

STUDI PENGEMBANGAN DAN PEMANFAATAN WINGLET UNTUK MENINGKATKAN PERFORMANSI PESAWAT

Oleh: Dipl.-Ing H. Bona P. Fitrikananda¹

ABSTRAK

Winglets merupakan salah satu cara yang dilakukan pada sebuah pesawat untuk menurunkan drag yang pada akhirnya dapat menaikkan performance pesawat secara keseluruhan. Studi tentang winglets ini telah dilakukan sejak lama dan telah diaplikasikan dalam beberapa tipe pesawat terutama yang bermesin jet. PT Dirgantara Indonesia telah melakukan studi tentang aplikasi winglets terhadap produk pesawatnya. Salah satu yang dilakukan adalah pada pesawat CN235-220M. Dengan bermodal hasil dan pengalaman pada pesawat CN235-220M ini, diharapkan winglets juga dapat dipakai pada pesawat N219 yang sedang dalam pengembangannya. Berbagai keuntungan yang didapat dari pemakaian winglets ini diharapkan dapat meningkatkan performa dari N219. Untuk itu perlu dilakukan suatu studi yang komprehensif baik melalui tahapan CFD maupun juga melalui eksperimen atau wind tunnel test serta flight test .

Kata kunci: Winglets, drag, N219

ABSTRACT

Winglets are one way that carried on an aircraft to reduce drag, which it can increase overall aircraft performance. The study of these winglets have been done long ago and has been applied in several types of aircraft, especially a jet engine. PT Dirgantara Indonesia has conducted studies on application of winglets to his aircraft products. One that does is on a CN235-220M. With the results and experience on the aircraft CN235-220M application of winglets can also be used on the N219 aircraft that are currently in development. Various advantages gained from the use of winglets is expected to improve the performance of the N219. For that we need to do a comprehensive study of both the stages CFD and also through wind tunnel tests and flight test.

Key Words: Winglets, drag, N219

NOMENKLATUR

b	span
c	Wing chord
V	airspeed
ρ	density

1. PENDAHULUAN

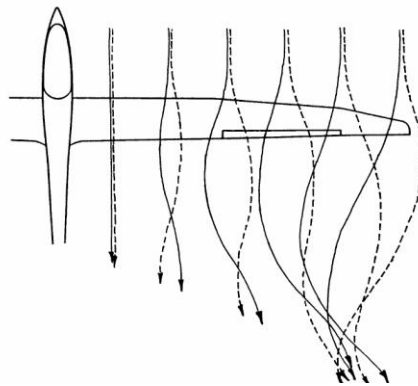
PT Dirgantara Indonesia pada saat ini sedang mengembangkan sebuah pesawat dengan kapasitas penumpang 19 orang dengan nama N219. Pesawat ini dikembangkan untuk memenuhi kebutuhan akan pesawat dengan kemampuan tinggal landas dan mendarat di bandara-bandara perintis, khususnya yang banyak ditemukan di kawasan Indonesia Timur. Oleh karena itu salah satu target

¹ Spv New Product Development

desain adalah mengembangkan pesawat dengan kemampuan STOL, dimana ini berarti pesawat ini memiliki beberapa kelebihan diantaranya: kecepatan stall yang rendah, gaya angkat yang cukup tinggi, dan *climbperformance* (kemampuan menanjak) yang baik. Atau dengan kata lain N219 diharapkan memiliki efisiensi aerodinamik yang baik, sehingga dapat mencapai *performance* yang diharapkan.

Salah satu studi yang dilakukan untuk meningkatkan efisiensi aerodinamik ini adalah dengan mengurangi *drag* yang terjadi. Seperti yang telah diketahui sejak perkembangan aerodinamika, *drag* yang terjadi bukan hanya disebabkan oleh *profile drag* semata, melainkan juga dipengaruhi oleh *induced drag* yang terjadi. Apabila *profile drag* lebih banyak merupakan kasus 2D *wing*, maka *induced drag* ditimbulkan karena efek karakteristik aliran pada 3D *wing*, dimana *span* dari *wing* tidak lagi tidak terbatas. Aliran udara pada ujung wing akan mengalir berputar ke atas yang dikenal sebagai *trailing vortices*. *Trailing vortices* ini yang menyebabkan timbulnya *induced drag*, dimana angkanya boleh jadi besar untuk beberapa konfigurasi pesawat dan kondisi terbang pesawat tersebut .

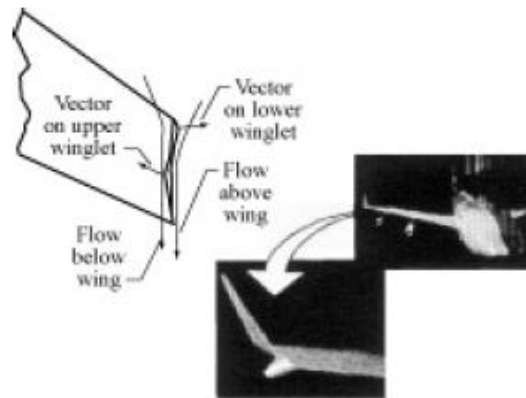
Ide pemanfaatan *winglet* dimulai sejak tahun 1897 oleh Frederick W. Lanchester dan teman-temannya. Mereka menemukan bahwa dengan memasang sebuah *vertical surface* di ujung sayap (*wingtip*) dapat mengurangi secara signifikan efek 3 dimensi dan tentunya berakibat dengan menurunnya *induced drag*. Hanya saja berdasarkan hasil hitungan teori dan juga eksperimen ditemukan pada saat mendekati kondisi *cruise*, terjadi penambahan *viscous drag* yang cukup besar pada *profile drag*. Sehingga pada kondisi ini keuntungan pengurangan *induced drag* menjadi berkurang karena penambahan *profile drag*.



Gambar 1. Contoh aliran udara yang terjadi pada sebuah wing. Garis solid adalah aliran udara pada bagian atas dan garis putus-putus aliran udara ada bagian bawah

Ide ini kemudian dikembangkan oleh Richard T. Whitcomb untuk mencari desain *winglet* untuk pesawat dengan kecepatan *high subsonic*. Tujuan dari studi ini adalah mengurangi *drag* pada saat *cruise* untuk kecepatan *high subsonic*. Dengan melakukan studi lebih dalam lagi terhadap karakteristik aliran udara di ujung sayap yang dapat menyebabkan terjadinya *induced drag*, Whitcomb mengembangkan beberapa konfigurasi dari *winglet*.

Analisa yang dilakukan terhadap fenomena aliran pada ujung sayap menunjukkan bahwa aliran udara pada ujung sayap pada saat terbang ditandai oleh aliran yang mengarah ke dalam pada bagian atas



Gambar 2. Konsep Aerodinamik pada konsep winglet

ujung sayap dan aliran yang mengarah keluar pada bagian bawah ujung sayap. Gambar 1 menunjukkan contoh aliran udara yang terjadi pada sebuah pesawat layang.

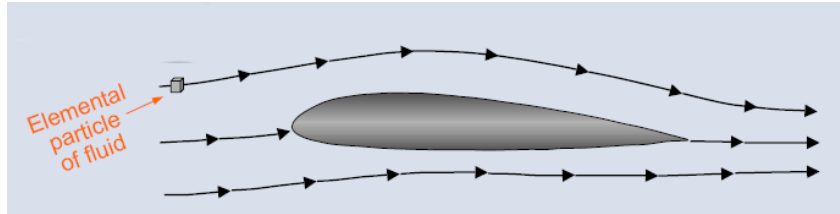
Berdasarkan analisa aliran ini, Whitcomb menyimpulkan, untuk mengurangi *induced drag* yang terjadi dapat dilakukan dengan mengurangi kekuatan dari *trailing vortex*. Hal ini dapat dicapai dengan memanfaatkan tendensi *crossflow* ini serta memasang tambahan surface yang memiliki camber dan sudut pada ujung sayap yang diletakkan secara vertikal. Mekanisme pengurangan drag ini dapat dicapai dengan adanya *side force* yang mengarah ke depan yang dihasilkan oleh winglets. Gambar 2 memperlihatkan konsep aerodinamik winglet dalam melakukan *drag reduction*.

Studi pemanfaatan winglets terhadap produk pesawat PTDI telah dilakukan sejak beberapa waktu yang lalu. Beberapa bentuk winglets telah dilakukan analisisnya menggunakan CFD dan beberapa telah dilakukan uji terowongan angin. Dari hasil studi dan uji terowongan angin ini, maka winglet hasil analisa dan uji dimanfaatkan pada pesawat CN235.

2. LANDASAN TEORI

2.1 Teori Profil

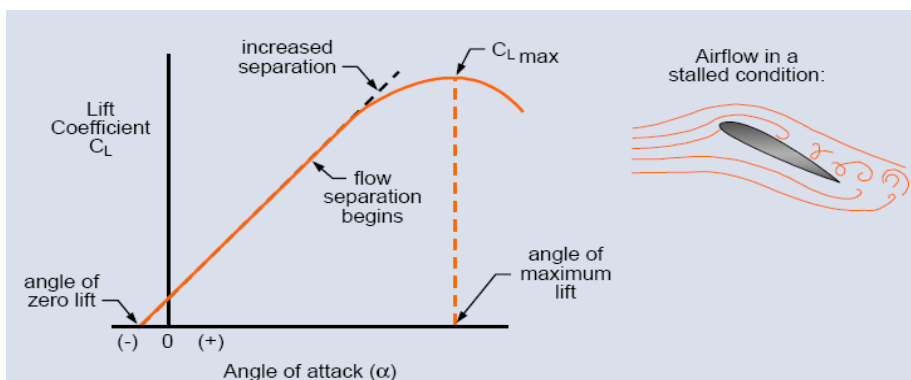
Hukum Bernoulli mengatakan tekanan total (*total pressure*) pada aliran inkompresibel adalah jumlah dari tekanan statik dan tekanan dinamik. Tekanan dinamik didapat dengan menggunakan hukum energi kinetik. Tekanan ini merupakan fungsi dari kwadrat kecepatan fluida ($\sim V^2$). Dengan demikian tekanan statik merupakan fungsi dari tekanan total dikurangi kwadrat kecepatan fluida. Atau dengan kata lain, apabila fluida dipercepat, maka tekanan statik akan menurun.



Gambar 3. Aliran udara pada sebuah Airfoil

Dengan menggunakan prinsip di atas maka gaya angkat dapat terjadi. Apabila sebuah fluida udara mengalir pada sebuah airfoil, maka aliran udara pada sisi atas akan bergerak dengan jarak yang lebih jauh sehingga memiliki kecepatan yang lebih besar dan tekanan statik yang kecil (gambar 3). Perbedaan kecepatan dari kedua sisi dari airfoil ini akan menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan statik, yang dapat menghasilkan gaya angkat.

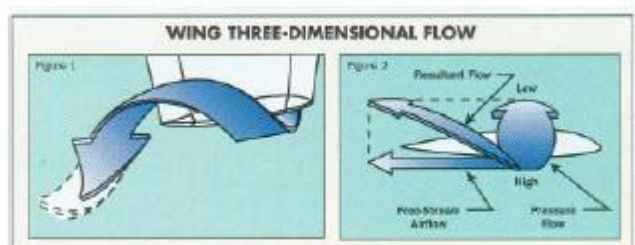
Gaya angkat atau *Lift* merupakan fungsi dari koefisien lift, kecepatan udara, tekanan udara, dan luas sayap efektif. Sudut serang pada *airfoil* secara langsung akan merubah koefisien lift karena sudut serang ini akan merubah jarak tempuh relatif udara yang harus dilalui ketika melewati bagian atas dan bawah profil tersebut. Hal ini akan menyebabkan terjadinya perubahan kecepatan relatif terhadap dua permukaan dan akan merubah koefisien lift-nya. Koefisien lift akan meningkat secara proporsional dengan meningkatnya sudut serang sampai ke titik maksimum. Apabila melewati titik ini, maka pertambahan sudut serang akan menyebabkan separasi aliran udara pada bagian atas dan menyebabkan menurunnya koefisien lift (Gambar 4).



Gambar 4. Koefisien Lift vs Sudut serana

2.2 Wing

Airfoil dapat dianggap sebagai sayap dengan panjang yang tak terhingga (*infinite length*). Dalam kenyataannya sayap memiliki panjang yang terhingga (*finite length*). Perbedaan tekanan antara bagian bawah dan atas permukaan sayap dapat menyebabkan aliran udara yang bergerak dari bawah ke atas, dimana dapat menyebabkan mengurangi gaya angkat yang terjadi. Gerakan udara ini akan menyebabkan terjadinya *vortex* pada ujung sayap atau yang dikenal sebagai *tip vortices* (Gambar 5).



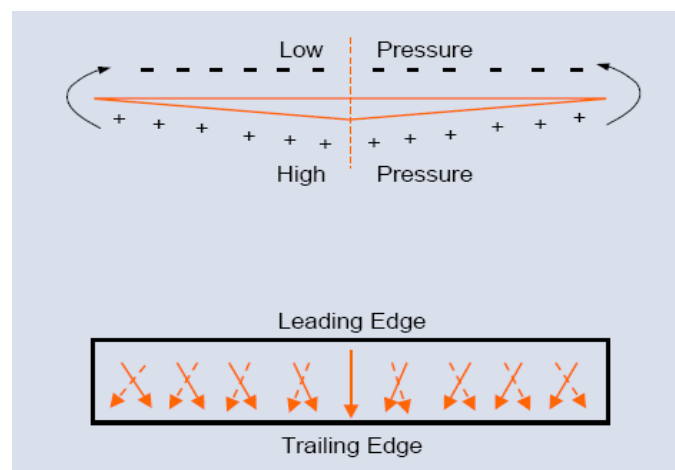
Gambar 5. Wingtip Vortices

Hal ini dapat mempengaruhi pengurangan sudut serang dari rata-rata aliran udara yang mengalir pada sebuah sayap. Dalam Gambar 5 dapat dilihat arah aliran udara merupakan resultan dari aliran udara yang bergerak tegak lurus dari bawah ke atas dan aliran *free-stream* dari udara yang mengalir dari depan ke belakang. Hal ini menyebabkan terjadinya induksi pada gaya hambat (*drag*). Semakin besar intensitas dari *tip vortex*, maka semakin besar akan menginduksi aliran relatif udara. Semakin besar sudut serang yang terinduksi, maka semakin berkurang gaya angkat efektif dan semakin besar *induced drag* yang terjadi.

2.3 Winglets

Peningkatan *performance* suatu pesawat dengan menggunakan winglet secara esensinya adalah bagaimana mengurangi *induced drag* dengan adanya penambahan *profile drag* akibat penambahan *wetted area*. *Profile drag* sendiri adalah *drag* akibat dari bentuk *airfoil* atau *wing section*. *Drag* ini disebabkan baik oleh *drag* akibat gesekan permukaan (*skin friction*) yang terjadi akibat udara yang bergerak mengalir sepanjang permukaan dari *airfoil*, juga oleh adanya *pressure drag*, akibat tekanan yang terjadi pada bagian depan dari *airfoil* tidak seimbang dengan tekanan yang terjadi pada bagian belakang. Ketidakseimbangan tekanan ini adalah hasil dari separasi aliran pada bagian belakang dari *airfoil*, dan juga total *pressure* yang hilang pada lapisan batas (*boundar layer*).

Untuk menghitung *profile drag* di *Wind Tunnel* digunakan sayap dengan konstan chord yang memiliki *airfoil* yang akan diuji. Panjang sayap ini adalah sepanjang ruang uji, sehingga aliran udara pada *wingtip* tidak lagi dapat dengan mudah bergerak melewati *wingtip*. Sehingga akan didapat aliran untuk dua dimensi. Dengan tidak adanya ujung sayap ini menyebabkan aliran udara mengalir bagaikan pada aliran dengan *span* yang tak terhingga. *Profile drag* tergantung kepada luas *wetted area*, bentuk dari *airfoil* dan sudut serangnya. *Profile drag* juga akan bertambah besar dengan kuadrat kecepatan aliran udara.

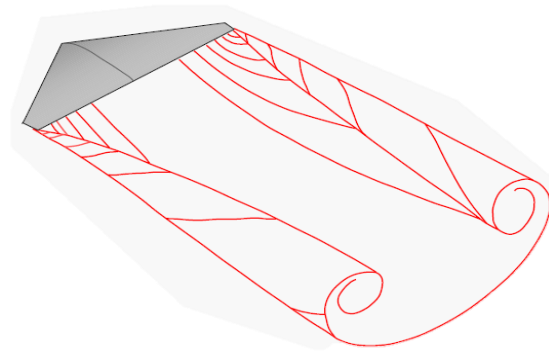


Gambar 6. Aliran udara pada ujung sayap

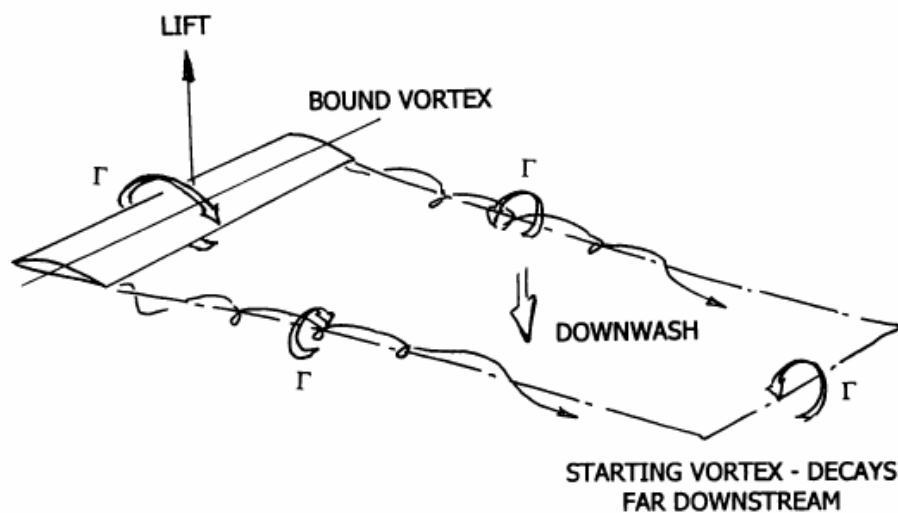
Induced drag adalah *drag* yang didapat akibat sayap yang terbatas (*infinite wing*) dalam menghasilkan gaya angkat. Untuk mendapatkan gaya angkat, maka harus ada perbedaan tekanan antara sisi bawah sayap dan sisi atas sayap. Ketika perbedaan tekanan ini cenderung untuk saling menyeimbangkan, maka terjadi aliran udara pada ujung sayap. Aliran ini bergerak dari tekanan yang tinggi di bagian bawah sayap ke tekanan yang rendah di bagian atas sayap (Gambar 6). Aliran udara ini mengalir sepanjang *span* dari sayap dimana aliran pada permukaan atas mengarah ke dalam dan aliran pada

permukaan bawah mengarah keluar. Pada trailing edge kedua aliran ini akan saling bertemu dan membentuk sepasang lembaran *vortex* (*tip vortices*) pada kedua ujung sayap (Gambar 7).

Untuk membentuk *tip vortices* diperlukan energi. Salah satu pendekatan untuk menghitung *induced drag* adalah dengan menentukan berapa besar energi yang terkandung dalam *trailing vortex* ini. Gambar 8 memperlihatkan bagaimana sistem vortex ini dapat digambarkan sebagai bentuk vortex tapal kuda.



Gambar 7. Vortex Sheet



Gambar 8. Sistem vortex "Tapal Kuda"

Dari hasil pengamatan pada Gambar 1 dan Gambar 6, dapat disimpulkan semakin panjang span, maka semakin kecil *tip effect* yang terjadi. Dengan kata lain aliran udara akan lebih seperti kasus dua dimensi dan akan memperkecil *induced drag*. Apabila span mendekati tak terhingga, maka *downwash* dan *induced drag* akan mendekati nol. *Induced drag* merupakan fungsi dari $1/V^2$, dan kuadrat span loading $(W/b)^2$. *Induced drag* juga tergantung dari bentuk (*planform*) wing.

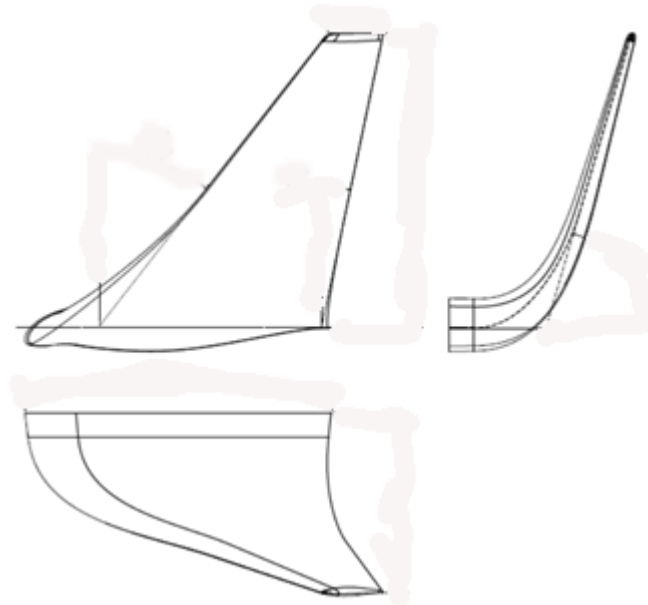
Selain itu *induced drag* juga dipengaruhi oleh aspect ratio. Semakin besar aspect ratio wing semakin kecil *induced drag*-nya. Hanya saja yang harus diperhatikan adalah bagaimana menyeimbangkan antara penurunan *induced drag* dengan cost akibat penambahan berat struktur.

Tip-to-root-chord-length taper ratio juga memiliki pengaruh kepada induced drag. Induced drag minimum akan diperoleh apabila sayap tersebut memiliki distribusi load eliptik. Hanya saja bentuk sayap seperti ini menambah kompleksitas dalam proses pembuatannya. Apabila sebuah sayap yang berbentuk trapezoid memiliki taper ratio 0,45, maka distribusi beban sepanjang sayap akan mendekati distribusi ideal elips. Hal ini akan menghasilkan induced drag yang rendah.

Seperti yang sudah diketahui sejak lama, sebuah plat pada ujung sayap (*endplate*) dapat mengurangi aliran arah span (*spanwise*) dan tentunya mengurangi *induced drag*. Hanya saja agar menjadi efektif, *endplate* ini harus sedemikian besar sehingga penambahan drag akibat friksi permukaan melebihi dari pengurangan *induced drag*. Oleh karena itu salah satu tujuan dalam melakukan studi winglets adalah mencari bentuk yang dapat menghasilkan pengurangan induced drag yang paling besar untuk penambahan paling kecil dalam profile drag.

3. APLIKASI PEMAKAIAN WINGLETS PADA CN235-220M

Untuk mendapatkan hasil yang sesuai dengan yang diinginkan pada sebuah pesawat, maka perlu dilakukan studi yang menyeluruh yang menyangkut seluruh operasi dari pesawat tersebut. Untuk mendapatkan performance yang sesuai dengan tujuan ini, maka perlu menentukan luas area, tinggi, sudut cant (*cant angle*), *sweep angle*, *twist angle*, dan semua sudut-sudut yang penting. Untuk mengurangi *trial and error*, maka perlu dikembangkan metoda dan tools yang dapat membantu melakukan desain dan analisa.

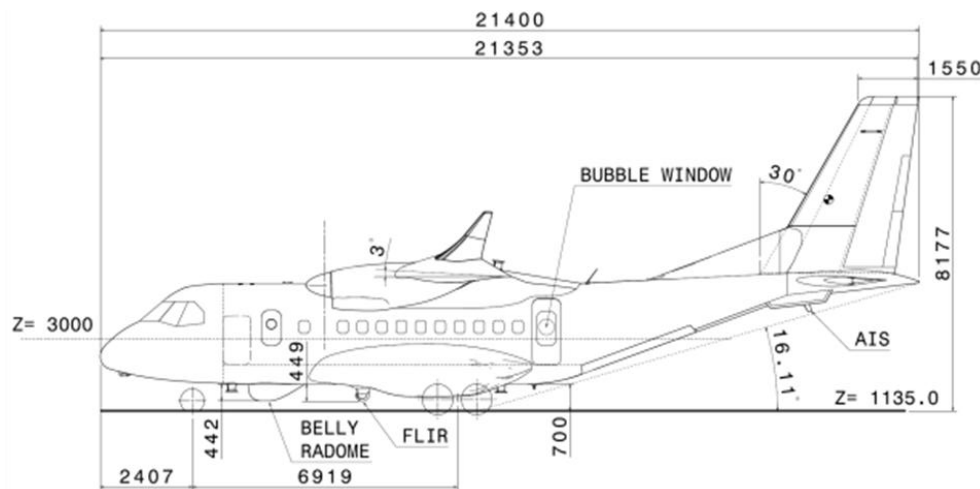


Gambar 9. Winglet yang dipakai pada CN235 -220M

Gambar 9 memperlihatkan pengembangan winglet yang dipakai pada CN235-220M. Winglet ini didesain untuk menaikkan performance pesawat. Winglets ini didesain untuk mengurangi induced drag yang terjadi serta mengontrol cross flow pada daerah ujung sayap yang dapat juga meningkatkan

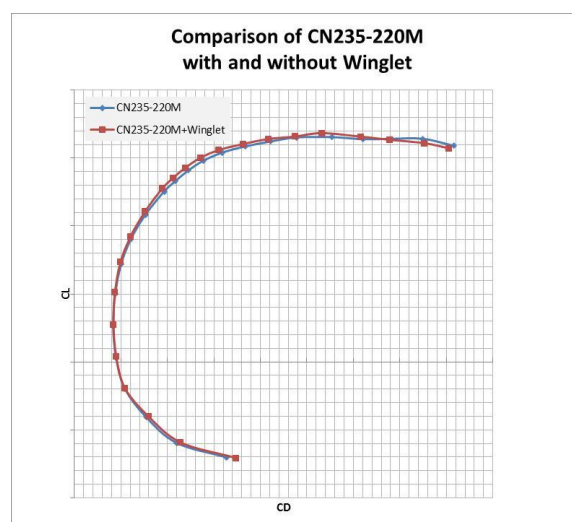
karakteristik kestabilan pesawat. Penekanan yang ingin dicapai dalam studi pemakaian winglets ini adalah untuk memperbaiki climb performance, diantaranya rate of climb.

Gambar 10 memperlihatkan pesawat CN235-220M dari tampak samping dengan memakai winglet pada sayapnya.



Gambar 10. CN235-220M dengan winglet

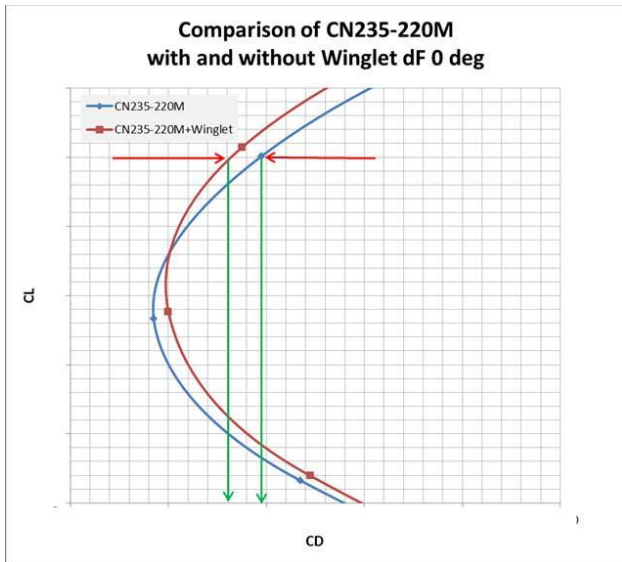
Gambar 11 menunjukkan hasil wind tunnel test secara global untuk CL-CD. Pada gambar 12 terlihat grafik drag polar untuk kondisi cruise. Pada kondisi ini dapat terjadi penurunan sebesar 7 drag count. Untuk kondisi take off dapat dilihat dari Gambar 13. Dengan memakai winglet terjadi penurunan drag sebesar 15 drag count. Untuk kondisi take off dengan defleksi flap sebesar 10 deg, maka drag mengalami penurunan sebesar 28 drag count (Gambar 14).



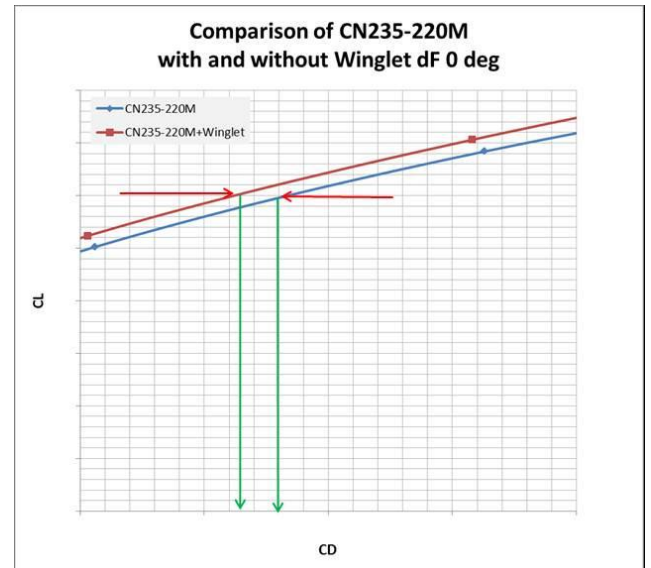
Gambar 11. Drag Polar hasil WTT

Penurunan drag ini akan memberikan dampak terhadap performance sbb.:

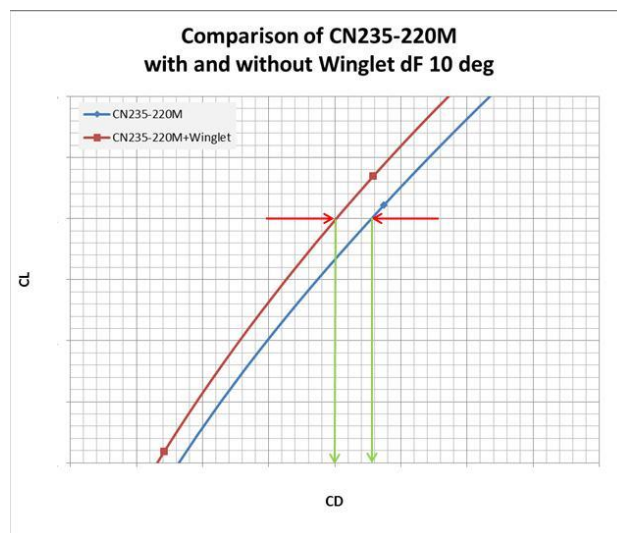
- Kondisi cruise, penghematan fuel sekitar 1 % dan penambahan range sekitar 1%.
- Kondisi takeoff climb gradient dengan defleksi flap 0 deg, terjadi kenaikan sekitar 0,2% climb gradient (sekitar 30 ft/min). Hal ini ekuivalen dengan 150 kg.
- Kondisi takeoff climb gradient dengan defleksi flap 10 deg, terjadi kenaikan sekitar 0,4% climb gradient (sekitar 60 ft/min). Hal ini ekuivalen dengan 280 kg.



Gambar 12. Drag Polar pada kondisi cruise



Gambar 13. Drag Polar pada kondidi takeoff $df=0$ deg



Gambar 14. Drag Polar pada kondidi takeoff $df=10$ deg

4. USULAN PENERAPAN WINGLETS PADA N219

Dengan menggunakan hasil studi pemanfaatan winglets pada CN235-220M, maka perlu dilakukan pula studi pemakaian winglets pada N219. Hal ini perlu dilakukan dengan beberapa pertimbangan, diantaranya:

- N219 memerlukan performance yang baik, terutama untuk take off dan cruise, mengingat salah satu misi dari pesawat N219 adalah mampu take off pada landasan perintis.
- Konfigurasi sayap hi-wing yang sama dengan CN235-220M

Berdasarkan pengalaman dan hasil yang didapat pada CN235-220M serta pertimbangan di atas, memungkinkan peningkatan performansi N219 dengan pemanfaatan winglets. Penerapan winglets ini diharapkan dapat memberikan peningkatan performa pesawat yang cukup signifikan, seperti peningkatan Rate of Climb, penurunan Drag secara total dan lain sebagainya. Penurunan drag ini selain meningkatkan kemampuan pesawat juga diharapkan dapat terjadi penurunan kebutuhan bahan bakar (fuel consumption) yang pada akhirnya akan berdampak dengan penurunan cost.

Studi winglets yang harus dilakukan untuk N219 diharapkan dapat dilakukan dengan beberapa metoda yaitu, studi dengan menggunakan CFD, eksperimen di wind tunnel test dan terakhir dengan melalui uji terbang (flight test).

5. PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Winglets merupakan salah satu cara dalam melakukan penurunan induced drag yang terjadi pada sebuah pesawat yang diharapkan akan berpengaruh secara langsung dengan penurunan drag secara total. Dengan penurunan drag ini maka performance pesawat diharapkan juga akan semakin meningkat.

Hasil aplikasi winglets pada CN235-220M yang telah dilakukan oleh PTDI menunjukkan penurunan drag pada kondisi cruise sebesar 7 drag count dan pada kondisi take off sebesar 15 drag count. Penurunan drag ini tentunya akan berpengaruh terhadap performansi pesawat pada kondisi-kondisi di atas.

Dengan melihat hasil pada CN235-220M, maka winglets merupakan salah satu alternatif yang dapat diterapkan pada N219 untuk menurunkan drag dan meningkatkan performansinya.

5.2 Saran

Untuk mendapat hasil yang optimal, maka perlu dilakukan studi yang intensif dalam mencari bentuk winglets yang cocok untuk N219. Studi yang harus dilakukan ini diharapkan dapat meliputi:

- Studi dengan memakai CFD
- Studi dengan WTT
- Studi dengan FT

REFERENSI

Maughner, Mark D. "The Design of Winglets for Low-Speed Aircraft", The Pennsylvania State University.

"CN235-330 Winglets/Wtex Development", Technical Report, PT Dirgantara Indonesia, 1996

“Understanding Winglets Technology”, www.smartcockpit.com

“Wingtip device”, http://en.wikipedia.org/wiki/Wingtip_device