

Studi Numerik Pengaruh Geometri Celah Terhadap Karakteristik Aliran Celah Terhadap Susunan Airfoil Dan Airfil Flap Secara Longitudinal

Kadri Daud^{1*}, Muh. Muzni Herbelubun²

^{1,2} Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas Khairun
Email: kadridaud@unkhair.ac.id, muzni@unkhair.ac.id

Revisi 2 Mei 2023; Diterima 29 Mei 2023,; publikasi Online 2 Juni 2023

Abstrak. High lift devices merupakan perangkat untuk meningkatkan gaya lift pada pesawat dalam kondisi take off dan landing. Penelitian sebelumnya menunjukkan pengaruh geometri celah yang dibentuk pada airfoil tipe NLR TR 79009 U dan flap terhadap karakter aliran keluaran celah. Karakter aliran ini selanjutnya menentukan kondisi aliran pada kedua airfoil. Hasil penelitian ini menunjukkan karakter aliran keluaran celah hanya ditinjau dari separasi aliran dan tingkat turbulensi terhadap pengukuran profil kecepatan satu titik. Untuk kejelasan informasi pada pengaruh geometri celah terhadap karakter boundary layer akibat posisi flap, maka penelitian ini menggunakan plat datar sebagai airfoil flap untuk mengabaikan adverse pressure gradient yang terjadi. Karakter boundary layer lebih ditekankan pada geometri celah untuk mendapatkan karakter aliran di sekitar airfoil utama. Penelitian ini menggunakan modifikasi airfoil utama tipe NLR TR 79009 U, sedangkan flap digunakan plat datar. Simulasi numerik dengan software FLUENT 6.2.16 untuk visualisasi aliran 2-D, distribusi koefisien tekanan (C_p) pada permukaan airfoil dengan pressure tap sebanyak 75 titik pada airfoil utama. Konfigurasi airfoil utama dan flap dilakukan secara tunggal maupun overlap secara longitudinal tanpa angle of attack (α), jarak vertikal celah (X/Y) sebesar 2,5% chord, serta overlap (X/C) sebesar 0%, hingga 2,5%. Hasil penelitian menunjukkan gaya lift airfoil tunggal maupun flap sebagai efek pemasangan plat datar mengalami peningkatan. Modifikasi lower side dekat trailing edge airfoil utama mampu menghasilkan interaksi airfoil-flap dengan separasi bubble terjadi lebih awal, sedangkan pada konfigurasi airfoil NLR TR 79009 U masih ditemukan adanya separasi bubble bagian lower side airfoil utama dekat trailing edge. Hasil ini menunjukkan bahwa blockage aliran pada celah akan menyebabkan aliran keluaran celah cenderung terdefleksi terhadap kontur upper side pada airfoil flap. Peningkatan overlap kedua airfoil juga menunjukkan peningkatan gaya lift pada airfoil utama. Adapun karakteristik aliran pada keluaran celah yang lebih tangensial terhadap intensitas pertemuan ketiga aliran yang meninggalkan celah airfoil, baik pada perubahan overlap terjadi pada konfigurasi terkecil.

Kata kunci : High lift devices, flap, geometri celah, boundary layer control, variasi gap-overlap

1. Pendahuluan

Airfoil merupakan penampang sayap yang memiliki peran paling besar dalam menimbulkan gaya angkat (lift) pada pesawat[1]. Aerodinamika telah memberikan dukungan dalam menciptakan sayap dengan gaya angkat yang dibutuhkan untuk kondisi penerbangan tertentu[1], [2]. Penambahan high-lift devices pada trailing edge berupa flap dan pada leading edge berupa slat merupakan upaya untuk menghasilkan gaya lift yang besar pada saat landing maupun take off.[1], [3]

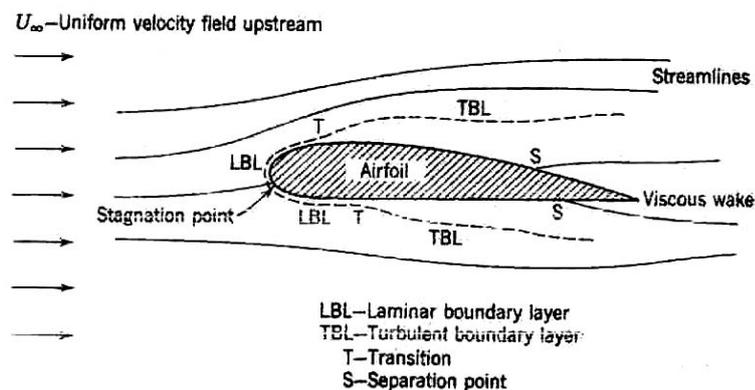
Karakteristik aliran akibat penambahan airfoil belakang dengan overlap sebesar 0 % chord dan 20 % chord akan menimbulkan efek suction yang membuat aliran lebih cepat pada kontur upper side airfoil utama[4]. Karakteristik aliran pada kontur lower side airfoil utama, atas konfigurasi multi komponen tersebut justru mengakibatkan perlambatan aliran[4]–[6]. Hal ini disebabkan adanya *blockage effect* pada masuk celah akibat interaksi dua komponen aliran menjelang memasuki celah. Komponen aliran yang melintasi sisi lower side airfoil utama mendatangi celah dengan arah dan momentum yang berbeda terhadap komponen aliran yang melintasi leading edge airfoil belakang. Pada penampang celah kedua komponen aliran ini berinteraksi dan akan menimbulkan *blockage effect* terhadap komponen aliran pada sisi lower side airfoil utama. Kedua komponen aliran yang disebutkan terdahulu setelah melalui celah akan berinteraksi dengan aliran dari sisi upper side airfoil utama. Interaksi ketiga komponen aliran ini akan

menimbulkan turbulensi aliran pada permukaan airfoil belakang. Efek turbulensi ini akan mengakibatkan aliran lebih tahan terhadap adverse pressure gradient pada sisi upper side airfoil belakang. Sedangkan pada sisi lower side airfoil belakang, *blockage effect* yang terjadi justru mengakibatkan aliran lebih cepat dibandingkan dengan aliran pada airfoil utama[3]-[4].

Gaya turbulensi (*turbulence source*) akibat aliran keluar celah pada penelitian yang disebutkan diatas, dianalisa dari ketahanan aliran yang melalui sisi upper side airfoil belakang terhadap separasi massif[7]. Akan tetapi tidak meninjau secara detail aspek boundary layer akibat interaksi aliran yang melalui permukaan upper side maupun lower side, baik pada airfoil utama maupun aliran yang melintasi leading edge airfoil belakang[7], [8].

Untuk mendapatkan hasil yang mendetail tentang pengaruh karakteristik aliran keluaran celah dalam membangkitkan turbulensi aliran, perlu dilakukan observasi mendalam terhadap perkembangan boundary layer yang lebih seksama. Dengan pertimbangan itu pada penelitian ini digunakan model airfoil utama tipe NLR TR 79009 U dan plat datar sebagai airfoil flap, dan airfoil utama telah dimodifikasi pada sisi lower side dekat trailing edge. Perilaku interaksi elemen aliran pada masukan celah yang sangat terpengaruh bentuk kontur lower side airfoil utama dapat lebih dalam diobservasi dengan penambahan bentuk kontur lower side dekat trailing edge tersebut. Pada bagian belakang keluaran celah diposisikan plat datar untuk menggantikan fungsi airfoil flap[7]-[9].

Aliran viscous melalui airfoil tunggal adalah seperti gambar 1 dibawah, dimana profil kecepatan free stream awalnya adalah uniform[10]. Aliran free stream ini terbagi pada titik stagnasi dan aliran akan melalui permukaan airfoil. Karena permukaan airfoil melengkung maka aliran free stream akan mengalami percepatan hingga titik tertentu dan kemudian mengalami perlambatan. Boundary layer yang terjadi awalnya adalah laminar, kemudian pada jarak tertentu dari titik stagnasi berubah menjadi boundary layer turbulen. Karena adanya adverse pressure gradient, maka pada titik S momentum yang dimiliki fluida tidak bisa lagi mengatasinya sehingga terjadi separasi[2], [10]. Di belakang daerah separasi terjadi daerah yang disebut wake, jika adverse pressure gradient semakin besar, maka kemungkinan daerah wake yang terjadi juga semakin luas[4], [11].



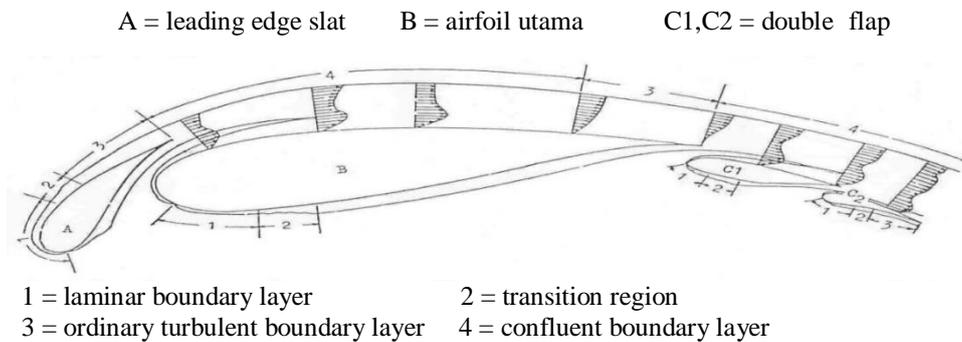
Gb.1. Aliran viscous melewati airfoil.[1]

Pada saat bekerja, pesawat membutuhkan gaya angkat yang bervariasi sesuai dengan kondisi masing-masing tahapan penerbangan[3], [12]. *Take off* merupakan tahapan pertama bagi pesawat untuk terbang di udara. Dengan tenaga yang belum optimal, pesawat harus memiliki daya angkat yang cukup besar. Pada waktu yang lain, pesawat dituntut untuk melakukan *landing* pada jarak yang terbatas, sehingga kecepatan pesawat tidak dalam kondisi maksimum. Dengan kondisi-kondisi diatas, *Take off* dan *landing* merupakan saat yang paling kritis bagi pesawat[13]. Oleh karena itu, untuk bias menghasilkan gaya angkat yang besar dengan kecepatan yang tidak maksimum, dibutuhkan system yang mampu mengatasi masalah ini. System ini disebut sebagai *high lift devices*[3], [13].

Salah satu jenis *high lift devices* adalah system sayap yang terdiri atas airfoil multi elemen. Masing-masing elemen memiliki karakter tersendiri untuk meningkatkan gaya angkat airfoil secara keseluruhan. Elemen-elemen tersebut terdiri atas dua atau beberapa bagian seperti gambar 2 berikut dengan kejelasan komponen sayap sebagaimana dimaksud sebagai berikut:

- Airfoil utama. Bagian ini merupakan penyumbang gaya angkat yang terbesar bagi *high lift devices*. Oleh karena itu, elemen yang lain digunakan untuk mendukung kinerja airfoil utama.
- Leading edge slat*. Elemen ini merupakan airfoil dengan camber tinggi yang terletak sedikit didepan airfoil utama. Fungsi utama elemen ini adalah untuk menimbulkan interaksi aliran yang menghasilkan

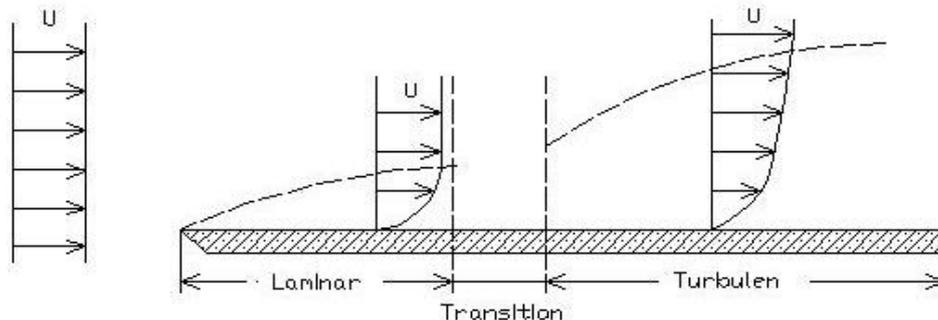
- tekanan yang lebih tinggi pada titik puncak airfoil utama. Selain itu, slat juga mampu memberikan tambahan momentum pada *boundary layer* aliran yang melalui sisi atas airfoil. Dengan mekanisme ini, terjadinya separasi aliran pada bagian atas dapat ditunda.
- c. *Flap*. Bagian dari airfoil multi elemen yang terletak pada bagian belakang atau dibelakang airfoil utama. *Flap* ini meningkatkan gaya angkat sayap dengan memperbesar luasan sayap airfoil utama. Selain itu pada penggunaan airfoil multi elemen yang memiliki celah antara airfoil utama dan flap, aliran dari sisi bawah airfoil utama yang mengalir melalui celah, mampu mengubah dan menstabilkan *boundary layer*, mendapatkan masukan momentum untuk menahan efek *adverse pressure gradient* saat *flap* dalam sudut serang yang sangat besar[1], [7], [14].



Gambar 2 Airfoil multi komponen untuk pengembangan boundary layer[8]

Gambar 2 menunjukkan bahwa aliran yang melewati konfigurasi airfoil multi komponen merupakan sebuah airfoil utama dengan tambahan slat pada leading edge dan flap pada trailing edge[3], [15]. Pada airfoil multi komponen ini tentunya akan berkembangnya *confluent boundary layer*, dimana lapisan ini adalah gabungan lapisan batas aliran yang melewati celah *flap* dengan lapisan batas aliran yang melewati kontur *upper side* airfoil utama.

Untuk plat datar sebagai airfoil flap seperti gambar 3 berikut, menunjukkan bahwa *boundary layer* terjadi mulai dari leading edge sebagai laminar *boundary layer*, masih tipis serta partikel fluida secara berlapis-lapis bergerak hingga terjadi gangguan aliran bebas, dengan efek kekasaran permukaan, maka terjadi transisi aliran dan menjadi *boundary layer turbulent*[16].



Gambar.3. Aliran melewati plat datar.

Karakteristik *boundary layer* yang terbentuk pada aliran ini dapat dinyatakan dengan besaran-besaran sebagai berikut :

1. Disturbance Thickness (δ)

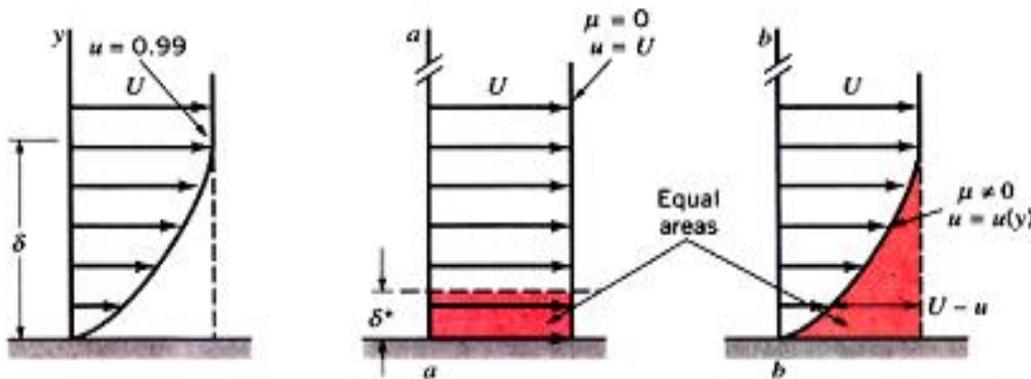
Disturbance thickness atau disebut ketebalan *boundary layer* adalah jarak antara *solid surface* yang dialiri fluida ke arah normal sampai pada titik tertentu dimana kecepatannya telah mencapai 99% dari kecepatan utama di luar lapis batas atau kecepatan *freestream* ($u = 0.99U$). Besarnya ketebalan *boundary layer* untuk aliran laminar dan turbulen berbeda, dimana pada aliran turbulen profil kecepatannya lebih gemuk karena momentumnya yang lebih besar dibandingkan dengan profil kecepatan pada aliran laminar.

Jika kita meninjau profil kecepatan dalam bentuk aliran laminar yang melalui permukaan plat datar, maka bentuk persamaan ketebalan *boundary layer* dapat ditunjukkan sesuai dengan penyelesaian exact *Blasius* sebagai berikut:

$$\delta = \frac{5,0}{\text{Re}_x} \quad \text{dengan, } \text{Re} = \frac{U_\infty x}{\nu} \dots\dots\dots 2.1$$

2. Displacement Thickness (δ^*)

Gaya *viscous* pada *boundary layer* memberikan pengaruh perlambatan aliran. Dengan kondisi ini tentunya menyebabkan laju aliran massa fluida pada bagian yang dekat dengan dinding menjadi lebih kecil dibandingkan dengan laju aliran massa fluida pada daerah yang sama tanpa adanya *boundary layer*. Penurunan laju aliran massa karena adanya gaya *viscous* dapat diperoleh sebesar $\int \rho(U - u)w dy$ dengan w adalah lebar permukaan ke arah tegak lurus aliran. Apabila aliran fluida yang terjadi tanpa efek *viscous*, maka aliran tersebut memiliki kecepatan sebesar U_∞ , dimana penurunan laju aliran massa pada *boundary layer* disamakan dengan berkurangnya laju aliran massa pada aliran *uniform* dengan ketebalan δ^* sebesar $\rho U \delta^* b$. Gambar 4 menunjukkan mekanisme tersebut.



Gambar 4. Ketebalan boundary layer

Dari gambar 2.7 secara grafis menunjukan bahwa besarnya energi aliran yang hilang pada *boundary layer* memiliki luasan yang sama dengan luasan yang diarsir pada kecepatan *uniform*. Ketebalan δ^* ini disebut *displacement thicknis* aliran. Secara matematis diperoleh dengan menggunakan persamaan:

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy = \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \dots\dots\dots 2.2$$

3. Momentum Thickness (θ)

Momentum thickness sering dinyatakan sebagai batas ketebalan dari kecepatan fluida (U), sebab selain adanya pengurangan kecepatan pada suatu bagian aliran, efek *viscous* juga menyebabkan adanya defisit momentum pada aliran di dalam *boundary layer*. Apabila laju alia massa aktual adalah $\int_0^\infty \rho u w dy$,

maka defisit momentum aliran pada boundary layer adalah $\int_0^\infty \rho u(U - u)w dy$. dan apabila defisit ini

identik dengan momentum yang hilang pada profil kecepatan seragam, maka diperoleh sebesar $\rho U^2 \theta w$. dari besarnya momentum yang hilang, θ (*sisplacement thickness*) dapat didefenisikan sebagaimana telah disebutka sebelumnya. Dengan kecepatan U yang *fluks* momentumnya sama dengan defisit momentum pada *boundary layer*. Hal ini diperoleh dengan persamaan sebagai berikut:

$$\theta = \int \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \approx \int \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \dots\dots\dots 2.3$$

Dengan integral untuk $y > \delta$ adalah nol.

4. Energy Thickness (δ_3)

Berkurangnya kecepatan pada aliran dalam *boundary layer* pasti akan menyebabkan hilangnya energi kinetik pada aliran. Besarnya energi yang hilang pada *boundary layer* sebesar $\rho \int u(U^2 - u^2) dy$ dibandingkan dengan energi yang hilang pada profil kecepatan seragam sebesar $\rho U^3 \delta_3$ maka **Energy Thickness** (δ_3) dapat didefinisikan sebagai:

$$\delta_3 = \int_0^{\infty} \frac{u}{U} \left[1 - \left(\frac{u^2}{U^2} \right) \right] dy \dots\dots\dots 2.4$$

Displacement thickness dan *momentum thickness* berbentuk integral dalam arah melintang terhadap *boundary layer*. Karena dalam tinjauan integral, maka dengan data-data eksperimen, parameter ini lebih mudah diperoleh daripada ketebalan *boundary layer*.

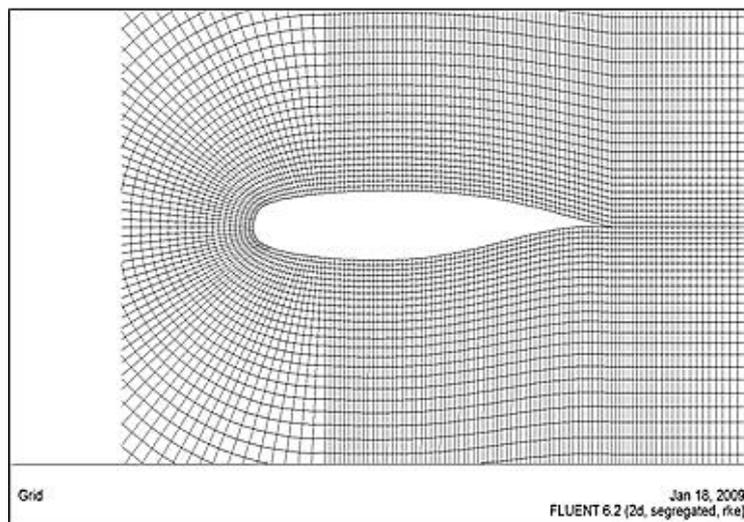
2. Metode

a. Metode Numerik dengan Menggunakan Software FLUENT 6.2.16

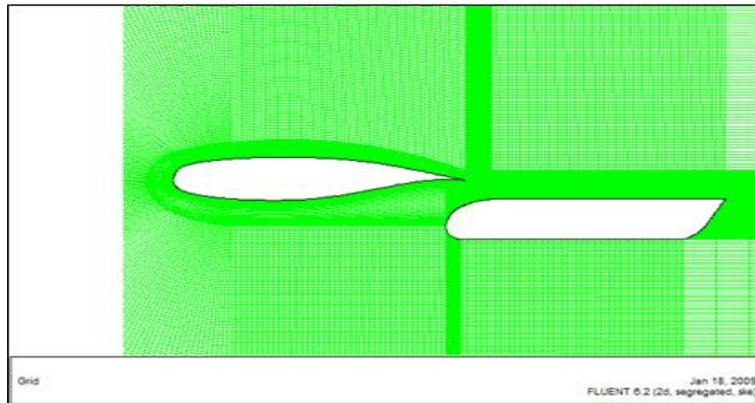
Dalam penelitian ini, penggunaan software FLUENT 6.2.16 dengan tujuan sebagai langkah awal dalam menganalisa dan sebagai pembandingan terhadap hasil yang telah diperoleh dari eksperimen[4]. Tinjauan eksperimen adalah 2D, maka pembuatan model dan perhitungan numerik juga dalam 2D berdasarkan karakter boundary-nya. Tentu saja ini merupakan satu bentuk keterbatasan tersendiri sehingga memungkinkan timbulnya perbedaan-perbedaan antara hasil yang telah diperoleh dari eksperimen dengan hasil yang ditunjukkan dari simulasi numerik. Sebab adanya idialisasi dari parameter-parameter tertentu yang membuat kondisi pemodelan-simulasi numerik sedikit berbeda dari eksperimen.

Langkah-langkah yang dilakukan dalam pemodelan-Simulasi numerik, dengan pembuatan Benda Uji Menggunakan Software Gambit 2.2.30. Pembuatan geometri benda uji, pertama-tama dengan menggunakan geometry vertex pada menu *Create Real Vertex* untuk tipe *Cartesian* guna menentukan titik-titik koordinat benda uji. Setelah itu digunakan geometry edge untuk menghubungkan garis dari titik-titik koordinat, menu yang digunakan yaitu *Create Straight edge* untuk membuat benda uji-plat datar dan *geometry edge NURBS* untuk membuat benda airfoil utama. Langkah berikutnya adalah dengan melakukan meshing geometry.

Berikut adalah bentuk meshing geometry benda uji yang akan dilakukan dalam eksperimen ini, sebagaimana dilihat pada gambar 5 dan 6 berikut:



Gambar 5. Ruang dan Benda Uji Airfoil Tunggal



Gambar 6. Ruang dan Benda Uji Airfoil – Plat Datar Overlap Maksimum

b. Analisa Dengan Software Fluent 6.2.16

Inputan data dalam File yang dibaca oleh software fluent 6.2.16 adalah file yang telah di meshing pada gambit 2.2.30. Setelah pembacaan sempurna maka dilakukan pembagian daerah dengan menggunakan menu *grid check* dan *display grid*, menu ini akan membagi bentuk geometri menjadi daerah *wall* airfoil utama dan plat datar dengan daerah lainnya. Menu *define solver* dan *viscous* selanjutnya digunakan untuk menentukan dimensi dan penyelesaian dari bentuk model yang digunakan. Model yang digunakan adalah *k-ε realizable*. Selanjutnya penentuan *Operating condition* dan *boundary condition*. Kondisi operasi adalah dalam tekanan atmosfer dengan kondisi batas kecepatan 20 m/s untuk *inlet* dan 0 m/s pada *wall* dan *bodi* airfoil multi komponen. Untuk kasus ini, meshing dilakukan dengan struktur *grid quadrilateral map*, pada daerah dekat dengan permukaan benda uji digunakan rasio 1 m/s sampai 1.2 m/s.

c. Pengolahan Data dan Analisa

Data eksperimen dianalisa sebagai dasar simulasi, selanjutnya dilakukan pendekatan simulasi numerik untuk membandingkan hasil yang telah diperoleh dari eksperimen. Perhitungan numerik dengan menggunakan software FLUENT 6.2.16. Hal ini dimaksudkan untuk memprediksi aliran 2-D yang melintasi airfoil multikomponen sebagai benda uji. Analisa numerik akan meliputi analisa bentuk *mesh* dan kepadatannya, distribusi kecepatan, distribusi tekanan statis (C_p) pada airfoil serta *vector* kecepatan kedua airfoil. Analisa numerik juga meliputi daerah-daerah yang tidak terjangkau oleh eksperimen dengan boundary tertentu

Data dari hasil eksperimen dengan menggunakan manometer akan diolah sehingga diperoleh harga tekanan dalam bentuk pascal (Pa). Selanjutnya imbutan data yang sama dituangkan dalam bentuk grafik. Hasil pada grafik adalah data dari tekanan statis pada airfoil utama dan kecepatan tiga posisi aliran pada upper side plat datar. Kemudian dengan software FLUENT 6.2.16 untuk menentukan *contour of static pressure*, *contour of velocity*, distribusi C_p , dan *velocity vector*. Sedangkan untuk hasil visualisasi numerik dimanfaatkan guna mendeteksi profil *stream line* pada benda uji serta mendeteksi secara tidak langsung terhadap pola aliran pada daerah dekat benda uji.

3. Hasil dan Diskusi

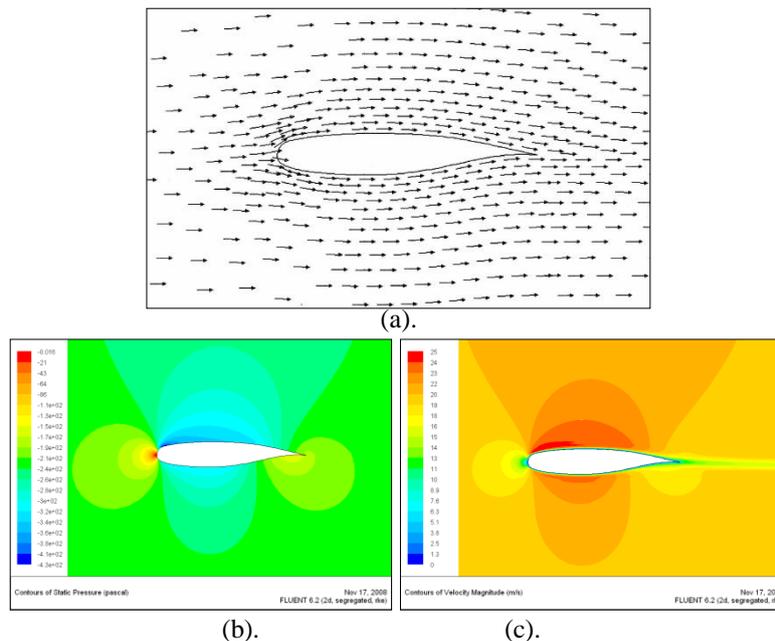
Penelitian pada *high lift devices* secara eksperimen[4] dilakukan hingga visualisasi aliran pada airfoil flap. Hasil simulasi numerik menjelaskan besarnya pengaruh *angle of attack* terhadap airfoil utama, defleksi flap, dan bentuk celah antara airfoil dan *flap* terhadap karakteristik aliran di sekitar airfoil multi komponen. Hal ini dominan ditunjukkan dengan grafik koefisien tekanan, besarnya koefisien gaya *lift* dan gaya hambat, maupun profil kecepatan aliran pada airfoil dan *flap*[17].

Untuk airfoil utama tipe NLR TR 79009 U yang dimodifikasi adalah pada sisi *lower side* dekat *trailing edge*. Pada sisi ini lokasi kelengkungan kontur dengan gradien kontur yang negatif digeser ke depan ($x/c = 0,48$) sehingga memiliki karakter khusus, dimana seluruh kontur *upper side* mempunyai kelengkungan yang lemah serta terlihat hampir datar, terkecuali pada posisi setelah 75% *chord* yang mempunyai "sink effect" yang sedikit menguat dengan kelengkungan yang sedikit tajam. Sisi lain pada kontur dengan geometri

semacam ini, secara umum dimaksudkan untuk menghindari terjadinya separasi aliran yang terlalu dini akibat *adverse pressure gradient* yang terlalu kuat.[18]

Akan tetapi setelah 48% *chord* digeser pada kontur *lower side* memiliki kelengkungan yang sangat tajam dengan "*sink effect*" yang lebih kuat[4], [18]. Kontur dengan geometri semacam ini, diduga dimaksudkan untuk menghasilkan "*nozzle effect*" yang lebih baik terhadap aliran yang melalui celah, bila airfoil utama dikonfigurasi dengan *flap* pada posisi tertentu. *Adverse pressure gradient* yang besar akibat "*sink effect*" yang kuat di daerah ini bisa saja menghasilkan suatu separasi yang sifatnya *bubble* ataupun masif. Pada posisi *flap* tertentu, diduga terjadinya "*separation vortex*" sehingga menghasilkan defleksi aliran yang akan memasuki celah secara lebih baik[4], [19].

Visualisasi medan aliran disekitar airfoil tunggal dari hasil Simulasi Numerik (CFD) yang dapat digunakan untuk menunjukkan karakter aliran di sekitar airfoil tunggal adalah meliputi *velocity vektor*, *contours of static pressure* dan *contours of velocity*. Adapun kejelasan fenomena aliran di sekitar airfoil tunggal dapat dilihat pada gambar 4.1 berikut ini.

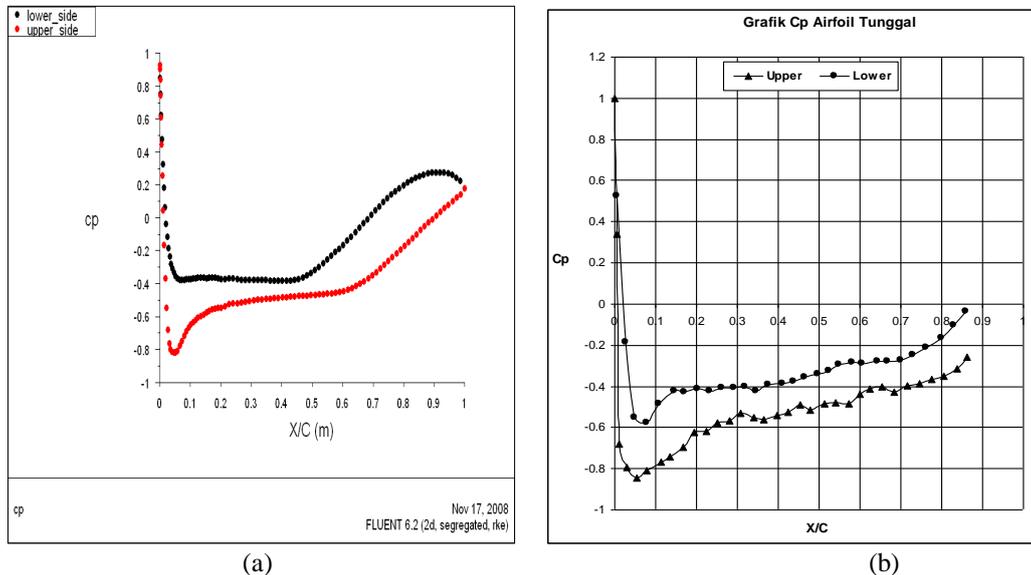


Gambar 7. Visualisasi Medan Aliran Untuk Airfoil Tunggal (a) *Velocity vektor*, (b) *Contours of Static Pressure* dan (c) *Contours of Velocity*

Gambar 7 untuk *inlet airfoil wall region*, tekanan masih cenderung konstan karena aliran belum mengalami gangguan. Akan tetapi saat memasuki *airfoil wall region* aliran yang awalnya bergerak dalam arah yang sama terbagi menjadi dua kelompok aliran yang mengarah pada kedua daerah yang berbeda, yaitu daerah yang bertekanan tinggi dan daerah yang bertekanan rendah sebagaimana dapat dilihat pada gambar 7 (b) diatas. Daerah bertekanan tinggi terdapat pada *lower side* airfoil, sedangkan daerah bertekanan rendah terdapat pada kontur *upper side* airfoil, hal yang sama ditemukan pada airfoil dengan angle of attack 0° mengingat maksimum *pressure* terletak pada stagnasi point bagian *leading edge* airfoil, dan ditemukannya *contour line* yang melingkar dan memiliki harga *static pressure* yang lebih besar dari tekanan statis disekitarnya akan tetapi berbeda dengan[10], [20].

Sisi lain kondisi stagnasi airfoil *leading edge* ditunjukkan berupa warna merah pada point ini memiliki nilai maksimum *gage pressure* ≈ 0 , ini menunjukkan bahwa tekanan stagnasi menyamai tekanan atmosfer karena pada point/lokasi yang sama dapat diperoleh kecepatan yang mendekati nol (gambar 7 (c)). Pada lokasi stagnasi juga diliputi pola aliran yang seolah-olah menunjukkan laju aliran fluida yang dihentikan secara mendadak. Hal ini ditunjukkan dengan membesarnya nilai *static pressure* ke lokasi stagnasi. Sedangkan minimum *pressure* terdapat pada kontur *upper side* airfoil, tepat pada bagian depan dekat *leading edge* airfoil, tidak pada lokasi tebal maksimum airfoil sebagaimana warna biru yang ditunjukkan pada gambar 7 (b).[4], [5]. Hal ini terjadi karena bentuk kontur bagian depan airfoil yang sangat tumpul mengakibatkan defleksi aliran yang sangat kuat pun terjadi saat memasuki *leading edge* airfoil walaupun dengan angle of attack 0° .

Untuk *angle of attack* 0 perbedaan distribusi tekanan pada kontur *lower side* airfoil tunggal memiliki *static pressure* yang lebih besar dibandingkan dengan kontur *upper side* airfoil, karena pada kontur *lower side* airfoil memiliki kelengkungan *sink effect* yang kuat dibandingkan pada kontur *upper side* airfoil utama yang memiliki kelengkungan dengan *sink effect* yang lemah dan cenderung datar, sama halnya modifikasi pada airfoil NACA 2412. [20]. Karakter ini ditunjukkan dengan distribusi tekanan statis (C_p) baik secara numerik (CFD) maupun eksperimen pada gambar 8 berikut.



Gambar 8 Grafik C_p Untuk Airfoil Tunggal, (a) Numerik dan (b) Eksperimen[4]

Pada gambar 8 (b) menunjukkan bahwa titik stagnasi pada airfoil tunggal terdapat di $(x/C) = 0$, dimana aliran yang melewati kontur *upper side* airfoil dipercepat dari *leading edge* sampai di $x/C = 0,05$ dengan nilai C_p mencapai harga minimum - 0,84 kemudian aliran diperlambat hingga sampai *trailing edge* airfoil. Fenomena percepatan aliran yang besar pada kontur ini ditandai dengan penurunan nilai C_p secara tajam di bagian *leading edge* airfoil tunggal pada kontur *upper side*, ini terjadi karena kontur pada bagian ini memiliki kelengkungan yang besar dan kemudian cenderung datar.

Kondisi inilah yang menyebabkan perubahan arah aliran di dekat dinding yang cukup besar, ditandai dengan merapatnya garfik C_p pada arah sumbu (y). Kondisi ini tentunya menyebabkan *stream tube* aliran mengalami penyempitan yang cukup besar pula. Akibatnya aliran mengalami percepatan yang sangat besar hingga titik $x/C=0,05$. Selanjutnya nilai C_p terus meningkat seiring dengan melemahnya kelengkungan kontur *upper side* airfoil. Kontur semacam ini dapat menyebabkan *stream tube* aliran membesar, artinya pada daerah ini aliran mengalami perlambatan yang terjadi di titik $x/C=0,1 \div 0,4$, dengan kelengkungan airfoil yang sangat kecil (cenderung datar) menyebabkan nilai C_p relatif konstan[1], [4], [5].

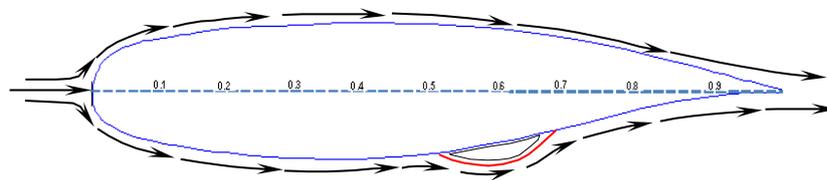
Kemudian seiring dengan kontur airfoil yang mulai melengkung ke bawah setelah titik maksimum airfoil ($x/C) = 0,4$. Kelengkungan ini menyebabkan efek *adverse pressure gradient* yang besar pada aliran. Namun karena *sink effect* pada kontur ini tidak terlalu tajam kelengkungannya, maka aliran masih memiliki momentum yang besar untuk mempertahankan kondisinya agar tetap menyusuri kontur *upper side* hingga *trailing edge* airfoil. Nilai C_p yang sama pada kontur upper side hingga *trailing edge* dapat ditunjukkan pada gambar 8 (a) dari simulasi numerik (CFD), hal yang berbeda ditemukan pada rotating airfoil dan modifikasi NACA 2414 bahkan untuk tipe airfoil yang lain.[7] [20], [21]

Fenomena percepatan aliran yang besar pada kontur ini, ditandai dengan penurunan nilai C_p secara tajam pada bagian depan *leading edge* pada kontur *lower side* airfoil. Ini terjadi karena pada kontur bagian ini memiliki kelengkungan yang besar, dengan demikian dapat menyebabkan perubahan arah aliran di dekat dinding yang cukup besar pula, akibatnya *stream tube* aliran mengalami penyempitan yang cukup besar. Selanjutnya aliran mengalami percepatan yang sangat besar hingga titik $x/C=0,08$. Titik yang berikutnya menunjukkan peningkatan hingga $x/C=0,1$, dilanjutkan dengan sedikit penurunan pada $x/C=0,3$. Mulai pada $x/C=0,4$ kontur *lower side* airfoil mulai melengkung naik dengan *sink effect* yang lebih besar dari pada kelengkungan kontur *upper side* airfoil. Hal ini tentunya menyebabkan *stream tube* alirannya lebih besar dan mengakibatkan efek *adverse pressure gradient* juga lebih besar. Dengan adanya efek ini, ditambah lagi

dengan momentum aliran yang tidak mampu lagi mengimbangnya, maka *separation bubble* terjadi antara titik $x/C = 0,5 \div 0,7$. Ini ditunjukkan dengan nilai C_p yang relatif konstan sepanjang kontur tersebut, namun karena aliran mendapatkan tambahan momentum dari bagian *freestream* aliran, maka aliran mengalami *reattachment* hingga *trailing edge* airfoil.

Separasi *bubble* yang terjadi sepanjang kontur ini diduga dapat menyebabkan aliran mengalami perubahan yang cepat dari regim laminar ke turbulen, sehingga aliran tetap ditahan terhadap separasi walaupun menghadapi *adverse pressure gradient* yang lebih besar pada bagian *downstream*. Hal ini ditunjukkan dengan peningkatan nilai C_p secara tajam setelah titik $x/C = 0,7$. Artinya aliran yang melewati kontur *lower side* airfoil diharuskan mengatasi *adverse pressure gradient* di daerah tersebut lebih awal. Dengan fenomena yang terjadi, maka studi numerik (CFD) tidak mampu menunjukkan hal yang sama seperti yang terjadi pada eksperimen, sebagaimana dilihat pada grafik distribusi tekanan statis C_p secara numerik pada gambar 8 (a). Adapun perbedaan yang menyolok antara grafik C_p secara numerik pada kedua kontur dengan hasil C_p pada eksperimen, ini diduga terjadi karena meshing pada studi numerik tidak terlalu rapat pada daerah tersebut. Dari grafik distribusi C_p (gambar 8) dapat dilihat secara umum untuk level C_p antara kontur *upper side* dan kontur *lower side* airfoil relatif kecil. Hal ini tentunya menunjukkan bahwa aliran melalui airfoil tunggal memberikan efek lift yang relatif kecil.

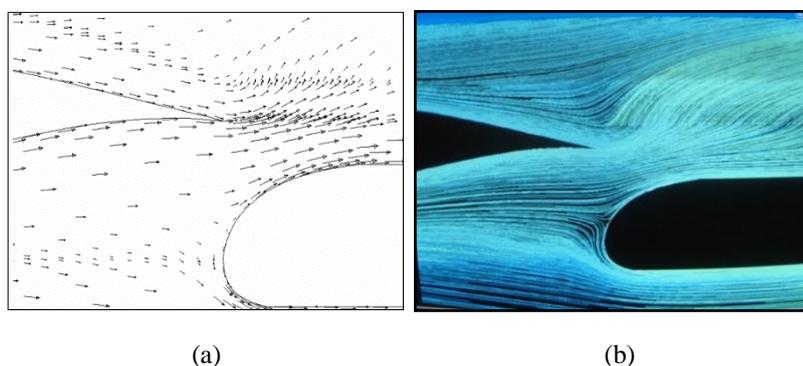
Dari analisa atas grafik distribusi tekanan statik (C_p) dan visualisasi aliran di atas, maka ilustrasi aliran di sekitar airfoil tunggal dapat dilihat pada gambar 9 berikut ini.



Gambar 9. Ilustrasi Aliran Untuk Airfoil tunggal

Untuk geometri celah pada overlap airfoil - flap juga sangat menentukan karakter aliran keluar celah. Selanjutnya menentukan karakteristik aliran di sekitar susunan airfoil multi elemen secara keseluruhan[4]–[6]. Bentuk celah ini ditentukan oleh kontur *lower side* dekat *trailing edge* airfoil dan *leading edge* plat datar[5], [11]. Geometri celah divariasikan dengan mengubah *gap* antar permukaan plat datar dengan airfoil serta overlap plat datar terhadap *trailing edge* airfoil. Seperti pada airfoil tunggal observasi karakteristik aliran dilakukan dengan menganalisa *Velocity vector*, *Contours of static pressure*, grafik koefisien tekanan statis (C_p) dan visualisasi medan aliran antar airfoil. Adapun analisa atas hasil penelitian ini terdiri atas karakteristik aliran di sekitar konfigurasi dengan *gap* yang tetap dan overlap yang bervariasi, selanjutnya analisa dilakukan pada konfigurasi dengan overlap tetap dan *gap* berubah.

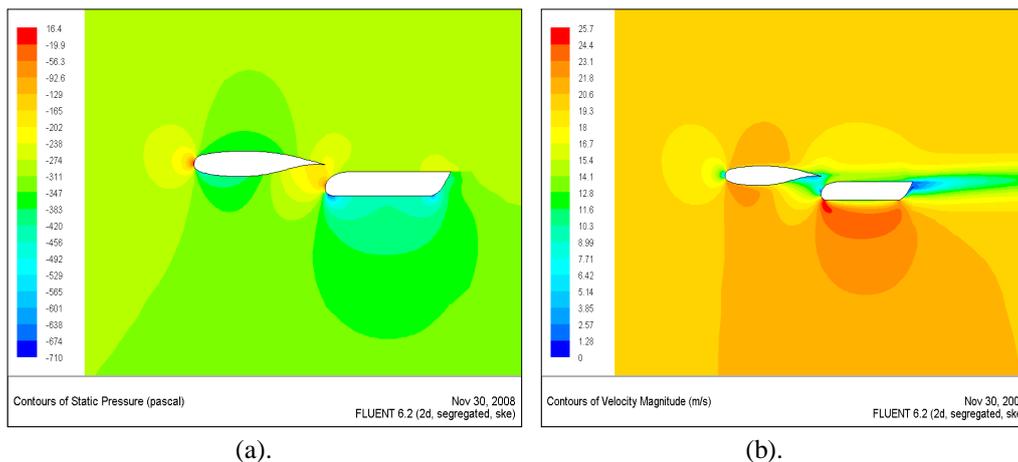
Karakteristik aliran disekitar konfigurasi airfoil–plat dengan perubahan overlap $X/C=0$, $X/C= 0,025$ dan $X/C=0$, untuk analisa dilakukan pada *gap* terkecil yang ditentukan pada penelitian ini ($Y/C = 0,025$), diantaranya adalah *Velocity vector* dan struktur *streamline* dari medan aliran disekitar celah untuk konfigurasi $X/C=0$ sebagaimana dilihat pada gambar 10 berikut:



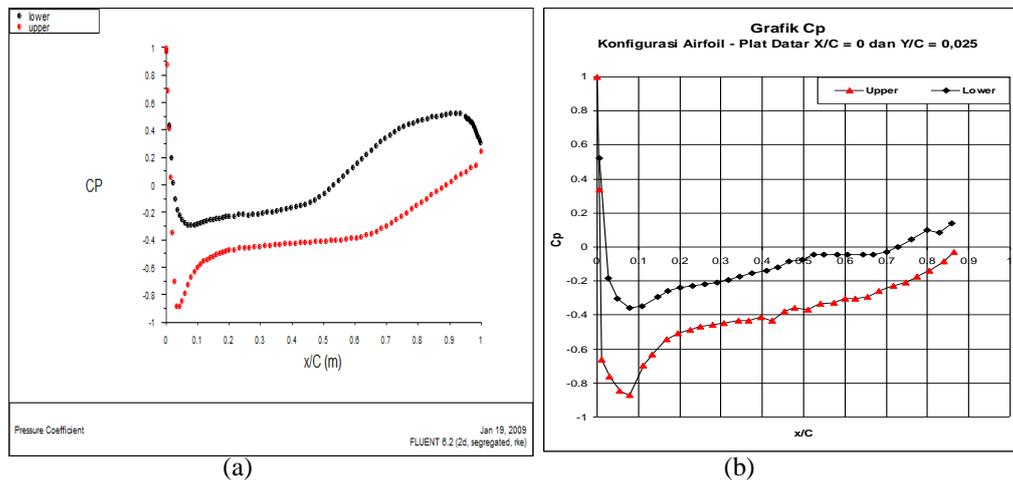
Gambar 10 Medan Aliran Pada Konfigurasi $Y/C = 0,025$ dan $X/C = 0$
(a) *Velociti Vektor* (b) *Struktur Streamline*

Untuk overlap 0 % chord ($X/C=0$) dengan *gap* terkecil yang dipilih ($Y/C = 0,025$) dari gambar 10 diatas menunjukkan bahwa, interaksi antara kelengkungan *leading edge* plat datar dengan kelengkungan kontur *lower side* airfoil dekat *trailing edge* terjadi tidak seperti yang diharapkan. Dimana defleksi aliran dalam mengikuti kelengkungan kontur *leading edge* plat datar justru mengakibatkan *blockage* terhadap aliran baik dari sisi *upper side* maupun sisi *lower side* airfoil, tepat pada keluaran celah.

Defleksi aliran yang merupakan produk *source effect* dari kelengkungan *leading edge* plat datar untuk konfigurasi dengan overlap 0 % chord ini terjadi pada lokasi dibelakang *trailing edge* airfoil, tepat pada keluaran celah. Diduga *blockage* aliran pada keluaran celah tepat di belakang *trailing edge* ini telah mendivergensikan *stream tube* dekat kontur airfoil baik pada kontur *upper side* maupun kontur *lower side*. Namun demikian hasil simulasi numerik (CFD) tetap tidak menunjukkan separasi aliran pada kontur buritan (belakang) airfoil, baik pada sisi *upper side* maupun kontur *lower side* airfoil, karakter yang sama juga dijelaskan burst wake[8], [14], [19]. Kejelasan akan fenomena ini akan ditunjukkan pada *contours of static pressure* dan *contours of velocity* dari hasil simulasi numerik seperti pada gambar 11 dan 12 berikut ini:



Gambar 11 Visualisasi Medan Aliran Pada Konfigurasi Airfoil - Plat Datar Pada $Y/C = 0,025$ dan $X/C = 0$ (a). *Contours of Static Pressure* dan (b) *Contours of Velocity*



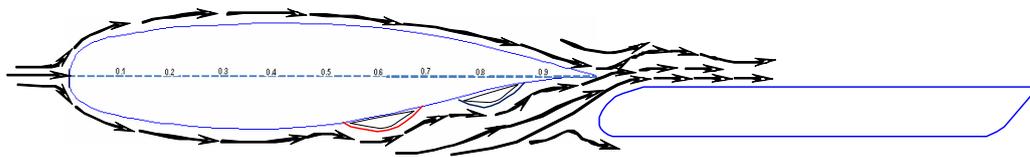
Gambar 12 (a) Grafik Cp Untuk Konfigurasi Airfoil – Plat Datar Pada $Y/C = 0,025$ dan $X/C = 0$, (a) Numerik dan (b) Eksperimen

Visualisasi medan aliran pada konfigurasi airfoil - plat datar dengan variasi *gap* $Y/C = 0,025$ dan overlap $X/C = 0$ dari hasil Simulai Numerik (CFD) pada gambar 11 diatas. Jika dibandingkan dengan airfoil tunggal (gambar 4.1) tampak bahwa aliran disekitar airfoil mengalami perlambatan, baik pada kontur *upper side* maupun pada kontur *lower side*. Terutama pada bagian buritan airfoil. Ini adalah akibat divergensi *stream tube* sebagaimana disebutkan diatas. Dari gambar 11 juga tampak sangat jelas pada daerah sekitar

celah menunjukkan bahwa pengaruh *blockage* dalam memperlambat aliran yang meninggalkan airfoil, dapat juga dilihat pada hasil CP baik seperti pada gambar 12.

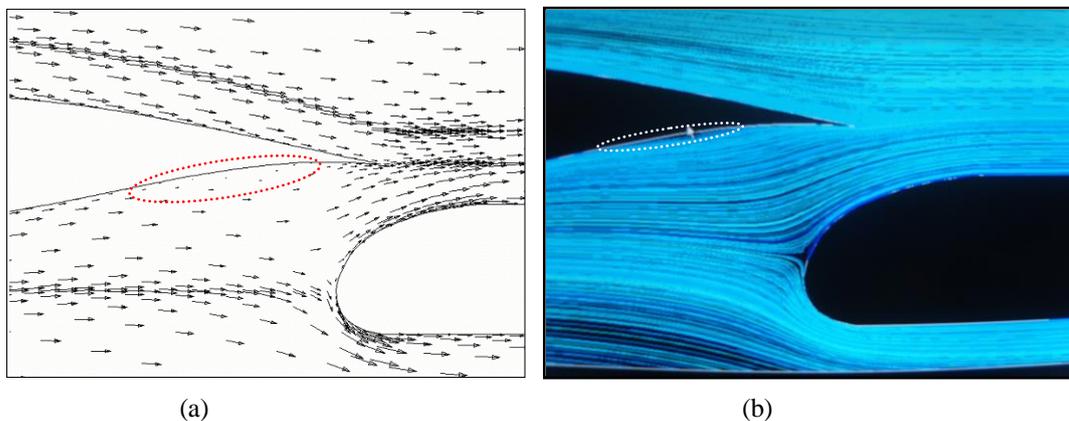
Untuk konfigurasi ini jika dibandingkan dengan airfoil tunggal (gambar 7), maka nilai Cp pada konfigurasi ini menunjukkan distribusi tekanan pada kontur *lower side* yang lebih tinggi. Demikian juga pada kontur *upper side*, distribusi Cp juga melingkupi harga tekanan yang lebih tinggi dibandingkan dengan airfoil tunggal, hal yang sama juga ditemukan pada Analisa pengaruh *blockage* terhadap aliran yang meninggalkan airfoil pada keluaran celah tampak jelas terbukti pada bagian ini [7], [17]. Dengan mengobservasi lebih lanjut dari grafik Cp tersebut diatas tampak bahwa hasil eksperimen menunjukkan terjadinya *separation bubble* pada segmen *lower side* pada $x/C = 0,52 \div 0,68$. Kenyataan ini tidak sanggup ditampilkan oleh hasil simulasi numerik (CFD). Adapun perbedaan yang menyolok antara grafik Cp secara numerik pada kedua kontur dengan hasil Cp pada eksperimen, ini diduga terjadi karena *meshing* pada studi numerik tidak terlalu rapat pada daerah tersebut.

Dari analisa atas grafik distribusi tekanan statik (Cp) dan visualisasi aliran di atas, maka untuk memudahkan pemahaman atas fenomena ini akan ditampilkan ilustrasi aliran di sekitar airfoil pada konfigurasi airfoil – plat datar dengan $Y/C = 0,025$ dan $X/C = 0$ seperti pada gambar 13 berikut:



Gambar 13 Ilustrasi Aliran Untuk Konfigurasi Airfoil – Plat Datar Pada $Y/C = 0,025$ dan $X/C = 0$

Analisa selanjutnya pada konfigurasi airfoil - plat datar untuk konfigurasi $X/C = 0,025$ dan $Y/C = 0,025$. Analisa ini dimaksudkan untuk mengetahui pengaruh geometri celah terhadap karakteristik aliran pada keluaran celah. Medan aliran pada konfigurasi dengan overlap sedikit diperbesar ini ternyata memberikan fenomena aliran yang baik pada kontur *upper side* airfoil sebagaimana pada gambar 14 berikut:



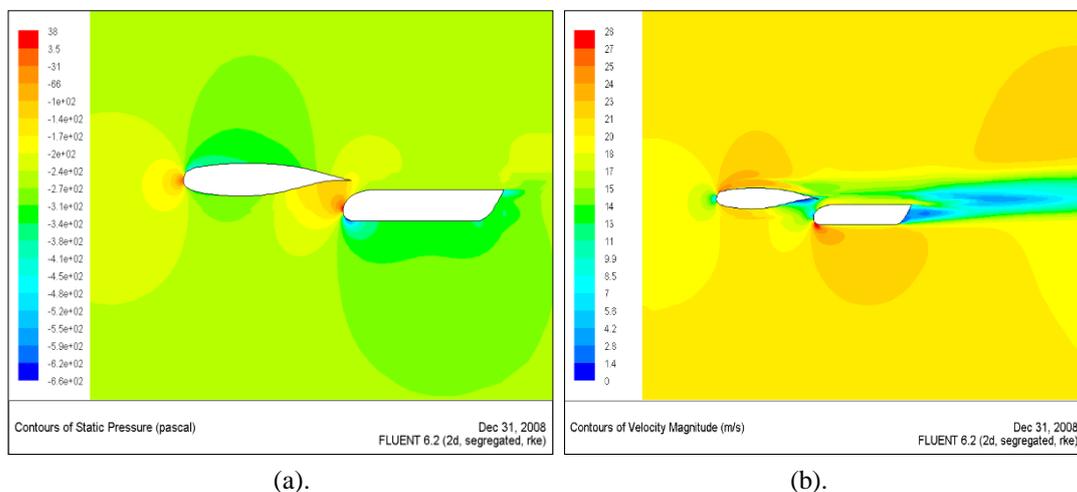
Gambar 14 Medan Aliran Untuk Konfigurasi Airfoil – Plat datar Pada $Y/C = 0,025$ dan $X/C = 0,025$,
(a) *Velociti Vektor* dan (b) *Visualisasi Streamline*

Pada gambar 14 diatas menunjukkan bahwa kontur *upper side* interaksi aliran mengalami percepatan hingga *trailing edge* airfoil utama, hal ini ditunjukkan dengan pola *streamline* seperti pada gambar 14(b). Sedangkan pada kontur *lower side* airfoil utama, aliran mengalami percepatan dan cenderung diperlambat pada daerah celah dekat *trailing edge* airfoil. Ini terjadi akibat *source effect* dari *leading edge* plat datar sehingga *blockage* aliran terjadi pada celah dekat *trailing edge* airfoil. Interaksi kedua airfoil ini mampu memberikan pola *streamline* yang baik. Adapun *blockage* aliran yang terjadi pada kontur *lower side* dekat *trailing edge* airfoil utama sebagaimana ditunjukkan gambar 14 diatas, diduga terjadi karena menguatnya divergensi *stream tube* aliran pada kontur ini, pengaruh *blockage* pada konfigurasi ini dapat mengakibatkan

terjadinya *bubble separation* sebagaimana terbentuknya *bubble* yang sedikit melemah (tidak terlalu gemuk) pada gambar 14 diatas.

Sisi lain terjadinya induksi medan aliran pada daerah dekat *leading edge* plat datar (yang terdiri atas aliran yang akan meninggalkan celah dan aliran yang cenderung menuju bagian bawah plat datar) diduga kuat memberikan pengaruh yang besar terhadap medan aliran pada bagian *upstream* airfoil. Pengaruh induksi ini tentunya menyebabkan divergensi *stream tube* terjadi lebih awal, sehingga menyebabkan efek *adverse pressure gradient* semakin meningkat pada kontur *lower side* airfoil yang tentunya menimbulkan pola aliran pada kontur ini mengalami perlambatan. Dengan adanya efek ini dan disaat yang sama, momentum aliran dekat kontur juga tidak mampu mengatasi efek *adverse pressure gradient*, maka *bubble separation* terjadi dengan pola seperti pada gambar 14 diatas. Akan tetapi pada daerah ini aliran yang terseparasi masih mendapatkan tambahan momentum dari *freestream* aliran, sehingga aliran kembali menyusuri permukaan airfoil hingga *trailing edge*.

Pada keluar celah ketiga komponen aliran memiliki karakter yang *favorable*. Fenomena ini terjadi karena semakin besar overlap, aliran keluaran celah dapat tertuntun dengan baik seiring dengan bentuk kontur *upper side leading edge* plat datar yang memberikan *source effect* yang baik pula. Artinya defleksi aliran pada konfigurasi ini secara kontinu (berangsur-angsur) meninggalkan celah dan tertuntun dengan baik pada kontur *upper side* plat datar. Kejelasan fenomena ini dapat dilihat pada gambar 15 berikut.

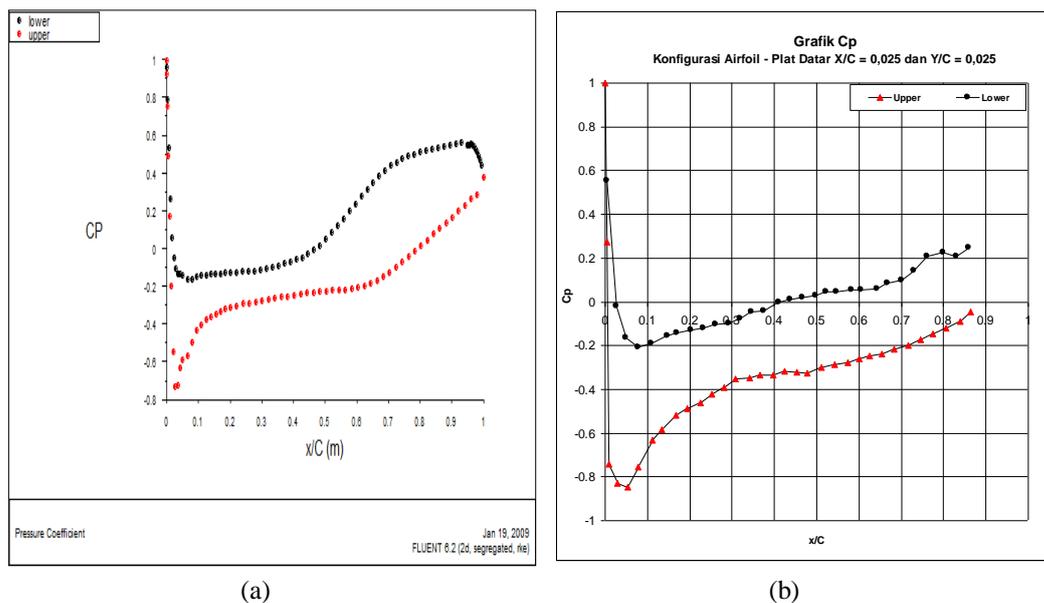


Gambar 15 Visualisasi Medan Aliran pada Konfigurasi Airfoil-Plat Datar Pada $Y/C=0,025$ dan $X/C=0,025$, (a). Contours of Static Pressure dan (b) Contours of Velocity

Interaksi medan aliran pada konfigurasi $X/C=0,025$ dengan $Y/C=0,025$ seperti pada gambar 15 diatas, jika dibandingkan dengan airfoil tunggal, maka induksi aliran pada konfigurasi ini dapat memberikan efek tekanan yang besar, dapat menimbulkan aliran pada keluaran celah dengan kecepatan yang besar. Dengan demikian karakteristik aliran pada kedua airfoil ini memberikan efek lift yang besar pula.

Terjadinya separasi *bubble* pada konfigurasi ini diduga kuat dapat meningkatkan turbulensi aliran, sehingga aliran mampu tahan terhadap separasi meskipun dengan menghadapi *adverse pressure gradient* yang lebih besar pada daerah tersebut. Ini terbukti dengan semakin dekatnya aliran pada *leading edge*, medan aliran semakin kuat yang ditandai dengan naiknya distribusi tekanan yang sangat tajam pada gambar 16 dibawah ini. Induksi aliran sebagaimana dimaksud pada daerah ini ternyata mampu memberikan informasi bahwa divergensi *stream tube* semakin besar adalah akibat dari pengaruh *sink effect* yang besar dari *leading edge* plat datar dan tentunya pengaruh *adverse pressure gradient* juga semakin meningkat. Fenomena inilah yang diduga menyebabkan aliran tidak lagi mampu menyusuri kontur *lower side* airfoil, akibatnya separasi terjadi mulai $x/C=0,52 \div 0,70$.

Pada medan aliran selanjutnya dari *separation bubble* dapat terlihat bahwa karakteristik aliran pada konfigurasi ini dapat pulih kembali diman pola aliran yang mengarah terbentuk kembali mendekati airfoil, interaksi semacam ini akibat dari adanya tambahan momentum aliran dari *freestream* yang telah memberikan *entrainment* energi yang besar sehingga aliran yang terseparasi pulih kembali dan menyusuri kontur airfoil dari titik $x/C=0,93$ (titik terakhir separasi *bubble* kedua pada visualisasi) hingga *trailing edge* airfoil. Gambar 16 berikut adalah menunjukkan perbedaan distribusi tekanan statis C_p , baik dari hasil simulasi numerik (CFD) maupun dengan eksperimen.



Gambar 16. Grafik Cp Untuk Konfigurasi Airfoil – Plat Datar Pada $Y/C = 0,025$ dan $X/C = 0,025$
(a) Numerik dan (b) Cp Eksperimen

Grafik Cp simulasi numerik (CFD) dan eksperimen pada konfigurasi ini seperti pada gambar 16 diatas jika dibandingkan dengan airfoil tunggal (gambar 8), terlihat jelas distribusi tekanan pada *lower side* pada konfigurasi ini lebih tinggi dari airfoil tunggal, demikian pula pada kontur *upper side* airfoil. Artinya semakin besar overlap pada konfigurasi antara airfoil dengan airfoil flap mampu memberikan distribusi tekanan yang lebih tinggi dibandingkan CP pada airfoil tunggal.

Kejelasan akan hal ini terlihat dengan jelas defiasi pada distribusi tekanan baik secara numerik maupun eksperimen jika dibandingkan dengan airfoil tunggal. Sedangkan selisih level Cp yang sangat kecil pada konfigurasi ini jika dibandingkan dengan konfigurasi sebelumnya memberikan adanya perbedaan. Artinya semakin besar overlap dapat menyebabkan perubahan yang signifikan pada karakter aliran di sekitar airfoil dan airfoil flap. Fenomena ini diduga terjadi karena aliran pada celah memiliki karakter yang berbeda apabila overlap mengalami perubahan yang lebih besar.

Dengan demikian dapat diketahui bahwa semakin besar overlap airfoil flap (plat datar) terhadap airfoil utama, maka aliran pada kontur *upper side* airfoil memiliki kecepatan yang lebih tinggi. Artinya semakin besar overlap akan menyebabkan aliran yang melalui celah lebih dituntun untuk tidak banyak terdefleksi menjauhi permukaan plat datar, sehingga defleksi aliran yang lebih mendekati permukaan plat datar dapat mempengaruhi aliran sebelumnya yang diakibatkan oleh *effect blockage*.

4. Kesimpulan

Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa dari modifikasi airfoil tipe NLR TR 79009 U pada sisi *lower side* dekat *trailing edge* khususnya pada area kelengkungan dengan gradien kontur yang negatif digeser ke depan ($x/c = 0,48$) memiliki karakter khusus, dan mengakibatkan pada kontur *upper side* dari airfoil ini mempunyai kelengkungan yang lemah dan terlihat hampir datar, terkecuali pada posisi setelah 75% *chord* yang mempunyai "sink effect" yang sedikit menguat dengan kelengkungan yang sedikit tajam. Hal ini mampu memberikan distribusi tekanan (CP) yang lebih tinggi terdapat pada *lower side* airfoil, sedangkan daerah bertekanan rendah terdapat pada kontur *upper side* airfoil.

Akan tetapi distribusi tekanan (CP) dari hasil eksperimen mampu ditunjukkan dengan adanya *separation bubble* pada segmen *lower side* pada $x/c=0,52 \div 0,68$ sedangkan pada simulasi numerik pada point yang sama tidak sanggup ditampilkan *separation bubble* sehingga perbedaan yang menyolok antara grafik Cp secara numerik pada kedua kontur dengan hasil Cp pada eksperimen dapat diduga kuat terjadi karena *meshing* pada studi numerik tidak terlalu rapat pada point tersebut.

Dengan Demikian dari modifikasi lower side dekat trailing edge airfoil utama cenderung mampu menghasilkan interaksi airfoil–flap dengan separasi bubble terjadi lebih awal dan masih ditemukan adanya

separasi bubble bagian lower side airfoil utama dekat *trailing edge*. Mengingat semakin besar overlap dapat menyebabkan perubahan yang signifikan pada karakter aliran di sekitar airfoil dan plat datar bahkan terjadinya blockage terhadap aliran menuju celah antar airfoil, maka besar overlap plat datar terhadap airfoil mampu menghasilkan kecepatan yang lebih tinggi bahkan dari hasil konfigurasi memberikan distribusi tekanan yang lebih tinggi dibandingkan dengan pada airfoil tunggal.

Ucapan Terima Kasih

Ucapan terima kasih disampaikan kepada laboratorium Mekanika Fluida, laboratorium wind-Tunnel dalam lingkungan Institut Teknologi Sepuluh November (ITS) Surabaya, kepada Prof. Dr. Eng. Ir Herman Sasongko, Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Phd dan Prof Dr Ir Triyogi Yuwono DEA serta teman-teman semasa studi S-2 di Program Studi Teknik Mesin-Konversi Energi (KE), 2006 yang tidak saya sebutkan namanya dalam naskah ini.

Daftar Pustaka

- [1] John D Anderson, Jr. 'Fundamentals Of Aerodynamics'. Third Edition, 2001
- [2] J.-L. (Jean-L. Peube, *Fundamentals Of Fluid Mechanics And Transport Phenomena*. Iste, 2009.
- [3] J. P. Slotnick *Et Al.*, "Navier-Stokes Analysis Of A High Wing Transport High-Lift Configuration With Externally Blown Flaps," 2000.
- [4] K. Daud And S. Madjid, "Studi Eksperimental Pengaruh Geometri Celah Terhadap Confluent Boundary Layer Pada Susunan Airfoil Dan Plat Datar Secara Longitudinal," 2008.
- [5] G. Nugroho And H. Sasongko, "Studi Numerik Dan Eksperimental Aliran 3-D Pada Kombinasi Airfoil/Pelat Datar Dengan Variasi Permukaan Bawah Dan Pengaruh Celah." [Online]. Available: [Http://www.petra.ac.id/~puslit/journals/dir.php?departmentid=Mes](http://www.petra.ac.id/~puslit/journals/dir.php?departmentid=Mes)
- [6] A. Arya, M. Whindrachaya, S. Jurusan, And T. Mesin, "Studi Numerik Karakteristik Boundary Layer Turbulen Pada Pelat Datar Dengan Alur Melintang Tipe-D," *Jurnal Teknik Its*, Vol. 5, No. 2, 2016.
- [7] S. Sarkar And S. B. Mughal, "In Cfd Analysis Of Effect Of Flow Over Naca 2412 Airfoil Through The Shear Stress Transport Turbulence Model Cfd Analysis Of Effect Of Flow Over Naca 2412 Airfoil Through The Shear Stress Transport Turbulence Model," 2017. [Online]. Available: [Http://iraj](http://iraj).
- [8] B. W. Pomeroy, J. M. Diebold, P. J. Ansell, And M. S. Selig, "Study Of Burst Wakes In A Multi-Element Airfoil Flowfield," In *Aiaa Journal*, 2014, Vol. 52, No. 4, Pp. 821–831. Doi: 10.2514/1.J052680.
- [9] A. D. Lucey And P. W. Carpenter, "Boundary Layer Instability Over Compliant Walls: Comparison Between Theory And Experiment," *Physics Of Fluids*, Vol. 7, No. 10, Pp. 2355–2363, 1995, Doi: 10.1063/1.868748.
- [10] S. Aiba, "Fluid Dynamic Drag Of An Axially Symmetrical Bluff Body Consisting Of A Plane Surface And A Spherical Surface," 1998. [Online]. Available: [Http://fluidsengineering.asmedigitalcollection.asme.org/](http://fluidsengineering.asmedigitalcollection.asme.org/)
- [11] B. Ramakrishnan, K. Durai Karthikeyan, M. Faizur Rahman Nasir, V. Achyuth Yadav, S. Syam Narayanan, And R. Asad Ahamed, "Experimental Study Of Single And Multi-Winglets," *Advances And Applications In Fluid Mechanics*, Vol. 19, No. 2, Pp. 247–255, Apr. 2016, Doi: 10.17654/Fm019020247.
- [12] B. S. Baldwin And T. J. Barth, "A One-Equation turbulence transport Model For High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," 1990.
- [13] H. Sasongko And A. Haris Irfani, "Experimental And Numerical Study Of Two Dimensional Flow Of Bubble Separation Over The Leading Of Thickness Plate", [Online]. Available: [Https://iptek.its.ac.id/index.php/jmes](https://iptek.its.ac.id/index.php/jmes)
- [14] K. J. Standish And C. P. Van Dam, "Aerodynamic Analysis Of Blunt Trailing Edge Airfoils," *Journal Of Solar Energy Engineering, Transactions Of The Asme*, Vol. 125, No. 4, Pp. 479–487, Nov. 2003, Doi: 10.1115/1.1629103.
- [15] R. Manuel Vitorino Soares And D. Pedro Vieira Gamboa, "Design Of A Variable Camber Flap For Air Cargo Challenge Aircraft (Versão Final Após Defesa)."

- [16] P. K. Swamee And S. K. Pathak, "Velocity Distribution Equations For Laminar And Turbulent Boundary Layers," *Ish Journal Of Hydraulic Engineering*, Vol. 8, No. 1, Pp. 50–59, 2002, Doi: 10.1080/09715010.2002.10514706.
- [17] N. Febriyanto And N. I. Aklis Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Surakarta Jl Ahmad Yani Tromol Pos Pabelan, "Studi Perbandingan Karakteristik Airfoil Naca 0012 Dengan Naca 2410 Terhadap Koefisien Lift Dan Koefisien Drag Pada Berbagai Variasi Sudut Serang Dengan Cfd."
- [18] G. Nugroho And H. Sasongko, "Studi Numerik Dan Eksperimental Aliran 3-D Pada Kombinasi Airfoil/Pelat Datar Dengan Variasi Permukaan Bawah Dan Pengaruh Celah." [Online]. Available: [Http://Www.Petra.Ac.Id/~Puslit/Journals/Dir.Php?Departmentid=Mes](http://www.petra.ac.id/~puslit/journals/dir.php?departmentid=Mes)
- [19] S. H. Suranto Putro And A. S. Prabowo, "Studi Numerik Penggunaan Vortex Generator Pada Wing Airfoil Naca 43018," *Jurnal Penelitian*, Vol. 4, No. 3, Pp. 67–77, Nov. 2019, Doi: 10.46491/Jp.V4e3.303.67-77.
- [20] F. L. Rashid, H. S. Abd, And E. Q. Hussein, "Numerical Study Of The Air Flow Over Modified Naca 2412 Airfoil Using Cfd," 2022, P. 020005. Doi: 10.1063/5.0092303.
- [21] G. P. C. T. Hutomo, G. S. T. A. Bangga, And H. Sasongko, "Cfd Studies Of The Dynamic Stall Characteristics On A Rotating Airfoil," *Applied Mechanics And Materials*, Vol. 836, Pp. 109–114, Jun. 2016, Doi: 10.4028/Www.Scientific.Net/Amm.836.109.