

Studi Numerik Karakteristik Aliran Melintasi Silinder Sirkular dengan Bodi Pengganggu *Airfoil* NACA 0012, NACA 0018, NACA 0024 yang Tersusun Tandem

Innastya Hafshah Irbatul Ilmi dan Wawan Aries Widodo
Departemen Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)
e-mail: wawanaries@me.its.ac.id

Abstrak—Penelitian ini dilakukan secara numerik dengan penambahan bodi pengganggu berupa *airfoil* dengan tiga macam NACA yang memiliki *angle of attack* 5° yaitu NACA 0012; NACA 0018; NACA 0024 ditempatkan di depan silinder sirkular ($D = 36$ mm) sisi *upstream* dengan variasi jarak $S/D = 0,2; 0,6; 1; 1,4$. Simulasi numerik ini menggunakan CFD solver FLUENT 2023 R1 Student Version dengan pemodelan 2D-*unsteady flow* dan *turbulence viscous model* $k-\omega$ Shear Stress Transport. Penelitian numerik ini dilakukan pada bilangan Reynolds sebesar $2,01 \times 10^4$. Tujuan penelitian ini adalah untuk mengurangi gaya hambat dan hasil yang diperoleh dari penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada jarak $S/D = 1,4$ dapat mereduksi koefisien *drag* secara optimal sebesar 28,4%. Sedangkan reduksi koefisien *drag* terendah terjadi pada NACA 0018 dengan jarak $S/D = 1$ yaitu sebesar 11%.

Kata Kunci—*Airfoil, Bodi Pengganggu, Bluff Body, Drag, Lift.*

I. PENDAHULUAN

Penelitian mekanika fluida semakin berkembang dan menjadi semakin penting dengan pertumbuhan industri dan kemajuan dalam teknologi penerbangan dan pesawat terbang. Studi tentang aliran fluida juga terus berkembang, termasuk penelitian tentang aliran eksternal, turbulensi, dinamika fluida komputasi (CFD), dan fenomena lainnya. Aliran eksternal merupakan aliran *incompressible* melintasi *bluff body* berbentuk silinder sirkular. Karakteristik aliran di sekitar *bluff body* dapat dianalisa melalui filosofi *boundary layer*.

Aliran eksternal *viscous* merupakan aliran fluida di sekitar suatu benda solid yang mengalir melalui fluida. Aliran eksternal *viscous* yang mengalir melalui silinder akan mengalami stagnasi, *boundary layer*, separasi dan *wake* di belakang silinder. Adanya separasi aliran akan menyebabkan terjadinya *wake* di belakang silinder yang mengakibatkan *drag force*. Semakin cepat terjadinya separasi aliran, *wake* akan semakin membesar atau melebar sehingga *drag* semakin membesar.

Usaha yang dilakukan untuk mengurangi gaya hambat (*drag*) adalah dengan cara memanipulasi medan aliran. Memanipulasi medan aliran dilakukan dengan metode pengendalian aliran secara pasif. Metode aliran pasif atau *passive flow* yaitu dengan memanjangkan bagian *downstream* dari *bluff body*, memberikan kekasaran pada permukaan *bluff body*, atau menempatkan bodi pengganggu pada bagian *upstream* dari *bluff body*.

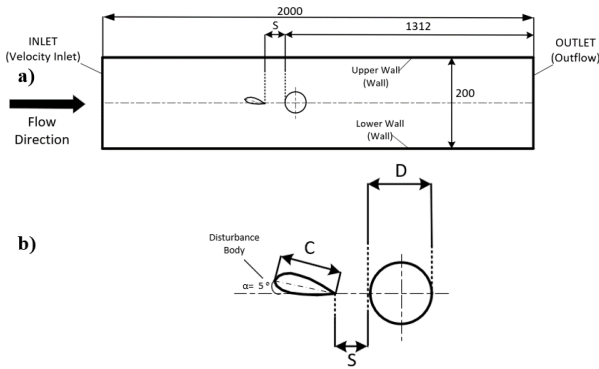
Pada tahun 2017, Sarioglu melakukan penelitian pada bilangan Reynolds 1,5 menggunakan *airfoil* dengan panjang *chord* C dan silinder sirkular berdiameter $D = 25$ mm sebagai *bluff body*. Keduanya ditempatkan pada sumbu yang sama

dan berada dalam arah aliran di bagian belakang *airfoil*. Penelitian ini memvariasikan sudut serang *airfoil* α dari 0° hingga 150° , sementara jarak longitudinal antara *airfoil* dan silinder divariasikan sebagai celah tak berdimensi S/D dari 0 hingga 4,3. Tujuan penelitian ini adalah untuk menguji pengaruh sudut serang *airfoil* dan jarak longitudinal antara *airfoil* dan silinder terhadap aliran fluida. Hasil penelitian menunjukkan adanya interaksi saling mempengaruhi antara *airfoil* dan silinder. Selain itu, melalui visualisasi aliran, variasi struktur aliran yang tergantung pada sudut serang *airfoil* dan jarak longitudinal antara *airfoil* dan silinder juga terungkap [1].

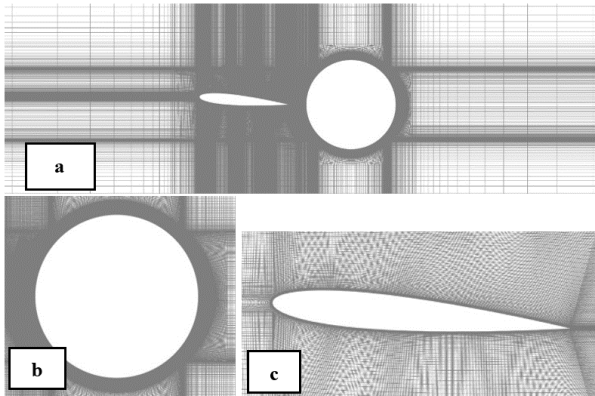
Pada tahun 2004, Lee telah melakukan sebuah penelitian eksperimental untuk mengamati pola *wake* yang terbentuk di sekitar silinder sirkular setelah menambahkan sebuah bodi pengganggu. Penelitian ini memanfaatkan variasi bilangan Reynolds, khususnya pada nilai 2×10^4 . Selain itu, dilakukan variasi rasio diameter (d/D) antara 0,133 hingga 0,267, dan jarak antara bodi pengganggu dengan silinder utama dengan menggunakan rasio S/D sebesar 2 mm, 2,08 mm, dan 3 mm. Hasil penelitian menunjukkan bahwa mode *wake impingement* menghasilkan pengurangan gaya hambat yang lebih baik dibandingkan dengan mode *cavity* [2].

Pada tahun 2004, Zhou telah melakukan penelitian numerik menggunakan metode *finite volume* pada sebuah silinder sirkular yang ditempatkan di dekat *wake airfoil* NACA 4412 yang mengalami *cross flow*. Penelitian ini dilakukan pada Bilangan Reynolds $Re = 200$, berdasarkan diameter silinder. Tujuan penelitian adalah untuk memeriksa pengaruh sudut serang *airfoil*, jarak longitudinal, dan jarak lateral antara *airfoil* dan silinder terhadap pembebanan *unsteady* pada silinder, frekuensi pelepasan *vortex*, serta pola *vortex* yang terbentuk di sekitar silinder [3].

Pada tahun 2014, Y. Qiu telah melakukan penelitian eksperimental untuk mengurangi gaya hambat dan menekan *vortex shedding* dari silinder sirkular. Penelitian ini berfokus pada pengaruh *splitter plate* dalam *wake* pada aliran udara. Eksperimen *wind tunnel* ini, memiliki silinder sirkular dengan diameter $D = 0,4$ m dengan variasi berbagai bilangan Reynolds dari $6,90 \times 10^4$ hingga $8,28 \times 10^5$. *Splitter plate* dengan rasio panjang terhadap diameter silinder sirkular $L/D = 3$. Hasil eksperimen menunjukkan ketika *splitter plate* ditempatkan di depan silinder sirkular, nilai koefisien *drag* (C_D) meningkat secara monoton dalam kisaran 0,35 hingga 0,5, dan kemudian nilai C_D mulai berkurang ketika bilangan Reynolds mencapai sekitar 3×10^5 . Pemasangan *splitter plate* ini secara efektif mengubah karakteristik aliran di sekitar silinder dan dapat mengurangi gaya hambat yang dihasilkan serta menekan terjadinya *vortex shedding* [4].



Gambar 1. Domain simulasi numerik a) skema keseluruhan, b) detail penempatan silinder sirkular dan *airfoil* secara tandem.



Gambar 2. Computational meshing a) overall meshing system, b) detail meshing silinder sirkular, dan c) detail meshing *airfoil*.

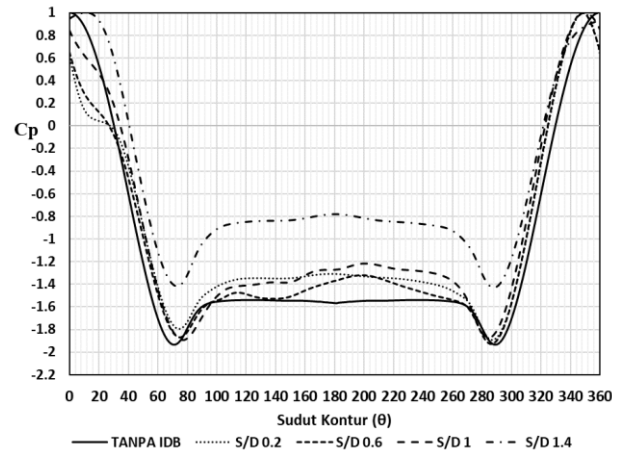
II. URAIAN PENELITIAN

A. Penyelesaian Numerik

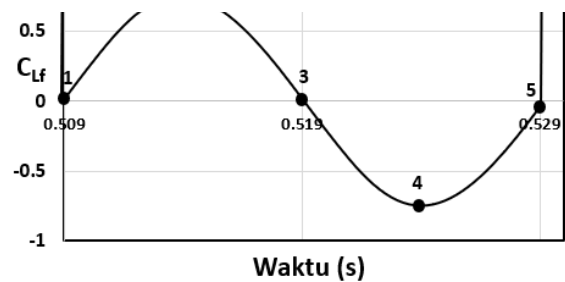
Diberikan pada Gambar 1, dengan keterangan Diameter Silinder Sirkular (D) = 36 mm, *Chord Disturbance Body* (c) = 36 mm, Jarak (S/D) = 0,2 ; 0,6 ; 1 ; 1,4, dan *Angle of Attack* (α) = 5°.

Penyelesaian numerik dalam penelitian ini terdiri dari tiga tahap, yaitu *pre-processing*, *processing*, dan *post-processing*. Tahap *pre-processing* dimulai dengan pembuatan geometri 2-dimensi dan pemodelan simulasi menggunakan *software* SolidWorks 2021 dengan ukuran *wind tunnel* sebesar 2000 x 200 mm. Selanjutnya, dua benda utama dibuat, yaitu silinder sirkular dengan diameter 36 mm dan *airfoil* dengan *chord* 36 mm sebagai bodi pengganggu. *Angle of attack* *airfoil* (α) diatur sebesar 5°, dan variasi jarak antara *airfoil* dengan silinder sirkular (S/D)= 0,2; 0,6; 1; dan 1,4. Skema untuk variasi tersebut dijelaskan lebih lanjut pada Gambar 1. Setelah itu, proses *meshing* dan penentuan kondisi batas dilakukan menggunakan *software* Gambit 2.4.6.

Tahap kedua dari *pre-processing* adalah melakukan *meshing*, yang dilakukan menggunakan *software* Gambit 2.4.6. *Meshing* merupakan proses pembagian model solid menjadi elemen-elemen kecil yang berfungsi untuk mempermudah perhitungan dan iterasi dalam simulasi. Dalam proses *meshing*, jumlah nodes yang digunakan adalah sebanyak 198799 yang ditunjukkan pada Gambar 3 yaitu *mesh* D. Proses penentuan jumlah nodes ini menggunakan *Grid Independency Test* (GIT) untuk memastikan kecukupan dan keakuratan hasil simulasi. Gambar 2 menggambarkan langkah-langkah dan hasil dari proses pembuatan *meshing*



Gambar 6. Grafik distribusi koefisien tekanan rata-rata silinder dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada jarak S/D = 0,2; 0,6; 1; dan 1,4.



Gambar 4 Grafik C_{L_f} pengambilan nilai rata-rata dalam satu periode.

tersebut.

Tahap berikutnya adalah tahap *processing* yang mencakup beberapa langkah seperti *scale and check*, pemilihan *solver*, *input model*, penentuan material, *input boundary conditions*, *input solution methods*, *initialization*, dan *calculation*. Pada penelitian ini, analisis perpindahan panas tidak dipertimbangkan, sehingga energi dalam keadaan nonaktif (*off*). Untuk model *viscous* yang digunakan pada simulasi adalah $k-\omega$ *Shear stress transport* (SST). Pemilihan $k-\omega$ SST didasarkan pada alasan bahwa model ini menggabungkan formulasi $k-\omega$ *Standard* yang akurat di dekat dinding dengan formulasi $k-\epsilon$ *Standard* yang jauh dari dinding. Dengan demikian, Dengan demikian, model ini memberikan hasil yang lebih baik dalam mengatasi kompleksitas aliran yang terjadi di sekitar geometri yang diteliti.

Material yang digunakan memiliki temperatur 300 K, densitas $1,225 \text{ kg m}^{-3}$, dan viskositas sebesar $1,7894 \cdot 10^{-5} \text{ N s m}^{-2}$. Parameter yang dimasukkan adalah kecepatan inlet yaitu *velocity magnitude* sebesar 8,717 m/s. *Turbulent Intensity* sebesar 0.5 %. Untuk *turbulent Length Scale* sebesar 0,07D (D = diameter silinder sirkular) berdasarkan ANSYS Inc. tahun 2009. Metode yang digunakan untuk simulasi ini adalah *Pressure-Velocity Coupling* dengan skema SIMPLEC. *Spacial Discretization* untuk tekanan menggunakan *Second Order*. Untuk momentum, *turbulent kinetic energy*, dan *specific dissipation rate* menggunakan *Second Order Upwind*. *Transient Formulation* menggunakan *Second Order Implicit*. Proses inialisasi dilakukan dengan metode *hybrid Initialization* untuk memulai simulasi dengan keadaan awal yang sesuai. Sebagai analisis numerik yang melibatkan *Transient*, *Time Step Size* yang digunakan adalah 0,0001 untuk memastikan kelajuan dan akurasi iterasi dalam aliran di sekitar silinder sirkular. Tahap terakhir yaitu tahap *post-processing*, data yang diambil berupa data kuantitatif dan

kualitatif. Data kuantitatif berupa koefisien tekanan (C_p), nilai koefisien *drag* (C_D), nilai koefisien *lift* (C_L), dan *Strouhal Number* (St). Sedangkan untuk data kualitatif berupa kontur tekanan statis, kontur kecepatan yang digabung dengan *streamline*, dan kontur *turbulent intensity*.

Untuk mendapatkan koefisien tekanan (C_p), digunakan metode *instantaneous time*, di mana nilai rata-rata diperoleh dengan menghentikan iterasi pada lima titik seperti pada Gambar 4. Untuk menghitung rata-rata koefisien tekanan, digunakan rumus sebagai berikut.

$$C_p = \frac{C_{p1} + C_{p2} + C_{p3} + C_{p4} + C_{p5}}{5} \quad (1)$$

Kemudian untuk memperoleh *Strouhal number* dapat menggunakan grafik fluktuatif koefisien *lift* seperti pada Gambar 5. Perhitungan dari *Strouhal number* menggunakan persamaan berikut.

$$Periode = \frac{T_n - T_1}{Shedding\ cycle} \quad (2)$$

$$f = \frac{1}{Periode} \quad (3)$$

$$St = \frac{f \cdot D}{U} \quad (4)$$

Dari grafik C_{L_f} di atas didapat perhitungan sebagai berikut:

$$Periode = \frac{(0,595 - 0,504)}{4,5} = 0,0202\ s/siklus \quad (5)$$

$$f = \frac{1}{0,0202} = 49,50\ Hz \quad (6)$$

$$St = \frac{49,50\ Hz \cdot 0,036\ m}{8,717\ m/s} = 0,204 \quad (7)$$

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. *Distribusi Koefisien Tekanan (C_p) pada Bodi Utama Silinder dengan Variasi Tanpa Bodi Pengganggu dan dengan Bodi Pengganggu Airfoil NACA 0012 pada Jarak S/D=0,2; 0,6; 1; dan 1,4*

Pembahasan dilakukan dengan mengelompokkan dan membandingkan grafik distribusi koefisien tekanan pada silinder utama dengan variasi konfigurasi tanpa bodi pengganggu dan dengan variasi *airfoil* NACA 0012 pada jarak S/D = 0,2; 0,6; 1; dan 1,4. Data koefisien tekanan sesaat pada setiap titik dalam satu gelombang koefisien *lift* sesaat fungsi waktu (jumlah titik sebanyak 5 titik) yang kemudian diolah menjadi koefisien rata-rata.

Distribusi nilai tekanan pada permukaan silinder utama dalam konfigurasi tanpa bodi pengganggu yang ditampilkan dalam Gambar 6. menunjukkan bahwa titik stagnasi, yang ditandai dengan $C_p = 1$, terjadi pada sudut 0° . Setelah titik stagnasi, distribusi nilai tekanan menurun secara signifikan, menandakan bahwa aliran mengalami percepatan hingga mencapai kecepatan maksimum yang ditunjukkan oleh nilai koefisien tekanan yang paling rendah. Aliran mencapai kecepatan maksimum dengan nilai $C_p = -1,93$ pada sudut sekitar $\pm 70^\circ$ di *upper side* silinder utama dan pada sudut $\pm 290^\circ$ di *lower side* silinder utama. Setelah itu, aliran mengalami perlambatan akibat adanya tekanan *adverse pressure*, yang ditunjukkan oleh peningkatan grafik nilai

koefisien tekanan. Pada satu titik, aliran tidak dapat melawan *adverse pressure* dan gesekan, sehingga mengalami separasi pada titik sekitar $\pm 90^\circ$ di *upper side* dan $\pm 270^\circ$ di *lower side*. Terdapat perbedaan dalam grafik distribusi nilai koefisien tekanan antara variasi jarak. Pada jarak S/D = 1,4 memiliki nilai *base pressure* tertinggi dan jarak S/D = 0,6 memiliki nilai terendah.

Sedangkan untuk silinder utama dengan adanya bodi pengganggu *airfoil* yang dijelaskan pada Gambar 6., hampir seluruh nilai koefisien tekanan bernilai negatif dan menyerupai tren grafik silinder tunggal. Hal ini menandakan bahwa silinder utama masih dilingkupi oleh *wake* dari bodi pengganggu *airfoil*. Pada variasi jarak S/D = 0,2 aliran mencapai kecepatan maksimum sekitar $\pm 72^\circ$ di *upper side* silinder utama pada $C_p = -1,85$ dan sudut $\pm 288^\circ$ di *lower side* silinder utama pada $C_p = -1,89$ dan terdapat titik separasi yang mendekati dengan silinder tunggal yaitu sekitar $\pm 105^\circ$ di *upper side* dan $\pm 270^\circ$ di *lower side*. Namun pada jarak S/D = 1,4 terdapat titik stagnasi pada *upper side* yang terletak di sekitar sudut $\pm 10^\circ$ dan terjadi penundaan separasi yaitu terletak pada titik sekitar $\pm 118^\circ$ di *upper side* dan $\pm 250^\circ$ di *lower side*. Pada variasi jarak S/D = 1,4 aliran mencapai kecepatan maksimum sekitar $\pm 74^\circ$ di *upper side* silinder utama pada $C_p = -1,41$, dan sudut $\pm 286^\circ$ di *lower side* silinder utama pada $C_p = -1,42$. Perbandingan titik stagnasi dan separasi pada silinder utama seluruh variasi bodi pengganggu *airfoil* dapat dilihat pada Tabel 1.

Berikutnya, data yang ditampilkan merupakan data kualitatif visualisasi aliran yang diperoleh dari simulasi berupa *velocity pathline* pada bodi pengganggu *airfoil* dan silinder utama tersusun tandem yang dijelaskan pada Gambar 7. (a) dan (b). Pada jarak S/D = 0,2 tidak mengalami stagnasi pada *upper side* akan tetapi terjadi stagnasi di *lower side* pada sudut $\pm 348^\circ$. Sedangkan pada jarak S/D = 1,4 terdapat titik stagnasi di *upper side* pada sudut $\pm 10^\circ$ dan mengalami penundaan separasi di *upper side* pada sudut $\pm 118^\circ$ yang mengakibatkan *wake* yang lebih sempit. *Wake* yang semakin sempit akan mereduksi tekanan negatif di belakang silinder sirkular. Sehingga dapat menyebabkan reduksi gaya *drag* pada silinder sirkular.

B. *Koefisien Drag (C_D) pada Silinder Utama*

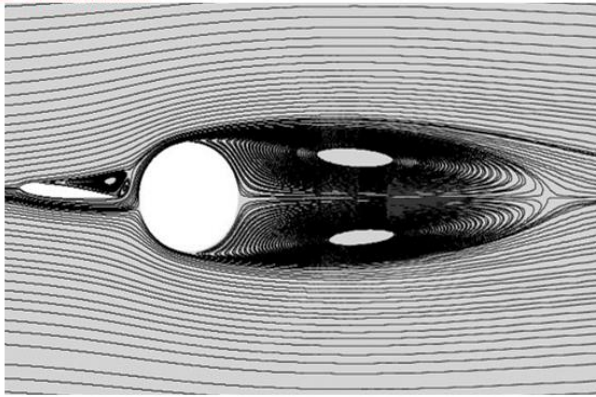
Data kuantitatif selanjutnya yang diteliti pada penelitian ini adalah menghitung koefisien *drag* yang dihasilkan dari silinder utama. Data koefisien *drag* (C_D) diambil pada saat aliran telah mencapai kondisi *steady state*, yang dimana pada kasus ini terjadi pada *flow time* 3 – 5 sekon. Dari *flow time* tersebut dapat diperoleh nilai rata-rata koefisien *drag* untuk setiap variasi. Hal ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh penambahan bodi pengganggu *airfoil* terhadap nilai koefisien *drag* dengan tanpa bodi pengganggu. Nilai koefisien *drag* (C_D) dengan variasi NACA 0012, 0018, dan 0024, serta variasi jarak S/D = 0,2; 0,6; 1, dan 1,4 dengan bilangan Reynolds $Re = 2,1 \times 10^4$ ditunjukkan pada Gambar 8.

Dari Gambar 8., pada silinder utama nilai koefisien *drag* terkecil didapatkan oleh konfigurasi dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada S/D = 1.4 dengan nilai koefisien *drag* (C_D) yaitu 1.001. Sedangkan nilai koefisien *drag* terbesar didapatkan konfigurasi dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0018 pada S/D

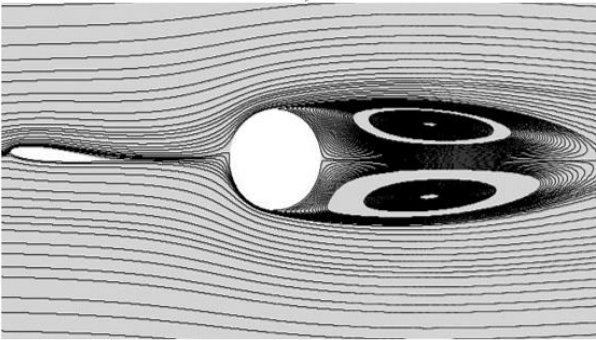
Tabel 1.

Titik stagnasi dan separasi pada silinder utama dengan adanya bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada jarak S/D = 0,2; 0,6; 1; dan 1,4

S/D	Upper side		Lower Side	
	Stagnasi	Separasi	Stagnasi	Separasi
0,2	-	±105°	±348°	±270°
0,6	-	±115°	±348°	±265°
1	-	±115°	±350°	±255°
1,4	±10°	±118°	-	±250°



a)

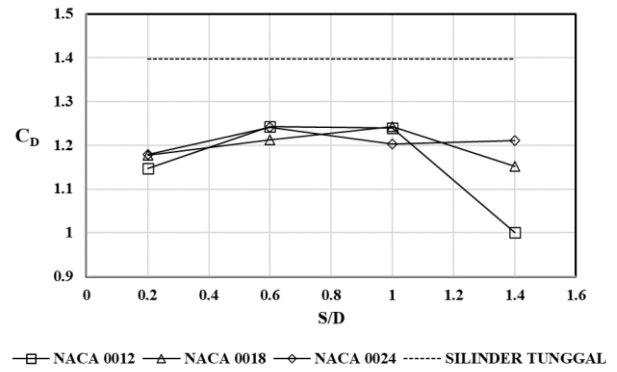


b)

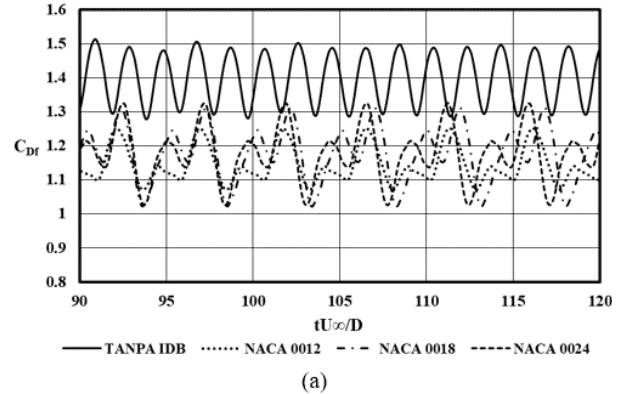
Gambar 7. Velocity pathline konfigurasi tandem dengan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada S/D; (a) 0,2 dan (b) 1,4.

= 1 dengan nilai koefisien *drag* (C_D) yaitu 1.243. Dari hasil yang didapat ditunjukkan bahwa penambahan bodi pengganggu *airfoil* dapat mereduksi gaya *drag* pada silinder utama. IDB (*Inlet Disturbance Body*) membantu mengurangi pemisahan aliran dan mengurangi turbulensi aliran yang melintasi silinder. Dampak dari hal ini adalah terbentuknya zona *base pressure* yang lebih besar di belakang silinder, sehingga berakibat pada gaya hambat silinder utama menurun.

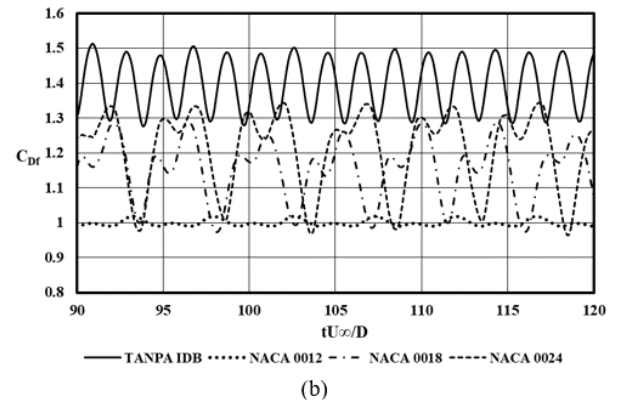
Analisa selanjutnya adalah analisa data kuantitatif mengenai grafik fluktuatif koefisien *drag* (C_{Dr}). Grafik fluktuatif koefisien *drag* (C_{Dr}) diambil pada $\tau = 90 - 120$, yang dimana $\tau = \frac{t U_\infty}{D}$. Perbandingan grafik fluktuatif koefisien *drag* (C_{Dr}) pada silinder utama dengan variasi jarak S/D pada bodi pengganggu *airfoil* ditunjukkan pada Gambar 9 (a) S/D = 0,2 dan (b) S/D = 1,4. Kedua variasi tersebut menjelaskan perbandingan nilai (C_{Dr}) pada silinder utama, dimana dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* dapat mereduksi gaya hambat dibandingkan dengan nilai gaya hambat yang dimiliki silinder tunggal. Pada NACA 0012 dengan variasi jarak S/D = 1,4 memiliki grafik fluktuatif koefisien *drag* yang sangat efektif dibandingkan dengan variasi lainnya dalam mereduksi gaya hambat.



Gambar 8. Grafik nilai koefisien *drag* pada silinder utama.



(a)

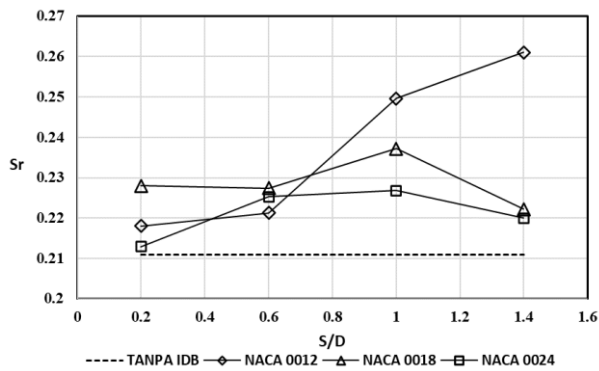


(b)

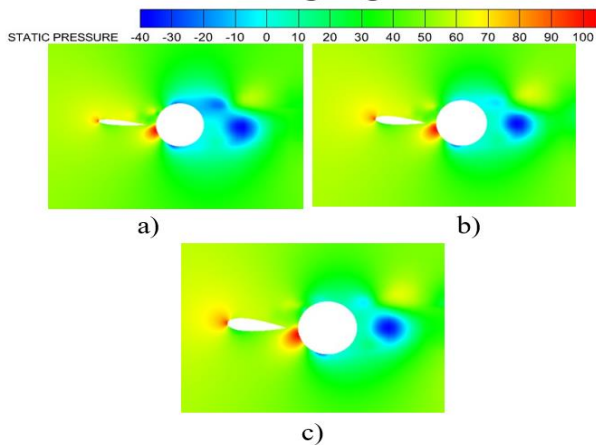
Gambar 9. Grafik fluktuatif koefisien *drag* (C_{Dr}) pada silinder utama dengan konfigurasi jarak; (a) S/D = 0,2 dan (b) S/D = 1,4.

C. Analisa Angka Strouhal pada Silinder Utama

Analisa angka Strouhal dilakukan untuk membandingkan distribusi angka Strouhal terhadap *Power Spectrum Density* (PSD) pada tiap variasi geometri silinder sirkular. Angka Strouhal pada Gambar 10 didapatkan dari data koefisien *lift* yang kemudian akan diinterpretasikan dalam bentuk nilai *Strouhal number* terhadap PSD dengan metode FFT atau *Fast Fourier Transform*. Berdasarkan Gambar 10, variasi silinder utama tanpa penambahan bodi pengganggu memiliki nilai angka Strouhal paling kecil yaitu pada nilai 0,211. Sedangkan nilai angka Strouhal terbesar pada variasi silinder utama dengan penambahan bodi pengganggu didapatkan pada variasi *airfoil* NACA 0012 dengan jarak S/D = 1,4 yaitu pada nilai 0,261. Nilai angka Strouhal terkecil didapatkan pada variasi *airfoil* NACA 0024 dengan jarak S/D = 0,2 yaitu pada nilai 0,213. Hasil ini menjelaskan bahwa semakin kecil nilai reduksi gaya *drag* akan semakin besar angka Strouhal yang didapat. (Alam, sakamoto, & moriya, 2003) menyebutkan bahwa frekuensi *vortex shedding* dihitung berdasarkan lebar



Gambar 12. Grafik Strouhal number berdasarkan koefisien lift pada silinder utama.



Gambar 13. Kontur tekanan statis pada silinder utama dan dengan bodi pengganggu dengan jarak S/D = 0,2 pada airfoil pada: (a) NACA0012; (b) NACA0018; (c) NACA0024.

dari *shear layer* yang bergantung pada titik separasi aliran. Separasi aliran yang tertunda menyebabkan lebar dari *shear layer* separasi berkurang, maka dari itu nilai dari angka Strouhal bertambah.

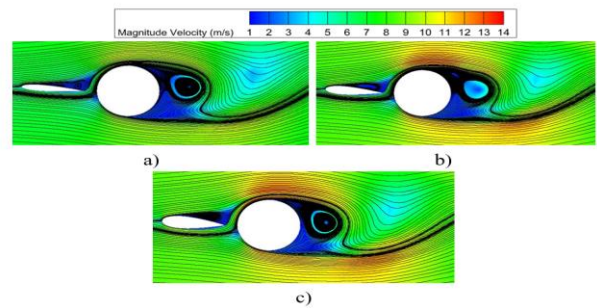
D. Analisa Kontur Tekanan Statis Aliran Melintas Airfoil Simetris dan Silinder Sirkular

Kontur tekanan statis diambil secara *instantaneous* pada waktu tertentu, yaitu pada saat gelombang lift aliran menunjukkan keadaan stabil dan tepat berada pada *peak* positif atau titik atas gelombang koefisien lift. Gambar 11 menunjukkan kontur tekanan statis cenderung sama untuk semua variasi *airfoil*. Zona tekanan tinggi terletak pada bagian *leading edge airfoil* dan bagian *lower side* silinder utama. Hal ini dikarenakan pada jarak dekat, interaksi antara fluida dan permukaan *airfoil* serta silinder utama lebih signifikan. Faktor tersebut menyebabkan perubahan distribusi tekanan statis yang lebih ekstrem.

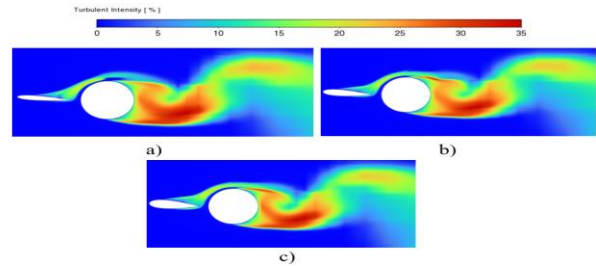
Kontur tekanan statis pada sisi *upper side* dan *lower side* silinder utama didominasi dengan warna biru yaitu nilai tekanan yang terjadi pada daerah tersebut rendah. Hal ini terjadi karena adanya separasi. Selain itu, perbedaan tekanan yang terjadi antara *trailing edge* pada *airfoil* dan silinder utama menjelaskan bahwa terjadi daerah *wake* yang sempit setelah aliran melewati *trailing edge*.

E. Analisa Kontur Kecepatan Aliran Melintasi Airfoil Simetris dan Silinder Sirkular

Kontur kecepatan aliran diambil secara *instantaneous* pada waktu tertentu, yaitu pada saat gelombang lift aliran menunjukkan keadaan stabil dan tepat berada pada *peak*



Gambar 10. Kontur kecepatan aliran pada silinder utama dan dengan bodi pengganggu dengan S/D = 0,2 pada airfoil; (a) NACA0012; (b) NACA0018; (c) NACA0024.



Gambar 11. Kontur *turbulent intensity* pada silinder utama dan dengan

positif atau titik atas gelombang koefisien lift. Gambar 12 menjelaskan perubahan kontur kecepatan dan *streamlines* aliran yang melewati bodi pengganggu *airfoil* dan silinder utama. Pada seluruh variasi terjadi penurunan kecepatan hingga kondisi minimum atau dapat disebut stagnasi pada sisi depan silinder. Setelah terjadinya stagnasi, aliran mengalami peningkatan kecepatan hingga maksimum sampai terjadinya separasi. Separasi aliran ini mengakibatkan terbentuknya pusaran aliran atau *vortex* pada salah satu sisi atas atau bawah dari silinder sirkular. *Vortex* mengakibatkan aliran di belakang silinder berbentuk fluktuatif kemudian aliran tersebut akan terpengaruhi *adverse pressure gradient* yang menyebabkan aliran kehilangan momentumnya. Ketika momentum aliran fluida sudah tidak mampu melawan efek tekanan dan gaya geser akan terjadi separasi, sehingga aliran bergerak ke arah yang berlawanan dan menimbulkan *backflow*. Terlihat pada Gambar 12 terjadi *bubble separation* pada *airfoil* yang ditandai zona berwarna biru. Zona ini menandakan kecepatan rendah dan tekanan yang cenderung stabil. Kemudian zona berwarna biru di belakang silinder menunjukkan daerah *wake* yang ditandai dengan kecepatan rendah dan tekanan cenderung stabil.

F. Analisa Kontur Turbulent Intensity Melintasi Airfoil Simetris dan Silinder Sirkular

Pada Gambar 13 menjelaskan dalam *unsteady flow*, perubahan intensitas turbulen pada kontur *trailing edge* dari *airfoil* dan silinder sirkular diamati ketika berbagai variasi dilakukan dengan menambahkan bodi pengganggu pada *airfoil*. Hal ini menghasilkan pola *wake* yang terbentuk akibat interaksi antara aliran udara dan bodi pengganggu tersebut. Kontur *turbulent intensity* diambil secara *instantaneous* pada waktu tertentu, yaitu pada saat gelombang lift aliran menunjukkan keadaan yang stabil dan tepat berada pada *peak* positif atau titik atas gelombang koefisien lift. Pengambilan kontur pada titik tersebut bertujuan untuk menangkap fenomena dimana pembentukan *vortex* baru terjadi. Serta didapatkan persentase *turbulent intensity* sebagai berikut $\frac{\sigma_u}{U_\infty} \times 100\%$.

Berdasarkan Gambar 13, terlihat bahwa pada silinder yang ditambahkan bodi pengganggu *airfoil* dengan *angle of attack* $\alpha = 5^\circ$ pada jarak $S/D = 0,2$ menunjukkan interaksi antara aliran dari *airfoil* dan aliran di sekitar silinder sangat dekat dan kuat. Intensitas turbulen akan mengalami peningkatan yang signifikan karena distorsi aliran yang lebih besar akibat interaksi antara kedua bodi tersebut. Efek ini dapat menyebabkan turbulensi yang tinggi di sekitar silinder.

IV. KESIMPULAN

Hasil penelitian ini dapat ditarik kesimpulan, sebagai berikut: (1) Distribusi tekanan pada silinder utama dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* untuk semua variasi jarak memiliki *base pressure* diatas silinder tunggal. (2) Penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada jarak $S/D = 1,4$ dapat mereduksi koefisien *drag* secara optimal sebesar 28,4%. Sedangkan reduksi koefisien *drag* terendah terjadi pada NACA 0018 dengan jarak $S/D = 1$ yaitu sebesar 11%. (3) Angka Strouhal terbesar didapatkan oleh variasi dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* NACA 0012 pada jarak $S/D = 1,4$ yaitu sebesar 0,261. Namun pada NACA

0024 dengan variasi jarak $S/D = 0,2$ memiliki angka Strouhal terkecil yaitu sebesar 0,213. (4) Visualisasi kontur tekanan statis menjelaskan bahwa dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* memiliki tekanan terbesar pada *leading edge airfoil* dan bagian depan silinder sirkular. Sedangkan untuk kontur kecepatan aliran menjelaskan bahwa dengan penambahan bodi pengganggu *airfoil* dapat menunda titik separasi aliran pada silinder utama.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] 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.
- [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, pp. 233–250, 2004, doi: 10.1016/j.fluidyn.2004.01.001.
- [3] C. Zhou and others, "A Numerical Study of a Circular Cylinder in the Wake of an Airfoil," in *15th Australasian Fluid Mechanics Conference, 15th Australasian Fluid Mechanics Conference, University of Sydney, Sydney, Australia*, 2004, pp. 13–17.
- [4] Y. Qiu, Y. Sun, Y. Wu, and Y. Tamura, "Effects of splitter plates and Reynolds number on the aerodynamic loads acting on a circular cylinder," *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, vol. 127, pp. 40–50, 2014, doi: 10.1016/j.jweia.2014.02.003.