

ABSTRAK

Pada masa sekarang banyak sekali penelitian-penelitian untuk meningkatkan kemampuan airfoil dari berbagai jenis tipe airfoil. Perkembangan dalam penelitian menggunakan komputasi dilakukan untuk mempermudah dalam perhitungan dari suatu penelitian airfoil. Salah satu metode yang dipakai dalam komputasi adalah metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Penelitian ini menggunakan airfoil NACA 23015-il yang digunakan pada pesawat Airbus 320-200. Penelitian ini dilakukan untuk mengetahui dampak dari variasi sudut serang terhadap distribusi tekanan pada sekitar flap airfoil. Penelitian ini juga akan membahas pengaruh sudut serang terhadap nilai *lift coefficient* dan *drag coefficient* pada flap airfoil 23015-il. Penelitian ini memakai variasi sudut serang 5° , 10° , 15° , 25° , 30° , 35° , 40° , 50° , 60° , 70° , 71° , 72° , 75° , 80° . Untuk kecepatan *inlet* yang digunakan pada penelitian digunakan tiga variasi kecepatan yang dimulai dari kecepatan 305 km/j, 325 km/j, dan 350 km/j. Dari penelitian yang telah dilakukan menunjukkan hasil bahwa variasi sudut serang pada airfoil 23015-il berpengaruh terhadap nilai *lift coefficient* dan *drag coefficient*. *Lift coefficient* terbesar terjadi pada sudut serang 71° pada kecepatan 350 km/j dengan nilai *lift coefficient* 2,44176, sedangkan nilai *lift coefficient* terkecil terjadi pada sudut serang 5° pada kecepatan 308 km/j dengan nilai *lift coefficient* 0,211399. *drag coefficient* terbesar terjadi pada sudut serang 70° pada kecepatan 308 km/j dengan nilai *drag coefficient* 0,07016, sedangkan nilai *drag coefficient* terkecil terjadi pada sudut serang 5° pada kecepatan 350 km/j dengan nilai *drag coefficient* 0,05902. Distribusi tekanan pada *airfoil* 23015-il, untuk sudut serang 5° , 10° , 15° , 25° , 30° , 35° , 40° , 50° , 60° , 70° , 71° , 72° , 75° , 80° dianalisis melalui kontur tekanan. Hasil dari analisis menunjukkan rata-rata tekanan fluida yang mengalir dipermukaan atas flap *airfoil* lebih rendah bila dibandingkan dengan rata-rata tekanan dipermukaan bawah *flap airfoil*.

Kata Kunci : *Split Flap, Airfoil, Sayap Pesawat Terbang, Aerodinamika, Drag Coefficient, Lift Coefficient, Computational Fluid Dynamics*

ABSTRACT

Nowadays a numerous experiment has been conducted to improve performance of different types of airfoil. Research development using computationally is used to simplify calculation and analysis of the airfoil. One of the simulation methods was used is the computational fluid dynamic methods. This study is uses asymmetrical 23015-il airfoil, this airfoil is also used on a Airbus 320-200 aircraft. This research investigates the impact of variation in angle of attack against pressure distribution of the 23015-il airfoil. Variation of the angle of attack impact against lift coefficient and drag coefficient also included in this study. Variation of the angle of attack ranging from 5° , 10° , 15° , 25° , 30° , 35° , 40° , 50° , 60° , 70° , 71° , 72° , 75° , 80° . Three variations on the inlet velocity were applied in this study, the inlet velocity variation ranging from 308 km/j, 325 km/j, and 350 km/j. From the research that has been done, shows that angle of attack variation affects the value of the lift coefficient and drag coefficient. Variation of the angle of attack also affects pressure distribution around the surface of 23015-il airfoil. Highest value of lift coefficient occurs at 71° angle of attack at 350 km/j velocity, possess 2,44176 lift coefficient and the lowest value of lift coefficient occurs at 5° angle of attack at 308 km/j, possess 0,211399 lift coefficient. Highest value of drag coefficient occurs at 70° angle of attack at 308 km/j velocity, possess 0,07016 drag coefficient and the lowest value of coefficient drag occurs at 5° angle of attack at 350 km/j possess 0,05902 drag coefficient. Pressure distribution around airfoil 23015-il for 5° , 10° , 15° , 25° , 30° , 35° , 40° , 50° , 60° , 70° , 71° , 72° , 75° , 80° angle of attack are analyze using pressure contour. Analysis result shows fluid pressure that flow through upper airfoil is lower than the pressure below airfoil flap.

Keyword: Split Flap, Airfoil, Aircraft Wings, Aerodynamics, Drag Coefficient, Lift Coefficient, Computational Fluid Dynamics