

การออกแบบและหาค่าที่เหมาะสมทางอากาศพลศาสตร์ ของรูปทรงโค้งมนในย่านความเร็วเหนือเสียง

Aerodynamic Design and Optimization of Supersonic Spin-Stabilize Round Body

วงศ์ธร นรสิงห์ และ วันชัย เจียจันทร์*

สำนักบัณฑิตศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช สายไหม สายไหม กรุงเทพมหานคร 10220

Wongsatorn Norrasing and Wanchai Jiajan*

Graduate School Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force, Sai Mai, Sai Mai, Bangkok, 10220, Thailand

*Corresponding Author E-mail: aerowanchai@gmail.com

Received: Feb 11, 2022; Revised: Apr 18, 2022; Accepted: Apr 26, 2022

บทคัดย่อ

บทความวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อออกแบบและวิเคราะห์หาค่าคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของรูปทรงโค้งมนที่มีการหมุนรอบแกนลำตัวเพื่อรักษาเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ โดยมีจุดประสงค์เพื่อเพิ่มสมรรถนะด้านระยะทางการเคลื่อนที่ในย่านความเร็วเหนือเสียง โดยในการวิจัยนี้ได้นำรูปทรงโค้งมนซึ่งมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 30 mm ในรูปแบบของ XM-788 E1 และ XM-789 มาเป็นต้นแบบในการศึกษาและออกแบบ โดยเริ่มจากการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตของรูปทรงดังกล่าว โดยใช้โปรแกรมคำนวณทางอากาศพลศาสตร์ (Computational Fluid Dynamics, CFD) ในรูปแบบเทอร์บูเลนต์โมเดล K- ω SST ผลลัพธ์การคำนวณถูกนำไปเปรียบเทียบกับผลการทดสอบจริงจากแหล่งข้อมูลอ้างอิง ทั้งนี้เพื่อสร้างความน่าเชื่อถือและยืนยันความถูกต้องของการคำนวณ จากนั้นนำรูปทรงโค้งมนต้นแบบที่ศึกษาเข้าสู่กระบวนการออกแบบใหม่ให้มีแรงต้านลดลง ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ โดยใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด ซึ่งประกอบด้วย ระเบียบวิธีหาค่าสมการแนวโน้มน Kriging Response Surface ควบคู่กับกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด (Optimization) โดยใช้เทคนิค Shifted Hammersley Sampling (Screening) รวมถึงการวิเคราะห์คำนวณสัมประสิทธิ์แรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ และเสถียรภาพการเคลื่อนที่ของรูปทรงที่ออกแบบใหม่ โดยใช้โปรแกรม CFD จากผลลัพธ์การออกแบบโดยกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด พบว่า รูปทรงที่ออกแบบใหม่มีแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ลดลงสูงสุดถึง 20.52 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพทั้งรูปแบบของเสถียรภาพสถิตและพลวัตในการเคลื่อนที่ ตลอดช่วงความเร็วเหนือเสียงที่ทำการศึกษา

คำสำคัญ: การเคลื่อนที่แบบหมุนเพื่อรักษาเสถียรภาพ, การจำลองทางอากาศพลศาสตร์, การหาค่าที่เหมาะสมที่สุดเชิงคณิตศาสตร์, ระเบียบวิธีพื้นผิวตอบสนอง

Abstract

The purpose of this paper is to design and analyze the aerodynamics characteristics of a spin-stabilized round shape body for enhancing the aerodynamic performance of projectile distance through supersonic regimes. In this research, the spin-stabilized round shape body 30 mm in diameters (XM-788 E1 and XM-789) are used as a benchmark model. In the first step, the static and dynamic aerodynamic coefficients of these shapes are evaluated using Computational Fluid Dynamic (CFD) in terms of K- ω SST turbulent model. The calculation results are then employed to validate with available experimental data to ensure the accuracy. Next, the Kriging response surface and Shifted Hammersley Sampling technique are used as an optimization method for drag minimization. CFD is then employed for drag prediction and stability analysis. The optimization result

show that the optimized body provides up to 20.52% for drag reduction, while remaining statically and dynamically stable over the whole range of operating Mach number.

Keyword: Spin-Stabilized Projectile, CFD, Optimization, Kriging response Surface

1. บทนำ

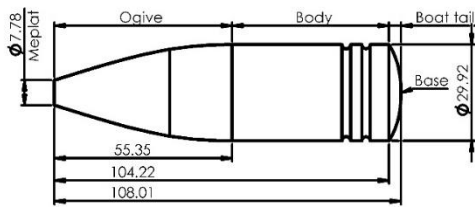
จุดประสงค์หลักของการออกแบบรูปทรงวัตถุให้เคลื่อนที่ไปในอากาศ คือการสร้างรูปแบบวัตถุให้มีสมรรถนะสูงสุด เพื่อตอบโจทยความต้องการในการออกแบบและสนับสนุนภารกิจที่หลากหลาย ซึ่งโดยทั่วไปอาวุธยุทโธปกรณ์ทางทหารส่วนใหญ่เป็นส่วนหนึ่งของวัตถุที่ถูกออกแบบให้เคลื่อนที่ในย่านความเร็วเหนือเสียง เช่น จรวด และ กระสุนปืน เป็นต้น โดยลักษณะรูปร่างวัตถุของวัตถุดังกล่าวเรียกว่า รูปทรงโค้งมน หรือ Round Shaped Body เพราะมีรูปทรงสมมาตรตามแนวแกน และเป็นที่ทราบว่าการเข้าใจอากาศพลศาสตร์ของรูปทรงโค้งมนเหล่านี้ในย่านความเร็วเหนือเสียงนั้นเป็นกุญแจสำคัญยิ่งในการเพิ่มสมรรถนะและขีดความสามารถให้ปฏิบัติการกิจได้ตามเป้าหมาย แต่อย่างไรก็ตาม การหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ในย่านความเร็วเหนือเสียงนั้นมีความยากและซับซ้อนเนื่องจากอากาศพลศาสตร์ในย่านนี้มีความเกี่ยวข้องโดยตรงกับคลื่นช็อก (Shock Wave) คลื่นขยาย (Expansion Waves) และการหมุนไหลวนของกระแสอากาศด้านหลัง (Circulation Flow) นอกจากนี้วัตถุรูปทรงโค้งมนที่ใช้หลักการหมุนรอบแกนลำตัว เพื่อรักษาเสถียรภาพ (Spin-Stabilized Body) มีความซับซ้อนทางอากาศพลศาสตร์มากยิ่งขึ้น ดังนั้นการหาค่าอากาศพลศาสตร์และการออกแบบจึงมีความยากและความท้าทายที่จะได้มาซึ่งรูปทรงโค้งมนที่มีสมรรถนะสูงในย่านความเร็วนี้

ในงานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อนำเสนอกระบวนการออกแบบรูปทรงโค้งมนซึ่งเคลื่อนที่ โดยใช้หลักการหมุนรอบแกนลำตัวเพื่อรักษาเสถียรภาพ (Spin-Stabilized Rounded Body) ในย่านความเร็วเหนือเสียง โดยมีเป้าหมายให้รูปทรงดังกล่าวนี้ สามารถเคลื่อนที่ในระยะทางที่มากขึ้น แต่ยังคงเคลื่อนที่ได้อย่างมีเสถียรภาพในย่านความเร็วเหนือเสียง ซึ่งจากวัตถุประสงค์ดังกล่าวสามารถตั้งคำถามในแง่ของอากาศพลศาสตร์ได้ ยกตัวอย่างเช่น 1) รูปทรงโค้งมนจะถูกออกแบบอย่างไรให้มีระยะทางในการเคลื่อนที่มากที่สุด? 2) อากาศ

พลศาสตร์อะไรบ้างที่มีผลกระทบต่อประสิทธิภาพในการเคลื่อนที่? 3) เสถียรภาพการเคลื่อนที่มีผลอย่างไร? เป็นต้น ซึ่งคำถามเหล่านี้จะทำให้เกิดความเข้าใจถึงที่มาและความสำคัญของกระบวนการออกแบบ โดยรูปทรงที่น่ามาศึกษานั้น ควรเป็นรูปทรงที่มีความเรียบง่ายต่อการศึกษาและออกแบบ โดยเฉพาะรูปทรงสมมาตรตามแนวแกน ซึ่งเป็นอัตลักษณ์เฉพาะของวัตถุทรงโค้งมน รวมถึงรูปทรงนี้ควรมีแหล่งข้อมูลอ้างอิงที่เกี่ยวข้องกับค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการทดสอบมาแล้วเพื่อเป็นกรณีศึกษา

จากเหตุผลดังกล่าว งานวิจัยนี้ได้เลือกศึกษารูปทรงโค้งมนที่มีการหมุนรอบแกนลำตัวเพื่อรักษาเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ ซึ่งมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 30 mm ในรูปแบบ XM-788E1 และ XM-789 [1] โดยมีขนาดและรูปร่างดังรูปที่ 1 ซึ่งเป็นรูปทรงที่ได้ถูกออกแบบมาให้เคลื่อนที่ในช่วงความเร็วเหนือเสียง และ ทรานโซนิค ซึ่งมีความเร็วสูงสุดเท่ากับ 2.3 เท่าของความเร็วเสียง หรือ มัก 2.3 โดยใช้โมเดลข้างต้นมาวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ จากนั้นจึงสามารถนำมาออกแบบโดยประยุกต์ใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด (Optimization) เพื่อเพิ่มขีดความสามารถในสมรรถนะด้านระยะทางการเคลื่อนที่ในย่านความเร็วเหนือเสียง

ในทางทฤษฎี ผลกระทบที่ส่งผลโดยตรงต่อสมรรถนะด้านระยะทางมีปัจจัยสำคัญ 2 ปัจจัย คือ แรงต้านอากาศและเสถียรภาพ ซึ่งการเคลื่อนที่ของวัตถุรูปทรงโค้งมนจะต้องมีเสถียรภาพทั้งในรูปแบบของเสถียรภาพสถิต และพลวัต ในขณะที่การเคลื่อนที่ในอากาศแบบมีเสถียรภาพนั้น แรงต้านทานทางอากาศพลศาสตร์จะมีผลเป็นนัยสำคัญต่อระยะทางการเคลื่อนที่ โดยแรงต้านรวมทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นบนรูปทรงโค้งมน จะถูกแบ่งออกเป็น แรงต้านทานที่เกิดจากคลื่นช็อก (Wave Drag) แรงต้านทานที่เกิดจากความเสียดทาน (Skin Friction Drag) และ แรงต้านทานที่เกิดจากกระแสอากาศปั่นป่วนบริเวณส่วนท้ายของรูปทรงโค้งมน (Base Drag)



รูปที่ 1 รูปทรงโค้งมนขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 30 mm ในรูปแบบ XM-788E1 และ XM-789

การศึกษาเรื่องการออกแบบเพื่อลดแรงต้านของรูปทรงโค้งมน สามารถแบ่งเทคนิคการออกแบบได้เป็น 2 เทคนิค คือ การใช้เทคนิคการเปลี่ยนแปลงรูปทรง (Shaping Technique) โดยตรง เพื่อลดแรงต้าน และการประยุกต์ใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดทางคณิตศาสตร์ (Optimization Method) สำหรับงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการใช้เทคนิคการเปลี่ยนแปลงรูปทรงโดยตรงเพื่อลดแรงต้าน Viswanath, et.. [2] ได้แสดงผลการวิจัยของผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงรูปทรงบริเวณส่วนท้าย (Boattail and Base) ของรูปทรงโค้งมนที่มีผลต่อการลดลงของแรงต้านในย่านความเร็วเหนือเสียง โดยเปลี่ยนรูปทรงในหลายลักษณะเช่น ลักษณะโพรงด้านท้ายของรูปทรง หรือที่เรียกว่า Base Cavity ลักษณะชั้นบันไดบริเวณ Boattail ของรูปทรงโค้งมน ในขณะที่ Suliman, et. [3] ได้ศึกษาผลกระทบของ Boattail ในรูปแบบต่างๆ และการจำลองปล่อยกระแสอากาศความเร็วสูงบริเวณส่วนท้าย (Base Bleed) เพื่อลดแรงต้านรวมของรูปทรงโค้งมนขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 155 mm โดยประยุกต์โปรแกรมการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics, CFD) Ibrahim และ Filippone [4] ได้ทดลองใช้เทคนิค Slot Cavity และ Porous Surface บนบริเวณผิวในส่วนของ Conical Boattail เพื่อลดแรงต้านบริเวณส่วนท้ายของรูปทรงโค้งมน (Base Drag)

นอกเหนือจากการลดแรงต้านจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างของรูปทรงโค้งมนแล้ว การประยุกต์ใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด (Optimization Method) นิยมใช้กันอย่างแพร่หลาย เนื่องจากเป็นวิธีที่มีความเชื่อถือได้สูงซึ่งเป็นผลโดยตรงจากการใช้กระบวนการทางคณิตศาสตร์เพื่อหาจุดที่เหมาะสมที่สุด

โดยกระบวนการที่มีความน่าเชื่อถือในช่วงแรกนั้นถูกนำเสนอโดย Nicolas [5] ซึ่งได้ประยุกต์ใช้ระเบียบวิธีการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดโดยใช้สมการเป้าหมาย (Objective Function) คือ สมการแรงต้าน ที่ประกอบด้วย แรงต้านทานทางอากาศเนื่องจากความดัน (Pressure Drag) ซึ่งถูกคำนวณโดยใช้ ทฤษฎี Newtonian Impact [6] แรงต้านทานที่เกิดจากแรงเสียดทาน (Skin Friction Drag) ซึ่งถูกคำนวณโดยใช้ ทฤษฎีชั้นขีดผิวแบบเทอร์บูเลนต์ Turbulent Boundary Layer Theory [7] และ แรงต้านทานที่เกิดจากกระแสอากาศปั่นป่วนด้านท้ายรูปทรงโค้งมน (Base Drag) นั้น ถูกคำนวณด้วยวิธีการหาค่าแนวโน้มจากการทดลอง Empirical Method โดยที่แรงต้านทานรวมนั้นถูกคำนวณผ่านกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดโดยใช้วิธี Eulerian Optimization Scheme แต่อย่างไรก็ตาม ถึงแม้ว่ากระบวนการจะมีประโยชน์ในการหารูปทรงที่เหมาะสมที่สุดในการลดแรงต้าน วิธีการดังกล่าวมีความซับซ้อนและใช้เวลานานในการคำนวณรวมถึงสมการในการคำนวณหาแรงต้านถูกสมมติฐานในค่าความถูกต้องในระดับ First-Order Accuracy เพียงเท่านั้น ซึ่งอาจส่งผลกระทบต่อแรงต้านรวมที่ถูกต้องได้

เพื่อลดความซับซ้อนและเพิ่มความถูกต้องของการคำนวณ Wanchai, J. [8] ได้ประยุกต์ใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดในระเบียบวิธีของ Active-Set Algorithm โดยใช้การคำนวณแรงต้านรวมจากวิธีการประมาณการ กิ่งทดลองและกิ่งการคำนวณ หรือ Semi-Empirical Method เป็นสมการเป้าหมาย (Objective Function) มาใช้ในการออกแบบ เพื่อหารูปทรงโค้งมนขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 155 mm จากนั้นจึงนำรูปทรงที่ผ่านกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดมาดำเนินการทดสอบเพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์โดยการใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (CFD) ควบคู่กับการทดลองด้วยอุโมงค์ลมความเร็วเหนือเสียง เพื่อยืนยันผลลัพธ์ของการออกแบบ จนกระทั่งได้รูปทรงที่ทำการออกแบบใหม่ที่มีประสิทธิภาพสมรรถนะด้านระยะทางในการเคลื่อนที่เพิ่มขึ้นอย่างมีนัยสำคัญ แต่อย่างไรก็ตามกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดของงานวิจัยดังกล่าวนี้ได้ใช้การคำนวณแรงต้านจากวิธีการประมาณการกิ่งทดลองและกิ่งการคำนวณ เป็นสมการเป้าหมาย

ของการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด จึงมีข้อจำกัดสำคัญ 2 ประการ คือ สมการวัตถุประสงค้จำเป็นจะต้องมีข้อมูลตั้งต้นของรูปทรง (Input Parameter) ที่ต้องการออกแบบก่อนทุกครั้ง ซึ่งโดยทั่วไปแล้วแหล่งข้อมูลของรูปทรงตั้งต้นอาจจะไม่มีในแหล่งข้อมูลอ้างอิงจึงถือเป็นข้อจำกัดที่สำคัญ นอกจากนี้ ความถูกต้องของผลลัพธ์การคำนวณแรงดันโดยใช้ Semi-Empirical Method มีข้อจำกัดทั้งในแง่ของย่านความเร็วที่กำหนดและขนาดของรูปทรงที่ส่งผลต่อความน่าเชื่อถือของผลลัพธ์

จากข้อจำกัดที่กล่าวมาในข้างต้น ในงานวิจัยนี้จึงได้นำเสนอการประยุกต์ใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดโดยใช้สมการนาเวียร์-สโตค (Navier-Stoke Equation) เป็นสมการเป้าหมายซึ่งเป็นพื้นฐานของการคำนวณแรงดันของรูปทรงโค้งมนในทุกย่านความเร็วที่ต้องการศึกษารวมถึงไม่มีข้อจำกัดทั้งในด้านของขนาดและรูปร่างรูปทรงโค้งมนที่ต้องการออกแบบเพื่อลดแรงดัน นอกจากนี้ งานวิจัยนี้ได้ประยุกต์ใช้ระเบียบวิธีพื้นผิว ตอบสนอง (Response Surface) เพื่อบูรณาการค้นหาจุดที่เหมาะสมที่สุดร่วมกับกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่กล่าวมาข้างต้นได้อย่างมีประสิทธิภาพ

2. ขอบเขตการวิจัย

ดังได้กล่าวไปแล้ว ในงานวิจัยนี้ผู้วิจัยได้เลือกรูปทรงโค้งมนรูปแบบ XM-788E1 และ XM-789 ซึ่งมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 30 mm (ดังรูปที่ 1) มาเป็นกรณีศึกษาในการหาค่า คุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตโดยใช้โปรแกรม CFD เนื่องจากรูปทรงดังกล่าวนี้มีฐานข้อมูลคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ในย่านความเร็วเหนือเสียงที่ได้จากการทดลองแบบการทดสอบยิง (Range Test) [1] เพื่อใช้ในการเปรียบเทียบผลการทดลองกับ ผลลัพธ์ของโปรแกรม CFD นอกจากนี้ยังใช้เป็นรูปทรงโค้งมนต้นแบบ (Benchmark Model) ในการออกแบบทางอากาศพลศาสตร์เพื่อเพิ่มสมรรถนะในระยะยิงหวังผลโดยใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด

จากรูปที่ 1 พบว่า รูปทรงโค้งมนที่นำมาเป็นกรณีศึกษาจะมีส่วนประกอบ 3 ส่วนหลัก ได้แก่ ส่วนหัว (Ogive)

ส่วนลำตัว (Body) และ ส่วนหาง (Boat Tail) ตามลำดับ และมีข้อมูลเพิ่มเติมตามลักษณะทางกายภาพ ดังแสดงในตารางที่ 1 สำหรับในการศึกษาและออกแบบทางอากาศพลศาสตร์ ในงานวิจัยนี้จะมีขอบเขตเฉพาะในช่วงย่านความเร็วเหนือเสียง มัก 1.5–2.3 เท่านั้น

ตารางที่ 1 ข้อมูลคุณสมบัติของรูปทรงโค้งมนต้นแบบ

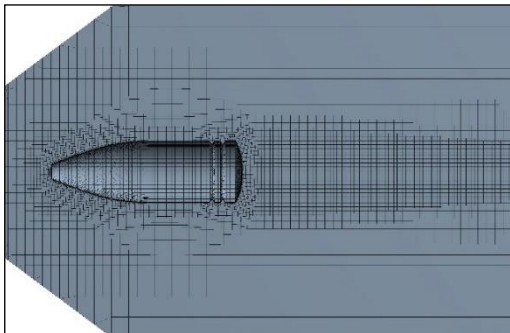
	XM-788E1	XM-789
มวล (g)	234.6	239
จุดศูนย์กลาง (mm)	41.888 (จากด้านท้ายรูปทรง)	40.392 (จากด้านท้ายรูปทรง)
Axial Moment (kg-m ²)	313.6	330.2
Transverse Moment (kg-m ²)	1619	1743

3. วิธีการดำเนินงาน

3.1. การวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของรูปทรงโค้งมนต้นแบบโดยใช้โปรแกรม CFD

สำหรับการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ ในงานวิจัยนี้ได้ใช้โปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ของไหล ANSYS FLUENT ซึ่งเป็นการคำนวณเชิงตัวเลขโดยใช้วิธีการแบบ Finite Volume เพื่อทำการแก้สมการ Reynold Average Navier Stroke (RANS) ในงานวิจัยนี้ได้ใช้มีการกำหนดให้ใช้การคำนวณแบบ Density Base และมีการใช้สมการพลังงาน โดยที่ของสภาวะของไหลจะนำเอาแก๊สสมบูรณ์มาใช้ในส่วนของการคำนวณการแปรปรวนของอากาศ (Turbulent Model) นั้นในงานวิจัยนี้ได้เลือกใช้ Shear Stress Transport (SST) k- ω Model [12] เนื่องจากโมเดลนี้มีการคำนวณอากาศพลศาสตร์ที่มีแนวโน้มใกล้เคียงกับความเป็นจริงในบริเวณทั้งอากาศพลศาสตร์ใกล้พื้นผิวและกระแสอากาศไหลอิสระ (Free Stream) รวมทั้งปรากฏการณ์การเกิด Adverse Pressure ที่ก่อให้เกิดการ Separation ของอากาศได้มีแนวโน้มใกล้เคียงความเป็นจริงอย่างมาก ซึ่งครอบคลุมปรากฏการณ์ส่วนใหญ่ที่เกิดขึ้นเมื่อรูปทรงโค้งมนเคลื่อนที่ไปในอากาศ เพื่อแก้สมการเชิงตัวเลขของสมการ RANS รูปแบบตาข่าย

ที่เป็นระเบียบ (Structured Grid) ได้ถูกสร้างรอบตัวของรูปทรงโค้งมนโดยใช้โปรแกรม Ansys Meshing ดังรูปที่ 2 จากรูปแสดงให้เห็นถึงรายละเอียดความหนาแน่นของตารางจะอยู่บริเวณรอบลำตัวของรูปทรงโค้งมน และบริเวณใกล้ชั้นขีดผิว ทั้งนี้เพื่อสามารถคำนวณรายละเอียดของกระแสอากาศไหลวนที่ท้ายของรูปทรงโค้งมนและสามารถคำนวณรายละเอียดของชั้นขีดผิวแบบเทอร์บูเลนต์ได้ โดยเฉพาะรายละเอียดของ Laminar Sub Layer ที่อยู่ในชั้นขีดผิว ซึ่งมีความยากและซับซ้อนที่จะคำนวณได้อย่างละเอียดอย่างไรก็ตามเพื่อให้ค่าความถูกต้องของชั้นขีดผิวมีความแม่นยำมากขึ้นโดยใช้เทอร์บูเลนต์ SST k- ω ดังที่กล่าวไว้ในเบื้องต้น ค่า y^+ ที่คำนวณได้ถูกกำหนดให้มีค่าตามเงื่อนไข $y^+ < 2$ ดังนั้นความห่างของรูปแบบตาข่ายหรือเซลล์ (Cells) ในชั้นแรกติดกับผิวอากาศยานจึงมีค่าประมาณ 10^{-5} mm และสำหรับชั้นต่อไปของ Cells จะมีอัตราส่วนการยืดออก (Stretching Ratio) อยู่ที่ประมาณ 1.25



รูปที่ 2 รูปทรงตาข่าย 3 มิติของรูปทรงโค้งมน

ทั้งนี้เป็นที่ทราบกันดีว่าจำนวนเซลล์ในการสร้างตารางมีผลกระทบกับผลลัพธ์ของโปรแกรม CFD ดังนั้นเพื่อให้ได้มาซึ่งค่าที่ถูกต้องแม่นยำของผลลัพธ์ ไม่มีการแปรผันตามจำนวนเซลล์ จึงสร้างเซลล์ไว้ 3 รูปแบบ ได้แก่ 1) จำนวนเซลล์ที่หยาบ (Coarse Mesh) 2) จำนวนเซลล์ระดับกลาง (Medium Mesh) และ 3) จำนวนเซลล์ที่ละเอียด (Fine Mesh) ซึ่งผลลัพธ์ของจำนวนเซลล์ที่เหมาะสมในงานวิจัยนี้จะมีค่าประมาณ 2.5 ล้านเซลล์

การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลของโปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ แสดงดังรูปที่ 2 ขอบเขตการไหลเข้าของอากาศ (Inflow) และขอบเขตการไหลออกของอากาศ

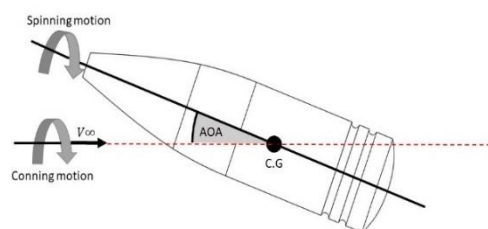
(Outflow) ถูกตั้งค่าโดยใช้อ้างอิงค่ามาตรฐานของความดันบรรยากาศและอุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเล (101325 Pa และ 288 K) ค่า Turbulent Intensity และค่าอัตราส่วนความหนืด Viscosity Ratio ที่ Inflow ถูกตั้งค่าเป็น 0.1 % และ 10 ตามลำดับที่ผิวของโมเดลถูกตั้งค่าแบบความเร็วอากาศเป็นศูนย์ No-Slip Condition และ อุณหภูมิผิวคงที่ Isothermal (288 K)

ในกรณีที่รูปทรงโค้งมนมีการเคลื่อนที่หมุนรอบตัวเองเงื่อนไขการเคลื่อนที่ในโปรแกรม CFD จะถูกตั้งค่าแบบ Moving Wall Condition โดยใช้อัตราการหมุนเท่ากับการทดลองจากแหล่งข้อมูลอ้างอิง คือ 3,800 รอบ/วินาที ซึ่งทิศทางการหมุนรอบตัวจรวด ดังรูปที่ 3

นอกจากนี้ในกรณีที่ต้องการคำนวณค่า Pitch Damping Moment Sum Coefficient หรือ ($C_{Mq} + C_{M\dot{\alpha}}$) ในงานวิจัยนี้ได้เลือกใช้วิธีการ Steady Lunar Coning Methodology โดยมีการกำหนดเงื่อนไขการหมุนแบบ Coning Motion ซึ่งใช้หลักการหมุนในการคำนวณโดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล คือ Rotating Reference Frame ดังรูปที่ 3 ตามอ้างอิงของ DeSpirito [13] โดยมีรูปแบบดังสมการที่ (1)

$$C_n = \Delta \left(\frac{\phi D}{V} \right) [\gamma C_{np\alpha} + (C_{Mq} + \gamma C_{M\dot{\alpha}})] \quad (1)$$

จากสมการที่ (1) สามารถคำนวณหาค่า ($C_{Mq} + C_{M\dot{\alpha}}$) โดยการนำผลลัพธ์ที่ได้จากการคำนวณค่า Magnus Moment Coefficient ($C_{np\alpha}$) จากเงื่อนไขการหมุนรอบตัวเอง และค่า Side Moment (C_n) จากการคำนวณของการหมุนในลักษณะกรวย หรือ Coning Motion ซึ่งในการคำนวณค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ทั้งสองนี้ จะมีความสำคัญที่เกี่ยวข้องโดยตรงกับการคำนวณเสถียรภาพพลวัตของรูปทรงโค้งมน ดังนั้นการคำนวณที่ถูกต้องแม่นยำจะส่งผลโดยตรงต่อการวิเคราะห์เสถียรภาพของการเคลื่อนที่รูปทรงนี้



รูปที่ 3 การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตของ โปรแกรม CFD

จากการเปรียบเทียบผลลัพธ์ระหว่างผลการทดสอบจากแหล่งข้อมูลอ้างอิง [1] กับผลการคำนวณค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ทั้งสถิตและพลวัตของรูปทรงโค้งมนขนาด 30 mm ทั้ง 2 รูปแบบที่ความเร็ว มัค 1.5–2.3 พบว่าผลลัพธ์ของการคำนวณโดยใช้โปรแกรม CFD มีความถูกต้องแม่นยำ มีความเชื่อถือได้ทางวิศวกรรมศาสตร์ (Engineering Accuracy) โดยมีค่าความแตกต่างไม่เกิน 10% ทั้งสองวิธี ซึ่งสามารถแสดงให้เห็นความแตกต่างของผลลัพธ์ที่ได้จากทั้ง 2 วิธี ดังแสดงในตารางที่ 2 (กราฟข้อมูลการเปรียบเทียบแสดงในหัวข้อต่อไป)

ตารางที่ 2 การเปรียบเทียบเปอร์เซ็นต์ความแตกต่างของผลลัพธ์ค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตจากทั้ง 2 วิธี

Maximum Percent Difference (%) ระหว่าง CFD vs Experiment				
	C_D	C_N	$C_{M\alpha}$	$C_{np\alpha}$
XM-788E1	5.88	5.6	7.5	9.7
XM-789	6	5.7	7.6	10

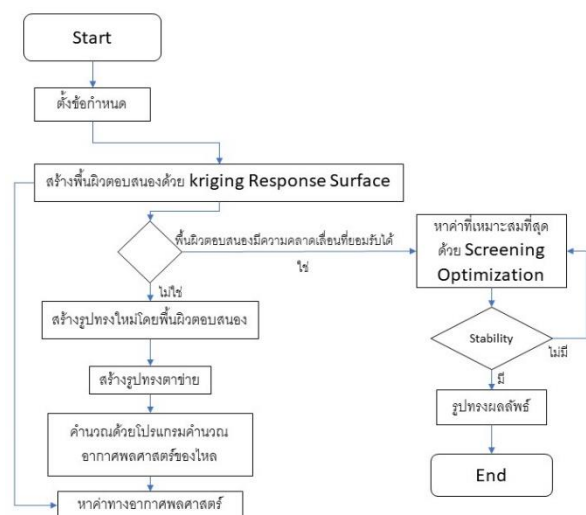
3.2. กระบวนการออกแบบรูปทรงโค้งมน

ในหัวข้อนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อออกแบบรูปทรงโค้งมนโดยใช้วิธีหาที่เหมาะสมที่สุด เพื่อให้ได้รูปร่างและขนาดของรูปทรงที่มีแรงต้านน้อยที่สุด ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ ในงานวิจัยนี้ได้ประยุกต์ใช้การคำนวณพลศาสตร์ของไหล (CFD) และกระบวนการพื้นผิวตอบสนอง (Response Surface) โดยบูรณาการผ่านกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด (Optimization) โดยมีกระบวนการตามรูปที่ 4

จากรูปที่ 4 ขั้นตอนเริ่มจากการกำหนดความต้องการในการออกแบบของรูปทรงโค้งมนที่ใช้เป็นกรณีศึกษา (Benchmark Model) เช่น การกำหนดขอบเขตของความเร็วในการเคลื่อนที่ ขนาดและความยาว เป็นต้น ขั้นตอนต่อมาจะดำเนินการสร้างพื้นผิวตอบสนองหรือที่เรียกว่า Response Surface ซึ่งระเบียบวิธีการพื้นผิวตอบสนอง คือ การหาแนวโน้มของการเปลี่ยนแปลงรูปทรงเทียบกับค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ โดยขั้นตอนนี้จะทำการสร้างรูปร่างของรูปทรงโค้งมนขึ้น จากนั้นรูปทรงที่ถูกสร้างขึ้นจะถูกวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ผ่านโปรแกรม CFD โดยผลลัพธ์การคำนวณจะถูกวน Loop เพื่อป้อนเป็นค่า

นำเข้าของ Response Surface จนกระทั่งสามารถเห็นแนวโน้มที่เป็นไปได้ จึงจะดำเนินการส่งต่อผลลัพธ์ดังกล่าวไปหาค่าที่เหมาะสมที่สุดโดยใช้ Optimization Algorithm ต่อไปเพื่อหารูปทรงที่เหมาะสมที่ตอบโจทย์กับความต้องการในเบื้องต้นทั้งในแง่ของแรงต้านต่ำและเสถียรภาพในการเคลื่อนที่

แต่อย่างไรก็ตามการลดแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์นั้นไม่ว่าด้วยวิธีการใดก็ตามจะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงเสถียรภาพการเคลื่อนที่ของรูปทรงโค้งมน ซึ่งจำเป็นต้องคำนึงถึงในการออกแบบดังกล่าวด้วย ซึ่งเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ของรูปทรงโค้งมนนั้นจะถูกแบ่งออกเป็นเสถียรภาพด้านสถิตและพลวัตโดยเสถียรภาพดังกล่าวนี้มีผลมาจากอากาศพลศาสตร์ เช่น Pitching Moment Magnus Effect และค่า Pitch Damping Moment Sum Coefficient รวมไปถึงค่าโมเมนต์ความเฉื่อย (Moment of Inertia) ของรูปทรงโค้งมนเช่นกัน [8],[9] ด้วยการคำนึงถึงปัจจัยดังกล่าว ในงานวิจัยนี้จึงได้นำเสนอการแก้ไขปัญหาลงมาซึ่งจะกล่าวต่อไป



รูปที่ 4 กระบวนการออกแบบทางอากาศพลศาสตร์โดยใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด

3.2.1. การสร้าง Kriging Response Surface

ในทางทฤษฎี การสร้าง Response Surface คือ การสร้างโมเดลความสัมพันธ์ของการเปลี่ยนแปลงระหว่างข้อมูลขาเข้า และข้อมูลผลลัพธ์ โดย Kriging Response Surface [10],[11] นั้นได้นำเอากระบวนการประมาณค่าช่วงโดยมีต้นแบบมาจาก Gaussian Process มาใช้เพื่อสร้าง

ความสัมพันธ์ดังกล่าว ซึ่งจะทำให้สามารถหาค่าประมาณของผลลัพธ์ของข้อมูลเข้าที่อื่น ๆ ได้ ซึ่ง Kriging Method นั้นมีรูปทั่วไปดังสมการที่ (2)

$$y(x) = f(x) + Z(x) \quad (2)$$

โดยกำหนดให้ $y(x)$ นั้น คือ สมการความสัมพันธ์ที่ต้องการ โดยมี $f(x)$ เป็นสมการพหุนาม และ $Z(x)$ เป็นสมการกาเปลี่ยนแปลงซึ่งทำหน้าที่ในการแก้ไข $f(x)$ ให้ผลลัพธ์มีความถูกต้องยิ่งขึ้นโดยค่า Covariance Matrix ที่เกี่ยวข้องกับสมการการเปลี่ยนแปลง[10],[11] มีการกำหนดตามสมการที่ (3) ดังนี้

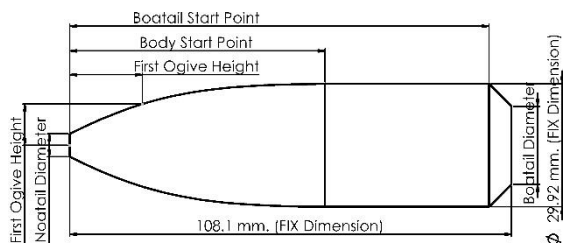
$$\text{Cov}[Z(x^i), Z(x^j)] = \sigma^2 R([r(x^i, x^j)]) \quad (3)$$

โดยที่ R คือ Correlation Matrix และ $r(x^i, x^j)$ คือ Spatial Correlation ของฟังก์ชันระหว่างจำนวนจุด [10],[11] ดังสมการที่ (4)–(5)

$$r(x^i, x^j) = \exp(-\sum_{k=1}^M \theta_k |X_k^i - X_k^j|) \quad (4)$$

$$Z(x) = \sum_{i=1}^N \lambda_i r(x^i, x) \quad (5)$$

ในงานวิจัยนี้ได้นำกระบวนการดังกล่าวมาใช้เพื่อหาความสัมพันธ์ของรูปทรงที่เปลี่ยนแปลงไปเทียบกับผลลัพธ์ของแรงต้านอากาศพลศาสตร์โดยมีการกำหนดการเปลี่ยนแปลงของรูปทรง ดังรูปที่ 5 และมีการกำหนดค่าคงที่ตามตัวแปรของรูปทรงให้อยู่ในช่วงความยาวต่าง ๆ ดังแสดงในตารางที่ 3



รูปที่ 5 ขนาดและช่วงของรูปทรงโค้งมนที่ใช้ในการสร้าง

Response Surface

ตารางที่ 3 ขนาดและช่วงของรูปทรงโค้งมนที่ใช้ในการสร้าง Kriging Response Surface

ตำแหน่งของรูปทรง	ช่วงของรูปทรง
1. Nose bluntness radius	0.05–1 cm
2. First ogive point height	0.2–1.4 cm
3. First ogive point length	0.5–3 cm
4. Bullet start point	4–6.5 cm
5. Bullet end point	7–10.6 cm
6. Boat tail radius	0.1–1.496 cm

จากตารางที่ 3 พบว่าการเปลี่ยนแปลงตัวแปรที่ 1 ถึง 4 จะมีผลกระทบต่อแรงต้านทานที่เกิดจากคลื่นกระแทกหรือ Shock Wave โดยการออกแบบรูปทรงที่โค้งมนที่นั่นจะช่วยลดความรุนแรงของ Shock Wave ลง ซึ่งจะส่งผลโดยตรงต่อการลดลงของแรงต้านทานอากาศอย่างมีนัยสำคัญ ในขณะที่ตัวแปรลำดับที่ 5 และ 6 นั้นจะเกี่ยวข้องกับความดันที่เกิดจากการไหลแยกตัวของกระแสอากาศ Flow Separation และเกิดกระแสน้ำวน Wake บริเวณส่วนท้ายของรูปทรงโค้งมนในลำดับถัดมา ซึ่งแรงต้านทานทางอากาศส่วนใหญ่จะเกิดขึ้นที่บริเวณนี้ โดยหลักสำคัญของการลดแรงต้านทานอากาศบริเวณนี้นั้นจะอยู่ที่การลดการเกิดกระแสน้ำวนให้มากที่สุด หรือลดพื้นที่บริเวณส่วนท้ายลงให้มีความเหมาะสม

ในการสร้าง Response Surface นั้น มีความสำคัญอย่างมากต่อผลลัพธ์ในการหารูปทรงที่ดีที่สุด เนื่องจากการหาค่าทางอากาศพลศาสตร์ที่ใช้ในกระบวนการหาที่ดีที่สุดได้นำเอาการประมาณค่าของ Response Surface มาใช้ ซึ่งการใช้วิธีนี้มีความคลาดเคลื่อนน้อย จะทำให้ได้ผลลัพธ์ที่มีความเที่ยงตรงสูง โดยงานวิจัยนี้ได้ทำการสร้างพื้นผิวขึ้นจากจุดทดสอบจำนวน 400 จุด โดยมีค่า Relative Prediction Error อยู่ที่ประมาณ 9.96 เปอร์เซ็นต์ โดยผลลัพธ์ของ Response Surface นั้น จะอยู่ในรูปของสมการแนวนอนที่ทำให้สามารถกำหนดรูปร่างของรูปทรงโค้งมนได้ จากนั้นสามารถคำนวณแรงต้านทานอากาศจากสมการแนวนอนได้โดยตรง โดยความน่าเชื่อถือของผลลัพธ์นั้นขึ้นอยู่กับจำนวนจุดทดสอบและความแม่นยำของกระบวนการคำนวณค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ ดังนั้นการเปรียบเทียบความถูกต้องของ

การคำนวณโดยใช้โปรแกรม CFD กับผลการทดลองจริง จึงมีความสำคัญอย่างมาก ซึ่งจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

3.2.2. กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด

(Optimization method)

หลังจากที่ได้ทำการทดสอบความเที่ยงตรงของการคำนวณโดยใช้โปรแกรม CFD แล้วในหัวข้อที่ 3.1 จนกระทั่งดำเนินการไปสู่ขั้นตอนการสร้างพื้นผิวตอบสนองให้เสร็จสมบูรณ์ จากนั้นจึงสามารถนำสมการแนวโน้มนั้นเป็นผลลัพธ์จากระเบียบวิธีพื้นผิวตอบสนองนี้มาเข้าสู่กระบวนการเพื่อหาค่าที่เหมาะสมที่สุด จากกระบวนการดังกล่าวจะทำให้การคำนวณหาค่าอากาศพลศาสตร์นั้นสามารถทำได้อย่างรวดเร็ว ซึ่งจะสามารถช่วยลดความซับซ้อนของกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดให้สามารถใช้กระบวนการที่มีความเรียบง่ายได้ โดยในงานวิจัยนี้ได้เลือกใช้ระเบียบวิธีหาค่าที่เหมาะสมที่สุด แบบ Shifted Hammersley Sampling (Screening) [14] ดังสมการที่ (6)–(7) ซึ่งเป็นการสร้างข้อมูลแบบสุ่ม โดยใช้ Quasi ซึ่งกระบวนการนี้มีจุดแข็ง คือมีความคลาดเคลื่อนของการกระจายตัวต่ำ ซึ่งจะทำให้การสร้างรูปทรง เพื่อหาค่าที่ดีที่สุด มีการกระจายตัวอย่างทั่วถึงในทุกมิติ

ในทางทฤษฎีระเบียบวิธีหาค่าที่เหมาะสมที่สุด Shifted Hammersley Sampling ได้นำเอาหลักการ Radical Inverse Function โดยที่จำนวนเต็ม n คือ ลำดับของตัวเลขจำนวนเต็ม

$$n = n_0 n_1 n_2 n_3 \dots n_m \quad (6)$$

โดยเมื่อเลขจำนวนเต็มมีค่า เช่น 325 จะทำให้ $n_0 = 3$ $n_1 = 2$ $n_2 = 5$ เนื่องจากจำนวนเต็มดังกล่าวเป็นเลขฐาน 10 จะทำให้ R มีค่าเท่ากับ 10 ซึ่งสามารถเขียนความสัมพันธ์ได้ ดังนี้

$$n = n_m + n_{m-1} * R + \dots + n_0 \quad (7)$$

กระบวนการ Radical Inverse Function นั้น จะทำการสร้างเศษส่วนระหว่าง 0 ถึง 1 โดยการกลับด้านลำดับของสมการ [14] ดังสมการที่ (8)–(9)

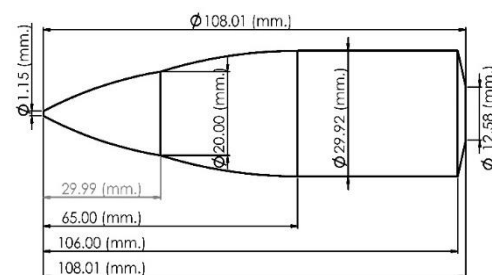
$$\phi_R(n) = n_m n_{m-1} \dots n_0 = n_m * R^{-1} + n_{m-1} * R^{-2} + \dots + n_0 * R^{-(m-1)} \quad (8)$$

โดยมิติที่ k นั้นจะมีช่วงการคำนวณดังต่อไปนี้ [14]

$$H_k(i) = [\frac{i}{N}, \phi_{R1}(i), \dots, \phi_{Rk-1}(i)] \quad (9)$$

โดยที่ $i = 0, \dots, N$ นั้น แสดงถึงจำนวนตัวอย่างที่ใช้ในกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด โดยจากสมการจุดทดสอบแรกจะมีค่าเป็น 0 แล้วจะปรับตำแหน่งของจุดทดสอบเข้าจุดศูนย์กลางของช่วงในการทดสอบ จะเห็นได้ว่ากระบวนการดังกล่าวมีความซับซ้อนน้อย มีการใช้จุดทดสอบจำนวนมากเพื่อหาผลลัพธ์ที่ดีที่สุด

ในกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดในงานวิจัยนี้มีจุดมุ่งหมายเพื่อหารูปทรงโค้งมนที่มีแรงต้านทานทางอากาศพลศาสตร์ที่น้อยที่สุด อย่างไรก็ตามรูปทรงโค้งมนที่มีแรงต้านน้อยที่สุดไม่ได้ยืนยันถึงการมีสมรรถนะด้านระยะทางที่เพิ่มขึ้น ถ้าปราศจากการพิจารณาเงื่อนไขของการเคลื่อนที่แบบมีเสถียรภาพ ดังนั้นเป้าหมายในกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดจึงมีเป้าหมายเพื่อการลดแรงต้านของรูปทรงโค้งมนที่ศึกษาในขณะที่ยังคงไว้เพื่อการรักษาเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ โดยมีผลลัพธ์ของการออกแบบตามรูปที่ 6



รูปที่ 6 รูปทรงผลลัพธ์ของกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด

3.2.3. การเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะ

อากาศพลศาสตร์ของรูปทรงโค้งมนที่ศึกษากับ

รูปทรงที่เหมาะสมที่สุด

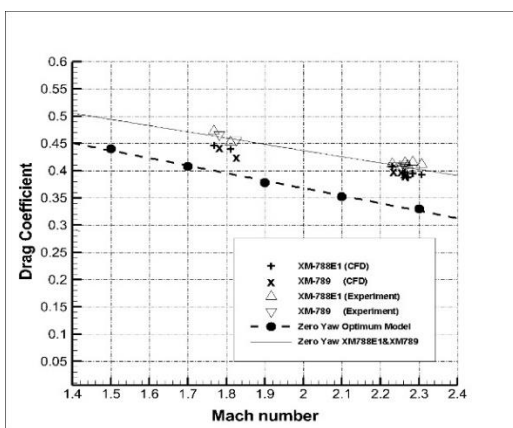
หลังจากการออกแบบรูปทรงโค้งมนที่เหมาะสมที่สุดตามกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดในหัวข้อที่ 3.2.2 เพื่อยืนยัน และเปรียบเทียบค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของรูปทรงที่ออกแบบใหม่กับรูปทรงต้นแบบที่ศึกษา

ดังนั้นในหัวข้อนี้จึงจำเป็นต้องดำเนินการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของรูปทรงโค้งมนที่ออกแบบมาใหม่ โดยใช้โปรแกรม CFD ทั้งนี้ เพื่อให้ได้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของรูปทรงโค้งมนที่ออกแบบใหม่ โดยเฉพาะสัมประสิทธิ์แรงต้านทานทางอากาศพลศาสตร์ รวมถึงการวิเคราะห์เสถียรภาพของรูปทรงนี้ เพื่อยืนยันการมีเสถียรภาพในการเคลื่อนที่อีกด้วย โดยมีผลลัพธ์ดังต่อไปนี้

1) ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิต

1.1) ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient, C_D)

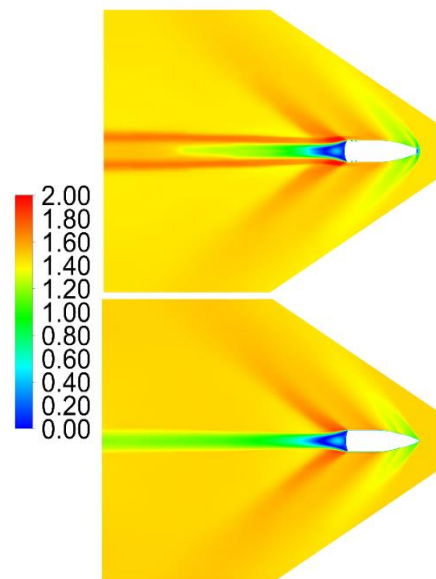
รูปที่ 7 แสดงการเปรียบเทียบผลลัพธ์การคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของรูปทรงโค้งมนต้นแบบที่ศึกษาและรูปทรงที่ออกแบบใหม่ โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล จากรูปนี้ พบว่า สัมประสิทธิ์แรงต้านของรูปทรงโค้งมนที่ออกแบบใหม่ มีค่าน้อยกว่ารูปทรงโค้งมนต้นแบบอย่างมีนัยสำคัญ โดยเฉลี่ยมีค่าประมาณ 18 เปอร์เซ็นต์ ตลอดทุกความเร็วในย่านความเร็วเหนือเสียงที่ทำการศึกษา แสดงให้เห็นว่ารูปทรงที่ออกแบบใหม่สามารถลดแรงต้านทานทางอากาศพลศาสตร์ได้ (โดยลดลงมากที่สุดถึง 20.52% ที่ความเร็วแมค 2.3) ซึ่งจากผลลัพธ์ดังกล่าวสามารถสนับสนุนการเพิ่มสมรรถนะในระยะทางการเคลื่อนที่ได้ ซึ่งสอดคล้องตามวัตถุประสงค์ของงานวิจัยที่กำหนดไว้



รูปที่ 7 แผนภาพแสดง Drag Coefficient กับ Mach Number

เพื่อสนับสนุนเหตุผลการลดลงของแรงต้านอย่างมีนัยสำคัญของรูปทรงโค้งมนที่ออกแบบใหม่ ในงานวิจัยสามารถแสดงการเปรียบเทียบรูปแบบการไหลของกระแส

อากาศผ่านรูปทรงโค้งมนทั้งสองกรณีในย่านความเร็วแมค 1.5 ที่มุมปะทะ 0 องศา ดังรูปที่ 8 จากรูปนี้จะพบว่า รูปร่างของคลื่นช็อก (Shock Wave) ที่เกิดขึ้นบนรูปทรงต้นแบบและรูปทรงที่ออกแบบใหม่จะมีลักษณะเป็นคลื่นช็อกเฉียง (Oblique Shock) โดยที่ลักษณะคลื่นช็อกเฉียงที่เกิดขึ้นบนรูปทรงโค้งมนที่ออกแบบใหม่จะมีความรุนแรงที่น้อยกว่าซึ่งสามารถสังเกตได้จากการทำมุมของคลื่นช็อกกับแกนลำตัวมีค่าน้อยกว่ามุมคลื่นช็อกที่เกิดขึ้นบนรูปทรงต้นแบบประมาณ 2 องศา รวมถึงรูปทรงที่ออกแบบใหม่สามารถลด Detached Shock ที่เกิดขึ้นบริเวณส่วนปลายของส่วนหน้าลำตัวได้อย่างมาก ซึ่งจะส่งผลโดยตรง ทำให้ลดแรงต้านทานเนื่องจากคลื่นช็อก (Wave Drag) ได้อย่างมีนัยสำคัญ



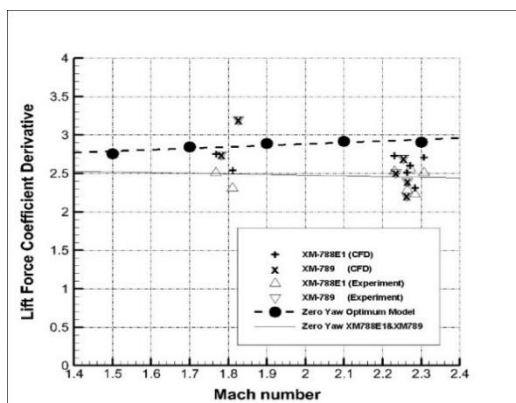
รูปที่ 8 แผนภาพแสดง Mach Number Contour ระหว่างรูปทรงต้นแบบ (บน) และ รูปทรงที่ออกแบบใหม่ (ล่าง) ที่เลขแมค 1.5 และมุมปะทะที่ 0 องศา

1.2) ค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Force Coefficient Derivative, $C_{L\alpha}$) และค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์โมเมนต์ (Pitching Moment Coefficient Derivative, $C_{M\alpha}$)

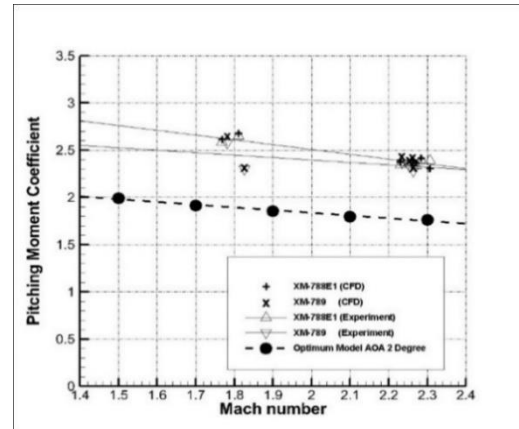
ผลการเปรียบเทียบค่าของอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยก และค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์โมเมนต์เทียบกับจุดศูนย์ถ่วงที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD กับการทดลองจริงของรูปทรงโค้งมนที่นำมาศึกษา ดังรูปที่ 9-10 ตามลำดับพบว่า ผลลัพธ์ CFD ของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและค่า

อนุพันธ์สัมประสิทธิ์โมเมนต์มีค่าความถูกต้องแม่นยำสูง เมื่อเทียบกับผลการทดลอง กล่าวคือ มีค่าความแตกต่างไม่เกิน 8 % ตลอดทุกความเร็วในย่านความเร็วเหนือเสียงที่ได้จากการศึกษาวิจัย ทั้งนี้เนื่องจากแรงยก และ โมเมนต์ที่เกิดขึ้นที่มุมปะทะต่ำ เป็นผลมาจากการกระจายตัว ของความดันรอบบริเวณผิวรูปทรงโค้งมนเป็นส่วนใหญ่ ซึ่งโปรแกรม CFD สามารถคำนวณได้อย่างถูกต้องแม่นยำ และผลลัพธ์ของค่าอากาศพลศาสตร์ทั้งสองชนิดนี้ มีผลกระทบน้อยมากกับการไหลของกระแสอากาศแบบเทอร์บูเลนต์ หรือลามินาร์

เมื่อพิจารณาผลการเปรียบเทียบการคำนวณค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์แรงยก และค่าสัมประสิทธิ์อนุพันธ์โมเมนต์ของรูปทรงโค้งมนที่นำมาศึกษาและรูปทรงที่ออกแบบใหม่โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล พบว่าค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์แรงยกของรูปทรงที่ออกแบบใหม่มีค่าสูงขึ้นโดยเฉลี่ยประมาณ 10 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่ค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์โมเมนต์มีค่าลดลงโดยเฉลี่ยประมาณ 30 เปอร์เซ็นต์ ทั้งนี้ เนื่องจากการกระจายความดัน (Pressure Distribution) ของรูปทรงที่ออกแบบใหม่มีแนวโน้มเปลี่ยนแปลงไปตามรูปทรงส่วนหัวที่ยาวขึ้นทำให้เกิดแรงยกได้เพิ่มมากขึ้นในกรณีที่มีการเคลื่อนที่แบบมีมุมปะทะ นอกจากนี้การกระจายความดันบริเวณส่วนหัวของรูปทรงที่ออกแบบใหม่ทำให้จุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure) เลื่อนถอยหลังเข้าใกล้จุดศูนย์กลางถ่วงมากยิ่งขึ้น ส่งผลให้สัมประสิทธิ์โมเมนต์มีค่าลดลง ซึ่งจะส่งผลดีต่อการเคลื่อนที่แบบมีเสถียรภาพสถิต (Gyroscopic Static Stability)



รูปที่ 9 แผนภาพแสดง Lift Coefficient กับ Mach Number



รูปที่ 10 แผนภาพแสดง Pitching Moment Coefficient
เทียบกับ Mach Number

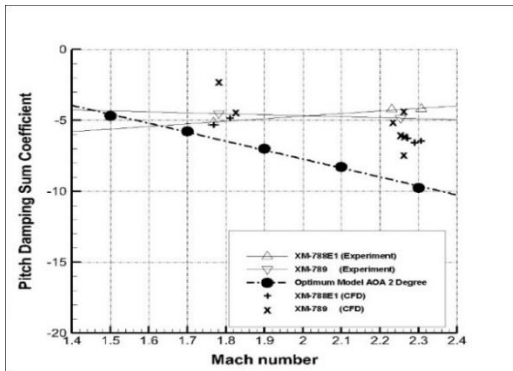
2) ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์พลวัต

จากการดำเนินการในการคำนวณค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์พลวัตของรูปทรงโค้งมนที่นำมาศึกษา โดยจากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD สามารถแสดงการเปรียบเทียบผลลัพธ์ระหว่างการคำนวณและข้อมูลการทดสอบจากแหล่งข้อมูลอ้างอิงได้ดังรูปที่ 11-12 ตามลำดับ

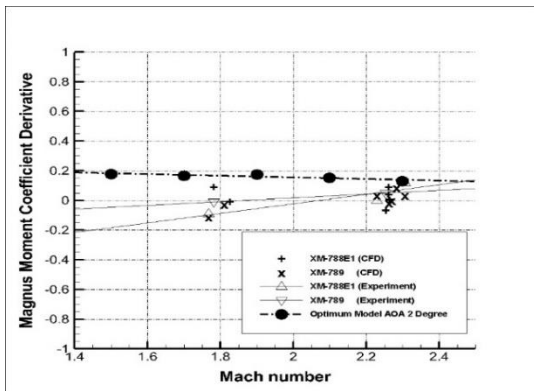
จากรูปที่ 11-12 พบว่า ค่า Pitch Damping Moment Sum Coefficient และค่า Magnus Moment Coefficient Derivative ที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD กับการทดลองของรูปทรงโค้งมนขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 30 มิลลิเมตร ที่ความเร็ว มัค 1.8 และ 2.3 ตามลำดับ มีความถูกต้องแม่นยำและมีแนวโน้มเป็นลักษณะไปในทางเดียวกัน ซึ่งอยู่ในระดับความเชื่อถือได้ทางวิศวกรรมศาสตร์ (Engineering Accuracy) คือ มีค่าความแตกต่างไม่เกิน 10% ในตลอดทุกช่วงความเร็วที่ทำการศึกษา

เมื่อพิจารณาผลการเปรียบเทียบการคำนวณค่า Pitch Damping Moment Sum Coefficient และ Magnus Moment Coefficient Derivative ของรูปทรงโค้งมนต้นแบบที่ศึกษาและรูปทรงที่ออกแบบใหม่โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล พบว่าค่า Pitch Damping Moment Sum Coefficient มีค่าลดลง 5-20 เปอร์เซ็นต์ตลอดช่วงความเร็วที่กำหนดเมื่อเปรียบเทียบกับรูปทรงที่นำมาศึกษา ในขณะที่ค่า Magnus Moment Coefficient Derivative ที่เป็นผลโดยตรงจากเคลื่อนที่แบบหมุนรอบ

แกนลำตัว (Spinning Motion) มีค่าเพิ่มสูงขึ้นไม่เป็นนัยสำคัญ (ไม่เกิน 5 เปอร์เซ็นต์)



รูปที่ 11 แผนภาพแสดง Pitch Damping Sum Coefficient เทียบกับ Mach Number



รูปที่ 12 แผนภาพแสดง Magnus Moment Coefficient เทียบกับ Mach Number

3.2.4. การวิเคราะห์เสถียรภาพ

เพื่อเป็นการยืนยันว่ารูปทรงโค้งมนที่ออกแบบใหม่มีเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ทั้งในรูปแบบของเสถียรภาพสถิตและพลวัต ในหัวข้อนี้จะดำเนินการนำค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลที่ได้จากหัวข้อที่ผ่านมานำไปวิเคราะห์หาเสถียรภาพการเคลื่อนที่ของรูปทรงที่ออกแบบใหม่[9] โดยมีสมการ ดังสมการที่ (10)–(11)

$$S_g = \frac{\left(\frac{I_x^2}{I_y}\right) \left(\frac{PD}{V}\right)^2}{(2\rho S D^3 C_{M\alpha})} \quad (10)$$

$$S_d = \frac{2(C_{L\alpha} + K_x^{-2} C_{np\alpha})}{C_{L\alpha} + C_D - K_y^{-2} (C_{Mq} + C_{M\dot{\alpha}})} \quad (11)$$

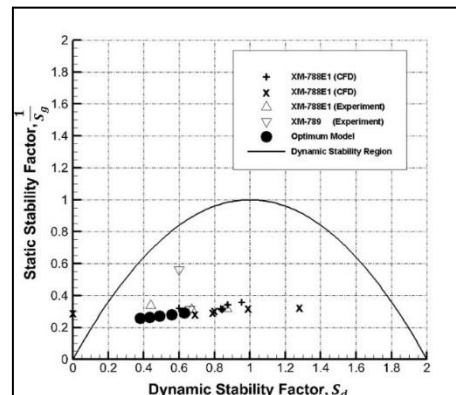
โดยที่ S_g คือ เสถียรภาพสถิตหรือ (Gyroscopic Static Stability) และ S_d คือ เสถียรภาพพลวัต (Dynamic Stability) ซึ่งในทางทฤษฎีการมีเสถียรภาพแบบสถิตนั้นหมายถึง วัตถุดังกล่าวนี้ มีความสามารถในการกลับเข้าสู่ความมีเสถียรภาพเมื่อถูกรบกวนโดยสิ่งแวดล้อมภายนอก [9] ในขณะที่เสถียรภาพการเคลื่อนที่แบบพลวัต หมายถึงวัตถุดังกล่าวมีความสามารถในการกลับเข้าสู่ความมีเสถียรภาพเมื่ออยู่ในการเคลื่อนที่แบบพลวัต [9] ซึ่งในการเคลื่อนที่ของรูปทรงโค้งมนมีหลักการหมุนรอบแกนลำตัวเพื่อรักษาเสถียรภาพ (Spin-stabilize Body) จึงมีเงื่อนไขของการมีเสถียรภาพการเคลื่อนที่ทั้งในรูปแบบสถิตและพลวัตดังสมการที่ (12) และ (13) ตามลำดับ

$$S_g > 1 \quad (12)$$

$$1/S_g > S_d(2 - S_d) \quad (13)$$

จากสมการที่ (12) และ (13) จะพบว่า ถ้าการเคลื่อนที่ของวัตถุรูปทรงโค้งมนมีเสถียรภาพพลวัต จะสามารถยืนยันถึงการมีเสถียรภาพสถิตด้วย แต่ถ้าในทางกลับกัน การมีเสถียรภาพสถิตไม่ได้ยืนยันถึงการมีเสถียรภาพพลวัต

เมื่อแทนค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัต รวมถึงค่าคุณลักษณะเฉพาะของรูปทรงโค้งมนที่ออกแบบใหม่ลงในสมการที่ (10) และ (11) จากนั้นนำมาแสดงผลการวิเคราะห์ในเงื่อนไขความสัมพันธ์ระหว่างเสถียรภาพสถิตและพลวัต ดังสมการที่ (13) โดยสามารถแสดงผลการวิเคราะห์ในรูปแบบของกราฟได้ ดังรูปที่ 13



รูปที่ 13 แผนภาพแสดงช่วงของเสถียรภาพพลวัตของการเคลื่อนที่ของรูปทรงโค้งมน

รูปที่ 13 แสดงการเปรียบเทียบผลลัพธ์การวิเคราะห์เสถียรภาพของรูปทรงโค้งมนต้นแบบที่ศึกษากับรูปทรงที่ออกแบบใหม่ พบว่า รูปทรงที่ออกแบบใหม่มีเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ในทุกช่วงความเร็วเหนือเสียงที่กำหนดซึ่งสามารถสังเกตได้จากค่าเสถียรภาพพลวัตและสถิตอยู่ภายในกรอบรูปพาราโบลาว่า รวมถึงมีค่าเกาะกลุ่มกับรูปทรงโค้งมนต้นแบบที่ศึกษา นั้นแสดงให้เห็นว่า รูปทรงโค้งมนที่ออกแบบใหม่สามารถเพิ่มสมรรถนะในระยะทางการเคลื่อนที่ ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ตลอดช่วงความเร็วเหนือเสียง

4. สรุป

งานวิจัยนี้ได้นำเสนอกระบวนการออกแบบทางอากาศพลศาสตร์ โดยการนำเอากระบวนการ Kriging Response Surface มาสร้างชุดทดสอบโดยใช้กระบวนการ CFD เพื่อหาแนวโน้มการเปลี่ยนแปลงของรูปทรงโค้งมนเทียบกับแรงต้านทานทางอากาศพลศาสตร์โดยผลลัพธ์ทางอากาศพลศาสตร์นั้นถูกคำนวณโดยใช้โปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ของไหลที่อยู่พื้นฐานของสมการ RANS และประยุกต์ใช้ Turbulent model แบบ Shear Stress Transport (SST) $k-\omega$ จากผลลัพธ์การเปรียบเทียบค่าความถูกต้องของการคำนวณเทียบกับผลการทดลองจริงจากแหล่งข้อมูลอ้างอิง พบว่า ผลลัพธ์การคำนวณค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตมีค่าสอดคล้องใกล้เคียงกับผลการทดลอง โดยมีค่า ความคลาดเคลื่อนไม่เกิน 10% แสดงให้เห็นถึงความเชื่อถือได้ของการประยุกต์ใช้โปรแกรม CFD ทั้งนี้เพื่อสร้างความมั่นใจในการนำมาเป็นหนึ่งในเครื่องมือการออกแบบรูปทรงโค้งมนต้นแบบให้มีสมรรถนะที่สูงขึ้นโดยการ บูรณาการรวมกับการประยุกต์ใช้ระเบียบวิธี Kriging Response Surface โดยสร้างชุดทดสอบจำนวนทั้งหมด 400 ชุด เพื่อให้ได้สมการแนวโน้มของพื้นผิวดตอบสนองที่มีความคลาดเคลื่อนรวมเฉลี่ยไม่เกิน 10% จากนั้นจึงดำเนินการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด โดยใช้ Shifted Hammersley Sampling ทำให้ได้ผลลัพธ์การออกแบบในรูปแบบของรูปทรงโค้งมนที่ออกแบบใหม่ ซึ่งสามารถ ลดแรงต้านทานอากาศได้มากที่สุด

ถึง 20.52% ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพทั้งรูปแบบของเสถียรภาพสถิตและพลวัตในการเคลื่อนที่ ตลอดช่วงความเร็วเหนือเสียงที่ทำการศึกษา

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

ตัวย่อ	คำอธิบาย	Unit
C_D	: drag coefficient (drag force / qS)	
C_{D0}	: zero-lift drag coefficient (drag force / qS)	-
$C_{L\alpha}$	: lift coefficient derivative (lift force / qSD Sin α)	-
$C_{M\alpha}$	: pitching moment coefficient derivative (pitching moment / qSD Sin α)	-
$C_{Mq} + C_{M\dot{\alpha}}$	: pitch-damping moment sum coefficient	-
C_N	: normal force coefficient (normal force / qS)	-
C_n	: side force coefficient (side force / qS)	-
$C_{np\alpha}$	: Magnus moment coefficient derivative (Magnus moment / qSD (PD/V) Sin α)	-
$C_{N\alpha}$	: normal force coefficient derivative (normal force / qSD Sin α)	-
Re	: Reynolds number based on bullet diameter ($\rho V D / \mu$)	-
I_x, I_y	: moments of inertia	gm-cm ²
m	: mass	kg
M	: Mach number	-
N	: normal coordinates	
q	: dynamic pressure, ($1/2 \rho V^2$)	N/m ²
S_g, S_d	: gyroscopic and dynamic stability factor	-
V	: freestream velocity	m/s
ρ	: density	kg/m ³

เอกสารอ้างอิง

- [1] R. L. McCoy, "Aerodynamic characteristics of the 30mm XM788 and XM789 projectiles," Ballistic Research Laboratories, Aberdeen, MD, USA, Rep. 2432, 1982.
- [2] P. R. Viswanath, "Flow management techniques for base and afterbody drag reduction," *Progress in Aerospace Sciences*, vol.32, no. 2–3, pp. 79–129, 1996, doi: 10.1016/0376-0421(95)00003-8.
- [3] M. A. Suliman., O. K. Mahmoud., M. A. Al-Sanabawy and O. E. Abdel-Hamid. , "Computational Investigation of Base Drag Reduction for a Projectile at Different flight regimes," in 13th International Conference on Aerospace Science & Aviation Technology, Military Technical College, Cairo, Egypt, May 26–28, 2009, pp.1–13.
- [4] A. Ibrahim and A. Filippone, "Effect of porosity strength on drag reduction of a transonic projectile," *Journal of Aircraft*, vol. 44, no. 1, pp. 310–316, 2006, doi: 10.2514/1.23613.
- [5] J. M. Nicolas, "Optimal Bodies for Minimum Total Drag at Supersonic Speeds," NSWC, Dahlgren, VA, USA, Rep. TR-80-208, 1980.
- [6] Van Dyke. M.J., "The Similarity Rules for Second-Order Subsonic and Supersonic Flow," NACA Technical Note 3875, 1956.
- [7] E. R. Van Driest., "Turbulent boundary layers in compressible fluids," *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 18, no. 3, pp. 145–160, 1951, doi: 10.2514/8.1895.
- [8] W. Jiajan, R. S. M. Chue, T. Nguyen and S. Yu, "Optimization of round bodies for aerodynamic performance and stability at supersonic speeds," *Aeronautical Journal*, vol.117, no. 1193, pp.661–685, 2013.
- [9] R. L. McCoy, "Linearized Pitching and Yawing Motion of Rotationally Symmetric Projectiles," in *Modern exterior ballistics*, 2nd ed., Atglen, PA, USA: Schiffer Pub., 2012, ch. 10, pp. 221–238.
- [10] G. E. P. Box and N. R. Draper, "Introduction to Response Surface Methodology," in *Response surfaces, mixtures, and ridge analyses*, 2nd ed., Hoboken, N.J., USA: John Wiley, 2007, ch. 1, pp. 1–16.
- [11] DesignXplorer Users Guide, ANSYS, Inc., Canonsburg, PA., USA, 2021, pp. 309–396.
- [12] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605, 1994, doi: 10.2514/3.12149.
- [13] J. De Spirito, S. I. Sifton and P. Weinacht, "Navier-Stokes Predictions of Dynamic Stability Derivatives: Evaluation of Steady-State Methods," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol.46, no. 6, pp. 1142–1154, 2008, doi: 10.2514/1.38666.
- [14] T. -T. Wong, W. -S. Luk and P. -A. Heng, "Sampling with Hammersley and Halton Points," *Journal of Graphics Tools*, vol. 2, no. 2, pp. 9–24, 1997, doi: 10.1080/10867651.1997.10487471.