บทคัดย่อ

อากาศยานไร้คนขับขึ้นลงแนวดิ่งแบบ 3 ชุดใบพัดเป็นหนึ่งในโครงการวิจัยของสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ ซึ่งพบปัญหาเรื่องความร้อนของเครื่องยนต์ต้นกำลังทำให้ประสิทธิภาพของการใช้งานไม่ดีพอ จากการศึกษาข้อมูลในเบื้องต้นพบว่าอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงแนวดิ่งแบบ 3 ชุดใบพัดวางเครื่องยนต์อยู่ด้านในตัวเครื่องที่ถูกปิดมิดชิดด้วย body frame และไม่มีข้อมูลการออกแบบที่เพียงพอในการตรวจสอบว่าเครื่องยนต์ที่ใช้มีกำลังที่เหมาะสมหรือไม่ โครงการนี้จึงมีแนวความคิดในการประยุกต์ใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเพื่อศึกษาความเป็นไปได้ในการเพิ่มประสิทธิภาพในการระบายความร้อนในเครื่องยนต์ต้นกำลังและวิเคราะห์การออกแบบทางโรเตอร์แอโรไดนามิกส์ของอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงแนวดิ่งแบบ 3 ชุดใบพัด หรือ VTOL โดยการดำเนินงานวิจัยในโครงการนี้จะแบ่งออกเป็น 3 ส่วนได้แก่ การวิเคราะห์การไหลของอากาศในอุปกรณ์ระบายความร้อน การวิเคราะห์ conjugate heat transfer และการวิเคราะห์โรเตอร์แอโรไดนามิกส์ ในขั้นต้นผู้วิจัยได้ทำการวิเคราะห์การไหลของอากาศภายในอุปกรณ์ระบายความร้อนด้วย CDF ผลที่ได้พบว่าอุปกรณ์ระบายความร้อนที่มีใช้กับเครื่องเคื่องในปัจจุบันให้การกระจายตัวของอากาศที่ช่องระบายความร้อนที่เชื่อมต่อกับตัวเครื่องค่อนข้างน้อย ซึ่งอาจจะเป็นสาเหตุให้เครื่องยนต์เกิดการ overheat ด้วยเหตุนี้ทีมผู้วิจัยจึงได้ทำการออกแบบเพื่อปรับรูปร่างของอุปกรณ์ระบายความร้อน ซึ่งผลที่ได้พบว่าพบว่าอุกรณ์ระบายความร้อนที่ได้มาปรับปรุงมีการกระจายตัวของอากาศบริเวณช่องระบายความร้อนที่เชื่อมต่อกับตัวเครื่องค่อนดีขึ้น เมื่อทำการวิเคราะห์ conjugate heat transfer ของแบบจำลองอุปกรณ์ระบายความร้อนที่มีใช้อยู่กับตัวเครื่องในปัจจุบันเทียบกับแบบจำลองของอุปกรณ์ระบายความร้อนที่นำเสนอขึ้นมาใหม่พบว่า แบบจำลองที่นำเสนอขึ้นมาใหม่มีค่าเฉลี่ยของอุณหภูมิที่กระจายตัวที่บริเวณเครื่องยนต์ต่ำกว่า แสดงถึงประสิทธิภาพในการระบายความร้อนที่ดีกว่า หลังจากนั้นทีมผู้วิจัยทำการิวเคราะห์โรเตอร์แอโรไดนามิกส์ของใบที่ความเร็วรอบ 1400 rpm ซึ่งเป็นความเร็วรอบของการบินที่ได้จากทาง สทป และ ที่ความเร็วรอบ 2000 rpm และทำการคำนวณแรงยก แรงต้าน และแรงบิดที่ค่ามุมเอียงของใบที่ 5-20 องศาพบว่าค่าแรงยก แรงต้าน และแรงบิด ทั้ง 3 ค่าจะเพิ่มขึ้นเมื่อมุมใบสูงขึ้นทั้งในทั้ง 2 ความเร็วรอบการหมุน เมื่อทำการเปรียบเทียบแรงยกกับน้ำหนักของตัวเครื่อง VTOL และกำลังที่ต้องใช้เทียบกับกำลังของเครื่องยนต์พบว่า พบว่าเครื่องสามารถบินขึ้นได้ที่ความเร่ง 1g และ 1.7g โดยประมาณ ที่ความเร็วรอบ 1400 rpm ที่มุมใบ 5 และ 10 องศา และต้องใช้กำลัง 50% และ 96% ของกำลังสูงสุดที่เครื่องยนต์สามารถทำได้ นอกเหนือจากนี้ยังพบว่าเครื่องยนต์ไม่สามารถสร้างแรงยกให้เพียงพอต่อการยกเครื่อง VTOL ได้ที่ความเร็วรอบ 2000 rpm ทั้งนี้ข้อมูลดังกล่าวยังไม่ได้พิจารณาถึงประสิทธิภาพและแรงต้านอื่นๆที่จะทำให้กำลังของเครื่องยนต์ต่ำกว่า spec ที่กำหนดจึงอาจกล่าวได้ว่ากำลังของเครื่อยนต์และขนาดของใบพัดอาจจะยังมีความไม่เหมาะสมกัน

Abstract

The 3-rotor vertical take-off and landing (VTOL) unmanned aerial vehicle (UAV) has been developed by the Defence Technology Institute (Public Organization), DTI, which is found to have a problem about overheat engine. This leads to the reduction of the VTOL performance during flight. From the preliminary study, it was found that the VTOL engine is located inside the body covered by a shell. Also, there is no information about the design whether the engine power is suitable for the UAV or not. In this regard, this study aims to apply computational fluid dynamic (CFD) and conjugate heat transfer simulation to study the possibility of improving an engine heat exchanger and rotor aerodynamic analysis of the VTOL UAV. The study is divided into three parts; flow analysis of the engine heat exchanger, conjugate heat transfer analysis of the engine heat exchanger and rotor aerodynamic analysis. Initially, the analysis of air flow in the engine heat exchanger is conducted by means of CFD. The results show that distribution of the air flow at the channel which is connected to the engine is of low quality. This could be one of the reasons for the overheat engine problem. Therefore, the engine heat exchanger is redesigned by the research team and the result show that the improved model gives better flow distribution. After performing conjugate heat transfer analysis of the original heat exchanger and one proposed in this work, it was found that the results obtained from the newly proposed heat exchanger gives better thermal performance than the original design. This implies the better performance of the new design. Next, the rotor aerodynamic is analysed at a rotor speeds of 1400 rpm which is the operating speed as informed by DTI, and 2000 rpm. The lift force, drag force and torque are calculated at 5-20 degrees angle of attack. The results show that the increasing of angle of attack leads to the increasing of lift force, drag force and torque for both rotor speed. After comparing the lift force and torque required with VTOL mass and engine power, it was found that the VTOL can go up at acceleration of 1g and 1.7g if the rotor speed is 1400 rpm at the angle of attack 5 and 10 degree, respectively, while the power required from the engine are 50% and 96% of the maximum engine power. In addition, the VTOL engine cannot operate the flight at 2000 rpm. From this calculation, other friction and engine efficiency which might affect the engine power are neglected. Thus, it can be said that the currently used engine for the VTOL is not suitable.