

การออกแบบและการหาค่าที่เหมาะสม ทางอากาศพลศาสตร์ของจรวด DTI ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ในย่านความเร็วเหนือเสียง โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

วันชัย เจียจันทร์^{1*} และ เอกพล ไบโพธิ์¹

วันที่รับ 1 กันยายน 2565 วันที่แก้ไข 7 ตุลาคม 2565 วันตอบรับ 13 ตุลาคม 2565

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตของจรวด DTI-2 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ที่ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U โดยใช้โปรแกรม CFD และออกแบบหัวรบจรวด โดยใช้วิธีหาค่าที่เหมาะสมที่สุด Optimization Method เพื่อเพิ่มสมรรถนะระยะยิงหัวงผล ในย่านความเร็วเหนือเสียง (มัก 1.5-4) จากผลการวิเคราะห์และเปรียบเทียบค่าคุณลักษณะอากาศที่ได้จากการคำนวณพบว่า ผลลัพธ์ของค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการคำนวณโดยใช้โปรแกรม CFD และการทดสอบอุโมงค์ลม มีความสอดคล้องใกล้เคียงกันคือ มีค่าความแตกต่างไม่เกิน 10 เปอร์เซ็นต์ ของค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิต และไม่เกิน 15 เปอร์เซ็นต์ สำหรับค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์พลวัต ตลอดทุกค่าความเร็วที่ทำการศึกษา แสดงให้เห็นถึงความเชื่อถือได้ของค่าความถูกต้องของการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรม CFD จากผลลัพธ์ออกแบบจรวดอากาศใหม่โดยใช้วิธี Optimization ควบคู่กับการใช้โปรแกรม CFD พบว่า ผลลัพธ์ที่ได้คือ รูปแบบหัวรบจรวดที่ออกแบบใหม่ มีสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ต่ำกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับจรวดที่นำมาศึกษาที่ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ผ่านอากาศ โดยมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านรวมของหัวรบที่ออกแบบใหม่ โดยใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมมีค่าลดลงเฉลี่ยโดยประมาณ 6 เปอร์เซ็นต์ ดังนั้น จากผลลัพธ์การลดลงของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน แสดงให้เห็นถึงความเป็นไปได้ของการเพิ่มสมรรถนะในระยะยิงหัวงผลของจรวดที่ออกแบบหัวรบใหม่ได้อย่างเป็นรูปธรรม

คำสำคัญ : อากาศพลศาสตร์, จรวด, ความเร็วเหนือเสียง, โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

¹ กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

* ผู้แต่ง, อีเมล: aerowanchai@gmail.com

Aerodynamics Design and Optimization of Supersonic 122 mm DTI Rocket by Using Computational Fluid Dynamics

Wanchai Jiajan^{1*} and Aekkapol Baipho¹

Received 1 September 2022, Revised 7 October 2022, Accepted 13 October 2022

Abstract

The purpose of this paper is to analyze the static and dynamic coefficients of the 122 mm DTI-2 rocket with MRV-U warhead by using Computational Fluid Dynamics (CFD). Optimization method is also employed to design the warhead of DTI-2 rocket for enhancing the range performance in supersonic regimes (Mach 1.5 - 4). The analysis results show that the static and dynamic coefficients are agreed well with the available wind tunnel data. They are within 10% and 15% for static and dynamic coefficients, respectively throughout the whole range of operating Mach number. For the optimization processes coupled with CFD simulation, the optimization result shows that the new warhead design provides lower drag results when compared with the benchmark MRV-U warhead, while remains statically and dynamically stable. The optimum design total drag is reduced about 6%. The reduced drag can be clearly representing the possibility of enhancing the range performance of the optimum design.

Keywords : Aerodynamics, Computational fluid dynamics, Supersonic, Fin-stabilized rocket

¹ Education Division, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Thai Air Force

* Corresponding author, E-mail: aerowanchai@gmail.com

1. บทนำ

ตามนโยบายยุทธศาสตร์ชาติไทยรวมไปถึงยุทธศาสตร์กองทัพไทยที่มีนโยบายให้พัฒนาอุตสาหกรรมป้องกันประเทศเพื่อการพึ่งพาตนเองอย่างยั่งยืนโดยเน้นการเสริมสร้างคุณภาพด้านการพัฒนาเทคโนโลยีป้องกันประเทศ การดำเนินงานด้านวิจัยและพัฒนาการผลิตอาวุธยุทโธปกรณ์เป็นส่วนหนึ่งในนโยบายที่สนับสนุนให้บรรลุวิสัยทัศน์ของกระทรวงกลาโหม โดยเน้นให้มีการดำเนินงานตามแผนอย่างต่อเนื่อง ซึ่งจุดประสงค์หลักในการวิจัยและพัฒนาด้านอาวุธ ได้แก่ การออกแบบและสร้างรูปแบบอาวุธให้มีศักยภาพสูงสุดเพื่อสนับสนุนภารกิจที่หลากหลายในทางทหาร

โดยทั่วไปอาวุธยุทโธปกรณ์ส่วนใหญ่ที่ใช้ในกองทัพไทยเป็นส่วนหนึ่งของวัตถุที่ถูกออกแบบให้เคลื่อนที่ในย่านความเร็วเหนือเสียง ยกตัวอย่างเช่นจรวด (Rocket) ลูกกระสุนปืนใหญ่ที่นำวิถีและไม่นำวิถี (Guided and Unguided Projectile) [1] เป็นต้น ซึ่งในปัจจุบันจรวดนำวิถีและไม่นำวิถี ลูกกระสุนปืนใหญ่และปืนเล็กที่ใช้ในภารกิจของกองทัพไทยต้องพึ่งพาการนำเข้าจากต่างประเทศ ถึงแม้ว่าได้มีการผลิตเพื่อนำมาใช้เองภายในกองทัพ อาทิเช่น กระสุนปืนและจรวด เป็นต้น

งานวิจัยและพัฒนาด้านจรวดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร เพื่อใช้ในภารกิจโจมตีแบบภาคพื้นสู่พื้น หรือ Surface to Surface เป็นหนึ่งในตัวอย่างการวิจัยและพัฒนาเทคโนโลยีป้องกันประเทศที่เน้นการพึ่งพาตนเองอย่างยั่งยืน ซึ่งในปัจจุบันอยู่ในขั้นตอนการวิจัยและพัฒนา รวมถึงการทดสอบใช้งานโดยสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ [2] ซึ่งจากงานวิจัยและพัฒนาเทคโนโลยีดังกล่าวยังสามารถต่อยอดขยายผลเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพของเทคโนโลยี โดยการพัฒนาออกแบบต่อยอดเพื่อเพิ่มสมรรถนะด้านระยะยิงหวังผลของจรวดที่มากขึ้น ซึ่งข้อมูลที่ได้จากการวิจัยพัฒนาในครั้งนี้สามารถ

นำมาเป็นข้อมูลประกอบการพัฒนาจรวดต้นแบบขนาดต่าง ๆ ของกองทัพ เพื่อรองรับการสนับสนุนในภารกิจระดับยุทธวิธีและยุทธการต่อไป

งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิจัยและพัฒนาออกแบบรูปแบบของกระสุนและจรวดในการเพิ่มระยะยิงและระยะยิงหวังผลนั้น มีแนวคิดมาจากการออกแบบเพื่อลดแรงต้านทานอากาศซึ่งเป็นกุญแจสำคัญของการเพิ่มประสิทธิภาพอาวุธยุทโธปกรณ์ โดยวิธีการเปลี่ยนลักษณะรูปทรงหรือติดตั้งอุปกรณ์ให้มีสัมประสิทธิ์ความต้านทานอากาศลดลง จากการศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการเพิ่มประสิทธิภาพของยุทโธปกรณ์เหล่านี้มีหลายวิธีการ เช่น การประยุกต์ใช้วิธีการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด (Optimization Method) โดยงานวิจัยของ W. Jiajan และคณะ [4] ได้นำกระบวนการหาค่าที่ดีที่สุดมาออกแบบกระสุนปืนใหญ่ขนาด 155 มิลลิเมตรให้มีรูปทรงที่มีแรงต้านทานน้อยที่สุด โดยใช้สมการจากวิธี semi-empirical method ในการหาแรงต้านของกระสุน ซึ่งเป็น Objective function โดยมีผลลัพธ์ที่ได้คือสามารถลดแรงต้านทานได้เป็นนัยสำคัญถึง 24 เปอร์เซ็นต์ อย่างไรก็ตาม ถึงแม้ว่าการหารูปทรงที่เหมาะสมที่สุดจะสามารถให้คำตอบรูปทรงที่รวดเร็ว แต่กระบวนการคำนวณแรงต้านจาก semi-empirical มีข้อจำกัดเรื่องความแม่นยำและขนาดของรูปร่างกระสุนที่นำมาศึกษา ซึ่งตรงจุดนี้จึงสามารถปรับปรุงแก้ไขให้มีความแม่นยำขึ้นได้ในงานวิจัยนี้

สำหรับงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับจรวด A. Sumnu [3] ได้ใช้วิธี Optimization method ในรูปแบบของ Multi-objective Genetic Algorithm ผ่านโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (CFD) ในการหารูปทรงจรวดที่มีค่าแรงต้านต่ำสุดในย่านความเร็วเหนือเสียง โดยมีจรวดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 55 มิลลิเมตร แบบ N1G เป็นจรวดต้นแบบเพื่อใช้ในการศึกษา ผลลัพธ์ที่ได้คือสามารถเพิ่ม

สมรรถนะในรูปแบบของอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน หรือที่เรียกว่า Aerodynamic efficiency ของจรวด ได้เป็นนัยสำคัญ ประมาณ 11-17 เปอร์เซ็นต์ อย่างไรก็ตาม กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมโดยผ่าน โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลนี้ยังมีข้อจำกัด ด้านเวลาและทรัพยากรในการคำนวณค่อนข้างสูง

สำหรับวิธีที่ได้รับความนิยมอีกรูปแบบหนึ่ง ในการออกแบบเพื่อลดแรงต้านคือการลดแรงต้าน จากส่วนท้าย หรือที่เรียกว่า Base drag โดยการออกแบบรูปทรงของกระสุนในส่วนท้ายใหม่ ให้มีความโค้งหรือส่วนเว้าลงไป เช่น งานวิจัยของ W. Jiajan และคณะ [5] และ J. DeSpirito [6] จากการศึกษาทำให้ทราบว่า การแก้ไขรูปทรงบริเวณ ส่วนหางของกระสุนนั้นสามารถลดแรงต้านทาน ได้มากกว่า 5 เปอร์เซ็นต์ แต่ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพ ในการเคลื่อนที่ ทำให้มีระยะยิงเพิ่มขึ้น ซึ่งสามารถ นำมาเป็นแบบแผนและแนวทางในการออกแบบ ให้กระสุนมีแรงต้านทานลดลง อย่างไรก็ตาม ผลการ ออกแบบดังกล่าวยังไม่ได้มีการทดสอบ ด้วยความเร็วเหนือเสียง ซึ่งอาจทำให้ผลลัพธ์นั้นอาจจะ มีความคลาดเคลื่อน

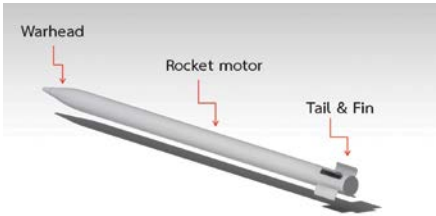
ดังนั้น จากวิธีการออกแบบอาวุธยุทโธปกรณ์ ที่กล่าวมาในงานวิจัยที่เกี่ยวข้องในข้างต้น เพื่อเป็น การต่อยอดขยายผลงานวิจัยในการเพิ่มประสิทธิภาพ ของจรวดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ในย่านความเร็วเหนือเสียง ให้มีระยะยิงหวังผลมากขึ้น รวมถึงเป็นการขยายองค์ความรู้ใหม่ในกระบวนการ ออกแบบรูปทรงจรวดที่มีแรงต้านต่ำ ในขณะที่ ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ตลอดย่าน การไหลความเร็วเหนือเสียงในงานวิจัยนี้ จึงเสนอ การประยุกต์ใช้วิธี Optimization method ในรูปแบบ Active Set Algorithm: Medium-Scale Optimization and Sequential Quadratic Programming (SQP) [7] โดยมีสมการเป้าหมาย คือ สมการการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงต้าน McCoy's

Semi-Empirical Method [8] เพื่อแก้ปัญหาด้าน ระยะเวลาในการคำนวณและความแม่นยำในการ คำนวณแรงต้านได้อย่างถูกต้อง นอกเหนือจากนี้ ในงานวิจัยนี้จำเป็นต้องศึกษาและวิเคราะห์หาค่า คุณสมบัติอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตของ จรวดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ในย่านความเร็วเหนือเสียง โดยใช้โปรแกรม CFD เพื่อให้ได้มาซึ่งฐานข้อมูลที่ต้องการและเป็นประโยชน์ ในการออกแบบจรวดใหม่ที่มีสมรรถนะสูงขึ้น

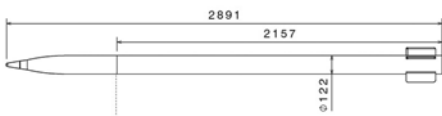
2. ขอบเขตการวิจัย

ในงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยได้เลือกจรวด DTI-2 [2] ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ดังรูปที่ 1 มาเป็นกรณีศึกษาในการหาค่าคุณลักษณะอากาศ พลศาสตร์สถิตและพลวัต โดยใช้โปรแกรม CFD เนื่องจากมีฐานข้อมูลค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ ในย่านความเร็วเหนือเสียง ได้จากการทดลองใน อุโมงค์ลม (Wind Tunnel Testing) ในเงื่อนไข การทดสอบตั้งแต่ มัค 1.5-4 เพื่อใช้ในการเปรียบเทียบกับผลลัพธ์ของโปรแกรม CFD นอกจากนี้ยังใช้เป็น Benchmark model ในการออกแบบใหม่ เพื่อเพิ่ม ประสิทธิภาพในระยะยิงหวังผลโดยใช้ Optimization method ซึ่งรูปร่างจรวดที่นำมาศึกษาประกอบด้วย 3 ส่วนหลัก (ดังรูปที่ 1) ได้แก่ 1) ส่วนหัวรบ (Warhead) 2) ส่วนลำตัวและขับเคลื่อน (Rocket Motor) และ 3) ส่วนหาง (Tail and Fins) ซึ่งส่วน หัวรบในการศึกษาวิจัยครั้งนี้ได้เลือกหัวรบแบบ MRV-U ซึ่งมีลักษณะรูปร่างผสมผสานระหว่าง Secant Ogive โปรไฟล์ สำหรับลำตัวจรวดมีขนาด เส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ความยาวตลอด ทั้งลำตัวของจรวดเมื่อติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U มีความยาว 2.891 เมตร ดังรูปที่ 2 ยิ่งไปกว่านั้น จรวดประเภทนี้ใช้ส่วนหาง (Tail) เพื่อควบคุม เสถียรภาพ (Fin-Stabilized Rocket) โดยลักษณะ ของส่วนหางจะมีลักษณะหางโค้งหรือที่เรียกว่า

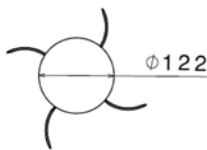
Wrapped Around Fins โดยชุดหางสามารถกางออกได้แบบอัตโนมัติ (Folding Fins) หลังจากทำการปล่อยยิง ดังรูปที่ 3



รูปที่ ๑ รูปร่างลักษณะของจรวด DTI-2 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ที่บรรจุหัวรบ MRV-U



รูปที่ ๒ ขนาดรูปร่างของจรวด DTI-2 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ที่บรรจุหัวรบ MRV-U (หน่วยเป็น มิลลิเมตร)



รูปที่ 3 ลักษณะด้านท้ายลำตัวของรูปร่างลักษณะของจรวด DTI-2 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ที่มีหางโค้ง หรือ Wrapped around Fin (หน่วยเป็น มิลลิเมตร)

จากข้อมูลอ้างอิง การทดลองการยิงของจรวด DTI-2 [2] พบว่าจรวดมีระยะยิงหวังผลประมาณ 40,000 เมตร หรือ 40 กิโลเมตร และมีความเร็วปล่อยยิงคือ มัค 2.2 และมีความเร็วอยู่ในช่วง มัค 0.7 ถึง มัค 3.3 ซึ่งการยิงในระยะแรกความเร็วของจรวดยังเป็นความเร็วเหนือเสียงและเป็นความเร็วส่วนใหญ่ในการเดินทางถึงเป้าหมายของจรวด ซึ่งช่วงความเร็วย่านนี้ก่อนเข้าสู่ย่าน Transonic เป็นช่วงที่มีความสำคัญยิ่งต่อค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ โดยเฉพาะ

อย่างยิ่งแรงต้านที่เกิดขึ้นกับตัวจรวด หากจรวดที่ถูกปล่อยยิงในย่านความเร็วเหนือเสียงนี้เกิดจากการออกแบบเป็นอย่างดี จรวดสามารถลดแรงต้านได้เป็นอย่างดีตั้งแต่เมื่อเริ่มปล่อยยิง ระยะยิงหวังผลที่ได้จะเพิ่มขึ้นเป็นหลายเท่าตัว จึงเป็นเหตุผลสำคัญของการศึกษาวิจัยครั้งนี้ ซึ่งได้มีการกำหนดขอบเขตการศึกษาอากาศพลศาสตร์ของจรวดไว้ในย่านความเร็วเหนือเสียงเท่านั้น

3. วิธีการดำเนินงาน

3.1 การวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของจรวดอากาศโดยใช้โปรแกรม CFD

ในงานวิจัยนี้ จรวดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร จะถูกคำนวณเพื่อหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิต และพลวัต (Static/Dynamic coefficients) โดยใช้วิธีการคำนวณเชิงตัวเลข (Numerical Method) ในรูปแบบของ Finite Volume Method ซึ่งใช้โปรแกรม Ansys Fluent CFD [9] โปรแกรมนี้ใช้เข้าไปแก้สมการจำลองการไหลของกระแสอากาศแบบของเทอร์บูเลนต์ Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation (RANS) ซึ่งเป็นการไหลในย่านความเร็วเหนือเสียงและการไหลมีการอัดตัว (Compressible Flow)

ในงานวิจัยนี้ค่าอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตถูกคำนวณในการไหล 3 มิติ (3D-solver) เพื่อหาสัมประสิทธิ์แรงต้าน แรงยก และโมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางถ่วงของจรวดอากาศในมุมปะทะต่าง ๆ มากกว่านั้นผลกระทบของการหมุนรอบแกนลำตัวต่อค่าอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตในรูปแบบ 3 มิติ (effect of spinning motion) ยังพิจารณาในงานวิจัยนี้ด้วยเช่นกัน โดยในงานวิจัยนี้การแพร่ของอากาศถูกจัดรูปใหม่โดยใช้วิธีแบบ Roe's upwind flux splitting method ค่าความแม่นยำแบบ second order accuracy และส่วน Viscous fluxes ในสมการ RANS ถูกจัดรูปใหม่โดยใช้วิธีแบบ central

difference method ท้ายที่สุดรูปแบบใหญ่ของทั้งระบบสมการจะแก้ในรูปแบบของ Implicit Scheme ซึ่งมีข้อดีโดยไม่ต้องคำนึงถึงเสถียรภาพของการคำนวณเชิงตัวเลข Unconditional stability เพื่อแก้สมการทั้งระบบ รูปแบบของเทอร์บูเลนซ์ที่ถูกเลือกจะต้องให้มีความเหมาะสมกับรูปแบบการไหล เพื่อความถูกต้องแม่นยำในการคำนวณหาค่าอากาศพลศาสตร์ โดยเฉพาะในชั้นขีตผิวแบบเทอร์บูเลนซ์ turbulent boundary layer ซึ่งมีความซับซ้อนมากไปกว่านั้น รูปแบบการไหลวนของอากาศที่เกิดขึ้นบนจรวด Circulation flow ที่ถูกต้องยังขึ้นอยู่กับ การเลือกชนิดของรูปแบบของเทอร์บูเลนซ์ด้วย

ในงานวิจัยได้เลือกใช้รูปแบบเทอร์บูเลนซ์ (Turbulent Model) แบบ (SST) $k-\omega$ [10] เนื่องจากเทอร์บูเลนซ์โมเดลนี้ได้รับการยอมรับจาก NASA ว่ามีความถูกต้องแม่นยำสูงในหลายชนิดของการไหล โดยเฉพาะการไหลที่มีความดันย้อนกลับสูง (strong adverse pressure gradient) การไหลแยกตัวของอากาศ (flow separations) และการไหลในชั้นขีตผิว (boundary layer) เป็นต้น นอกจากนี้เทอร์บูเลนซ์โมเดลชนิดนี้เป็นแบบลูกผสม ซึ่งได้ถูกออกแบบจากการนำเอาข้อดีระหว่างเทอร์บูเลนซ์โมเดลแบบ standard $k-\omega$ และเทอร์บูเลนซ์โมเดลแบบตระกูล $k-\epsilon$ กล่าวคือ เทอร์บูเลนซ์โมเดลแบบ standard $k-\omega$ แก้ปัญหาการไหลได้ดีในชั้นขีตผิว และข้อดีของเทอร์บูเลนซ์โมเดลแบบตระกูล $k-\epsilon$ สามารถแก้ปัญหาได้ดีในชั้นการไหลนอกชั้นขีตผิวนั้นเป็นเหตุผลว่าทำไมเทอร์บูเลนซ์โมเดลชนิดนี้ถึงได้รับการยอมรับอย่างกว้างขวาง

3.2 การคำนวณหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ พลวัต Pitch Damping Moment Coefficient และ Roll Damping Moment Coefficient

สำหรับการคำนวณหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์พลวัต ในงานวิจัยได้ดำเนินการ

คำนวณค่า Pitch Damping Moment Coefficient โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล โดยอ้างอิงจากวิธี Steady Luna Coning Methodology ของ P. Weinacht [11] โดยใช้สมการในการคำนวณดังสมการที่ (1)

$$C_n = \delta(\dot{\phi}d/2V) [C_{m_q} + \gamma C_{m_{\dot{\alpha}}}] \quad (1)$$

โดยที่

- $C_{m_q} + \gamma C_{m_{\dot{\alpha}}}$ = Pitch-damping moment coefficient, $(2U_\infty/D)(\partial C_m / \partial \dot{\alpha})$
- C_n = Yawing moment coefficient
- δ = Sine of total angle of attack
- γ = Cosine of total angle of attack
- D, d = Body diameter (m)
- V, U_∞ = Free stream velocity (m/s)
- ϕ = Coning rate (rad/s)

สำหรับการคำนวณหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์พลวัตของค่า Roll Damping Moment Coefficient สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (2)

$$C_{l_p} = 2 \frac{\partial C_l}{\partial p^*} \quad (2)$$

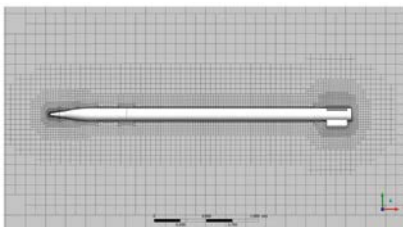
โดยที่

- C_{l_p} = Roll-damping moment coefficient, $(2U_\infty/D)(\partial C_l / \partial p)$
- p^* = Nondimensional roll rate, pD/U_∞

3.2.1 การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยาน (Grid generations)

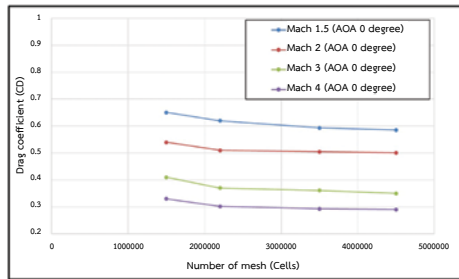
เพื่อแก้สมการเชิงตัวเลขของสมการ RANS รูปแบบตาข่ายที่เป็นระเบียบ (Structured Mesh) ได้ถูกสร้างรอบตัวของจรวดอากาศโดยใช้โปรแกรม Ansys Meshing ดังแสดงไว้ในรูปที่ 4 จากรูปนี้

แสดงให้เห็นว่า รายละเอียดความหนาแน่นของตาราง จะอยู่บริเวณรอบลำตัวของจรวดอากาศและบริเวณ ใกล้ชั้นขีตผิว ทั้งนี้ เพื่อสามารถคำนวณรายละเอียด ของกระแสอากาศไหลวนที่ท้ายของจรวดอากาศ และสามารถคำนวณรายละเอียดของชั้นขีตผิวแบบ เทอร์บูเลนซ์ได้ โดยเฉพาะรายละเอียดของ Laminar Sub Layer ที่อยู่ใกล้ชั้นขีตผิวซึ่งมีความยากและซับซ้อน ที่จะคำนวณโดยละเอียด อย่างไรก็ตาม เพื่อให้ค่า ความถูกต้องของชั้นขีตผิวมีความแม่นยำมากขึ้น โดยใช้เทอร์บูเลนซ์ SST k- ω ดังกล่าวในเบื้องต้น ค่า y^+ ที่คำนวณได้จะต้องถูกกำหนดให้มีค่าตามเงื่อนไข $y^+ < 2$ ดังนั้น ความห่างของรูปแบบตาข่าย หรือ เซลล์ (Cells) ในชั้นแรกที่ติดกับผิวอากาศยานจะต้องมีค่า ประมาณ 10^{-5} mm และสำหรับชั้นต่อไปของ Cells จะมีอัตราส่วนการยืดออก (Stretching Ratio) ประมาณ 1.25 ระยะห่างของระยะจากขอบเขตการไหลเข้า ของอากาศ (Inflow) ถึงส่วนหน้าของจรวดอากาศ ระยะจากท้ายอากาศยานถึงขอบเขตการไหลออก ของอากาศ (Outflow) และระยะจากผิวลำตัว อากาศยานถึง Boundary ประมาณ 10 เท่าของ ความยาวคอर्डเฉลี่ย ตามลำดับ ดังแสดงในรูปที่ 4

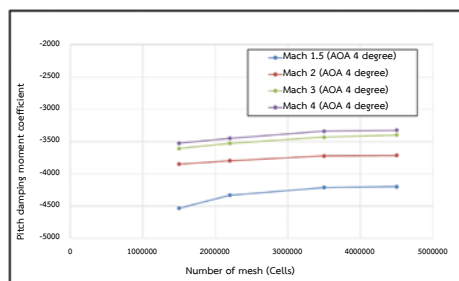


รูปที่ ๔ การสร้างรูปแบบตาข่ายบนจรวด DTI-2

โดยเป็นที่ทราบว่าการคำนวณเซลล์ในการสร้าง ตารางมีผลกระทบต่อผลลัพธ์ของโปรแกรม CFD ดังนั้น เพื่อให้ได้มาซึ่งค่าที่ถูกต้องแม่นยำโดยผลลัพธ์ ไม่มีการแปรผันตามจำนวนเซลล์ จึงดำเนินการศึกษา ความละเอียดของจำนวนเซลล์ที่มีผลต่อผลลัพธ์ CFD (Grid resolution study) ดังรูปที่ 5 และ 6 ตามลำดับ



รูปที่ ๕ ผลลัพธ์การศึกษาความละเอียดของจำนวนเซลล์ ต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน



รูปที่ ๖ ผลลัพธ์การศึกษาความละเอียดของจำนวนเซลล์ ต่อค่า Pitch damping moment coefficient

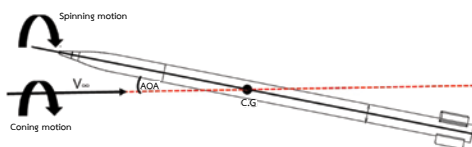
จากรูปที่ 5 และ 6 จะพบว่าจำนวนเซลล์ 3,500,000 เซลล์ มีค่าความถูกต้องเพียงพอต่อการคำนวณทั้งในส่วนของคุณลักษณะอากาศ พลศาสตร์สถิตและพลวัต ซึ่งจะถือได้ว่าจำนวนเซลล์ ไม่มีผลกระทบต่อผลลัพธ์ CFD อีกต่อไป ถึงแม้ว่าจะมีการเพิ่มจำนวนเซลล์ขึ้นไปอีก ดังนั้น จึงไม่มีความจำเป็นที่จะต้องเพิ่มจำนวนเซลล์อีกเพื่อให้ได้มาซึ่งคำตอบที่ถูกต้อง

3.2.2 เงื่อนไขและขอบเขตการไหล Boundary Conditions

การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลของ โปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ โดยขอบเขต การไหลเข้าของอากาศ (Inflow) และขอบเขตการไหล ออกของอากาศ (Outflow) ถูกตั้งค่าโดยใช้อ้างอิงของ ค่ามาตรฐานของความดันบรรยากาศและอุณหภูมิ

ที่ระดับน้ำทะเล (101325 Pa และ 288 K) ค่า Turbulent intensity และค่าอัตราส่วนความหนืด Viscosity Ratio ที่ Inflow ถูกตั้งค่าเป็น 0.1 เปอร์เซ็นต์ และ 10 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ที่ผิวของโมเดล ถูกตั้งค่าแบบความเร็วอากาศเป็นศูนย์ No-Slip Condition และอุณหภูมิผิวคงที่ Isothermal (300 K) โดยการกำหนดขอบเขตเงื่อนไขของการคำนวณโดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล สามารถแสดงได้ในตารางที่ 1

สำหรับในกรณีที่จรวดอากาศมีการหมุนรอบตัวเอง เงื่อนไขการเคลื่อนที่ของจรวดอากาศในโปรแกรม CFD แบบ Moving Wall Condition ถูกตั้งค่าขึ้นให้หมุนรอบตัว Spinning Motion โดยใช้อัตราการหมุนเท่ากับ 5 รอบ/วินาที ซึ่งทิศทางการหมุนรอบตัวจรวดอากาศแสดงไว้ในรูปที่ 7 นอกจากนี้การหมุนรอบแกนขนานกับทิศทางกระแสอากาศ เพื่อให้เกิดการเคลื่อนที่ในลักษณะแบบกรวย หรือ Coning motion เพื่อหาค่า Pitch Damping Moment Coefficient ดังตารางที่ 1 โดยใช้หลักการหมุนในการคำนวณโดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล คือ Rotating Reference Frame



รูปที่ ๗ การกำหนดทิศทางการหมุนรอบตัวจรวดอากาศที่ใช้ในการวิเคราะห์

ตารางที่ 1 การกำหนดเงื่อนไขของการคำนวณโดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของจรวด DTI-2

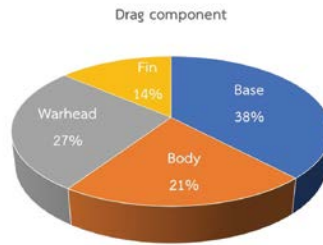
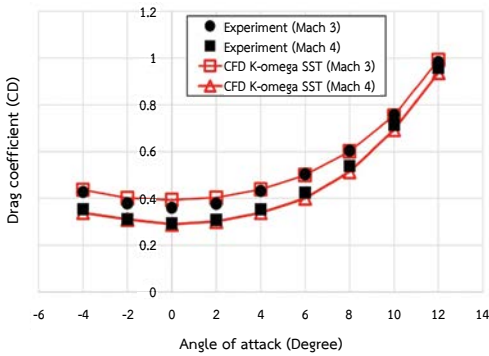
เงื่อนไขการคำนวณโดยใช้โปรแกรม CFD	ค่าที่กำหนด
ความเร็วที่กำหนด (Mach Number)	Mach 1.5 - 4
ค่ามุมปะทะ	-4 ถึง 12 องศา
ค่าเลขเรย์โนลด์ (อ้างอิงตามขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง)	$4.2 \times 10^6 - 1.1 \times 10^7$
ค่าความดันบรรยากาศ	101,325 Pa
ค่าอุณหภูมิที่ผิว	300 K
ค่าอัตราการหมุน Coning motion	100 Hz, 200 Hz, 300 Hz

3.3 ผลการคำนวณค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัต

3.3.1 การเปรียบเทียบความถูกต้องของค่าอากาศพลศาสตร์สถิตที่คำนวณจากโปรแกรม CFD กับข้อมูลอากาศพลศาสตร์ของการทดสอบจริงของจรวดจากแหล่งข้อมูลอ้างอิง (Validation Study)

➢ ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient, C_D)

จากรูปที่ 8 แสดงการเปรียบเทียบกราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD กับการทดลองของจรวดที่ติดหัวรบแบบ MRV-U ในท่าทางการบินตั้งแต่ -4 ถึง 12 องศา ที่ความเร็ว มัค 3 และ 4 ตามลำดับ จากภาพเห็นได้ว่าผลลัพธ์ของ CFD มีความถูกต้องแม่นยำ ซึ่งอยู่ในระดับความเชื่อถือได้ทางวิศวกรรมศาสตร์ (Engineering Accuracy) คือ มีความแตกต่างไม่เกิน 10 เปอร์เซ็นต์ ในตลอดทุกมุมปะทะและช่วงความเร็วที่ทำการศึกษานอกจากนี้จากรูปนี้พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะ โดยมีเส้นโปรไฟล์เป็นรูปพาราโบลาอย่างชัดเจน คุณลักษณะของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดเกิดที่มุมปะทะ 0 องศา ซึ่งเป็นจุดต่ำสุดของโปรไฟล์รูปแบบพาราโบลา และเป็นจุดที่มีค่าแรงยกมีค่าใกล้เคียงศูนย์โดยจุดนี้สัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าประมาณ 0.4 และ 0.3 ที่ความเร็ว มัค 3 และ 4 ตามลำดับ เมื่อมุมปะทะสูงขึ้น ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านจะเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว โดยสังเกตจากความชันที่สูงขึ้นในช่วงมุมปะทะ 4 องศาขึ้นไป ทั้งนี้ เนื่องจากแรงต้านที่เกิดขึ้นโดยส่วนใหญ่เนื่องจากการกระจายความดันข้างหน้าลำตัวและหลังลำตัวมีค่าเริ่มแตกต่างกันมากขึ้น ซึ่งเป็นผลมาจากการเริ่มแยกตัวของกระแสอากาศบนลำตัว เป็นผลให้มีค่าแรงต้านเนื่องจากความดันมากขึ้น



รูปที่ ๙ กราฟแสดงการกระจายแรงต้านของจรวด DTI-2 ที่ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U

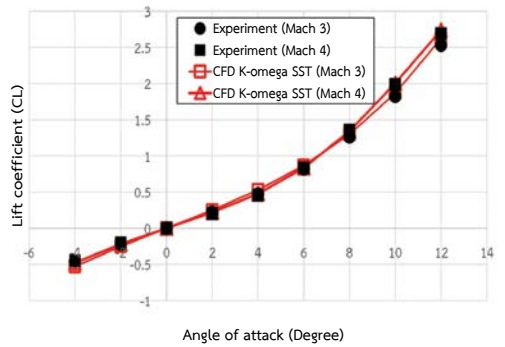
รูปที่ ๘ กราฟแสดงสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะของจรวด DTI-2 ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U ที่ความเร็ว มัค 3 และ 4

➢ คำนวณพันธ์สัมประสิทธิ์แรงตั้งฉาก (Normal Force Derivative Coefficient, C_{Na}) และ จุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure)

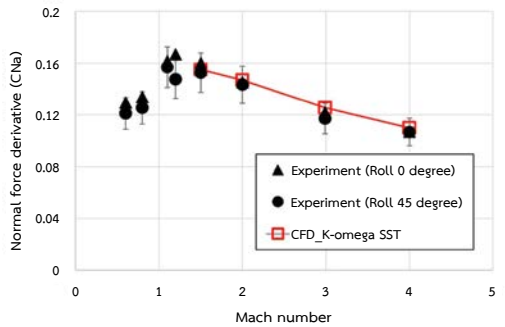
เมื่อพิจารณาสัมประสิทธิ์แรงต้านในส่วนต่าง ๆ ของจรวดอากาศที่ติดหัวรบแบบ MRV-U ในสภาวะการบินตรงระดับ ดังแสดงในรูปที่ 9 พบว่า สัมประสิทธิ์แรงต้านส่วนใหญ่ที่เกิดขึ้น คือ บนส่วนท้ายจรวด หรือ Base Drag ประมาณ 38 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งเป็นแรงต้านเนื่องจากการลดลงอย่างฉับพลันของความดัน เนื่องจากการเกิด Expansion Waves ที่ส่วนท้ายจรวด และการเกิดกระแสวนด้านท้ายจรวด ในขณะที่ส่วนหัวรบของจรวดมีค่าแรงต้านในลำดับรองลงมาถึงประมาณ 27 เปอร์เซ็นต์ โดยส่วนใหญ่เป็นแรงต้านเนื่องมาจาก Wave Drag ของการเกิด Compression shock ที่บริเวณส่วนหัวรบลำดับถัดมา คือ แรงต้านที่เกิดขึ้นบนลำตัวประมาณ 21 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งส่วนใหญ่เป็นแรงต้านเนื่องจากแรงเสียดทานที่ผิว และสุดท้ายคือ แรงต้านที่เกิดขึ้นที่หาง โดยมีค่าประมาณ 14 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งเป็นแรงต้านที่เกิดจาก Compression Shock เช่นเดียวกับกับส่วนหัวรบของจรวด ซึ่งข้อมูลการกระจายส่วนของแรงต้านเหล่านี้จะเป็นประโยชน์ในการพัฒนาต่อยอด เพื่อเพิ่มสมรรถนะของจรวดอากาศได้ต่อไป

รูปที่ 10 แสดงผลลัพธ์ของกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลและการทดสอบอุโมงค์ลมของจรวดที่ติดหัวรบแบบ MRV-U ในท่าทางการบิน ตั้งแต่ -4 ถึง 12 องศา ที่ความเร็ว มัค 3 และ 4 ตามลำดับ จากภาพพบว่า ที่มุมปะทะ 0 องศา ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าเท่ากับศูนย์ เมื่อมุมปะทะมีค่าสูงขึ้นในช่วงระหว่าง -4 ถึง 4 องศา ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีแนวโน้มเพิ่มสูงขึ้นในลักษณะเป็นกราฟเชิงเส้น ในขณะที่เมื่อมีมุมปะทะสูงขึ้นเกิน 6 องศาขึ้นไป จะพบว่า ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว ไม่เป็นลักษณะเชิงเส้น ทั้งนี้ เนื่องจากการแยกตัวของกระแสอากาศที่มีความรุนแรงเพิ่มมากขึ้น เมื่อเปรียบเทียบกับกรณีไหลในช่วงมุมปะทะต่ำ จากการเปรียบเทียบค่าของอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากกับแนวแกนลำตัว (Normal Force Derivative) และจุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure) ที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD กับการทดลองของจรวดอากาศที่ติดหัวรบแบบ MRV-U ในย่านการไหลความเร็วเหนือเสียง ตั้งแต่ มัค 1.5-4 (ค่าผลลัพธ์จากการทดสอบอุโมงค์ลม ที่ความเร็วต่ำกว่ามัค 1.5 ไม่ได้ถูกเปรียบเทียบกับ

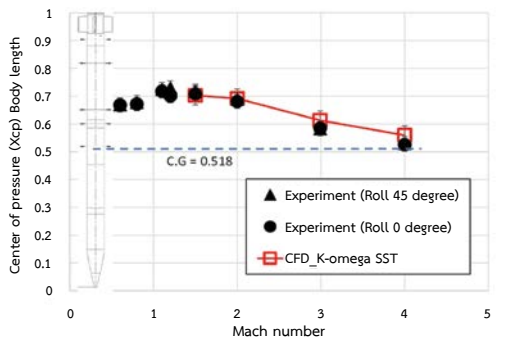
ผล CFD เนื่องจากไม่ได้อยู่ในขอบเขตของงานวิจัยนี้) ดังแสดงในรูปที่ 11 และ 12 พบว่า ผลลัพธ์ของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและจุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure) มีค่าความถูกต้องแม่นยำสูงมากเมื่อเทียบกับผลการทดลอง กล่าวคือ มีค่าความแตกต่างไม่เกิน 10 เปอร์เซ็นต์ ตลอดทุกความเร็วในย่านความเร็วเหนือเสียงที่ศึกษา ซึ่งเป็นไปตามที่คาดการณ์ไว้ นอกจากนี้ทำทางการเคลื่อนที่แบบมีมุมหมุนรอบแกนลำตัวที่ค่า Roll 0 และ 45 องศา มีผลต่อค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์นี้น้อยมากอย่างไม่เป็นนัยสำคัญ ดังแสดงในรูปที่ 11 และ 12 ตามลำดับ ทั้งนี้เนื่องจากแรงยกและโมเมนต์ที่เกิดขึ้นจากมุมปะทะต่ำ ๆ มีผลมาจากการกระจายตัวของความดันรอบผิวจรวดอากาศโดยส่วนใหญ่ ซึ่งโปรแกรม CFD จะสามารถคำนวณได้อย่างถูกต้องแม่นยำ และผลลัพธ์ของค่าอากาศพลศาสตร์ทั้งสองนี้ มีผลกระทบน้อยมากกับการไหลแบบเทอร์บูเลนซ์หรือลามินาร์ นอกจากนั้น จากการวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตเบื้องต้นในแนวแกนลำตัวของจรวดอากาศพบว่า จรวดอากาศมีจุดศูนย์กลางความดันอยู่หลังจุดศูนย์กลางของจรวดอากาศทั้งลำ ซึ่งตามทฤษฎีของจรวดเนื่องจากจรวดมีรูปลักษณะที่สมมาตรกันในเกือบทุกมิติ ทำให้จุดศูนย์กลางความดันมีค่าใกล้เคียงมากกับจุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์ที่ยานการบินที่มีมุมปะทะต่ำ ๆ ดังนั้นจึงกล่าวได้ว่าจุดศูนย์กลางความดันเปลี่ยนแปลงน้อยมาก เมื่อเทียบกับมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น ซึ่งจะแตกต่างกับอากาศยานโดยทั่วไปหรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือจุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์นั่นเอง ดังนั้น จึงสรุปได้ว่าจรวดอากาศมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวซึ่งสามารถสังเกตได้จากจรวดอากาศมีจุดศูนย์กลางความดันอยู่หลังจุดศูนย์กลางของจรวดทั้งลำ โดยมีระยะ Static Margin โดยเฉลี่ยประมาณ 3.55 เท่าของความยาวเส้นผ่านศูนย์กลาง หรือประมาณ 0.15 เท่าของความยาวจรวด ดังปรากฏในรูปที่ 12



รูปที่ ๑๐ กราฟแสดงสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะของจรวด DTI-2 ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U ที่ความเร็วมาค์ 3 และ 4



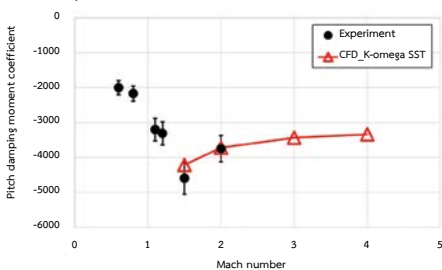
รูปที่ ๑๑ กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างอนุพันธ์สัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากกับความเร็วจรวด DTI-2 ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U



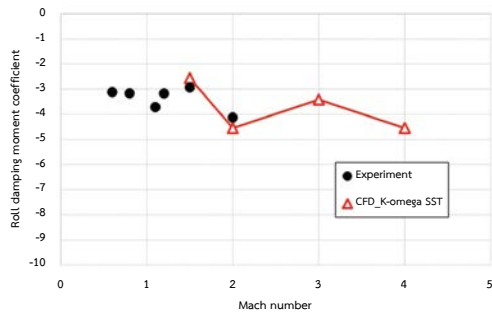
รูปที่ ๑๒ กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างจุดศูนย์กลางความดันกับความเร็วจรวดต่าง ๆ

3.3.2 การเปรียบเทียบความถูกต้องของค่าอากาศพลศาสตร์พลวัตที่คำนวณจากโปรแกรม CFD กับข้อมูลการทดสอบจริงของจรวดจากแหล่งข้อมูลอ้างอิง (Validation Study)

จากการดำเนินการในการคำนวณค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์พลวัตของจรวด DTI-2 โดยใช้วิธีการคำนวณแบบเดียวกันกับหัวข้อ 3.2 สามารถแสดงผลลัพธ์การคำนวณ โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล ดังปรากฏในรูปที่ 13 และ 14 ตามลำดับ จากรูปดังกล่าวแสดงการเปรียบเทียบกราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า Pitch Damping Moment Coefficient และค่า Roll Damping Moment Coefficient เทียบกับความเร็วที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD ที่ความเร็วมาค์ 1.5, 2 3 และ 4 ตามลำดับ กับการทดลองของจรวด DTI-2 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ที่ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U ที่ความเร็วมาค์ 1.5 และ 2 ตามลำดับ (ค่าผลลัพธ์จากการทดสอบอุโมงค์ลมที่ความเร็วต่ำกว่ามาค์ 1.5 ไม่ได้ถูกเปรียบเทียบกับผล CFD เนื่องจากไม่ได้อยู่ในขอบเขตของงานวิจัยนี้) จากภาพเห็นได้ชัดเจนว่าผลลัพธ์ของ CFD มีความถูกต้องแม่นยำและมีแนวโน้มเป็นลักษณะไปในทางเดียวกัน ในช่วงความเร็วที่ทำการศึกษา ซึ่งอยู่ในระดับความเชื่อถือได้ทางวิศวกรรมศาสตร์ (Engineering Accuracy) คือ มีค่าความแตกต่างไม่เกิน 15 เปอร์เซ็นต์ ในตลอดทุกช่วงความเร็วที่ทำการศึกษา



รูปที่ ๑๓ กราฟแสดง Pitch Damping Moment Coefficient เทียบกับความเร็วของจรวด DTI-2 ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U



รูปที่ ๑๔ กราฟแสดง Roll Damping Moment Coefficient เทียบกับความเร็วของจรวด DTI-2 ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U

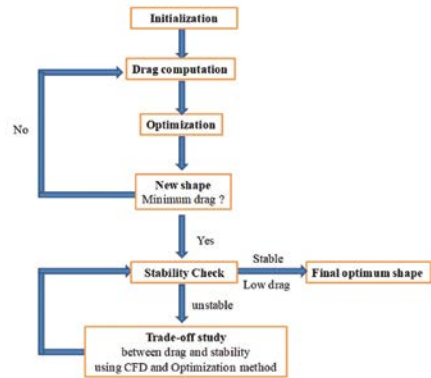
3.4 การออกแบบจรวดด้วยระเบียบวิธี Optimization Method

ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงวิธีการออกแบบจรวดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร เพื่อเพิ่มสมรรถนะในระยะยิงหวังผล โดยใช้วิธี Optimization method ซึ่งในทางอากาศพลศาสตร์การลดแรงต้านของจรวดอากาศเป็นกุญแจที่สำคัญในการเพิ่มสมรรถนะในด้านระยะยิงหวังผลของจรวดในย่านความเร็วเหนือเสียงและมากไปกว่านั้นคือการคงไว้ซึ่งเสถียรภาพจรวดอากาศที่ออกแบบใหม่ทั้งเสถียรภาพสถิตและพลวัตก็เป็นปัจจัยที่สำคัญ

จากการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของจรวดอากาศที่ความเร็วต่าง ๆ โดยใช้โปรแกรม CFD ในงานวิจัยนี้จะพิจารณาเพียงการออกแบบบริเวณส่วนหัวรบจรวดอากาศใหม่เท่านั้น เนื่องจากบริเวณส่วนนี้มีการกระจายตัวของแรงต้านรองเป็นอันดับสอง และมีความง่ายไม่ซับซ้อน รวมถึงมีผลกระทบต่อเสถียรภาพของจรวดอากาศน้อยที่สุด เมื่อเปรียบเทียบกับการออกแบบชุดพวงหางโค้งและท้ายจรวดซึ่งมีระบบค่อนข้างซับซ้อนในการกางหางออกแบบอัตโนมัติหลังจากทำการปล่อยยิง

3.4.1 ขั้นตอนการทำงานของกระบวนการวิธี Optimization method

ขั้นตอนการหาค่าที่เหมาะสมมีรายละเอียดตามรูปที่ 15 ซึ่งสามารถอธิบายภาพรวมของขั้นตอนได้ดังนี้ เริ่มจากขั้นตอนการกำหนดรูปร่างเริ่มต้น (Initialization) ของหัวรบจรวดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 122 มิลลิเมตร ดังแสดงไว้ในรูปที่ 2 จากนั้นเข้าสู่ขั้นตอนการคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงต้านของรูปทรงเริ่มต้นและนำผลลัพธ์ที่ได้กลับไปคำนวณต่อในวิธีหาค่าที่เหมาะสมที่สุด โดยมีค่าขอบเขตบนและล่างของรูปทรง รวมถึงเงื่อนไขการบินในย่านความเร็วต่าง ๆ ที่กำหนด หลังจากการคำนวณหาค่าที่เหมาะสมที่สุดเสร็จสิ้นลงจะได้รูปร่างของหัวรบจรวดที่มีขนาดความยาวส่วนหัวจรวด ความยาวลำตัว และโปรไฟล์ของส่วนหน้าจรวดที่มีแรงต้านเกิดขึ้นน้อยที่สุด อย่างไรก็ตาม การมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มีค่าน้อยที่สุดไม่ได้เป็นการการันตีเรื่องเสถียรภาพของจรวดอากาศ ดังนั้น จึงจำเป็นต้องมีการวิเคราะห์เสถียรภาพของจรวดอากาศที่ถูกออกแบบใหม่ด้วยโปรแกรม CFD ถ้าโปรแกรมตรวจสอบพบว่าเสถียรภาพของจรวดอากาศไม่ตอบสนองต่อความต้องการหรือไม่เสถียรภาพ โปรแกรมต้องคำนวณใน Loop อีกครั้งเพื่อ tradeoff ระหว่างแรงต้านและเสถียรภาพ จนกระทั่งได้รูปร่างของหัวรบจรวดที่มีแรงต้านต่ำและยังคงไว้ซึ่งความมีเสถียรภาพถึงจะเป็นที่สุดของการเสร็จสิ้นกระบวนการ โดยแต่ละขั้นตอนของกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดจะมีรายละเอียดในหัวข้อต่อไป



รูปที่ ๑๕ กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดของการหารูปร่างหัวรบจรวดอากาศ

3.4.2 ระเบียบวิธี Optimization Method

วัตถุประสงค์ของวิธีการหาค่าที่เหมาะสมคือการค้นหารูปร่างลักษณะของส่วนหัวรบของจรวดที่มีแรงต้านน้อยที่สุดในเงื่อนไขการบินที่มุมปะทะต่ำ ๆ หรือประมาณ 0 องศา ในหัวข้องานวิจัยนี้ Active Set Algorithm: Medium-Scale Optimization and Sequential Quadratic Programming (SQP) ถูกเลือกนำมาประยุกต์ใช้ในการ Optimize ฟังก์ชันเป้าหมาย (Objective Function) ทั้งนี้ เนื่องจากมีความง่ายในการประยุกต์ใช้งาน มีความเร็ว และความแม่นยำในการคำนวณ โดยสมการของฟังก์ชันเป้าหมาย (Objective Function) คือ สมการการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะ 0 องศา ซึ่งมีที่มาจากรูปแบบกึ่งการทดลองของแมคคอย McCoy's Semi-Empirical Method [3] รูปแบบของวิธีการหาค่าที่เหมาะสมแสดงดังสมการที่ (3)

$$\min_{\mathbf{d} \in \mathbf{x}_k} \left[\frac{1}{2} \mathbf{d}^T H_k \mathbf{d} + \nabla f(\mathbf{x}_k) \cdot \mathbf{d} \right] \quad (3)$$

Subject to $\nabla g(\mathbf{x}_k) \cdot \mathbf{d} + g(\mathbf{x}_k) = 0$

โดยที่ H_k คือ Hessian Matrix, \mathbf{d} คือ เวกเตอร์ Steepest Descent, $f(\mathbf{x})$ คือ ฟังก์ชันเป้าหมาย, $g(\mathbf{x})$ คือ Constraint Function และ k คือ ตัวเลขที่บ่งบอกถึงจุดเริ่มต้นการคำนวณ

หมายเหตุ: สัญลักษณ์ตัวหนา คือ ปริมาณเวกเตอร์ เพื่อทำการหาจุดที่เหมาะสมที่สุด สมการที่ (3) จำเป็นต้องจัดให้อยู่ในรูปของ Lagrangian ดังแสดงไว้ในสมการที่ (4)

$$\Lambda(\mathbf{d}) = \frac{1}{2} \mathbf{d}^T H_k \mathbf{d} + \nabla f(x_k) \cdot \mathbf{d} - \lambda (\nabla g(x_k) \cdot \mathbf{d} + g(x_k)) \quad (4)$$

ในสมการที่ (4) ค่าจุดต่ำสุดหรือจุดวกกลับจะเกิดขึ้นที่

$$\nabla \Lambda(\mathbf{d}) = \mathbf{0} \quad (\text{Derivative of Eq. (11) with Respect to } \mathbf{d})$$

ดังนั้นจะได้

$$H_k \mathbf{d} - \lambda \nabla g(x_k) = -\nabla f(x_k) \quad (5)$$

โดยที่ λ คือ Lagrangian Multiplier สมการที่ (5) คือ รูปแบบสุดท้ายของ SQP Optimization Method ที่พร้อมทำการคำนวณ ดังที่กล่าวไปในเบื้องต้น งานวิจัยนี้ สมการเป้าหมาย $f(\mathbf{x})$ ในสมการที่ (3) เป็นสมการของการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน ในย่านความเร็วเหนือเสียงของรูปทรงจรวด ซึ่งเป็นสมการกึ่งการทดลองของ McCoy ซึ่งสามารถเขียนให้อยู่ในรูปของฟังก์ชันได้ ดังนี้

$$f(\mathbf{x}_k) = C_{D0}(L_N, L_{CYL}, L_{BT}, \beta) \quad (6)$$

โดยที่ x_k เป็นปริมาณเวกเตอร์ของค่ารูปร่างลักษณะของรูปทรงหัวรบจรวด ดังปรากฏในรูปที่ 16 (ขนาดความยาวส่วนหน้าจรวด L_N , ความยาวลำตัว L_{CYL} ความยาวส่วนท้ายจรวด L_{BT} และ มุมของส่วนท้ายจรวด β , ตามลำดับ) โดยสมการที่ (12) ถูกควบคุมหรือสัมพันธ์กับสมการที่ (7) ดังนี้ (หมายเหตุ: ในงานวิจัยกำหนด L_{BT} และ β เท่ากับ 0 เนื่องจากหัวรบจรวดจะไม่มีส่วนท้ายที่เรียกว่า Boattail และมุม Boattail)

$$g(\mathbf{x}_k) = L_N + L_{CYL} + L_{BT} = L \quad (7)$$



รูปที่ ๑๖ ค่ารูปร่างลักษณะของรูปทรงหัวรบจรวดอากาศ DTI-2 ที่ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U

จากสมการที่ (5) เป็นการแก้ปัญหา Quadratic Programming (QP) Subproblem ในแต่ละ Iteration ซึ่งแต่ละขั้นตอนจะได้ค่าใหม่ ซึ่งเป็นไปตามสมการที่ (8)

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + a_k \mathbf{d}_k \quad (8)$$

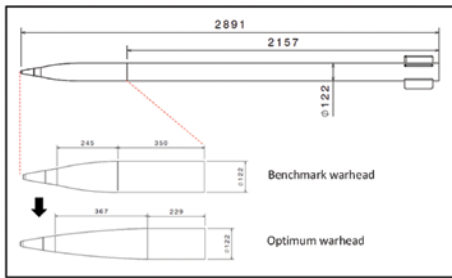
โดยที่ a_k คือ ค่าพารามิเตอร์ที่ถูกคำนวณ โดยการหาค่าจากรูปแบบเส้นที่เหมาะสม (Line search)

เนื่องจากฟังก์ชันเป้าหมายเป็นฟังก์ชันของสมการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงต้านของจรวด ดังนั้นการประยุกต์ใช้สมการต้องคำนึงขีดจำกัดของสมการที่บ่งบอกถึงขนาดหัวจรวด ลำตัวจรวด และขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางจรวด เป็นต้น รวมถึงเงื่อนไขในย่านความเร็วที่สามารถใช้ได้ ในสมการนี้ ทั้งหมดที่กล่าวมาล้วนเป็นขอบเขตบนและขอบเขตล่าง ในกระบวนการหาค่าตอบที่เหมาะสม ในงานวิจัยนี้ โปรแกรมในการคำนวณหาค่าที่เหมาะสมได้เขียนขึ้นในรูปแบบของโปรแกรมภาษา MATLAB

4. อภิปรายผล

เมื่อเสร็จสิ้นขั้นตอนการหาค่าที่เหมาะสมจะได้รูปร่างของส่วนหัวรบจรวดที่ออกแบบใหม่ ภายใต้เงื่อนไขหัวรบที่มีแรงต้านต่ำในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพ ในการเคลื่อนที่ซึ่งมีรายละเอียด ดังนี้ คือ มีความยาวของส่วนหัวที่ออกแบบใหม่ Nose Length

เท่ากับ 367 มิลลิเมตร และลักษณะของรูปร่างหัวจรวดจะเป็นเส้นโปรไฟล์แบบ Secant Ogive ในขณะที่ส่วนหัวรบของจรวดมีขนาดความยาวเท่าเดิมคือ 595 มิลลิเมตร (ไม่รวมขนาดตัวจุดระเบิด MRV-U Fuze) ดังในรูปที่ 17



รูปที่ ๑๗ ลักษณะรูปร่างของหัวรบของจรวด DTI-2 ที่ออกแบบใหม่ด้วยวิธี Optimization (หน่วยเป็น มิลลิเมตร)

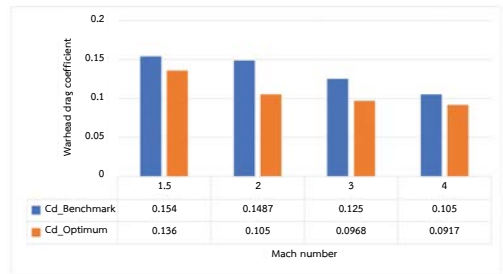
4.1 การเปรียบเทียบค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตของจรวดอากาศที่ออกแบบใหม่กับจรวดอากาศที่นำมาศึกษา

4.1.1 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน

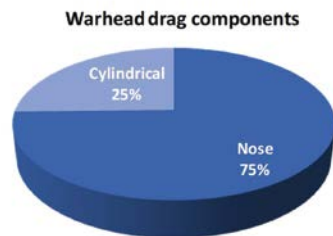
ในหัวข้อนี้จะแสดงให้เห็นถึงการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านของหัวรบจรวดทั้ง 2 รูปแบบโดยใช้โปรแกรม CFD ซึ่งแสดงผลลัพธ์ไว้ในรูปที่ 18 จากรูปแสดงให้เห็นว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านรวมของหัวรบที่ออกแบบใหม่ โดยใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมมีค่าต่ำกว่าอย่างมีนัยสำคัญ ซึ่งมีค่าที่ต่ำกว่าประมาณโดยเฉลี่ย 19 เปอร์เซ็นต์ ที่ทุกย่านความเร็วเหนือเสียงที่ทำการศึกษา โดยสัมประสิทธิ์แรงต้านรวมของหัวรบประกอบด้วยแรงต้าน 2 ส่วนหลัก ๆ คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านจากคลื่นอัดตัว และสัมประสิทธิ์แรงเสียดทาน ซึ่งจะมีลักษณะเป็นในรูปแบบเดียวกันกับหัวรบต้นแบบที่นำมาศึกษา กล่าวคือ สัมประสิทธิ์แรงต้านจากคลื่นอัดตัวจะมีค่ามากถึง 75 เปอร์เซ็นต์ ของสัมประสิทธิ์แรงต้านรวม ในขณะที่สัมประสิทธิ์แรงเสียดทานที่ส่วนทรงกระบอก

จะมีค่าประมาณ 25 เปอร์เซ็นต์ ดังรูปที่ 19 ดังนั้น แสดงให้เห็นว่าการออกแบบส่วนบริเวณหน้าหัวรบจรวดมีผลกระทบต่อแรงต้านของแรงต้านเป็นอย่างมาก เนื่องจากการลดความรุนแรงของคลื่นอัดตัว (Strong Compression Shock) โดยตรง

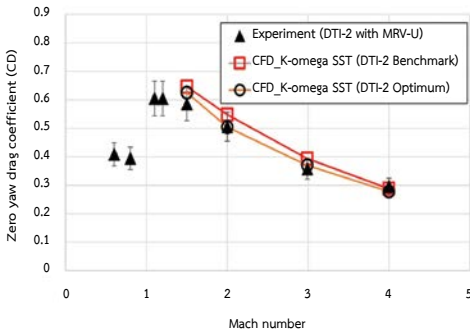
เมื่อรวมสัมประสิทธิ์แรงต้านที่เกิดจากหัวรบจรวดเข้ากับส่วนลำตัว และหางโค้งจรวดจะพบว่าจรวดที่ติดตั้งหัวรบจรวดที่ออกแบบใหม่มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำกว่าจรวด DTI-2 หัวรบ MRV-U เฉลี่ยโดยประมาณ 6 เปอร์เซ็นต์ ดังรูปที่ 20 ดังนั้น จากผลลัพธ์การลดลงของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านสามารถชี้ให้เห็นถึงความเป็นไปได้ของการเพิ่มสมรรถนะในระยะยิงหวังผลของจรวดที่ออกแบบหัวรบใหม่ได้อย่างเป็นรูปธรรม



รูปที่ ๑๘ กราฟแผนภูมิแท่งแสดงการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ย่านความเร็วเหนือเสียงต่าง ๆ ที่มุมปะทะ 0 องศา



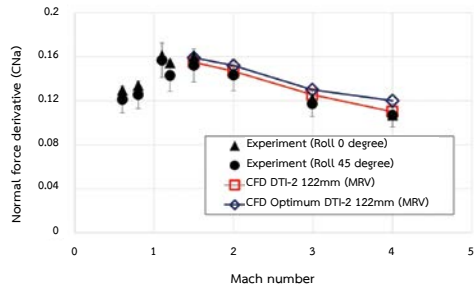
รูปที่ ๑๙ กราฟแสดงส่วนประกอบสัมประสิทธิ์แรงต้านที่เกิดขึ้นบนส่วนหัวรบจรวด



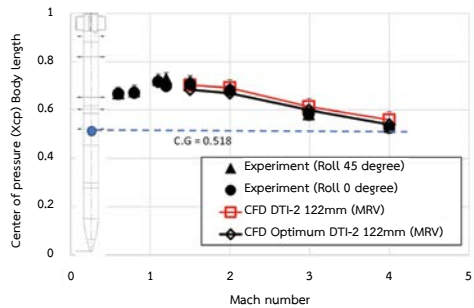
รูปที่ ๒๐ กราฟการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านรวมของจรวดอากาศทั้ง 2 รูปแบบ

4.1.2 ค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Force Derivative Coefficient, $C_{L\alpha}$) และจุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure)

เมื่อพิจารณาผลการเปรียบเทียบการคำนวณค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์แรงยกและค่าสัมประสิทธิ์อนุพันธ์โมเมนต์ของจรวด DTI-2 หัวรบ MRV-U และรูปทรงที่ออกแบบใหม่โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลที่เงื่อนไขการเคลื่อนที่ตั้งแต่ - 4 ถึง 4 องศา (ช่วงเชิงเส้น) ดังรูปที่ 21 และ 22 ตามลำดับ พบว่าค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์แรงยกของรูปทรงที่ออกแบบใหม่มีค่าสูงขึ้นโดยเฉลี่ยประมาณ 7 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่ค่าอนุพันธ์สัมประสิทธิ์โมเมนต์มีค่าลดลงโดยเฉลี่ยประมาณ 5 เปอร์เซ็นต์ ทั้งนี้ เนื่องจากการกระจายความดัน (Pressure Distribution) ของรูปทรงที่ออกแบบใหม่ มีแนวโน้มเปลี่ยนแปลงไปตามรูปทรงส่วนหัวที่ยาวขึ้น ทำให้เกิดแรงยกได้เพิ่มมากขึ้นในกรณีที่มีการเคลื่อนที่แบบมีมุมปะทะ นอกจากนี้การกระจายความดันบริเวณส่วนหัวของรูปทรงที่ออกแบบใหม่ทำให้จุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure) เลื่อนถอยหลังเข้าใกล้จุดศูนย์กลางถ่วงมากยิ่งขึ้น ส่งผลให้สัมประสิทธิ์โมเมนต์มีค่าลดลง อย่างไรก็ตาม จรวดที่ออกแบบใหม่ยังคงมีเสถียรภาพสถิตตลอดช่วงความเร็วที่ทำการศึกษา (โดยมีการกำหนดค่า C.G. ที่ตำแหน่งเดิมเมื่อเปรียบเทียบกับจรวดที่นำมาศึกษา)



รูปที่ ๒๑ กราฟการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกระหว่างจรวด DTI-2 ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U แบบดั้งเดิมกับหัวรบที่ออกแบบใหม่

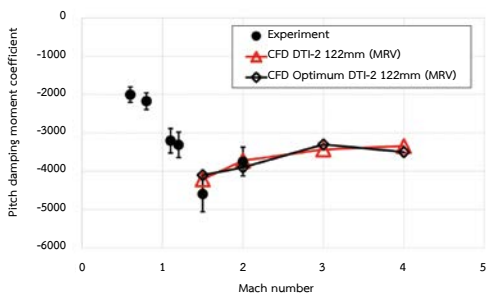


รูปที่ ๒๒ กราฟการเปรียบเทียบจุดศูนย์กลางความดันระหว่างจรวด DTI-2 ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U แบบดั้งเดิมกับหัวรบที่ออกแบบใหม่

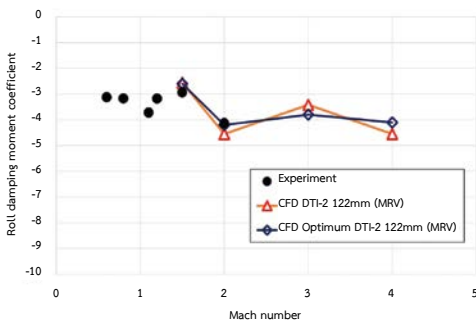
4.1.3 ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์พลวัต (สัมประสิทธิ์ Pitch Damping Moment Coefficient และค่า Roll Damping Moment Coefficient)

เมื่อพิจารณาผลการเปรียบเทียบการคำนวณค่า Pitch Damping Moment Sum Coefficient และ Roll Damping Moment Coefficient ของจรวด DTI-2 หัวรบ MRV-U ที่ศึกษา และรูปทรงที่ออกแบบใหม่โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล ดังรูปที่ 23 และ 24 ตามลำดับ พบว่า ค่า Pitch Damping Moment Sum Coefficient มีค่าแตกต่างกันไม่เป็นนัยสำคัญของทั้งสองรูปทรง คือมีค่าความแตกต่างประมาณ 1-2 เปอร์เซ็นต์ ตลอดช่วงความเร็วที่กำหนด เมื่อเปรียบเทียบกับรูปทรง

ที่นำมาศึกษา ในขณะที่ค่าสัมประสิทธิ์ Roll Damping Moment Coefficient ที่เป็นผลโดยตรงจากเคลื่อนที่แบบหมุนรอบแกนลำตัว (Spinning Motion) มีค่าความแตกต่างไม่เป็นนัยสำคัญเช่นเดียวกัน (มีค่าเฉลี่ยไม่เกิน 1 เปอร์เซ็นต์) แสดงให้เห็นถึงการเปลี่ยนรูปทรงหัวรบของจรวด DTI-2 ส่งผลน้อยมากแทบไม่มีนัยสำคัญกับค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์พลวัตของจรวด ซึ่งเป็นไปตามที่คาดหมายเอาไว้ตั้งแต่แรก นั่นเป็นเหตุผลว่าทำไมการศึกษาในงานวิจัยนี้จึงเลือกกำหนดการออกแบบเฉพาะหัวรบใหม่โดยใช้วิธีการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด เพื่อเพิ่มสมรรถนะในการยิงหวังผลในขณะที่จำเป็นต้องคงสภาพการรักษาเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ของจรวดให้ได้มากที่สุด



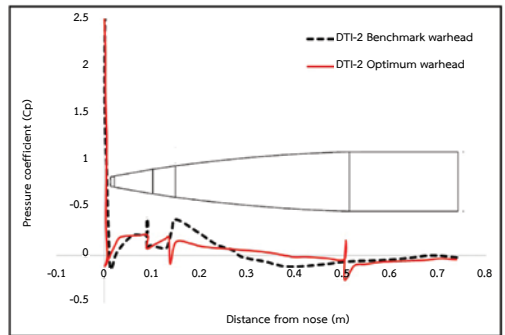
รูปที่ ๒๓ กราฟการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์ Pitch Damping Moment ระหว่างจรวด DTI-2 ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U แบบดั้งเดิมกับหัวรบที่ออกแบบใหม่



รูปที่ ๒๔ กราฟการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์ Roll Damping Moment ระหว่างจรวด DTI-2 ติดตั้งหัวรบแบบ MRV-U แบบดั้งเดิมกับหัวรบที่ออกแบบใหม่

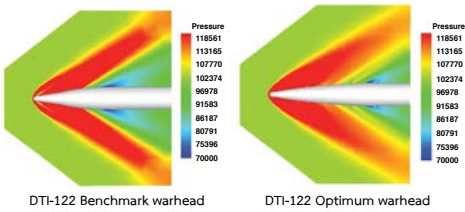
4.2 การเปรียบเทียบผลวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์เชิงคุณภาพจรวดอากาศที่ออกแบบใหม่กับจรวดอากาศที่นำมาศึกษา

รูปที่ 25 แสดงกราฟการเปรียบเทียบการกระจายความดัน (Surface Pressure Distributions) บนพื้นผิวบริเวณส่วนต่างๆ ของหัวรบจรวดทั้ง 2 รูปแบบ จากภาพนี้แสดงให้เห็นว่าการกระจายตัวความดันบริเวณส่วนหัวของหัวรบจรวดที่ออกแบบใหม่ มีการกระจายความดันที่ต่ำกว่าอย่างเห็นได้ชัด ซึ่งตรงนี้เป็นที่ยืนยันถึงการลดความรุนแรงของคลื่นอัดตัวที่อยู่บริเวณส่วนหน้าของหัวรบจรวด เป็นผลให้การกระจายความดันมีค่าลดลงและมีผลต่อการลดลงของสัมประสิทธิ์แรงต้าน ซึ่งทั้งหมดเป็นผลมาจากรูปร่างส่วนหัวที่ออกแบบ โดยกระบวนการหารูปร่างที่เหมาะสมหรือ Optimization Method

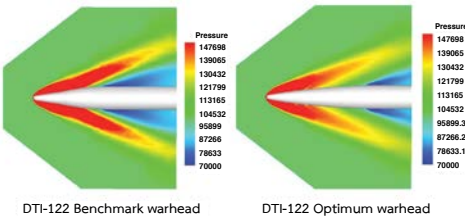


รูปที่ ๒๕ กราฟการเปรียบเทียบการกระจายความดันบนพื้นผิวบริเวณส่วนต่างๆ ของหัวรบจรวดทั้ง 2 รูปแบบ

นอกจากนี้ยังสามารถอธิบายเหตุผลของการลดความรุนแรงของ Strong Compression Shock หรือการลดลงของสัมประสิทธิ์แรงต้านที่บริเวณส่วนด้านหน้าของหัวรบจรวดด้วยการวิเคราะห์เชิงคุณภาพในรูปแบบการจำลองการไหลของกระแสอากาศ (Flow Visualization) ผ่านส่วนหัวรบของจรวดดังแสดงไว้ในรูปที่ 26 และ 27 ตามลำดับ



รูปที่ ๒๖ การเปรียบเทียบรูปแบบการไหลของกระแสอากาศผ่านบริเวณหัวรบจรวดทั้ง 2 รูปแบบ ที่ความเร็วมาค 2 มุมปะทะ 0 องศา



รูปที่ ๒๗ การเปรียบเทียบรูปแบบการไหลของกระแสอากาศผ่านบริเวณหัวรบจรวดทั้ง 2 รูปแบบ ที่ความเร็วมาค 3 มุมปะทะ 0 องศา

รูปที่ 26 และ 27 แสดงการเปรียบเทียบมุมของคลื่นอัดตัว Compression Shock ของหัวรบจรวดทั้งสองรูปแบบ โดยจากภาพจะพบว่าที่ย่านความเร็วเท่ากัน มุมของคลื่นอัดตัวที่เกิดขึ้นของบริเวณส่วนหน้าหัวรบจรวดอากาศที่ออกแบบใหม่จะมีมุมที่น้อยกว่าหัวรบจรวดอากาศที่นำมาศึกษา ยกตัวอย่างเช่นจากรูปที่ 26 ที่ความเร็วที่มค 2 หัวรบจรวดที่ออกแบบใหม่จะมีมุมของคลื่นอัดตัวเทียบกับเส้นขนานผ่านลำตัวประมาณ 24.8 องศา ในขณะที่มุมคลื่นอัดตัวของหัวรบจรวดอากาศที่นำมาศึกษามีมุมประมาณ 25.9 องศา จากทฤษฎีอากาศพลศาสตร์ในย่านความเร็วเหนือเสียงที่เท่ากันของวัตถุใด ๆ ถ้ามุมคลื่นอัดตัวที่เกิดขึ้นบนวัตถุใด ๆ มีมุมที่สูงกว่าจะมีความรุนแรงของคลื่นอัดตัวที่สูงกว่า ดังนั้น สามารถสรุปได้ว่า การสังเกตจากมุมของคลื่นอัดตัวบริเวณส่วนหัวของรูปทรงหัวรบจรวดที่คล้ายกัน 2 รูปทรง สามารถบ่งชี้ถึงความเป็นไปได้ในการลดแรงต้านของรูปทรง

นั้น ๆ ได้ ซึ่งจากการศึกษานี้พบว่า มุมคลื่นอัดตัวของหัวรบที่ออกแบบใหม่มีค่าน้อยกว่าหัวรบจรวดที่นำมาศึกษาทุกย่านความเร็วเหนือเสียง

5. สรุปผล

จากการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิตและพลวัตของจรวด DTI-2 โดยใช้โปรแกรม CFD และทำการเปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ที่ได้กับข้อมูลการทดสอบจริงในอุโมงค์ลมความเร็วเหนือเสียง พบว่า ทั้ง 2 วิธี มีแนวโน้มสอดคล้องใกล้เคียงกัน คือ มีค่าความแตกต่างไม่เกิน 10 เปอร์เซ็นต์ ของค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิต และไม่เกิน 15 เปอร์เซ็นต์ สำหรับค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์พลวัต ในตลอดทุกค่าความเร็วที่ทำการศึกษา และจากการศึกษาโดยการวิเคราะห์ในรายละเอียดของที่มาของสัมประสิทธิ์แรงต้านบนจรวดที่นำมาศึกษา พบว่า สัมประสิทธิ์แรงต้านส่วนใหญ่ที่เกิดขึ้นคือ บนส่วนท้ายจรวด หรือ Base drag ประมาณ 38 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่ส่วนหัวรบของจรวดมีค่าแรงต้านในลำดับรองลงมา ถึงประมาณ 27 เปอร์เซ็นต์ ลำดับถัดมาคือ แรงต้านที่เกิดขึ้นบนลำตัวประมาณ 21 เปอร์เซ็นต์ และสุดท้ายคือ แรงต้านที่เกิดขึ้นที่หาง โดยมีค่าประมาณ 14 เปอร์เซ็นต์

จากการออกแบบหัวรบของจรวดใหม่ โดยใช้วิธี Optimization method ควบคู่กับการใช้โปรแกรม CFD พบว่า ผลลัพธ์ที่ได้ในขั้นตอนนี้คือได้รูปแบบหัวรบจรวดที่ออกแบบใหม่ที่มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านรวมของหัวรบที่ออกแบบใหม่มีค่าต่ำกว่าอย่างมีนัยสำคัญเมื่อเปรียบเทียบกับหัวรบจรวดต้นแบบ ซึ่งมีค่าที่ต่ำกว่าประมาณโดยเฉลี่ย 19 เปอร์เซ็นต์ ที่ทุกย่านความเร็วเหนือเสียงที่ทำการศึกษา นอกจากนี้ เมื่อรวมแรงต้านที่เกิดขึ้นจากหัวรบจรวดเข้ากับส่วนลำตัวและหางโค้งจรวด จะพบว่าจรวดที่ติดตั้งหัวรบจรวดที่ออกแบบใหม่มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำกว่าจรวด DTI-2 หัวรบ

MRV เฉลี่ยโดยประมาณ 6 เปอร์เซ็นต์ ดังนั้น จากสัมประสิทธิ์ผลลัพธ์การลดลงของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน สามารถชี้ให้เห็นถึงความเป็นไปได้ของการเพิ่มสมรรถนะในระยะยิงหวังผลของจรวดที่ออกแบบหัวรบใหม่ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งเสถียรภาพในการเคลื่อนที่ผ่านอากาศ

6. เอกสารอ้างอิง

- [1] W. Jiajan and N. Sukuprakan, "Aerodynamic Analysis of Supersonic 2.75 inch Fin-Stabilized Rocket using Computational Fluid Dynamics," *NKRAFA J. Sci. Technol.*, vol. 3, no. 13, pp. 34 - 44, 2017.
- [2] Pattarakorn. "สทป. ยิงทดสอบจรวดขนาด 122 มม. (ไม่นำวิถี) ภายใต้โครงการวิจัยและพัฒนาระบบจรวดสมรรถนะสูงแบบ DTI-2." DTI.or.th. https://www.dti.or.th/page_bx.php?lang=eng&cid=27&cno=6156 (วันที่เข้าถึง ก.ค. 17, 2565).
- [3] A. Sumnu, I. H. Guzelbey, and O. Ogucu, "Aerodynamic Shape Optimization of a Missile Using a Multi-objective Genetic Algorithm," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 2020, pp. 1-17, 2020, doi: 10.1155/2020/1528435.
- [4] W. Jiajan, R. S. M. Chue, T. Nguyen, and S. Yu, "Optimisation of Round Bodies for Aerodynamic Performance and Stability at Supersonic Speeds," *Aeronaut. J.*, vol. 117, no. 1193, pp. 661 - 685, 2013.
- [5] W. Jiajan, R. S. M. Chue, T. Nguyen, and S. C. M. Yu, "Boattail Juncture Shaping for Spin-stabilized Rounds in Supersonic Flight," *Shock Waves*, vol. 25, no. 2, pp. 189 - 204, 2015.
- [6] J. DeSpirito, "Effects of Base Shape on Spin-Stabilized Projectile Aerodynamics," in *26th AIAA Appl. Aerodynamics Conf.*, Honolulu, Hawaii, 2008.
- [7] K. J. Beers, *Numerical Method for Chemical Engineering Applications in MATLAB*. New York, USA: Cambridge Univ. Press, 2006.
- [8] R. L. McCoy, "MC Drag-A Computer Program for Estimating the Drag Coefficients of Projectiles," U.S. Army Armament Research & Development Command, MD, USA, Tech. Rep. ARBRL-TR-02293, 1981.
- [9] FLUENT, 2016, "FLUENT 16 User's Guide," ANSYS, Inc.
- [10] F. R. Menter, "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA J.*, vol. 32, no. 8, pp.1598-1650, 1994.
- [11] P. Weinacht and W. Sturek, "Navier-Stokes Predictions of Pitch Damping for Finned Projectiles Using Steady Coning Motion," in *Proc. AIAA 8th Appl. Aerodynamics Conf.*, AIAA, Washington, D.C., USA, 1990, pp. 632 - 642.