

## PERUBAHAN DISTRIBUSI TEKANAN AEROFOIL AKIBAT PENGARUH VARIASI *SUDUT SERANG*

Syamsul Hadi<sup>1</sup>

**Abstract** : This study aims to measurements pressure distributions caused to angle of attack variations. NACA 0012 airfoils were tested in low speed wind tunnel at  $10^{\circ}$ - $16^{\circ}$  angle of attack and Reynolds number variations. The result of the research showed pressure distributions characteristics. Stall happened at  $12^{\circ}$ - $16^{\circ}$  angle of attack.

**Key words**: dihedral angle, airfoil, low speed wind-tunnel

### PENDAHULUAN

Sayap yang merupakan bagian vital dari pesawat secara keseluruhan merupakan bagian yang tidak stabil. Ini terjadi karena tekanan sepanjang sayap tidak merata dan akan berubah seiring dengan perubahan sudut serangnya. Kondisi ini mengakibatkan sayap untuk cenderung berputar. Pada kondisi yang lain titik gaya berat pesawat dan titik gaya angkat dari sayap seiring tidak seimbang, seperti saat manufer, letak pembebanan, dan gangguan dari luar. Kondisi ini distabilkan dengan menggunakan ekor yang bentuknya umumnya juga airfoil.

Umumnya ekor terletak di belakang dan terdiri dari dua bagian yaitu yang horizontal dinamakan *elevator* dan bagian tegak disebut *rudder*. Model ekor yang lain merupakan modifikasi perletakan ekor horisontal yang diletakkan di depan sayap di sebut *canard*. Ekor bentuk T menempatkan ekor horisontal pada ujung atas ekor vertikal sehingga baik ekor horisontal dan vertikal masih berfungsi seperti ekor biasa. Yang paling menarik adalah ekor bentuk V. Pada ekor ini dua fungsi ekor, yaitu horisontal dan vertikal, dijadikan satu bagian membentuk sudut tertentu, yang disebut sudut *dihedral*. Karena dijadikan satu, maka ada dua bagian airfoil yang perlu mendapat perhatian yaitu bagian *wingroot* dan *wingtip*. Pada bagian *wingroot* ada aliran udara yang saling berinteraksi karena letaknya yang berdekatan. Sedangkan pada *wingtip* ada *vortex* yang dihasilkan dan pada jarak tertentu juga merupakan aliran udara yang saling berinteraksi.

Penelitian tentang aerodinamika pada angka Reynolds rendah menyita perhatian lagi akhir-akhir ini karena adanya kebutuhan akan Micro Air Vehicles (MAV's), yang berguna pada misi pengamatan, deteksi pencemaran secara kimiawi atau biologis, penempatan sensor akustik pada gedung dan lainnya. Jenis pesawat ini merupakan pesawat paling kecil yang mempunyai dimensi kurang dari 25 cm, bekerja pada kecepatan 10 m/s, dan low aspect ratio ( Sathayee, 2004).

---

<sup>1</sup> Staff Pengajar Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik UNS

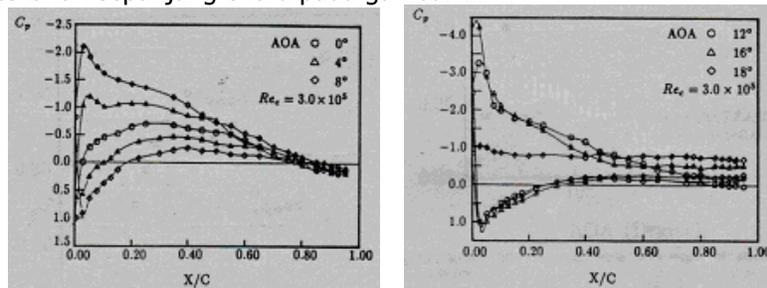
Sejumlah besar pesawat biasanya terbang pada angka Reynolds 10.000-1.000.000, berdasar pada *chord* aerodinamika rata-rata. Menurut teori lapis batas, medan aliran pada daerah angka Reynolds ini berada pada daerah transisi antara laminar dan turbulen. Medan aliran pada daerah angka Reynolds rendah bisa menimbulkan terjadinya separasi, struktur gelembung separasi dan penggabungan kembali turbulen.

Penelitian ini bermaksud untuk mengkaji distribusi tekanan akibat perubahan sudut serang airfoil dan kecepatan udara alir.

### TINJAUAN PUSTAKA

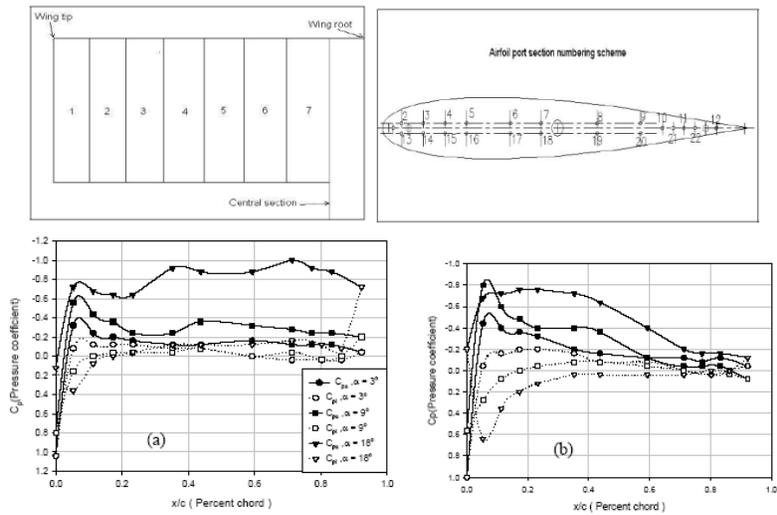
Penelitian airfoil pada angka Reynolds rendah banyak dilakukan. Burns (1981) seperti dikutip Mueller (1999) melakukan visualisasi profil airfoil Eppler 61 dan Pfenninger 048 pada angka Reynolds antara 12.000 sampai 63.000. Hasilnya terlihat adanya pertumbuhan gelembung serta grafik rasio lift dan drag maksimal kedua airfoil tersebut.

Penelitian yang lain dilakukan oleh Hsiao (1989) seperti dikutip Danardono (2004). Dengan menggunakan teknik visualisasi *smoke wire* pada airfoil NACA 63<sub>3</sub>-018 dan angka Reynolds berkisar antara 30.000 – 774.000 didapatkan hasil yang memperlihatkan terjadinya gelembung separasi. Gelembung separasi terjadi pada pada sudut serang 0° mulai pada 50% panjang *chord*. Pada sudut serang yang lebih besar gelembung akan bergerak ke arah *leading edge* dan terlihat semakin mengecil. Dan pada sudut serang 9° tidak terlihat lagi gelembung terjadi. Juga didapatkan grafik distribusi tekanan sepanjang *chord* pada gambar 1.

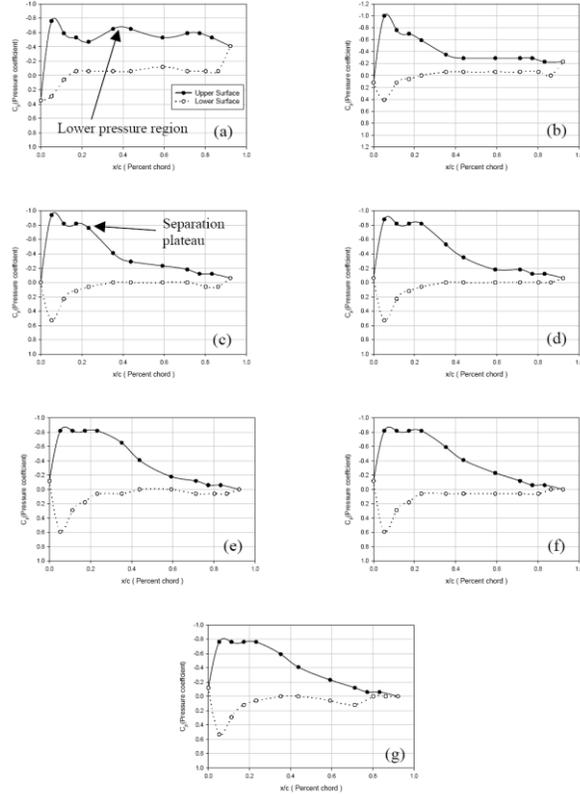


Gambar 1. Grafik distribusi tekanan sepanjang *chord* airfoil NACA 63<sub>3</sub>-018 (Hsiao, 1989)

Sathaye (2004) melakukan pengukuran distribusi tekanan sepanjang *chord* menggunakan airfoil tipe NACA 0012 pada angka Reynolds 2,5 x 10<sup>4</sup> sampai 8,5 x 10<sup>4</sup>. Gambar 2 menunjukkan sayap dibagi menjadi tujuh (7) lajur titik pengamatan sepanjang span dengan variasi sudut serang antara 0°-18°. Dari gambar 2.6. grafik distribusi tekanan, didapatkan daerah tekanan rendah, yang berbentuk grafik harga *Cp* yang turun secara tiba-tiba. Bagian terseparasi terjadi pada semua variasi pada daerah 0,15 - 0,2 x/c. Juga terlihat efek gelembung separasi laminar pada daerah luar aliran yang mengakibatkan kenaikan kecepatan aliran. Sathaye juga memperlihatkan pengaruh kecepatan udara terhadap distribusi tekanan *Cp* pada berbagai sudut serang pada gambar 3.



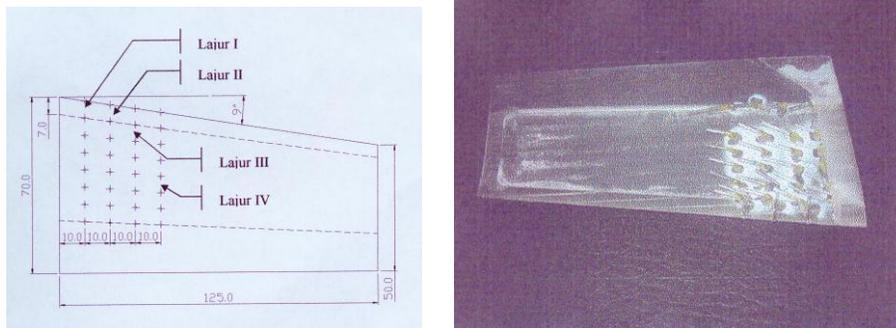
Gambar 2. Pembagian daerah sepanjang *span*, letak *pressure measurement* di sepanjang *chord* dan pengaruh variasi  $\alpha$  terhadap distribusi tekanan  $C_p$  pada  $Re = 43615$  airfoil NACA 0012 di (a) pos 1 dan (b) pos 4 (Sathaye, 2004)



Gambar 3. (a) sampai (g) adalah grafik distribusi tekanan  $C_p$  airfoil NACA 0012 sepanjang *chord* pada  $Re = 35966$  dan  $\alpha 15^\circ$  pada (a) pos 1, (b) pos 2, (c) pos 3, (d) pos 4, (e) pos 5, (f) pos 6, dan (g) pos 7. (Sathaye, 2004)

Fairbanks (1927) meneliti distribusi tekanan pada sayap *biplane* pesawat PW-9. menggunakan airfoil Gottingen 436, sayap atas 20" semispan dan bawah 14,05" semispan , sedang jarak antar *chord* 5,36" diuji dalam terowongan angin dengan variasi sudut serang  $-6^{\circ}$  sampai  $24^{\circ}$ . Dengan membandingkan antara distribusi tekanan pada sayap tunggal dan *biplane* didapat hasil bahwa efek gangguan *biplane* terjadi hanya terbatas pada bagian bawah sayap atas dan bagian atas sayap bawah. Efek tersebut digambarkan dalam grafik pada berbagai sudut serang. Juga didapat grafik nilai koefisien gaya normal sepanjang span dengan dan tanpa adanya interferensi serta grafik perubahan grafik gaya normal pada berbagai sudut serang.

## METODE PENELITIAN



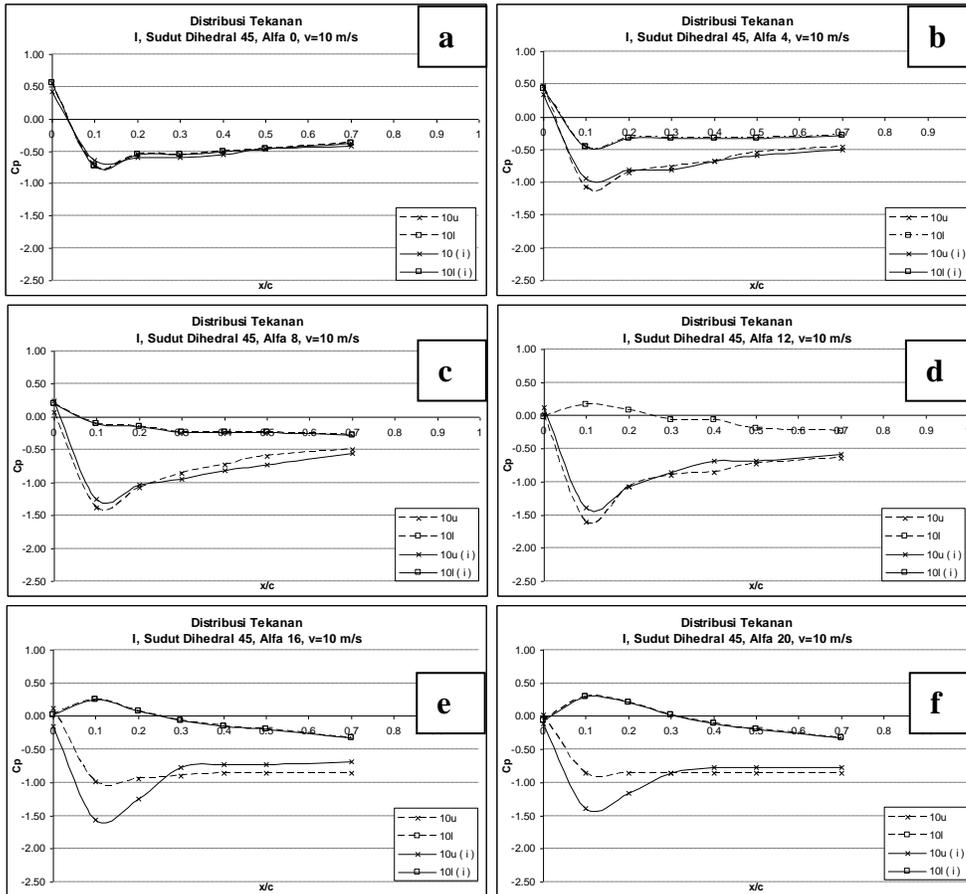
Gambar 4. Letak lubang pengukuran dan spesimen dengan penempatan lubang pengukuran

Spesimen yang digunakan adalah : Tipe *aerofoil* NACA 0012 dari bahan *Acrylic* di CNC berlapis stiker, panjang *rootchord* 70 mm, panjang *tipchord* 50 mm, sudut *swept*  $9^{\circ}$ , panjang *semispan* 125 mm. Lubang pengamatan pengukuran tekanan yang dipakai adalah sebanyak dua puluh delapan (28) buah, yang terbagi dalam empat (4) lajur dengan jumlah lubang tiap lajur ada tujuh (7) buah, diameter tiap lubang  $\pm 0,4$  mm dan jarak antar lubang 10% *chord*. Bentuk *aerofoil* dan tata letak lubang pengukuran lebih jelas seperti gambar berikut.

Alat yang dipergunakan dalam penelitian ini adalah: Low Speed Wind Tunnel, Manometer, Thermometer dan Hygrometer.

Pengujian distribusi tekanan dilakukan melalui beberapa tahap pengujian. Dengan menggunakan spesimen yang sama, mula-mula pada sudut serang  $0^{\circ}$  diukur tekanan yang terjadi pada kecepatan udara 8, 10, 12, 14, dan 16 m/s. Dilanjutkan pada sudut serang  $4^{\circ}$ ,  $8^{\circ}$ ,  $12^{\circ}$ ,  $16^{\circ}$ , dan terakhir  $20^{\circ}$  percobaan tersebut diulang. Dengan cara ini akan didapatkan grafik distribusi tekanan terhadap kecepatan udara alir dan sudut serang airfoil.

## HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN



Gambar 5 a-f. Grafik Distribusi tekanan pada sudut dihedral  $45^\circ$  dan kecepatan udara 10 m/s pada sudut serang  $0^\circ - 20^\circ$ .

Data hasil penelitian data utama yaitu tekanan dinamik, serta data pendukung yaitu tekanan, suhu, dan kelembaban lingkungan. Jumlah sample tiap titik pengukuran adalah 3 buah. Hasil penelitian ditampilkan dalam bentuk gambar distribusi tekanan.

Gambar 5 (a-f) menunjukkan koefisien tekanan untuk permukaan atas (*upper/l*) dan bawah (*lower/l*) airfoil. Koefisien tekanan diplot pada presentase *chord* ( $x/c$ ) saat kecepatan udara 10 m/s, dan sudut serang bervariasi mulai  $0^\circ$  sampai  $18^\circ$ . Pada bagian atas permukaan aerofoil terlihat tipe distribusi tekanan. Pada bagian dekat *leading edge* terlihat adanya daerah tekanan rendah yang ditunjukkan dengan adanya penurunan grafik secara tajam ke arah nilai minus. Daerah tekanan rendah ini terjadi pada  $0 - 0,1 x/c$ . Tetapi pada sudut serang  $8^\circ$  mulai terjadi kenaikan titik puncak daerah tekanan rendah ini. Hasil ini juga terjadi pada percobaan yang dilakukan Sathaye (2004).

Pada daerah  $0,1 - 0,4 x/c$  terjadi kenaikan grafik ke arah nilai positif. Ini menunjukkan terjadinya kenaikan tekanan yang berarti kecepatan udara menurun.

Sedang pada bagian aerofoil yang mengalami separasi ditunjukkan dengan grafik yang konstan pada sudut serang  $16^{\circ}$ .

## KESIMPULAN

Dari hasil penelitian dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

1. Daerah tekanan tinggi terjadi pada 0-0,1 x/c baik pada aerofoil yang mengalami interferensi maupun tidak. Kemudian pada daerah 0,1 – 0,4 x/c tekanan mengalami kenaikan yang berarti penurunan kecepatan udara. Kenaikan tekanan secara lebih tajam terjadi pada aerofoil yang mengalami interferensi.
2. Interferensi yang terjadi pada *wingroot* memperkecil luasan area garis grafik distribusi tekanan permukaan bawah dan atas aerofoil. Kondisi ini menyatakan turunnya lift yang dihasilkan dan terbukti pada grafik *lift* dan *drag* yang terjadi. Fenomena ini terjadi pada sudut serang  $12^{\circ}$ - $16^{\circ}$ .
3. *Stall* pada *aerofoil* terjadi karena separasi pada permukaan *aerofoil* pada sudut serang  $12^{\circ}$ - $16^{\circ}$  dan tergambar pada grafik distribusi tekanan sebagai garis  $C_p$  konstan
4. Semakin besar sudut *dihedral* semakin besar interferensi yang terjadi pada *wingroot* sehingga *lift* yang dihasilkan semakin kecil.
5. Pengaruh interferensi ujung sayap karena pengaruh timbulnya *wingtip vortex* pada *lift* dan *drag* tidak signifikan karena pada hasil visualisasi tidak terlihat adanya interferensi.

## DAFTAR PUSTAKA

- Sathaye, S.S., 2004, *Lift Distributions on Low Aspect Ratio Wings at Low Reynolds Numbers*, Worcester Polytechnic Institute.
- Jacobs, J.D., 1998, *On the Fluid Dynamics of Adaptive Airfoils*, ASME Proceedings.
- Mukherjee, R., Gopalarathnam, A., and Kim, S.W., 2003, *An Iterative Decambering Approach for Post-Stall Prediction of Wing Characteristics Using Known Section Data*, AIAA Paper.
- Anderson, J.D., 1985, *Fundamentals of Aerodynamics*, International Edition, McGraw-Hill, Inc.
- Lee, G.B., Tai, C.T., Jiang, F., Grosica, C., Liu, C., and Ho, C.M., *Leading Edge Vortices Control on a Delta Wing by Micromachined Sensors and Actuators*, AIAA Journal.
- Kuo, C.H., Lu, Y.N., and Lin, D.C., 1997, *Evolution of Vortical Structure over Delta Wing with Transient Along-Core Blowing*, AIAA Journal, Vol. 35, No.4, pp. 617-624.
- Schlichting, H. and Kestin, J. 1979. *Boundary-Layer Theory*. 7<sup>th</sup> edition, McGraw-Hill, New York.
- Schlichting, H., Truckenbrodt, E., and Ramm, H.J., 1979, *Aerodynamics of the Airplane*, McGraw-Hill, New York.
- Chang, P.K., 1976, *Control of Flow Separation*, McGraw-Hill, New York.
- Gerhart, P.M., and Gross, R.J., 1985, *Fundamentals of Fluids Mechanics*, Addison-Wesley, Massachusetts.
- Rae, W.H.Jr., and Pope, A., 1984, *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, New York.
- Cengel, Y.A. and Boles, M.A., 1994, *Thermodynamics An Engineering Approach*, 2<sup>nd</sup> edition, McGraw-Hill, Inc.