



## รายงานการวิจัยฉบับสมบูรณ์

การจำลองสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 มม ด้วยวิธีปริมาตร  
สี่บเนื่อง  
Simulation of Aerodynamics Coefficient for 105 mm. Projectile with  
Finite Volume Method



นายจรรูวัตร เจริญสุข  
นายนิวัฒน์ ภูเจริญ

งานวิจัยนี้ได้รับทุนสนับสนุนงานวิจัยจากเงินรายได้คณะวิศวกรรมศาสตร์  
ประจำปีงบประมาณ พ.ศ. 2556  
คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



## รายงานการวิจัยฉบับสมบูรณ์

การจำลองสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 มม ด้วยวิธีปริมาตร

สี่บเนื่อง

Simulation of Aerodynamics Coefficient for 105 mm. Projectile with  
Finite Volume Method

นายจาร์วัตร เจริญสุข  
นายนิวัฒน์ ภูเจริญ

เลขหมู่.....  
เลขทะเบียน.....  
รับ.เค.ค.บ.ป. 27 1889 2559



งานวิจัยนี้ได้รับทุนสนับสนุนงานวิจัยจากเงินรายได้คณะวิศวกรรมศาสตร์

ประจำปีงบประมาณ พ.ศ. 2556

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชื่อโครงการ (ภาษาไทย) การจำลองสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 มม ด้วยวิธีปริมาตรสี่บเนื้อง

(ภาษาอังกฤษ) Simulation of Aerodynamics Coefficient for 105 mm. Projectile with Finite Volume Method

แหล่งเงิน.เงินรายได้คณะวิศวกรรมศาสตร์

ประจำปีงบประมาณ 2556 จำนวนเงินที่ได้รับการสนับสนุน 160,000 บาท

ระยะเวลาทำการวิจัย 2 ปี ตั้งแต่ ตุลาคม 2554 ถึง กันยายน 2556

รายนามคณะผู้วิจัย (ระบุค่านำหน้า เป็น นาง/นางสาว/นาย หน่วยงานต้นสังกัด หมายเลขโทรศัพท์ E-mail )

1. นายจรรูวัตร เจริญสุข

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล 02-329-8351 [kcjaruw@kmitl.ac.th](mailto:kcjaruw@kmitl.ac.th) (หัวหน้าโครงการ)

2. นายนิวัฒน์ ภูเจริญ

วิศวกร สำนักบริการคอมพิวเตอร์ [kpnawat@kmitl.ac.th](mailto:kpnawat@kmitl.ac.th) (ผู้ร่วมโครงการ)

### บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการดำเนินการต่อเนื่องจาก โครงการ "การทำนายสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์ กระสุนปืนใหญ่ 105 mm ด้วยวิธีปริมาตรสี่บเนื้อง" ปีงบประมาณ 2555 ดังรายงานความคืบหน้างานวิจัยที่ได้เผยแพร่ไว้ก่อนหน้านี้ ซึ่งในปีงบประมาณ 2556 นี้ ได้มีการปรับเปลี่ยนแนวทางในการคำนวณเพื่อให้ตรงตามความต้องการของผู้ใช้ สำนักงานอำนวยการสร้างอาวุธ กระทรวงกลาโหม ให้ครอบคลุมย่านความเร็วและเงื่อนไขประกอบต่างๆ ในย่านที่เกิดขึ้นกับกระสุนในระหว่างการเคลื่อนที่อยู่ในอากาศ ค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์สำหรับกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ถูกสร้างขึ้นด้วย โปรแกรม PRODAS ซึ่งเป็นโปรแกรมจำลองสัมประสิทธิ์ต่างๆ ที่จำเป็นในการทำนายวิถีกระสุน ผลการคำนวณได้ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงดูดลาก (Drag Coefficient) สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient) ผลกระทบของแรง แมกนัส (Magnus effect) ที่ความเร็วต่างๆ อย่างไรก็ตามผลการคำนวณไม่ได้ให้ค่าที่ถูกต้องหรือสมเหตุสมผลเมื่อความเร็วเกินมัคมันเบอร์ 3

ทั้งนี้ สัมประสิทธิ์เหล่านี้คำนวณได้มาจากสมการสทล์มันท์ที่ถูกพัฒนาขึ้นจากฐานข้อมูลวิถีกระสุนจริง ที่มีมุมยิงและความเร็วต้นต่างๆ โดยฐานข้อมูลของกระสุน ปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ได้ถูกดึงออกมาใช้และดำเนินการสังเคราะห์เป็นสัมประสิทธิ์ และได้ตีพิมพ์ไว้ในรายงานฉบับนี้เพื่อนำไปใช้ประโยชน์ต่อไป

**คำสำคัญ :** ค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์, ซีปนาวุธ, การคำนวณพลศาสตร์ของไหล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## Abstract

This research is a continuation work from the previous research for the year 2012's budget entitled "The Prediction on Aerodynamic Coefficients of 105 mm Cannon Muzzle by Finite Volume Method". For this year's budget, 2013, however the aim of this research has been re-adjusted to meet the requirement of The Office of Weapon Research and Development Administration, Ministry of Defense. The calculation was performed within the possible range of velocity and orientation while the muzzle is traveling in the air. The coefficients for 105 mm. HE M1 muzzle were obtained using PRODAS. This program provides the coefficients necessary for calculation of the muzzle's trajectory, i.e. drag and lift coefficients, as well as the Magnus coefficient at different March numbers. However, reasonable values were obtained for March number not greater than 3.

These coefficients were obtained from empirical functions based on data set of real test trials of specified muzzle. The data were retrieved and used in the empirical equation to obtain calculated results of coefficients which are published in this report.

**Keywords :** Aerodynamic Coefficient, projectile, computational fluid dynamics

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## กิตติกรรมประกาศ

รายงานวิจัยฉบับนี้ สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยความเมตตาช่วยเหลืออย่างดียิ่งของท่านอธิการบดี ผู้อำนวยการสำนักบริการคอมพิวเตอร์ คณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์ และ คณาจารย์สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ผู้จัดทำรายงานจึงขอกราบขอบพระคุณท่านเป็นอย่างสูงมา ณ ที่นี้ หวังเป็นอย่างยิ่งว่าข้อมูลที่ได้นี้จะก่อให้เกิดประโยชน์ต่อหน่วยงานผู้ใช้ข้อมูล ซึ่งได้แก่ ศูนย์อำนวยการสร้างอาวุธกระทรวงกลาโหม โดยเพิ่มขีดความสามารถในการพัฒนาสมุดตารางยิง กระสุนปืนใหญ่ 105 mm.

นายจรรว้ตร เจริญสุข  
นายวิวัฒน์ ภูเจริญ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ

บทที่	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย	ก
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	ข
กิตติกรรมประกาศ	ค
สารบัญ	ง
สารบัญตาราง	จ
สารบัญภาพ	ฉ
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย	2
1.3 ขอบเขตของการวิจัย	2
1.4 วิธีดำเนินการวิจัย	2
1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	2
บทที่ 2 ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง	3
2.1 แนวคิดของงานวิจัย	3
2.2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	3
2.3 ข้อมูลของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1	6
2.4 ค่าสัมประสิทธิ์แรงและโมเมนต์อากาศพลศาสตร์	7
บทที่ 3 วิธีดำเนินการวิจัย	8
3.1 การประมาณค่าสัมประสิทธิ์	8
3.2 การหาค่าสัมประสิทธิ์	11
บทที่ 4 ผลการวิจัย	12
บทที่ 5 ข้อเสนอแนะ	20
5.1 สมการการเคลื่อนที่ 4 DOF ( Modified Point Mass )	20
บรรณานุกรม/เอกสารอ้างอิง	23
ภาคผนวก	24

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
4.1 The aerodynamic coefficients and derivatives for 105 mm HE M1	12
4.2 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Zero Yaw Axial Force Coefficient	13
4.3 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Yaw Axial Force Coefficient	13
4.4 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Normal Force Coefficient Derivative	14
4.5 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Normal Force Coefficient with respect to $\sin^3$ Derivative	14
4.6 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Magnus Force Coefficient Derivative	15
4.7 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Pitching Moment Coefficient Derivative	15
4.8 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Pitching Moment Coefficient with respect to $\sin^3$ Derivative	16
4.9 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Pitch Damping Moment Coefficient	16
4.10 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Roll Damping Coefficient	17
4.11 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative	17
4.12 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative with respect to $\sin^3$ Derivative	18
4.13 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative with respect to $\sin^5$ Derivative	18
4.14 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Fore body Axial Force Coefficient	19
4.15 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Normal Force Center of Pressure	19
6.1 Aerodynamic Forces and Moments	24
6.2 Physical Properties and Trajectory Parameters	25
6.3 Aerodynamic and Stability Parameters	26
6.4 Subscripts	27

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญภาพ

ภาพที่	หน้า
2.1 Reference frame and position definitions	3
2.2 Projectile orientation definitions	4
2.3 กระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1	6
2.4 Howitzer of 105mm Projectile at firing site	6



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ในการทำนายค่าแรงและโมเมนต์ของอากาศพลศาสตร์ เมื่อซีปนาวุธลอยอยู่ในชั้นบรรยากาศ มีอยู่สี่วิธีพื้นฐาน ที่ถูกใช้กันอย่างแพร่หลาย ได้แก่ Empirical Methods , Wind Tunnel Testing , Computational Fluid Dynamic และ Spark Range Testing

Empirical Methods เป็นวิธีการที่มีประโยชน์อย่างมาก ในการออกแบบแนวคิดของซีปนาวุธที่รวดเร็วและมีราคาถูกสำหรับการหาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ที่มีความจำเป็นต้องใช้ในการทำนายวิถีของซีปนาวุธ เทคนิคที่เกี่ยวข้องกับอากาศพลศาสตร์นี้ เป็นการอธิบายการเคลื่อนที่ของซีปนาวุธด้วยกลุ่มของคุณสมบัติทางเรขาคณิต หรือเรียกว่าคุณลักษณะจำเพาะ (เส้นผ่านศูนย์กลาง จำนวนของคลีบ ประเกศของจุมก ฯลฯ ) ที่ส่งผลต่อค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของซีปนาวุธที่แตกต่างกัน ผลกระทบเหล่านี้ถูกอธิบายด้วยฟังก์ชันของคุณลักษณะ (characteristic function) ข้อมูลของความสัมพันธ์ที่ได้ เหมาะที่จะนำมาสร้างเป็นสมการหลายตัวแปร เพื่อสร้างแบบจำลองทั่วไปสำหรับค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ด้วยฟังก์ชันคุณสมบัตินี้ของซีปนาวุธขึ้น ทั้งนี้ ฐานข้อมูลเพื่อที่จะนำมาสร้างค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ เป็นฟังก์ชันของคุณลักษณะจำเพาะของซีปนาวุธนั้น มักจะได้มาจาก Wind Tunnel Testing หรือ Spark Range Test นั่นเอง ซึ่งแนวทางการประมาณค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของซีปนาวุธ หรือที่เรียกว่า วิธี Empirical Methods นี้ ถูกใช้ในโปรแกรมทำนายวิถีกระสุนเช่น PRODAS ซึ่งเป็นโปรแกรมที่ใช้ในงานวิจัยนี้ ข้อได้เปรียบของเทคนิคนี้ คือมันเป็นวิธีทั่วไปที่ใช้ได้กับซีปนาวุธลักษณะใดๆก็ได้ อย่างไรก็ตามการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ ที่แตกต่างจากเงื่อนไขที่ได้ประมวลเป็นฟังก์ชันไว้ นี้ ก็จะทำให้ผลการทำนายมีความแม่นยำน้อยกว่า เมื่อเปรียบเทียบกับทั้งสี่วิธีที่ได้กล่าวมา

Wind Tunnel Testing มักจะใช้ในระหว่างการพัฒนาซีปนาวุธ โดยพิจารณาประกอบกับรายละเอียดของการออกแบบตามหลักอากาศพลศาสตร์ในการทดสอบ Wind Tunnel Testing ซีปนาวุธที่มีลักษณะเฉพาะตัวจะถูกติดตั้งในอุโมงค์ลมที่มีปะทะที่แตกต่างกัน และวัดด้วยเครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์อากาศพลศาสตร์ที่เลขมีคต่างๆโดยใช้หลอดขึงไว้ Wind Tunnel Testing มีข้อได้เปรียบ เนื่องจากเป็นการวัดค่าแรงและโมเมนต์อากาศพลศาสตร์ที่ซีปนาวุธโดยตรง นอกจากนี้ยังง่ายต่อการเปลี่ยนแบบจำลองใน อุโมงค์ลม เพื่อให้ส่งผลกระทบต่อรายละเอียดของตัวแปรที่สนใจจะตรวจสอบ ข้อเสียและข้อจำกัดของวิธี นี้ คือมีค่าใช้จ่ายสูง นอกจากนี้ ค่าสัมประสิทธิ์บางตัวเช่น แรงและโมเมนต์ของแมกนัส ยากที่จะหาได้จากอุโมงค์ลมแบบขึงด้วยเส้นลวดได้อย่างแม่นยำหากแต่มีความจำเป็นต้องใช้ค่าดังกล่าว ในการวิเคราะห์ผลที่ซับซ้อนขึ้น

ส่วนในการจำลองด้วยโปรแกรมทาง CFD นั้น สมการพื้นฐานของพลศาสตร์ของไหลจะถูกนำมาใช้อธิบายลักษณะการไหลรอบๆซีปนาวุธ และแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับซีปนาวุธนั้น การแก้ปัญหาด้วยวิธีการเชิงตัวเลขจะมีความเฉพาะเจาะจงที่เงื่อนไขใดๆในการคำนวณแต่ละครั้ง ชุดคำสั่งของโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่ซับซ้อนนี้ สามารถคำนวณค่าที่ขึ้นกับเวลาได้อย่างใกล้เคียงความจริงมากขึ้นโดยใช้ สมการ Navier - Stokes และสมการที่อธิบายความปั่นป่วนชนิดไม่คงตัว ตัวอย่างเครื่องมือที่ใช้ทางด้านนี้ เช่น CFD++ , Fluent , Overflow - D เป็นต้น การใช้ CFD เป็นการคำนวณที่มีราคาแพง และใช้แรงงานในการพัฒนาโปรแกรมเพื่อประมวลผลการคำนวณที่ได้จากการจำลองในทุกเงื่อนไขที่เจาะจงเหล่านั้น เพื่อให้สามารถสร้างความสัมพันธ์ของพารามิเตอร์ต่างๆเหล่านั้นที่มีผลต่อสัมประสิทธิ์ที่สนใจหรือมีอิทธิพลอย่างมีนัยสำคัญต่อ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเคลื่อนที่ของซีปนาวุธ และต้องการคอมพิวเตอร์ที่มีประสิทธิภาพสูงมากเพื่อให้ได้ผลลัพธ์จากการคำนวณในเวลาที่รวดเร็ว และต้องใช้ผู้ที่เชี่ยวชาญในการใช้งานเครื่องมือเหล่านี้

Spark Range Aerodynamic Testing ได้รับการพิจารณาว่าเป็นมาตรฐานที่เยี่ยมที่สุดสำหรับการประมาณค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ เป็นวิธีที่แม่นยำที่สุดเพราะว่าเป็นการทดสอบในสภาวะจริงที่มีการตั้งค่าต่างๆของซีปนาวุธเป็นการเฉพาะตัว ในการทดสอบ Spark Range Aerodynamic Testing นี้ ซีปนาวุธจะถูกยิงผ่านไปในอาคารที่ปิดล้อมอย่างแน่นหนา ทำการทดลองที่มุมยิงของซีปนาวุธที่มุมต่างๆ (<30 องศา) สภาวะ และวิถีของซีปนาวุธถูกวัดโดย Spark Shadowgraphs ข้อมูลสภาวะของซีปนาวุธได้จากแบบจำลอง Rigid Six Degree of Freedom ของซีปนาวุธ โดยใช้ค่าสัมประสิทธิ์ของอากาศพลศาสตร์ที่เหมาะสม ในขณะที่เทคนิคนี้มีความแม่นยำมากที่สุดแต่มีค่าใช้จ่ายในการทดสอบจ่ายสูงที่สุด

คณะผู้วิจัยได้ดำเนินการจำลองหาค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์ด้วยเทคนิค CFD ในช่วงแรกของการศึกษาวิจัยโดยใช้งบประมาณเงินรายได้ คณะวิศวกรรมศาสตร์ ปีงบประมาณ 2554 ดังได้แสดงไว้ในรายงานความก้าวหน้างานวิจัย ในเอกสารแนบภาคผนวก ก เมื่อพิจารณาระยะเวลาของโครงการและระดับความแม่นยำที่ต้องการจากผู้ใช้ (ศูนย์อำนวยการสร้างอาวุธฯ กระทรวงกลาโหม) คณะผู้วิจัย จึงได้ปรับเปลี่ยนแนวทางในการดำเนินการ เพื่อตอบสนองกับเงื่อนไขด้านเวลา และระดับความแม่นยำที่เพียงพอกับการใช้งานของผู้ใช้ โดยได้นำโปรแกรมคำนวณสัมประสิทธิ์ ชนิด Empirical Method ชื่อทางการค้า PRODAS มาใช้ ทำการทบทวนทฤษฎีที่นำมาใช้ซึ่งมีรายละเอียดปลีกย่อยที่แตกต่างจากที่ได้กล่าวไว้ในช่วงแรกของการวิจัย โดยได้รับการสนับสนุนจากสำนักบริการคอมพิวเตอร์ จัดหาโปรแกรมในการดำเนินการศึกษาวิจัยในครั้งนี้ด้วย

#### 1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

งานวิจัยชิ้นนี้จัดทำขึ้นเพื่อทำการศึกษาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ด้วยวิธี Empirical Method เพื่อนำค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ที่ได้ไปคำนวณหาวิถีและการตกของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ได้ทันกับกรอบเวลาที่กำหนด และอย่างแม่นยำเพียงพอต่อการนำไปใช้งาน ของศูนย์อำนวยการสร้างอาวุธฯ กระทรวงกลาโหม

#### 1.3 ขอบเขตของการวิจัย

งานวิจัยชิ้นนี้ได้ทำการศึกษาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 โดยใช้ Software PRODAS ในการคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ต่างๆ โดยใช้สมการการเคลื่อนที่ 4 DOF ( Modified Point Mass ) ในการคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE

#### 1.4 วิธีดำเนินการวิจัย

งานวิจัยชิ้นนี้ได้ดำเนินการวิจัยโดยการคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ผ่าน Software PRODAS ด้วยการนำค่า Initial Condition ที่ได้จากการยิงกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 จริงมาใส่ใน Software PRODAS เพื่อทำการคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ทั้งหมดของสมการการเคลื่อนที่ 4 DOF ( Modified Point Mass )

#### 1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

ผู้วิจัยหวังว่างานวิจัยชิ้นนี้จะให้ความรู้ความเข้าใจเกี่ยวกับการหาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ วิธีการหาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ ผลกระทบของค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ที่เกิดจากรูปทรงของวัตถุที่ผู้วิจัยศึกษา ฯลฯ โดยค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์เป็นค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ซึ่งทางผู้วิจัยหวังเป็นอย่างยิ่งว่างานวิจัยชิ้นนี้เป็นประโยชน์ต่อผู้ที่สนใจหรือผู้ที่นำงานวิจัยชิ้นนี้ไปศึกษาต่อไม่มากก็น้อย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 2

### ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

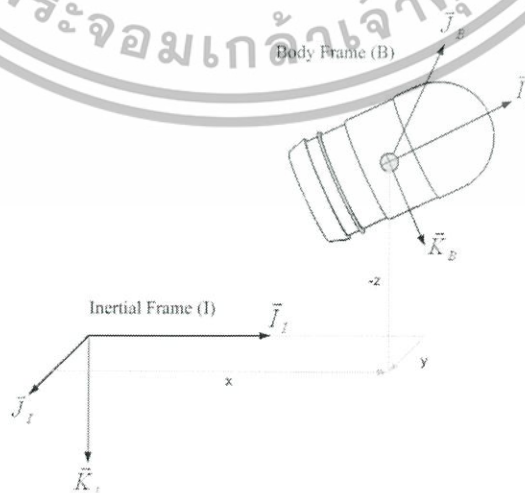
#### 2.1 แนวคิดของงานวิจัย

งานวิจัยนี้มีพื้นฐานมาจากการเคลื่อนที่ของวัตถุที่ลอยอยู่ในอากาศ ในการเคลื่อนที่ของวัตถุใดเราสามารถอธิบายได้ด้วยสมการ  $\vec{F} = m\vec{a}$  ซึ่งเป็นสมการในอุดมคติ โดยแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดจากการเคลื่อนที่ที่เราจะอธิบายอย่างง่ายด้วยสมการ  $\frac{\vec{F}}{A} = \frac{1}{2} \rho \vec{v}^2 \cdot C_d$  โดยที่  $\vec{F}$  คือแรงที่กระทำกับวัตถุ,  $A$  คือพื้นที่ที่วัตถุถูกกระทำ,  $\rho$  คือความหนาแน่นของวัตถุ,  $\vec{v}$  คือความเร็วของวัตถุ และ  $C_d$  ค่าสัมประสิทธิ์ของการดูด จากนั้นเราจะทำการหาค่าของแรง  $(X, Y, Z)$  และโมเมนต์  $(L, M, N)$  โดยสมการ Rigid Body Dynamic (RBD) ในสมการที่ (1) ถึงสมการที่ (4) และนำค่าของแรงและโมเมนต์ที่ได้ไปคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ต่างๆโดยสมการ Flight Dynamic Projectile ในสมการที่ (5) และสมการที่ (6) ในลำดับต่อไป

#### 2.2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

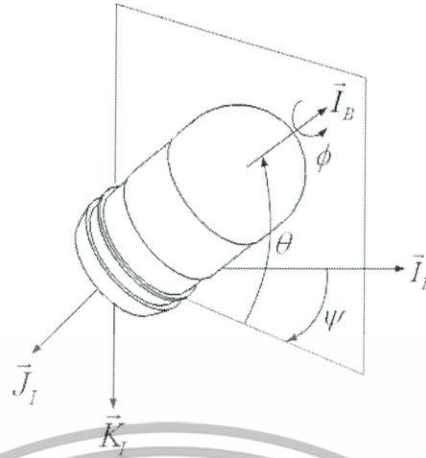
##### 2.2.1 Rigid Body Dynamic

แบบจำลองการเคลื่อนที่ของขีปนาวุธแบบ RBD มีการเคลื่อนที่และการหมุนทั้งสามแกนอย่างอิสระ กรอบของ  $I$  ถูกกำหนดอ้างอิงโดยพื้นดิน (แกนองค์ประกอบย่อยได้เป็น  $\vec{I}_1, \vec{J}_1$  และ  $\vec{K}_1$ ) ในขณะที่กรอบของ  $B$  ถูกกำหนดที่จุดศูนย์กลางมวลของขีปนาวุธโดยมีแกน  $\vec{I}_B$  ชี้ออกจากปลายจมูกของขีปนาวุธ โดยมีทิศของ  $\vec{J}_B$  และ  $\vec{K}_B$  เพิ่มเติม ตามระบบพิกัดฉาก ทั้งหมดมีทิศทางการหมุนตามกฎมือขวา สถานะทางเวกเตอร์การเคลื่อนที่ของขีปนาวุธ จะประกอบด้วย 1. พิกัดวัดจากจุดเริ่มต้นของวัตถุ อ้างอิงที่พื้นดินไปยังจุดศูนย์กลางมวล (The Inertial Position Components of the Projectile Mass Center),  $(x, y, z)$  อยู่บนกรอบอ้างอิง  $I$  2. มุมที่วัดจากแกนอ้างอิงของระบบพิกัด  $I$  (The Standard Aerodynamic Sequence Euler Angle),  $(\phi, \theta, \psi)$  3. องค์ประกอบของความเร็วเชิงเส้นอ้างอิงที่จุดศูนย์กลางมวลของวัตถุ (The Body Frame Components of The Projectile Mass Center Velocity),  $(u, v, w)$  และ 4. องค์ประกอบของความเร็วเชิงมุมของวัตถุ (The Body Frame Components of The Projectile Angular Velocity Vector),  $(p, q, r)$



รูปที่ 2.1 Reference frame and position definitions

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.2 Projectile orientation definitions

ทั้งสมการการเคลื่อนที่และการหมุนแบบไดนามิกจะถูกแสดงในกรอบอ้างอิงของซีปนาวุธ มาตรฐาน ซีปนาวุธมีกรอบของสมการการเคลื่อนที่แสดงใน สมการที่ (1) ถึงสมการที่ (4)

$$\begin{Bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \times \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi / c_\theta & c_\phi / c_\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} X/m \\ Y/m \\ Z/m \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{Bmatrix} = [I]^{-1} \begin{Bmatrix} L \\ M \\ N \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \quad (4)$$

ในสมการที่ (1) และ (2) มีสัญลักษณ์ย่อ คือ  $s_\alpha = \sin(\alpha)$  ,  $c_\alpha = \cos(\alpha)$  ,  $t_\alpha = \tan(\alpha)$  ส่วนประกอบของแรง  $(X, Y, Z)$  และโมเมนต์  $(L, M, N)$  มีส่วนมาจากแรงกระทำและอากาศพลศาสตร์ แรงที่กระทำบางส่วน ของอากาศพลศาสตร์ ในสมการที่ (3) และ (4) ถูกคำนวณโดยใช้แบบจำลอง RBD

2.2.2 Flight Dynamic Projectile Aerodynamic

แรงที่กระทำในสมการที่ (3) และ (4) มีบางส่วนได้มาจากน้ำหนักซีปนาวุธ และแรงกับโมเมนต์ อากาศพลศาสตร์ของซีปนาวุธตามที่แสดงดังต่อไปนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = W \begin{Bmatrix} -s_\theta \\ s_\phi c_\theta \\ c_\phi c_\theta \end{Bmatrix} - \frac{\pi}{8} \rho V^2 D^2 \times \begin{Bmatrix} C_{X0} + C_{X2} (v^2 + w^2) / V^2 \\ C_{N\alpha} v / V - \frac{pD}{2V} C_{Ypa} w / V \\ C_{N\alpha} w / V + \frac{pD}{2V} C_{Ypa} v / V \end{Bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{Bmatrix} L \\ M \\ N \end{Bmatrix} = \frac{\pi}{8} \rho V^2 D^3 \times \begin{Bmatrix} C_{l\delta} + \frac{pD}{2V} C_{lp} \\ C_{m\alpha} \frac{w}{V} + \frac{qD}{2V} C_{mq} + \frac{pD}{2V} C_{np\alpha} \frac{v}{V} \\ -C_{m\alpha} \frac{v}{V} + \frac{rD}{2V} C_{mq} + \frac{pD}{2V} C_{np\alpha} \frac{w}{V} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

ในเทอมของ  $C_{Ypa}$  ประกอบด้วยแรงแมกนีสอยู่ที่จุดศูนย์กลางของความดันแมกนีส ในขณะที่เทอมของ  $C_{X0}$ ,  $C_{X2}$ ,  $C_{N\alpha}$  กำหนดเป็นแรงกระทำคงที่ที่ตั้งอยู่ที่จุดศูนย์กลางของความดัน โมเมนต์ที่ปรากฏอยู่ภายนอกของจุดศูนย์กลางมวลของซีปนาวุธ ประกอบด้วยโมเมนต์อากาศพลศาสตร์ที่มั่นคงที่พร้อมด้วยเทอมของจุดศูนย์กลางความดันและจุดศูนย์กลางแมกนีสที่ได้จากค่าจริง ในเทอมที่เกี่ยวข้องกับ  $C_{m\alpha}$  สำหรับอธิบายจุดศูนย์กลางความดัน ในขณะที่เทอมที่เกี่ยวข้องกับ  $C_{np\alpha}$  สำหรับอธิบายจุดศูนย์กลางแมกนีส  $C_{mq}$  คือ Pitch Damping Moment Coefficient,  $C_{lp}$  คือ Roll Damping Coefficient และ  $C_{l\delta}$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์การเอียงตัวของคลีปของซีปนาวุธ ในการศึกษาครั้งนี้เราได้ทำการศึกษาค่าสัมประสิทธิ์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ซึ่งกระสุนชนิดนี้ไม่คลีป จึงทำให้พจน์นี้ในสมการไม่มีค่าหรือมีค่าเป็น 0

หมายเหตุ ตัวห้อยของตัวย่อของงานวิจัยนี้อ้างอิงจาก Tutorial ของโปรแกรม PRODAS แต่ในงานวิจัยอื่นๆอาจใช้แตกต่างกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.3 ข้อมูลของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1

Reference diameter	104.8	mm
Total length	494.7	mm
Total mass	15.00	kg
Axial moment of inertia	$2.326 \times 10^{-2}$	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
Transverse moment of inertia	$2.3118 \times 10^{-1}$	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
Center of gravity from the base	183.4	mm



รูปที่ 2.4 Howitzer of 105mm Projectile at firing site

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.4 ค่าสัมประสิทธิ์แรงและโมเมนต์อากาศพลศาสตร์

$C_{X0}$	คือ	ค่า Zero Yaw Axial Force Coefficient
$C_{X2}$	คือ	ค่า Yaw Axial Force Coefficient Derivative
$C_{N\alpha}$	คือ	ค่า Normal Force Coefficient Derivative
$C_{N\alpha^3}$	คือ	ค่า Normal Force Coefficient Derivative with respect to $\sin^3$ Derivative
$C_{Yp\alpha}$	คือ	ค่า Magnus Force Coefficient Derivative
$C_{m\alpha}$	คือ	ค่า Pitching Moment Coefficient Derivative
$C_{m\alpha^3}$	คือ	ค่า Pitching Moment Coefficient with respect to $\sin^3$ Derivative
$C_{mq}$	คือ	ค่า Pitch Damping Moment Coefficient
$C_{lp}$	คือ	ค่า Roll Damping Coefficient
$C_{np\alpha}$	คือ	ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative
$C_{np\alpha^3}$	คือ	ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative with respect to $\sin^3$ Derivative
$C_{np\alpha^5}$	คือ	ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative with respect to $\sin^5$ Derivative
$C_{Xf}$	คือ	ค่า Fore body Axial Force Coefficient
$CP_N$	คือ	ค่า Normal Force Center of Pressure

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

**บทที่ 3**  
**วิธีดำเนินการวิจัย**

**3.1 การประมาณค่าสัมประสิทธิ์**

ในการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยแบบจำลอง RBD บนฐานของเวลา ที่มีความแม่นยำสูง จะให้ผลลัพธ์ของแรงและโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์  $(X, Y, Z, L, M, N)$  พร้อมด้วยสถานะทางจลน์ของ ซีปนาวูธ  $(x, y, z, \phi, \theta, \psi, u, v, w, p, q, r)$  ในแต่ละขณะเวลาหนึ่งๆ ถ้าเราทำการกำหนดช่วงเวลาคาบสั้นๆ  $n$  คาบมาต่อกัน ซึ่งในแต่ละช่วงของคาบเวลามีข้อมูล  $m$  ชุด เพราะฉะนั้นเราจะได้อินพุตที่ใช้ในการคำนวณ  $h = n \times m$  ชุด เพื่อใช้ในการประมาณค่าแรง และโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์ จากค่าสถานะทางจลน์ ซึ่งเชื่อมโยงด้วยค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์  $(C_{X0}, C_{X2}, C_{N\alpha}, C_{Yp\alpha}, C_{L\delta}, C_{Lp}, C_{m\alpha}, C_{mq}, C_{np\alpha})$  ที่ได้จาก สมการที่ (5) และสมการที่ (6) โดยสมการเหล่านั้น ได้อธิบายแรงของอากาศพลศาสตร์ที่กระทำบนซีปนาวูธ ใน กรอบอ้างอิง ณ จุดศูนย์กลางของตัวซีปนาวูธเอง ทั้งนี้ การคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์ จะถูก คำนวณโดยการเปลี่ยนรูปของสมการให้อยู่ในรูปของมุมที่กระทำบนกรอบอ้างอิง โดยการหมุนกรอบอ้างอิงของ ซีปนาวูธรอบแกน  $\bar{L}_B$  โดยมีมุม  $\gamma = \tan^{-1}(w/v)$

$$-\frac{8}{\pi\rho V^2 D^2} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_\gamma & s_\gamma \\ 0 & -s_\gamma & c_\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} - W \begin{bmatrix} -s_\theta \\ s_\theta c_\theta \\ c_\theta c_\theta \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_{X0} + C_{X2} \frac{(v^2 + w^2)}{V^2} \\ C_{N\alpha} \frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{V} \\ \frac{pD}{2V} \frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{V} C_{Yp\alpha} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

$$\frac{8}{\pi\rho V^2 D^3} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_\gamma & s_\gamma \\ 0 & -s_\gamma & c_\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{L\delta} + \frac{pD}{2V} C_{Lp} \\ \frac{(vq + wr)D}{2\sqrt{v^2 + w^2}V} C_{mq} + \frac{pD}{2V} \frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{V} C_{np\alpha} \\ \frac{(vr - wq)D}{2\sqrt{v^2 + w^2}V} C_{mq} - \frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{V} C_{m\alpha} \end{bmatrix} \quad (8)$$

ข้อมูลที่เวลาหนึ่งๆ ในแต่ละจุด ทำให้ได้สมการมาทั้งหมด 6 สมการ ซึ่งได้จากองค์ประกอบย่อยของแรงและ โมเมนต์ของสมการที่ (7) และสมการที่ (8) โดยองค์ประกอบแรกของสมการที่ (7) ที่ช่วงเวลาใดๆ ตลอดช่วง ของการโคจร จะถูกรวมเข้าไว้ด้วยกันเป็นสมการที่ (9) ในทำนองเดียวกันองค์ประกอบที่ 2 และ 3 ของสมการ ที่ (7) ทำให้ได้สมการที่ (10) และ สมการที่ (11) ตามลำดับ ในขณะที่องค์ประกอบแรกของสมการที่ (8) ได้ สร้างสมการที่ (12) และสุดท้าย องค์ประกอบที่ 2 และ 3 ของสมการที่ (8) ถูกรวมเข้าด้วยกันเป็นสมการที่ (13) ตัวห้อยตั้งแต่ 1 ถึง h บ่งชี้สถานะที่เวลาขณะนั้นๆ ของเวกเตอร์องค์ประกอบทางความเร็ว แรง และ โมเมนต์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{bmatrix} 1 & (v_1^2 + w_1^2)/V_1^2 \\ \vdots & \vdots \\ 1 & (v_h^2 + w_h^2)/V_h^2 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} C_{x0} \\ \vdots \\ C_{x2} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{8}{\pi\rho V^2 D^2} (X_1 + W \sin \theta_1) \\ \vdots \\ -\frac{8}{\pi\rho V^2 D^2} (X_h + W \sin \theta_h) \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} \sqrt{v_1^2 + w_1^2}/V_1 \\ \vdots \\ \sqrt{v_h^2 + w_h^2}/V_h \end{bmatrix} (C_{N\alpha}) = \begin{bmatrix} -\frac{8}{\pi\rho V^2 D^2} (Y_1 \cos \gamma_1 + Z_1 \sin \gamma_1 - W \sin \phi_1 \cos \theta_1) \\ \vdots \\ -\frac{8}{\pi\rho V^2 D^2} (Y_h \cos \gamma_h + Z_h \sin \gamma_h - W \sin \phi_h \cos \theta_h) \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{p_1 D \sqrt{v_1^2 + w_1^2}}{2V_1^2} \\ \vdots \\ \frac{p_h D \sqrt{v_h^2 + w_h^2}}{2V_h^2} \end{bmatrix} (C_{Ypa}) = \begin{bmatrix} -\frac{8}{\pi\rho V^2 D^2} (-Y_1 \sin \gamma_1 + Z_1 \cos \gamma_1 - W \cos \phi_1 \cos \theta_1) \\ \vdots \\ -\frac{8}{\pi\rho V^2 D^2} (-Y_h \sin \gamma_h + Z_h \cos \gamma_h - W \cos \phi_h \cos \theta_h) \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} 1 & \frac{p_1 D}{2V_1} \\ \vdots & \vdots \\ 1 & \frac{p_h D}{2V_h} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} C_{I\delta} \\ \vdots \\ C_{I\beta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{8L_1}{\pi\rho V_1^2 D^3} \\ \vdots \\ \frac{8L_h}{\pi\rho V_h^2 D^3} \end{pmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} 0 & \frac{(v_1 q_1 + w_1 r_1) D}{2V_1 \sqrt{v_1^2 + w_1^2}} & \frac{p_1 D \sqrt{v_1^2 + w_1^2}}{2V_1^2} \\ \frac{\sqrt{v_1^2 + w_1^2}}{V_1} & \frac{(v_1 r_1 - w_1 q_1) D}{2V_1 \sqrt{v_1^2 + w_1^2}} & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \frac{(v_h q_h + w_h r_h) D}{2V_h \sqrt{v_h^2 + w_h^2}} & \frac{p_h D \sqrt{v_h^2 + w_h^2}}{2V_h^2} \\ \frac{\sqrt{v_h^2 + w_h^2}}{V_h} & \frac{(v_h r_h - w_h q_h) D}{2V_h \sqrt{v_h^2 + w_h^2}} & 0 \end{bmatrix} \times \begin{pmatrix} C_{m\alpha} \\ C_{m\beta} \\ C_{n\beta} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{8}{\pi\rho V_1^2 D^3} (M_1 \cos \gamma_1 + N_1 \sin \gamma_1) \\ \frac{8}{\pi\rho V_1^2 D^3} (-M_1 \sin \gamma_1 + N_1 \cos \gamma_1) \\ \vdots \\ \frac{8}{\pi\rho V_h^2 D^3} (M_h \cos \gamma_h + N_h \sin \gamma_h) \\ \frac{8}{\pi\rho V_h^2 D^3} (-M_h \sin \gamma_h + N_h \cos \gamma_h) \end{bmatrix} \quad (13)$$

สมการที่ (9) ถึงสมการที่ (13) อธิบายเขตของปัญหา เพื่อที่จะแก้ปัญหาสำหรับค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ต่างๆ ที่ความเร็ว และมุม Yaw หนึ่งๆ เมื่อวัตถุเคลื่อนที่ออกไปในช่วงเวลาสั้นๆที่กำหนดไว้ วัตถุจะเข้าสู่ความเร็ว  $u, v, w$  และมุม  $\psi, \theta, \phi$  ที่ต่างออกไปเล็กน้อย ในการประมาณค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ที่เลขมัคถัดมานั้น ระบบสมการจะถูกสร้างขึ้นใหม่สำหรับช่วงเวลาสั้นๆ ต่อมา โดยที่พารามิเตอร์ของ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ซีปนาวุธไม่เปลี่ยนแปลง แต่มีเงื่อนไขเริ่มต้นที่ต่างกันเล็กน้อย ภายใต้ช่วงเวลาเล็กๆที่ถูกเลือกในส่วนที่กำหนดไว้แน่นอน โดยที่ ลำดับของแต่ละเมตริกที่ทำการคำนวณอันดับแรกคือ คือค่าสูงสุด กล่าวคือเงื่อนไขแรกที่เหมาะสมสำหรับการจำลองข้อมูล เพื่อประมาณค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ที่เลขมัคที่ต้องการ คือสมการที่ (9) โดยใช้ประมาณค่า Zero Yaw Axial Force Coefficient ( $C_{x0}$ ) และ Yaw Axial Force Coefficient Derivative ( $C_{x2}$ ) เพื่อลดจำนวนเงื่อนไขของเมตริก ซึ่งต้องการข้อมูลมุมปะทะกับกระแสอากาศในช่วงเวลาตัวอย่างที่ต้องการ สมการที่ (10) ถูกใช้คำนวณ Normal Force Coefficient Derivative ( $C_{N\alpha}$ ) ซึ่งต้องการข้อมูลเวลากับมุมปะทะกับกระแสอากาศที่ไม่ใช่ 0 องศา สมการที่ (11) ถูกใช้คำนวณ Magnus Force Coefficient Derivative ( $C_{Yp\alpha}$ ) ซึ่งต้องการข้อมูลเวลากับอัตราการหมุนและมุมปะทะกับกระแสอากาศ สมการที่ (12) ถูกใช้ประมาณค่า Fin Cant Roll Coefficient ( $C_{l\delta}$ ) กับ Roll Damping Coefficient ( $C_{lp}$ ) เพื่อจำนวนเงื่อนไขของเมตริกที่เหมาะสมต้องการอัตราการหมุนตัวในขณะเวลาหนึ่ง สมการที่ (13) ถูกใช้ประมาณ Pitching Moment Coefficient Derivative ( $C_{m\alpha}$ ), Pitch Damping Moment Coefficient ( $C_{mq}$ ) และ Magnus Moment Coefficient Derivative ( $C_{mp\alpha}$ )



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2 การหาค่าสัมประสิทธิ์

$$C_{x0} \text{ ( Zero Yaw Axial Force Coefficient )} = F_x / \bar{q} A$$

$$C_{x2} \text{ ( Yaw Axial Force Coefficient Derivative )} = \frac{d\left(\frac{F_x}{\bar{q}A}\right)}{d \sin^2(\bar{\alpha})}$$

$$C_{N\alpha} \text{ ( Normal Force Coefficient Derivative )} = \frac{d\left(\frac{F_N}{\bar{q}A}\right)}{d \sin(\bar{\alpha})}$$

$$C_{N\alpha^3} \text{ ( Normal Force Coefficient Derivative with respect to } \sin^3 \text{ Derivative )}$$

$$= \frac{d\left(\frac{F_N}{\bar{q}A}\right)}{d \sin^3(\bar{\alpha})}$$

$$C_{Yp\alpha} \text{ ( Magnus Force Coefficient Derivative )} = \frac{d\left(F_{yp} / \bar{q}A \left(\frac{pd}{2V}\right)\right)}{d \sin(\bar{\alpha})}$$

$$C_{m\alpha} \text{ ( Pitching Moment Coefficient Derivative )} = \frac{d(M_m / \bar{q}Ad)}{d \sin(\bar{\alpha})}$$

$$C_{m\alpha^3} \text{ ( Pitching Moment Coefficient with respect to } \sin^3 \text{ Derivative )} = \frac{d(M_m / \bar{q}Ad)}{d \sin^3(\bar{\alpha})}$$

$$C_{mq} \text{ ( Pitch Damping Moment Coefficient )} = M_{mq} / \bar{q}Ad \left(\frac{qd}{2V}\right)$$

$$C_{lp} \text{ ( Roll Damping Coefficient )} = M_{lp} / \bar{q}Ad \left(\frac{pd}{2V}\right)$$

$$C_{np\alpha} \text{ ( Magnus Moment Coefficient Derivative )} = \frac{d\left(M_{np} / \bar{q}Ad \left(\frac{pd}{2V}\right)\right)}{d \sin(\bar{\alpha})}$$

$$C_{np\alpha^3} \text{ ( Magnus Moment Coefficient Derivative with respect to } \sin^3 \text{ Derivative}$$

$$= \frac{d\left(M_{np} / \bar{q}Ad \left(\frac{pd}{2V}\right)\right)}{d \sin^3(\bar{\alpha})}$$

$$C_{np\alpha^5} \text{ ( Magnus Moment Coefficient Derivative with respect to } \sin^5 \text{ Derivative )}$$

$$= \frac{d\left(M_{np} / \bar{q}Ad \left(\frac{pd}{2V}\right)\right)}{d \sin^5(\bar{\alpha})}$$

$$C_{xf} \text{ ( Fore body Axial Force Coefficient )}$$

$$CP_N \text{ ( Normal Force Center of Pressure ) *Calibers from nose}$$

\* $(\bar{\alpha})$  Total Angle of Attack

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

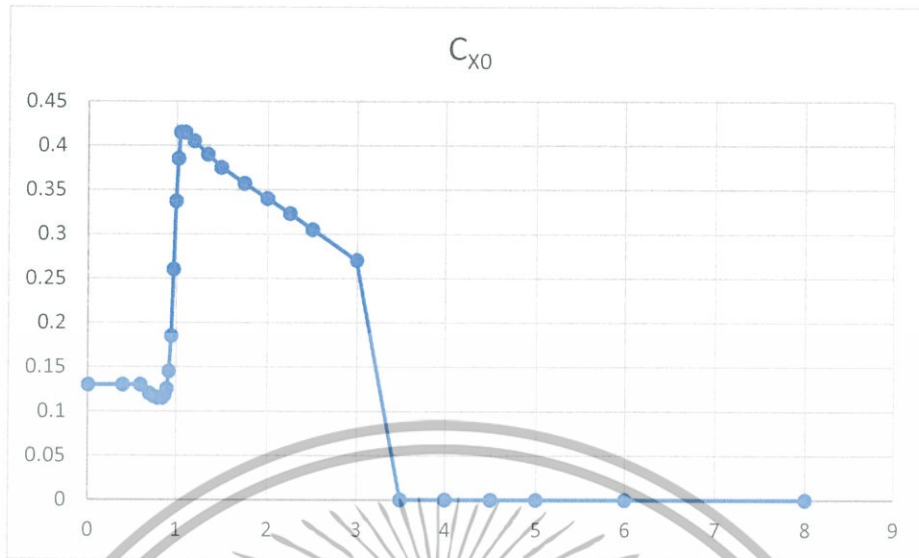
## บทที่ 4 ผลการวิจัย

ผลการคำนวณสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์ ด้วยโปรแกรม PRODA ของกระสุนปืนใหญ่นั้น มีค่าที่ใช้ในการคำนวณวิถีโคจรของกระสุนปืนใหญ่ ซึ่งอยู่ในขอบเขตของย่านความเร็วที่ใดให้ผลการคำนวณไว้ในตารางข้างล่างนี้ อนึ่ง แบบจำลองชนิดนี้ สร้างจากสมการที่สามารถอธิบายข้อมูลในย่านที่จำกัด จึงให้ค่าเป็นศูนย์ และให้ค่าที่ไม่สมเหตุผล เมื่อป้อนข้อมูลความเร็วนอกย่านที่สมการสามารถใช้อธิบายได้ นั่นคือเมื่อความเร็วเกินมัคค์นัมเบอร์ 3

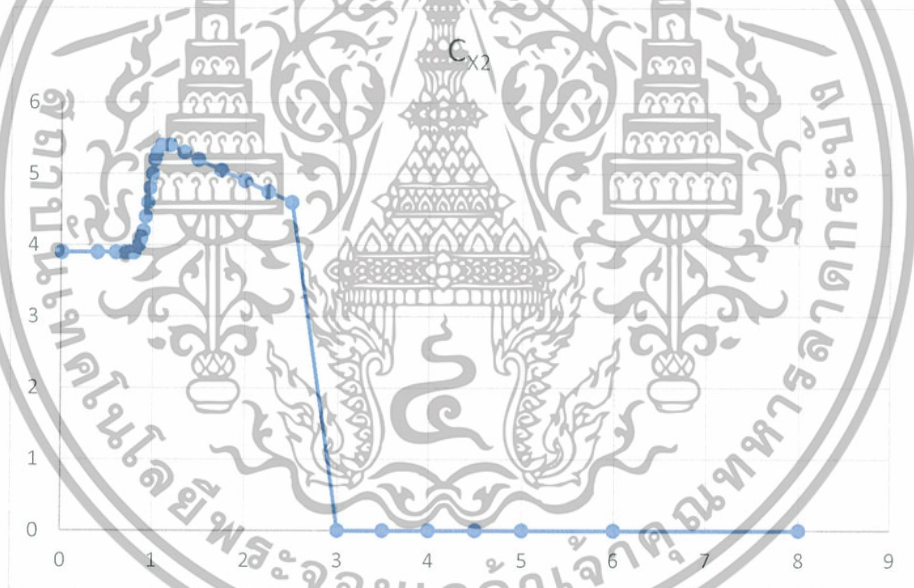
M	C <sub>X0</sub>	C <sub>X2</sub>	C <sub>Xa</sub>	C <sub>Xa2</sub>	C <sub>ypa</sub>	C <sub>ma</sub>	C <sub>ma2</sub>	C <sub>mq</sub>	C <sub>lp</sub>	C <sub>npa</sub>	C <sub>npa2</sub>	C <sub>npa5</sub>	C <sub>xy</sub>	CP <sub>N</sub>
0.01	0.13	3.9	1.45	7	-0.79816	3.45	-4	-7.3	-0.028	-1.10626	355.692	-25111.5	0.122	0.813706
0.4	0.13	3.9	1.45	7	-0.79816	3.54915	-4	-7.3	-0.028	-1.10626	355.692	-25111.5	0.122	0.751736
0.6	0.13	3.9	1.45	7	-0.79816	3.6	-4	-7.3	-0.028	-1.10626	355.692	-25111.5	0.122	0.719956
0.7	0.12	3.9	1.45	7	-0.79816	3.7	-4	-7.3	-0.028	-1.10626	355.692	-25111.5	0.122	0.657456
0.75	0.117	3.9	1.5	7	-0.79816	3.75	-4	-7.3	-0.028	-1.10626	355.692	-25111.5	0.122	0.626206
0.8	0.115	3.9	1.53	7	-0.79816	3.85	-4	-7.3	-0.0279	-1.10626	355.692	-25111.5	0.122	0.563706
0.85	0.115	4	1.56	7	-0.844988	3.97	-4	-8	-0.0278	-1.01746	361.011	-25623.2	0.1285	0.504118
0.875	0.118	4.1	1.59	7	-0.868402	4.1	-4	-8.35	-0.0277	-0.967455	361.007	-25621.8	0.13175	0.454619
0.9	0.125	4.2	1.63	7	-0.891816	4.3	-4	-8.7	-0.0276	-0.917445	361.003	-25620.3	0.135	0.363895
0.925	0.145	4.4	1.65	7	-1.00889	4.6	-4	-9.05	-0.0275	-0.867435	360.999	-25618.9	0.163	0.215465
0.95	0.185	4.6	1.65	7	-1.12596	4.7	-4	-9.5	-0.0274	-0.573156	298.522	-21636.9	0.191	0.221418
0.975	0.26	4.8	1.65	7	-1.07913	4.4	-4	-10.2	-0.0272	-0.317341	251.298	-18100.1	0.2635	0.45567
1	0.337	5	1.7	7	-1.0323	4.1	-4	-12	-0.0268	0.0961873	135.216	-9968.3	0.336	0.692178
1.025	0.385	5.2	1.8	7	-0.985472	3.98	-4	-13	-0.0264	0.265092	80.9057	-6263.43	0.368	0.818605
1.05	0.415	5.3	1.9	7	-0.938644	3.93	-4	-14	-0.026	0.3109	57.6868	-4329.11	0.4	0.933687
1.1	0.415	5.4	2	7	-0.891816	3.85	-4	-15	-0.0256	0.336545	46.1135	-3416.8	0.413	1.09191
1.2	0.405	5.4	2.15	7	-0.79816	3.78	-4	-17	-0.0248	0.436663	13.4244	-1132.69	0.397	1.26725
1.35	0.39	5.3	2.4	7	-0.79816	3.67	-4	-17	-0.0246	0.440026	11.828	-978.485	0.382	1.472
1.5	0.375	5.2	2.5	7	-0.79816	3.6	-4	-17	-0.0245	0.441707	11.0298	-901.378	0.37	1.58534
1.75	0.357	5.05	2.55	7	-0.79816	3.525	-4	-17	-0.0245	0.446703	9.66004	-807.542	0.36	1.6644
2	0.34	4.9	2.6	7	-0.79816	3.45	-4	-17	-0.0245	0.451699	8.29027	-713.705	0.35	1.73781
2.25	0.323	4.75	2.7	7	-0.79816	3.325	-4	-17	-0.0245	0.45338	7.49207	-636.601	0.3175	1.80329
2.5	0.305	4.6	2.75	7	-0.79816	3.2	-4	-17	-0.0245	0.455062	6.69387	-559.496	0.285	1.86651
3	0.27	0	0	7	0	0	0	0	0	0.516725	-120.707	6874.9	0	0
3.5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.516725	-120.707	6874.9	0	0
4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.516725	-120.707	6874.9	0	0
4.5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.516725	-120.707	6874.9	0	0
5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.516725	-120.707	6874.9	0	0
6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.516725	-120.707	6874.9	0	0
8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.516725	-120.707	6874.9	0	0

ตารางที่ 4.1 The aerodynamic coefficients and derivatives for 105

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

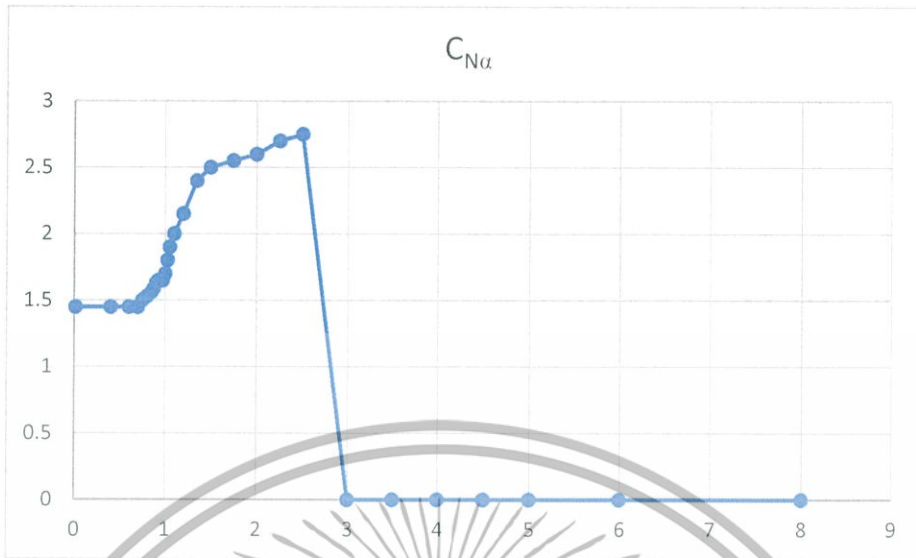


กราฟที่ 4.2 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Zero Yaw Axial Force Coefficient

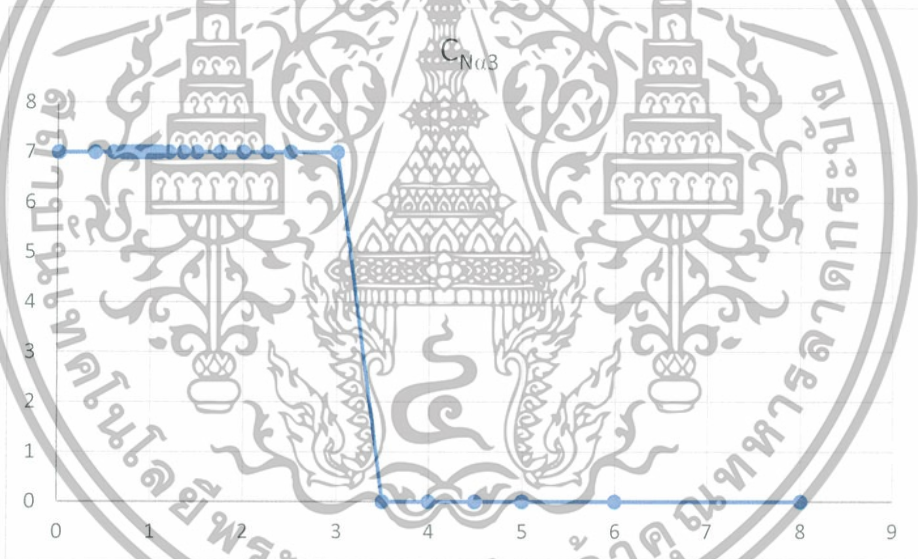


กราฟที่ 4.3 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Yaw Axial Force Coefficient

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

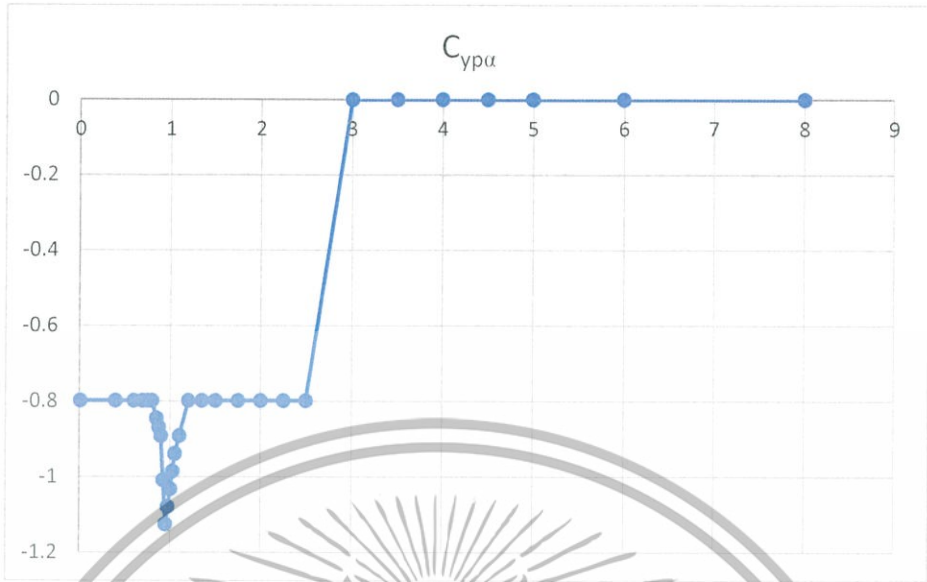


กราฟที่ 4.4 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Normal Force Coefficient Derivative

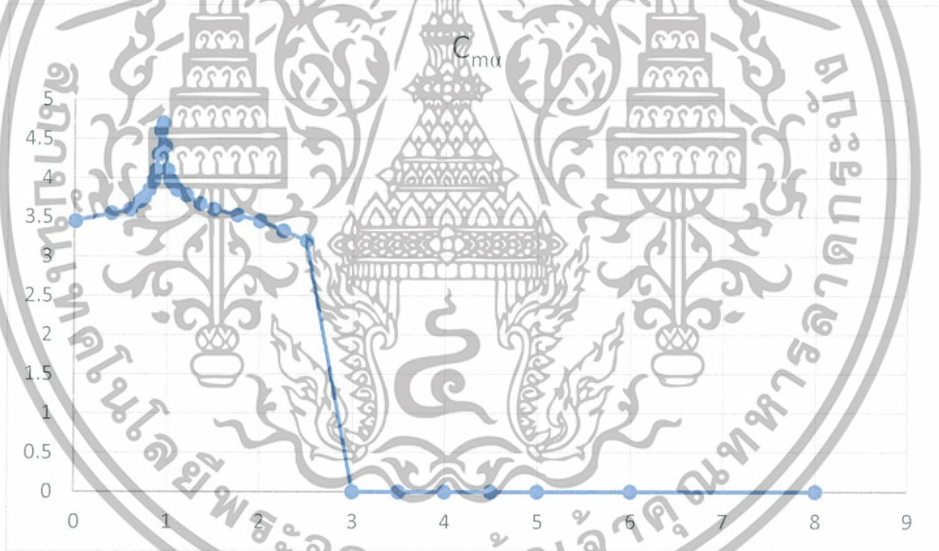


กราฟที่ 4.5 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Normal Force Coefficient with respect to  $\sin^3$  Derivative

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

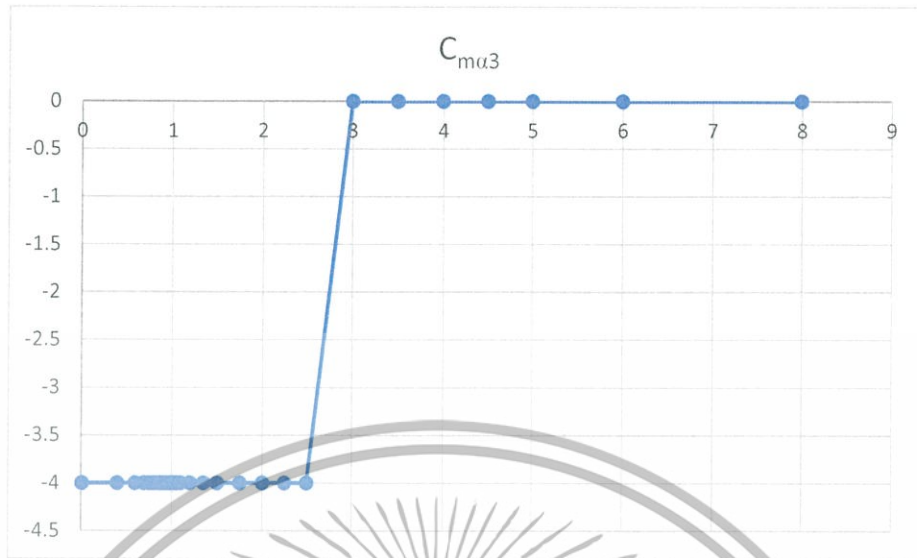


กราฟที่ 4.6 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Magnus Force Coefficient Derivative



กราฟที่ 4.7 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Pitching Moment Coefficient Derivative

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

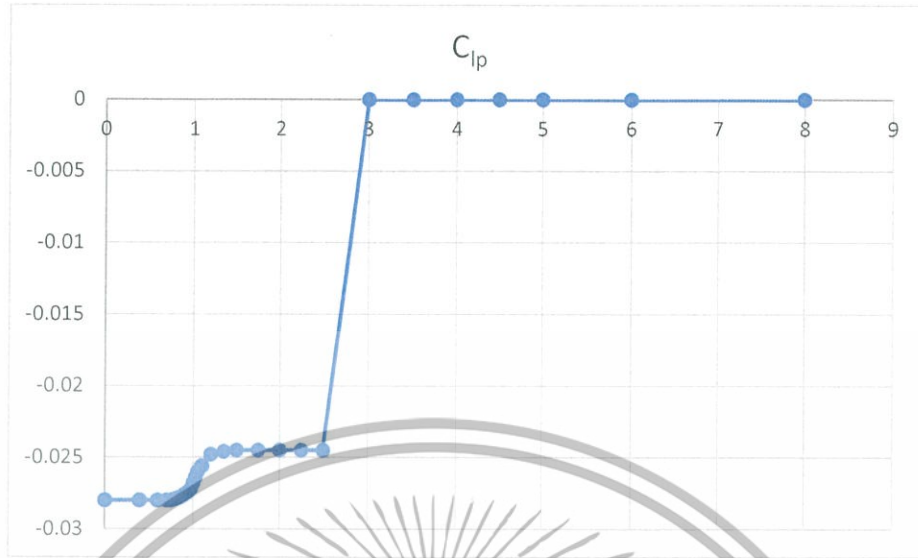


กราฟที่ 4.8 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Pitching Moment Coefficient with respect to  $\sin^3$  Derivative

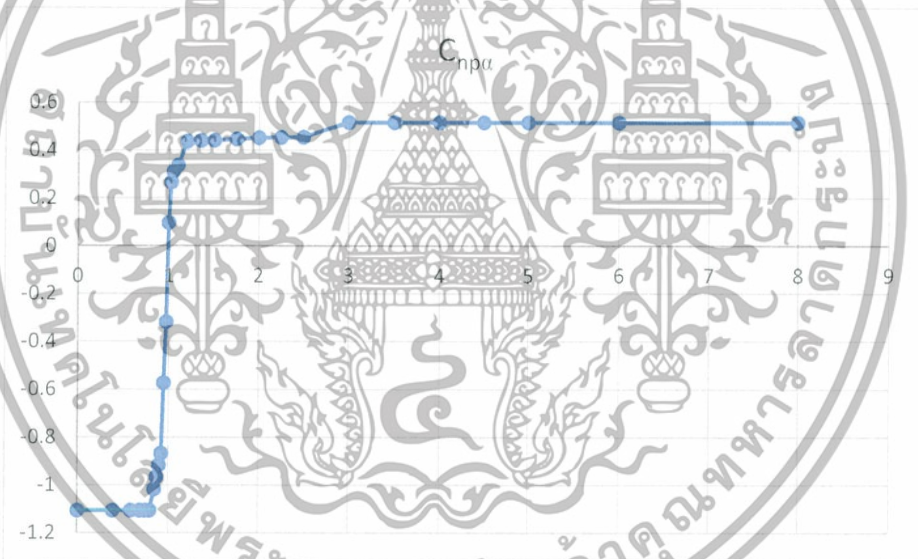


กราฟที่ 4.9 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Pitch Damping Moment Coefficient

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

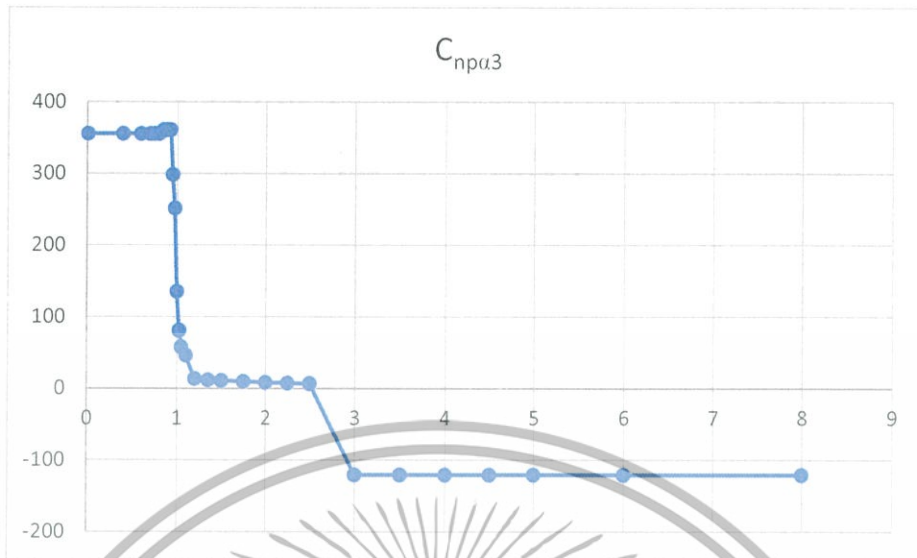


กราฟที่ 4.10 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Roll Damping Coefficient



กราฟที่ 4.11 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

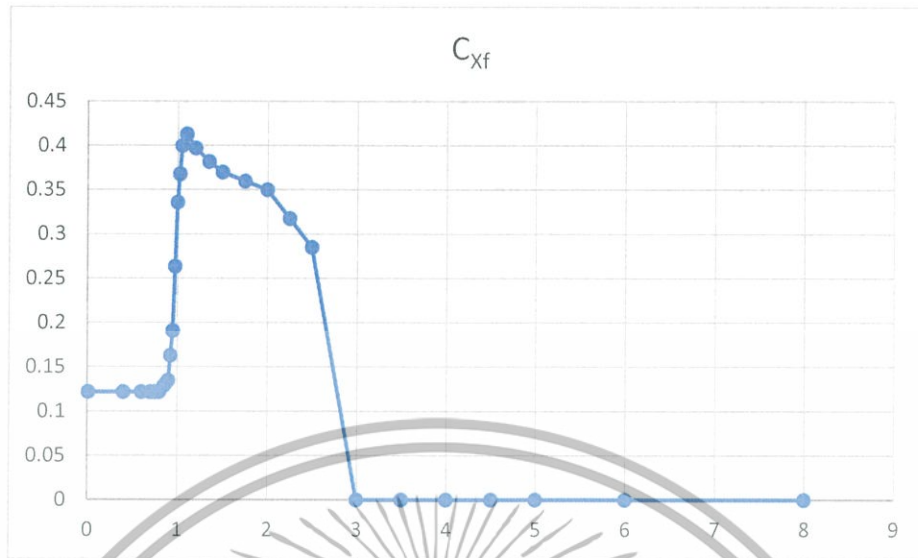


กราฟที่ 4.12 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative with respect to  $\sin^3$  Derivative

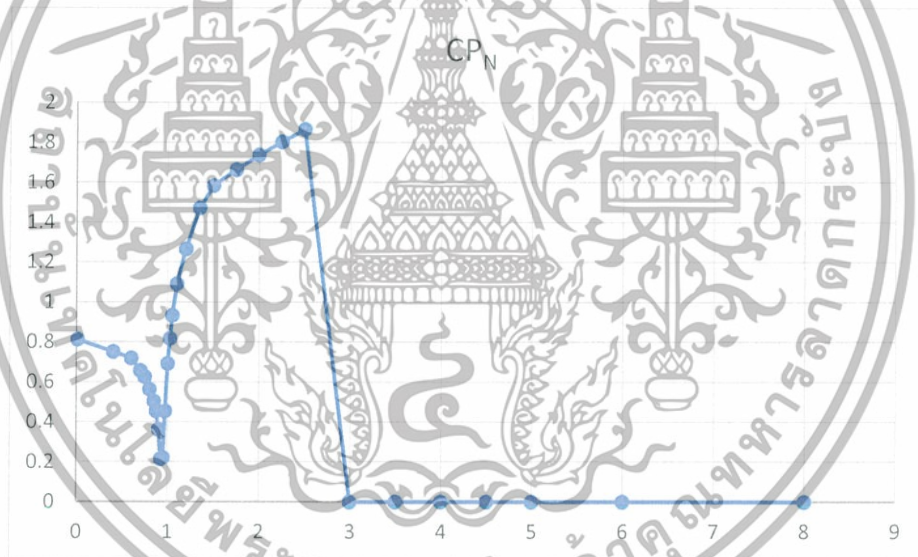


กราฟที่ 4.13 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative with respect to  $\sin^5$  Derivative

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



กราฟที่ 4.14 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Fore body Axial Force Coefficient



กราฟที่ 4.15 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Mach Number กับ ค่า Normal Force Center of Pressure

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 5 ข้อเสนอแนะ

จากการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 เราสามารถนำค่าสัมประสิทธิ์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ที่ได้ไปคำนวณหาค่าต่างๆ โดยการนำค่าสัมประสิทธิ์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ที่ได้จากการคำนวณนั้นไปแทนในสมการการเคลื่อนที่ดังต่อไปนี้

### 5.1 สมการการเคลื่อนที่ 4 DOF ( Modified Point Mass )

ในการคำนวณสมการการเคลื่อนที่ 4 DOF ( Modified Point Mass ) นอกจากค่าสัมประสิทธิ์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ที่คำนวณได้แล้ว เราจำเป็นต้องมีค่าอื่นๆ เช่น initial conditions , input pitch and yaw , initial equations of motion เป็นต้น เพื่อนำไปคำนวณหาค่าต่างๆ

#### 5.1.1 Initial Conditions

$$\alpha_m, \beta_m, \gamma_e, \delta_e, p, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, V_e, V_{wx}, V_{wy}, V_{wz}$$

$\alpha_m$  คือ Aerodynamic Missile angle of Attack

$\beta_m$  คือ Aerodynamic Missile angle of Sideslip

$\gamma_e$  คือ Trajectory Elevation Angle Relative to Earth

$\delta_e$  คือ Trajectory Azimuth Angle Relative to Earth

$p$  คือ Projectile Roll Rate

$\dot{\alpha}$  คือ Aerodynamic angle of Attack Derivative With Respect to Time

$\dot{\beta}$  คือ Aerodynamic angle of Sideslip Derivative With Respect to Time

$V_e$  คือ Earth Fixed Total Velocity

$V_{wx}$  คือ Wind Blowing From West to East

$V_{wy}$  คือ Wind Blowing From South to North

$V_{wz}$  คือ Wind Blowing From Vertically Upward

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 5.1.2 Input Pitch and Yaw

$$\theta_m = -\alpha_m \quad \text{คือ Aerodynamic Missile Pitch Angle}$$

$$\psi_m = -\beta_m \quad \text{คือ Aerodynamic Missile Yaw Angle}$$

$$q = -\dot{\alpha} \quad \text{คือ Projectile Pitch Rate}$$

$$r = -\dot{\beta} \quad \text{คือ Projectile Yaw Rate}$$

## 5.1.3 Initial equation of motion

$$V_{ze} = V_e \sin \gamma_e \quad \text{คือ Velocity Along Earth Z Axe}$$

$$V_{ye} = \left[ \sqrt{V_e^2 - V_{ze}^2} \right] \sin \delta_e \quad \text{คือ Velocity Along Earth Y Axe}$$

$$V_{xe} = \left[ \sqrt{V_e^2 - V_{ze}^2} \right] \cos \delta_e \quad \text{คือ Velocity Along Earth X Axe}$$

$$V_e = \sqrt{V_{xe}^2 + V_{ye}^2 + V_{ze}^2} \quad \text{คือ Earth Fixed Total Velocity}$$

$$V_{xew} = V_{xe} - V_{wxe} \quad \text{คือ Missile Velocity Along X Axe}$$

$$V_{yew} = V_{ye} - V_{wey} \quad \text{คือ Missile Velocity Along Y Axe}$$

$$V_{zew} = V_{ze} - V_{wze} \quad \text{คือ Missile Velocity Along Z Axe}$$

$$V_a = \sqrt{V_{xew}^2 + V_{yew}^2 + V_{zew}^2} \quad \text{คือ Total Missile Velocity}$$

$$\theta = -\sin^{-1}(V_{ze}/V_e) \quad \text{คือ Fixed Plane Pitch Angle}$$

$$\gamma_e = \sin^{-1}(V_{ze}/V_e) \quad \text{คือ Trajectory Elevation Angle Relative to Earth}$$

$$\delta_e = \sin^{-1} \left[ \frac{V_{ye}}{\sqrt{V_{xe}^2 + V_{ye}^2}} \right] \quad \text{คือ Trajectory Azimuth Angle Relative to Earth}$$

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 \quad \text{คือ Dynamic Pressure}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 5.1.4 สมการการเคลื่อนที่

$$\theta_m = 0.0$$

คือ Aerodynamic Missile Pitch Angle

$$\psi = \sin^{-1}(\sin \psi_m / \cos \gamma_e) + \tan^{-1}(V_{yew} / V_{xew})$$

คือ Fixed Plane Yaw Angle

$$v_w = -V_a \sin \psi_m$$

คือ Velocity Along Wind Y Axe

$$w_w = V_a \cos \psi_m \sin \theta_m$$

คือ Velocity Along Wind Z Axe

$$u_w = (V_a^2 - v_w^2 - w_w^2)^{1/2}$$

คือ Velocity Along Wind X Axe

$$v = v_w - V_{wxe} \sin \psi + V_{wy e} \sin \theta \cos \psi$$

คือ Velocity Along Missile Y Axe

$$w = w_w + V_{wxe} \cos \psi \sin \theta + V_{wy e} \sin \theta \cos \psi$$

คือ Velocity Along Missile Z Axe

$$u = (V_e^2 - v^2 - w^2)^{1/2}$$

คือ Velocity Along Missile X Axe

## 5.1.5 สมการอนุพันธ์ของการเคลื่อนที่

เราจะนำเอาค่าสัมประสิทธิ์ของกระสุนปืนใหญ่ 105 mm HE M1 ที่คำนวณได้ มาแทนลงในสมการอนุพันธ์ ดังต่อไปนี้

$$\dot{V}_{xe} = -\frac{\bar{q}A}{m} C_X \cos \theta \cos \psi + \frac{\rho V_a A}{2m} C_{N\alpha} (v_w \sin \psi - w_w \sin \theta \cos \psi) - \frac{\rho p A d}{2m} C_{Yp\alpha} (w_w \sin \psi + v_w \sin \theta \cos \psi) + \frac{T_x}{m} \cos \theta \cos \psi$$

$$\dot{V}_{ye} = -\frac{\bar{q}A}{m} C_X \cos \theta \sin \psi - \frac{\rho V_a A}{2m} C_{N\alpha} (v_w \cos \psi + w_w \sin \theta \sin \psi) + \frac{\rho p A d}{4m} C_{Yp\alpha} (w_w \cos \psi - v_w \sin \theta \sin \psi) + \frac{T_x}{m} \cos \theta \sin \psi$$

$$\dot{V}_{ze} = \frac{\bar{q}A}{m} C_X \sin \theta - \frac{\rho V_a A}{2m} C_{N\alpha} w_w \cos \theta - \frac{\rho p A d}{4m} C_{Yp\alpha} v_w \cos \theta - \frac{T_x}{m} \sin \theta - g$$

$$\dot{p} = \frac{\rho V_a A p d^2}{4I_x} C_{lp} + \frac{\rho V_a^2 A d}{2I_x} C_{l\delta} + \frac{T_L}{I_x}$$

สำหรับการดำเนินการคำนวณเพื่อหาเส้นทางการเคลื่อนที่ และการทำนายตำบลกระสุนตก อยู่นอกเหนือจากขอบเขตของการวิจัยนี้ โดยคณะผู้วิจัยจักได้ส่งมอบรายงานการวิจัยนี้ให้กับศูนย์อำนวยการสร้างอาวุธ สำนักงานปลัดกระทรวงกลาโหมต่อไป  
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บรรณานุกรม/เอกสารอ้างอิง

1. A Six Degree of Freedom Trajectory Analysis of Spin - Stabilized Projectiles Dimitrios N. Gkritzapis, Elias E. Panagiotopoulos, Dionissios P. Margaritis and Dimitrios G. Papanikas
2. Computational Prediction of Complicated Atmospheric Motion for Spinning or non-Spinning Projectiles Dimitrios N. Gkritzapis, Elias E. Panagiotopoulos, Dionissios P. Margaritis, and Dimitrios G. Papanikas
3. Using computational fluid dynamic/rigid body dynamic results to generate aerodynamic models for projectile flight simulation MCostello<sup>3,1\*</sup> and J Sahu<sup>3,2\*</sup>
  - 3.1 School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA
  - 3.2 Weapons and Materials Research Directorate, US Army Research Laboratory, Maryland, USA



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ภาคผนวก

Symbol	Description	Units	
		English	S.I.
$F_X$	Axial Force	lbs	N
$F_N$	Normal Force	lbs	N
$F_{Nq}$	Damping Force	lbs	N
$F_{Yp}$	Magnus Force	lbs	N
$F_{N\delta}$	Trim Force	lbs	N
$F_{N\gamma}$	Induced Normal Force	lbs	N
$F_{Y\gamma}$	Induced Side Force	lbs	N
$M_m$	Pitching Moment	ft-lbs	N-m
$M_{mq}$	Pitch Damping Moment	ft-lbs	N-m
$M_{mp}$	Magnus Moment	ft-lbs	N-m
$M_{m\delta}$	Trim Moment	ft-lbs	N-m
$M_{m\gamma}$	Induced Pitching Moment	ft-lbs	N-m
$M_{n\gamma}$	Induced Side Moment	ft-lbs	N-m
$M_n$	Side Moment	ft-lbs	N-m
$M_{lp}$	Roll Damping Moment	ft-lbs	N-m
$M_l$	Roll Moment	ft-lbs	N-m

ตารางที่ 6.1 Aerodynamic Forces and Moments

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Symbol	Description	Units	
		English	S.I.
$A$	Projectile cross-sectional area	ft <sup>2</sup>	m <sup>2</sup>
$d$	Projectile diameter	ft	m
$d_b$	Gun bore diameter at muzzle	ft	m
$g$	Gravitational Acceleration Constant	32.174 ft / sec <sup>2</sup>	9.8065 m / sec <sup>2</sup>
$I_x$	Axial moment of inertia	slug - ft <sup>2</sup>	kg - m <sup>2</sup>
$I_y$	Transverse moment of inertia	slug - ft <sup>2</sup>	kg - m <sup>2</sup>
$I_{bb}$	Distance from band to forward bourrelet	ft	m
$m$	Projectile mass	slugs	kg
$V$	Total velocity	ft / sec	m / sec
$p$	Projectile spin rate	rad / sec	rad / sec
$q$	Projectile pitch rate	rad / sec	rad / sec
$r$	Projectile yaw rate	rad / sec	rad / sec
$\bar{q}$	Dynamic pressure; $\frac{1}{2} \rho V^2$	lbs / ft <sup>2</sup>	Pa
$\rho$	Air density	slugs / ft <sup>3</sup>	kg / m <sup>3</sup>
$CG$	Center of Gravity from nose	Calibers	Calibers
$N$	Number of Fin Blades		

ตารางที่ 6.2 Physical Properties and Trajectory Parameters

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Symbol	Description	Units	
		English	S.I.
$\bar{\alpha}$	Total angle of attack	radians	radians
$\alpha_r$	Yaw of repose	radians	radians
$\delta$	Fin cant	degrees	degrees
$\delta_p$	Projectile gun misalignment	radians	radians
$\delta_t$	Projectile principle axis tilt	radians	radians
$\theta_{aero}$	Jump due to initial pitch/yaw rates	radians	radians
$\theta_{off}$	Jump due to center of gravity offset	radians	radians
$S_g$	Gyroscopic stability factor		
$S_d$	Dynamic stability factor		
$K_F$	Fast mode amplitude	radians	radians
$K_S$	Slow mode amplitude	radians	radians
$K_T$	Trim Amplitude	radians	radians
$\dot{\phi}_F$	Fast mode frequency	radians / ft	radians / m
$\dot{\phi}_S$	Slow mode frequency	radians / ft	radians / m
$\lambda_F$	Fast mode damping factor	1 / ft	1 / m
$\lambda_S$	Slow mode damping factor	1 / ft	1 / m

ตารางที่ 6.3 Aerodynamic and Stability Parameters

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

0	Coefficient at zero yaw or initial condition
$\alpha$	Derivative with respect to $\sin \bar{\alpha}$
$\alpha_2$ or 2	Derivative with respect to $\sin^2 \bar{\alpha}$
$\alpha_3$	Derivative with respect to $\sin^3 \bar{\alpha}$
$\alpha_4$ or 4	Derivative with respect to $\sin^4 \bar{\alpha}$
$\alpha_5$	Derivative with respect to $\sin^5 \bar{\alpha}$
and:	
$\varepsilon$	$\sin \bar{\alpha}$
$\varepsilon^2$	$\sin^2 \bar{\alpha}$
$\varepsilon^3$	$\sin^3 \bar{\alpha}$
$\varepsilon^4$	$\sin^4 \bar{\alpha}$
$\varepsilon^5$	$\sin^5 \bar{\alpha}$



ตารางที่ 6.4 Subscripts

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



คณะวิทยาศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
หนังสือรับรองการใช้ประโยชน์ผลงานวิจัย/งานสร้างสรรค์จากหน่วยงานภายนอก  
ของคณะวิทยาศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

1. ข้าพเจ้า (นาย/นาง/นางสาว พ.ท. อ้นผกา นอนทนนันท์)  
ตำแหน่ง ประจำหน่วยงานเทคโนโลยีคอมพิวเตอร์ กองพัฒน์ไอที ศสอ. ลาดกระบัง  
ชื่อหน่วยงาน โรงงานวิจัยชิ้นใหม่และเครื่องจักรกลขนาดเล็ก  
สถานที่ตั้ง ต. ๙๑ ต.ท่าบ่อ อ.เมือง ล.อุดรธานี  
เบอร์ติดต่อ ๐๘๖ - ๔ ๑๑๐ ๑๑๐

ขอรับรองว่าได้นำผลงานวิจัย/งานสร้างสรรค์/งานวิชาการ เรื่อง การกำหนดตัวระบุผลิตภัณฑ์  
จากคำศัพท์คำวลีด้วยโปรแกรม PROLOG V.๑๑.๕  
ซึ่งเป็นผลงานของ (อาจารย์/ผศ./รศ.) จ.ศ. อ.จ. อานันท์ อ.อ. อ้นผกา  
สังกัดสาขา วิศวกรรมเครื่องกล คณะวิทยาศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง มาใช้ประโยชน์ในองค์กร/หน่วยงาน/กลุ่มของ  
ข้าพเจ้า ทางด้านต่อไปนี้ (โปรดเลือกรูปแบบการนำไปใช้ประโยชน์และสามารถเลือกได้มากกว่า 1 ข้อ)

- () การใช้ประโยชน์เชิงวิชาการ (ของลิขสิทธิ์/สิทธิบัตร) ลิขสิทธิ์ สงวน  
โดยเริ่มนำมาใช้ประโยชน์ ตั้งแต่วันที่ 19 เดือน ก.ค. พ.ศ. ๖๕  
ถึงวันที่ ๒๕ เดือน ก.ค. พ.ศ. ๖๕
- () การใช้ประโยชน์ในเชิงสาธารณะ ระบุ  
โดยเริ่มนำมาใช้ประโยชน์ ตั้งแต่วันที่ ก.ค. เดือน ก.ค. พ.ศ. ๖๕  
ถึงวันที่ ก.ค. เดือน ก.ค. พ.ศ. ๖๕
- () การใช้ประโยชน์เชิงพาณิชย์ ระบุ  
โดยเริ่มนำมาใช้ประโยชน์ ตั้งแต่วันที่ ก.ค. เดือน ก.ค. พ.ศ. ๖๕  
ถึงวันที่ ก.ค. เดือน ก.ค. พ.ศ. ๖๕

ทั้งนี้ ผลจากการที่องค์กรหน่วยงานของคุณ ได้ขอผลงานวิจัย/งานสร้างสรรค์/งานวิชาการ  
ดังกล่าวมาใช้ประโยชน์ พบว่ามีการเปลี่ยนแปลงในองค์กร/หน่วยงาน/กลุ่ม พอสรุปได้คือ สิทธิแก่หน่วยงาน  
ข้าพเจ้าขอสงวนโดยให้คณะวิศวกรรมศาสตร์ของสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ข้าพเจ้าขอสงวนในหนังสือรับรองการนำไปใช้ประโยชน์ผลงานวิจัย/งานสร้างสรรค์ของ  
คณะวิทยาศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง เพื่อเป็นหลักฐานการนำ  
ผลงานวิจัย/งานสร้างสรรค์ มาใช้ประโยชน์ดังกล่าว

ลงลายมือชื่อ พ.ท. อ้นผกา นอนทนนันท์  
(อ้นผกา นอนทนนันท์)  
ตำแหน่ง ประจำหน่วยงานเทคโนโลยีคอมพิวเตอร์ กองพัฒน์ไอที ศสอ. ลาดกระบัง  
วันที่ 19 / ก.ค. / ๖๕

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้