

ANALISA EFEKTIVITAS SUDUT DEFLEKSI AILERON PADA PESAWAT UDARA NIR AWAK (PUNA) ALAP-ALAP

Gunawan Wijiatmoko ¹⁾

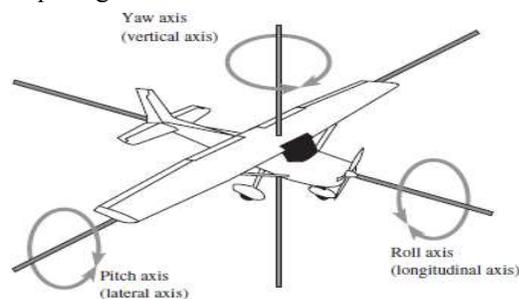
¹⁾TRIE, BBT3, Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi
Kawasan PUSPIPTEK Gedung 240, Tangerang Selatan, 15314
Email : gunawan.wijiatmoko@bppt.go.id

Abstrak . Fungsi utama aileron pada pesawat terbang adalah sebagai Lateral Control (rolling), dan terpasang pada sayap kiri dan kanan dengan geometri yang identik. Efektivitas aileron merupakan suatu ukuran yang menunjukkan seberapa bagus aileron yang membentuk sudut tertentu akan menghasilkan rolling moment yang diharapkan. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui sudut defleksi yang paling efektif pada pesawat PUNA Alap-alap, yaitu salah satu pesawat udara nir awak yang sedang dikembangkan oleh pemerintah Indonesia. Metode yang digunakan adalah melalui pengujian di wind tunnel terhadap model uji aerodinamik PUNA Alap-alap skala 1:1,26 dengan variasi sudut rolling dari 0° hingga -25° dengan interval -5° , kemudian dilakukan analisa terhadap data hasil pengujian. Pengukuran gaya dan momen aerodinamika menggunakan external balance 6 komponen. Dari hasil pengukuran yang merepresentasikan kondisi pada saat terbang "cruise", dapat disimpulkan bahwa sudut defleksi aileron masih cukup efektif hingga -25°. Penurunan efektivitas terjadi pada saat sudut serang mendekati "stall angle" untuk semua sudut defleksi aileron.

Kata kunci: gaya dan momen aerodinamika, external balance, sudut serang, wind tunnel test

1. Pendahuluan

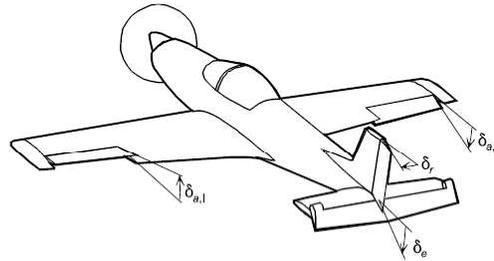
Pada saat melakukan misi terbang, maka pesawat udara memulainya dari posisi lepas landas, jelajah atau *cruise* dan mendarat. Pada kondisi tersebut maka, pesawat akan mengalami gerak lurus, dan juga membelok serta naik atau turun. Dengan demikian pada saat beroperasi di udara atau di angkasa, suatu pesawat terbang dapat bebas berputar terhadap sumbu putar atau sumbu geraknya. Terdapat 3 sumbu putar yang saling tegak lurus dan berpotongan di satu titik, yaitu pada titik beratnya atau *center of gravity* (CG). Sumbu lateral adalah sumbu yang dibentuk berdasarkan penarikan garis dari ujung sayap yang satu ke ujung sayap lainnya. *Pitch* adalah putaran pada sumbu ini akan membuat hidung pesawat bergerak naik (*nose-up*) atau bergerak turun (*nose-down*). Sumbu longitudinal merupakan garis atau sumbu yang ditarik dari ujung depan pesawat (*nose*) sampai dengan ekor (*tail*). Putaran pada sumbu ini dikenal dengan dengan *roll*, sedangkan perubahan sudut yang terjadi akibat putaran *roll* ini disebut dengan *bank*. Sumbu yang ketiga adalah sumbu vertikal (*vertical axis*), yaitu sumbu yang ditarik dari atas ke bawah pesawat. Putaran pada sumbu vertikal ini membuat hidung pesawat bergerak ke kiri atau ke kanan. Agar pesawat dapat mencapai suatu posisi yang diinginkan oleh pilot, maka pesawat tersebut harus dapat berputar pada semua sudut putar tersebut. Ketiga sumbu putar dari suatu pesawat ini dapat dilihat pada gambar 1.



Gambar 1. Sumbu putar pesawat terbang, [1]

Metode yang umum untuk mengendalikan suatu pesawat terbang adalah dengan sarana yang disebut *aerodynamic control surface* atau bidang kendali aerodinamis, [2]. Dengan adanya bidang kendali ini, maka pesawat dapat bergerak pada sumbu putar sesuai dengan yang diinginkan oleh pilot. Bidang

kendali ini biasanya terpasang pada bagian *trailing edge* suatu *lifting device*. *Lifting device* adalah bagian pesawat yang menimbulkan gaya angkat, dan *trailing edge* adalah bagian belakang atau bagian yang tipis dari *lifting device*. Terdapat 3 bidang kendali yang digunakan untuk mengontrol atau mengendalikan : *rudder* di *vertical tail plane* untuk mengendalikan *yaw*, *elevator* di di *horizontal tail plane* untuk mengendalikan *pitch* dan *aileron* di sayap kiri dan kanan untuk mengendalikan *roll*. Gambar 2 menunjukkan posisi bidang kendali dan sudut defleksinya dimana $\delta_{a,l}$ adalah defleksi *aileron* pada sayap sebelah kiri, $\delta_{a,r}$ adalah defleksi *aileron* pada sayap sebelah kanan, δ_r adalah defleksi dari *rudder* dan δ_e adalah defleksi dari *elevator*.



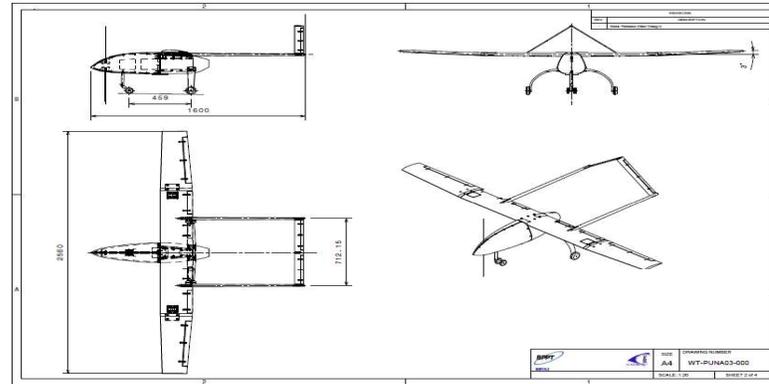
Gambar 2. Posisi bidang kendali dan sudut defleksinya, [2]

Fungsi utama dari *aileron* adalah sebagai *lateral control* (yaitu *roll*) suatu pesawat terbang; namun juga mempunyai pengaruh terhadap *directional control* (yaitu *yaw*), [3]. Oleh karena itu biasanya perencanaan keduanya dilakukan berbarengan. Seperti terlihat pada gambar 2, *aileron* secara struktural merupakan bagian dari sayap, dan mempunyai 2 bagian yang lokasinya masing-masing pada bagian *trailing edge* sayap kiri dan sayap kanan. Kedua *aileron* tersebut adalah simetris dan mempunyai geometri yang identik. Efektivitas *aileron* merupakan suatu ukuran dari seberapa bagus pengaruh sudut defleksi *aileron* dalam menghasilkan *rolling moment* yang diinginkan. Defleksi setiap bidang kendali, termasuk *aileron* akan menimbulkan *hinge moment*. *Hinge moment* ini merupakan momen aerodinamika yang harus diatasi untuk mendefleksikan bidang kendali.

Pesawat Udara Nir Awak (PUNA) Alap-alap, dirancang mempunyai ketinggian terbang jelajah 700 feet dengan kecepatan terbang jelajah 55 knot, [4]. Walaupun bukan merupakan pesawat udara berpenumpang, namun masih bisa dikategorikan sebagai pesawat udara pada umumnya, khususnya kalau ditinjau dari segi aerodinamikanya. PUNA Alap-alap mempunyai 2 boom (*double boom*), yaitu bagian yang menghubungkan bagian atas *fuselage* (*high boom*) dan *empennage*, dimana *empennagenya* berbentuk *inverted-V*. Di bagian bawah *fuselage* terdapat *fixed landing gear* dengan jenis komposisi *tricycle*, yaitu sebuah *landing gear* di bagian hidung pesawat (*nose landing gear*) dan 2 buah *landing gear* di bagian belakang *fuselage* yang berfungsi sebagai *main gear*. Lay-out dari pesawat PUNA Alap-alap dapat dilihat pada gambar 3. Seperti juga pesawat terbang pada umumnya, pesawat PUNA Alap-alap ini mempunyai *aileron* yang digunakan untuk *lateral control*. Dan sebagai pesawat terbang yang sedang dalam masa pengembangan, maka perlu adanya penelitian-penelitian yang berkaitan dengan kinerja pesawat tersebut, apakah memenuhi kriteria yang dikehendaki dan direncanakan. Dalam hal ini, termasuk juga penelitian mengenai efektivitas defleksi sudut *aileron* untuk mengatasi *rolling moment* yang timbul. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui sejauh mana efektivitas sudut defleksi *aileron* pesawat PUNA Alap-alap yang dirancang.

1.1. Model uji

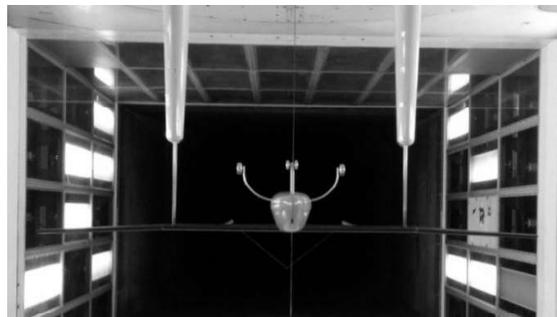
Model pesawat terbang yang diuji adalah model uji dari pesawat terbang nir awak (PUNA) Alap-alap dengan skala 1:1,26 dengan *wing span* atau rentang sayap sepanjang 2560 mm. Skala model uji ini dipilih berdasarkan kapasitas atau lebar *test section* yang terintegrasi pada *wind tunnel* yang digunakan di BBT3. *Test section* ini merupakan bagian atau tempat dimana model uji diletakkan.



Gambar 3. Lay-out model uji pesawat PUNA Alap-alap

1.2. Metode dan Teknik Pengukuran

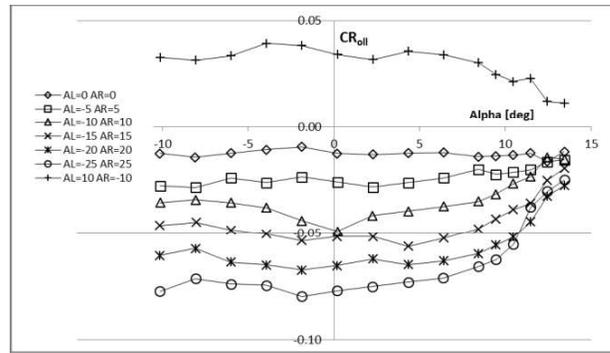
Metode dan teknik pengukuran mengacu pada [5] dan [6]. Model uji dipasang dengan menggunakan *wing strut* sebagai *model support* yang menghubungkan model uji ke *external balance*, yaitu suatu sistem yang digunakan untuk mengukur 3 gaya dan 3 momen aerodinamika di dalam terowongan angin. Posisi dari model uji adalah *UpSide Down*, yaitu posisi dimana *cockpit* berada di atas. Posisi *UpSide Down* dimaksudkan untuk mengurangi gangguan aliran angin di bagian atas sayap. Kecepatan angin yang digunakan adalah 42,5 m/s. Kecepatan angin ini dihitung berdasarkan kecepatan dan ketinggian terbang atau rejim terbang sesungguhnya dari pesawat PUNA Alap-alap, sehingga bilangan Reynold di rejim terbang sama dengan di wind tunnel. Untuk pengujian *alpha polar*, sudut alpha digerakkan dari sudut -10° hingga 13° , dengan interval pengambilan data setiap 2° mulai sudut alpha -10° hingga $+8^\circ$, dan interval 1° mulai dari 8° hingga 13° . Pengujian *alpha polar* dilakukan dengan pasangan konfigurasi sudut defleksi aileron kanan dan kiri masing-masing adalah $(0^\circ, 0^\circ)$, $(+5^\circ, -5^\circ)$, $(+10^\circ, -10^\circ)$, $(+15^\circ, -15^\circ)$, $(+20^\circ, -20^\circ)$, $(+25^\circ, -25^\circ)$ dan $(-10^\circ, +10^\circ)$. Sedangkan untuk *beta polar*, model uji digerakkan dari sudut beta -12° hingga 12° , dengan interval pengambilan data setiap 2° dengan konfigurasi aileron kiri kanan yang sama pada pengujian *alpha polar*. Sudut alpha adalah sudut yang terbentuk oleh arah angin dengan sumbu longitudinal model uji ketika model uji digerakkan atau diputar pada sumbu lateral, sedangkan sudut beta adalah sudut yang terbentuk oleh arah angin dengan model uji ketika model uji digerakkan atau diputar pada sumbu vertikal. Instalasi model uji dapat dilihat pada gambar 4 berikut



Gambar 4. Instalasi model uji pesawat PUNA Alap-alap di *wind tunnel*

2. Pembahasan

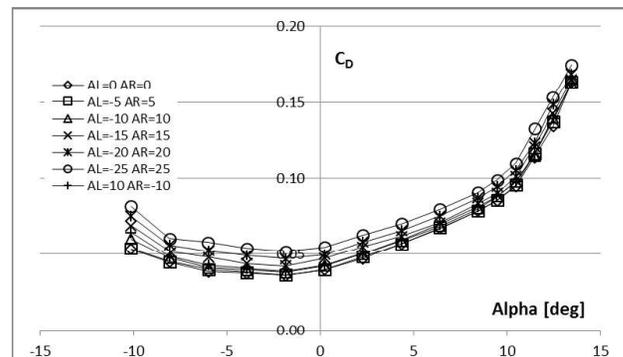
Dalam pembahasan mengenai karakteristik aerodinamika pesawat terbang, biasanya tidak digunakan parameter gaya atau momen, namun menggunakan koefisien gaya dan momennya. Dengan menggunakan koefisien, yaitu bilangan atau parameter yang tidak berdimensi, maka besarnya nilai tersebut sudah tidak lagi terpengaruh oleh variabel atau parameter lain, misalnya ukuran atau dimensi fisik, kecepatan angin, kondisi udara dan sebagainya. Koefisien yang digunakan dalam pembahasan pada tulisan ini adalah tersebut adalah koefisien *rolling moment* (CR_{011}) dan koefisien gaya hambat (C_D).



Gambar 5. Grafik hubungan antara koefisien *rolling moment* (C_{Roll}) dengan sudut alpha

Gambar 5 menunjukkan hubungan antara rolling moment sebagai fungsi dari sudut alpha untuk berbagai variasi sudut defleksi *aileron*. Secara umum terlihat pada gambar tersebut, bahwa perubahan sudut defleksi *aileron* mempunyai pengaruh terhadap besarnya koefisien *rolling moment* di semua sudut alpha. Namun, mendekati sudut stall, maka pengaruh tersebut berkurang, sehingga pada sudut alpha 13° , nilai dari koefisien *rolling moment* hampir sama. Sudut *aileron* kiri negatif dan *aileron* kanan positif akan memberikan nilai koefisien *rolling moment* negatif. Konfigurasi *aileron* kanan dan kiri (-10° , $+10^\circ$), hanya untuk menunjukkan bahwa untuk konfigurasi sudut defleksi yang berlawanan, juga akan menghasilkan nilai C_{Roll} yang berlawanan tandanya, yang berarti berlawanan arah momennya.

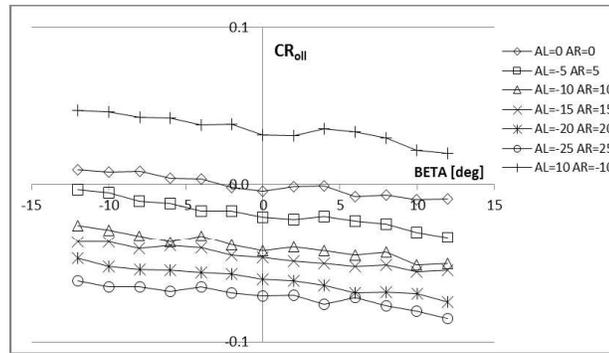
Pada gambar 5 di atas juga terlihat bahwa untuk konfigurasi *aileron* (0° , 0°), nilai C_{Roll} hampir sama di semua sudut alpha. Tidak saja pada sudut alpha sebelum sudut *stall*, namun juga setelah sudut *stall*. Sudut *stall* adalah sudut alpha maksimum dari pesawat terbang sebelum kehilangan gaya angkatnya.



Gambar 6. Grafik hubungan antara koefisien gaya hambat (C_D) dengan sudut alpha

Semakin besar sudut defleksi *aileron*, maka akan membuat bidang frontal dari pesawat terbang semakin besar dan mengakibatkan gaya hambat yang timbul semakin besar. Gambar 6 menunjukkan hubungan antara sudut alpha dengan koefisien gaya hambat yang timbul untuk berbagai konfigurasi sudut defleksi *aileron*. Terlihat bahwa semakin besar sudut alpanya, maka koefisien gaya hambat (C_D) yang timbul juga semakin besar.

Gambar 7 menunjukkan hubungan antara koefisien *rolling moment* C_{Roll} dengan sudut beta untuk berbagai variasi konfigurasi sudut defleksi *aileron*. Terlihat bahwa semua konfigurasi mempunyai pola yang sama dengan *slope* kemiringan yang sama. Terlihat juga pada gambar 7 tersebut bahwa semakin besar sudut defleksi *aileron*, maka semakin besar juga nilai *rolling moment* yang terjadi di seluruh sudut beta, baik arah positif maupun negatif.



Gambar 7. Grafik hubungan antara koefisien *rolling moment* (CR_{oll}) dengan sudut beta

3. Simpulan

Dari hasil pembahasan mengenai analisa efektivitas sudut defleksi *aileron* pada pesawat udara nir awak (PUNA) Alap-alap yang telah disampaikan sebelumnya, maka dapat diambil beberapa kesimpulan seperti berikut:

1. Secara umum, perubahan sudut defleksi *aileron* masih cukup efektif sampai dengan sudut 25° , terutama untuk sudut alpha sebelum sudut *stall*.
2. Demikian juga pada kondisi *cruise* yang ditunjukkan dengan sudut alpha = 0° , maka efektivitas defleksi sudut *aileron* masih bagus.
3. Pada sudut defleksi *aileron* 0° , ternyata memberikan nilai *rolling moment* negatif untuk semua sudut alpha, yang seharusnya 0° atau mendekati 0° . Hal ini mungkin disebabkan karena ketidaksempurnaan model uji atau model tidak benar-benar dalam posisi sudut *rolling* 0° sebelum dilakukan pengambilan data. Untuk itu disarankan untuk pengujian ulang dengan konfigurasi yang sama, namun sebelum dilakukan pengukuran, terlebih dulu dilakukan *model alignment* untuk mengetahui sudut *rolling*nya.
4. Sudut defleksi *aileron* sampai dengan 25° masih cukup efektif untuk sudut beta -12° hingga 12° .

Daftar Pustaka

- [1]. David F. Anderson, Scott Eberhardt, 2010, *Understanding Flight*, second edition, McGraw Hill, New York
- [2]. E. Torenbeek, H. Wittenberg, 2009, *Flight Physics*, Springer Dordrecht Heidelberg London
- [3]. Mohammad Sadraey, 2012, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, Wiley Publications
- [4]. Hanni Defianti, 2011, *Komputasi Aerodinamika PUNA Alap-alap*, TN2 ES222, UPT LAGG.
- [5]. Yanto Daryanto, Gunawan Wijiatmoko, Kuswandi, 2015, *Pengujian Aerodinamika Model Pesawat Udara Nir Awak – PUNA di Wind Tunnel LAGG BPPT*, 10th Annual Meeting on Testing and Quality 2015, LIPI
- [6]. NN, *ILST External Balance – Manual Book*, Carl Schenck AG.