

STUDI NUMERIK ALIRAN 3D INTERAKSI AIRFOIL DAN PLAT DATAR

Arfidian Rachman ^{1)*}, Arfita Yuana Dewi ²⁾, Asnal Effendi ³⁾

¹⁾Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Institut Teknologi Padang

²⁾Program Studi Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Institut Teknologi Padang

³⁾Program Studi Teknologi Rekayasa Instalasi Listrik, Fakultas Vokasi, Institut Teknologi Padang

*Corresponding Author E-mail: drarfidianrachman@gmail.com

Abstract

The effect of secondary flows in the wing-body configuration on aircraft—that is, the presence of wingtip-vortex on the tip region and the creation of multiple elements of the vortex flow on the endwall region—is the basis for studies of the existence of these secondary flow structures. These two factors combined will obstruct the main flow. The presence of this blocking effect will have an impact on the lift and drag aerodynamics, which directly impacts the wing's efficacy and efficiency. The saddle point's position shifting toward the pressure side is a phenomenon that can be seen in the endwall area. On the other hand, the area of maximum pressure on the lower surface travels towards the press side, and the movement of the minimum pressure point on the upper surface is found to be closer to the leading edge based on the isobar contour. The study will be carried out experimentally on a flat plate model with a wing shape change with an angle of attack variation (α) = 0° .

Keywords: Numerical Simulation, CFD, Secondary Flow, Airfoil, Endwall

Abstrak

Pengaruh aliran sekunder pada konfigurasi badan sayap pada pesawat—yaitu, keberadaan pusaran ujung sayap pada daerah ujung dan terciptanya beberapa elemen aliran pusaran pada daerah dinding ujung—menjadi dasar bagi kajian keberadaan struktur aliran sekunder ini. Kedua faktor ini jika digabungkan akan menghalangi aliran utama. Adanya efek pemblokiran ini akan berdampak pada aerodinamika gaya angkat dan gaya hambat, yang secara langsung berdampak pada kemanjuran dan efisiensi sayap. Pergeseran posisi titik pelana ke arah sisi tekanan merupakan fenomena yang dapat dilihat pada daerah dinding ujung. Di sisi lain, daerah tekanan maksimum pada permukaan bawah bergerak ke arah sisi tekan, dan pergerakan titik tekanan minimum pada permukaan atas ditemukan lebih dekat ke tepi terdepan berdasarkan kontur isobar. Kajian akan dilakukan secara eksperimen pada model pelat datar dengan perubahan bentuk sayap dengan variasi sudut serang (α) = 0° .

Kata Kunci: Simulasi Numerik, CFD, Aliran Sekunder, Airfoil, Endwall

1. PENDAHULUAN

Aliran tiga dimensi sering dijumpai pada interaksi dua buah boundary layer yang berkembang pada dua permukaan body yang saling berdekatan, misalnya sayap dengan body kapal terbang, blade compressor dengan hubnya, atap mobil dengan bagian sisi mobil. Mekanisme fisik untuk menghasilkan gaya lift pada sayap adalah keberadaan tekanan yang tinggi pada permukaan bagian bawah dan tekanan rendah pada permukaan atasnya. Ketidakseimbangan dari distribusi tekanan ini akan menghasilkan lift. Karena ketidakseimbangan ini juga akan membuat aliran didekat wingtip cenderung memutar ke arah tip, dari daerah tekanan tinggi di bawah ke daerah tekanan rendah. Sebagai hasilnya terdapat aliran pada arah span, yang akan mengakibatkan streamline pada bagian atas terdefleksi menuju endwall. Aliran dekat endwall secara umum disebut sebagai aliran sekunder. Aliran sekunder (secondary atau transverse flow) merupakan suatu bentuk aliran, Dimana didalamnya mengandung unsur aliran yang arahnya tegak lurus (orthogonal) terhadap aliran utama (main flow).

Kajian-kajian mengenai keberadaan struktur aliran sekunder ini didasarkan pada efek munculnya aliran sekunder didalam konfigurasi wing-body pada pesawat terbang, yaitu adanya wingtip-vortex pada tip region dan terciptanya beberapa unsur aliran vortex pada daerah sambungan (endwall region), keduanya bersama-sama akan menyebabkan blockage aliran utama. Adanya efek blockage ini akan mempengaruhi karakteristik aerodinamis lift dan drag, dimana hal ini secara langsung berpengaruh terhadap efektifitas dan efisiensi wing.

Untuk fenomena aliran didalam konfigurasi wing-fuselage pada pesawat terbang penelitian penelitian yang sudah dilakukan mengungkapkan bahwa pada daerah wing-tips karakteristik aliran sekunder didominasi oleh adanya tip-vortex. Munculnya tip-vortex ini menjadikan pada upper surface aliran terdefleksi ke dalam (inward) sedangkan pada lower surface aliran terdefleksi ke keluar (outward) sebagaimana dijelaskan oleh Anderson [2]; Schlichting, Truckerbordt [20]; dan Clancy [7].

Beberapa studi yang telah dilakukan tentang pengaruh dari freestream turbulence dan pressure gradient pada flat plate. Isolated dan efek kombinasi dari freestream turbulence dan adverse pressure gradient, didasari atas turbulent intermittency dalam boundary layer Gostelow dkk [9]; Gostelow dan Walker, [10]. Dari hasil mereka ditemui kesamaan dasar peralihan pada ukuran intermittency dan kombinasi dari laminar dan turbulen. Pada kondisi awal tidak terlihatnya karakteristik pengembangan aliran turbulen, dan bagian yang nonturbulent tidak terlihat pada karakteristik aliran laminar.

Mislevy dan Wang [16,17] meneliti efek dari adverse pressure gradient pada momentum dan struktur thermal untuk pengembangan boundary layer. Highly turbulent shear layer terbentuk pada bagian pretransition ($y^+=7$) di near wall.

Yong dkk [25] dengan teknik visualisasi mengamati keberadaan struktur tip-vortex pada berbagai macam bentuk kombinasi wing-tip dengan tap. Mereka menyimpulkan bahwa struktur inti vortex (vortex core) akan tampak jelas (regular) jika muncul pada wing-tips tanpa dikombinasikan dengan tap, sedangkan inti vortex menjadi melemah/tidak tampak (irregular) apabila terbentuk pada kombinasi wing-tips dengan menggunakan tap.

Chang dan Park [6] dengan teknik dan model profil sama seperti kajian [10] mengamati hubungan kekuatan vortex (vortex strength) di dalam struktur tip vortex dengan perubahan angle of attack (α) pada oscillating wing. Hasil studinya mendapatkan kesimpulan bahwa dengan memperbesar angle of attack maka vortex strength menjadi semakin kuat dan struktur inti vortex menjadi semakin besar. Selain ditemukan pada daerah wing-tip, kompleksitas struktur aliran sekunder juga ditemukan pada daerah endwall, dimana struktur aliran sekunder merupakan sistem vortex yang terdiri dari horseshoe vortex, primary vortex, secondary vortex, tertiary vortex, corner vortex, passage vortex dan stress induced vortex.

Fenomena aliran tiga-dimensi yang melewati konfigurasi circular cylinder dengan permukaan flat plate telah dikaji secara numeric oleh Ballio dan Franzetti [4]. Mereka menemukan bahwa difusi vortisitas boundary layer pada arah span didekat upstream leading edge mengandung dua pasang vortex dengan dipisahkan oleh internal saddle point dan sebuah secondary vortex pada posisi terseparasi di atas bottom surface. Hubungan shear stress dan formasi horseshoe vortex pada daerah interaksi circular cylinder dengan permukaan flat plate juga telah diamati Ballio dkk [5]. Dalam pengamatannya dengan simulasi numerik ini Ballio dkk menunjukkan bahwa deviasi maksimum harga C_p di luar daerah corner $|\Delta C_p| = 0.2$, dimana profil tekanan minimum ditemukan terletak tepat di dalam vortex center pada $x = -1.40$ mm dan dari bottom surface pada posisi $z = 0.075$ mm.

Merati dkk [15] mengkaji secara eksperimental struktur aliran sekunder pada konfigurasi appendage dengan flat plate. Dari hasil investigasinya, Merati menunjukkan terbentuknya aliran sekunder pada daerah interaksi appendage dengan permukaan flat plate akan menentukan bentuk wake pada daerah downstream. Demikian dengan Abdulla [1] telah mengamati fenomena ini didalam konfigurasi blade dengan flat plate menemukan bahwa distribusi shear stress pada permukaan blade dan flat plate dipengaruhi oleh struktur horseshoe vortex tunggal yang terbentuk pada endwall region.

Kubendran dkk [14], Pierce dan Shin [21] dan Wendi [24] dengan kajian sama pada penelitian [1], [4], [5] dan [15] mengidentifikasi keberadaan struktur secondary flow pada konfigurasi wing dengan flat plate. Kubendran dengan kajian utama pada daerah upstream diperoleh kesimpulan bahwa geometri leading edge menentukan vortex strength dan lokasi separasi vortex. Sedangkan Pierce dan

Shin dalam studinya menemukan bahwa struktur aliran pada endwall region didominasi oleh vortex tunggal (single vortex) yang cukup besar dengan disertai corner vortex, sesuai hasil pengamatan Abdulla [1]. Hasil analisa Wendi [24] mengenai topologi aliran dengan memvariasikan wing thickness (t_{max}) dan angle of attack menyimpulkan bahwa dengan merubah variabel keduanya (t_{max} dan α) maka struktur aliran pada daerah upstream dan downstream juga akan berubah.

Kharitonov dan Vasenyov [13] menyelidiki topologi aliran pada kombinasi Delta Wing-Body menyatakan bahwa karakteristik aerodinamik secara keseluruhan lebih baik dibandingkan jika delta wing dan body dipisah. Hara dkk [11] memvisualisasikan aliran pada sambungan silinder dan flat plate dan mereka menyimpulkan bahwa titik singular yang diidentifikasi di belakang sambungan mempunyai pengaruh pada sistem vortex dan aliran wake. Steenaert dkk [22] mengusulkan sebuah model sederhana untuk Wing-Body fairing guna mengurangi separasi dekat sambungan.

Wendi [24] menemukan bahwa penambahan angle of attack menyebabkan saddle point semakin menjauhi leading edge. Jika maximum thickness digeser maka saddle point akan semakin mundur dan separasi aliran tiga dimensi tertunda. Rozi [18] menemukan bahwa desakan aliran kearah midspan semakin kuat dengan penambahan angle of attack. Sedangkan pada endwall ditemukan bahwa forward saddle semakin bergerak pada lower surface dan menjauhi leading edge.

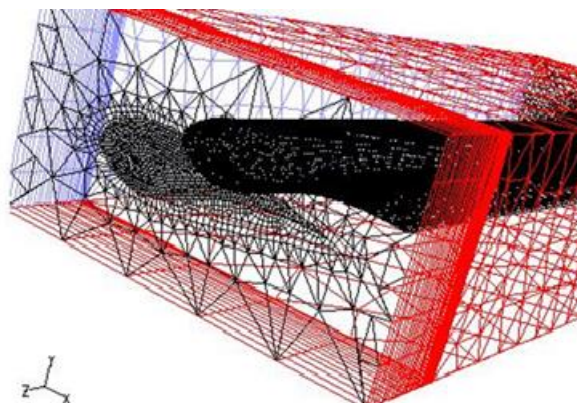
Telah diketengahkan bahwa para peneliti yang bergerak dalam bidang aliran tiga dimensi mempunyai bidang kajian dan tinjauan yang berbeda-beda. Tetapi secara garis besar bidang tujuan ini dapat dikelompokkan menjadi dua yaitu geometri Body-Appendage dan pemberian angle of attack. Sejauh yang sudah dipelajari, para peneliti mengkonsentrasikan diri pada bentuk geometri sayap yang tebal.

Hal yang mendasar pada studi numeric dan eksperimental pada airfoil ini adalah mempelajari fenomena terbentuknya aliran tiga-dimensi dengan perubahan source effect dan sink effect. Sehingga dari sudi numerik dan eksperimen ini akan diketahui bentuk geometri yang terbaik; airfoil simetris, airfoil lengkung dan airfoil sangat lengkung.

2. METODOLOGI

Penelitian ini dilakukan dengan metode simulasi numerik dengan perbandingan hasil simulasi dengan CFD. Pada simulasi ini adalah untuk mendapatkan kontur distribusi tekanan statis pada kedua permukaan wing (upper dan lower) dan wall.

Geometri airfoil wing yang dipakai bukan merupakan airfoil standart (British dan NACA) dan akan dipakai tiga variasi geometri pada lower side yang mempunyai gambar spesifikasi sebagai berikut : ahapan yang dilalui dalam penelitian, pembangunan konsep, atau penyelesaian kasus, dituliskan pada bagian metodologi.



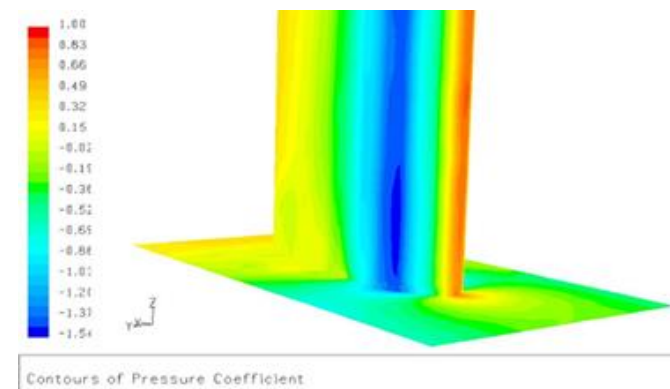
Gambar 1: Meshing Flat Plate dan Sayap

Berikutnya software CFD dapat mengimport file Ansys tersebut dengan menggunakan menu *file import*, file yang akan dibaca oleh fluent adalah *Ansys Prep7*. Setelah pembacaan sempurna maka dilakukan pembagian daerah geometri dengan menu *separate faces*, menu ini akan membagi geometri menjadi daerah wall, body, clearance dengan daerah lainnya. Menu *define solver* dan

viscous selanjutnya digunakan untuk menentukan dimensi penyelesaian dan penyelesaian persamaan dari model. Kemudian pada menu *operating condition* dan *boundary condition* akan ditentukan kondisi operasi dan kondisi batas pada inlet, wall, dan body. Kondisi operasi adalah tekanan atmosfer dan kondisi batas adalah kecepatan dengan nilai 25 m/s untuk inlet dan 0 m/s untuk wall, dan body.

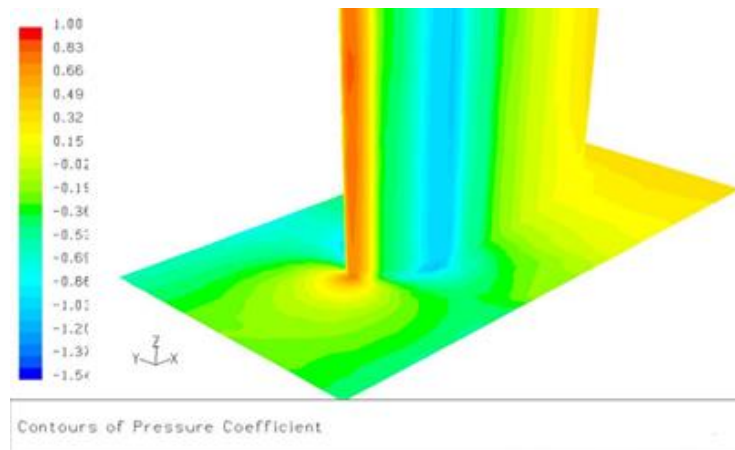
3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil simulasi numerik, untuk kontur tekanan statis pada kasus airfoil simetris ditunjukkan oleh gambar 2. Dari sini didapatkan pada *suction side airfoil*, pada bagian depan dari daerah yang paling jauh *wall* ke daerah yang paling dekat dengan *wall*, hanya sedikit mengalami penurunan tekanan. Hal ini ditunjukkan dengan warna yang hampir sama dari midspan sampai dengan daerah tip. Terlihat bahwa C_p maksimum terletak pada tepat di tengah-tengah *leading edge* yang ditandai dengan warna merah kemudian aliran dipercepat menuju daerah *maksimum thickness* sekitar 25% chord yang direpresentasikan dengan warna biru menunjukkan C_p paling rendah.



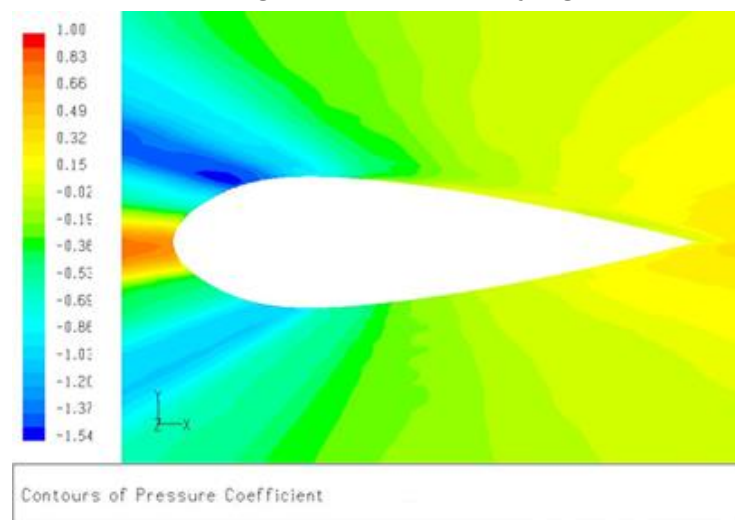
Gambar 2. Kontur C_p Upper Side Airfoil Simetris Pada $\alpha = 0^\circ$

Pada gambar 3, bagian *pressure side airfoil*, kontur C_p mempunyai pola yang hampir sama dengan *upper side*. Hal ini karena aliran yang melalui airfoil simetris dengan angle of attack 0° mempunyai bentuk streamline yang simetris antara upper dan lower side sehingga tidak ada perbedaan tekanan antara keduanya. Distribusi tekanan yang sama ini pada kedua sisi terjadi penurunan *local pressure area*. Fenomena ini dijelaskan aliran mengalami defisit energi yang sama akibat harus mempercepat diri pada *leading edge*, sesuai dengan hukum continuity bahwa aliran yang masuk memiliki area yang besar dibanding aliran yang keluar aliran memiliki area yang kecil, pada daerah yang semakin dekat dengan endwall mempunyai energi yang semakin rendah, saat aliran bertemu dengan wall airfoil aliran akan terinduksi oleh blockage untuk menuju daerah bernergi rendah dekat endwall.



Gambar 3. Kontur C_p Lower Side Airfoil Simetris Pada $\alpha = 0^\circ$

Gambar 4, menunjukkan distribusi tekanan pada dinding, terlihat bahwa saddle point terbentuk tepat pada garis chord di depan airfoil, oleh karena itu dapat dikatakan bahwa distribusi tekanan yang sama antara upper dan lower side juga berlaku di dinding dan material aliran didistribusikan sama dalam perjalanannya menuju upper dan lower side. Aliran pada garis chord dengan demikian yang paling banyak kehilangan material aliran, kehilangan material berarti juga kehilangan energi maka dengan tambahan adverse pressure gradient, separasi aliran terjadi pada garis chord. Penjelasan ini berlaku dengan asumsi bahwa aliran di dinding memiliki efek friksi yang sama di seluruh luasannya.



Gambar 4. Kontur C_p Aliran Di Wall Pada $\alpha = 0^\circ$

Saddle point ditandai dengan mulai munculnya warna biru, warna biru yang tersebar searah chord menunjukkan efek separasi dengan karakteristik kecilnya C_p dan dalam perjalanannya cenderung berubah ke hijau karena menandakan bahwa adanya aliran dari daerah yang lebih dekat midspan yang menuju ke tip karena terlihat bahwa kontur daerah trailing edge menunjukkan tekanan yang lebih tinggi dari tip sehingga aliran akan membelok mencari daerah tekanan terendah.

4. KESIMPULAN

Dari analisa hasil numerik diperoleh beberapa kesimpulan mengenai karakteristik aliran melewati *airfoil* pada *flat plate* dengan variasi geometri dan *angle of attack* yaitu :

- a. Aliran yang datang mendekati *leading edge* akan didefleksikan untuk mengikuti kontur depan *body* dengan bentuk *stream tube* yang semakin membuka lebar.
- b. Aliran yang mendekati *leading edge* makin terhalangi bagian depan *body*, sehingga aliran makin didefleksikan lebih tajam dengan bentuk *stream tube* yang semakin membuka, tekanan dipaksa naik lebih tajam ke arah aliran.
- c. Aliran akan semakin mudah terseparasi akibat defisit energi yang semakin kuat, ini ditandai dengan Bergerakannya saddle point semakin jauh dari nose *airfoil* seiring dengan membesarnya *angle of attack*.
- d. Aliran viscous yang melintasi dekat wall akibat dari semakin dekat dengan wall maka nilai dari tekanan statis semakin mengecil.
- e. Bentuk geometri yang semakin besar efek source membuat aliran mengalami adverse pressure gradient yang lebih besar, sehingga posisi saddle point dalam penelitian ini semakin menjauhi *leading edge*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Abdulla, A.K., Bhargava, R.K, dan Raj, R., 1991 "An Experimental Study of Local Wall Shear stress, Surface Statics Pressure, and Flow Visualization Upstream, Alongside, and Downstream of a Blade Endwall Corner", *Journal of Turbomachinery*, Oct.1991, 113: 626-632.
- [2] Anderson, J.D.Jr., 1999, "Aircraft Performance and Design," McGraw-Hill, New York.
- [3] Anderson, J.D.Jr., 2001, "Fundamentals of Aerodynamics," McGraw- Hill, Third Edition, New York.
- [4] Ballio, F., dan Franzetti, S., 1996 "Topological Analysis of Junction Vortex Flow," Department I.I.A.R, Politecnico di Milano, Italy.
- [5] Ballio, F., Guadagnini, A., and Malavasi, S., 1998 "Stress Due to a Horseshoe Vortex at a Surface-Cylinder Intersection," Department I.I.A.R, Politecnico di Milano, Italy.
- [6] Chang, J.W dan Park, S.O., 1999, "A Visualization Study of Tip Vortex Roll-Up of An Oscillating Wing," *J. Flow Visualization & Image Processing.*, 6: 79-87.
- [7] Clancy, L.J, 1975, "Aerodynamics," Pitman.
- [8] Fox, Robert W., 1998, "Introduction to Fluid Mechanics," 5th edition John Wiley&Sons, New York.
- [9] Gostelow, J.P., dan Walker, G.J., 1991, "Similarity Behavior in Transitional Boundary Layers Over a Range of Adverse Pressure Gradients and Turbulence Levels," *ASME J. Turbomach*, 113: 617-625.
- [10] Gostelow, J.P., Blunden, A. R., and Walker, G.J., 1994, "Effects of Free-Stream Turbulence and Adverse Pressure Gradient on Boundary Layer Transition," *ASME J. Turbomach*, 116: 392-404.
- [11] Hara, Y., Higuchi, H. dan Hayashi, T., 1999, "Flow Visualization on The Leeward Side of The Upstream Junction of a Yawed Circular Cylinder," *J. Flow Visualization & Image Processing.*, 6: 205-219.
- [12] Kang, S.-H., 2000, "Flow Characteristics of Transitional Boundary Layers on an Airfoil in Wakes", *Journal of Fluids Engineering* 122: 522-532.
- [13] Kharitonov dan Vasenyov., 1996, "Peculiarities of Flow Around the Combination 'Delta Wing Body'," *Journal of Fluids Engineering* 1: 282-292.
- [14] Kubendran, L.R., Mc Mahon, H.M., dan Hubbart, J.E., 1986 "Turbulent Flow Around a Wing/Fuselage-Type Junction," *Journal A.I.A.A.*, Sep 1986, 24: 1447-1452.
- [15] Merati, P., Mc Mahon, H.M, dan Yoo, K.M., 1991 "Experimental Investigation of a Turbulent Flow in the Vicinity of an Appendage Mounted Flat Plate," *Journal of Fluids Engineering*, 113: 635-642.

- [16] Mislevy, S.P., dan Wang, T., 1996, "The Effects of Adverse Pressure Gradients on Momentum and Thermal Structures in Transitional Boundary Layers, Part 1- Mean Quantities," ASME J. Turbomach., 118: 717-727.
- [17] Mislevy, S.P., dan Wang, T., 1996, "The Effects of Adverse Pressure Gradients on Momentum and Thermal Structures in Transitional Boundary Layers: Part 1- Fluctuation Quantities," ASME J. Turbomach., 118: 728-736.
- [18] Rozi, K. 2004," Studi Eksperimental Pengaruh Tip dan Endwall pada Kombinasi Wing dengan Flat Plate," Tugas Akhir, Jurusan Teknik Mesin, FTI-ITS.
- [19] Sasongko,H. 1997, "Rand und Spalstomugen in Stark gestaffelten Verdichtergitten aus Schwachegewolbten Profilen", ZLR-Forschungbericth 01.
- [20] Schlichting,H, Truckenbordt, 1975, "Aerodynamics of the Airplane". McGraw-Hill, New York.
- [21] Shin, J. dan Pierce, F.J., 1992," The Development of a Turbulent Junction Vortex System", J. Fluids Engineering 114: 559-565
- [22] Steenaert, C.B., Oudheusden, B.W, dan Boermans., 2002," Simplified Design Method for Symmetrical Wing-Body Fairing," ICAS Congress
- [23] Tennekes, H.,1996, "The Simple Science of Flight," The MIT Press Cambridge, Massachusetts, London, England.
- [24] Wendi, S., 2003," Studi Eksperimental Separasi Aliran 3-D Pada Daerah Interaksi Airfoil Simetris dan Plat Datar dengan Perubahan Angle of Attack dan lokasi Thickness Maksimum dari Airfoil," Tugas Akhir, Jurusan Teknik Mesin ITS.
- [25] Yong, S.Y. Xiang, D.D., dan Qing D.W., 1999" Visualization and Measurement for Wing-Tip Vortex," State Key Laboratory for Turbulence Research, Peking University.