Penerapan Teori Klasik Airfoil Tipis Ber-*camber* pada Profil NACA 64-206

Juli Santoso

Account Manager Komatsu Mining Corp. Grup

🖂 juli.santoso@mining.komatsu

Teori potential yang mengenalkan potential function menganggap airfoil NACA 64-206 yang ber-camber dengan panjang tak berhingga (infinite wing) dapat didekati dengan superposisi aliran uniform dengan singularity vortex sheet yang diletakkan pada chord line dan menganggap camber line sebagai streamline. Teori ini dikenal dengan teori klasik airfoil tipis ber-camber. Percobaan pengukuran lift untuk mendapatkan koefisien lift (CL) dan percobaan pengukuran distribusi tekanan di sepanjang permukaan profil airfoil untuk mendapatkan koefisien pressure (Cp) dilakukan di laboratorium dengan menggunakan wind tunnel. Hasil eksperimen menunjukkan koefisien lift (CL) semakin menyimpang dari prediksi teoritis dengan semakin naiknya sudut serang (α). Koefisien pressure (CP) mempunyai kecenderungan yang sama dengan eksperimen dengan semakin naiknya sudut serang (α).

Kata Kunci: *airfoil*, *NACA*, *infinite wing*, aliran uniform, koefisien *lift*, sudut serang, koefisien *pressure*.

Diajukan: 13 Juli 2019 Direvisi: 20 Juli 2019 Diterima: 21 Juli 2019 Dipublikasikan online:22 Juli 2019

Pendahuluan

Tujuan utama dari aerodinamika adalah untuk menentukan *lift* dan *drag*. *Lift* dapat dianalisa cukup dengan Teori Potential sedangkan *drag* timbul karena *viscous* (Anderson, 2007). Pada prinsipnya, *lift* timbul oleh *streamline* yang tidak simetris sehingga mengakibatkan ketidakseimbangan distribusi tekanan yang bekerja antara permukaan atas dan bawah dari bodi aerodinamis. Ada tiga cara untuk membuat *streamline* yang tidak simetris yaitu: (1) dengan memberi sudut serang pada body yang simetris, (2) membuat body tidak simetris dan (3) memutar body yang simetris seperti silinder (Anderson, 2007).

Dari teori potential yang memperkenalkan potential function dan singularities, dapat diturunkan teori klasik airfoil tipis yang dapat memprediksi koefisien lift dan distribusi tekanan baik untuk body simetris mapun tidak simetris. Profil NACA 64-206 yang merupakan airfoil ber-camber dengan ketebalan 6 persen dari panjang chord dipilih agar bisa didekati oleh teori klasik airfoil tipis ber-camber dengan superposisi antara aliran uniform dengan distribusi vortex sheet pada chord line dengan menganggap camberline sebagai streamline (Anderson, 2007). Salah satu metode yang dapat digunakan untuk mempelajari perilaku airfoil adalah dengan windtunnel (Kulunk, 2011)

Ada dua problem dalam aerodinamika, yaitu problem design dan problem menghitung ulang. Kebenaran dan keakuratan teori klasik airfoil tipis khususnya ber-*camber* perlu diuji dengan problem menghitung ulang, yaitu melakukan eksperimen pada profil NACA 64-206 (Abbot dan von Doenhoff, 1958).

Metode

Percobaan pengukuran *Lift* untuk mendapatkan Koefisien *Lift* (CL) dan percobaan pengukuran distribusi tekanan di sepanjang permukaan profil airfoil untuk mendapatkan koefisien *Pressure* (Cp) dilakukan di laboratorium dengan menggunakan *wind tunnel* (Rae dan Pope, 1984; Parker, 1987; NRCC, 2002; NASA, 2003).

Analisa tanpa dimensi adalah cara untuk menganalisa parameter-parameter yang berhubungan dengan eksperimen. Dengan menggunakan cara ini akan dapat ditentukan persamaan korelasi tanpa dimensi yang berpengaruh dalam percobaan sehingga percobaan yang dilakukan tidak terlalu banyak dan memakan waktu. Cara ini adalah dengan Theorema Buckingham Pi (Anderson, 2007).

Hasil dan Diskusi

Membandingkan koefisien Lift teoritis dan eksperimen

Gambar 1 memperlihatkan data eksperimen koefisien *lift* CL sebelum diberi factor koreksi, mempunyai slope yang lebih rendah bila dibandingkan dengan slope CL teoritis. Hal ini disebabkan karena pada eksperimen, model airfoil merupakan finite wing sehingga timbul efek ujung atau tip *vortices*. Tip *vortices* ini timbul akibat perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah wing.

Tip vortices ini menyebabkan timbulnya downwash velocity yang bila dijumlahkan dengan freestream flow akan mengurangi sudut serang efektif yang bekerja pada airfoil sehingga koefisien *lift* CL-nya turun (Anderson, 2007).

Cara mensitasi artikel ini:

Santoso, J (2019) Penerapan Teori Klasik Airfoil Tipis Ber-camber pada Profil NACA 64-206. *Buletin Profesi Insinyur* 2(1) 020-024



— Eksperiment dengan Faktor Koreksi (aspek Rasio Infinit)

Gambar 1 Grafik CL fungsi sudut serang untuk hasil eksperimen dan teoritis pada profil NACA 64-206

Membandingkan CP teoritis dengan eksperimen

Gambar 2, 3, 4, 5 dan 6 menunjukkan grafik hasil perhitungan teoritis dan eksperimen Cp fungsi x pada kecepatan V_∞ = 14 m/s dan sudut serang α = 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12.

Gambar 2 dan 3 memperlihatkan Koefisien pressure Cp teoritis upper dan lower side untuk $\alpha = 0$ sampai $\alpha = 1$ belum menunjukkan kecenderungan yang sama dengan eksperimen. Gambar 4 dan 5 memperlihatkan pada $\alpha = 2$ sampai $\alpha = 11$ Cp upper dan lower teoritis mempunyai kecenderungan yang sama dengan eksperimen walaupun terjadi peyimpangan yang signifikan. Pada $\alpha = 0$ teoritis menunjukkan adanya *lift* dengan adanya perbedaan Cp upper dan lower. Hasil yang sama juga ditunjukkan eksperimen walaupun perbedaan Cp upper dan lower lebih kecil.

Cp upper side baik teoritis maupun eksperimen semakin menurun dengan semakin besarnya sudut serang α . Hal ini disebabkan karena akselerasi kecepatan fluida yang melalui leading edge yang diakibatkan oleh bergesernya titik stagnasi kearah *downstream* lower side.



Gambar 2. Grafik CP fungsi x pada sudut serang 0, v= 14 m/s



Teroritis menunjukkan minimum *pressure* pada saat $\alpha = 0$ terjadi pada 40% chord, sedangkan eksperimen menunjukkan lebih kecil. Baik teoritis maupun eksperimen menunjukkan bahwa titik minimum *pressure* bergerak mendekati leading edge dengan semakin besarnya sudut serang α .

Pada titik x = 6, 7 persen chord upper side kondisi eksperimen terjadi penurunan tekanan yang signifikan karena terjadi *swirl* pada leading edge (Anderson, 2007). Pada α = 0 sampai dengan α = 9, Cp upper eksperimen pada titik 6, 7 persen chord selalu lebih kecil dari Cp teoritis. Hal ini disebabkan karena titik tersebut masih disekitar daerah terjadinya *swirl* (Anderson, 2007).

Untuk Cp upper eksperimen pada α = 10, 11, 12 daerah terjadinya *swirl* lebih bergerak ke upper stream mendekati leading edge karena titik stagnasi begeser ke arah *downstream* lower side. Hasil teoritis menunjukkan Cp di trailing edge baik upper dan lower bertemu di satu titik dengan nilai kurang dari 1, sesuai dengan kondisi Kutta di trailing edge maka NACA 64-206 termasuk tipe cusp karena kecepatan udaran di trailing edge finite (Anderson, 2007).

Pada α = 12 Cp upper side konstan antara titik 14 persen chord sampai 37 persen chord. Head dan Patel menjelaskan bahwa Cp konstan menunjukkan terjadi separasi yang dikenal dengan Turbulent Separation Bubble. Setelah 37 persen chord Cp upper side eksperimen mengikuti kecenderungan teoritis lagi. Hal ini menunjukkan terjadinya *Turbulent Boundary Layer Re-attachment* atau Turbulent Boundary Layer Entrainment akibat adanya tambahan momentum dari luar ke dalam turbulent separation (Anderson, 2007).



Gambar 4. Grafik CP fungsi x NACA 62-206 pada sudut serang 2, v= 14 m/s



Gambar 5 Grafik CP fungsi x NACA 62-206 pada sudut serang 11, v= 14 m/s



Gambar 6 Grafik CP fungsi x NACA 62-206 pada sudut serang 12, v=14 m/s

Kesimpulan

- Pada eksperimen terjadi penambahan vektor kecepatan (downwash) pada kecepatan free stream akibat timbulnya tip vortices pada ujung sayap menyebabkan turunnya *lift* karena airfoil seolah-olah mempunyai sudut serang yang lebih kecil dari sesungguhnya.
- 2. Efek viscous menyebabkan penyimpangan koefisien *lift* CL eksperimen terhadap teotitis dengan semakin besarnya sudut serang.
- 3. Pada α = 0 dan α = 1 Cp upper dan lower teoritis belum menunjukkan kecenderungan yang sama dengan eksperimen.
- 4. Pada α = 2 sampai dengan α = 11, antara koefisien pressure CP upper dan lower hasil teoritis dan eksperimen ternyata terjadi penyimpangan yang signifikan

- 5. Pada α = 12 terjadi fenomena *Entrainment* Boundary Layer pada upper side setelah timbul Leading Edge Separation Bubble.
- 6. Pada α = 0 sampai α = 12 terjadi penyimpangan yang signifikan antara Cp upper dan lower teoritis dengan eksperimen. Efek *Finite Wing* dan peletakan *Singularity Vortex Sheet* pada *Chord Line* dengan menganggap *Camber Line* sebagai *Streamline* menyebabkan penyimpangan tersebut, walaupun sudah disuperposisikan juga dengan tear drop agar mendekati problem sebenarnya. Seharusnya singularity *vortex sheet* diletakkan pada camber line untuk airfoil ber-camber dengan ketebalan 6 persen chord. Bila diinginkan hasil yang lebih baik maka *singularity* harus diletakkan pada permukaan airfoil seperti pada metode *panel vortex* (Anderson, 2007).

Ucapan Terimakasih

Penulis mengucapkan terimakasih kepada Bapak Dr.-Ing. Herman Sasongko (Pembimbing) dan Ir. Suwarmin (Kepala Laboratorium Mekanika Fluida ITS) yang telah memberikan bimbingan dan dukungan dalam melakukan penelitian ini.

Referensi

- Abbot, I. H. dan von Doenhoff, A.E. (1958) Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data, Dover Publication, Inc, New York
- Anderson, J. D (2007) Fundamental of Aerodynamics, 5th edition, Mc Graw-Hill International edition.

- Kulunk, E (2011) Aerodynamics of Wind Turbines, Fundamental and Advanced Topics in Wind Power, Dr.Rupp Carriveau (Ed.), ISBN: 978-953-307-508-2.
- NASA (2003) Wind tunnels. Ames Research Center. , available on-line:http://windtunnels.arc.nasa.gov
- National Research Council Canada (NRCC) (2002) Aerodynamics laboratory. available on-line: http://iar-ira.nrc-cnrc.gc.ca
- Parker, S.P (1987) Fluid Mechanics Source Book.. McGraw-Hill. New York
- Rae, W.H. dan Pope. A. (1984) Low-Speed Wind Tunnel Testing. Wiley, New York.