

## ABSTRAK

Analisa performa aerodinamika suatu bentuk geometri airfoil sangat diperlukan untuk mengetahui dinamika yang terjadi serta gaya-gaya yang bekerja pada penampang airfoil seperti Gaya Drag dan Gaya Lift. Dalam penelitian ini suatu desain penampang airfoil seri NACA 2412 suatu airfoil tidak simetris di test dengan menggunakan metode Computational Fluids Dynamic dengan menggunakan software ANSYS Fluent dengan input kecepatan, viskositas dan densitas fluida sehingga dapat diketahui kontur distribusi sebaran kecepatan dan tekanan serta vektor di sekitar airfoil. Selain itu, untuk menguji airfoil secara fisik harus dilakukan di terowongan angin, sangat tidak mudah untuk mendapatkan informasi dari tekanan dan distribusi kecepatan yang akurat. Saat ini, hal itu dapat dilakukan dengan komputasi, yang memiliki kelebihan yaitu lebih cepat dan lebih murah. Untuk mendapatkan performa yang maksimal dari airfoil ini, diberi variasi sudut serang yang berbeda-beda  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $20^\circ$ ,  $25^\circ$  sehingga nantinya di dapatkan di hubungkan dengan  $C_L$  dan  $C_D$  untuk mengetahui menghasil secara komputasi. Dari kontur kecepatan dan kontur tekanan yang terbaca di ANSYS Fluent pada sekitar permukaan atas dan permukaan bawah airfoil diambil nilai rata-ratanya dan kemudian di plot dalam grafik untuk menunjukkan besarnya nilai koefisien drag dan koefisien lift.

Kata kunci : airfoil, NACA 2412, ANSYS fluent, sudut serang,  $C_L$ ,  $C_D$

## ABSTRACT

Analysis of the aerodynamic performance of an airfoil geometry is needed to determine the dynamics that occur and the forces acting on the airfoil section such as Drag Force and Lift Force. In this study, a design of the NACA 2412 series airfoil section of an asymmetrical airfoil was tested using the Computational Fluids Dynamic method using the ANSYS Fluent software with input fluid velocity, viscosity and fluid density so that the contours of the distribution of velocity and pressure distribution and the vector around the airfoil can be known. In addition, to physically test an airfoil in a wind tunnel, it is not very easy to obtain accurate pressure and velocity distribution information. Today, it can be done by computation, which has the advantage of being faster and cheaper. To get the maximum performance from this airfoil, it is given a variation of the angle of attack that is different from  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $20^\circ$ ,  $25^\circ$  so that later we can connect it with  $C_L$  and  $C_D$  to find out the computational yield. From the velocity and pressure contours read in ANSYS Fluent, the average values are taken around the upper and lower surfaces of the airfoil and then plotted in a graph to show the value of the drag coefficient and lift coefficient.

Keywords: airfoil, NACA 2412, ANSYS fluent, angle of attack,  $C_L$ ,  $C_D$