

การวิเคราะห์ค่าอากาศพลศาสตร์ของจรวดความเร็วเหนือเสียงขนาด 2.75 นิ้ว

โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

Aerodynamic Analysis of Supersonic 2.75 inch Fin-Stabilized Rocket

using Computational Fluid Dynamics

¹วันชัย เจียจันทร์ และ ²นุกูล สุขุประการ

^{1,2}ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน กองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

E-mail: ¹wanchai_j@rtaf.mi.th, ²nukul_s@rtaf.mi.th

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอการศึกษาและวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตของจรวดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางขนาด 2.75 นิ้ว ในย่านความเร็วเหนือเสียง โดยใช้โปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics, CFD) การได้มาซึ่งความเข้าใจอากาศพลศาสตร์ของจรวดรวมถึงค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ในย่านความเร็วนี้เป็นปัจจัยสำคัญของการออกแบบและพัฒนาจรวดเพื่อเพิ่มสมรรถนะในด้านระยะยิงหวังผล จากการศึกษาพบว่าผลลัพธ์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตที่ได้จากโปรแกรม CFD โดยใช้เทอร์บูเลนต์โมเดล แบบ SST K- ω มีความถูกต้องแม่นยำสูงเมื่อเปรียบเทียบกับข้อมูลการทดลองจากแหล่งอ้างอิง โดยมีค่าความแตกต่างไม่เกิน 10 % นอกจากนี้จากการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของจรวดที่ความเร็วปล่อยยิงเริ่มต้น (Muzzle Velocity) มัก 1.5 ถึงมัก 3.0 ที่มุมปะทะ 0 องศา พบว่าแรงต้านส่วนใหญ่ที่เกิดขึ้นมาจาก 2 ส่วนหลัก ๆ คือ ส่วนหัวรบและส่วนหางโค้งของจรวด ซึ่งมีค่าประมาณ 35 % และ 27 % ตามลำดับ ซึ่งเป็นผลโดยตรงมาจาก คลื่นช็อก (Compression Shock) มากไปกว่านั้นยังพบว่าแรงต้านจากส่วนท้ายของจรวดเป็นผลมาจาก Expansion Wave กับ Recirculation Flow มีค่าประมาณ 24 %

คำสำคัญ: อากาศพลศาสตร์ จรวด ความเร็วเหนือเสียง โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

Abstract

This paper presented the study and analyze the aerodynamics of supersonic 2.75 inch fin-stabilized rocket using computational fluid dynamics (CFD). Understanding the aerodynamics of this rocket is the key for enhancing the aerodynamic performance which providing a longer range. The study shown that good agreement can be observed between CFD (SST K- ω turbulent model) calculations and previous experiment. They are within engineering accuracy (10% Difference). From the aerodynamic analysis over this body, it is found that the drag coefficient is mainly from two different components: Warhead pressure drag and wrapped around fins pressure drag (Mainly Due to the Compression Shock Wave). They are about 35% and 27% for Warhead and

fins pressure drag, respectively. In addition, it is also found that the base pressure drag due to the rapid expansion waves and recirculation flow is approximately 24 %.

Keywords: Aerodynamics, Computational Fluid Dynamics, Supersonic, Fin-Stabilized Rocket

1. บทนำ

จากวิสัยทัศน์กองทัพอากาศที่ต้องการเป็นกองทัพอากาศชั้นนำในภูมิภาค (One of the Best Air Forces in Asian) ตามยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ ปี 51-62 ในประเด็นยุทธศาสตร์ที่ 2 เพื่อเสริมสร้างสมรรถนะความพร้อมในการป้องกันประเทศ เป็นประเด็นหลักในการสนับสนุนให้บรรลีวิสัยทัศน์กองทัพอากาศอย่างเป็นรูปธรรม โดยกำหนดจุดเน้นด้านการเสริมสร้างนภาพการดำเนินด้านวิจัยและพัฒนาการผลิตอาวุธยุทโธปกรณ์เป็นส่วนหนึ่งในนโยบายที่สนับสนุนให้บรรลีวิสัยทัศน์กองทัพอากาศ โดยเน้นให้มีการดำเนินงานตามแผนอย่างต่อเนื่อง ทั้งนี้เพื่อให้เกิดการพัฒนาและพึ่งพาตนเองอย่างยั่งยืน จุดประสงค์หลักในการวิจัยและพัฒนาด้านอาวุธ ได้แก่ การออกแบบและสร้างรูปแบบอาวุธให้มีศักยภาพสูงสุดเพื่อสนับสนุนภารกิจที่หลากหลายในทางทหาร โดยทั่วไปอาวุธยุทโธปกรณ์ส่วนใหญ่ที่ใช้ในกองทัพอากาศ เป็นส่วนหนึ่งของอากาศยานที่ถูกออกแบบให้บินในย่านความเร็วเหนือเสียง ยกตัวอย่างเช่น จรวด (Rocket) ลูกกระสุนปืนใหญ่ ที่นำวิถีและไม่นำวิถี (Guided and Unguided Projectile) เป็นต้น ซึ่งปัจจุบัน จรวดนำวิถีและไม่นำวิถี ลูกกระสุนปืนใหญ่ ปืนเล็ก ที่ใช้ในการกิจของกองทัพอากาศต้องพึ่งพาการนำเข้าจากต่างประเทศ แม้ว่าจะได้มีการผลิตเพื่อนำมาใช้เองภายในกองทัพ อาทิเช่น จรวด แต่ยังคงขาดในส่วนของการวิจัยและพัฒนาออกแบบต่อยอดเพื่อเพิ่มสมรรถนะความแม่นยำของจรวดในระยะยิงหวังผล ซึ่งข้อมูลที่ได้จากการวิจัยพัฒนาในครั้งนี้สามารถนำมาเป็นข้อมูลประกอบการพัฒนาจรวดต้นแบบขนาดต่างๆของกองทัพอากาศ เพื่อรองรับสนับสนุนในภารกิจระดับยุทธวิธีและยุทธการต่อไป

ความเข้าใจในทฤษฎีอากาศพลศาสตร์และการได้มาซึ่งคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของจรวดในย่านความเร็วเหนือเสียงนี้เป็นปัจจัยสำคัญของการออกแบบและพัฒนาจรวดเพื่อเพิ่มสมรรถนะการยิงของอาวุธ ทั้งนี้ค่าคุณลักษณะอากาศที่ได้นั้น สามารถนำไปประยุกต์ใช้เพื่อการควบคุมจรวดให้เป็นรูปแบบการนำวิถีที่สามารถสร้างความแม่นยำในการโจมตีและทำลายเป้าหมาย อย่างไรก็ตาม การหาค่าอากาศพลศาสตร์ในย่านความเร็วเหนือเสียงมีความยากสลับซับซ้อนเนื่องจากอากาศพลศาสตร์ในย่านนี้มีความเกี่ยวข้องกับคลื่นช็อก (Shock Wave) คลื่นขยาย (Expansion Waves) และการหมุนไหลวนของอากาศด้านหลัง (Circulation Flow) ยิ่งไปกว่านั้นอาวุธที่มีการหมุนรอบแกนลำตัวในระหว่างการเคลื่อนที่ อาทิเช่น จรวดชนิดหางโค้ง (Wrapped Around Fins) มีความซับซ้อนทางอากาศพลศาสตร์เป็นอย่างมาก ดังนั้นการหาค่าอากาศพลศาสตร์จึงมีความยากที่จะได้มาซึ่งค่าที่มีความถูกต้องและแม่นยำสูง

การหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ โดยวิธีที่นิยมใช้ในปัจจุบันมี 3 วิธี [1] ได้แก่ 1) การทดลอง (Experiment) 2) การคำนวณโดยใช้โปรแกรมการคำนวณทางอากาศพลศาสตร์ (Computational Fluid Dynamics, CFD) และ 3) การใช้วิธีกึ่งทดลองกึ่งทฤษฎีการทดลอง (Semi-Empirical Method) แม้ว่าค่าอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการทดลองจะมีค่าความถูกต้องมากที่สุด โดยเป็นการจำลองการไหลจริงของอากาศ แต่วิธีการนี้มีความสิ้นเปลืองมากที่สุด และใช้เวลานานที่สุด เนื่องจากต้องเตรียมพร้อมและเปรียบเทียบอุปกรณ์ในการทดลอง ส่วนวิธีการแบบกึ่งทดลองกึ่งทฤษฎี ใช้เวลาในการคำนวณเร็วที่สุด แต่มีข้อจำกัดตรงที่ไม่สามารถแสดงรายละเอียดการไหล Flow Visualization ผ่านจุดต่างๆ ของโมเดลได้ ยิ่งไปกว่านั้นค่าอากาศพลศาสตร์แบบพลวัต (Dynamic

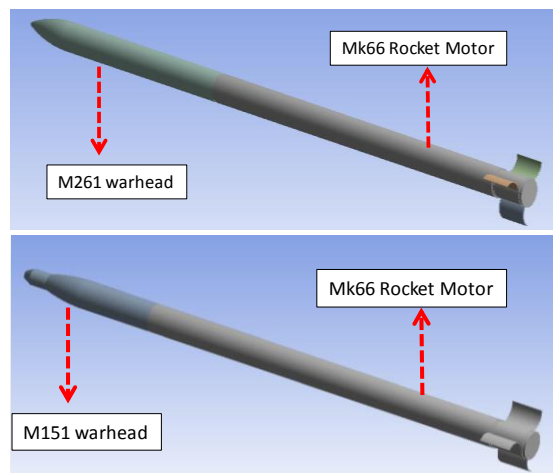
Aerodynamic Coefficients) อาทิเช่น Magnus Effect ไม่สามารถคำนวณได้อย่างถูกต้อง ดังนั้นการคำนวณโดยใช้โปรแกรม CFD จึงเป็นทางเลือกที่เหมาะสมเพื่อตอบโจทย์ในเรื่องของความน่าเชื่อถือเกี่ยวกับค่าอากาศพลศาสตร์และเวลาที่ใช้ในการคำนวณอย่างสมเหตุผล

ด้วยเหตุดังกล่าวผู้วิจัยจึงมีความสนใจที่จะศึกษาเพื่อวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตของจรวดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 2.75 นิ้ว ในย่านความเร็วเหนือเสียงโดยใช้โปรแกรม CFD เพื่อให้ได้มาซึ่งฐานข้อมูลที่ต้องการ และเป็นประโยชน์ในการออกแบบจรวดใหม่ที่มีสมรรถนะสูงกว่า อาทิเช่น มีระยะยิงหวังผลมากยิ่งขึ้น รวมถึงสามารถนำค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ที่ได้ไปประยุกต์ใช้ในการควบคุมจรวดแบบนำวิถีได้ต่อไป โดยจรวดที่นำมาศึกษาในงานวิจัยนี้ ได้แก่ จรวด Hydra 2.75 inch Mk66 Rocket [2] ซึ่งปัจจุบันมีบรรจุใช้ในกองทัพอากาศ ยิ่งไปกว่านั้นจรวดชนิดนี้มีฐานข้อมูลการทดลองการยิงจากแหล่งข้อมูลอ้างอิงซึ่งเป็นประโยชน์อย่างยิ่งในการศึกษาวิจัยและพัฒนาให้ดียิ่งขึ้นต่อไป

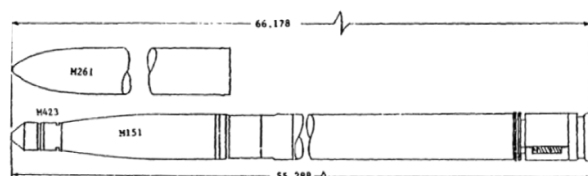
2. ทฤษฎีและข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับรูปร่างลักษณะของจรวด

จรวด Hydra 2.75 inch Mk66 Rocket [2] ที่ถูกเลือกมาเป็นกรณีศึกษาในครั้งนี้เป็นการหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรม CFD เนื่องจากมีฐานข้อมูลค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ในย่านความเร็วเหนือเสียงที่ได้จากการทดลองยิงจริง (Aeroballistics Range) จากแหล่งข้อมูลอ้างอิง เพื่อใช้ในการเปรียบเทียบกับผลลัพธ์ของ CFD รูปร่างจรวดที่นำมาศึกษาประกอบด้วย 3 ส่วนหลัก ได้แก่ 1) ส่วนหัวรบ (Warhead) 2) ส่วนลำตัวและขับเคลื่อน (Rocket Motor) และ 3) ส่วนหาง (Tail and Fins) ซึ่งส่วนหัวรบในการศึกษาวิจัยครั้งนี้ได้เลือกหัวรบ 2 รูปแบบเพื่อนำมาเป็นกรณีศึกษา ได้แก่ หัวรบแบบ M261 และ M151 ตามลำดับ ดังรูปที่ 1 โดยหัวรบแบบ M261 มีรูปร่างเป็น Secant Ogive โปรไฟล์และเป็นลักษณะหัวมน (Rounding Nose) ส่วนหัวรบแบบ M151 เป็นหัวรบที่มีรูปแบบ Double Simple Cone โดยส่วนหน้าสุดเป็น

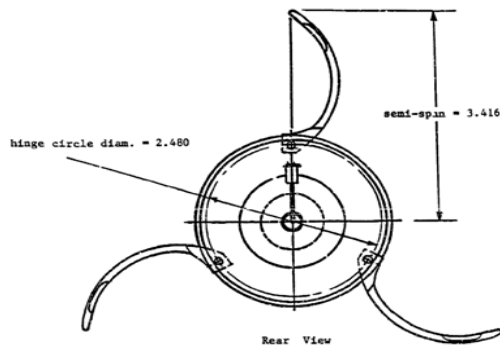
ลักษณะหัวตัด (Flat Nose) เป็นจุดกระทบพื้นเพื่อให้ระบบกระทบแตกทำงาน สำหรับลำตัวจรวดมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 2.75 นิ้ว หรือ 70 มิลลิเมตร ความยาวตลอดทั้งลำตัวของจรวดเมื่อติดตั้งหัวรบแบบ M261 มีความยาว 66.178 นิ้ว และความยาวจรวดเมื่อติดตั้งหัวรบแบบ M151 เท่ากับ 55.288 นิ้ว ดังรูปที่ 2 ยิ่งไปกว่านั้นจรวดประเภทนี้ใช้ส่วนหาง (Tail) เพื่อควบคุมเสถียรภาพ (Fin-Stabilized Rocket) โดยลักษณะของส่วนหางมีลักษณะหางโค้งหรือที่เรียกว่า Wrapped Around Fins โดยชุดหางสามารถกางออกได้แบบอัตโนมัติ (Folding Fins) หลังจากทำการปล่อยยิง ดังรูปที่ 3



รูปที่ 1 รูปร่างลักษณะของจรวด 2.75 นิ้ว แบบ MK66 ที่บรรจุหัวรบทั้ง 2 ชนิด คือ M261 และ M151



รูปที่ 2 ขนาดรูปร่างของจรวด 2.75 นิ้ว แบบ MK66 ที่บรรจุหัวรบทั้ง 2 ชนิด คือ M261 และ M151 [2]



รูปที่ 3 รูปร่างลักษณะด้านท้ายลำตัวของจรวด 2.75 นิ้ว ที่มี หางโค้ง หรือ Wrapped Around Fin [2]

จากข้อมูลอ้างอิง การทดลองการยิงของจรวด Hydra 2.75 inch Mk66 Rocket [2] พบว่าจรวดมีระยะยิงหวังผลประมาณ 8,000 เมตร และมีความเร็วปล่อยยิงคือ มัค 2.2 และมีความเร็วอยู่ในช่วง มัค 0.7 ถึง มัค 3.0 ซึ่งการยิงในระยะแรก ความเร็วของจรวด ยังเป็นความเร็วเหนือเสียง และเป็นความเร็วส่วนใหญ่ในการเดินทางถึงเป้าหมายของจรวด ซึ่งช่วงความเร็วข่านนี้ก่อนเข้าสู่ข่าน Transonic เป็นช่วงที่มีความสำคัญยิ่งต่อค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์โดยเฉพาะอย่างยิ่งแรงต้านที่เกิดขึ้นกับตัวจรวด หากจรวดที่ถูกปล่อยยิงในข่านความเร็วเหนือเสียงนี้เกิดจากการออกแบบเป็นอย่างดี จรวดสามารถลดแรงต้านได้เป็นอย่างดีตั้งแต่เมื่อเริ่มปล่อยยิง ระยะยิงหวังผลที่ได้จะเพิ่มขึ้นเป็นหลายเท่าตัว จึงเป็นเหตุผลสำคัญของการศึกษาวิจัยครั้งนี้ ซึ่งได้มีการกำหนดขอบเขตการศึกษาอากาศพลศาสตร์ของจรวดไว้ในข่านความเร็วเหนือเสียงเท่านั้น

อย่างไรก็ตามอากาศพลศาสตร์ที่อยู่ในข่านTransonic มีความสำคัญไม่น้อย แม้ว่าจะมีช่วงความเร็วในข่านนี้เพียง 25 % ของการเดินทาง เพราะอากาศพลศาสตร์ในข่านTransonic มีความสลับซับซ้อนยิ่งกว่าและแรงต้านที่เกิดขึ้นกับจรวดที่เพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว เนื่องจากปรากฏการณ์ที่เรียกว่า Boundary Layer Shock Interaction [3] อันเป็นผลมาจากคลื่นช็อกจากเกิดขึ้นบนลำตัวจรวด ทำให้มีความดันหลังคลื่นเพิ่มขึ้นอย่างฉับพลัน หรือเกิดเกรเดียนต์ความดันต่อต้านที่รุนแรงมาก (Strong Adverse Pressure Gradient) เป็นผลให้เกิดการไหลแยกตัวจากชั้นซิดผิว ยิ่งไปกว่านั้นจรวดที่อยู่ในข่านความเร็วนี้

มีค่าเสถียรภาพสถิตและพลวัต (Static and Dynamic Stability) ที่ค่อนข้างเป็นกลาง หรืออาจไม่มีเสถียรภาพเมื่อมีมุมปะทะที่สูงขึ้น โดยการศึกษาอากาศพลศาสตร์ของจรวดในข่านความเร็ว Transonic นั้น ไม่อยู่ในขอบเขตของการศึกษาวิจัยในครั้งนี้

3. วิธีดำเนินการวิจัย

3.1 การวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของจรวดโดยใช้โปรแกรม CFD

ในงานวิจัยนี้ จรวด 2.75 นิ้ว จะถูกคำนวณเพื่อหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิต (Static Aerodynamic Characteristics) โดยใช้วิธีการคำนวณเชิงตัวเลข (Numerical Method) ในรูปแบบของ Finite Volume Method ซึ่งใช้โปรแกรม Ansys Fluent CFD [4] โปรแกรมนี้ใช้นำไปแก้สมการ จำลองการไหลของกระแสอากาศแบบของเทอร์บูเลนต์ Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation (RANS) ซึ่งเป็นการไหลในข่านความเร็วเหนือเสียงและการไหลมีการอัดตัว (Compressible Flow) ตามสมการที่ 1 ถึง 3 แสดงไว้ดังนี้

สมการที่ 1 กฎอนุรักษ์มวล

$$\frac{\partial(\bar{\rho})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial x_i} = 0$$

สมการที่ 2 สมการโมเมนตัม:

$$\frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i'' u_j''}]$$

สมการที่ 3 กฎอนุรักษ์พลังงาน

$$\frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{E})}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\bar{\rho} \tilde{H} \tilde{u}_j + \overline{\rho u_i'' u_j''} \tilde{u}_i] = \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} \tilde{u}_i) - \frac{\partial}{\partial x_j} [\bar{q}_j + \bar{q}_j^t] + \bar{\rho} D^k$$

โดย $\tilde{u}_i$ และ u_i'' คือค่าความเร็วเฉลี่ย (Mean Velocity) และความเร็วแบบไร้ระเบียบ (Fluctuating Velocity) ในแต่ละระนาบ คือแกน (x y z) คือ Turbulent Heat Flux และอธิบายสมการของการเคลื่อนที่ของการไหลเทอร์บูเลนต์ซึ่งมี Turbulent Kinetic Energy และ Molecular Diffusion ตามลำดับ

จากสมการที่ 3 พลังงานภายในรวม และเอนทาลปีรวมเขียนสมการใหม่ได้ดังนี้

$$\tilde{E} = \tilde{e} + \frac{1}{2} \tilde{u}_j \tilde{u}_j + \tilde{k} \quad \text{และ} \quad \tilde{H} = \tilde{h} + \frac{1}{2} \tilde{u}_j \tilde{u}_j + \tilde{k}$$

จากสมการดังกล่าวข้างต้น จะเห็นได้ว่าสมการไม่เป็นรูปแบบเชิงเส้น (Non-Linear Equations) ซึ่งมีความซับซ้อนมากและไม่สามารถแก้สมการในรูปแบบของ Exact Solution ได้ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องแก้สมการในระบบเชิงตัวเลข Numerical Method ตามที่กล่าวไว้แล้วในเบื้องต้น ซึ่งในงานวิจัยครั้งนี้ค่าอากาศพลศาสตร์สถิตถูกคำนวณการไหลใน 2 มิติ (Axis Symmetric Solver) เพื่อหาสัมประสิทธิ์แรงดันในมุมปะทะศูนย์กลางและ 3 มิติ (3D-Solver) เพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์แรงดัน แรงยก และโมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางของจรวดในมุมปะทะต่าง ๆ ยิ่งไปกว่านั้นผลกระทบจากการหมุนรอบแกนลำตัวต่อค่าอากาศพลศาสตร์สถิตในรูปแบบ 3 มิติ (Effect of Spinning Motion) ผู้วิจัยได้นำมาพิจารณาใช้ในโปรแกรมงานวิจัยนี้ด้วยเช่นกัน ซึ่งการแพร่ของอากาศในสมการที่ 1 ถูกจัดรูปใหม่โดยใช้วิธีแบบ Roe's Upwind Flux Splitting Method ค่าความแม่นยำแบบ Second Order Accuracy และส่วน Viscous Fluxes ในสมการที่ 1 ถูกจัดรูปใหม่โดยใช้วิธีแบบ Central Difference Method ซึ่งทำยที่สุดรูปแบบใหม่ของทั้งระบบสมการจะแก้ในรูปแบบของ Implicit Scheme มีข้อดีโดยไม่ต้องคำนึงถึงเสถียรภาพของการคำนวณเชิงตัวเลข Unconditional Stability เป็นการแก้สมการทั้งระบบ รูปแบบของเทอร์บูเลนต์ที่ถูกเลือกจำเป็นต้องมีความเหมาะสมกับรูปแบบการไหลเพื่อความถูกต้องแม่นยำในการคำนวณหาค่าอากาศพลศาสตร์ โดยเฉพาะในชั้นซิดผิวแบบเทอร์บูเลนต์ (Turbulent Boundary Layer) ซึ่งมีความซับซ้อน ยิ่งไปกว่านั้น รูปแบบการไหลวนของอากาศที่เกิดขึ้นบนจรวด (Circulation Flow) ที่ถูกต้องขึ้นอยู่กับปัจจัยในการเลือกชนิดของรูปแบบของเทอร์บูเลนต์เป็นส่วนสำคัญ

3.1.1 รูปแบบเทอร์บูเลนต์ (Turbulent Model)

เพื่อแก้สมการ 1 ถึง 3 แบบเชิงตัวเลข เทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ (SST) k- ω ที่ถูกเลือกในงานวิจัยนี้มีเหตุผลประกอบ 2 ประการ ได้แก่

1) เทอร์บูเลนต์โมเดลนี้ได้รับการยอมรับจาก NASA ว่า มีความถูกต้องแม่นยำสูงในหลายชนิดของการไหล โดยเฉพาะการไหลที่มีความดันย้อนกลับสูง (Strong Adverse Pressure Gradient) การไหลแยกตัวของอากาศ (Flow Separations) และการไหลในชั้นซิดผิว (Boundary Layer) เป็นต้น

2) เทอร์บูเลนต์โมเดลชนิดนี้เป็นแบบถูกผสมซึ่งถูกออกแบบจากการนำเอาข้อดีระหว่างเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ Standard k- ω และเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบตระกูล k- ϵ กล่าวคือ เทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ Standard k- ω แก้ปัญหาการไหลได้ดีในชั้นซิดผิว และข้อดีของเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบตระกูล k- ϵ ที่สามารถแก้ปัญหาได้ดีในชั้นการไหลนอกชั้นซิดผิว จึงเป็นเหตุผลสำคัญที่ทำให้เทอร์บูเลนต์โมเดลชนิดนี้ได้รับการยอมรับอย่างกว้างขวาง

เทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ (SST) k- ω เขียนในรูปสมการได้ดังสมการที่ 4 และ 5 ตามลำดับ ดังนี้

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{k})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{k})}{\partial x_j} = -\bar{\rho}u_i''u_j'' \frac{\partial u_i''}{\partial x_j} - \beta_k \tilde{k}\omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\mu} + \sigma_k \mu_t \right) \frac{\partial \tilde{k}}{\partial x_j} \right]$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\bar{\rho}\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{U}_k\omega)}{\partial x_k} = & -\alpha\omega\bar{\rho}u_i''u_j'' \frac{\partial u_i''}{\partial x_j} \frac{\partial u_j''}{\partial x_k} \frac{\omega}{k} \\ & -\beta\omega\bar{\rho}\omega^2 \\ & + \frac{\partial}{\partial x_k} \left[\left(\bar{\mu} + \sigma_\omega \mu_t \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_k} \right] \\ & + \sigma_d \frac{\bar{\rho}}{\omega} \frac{\partial \omega}{\partial x_k} \frac{\partial \tilde{k}}{\partial x_k} \end{aligned}$$

จากสมการที่ 4 และ 5 เทอมแรก เทอมที่ 2 และ เทอมที่ 3 ในสมการฝั่งขวามือ แทน Production of k, ω , ตามลำดับ ในขณะที่เทอมสุดท้ายของสมการที่ 5 คือ Cross-Diffusion Term นอกจากนี้เพื่อสามารถแก้สมการเทอร์บูเลนต์โมเดล แบบ (SST) k- ω ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์ในสมการ 4 และ 5 ได้ถูกกำหนดไว้ดังนี้

$\sigma_k=0.85$, $\beta_k=0.09$, $\alpha_\omega=0.556$,
 $\beta_\omega=0.075$, $\sigma_\omega=0.5$, $\sigma_d=0$ และค่าความหนืด Eddy
 Viscosity (μ_t) แสดงได้ดังสมการที่ 6 ดังนี้

$$\mu_t = \bar{\rho} \cdot \frac{\tilde{k}}{\omega} \cdot \frac{1}{\max \left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{\Omega \cdot F_2}{a_1 \cdot \omega} \right]}$$

จากสมการ 6 หมายถึง ค่าเฉลี่ยของอัตราการหมุนของการไหล Mean rate of Rotation และ คือค่า Blending Function จากสมการนี้ ตัวแปรของ สามารถจัดให้อยู่ในรูปสมการได้ดังสมการที่ 7 ดังนี้

$$\alpha^* = \alpha_0^* \cdot \left(\frac{\alpha_0^* + Re_t / R_k}{1 + Re_t / R_k} \right)$$

โดยมีความหมายเชิงสัญลักษณ์ ดังนี้

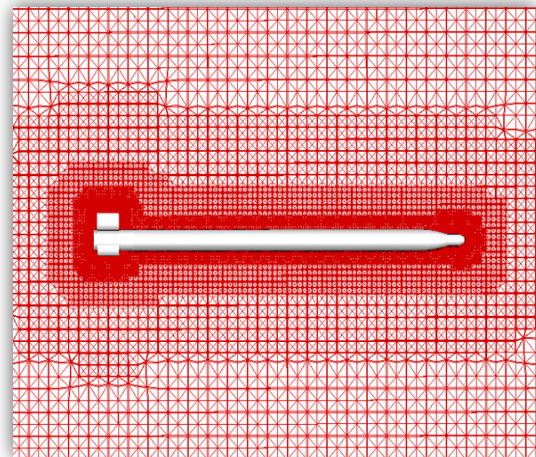
$$Re_t = \frac{\bar{\rho} \cdot \tilde{k}}{\mu \cdot \omega}, R_k = 6, \alpha_0^* = \frac{\beta_t}{3}$$

และ $\beta_t = 0.072$ รายละเอียดเพิ่มเติมของเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ SST K- ω สามารถค้นคว้าได้จากแหล่ง ข้อมูลอ้างอิงของ Menter [5]

3.2 การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบจรวด (Grid Generation)

เพื่อแก้สมการเชิงตัวเลขของสมการ RANS รูปแบบตาข่ายที่ไม่เป็นระเบียบ (Unstructured Grid) ได้ถูกสร้างรอบตัวของจรวดโดยใช้โปรแกรม Ansys Meshing ดังรูปที่ 4 จากภาพแสดงให้เห็นถึงรายละเอียดความหนาแน่นของตารางจะอยู่บริเวณรอบลำตัวของจรวด และบริเวณใกล้ชั้นซิดผิว ทั้งนี้เพื่อสามารถคำนวณรายละเอียดของกระแสอากาศไหลวนที่ท้ายของจรวดและสามารถคำนวณรายละเอียดของชั้นซิดผิวแบบเทอร์บูเลนต์ได้ โดยเฉพาะรายละเอียดของ Laminar Sub Layer ที่อยู่ในชั้นซิดผิวซึ่งมีความยากและซับซ้อนที่จะคำนวณได้อย่างละเอียด อย่างไรก็ตามเพื่อให้ค่าความถูกต้องของชั้นซิดผิวมีความแม่นยำมากขึ้นโดยใช้เทอร์บูเลนต์ SST k- ω ดังที่กล่าวไว้ในเบื้องต้น ค่า y^+ ที่คำนวณได้

ถูกกำหนดให้มีค่าตามเงื่อนไข $y^+ < 2$ ดังนั้นความห่างของรูปแบบตาข่ายหรือเซลล์ (Cells) ในชั้นแรกที่ดีกับผิวอากาศยานจึงมีค่าประมาณ 10–5 mm และสำหรับชั้นต่อไปของ Cells จะมีอัตราส่วนการยืดออก (Stretching Ratio) อยู่ที่ประมาณ 1.25



รูปที่ 4 การสร้างรูปแบบตาข่ายบนจรวด ขนาด 2.75 นิ้ว

เป็นที่ทราบกันดีว่าจำนวนเซลล์ในการสร้างตารางมีผลกระทบกับผลลัพธ์ของโปรแกรม CFD ดังนั้นเพื่อให้ได้มาซึ่งค่าที่ถูกต้องแม่นยำของผลลัพธ์ ไม่มีการแปรผันตามจำนวนเซลล์ จึงสร้างเซลล์ไว้ 3 รูปแบบ ได้แก่ 1) จำนวนเซลล์ที่หยาบ (Coarse Mesh) 2) จำนวนเซลล์ระดับกลาง (Medium Mesh) และ 3) จำนวนเซลล์ที่ละเอียด (Fine Mesh) ซึ่งผลลัพธ์ของจำนวนเซลล์แต่ละรูปแบบได้นำมาเปรียบเทียบความแตกต่างระหว่างเซลล์ดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 เปรียบเทียบความแตกต่างของค่าอากาศพลศาสตร์สถิตของจรวดได้จาก CFD โดยใช้จำนวนเซลล์ในระดับกลางเป็นตัวเปรียบเทียบ

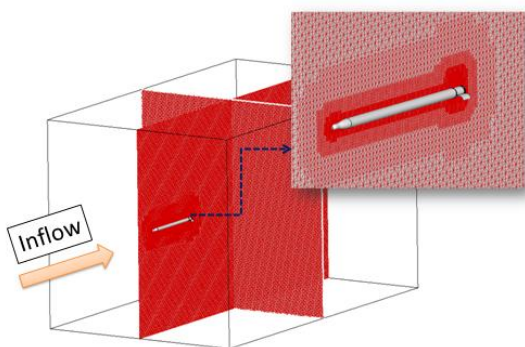
รูปแบบ Cell	เปอร์เซ็นต์ความแตกต่าง (%) ระหว่าง Cell รูปแบบต่าง ๆ (ที่มุมปะทะ 0 องศา)		
	C_D	C_L	C_m
Coarse - Medium	2.3	2.32	4
Medium-Fine	1.2	0.5	1.5

จากตารางที่ 1 พบว่าจำนวนเซลล์ในระดับกลาง Medium Mesh มีค่าความถูกต้องเพียงพอต่อการคำนวณ ดังจะเห็นได้จากผลลัพธ์ที่ได้ระหว่างรูปแบบเซลล์ทั้งสอง ได้แก่ Medium Mesh และ Fine Mesh นั้นแตกต่างกัน น้อยมาก ซึ่งถือได้ว่าจำนวนเซลล์ไม่มีผลกระทบต่อผลลัพธ์ CFD อีกต่อไป แม้จะมีการเพิ่มจำนวนเซลล์ขึ้นไปอีก ดังนั้นจึงไม่มีความจำเป็นในการเพิ่มจำนวนเซลล์เพื่อให้ได้มาซึ่งคำตอบที่ถูกต้อง

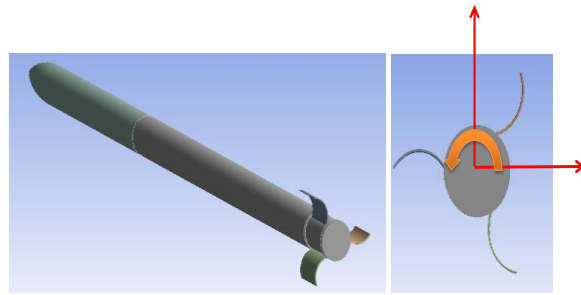
3.3 เงื่อนไขและขอบเขตการไหล Boundary Conditions

การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลของ โปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ ดังภาพที่ 5 ขอบเขตการไหลเข้าของอากาศ (Inflow) และขอบเขตการไหลออกของอากาศ (Outflow) ถูกตั้งค่าโดยใช้อ้างอิงค่ามาตรฐานของความดันบรรยากาศและอุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเล (101325 Pa และ 288 K) ค่า Turbulent Intensity และค่าอัตราส่วนความหนืด Viscosity Ratio ที่ Inflow ถูกตั้งค่าเป็น 0.1 % และ 10 ตามลำดับ ที่ผิวของโมเดล ถูกตั้งค่าแบบความเร็วอากาศเป็นศูนย์ No-Slip Condition และ อุณหภูมิผิวคงที่ Isothermal (288 K)

ในกรณีที่จรวดมีการหมุนรอบตัวเอง เงื่อนไขการเคลื่อนที่ของจรวดในโปรแกรม CFD แบบ Moving Wall Condition ถูกตั้งค่าให้หมุนรอบตัวโดยใช้อัตราการหมุนเท่ากับการทดลองจากแหล่ง ข้อมูลอ้างอิง คือ 10 รอบ/วินาที ซึ่งทิศทางการหมุนรอบตัวจรวด ดังภาพที่ 6



รูปที่ 5 การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตของ โปรแกรม CFD



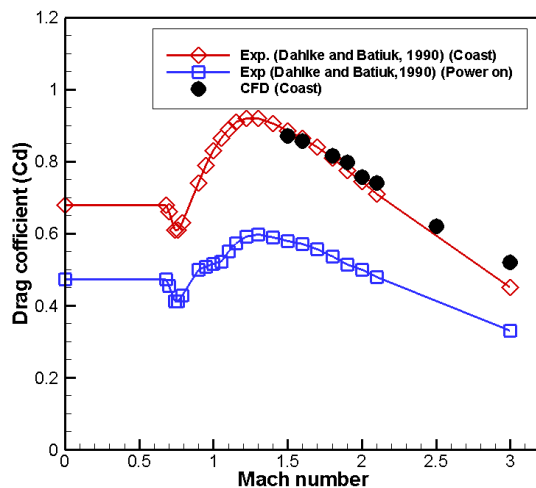
รูปที่ 6 การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตของ โปรแกรม CFD

4. ผลการวิจัยจากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD

4.1 เปรียบเทียบความถูกต้องของค่าอากาศพลศาสตร์ที่คำนวณจากโปรแกรม CFD กับ การทดสอบจริงของจรวดจากแหล่งข้อมูลอ้างอิง (Validation Study) ดังนี้

4.1.1 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient, CD)

ผลการเปรียบเทียบค่าของสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD กับ การทดลองของจรวดที่ติดหัวรบแบบ M261 ดังรูปที่ 7 พบว่าผลลัพธ์ของ CFD มีความถูกต้องแม่นยำน่าเชื่อถือได้ทางวิศวกรรมศาสตร์ (Engineering Accuracy) โดยมีค่าความแตกต่างไม่เกิน 10 % ทั้งสองวิธี และความแตกต่างที่เกิดขึ้นนี้อาจเป็นผลมาจากการสมมติการไหลทั้งระบบเป็นแบบ เทอร์บูเลนต์ ซึ่งในความเป็นจริงการไหลจริงของอากาศผ่านตัวจรวดจะมีทั้งการไหลที่เป็นทั้งลามินาร์ในช่วงต้นของหัวจรวดแล้วจึงเปลี่ยนเป็นเทอร์บูเลนต์ ดังนั้นแรงเสียดทานที่เกิดขึ้นของการไหลบนจรวดในความเป็นจริงอาจน้อยกว่าแบบสมมติในโปรแกรม CFD ซึ่งมีหลักฐานชัดเจนจากผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ได้จาก CFD จะมีค่าสูงกว่า (Over-Predicted) การทดลองเกือบตลอดทุกย่านความเร็วเหนือเสียงที่ได้จากการศึกษาวิจัย ดังรูปที่ 7

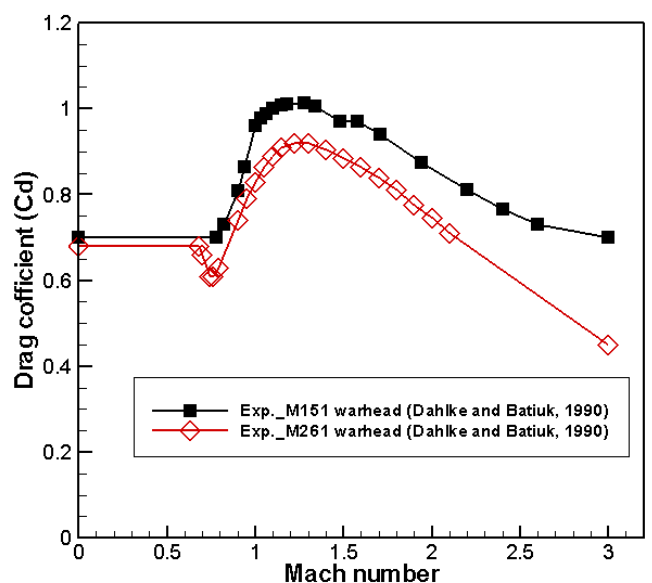


รูปที่ 7 กราฟแสดงสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับความเร็ว (มุมปะทะ 0 องศา) ของจรวด 2.75 นิ้ว ที่ติดหัวรบ M261

รูปที่ 8 แสดงกราฟการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับความเร็วต่าง ๆ ของจรวดที่ติดหัวรบแตกต่างกันทั้งสอง ชนิดคือ หัวรบ M151 และ M261 จากภาพจะเห็นได้ชัดเจนว่าจรวดที่ติดหัวรบแบบ M261 มีสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ต่ำกว่าแบบมินซ์สำคัญ 30 - 60 เปอร์เซ็นต์ตลอดทุกช่วงความเร็วโดยเฉพาะความแตกต่างจะมีค่ามากขึ้นเมื่อความเร็วของจรวดมีค่าสูงขึ้น ทั้งนี้เนื่องจากหัวรบ M151 มีลักษณะ Double Simple Cone ทำให้แรงต้านเนื่องจาก Wave Drag ที่มาจาก Compression Shocks ที่เกิดขึ้นบริเวณหัวจรวดมีค่าสูงใน 2 บริเวณ โดยสัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจาก Wave Drag มีค่าเพิ่มขึ้นเมื่อจรวดมีความเร็วเพิ่มขึ้น ดังนั้นการเกิด Compression Shock บนส่วนหน้าของหัวจรวดจึงเป็นปัจจัยสำคัญที่ชี้ให้เห็นว่าจรวดที่ติดหัวรบแบบ M 151 มีสัมประสิทธิ์แรงต้านที่สูงกว่าจรวดที่ติดหัวรบแบบ M261 โดยจะส่งผลต่อสมรรถนะในระยะยิงหวังผลที่ต่ำกว่า

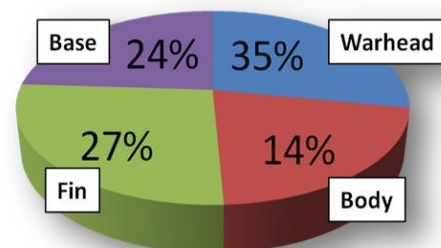
เมื่อพิจารณาสัมประสิทธิ์แรงต้านในส่วนต่าง ๆ ของจรวดที่ติดหัวรบแบบ M261 ในสภาวะการบินตรงระดับหรือมุมปะทะ 0 องศา ดังรูปที่ 9 พบว่า สัมประสิทธิ์แรงต้านส่วนใหญ่เกิดขึ้นที่บริเวณส่วนหัวของจรวดสูงถึงประมาณ 35 % โดยส่วนใหญ่เป็นแรงต้านเนื่องจาก Wave Drag รองลงมาเป็นแรงต้านเกิดขึ้นที่บริเวณส่วนหางประมาณ 27 % ซึ่งเกิดจาก Compression Shock

เช่นเดียวกัน อันถัดมาเป็น แรงต้านที่เกิดขึ้นบริเวณส่วนท้ายของจรวด หรือ Base Drag ประมาณ 24 % เป็นแรงต้านอันเนื่องจากการลดลงอย่างฉับพลันของความดันจากการเกิด Expansion Waves ที่บริเวณส่วนท้ายจรวด และลำดับสุดท้ายเป็นแรงต้านที่เกิดขึ้นบนลำตัวประมาณ 14 % โดยส่วนใหญ่เป็นแรงต้านเนื่องจากแรงเสียดทานที่บริเวณผิว ซึ่งข้อมูลการกระจายส่วนของแรงต้านเหล่านี้ เป็นประโยชน์ในการนำมาพัฒนาต่อยอดเพื่อเพิ่มสมรรถนะของจรวดให้ดียิ่งขึ้นต่อไป ของการเกิด Compression Shock ที่ส่วนหัวรบ



รูปที่ 8 กราฟแสดงการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านของจรวด 2.75 นิ้วที่ติดหัวรบแบบ M261 และ M151 ที่ความเร็วต่าง ๆ

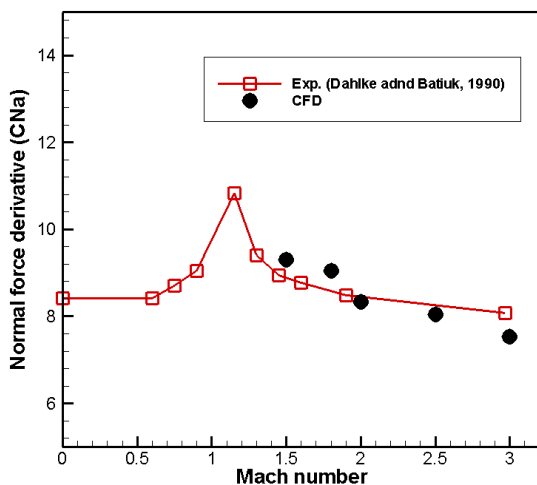
Drag components



รูปที่ 9 กราฟแสดงการกระจายแรงต้านของจรวด 2.75 นิ้ว (ความเร็ว Mach 2 มุมปะทะ 0 องศา)

4.1.2 ค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์แรงตั้งฉาก (Normal Force Derivative Coefficient, CNa) และจุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure)

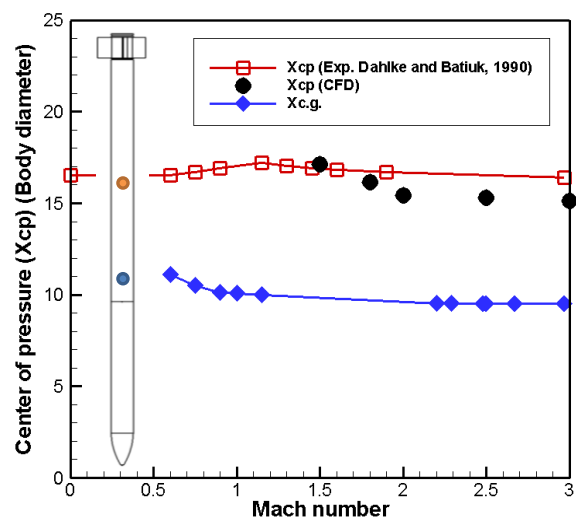
ผลการเปรียบเทียบค่าของอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากกับแนวแกนลำตัว (Normal Force Derivative และจุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure) ที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD กับผลการทดลองจรวดที่ติดหัวรบแบบ M261 ดังรูปที่ 10 และ 11 พบว่าผลลัพธ์ CFD ของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและจุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure) มีค่าความถูกต้องแม่นยำสูงมากเมื่อเทียบกับผลการทดลอง กล่าวคือ มีค่าความแตกต่างไม่เกิน 8 % ตลอดทุกความเร็วในย่านความเร็วเหนือเสียงที่ได้จากการศึกษาวิจัย เนื่องจากแรงยกและโมเมนต์ที่เกิดขึ้นที่มุมปะทะต่ำ เป็นผลมาจากการกระจายตัวของความดันรอบบริเวณผิวจรวดเป็นส่วนใหญ่ ซึ่งโปรแกรม CFD สามารถคำนวณได้อย่างถูกต้องแม่นยำ และผลลัพธ์ของค่าอากาศพลศาสตร์ทั้งสองชนิดนี้ มีผลกระทบน้อยมากกับการไหลอากาศแบบเทอร์บูเลนต์หรือลามินาร์



รูปที่ 10 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง อนุพันธ์สัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากกับความเร็วของจรวด 2.75 นิ้วที่ติดหัวรบ M261

จากรูปที่ 10 แสดงการวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตเบื้องต้นในแนวแกนลำตัวของจรวดพบว่า จรวดมีจุดศูนย์กลางความดันอยู่หลังจุดศูนย์กลางของจรวดทั้งลำ

ซึ่งตามทฤษฎีของจรวดเนื่องจากจรวดมีรูปลักษณะที่สมมาตรกันในเกือบทุกมิติ ทำให้จุดศูนย์กลางความดันมีค่าใกล้เคียงมากกับจุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์ที่ยานการบินที่มุมปะทะต่ำ ดังนั้นจุดศูนย์กลางความดันจึงเปลี่ยนแปลงน้อยมาก เมื่อเทียบกับมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น ซึ่งแตกต่างกับอากาศยานโดยทั่วไป กล่าวอีกนัยหนึ่งคือเป็นจุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์นั่นเอง จึงสรุปได้ว่าจรวดมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวซึ่งสามารถสังเกตได้จากจรวดมีจุดศูนย์กลางความดันอยู่หลังจุดศูนย์กลางของจรวดทั้งลำ โดยมีระยะ Static Margin ประมาณ 6 เท่าของความยาวเส้นผ่านศูนย์กลาง ดังรูปที่ 11



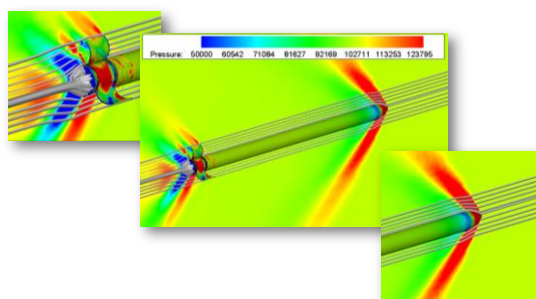
รูปที่ 11 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างจุดศูนย์กลางความดันกับความเร็วต่าง ๆ

4.1.3 การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์เชิงคุณภาพของการจำลองการไหลของกระแสอากาศ (Flow-Visualization) ผ่านจรวดขนาด 2.75 นิ้ว

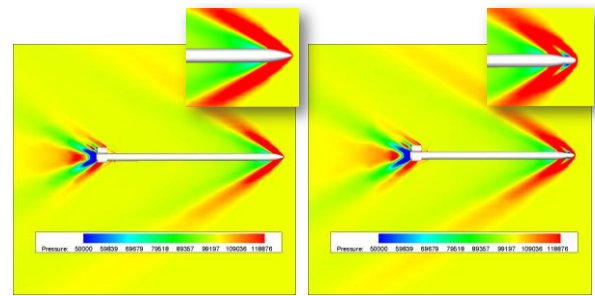
จากรูปที่ 12 แสดงการกระจายความดันบนพื้นผิวของอากาศยานในรูปแบบของระดับสี ในสถานะการบินตรงระดับที่มุมปะทะ 0 องศา จากภาพแสดงให้เห็นที่มาของการเกิดแรงต้านในบริเวณส่วนต่าง ๆ ของจรวดโดยการสังเกตระดับสีของความแตกต่างการกระจายความดันที่บริเวณหัวรบของจรวด ซึ่งการกระจายความดันบริเวณหัวรบจะสูงกว่าบริเวณส่วนอื่น ๆ ซึ่งในการกระจายความดันสูงในบริเวณส่วนนี้เป็นผลมาจาก Compression Shock ที่เกิดขึ้นบนบริเวณส่วนหัวของจรวด ยิ่งไปกว่านั้นการกระจายความดันในรูปแบบการแบ่งระดับสีแสดงให้เห็น

ถึงที่มาของ แรงดันในบริเวณส่วนประกอบต่าง ๆ ของ จรวดที่ส่งผลโดยตรงต่อสมรรถนะของจรวดทั้งลำ อาทิเช่น แรงดันที่เกิดบนบริเวณส่วนหาง โดยเฉพาะการกระจาย ความดันที่สูงที่เกิดบนสันหน้าหางม้วนซึ่งเป็นผลมาจาก Compression Shock นั้นเอง ดังรูปที่ 12 ผลการวิเคราะห์ พบว่าสัมประสิทธิ์แรงดันส่วนใหญ่มาจากบริเวณส่วนหัว ครอบและหางม้วน (Wrap Around Fins) ของจรวด ความแตกต่างระหว่างความดันนี้ส่งผลโดยตรงต่อการเกิดแรงดัน ซึ่งแรงดันนี้เป็นแรงดันเนื่องจาก คลื่นอัดตัว (Wave Drag)

จากรูปที่ 13 แสดงการเปรียบเทียบการจำลอง ไหลของกระแสอากาศความเร็วเหนือเสียงผ่านจรวดที่ ติดตั้งหัวรบทั้ง 2 แบบ คือ M261 และ M151 ในสภาวะการ บินตรงระดับ จากรูปที่ 13 ก แสดงให้เห็นถึงการเกิด คลื่นอัดตัว Compression Shock ที่บริเวณส่วนหัวจรวด บริเวณหางม้วน และ Recompression Shocks เกิดที่ท้าย จรวดตามลำดับ ซึ่งสามารถสังเกตได้จากเฉดสีแดงที่เกิดขึ้น ดังภาพ เมื่อพิจารณาความแตกต่างของพฤติกรรมไหล ของกระแสอากาศผ่านหัวรบทั้ง 2 แบบ พบว่า จรวดที่ ติดตั้งหัวรบแบบ M151 ดังรูปที่ 13 ข ซึ่งมีกำลังของ คลื่นอัดตัว Compression Shock สูงกว่าจรวดที่ติดตั้งหัวรบ แบบ M261 ทั้งนี้เนื่องจากหัวรบแบบ M151 ถูกออกแบบ เป็น Double Simple Cone ซึ่งจะทำให้เกิดคลื่นอัดตัวถึง 2 ครั้ง ส่งผลให้มุมของ Shock สูงกว่าและมีการกระจายความ ดัน ที่สูงกว่าอย่างเห็นได้ชัด ในขณะที่หัวรบแบบ M261 ถูกออกแบบเป็น Secant Ogive โปรไฟล์บริเวณส่วนหัว ซึ่งจะมีกำลังของ Compression Shock ที่อ่อนกว่า จึงสรุป ได้ว่าจรวดขนาด 2.75 นิ้วที่ติดตั้งหัวรบแบบ M261 มีแรงดันที่ต่ำกว่าแบบมีนัยสำคัญเมื่อเทียบกับหัวรบ M151

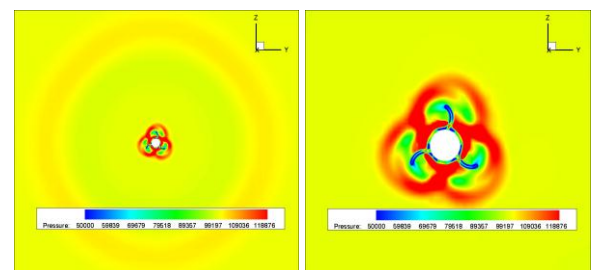


รูปที่ 12 การกระจายความดันบนพื้นผิว (Pressure Contour on Surface) ของจรวดขนาด 2.75 นิ้ว ที่ติดตั้งหัวรบแบบ M261



ก) ข)
รูปที่ 13 การเปรียบเทียบการจำลองการไหลของ กระแสอากาศความเร็วเหนือเสียงผ่านจรวดที่ติดตั้งหัวรบ 2 รูปแบบ ที่สภาวะการบินตรงระดับ (Level Flight) ก) หัวรบ M261 และ ข) หัวรบ M151

จากรูปที่ 14 แสดงการกระจายความดันบน บริเวณส่วนหางม้วน (Wrap Around Fins) โดยอธิบาย การเกิด Rolling Moment ของจรวดขนาด 2.75 ที่มุมปะทะ 0 องศา จากภาพพบว่าการกระจายความดันที่เกิดขึ้นบน บริเวณหางด้านซ้ายและด้านขวาไม่เป็นรูปแบบสมมาตร (Symmetry) โดยการกระจายความดันจะสูงตรงบริเวณ ด้านซ้ายของหางมากกว่าด้านขวา ส่งผลให้จรวดมีแนวโน้ม หมุนรอบแกนแบบทวนเข็มนาฬิกาถึงแม้จะเคลื่อนที่ในมุม ปะทะ 0 องศาก็ตาม ซึ่งต่างจากจรวดที่ใช้ชนิดหางพับ (Folding Fins) โดยการเกิด Rolling Moment นี้ส่งผล โดยตรงต่อเสถียรภาพพลวัตของจรวดขณะเคลื่อนที่ผ่าน อากาศ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องมีการศึกษาวิจัยเพื่อวิเคราะห์ ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์นี้



รูปที่ 14 การจำลองการไหลของกระแสอากาศความเร็วเหนือเสียงผ่านส่วนหางม้วนของจรวด ขนาด 2.75 นิ้ว

5. สรุปผลการวิจัย

จากการศึกษาวิจัยเพื่อวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตของจรวดขนาด 2.75 นิ้วในย่านความเร็วเหนือเสียงโดยใช้โปรแกรม CFD ประกอบด้วยสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะ 0 องศา สัมประสิทธิ์ค่าอนุพันธ์ของแรงตั้งฉาก และสัมประสิทธิ์โมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางความดัน พบว่าผลลัพธ์ของค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตได้จากโปรแกรม CFD โดยใช้เทอร์นูเลนซ์โมเดล แบบ SST K- ω มีความถูกต้องแม่นยำสูงเมื่อเปรียบเทียบกับข้อมูลการทดลองจากแหล่งอ้างอิง โดยมีความแตกต่างไม่เกิน 10 % นอกจากนี้จากการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของจรวดที่ความเร็วปล่อยยิงเริ่มต้น (Muzzle Velocity) มัก 1.5 ถึงมัก 3 ที่มุมปะทะ 0 องศา พบว่าแรงต้านส่วนใหญ่ที่เกิดขึ้นมาจาก 2 ส่วนหลัก ๆ ได้แก่ ส่วนหัวรบและส่วนหางโค้งของจรวดซึ่งมีค่าประมาณ 35 % และ 27 % ตามลำดับ ซึ่งเป็นผลโดยตรงมาจากคลื่นช็อก (Compression Shock) ยิ่งไปกว่านั้นพบว่าแรงต้านจากส่วนท้ายของจรวดเป็นผลมาจาก Expansion wave กับ Recirculation flow มีค่าประมาณ 24 % นอกจากนี้ผลลัพธ์ที่ได้จากการวิจัยครั้งนี้ ทำให้ผู้วิจัยเข้าใจพฤติกรรมอากาศพลศาสตร์ของลักษณะรูปทรง ของจรวดที่มีผลกระทบต่อสมรรถนะในระยะยิงหวังผล ทั้งนี้จะเป็นประโยชน์โดยตรงในการวิจัยเพื่อพัฒนาเพิ่มสมรรถนะในระยะยิงหวังผลให้ดียิ่งขึ้นต่อไป

6. ข้อเสนอแนะ

จากการวิจัยเรื่องการวิเคราะห์ห่ออากาศพลศาสตร์ของจรวดขนาด 2.75 นิ้วในย่านความเร็วเหนือเสียงโดยใช้โปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ของไหลในครั้งนี้ผู้วิจัยเห็นว่าการวิจัยในอนาคตควรมีการหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์พลวัต เช่น Pitch Damping Coefficient และ Rolling Moment Coefficient ทั้งนี้ค่าคุณลักษณะเหล่านี้สามารถนำไปประกอบการวิเคราะห์เสถียรภาพพลวัตของจรวดได้ ยิ่งไปกว่านั้นควรมีการวิเคราะห์เพื่อหาค่าคุณลักษณะย่านความเร็วทรานโซนิกด้วย ทั้งนี้เพื่อทำให้การวิเคราะห์ห่ออากาศพลศาสตร์จรวดเกิดความสมบูรณ์แบบมากยิ่งขึ้น

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] J.Desperito and S.I.Silton. "Capabilities for Magnus Prediction in Subsonic and Transonic Flight" U.S. Army PDECOM, Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Maryland: 21005-5069, 2008.
- [2] C.W.Dahlke and G.Batiuk. "Hydra 70 MK66 Aerodynamics and Roll analysis" US Army Missile Command, Technical Report RD-SS: 90-6, 1990.
- [3] J.D.Anderson, Jr. "Introduction to Flight," Fourth Edition, McGraw-Hill Higher Education, Boston, MA, 2000.
- [4] FLUENT. "FLUENT 6.3 User's Guide," ANSYS, Inc., 2006.
- [5] F.R.Menter. "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA j., 32(8): 1598-1650, 1994.