

STUDI BLOCKAGE EFFECT TERHADAP ALIRAN PADA KONFIGURASI WING-BODY FAIRING

Khoiri Rozi⁽¹⁾ dan Herman Sasongko⁽²⁾

⁽¹⁾Program Pascasarjana, ⁽²⁾Jurusan Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Kampus ITS Sukolilo Surabaya 60111, Indonesia. Phone & Fax (031) 5938773
Email: k_rozi@me.its.ac.id; herman@me.its.ac.id

Ringkasan

Studi ini dibuat untuk memenuhi informasi kualitatif kondisi aliran dan efek dinamis blockage pada konfigurasi wing-body fairing. Kajian ini menggunakan computational fluid dynamics untuk memberikan pola pathlines dan distribusi total static pressure pada daerah dekat sambungan. Hasil-hasil kajian dalam penelitian ini menunjukkan bahwa pola aliran dipengaruhi perubahan angle of attack. Bertambahnya angle of attack menjadikan posisi saddle point bergerak menuju pressure side dan menjauhi permukaan wing. Sedangkan, separation line atau imprint horseshoe vortex karena membesarnya angle of attack menjadi terbuka lebih lebar. Hasil-hasil distribusi total static pressure menunjukkan area efek blockage semakin melebar pada lokasi menuju trailing edge. Demikian bertambahnya angle of attack menjadikan efek blockage pada pressure side dan suction side terhadap aliran fluida makin kuat.

Abstract

This study was performed to acquire information on the qualitative flow condition and dynamical blockage effect on wing-body fairing configuration. The study was used to computational fluid dynamics to provide the pathlines pattern and the total static pressure distribution in the vicinity junction region. Results of study in the research indicated that flow pattern influenced by variation of angle of attack. As increasing of angle of attack so that the saddle point position move in to pressure side and away from wing surface. Meanwhile, separation line or imprint horseshoe vortex due to increasing angle of attack became more than opened. Results of total static pressure distribution show that the blockage effect area seems deeply on incoming trailing edge location. Therefore, as increasing of angle of attack will be blockage effect to fluid flow on pressure side and suction side more stronger.

Keywords: blockage effect, angle of attack, saddle point, separation line, horseshoe vortex

1 PENDAHULUAN

Struktur dan geometri aliran ketika melewati *obstacle* sangat complicated. Perilaku aliran pada fenomena ini ditandai separasi aliran tiga-dimensi, tingginya intensitas turbulensi, meningkatnya fluktuasi tekanan, terciptanya resirkulasi dan munculnya beragam formasi vortex. Ciri spesifik aliran semacam ini terbentuk sistem vortex akibat interaksi gradien tekanan vertikal dengan gradien tekanan lateral. Munculnya gradien tekanan disebabkan defisit momentum aliran sebagai konsekuensi aliran viscous. Selain interaksi gradien tekanan, munculnya sistem vortex disebabkan adanya cross flow sesaat aliran datang menuju obstacle karena kontaminasi kurva leading edge. Mekanisme fisis selanjutnya menciptakan skewing boundary layer dalam aliran. Gabungan efek interaksi gradien tekanan dan skewing boundary layer membentuk horseshoe vortex system menyapu dan melingkupi obstacle. Aliran ini diidentifikasi sebagai aliran sekunder (secondary flow). Keberadaan aliran ini mengganggu aliran utama sehingga perlu dieliminasi dalam medan aliran. Kajian-kajian telah dilakukan guna menguji implikasi secondary flow terhadap karakteristik aerodinamis geometri.

Dalam situasi aplikasi praktis, aliran sekunder ditemukan pada interaksi blade dengan hub mesin-mesin fluida famili turbomachinery, aliran melalui konfigurasi wing dengan body pesawat terbang, aliran pada interseksi sail dan hull kapal, aliran pada konstruksi dasar jembatan dan aliran-aliran melalui konfigurasi sejenisnya. Sejumlah implikasi muncul akibat formasi aliran ini. Terjadinya kenaikan laju perpindahan panas, shear stress dan fluktuasi tekanan pada blade dan hub mesin-mesin fluida turbomachinery karena adanya horseshoe vortex secara langsung akan mempengaruhi efisiensi mesin. Adanya multiple vortices dalam konfigurasi wing dan fuselage pesawat terbang menjadikan efek blockage yang dapat mempengaruhi karakteristik aerodinamis lift/drag. Adanya aliran sekunder pada interaksi sail dan hull kapal akan mempengaruhi karakteristik wake downstream yang menentukan performa propeller. Adanya local erosion karena scouring effect dan sediment transport phenomena pada dasar jembatan menjadikan tanah bebatuan fondasi terkikis meninggalkan dasar jembatan sehingga memperlemah konstruksi dan menyebabkan collapse-nya jembatan. Untuk mereduksi implikasi-implikasi tersebut maka diperlukan modifikasi geometri junction. Sampai sekarang, kajian-kajian telah banyak

dilakukan, namun belum ditemukan solusi dengan tepat untuk mendiagnosa dan mensintesa struktur aliran.

Kajian-kajian tentang aliran sekunder didasarkan pada pentingnya *junction* dalam rekayasa. Munculnya *multiple vortices* menjadikan kompleksnya struktur aliran sehingga dapat menurunkan efisiensi geometri, Simpson [1]. Coon dan Tobak [2] dan Ballio dan Franzetti [3] membuat sintesa topologi bagian depan *leading edge*. Hasil kajian Coon dan Tobak ditunjukkan *saddle point of attachment* dan terbentuk evolusi *singular point* dalam medan aliran. Sedangkan, kajian oleh Ballio dan Franzetti ditemukan vortisitas *boundary layer* terkonsentrasi pada *bottom surface* karena *reverse flow* dengan terdifusi kedalam dua pasang *vortex* dipisahkan *internal saddle point* dan sebuah *secondary vortex* dalam posisi terseparasi dari *bottom surface*. Karakteristik kinematis dan dinamis *vortex system* dianalisa Ballio dkk [4]. Hasilnya didapat bahwa *vortex system* aliran turbulen, dimensinya hanya ditentukan geometri *leading edge*, sedangkan dalam aliran laminar dimensinya ditentukan *Reynolds number* dan *boundary layer thickness*.

Agui dan Andreopoulos [5] menguji separasi *boundary layer* pada interaksi *circular cylinder* dengan *flat surface*. Hasilnya dengan *Reynolds number* 10^5 dan $2,2 \times 10^5$ ditemukan titik separasi *oncoming boundary layer* berjarak sekitar $0,76D$ dan $0,82D$ ($D = \text{diameter silinder}$) di depan silinder. Studi hubungan *shear stress* dengan formasi *horseshoe vortex* oleh Ballio et al [6] ditunjukkan distorsi distribusi tekanan karena sistem *vortex* didekati penyelesaian potensial dua-dimensi. Pierce dan Shin [7] mengamati pertumbuhan sistem *vortex* pada aliran turbulen daerah interaksi *streamlined cylinder* dengan *flat surface* ditemukan aliran didominasi *single vortex* dan ditemukan *corner vortex* sangat dekat *corner region*. Investigasi secara eksperimental *turbulent shear layer* pada interaksi *appendage* dengan *flat plate* oleh Merati et al [8] ditemukan dominasi *horseshoe vortex* berdampak terhadap redistribusi dan karakteristik lapisan geser turbulen. Abdulla et al [9] mengukur distribusi lapisan geser dan tekanan statis pada interseksi *blade* dengan *plate surface* didapat kenaikan maksimum *shear stress* pada *corner* antara *leading edge* dengan *thickness maksimum*.

Kajian-kajian aliran pada *wing-body junction* dilakukan oleh Kubendran dan McMahon [10], Devenport dan Simpson [11], Devenport dan Simpson [12], Fleming dkk [13], Ölçmen dan Simpson [14]. Kubendran dan McMahon [10] menginvestigasi daerah *upstream* ditunjukkan *vortex strength* dan separasi *vortex* dipengaruhi oleh kelengkungan *leading edge*. Kajian serupa Devenport dan Simpson [11] didapat kecepatan *backflow* cukup rendah pada daerah *upstream* dan resirkulasi mendominasi *downstream*. Studi lanjutan Devenport dan Simpson [12] didapat bahwa *eddy viscosity* dan persamaan transport $k-\epsilon$ kurang mampu memprediksi aliran. Pengujian karakteristik turbulen dalam *wake* dilakukan Fleming et al [13] diperoleh kuatnya gradien tekanan dan *cross flow* mempengaruhi distorsi dan distribusi vortisitas *boundary layer*. Kajian Ölçmen dan Simpson [14] ditunjukkan *leading edge*

menentukan intensitas fluktuasi tekanan dan *primary separation*.

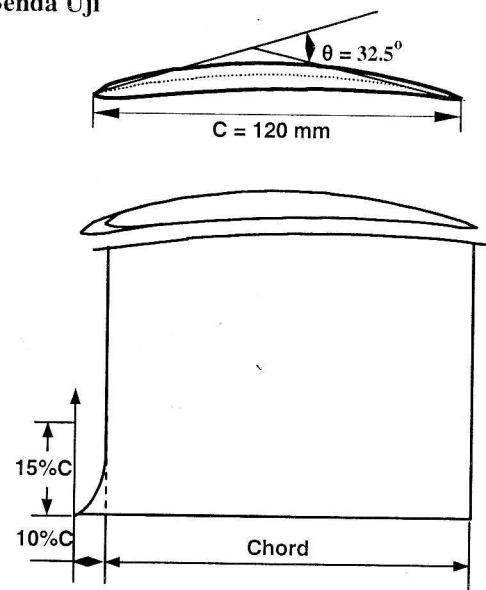
Modifikasi *wing-body junction* dilakukan untuk merubah struktur *vortices* menjadi lebih teratur. Devenport et al [15] menguji pengaruh *fillet* radius konstan pada dasar sambungan *wing* dengan *flat plate*. Sayangnya, dengan penambahan *fillet* belum mampu merubah struktur aliran, masih ditemukan formasi *vortices* dan terbentuk separasi pada bagian *upstream*. Kondisi demikian malah menambah buruknya fungsi kerja geometri. Namun, kesimpulan ini tidak disepakati Green dan Whitesides [16], dimana kajiannya didapat indikasi terjadi eliminasi separasi di depan *leading edge*. Devenport et al [17] melakukan studi lanjut dengan penempatan *fairing* pada *endwall region*. Hasilnya diperoleh indikasi penurunan *nonuniformity*, *unsteadness*, dan intensitas turbulensi. Kajian serupa [17] dilakukan Steenaert dkk [18] dan Oudheusden et al [19]. Dari kajiannya pada sambungan *fairing wing* dengan *flat plate* ditemukan terbentuknya laminarisasi separasi *vortex*.

Uraian konsep topologi didasarkan kinematis aliran diberikan Tobak dan Peak [20], [21] dan Peak dan Tobak [22], [23]. Mereka menggabungkan dan menggunakan hasil-hasil kerja para peneliti dalam memberikan analisa aliran secara tiga-dimensi dengan membuat interpretasi dalam topologi berdasarkan rangkaian *singular point* yang terbentuk pada *surface*.

Tujuan kajian dalam paper ini adalah memberikan informasi gambaran kualitatif mengenai kondisi struktur aliran akibat efek *blockage* berupa pola *pathline* dan topologinya pada konfigurasi *wing-body fairing* beserta distribusi *total static pressure* pada empat bidang pengukuran di daerah dekat *trailing edge* dengan variasi *angle of attack*.

2 METODE PENELITIAN

2.1 Benda Uji



Gambar 1 Profil Wing - 9C732.5C50

Makna 9C7/32.5C50:

[9] = 9% maximum thickness-chord ratio.

[C7] = basic wing profile.

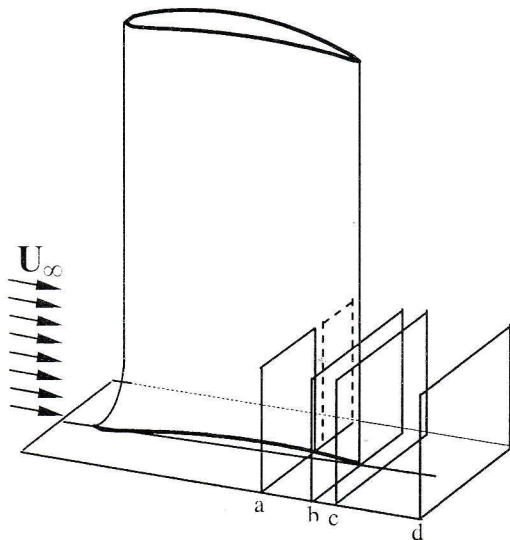
[32.5] = camber angle.

[C] = circular arc camber line.

[50] = 50% maximum camber pada posisi 0,5 panjang chord.

2.2 Teknis Pengujian

Perangkat *computational fluid dynamics* (CFD) dalam penelitian ini adalah software fluent 6.2. Pada saat memulai menjalankan software fluent 6.2 terdapat dua macam pilihan penyelesaian (solver), yaitu *single precision* dan *double precision solver*. Penggunaan kedua *solver* ini tergantung pada jenis dan karakteristik masalah yang akan diselesaikan. Bila masalah sederhana dan tidak membutuhkan keakuratan lebih, maka sebaiknya digunakan *single precision solver* karena mempercepat konvergensi. Apabila permasalahannya jauh lebih kompleks dan membutuhkan keakuratan sangat tinggi, sebaiknya digunakan *double precision* meskipun proses iterasi lebih lama konvergensi dan dibutuhkan memori komputer lebih besar.



Gambar 2 Lokasi *pathlines* dan bidang pengamatan pada a. $x/c = 10/12$, b. $x/c = 12/12$, c. $x/c = 13/12$, d. $x/c = 14/12$

Urutan menjalankan program software fluent 6.2 untuk simulasi pada penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Dipilih model tiga dimensi (3d,dp).
2. **Grid:** Mengimpor grid yang telah dibuat dari software gambit. Proses yang dilakukan dalam software gambit sebagai berikut: (i) **Membuat model.** Menggambar model *wing* dengan profil 9C7/32.5C50, dengan panjang *chord* = 120 mm, span = 300 mm. Posisi model uji $\alpha = 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$ dan 16° . (ii) **Menentukan solver:** Fluent 6.2. (iii) **Menentukan daerah analisis:** Menentukan permukaan yang berhubungan (*link face meshes*) pada permukaan periodik, menentukan bentuk continuum (fluid-udara) dan kondisi batas (*wall, velocity inlet, periodic, outflow*). (iv) **Membuat mesh:** membagi model *solid* menjadi elemen kecil-kecil sehingga kondisi batas dan beberapa parameter

dapat diaplikasikan pada elemen-elemen tersebut. Pada paket program ini bentuk *mesh/grid* sangat mempengaruhi hasil simulasi. Bentuk *mesh/grid* mendekati hasil eksperimen adalah *hexahedral* atau *quadrilateral* pada semua permukaan dinding.

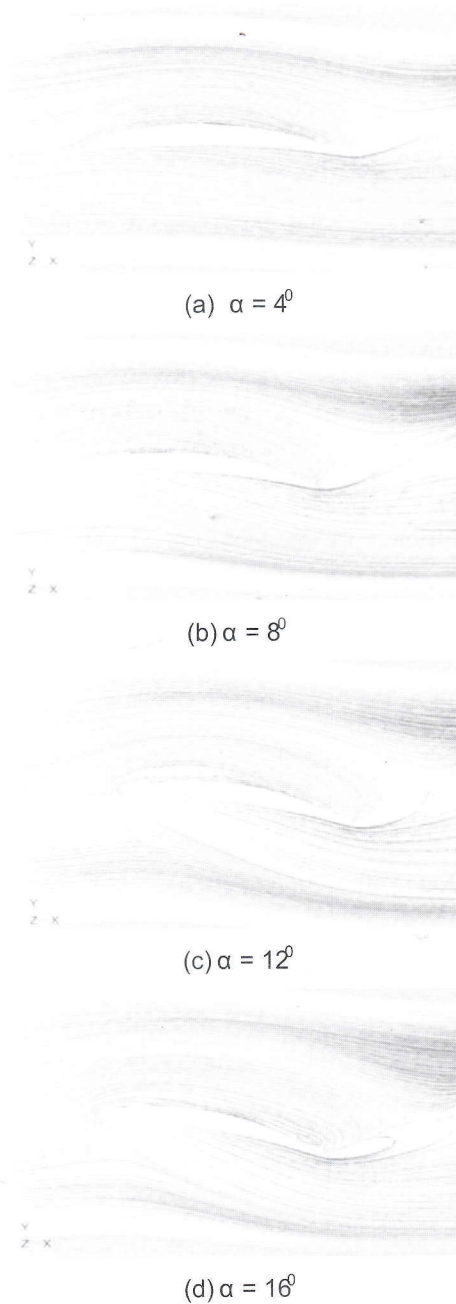
3. **Models:** Merupakan pemodelan viskositas aliran (karakteristik aliran), berupa jenis dan formula penyelesaian, penentuan model turbulen dan konstanta yang digunakan. Jenis penyelesaian yang digunakan adalah *simplec* dengan formula penyelesaiannya *segregated*. Ini dilakukan guna mendapat hasil yang akurat dalam kontur *pathlines* dan *isototal static pressure* sekitar *wing*, meskipun dibutuhkan waktu agak lama dan memori besar untuk mencapai konvergensi. Model turbulen menggunakan k- ϵ RNG dengan C1-Epsilon = 1,42 dan C2-Epsilon = 1,68 serta *swirl factor* = 0,07.
4. **Materials:** Tahapan ini pemilihan material yang digunakan serta memasukkan data-data properties material tersebut. Material yang digunakan adalah udara, *density* 1,225 kg/m³ dan *viscosity* 1,7894x10⁻⁵ kg/m.s
5. **Operating conditions:** Merupakan perkiraan kondisi daerah operasi, biasanya diasumsikan tekanan daerah operasi 1 atm.
6. **Boundary conditions:** Merupakan penentuan parameter dan batasan pada aliran, dengan pemberian beban kecepatan, tekanan maupun kondisi batas turbulensi pada *inlet, outlet* serta kondisi pada *wall*. Kondisi batas *inlet* adalah kecepatan sebesar 15 m/s ($Re_c = 3,5 \times 10^5$) dengan arah kecepatan masuk sesuai besarnya *angle of attack* (α). Kondisi batas *outlet* adalah *outflow*. Kondisi batas dinding arah *span* simetris dan arah *pitch* periodik transversal.
7. **Solution:** Tahap penyelesaian masalah berupa proses iterasi hingga mencapai *convergence criterion* yang diinginkan, yaitu minimal 10⁻⁵.
8. **Postprocessing:** Merupakan tampilan hasil yang telah diperoleh, berupa *pathlines* dan kontur *isototal static pressure*.

3 HASIL-HASIL PENELITIAN

Secara kualitatif struktur aliran diwakili *pathlines* dan distribusi *isototal static pressure*. Gambar (3.a) merupakan pola *pathlines* permukaan *flat surface* pada $\alpha = 4^\circ$. Posisi *saddle point* sangat dekat *leading edge* karena momentum aliran mampu membawa fluida mendekati *wing*. Kurva *imprint horseshoe vortex* atau *separation line* relatif sempit. Ini menandakan kecepatan arah longitudinal lebih besar daripada kecepatan arah lateral meskipun defisit momentum bertambah karena *adverse pressure gradient*. Akibatnya gradien kecepatan dan *wall shear stress* arah longitudinal lebih besar dan menghasilkan defleksi kecil. Pada $\alpha = 8^\circ$, Gambar (3.b), terlihat lokasi *saddle point* menjauhi *leading edge* dan *imprint horseshoe vortex* melebar. Ini karena aliran menghadapi naiknya *adverse pressure gradient* sehingga defisit momentum aliran bertambah besar. Dampaknya kecepatan arah longitudinal turun diikuti bertambahnya kecepatan arah lateral. Akibatnya terbentuk gradien kecepatan dan *wall shear stress* arah lateral bertambah

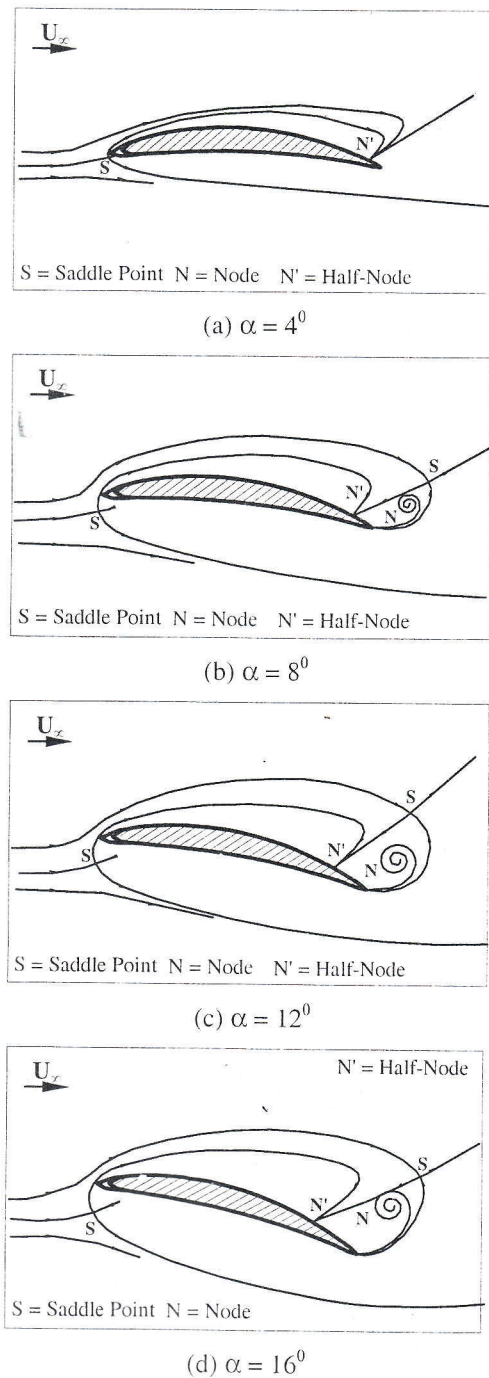
denagn menciptakan defleksi orientasi *boundary layer* bertambah besar.

Pada $\alpha = 12^\circ$, Gambar (3.c), kondisi aliran menghadapi naiknya *adverse pressure gradient* dan gaya *viscous* lebih kuat. Akibatnya defisit momentum bertambah besar dan diikuti turunya kecepatan longitudinal dan bertambah kecepatan lateral dengan menciptakan gradien kecepatan dan *wall shear stress* arah lateral semakin besar. Dampaknya *imprint horseshoe vortex* semakin lebar. Titik separasi bergerak maju merndekat *maximum thickness*. Pada $\alpha = 16^\circ$, Gambar (3.d), terlihat rangkaian *singular point* lebih kompleks dimana tercipta *saddle point*, dua *node*, *half-saddle* dan *backward saddle point*. Hal Ini menandakan aliran sangat kompleks.



Gambar 3 Pola pathline pada flat surface

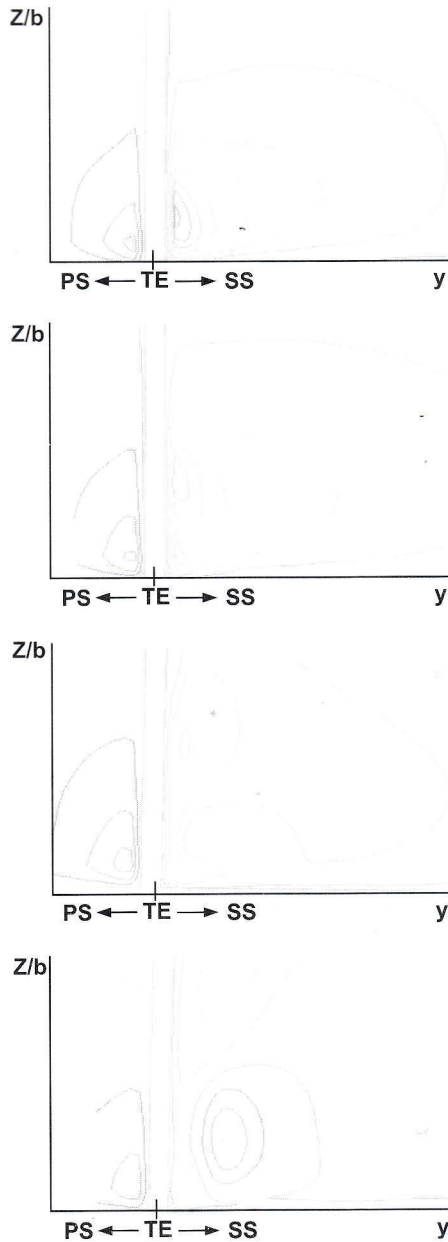
Topologi aliran permukaan plat datar pada $\alpha = 4^\circ$ sampai $\alpha = 16^\circ$ seperti Gambar (4). Pada $\alpha = 4^\circ$, Gambar (4.a) aliran didominasi *horseshoe vortex*, posisi *saddle point* sangat dekat *leading edge* dengan kaki *horseshoe vortex* menjauhi permukaan *wing* dan *wall*. Pada *pressure side* (PS) aliran total terseparasi, dengan diikuti *half-saddle* bergeser menuju *maximum thickness trailing edge* (TE). Topologi aliran pada $\alpha = 8^\circ$, Gambar (4.b), terjadi pergeseran *saddle point* menjauhi *leading edge* dan *imprint horseshoe vortex* bertambah lebar. Tercipta *half node* hasil dari transformasi *half saddle* pada posisi menuju *thickness* maksimum. Pada $\alpha = 12^\circ$, Gambar (4.c), daerah bagian *downstream* terbentuk *spiral point*, *half node* dan *backward saddle*. Ini menandakan tercipta struktur aliran jauh lebih kompleks.



Gambar 4 Limiting streamline pada flat plate

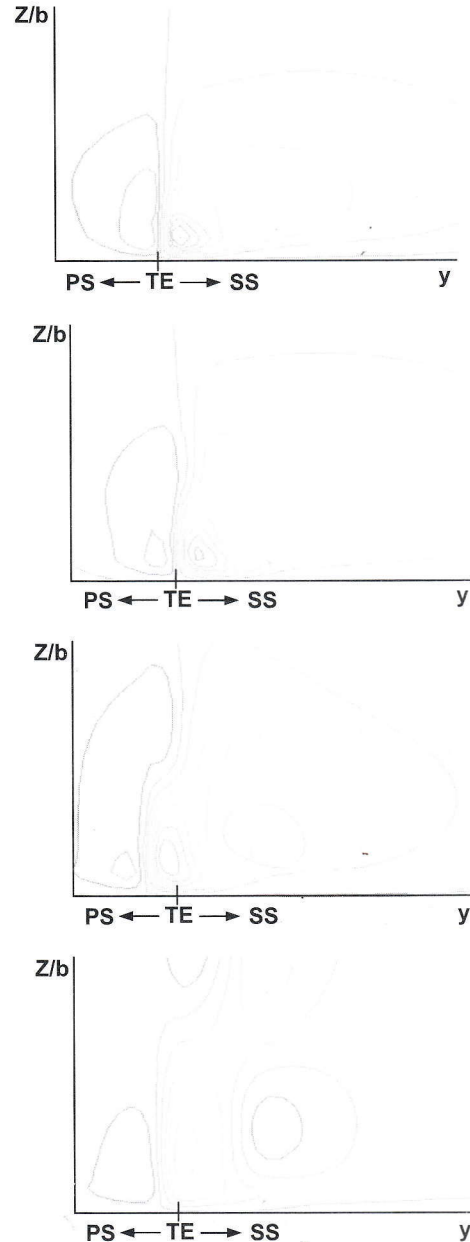
Topologi aliran pada $\alpha = 16^\circ$, Gambar (4.d), terjadi perubahan posisi *saddle point* semakin menjauh dari *leading edge* dan *separation line* membuka lebih lebar. Pada *suction side* (SS), titik separasi bergerak menuju *maximum thickness*. Menjauhnya *saddle point* karena peningkatan *adverse pressure gradient*, sedangkan melebarnya *separation line* karena defleksi orientasi *incoming boundary layer* membesar.

distribusi *isototal static pressure* melebar menjauh dari permukaan *wall* dan *wing*. Diduga efek *blockage* karena *stretching* dari *horseshoe vortex* bertambah besar, sehingga menciptakan distribusi *isototal static pressure* bertambah lebar. Pada $\alpha = 12^\circ$ dan $\alpha = 16^\circ$, Gambar (5.c), daerah distribusi *isototal static pressure* semakin membesar pada SS maupun PS. Ini menandakan *vortex stretching* bertambah besar.



Gambar 5 Isototal static pressure, $x/c = 10/12$

Gambar (5) merupakan kontur *isototal static pressure* didasarkan kecepatan aksial karena perubahan α untuk lokasi $x/c = 10/12$, yaitu 10 cm di depan TE. Pada $\alpha = 4^\circ$, Gambar (5.a), distribusi *isototal static pressure* relatif sempit sekitar *corner region*. Ini menandakan daerah kecepatan aksial terpengaruh *blockage* relatif sempit. Pada $\alpha = 8^\circ$, Gambar (5.b), terjadi perubahan pola

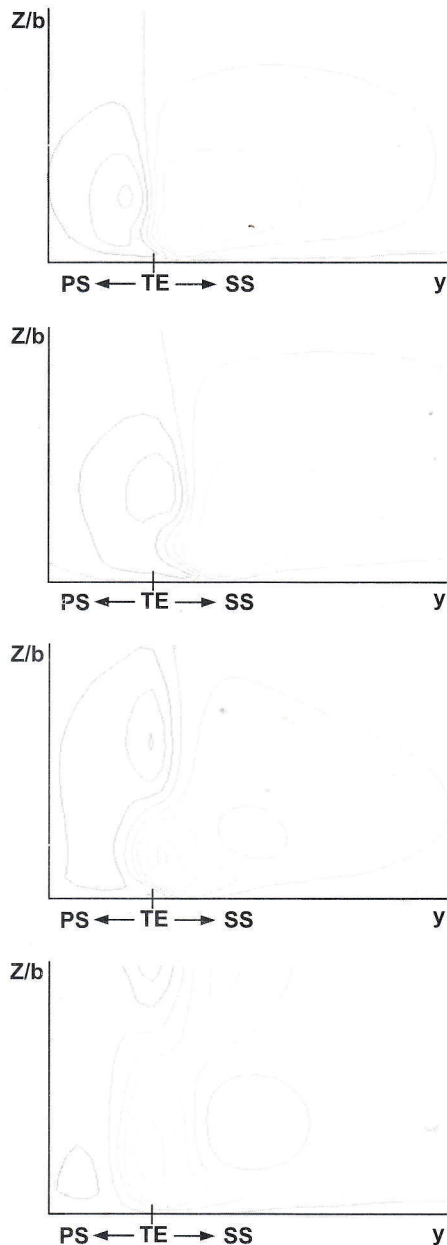


Gambar 6 Isototal static pressure, $x/c = 12/12$

Gambar (6) merupakan kontur *isototal static pressure* untuk $x/c = 12/12$, yaitu tepat *trailing edge*. Pada $\alpha = 4^\circ$, Gambar (6.a), distribusi *isototal static pressure* sekitar *corner* baik pada SS maupun PS. Ini disebabkan kecepatan aksial terpengaruh *blockage* hanya sekitar interaksi *wall* dengan *wing*. Pada $\alpha = 8^\circ$, Gambar (6.b) terjadi perubahan distribusi *isototal static pressure*

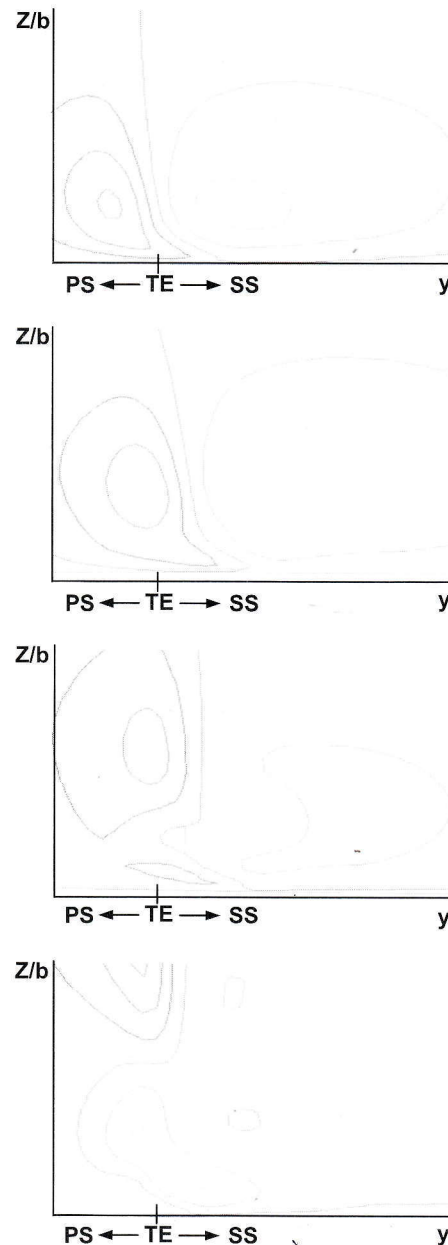
melebar menajuhi permukaan *wall* dan *wing* karena efek *blockage* bertambah besar. Pada $\alpha = 12^\circ$, Gambar (6.c), distribusi *isototal static pressure* semakin membesar baik pada SS maupun PS. *Blockage* semakin kuat, menandakan *vortex stretching* mebesar. Pada $\alpha = 16^\circ$, Gambar (6.d), distribusi *isototal static pressure* menjauh dari permukaan *wall* dan *wing* karena *blockage* akibat *vortex stretching* semakin besar.

$\alpha = 12^\circ$, Gambar (7.c), distribusi kurva *isototal static pressure* semakin melebar baik pada SS maupun PS. Pada $\alpha = 16^\circ$, Gambar (7.d), pola distribusi *isototal static pressure* semakin lebar menjauh dari permukaan *wall* dan *wing*. Diduga kondisi ini karena efek *blockage* akibat *vortex stretching* semakin besar. Ini bisa diartikan inti *vortex* mebesar sehingga menciptakan *blockage* lebih kuat dan sangat mengganggu aliran utam (main flow)



Gambar 7 Isototal static pressure, $x/c = 13/12$

Gambar (7) merupakan kontur *isototal static pressure* pada $x/c = 10/12$. Pada $\alpha = 4^\circ$, Gambar (7.a), distribusi *isototal static pressure* relatif sempit sekitar *corner* baik pada SS maupun PS. Pada $\alpha = 8^\circ$ Gambar (7.b) terjadi perubahan distribusi *isototal static pressure* lebih melebar menajuhi permukaan *wall* dan *wing*. Efek *blockage* akibat *vortex stretching* bertambah besar. Pada



Gambar 8 Isototal static pressure, $x/c = 16/12$

Gambar (8) merupakan kontur *isototal static pressure* untuk $x/c = 16/12$. Pada $\alpha = 4^\circ$, Gambar (8.a), distribusi kontur *isototal static pressure* sekitar *corner* baik pada SS maupun pada PS, ini akibat kecepatan aksial yang terpengaruh efek *blockage* pada daerah sangat dekat *corner region*. Kondisi ini sebagai indikasi *stretching* dari *horseshoe vortex* relatif kecil pada daerah sangat

dekat *corner region*. Pada $\alpha = 8^\circ$, Gambar (8.b) terjadi perubahan pola distribusi *isototal static pressure* lebih melebar menajuhi permukaan *wall* dan *wing*. Diduga efek *blockage* akibat *stretching* dari *horseshoe vortex* bertambah besar. Pada $\alpha = 12^\circ$, Gambar (8.c), daerah distribusi kurva *isototal static pressure* semakin membesar baik pada SS maupun PS, ini karena daerah kecepatan aksial terpengaruh efek *blockage* bertambah lebar. Hal ini menunjukkan *stretching* dari *horseshoe vortex* bertambah besar sehingga *blockage* semakin kuat. Pada $\alpha = 16^\circ$, Gambar (8.d), distribusi *isototal static pressure* melebar menajuhi permukaan *wall* dan *wing*.

Secara eksperimen apa yang telah ditemukan dalam [1, 5-14] dan kajian numerik [2-4, 16, 18-19] menghasilkan pemahaman bahwa aliran melalui *obstacle* adalah *complicated*. Sebagaimana kajian penelitian ini ditunjukkan pola *pathline* dan *isototal static pressure* berubah karena perubahan *angle of attack*. Penjelasan analisa pola *pathline* dan interpretasi topologi struktur aliran telah menunjukkan bahwa membesarnya *angle of attack* menyebabkan terjadi perubahan struktur aliran secara signifikan dengan ditandai menjauhnya posisi *saddle point* dan semakin membuka lebarnya *separation line*. Selain itu dapat dilihat adanya proses evolusi dan transformasi singular point karena membesarnya *angle of attack* dari *half-node* menjadi *saddle* atau sebaliknya dan terbentuk rangkaian *singular point* sangat kompleks.

Distribusi *isototal static pressure* merepresentasikan kondisi aliran bisa dilihat secara kualitatif bahwa struktur aliran saat menghadapi *obstacle* akan membentuk *horseshoe vortex system* dengan kaki-kaki pada daerah *downstream* akan meinggalkan permukaan *wall* dan *wing*. Ini telah terlihat dari perubahan distribusi dimana pada empat lokasi peninjauan terlihat semakin menuju *downstream* distribusinya bertambah lebar. Pada lokasi sama, dengan bertambahnya *angle of attack* maka menciptakan *vortex stretching* makin besar, ditandai semakin lebarnya daerah distribusi *isototal static pressure*

4 KESIMPULAN

Pola *pathlines* dan topologi pada *flat surface* telah diketahui bahwa membesarnya *angle of attack* menjadikan pola aliran lebih komplak. Hal ini ditandai terbentuknya rangkaian *singular point* dan tranformasi *critical point* yang menentukan stabilitas aliran. Adanya perubahan *singular point* berarti terjadi tranformasi dan evolusi titik-titik *singular* dengan adanya perubahan *angle of attack*. Kajian menggunakan *computational fluid dynamics* menunjukkan pola aliran yang hampir sama dengan hasil eksperimen. Bertambahnya *angle of attack* menjadikan posisi *saddle point* bergerak menjauhi *leading edge* dan *imprint horseshoe vortex* terbuka lebih lebar. Distribusi *isototal static pressure* berubah seiring bertambahnya α . Hasil simulasi dengan *computational fluid dynamics* diperoleh membesa α menjadikan pergeseran distribusi *isototal static pressure* semakin lebar dan *blockage* makin besar. Jika *blockage* sangat kuat maka mengganggu aliran utama dan akan membuat turunnya efisiensi kerja geometri.

DAFTAR PUSTAKA

1. R. L. Simpson. *Junction Flows*, Annual Review Fluid Mechanics, 33, 415-443, 2001.
2. M. D. Coon dan M. Tobak. Experimental Study of Saddle Point of Attachment in Laminar Juncture Flow, *AIAA Journal* 33 (12), 2288-2292, 1995.
3. F. Ballio dan S. Franzetti. Topological Analysis of a Junction Vortex Flow, *Proceedings of Advances in Fluid Mechanics 2000*, Montreal, Canada, 24-26 May, 255-264, ISBN 1-85312-813-9, WIT Press, Southampton, 2000.
4. F. Ballio, C. Bettoni dan S. Franzetti. A Survey of Time-Averaged Characteristics of Laminar and Turbulent Horseshoe Vortices, *ASME Journal of Fluids Engineering*, 120, 2, 233-242, New York, USA, 1998.
5. J. H. Agui dan J. Andreopoulos. Experimental Investigation of Three-Dimensional Boundary Layer Flow in the Vicinity of an Upright Wall Mounted Cylinder, *AIAA 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference*, Seattle, WA, 1-12. 1990.
6. F. Ballio, A. Guadagnini dan S. Malavasi. Stresses Due to a Horseshoe Vortex at a Surface-Cylinder Intersection, *Proceedings 3rd International Conference on Hydrosience and Engineering ICHE '98*, Cottbus 31 August-3 September 1998.
7. F. J. Pierce dan J. Shin. The Development of Turbulent Junction Vortex System, *Journal of Fluid Engineering*, 114, 559-566, 1992.
8. P. Merati, H. M. McMahon dan K. M. Yoo. Experimental Investigation of a Turbulent Flow in The Vicinity of an Appendage Mounted on a Flat Plate, *Journal of Fluid Engineering*, 113, 635-642, 1991.
9. A. K. Abdulla, R. K. Bhargava dan R. Raj. An Experimental Study of Local Wall Shear Stress, Surface Static, and Flow Visualization Upstream, Alongside, and Downstream of a Blade Endwall Corner, *ASME 87 GT-181*, 1991.
10. L. R. Kubendran, dan H. M. McMahon. Turbulent Flow Around a Wing/Fuselage-Type Juncture, *AIAA* 24, 1447-1452, 1986.
11. W. J. Devenport dan R. L. Simpson. Time Dependent and Time Averaged Turbulent Structure Near the Nose of a Wing-Body Junction, *Journal of Fluid Mechanics*, 210, 23-55, 1990.
12. W. J. Devenport dan R. L. Simpson. Flow Past a Wing-Body Junction—Experimental Evaluation of Turbulence Models, *AIAA* 4 (30), 873-881, 1992.
13. J. L. Fleming, R. L. Simpson, J. E. Cowling dan W. J. Devenport, An Experimental Study of a Turbulent Wing-Body Junction and Wake Flow, *Experiment in Fluid* (14), 366-378, 1992.
14. B. E. Ölçmen dan R. L. Simpson. Influence of Wing Shapes on Surface Pressure Fluctuation at Wing-Body Junction, *AIAA*, 32, 1, 6-15, 1994.
15. W. J. Devenport, N. K. Agarwal, M. B. Dewitz, R. L. Simpson dan K. Poddar. Effects of a Fillet on The Flow Past a Wing-Body Junction, *AIAA Journal*, 28, 2017-2024, 1990.

16. S. M. Green dan J. L. Whitesides. A Method for Designing Leading Edge Fillets to Eliminate Flow Separation, *AIAA* 2000-4527, 2000.
17. W. J. Devenport, R. L. Simpson, M. B. Dewitz dan N. K. Agarwal, Effects of a Strake on The Flow Past a Wing-Body Junction, *AIAA*, paper 91,0252, 1991.
18. C. B. Steenaert, B. W. Oudheusden dan L. M. Boermans. *Simplified Design Method for a Symmetrical Wing-Body Fairing*, ICAS2002 Congress, 2002.
19. B. W. Oudheusden, C. B. Steenaert dan L. M. Boermans. A Simple Approach for the Design of a Wing-Body Fairing, *CEAS Aerospace Aerodynamics Research Cambridge*, UK 2002.
20. Tobak. M., dan Peak, D. J., "*Topology of Two-Dimensional and Three-Dimensional Separated Flow*", *AIAA Paper* 79 – 1480, 1991.
21. M. Tobak dan D. J. Peak. Topology of Three-Dimensional Separated Flows, *NASA Technical Reports*, April, 1981.
22. D. J. Peak dan M. Tobak. Three-Dimensional Separation and Reattachmen, *NASA Technical Reports*, March, 1982.
23. D. J. Peak dan M. Tobak. Three-Dimensional Flows About Simple Components at Angle of Attack, *AGARD Lecture Series 121 on High Angle of Attack Aerodynamics*, Hampton, Va, 10-11 Mar. 1982.