

# Studi Ekperimental Karakteristik Aerodinamik Aliran Melintasi Silinder Sirkular dengan Bodi Pengganggu Airfoil Simestris NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024

Muhammad Naufal Reiza dan Wawan Aries Widodo  
Departemen Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)  
*e-mail*: wawanaries@me.its.ac.id

**Abstrak**—Penelitian ini membahas tentang pengaruh penambahan bodi pengganggu *airfoil* di diepan silinder sirkular. Penelitian ini dilakukan secara eksperimental pada silinder sirkular ( $D = 36$  mm) dengan *disturbance body* berupa *airfoil* (NACA 0012, NACA 0018, NACA 0024) dengan *angle of attack* sebesar  $5^\circ$  diletakkan didepan silinder sirkular dalam *sub-sonic wind tunnel* berukuran ( $h = 200$  mm,  $z = 200$  mm,  $x = 2000$  mm), yang diuji dengan variasi jarak  $S/D = 1,6 ; 2,0 ; 2,4 ; 2,8$ . Dalam penelitian ini, tekanan diukur menggunakan *pressure taps* yang dipasang pada permukaan silinder sirkular, sementara profil kecepatan diukur menggunakan *pitot static tube* yang terletak di belakang silinder sirkular. Pada penelitian eksperimental ini diperoleh reduksi koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ) paling besar terjadi pada silinder sirkular dengan penambahan bodi pengganggu berupa *airfoil* NACA 0024 pada variasi jarak longitudinal ( $S/D = 1,6$  sebesar 16,3%. Kemudian didapatkan pula reduksi koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ) paling rendah yaitu terjadi pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 dengan variasi jarak longitudinal ( $S/D = 2,8$  sebesar 1,2%. Berdasarkan grafik distribusi profil kecepatan dibelakang silinder sirkular didapatkan bahwa defisit momentum paling kecil terjadi pada konfigurasi jarak ( $S/D = 1,6$  dan NACA 0024. Sedangkan pada jarak ( $S/D = 2,8$  dan NACA 0012 menunjukkan defisit momentum paling besar. Semakin besar defisit momentum yang dihasilkan maka semakin besar *wake* yang terbentuk sehingga gaya *drag* yang terjadi pada silinder sirkular semakin besar, begitu juga sebaliknya.

**Kata Kunci**— *Bluff Body, Passive Flow Control, Drag Force, Wake.*

## I. PENDAHULUAN

SILINDER sirkular merupakan salah satu bentuk geometri dari *bluff body* yang paling sering digunakan. Fluida yang mengalir melintasi silinder sirkular seringkali akan memberikan pengaruh yang cukup signifikan berupa *lift force* dan *drag force* pada permukaannya. Besar gaya-gaya ini tergantung pada kecepatan aliran *freestream*, profil aliran, kondisi permukaan benda, serta bentuk maupun orientasi benda yang dilintasi. Silinder sirkular merupakan salah satu bentuk geometri yang memiliki *drag force* yang besar dikarenakan separasi yang terbentuk lebih awal sehingga menghasilkan *wake* yang lebih besar. Efek viskositas memberikan kontribusi terhadap gesekan sehingga fluida pada *boundary layer* kehilangan energi selama mengalir. Hal ini dapat menimbulkan separasi aliran di permukaan benda jika dikombinasikan dengan kenaikan tekanan. Semakin cepat separasi aliran terbentuk, maka luas daerah *wake* semakin besar.

Besarnya *drag force* sangat mempengaruhi efisiensi kerja.

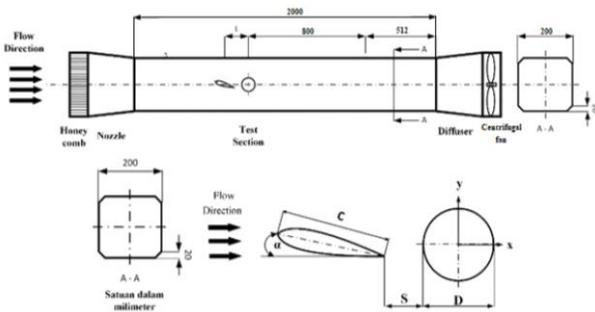
Oleh karena itu cara untuk mereduksi *drag force* yaitu dengan cara melakukan manipulasi medan aliran. Manipulasi medan aliran dapat dilakukan salah satunya dengan menggunakan metode *passive flow control*. Dalam beberapa aplikasi dunia teknik, *bluff body* ditempatkan dalam saluran dengan berbagai pengaturan, misalkan saja penempatan sebuah bodi pengganggu sebagai pengontrol aliran sebelum melewati *bluff body* utama, hal tersebut biasanya dilakukan untuk mereduksi gaya yang diakibatkan fluida pada *bluff body* utama.

Pada penelitian yang dilakukan oleh J.S. Lee, et.al (2004), mereka menyelidiki penggunaan batang kontrol kecil pada sisi *upstream* silinder sirkular utama dengan diameter ( $D = 30$  mm) dan bilangan *Reynolds* ( $Re$ ) sekitar  $2 \times 10^4$  [1]. Penelitian ini melihat karakteristik drag dan struktur aliran di belakang silinder. Hasilnya menunjukkan bahwa ketika silinder utama berada dalam daerah *vortex* pada *cavity mode*, terjadi penurunan tekanan dan gaya drag yang signifikan. Pengurangan gaya drag maksimum sebesar 29% terjadi pada variasi  $d/D = 0,233$  dengan *pitch ratio*  $LC/D = 2,081$ , sedangkan pengurangan koefisien drag total maksimum sebesar 25% terjadi pada rasio jarak puncak  $L/D = 1,833$  dengan diameter batang kontrol  $d/D = 0,233$ .

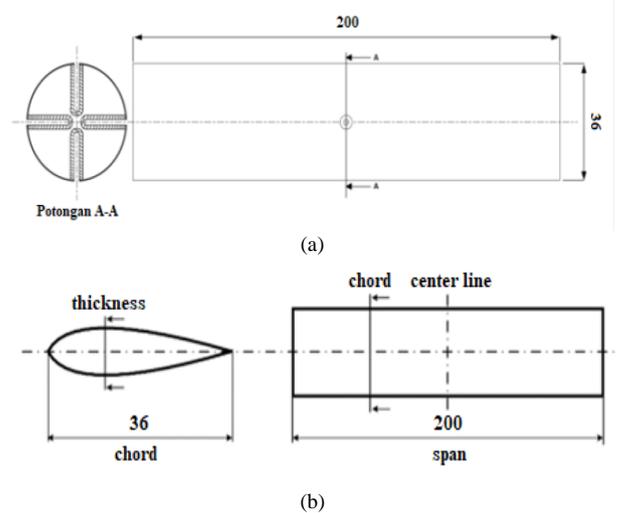
M. Sarioglu (2017) meneliti aliran di sekitar silinder dengan memasang sebuah batang kecil di *upstream* untuk mengurangi gaya drag [2]. Diameter silinder adalah 40 mm, dan diameter batang bervariasi dari 1-10 mm. Jarak antara silinder dan batang,  $L$ , berkisar antara 50-120 mm. Bilangan *Reynolds* ( $Re$ ) yang digunakan berkisar antara  $1,5 \times 10^4 - 6,2 \times 10^4$ . Pola aliran diamati dengan dan tanpa *vortex shedding* dari batang. Kondisi optimum untuk pengurangan drag adalah pada ( $d/D = 0,25; L/D = 2; Re < 4,1 \times 10^4$ ) dan ( $d/D = 0,25; L/D = 1,75; Re \geq 4,1 \times 10^4$ ).

Z. D. Sinaga (2005) meneliti karakteristik aliran pada *airfoil* NACA 0012 dan silinder sirkular ( $D = 25$  mm) yang disusun secara tandem [3]. Variabel yang divariasikan adalah *angle of attack* ( $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ ) dan jarak  $S/D = 0, 1, 2, 3, 4,3$ . Hasil penelitian menunjukkan bahwa perbedaan tekanan terjadi saat menggunakan variasi  $\alpha = 5^\circ$  dengan  $S/D = 0$ . Distribusi tekanan pada silinder dengan variasi  $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, \text{ dan } 10^\circ$  mirip dengan silinder tunggal, tetapi memiliki *base pressure* yang lebih tinggi. Pada variasi  $\alpha = 15^\circ$  dengan  $S/D = 4,3$ , terdapat struktur aliran yang berbeda, dan nilai distribusi tekanan terbesar berada pada  $\theta = 60^\circ - 300^\circ$ .

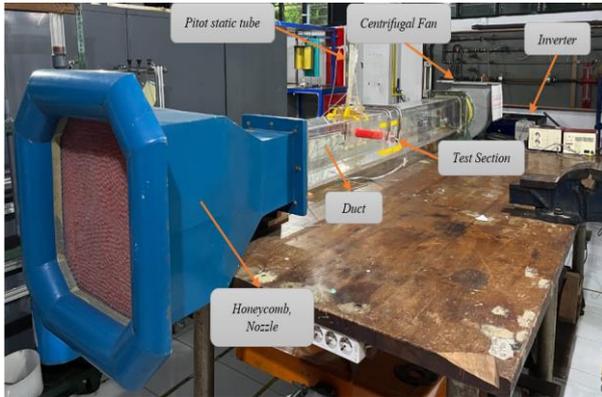
G. G. P. S. Tista (2010) melakukan penelitian eksperimental untuk melihat pengaruh *inlet disturbance body* terhadap perubahan karakteristik aliran pada silinder utama [4]. *Inlet disturbance* yang digunakan adalah ellips, *airfoil*



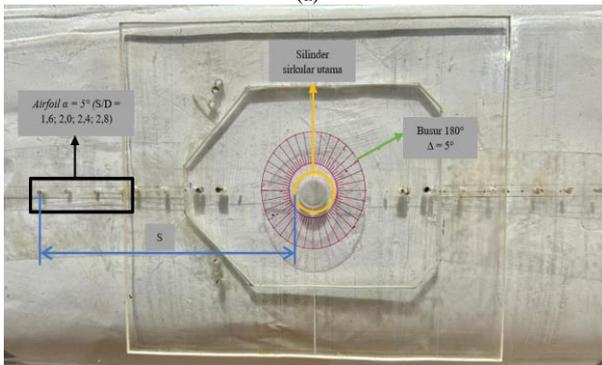
Gambar 2. Skema penelitian.



Gambar 1. (a) Dimensi silinder sirkular (b) Dimensi *symmetrical airfoil*.



(a)



(b)

Gambar 3. (a) *Subsonic windtunnel open circuit* (b) *Test section* yang digunakan.

simetris, dan *airfoil* asimetris. Penggunaan *inlet disturbance airfoil* simetris efektif dalam menunda titik separasi pada silinder utama. Pada *inlet disturbance* ellipsis, separasi pada silinder utama tertunda hingga  $\theta = 125^\circ$ , lebih tertunda daripada silinder tunggal sejauh  $450^\circ$ .

T. Tsuisui, et.al. (2002) meneliti pengaruh penempatan bodi pengganggu berbentuk silinder pada posisi vertikal dengan variasi jarak horizontal di depan silinder utama terhadap koefisien *drag* [5]. Penempatan bodi pengganggu pada posisi vertikal ( $y = 14 \text{ mm}$ ) dengan variasi jarak horizontal  $L/D = 1,41$  hingga  $L/D = 2,81$ . Penambahan bodi pengganggu menyebabkan penurunan koefisien *drag* yang signifikan, terutama pada jarak  $L/D = 1,72$  dengan penurunan sebesar 64,5% dibandingkan tanpa penghalang.

Oleh karena itu, dilakukan penelitian untuk menganalisis distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular, mengetahui fenomena aliran yang terjadi, mendapatkan reduksi koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ) yang optimal dengan variasi rasio jarak  $S/D$  yang berbeda dan menghitung koefisien *lift pressure* ( $C_{LP}$ ). Kemudian untuk menganalisis distribusi profil kecepatan pada daerah *wake* dibelakang silinder sirkular.

## II. METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan untuk menganalisis karakteristik aliran yang melintasi silinder sirkular dengan penambahan *inlet disturbance body* berbentuk *symmetrical airfoil*. Metode penelitian yang digunakan pada penelitian ini yaitu metode eksperimen dengan variasi jarak dan jenis *airfoil* yang digunakan. Variasi jarak antara silinder sirkular dan *airfoil* yang digunakan pada penelitian ini yaitu sebesar  $1,6D$ ,  $2D$ ,  $2,4D$ ,  $2,8D$ . Selanjutnya untuk jenis *airfoil* yang digunakan sebagai bodi pengganggu yaitu NACA 0012, NACA 0018 dan NACA 0024. *Airfoil* ditempatkan pada bagian depan silinder sirkular dengan *angle of attack* tetap pada  $\theta = 5^\circ$  yang diuji pada bilangan Reynolds ( $Re = 2,01 \times 10^4$ ).

### A. Skema Penelitian

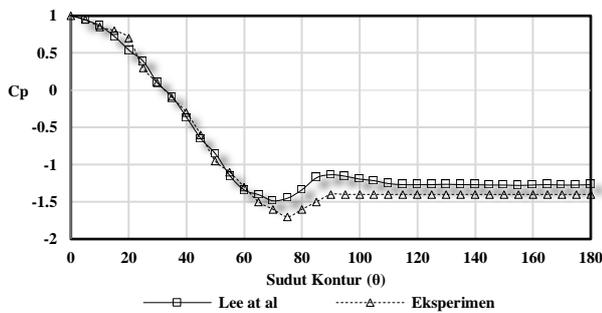
Berikut ini skema penelitian pada saluran berpenampang *octagonal* yang ditunjukkan dengan Gambar 1 pandangan dari tampak samping. Pada Gambar 1 menunjukkan instalasi benda uji berupa silinder sirkular dengan bodi pengganggu berbentuk *airfoil* diletakkan pada bagian depan silinder sirkular.

Dalam menganalisa aliran karakteristik aliran dari fluida yang diuji adapun parameter-parameter yang mempengaruhi yaitu massa jenis fluida ( $\rho$ ), viskositas fluida ( $\mu$ ), kecepatan fluida ( $U_\infty$ ) diameter silinder ( $D$ ), diameter hidrolis ( $D_h$ ), jarak gap antara silinder dengan *inlet disturbance body* ( $\delta$ ).

### B. Peralatan

Dalam penelitian ini, digunakan sebuah *wind tunnel* jenis *open circuit* untuk menguji skala model benda, diberikan pada Gambar 2 dan Gambar 3. Pada *wind tunnel* tersebut, udara mengalir ke dalamnya dan langsung dilepaskan ke udara bebas setelah melewati *test section*. Ukuran *wind tunnel* ini adalah  $200 \text{ mm} \times 200 \text{ mm}$  dengan panjang  $2000 \text{ mm}$ .

Studi eksperimental ini menggunakan satu buah silinder sirkular dengan diameter ( $D$ ) =  $36 \text{ mm}$  dengan *tap* sebanyak 4 buah. Dilakukan juga penambahan bodi pengganggu berbentuk *airfoil* yaitu NACA 0012, NACA 0018 dan NACA 0024 dengan *chord length* sebesar  $36 \text{ mm}$  dan *maximum thickness* pada masing-masing jenis *airfoil* yaitu sebesar  $4,32 \text{ mm}$ ,  $6,48 \text{ mm}$  dan  $8,64 \text{ mm}$ .



Gambar 6. Grafik perbandingan distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular tunggal.

### III. HASIL DAN ANALISA

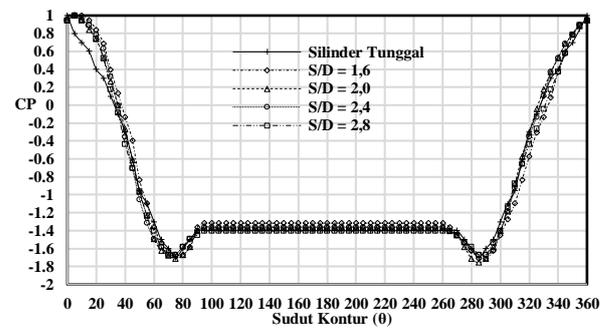
Analisis dan pembahasan mendalam mengenai data kuantitatif yang diperoleh dari hasil eksperimen. Data yang akan disajikan diperoleh dari pengujian eksperimen dengan pengukuran statis pada permukaan silinder (*downstream*). Dari hasil pengukuran yang telah dilakukan, kemudian diolah untuk mendapatkan distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ), distribusi koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ), distribusi koefisien *lift pressure* ( $C_{LP}$ ), dan profil kecepatan dibelakang silinder sirkular dengan konfigurasi tandem.

Analisis penelitian pada bab ini akan diawali dengan pembahasan validasi distribusi tekanan ( $C_p$ ) silinder sirkular tunggal tanpa bodi pengganggu, kemudian pembahasan berlanjut pada analisa distribusi tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular yang tersusun secara tandem dengan bodi pengganggu berupa *airfoil* NACA 0012, NACA 0018 NACA 0024. Selanjutnya ditampilkan juga koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ), dan koefisien *lift pressure* ( $C_{LP}$ ), serta profil kecepatan dibelakang silinder sirkular. Beberapa hasil akan ditampilkan untuk membandingkan variasi NACA yaitu NACA 0012 dan NACA 0024 beserta rasio jarak ( $S/D$ ) tertentu yaitu pada ( $S/D$ ) = 1,6, dan 2,8.

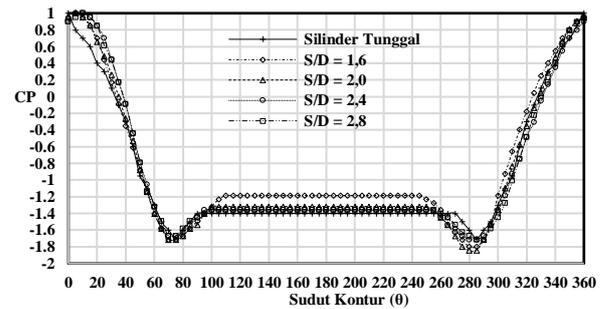
#### A. Analisa Validasi Distribusi Tekanan pada Silinder Sirkular Tunggal Tanpa Bodi Pengganggu

Pada bagian ini akan membandingkan data hasil eksperimen yang telah dilakukan oleh peneliti terdahulu untuk menganalisis validasi dari studi eksperimen yang telah dilakukan. Analisa dilakukan dengan cara membandingkan nilai distribusi koefisien tekanan pada silinder tunggal dalam studi eksperimen dengan bilangan *Reynolds* sebesar  $2,01 \times 10^4$  dan diameter 36 mm. Hasil ini akan dibandingkan dengan nilai distribusi koefisien tekanan pada silinder tunggal dalam studi eksperimen lain yang dilakukan oleh Lee dengan bilangan *Reynolds* sebesar  $2,01 \times 10^4$  [1]. Untuk mendapatkan nilai distribusi koefisien tekanan dalam studi eksperimen ini, dilakukan pembacaan tekanan statis pada 4 *pressure tap* pada silinder sirkular. *Pressure tap* tersebut ditempatkan pada sudut kontur  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$ , dan  $270^\circ$ . Kemudian pengambilan data dilakukan pada setiap perubahan sudut  $\theta$  sebesar  $5^\circ$  menggunakan *manometer* dengan kemiringan  $15^\circ$ .

Pada Gambar 4, terlihat bahwa tidak ada perbedaan yang signifikan pada kedua data. Hasil eksperimen dan studi sebelumnya Lee sama sama memiliki titik stagnasi pada  $0^\circ$  [1]. Dalam eksperimen ini, kecepatan aliran fluida meningkat secara signifikan mulai dari sudut  $20^\circ$  dan mencapai kecepatan maksimum pada sudut  $75^\circ$ . Namun, pada studi



Gambar 4. Grafik distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada semua variasi jarak ( $S/D$ ).



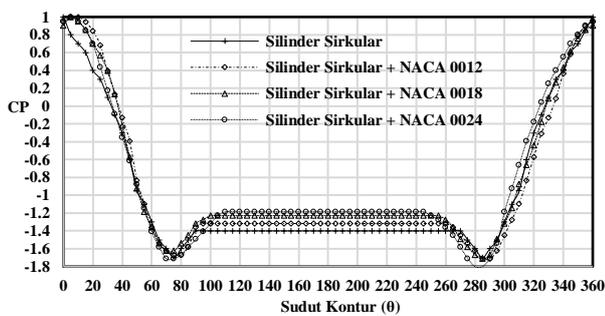
Gambar 5. Grafik distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0024 pada semua variasi jarak ( $S/D$ ).

sebelumnya Lee, peningkatan kecepatan aliran fluida yang signifikan terjadi mulai dari sudut  $20^\circ$  dan mencapai kecepatan maksimum pada sudut  $70^\circ$  [1]. Setelah itu, kedua aliran mengalami perlambatan akibat adanya *adverse pressure* dengan nilai distribusi koefisien tekanan meningkat hingga aliran tidak mampu melawan *adverse pressure* dan gesekan. Hal ini mengakibatkan terjadinya separasi, dengan nilai distribusi koefisien tekanan menjadi stabil pada sudut  $90^\circ$  baik dalam eksperimen yang dilakukan maupun pada studi sebelumnya Lee [1]. Nilai distribusi koefisien tekanan dipengaruhi oleh bilangan *Reynolds* dan kecepatan aliran *freestream* yang melewati silinder sirkular tunggal.

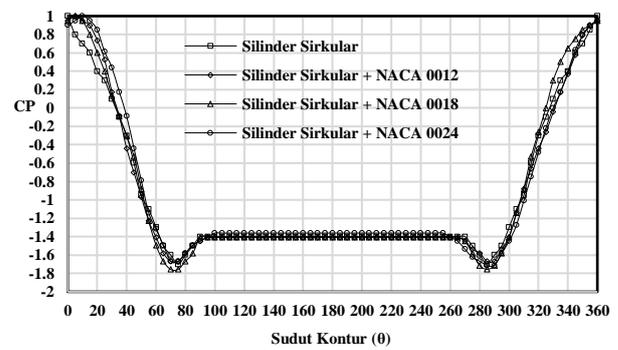
#### B. Analisa Distribusi Koefisien Tekanan pada Silinder Sirkular Tersusun Secara Tandem dengan Bodi Pengganggu *Airfoil* NACA 0012 dan NACA 0024

Pada bagian ini membahas pengaruh penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 dan NACA 0024 dengan variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) 1,6; 2,0; 2,4; dan 2,8. Pembahasan akan mencakup perbedaan yang terjadi pada distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) tiap variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) pada NACA 0012 dan NACA 0024. Berikut merupakan hasil perbandingan yang telah dibuat pada Gambar 5 dan 6.

Pada Gambar 5 dan 6 menunjukkan tren grafik koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 dan NACA 0024. Pada silinder sirkular terdapat perpindahan titik stagnasi sekitar *upper side* dikarenakan terdapatnya pengaruh *shear layer* dan *wake* yang terlepas dari bodi pengganggu *airfoil* dan mengenai silinder sirkular. Aliran mengalami perlambatan dari *freestream* yang mengenai silinder sirkular hingga tekanan maksimum. Perpindahan titik stagnasi pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 dengan variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) 1,6 ; 2,0 ; 2,4 ; 2,8 terjadi pada sudut



Gambar 8. Distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* pada jarak ( $S/D$ ) = 1,6.



Gambar 7. Distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* pada jarak ( $S/D$ ) = 2,8.

10° (*upper side*), 5° (*upper side*), 5° (*upper side*), 5° (*upper side*). Perpindahan titik stagnasi pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0024 pada variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) 1,6 ; 2,0 ; 2,4 ; 2,8 terjadi pada sudut 5° (*upper side*), 5° (*upper side*), 10° (*upper side*), 10° (*upper side*).

Silinder sirkular mengalami percepatan yang ditandai dengan menurunnya nilai distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ). Percepatan yang terjadi karena aliran melalui daerah *favorable* yang kemudian nilai distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) mengalami kenaikan kembali dikarenakan aliran melalui daerah *adverse pressure* dan gesekan sehingga terjadi separasi yang ditandai dengan nilai distribusi koefisien tekanan yang mulai stabil.

Pada silinder sirkular dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 dengan variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) 1,6 ; 2,0 ; 2,4 ; 2,8 titik separasi terjadi pada sudut 95°-260°; 95°-260°; 95°-260°; dan 95°-265° dengan nilai koefisien *base pressure* ( $C_{PB}$ ) yaitu sebesar (-1,317); (-1,361); (-1,361); dan (-1,4). Pada silinder sirkular dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0024 dengan variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) 1,6 ; 2,0 ; 2,4 ; 2,8 titik separasi terjadi pada sudut 110°-245°; 100°-250°; 95°-255°; dan 100°-255° dengan nilai koefisien *base pressure* ( $C_{PB}$ ) yaitu sebesar (-1,185); (-1,317); (-1,361); dan (-1,361).

Adapun perbedaan dari masing-masing variasi jarak yang terlihat pada *base pressure* atau nilai tekanan yang berada pada sepanjang daerah separasi aliran. Dimana *base pressure* tertinggi berada pada konfigurasi jarak ( $S/D$ ) = 1,6 sedangkan nilai *base pressure* terendah berada pada konfigurasi jarak ( $S/D$ ) = 2,8. Dapat terlihat pula pada konfigurasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) = 1,6 secara optimal dapat menunda terjadinya separasi.

### C. Pengaruh Penambahan Bodi Pengganggu Airfoil Tiap NACA pada Variasi Jarak Longitudinal ( $S/D$ ) = 1,6 dan 2,8

Pada bagian ini akan dijelaskan mengenai analisa pengaruh penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012, NACA 0018, NACA 0024 terhadap distribusi nilai koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) = 1,6 dan 2,8 dengan bilangan *Reynolds* sebesar  $2,01 \times 10^4$ .

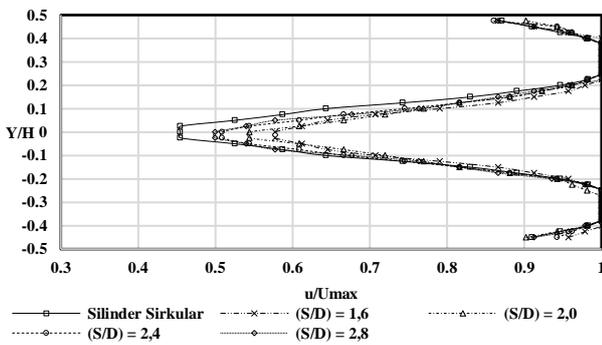
Gambar 7 menunjukkan grafik distribusi tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular tanpa bodi pengganggu dan dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024 pada jarak longitudinal ( $S/D$ ) 1,6. Pada silinder sirkular tanpa bodi pengganggu, letak titik stagnasi terjadi pada 0° dan mengalami percepatan yang ditandai dengan penurunan tekanan hingga ( $C_p$ ) minimal pada sudut 75°. Kemudian aliran mengalami perlambatan

hingga nilai distribusi tekanan ( $C_p$ ) mulai stabil dengan nilai koefisien *base pressure* ( $C_{PB}$ ) sebesar -1,4. Selanjutnya, dengan penambahan bodi pengganggu berupa *airfoil* mengakibatkan perubahan distribusi tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular. Perubahan distribusi tekanan ( $C_p$ ) tersebut dapat terlihat dengan membandingkannya dengan silinder sirkular tunggal.

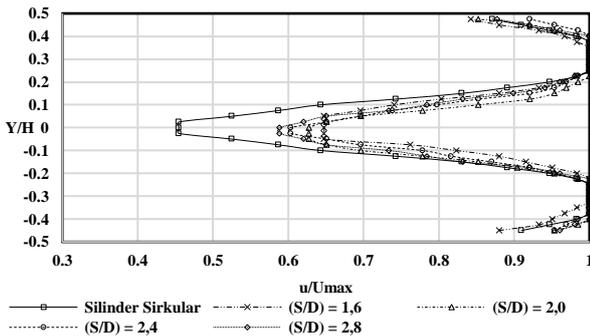
Silinder sirkular mengalami percepatan yang ditandai dengan menurunnya nilai distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ). Percepatan ini terjadi karena aliran melalui daerah *favorable* yang mengakibatkan penurunan koefisien distribusi tekanan ( $C_p$ ). Namun, akibat aliran melalui daerah *adverse pressure* nilai koefisien distribusi tekanan ( $C_p$ ) kembali mengalami kenaikan hingga pada titik tertentu aliran tidak mampu melawan *shear stress* dan *adverse pressure* sehingga terjadi separasi yang ditandai dengan nilai distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) yang mulai stabil. Pada silinder sirkular dengan *airfoil* NACA 0012, terjadinya separasi dimulai pada sudut 95° (*upper side*) dan 260° (*lower side*). Pada silinder sirkular dengan *airfoil* NACA 0018, terjadinya separasi dimulai pada sudut 100° (*upper side*) dan 255° (*lower side*). Kemudian separasi pada silinder sirkular dengan *airfoil* NACA 0024 terjadi pada sudut 110° (*upper side*) dan 245° (*lower side*). Hal ini menunjukkan bahwa dengan penambahan bodi pengganggu berupa *airfoil* pada variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) 1,6 dapat menunda terjadinya separasi.

Gambar 8 menunjukkan grafik distribusi tekanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular tanpa bodi pengganggu dan dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024 pada jarak longitudinal ( $S/D$ ) 1,6. Silinder sirkular mengalami percepatan yang ditandai dengan menurunnya nilai distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ). Percepatan ini terjadi karena aliran melalui daerah *favorable* yang mengakibatkan penurunan koefisien distribusi tekanan ( $C_p$ ). Namun, akibat aliran melalui daerah *adverse pressure* nilai koefisien distribusi tekanan ( $C_p$ ) kembali mengalami kenaikan hingga pada titik tertentu aliran tidak mampu melawan *shear stress* dan *adverse pressure* sehingga terjadi separasi yang ditandai dengan nilai distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) yang mulai stabil.

Pada silinder sirkular dengan *airfoil* NACA 0012, terjadinya separasi dimulai pada sudut 95° (*upper side*) dan 265° (*lower side*). Pada silinder sirkular dengan *airfoil* NACA 0018, terjadinya separasi dimulai pada sudut 90° (*upper side*) dan 265° (*lower side*). Kemudian separasi pada silinder sirkular dengan *airfoil* NACA 0024 terjadi pada sudut 100° (*upper side*) dan 255° (*lower side*). Hal ini menunjukkan bahwa dengan penambahan bodi pengganggu



Gambar 11. Grafik distribusi profil kecepatan di belakang silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada bilangan Reynolds  $2,01 \times 10^4$ .



Gambar 12. Grafik distribusi profil kecepatan di belakang silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0024 pada bilangan Reynolds  $2,01 \times 10^4$ .

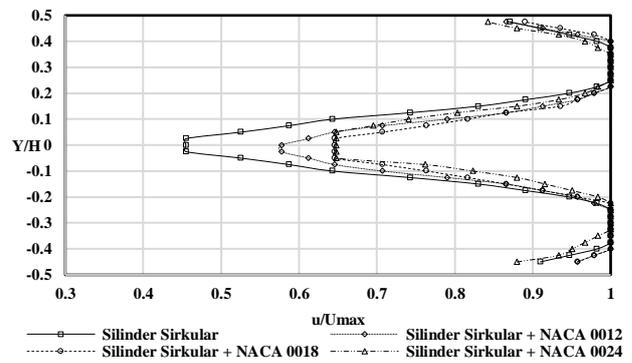
berupa *airfoil* pada variasi jarak longitudinal (S/D) 2,8 dapat menunda terjadinya separasi.

Dari Gambar 7 dan 8 menunjukkan nilai koefisien *base pressure* ( $C_{PB}$ ) pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024 berada diatas *base pressure* silinder tunggal dengan nilai koefisien *base pressure* pada jarak longitudinal (S/D) = 1,6 sebesar -1,31, -1,22, -1,18 dan nilai koefisien *base pressure* pada jarak longitudinal (S/D) = 2,8 sebesar -1,4, -1,4, -1,36. Kenaikan nilai koefisien *base pressure* mengindikasikan bahwa nilai koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ) menurun akibat pengaruh penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024. Dapat disimpulkan bahwa dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024 pada silinder sirkular di variasi jarak longitudinal (S/D) 1,6 memberikan reduksi nilai koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ) lebih optimal dibandingkan dengan variasi jarak longitudinal (S/D) = 2,8.

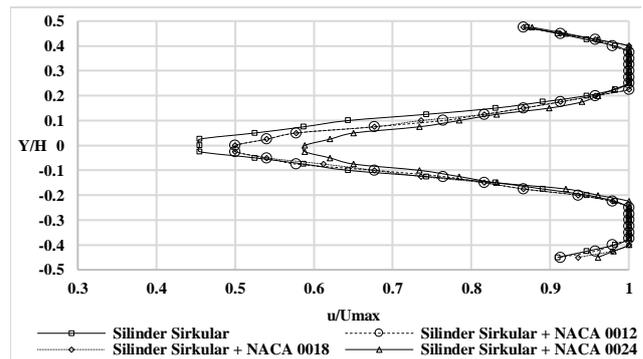
**D. Analisa Profil Kecepatan di Belakang Silinder Sirkular yang Tersusun Secara Tandem**

Pada bagian ini akan dijelaskan mengenai analisa distribusi kecepatan dibelakang silinder sirkular yang tersusun tandem dengan dan tanpa bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 dan NACA 0024 untuk semua variasi jarak longitudinal (S/D) 1,6; 2,0; 2,4; dan 2,8. Distribusi kecepatan diambil menggunakan *pitot static tube* di belakang silinder sirkular pada jarak 4D. Data diambil setiap ketinggian 5 mm dari sisi atas hingga bawah *wind tunnel*.

Dalam bagian ini, akan dibahas juga mengenai defisit momentum yang terjadi. Hal ini dapat dianalisa melalui grafik distribusi kecepatan yang dibandingkan dengan dan tanpa bodi pengganggu NACA 0012, NACA 0018, dan



Gambar 9. Grafik distribusi profil kecepatan di belakang silinder sirkular dengan bodi pengganggu pada bilangan Reynolds  $2,01 \times 10^4$  menggunakan variasi jarak (S/D) = 1,6.

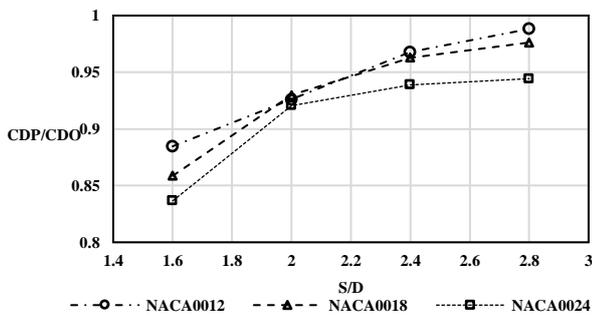


Gambar 10. Grafik distribusi profil kecepatan di belakang silinder sirkular dengan bodi pengganggu pada bilangan Reynolds  $2,01 \times 10^4$  menggunakan variasi jarak (S/D) = 2,8.

NACA 0024. Adapun grafik untuk perbandingan distribusi kecepatan untuk variasi jarak (S/D) 1,6 dan 2,8 dengan dan tanpa bodi pengganggu NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024.

Gambar 9 merupakan grafik dari profil kecepatan aliran di belakang silinder sirkular dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada variasi jarak longitudinal (S/D) = 1,6; 2,0; 2,4; dan 2,8. Terlihat bahwa pada konfigurasi jarak (S/D) = 1,6 mempunyai nilai defisit momentum yang lebih kecil dibandingkan konfigurasi jarak (S/D) lainnya, ditandai dengan nilai  $u/U_{maks}$  yang lebih besar. Kemudian, defisit momentum terbesar terjadi pada konfigurasi jarak (S/D) = 2,4. Semakin kecil nilai defisit momentum tersebut maka semakin kecil pula gaya hambat terhadap momentum aliran fluida di belakang silinder sirkular. Hal ini disebabkan dengan penambahan bodi pengganggu akan mempercepat aliran lapis batas dari laminar ke turbulen, dengan dominasi lapis batas turbulen pada permukaan silinder sirkular, maka titik separasi pada silinder sirkular utama akan lebih tertunda ke belakang. Titik separasi yang semakin tertunda ke belakang mengindikasikan *wake* yang terbentuk juga semakin kecil sehingga gaya hambat yang tercipta juga semakin kecil.

Gambar 10 merupakan grafik dari profil kecepatan aliran di belakang silinder sirkular dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0024 pada variasi jarak longitudinal (S/D) = 1,6; 2,0; 2,4; dan 2,8. Terlihat bahwa pada konfigurasi jarak (S/D) = 1,6 mempunyai nilai defisit momentum yang lebih kecil dibandingkan konfigurasi jarak (S/D) lainnya, ditandai dengan nilai  $u/U_{maks}$  yang lebih besar. Kemudian, defisit momentum terbesar terjadi pada konfigurasi jarak (S/D) = 2,4. Semakin kecil nilai defisit



Gambar 14. Grafik distribusi koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) silinder sirkular dengan bodi pengganggu airfoil.

momentum tersebut maka semakin kecil pula gaya hambat terhadap momentum aliran fluida di belakang silinder sirkular. Hal ini disebabkan dengan penambahan bodi pengganggu akan mempercepat aliran lapis batas dari laminar ke turbulen, dengan dominasi lapis batas turbulen pada permukaan silinder sirkular, maka titik separasi pada silinder sirkular utama akan lebih tertunda ke belakang. Titik separasi yang semakin tertunda ke belakang mengindikasikan wake yang terbentuk juga semakin kecil sehingga gaya hambat yang tercipta juga semakin kecil.

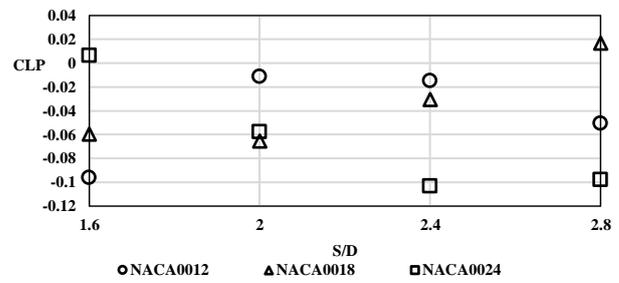
Gambar 11 dan 12 terlihat bahwa defisit momentum yang paling kecil terjadi pada konfigurasi jarak ( $S/D$ ) = 1,6 dan defisit momentum paling besar terjadi pada konfigurasi jarak ( $S/D$ ) = 2,8. Dari grafik tersebut juga dapat disimpulkan bahwa semakin tebal geometri airfoil maka defisit momentum yang dihasilkan juga semakin kecil yaitu pada penggunaan bodi pengganggu airfoil NACA 0024. Semakin kecil nilai defisit momentum tersebut maka semakin kecil pula gaya hambat terhadap momentum aliran fluida di belakang silinder sirkular.

*E. Distribusi Koefisien Drag Pressure pada Silinder Sirkular dengan Penambahan Bodi Pengganggu yang Tersusun Secara Tandem*

Pada bagian ini akan ditampilkan pengaruh penambahan bodi pengganggu airfoil NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024 terhadap nilai distribusi koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) pada silinder sirkular yang tersusun tandem. Semua hasil distribusi koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) ditampilkan pada Gambar 13.

Pada Gambar 13 terlihat bahwa dengan penambahan bodi pengganggu airfoil NACA 0024 memiliki nilai distribusi koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) paling rendah jika dibandingkan dengan NACA 0012 dan NACA 0018 pada setiap variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ). Nilai koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) terendah terjadi pada posisi jarak longitudinal ( $S/D$ ) = 1,6 yaitu sebesar 1,11. Pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu airfoil NACA 0012 nilai distribusi koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) paling tinggi pada variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) = 1,6; 2,4; dan 2,8, tetapi untuk jarak ( $S/D$ ) = 2,0 nilai koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) pada NACA 0012 lebih rendah dibandingkan dengan NACA 0018. Hal ini dipengaruhi salah satunya dari nilai yang koefisien base pressure ( $C_{BP}$ ) silinder pada masing masing konfigurasi. Ketika nilai koefisien base pressure ( $C_{BP}$ ) tinggi maka nilai koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) akan menurun, dan sebaliknya.

Selain adanya pengaruh jarak terhadap kemampuan sebuah airfoil dalam mereduksi koefisien drag pressure pada silinder sirkular utama, perbedaan jenis airfoil yang dipakai juga



Gambar 13. Grafik distribusi koefisien lift pressure ( $C_{LP}$ ) silinder sirkular dengan bodi pengganggu airfoil.

memiliki pengaruh yang signifikan terhadap reduksi koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) pada silinder sirkular. Berdasarkan Gambar 13 pada setiap variasi jarak terlihat bahwa penambahan airfoil NACA 0024 dengan ketebalan yang paling besar memiliki kemampuan mereduksi koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) yang paling optimal dan penambahan dengan NACA 0012 yang merupakan airfoil dengan ketebalan paling kecil memiliki kemampuan reduksi drag pressure ( $C_{DP}$ ) yang tidak terlalu signifikan. Oleh karena itu, pada suatu jarak tertentu penambahan bodi pengganggu berupa airfoil dengan ketebalan yang semakin besar dapat mereduksi gaya drag yang bekerja pada silinder sirkular dengan semakin optimal. Dapat disimpulkan bahwa reduksi koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) paling tinggi terjadi pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu airfoil NACA 0024 dengan variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) = 1,6 sebesar 16,3%. Kemudian didapatkan pula reduksi koefisien drag pressure ( $C_{DP}$ ) paling rendah yaitu terjadi pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu airfoil NACA 0012 dengan variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) = 2,8 sebesar 1,2%.

*F. Distribusi Koefisien Lift Pressure pada Silinder Sirkular dengan Penambahan Bodi Pengganggu yang Tersusun Secara Tandem*

Pada bagian ini akan ditampilkan pengaruh penambahan bodi pengganggu airfoil NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024 terhadap nilai distribusi koefisien lift pressure ( $C_{LP}$ ) pada silinder sirkular yang tersusun tandem. Pada penelitian ini, nilai distribusi koefisien lift pressure ( $C_{LP}$ ) pada silinder tunggal bernilai nol. Hal ini menandakan bahwa tidak ada gaya lift yang bekerja pada silinder tunggal.

Pada Gambar 14 terlihat bahwa dengan penambahan bodi pengganggu airfoil pada silinder sirkular tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap koefisien lift pressure ( $C_{LP}$ ) dengan nilai distribusi koefisien lift pressure pada semua variasi hampir mendekati nol. Hal ini diakibatkan oleh pengaruh variasi jarak yang terlalu jauh sehingga pengaruh dari bodi pengganggu airfoil tidak terlalu signifikan. Nilai distribusi koefisien lift pressure ( $C_{LP}$ ) pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu airfoil NACA 0012 pada variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) = 1,6; 2,0; 2,4; dan 2,8 sebesar -0,1; -0,01; -0,01; dan -0,05. Nilai distribusi koefisien lift pressure ( $C_{LP}$ ) pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu airfoil NACA 0018 pada variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) = 1,6; 2,0; 2,4; dan 2,8 sebesar -0,06; -0,07; -0,03; dan -0,02. Nilai distribusi koefisien lift pressure ( $C_{LP}$ ) pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu airfoil NACA 0024 pada variasi jarak longitudinal ( $S/D$ ) = 1,6; 2,0; 2,4; dan 2,8 sebesar 0,01; -0,06; -0,1; dan -0,1. Nilai koefisien lift pressure ( $C_{LP}$ ) bernilai negatif mengindikasikan terjadinya downforce pada

silinder sirkular. Nilai koefisien *lift pressure* ( $C_{LP}$ ) bernilai positif mengindikasikan terjadinya *lift force* pada silinder sirkular.

#### IV. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian mengenai pengaruh penambahan bodi pengganggu berupa *airfoil* NACA 0012, NACA 0018, dan NACA 0024 dan variasi jarak longitudinal (S/D) terhadap karakteristik aliran fluida yang melintasi silinder sirkular yang tersusun secara tandem didapatkan kesimpulan sebagai berikut: (1) Nilai distribusi koefisien tahanan ( $C_p$ ) pada silinder sirkular dengan penambahan bodi pengganggu berupa *airfoil* menunjukkan grafik yang tidak simetris antara *upper side* dan *lower side*, dan adanya pergeseran titik stagnasi yang dipengaruhi oleh penggunaan *angle of attack*  $\alpha = 5^\circ$ . (2) Nilai distribusi koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ) pada silinder sirkular dipengaruhi oleh variasi jarak longitudinal (S/D) dan variasi jenis bodi pengganggu yang digunakan. Reduksi koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ) paling besar terjadi pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0024 dengan konfigurasi jarak (S/D) = 1,6 sebesar 16,3%. Kemudian didapatkan pula reduksi koefisien *drag pressure* ( $C_{DP}$ ) paling rendah yaitu terjadi pada silinder sirkular dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 dengan variasi jarak longitudinal (S/D) = 2,8 sebesar 1,2%. Kemudian penambahan bodi pengganggu *airfoil* pada silinder sirkular tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap koefisien *lift pressure* ( $C_{LP}$ ) dengan nilai distribusi koefisien *lift pressure* pada semua variasi hampir mendekati nol. (3) Berdasarkan grafik distribusi profil kecepatan di belakang silinder sirkular, didapatkan defisit momentum yang paling kecil terjadi pada konfigurasi jarak (S/D) = 1,6 dan defisit momentum paling besar terjadi pada konfigurasi jarak (S/D) = 2,8. Kemudian, penggunaan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0024 menunjukkan hasil yang paling efektif dalam mengurangi defisit momentum pada

semua variasi jarak (S/D).

#### V. SARAN

Setelah dilakukan penelitian mengenai pengaruh penambahan bodi pengganggu terhadap karakteristik aliran pada silinder sirkular yang tersusun secara tandem dengan variasi jarak longitudinal (S/D). Adapun saran yang bisa diberikan untuk peneliti selanjutnya akan menggunakan penelitian ini sebagai referensi yaitu: (1) Dalam melakukan pengambilan data perlu melakukan penyesuaian *inlet velocity* pada saluran uji dan menyesuaikan ketinggian fluida pada *inclined manometer*  $15^\circ$  untuk setiap pengambilan data. (2) Pengaturan suhu dan kelembapan pada setiap pengambilan data diperlukan agar pengganggu tidak mempengaruhi proses pengambilan data. (3) Pengambilan data hendaknya menggunakan alat ukur dengan akurasi yang tinggi seperti *pressure transducer* dan data *logger* sehingga diperoleh data yang akurat. (4) Memastikan posisi *pressure tap* pada silinder sirkular berada pada sudut yang tepat sehingga data yang diperoleh akurat.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] 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, pp. 233–250, 2004, doi: 10.1016/j.fluidyn.2004.01.001.
- [2] M. Sarioglu, "Aerodynamic characteristics of the flow around an airfoil and a circular cylinder," *Omer Halisdemir Univ. J. Eng. Sci.*, vol. 6, no. 1, pp. 191–202, 2017.
- [3] Z. D. Sinaga, "Studi Kasus untuk Pengaruh Variasi Bentuk Profil Pengganggu dan Pengaruh Variasi Jarak Antara Silinder Utama dengan Profil Pengganggu," Departemen Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya, 2005.
- [4] S. P. G. G. Tista, "Pengaruh penempatan penghalang berbentuk silinder pada posisi vertical dengan variasi jarak horisontal di depan silinder utama terhadap koefisien drag," *J. Ilm. Tek. Mesin*, vol. 4, no. 2, pp. 160–165, 2010.
- [5] T. Tsutsui and T. Igarashi, "Drag reduction of a circular cylinder in an air-stream," *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, vol. 90, no. 4–5, pp. 527–541, 2002, doi: 10.1016/S0167-6105(01)00199-4.