

แบบจำลองเชิงระยะของขีปนาวุธในระนาบสองมิติ

Distance Modeling of Missiles in Two-dimensional Space

ปิติเขต สุริรักษา ประกอบ จันทร์แดง พ.อ. (พิเศษ) ชาญณรงค์ วงศ์สุทัศน์²

ภาควิชาวิศวกรรมสารสนเทศ

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ถ. ฉลองกรุง เขตลาดกระบัง กท. 10520

Email: kspitikh@kmitl.ac.th

²สำนักงานวิจัยและพัฒนาการทหารกลาโหม

อาคารสำนักงานปลัดกระทรวงกลาโหม

ชั้น 5 (แจ้งวัฒนะ) 47/433 หมู่ 3 ต. บ้านใหม่

อ. ปากเกร็ด จ. นนทบุรี 11120

Email: chamarong-wong@yahoo.com

บทคัดย่อ

บทความนี้กล่าวถึงการสร้างแบบจำลองเชิงคณิตศาสตร์เพื่อการจำลองผลทางจลศาสตร์ของขีปนาวุธในระนาบสองมิติ แบบจำลองที่ได้เป็นแบบจำลองเชิงระยะ สร้างโดยอาศัยสมการการเคลื่อนที่ตามกฎข้อสองของนิวตัน ผลที่ได้นำไปจำลองเลียนแบบโดยโปรแกรม Matlab เพื่อตรวจสอบความถูกต้อง โดยอาศัยข้อมูลที่ใช้ตามหลักความจริง พบว่า แบบจำลองที่ได้ให้ผลเป็นที่น่าพอใจในแง่ที่ว่าขีปนาวุธสามารถยิงเข้าเป้าหมายเคลื่อนที่อย่างมีนัยสำคัญเชิงเวลา

Abstract

In this paper, we derive and establish the mathematical model for simulation the kinematics of missiles in two-dimensional space. The distance modeling is derived from equation of motions based upon the second law of Newton and the physical consideration. Computer simulations using Matlab program are carried out to validate the accuracy of the model. With a realistic data consideration, a satisfactory result is achieved in the sense that missile can reach a moving target in significant period of time.

1. บทนำ

ด้วยความพยายามเบื้องต้นที่จะเป็น "ผู้ซื้อที่ชาญฉลาด" (smart buyer) และผู้ใช้ที่ชาญฉลาด (smart user) กองทัพอากาศไทยจึงมีความจำเป็นในเบื้องต้นที่ต้องติดตามเทคโนโลยีทางด้านอาวุธทันสมัยที่ควบคุมด้วยวิธีการควบคุมขั้นสูง (advance control) แบบต่าง ๆ ในทันขีปนาวุธจัดเป็นอาวุธที่มีเทคโนโลยีระดับสูงแบบหนึ่งที่จะต้องมีการป้องกันประเทศ ซึ่งในปัจจุบันนี้ การสร้างขีปนาวุธในประเทศไทยยังไม่เกิดขึ้นเนื่องจากองค์ความรู้ในด้านการสร้าง (know-how) ไม่มีการ

สั่งสมจนถึงขั้นมีขีดความสามารถที่จะผลิตได้ ณ ปัจจุบัน นอกจากนั้น การสั่งสมองค์ความรู้ขั้นพื้นฐานยังไม่อยู่ในความสนใจของนักวิจัยของไทยในวงกว้าง ความพยายามที่เป็นไปได้ในเบื้องต้นที่ได้กล่าวมาแล้วก็คือ การเริ่มเป็นผู้ผลิตซื้อและฉลาดใช้ โดยเริ่มจากการสั่งสมองค์ความรู้ทั้งในส่วนที่เป็นพื้นฐานและระดับสูงควบคู่กันไป ตรวจจับสามารถมีศักยภาพเพียงพอที่จะสร้างได้เองภายในประเทศซึ่งจะช่วยลดงบประมาณของประเทศลงได้มาก เนื่องจากมีราคาถูกลงกว่าการสั่งซื้อจากต่างประเทศ

บทความนี้ มุ่งเน้นการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของขีปนาวุธจากอากาศสู่อากาศ เพื่อเป็นบทความนำร่องที่จะมุ่งกระตุ้นวงการวิจัยไทยให้มาสนใจทำวิจัยในการป้องกันและรักษาความมั่นคงของประเทศให้มากขึ้น และเพื่อให้มีแบบจำลองคณิตศาสตร์ต้นแบบแรกของขีปนาวุธที่จะได้พัฒนาให้มีความถูกต้อง (accuracy) เทียบตรง (reliability) และมีความเชื่อมั่น (validity) สูงต่อไป อันเป็นจุดเริ่มต้นในการศึกษาเพื่อพัฒนาหาแนวทางในการวางแผนการดำเนินโครงการเพื่อสร้างจริงต่อไปในอนาคต

ในการศึกษาขั้นนี้จะเริ่มจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในลักษณะ 2 มิติก่อน แล้วจึงขยายผลต่อไปแบบจำลองที่สร้างขึ้นนี้เป็นแบบจำลองเชิงระยะซึ่งมีขอบเขตการพิจารณาโดยอิงจากอากาศสู่อากาศ หรือที่เรียกว่า "ขีปนาวุธแบบอากาศสู่อากาศ (Air to Air Missile)" โดยจะแสดงในลักษณะของระนาบ 2 มิติของตำแหน่งของขีปนาวุธนำวิถีและตำแหน่งของเป้าหมายโดยมีระบบนำร่องพื้นฐานในการหาตำแหน่งของเป้าหมายนั้น

2. ส่วนประกอบหลักของระบบขีปนาวุธนำวิถีและแบบจำลองเชิงคณิตศาสตร์

ส่วนประกอบหลักของระบบขีปนาวุธที่พิจารณามีส่วนที่เป็นพื้นฐานดังแสดงในรูปที่ 1 ซึ่งแต่ละส่วนประกอบย่อยสามารถบรรยายโดยสม

การทางคณิตศาสตร์ได้ แบบจำลองเชิงคณิตศาสตร์ที่ได้สามารถนำไปวิเคราะห์และจำลองผลด้วยคอมพิวเตอร์ เนื่องจากการจำกัดของเนื้อที่สำหรับบทความ ดังนั้น ขอละรายละเอียดการคำนวณที่ซับซ้อนและการพิสูจน์ที่มาของสมการไว้ ณ ที่นี้ โดยสามารถตรวจเอกสารการศึกษาจากกฎการเคลื่อนที่ทางฟิสิกส์ตามเอกสารอ้างอิงในท้ายบทความนี้ [1,2,3,4]

2.1 ภาคขับเคลื่อน

สมมติว่าเชื้อเพลิงส่วนใหญ่ถูกเผาไหม้หมดในทันทีที่จุดชนวน และการเคลื่อนที่อาศัยความเฉื่อยที่ได้จากการประลัย ดังนั้นจึงประมาณการคำนวณโดยจะกำหนดให้มวลของซีปนาวุธมีค่าคงที่ และโดยอาศัยกฎข้อ 2 ของนิวตัน (Newton's s Second law) จะได้ว่า

$$F = m V_M \quad (1)$$

เมื่อ F เป็น แรงขับทั้งหมดตลอดเส้นทางการเคลื่อนที่ของซีปนาวุธ

m เป็นมวลของซีปนาวุธ

V_M เป็นความเร็วทั้งหมดของซีปนาวุธ

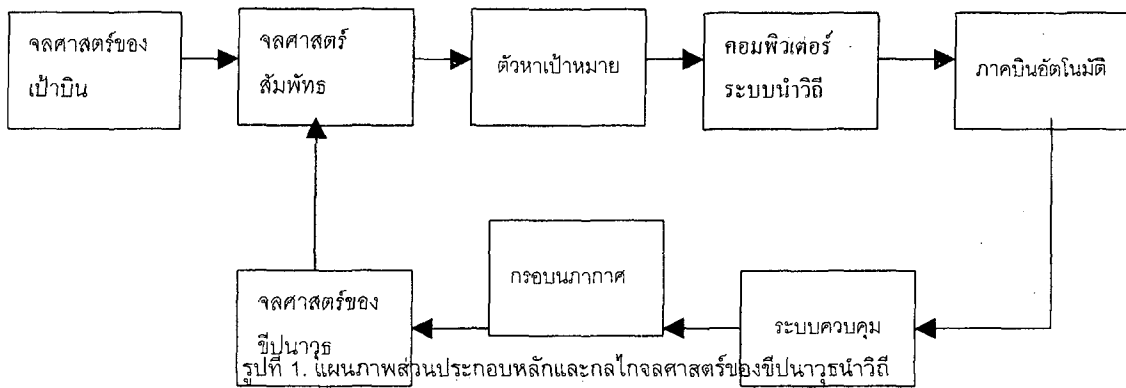
ดังนั้น

$$V_M = F / m = (T - D) / m \quad (2)$$

เมื่อ

T เป็นค่าของแรงขับส่ง (Thrust)

D เป็นค่าของแรงต้าน (Drag)



2.2 แรงประทะโดยพลศาสตร์อากาศ

ในการเคลื่อนที่ของซีปนาวุธจะพิจารณาการต้านการเคลื่อนที่ตามสมการ

แรงต้านการเคลื่อนที่

$$F_{aero} = 0.5 \rho V_M^2 s C \quad (3)$$

เมื่อ ρ เป็นความหนาแน่นของอากาศ

V_M เป็นความเร็วของซีปนาวุธ

C เป็นค่าสัมประสิทธิ์ของแรงพลศาสตร์อากาศ

ซึ่งเราสามารถเขียนใหม่ได้เป็น

$$F_{aero} = 0.5 \rho V_M^2 s \frac{\partial C_N}{\partial \beta} \beta \quad (4)$$

เมื่อ $\partial C_N / \partial \beta$ เป็นค่าของอนุพันธ์ของแรงตามแนวตั้งฉาก

β เป็นค่าของสัมประสิทธิ์การปะทะ (incidence)

และสามารถจัดรูปสมการใหม่ได้เป็น

$$\beta = F / (0.5 \rho V_M^2 s C_{N\beta}) = m \alpha / (0.5 \rho V_M^2 s C_{N\beta}) \quad (5)$$

เมื่อ α เป็นความเร็วของซีปนาวุธตามแนวตั้งฉาก

$$C_{N\beta} = \frac{\partial C_N}{\partial \beta}$$

m เป็นมวลของซีปนาวุธ

2.3 รูปลักษณะการรั้งด้าน (Profile Drag)

โดยใช้สมการมาตรฐานของแรงพลศาสตร์อากาศ จะได้

$$D_{PROFILE} = 0.5 \rho V_M^2 s C_D \quad (6)$$

เมื่อ $D_{PROFILE}$ เป็นค่าของรูปลักษณะการรั้งด้าน

C_D เป็นค่าสัมประสิทธิ์ของการรั้งด้าน

2.4 การรั้งด้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag)

เมื่อแนวแกนตามขวางของซีปนาวุธเอียงเป็นมุม δ กับแนวการเคลื่อนที่ การรั้งด้านเหนี่ยวนำที่เกิดขึ้นสามารถบรรยายได้โดยสมการ

$$D_{INDUCED} = F_{lat} \sin \delta \quad (7)$$

เมื่อค่าของ δ มีค่าน้อย ๆ จะกำหนดให้ $\sin \delta = \delta$ และ F_{lat} เป็นแรงตามแนวขวางตามลำซีปนาวุธ จะได้

$$D_{INDUCED} = F_{lat} \delta = m \alpha \delta$$

2.5 กฎการนำวิถี

ซีปนาวุธส่วนมากจะใช้กฎแปรผันตรงแห่งการนำร่อง (Proportion Navigation หรือ PN) ซึ่งจะมาจกสัดส่วนของอัตราเปลี่ยนแปลงเส้นทางบิน (flight path rate) ψ_M และอัตราเปลี่ยนแปลงแนวการเห็น (line of sight rate) r_{SS} จะได้ว่า

$$\psi_M = K r_{SS} \quad (8)$$

เมื่อ

K เป็น ค่าคงที่การนำร่อง (navigation constant)

จาก

$$\alpha = V_M \dot{\Psi}_M \quad (9)$$

แทน (8) ลงใน (9) จะได้

$$\alpha = V_M K r_{ss} \quad (10)$$

สำหรับการนำวิถีที่ดีที่สุด (optimum guidance) [4]

$$K = N' V_C / V_M \quad (11)$$

เมื่อ V_C เป็นค่าของความเร็วใกล้พิสัย (closing velocity) จากสมการที่ (27)

N' เป็นค่ายังผลการนำร่อง (effective navigation)

ดังนั้นจะได้ว่า

$$\alpha = N' V_C r_{ss} \quad (12)$$

2.6 อัตราการเปลี่ยนเส้นทางบิน

จากสมการของการเคลื่อนที่เป็นวงกลม $\alpha = V \omega$ จะได้

ว่า

$$\dot{\Psi}_M = \int \dot{\Psi}_M dt + \Psi_{M0} \quad (13)$$

3. จลศาสตร์ของเป้าหมายและขีปนาวุธในเชิงระยะ

ในหัวข้อนี้จะพิจารณาการเคลื่อนที่ของขีปนาวุธในเชิงระยะและเป้าหมายในระยะ 2 มิติ เพื่อหาตำแหน่งการชนของขีปนาวุธและเป้าหมาย โดยเริ่มวิเคราะห์ในส่วนของเป้าหมายก่อน

3.1 จลศาสตร์ของเป้าหมาย (Target Kinematics)

เราจะพิจารณาโดยสมมติว่าเป้าหมายมีมวลและความเร็วคงที่ โดยสมมติให้อัตราการเปลี่ยนมวลต่อหน่วยเวลามีค่าน้อยมากจนไม่นำมาพิจารณาได้ ความเร็วของเป้าหมายบนระนาบ 2 มิติ บรรยายโดยเขียนในรูปสมการ

$$X_T^{\square} = V_T \cos \Psi_T \quad (14)$$

$$Y_T^{\square} = V_T \sin \Psi_T \quad (15)$$

เมื่อ V_T เป็นความเร็วของเป้าหมาย

$\dot{\Psi}_T$ เป็นค่าของอัตราการเลี้ยวเบนของเป้าหมายจากแนวบิน

เดิม (target yaw flight path rate)

จะได้ตำแหน่งของเป้าหมายบนระนาบ 2 มิติ เป็น

$$X_T = \int X_T^{\square} dt + X_{T0} \quad (16)$$

$$Y_T = \int Y_T^{\square} dt + Y_{T0} \quad (17)$$

โดน X_{T0} เป็น Y_{T0} เป็นตำแหน่งเริ่มต้นตามแนวแกน x และแกน y ตามลำดับ

3.2 จลศาสตร์ของขีปนาวุธ (Missile Kinematics)

โดยอาศัยสมมติฐานว่าอัตราการเปลี่ยนมวลมีค่าน้อยมากจนสามารถพิจารณาได้ว่าขีปนาวุธมีมวลคงที่หลังปล่อยโดยขับพลันด้วยความเร็วต้นเป็น 300 เมตรวินาที

จากการพิจารณาของอัตราการเปลี่ยนเส้นทางบิน ในรูป

$$\dot{\Psi}_M = \alpha / V_M \quad (18)$$

จะได้มุมเปลี่ยนทางเดินเป็น

$$\Psi_M = \int \dot{\Psi}_M dt + \Psi_{M0} \quad (19)$$

ดังนั้นความเร็วของขีปนาวุธบนระนาบ 2 มิติ จะได้จาก

$$X_M^{\square} = V_M \cos \Psi_M \quad (20)$$

$$Y_M^{\square} = V_M \sin \Psi_M \quad (21)$$

ในทำนองเดียวกัน จะได้ตำแหน่งของขีปนาวุธบนระนาบ 2 มิติ เป็น

$$X_M = \int X_M^{\square} dt + X_{M0} \quad (22)$$

$$Y_M = \int Y_M^{\square} dt + Y_{M0} \quad (23)$$

3.3 จลศาสตร์สัมพัทธ์ระหว่างขีปนาวุธและเป้าหมาย (Relative Kinematics)

ระยะสัมพัทธ์ระหว่างขีปนาวุธและเป้าหมายสามารถบรรยายได้ด้วยสมการ

$$R^2 = (X_T - X_M)^2 + (Y_T - Y_M)^2 \quad (24)$$

และมีความเร็วสัมพัทธ์ของขีปนาวุธและเป้าหมายเป็น

$$X_R^{\square} = X_T^{\square} - X_M^{\square} \quad (25)$$

$$Y_R^{\square} = Y_T^{\square} - Y_M^{\square} \quad (26)$$

จะได้ค่าความเร็วใกล้พิสัย (Closing Velocity) จาก

$$V_C = [(X_T - X_M) X_R^{\square} + (Y_T - Y_M) Y_R^{\square}] / R \quad (27)$$

3.4 ตัวหาเป้าหมาย (Seeker)

จะทำหน้าที่จับสัญญาณการเคลื่อนที่ของเป้าหมาย โดยหาจากสมการของอัตราเปลี่ยนแนวการเห็น โดย

$$r_{ss} = (X_R^{\square} \cos \Psi_s - Y_R^{\square} \sin \Psi_s) / R \quad (28)$$

โดย มีค่าของมุมการเห็น (sight line angle) เป็น

$$\dot{\Psi}_s = \int r_{ss} dt + \Psi_{s0} \quad (29)$$

3.5 การนำวิถี (guidance)

ในส่วนของการนำวิถี ของแบบจำลองจะคำนวณค่าที่ได้มาจากตัวหาเป้าหมาย โดย

$$\alpha = N' V_C r_{ss} \quad (30)$$

3.6 การบินอัตโนมัติ (autopilot), การควบคุม (control) และกรอบนากาศ (air frame)

สมการที่สมมติให้จำลองการบินอัตโนมัติ การควบคุม และกรอบนากาศ อาศัยการจำลองของสมการต่อไปนี้ สมการการปะทะ (incidence) จะได้จาก

$$\beta = m \alpha / (0.5 \rho V_M^2 s C_N \beta) \quad (31)$$

สมการรูปลักษณะการต้านรั้ง (profile drag) จะได้จาก

$$D_{PROFILE} = 0.5 \rho V_M^2 s C_D \quad (32)$$

สมการการต้านรั้งเหนี่ยวนำ (induced drag) จะได้จาก

$$D_{INDUCED} = m \alpha \delta \quad (33)$$

ค่าของความเร่งตามแนวยาวขนานซิปนำวุธ (longitudinal acceleration) จะได้จาก

$$V_M^{\square} = (T - D_{PROFILE} - D_{INDUCED}) / m \quad (34)$$

ค่าความเร็ว ของซิปนำวุธจะได้จาก

$$V_M = \int V_M^{[i]} dt + V_{M0} \quad (35)$$

4. ผลที่ได้จากการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์

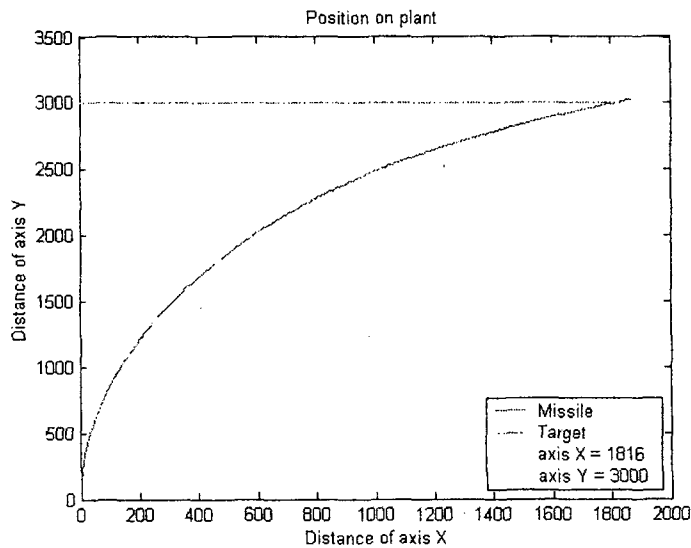
โดยอาศัยสมการ (14) - (35) และข้อมูลจำลองและจะถูกจำลองหัวข้อย่อย 4.1 ถึง 4.3 เราจะสามารถจำลองผลทางจลศาสตร์เชิงระยะด้วยคอมพิวเตอร์ โดยอาศัยโปรแกรม MATLAB [5] ซึ่งเราจะกำหนดเงื่อนไขให้กับตัวแปรในสมการดังกล่าวข้างต้นดังนี้คือ

4.1 ข้อมูลตัวแปรที่มีค่าเป็นค่าคงที่

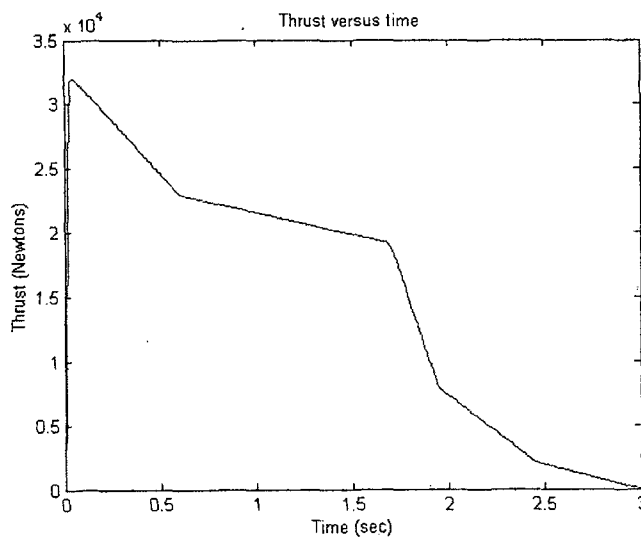
ค่าคงที่การแปรผันตรงของการนำร่อง

(PN constant, N') = 3

มวล (m) = 70 kg



รูปที่ 2 แสดงการเคลื่อนที่ของซิปนำวุธและเป้าหมาย



รูปที่ 3 แสดงแรงขับส่งของซิปนำวุธที่เวลาต่างๆ

พื้นที่อ้างอิง

(reference area, s) = 0.02 m^2

ความเร็วเสียง (V_s) = 340 m/sec

ความหนาแน่นอากาศ

(ρ) = 1.3 kg/m^3

4.2 ข้อมูลตัวแปรที่อาศัยเงื่อนไขเริ่มต้น

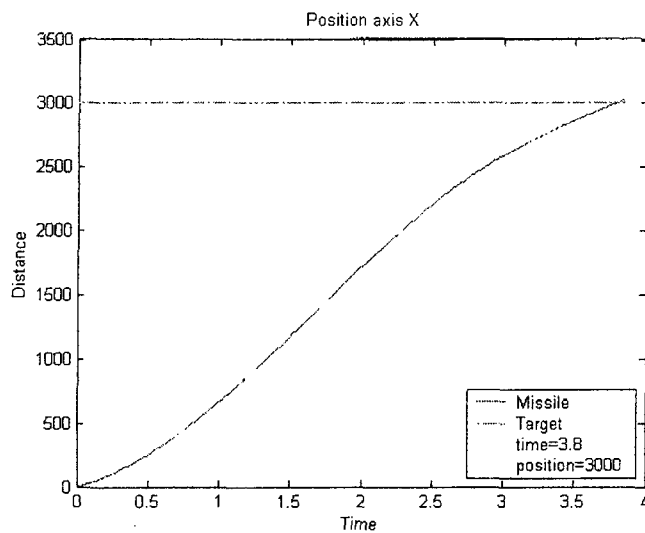
ตำแหน่งเริ่มต้นขีปนาวุธตามแนวแกน

(X_{M0}) = 0.0 m

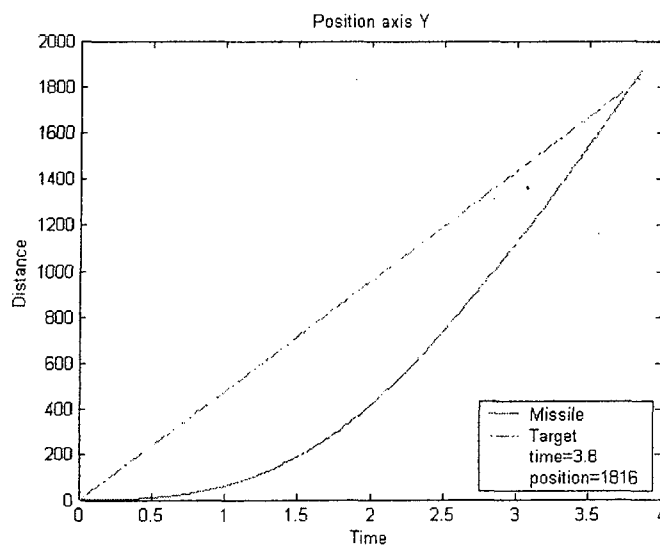
ตำแหน่งเริ่มต้นขีปนาวุธตามแนวแกน

(Y_{M0}) = 0.0 m

ความเร็วต้นขีปนาวุธ



รูปที่ 4 แสดงการเคลื่อนที่ของขีปนาวุธและเป้าหมายในแนวแกน X



รูปที่ 5 แสดงการเคลื่อนที่ของขีปนาวุธและเป้าหมายในแนวแกน Y

(V_{M0}) = 300.0 m/s

เส้นทางบินตั้งต้นของขีปนาวุธ

(Ψ_{M0}) = 0.0 m

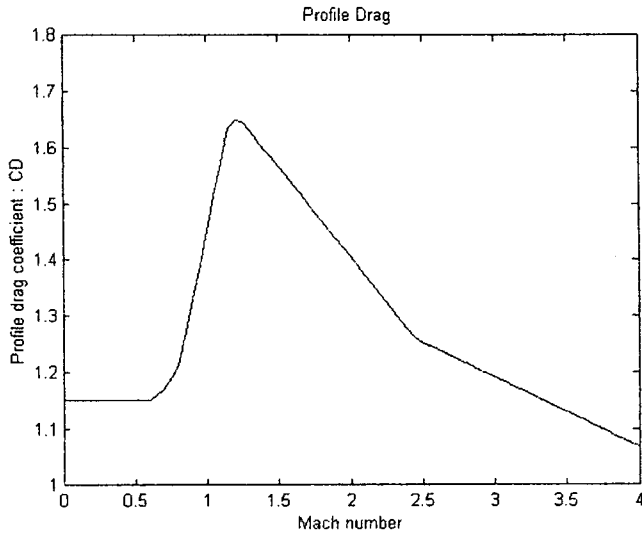
แนวการเห็นเริ่มต้นของขีปนาวุธ

(Ψ_{s0}) = 0.0 m

ตำแหน่งเริ่มต้นของเป้าหมายตามแนวแกน X (X_{T0}) = 3000.0 m

ตำแหน่งเริ่มต้นของเป้าหมายตามแนวแกน Y (Y_{T0}) =
 0.0 m
 ความเร็วต้นของเป้าหมาย
 (V_{T0}) = 480.0 m

4.3 การเคลื่อนที่ของขีปนาวุธในการชนเป้าหมาย
 โดยอาศัยสมการและข้อมูลดังกล่าวข้างต้น ผลที่ได้จากการจำลอง
 ผลแบบจำลองเชิงระยะด้วยคอมพิวเตอร์ พบว่าการเคลื่อนที่ของ
 ขีปนาวุธสู่และเป้าหมายที่บินในระนาบ 2 มิติ จากจุดเริ่มต้นของการยิง
 ขีปนาวุธจนถึงจุดที่ขีปนาวุธวิ่งชนเป้าหมาย



รูปที่ 6 แสดงค่าสัมประสิทธิ์ของการต้านรั้ง

ใช้เวลาในการเคลื่อนที่ 3.8 วินาที และชนที่ตำแหน่งพิกัด $(X,Y) = (1,816 \text{ m}, 3,000 \text{ m})$ ดังรูป 2 โดยมีแรงขับส่งในการเคลื่อนที่ซึ่งแสดงเป็นกราฟในรูปที่ 3

รูปที่ 4 และ รูปที่ 5 แสดงตำแหน่งการชนเป้าหมายของขีปนาวุธในแนวแกน X และ แกน Y เทียบกับเวลา โดยจะเห็นได้ว่าจุดชนใช้เวลาในการเข้าถึงเป้าหมายที่เท่ากันเป็นการยืนยันผลสัมฤทธิ์ของภารกิจการทำลายล้างอากาศยานของผู้บุกรุก ในสถานการณ์ที่สมมติไว้ ซึ่งเมื่อนำข้อมูลจากรูปที่ ทั้งสองมารวมกันก็จะได้กราฟรูปที่ 2 ออกมา

หมายเหตุ รูปที่ 3 และ รูปที่ 6 เป็นข้อมูลที่ใช้ในการสร้างแบบจำลอง โดยรูปที่ 3 จะแสดงกำลังขับหรือแรงขับส่งที่ขีปนาวุธใช้ในการเคลื่อนที่ ที่เวลาต่างๆ ส่วนรูปที่ 6 จะแสดงค่าสัมประสิทธิ์ของการต้านรั้งที่ความเร็วต่างๆของขีปนาวุธ

จะเห็นได้ว่าแบบจำลองที่สร้างขึ้นและจำลองผลด้วยคอมพิวเตอร์ตามข้อมูลที่กำหนดให้ใกล้เคียงกับความเป็นจริงในการยิงทำลายล้างอากาศยานที่มีความเร็วเฉลี่ยประมาณ 250-350 m/s ซึ่งในที่นี้ได้กำหนดให้เป้าหมายมีความเร็วต้นถึง 480 m/s ได้ผลการจำลองได้ดีในระดับการจำลองสถานการณ์ในระนาบ 2 มิติ อย่างไรก็ตามการจำลองสถานการณ์ที่ใกล้เคียงความเป็นจริงมากกว่านี้คือ การจำลองใน 3 มิติ ควรได้รับการขยายผลเพื่อพัฒนาแบบจำลองนี้ให้ครอบคลุมถึงกรณีดังกล่าว นอกจากนี้ แบบจำลองนี้ยังจำกัดในกรณีที่ตัวหาเป้าหมายไม่

อาจแบ่งแยกวัตถุปล่อยหลอก (Decoy) จากอากาศยานของฝ่ายตรงข้ามซึ่งควรคำนึงถึงเพื่อพัฒนาแบบจำลองที่ได้นี้สำหรับงานในอนาคต

5. บทสรุป

บทความนี้ได้เสนอวิธีการสร้างแบบจำลองเชิงคณิตศาสตร์ของขีปนาวุธยิงสู่เป้าหมายจากอากาศสู่อากาศ โดยแบบจำลองที่ได้เป็นการศึกษาเชิงระยะในสองมิติตามหลักจลศาสตร์โดยอาศัยทฤษฎีฟิสิกส์และจากการสมมติสถานการณ์โดยใช้ขีปนาวุธยิงอากาศยานของผู้บุกรุกซึ่งได้จำลองผลโดยอาศัยคอมพิวเตอร์โปรแกรม พบว่าแบบจำลองที่สร้างขึ้นสามารถนำไปประยุกต์ใช้กับการศึกษาเบื้องต้นเพื่อนำสู่ความเข้าใจในการศึกษาจลศาสตร์ของขีปนาวุธ ซึ่งจะเป็นพื้นฐานในการสร้างแบบจำลองขั้นสูงของขีปนาวุธต่อไป แบบจำลองที่สร้างขึ้นยังคงเป็นแบบจำลองที่ยังขาดความสมบูรณ์ในด้านระบบการนำวิถีแบบฉลาด (Intelligent guidance) ซึ่งสามารถแยกระหว่างอากาศยานเป้าหมายกับวัตถุปล่อยหลอก (decoy) การขยายผลให้ครอบคลุมสถานการณ์ดังกล่าวและแบบจำลองทั้งพลศาสตร์และจลศาสตร์เป็นหัวข้อวิจัยที่สมควรได้รับการขยายผลในอนาคต เพื่อนำสู่การสร้างระบบตัวจำลอง (simulator system) ที่สมบูรณ์แบบ อันจะประหยังบประมาณของประเทศและนำสู่การพึ่งพาตนเองในด้านการยุทธโธปกรณ์ต่อไปในอนาคต

6. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับการสนับสนุนทางด้านข้อมูลจากสำนักงานวิจัยและพัฒนาการทหารกลาโหม กองบัญชาการทหารสูงสุด*

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Zarchan, Paul, *Tactical and Strategic Missile Guidance* (Volume 124 of Progress in Astronautics and Aeronautics). American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.1990
- [2] Hemsch, M., *Tactical Missile Aerodynamics : General Topics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1990
- [3] Blakelock, J. H, *Automatic Control of Aircraft and Missile*, John Wiley & Son, Inc.1976
- [4] Nazarov. G. J., An optimal terminal guidance law. *IEEE Transaction on Automatic Control*. AC-21(1). 407-408, 1976.
- [5] MATLAB Reference Guide, MathWorks, Inc. 1992.

* ความเห็นในงานวิจัยนี้เป็นของผู้วิจัย ทางกองบัญชาการทหารสูงสุดไม่จำเป็นต้องเห็นด้วยเสมอไป