

INTISARI

Fenomena aliran yang dominan pada konfigurasi sayap delta adalah terjadinya *vortex core* yang mengakibatkan munculnya *suction* sehingga menghasilkan *lift* tambahan. Mekanisme pembentukan *lift* ini menghasilkan karakteristik kurva C_L terhadap sudut serang yang berbeda dengan planform sayap konvensional. Penelitian ini mengkaji konfigurasi canard-sayap delta dengan model Chengdu J-10 *like* dan Sukhoi Su-30 *like* yang dilakukan menggunakan analisa numerik dengan bantuan program ANSYS FLUENT karena kemudahannya untuk membuat plot variasi kecepatan aksial sepanjang *vortex core* dan plot distribusi koefisien tekanan. Model Chengdu J-10 *like stall* pada sudut serang 45^0 dengan nilai C_L maksimal 1,16 sedangkan untuk model Sukhoi Su-30 *like* terjadi pada sudut serang 40^0 dengan C_L maksimal 1,58. Kurva C_L terhadap sudut serang model Sukhoi Su-30 *like* lebih landai dari model Chengdu J-10 *like*. Peningkatan kecepatan aksial maksimal pada *vortex core* canard untuk model Chengdu J-10 *like* terjadi pada sudut 25^0 dengan nilai 1,32 kali kecepatan *free stream* sedangkan untuk model Sukhoi Su-30 *like* terjadi pada sudut 20^0 dengan nilai 1,59 kali kecepatan *free stream*. Koefisien tekanan pada *Suction peak* maksimum untuk model Chengdu J-10 *like* terjadi pada sudut 25^0 yaitu sebesar -2,485 pada lokasi 30% *chord* dan -4,137 pada lokasi 60% *chord*. Sedangkan untuk model Sukhoi Su-30 *like* terjadi pada sudut 25^0 yaitu sebesar -5,260 pada lokasi 30% *chord* dan -2,279 pada lokasi 60% *chord*.

Kata kunci: Sayap delta , *vortex*, CFD

ABSTRACT

Dominant flow phenomena occurs in delta wing configuration is vortex core which create suction that induces extra lift. This lift generation mechanism generate different C_L to angle of attack curve characteristics than the conventional wing planform. This study of delta wing-canard configuration consist of Chengdu J-10 and Sukhoi Su-30 aircraft model as a subject is numerically examined with ANSYS FLUENT program because it's ease of generating axial velocity along vortex core plot and pressure coefficient plot. Chengdu J-10 like stall at 45^0 angle of attack with maximum C_L 1,16 whereas Sukhoi Su-30 like stall at 40^0 angle of attack with maximum C_L 1,58. C_L to angle of attack curve of Sukhoi Su-30 like are slope slightly than Chengdu J-10 like. Maximum axial velocity gain at canard vortex core for Chengdu J-10 like occur at 25^0 angle of attack with value 1,32 times free stream velocity whereas for Sukhoi Su-30 like occur at 20^0 angle of attack with value 1,59 times free stream velocity. Maximum pressure coefficient at suction peak for Chengdu J-10 like occur at 25^0 with value -2,485 at 30% chord and -4,137 at 60% chord whereas for Sukhoi Su-30 like occur at 25^0 with value -5,260 at 30% and -2,279 at 60%.

Keyword: Delta wing , vortex, CFD