

# PENGARUH SEPARASI ALIRAN TERHADAP KINERJA AERODINAMIKA AIRFOIL NACA 0012

D Danardono DPT<sup>1</sup>

**Abstract :** The aerodynamics performance and flow patterns of a model with a NACA 0012 airfoil section were studied experimentally in a sub sonic open wind tunnel. The pressure distributions were measured at various angles of attack and at the Reynolds number  $4,98.10^4$  based on the wing chord. Smoke generator was used for performing flow visualization. Data indicated that a laminar separation bubble was formed at  $10^\circ$  angle of attack and it reduced the value of  $c_l/c_d$  of the airfoil. Meanwhile the best aerodynamics performance was reached at  $7^\circ$  angle of attack.

**Keywords :** airfoil, flow separation, aerodynamics performance

## PENDAHULUAN

Hubungan antara angka Reynolds dengan kondisi lapis batas menjelaskan mengapa, pada aliran melalui aerofoil, lapis batas biasanya pada awalnya laminar tetapi menjadi turbulen pada bagian belakang. Angka Reynolds lokal pada titik berjarak  $x$  di belakang leading edge, dinyatakan dengan  $R_x = \rho V x / \mu$ . Sehingga didekat hidung aerofoil  $R_x$  relatif kecil, yang menyebabkan aliran laminar. Lebih jauh kebelakang  $x$  membesar sampai  $R_x$  demikian besar sehingga aliran menjadi turbulen (Clancy, 1975).

Separasi lapis batas terjadi di daerah dengan gradien tekanan negatif (adverse pressure gradien) yang menimbulkan aliran balik. Separasi ini hanya bisa dihindari pada daerah peningkatan tekanan sewaktu aliran dalam lapis batas adalah turbulen (Schlichting, 1979).

Penelitian terhadap sifat-sifat airfoil pada angka Reynolds rendah dilakukan oleh Gad-el-Hak (1990) dengan mengamati karakteristik bermacam-macam airfoil. Sifat *stall* airfoil diperoleh dengan mengamati airfoil NACA 63<sub>3</sub>-018, NACA 63-009 dan NACA 64A006 pada angka Reynolds  $5,8 \times 10^5$ . Hasilnya menunjukkan bahwa untuk NACA 63<sub>3</sub>-018 *stall* yang terjadi adalah *stall* tipe *trailing edge* yang ditunjukkan dengan pergerakan secara bertahap titik separasi lapis batas turbulen ke depan dari trailing edge dengan bertambahnya sudut serang, sehingga pengurangan *lift* terjadi secara gradual. NACA 63-009 mengalami *stall leading edge* mendadak, sedangkan NACA 64A006 mengalami *stall* airfoil tipis yang menyebabkan pengurangan *lift* terjadi secara lebih bertahap. Selain itu juga dapat diketahui bahwa bila rasio tebal terhadap *chord* bertambah maka  $C_L$  maksimum dan sudut *stall* airfoil akan meningkat.

Penelitian lain mengenai airfoil juga dilakukan oleh Hsiao dan kawan-kawan (1989), yang melakukan eksperimen sifat-sifat aerodinamis dan karakteristik struktur aliran pada airfoil NACA 63<sub>3</sub>-018 dalam daerah angka Reynolds transisi antara 300.000 – 774.000. Hasil visualisasi aliran diperoleh dengan menggunakan teknik *smoke wire*, yang menyatakan bahwa gelembung separasi nampak cukup jelas pada angka Reynolds 55000. Hasil visualisasinya menunjukkan gelembung separasi terjadi pada sudut serang  $0^\circ$  mulai pada sekitar 50% panjang *chord*. Kemudian pada sudut serang lebih besar, gelembung bergerak ke arah leading edge dan panjangnya berkurang. Pada sudut serang  $9^\circ$ , gelembung separasi hampir tidak nampak.

## METODOLOGI

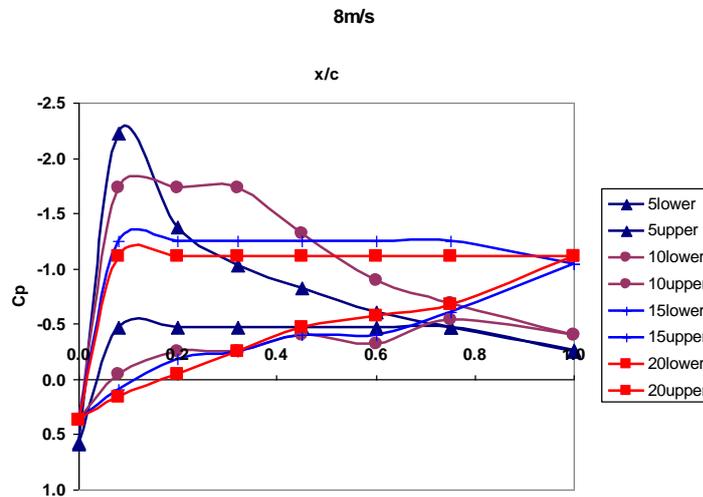
---

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

Percobaan ini dilakukan dengan menggunakan airfoil 2 dimensi, dengan panjang chord 100 mm, dan lebar spesimen 260 mm. Pada permukaan spesimen sepanjang chord dibuat 8 buah lubang dengan diameter 0,8 mm. Lubang-lubang ini dihubungkan dengan manometer untuk pengukuran tekanan. Pengukuran dilakukan pada sudut serang  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $20^\circ$ , dan pada kecepatan udara 8 m/det atau pada angka Reynolds berdasar pada chord:  $4,98 \cdot 10^4$ . Peralatan yang digunakan pada penelitian ini adalah Sub sonic open wind tunnel, smoke generator untuk visualisasi pola aliran, kamera digital untuk merekam pola aliran.

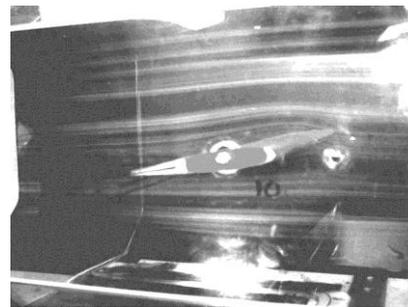
### HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil penelitian distribusi tekanan pada airfoil 2 dimensional disajikan pada Gambar 1. Pada sudut serang  $10^\circ$  terbentuk gelembung separasi pada permukaan atas airfoil. Gelembung tersebut terbentuk pada jarak  $x/c$  antara 0,10 dan 0,30. Pada sudut serang  $20^\circ$  aliran terseparasi pada seluruh permukaan airfoil, sehingga terjadi *stall* pada airfoil. Hal ini ditunjukkan oleh adanya nilai koefisien tekanan ( $c_p$ ) yang besarnya konstan, sehingga pada grafik terbentuk dataran atau berupa garis lurus sampai pada *trailing edge*.

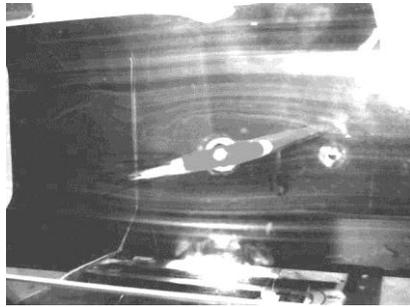


**Gambar 1.** Distribusi tekanan pada  $Re\ 4,98 \cdot 10^4$ . Pada sudut serang  $10^\circ$  terjadi gelembung separasi aliran. *Stall* terjadi pada sudut serang  $20^\circ$ .

Pola aliran yang terseparasi dari permukaan airfoil dapat juga dilihat pada gambar hasil visualisasi, seperti pada Gambar 2 sampai dengan 5. Visualisasi dilakukan pada angka Reynolds konstan =  $4,98 \cdot 10^4$ . Dari hasil visualisasi pada Gambar 5 terlihat jelas bahwa aliran udara terseparasi dari seluruh permukaan airfoil pada sudut serang  $20^\circ$ . Sedangkan pada sudut serang  $15^\circ$ , Gambar 4, aliran hampir semuanya terseparasi dari permukaan. Sehingga dengan memperbesar sudut serang sedikit saja, aliran akan terseparasi dari seluruh permukaan. Atau dengan kata lain pada airfoil akan terjadi *stall* pada sudut serang sedikit di atas  $15^\circ$ .

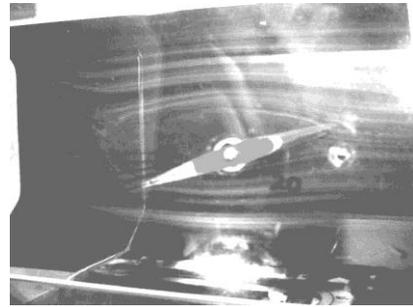


Gambar 2. Sudut serang  $5^\circ$ , tidak terbentuk gelembung separasi



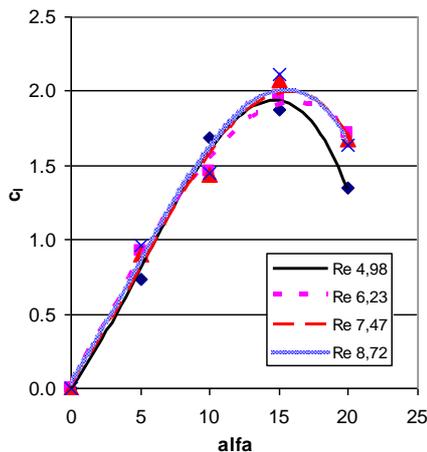
Gambar 4. Sudut serang  $15^\circ$ , terbentuk gelembung separasi pada hampir seluruh permukaan atas airfoil, hampir terjadi *stall*.

Gambar 3. Sudut serang  $10^\circ$ , terbentuk gelembung separasi di dekat *leading edge*.

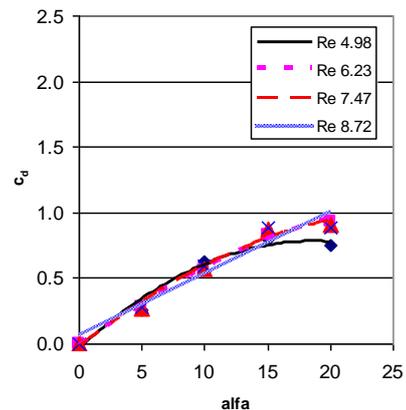


Gambar 5. Sudut serang  $20^\circ$ , aliran terseparasi seluruhnya dari permukaan atas airfoil, terjadi *stall*.

Grafik yang menyatakan hubungan antara koefisien gaya angkat dan koefisien gaya hambat terhadap sudut serang ditampilkan pada Gambar 6a dan 6b. Dari grafik pada Gambar 6a terlihat bahwa airfoil mempunyai harga  $c_l$  maksimum pada sudut serang  $15^\circ$ . Pada kecepatan aliran udara di atas 10 m/det atau pada angka Reynolds di atas  $6,23 \cdot 10^4$ , karakteristik airfoil relatif sama.



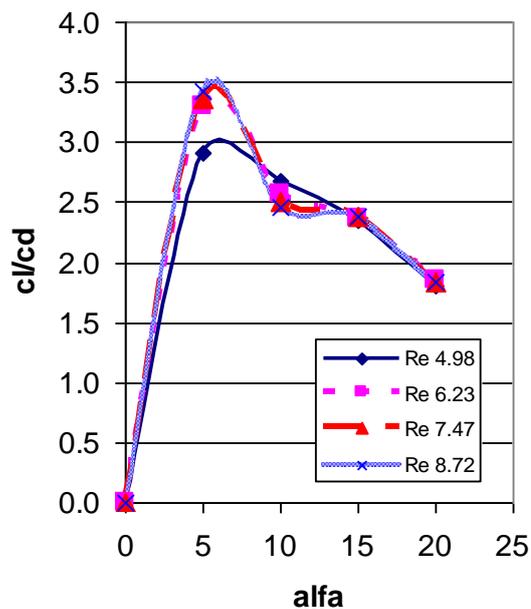
Gambar 6a. Grafik  $c_l$  vs  $\alpha$



Gambar 6b. Grafik  $c_d$  vs  $\alpha$

Gambar 6. Grafik hubungan antara  $c_l$  vs  $\alpha$  dan  $c_d$  vs  $\alpha$  untuk berbagai harga  $Re$  ( $\times 10^4$ ).

Apabila dilihat hubungan antara perbandingan  $c_l/c_d$  terhadap sudut serang, maka akan diperoleh grafik seperti pada Gambar 7. Dari grafik dapat dilihat bahwa untuk angka Reynolds  $6,23 \cdot 10^4$ ,  $7,47 \cdot 10^4$  dan  $8,72 \cdot 10^4$  mempunyai karakteristik yang sama dan relatif lebih baik dibanding pada angka Reynolds  $4,98 \cdot 10^4$ . Dari grafik tersebut bisa disimpulkan bahwa airfoil akan mempunyai efisiensi paling tinggi apabila bekerja pada sudut serang sekitar  $6^\circ$ , yaitu pada  $c_l/c_d$  maksimum. Selain itu dapat disimpulkan bahwa pada variasi angka Reynolds  $6,23 \cdot 10^4$ ,  $7,47 \cdot 10^4$  dan  $8,72 \cdot 10^4$ , tidak akan terlalu berpengaruh terhadap kinerja airfoil.



**Gambar 7.** Grafik  $c_l/c_d$  vs  $\alpha$  untuk berbagai harga Re ( $\times 10^4$ ).

### KESIMPULAN

Airfoil jenis simetri NACA 0012 ini akan mempunyai kinerja maksimum apabila dioperasikan pada sudut serang sekitar  $6^\circ$  dan kecepatan antara  $Re\ 6,23 \cdot 10^4$  sampai  $8,72 \cdot 10^4$ . Pada sudut serang  $10^\circ$  terbentuk gelembung separasi laminar pada permukaan atas airfoil. Terbentuknya gelembung separasi ini menyebabkan meningkatnya drag pada airfoil sehingga menurunkan nilai  $c_l/c_d$  atau dengan kata lain menyebabkan kinerja airfoil memburuk.

### DAFTAR PUSTAKA

- Clancy, L.J., 1975, *Aerodynamics*, Pitman Publishing Limited, London.
- Gad-el-Hak, M., *Control of Low-Speed Airfoil Aerodynamics*, AIAA Journal, Vol. 28, No. 9, 1990, pp, 1537-1552.
- Hsiao, F.B., Liu, C.F., and Tang, Z., *Aerodynamic Performance and Flow Structure Studies of a Low Reynolds Number Airfoil*, AIAA Journal, Vol. 27, No.2, 1989, pp. 129-137.
- 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.