



Perancangan Sistem Kendali Otomatis untuk UAV MiniBe

Automatic Control System Design for MiniBe UAV

Aqil Nedhio Wibowo^{a,1}, Toto Indriyanto^{a,2}

^aProgram Studi Teknik Dirgantara Institut Teknologi Bandung, Jalan Ganesha 10, Bandung 40132, Indonesia

¹aqildhio@hotmail.com; ²t.indriyanto@ae.itb.ac.id

Abstrak. MiniBe adalah salah satu program dalam riset penguatan inovasi ITB. MiniBe adalah *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) kecil yang dirancang untuk keperluan pengawasan di daerah terpencil dan perbatasan. UAV MiniBe ini merupakan UAV yang unik karena hanya memiliki *elevon* (gabungan *elevator* dan *aileron*) sebagai bidang kendalinya. Dalam penelitian ini, akan dianalisis kestabilan gerak UAV MiniBe pada matra longitudinal dan lateral-direksional dengan model gerak hasil linierisasi. Setelah analisis kestabilan, dirancang sistem kendali otomatis untuk UAV tersebut. Sistem kendali tersebut meliputi *Pitch Attitude Hold*, *Altitude Hold*, *Airspeed Hold*, *Yaw Damper* dan *Turn Coordinator*. Sistem kendali otomatis yang dirancang dinyatakan berhasil jika memenuhi kriteria perancangan standar MIL-STD-1979A. Dari berbagai simulasi yang dilakukan dapat diketahui bahwa seluruh sistem kendali otomatis yang dirancang telah memenuhi kriteria perancangan dan memberikan hasil yang memuaskan.

Kata Kunci: UAV, analisis kestabilan, pitch attitude hold, altitude hold, airspeed hold, yaw damper, turn coordinator.

Abstract. *MiniBe is one of ITB's program for strengthening innovation research. MiniBe is a small UAV (Unmanned Aerial Vehicle) designed for surveillance mission in remote and border areas. MiniBe is a unique UAV because it has only elevons (combined elevator and aileron) as its control surface. In this paper, the stability of MiniBe will be analyzed for motion on longitudinal and lateral-directional modes using linearized model. After stability analysis, automatic control systems is designed for the UAV. The automatic control systems include Pitch Attitude Hold, Altitude Hold, Airspeed Hold, Yaw Damper and Turn Coordinator. The automatic control systems designed was declared successful if it met MIL-STD-1979A standard design criteria. From various simulations it can be seen that all designed automatic control systems have met the design criteria and provide satisfactory results.*

Keywords: *UAV, stability analysis, pitch attitude hold, altitude hold, airspeed hold, yaw damper, turn coordinator.*

1 Pendahuluan

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) adalah pesawat terbang dengan berbagai ukuran yang dapat dikendalikan dari jarak jauh atau dapat terbang secara autonomous. Dewasa ini, penggunaan UAV sudah sangat beragam, salah satunya untuk bidang pertahanan. Di bidang pertahanan, umumnya UAV digunakan untuk melakukan misi *surveillance* (pengawasan) dengan menggunakan *video streaming* atau pemotretan [1]. Salah satu UAV yang dikembangkan untuk keperluan *surveillance* militer adalah MiniBe. MiniBe adalah UAV kecil yang direncanakan untuk dioperasikan di kawasan terpencil. Berikut merupakan data dan foto UAV MiniBe.

Tabel 1 Data UAV MiniBe [1]

Data	Nilai	Satuan
<i>Take-Off Weight</i>	2,3	kg
<i>Radius Range</i>	22	km
<i>Endurance</i>	50	menit
Tinggi Terbang Jelajah	900	m
Kecepatan Jelajah	16	m/s
<i>Span Sayap</i>	1,2	m
Panjang Total	0,8	m



Gambar 1 UAV MinBe [1]

UAV MiniBe ini merupakan wahana udara yang unik. Hal ini dikarenakan UAV ini tidak memiliki ekor, namun hanya memiliki *elevon* (gabungan *elevator* dan *aileron*) dan *thrust* untuk mengendalikan dinamika gerakannya. Oleh karena itu, perlu dirancang sistem kendali otomatis untuk mengendalikan gerakannya. Dalam tulisan ini akan dirancang sistem kendali otomatis menggunakan data aerodinamika yang didapat dari program Digital DATCOM dan beberapa referensi lainnya. Gerak UAV MiniBe akan dimodelkan dan disimulasikan dengan menggunakan MATLAB/Simulink.

2 Studi Literatur

2.1 Sistem Kendali Otomatis

Sistem kendali otomatis umumnya dipahami sebagai penguat kontrol penerbangan yang membantu pilot dalam menerbangkan wahana terbang. Sistem kendali otomatis membandingkan nilai aktual *output* wahana dengan *input* referensi (nilai yang diinginkan), menentukan deviasi, dan menghasilkan sinyal kontrol yang akan mengurangi deviasi menjadi nol atau menjadi nilai yang kecil. Respon sistem kendali otomatis lebih cepat daripada pilot manusia dan mencegah gangguan mencapai proporsi yang cukup besar [2].

2.2 Kompensator

Kompensator atau pengendali adalah salah satu komponen pada sistem kendali yang berfungsi untuk memodifikasi dinamika sistem untuk memperbaiki keluaran wahana yang dikendalikan. Kompensator mengompensasi defisiensi yang dihasilkan wahana, sehingga sistem memenuhi kriteria performa yang ditentukan [3]. Terdapat beberapa kompensator yang umum digunakan sebagai kompensator *lead/lag* dan kompensator PID.

2.3 Persamaan Gerak UAV MiniBe

Dalam penurunan persamaan gerak UAV MiniBe, digunakan asumsi-asumsi sebagai berikut [4].

1. Massa UAV MiniBe konstan selama analisis dilakukan
2. Efek angin dan turbulensi diabaikan
3. Efek kompresibilitas diabaikan

Persamaan umum gerak UAV dengan kendali tetap merupakan serangkaian persamaan diferensial yang nonlinier. Rangkaian persamaan diferensial tersebut terdiri atas persamaan gaya dan momen pada tata cara acuan benda ($Ox_B Y_B Z_B$) serta persamaan kinematik berupa hubungan sudut-sudut Eulerian. Dari hasil linierisasi, dihasilkan persamaan gerak UAV MiniBe dalam bentuk *state space* pada kedua matra gerak yang dianalisis sebagai berikut [4].

Matra Longitudinal

$$\begin{pmatrix} \dot{\hat{u}} \\ \dot{\tilde{\alpha}} \\ \dot{\hat{\theta}} \\ \dot{\hat{q}} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} x_u & x_\alpha & x_\theta & x_q \\ z_u & z_\alpha & z_\theta & z_q \\ 0 & 0 & 0 & \frac{2U_s}{c} \\ m_u & m_\alpha & m_\theta & m_q \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \hat{u} \\ \tilde{\alpha} \\ \hat{\theta} \\ \hat{q} \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} x_{\delta e} & x_{\delta T} \\ z_{\delta e} & z_{\delta T} \\ 0 & 0 \\ m_{\delta e} & m_{\delta T} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta e \\ \delta T \end{pmatrix} \quad [2.1]$$

Matra Lateral-Direksional

$$\begin{pmatrix} \dot{\hat{p}} \\ \dot{\hat{r}} \\ \dot{\hat{\beta}} \\ \dot{\hat{\phi}} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} l_p & l_r & l_\beta & l_\phi \\ n_p & n_r & n_\beta & n_\phi \\ y_p & y_r & y_\beta & y_\phi \\ \frac{2U_s}{c} & \frac{2U_s}{c} \tan \theta_s & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \hat{p} \\ \hat{r} \\ \hat{\beta} \\ \hat{\phi} \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} l_{\delta \alpha} \\ n_{\delta \alpha} \\ y_{\delta \alpha} \\ 0 \end{bmatrix} \{\delta \alpha\} \quad [2.2]$$

2.4 Digital DATCOM

USAF Digital DATCOM merupakan program komputer yang biasa digunakan untuk menghitung kestabilan statik dan dinamik, pengendalian dan karakteristik turunan dinamik wahana (pesawat) sayap tetap/*fixed wing*. Program ini juga dapat digunakan untuk menghitung defleksi bidang kendali dan data aerodinamika untuk kondisi *trim* pada bilangan Mach *subsonic*. DATCOM sendiri merupakan singkatan dari *DATA COMpendium*, sehingga USAF Digital DATCOM sebenarnya merupakan program pemrediksi kestabilan aerodinamik dan kendali berdasarkan kumpulan data, catatan dan korelasi dari metode DATCOM [5]. Karakteristik aerodinamika untuk menghitung *state space* pada persamaan [2.1] dan [2.2] didapat dari DATCOM dan beberapa referensi lainnya.

3 Simulasi Gerak Lingkar Terbuka UAV MiniBe**3.1 Analisis Karakteristik Kestabilan Gerak Lingkar Terbuka**

Dalam analisis ini ditentukan satu kondisi terbang untuk kemudian dianalisis karakteristik kestabilan MiniBe. Kondisi terbang yang ditentukan adalah tinggi terbang 900 m, kecepatan 16 m/s dan c.g. 11% mac. *State space* UAV MiniBe pada mantra longitudinal untuk kondisi terbang tersebut adalah:

$$\begin{pmatrix} \dot{\hat{u}} \\ \dot{\tilde{\alpha}} \\ \dot{\hat{\theta}} \\ \dot{\hat{q}} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -0,246 & 0,147 & -0,608 & 0,000 \\ -0,880 & -4,203 & 0,000 & 140,443 \\ 0,000 & 0,000 & 0,000 & 140,443 \\ 0,000 & -0,245 & 0,000 & -0,576 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \hat{u} \\ \tilde{\alpha} \\ \hat{\theta} \\ \hat{q} \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} 0,000 & 1,480 \\ -1,755 & 0,000 \\ 0,000 & 0,000 \\ -0,018 & 0,000 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta e \\ \delta T \end{pmatrix} \quad [3.1]$$

State space UAV MiniBe pada matra lateral-direksional untuk kondisi terbang di atas adalah:

$$\begin{pmatrix} \dot{\hat{p}} \\ \dot{\hat{r}} \\ \dot{\hat{\beta}} \\ \dot{\hat{\phi}} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -1,763 & 1,096 & -2,633 & 0,000 \\ -0,078 & -0,055 & -0,004 & 0,000 \\ 0,012 & -26,667 & -0,162 & 0,608 \\ 26,667 & 3,591 & 0,000 & 0,000 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \hat{p} \\ \hat{r} \\ \hat{\beta} \\ \hat{\phi} \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} 1,624 \\ -0,004 \\ 0,000 \\ 0,000 \end{bmatrix} [\delta a] \quad [3.2]$$

Akar-akar karakteristik dan parameternya yang berkaitan dengan *state space* tersebut dapat dilihat pada Tabel 2 dan 3.

Tabel 2 Akar Karakteristik Matra Longitudinal

Parameter	Harga
<i>Modus short period</i>	
Akar-akar karakteristik	$-2,42 \pm 5,55 i$
Frekuensi natural [rad/s]	6,06
Rasio redaman	4,00

Modus phugoid

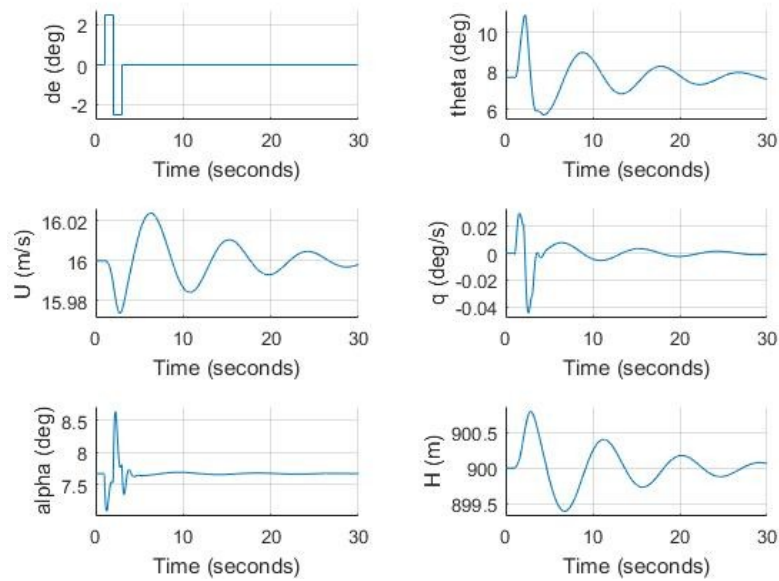
Akar-akar karakteristik	$-0,09 \pm 0,70 i$
Frekuensi natural [rad/s]	0,71
Rasio redaman	0,13

Tabel 3 Akar Karakteristik Matra Lateral-Direksional

Parameter	Harga
<i>Modus dutch roll</i>	
Akar-akar karakteristik	$1,22 \pm 3,08 i$
Frekuensi natural [rad/s]	3,31
Rasio redaman	-0,37
<i>Modus spiral</i>	
Akar karakteristik	-0,04
Konstanta waktu [s]	24,3
<i>Modus roll subsidence</i>	
Akar karakteristik	-4,37
Konstanta waktu [s]	0,23

3.2 Simulasi Gerak Lingkar Terbuka Matra Longitudinal

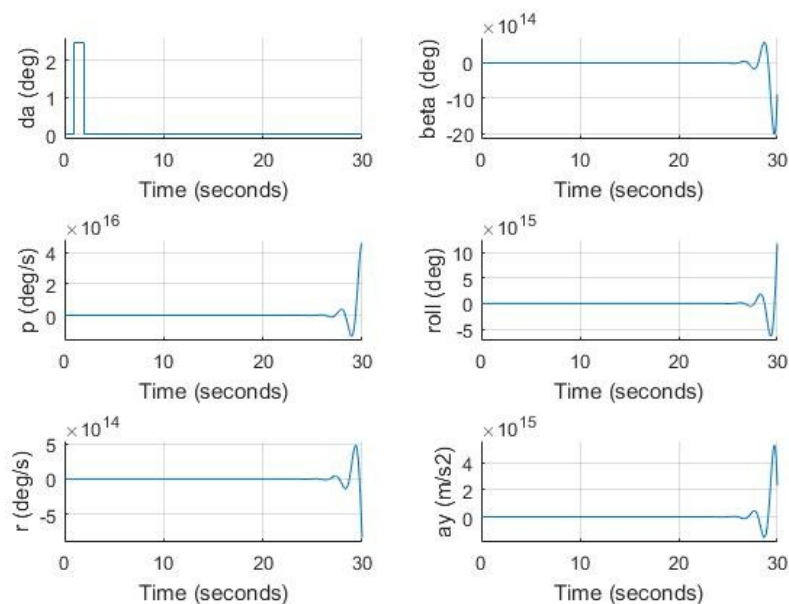
Simulasi gerak lingkaran terbuka MiniBe matra longitudinal dilakukan dengan memberikan masukan defleksi *elevator* berupa *doublet* $\pm 2,5^\circ$ selama 2 detik dan defleksi *thrust* sama dengan nol. Keluaran simulasi ini adalah kecepatan, sudut serang, sudut *pitch*, *pitch rate* dan tinggi terbang. Gambar 2 merupakan hasil simulasi gerak lingkaran terbuka MiniBe pada matra longitudinal.



Gambar 2 Simulasi Gerak Sistem Lingkak Terbuka Matra Longitudinal

3.3 Simulasi Gerak Lingkak Terbuka Matra Lateral-Direksional

Simulasi gerak lingkak terbuka MiniBe matra lateral-direksional dilakukan dengan memberikan masukan defleksi aileron berupa pulsa $2,5^\circ$ selama 1 detik. Keluaran simulasi ini adalah roll rate, yaw rate, sudut roll, sudut yaw dan percepatan lateral (a_y). Gambar 3 merupakan hasil simulasi gerak lingkak terbuka MiniBe pada matra lateral-direksional.



Gambar 3 Simulasi Gerak Lingkak Terbuka Matra Lateral-Direksional

3.4 Analisis Kestabilan Sistem Lingkaran Terbuka

Ditinjau dari harga parameter kestabilannya, dapat disimpulkan bahwa sistem lingkaran terbuka matra longitudinal MiniBe merupakan sistem yang stabil karena seluruh bagian riil akar-akar karakteristiknya berharga negatif. Walaupun begitu, terlihat dari hasil simulasi tersebut bahwa beberapa keluaran gerak masih memiliki *settling time* yang relatif lama. Dengan demikian, kestabilan gerak matra longitudinal perlu diperbaiki dengan menambahkan sistem kendali otomatis. Untuk gerak matra lateral-direksional ditinjau dari harga parameter kestabilannya dapat disimpulkan bahwa sistem lingkaran terbuka MiniBe merupakan sistem yang tidak stabil karena terdapat bagian riil akar-akar karakteristiknya yang berharga positif. Dengan demikian, kestabilan gerak matra lateral-direksional perlu diperbaiki dengan menambahkan sistem kendali otomatis.

4 Perancangan Sistem Kendali Otomatis UAV MiniBe

4.1 Kriteria Perancangan

Kriteria perancangan untuk kendali MiniBe mengacu pada MIL-STD-1799A yang merupakan salah satu standar kualitas terbang militer. Berdasarkan standar tersebut, persyaratan kualitas terbang untuk MiniBe adalah [6]:

- Matra longitudinal
 - Rasio redaman modus *phugoid*, ξ_p minimum = 0,04.
 - Rasio redaman modus *short period*, ξ_s minimum = 0,3 dan maksimum = 2.
- Matra lateral-direksional
 - Konstanta waktu *roll subsidence*, τ_R maksimum = 1,4 detik.
 - Rasio redaman modus *dutch roll* (ξ_{DR}) minimum = 0,08, frekuensi natural modus *dutch roll* (ω_{DR}) minimum = 0,5 rad/s dan harga $\xi_{DR}\omega_{DR}$ minimum = 0,15.

4.2 Model Matematika Peralatan Pengindera dan Aktuator

Tabel 4 menunjukkan daftar peralatan pengindera dan aktuator yang digunakan dalam pemodelan.

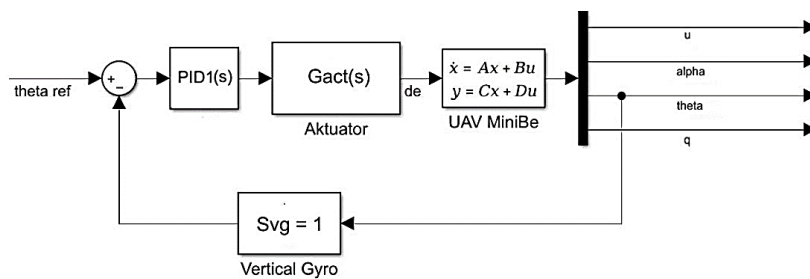
Tabel 4 Daftar Peralatan Pengindera dan Aktuator

Peralatan	Notasi	Permodelan
Rate Gyroscope (MPU6000)	S_{rg}	1
Vertical Gyroscope (MPU6000)	S_{vg}	1
Akselerometer (MPU6000)	S_{acc}	1
Altimeter (MS5611)	S_{alt}	1
Pitot tube (MPXV7002DP)	S_{as}	1
Aktuator <i>elevon</i> (HS5125MG)	$G_{act}(s)$	$\frac{8,06}{s+8,06}$

<i>Wash-out circuit</i>	G_{wo}	$\frac{s}{s+1,25}$
<i>Engine</i>	$G_e(s)$	$\frac{1}{0,01s+1}$

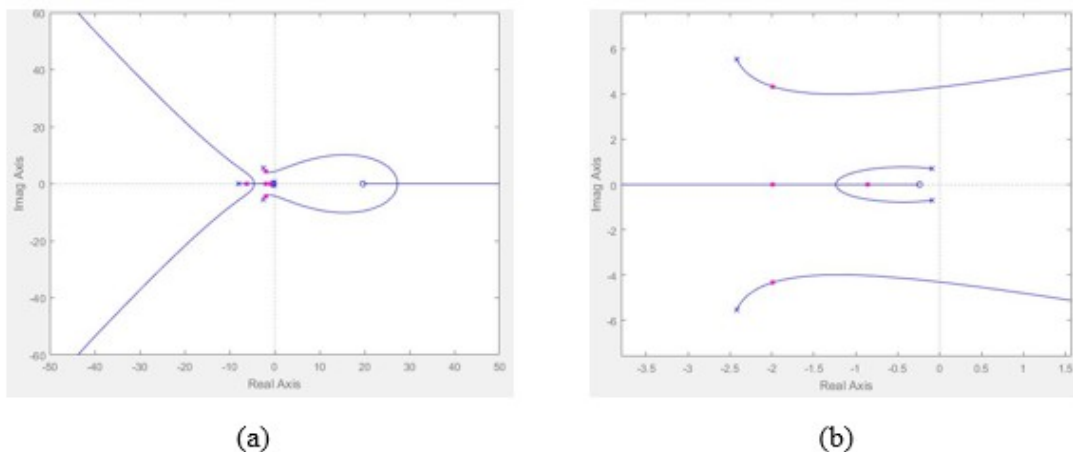
4.3 Perancangan Sistem Pitch Attitude Hold

Pitch attitude hold (PAH) atau disebut *displacement autopilot* berfungsi untuk menjaga sudut pitch pesawat udara agar sesuai dengan referensi yang diinginkan. Sistem ini bekerja dengan menginstruksikan defleksi elevator (δ_e) seperti ditunjukkan pada Gambar 4.



Gambar 4 Diagram Blok Sistem Pitch Attitude Hold

Pengendali yang digunakan untuk sistem PAH ditentukan dengan menggunakan analisis *root locus*. Dari analisis *root locus*, diketahui bahwa mengendalikan parameter kestabilan sistem dengan hanya mengandalkan gain merupakan hal yang sulit dilakukan. Hal ini dikarenakan ada jalur *pole* yang cenderung mengarah ke daerah riil positif, sehingga dipilih kompensator PID sebagai pengendali sistem PAH karena dapat mengendalikan parameter kestabilan tanpa membutuhkan *damping ratio* yang besar.



Gambar 5 Sketsa Root Locus Tanpa Sistem PAH (a) Keseluruhan dan (b) Diperbesar

Nilai *gain-gain* yang dipilih adalah 0,625 untuk K_{p1} , 0,659 untuk K_{i1} dan 0,149 untuk K_{d1} . Parameter kualitas terbang sistem PAH ditunjukkan pada Tabel 5.

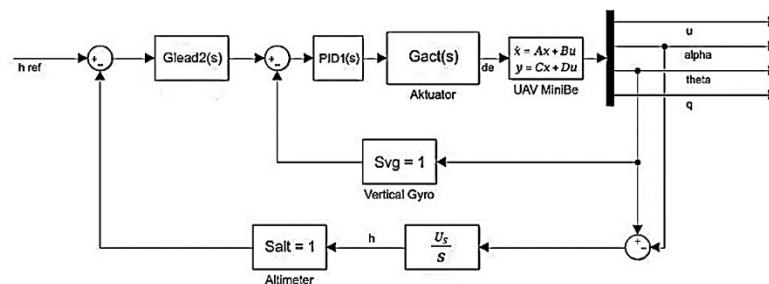
Tabel 5 Harga Parameter Kualitas Terbang Sistem Pitch Attitude Hold

Modus	Parameter	Harg	Kriteria	Keterangan
-------	-----------	------	----------	------------

		a		
<i>Phugoid</i>	ξ_p	0,28	$\xi_p \geq 0,04$	terpenuhi
<i>Short period</i>	ξ_s	0,30	$2 \geq \xi_s \geq 0,30$	terpenuhi

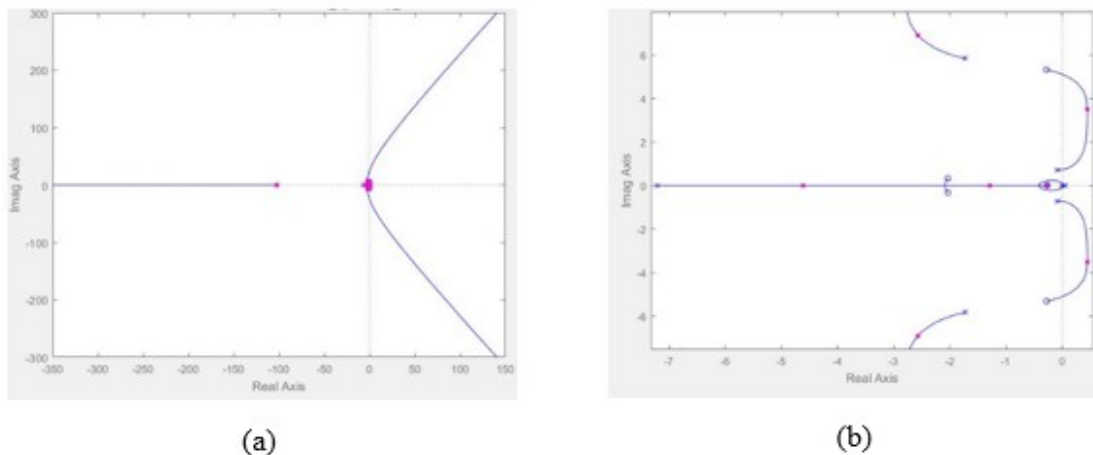
4.4 Perancangan Sistem Altitude Hold

Altitude hold (AH) berfungsi untuk menjaga tinggi terbang pesawat udara agar sesuai dengan referensi yang diinginkan. Sistem ini bekerja dengan menginstruksikan defleksi elevator (δ_e) seperti terlihat pada Gambar 6.



Gambar 6 Diagram Blok Sistem Altitude Hold

Pengendali yang digunakan untuk sistem AH ditentukan dengan menggunakan analisis *root locus*. Dari analisis *root locus*, diketahui bahwa mengendalikan parameter kestabilan sistem dengan hanya mengendalikan *gain* merupakan hal yang sulit untuk dilakukan. Hal ini dikarenakan jalur dari pole yang cenderung berada di daerah riil positif, sehingga digunakan kompensator *lead* sebagai pengendali sistem. AH karena dapat menarik jalur *pole* agar parameter yang diinginkan dapat dicapai.



Gambar 7 Sketsa *Root Locus* Tanpa Sistem AH (a) Keseluruhan dan (b) Diperbesar

Model kompensator *lead* yang dipilih sistem AH adalah:

$$G_{lead2}(s) = \frac{17,85s + 15,00}{s + 53,32} \tag{4.1}$$

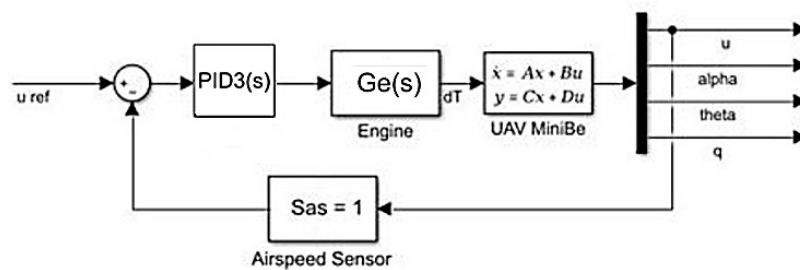
Parameter kualitas terbang sistem AH terdapat pada Tabel 6.

Tabel 6 Harga Parameter Kualitas Terbang Sistem *Altitude Hold*

Modus	Parameter	Harga a	Kriteria	Keterangan
<i>Phugoid</i>	ξ_p	0,40	$\xi_p \geq 0,04$	terpenuhi
<i>Short period</i>	ξ_s	0,30	$2 \geq \xi_s \geq 0,30$	terpenuhi

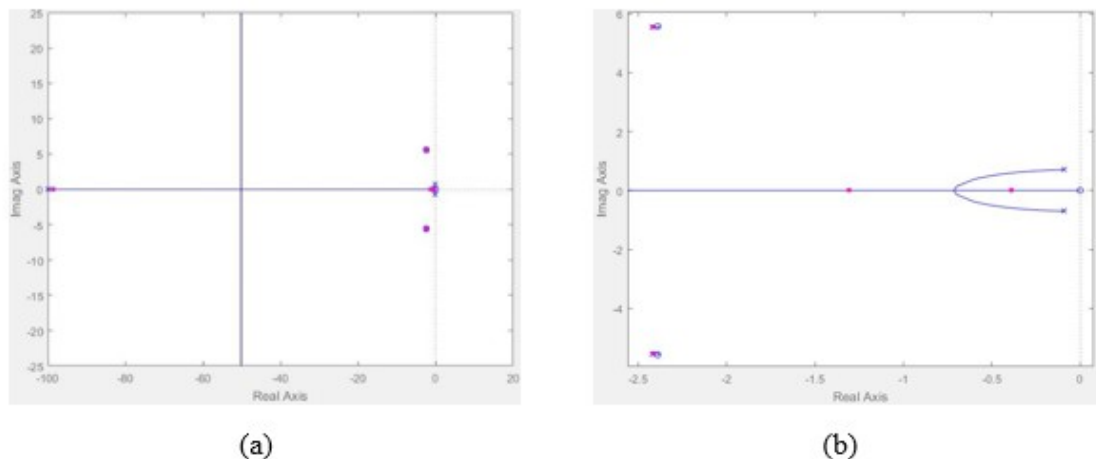
4.5 Perancangan Sistem *Airspeed Hold*

Airspeed hold (ASH) berfungsi untuk menjaga kecepatan pesawat udara sesuai dengan referensi yang diinginkan. Sistem ini bekerja dengan menginstruksikan defleksi *thrust* (δ_T) seperti terlihat pada Gambar 8.



Gambar 8 Diagram Blok Sistem *Airspeed Hold*

Pengendali yang digunakan untuk sistem ASH ditentukan dengan menggunakan analisis *root locus*. Dari analisis *root locus*, diketahui bahwa mengendalikan parameter kestabilan sistem dengan menaikkan *gain* kurang efektif. Hal ini karena *steady state error* yang dihasilkan cukup besar, sehingga dipakai kompensator PID pada perancangan sistem ASH ini.



Gambar 9 Sketsa *Root Locus* Tanpa Sistem ASH (a) Keseluruhan dan (b) Diperbesar

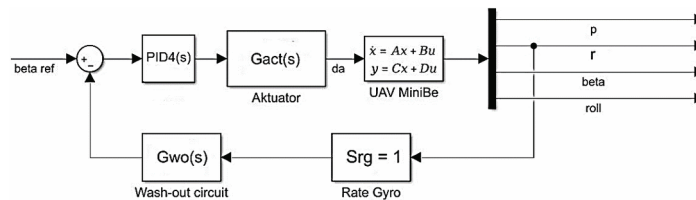
Nilai gain-gain yang dipilih adalah 2,312 untuk K_{p2} , 14,738 untuk K_{i2} dan 0,972 untuk K_{d2} . Parameter kualitas terbang sistem PAH terdapat pada Tabel 7.

Tabel 7 Harga Parameter Kualitas Terbang Sistem *Airspeed Hold*

Modus	Parameter	Harga a	Kriteria	Keterangan
<i>Phugoid</i>	ξ_p	0,25	$\xi_p \geq 0,04$	terpenuhi
<i>Short period</i>	ξ_s	0,40	$2 \geq \xi_s \geq 0,30$	terpenuhi

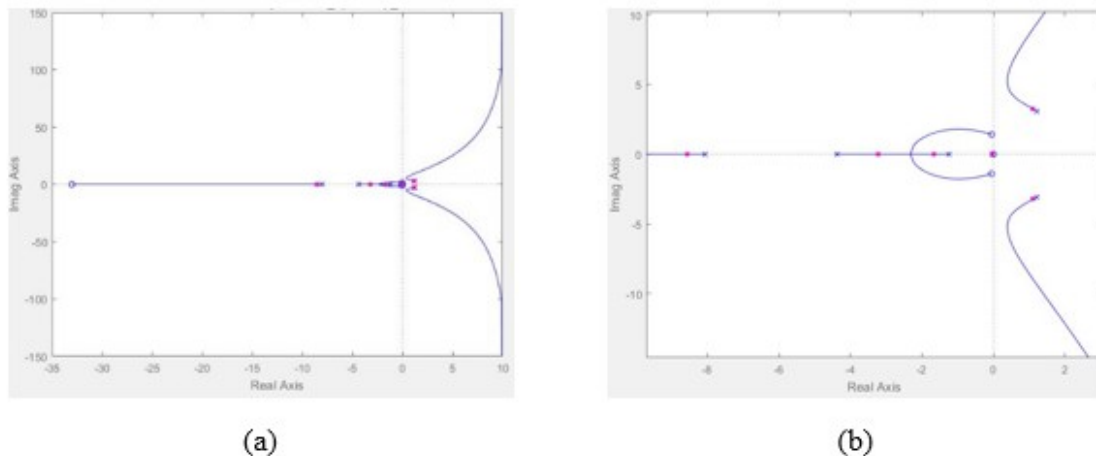
4.6 Perancangan Sistem *Yaw Damper*

Yaw damper (YD) berfungsi untuk merekam perubahan sudut *yaw* pesawat udara. Untuk kasus MiniBe, sistem ini bekerja dengan menginstruksikan defleksi aileron (δ_a) seperti terlihat pada Gambar 10.



Gambar 10 Diagram Blok Sistem *Yaw Damper*

Pengendali yang digunakan untuk sistem YD ditentukan dengan menggunakan analisis *root locus*. Dari analisis *root locus*, diketahui bahwa mengendalikan parameter kestabilan sistem dengan hanya mengandalkan *gain* merupakan hal yang tidak mungkin untuk dilakukan. Hal ini karena jalur *pole* modus *dutch roll* sistem yang selalu berada di daerah riil positif, sehingga dipilih kompensator PID sebagai pengendali sistem. YD karena dapat menarik jalur *pole* tersebut ke daerah riil negatif.



Gambar 11 Sketsa *Root Locus* Tanpa Sistem YD (a) Keseluruhan dan (b) Diperbesar

Nilai gain-gain yang dipilih adalah 5,149 untuk K_{p4} , 5,344 untuk K_{i4} , dan 1,603 untuk K_{d4} . Parameter kualitas terbang sistem YD ditunjukkan pada Tabel 8.

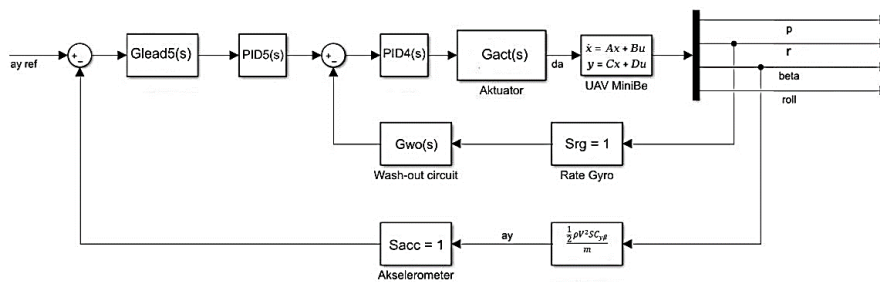
Tabel 8 Harga Parameter Kualitas Terbang Sistem *Yaw Damper*

Modus	Paramete	Harga	Kriteria	Keterangan
-------	----------	-------	----------	------------

	r			
Roll Subsidence	τ_R	0,30	$\tau_R \leq 1,4$	terpenuhi
Dutch Roll	ξ_{DR}	0,16	$\xi_{DR} \geq 0,08$	terpenuhi
	ω_{DR}	3,21	$\omega_{DR} \geq 0,5$	terpenuhi
	$\xi_{DR}\omega_{DR}$	0,50	$\xi_{DR}\omega_{DR} \geq 0,15$	terpenuhi

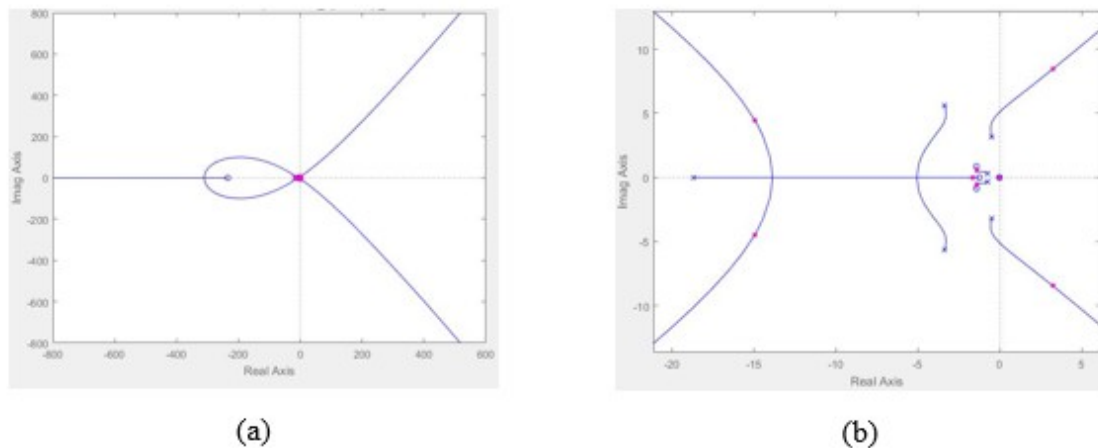
4.7 Perancangan Sistem Turn Coordinator

Turn coordinator (TC) berfungsi untuk meredam percepatan lateral pada saat belok. Sistem ini bekerja dengan menginstruksikan defleksi aileron (δ_a) seperti terlihat pada Gambar 12.



Gambar 12 Diagram Blok Sistem Turn Coordinator

Pengendali yang digunakan untuk sistem TC ditentukan dengan menggunakan analisis *root locus*. Dari analisis *root locus*, diketahui bahwa menaikkan *damping ratio* sistem dengan hanya mengandalkan *gain* merupakan hal yang sulit untuk dilakukan, sehingga digunakan kompensator *lead* dan PID sebagai pengendali sistem TC karena dapat menarik jalur *pole* agar *damping ratio* yang diinginkan dapat dicapai.



Gambar 13 Sketsa Root Locus Tanpa Sistem TC (a) Keseluruhan dan (b) Diperbesar

Nilai *gain-gain* yang dipilih adalah 0,047 untuk K_{p5} , 0,159 untuk K_{i5} dan 0,013 untuk K_{d5} . Sementara itu, model kompensator *lead* yang dipilih adalah:

$$G_{lead5}(s) = \frac{0,5s+1}{0,1s+1} \tag{4.2}$$

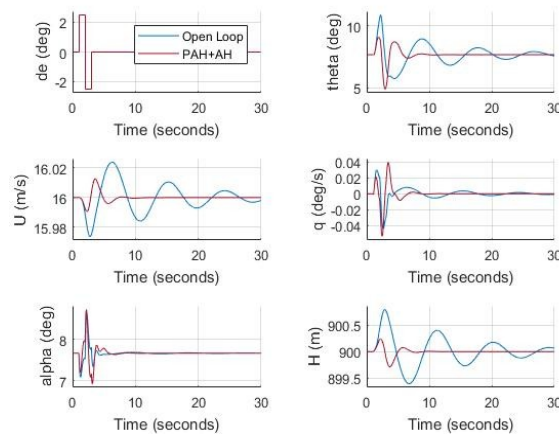
Parameter kualitas terbang sistem TC ditunjukkan pada Tabel 9.

Tabel 9 Harga Parameter Kualitas Terbang Sistem Turn Coordinator

Modus	Paramete r	Harga	Kriteria	Keterangan
Roll Subsidence	τ_R	0,04	$\tau_R \leq 1,4$	terpenuhi
Dutch Roll	ξ_{DR}	0,34	$\xi_{DR} \geq 0,08$	terpenuhi
	ω_{DR}	3,45	$\omega_{DR} \geq 0,5$	terpenuhi
	$\xi_{DR}\omega_{DR}$	1,18	$\xi_{DR}\omega_{DR} \geq 0,15$	terpenuhi

5 Evaluasi Hasil Simulasi Lingkaran Terbuka dan Lingkaran Tertutup

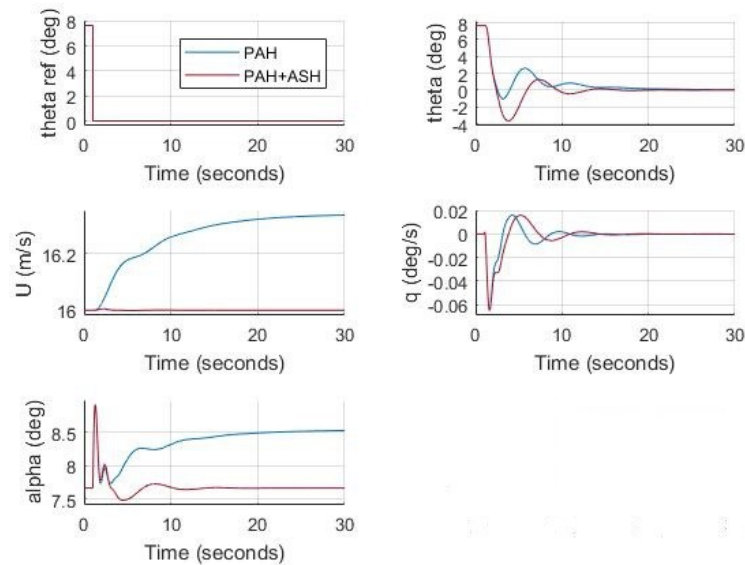
5.1 Analisis Hasil Simulasi Lingkaran Terbuka Matra Longitudinal dan Sistem AH



Gambar 14 Perbandingan Simulasi Sistem Lingkaran Terbuka dengan Sistem PAH+AH

Sistem *altitude hold* yang dirancang memenuhi kriteria perancangan dan memberikan hasil yang memuaskan, yakni dengan memperbaiki keluaran gerak lingkaran terbuka dengan mengurangi *maximum overshoot* mayoritas keluaran gerak matra longitudinal dan mempercepat *settling time* setiap keluaran menjadi kurang dari 10 s. Pada keluaran gerak kecepatan (U), sudut *pitch* (Θ), dan tinggi terbang (H), untuk *settling time* terjadi penurunan hingga 75% dan untuk *maximum overshoot* terjadi penurunan sampai 57%.

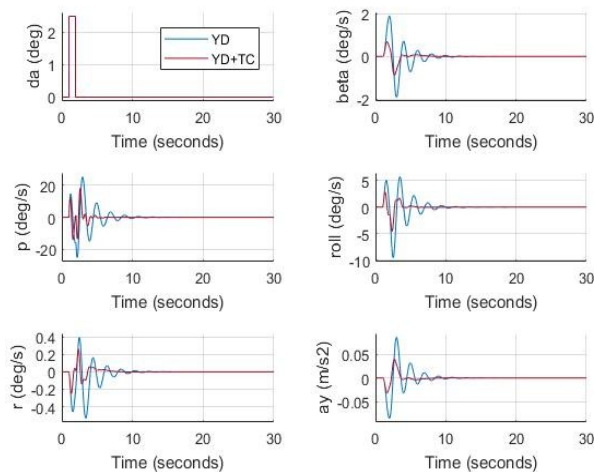
5.2 Analisis Hasil Simulasi Sistem PAH dan sistem PAH+ASH



Gambar 15 Perbandingan Simulasi Sistem PAH dengan Sistem PAH+ASH

Sistem *airspeed hold* yang dirancang memenuhi kriteria perancangan dan memberikan hasil yang memuaskan. Sistem *airspeed hold* memperbaiki keluaran sistem *pitch attitude hold* dengan mengurangi *error steady state* keluaran gerak matra longitudinal dan mempercepat settling time setiap keluaran. Pada keluaran gerak kecepatan (U) dan sudut pitch (Θ), untuk *settling time* terjadi penurunan hingga 79%. Sementara untuk *error steady state*, baik keluaran gerak kecepatan maupun sudut *pitch* terjadi penurunan sampai harga nol.

5.3 Analisis Hasil Simulasi Sistem YD dan Sistem YD+TC



Gambar 16 Perbandingan Simulasi Sistem YD dengan Sistem YD+TC

Sistem turn coordinator yang dirancang memenuhi kriteria perancangan dan memberikan hasil yang memuaskan, yakni dengan memperbaiki keluaran gerak lingkaran terbuka dengan mengurangi *maximum overshoot* setiap keluaran dan mempercepat *settling time* setiap keluaran. Pada keluaran gerak sudut slip samping (β), sudut *roll* (ϕ) dan percepatan lateral (a_y), untuk

settling time terjadi penurunan hingga 39% dan untuk *maximum overshoot* terjadi penurunan sampai 56%.

6 Kesimpulan

Hasil yang diberikan oleh setiap sistem kendali otomatis yang dirancang memuaskan serta memenuhi kriteria perancangan berdasarkan standar militer yang dipilih. Setiap sistem kendali otomatis yang dirancang dapat memperbaiki keluaran gerak sistem sebelumnya. Perbaikan yang dihasilkan cukup signifikan, seperti penurunan *settling time* untuk keluaran pada sistem *airspeed hold* yang mencapai 79%. Dengan demikian, diharapkan desain sistem kendali otomatis ini dapat diaplikasikan pada MiniBe yang sebenarnya.

Referensi

- [1] Wibowo, Aqil N., *Analisis Kestabilan dan Simulasi Gerak UAV Fixed Wing*, Laporan Tugas Akhir Program Studi Teknik Dirgantara Institut Teknologi Bandung, 2019.
- [2] Pallet, E.H.J., *Automatic Flight Control*, Blackwell Science Ltd, Oxford, 1993.
- [3] Pamadi, Bandu., *Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes*. American Institute of Aeronautics and Astronautics., Virginia, 2004.
- [4] Blakelock, John H., *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1965.
- [5] William, J.E., *The USAF Stability & Control Digital DATCOM – Volume I, User Manual*, Airforce Flight Dynamics Laboratory Wright-Patterson Airforce Base, Ohio, 1979.
- [6] Department of Defense Interface Standard. 1995. *MIL-STD-1797A*.