

STUDI ALIRAN 3-D NEAR ENDWALL PADA 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

Studies of the existence of these secondary flow structures are based on the effect of the emergence of secondary flows in the wing-body configuration on aircraft, i.e. the presence of wingtip-vortex on the tip region and the creation of several elements of the vortex flow on the endwall region, both of which together will cause the blockage of the main flow. The existence of this blockage effect will affect the aerodynamic characteristics of the lift and drag, where it directly affects the effectiveness and efficiency of the wing. In the endwall area the phenomenon can be observed is the shift of the position of the saddle point towards the pressure side. Whereas from the isobar contour the movement of the minimum pressure point on the upper surface is found to be closer to the leading edge, and the area of maximum pressure on the lower surface moves towards the press side. The research will be conducted experimentally on a wing geometry variation modeled on a flat plate with an angle of attack variation (α) = 0° .

Keywords: Secondary Flow, Tip-Vortex, Wing-Tip, Saddle Point, Contour Isobar, Angle Of Attack

Abstrak

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. Pada daerah endwall fenomena yang bisa diamati adalah terjadinya pergeseran posisi saddle point menuju pressure side. Sedangkan dari kontur isobar ditemukan pergerakan titik minimum pressure pada upper surface semakin mendekati leading edge, dan area maximum pressure pada lower surface bergerak menuju ke pressure side. Penelitian yang akan dilakukan dengan eksperimental pada sebuah variasi geometri wing yang dimodelkan pada flat plate dengan variasi angle of attack (α) = 0° . Hasil yang akan didapat berupa isobar contour pada endwall dan body serta flow visualization pada endwall dan body.

Kata Kunci: Secondary Flow, Tip-Vortex, Wing-Tip, Saddle Point, Contour Isobar, Angle Of Attack.

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 kearah 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.

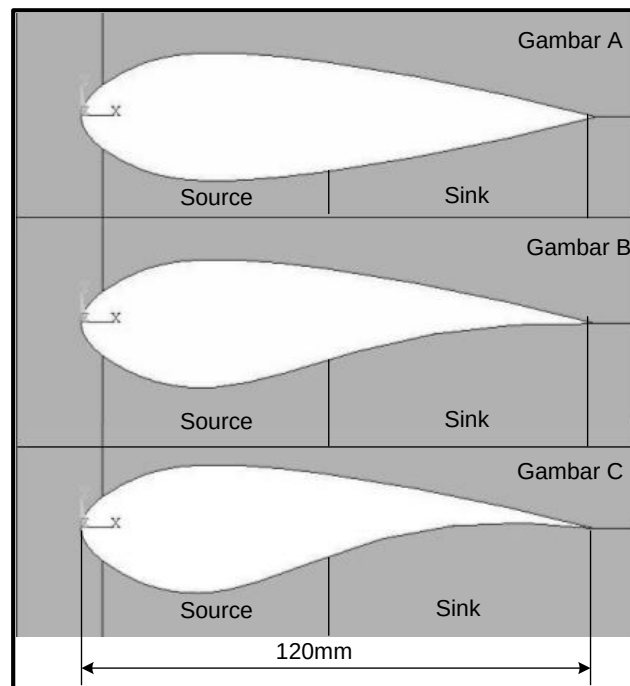
Wendi [24] menemukan bahwa penambahan *angle of attack* menyebabkan *saddle point* semakin menjauhi *leading edge*. Jika maximum thickness digeser maka *saddle point* akan semakin mundur dan separasi aliran tiga dimensi tertunda. Rozi [18] menemukan bahwa desakan aliran kearah *midspan* semakin kuat 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 numeric dan eksperimen ini akan diketahui bentuk geometri yang terbaik; *airfoil* simetris, *airfoil* lengkung dan *airfoil* sangat lengkung.

2. METODOLOGI

Penelitian ini dilakukan dengan metode eksperimen. Pada pengujian eksperimen ini adalah mengukur 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 :



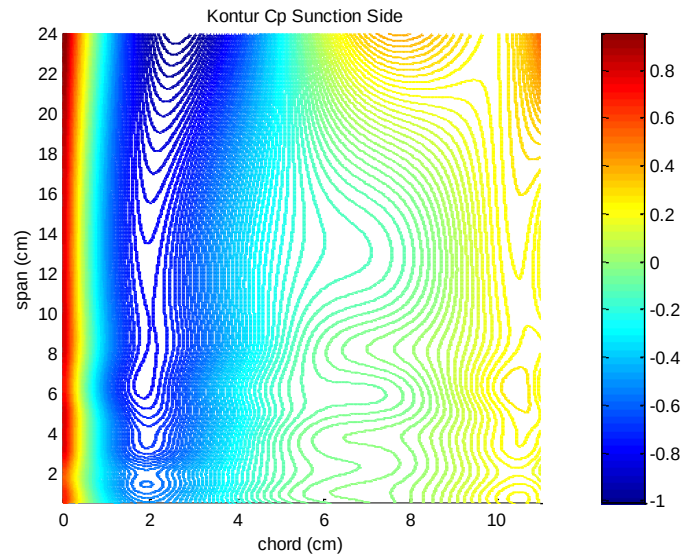
Gambar 1. Skema Benda Uji Memiliki Luasan Sink Terbesar

Spesifikasi *Airfoil*:

- | | |
|----------------------------------|----------|
| a. Chord | : 120 mm |
| b. Span | : 480 mm |
| c. Maximum Thickness | : 25% |
| d. Location of maximum thickness | : 25% |

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

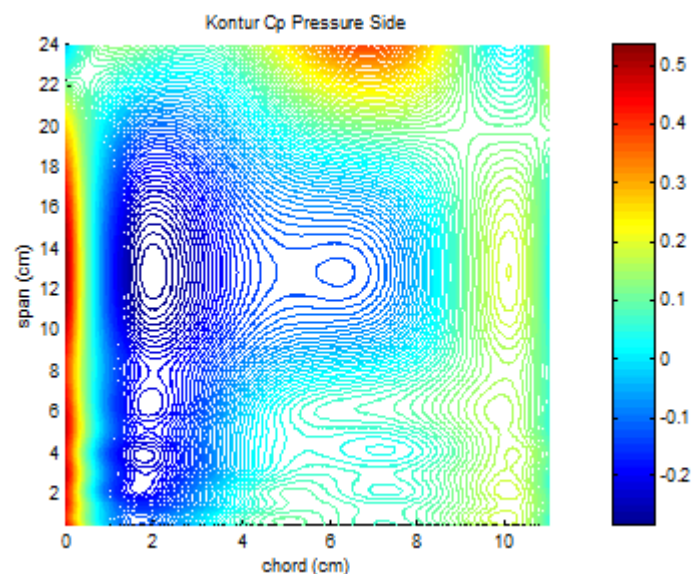
Saddle point ditandai dengan mulai munculnya warna biru, warna biru yang tersebar searah chord menunjukkan efek separasi dengan karakteristik kecilnya C_p dan dalam perjalanannya cenderung berubah ke hijau karena menandakan bahwa adanya aliran dari daerah yang lebih dekat midspan yang menuju ke tip karena terlihat bahwa kontur daerah trailing edge menunjukkan tekanan yang lebih tinggi dari tip sehingga aliran akan membelok mencari daerah tekanan terendah. Gambar 2 menunjukkan kontur C_p upper airfoil pada studi eksperimental, terlihat bahwa warna merah yang merupakan nilai C_p tertinggi berada pada daerah leading edge dan menjadi biru tua pada daerah maksimum thickness dan sama jika diamati dari midspan sampai tip. Namun terdapat perbedaan mulai terjadi pada daerah dekat tip pada kedua studi ini, pada daerah ini studi eksperimental menunjukkan warna biru yang lebih banyak sepanjang chord. Fenomena ini menunjukkan efek aliran 3 dimensi telah nampak pada studi eksperimental, hampir 25% dari chord menunjukkan warna biru tua yang menandakan daerah minimum



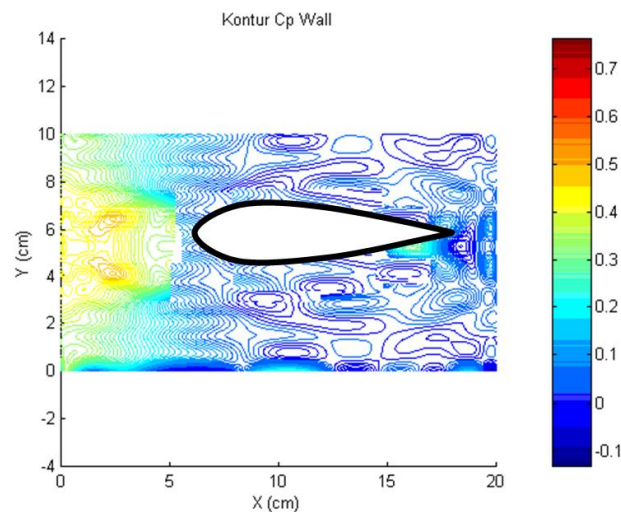
Gambar 2. Kontur C_p Upper Side Airfoil Simetris Pada Studi Eksperimental, $\alpha = 0^\circ$

C_p terus berlanjut sampai hampir mencapai 40% dari chord. Data ini 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.

Namun pengukuran pada lower side airfoil menunjukkan hasil yang sedikit berbeda seperti ditunjukkan pada gambar 3, pada lower side terlihat bahwa daerah minimum pressure pada bagian tip terletak pada sekitar 25% chord sehingga aliran 3 dimensi pada lower side tidak begitu kentara karena daerah bertekanan rendah pada tip relatif sedikit. Juga pada daerah dekat maximum thickness terdapat sedikit perbedaan dengan upper side, pada daerah tip lower side, tekanan minimum agak meluas dibandingkan dengan upper side sehingga aliran 3 dimensi mengarah ke daerah tersebut.



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



Gambar 4. Kontur C_p di wall pada studi eksperimental, $\alpha = 0^\circ$

Gambar 4 menunjukkan kontur distribusi tekanan pada dinding, dimana airfoil terletak pada daerah 4 sampai 16 cm pada sumbu x dan 3,5 sampai 6,5 cm pada sumbu y. Dari kontur tekanan airfoil baik di lower side maupun di upper side terlihat bahwa area stagnasi letaknya berada tepat di garis simetri airfoil, nilai distribusi tekanan di kedua sisi adalah sama, juga pada kedua sisi terjadi penurunan local pressure area. Degradasi warna yang ditunjukkan pada garis searah chord menunjukkan penurunan momentum terutama perubahan warna terjadi secara mendadak di depan leading edge yang menunjukkan karakteristik terjadinya separasi aliran 3 dimensi.

4 KESIMPULAN

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

- Aliran yang datang mendekati leading edge akan didefleksikan untuk mengikuti kontur depan body dengan bentuk stream tube yang semakin membuka lebar.
- 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.

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 Juncture 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 Juncture," 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, Truckenbord, 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.