

KAJIAN PENENTUAN INCIDENCE ANGLE EKOR PESAWAT PADA Y-SHAPED TAIL AIRCRAFT

Gunawan Wijiatmoko ¹⁾ Meedy Kooshartoyo ²⁾

^{1,2)} Balai Besar Teknologi Aerodinamika, Aeroelastika, dan Aeroakustika - BPPT
Kawasan PUSPIPTEK, Tangerang Selatan, 15314
Email : gunawan.wijiatmoko@bppt.go.id

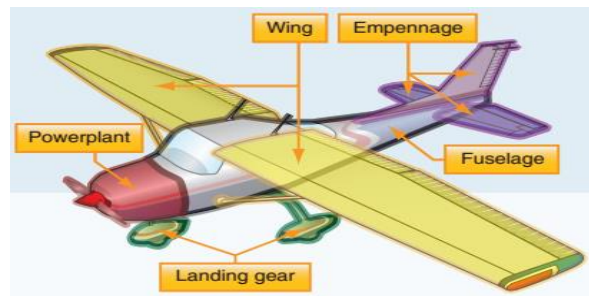
Abstrak. Seperti juga umumnya pesawat terbang, maka pesawat udara nir awak memerlukan gaya angkat atau Lift untuk mengangkat pesawat tersebut sehingga mampu terbang. Selain sayap, horizontal tail merupakan bagian dari pesawat terbang yang menimbulkan gaya angkat. Sudut pasang horizontal tail ke fuselage mempunyai kontribusi terhadap gaya angkat dan gaya hambat. Tujuan dari kajian ini adalah untuk mengetahui sudut pasang yang tepat dari pesawat terbang nir awak dengan empennage berbentuk Y-Tail. Sudut pasang yang tepat akan memberikan kinerja aerodinamika yang optimal sesuai misinya. Metode pengujian menggunakan wind tunnel test terhadap model uji dengan panjang sayap 3220 mm. Analisis dilakukan berdasarkan data hasil pengujian terhadap sudut pasang -3° , 0° , $+3^\circ$ dan $+6^\circ$. Variasi sudut ternyata tidak menunjukkan perbedaan yang relatif besar terhadap gaya angkat maupun gaya hambat, namun analisis berdasarkan kondisi terbang cruise dan longitudinal stability, sudut pasang 3° menunjukkan yang terbaik di antara yang lain.

Kata kunci : External Balance, Gaya/Momen Aerodinamika, Static Stability, Wind Tunnel.

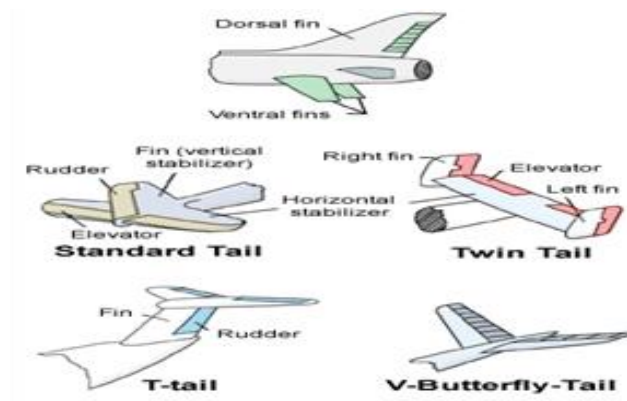
1. Pendahuluan

Komponen utama suatu pesawat terbang jenis *fixed wing* terdiri dari *wing*, *fuselage*, *empennage*, *landing gear* dan *powerplant* [1]. Pembagian komponen ini dapat dilihat pada gambar 1. *Wing* atau sayap terutama digunakan untuk menghasilkan lift atau gaya angkat, sehingga pesawat terbang memungkinkan untuk mampu terbang. Sedangkan *empennage* atau tail merupakan bagian pesawat terbang untuk memberikan kestabilan, Jenis dari *empennage* yang konvensional terdiri dari dua komponen, yaitu *Horizontal Tail Plane* (HTP) dan *Vertical Tail Plane* (VTP). Y-Tail (*Y-shaped Tail*) merupakan jenis *empennage* yang tidak konvensional [2]. Beberapa jenis dari *empennage* dapat dilihat pada gambar 2. Tail ini menggantikan ekor konvensional dengan dua permukaan yang diletakkan dalam konfigurasi Y jika dilihat dari depan atau belakang pesawat. Dengan menggunakan *empennage* tipe Y sebagai jenis yang tidak konvensional, maka tentunya perlu adanya suatu kajian sejauh mana *empennage* jenis ini dapat menggantikan peran dari empennage yang konvensional. Hal-hal dari *empennage* yang berpengaruh terhadap kestabilan adalah jarak V-Tail ke titik berat pesawat, luas area V-Tail, dan juga sudut pasang dari V-Tail terhadap fuselage. Sudut pasang (*Incidence Angle*) yang dimaksud di sini adalah sudut pasang V-Tail, dan bukan sudut pasang sayap, namun sudut yang terbentuk oleh *chord line* dari *airfoil* V-Tail dengan sumbu longitudinal dari fuselage pesawat. Sumbu longitudinal ini adalah garis imajiner yang ditarik dari ujung depan (*Nose*) hingga ujung belakang pesawat (*Tail*). Gambar 3 menunjukkan sudut pasang yang terbentuk dari garis *chord line* yang menghubungkan *Leading Edge* dan *Trailing Edge*, dengan garis yang sejajar dengan sumbu longitudinal.

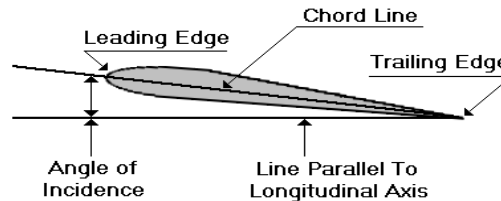
Tujuan dari kajian ini adalah untuk mengetahui pengaruh dari sudut pasang horizontal tail terhadap gaya angkat dan gaya hambat pesawat udara nir awak dengan empennage berbentuk Y-Tail. Penentuan lokasi V-Tail terhadap titik berat pesawat dan luas area dari V-Tail tidak dibahas, karena sudah definitif. Pembahasan hanya mencakup pengaruh sudut pasang V-Tail, dari beberapa opsi yang diberikan, yaitu sudut -3° , 0° , $+3^\circ$ dan $+6^\circ$ terhadap gaya angkat (*Lift*) dan gaya hambat (*Drag*) saja. Evaluasi lanjutan berupa analisis terhadap koneksitas longitudinal stability pada kondisi terbang cruise dilakukan seandainya besarnya sudut pasang tidak berpengaruh signifikan terhadap Lift dan Drag.



Gambar 1. Komponen pesawat terbang secara umum [3]



Gambar 2. Beberapa jenis *empennage* [4]



Gambar 3. *Angle of Incidence* (Sudut pasang) [5]

1.1. Landasan Teori Terbang *cruise*

Fase *take-off* atau lepas landas, kondisi *cruise* dan mendarat merupakan fase-fase yang harus dilalui oleh pesawat terbang. Di antara semua fase, maka fase *cruise* adalah kondisi yang paling panjang durasinya, terutama untuk pesawat terbang sipil atau transportasi [6]. Demikian juga untuk suatu pesawat terbang tanpa awak.

Static Stability

Static stability merupakan salah satu aspek kestabilan yang merujuk pada kecenderungan awal sebagai respons pesawat terbang untuk kembali ke keadaan setimbangnya, jika menerima gangguan [7].

Pada kondisi *cruise*, maka *pitching moment* = 0. Jika terdapat gangguan yang menyebabkan pesawat berputar pada sumbu lateral, maka besarnya *pitching moment* tidak lagi 0. Seandainya hidung pesawat memutar ke bawah (*nose-down*), dan momen yang terjadi akan memperbesar sudut dan bukan mengembalikan kepada posisi awal atau *cruise*, maka pesawat dikatakan tidak stabil ditinjau dari *longitudinal stability*-nya. Jadi, pesawat terbang tersebut dikatakan stabil (*longitudinal stability*), jika momen yang timbul justru mengarahkan pesawat untuk bergerak *nose-up*, sehingga kembali mencapai kondisi *cruise*. Demikian juga, ini berlaku jika pesawat mengalami gangguan sehingga perputaran terhadap sumbu lateral yang menyebabkan hidung pesawat bergerak ke atas (*nose-up*) [8].

Pada saat suatu pesawat melakukan gerakan membelok, maka terjadi perputaran badan pesawat terhadap sumbu vertikal. Namun sebenarnya, selain terjadi perputaran pada sumbu vertikal, juga

terjadi perputaran pada sumbu longitudinal. Gerakan perputaran ini juga akan menimbulkan momen yang sesuai. Perputaran pada sumbu vertikal menyebabkan timbulnya *yawing moment*, sedangkan perputaran pada sumbu longitudinal menyebabkan timbulnya *rolling moment*. Kestabilan yang disebut dengan *lateral-direksional stability* ini, analisisnya dilakukan dengan cara yang mirip dengan analisis *longitudinal stability*. Namun, karena pesawat yang dirancang adalah pesawat udara tanpa awak yang kondisi terbangnya lebih mengutamakan pergerakan *yawing* dibanding *rolling*, maka analisis kestabilannya lebih banyak didasarkan pada gerakan perputaran terhadap sumbu vertikal.

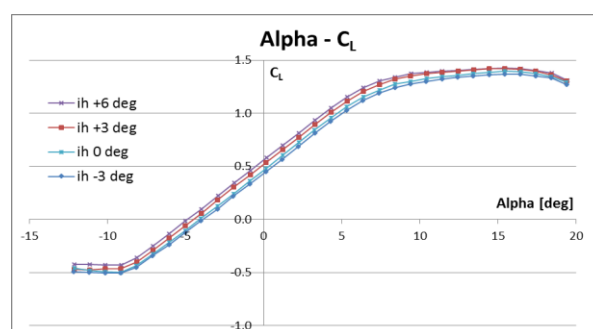
Model uji, Metode dan Teknik Pengukuran

Model pesawat terbang yang diuji, adalah model uji dengan skala 1:5 dengan *wing span* 3022 mm. *Empennage* pesawat ini merupakan jenis *Y-Tail* dan masih menggunakan *vertical stabilizer*. *Empennage* jenis *Y-Tail* ini mirip dengan jenis *V-Tail*, dimana *vertical stabilizer* ini terpasang di bagian bawah *empennage*, sedangkan *horizontal tail* berbentuk V terpasang di bagian atas. Konfigurasi model adalah “*clean*”, tidak ada konfigurasi variasi sudut dari komponen *surface control* atau pun *high lift device*-nya. *Surface control* adalah bagian dari pesawat yang memungkinkan pilot untuk mengendalikan pesawat naik (atau turun) dan membelok. Sedangkan *high lift device* adalah komponen atau mekanisme pada sayap pesawat yang digunakan untuk menambah besarnya gaya angkat yang ditimbulkan oleh sayap.

Metode dan teknik pengukuran mengacu pada [9 dan [10]. 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 *wind tunnel*. Posisi dari model uji adalah *UpSide Down*, yaitu posisi dimana *cockpit* berada di atas. Kecepatan angin yang digunakan adalah 60 m/s. Untuk pengujian *alpha polar*, sudut serang *alpha* digerakkan dari sudut -12° hingga 20° , dengan interval pengambilan data setiap 1° . Sedangkan untuk sudut *beta*, model uji digerakkan dari sudut *beta* -20° hingga 20° , dengan interval pengambilan data setiap 1° .

2. Pembahasan

Nilai gaya dan momen aerodinamika pesawat terbang, dipengaruhi oleh kecepatan terbang dan juga *reference area*, dan koefisien gaya atau momen aerodinamikanya. Oleh karena itu, dalam melakukan analisis biasanya digunakan koefisien gaya atau momen, yang merupakan parameter tak berdimensi. Gambar 4 menunjukkan grafik yang menggambarkan hubungan antara sudut serang *alpha* dengan koefisien gaya angkat (C_L). Sudut serang *alpha* adalah sudut yang terbentuk antara arah angin dengan sumbu badan pesawat. Terlihat adanya kesamaan pola grafik untuk semua “ih”, dimana besarnya nilai C_L berbanding lurus dengan pertambahan nilai dari sudut serang *alpha*, hingga sudut serang *alpha* mencapai *stall angle*. *Stall angle* adalah sudut serang *alpha* pada saat C_L -nya maksimum. Ketika mencapai *stall angle*, maka penambahan sudut serang *alpha* tidak akan menambah besarnya C_L . Dapat dilihat juga dari grafik tersebut, bahwa semakin besar dan semakin positif sudut pasang akan memberikan gaya angkat yang lebih besar. *Stall angle*, $C_{L_{Max}}$ dan $C_{L=0}$ dari masing-masing “ih” dapat dilihat pada tabel 1. $C_{L=0}$ adalah besarnya koefisien gaya angkat pada saat sudut serang *alpha* 0° .

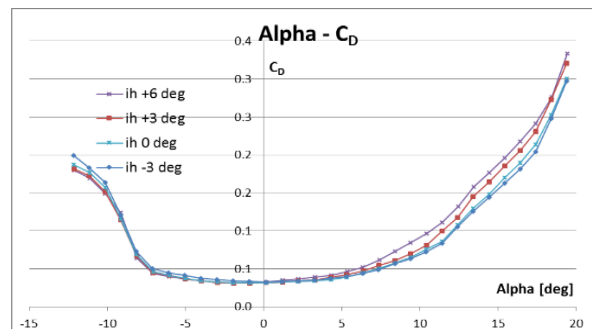


Gambar 4. Grafik Sudut serang *alpha* - C_L

Tabel 1. *Stall angle*, CL_{Max} dan $C_{L=0}$ untuk masing-masing “ih”

ih [deg]	<i>Stall angle</i> [deg]	CL_{Max}	$C_{L=0}$
-3	16	1,3691	0,4496
0	15	1,3945	0,4796
+3	14	1,4186	0,5346
+6	15	1,4267	0,5794

Gambar 5 menunjukkan grafik yang menggambarkan hubungan antara sudut serang alpha dengan koefisien gaya hambat C_D untuk semua sudut pasang “ih”. Pada grafik ini juga terlihat pola yang sama untuk semua sudut pasang. Pada sudut antara -10° hingga $+5^\circ$ hampir tidak ada perbedaan yang signifikan. Pada sudut serang alpha yang lebih dari 5° , baru nampak adanya perbedaan nilai C_D , dimana semakin besar dan positif sudut pasang dari *horizontal tail* maka semakin besar juga gaya hambat yang terjadi. α_{CDMin} , CD_{Min} dan $CD_{\alpha=0}$ untuk masing-masing “ih” dapat dilihat pada tabel 2. α_{CDMin} adalah sudut serang alpha dimana terjadi gaya hambat minimum, CD_{Min} adalah besarnya koefisien gaya hambat minimum dan $CD_{\alpha=0}$ adalah besarnya nilai koefisien gaya hambat pada saat sudut serang alpha = 0° .



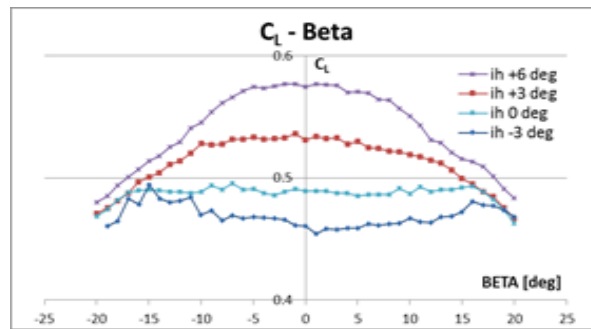
Gambar 5. Grafik Sudut serang alpha - C_D

Gambar 6 menunjukkan grafik sudut beta – koefisien gaya angkat C_L berdasarkan data yang diperoleh ketika model uji diputar pada sumbu vertikal, dari sudut beta -20° hingga 20° , untuk semua opsi “ih”. Karena jarang terjadi suatu pesawat terbang dalam kondisi *cruise* dengan sudut beta yang besar, maka analisis difokuskan pada sudut 0° . Terlihat bahwa pada sudut 0° , nilai dari C_L sesuai dengan nilai C_L pada gambar 4, sehingga grafik ini dapat digunakan untuk memverifikasi hasil sebelumnya pada gambar 4. Demikian juga dengan gambar 7 yang menggambarkan grafik sudut beta – C_D . Gambar 7 digunakan untuk mempertegas bahwa pada saat kondisi *cruise*, tidak banyak perbedaan gaya hambat yang ditimbulkan oleh masing-masing sudut pasang “ih”.

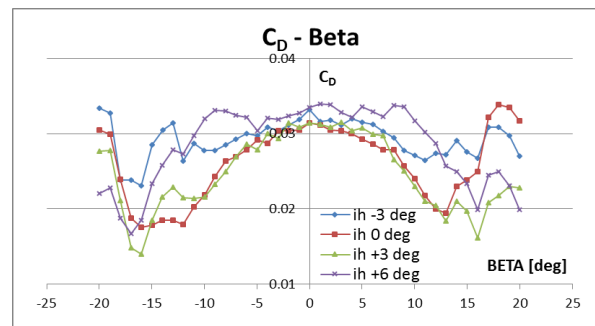
Grafik Sudut serang alpha – koefisien *pitching moment* C_M pada gambar 8 digunakan untuk mengevaluasi lebih lanjut. Hal ini dikarenakan tidak adanya perbedaan yang besar terhadap gaya angkat dan gaya hambat akibat perbedaan sudut pasang, sehingga tidak bisa ditentukan sudut pasang mana yang akan digunakan. Terlihat pada gambar 8 tersebut bahwa semua sudut “ih” memberikan *longitudinal stability*. Selanjutnya analisis didasarkan pada kemungkinan terbesar pesawat terbang pada kondisi terbang *cruise* dengan sudut serang alpha 0° . Dan pada kondisi tersebut nampak bahwa pada sudut serang alpha = 0° , “ih” yang mempunyai *pitching moment* = 0 adalah “ih” = $+3^\circ$.

Tabel 2. α_{CDMin} , CD_{Min} dan $CD_{\alpha=0}$ untuk masing-masing ih

ih [deg]	α_{CDMin} [deg]	CD_{Min}	$CD_{\alpha=0}$
-3	0	0,0322	0,0322
0	0	0,0315	0,0315
+3	-1	0,0310	0,0321
+6	-2	0,0312	0,0326

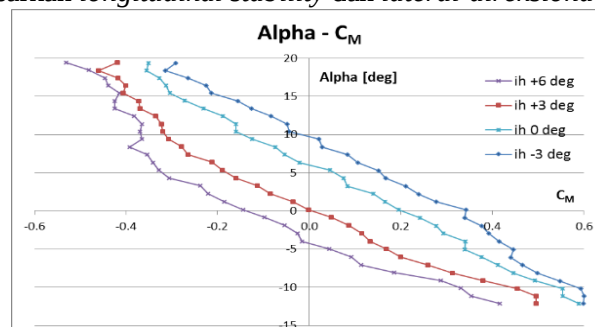


Gambar 6. Grafik Sudut beta - C_L

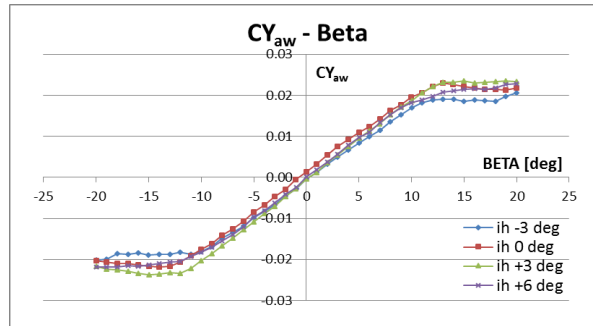


Gambar 7. Grafik Sudut beta - C_D

Gambar 9 menunjukkan grafik sudut beta – koefisien *yawing moment* CY_{aw} , di mana semua sudut pasang “ih” menghasilkan *lateral-direksional stability*. Dengan demikian analisis terhadap sudut “ih” = +3°, bisa dilakukan berdasarkan *longitudinal stability* dan *lateral-direksional stability*.



Gambar 8. Grafik Sudut serang alpha - C_M



Gambar 9. Grafik Sudut Beta - CY_{aw}

3. Simpulan

1. Perbedaan sudut pasang *horizontal tail* hampir tidak berpengaruh terhadap gaya hambat jika sudut serang α lebih kecil dari 5° , sedangkan untuk sudut serang α yang lebih besar dari 5° gaya hambat semakin besar seiring dengan bertambahnya sudut pasang ke arah positif. CD_{Min} dan $CD_{\alpha=0}$ juga tidak menunjukkan perbedaan yang signifikan.
2. Berdasarkan butir 1 di atas, secara umum dapat dianggap bahwa sudut pasang pada *horizontal tail* tidak begitu mempunyai pengaruh terhadap gaya angkat dan gaya hambat yang timbul. Oleh karena itu, disarankan untuk menentukan sudut “ih” berdasarkan karakteristik aerodinamik pada kondisi *cruise*.
3. Pesawat udara nir awak kurang begitu dituntut mempunyai kemampuan manuver yang tinggi, baik untuk membelok maupun bergerak *nose-up* ataupun *node-down*, namun lebih diinginkan mempunyai ketahanan terbang yang lama. Dengan demikian, kondisi *cruise* lebih sering pada kondisi sudut serang α sekitar 0° . Untuk itu disarankan menggunakan *horizontal tail* dengan sudut pasang ih $+3^\circ$, karena *pitching moment* pada saat sudut serang α 0° adalah nol, yang berarti tidak perlu usaha tambahan untuk mengarahkan pesawat tersebut menjadi setimbang kondisinya.

Daftar Pustaka

- [1]. Denis Howe, 2000, *Aircraft Conceptual Design Synthesis*, Professional Engineering Publishing Limited,, London and Bury St Edmunds, UK
- [2]. Ajoy Kumar Kundu, 2010. *Aircraft Design*, Cambridge University Press, The Edinburgh Building, Cambridge CB2 8RU, UK
- [3]. Aircraft Components and Structures, <http://www.cfinotebook.net/notebook/aerodynamics-and-performance/aircraft-components-and-structure>, diakses tgl 4 Desember 2017
- [4]. Different Tail Structures, <http://theatlsgroup.biz/functionality-different-parts-aircraft/>, diakses tgl 4 Desember 2017
- [5]. Wing Incidence Angle, <http://www.electricplanebygordon.com/wing-incidence-angle/>, diakses tgl 4 Desember 2017.
- [6]. Mohammad H. Sadraey, 2013, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, 1st edition, John Wiley & Sons.
- [7]. David A. Caughey, 2011, *Introduction to Aircraft Stability and Control*, Cornell University, New York
- [8]. Mohammad H. Sadraey, 2011, *Aircraft Performace: Analysis*, VDM Verlag
- [9]. 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, 2015
- [10]. NN, *ILST External Balance – Manual Book*, Carl Schenck AG