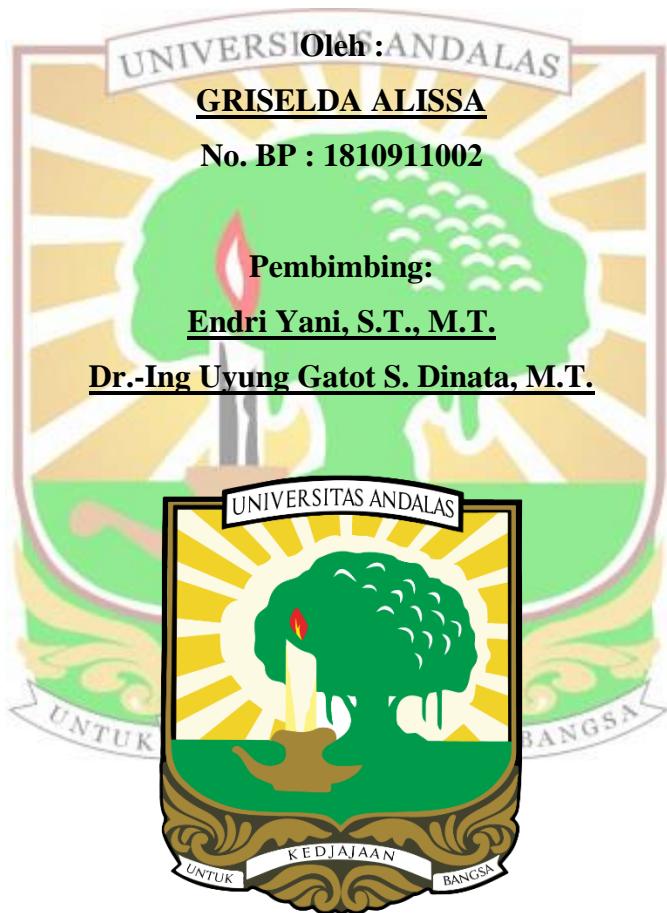


TUGAS AKHIR

SIMULASI KOMPUTASIONAL DAN EKSPERIMENTAL PEMODELAN UAV STEALTH FLYING WING F-117

Diajukan Sebagai Salah Satu Syarat untuk Menyelesaikan Pendidikan Tahap
Sarjana



DEPARTEMEN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

UNIVERSITAS ANDALAS

2023

ABSTRAK

Pemanfaatan UAV dalam kepentingan militer maupun kepentingan sipil dalam ruang udara suatu negara tanpa terdeteksi dapat menimbulkan ancaman tersendiri. Pesawat tanpa awak berjenis *flying wing* biasa digunakan untuk UAV dengan teknologi *stealth* atau tidak dapat dideteksi oleh radar. Teknologi siluman sudah banyak digunakan dimana pesawat zaman sekarang didesain dengan mempertimbangkan tingkat deteksi yang rendah (*low observable*) dengan mengurangi jejak radar. Pesawat *stealth* didesain biasanya mengurangi adanya sudut, tonjolan, lekukan dan adanya ketidak teraturan permukaan tetapi hal ini bisa menyebabkan terbang pesawat yang kurang stabil. Pada penelitian ini akan dilakukan pengujian pada pemodelan pesawat *stealth* tanpa awak untuk mengukur *coefficient lift* dan *coefficient drag* dengan beberapa variasi sudut serang dan kecepatan angin. Pada pengujian ini nantinya akan didapatkan karakteristik gaya angkat dan gaya seret yang optimal untuk pesawat tanpa awak bertipe *stealth flying wing* agar dapat tetap terbang dengan stabil dengan desain yang telah dirancang. Pada penelitian sebelumnya telah dilakukan pengembangan dalam *flight control system* pada pesawat F-117. Pada penelitian tersebut didapatkan bahwa *flight control system* harus menyediakan tingkat kestabilan yang tinggi pada pesawat F-117. Tingkat kestabilan yang tinggi ini membutuhkan desain yang lebih aerodinamis agar dapat memenuhi hal tersebut.

Pada penelitian ini menggunakan dua buah metode pengujian yaitu melalui pengujian komputasional menggunakan *software Ansys* dan pengujian eksperimental menggunakan terowongan angin berskala laboratorium. Pengujian ini dilakukan dengan cara memvariasikan sudut serang pada model uji. Model uji yaitu menggunakan desain asli pesawat F-117 dan desain modifikasi pesawat F-117 yang menggunakan *airfoil Clark Y*, sudut *swept* sebesar 50° dan *aspect ratio* sebesar 2,968.

Berdasarkan hasil penelitian, didapatkan hasil bahwa perbandingan *lift-to-drag ratio* desain modifikasi pesawat F-117 lebih tinggi daripada desain asli pesawat modifikasi F-117 dengan nilai pada pengujian komputasional sebesar 6,67753 dan

nilai pada pengujian eksperimental sebesar 5,363614. Hal ini menunjukkan bahwa desain modifikasi pada pesawat F-117 yang menggunakan *airfoil Clark Y*, sudut *swept* 50° dan *aspect ratio* 2,968 lebih aerodinamis dan efektif untuk digunakan.

Kata kunci: UAV, *flying wing*, *stealth*, simulasi komputasional, simulasi eksperimental, *lift*, *drag*.



ABSTRACT

Utilization of UAVs for military purposes or for civilian interests in a country's air space without being detected can pose a threat in itself. Unmanned aircraft of the flying wing type are commonly used for UAVs with stealth technology or cannot be detected by radar. Stealth technology has been widely used where today's aircraft are designed by considering a low level of detection (low observable) by reducing the radar signature. Stealth aircraft designs usually minimize the presence of angles, protrusions, indentations and surface irregularities but this can lead to a less stable flight of the aircraft. In this research, testing will be carried out on unmanned stealth aircraft modeling to measure the lift coefficient and drag coefficient with several variations of the angle of attack and wind speed. In this test, the optimal lift and drag characteristics will be obtained for a stealth flying wing type unmanned aircraft so that it can fly stably with the design that has been designed. In previous research, the development of the flight control system on the F-117 aircraft has been carried out. In this study it was found that the flight control system must provide a high level of stability on the F-117 aircraft. This high level of stability requires a more aerodynamic design in order to fulfill this.

In this study, two testing methods were used, namely through computational testing using Ansys software and experimental testing using a laboratory-scale wind tunnel. This test is carried out by varying the angle of attack on the test model. The test model used the original design of the F-117 aircraft and the modified design of the F-117 aircraft which used Clark Y airfoil, swept angle of 50° and aspect ratio of 2.968.

Based on the research results, it was found that the lift-to-drag ratio of the modified design of the F-117 aircraft was higher than the original design of the modified F-117 aircraft with a value in the computational test of 6.67753 and a value in the experimental test of 5.363614. This shows that the modified design of the F-117 aircraft which uses Clark Y airfoil, swept angle of 50° and aspect ratio of 2.968 is more aerodynamic and effective to use.

Keywords: UAV, flying wing, stealth, computational simulation, experimental simulation, lift, drag.

