

INTISARI

Penelitian tentang airfoil merupakan sebuah pengembangan teknologi dalam dunia aerodinamika. Hasil dari berbagai eksperimen telah banyak digunakan untuk mendesain airfoil dalam berbagai konfigurasi sayap sesuai dengan penggunaannya. Pada masa yang lampau, pembuatan serta analisis kinerja dari suatu airfoil membutuhkan terowongan angin dan memerlukan waktu serta biaya yang besar untuk proses pengujiannya.

Penelitian ini menggunakan airfoil tidak simetris yaitu NACA 4412. Penelitian ini ingin mengetahui dampak dari variasi bilangan mach pada setiap peningkatan sudut serang dan akan dilihat intensitas turbulensi pada setiap variasi bilangan mach serta sudut serang dalam bentuk kontur dan streamline. Variasi bilangan mach yang diterapkan pada penelitian ini berkisar pada aliran subsonic hingga supersonic dengan variasi sudut serang mulai dari 0° , 4° , 8° , 12° dan 16° . Pengujian ini dilakukan dalam metode *Computational Fluid Dynamic* dengan bentuk mesh tidak terstruktur dan menggunakan persamaan *spalart-almaras turbulence model*. Bentuk domain yang digunakan adalah *C-type* dan kondisi batas pada domain diasumsikan dalam keadaan tunak dengan batasan pada domain yaitu *inlet*, *outlet*, *symmetry* dan *wall*.

Dari penelitian yang telah dilakukan menunjukkan hasil bahwa variasi bilangan mach terhadap peningkatan sudut serang berpengaruh pada nilai koefisien *lift* dan *drag* dari airfoil NACA 4412. Pada sudut *stall* aliran subsonic memiliki koefisien *lift* lebih tinggi dengan nilai 1,17290 dibandingkan aliran supersonic dengan nilai 1,17150. Aliran subsonic memiliki intensitas turbulensi lebih kecil dibanding aliran supersonic.

Kata kunci: Airfoil NACA 4412, bilangan mach, *Computational Fluid Dynamic*.

ABSTRACT

Research on the airfoil is a technological development in the world of aerodynamics. The results of numerous experiments have been widely used to design the wing airfoil in a variety of configurations suitable for use. In the past, the manufacture and analysis of the performance of an airfoil requires wind tunnel and require time and substantial costs in the process of testing. This study uses asymmetrical airfoil is NACA 4412.

This study investigates the impact of variations in mach numbers on any increase in the angle of attack and will be seen turbulence intensity at each variation of Mach numbers and angles of attack in the form of contours and streamlined. Variations mach numbers were applied in this study ranged in subsonic to supersonic flow with the variation of the angle of attack ranging from 0° , 4° , 8° , 12° and 16° . This testing is done in the method of Computational Fluid Dynamics to form an unstructured mesh and use spalart-almaras equation turbulence models. Domain form used is C-type and boundary conditions on the domain assumed to be in a steady state with restrictions on the domain, namely the inlet, outlet, symmetry and wall.

From the research that has been done, shows that variation of mach number to increase the angle of attack affects the value of the coefficient of lift and drag of the airfoil NACA 4412. At the stall angle subsonic flow has a higher lift coefficient value of 1,17290 compared with supersonic flow with a value of 1,17150, Subsonic flow turbulence intensity is smaller than the supersonic flow.

Keywords: Airfoil NACA 4412, mach number, Computational Fluid Dynamic.