المستخلص تصميم طائرة شمسية غير مأهولة وطويلة التحمل للارتفاعات العالية

سعد بن نصر الدين

إشراف

د. وائل هرساني

د. عامر رفيق فرحان

المستخلص

يهدف هذا البحث على فهم تصاميم الطائرات الشمسية عالية التحمل الغير مأهولة من خلال تحسين التصاميم المتعددة التخصصات وتصميم نموذج مبدئي قبل التصنيع باستخدام التكنولوجيات المتاحة لاتخاذ خطوات للوصول إلى رحلة الأبدية. لقد تم الاستفادة من التجارب السابقة للنماذج MALE، Sun falcon 1 و Sun falcon 2 والتي هي بمثابة تصميم معدل قادر على الطيران خلال فترة الليل.

يقترح هذا العمل منهجية التصميم المفاهيمي للطائرات الشمسية بدون طيار على الارتفاعات العالية وخصائص التحمل الطويلة من خلال استعراض تاريخ الطائرات بدون طيار، والصعوبات من مفاهيم هايل (HALE) وتطبيقها بالطاقة الشمسية وفقا لمتطلبات التصميم. تم اختيار بعض المعايير للحصول على الاتجاهات الحالية في نهج التصميم في هايل (HALE) والتجارب الشمسية. واعتمدت نماذج تقدير جماعية، وأجريت اختبارات للتحقق لفهمها بشكل صحيح بمساعدة مخطط الطيران بما في ذلك النهج التقليدي.

ويتم إجراء دراسة استقصائية عن تحسين التصميم المتعدد التخصصات ودراسة أساليب مختلفة على نطاق واسع. بالنظر إلى المتطلبات والحسابات والتعقيد، تم اختيار طريقة مجدية متعددة التخصصات مع خوارزمية التحسين الجيني. وكان الهدف هو تحسين الكتلة التي تلتزم بالمعايير المختلفة وظروف الطيران.
في البداية، تم اعتماد منهجية التصميم المفاهيمي مع متطلبات تصميم محددة والحصول على نموذج بكتلة ١٣٤٠ كجم مع التحمل ليلا ونهارا للحفاظ على ارتفاع ٩ كم باستخدام ماتلاب سيمولينك (MATLAB Simulink). تم اختيار جنيح FX63 137sm نظرا لارتفاع نسبة قوة الرفع على قوة السحب (L / D) مع مساعدة من تحليل D٢ و D٣ في XFLR5 وأجري فيما بعد اختيار الاستقرار وقد تم تطوير نموذج D٣ باستخدام برنامج Open VSP. الجزء الثاني من العمل هو تحويل نموذج سيمولينك إلى إطار MDO وخلق نموذج مثالي بهدف تقليل الكتلة الكلية. وقد تم اختيار النموذج الأمثل من مجموعات انتجت من التصميم الذي يزن ١٢٥٤ كجم مع ما يقرب من نفس نتاج الطاقة الشمسية.
يتم عرض نموذج من الطائرات بدون طيار التي لديها كتلة ١٥٠ كجم حمولة والتحمل ليلا ونهارا مع القدرة على إعادة تشغيل الدورة الشمسية لليوم التالي.

Conceptual Design of High Altitude Long Endurance Solar Powered UAV

Saad Bin Nazarudeen

Supervised By

Dr. Wail I. Harasani
Dr. Amer Rafique Farhan

ABSTRACT

This research is carried out with the aim of realizing the concepts of solar powered high altitude long endurance unmanned aerial vehicle through multidisciplinary design optimization. And model a prototype before manufacturing with available technologies to take steps to reach eternal flight. The experience gained from former medium altitude long endurance versions, Sun falcon 1 - a solar powered monoplane for day flight and Sun falcon 2 -an upgraded model capable of flight during night from energy saved in daytime were used to introduce the high altitude long endurance concept.

This work proposes a conceptual design methodology of solar UAV with high operating altitude and long endurance characteristics by reviewing the history of UAVs, difficulties of HALE concepts and applicability of solar powered propulsion in accordance to design requirements. Some benchmarks were selected to get the current trends in the design approach in HALE and solar trades. Mass estimation models were adopted, and verification tests were conducted to comprehend them properly with the help of flight diagram including the conventional approach.

A survey on multidisciplinary design optimization is conducted and are studied different methods up to date extensively. Considering the requirements, computations and complexity, multidisciplinary feasible method was selected with genetic optimization algorithm. The objective was to optimize the mass adhering to various efficiencies and flight conditions.

At first, a conceptual design methodology was adopted with specific design requirements and come up with a model of 1340 kg total mass with a day and night endurance maintaining altitude of 9 km using MATLAB Simulink. FX63 137sm was chosen as the airfoil due to its high L/D ratio with the help of 2D and 3D analysis in XFLR5 and later conducted a stability check. A 3D model was developed in OpenVSP v3.15. The second part of the work was to convert the developed Simulink model into a multidisciplinary design optimization framework and to create an optimum model with an objective of minimizing total mass. An optimum model was selected from the generated sets of design configurations with 1254 kg total mass with almost same solar cell power output.

A model of UAV is presented which has 150 kg payload mass and a day and night endurance with probable capability of restarting the solar cycle for next day.