

Analisis Kestabilan Sistem *Pitch Aircraft* dan Perancangan Kontrol PID Menggunakan Metode Ziegler–Nichols

Muhammad Farid Idlal¹, Safrian Andromeda²

^{1,2}Program Studi Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Singaperbangsa Karawang

^{1,2}Jl. HS.Ronggo Waluyo Puseurjaya, Telukjambe Timur, Karawang 41361, Indonesia

¹2210631160055@student.unsika.ac.id

²safrian@ft.unsika.ac.id

INFORMASI ARTIKEL

diajukan : 13-03-2026
revisi : 20-04-2026
diterima : 27-04-2026
dipublish : 30-06-2026

ABSTRAK

Sistem kendali berperan penting dalam menjaga stabilitas dan kinerja pesawat terbang, khususnya pada dinamika *longitudinal* yang berkaitan dengan sudut *pitch*. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis kestabilan sistem *pitch aircraft* serta merancang pengendali Proportional Integral Derivative (PID) menggunakan metode penalaan Ziegler–Nichols. Model sistem diperoleh dari persamaan dinamika *longitudinal* pesawat yang kemudian direpresentasikan dalam bentuk fungsi alih untuk mempermudah analisis sistem kendali. Analisis awal dilakukan melalui simulasi *step response* pada MATLAB untuk mengevaluasi karakteristik respons sistem tanpa pengendali, meliputi *rise time*, *settling time*, *overshoot*, dan *steady state error*. Hasil analisis menunjukkan bahwa sistem tanpa pengendali masih memiliki respons yang kurang optimal dengan adanya *overshoot* dan waktu yang relatif lama untuk mencapai kondisi stabil. Oleh karena itu, dilakukan perancangan pengendali PID dengan penentuan parameter menggunakan metode Ziegler–Nichols berdasarkan karakteristik respons sistem. Hasil simulasi menunjukkan bahwa penerapan pengendali PID mampu meningkatkan kestabilan sistem dengan menghilangkan *overshoot* serta menghasilkan respons yang lebih stabil dan terkontrol. Dengan demikian, metode Ziegler–Nichols terbukti efektif dalam proses penalaan parameter PID untuk meningkatkan performa dan kestabilan sistem *pitch aircraft*.

Kata kunci : kendali pitch pesawat; dinamika penerbangan longitudinal; penalaan kontroler PID; metode Ziegler–Nichols; kestabilan sistem kendali

PENDAHULUAN

Sistem kendali merupakan komponen penting dalam sistem penerbangan modern karena membantu menjaga stabilitas dan kinerja pesawat selama proses penerbangan. Salah satu parameter terpenting dalam dinamika penerbangan adalah sudut *pitch*, yang menentukan orientasi pesawat relatif terhadap sumbu lateral, sehingga mempengaruhi gerakan pesawat naik atau turun. Pengendalian *pitch* sangat penting untuk menjaga stabilitas penerbangan dan meningkatkan kinerja sistem *autopilot* pada pesawat terbang atau kendaraan udara tak berawak (UAV) (Longobardi & Skaloud, 2024).

Sistem kemiringan pesawat adalah sistem dinamis yang dipengaruhi oleh banyak parameter aerodinamis serta karakteristik massa dan inersia. Perubahan aerodinamika pada pesawat dapat memengaruhi stabilitas *pitch*, sehingga memerlukan sistem pengendalian yang mampu merespons dengan respons yang stabil. Tanpa sistem pengendalian yang baik, sistem *pitch* dapat menghasilkan respons yang kurang ideal, seperti *overshoot* yang tinggi dan waktu penyesuaian yang lama. Oleh karena itu, metode pengendalian yang tepat harus diterapkan untuk meningkatkan stabilitas dan kinerja sistem (Dalimunthe et al., 2025).

Salah satu metode pengendalian yang sering digunakan dalam sistem pengendalian penerbangan adalah pengendalian proporsional integral derivatif (PID). Pengendalian PID banyak digunakan karena strukturnya yang sederhana, kemudahan implementasinya, dan kemampuannya untuk meningkatkan kinerja sistem dalam hal stabilitas dan waktu

respons. Berbagai studi menunjukkan bahwa penggunaan pengendalian PID dalam sistem kemiringan pesawat dapat meningkatkan karakteristik respons sistem dan meningkatkan stabilitas kemiringan (Jaiswal & Prakash, 2022).

Selain menggunakan pengendali, analisis stabilitas sistem juga diperlukan dalam proses pengendalian sistem. Salah satu metode yang sering digunakan untuk menentukan parameter pengendali PID adalah metode Ziegler–Nichols. Metode ini banyak digunakan karena mampu menghasilkan parameter PID secara sistematis berdasarkan karakteristik respons sistem. Dengan menggunakan metode Ziegler–Nichols, parameter pengendali dapat ditentukan sehingga sistem memiliki respons yang lebih stabil dan cepat (KÖPRÜCÜ & ÖZTÜRK, 2024).

Berdasarkan latar belakang yang telah disebutkan di atas, penelitian ini berfokus pada analisis stabilitas sistem kemiringan pesawat dan pengendalian PID menggunakan metode Ziegler–Nichols. Penelitian ini hanya mengkaji pesawat *longitudinal* yang berkaitan dengan kemiringan sebagai variabel utama. Diharapkan dengan menggunakan metode Ziegler–Nichols dalam proses pengendalian PID, sistem kemiringan pesawat akan dapat menghasilkan respons yang lebih stabil dan berkinerja lebih baik.

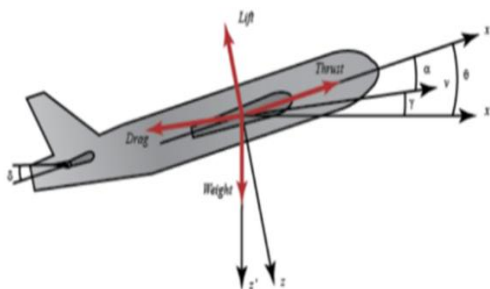
Teori

Stabilitas *Longitudinal* Pesawat

Stabilitas *longitudinal* pesawat terbang mengacu pada kestabilan pesawat dalam bidang *pitching*, yaitu bidang yang menggambarkan posisi hidung pesawat

terhadap ekor dan cakrawala, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1. Apabila pesawat memiliki stabilitas *longitudinal*, peningkatan kecil pada sudut serang akan menyebabkan perubahan momen *pitching* pada pesawat yang selanjutnya menurunkan sudut serang tersebut. Sebaliknya, penurunan kecil pada sudut serang akan menyebabkan perubahan momen *pitching* yang kemudian meningkatkan kembali sudut serang (Løw-Hansen et al., 2025).

Dalam analisis stabilitas perlu diperhatikan bahwa suatu benda yang dapat berotasi bebas akan selalu berputar terhadap pusat gravitasnya. Persamaan gerak pesawat umumnya dinyatakan dalam sistem koordinat bergerak yang terikat pada badan pesawat sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 1. Sumbu koordinat ini dikenal sebagai *body axes* yang terdiri dari sumbu x, y, dan z. Sumbu x sejajar dengan sumbu *longitudinal* pesawat. Dinamika *longitudinal* pesawat dipengaruhi oleh perubahan defleksi *elevator* dan gaya dorong yang dihasilkan dari perubahan posisi kontrol seperti *yoke* dan *throttle* (Al-Hababbeh et al., 2019).



Gambar 1. Longitudinal axis coordinates

Fungsi Alih

Dalam analisis sistem kontrol, model matematis sistem sering dinyatakan dalam

bentuk fungsi alih (*transfer function*). Fungsi alih merupakan representasi matematis yang menggambarkan hubungan antara sinyal masukan dan keluaran sistem dalam domain Laplace. Dengan menggunakan fungsi alih, karakteristik sistem seperti kestabilan dan respons sistem dapat dianalisis dengan lebih mudah (Ghith & Tolba, 2022).

Fungsi alih secara umum dinyatakan sebagai perbandingan antara transformasi Laplace dari sinyal keluaran terhadap transformasi Laplace dari sinyal masukan dengan asumsi kondisi awal bernilai nol (Ghith & Tolba, 2022). Secara matematis, fungsi alih dapat dinyatakan dalam persamaan (1) berikut:

$$P(s) = \frac{\theta(s)}{\Delta(s)} \quad (1)$$

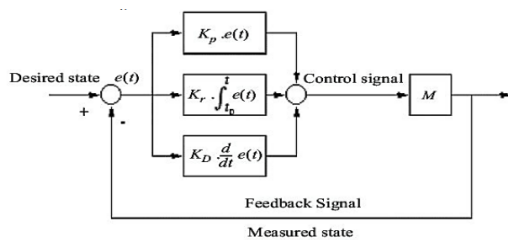
Pada sistem *pitch aircraft*, fungsi alih digunakan untuk menggambarkan hubungan antara defleksi *elevator* sebagai sinyal masukan dengan sudut *pitch* pesawat sebagai sinyal keluaran. Model fungsi alih ini kemudian digunakan sebagai dasar dalam proses perancangan sistem pengendali (Al-Hababbeh et al., 2019).

Kontrol PID

Kontrol Proportional Integral Derivative (PID) merupakan salah satu metode pengendalian yang paling banyak digunakan dalam sistem kontrol karena memiliki struktur yang sederhana dan mampu memberikan respons sistem yang baik. Pengendali PID bekerja dengan memanfaatkan tiga komponen utama yaitu aksi proporsional, integral, dan derivatif untuk meminimalkan error antara nilai

referensi dan keluaran sistem (Arrieta et al., 2023).

Struktur dasar sistem kontrol PID ditunjukkan pada Gambar 2, dimana sinyal error diperoleh dari selisih antara nilai referensi (*desired state*) dan keluaran sistem (*measured state*). Sinyal error tersebut kemudian diproses oleh tiga komponen pengendali yaitu komponen proporsional, integral, dan derivatif untuk menghasilkan sinyal kontrol yang diberikan kepada sistem (Subhi Al-Dayyeni & Saleh Mahmood, 2025).



Gambar 2. Diagram Blok Kontrol PID

Pada diagram tersebut, komponen proporsional menghasilkan sinyal kontrol yang sebanding dengan error yang terjadi, komponen integral berfungsi untuk mengurangi *steady-state error* dengan mengintegrasikan error terhadap waktu, sedangkan komponen derivatif digunakan untuk mempercepat respons sistem dengan memperhatikan laju perubahan error. Kombinasi ketiga komponen tersebut menghasilkan sinyal kontrol yang digunakan untuk memperbaiki kinerja sistem sehingga sistem dapat mencapai kondisi yang diinginkan dengan lebih stabil (Subhi Al-Dayyeni & Saleh Mahmood, 2025). Secara matematis, pengendali PID dapat dinyatakan dalam persamaan (2) berikut:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2)$$

di mana K_p merupakan konstanta proporsional, K_i merupakan konstanta integral, dan K_d merupakan konstanta derivatif. Kombinasi ketiga parameter tersebut digunakan untuk memperbaiki karakteristik respons sistem seperti mengurangi *overshoot*, mempercepat waktu naik (*rise time*), serta memperbaiki kestabilan sistem (Subhi Al-Dayyeni & Saleh Mahmood, 2025).

Metode Ziegler–Nichols

Metode Ziegler–Nichols merupakan salah satu metode yang banyak digunakan untuk menentukan parameter pengendali PID secara sistematis. Metode ini dikembangkan oleh John G. Ziegler dan Nathaniel B. Nichols untuk memperoleh nilai parameter kontrol yang mampu memberikan respons sistem yang baik berdasarkan karakteristik sistem (Anggraini et al., 2025).

Secara umum, metode Ziegler–Nichols terdiri dari dua pendekatan utama, yaitu metode *open loop (step response method)* dan metode *closed loop (ultimate gain method)*. Metode open loop dilakukan dengan menganalisis respons sistem terhadap masukan berbentuk step untuk memperoleh parameter sistem seperti waktu tunda dan konstanta waktu yang kemudian digunakan untuk menentukan parameter PID. Sementara itu, metode *closed loop* dilakukan dengan meningkatkan nilai penguatan sistem hingga sistem mengalami osilasi berkelanjutan. Pada kondisi tersebut diperoleh nilai *ultimate gain* (K_u) dan *ultimate period* (P_u) yang kemudian digunakan untuk menghitung parameter pengendali PID (Anggraini et al., 2025).

Metode Ziegler–Nichols Open Loop (Step Response Method)

Metode Ziegler–Nichols open loop merupakan salah satu metode penalaan parameter pengendali PID yang banyak digunakan dalam sistem kendali. Metode ini dilakukan dengan menganalisis respons sistem terhadap input step pada kondisi open loop sehingga diperoleh parameter karakteristik sistem berupa waktu tunda dan konstanta waktu sistem (Supriyanto et al., 2022).

Dari kurva respons sistem terhadap masukan step, diperoleh dua parameter utama yaitu:

- L = waktu tunda (*delay time*)
- T = konstanta waktu sistem

Parameter pengendali kemudian ditentukan menggunakan aturan berikut.

Tabel 1. Aturan Penyetelan Parameter PID Menggunakan Metode Ziegler–Nichols *Open Loop*

Tipe Kontrol	K_p	T_i	T_d
P	$\frac{T}{L}$	-	-
PI	$0.9 \frac{T}{L}$	$3L$	-
PID	$1.2 \frac{T}{L}$	$2L$	$0.5L$

Hubungan parameter PID:

$$K_i = \frac{K_p}{T_i} \quad (3)$$

$$K_d = K_p T_d \quad (4)$$

Metode Ziegler–Nichols *Closed Loop* (*Ultimate Gain Method*)

Metode Ziegler–Nichols closed loop merupakan salah satu metode penalaan parameter pengendali PID yang dilakukan

dengan meningkatkan nilai gain sistem hingga sistem menghasilkan osilasi stabil (*sustained oscillation*) pada kondisi batas kestabilan. Pada kondisi tersebut diperoleh dua parameter penting yaitu *ultimate gain* dan *ultimate period* yang digunakan untuk menentukan parameter pengendali PID (Putra, 2025).

Parameter yang diperoleh:

- K_u = *Ultimate Gain*
- P_u = *Ultimate Period* (periode osilasi)

Parameter pengendali PID dihitung menggunakan aturan berikut.

Tabel 2. Aturan Penyetelan Parameter PID Menggunakan Metode Ziegler–Nichols *Closed Loop*

Tipe Kontrol	K_p	T_i	T_d
P	$0.5K_{cr}$	-	-
PI	$0.45K_{cr}$	$\frac{P_{cr}}{1.2}$	-
PID	$0.6K_{cr}$	$0.5P_{cr}$	$0.125P_{cr}$

Hubungan parameter PID tersebut dinyatakan sebagaimana ditunjukkan pada Persamaan (3) dan Persamaan (4).

METODOLOGI

Metodologi penelitian menjelaskan tahapan yang dilakukan dalam proses penelitian untuk menganalisis kestabilan sistem *pitch* pesawat serta merancang pengendali PID menggunakan metode Ziegler–Nichols. Penelitian ini dilakukan melalui beberapa tahapan yaitu pemodelan sistem *pitch* pesawat, penentuan fungsi alih sistem, perancangan pengendali PID, serta analisis respons sistem melalui simulasi.

Pemodelan Sistem *Pitch Aircraft*

Model matematis sistem *pitch* pesawat pada penelitian ini diperoleh dari persamaan dinamika *longitudinal* pesawat. Persamaan (5), (6), dan (7) digunakan sebagai dasar pembentukan model sistem yang menggambarkan hubungan antara masukan dan keluaran sistem. Model matematis tersebut selanjutnya digunakan sebagai dasar dalam analisis kestabilan sistem serta perancangan sistem kendali pada tahap berikutnya.

Penentuan Fungsi Alih Sistem

Setelah model matematis sistem diperoleh, langkah selanjutnya adalah menentukan fungsi alih sistem yang menggambarkan hubungan antara defleksi *elevator* sebagai masukan dan sudut *pitch* pesawat sebagai keluaran dalam domain Laplace. Fungsi alih diperoleh melalui transformasi Laplace terhadap persamaan dinamika sistem dengan asumsi kondisi awal nol dan digunakan sebagai dasar analisis kestabilan serta perancangan pengendali PID.

Analisis Kestabilan Sistem

Setelah fungsi alih sistem diperoleh, dilakukan analisis kestabilan sistem untuk mengetahui karakteristik respons sistem *pitch aircraft* sebelum diberikan pengendali. Analisis dilakukan menggunakan respons langkah (*step response*) untuk mengamati perilaku sistem terhadap masukan sinyal *step* serta menentukan kestabilan sistem berdasarkan kemampuan mencapai kondisi *steady state*. Karakteristik respons sistem dianalisis menggunakan parameter respons waktu seperti *rise time*, *settling time*, *overshoot*, dan *steady state error*. Simulasi *step response* pada penelitian ini dilakukan menggunakan perangkat lunak MATLAB.

Perancangan Kontrol PID

Tahap selanjutnya adalah merancang pengendali Proportional Integral Derivative (PID) untuk meningkatkan performa sistem *pitch aircraft*. Pengendali ini memanfaatkan aksi proporsional, integral, dan derivatif untuk meminimalkan error antara sinyal referensi dan keluaran sistem sehingga respons sistem menjadi lebih stabil.

Penyetelan Parameter PID Menggunakan Metode Ziegler–Nichols

Penentuan parameter pengendali PID pada penelitian ini menggunakan metode Ziegler–Nichols berdasarkan karakteristik respons sistem. Parameter yang diperoleh kemudian digunakan untuk menentukan nilai pengendali sesuai aturan metode Ziegler–Nichols dan selanjutnya diterapkan pada model sistem *pitch aircraft* untuk meningkatkan kestabilan serta memperbaiki karakteristik respons sistem.

Simulasi Sistem

Tahap terakhir dalam penelitian ini adalah melakukan simulasi sistem untuk menganalisis kinerja sistem *pitch aircraft* setelah diberikan pengendali PID. Simulasi dilakukan menggunakan perangkat lunak MATLAB.

Melalui simulasi tersebut dapat diamati respons sistem terhadap sinyal masukan serta pengaruh penerapan pengendali PID terhadap kestabilan sistem. Hasil simulasi kemudian dianalisis berdasarkan parameter respons sistem seperti *rise time*, *settling time*, *overshoot*, dan *steady state error* untuk mengetahui peningkatan performa sistem setelah diberikan pengendali.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Model Sistem *Pitch Aircraft*

Sistem *pitch aircraft* pada kondisi jelajah umumnya berada dalam keadaan relatif stabil. Namun demikian, pengendalian tetap diperlukan untuk memperbaiki karakteristik respons sistem serta menjaga kestabilan *longitudinal* pesawat melalui pengaturan defleksi *elevator* yang berfungsi mengatur perubahan sudut pitch ketika terjadi gangguan selama penerbangan. Pada penelitian ini diasumsikan bahwa pesawat berada dalam kondisi penerbangan lurus dan datar, yaitu terbang pada ketinggian dan kecepatan konstan sehingga gaya dorong, gaya hambat, gaya berat, dan gaya angkat berada dalam keadaan seimbang pada arah sumbu x dan z. Selain itu, perubahan sudut pitch diasumsikan tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan pesawat sehingga model sistem dapat disederhanakan. Berdasarkan asumsi tersebut, model matematika persamaan gerak *longitudinal* pesawat dapat dinyatakan pada persamaan (5), (6), dan (7).

$$\dot{\alpha} = \mu\Omega\sigma \left[-(C_L + C_D)\alpha + \frac{1}{(\mu - C_L)}q - (C_W \sin\gamma)\theta + C_L\delta \right] \quad (5)$$

$$\dot{q} = \frac{\mu\Omega}{2i_{yy}} \left[[C_M - \eta(C_L + C_D)]\alpha + [C_M + \sigma C_M(1 - \mu C_L)]q + (\eta C_W \sin\gamma)\delta \right] \quad (6)$$

$$\dot{\theta} = \Omega q \quad (7)$$

Berdasarkan proses penyederhanaan persamaan gerak *longitudinal* serta substitusi parameter sistem, diperoleh

model dinamika pesawat yang dinyatakan dalam bentuk persamaan diferensial orde pertama. Persamaan tersebut menggambarkan hubungan antara sudut serang (α), laju sudut *pitch* (q), sudut *pitch* (θ), serta defleksi *elevator* (δ) sebagai sinyal masukan sistem. Model dinamika *longitudinal* pesawat hasil penyederhanaan dapat dinyatakan pada persamaan (8), (9), dan (10).

$$\dot{\alpha} = -0.0528\alpha + 3.3q + 0.4995\delta \quad (8)$$

$$\dot{q} = -14.16\alpha - 8.48q + 0.0586\delta \quad (9)$$

$$\dot{\theta} = 1.2q \quad (10)$$

Persamaan (8), (9), dan (10) merupakan model dinamika *longitudinal* pesawat dalam bentuk persamaan diferensial. Untuk memperoleh fungsi alih sistem, persamaan-persamaan tersebut kemudian ditransformasikan ke dalam domain Laplace dengan asumsi kondisi awal bernilai nol. Transformasi Laplace dilakukan untuk mempermudah analisis hubungan antara sinyal masukan dan keluaran sistem. Hasil transformasi Laplace dari persamaan-persamaan tersebut dinyatakan pada persamaan (11), (12), dan (13).

$$sA(s) = -0.0528A(s) + 3.3Q(s) + 0.4995\Delta(s) \quad (11)$$

$$sQ(s) = -14.16A(s) - 8.48Q(s) - 0.0586\Delta(s) \quad (12)$$

$$s\theta(s) = 1.2Q(s) \quad (13)$$

Model ruang keadaan merupakan representasi matematis sistem dinamis yang dinyatakan dalam bentuk persamaan diferensial orde pertama. Pada model ini,

variabel keadaan digunakan untuk merepresentasikan kondisi sistem pada suatu waktu tertentu. Secara umum, model ruang keadaan dapat dinyatakan dalam bentuk persamaan sebagai berikut.

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} -0.0528 & 3.3 & 0 \\ -14.16 & -8.48 & 0 \\ 0 & 1.2 & 0 \end{bmatrix} \\ B &= \begin{bmatrix} 0.4995 \\ 0.0586 \\ 0 \end{bmatrix} \\ C &= [0 \quad 0 \quad 1] \\ D &= 0 \end{aligned} \quad (14)$$

Bentuk lengkapnya

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \begin{bmatrix} -0.0528 & 3.3 & 0 \\ -14.16 & -8.48 & 0 \\ 0 & 1.2 & 0 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0.4995 \\ 0.0586 \\ 0 \end{bmatrix} u \\ y &= [0 \quad 0 \quad 1]x \end{aligned} \quad (15)$$

Berdasarkan model sistem dalam bentuk ruang keadaan pada persamaan (14) dan (15), selanjutnya dilakukan konversi ke dalam bentuk fungsi alih. Fungsi alih tersebut menyatakan hubungan antara masukan sistem berupa defleksi *elevator* dan keluaran sistem berupa sudut *pitch* pesawat. Hasil konversi tersebut dinyatakan pada persamaan berikut.

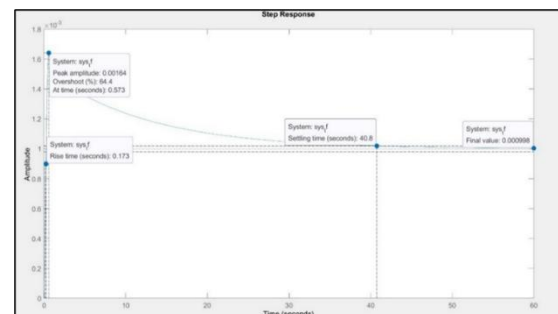
$$\begin{aligned} P(s) &= \frac{\theta(s)}{\Delta(s)} \\ &= \frac{0.07037s + 0.003715}{s^3 + 8.433s^2 + 46.79s + 3.722} \end{aligned} \quad (16)$$

Fungsi alih tersebut selanjutnya digunakan sebagai model sistem dalam

proses analisis respons sistem dan perancangan pengendali pada penelitian ini.

Analisis Respons Sistem Tanpa Pengendali

Pada tahap ini dilakukan analisis respons sistem *pitch aircraft* tanpa pengendali untuk mengetahui karakteristik respons awal sistem sebelum perancangan pengendali PID. Model sistem diperoleh dari proses pemodelan sebelumnya dan dinyatakan dalam bentuk fungsi alih yang menggambarkan hubungan antara defleksi *elevator* sebagai masukan dan sudut *pitch* pesawat sebagai keluaran sistem, sebagaimana ditunjukkan pada persamaan (16). Analisis dilakukan menggunakan sinyal *step* untuk memperoleh parameter respons sistem seperti *rise time*, *settling time*, *overshoot*, dan *steady state error*. Hasil simulasi respons langkah menggunakan MATLAB ditunjukkan pada Gambar 3.



Gambar 3. Respons *Step* Sistem *Pitch Aircraft* Tanpa Pengendali

Parameter respons sistem yang diperoleh dari hasil simulasi disajikan pada Tabel 3 untuk menunjukkan karakteristik respons sistem secara lebih jelas.

Tabel 3. Parameter Respons Sistem Tanpa Pengendali

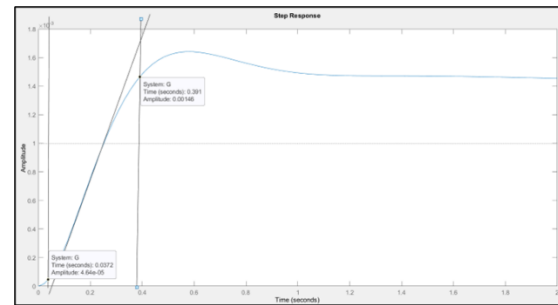
Parameter Respons	Nilai
-------------------	-------

Rise Time	0.173s
Settling Time	40.8s
Overshoot	64.4%
Steady State	0.001

Berdasarkan hasil respons *step* yang ditunjukkan pada Gambar 3 dan dirangkum pada Tabel 3, dapat diketahui bahwa sistem *pitch aircraft* tanpa pengendali masih memiliki karakteristik respons yang kurang optimal. Hal ini terlihat dari adanya *overshoot* serta waktu yang relatif lama untuk mencapai kondisi stabil. Kondisi tersebut menunjukkan bahwa sistem masih memerlukan perbaikan performa agar respons yang dihasilkan menjadi lebih stabil dan cepat mencapai keadaan tunak. Oleh karena itu, diperlukan perancangan pengendali untuk meningkatkan kestabilan serta memperbaiki karakteristik respons sistem.

Penentuan Parameter PID Metode Ziegler–Nichols

Pada tahap ini dilakukan penentuan parameter pengendali PID menggunakan metode Ziegler–Nichols tipe *open loop*. Metode ini digunakan untuk memperoleh parameter pengendali berdasarkan karakteristik respons *step* sistem. Untuk menentukan parameter waktu tunda (L) dan konstanta waktu (T), dilakukan analisis pada kurva respons *step* sistem dengan menggunakan garis bantu. Garis bantu tersebut digunakan untuk mengidentifikasi titik potong yang digunakan dalam metode Ziegler–Nichols.



Gambar 4. Hasil Parameter L dan T Menggunakan Garis Bantuan

Berdasarkan Gambar 4 diperoleh nilai waktu tunda sebesar $L = 0,0372s$. Selanjutnya nilai konstanta waktu dihitung dari selisih waktu yang diperoleh dari grafik dengan nilai waktu tunda sehingga diperoleh $T = 0,391 - 0,0372 = 0,3538s$. Nilai parameter L dan T tersebut kemudian digunakan dalam perhitungan parameter pengendali PID menggunakan metode Ziegler–Nichols.

Berdasarkan nilai parameter yang telah diperoleh sebelumnya, maka parameter pengendali PID dapat dihitung sebagai berikut:

$$K_p = 1,2 \frac{T}{L} = 1,2 \frac{0,3538}{0,0372} = 11,413 \quad (17)$$

$$K_i = \frac{K_p}{2 \cdot L} = \frac{11,413}{2 \cdot 0,0372} = 153,400 \quad (18)$$

$$K_d = K_p \times 0,5 \cdot L = 11,413 \times 0,5 \cdot 0,0372 = 0,2129 \quad (19)$$

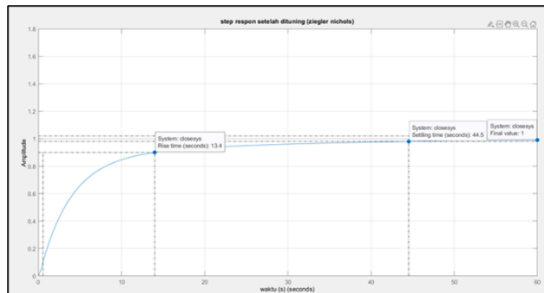
Parameter pengendali PID yang diperoleh selanjutnya digunakan dalam proses simulasi untuk menganalisis pengaruh pengendali terhadap respons sistem *pitch aircraft*. Berdasarkan hasil perhitungan menggunakan metode Ziegler–Nichols diperoleh nilai parameter pengendali sebesar $K_p = 11.413, K_i = 153.400, K_d = 0.2129$. Nilai parameter tersebut kemudian

diimplementasikan pada model sistem untuk mengevaluasi peningkatan kinerja sistem terhadap respons yang dihasilkan.

Respons Sistem Dengan Pengendali PID

Setelah parameter pengendali diperoleh menggunakan metode Ziegler–Nichols, langkah selanjutnya adalah menerapkan pengendali tersebut pada sistem *pitch aircraft*. Penerapan pengendali ini bertujuan untuk meningkatkan performa sistem sehingga respons yang dihasilkan menjadi lebih cepat, stabil, serta mampu mengurangi *overshoot* yang terjadi pada sistem tanpa pengendali.

Pengujian respons sistem dilakukan dengan memberikan sinyal masukan berupa *step* input pada model sistem yang telah dirancang di MATLAB. Hasil simulasi respons sistem setelah diberikan pengendali PID ditunjukkan pada Gambar 5.



Gambar 5. Respons Step Sistem *Pitch Aircraft* dengan Pengendali PID

Berdasarkan hasil simulasi tersebut, parameter respons sistem kemudian dianalisis untuk mengetahui karakteristik kinerja sistem setelah diberikan pengendali. Nilai parameter respons sistem ditunjukkan pada Tabel 4.

Tabel 4. Parameter Respons Sistem dengan

Pengendali PID

Parameter Respons	Nilai
<i>Rise Time</i>	13.4s
<i>Settling Time</i>	44.5s
<i>Overshoot</i>	0%
<i>Steady State</i>	1

Berdasarkan hasil simulasi pada Gambar 5 dan parameter respons sistem pada Tabel 4, dapat diketahui bahwa sistem yang telah diberikan pengendali PID menunjukkan karakteristik respons yang stabil. Hal ini ditunjukkan dengan tidak adanya *overshoot* pada respons sistem sehingga sistem tidak mengalami lonjakan berlebih sebelum mencapai kondisi tunak.

Selain itu, sistem mampu mencapai kondisi tunak dengan waktu *settling time* sebesar 44,5 detik dan *rise time* sebesar 13,4 detik. Nilai *steady state* sebesar 1 menunjukkan bahwa keluaran sistem telah mampu mengikuti nilai referensi yang diberikan. Dengan demikian, penerapan pengendali PID menggunakan metode Ziegler–Nichols mampu meningkatkan kestabilan sistem *pitch aircraft* serta menghasilkan respons yang lebih terkontrol dibandingkan dengan sistem tanpa pengendali.

Perbandingan Kinerja Sistem

Perbandingan kinerja sistem dilakukan antara sistem tanpa pengendali dan sistem yang telah diberikan pengendali PID. Analisis ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh penerapan pengendali PID terhadap karakteristik respons sistem *pitch aircraft*. Evaluasi kinerja sistem dilakukan

dengan menggunakan beberapa parameter respons yang diperoleh dari hasil simulasi *step response*. Hasil perbandingan parameter respons sistem sebelum dan sesudah penerapan pengendali PID ditunjukkan pada Tabel 5.

Parameter Respons	Tanpa PID	Dengan PID
Rise Time	0.173s	13.4s
Settling Time	40.8s	44.5s
Overshoot	64.4%	0%
Steady State	0.001	1

Berdasarkan Tabel 5 dapat diketahui bahwa penerapan pengendali PID memberikan perubahan yang signifikan terhadap karakteristik respons sistem. Sistem tanpa pengendali menghasilkan nilai *overshoot* yang cukup besar sehingga respons sistem mengalami lonjakan yang tinggi sebelum mencapai kondisi stabil. Setelah diberikan pengendali PID, nilai *overshoot* berhasil ditekan hingga 0%, yang menunjukkan bahwa respons sistem menjadi lebih stabil dan tidak mengalami lonjakan berlebih.

Perubahan juga terjadi pada parameter *rise time* dan *settling time*. Nilai *rise time* pada sistem dengan pengendali PID menjadi lebih besar dibandingkan dengan sistem tanpa pengendali. Hal ini menunjukkan bahwa sistem memerlukan waktu yang lebih lama untuk mencapai nilai referensi. Kondisi tersebut terjadi karena pengendali PID bekerja untuk meredam lonjakan respons sistem sehingga menghasilkan respons yang lebih halus dan stabil.

Nilai *steady state* menunjukkan bahwa sistem dengan pengendali PID mampu mengikuti nilai referensi dengan lebih baik. Secara keseluruhan, penerapan pengendali PID yang diperoleh menggunakan metode Ziegler–Nichols mampu meningkatkan kestabilan sistem *pitch aircraft* serta menghasilkan respons sistem yang lebih terkontrol dibandingkan dengan sistem tanpa pengendali.

Hasil analisis menunjukkan bahwa pengendali PID yang dirancang menggunakan metode Ziegler–Nichols mampu meningkatkan kestabilan sistem *pitch aircraft* dengan mengurangi *overshoot* secara signifikan serta menghasilkan respons sistem yang lebih stabil dan terkontrol.

KESIMPULAN

Penelitian ini telah melakukan pemodelan dan analisis kestabilan sistem *pitch aircraft* berdasarkan dinamika *longitudinal* pesawat yang kemudian direpresentasikan dalam bentuk fungsi alih. Analisis respons sistem tanpa pengendali menunjukkan bahwa karakteristik respons yang dihasilkan masih kurang optimal, ditandai dengan adanya *overshoot* serta waktu yang relatif lama untuk mencapai kondisi tunak. Kondisi tersebut menunjukkan bahwa sistem memerlukan metode pengendalian yang mampu meningkatkan kestabilan dan memperbaiki performa respons sistem.

Perancangan pengendali PID dilakukan menggunakan metode penalaan Ziegler–Nichols dengan memanfaatkan karakteristik respons *step* sistem untuk menentukan parameter pengendali. Hasil simulasi menunjukkan bahwa penerapan pengendali PID mampu meningkatkan kinerja sistem

dengan menghasilkan respons yang lebih stabil, menghilangkan *overshoot*, serta memungkinkan sistem mencapai kondisi tunak dengan lebih terkontrol. Hasil tersebut menunjukkan bahwa metode Ziegler–Nichols dapat digunakan secara efektif dalam proses penalaan parameter PID pada sistem *pitch aircraft*. Dengan demikian, pendekatan yang digunakan pada penelitian ini dapat menjadi salah satu alternatif metode dalam meningkatkan kestabilan dan performa sistem kendali pada dinamika *pitch* pesawat.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis menyampaikan ucapan terima kasih kepada Bapak Safrian Andromeda selaku dosen pembimbing yang telah memberikan bimbingan, arahan, serta masukan yang sangat berharga selama proses penelitian dan penyusunan artikel ini. Penulis juga mengucapkan terima kasih kepada Program Studi Teknik Elektro, Universitas Singaperbangsa Karawang atas dukungan akademik sehingga penelitian ini dapat terlaksana dengan baik.

DAFTAR PUSTAKA

- Al-Hababeh, O. M., Abu-Elola, M., Rousan, L., & Al-Khawaldeh, M. A. (2019). Boosting aircraft efficiency by reversing the load on the horizontal stabilizer. *International Journal of Recent Technology and Engineering*, 8(3), 112–119.
<https://doi.org/10.35940/ijrte.C3901.098319>
- Anggraini, D. D., Palaloi, S., Maharani, M. D. D., Sularso, A. H., Manurung, R. T., Habibi, R. M. I., Aditya, P. Y., & Harsito, C. (2025). PID - Ziegler Nichols Method for Load Frequency Control. *Journal of Advanced Technology and Multidiscipline*, 4(2), 63–67.
<https://doi.org/10.20473/jatm.v4i2.69482>
- Arrieta, O., Campos, D., Rico-Azagra, J., Gil-Martínez, M., Rojas, J. D., & Vilanova, R. (2023). Model-Based Optimization Approach for PID Control of Pitch–Roll UAV Orientation. *Mathematics*, 11(15).
<https://doi.org/10.3390/math11153390>
- Dalimunthe, E. R., Ananda, N. D., Sembiring, J. P., Faidar, M. A. S., Pranita, E., Jayadi, A., & Putri, N. U. (2025). Implementation of Kalman Filter on PID Based Quadcopter for Controlling Pitch Angle. *Aviation Electronics, Information Technology, Telecommunications, Electricals, and Controls (AVITEC)*, 7(1), 41.
<https://doi.org/10.28989/avitec.v7i1.2743>
- Ghith, E. S., & Tolba, F. A. A. (2022). Design and Optimization of PID Controller using Various Algorithms for Micro-Robotics System. *Journal of Robotics and Control (JRC)*, 3(3), 244–256.
<https://doi.org/10.18196/jrc.v3i3.14827>
- Jaiswal, R., & Prakash, O. (2022). Classical and Modern gain estimation approach of PID controller for the pitch control of the RCTA aircraft. *INCAS Bulletin*, 14(1), 39–56.
<https://doi.org/10.13111/2066-8201.2022.14.1.4>
- KÖPRÜCÜ, S., & ÖZTÜRK, M. (2024). Comparison of PID Coefficients Determination Methods for Aircraft Pitch Angle Control. *ASREL*.
<https://doi.org/10.56753/asrel.2024.3.5>

- Longobardi, P., & Skaloud, J. (2024). Aerodynamic modeling of a delta-wing UAV for model-based navigation. *CEAS Aeronautical Journal*, 15(2), 283–301.
<https://doi.org/10.1007/s13272-024-00727-9>
- Løw-Hansen, B., Hann, R., Gryte, K., Johansen, T. A., & Deiler, C. (2025). Modeling and identification of a small fixed-wing UAV using estimated aerodynamic angles. *CEAS Aeronautical Journal*, 16(2), 501–523.
<https://doi.org/10.1007/s13272-025-00816-3>
- Putra, F. A. (2025). Second-Order PID Control of S-50-52 Rotary Servo Motor Based on the Ziegler-Nichols Method. In */journal/index.php/jomeet*.
<https://inergyc.ppns.ac.id/journal/index.php/jomeet>;
- Subhi Al-Dayyeni, W., & Saleh Mahmood, H. (2025). PID Control Perspective: Techniques and Uses. *Edison Journal for Electrical and Electronics Engineering*, 1–8.
<https://doi.org/10.62909/ejeee.2025.001>
- Supriyanto, H., Suryatini, F., Rohman, A., Martawireja, H., Rudiansyah, H., Teknik, J., Manufaktur, O., Mekatronika, D., & Manufaktur Bandung, P. (2022). IMPLEMENTASI KONTROLER PID DENGAN METODE TUNING ZIEGLER-NICHOLS DAN COHEN-COON PADA SISTEM SCADA KENDALI LEVEL AIR. *Jurnal Teknologi Terapan* |, 8(2).