลาดเคลื่อนน้อย

กิตติกรรมประกาศ

ผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณ ผศ.ดร.น.อ.พาทิณ สงวนโกศล และ อ.ดร.น.ต.โอฐศิลป์ นิธิกุล จากโรงเรียนนายเรืออากาศที่ให้การปรึกษาด้านวิชาการ และ น.อ.เจษฎา ศิริรัฐนิคม ผู้ทรงคุณวุฒิจากศูนย์วิทยาศาสตร์และพัฒนาระบบอาวุธกองทัพอากาศที่ให้ข้อมูลสนับสนุนงานวิจัยนี้จนงานสำเร็จลุล่วงไปด้วยดี

เอกสารอ้างอิง

1. Scott, Jeff., 2004. Missile Guidance. Weapons. Available Source: <http://www.aerospaceweb.org>, June 25, 2008.
2. Menon, P. K., and Ohlmeyer, E. J., 2001. Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems. Elsevier Science Control Engineering Practice 9, pp. 1095-1106.
3. Gamble, Allan, E., and Philip, N., Jenkins., 2001. Low Cost Guidance for the Multiple Launch Rocket System (MLRS) Artillery Rocket. IEEE Aerospace and Electronic System Magazine, Vol. 16, Issue 1, pp. 33-39.
4. Gadiot, G.M.H.J.L, Dr., 1999. TNO report PML 1998-A80. Trajectory Simulation Model for a Side-Thruster Guided MLRS-Type Vehicle. 45.
5. Sutton, George Paul., 1992. Rocket Propulsion Elements. 6th ed. John Wiley & Sons, Inc., U.S.A.
6. Clark, R. Dohrmann., and G. Richard, Eisler., and Rush, D. Robinett., 1996. Dynamic Programming Approach for Burnout-to-Apogee Guidance of Precision Munitions. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 19, No. 2, pp. 340-346.