

# Studi Eksperimental Karakteristik Aliran Melalui Silinder Sirkular Dengan Bodi Pengganggu Airfoil NACA 0012, NACA 0018, NACA 0024 Tersusun Tandem

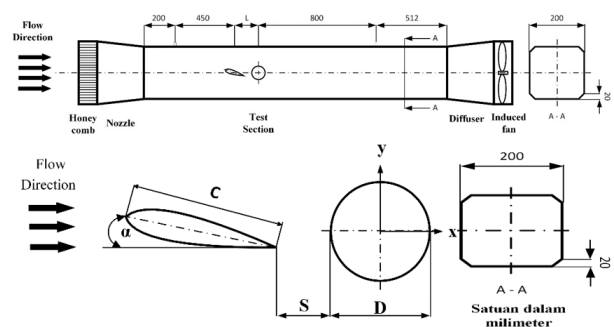
Chella Andini Ertanovia dan Wawan Aries Widodo  
Departemen Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)  
e-mail: wawanaries@me.its.ac.id

**Abstrak**—Penelitian dilakukan dengan eksperimen dengan menggunakan *open circuit wind tunnel*. Benda uji yang digunakan pada penelitian ini adalah sebuah silinder sirkular berdiameter  $D = 36$  mm dengan bilangan *Reynolds*  $Re_a = 2 \times 10^4$  berdasarkan luas penampang *octagonal wind tunnel* yang divariasikan menggunakan bodi pengganggu *symmetrical airfoil* NACA 0012, NACA 0018, NACA 0024 dengan *angle of attack*  $5^\circ$  dan disusun tandem dengan jarak  $s/d = 0,2; 0,6; 1,0; 1,4$ . Penelitian ini menggunakan *pitot static tube* untuk mendapatkan nilai perbedaan tekanan ( $\Delta P$ ) dan *velocity profile* dari silinder sirkular. Dimana nilai tersebut akan dikalkulasi agar mendapatkan nilai *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) dan *coefficient drag pressure* ( $C_D$ ), *coefficient lift pressure* ( $C_L$ ). Hasil dari penelitian ini adalah nilai distribusi  $C_p$  pada silinder dengan bodi pengganggu memiliki karakteristik trend grafik yang tidak simetris karena *angle of attack*  $\alpha = 5^\circ$ . Pada grafik distribusi  $C_p$  menunjukkan adanya penundaan titik separasi pada semua variasi jarak ( $S/D$ ) dan *airfoil* NACA. Penggunaan *airfoil* simetris sebagai bodi pengganggu menunjukkan hasil yang efektif mereduksi gaya *drag* pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 0,2 menggunakan *airfoil* NACA 0024 dengan reduksi sebesar 25,6%. Perubahan nilai  $C_L = (-0,14) - 0,44$ ; dan NACA 0024 memiliki nilai  $C_L = (-0,1) - 0,02$ ; NACA 0018 memiliki nilai  $C_L = (-0,14) - 0,44$ ; dan NACA 0024 memiliki nilai  $C_L = (-0,22) - 0,5$ . grafik *velocity profile* didapatkan hasil defisit momentum paling tinggi berada pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 1,4 dan defisit momentum paling rendah berada pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 0,2. *Airfoil* NACA 0024 menunjukkan hasil yang paling efektif dalam mengurangi defisit momentum pada semua variasi jarak ( $S/D$ ).

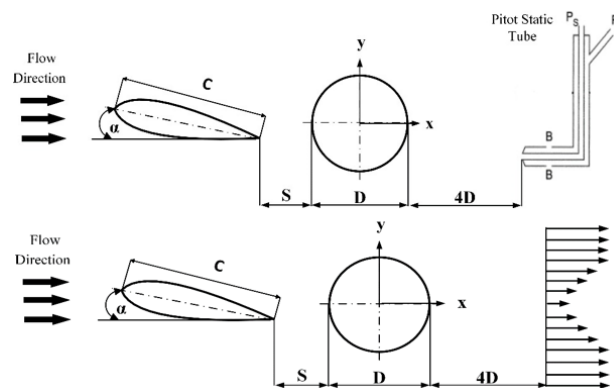
**Kata Kunci**—Silinder Sirkular, *Symmetrical Airfoil* NACA, *Coefficient of Pressure*, *Coefficient Drag Pressure*.

## I. PENDAHULUAN

**M**EKANIKA fluida merupakan suatu disiplin ilmu mekanika terapan yang mengkaji tentang perilaku fluida dalam keadaan statis maupun dinamis. Dalam perkembangannya, ilmu mekanika fluida menjadi sangat luas dan dapat menganalisa fenomenayang terjadi pada aliran secara mekanis. Salah satu fenomena mekanika fluida adalah aliran yang melintasi suatu *bluff body*. Fenomena aliran fluida terus berkembang sejalan denganperkembangan ilmu mekanika fluida setelah ditemukannya konsep *boundary layer*. *Bluff body* merupakan topik yang menjadi perhatian para peneliti setelah ditemukannya konsep *boundary layer*. *Bluff body* juga telah diterapkan pada bidang industri seperti, jembatan, *heat exchanger*, pondasi anjungan lepas pantai, gedung pencakar langit, desain kendaraan, dan lain sebagainya. Salah satu jenis dari *bluff body* adalah silinder



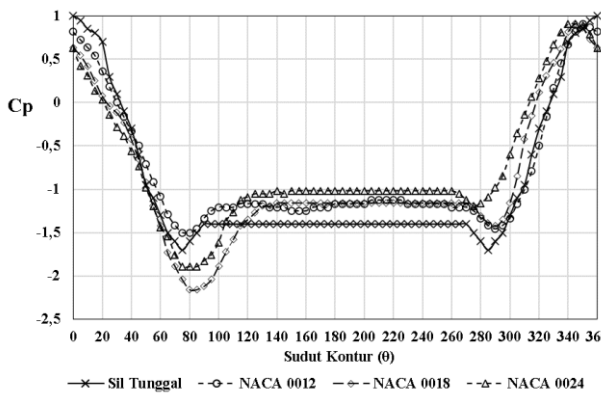
Gambar 1. Skema penelitian eksperimen.



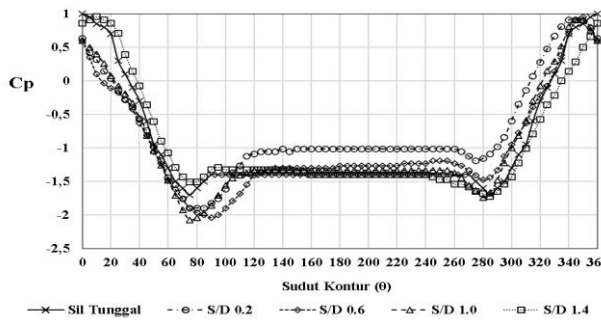
Gambar 2. Skema instalasi *velocity profile*.

sirkular. Karakteristik aliran fluida yang melintasi silinder sirkular cenderung menghasilkan *wake* yang besar [1].

*Wake* yang besar, disebabkan oleh titik separasi yang terjadi lebih awal. *Wake* juga mengakibatkan gaya *drag* (gaya hambat) yang besar, seiring dengan besarnya *wake* yang terjadi besar pula gaya *drag* yang dihasilkan oleh aliran. Gaya *drag* merupakan gaya hambat yang sejajar dengan aliran. Adapula gaya *lift*, yaitu gaya angkat yang tegak lurus terhadap aliran. Pengaruh viskositas dari aliranpun akan menimbulkan *shear stress* (tegangan geser), sedangkan tekanan yang terjadi. Pengurangan gaya *drag* menggunakan bodi pengganggu pada sisi *upstream* secara eksperimental yang berfokus pada karakteristik *wake* dibelakang silinder sirkular menggunakan bilangan *Reynolds* sebesar  $2 \times 10^4$  dengan diameter silinder sirkular  $D = 30$  mm yang disusun tandem dengan bodi pengganggu [2]. Dimana menggunakan variasi rasio diameter ( $d/D = 0,133=0,267$ ) dan jarak longitudinal ( $L/D = 1,5-4,0$ ). Pada *cavity mode*, silinder utama yang berada di dalam *vortex region* menyebabkan penurunan tekanan yang signifikan pada silinder utama dan menyebabkan penurunan gaya *drag* yang cukup besar.



Gambar 3. Grafik distribusi CP silinder dengan bodi pengganggu pada jarak (S/D) = 0,2.

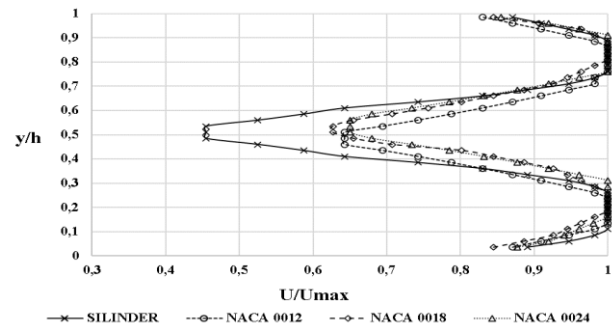


Gambar 4. Grafik distribusi Cp silinder dengan bodi pengganggu airfoil NACA 0024.

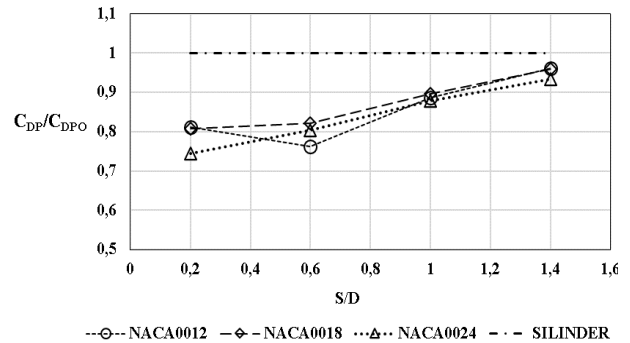
Pengurangan gaya drag maksimum terjadi pada variasi  $d/D = 0.233$  dengan rasio pitch  $Lc/D = 2.081$  yang menghasilkan pengurangan gaya drag sebesar 29%. Karakteristik aliran yang melewati airfoil NACA 0012 dan sebuah silinder sirkular dengan  $Reynolds\ number\ 1,5 \times 10^5$  yang berdasarkan panjang *chord airfoil*.

Konfigurasi tandem dari silinder sirkular *downstream* berdiameter  $D = 25\ mm$  yang berfungsi sebagai *bluff body* dan *airfoil* NACA 0012. Variasi yang digunakan merupakan *angle of attack*  $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$  dan jarak  $S/D = 0; 1; 2; 3; 4,3$ . Pada variasi  $\alpha = 0^\circ$  tekanan *airfoil* tidak terpengaruh oleh silinder tunggal dan untuk variasi  $\alpha = 10^\circ$  dan  $15^\circ$  tekanan *airfoil* menunjukkan grafik yang sama dengan variasi  $\alpha = 0^\circ$ . Berbeda dengan variasi  $\alpha = 5^\circ$  dengan  $S/D = 0,0$  tekanan pada *upper surface* dan *lower surface airfoil* memiliki perbedaan dengan *single airfoil*. Karakteristik aliran melintasi silinder tunggal dengan bodi pengganggu elips, airfoil simetris dan asimetris yang menggunakan silinder tunggal dengan diameter  $d = 100\ mm$  dengan  $Re_D = 1,3 \times 10^5$  lalu divariasikan dengan jarak longitudinal sebesar  $s/d = 0,5; 1,0; 1,5$ . Hasilnya menunjukkan titik separasi silinder utama dengan pemberian *inlet disturbance* elips maupun airfoil simetris terletak pada  $\alpha = 125^\circ$  untuk ketiga variasi jarak  $s/d$ . Sedangkan untuk pemberian *inlet disturbance* airfoil asimetris pada aliran yang melintasi silinder utama, memiliki letak titikseparasi pada *upper side*  $\alpha = 75^\circ$  dan  $\alpha = 225^\circ$  (*lower side*) untuk jarak  $s/d\ 0,5$  sedangkan pada  $s/d\ 1$  dan  $s/d\ 1,5$  letak titik separasi terjadi pada  $\alpha = 80^\circ$  dan  $\alpha = 230^\circ$ .

Dalam fenomena aliran fluida, untuk mereduksi gaya hambat dapat menggunakan bodi pengganggu. Dimana bodi pengganggu ini akan mereduksi gaya hambat fluida yang melewati *bluff body*. Aliran fluida yang melewati silinder



Gambar 5. Profil kecepatan aliran di belakang silinder sirkular dengan bodi pengganggu pada variasi jarak (S/D) = 0,2.



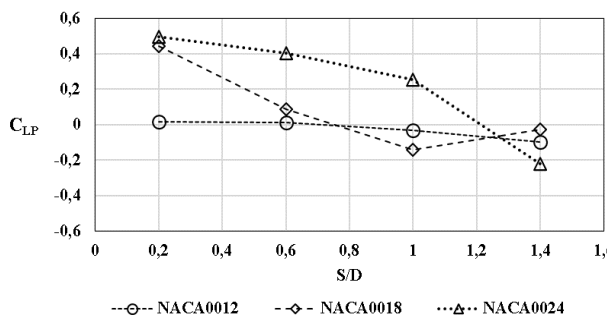
Gambar 6. Grafik  $C_{DP}$  silinder dengan bodi pengganggu terhadap  $C_{DP}$  silinder tunggal pada variasi jarak (S/D).

sirkular akan membentuk *boundary layer*. *Boundary layer* terjadi apabila aliran fluida melewati *solid surface* yang terpengaruh oleh efekviskos (*viscous flow*) dan ada dimana garis aliran fluida yang tidak terpengaruh oleh efek viskos (*inviscid flow*). Fluida yang melewati silinder sirkular akan mengalami gesekan, gesekan fluida dengan *solid surface* menimbulkan *boundary layer*. Sedangkan gesekan fluida dengan fluida itu sendiri akan menimbulkan *shear layer*. Akibat gesekan tersebut momentum aliran fluida melawan *adverse pressure* dan *shear stress*. Momentum aliran fluida yang tidak dapat melawanefek gesekan dan *adverse pressure* mengakibatkan *shear layer* terpisah dari kontur, maka akan terjadi separasi aliran. Separasi aliran yang terjadi lebih awal menimbulkan daerah *wake* yang besar. Seiring dengan besarnya daerah *wake*, maka semakin besar pula gaya hambat yang dihasilkan. Diperlukannya bodi pengganggu untuk mereduksi gaya hambat yang terjadi agar daerah *wake* yang timbul semakin sempit dan titik separasi dapat tertunda ke belakang. Upaya dalam mereduksi gaya drag yang timbul dilakukan dengan cara *passive flow control* menggunakan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012, NACA 0018, NACA 0024 yang diletakan di depan silinder sirkular dengan variasi *angle of attack*  $5^\circ$  dan variasi jarak  $S/D = 0,2; 0,6; 1,0; 1,4$ .

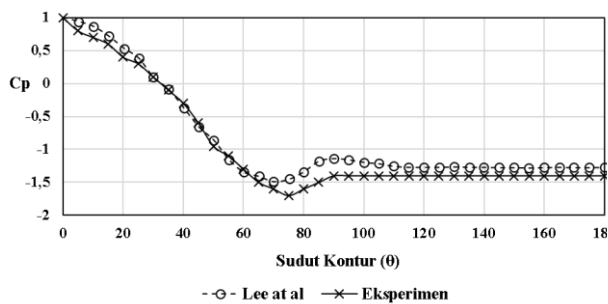
Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui karakteristik aliran yang melewati silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* simetris. Dengan menganalisa grafik  $C_p$ , nilai  $C_{DP}$ ,  $C_{LP}$ , dan *velocity profile* di belakang silinder sirkular.

## II. METODE PENELITIAN

Konfigurasi pada penelitian ini terdapat pada Gambar 1. Penelitian ini tentu memiliki beberapa tahapan yang akan dilakukan. Penelitian ini dilakukan secara eksperimen untuk menganalisa karakteristik aliran yang melintasi silinder



Gambar 7. Grafik  $C_{LP}$  silinder dengan bodi pengganggu terhadap variasi jarak (S/D).

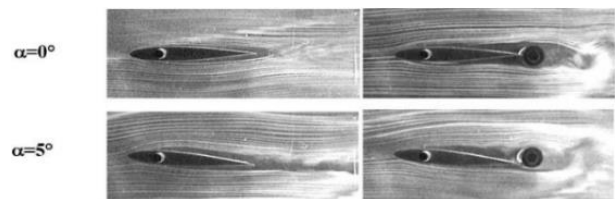


Gambar 8. Grafik Grafik Perbandingan  $C_p$  penelitian.

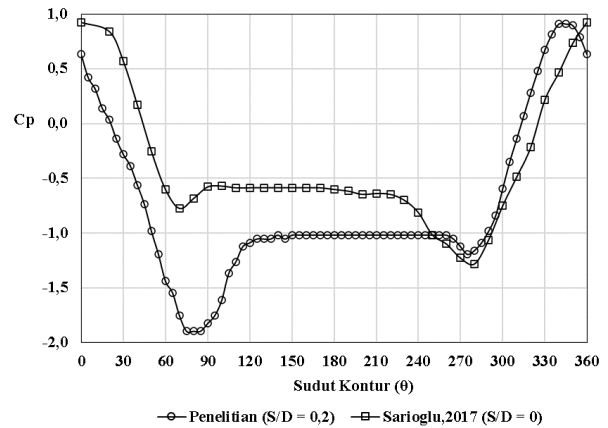
sirkular didalam *wind tunnel*. Dengan variasi bodi pengganggu airfoil NACA 0012, NACA 0018, NACA 0024 dan jarak S/D (0,2; 0,6; 1; 1,4) serta variasi angle of attack  $5^\circ$ . Bodi pengganggu pada penelitian ini ditempatkan di depan silinder sirkular dengan diameter (D) = 36 mm dengan bodi pengganggu airfoil NACA 0012, NACA 0018, NACA 0024 yang memiliki panjang chord = 36 mm dengan *maximum thickness* sebesar 4,32 mm, 6,48 mm, 8,64 mm. pengujian akan dilakukan dengan bilangan  $Re_{Dh} = 2 \times 10^4$  didalam *wind tunnel*.

Pada Gambar 2, ditunjukkan pengambilan data velocity profile merupakan suatu proses untuk mengukur kecepatan aliran fluida dalam suatu saluran. Dalam proses pengambilan data ini, baiknya mengambil titik-titik yang dapat mewakili area saluran secara keseluruhan. Alat yang digunakan pada proses ini adalah pitot static tube. Pada Gambar 2 dan Gambar 3 ditunjukkan instalasi untuk mengambil data velocity profile yang diambil pada jarak 4D.

Dalam penelitian ini terdapat prosedur yang harus dilakukan dari awal hingga akhir demi mendapatkan hasil yang tepat. Berikut prosedur yang harus dilakukan adalah yang pertama merencanakan dan menyiapkan segala keperluan peralatan yang digunakan. Setelah itu, kedua yaitu memasang benda uji pada *test section* yaitu, silinder sirkular D = 36 mm yang dipasang pada jarak 0,2D; 0,6D; 1,0D; 1,4D dengan bodi pengganggu *airfoil* yang dipasang di depan silinder sirkular menggunakan *angle of attack* sudut  $\alpha = 5^\circ$ , setelah itu, yang ketiga adalah mengukur letak kesejajaran silinder sirkular dan dinding dengan *water pass*. Setelah itu, menyalakan *wind tunnel* dengan menaikkan frekuensi perlahan hingga mencapai kecepatan yang sesuai dan *steady*, setelah kecepatan *steady*, mengukur tekanan menggunakan *wall pressure tap* yang terdapat pada permukaan silinder sirkular yang dihubungkan dengan *inclined manometer*. Dan yang terakhir adalah mengukur tekanan pada *wall pressure tap* yang terdapat di permukaan silinder dan mengukur *velocity magnitude* di belakang



Gambar 9. Visualisasi aliran penelitian Sarioglu,2017 [6] pada jarak S/D=0.



Gambar 10. Grafik  $C_p$  silinder sirkular dengan airfoil NACA 0012.

silinder sirkular menggunakan *pitot static tube* yang dihubungkan dengan *inclined manometer*.

### III. HASIL DAN DISKUSI

#### A. Distribusi Coefficient Pressure Silinder Sirkular dengan Bodi Pengganggu pada Variasi Jarak (S/D) = 0,2

Pada Gambar 3 terdapat grafik distribusi  $C_p$  silinder sirkular dengan bodi pengganggu pada variasi jarak (S/D). Pada grafik tersebut menunjukkan pengaruh jarak (S/D) = 0,2 terhadap perubahan *airfoil* dengan *angle of attack*  $\alpha = 5^\circ$ . Pada silinder tunggal terdapat titik stagnasi dengan nilai  $C_p = 1$  pada sudut  $0^\circ$  dan titik separasi terjadi pada sudut  $90^\circ$ . Terlihat pada grafik, aliran mengalami percepatan hingga titik kecepatan maksimum yang ditandai dengan nilai  $C_p$  menurun hingga titik terendah akibat efek *nozzle* pada daerah *favorable pressure gradient*. Kemudian aliran mengalami perlambatan yang ditandai dengan nilai  $C_p$  semakin meningkat hingga momentum aliran tidak mampu melawan *adverse pressure* dan *shear stress*, maka terjadilah separasi.

Pada silinder tunggal dengan penggunaan bodi pengganggu tidak terdapat titik stagnasi pada silinder karena pengaruh penempatan di depan silinder dan penggunaan *angle of attack*. Pada *airfoil* NACA 0012 terdapat penundaan separasi pada sudut  $100^\circ - 270^\circ$  yang ditandai dengan nilai  $C_p$  yang mulai *steady*, kemudian titik stagnasi terjadi pada sudut  $350^\circ$  yang ditandai dengan adanya *peak* pada grafik *lower side* silinder. Pada *airfoil* NACA 0018 terdapat penundaan separasi pada sudut  $130^\circ - 270^\circ$  yang ditandai dengan nilai  $C_p$  yang mulai *steady*, kemudian titik stagnasi terjadi pada sudut  $345^\circ$  yang ditandai dengan adanya *peak* pada grafik *lower side* silinder. Pada *airfoil* NACA 0024 terdapat penundaan separasi pada sudut  $125^\circ - 260^\circ$  yang ditandai dengan nilai  $C_p$  yang mulai *steady*, kemudian titik stagnasi terjadi pada sudut  $345^\circ$  yang ditandai dengan adanya *peak* pada grafik *lower side* silinder.

Pada *airfoil* NACA 0012 aliran mengalami percepatan yang ditandai dengan nilai  $C_p$  menurun hingga titik minimum

pada sudut  $80^\circ$  untuk *upper side* dan  $290^\circ$  untuk *lower side*. Pada *airfoil* NACA 0018 aliran mengalami percepatan yang ditandai dengan nilai  $C_p$  menurun hingga titik minimum pada sudut  $85^\circ$  untuk *upper side* dan  $290^\circ$  untuk *lower side*. Pada *airfoil* NACA 0024 aliran mengalami percepatan yang ditandai dengan nilai  $C_p$  menurun hingga titik minimum pada sudut  $80^\circ$  untuk *upper side* dan  $275^\circ$  untuk *lower side*.

Penambahan bodi pengganggu pada jarak ( $S/D$ ) = 0,2 dapat menunda titik separasi pada silinder. Terlihat pada grafik, nilai *base pressure* tertinggi diperoleh dari *airfoil* NACA 0024. Pada *base pressure airfoil* NACA 0018 dan NACA 0012 saling berhimpitan dan lebih mendekati silinder tunggal. Selain itu, grafik  $C_p$  pada *lower side* dan *upper side* dengan penambahan bodi pengganggu tidak simetris karena adanya pengaruh *angle of attack*.

#### B. Distribusi Coefficient Pressure Silinder Sirkular dengan Bodi Pengganggu Airfoil NACA 0024

Pada Gambar 4 terdapat grafik distribusi  $C_p$  silinder dengan bodi pengganggu NACA 0024. Pada grafik tersebut menunjukkan pengaruh *airfoil* NACA 0024 dengan *angle of attack*  $\alpha = 5^\circ$  terhadap perubahan jarak ( $S/D$ ). Pada silinder tunggal terdapat titik stagnasi dengan nilai  $C_p = 1$  pada sudut  $0^\circ$  dan titik separasi terjadi pada sudut  $90^\circ$ . Terlihat pada grafik, aliran mengalami percepatan hingga titik maksimum yang ditandai dengan nilai  $C_p$  menurun hingga titik terendah akibat efek *nozzle* pada daerah *favorable pressure gradient*. Kemudian aliran mengalami perlambatan yang ditandai dengan nilai  $C_p$  semakin meningkat hingga momentum aliran tidak mampu melawan *adverse pressure* dan *shear stress*, maka terjadilah separasi (Gambar 4).

Penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0024 dapat menunda separasi pada semua variasi jarak. Terlihat pula pada grafik, *base pressure* dengan bodi pengganggu berada di atas *base pressure* silinder tunggal. Semakin besar variasi jarak ( $S/D$ ) *base pressure* semakin mendekati silinder tunggal. *Base pressure* tertinggi berada pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 0,2 sedangkan *base pressure* terendah berada pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 1,4. Kemudian pada grafik dengan bodi pengganggu menunjukkan grafik  $C_p$  *upper side* dan *lower side* tidak simetris karena adanya pengaruh *angle of attack* yang menyebabkan kecepatan aliran pada *upper side* dan *lower side* tidak sama.

Terdapat pula pergeseran titik stagnasi pada silinder sirkular yang terjadi pada *lower side* untuk  $S/D = 0,2-1,0$  dan *upper side* untuk  $S/D = 1,4$ . Seiring meningkatnya  $S/D$  titik stagnasi lebih bergeser mendekati hingga pada sisi *upper side*. Hal tersebut terjadi karena pengaruh *shear layer* dan *wake* yang terlepas dari bodi pengganggu dan mengenai silinder sirkular.

#### C. Profil Kecepatan Aliran di Belakang Silinder Sirkular dengan Bodi Pengganggu pada Variasi Jarak ( $S/D$ ) = 0,2

Pada Gambar 5 terdapat grafik dari profil kecepatan dibelakang silinder dengan bodi pengganggu pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 0,2. Terlihat bahwa defisit momentum pada grafik silinder sirkular tunggal cenderung lebih besar. Hal tersebut terlihat pada nilai  $U/U_{max}$  yang rendah. Grafik profil kecepatan pada tiap variasi terlihat saling berhimpit. Pada grafik ini pula dapat menggambarkan lebar dari *wake* yang telah dipengaruhi oleh bodi pengganggu.

Defisit momentum paling tinggi berada pada *airfoil* NACA 0018. Terlihat dari grafik profil kecepatan yang mendekati silinder tunggal dan nilai  $U/U_{max}$  paling rendah pada variasi ini. Defisit momentum paling rendah berada pada variasi NACA 0024. Terlihat dari grafik profil kecepatan yang menjauhi silinder tunggal dan nilai  $U/U_{max}$  paling tinggi pada variasi ini. Pada *airfoil* NACA 0012 memiliki *wake* yang lebih lebar dari variasi lain, sedangkan *airfoil* NACA 0024 memiliki *wake* yang lebih sempit.

Dapat disimpulkan bahwa pada jarak yang sama, penambahan bodi pengganggu dengan *airfoil* NACA dapat mengurangi defisit momentum, sehingga aliran dapat melawan *adverse pressure* dan *shear stress* lebih baik. Hal tersebut terjadi karena seiring bertambahnya geometri *thickness airfoil*, aliran lebih mampu mengurangi defisit momentum dan mempersempit *wake* silinder sirkular. Dengan geometri bodi pengganggu yang lebih besar memungkinkan *wake* dengan intensitas turbulensi yang tinggi pada *airfoil* terjadi lebih lebar. Semakin lebar *wake* pada *airfoil* maka semakin efektif memengaruhi kenaikan intensitas turbulensi aliran yang mengenai silinder sirkular.

#### D. Analisa Distribusi Coefficient Drag Pressure dan Coefficient Lift Pressure

Pada Gambar 6 terdapat grafik  $C_{DP}$  silinder dengan bodi pengganggu terhadap  $C_{DP}$  silinder tunggal pada variasi jarak ( $S/D$ ). Data tersebut disajikan dengan membandingkan  $C_{DP}/C_{DPO}$  yaitu perbandingan nilai *coefficient drag pressure* silinder dengan bodi pengganggu dan *coefficient drag pressure* silinder tunggal, terhadap perubahan jarak ( $S/D$ ). Pada penelitian ini didapatkan  $C_{DPO} = 1,33$  dimana pada penelitian ini nilai  $C_{DP}$  silinder tunggal sangat besar karena adanya *blockage ratio* mencapai  $\pm 18\%$ .

Terlihat pada grafik, untuk jarak ( $S/D$ ) = 0,2 memiliki reduksi gaya drag paling besar pada *airfoil* NACA 0024 dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO} = 0,74$ . Kemudian pada jarak yang sama, reduksi gaya drag terendah terdapat pada *airfoil* NACA 0012 dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO} = 0,81$ . Untuk jarak ( $S/D$ ) = 0,6 memiliki reduksi gaya drag paling besar pada *airfoil* NACA 0012 dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO} = 0,76$ . Kemudian pada jarak yang sama, reduksi gaya drag terendah terdapat pada *airfoil* NACA 0012 dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO} = 0,82$ .

Terlihat pada grafik, untuk jarak ( $S/D$ ) = 1,0 memiliki reduksi gaya *drag pressure* paling besar pada *airfoil* NACA 0024 dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO} = 0,88$ . Kemudian pada jarak yang sama, reduksi gaya *drag pressure* terendah terdapat pada *airfoil* NACA 0012 dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO} = 0,89$ . Untuk jarak ( $S/D$ ) = 1,4 memiliki reduksi gaya *drag pressure* paling besar pada *airfoil* NACA 0024 dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO} = 0,93$ . Kemudian pada jarak yang sama, reduksi gaya *drag pressure* terendah terdapat pada *airfoil* NACA 0012 dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO} = 0,96$ .

Dapat disimpulkan bahwa reduksi gaya *drag pressure* tertinggi pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 0,2 pada *airfoil* NACA 0024 dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO} = 0,74$ . Hal tersebut ditandai dengan nilai  $C_{DP}/C_{DPO}$  paling rendah, semakin rendah nilai  $C_{DP}$  maka semakin besar reduksi gaya *drag pressure* yang dihasilkan, begitu pula sebaliknya. Selain itu, nilai *base pressure* sangat memengaruhi reduksi gaya *drag pressure*, karena *base pressure* menandakan tekanan di belakang silinder atau *wake*. Apabila *base pressure* bernilai lebih

tinggi, perbedaan tekanan aliran di depan silinder dan dibelakang silinder semakin kecil, begitu pula sebaliknya.

Pada Gambar 7 terdapat grafik  $C_{LP}$  silinder dengan bodi pengganggu terhadap variasi jarak ( $S/D$ ). Penelitian ini, untuk  $C_{LP}$  pada silinder tunggal bernilai nol. Dimana hal tersebut dapat dikatakan silinder tunggal tidak memiliki gaya *lift*.

Terlihat pada grafik, untuk jarak ( $S/D$ ) = 0,2 memiliki nilai  $C_{LP}$  paling besar pada *airfoil* NACA 0024 dengan nilai  $C_{LP}$  = 0,5. Kemudian pada jarak yang sama,  $C_{LP}$  terendah terdapat pada *airfoil* NACA 0012 dengan nilai  $C_{LP}$  = 0,02. Untuk jarak ( $S/D$ ) = 0,6 memiliki nilai  $C_{LP}$  paling besar pada *airfoil* NACA 0024 dengan nilai  $C_{LP}$  = 0,6. Kemudian pada jarak yang sama, nilai  $C_{LP}$  terendah terdapat pada *airfoil* NACA 0012 dengan nilai  $C_{LP}$  = 0,01.

Terlihat pada grafik, untuk jarak ( $S/D$ ) = 1,0 memiliki nilai  $C_{LP}$  paling besar pada *airfoil* NACA 0024 dengan nilai  $C_{LP}$  = 0,26. Kemudian pada jarak yang sama,  $C_{LP}$  terendah terdapat pada *airfoil* NACA 0018 dengan nilai  $C_{LP}$  = -0,14. Untuk jarak ( $S/D$ ) = 1,4 memiliki nilai  $C_{LP}$  paling besar pada *airfoil* NACA 0018 dengan nilai  $C_{LP}$  = -0,03. Kemudian pada jarak yang sama, nilai  $C_{LP}$  terendah terdapat pada *airfoil* NACA 0024 dengan nilai  $C_{LP}$  = -0,22.

Pada arah vektor gaya,  $C_{LP}$  merupakan gaya yang arahnya tegak lurus terhadap arah aliran. Sehingga dapat disimpulkan apabila  $C_{LP}$  bernilai positif menandakan adanya gaya angkat atau *liftforce*. Sebaliknya, apabila  $C_{LP}$  bernilai negatif menandakan adanya gaya tekan atau *downforce*. Nilai  $C_{LP}$  dipengaruhi oleh distribusi  $C_p$ , dimana pada penelitian ini penggunaan *angle of attack* sangat memengaruhi distribusi  $C_p$ .

Aliran yang melewati suatu objek umumnya akan terbagi menjadi 2 sisi, yaitu aliran yang melewati *upper side* dan *lower side*. Dengan adanya *angle of attack* memungkinkan aliran pada *upper side* memiliki *streamline* yang lebih panjang sehingga kecepatannya cenderung tinggi. Sebaliknya, pada daerah *lower side* memiliki *streamline* yang lebih pendek sehingga kecepatannya lebih rendah dari pada *upper side*. Seperti yang kita ketahui, kecepatan tinggi menyebabkan tekanan pada daerah tersebut cenderung lebih rendah. Perbedaan tekanan pada *upper side* dan *lower side* inilah yang menimbulkan adanya gaya *lift*.

#### E. Diskusi

Pada sub sub bab ini akan membahas mengenai  $C_p$  dan  $C_{DP}$  hasil penelitian dengan penelitian yang dilakukan oleh Lee [2]. Dimana menggunakan diameter silinder tunggal sebesar  $D = 36\text{mm}$ , sedangkan penelitian lain menggunakan diameter silinder  $D = 30\text{mm}$  (Gambar 8) [2-3]. Dihasilkan nilai *base pressure* -1,2 sedangkan pada penelitian ini dihasilkan nilai *base pressure* sebesar -1,4. Dengan menurunnya nilai *base pressure* tentu akan memengaruhi nilai  $C_{DP}$ . Nilai  $C_{DP}$  pada penelitian ini sebesar 1,33 dimana nilai tersebut relatif tinggi untuk silinder sirkular dengan  $Re = 2 \times 10^4$ . Menurunnya nilai *base pressure* dan meningkatnya  $C_{DP}$  diduga karena efek dari *blockage ratio* pada penelitian ini yang sangat tinggi.

*Blockage ratio* merupakan perbandingan tinggi diameter silinder sirkular dengan tinggi dari *test section*. Penelitian ini dilakukan pada *subsonic wind tunnel* berpenampang *octagonal* yang memiliki tinggi  $H = 200\text{mm}$ . Dapat dikatakan *blockage ratio* pada penelitian ini mencapai  $\pm 18\%$ . Merujuk pada penelitian Weidman, 1968 dikatakan bahwa semakin

besar *blockage ratio* nilai *base pressure* semakin menurun dan nilai  $C_{DP}$  semakin meningkat [4]. Dapat dilihat pada Gambar 9 *blockage ratio* sebesar 17,5% menghasilkan nilai  $C_{DP}$  1,435.

Kemudian analisa grafik  $C_p$  dengan pergeseran titik stagnasi yang terjadi akan membandingkan dengan data pada *angle of attack*  $\alpha = 0^\circ$  dan  $5^\circ$  [5]. Dapat terlihat pada Gambar 3, titik stagnasi terjadi pada sisi *lower side* dimana semakin jauh jarak  $S/D$  titik stagnasi lebih bergeser ke sudut  $0^\circ$ .

Pada Gambar 9 untuk  $\alpha = 5^\circ$  dan  $S/D = 0$ , lapisan geser yang lewat dari permukaan atas *airfoil* melewati permukaan atas dari silinder dan oleh karena itu terbentuk daerah wake yang lebih sempit yang menyebabkan peningkatan tekanan dasar. Sebagai gantinya, seperti yang terlihat pada foto visualisasi aliran, karena kemiringan *airfoil*, lapisan geser mengikuti permukaan bawah *airfoil* melewati bagian bawah silinder sesuai dengan kasus  $\alpha = 0^\circ$ . Dengan meningkatnya  $S/D$ , tekanan pada permukaan *airfoil* dan silinder menunjukkan pola. Pada nilai  $S/D$  yang lebih besar, lapisan geser yang termasuk dalam aliran bebas yang melewati *airfoil* dapat menyentuh silinder. Dapat disimpulkan bahwa pergeseran titik stagnasi dipengaruhi oleh *shear layer* dan *wake* yang terlepas dari *airfoil* yang kemudian mengenai permukaan silinder [5].

Hal ini dilakukan dengan variasi *angle of attack*  $\alpha = 5^\circ$  dengan perbandingan diameter silinder sirkular dan *chord airfoil* sebesar 1:1. Dimana menggunakan diameter silinder yang lebih kecil dari panjang *chord airfoil* dan sama-sama menggunakan *angle of attack*  $\alpha = 5^\circ$ . Lalu digunakan  $Re = 2 \times 10^4$  sedangkan yang lain menggunakan  $Re_d = 2,5 \times 10^4$ .

Pada Gambar 10 terlihat bahwa kedua grafik tersebut memiliki kesamaan yaitu pada distribusi  $C_p$  *upper side* dan *lower side* silinder tidak simetris. Hal tersebut dipengaruhi oleh efek dari *angle of attack*, karena kemiringan *airfoil*, lapisan geser mengikuti permukaan bawah *airfoil* melewati bagian bawah silinder dan oleh karena itu terjadi penurunan tekanan pada daerah  $\alpha = 260^\circ - 280^\circ$  [5].

Pada grafik Gambar 10, terlihat pada aliran *upper side* silinder mengalami percepatan yang lebih besar dari pada *lower side*. Hal tersebut ditandai dengan nilai tekanan minimum *upper side* lebih kecil dari pada *lower side*. Terdapat perbedaan hasil, karena perbedaan  $Re$ , variasi jarak yang digunakan, perbandingan *chord airfoil* dan diameter silinder.

#### IV. KESIMPULAN/RINGKASAN

Nilai distribusi  $C_p$  pada silinder dengan bodi pengganggu memiliki karakteristik trend grafik yang tidak simetris. Dipengaruhi oleh penggunaan *angle of attack*  $\alpha = 5^\circ$ . Reduksi paling efektif pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 0,2 menggunakan *airfoil* NACA 0024 dengan reduksi sebesar 25,6%. Beberapa variasi menunjukkan hasil adanya *downforce*. Pada NACA 0012 memiliki nilai  $CLP = (-0,1) - 0,02$ ; NACA 0018 memiliki nilai  $CLP = (-0,14) - 0,44$ ; dan NACA 0024 memiliki nilai  $CLP = (-0,22) - 0,5$ .  $CLP$  yang bernilai negatif menunjukkan arah vektor gaya yang berlawanan dengan gaya *lift*, disebut juga sebagai *downforce*. Pada penelitian ini didapatkan hasil defisit momentum paling tinggi berada pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 1,4 dan defisit

momentum paling rendah berada pada variasi jarak ( $S/D$ ) = 0,2. Airfoil NACA 0024 menunjukkan hasil yang paling efektif dalam mengurangi defisit momentum pada semua variasi jarak ( $S/D$ ).

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] A. H. Bayoumy, A. A. Nada, and S. M. Megahed, "A continuum based three-dimensional modeling of wind turbine blades," *J. Comput. Nonlinear Dyn.*, vol. 8, no. 3, p. 31004, 2013, doi: 10.1115/1.4007798.
- [2] S.-J. Lee, S.-I. Lee, and C.-W. Park, "Reducing the drag on a circular cylinder by upstream installation of a small control rod," *Fluid Dyn. Res.*, vol. 34, no. 4, p. 233, Apr. 2004, doi: 10.1016/j.fluidyn.2004.01.001.
- [3] J. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 5th ed. New York: McGraw hill, 2011.
- [4] P. D. Weidman, "Wake Transition and Blockage Effects on Cylinder Base Pressures," Departement Aeronautical Engineer, California Institute of Technology, 1968.
- [5] M. Abobaker, Z. Petrović, V. Fotev, N. Toumi, and I. Ivanović, "Aerodynamic characteristics of low Reynolds number airfoils," *Teh. Vjesn.*, vol. 24, no. 1, pp. 111–118, 2017, doi: 10.17559/TV-20160225100019.