

PENGARUH PENAMBAHAN WINGGRID TERHADAP KARAKTERISTIK DISTRIBUSI TEKANAN PADA AIRFOIL NACA 0012

Syamsul Hadi¹, Danardono¹

¹ Staf Pengajar - Jurusan Teknik Mesin - Fakultas Teknik UNS

Keywords :

Winggrid
NACA 0012
Koefisien Tekanan
Wingtip Vortex

Abstract :

The research was held to investigate the effect of winggrid addition to pressure distribution characteristic on wing tip region. This research was conducted in wind tunnel at velocity 5, 10, and 15 m/s. NACA 0012 airfoil was tested to investigate the local pressure by used manometer. The pressure coefficient is used to show the impact of winggrid on the wing the pressure distribution. The result indicated that the wing tip vortex caused a reduction in pressure on the upper surface of the wing near the wing tip. Separation bubble did not formed on the near wing tip region, it's was found distant from wing tip. Winggrid addition caused the separation disappeared from the pressure coefficient plot and increased in lift was found at contour of pressure.

PENDAHULUAN

Perusahaan penerbangan pesawat mulai mencari jalan keluar untuk mengembangkan efisiensi operasi. Efisiensi aerodinamika dan *drag* dari bentuk sayap pesawat tidak hanya tergantung pada *profile drag* (efek 2D), tetapi juga *induced drag* atau *drag* akibat *lift*. *Induced drag* dihasilkan oleh karakteristik aliran udara 3D di dekat ujung sayap (*wingtip*) pesawat. Saat aliran bertemu di ujung sayap, maka akan menghasilkan pusaran - pusaran aliran di bagian ujung yang dikenal sebagai *trailing vortices* (NASA, 2003). Aliran *vortex* pada ujung sayap dapat mengurangi efektifitas gaya angkat sayap. *Vortex* yang terjadi mengurangi luasan efektif sayap untuk menghasilkan gaya angkat (La Roche, U., 1996)

Pada transportasi dengan pesawat terbang, tujuan utamanya adalah untuk memaksimalkan keuntungan dengan menghubungkan penggunaan pesawat dan sayapnya. Hal itu dapat dilakukan dengan beberapa cara, yaitu dengan meningkatkan *lift* yang akan menghasilkan peningkatan keuntungan, mengurangi gaya hambat (*drag*) akan mengurangi konsumsi bahan bakar, mengurangi berat sayap dengan menggunakan material yang baru akan menaikkan keuntungan (Martin, G., 2006)

Peningkatan efisiensi sayap akan lebih menguntungkan, karena akan mengurangi konsumsi bahan bakar, dan jarak jelajah yang lebih jauh dapat ditempuh sehingga membuat pesawat angkut dapat memperluas rute dan tujuan (Brady C., 1999). Penambahan pada ujung *airfoil* telah dikembangkan dengan menggunakan *winggrid*, yaitu sebuah kesatuan dari penambahan sayap kecil lebih dari satu yang ditambahkan pada ujung sayap. *Induced drag* di kurangi oleh *winggrid* hingga 60%, yang sama dengan efisiensi *span* yang naik hingga 3,0 yang berarti bahwa total *drag* dapat dikurangi hingga 50%

tergantung kecepatan dan desain (www.winggrid.ch).

Perumusan Masalah

Permasalahan pada penelitian ini adalah bagaimana karakteristik distribusi tekanan yang terjadi pada benda uji, *airfoil* NACA 0012 dengan penambahan *winggrid* pada ujung sayap terhadap kecepatan aliran udara, sudut serang *airfoil* dan sudut bilah *winggrid*.

Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh penambahan *winggrid* yang dipasang pada *wingtip* dari *airfoil* tipe NACA 0012 terhadap karakteristik distribusi tekanan pada permukaan sayap.

TINJAUAN PUSTAKA

La Roche, U. (1996) menyatakan bahwa *winggrid* ialah teknologi penurunan gaya hambat berdasarkan pada ujung sayap (*wingtip*) dengan penambahan bilah sayap kecil yang berjumlah lebih dari satu (*multiple winglets*) yang disusun secara paralel (*winggrid*) dengan bermacam - macam bentuk.

Hossain, A., dkk, (2008) untuk meningkatkan performa sayap, desain *multi - winglet* dievaluasi untuk menunjukkan potensi performa selanjutnya, hasilnya menunjukkan bahwa konfigurasi *multi - winglet* tertentu mengurangi *induced drag* sayap dan memperbaiki L/D sekitar 15 - 30% dibandingkan dengan seksi sayap NACA 0012 biasa. Di Eropa dikenal dengan *Wing - Grid* yang merupakan kesatuan *multiple wing* yang ditambahkan pada sayap. Sayap kecil ini ditambahkan pada berbagai sudut sehingga *tip vortices* tidak berinteraksi untuk

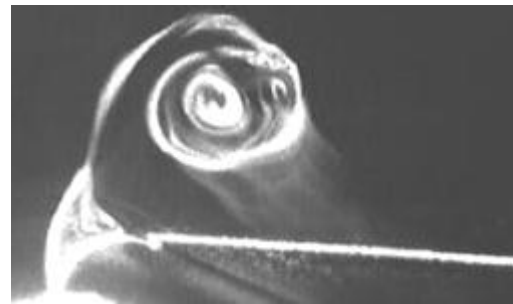
membentuk *vortex* yang kuat. *Vortex - vortex* yang lebih kecil ini menghamburkan energi *vortex* sehingga distribusi *lift* dapat diperbarui dan *induced drag* sayap dikurangi.

Nugroho, G., dkk, (2005), dalam studi eksperimental aliran 3D dengan melakukan variasi geometri pada permukaan bawah dan sudut serang 0° . Studi eksperimental dilakukan pada *wind tunnel* dengan kecepatan aliran masukan 25 m/s. Pengukuran tekanan menggunakan alat manometer yang disusun miring dengan sudut 15° . Tekanan statis diambil dengan cara memasang sensor tekanan pada sisi hisap dan tekanan sepanjang kontur profil. Sensor tekanan pada daerah ujung disusun berderet ke arah *span* dan *chord*. Hasilnya memberikan kontur tekanan statis pada simulasi numerik pada kasus *airfoil* simetris dimana pada bagian depan sepanjang *span* hanya sedikit mengalami penurunan tekanan. Koefisien tekanan maksimum terletak pada tepat di tengah-tengah ujung depan kemudian aliran dipercepat menuju daerah ketebalan maksimum sekitar 25% *chord*.

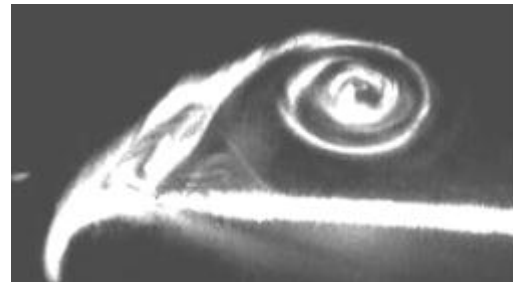
Lee, Gyo Bin, dkk, melakukan penelitian menggunakan sensor mikro dan aktuator untuk mengontrol aerodinamika pada sayap delta. Hasilnya menunjukkan bahwa gerakan dari pesawat sayap delta dapat dikontrol dengan memanipulasi separasi di sekitar *leading edge* dari sayap delta. Sepasang *vortex* simetri yang menutupi sekitar *leading edge* adalah karakteristik dari aliran sayap delta. Pada sudut serang tinggi, *vortex* ini menyumbang total *lift* yang signifikan. Jika *vortex* simetri ini dapat dipatahkan dengan mikro aktuator, memungkinkan untuk menghasilkan momen *rolling*, atau *pitching* dan *yawing*. Distribusi tekanan pada lokasi 40% dari *chord* dan AOA = 25° , menunjukkan bahwa aktivasi aktuator 2 mm pada $\Theta = 50^\circ$ memindahkan puncak tekanan permukaan keluar, menghasilkan *rolling moment* positif. Pemeriksaan dari daerah dimana *micro actuator* mulai berpengaruh dengan aliran separasi, menunjukkan peningkatan yang besar pada distribusi tekanan yang terjadi dekat *leading edge*. Hubungan ini menghasilkan peningkatan dalam gaya normal dan mengakibatkan timbulnya *rolling moment* positif. Sedangkan aktivasi aktuator 2 mm pada $\Theta = 80^\circ$ memindahkan puncak tekanan permukaan ke dalam, hasilnya *rolling moment* negatif terjadi.



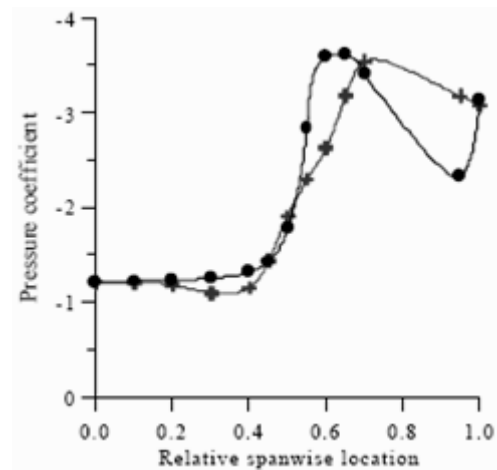
Gambar 1. Struktur *vortex* sebelum aktivasi.



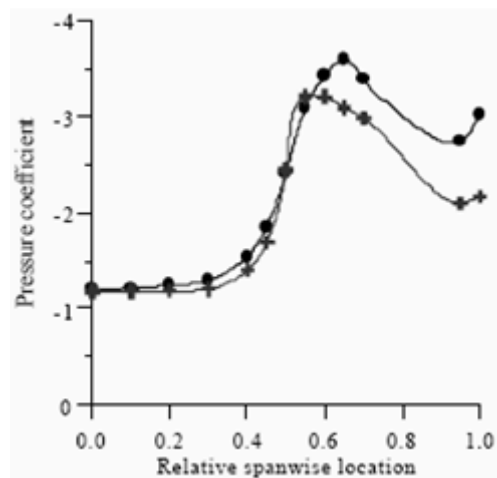
Gambar 2. Struktur *vortex* setelah aktivasi pada $\Theta = 50^\circ$.



Gambar 3. Struktur *vortex* setelah aktivasi pada $\Theta = 80^\circ$.

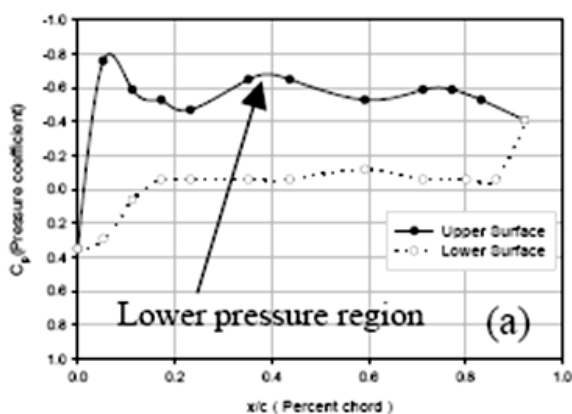


Gambar 4. Distribusi tekanan pada AOA = 25° , $\Theta = 50^\circ$.

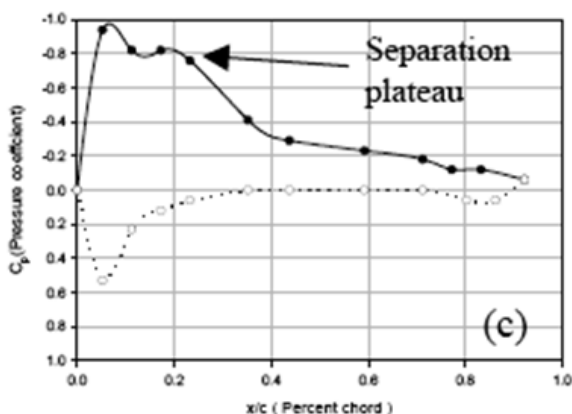


Gambar 5. Distribusi tekanan pada AOA = 25° , $\Theta = 80^\circ$.

Sathaye, S. Sanjeev (2004) melakukan penelitian untuk mengukur distribusi tekanan lokal pada sayap di beberapa lokasi *spanwise* yang dilakukan pada angka Reynold $3 \times 10^4 < Re < 9 \times 10^4$. Distribusi tekanan yang diperoleh menunjukkan penurunan tekanan yang besar di bagian permukaan atas sayap dekat dengan *wingtip*. Fenomena separasi, umumnya pada aliran dengan angka Reynold rendah, terlihat jelas pada sudut serang di atas 6° . *Bubble* separasi terbentuk pada permukaan atas sayap yang membuat daerah *plateau* pada gambar koefisien tekanan. Daerah *plateau* ini menghilang pada koefisien tekanan dekat *wingtip*, yang mengindikasikan tidak ada separasi yang terjadi di ujung sayap. Separasi *plateau* semakin meningkat ukurannya seiring dengan peningkatan sudut serang.



Gambar 6. Kurva C_p terhadap x/c pada $Re = 35.966$, $\alpha = 15^\circ$; di pos 1.

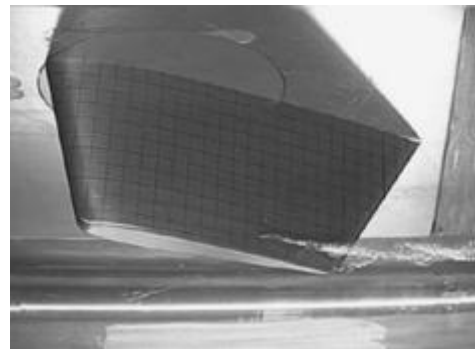


Gambar 7. Kurva C_p terhadap x/c pada $Re = 35.966$, $\alpha = 15^\circ$; di pos 3.

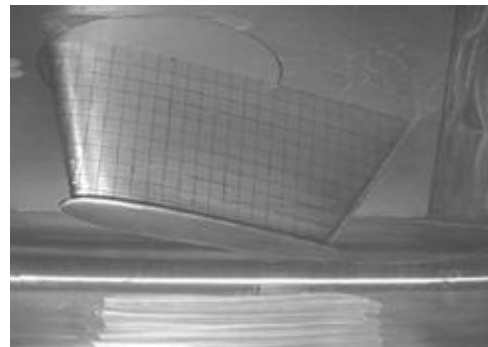
Rohadi, S., (2006) pada penelitian yang dilakukan untuk mengetahui pengaruh jumlah bilah *winggrid* terhadap unjuk kerja aerodinamika *airfoil* tiga dimensi NACA 0012, menggunakan variasi jumlah bilah 3, 4, dan 5 buah. Percobaan dilakukan pada terowongan angin kecepatan rendah dengan

variasi kecepatan udara pada 5, 10 dan 15 m/s dan menggunakan *balancer* serta timbangan digital untuk mengukur gaya *lift* dan *drag* yang terjadi. Penelitian ini menunjukkan hasil yang signifikan, dimana penambahan jumlah bilah *winggrid* mengakibatkan gaya angkat meningkat dan gaya hambat menurun.

Kohler, B., (2008) memberikan hasil dari pengujian menggunakan *rudder* pada aliran air. *Endplate* dipasang untuk menunjukkan anti *vortex* yang digunakan menggunakan *endplate* tersebut. Seksi *rudder* yang digunakan adalah seksi NACA 0012, pada kecepatan 15 knots dan sudut serang 26° . Hasilnya memperlihatkan *rudder* tanpa *endplate* terdapat *vortex* di *trailing edge*. *Endplate* (anti *vortex*) berfungsi untuk menghilangkan *vortex* dan meningkatkan efisiensi *rudder*. Peningkatan performa mencapai 20% pada pengujian yang dilakukan.



Gambar 8. *Rudder* tanpa *endplate*, terjadi *trailing vortex*.

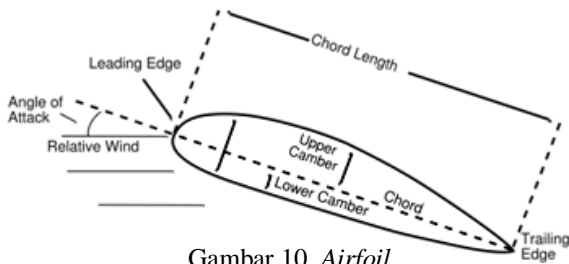


Gambar 9. *Rudder* dengan *endplate*.

DASAR TEORI

Airfoil

Airfoil merupakan suatu bentuk yang dibuat untuk menghasilkan gaya *lift* yang lebih besar dari gaya *drag* pada saat ditempatkan pada sudut tertentu pada suatu aliran udara. *Airfoil* mempunyai bentuk ujung yang lancip untuk menjamin aliran udara sedapat mungkin *streamline* (Clancy L.J, 1975).

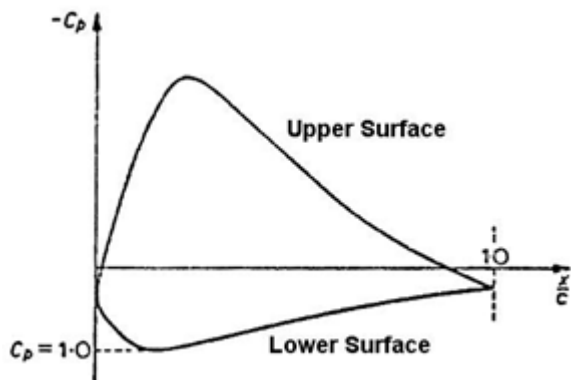


Gambar 10. Airfoil.

Distribusi Tekanan

Ketika aliran udara melewati *airfoil* terjadi perubahan kecepatan local di sekitar *airfoil*, akibatnya terjadi perubahan tekanan statik, menurut teori Bernoulli. Distribusi tekanan menentukan *lift*, *pitching moment* dan *form drag* dari *airfoil* serta posisi dari pusat tekanan (*center of pressure*). Tekanan biasa ditunjukkan dengan koefisien tekanan, (Clancy L.J., 1975). Koefisien tekanan (C_p) adalah selisih antara pengukuran tekanan lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis.

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V^2} = 1 - \left(\frac{v}{v_\infty} \right)^2 \quad (1)$$



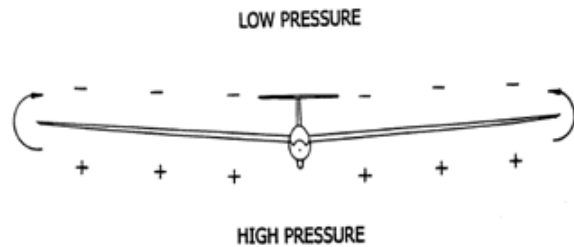
Gambar 11. Distribusi tekanan dalam grafik C_p vs x/c (Clancy,L.J., 1975).

Harga C_p negatif diplot di atas sumbu horizontal. Luas area dalam kurva tertutup menyatakan harga koefisien *lift*, dimana x menyatakan jarak dari *leading edge* paralel terhadap *chord* dan c adalah panjang *chord*.

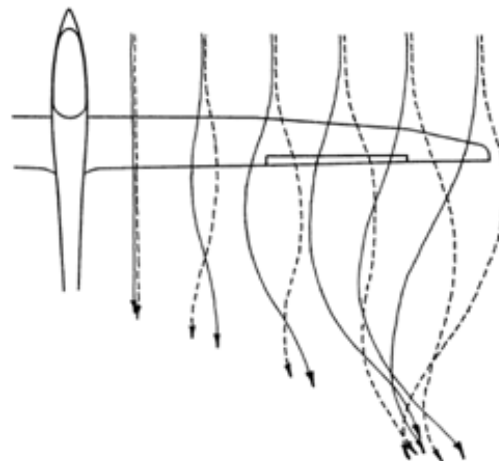
Induced Drag

Induced drag merupakan *drag* yang terjadi sebagai akibat dari adanya *lift* pada *finite wing*. Jika sayap menghasilkan *lift*, maka tekanan di permukaan bawah sayap harus lebih tinggi dari pada sisi atas. Oleh karena itu, ada aliran di sekitar *wingtip* dari udara tekanan tinggi di bagian bawah dari sayap ke udara yang bertekanan rendah di permukaan atas

sayap. Dengan kata lain, ada aliran *spanwise* pada *finite wing* yang tidak nampak pada *infinite wing*. Aliran *spanwise* terjadi di sepanjang *trailing edge* seperti aliran yang meninggalkan permukaan atas bergerak ke dalam, sedangkan di permukaan bawah bergerak ke luar. Jika aliran yang berlawanan ini bertemu di *trailing edge*, akan menimbulkan gerakan melingkar, dengan jarak *downstream* yang pendek, yang terpusat pada keduanya disebut *tip vortices*. Adanya *tip vortices* membutuhkan energi. Transfer energi ini dari sayap ke udara merupakan *induced drag*, (Maughmer, Mark D.)



Gambar 12. Tekanan di atas dan bawah permukaan sayap.



Gambar 13. Aliran udara pada permukaan atas dan bawah sayap.

Winggrid

Winggrid ialah teknologi penurunan gaya hambat berdasarkan pada ujung sayap (*wingtip*) dengan penambahan bilah sayap kecil yang berjumlah lebih dari satu yang disusun secara paralel dengan bermacam-macam bentuk. Penambahan *wingtip* pada sayap dimaksudkan untuk menaikkan *vortex-spacing* (jarak separasi putaran *vortex*) b' atau *vortex-core-radius* (jari-jari inti *vortex*) r_k (www.idaflieg.de).

METODOLOGI PENELITIAN

Alat Penelitian

Peralatan yang digunakan dalam penelitian “Pengaruh penambahan *winggrid* terhadap distribusi tekanan pada *airfoil* NACA 0012” adalah terowongan angin kecepatan rendah (*low speed wind*

tunnel), barometer, termometer, dan anemometer untuk mengukur kecepatan udara yang mengalir dalam terowongan angin, serta manometer untuk mengukur tekanan permukaan benda uji.

Spesimen

Spesimen yang digunakan untuk pengambilan data adalah sebagai berikut:

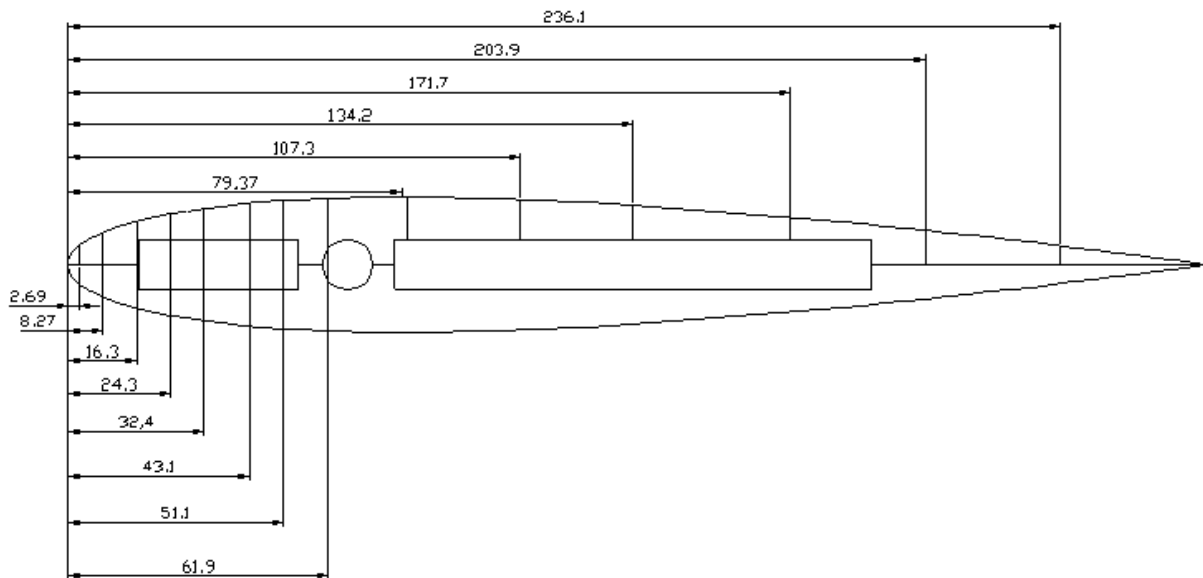
1. Airfoil NACA 0012

NACA 0012 mempunyai dimensi panjang *spanwise* 26,3 cm dan panjang *chord* 8,3 cm. Airfoil dilengkapi dengan sensor tekanan yaitu berupa lubang-lubang untuk mengukur tekanan sepanjang permukaan airfoil. Jumlah lubangnya adalah 60

lubang, berada pada bagian dekat *wingtip* dan terbagi dalam 4 lajur sejajar *chordwise*. Masing-masing lajur berjarak 10 mm, 30 mm, 50 mm, dan 70 mm dari ujung sayap (*wingtip*), dan tiap lajur terdiri dari 15 buah lubang.

2. Winggrid

Winggrid yang digunakan terdiri dari bilah-bilah persegi terbuat dari *acrylic* yang berjumlah 4 buah. Dengan dimensi panjang 6,8 cm dan lebar 2 cm. Terdapat 5 variasi sudut bilah winggrid terhadap *chord* yaitu 0° , 5° , 10° , 15° , dan 20° .



Gambar 14. Penampang airfoil dengan dimensi sensor tekanan.

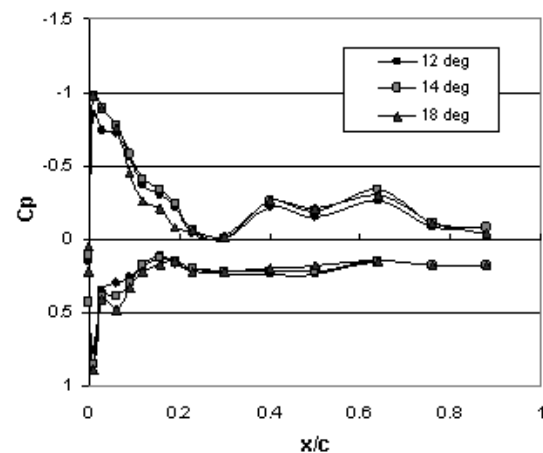
HASIL DAN PEMBAHASAN

Penelitian ini menekankan pada karakteristik distribusi tekanan permukaan airfoil NACA 0012 dengan metode pengukuran tekanan menggunakan manometer. Variasi winggrid, kecepatan udara dan sudut serang sayap, dipakai untuk mengetahui pengaruhnya terhadap karakteristik distribusi tekanan pada sayap. Melalui perhitungan data tekanan, akan didapatkan nilai koefisien tekanan C_p yang diplot terhadap x/c dalam grafik untuk mengetahui bentuk distribusi tekanan pada permukaan sayap yang terjadi.

Distribusi tekanan pada sayap 3D

Sayap 3D pada pengujian dengan menggunakan airfoil tanpa menambahkan *endplate* atau winggrid. Gambar 15 merupakan grafik C_p terhadap x/c yang terjadi di lajur A, yaitu daerah yang terdekat dengan *wingtip* pada sudut serang sayap 12° , 14° , dan 18° ; dan kecepatan udara 15 m/s. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap di daerah *leading edge* mengalami kenaikan nilai koefisien tekanan ke arah

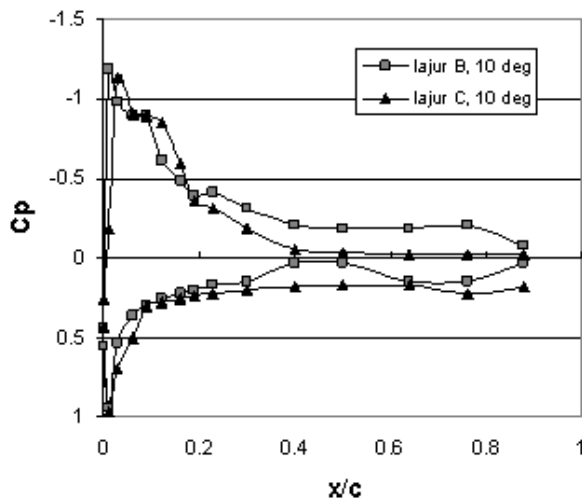
negatif secara drastis. Hal ini mengindikasikan bahwa daerah *leading edge* permukaan atas sayap mempunyai tekanan yang paling rendah dibandingkan dengan permukaan sayap di bagian lainnya.



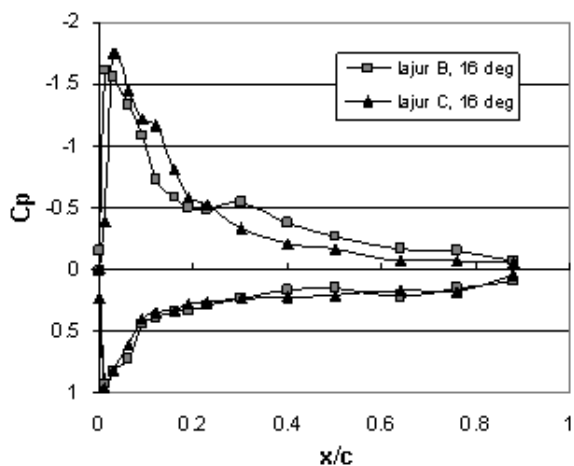
Gambar 15. Distribusi tekanan sayap 3D pada $v = 15$ m/s, $\alpha = 12^\circ$, 14° , dan 18° di lajur A.

Hal ini dapat dimengerti karena daerah *leading edge* dari *airfoil* NACA 0012 mempunyai *camber* yang lebih besar, oleh sebab itu pada sudut serang yang besar, aliran udara yang melewati bagian permukaan atas sayap akan mengalami percepatan sehingga tekanannya menjadi kecil. Hal ini sesuai dengan Hukum Bernoulli yang menjelaskan bahwa kecepatan aliran yang melewati suatu benda besar maka tekanannya akan menjadi kecil, begitupun sebaliknya.

Melewati daerah *leading edge* dari permukaan atas sayap, grafik distribusi tekanan mulai turun, akan tetapi mendekati daerah *trailing edge*, terjadi kenaikan nilai tekanan (negatif) kembali, yang terjadi pada daerah $0,3 < x/c < 0,7$. Daerah ini disebut sebagai daerah tekanan rendah (*low pressure region*). Ketinggian distribusi tekanan daerah ini tidak seperti pada daerah *leading edge*, yaitu pada nilai $C_p = -0,4$ yang menunjukkan bahwa tekanan rendah yang terjadi tidak begitu kuat.



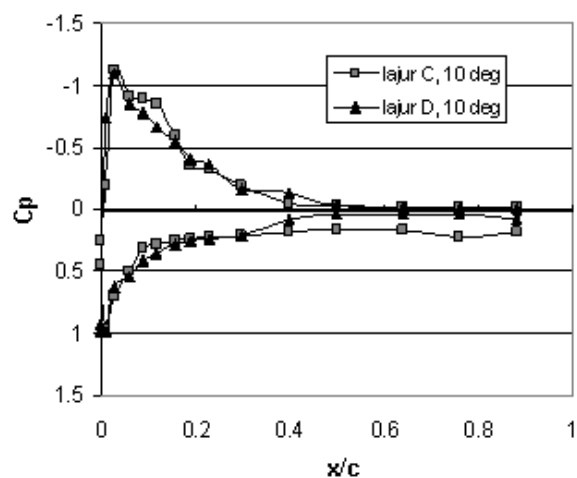
Gambar 16. Perbandingan distribusi tekanan pada sayap 3D di lajur B dan C ; $v = 15 \text{ m/s}$; $\alpha = 10^\circ$.



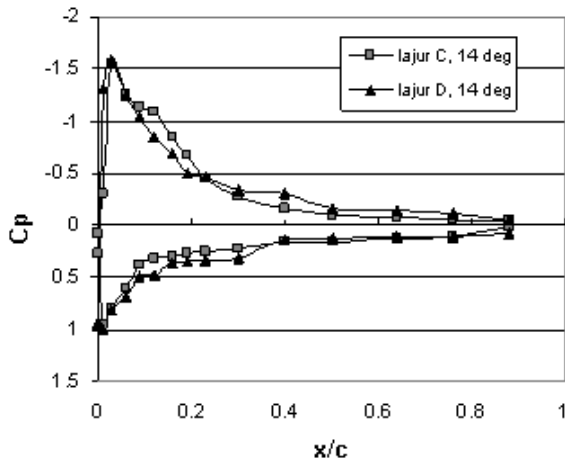
Gambar 17. Perbandingan distribusi tekanan pada sayap 3D di lajur B dan C ; $v = 15 \text{ m/s}$; $\alpha = 16^\circ$.

Gambar 16 dan 17 adalah grafik koefisien tekanan terhadap x/c pada lajur B dan C dengan sudut serang 10° dan 16° . Pada permukaan atas sayap terlihat bahwa kenaikan koefisien tekanan (negatif) terjadi di daerah *leading edge*. Pada daerah $0,1 < x/c < 0,2$ dari permukaan atas sayap dari lajur C menunjukkan adanya daerah *plateau*, yaitu bagian dari distribusi tekanan yang terlihat menjorok ke luar. Adanya *plateau* menandakan bahwa daerah ini mengalami *separation bubble*, yaitu separasi yang terjadi pada permukaan sayap tetapi kemudian akan segera mengalami *reattach* lagi pada permukaan. Ukuran dari *separation bubble* yang terjadi pada lajur C lebih besar dari pada di lajur B. Dalam gambar terlihat bahwa adanya *separation bubble* di permukaan atas sayap ini telah memperlebar luas area yang dibentuk oleh kurva tertutup dari koefisien tekanan di lajur C pada daerah *leading edge*. *Separation bubble* yang terjadi pada daerah *leading edge* merupakan ciri khas dari bentuk sayap ukuran sedang. Sayap yang termasuk dalam sayap sedang yaitu sayap yang mempunyai *camber* antara $0,6 < t/c < 0,14$ dan *airfoil* NACA 0012 ini juga termasuk dalam bentuk sayap sedang.

Menuju *trailing edge*, distribusi tekanan mengalami penurunan secara tetap, meskipun demikian, nilai koefisien tekanan yang terjadi pada lajur B lebih tinggi dari pada lajur C, hal ini menggambarkan bahwa pada lajur B yang merupakan daerah yang lebih dekat dengan ujung sayap, mengalami efek *wingtip vortex* yang lebih kuat, dimana di bagian *trailing edge* ini hampir serupa dengan daerah tekanan rendah yang terjadi pada lajur A, tetapi pada lajur B sudah banyak berkurang ukurannya. Sedangkan, di lajur C daerah yang lebih jauh dari ujung sayap, tekanan di sepanjang *trailing edge* ini turun secara normal yang mengindikasikan bahwa aliran pada *trailing edge* menempel pada permukaan sayap.



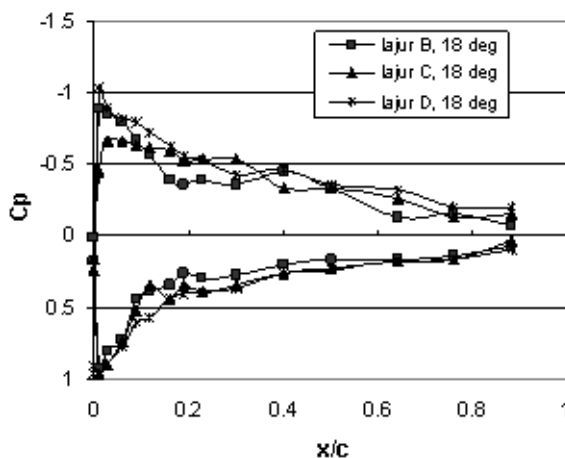
Gambar 18. Perbandingan distribusi tekanan pada sayap 3D di lajur C dan D ; $v = 15 \text{ m/s}$; $\alpha = 10^\circ$.



Gambar 19. Perbandingan distribusi tekanan pada sayap 3D di lajur C dan D; $v = 15 \text{ m/s}$; $\alpha = 14^\circ$.

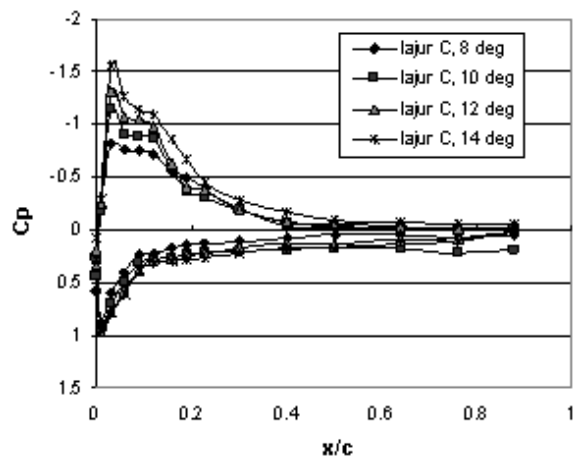
Gambar 18 dan 19 ini menunjukkan distribusi tekanan yang terjadi pada lajur D, daerah paling jauh dalam pengujian ini, yang dibandingkan dengan distribusi tekanan yang terjadi di lajur C. Pada lajur D, grafik koefisien tekanan menunjukkan kondisi yang normal. Peningkatan tekanan ke arah negatif terjadi di daerah *leading edge* dan kemudian turun dengan baik hingga ke *trailing edge*. *Separation bubble* tidak nampak di bagian ini yang menunjukkan bahwa aliran di sepanjang lajur ini tidak mengalami banyak gangguan, hal ini menunjukkan bahwa efek dari *wingtip vortex* tidak begitu kuat pada daerah ini.

Gejala-gejala yang terjadi pada sayap 3D di atas serupa dengan Sathaye (2005) yang menyatakan bahwa aliran yang dibangkitkan oleh karena adanya *wingtip vortex* akan menghilangkan *separation bubble* dan menciptakan daerah tekanan rendah (*low pressure region*). Berdasarkan pernyataan itu menunjukkan bahwa pada *airfoil* ini terdapat *wingtip vortex* yang terjadi paling kuat di lajur A, dan semakin menjauhi ujung sayap kekuatan *wingtip vortex* berkurang. Pada lajur C dan D tidak lagi mengalami efek dari *wingtip vortex* ini.



Gambar 20. Distribusi tekanan pada sayap 3D di lajur B, C, dan D; $v = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 18^\circ$.

Gambar 20 memperlihatkan, aliran yang terjadi di permukaan sayap pada sudut serang 18° di lajur B, C dan D. Bentuk distribusi tekanannya berbeda dengan distribusi tekanan pada sudut serang yang lebih kecil. Terlihat bahwa setelah mencapai puncak tekanan di *leading edge*, distribusi tekanan masih tetap tinggi dan bergelombang, hal itu menandakan bahwa terjadi separasi di permukaan atas sayap hingga di daerah *trailing edge* dan bentuk yang bergelombang tidak beraturan menandakan alirannya tidak laminar. Indikasi terjadinya *stall* memang terjadi pada sudut serang 18° ini. Hal ini sesuai dengan teori dimana *stall* terjadi pada sudut serang $18^\circ - 20^\circ$ yang mengakibatkan sayap akan mengalami kehilangan *lift* (Anderson, J.D., 1985).

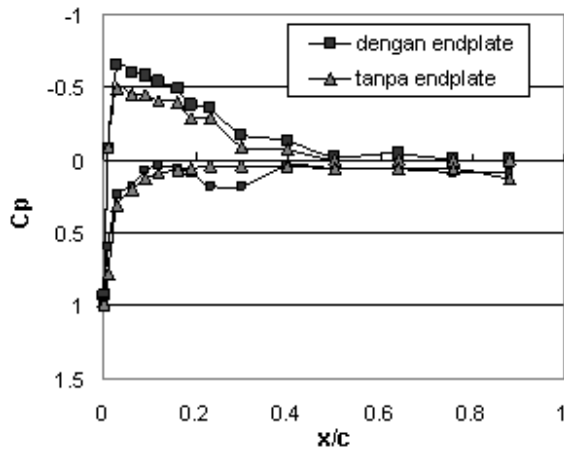


Gambar 21. Pengaruh sudut serang terhadap distribusi tekanan sayap 3D, $v = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ$, dan 14° di lajur C.

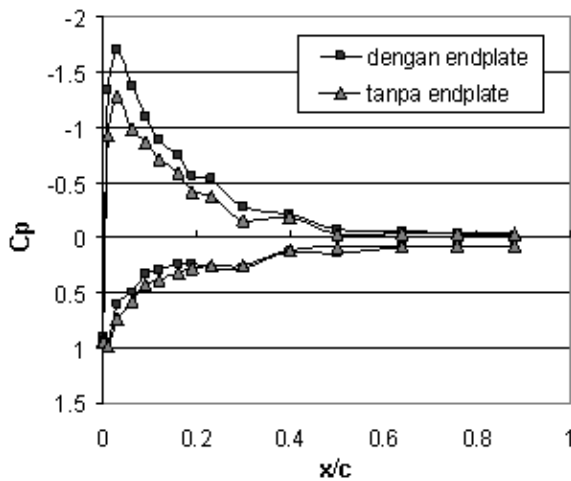
Gambar 21 menunjukkan pengaruh sudut serang pada sayap dengan kecepatan udara 15 m/s di lajur C. Daerah *leading edge* permukaan atas sayap mengalami peningkatan koefisien tekanan (negatif) seiring dengan penambahan sudut serang sayap yang dilakukan serta ukuran dari *separation bubble* juga menjadi semakin besar.

Sayap dengan penambahan *endplate*

Karakteristik aliran 2D adalah tidak adanya komponen kecepatan arah normal dari penampang *airfoil*, sedangkan untuk *airfoil* 3D timbul aliran melintang (*crossflow*) yang disebabkan oleh adanya efek ujung sayap (*wingtip*). Gambar distribusi tekanan menunjukkan hasil perbandingan yang berupa grafik C_p terhadap x/c pada sayap 2D dan sayap 3D. Pada pengujian sayap 2D yaitu dengan menambahkan *endplate* pada sayap untuk menghilangkan pengaruh aliran melintang di bagian *wingtip*.



Gambar 22. Perbandingan distribusi tekanan sayap dengan dan tanpa *endplate*; $v = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 6^\circ$ di lajur D.



Gambar 23. Perbandingan distribusi tekanan sayap dengan dan tanpa *endplate*, $v = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 12^\circ$ di lajur D.

Gambar 22 dan 23 diatas menunjukkan perbandingan distribusi tekanan antara sayap 2D dan sayap 3D yang ditunjukkan dalam grafik C_p terhadap x/c di lajur D, daerah paling jauh dari *wingtip*. Secara visual dapat dilihat bahwa pada daerah *leading edge* dari permukaan atas sayap, menunjukkan adanya perbedaan dari distribusi tekanan pada kedua sayap. Distribusi tekanan pada sayap dengan *endplate* (2D) mengalami peningkatan koefisien tekanan kearah negatif yang menandakan bahwa tekanan di permukaan atas sayap menjadi lebih rendah.

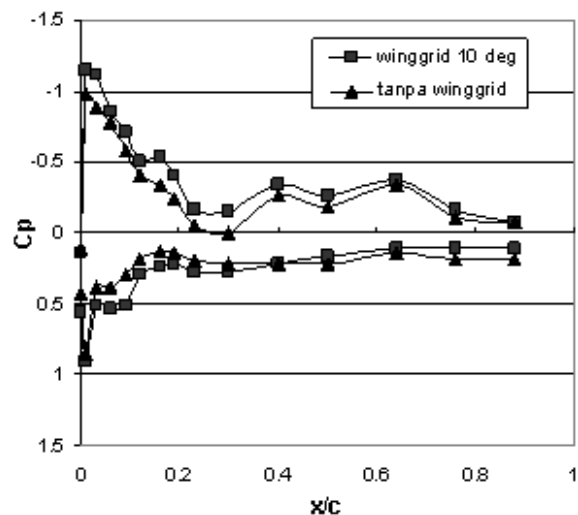
Hal ini sekaligus membuat luas area dari kurva tertutup pada distribusi tekanan sayap dengan penambahan *endplate* menjadi lebih besar. Luas area dalam kurva tertutup dari distribusi tekanan menyatakan harga koefisien *Lift* C_L dari sayap (Clancy, 1975). Dengan demikian berarti sayap

dengan penambahan *endplate* (2D) mempunyai *lift* yang lebih besar dari pada sayap 3D.

Peningkatan nilai koefisien *lift* dipengaruhi *endplate* yang dipasang pada ujung sayap sehingga akan menghalangi aliran melintang yang disebabkan oleh adanya perbedaan tekanan pada permukaan atas dan bawah sayap. Hal ini akan menghambat terjadinya *wingtip vortex*, sehingga *downwash* yang menyebabkan bertambahnya *drag* dan mengurangi *lift* pada sayap menjadi kecil.

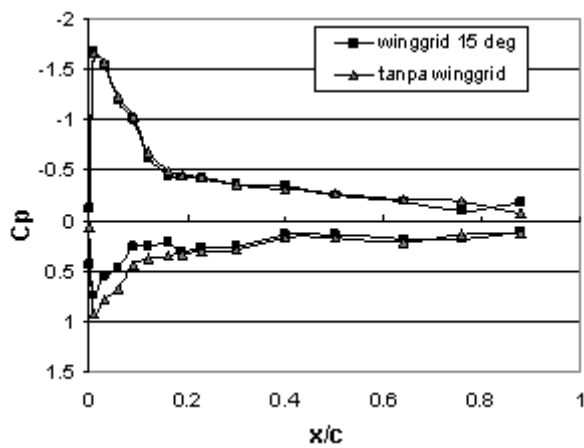
Sayap dengan penambahan *winggrid*

Distribusi tekanan pada *airfoil* NACA 0012 dengan penambahan *winggrid* di bagian ujung dianalisa dengan membandingkan hasil dari distribusi tekanan sayap tanpa *winggrid*. Analisa tetap difokuskan pada permukaan atas untuk mengetahui pengaruh *winggrid* pada sayap.

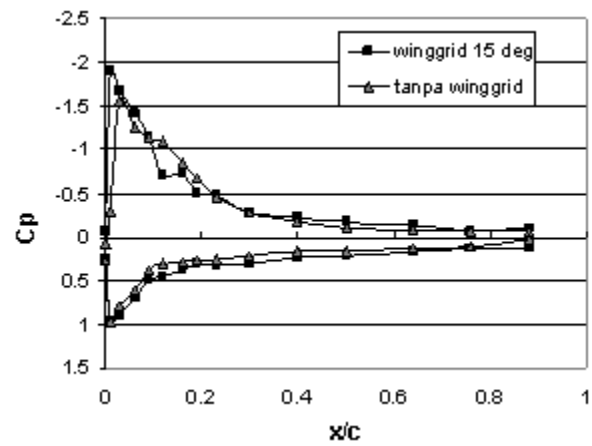


Gambar 24. Pengaruh penambahan *winggrid* 10° pada $v = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 14^\circ$ di lajur A.

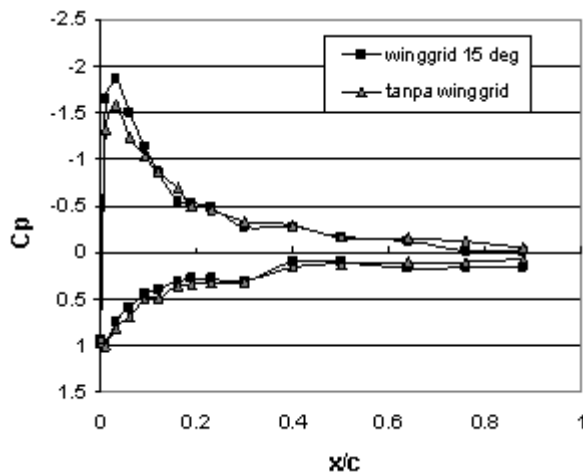
Pada lajur A menunjukkan bahwa penambahan *winggrid* pada ujung sayap telah mengubah ketinggian distribusi tekanan ke arah negatif, yang berarti bahwa tekanan permukaan atas sayap semakin kecil. Peningkatan tekanan di permukaan atas ini akan memperbesar luas area kurva tertutup sehingga nilai dari C_L meningkat. Meskipun terjadi kenaikan tekanan pada permukaan atas dari daerah *leading edge* hingga *trailing edge*, terlihat bahwa pada lajur ini *wingtip vortex* masih tetap mempengaruhi dimana terdapat daerah tekanan rendah di bagian *leading edge*. Akan tetapi, kekuatan dari *wingtip vortex* yang terjadi pada sayap dengan penambahan *winggrid* tidak terlalu kuat, karena distribusi tekanan yang terjadi di daerah *trailing edge* tidak begitu besar.



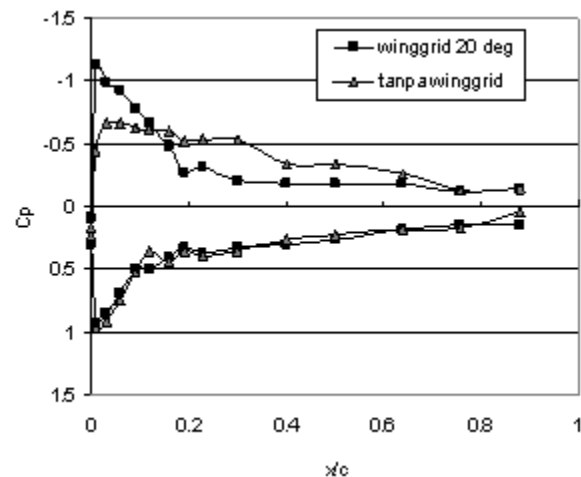
Gambar 25. Pengaruh penambahan *winggrid* 15° pada $v = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 14^\circ$ di lajur B.



Gambar 26. Pengaruh penambahan *winggrid* 15° pada $v = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 14^\circ$ di lajur C.



Gambar 27. Pengaruh penambahan *winggrid* 15° di lajur D pada kecepatan udara 15 m/s, $\alpha = 14^\circ$.



Gambar 28. Pengaruh *winggrid* 20° terhadap distribusi tekanan pada $v = 15 \text{ m/s}$ $\alpha = 18^\circ$ di lajur C.

Gambar 25 menunjukkan distribusi tekanan yang terjadi di lajur B, pada permukaan atas sayap memperlihatkan bahwa penambahan *winggrid* di ujung sayap tidak banyak mempengaruhi distribusi tekanan. Kurva distribusi tekanan tidak banyak berubah baik di daerah *leading edge* maupun *trailing edge*.

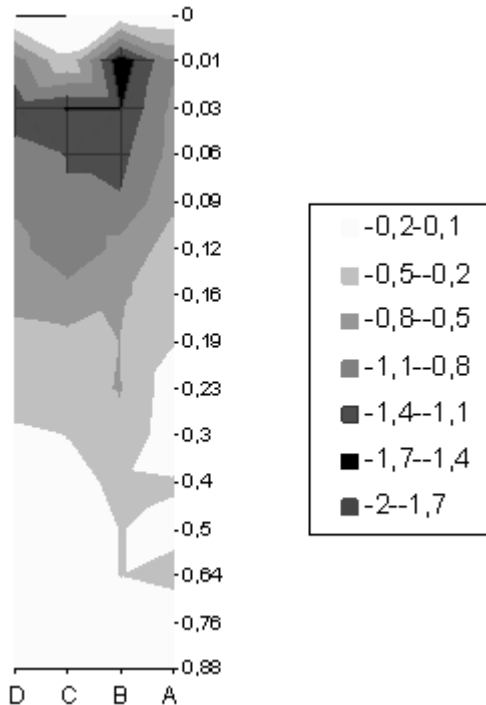
Pada gambar 26 daerah di sepanjang lajur C, memperlihatkan peningkatan distribusi tekanan ke arah negatif terjadi di daerah *leading edge*. Perubahan ukuran dari *separation bubble* yang menjadi semakin kecil pada sayap dengan penambahan *winggrid* terjadi di daerah $0,1 < x/c < 0,2$, menunjukkan bahwa separasi yang terjadi di bagian ini telah berkurang. Tidak terjadinya separasi pada sayap menandakan bahwa di permukaan sayap alirannya laminar dan tidak mengalami banyak gangguan. Dengan hilangnya separasi di permukaan sayap akan lebih aman untuk sayap karena alirannya tidak lepas dari permukaan sayap.

Gambar 27 menunjukkan daerah ini tidak memperlihatkan adanya gangguan berarti pada aliran udara di sepanjang permukaan sayap. Daerah *plateau* ataupun *low pressure region* tidak nampak pada lajur D ini, menunjukkan bahwa *wingtip vortex* tidak banyak mempengaruhi bagian ini. Daerah ini menunjukkan bahwa aliran yang terjadi adalah laminar karena aliran yang terjadi cenderung menempel pada permukaan sayap. Pengaruh penambahan *winggrid* terlihat dengan meningkatnya koefisien tekanan di daerah *leading edge*, menunjukkan luas area kurva tertutup mengalami peningkatan sehingga nilai koefisien *lift* C_L bertambah.

Gambar 28 memperlihatkan pengaruh *winggrid* terhadap distribusi tekanan pada sudut serang sayap 18° . Pada sayap tanpa penambahan *winggrid* di permukaan atas dari kurva memperlihatkan sayap mengalami *stall*. Sedangkan pada sayap dengan penambahan *winggrid*, distribusi tekanannya

mengalami peningkatan di daerah *leading edge*. Adanya daerah pemulihan tekanan yang terjadi di permukaan atas sayap saat mendekati bagian *trailing edge* menunjukkan bahwa aliran belum mengalami

Kontur distribusi tekanan

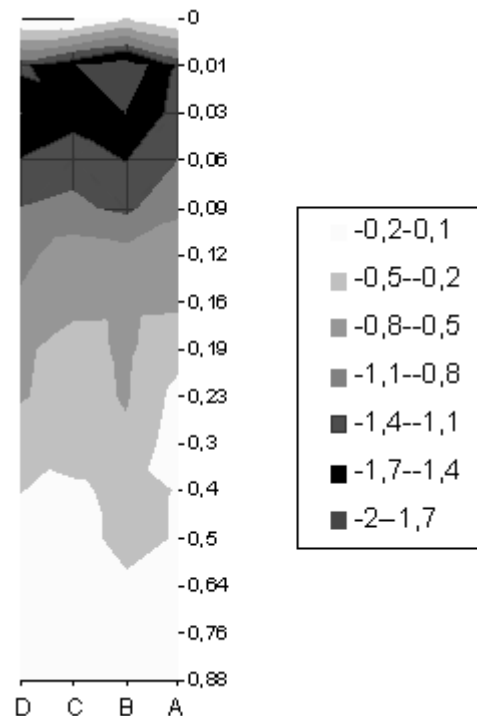


Gambar 29. Kontur C_p pada kecepatan udara 15 m/s dan sudut serang sayap 12° , sayap 3D.

Gambar 29 di atas menunjukkan perbandingan kontur distribusi tekanan antara sayap 3D dan sayap dengan *endplate*. Dapat diamati adanya aliran dari permukaan bawah sayap yang menuju ke permukaan atas sayap nampak pada sayap 3D yang ditunjukkan pada bagian dekat ujung sayap. Terlihat bahwa pada lajur A di bagian *leading edge* terdapat kontur tekanan lebih tinggi dibandingkan lajur yang lebih jauh dari ujung sayap. Karena aliran udara bergerak dari daerah tekanan tinggi ke daerah tekanan rendah maka dengan melihat kontur tekanan, aliran dari ujung sayap ini cenderung akan bergerak ke bagian dalam sayap. Di bagian *trailing edge* lajur A juga terlihat kontur tekanan yang kacau yang mengindikasikan terjadinya *vortex*.

Penambahan *endplate* pada sayap menghilangkan pengaruh *vortex* di ujung sayap, hal ini terlihat bahwa di sepanjang *span* kontur tekanan yang terjadi cenderung merata. Menunjukkan bahwa aliran bergerak dari *leading edge* lurus ke bagian *trailing edge*, aliran udara yang mengalir dari arah ujung sayap dihalangi oleh adanya *endplate* sehingga *vortex* tidak terjadi pada permukaan sayap.

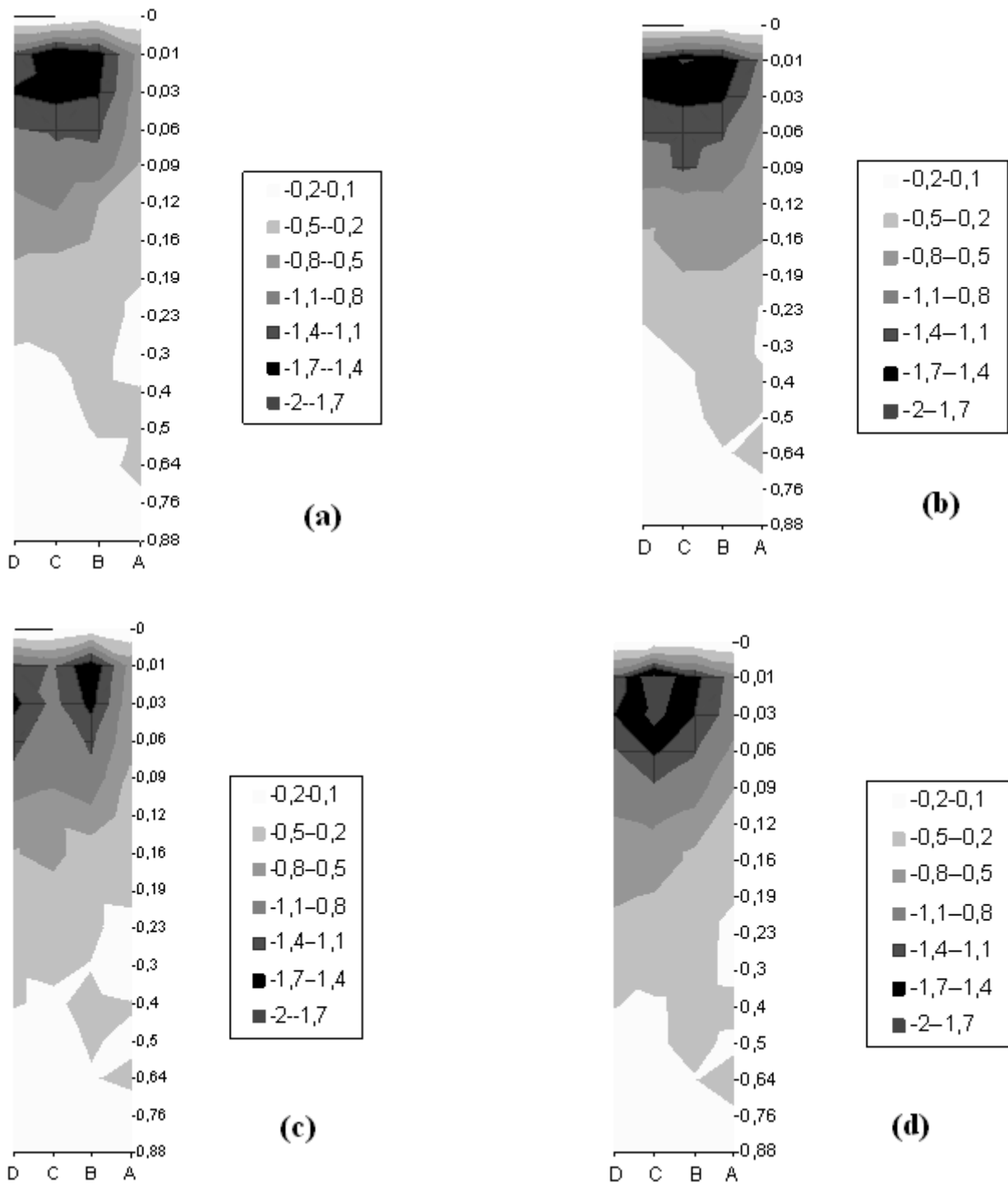
separasi. Hal ini menunjukkan bahwa tanda-tanda yang mengarah terjadinya *stall* belum terjadi pada sayap dengan penambahan *winggrid*.



Gambar 30. Kontur C_p pada kecepatan udara 15 m/s dan sudut serang sayap 12° ; pada sayap dengan *endplate*.

Gambar 31 menunjukkan kontur distribusi tekanan yang terjadi pada sayap dengan penambahan *winggrid*. Terjadi peningkatan nilai koefisien tekanan ke arah negatif di daerah *leading edge* dibandingkan dengan sayap tanpa *winggrid*. Hal ini ditandai oleh warna hitam yang lebih pekat terlihat lebih luas pada kontur tekanan. Kontur tekanan permukaan atas sayap yang menunjukkan nilai C_p semakin kecil terjadi pada sayap dengan penambahan *winggrid* 20° (Gambar 32 d). Hal ini akan memperbesar perbedaan tekanan sayap sehingga gaya angkat sayap meningkat. Hal ini sesuai dengan penelitian Rohadi (2006) yang menyatakan bahwa penurunan gaya hambat terjadi dengan penambahan *winggrid*, hasil maksimal terjadi pada jumlah *winggrid* 20° , sudut serang sayap 16° , dan kecepatan udara 15 m/s. Sedangkan pada sayap dengan *winggrid* 15° mempunyai kontur tekanan yang paling tinggi yang berarti bahwa peningkatan *lift* tidak maksimal.

Wingtip vortex masih berpengaruh pada sayap dengan penambahan *winggrid*, terlihat bahwa bagian dekat ujung sayap mempunyai nilai kontur koefisien tekanan besar yang disebabkan oleh aliran dari permukaan bawah sayap.



Gambar 31. Kontur C_p pada $v = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 12^\circ$; (a) Winggrid 5° ; (b) Winggrid 10° ; (c) Winggrid 15° ; (d) Winggrid 20° .

KESIMPULAN

1. Pada sayap 3D aliran yang dibangkitkan oleh *wingtip vortex* menyebabkan hilangnya *separation bubble* dan menciptakan daerah tekanan rendah (*low pressure region*) yang terjadi pada daerah $0,3 < x/c < 0,7$.
2. Penambahan *winggrid* memberi pengaruh dengan semakin meningkatnya koefisien *lift*

sayap ditandai oleh luas area kurva tertutup koefisien tekanan yang lebih besar. Nilai C_p paling rendah terjadi pada sayap dengan penambahan *winggrid* 20° , dan sudut serang sayap 12° , serta kecepatan udara 15 m/s sebesar -1.968 .

UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terima kasih dihaturkan kepada Adang Kristiyanto yang telah membantu melaksanakan penelitian ini sehingga selesai.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, J. D., 1985, *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw - Hill, New York.
- Cengel, Y.A. and Boles, M.A., 1994, *Thermodynamics An Engineering Approach*, 2nd edition, McGraw - Hill Inc, Singapore.
- Clancy L.J., 1975, *Aerodynamics*, Coop Clark Ltd, Toronto.
- Hossain, A., Arora, P.R., Rahman, A., Jafaar, A.A., 2008, *Analysis of Longitudinal Aerodynamic Characteristics of An Aircraft Model with and Without Winglet*, JJMIE, Malaysia.
- Kohler, B., 2008, *Anti Vortex Panels*, ESN ID 74065-061210-657784-44.
- La Roche U., 1996, "WING - GRID, A Novel Device for Reduction of Induced Drag on Wings", *Proceedings ICAS 96 Sorrento (Italy)*, September 8 - 13, ISBN 1-56347-219-8.
- Lee, G. B., Jiang, F., Tsao, T., Tai, Y. C., Grosjean, C., Ho, C. M., *Leading - Edge Vortices Control*

on A Delta Wing by Micromachined Sensor and Actuators, AIAA.

- Martin G., 2006, Comparison Of Aerodynamic Performance Of Raked Wing Tips And Large Winglets , *M.sc. Thesis*, Cranfield University.
- Rohadi, S., 2006, Pengaruh Jumlah Bilah Winggrid Terhadap Unjuk Kerja Aerodinamika Airfoil Tiga Dimensi NACA 0012, *Tugas Akhir*, Jurusan Teknik Mesin, FT - UNS.
- Sathaye, S. Sanjeev, 2004, Lift Distributions on Low Aspect Ratio Wings at Low Reynolds Numbers, *Thesis*, Worcester Polytechnic Institute, Mei.