



TUGAS AKHIR - KM184801

**PENERAPAN *FUZZY SLIDING MODE CONTROL (FSMC)*
PADA PERANCANGAN AUTOPILOT PESAWAT
TRANSPORT RINGAN**

**SIMA NUR ABIDAH
0611154000062**

Dosen Pembimbing
Dr. Dra. Mardlijah, MT
Ir. Bambang P. Priyanto

Departemen Matematika
Fakultas Matematika, Komputasi, dan Sains Data
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2019



TUGAS AKHIR – KM184801

**PENERAPAN *FUZZY SLIDING MODE CONTROL (FSMC)* PADA
PERANCANGAN AUTOPILOT PESAWAT TERBANG
TRANSPORT RINGAN**

SIMA NUR ABIDAH
0611154000062

Dosen Pembimbing
Dr. Dra. Mardlijah , MT
Ir. Bambang P. Priyanto

DEPARTEMEN MATEMATIKA
Fakultas Matematika, Komputasi, dan Sains Data
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2019



FINAL PROJECT – KM184801

**APPLICATION OF FUZZY SLIDING MODE CONTROL (FSMC)
FOR THE DESIGN OF AUTOPILOT FOR LIGHT TRANSPORT
AIRCRAFT**

SIMA NUR ABIDAH
NRP 0611154000062

Supervisor :
Dr. Dra. Mardlijah , MT
Ir. Bambang P. Priyanto

DEPARTEMENT OF MATHEMATICS
Faculty of Mathematics, Computation, and Data Science
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya
2019

LEMBAR PENGESAHAN

**PENERAPAN *FUZZY SLIDING MODE CONTROL*
(FSMC) PADA PERANCANGAN AUTOPILOT
PESAWAT TERBANG TRANSPORT RINGAN**

***APPLICATION OF FUZZY SLIDING MODE CONTROL
(FMSC) FOR THE DESIGN OF AUTOPILOT FOR LIGHT
TRANSPORT AIRCRAFT***

**Diajukan untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Untuk
Memperoleh Gelar Sarjana Matematika
Pada Bidang Studi Matematika Terapan
Program Studi S1 Departemen Matematika
Fakultas Matematika, Komputasi, dan Sains Data
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya**

Oleh:

SIMA NUR ABIDAH

0611154000062

Menyetujui,

Dosen Pembimbing II

Dosen Pembimbing I,

Ir. Bambang P. Privanto

NIP. 871314

Dr. Dra. Mardlijah, MT.

NIP. 196701 14 199102 2 001

Mengetahui,

**Kepala Departemen Matematika
EMKSD ITS**

Dr. Imam Mukhlash, S.Si, M.Si

NIP. 19700831 199403 1 003

Surabaya, Juli 2019

ABSTRAK

Rancang bangun pesawat terbang transport ringan berkapasitas 19 penumpang merupakan salah satu bentuk usaha pemenuhan kebutuhan transportasi di Indonesia terutama untuk daerah dengan penerbangan perintis yang sulit dijangkau. Dalam suatu penerbangan jarak jauh dibutuhkan perhatian terus menerus dari pilot untuk memastikan pesawat tetap terbang dalam kondisi stabil pada sikap yang diinginkan. Hal ini dapat menguras tenaga pilot sehingga fokus pilot dapat berkurang. Sistem pilot otomatis atau yang biasa disebut dengan autopilot dapat membantu meringankan tugas pilot dengan menjalankan beberapa tugas pilot secara otomatis. Berdasarkan hal tersebut, maka pada penelitian ini dilakukan perancangan kendali autopilot dengan menggunakan metode *Fuzzy Sliding Mode Control* (FSMC). Metode FSMC dipilih karena mampu meminimalisir *error* yang muncul dari respon sistem dengan menerapkan kontrol fuzzy yang dilakukan setelah merancang kendali dengan *sliding mode control*. Metode FSMC diterapkan untuk merancang autopilot pada gerak longitudinal suatu pesawat terbang transport ringan yang dikendalikan oleh elevator dimana pengendalian ini akan menjaga sikap sudut angguk (*pitch angle*). Hasil simulasi menunjukkan bahwa kendali FSMC mampu memperbaiki *error* dengan rata-rata 0,912% dan memperbaiki *overshoot* hingga rata-rata 3,298% lebih baik jika dibandingkan dengan SMC.

Kata Kunci : Pesawat Terbang Transport Ringan, Autopilot, *Fuzzy Sliding Mode Control* (FSMC)

ABSTRACT

The design of light transport aircraft with a capacity of 19 passengers is one of the effort to fullfill transportation needs in Indonesia, especially for pioneer areas that are difficult to reach. In a long-haul flight, continuous attention is needed from tha pilot to ensure the aircraft remains stable in the desired attitude manner. This can drain pilot power so the pilot's focus can be reduced. An automatic control system or commonly called autopilot can help ease the task of pilots bu running several pilots tasks automatically. Based on this, the design of the autopilot control will be carried out in this study using the Fuzzy Sliding Mode Control (FSMC) method. The FSMC method wa chosen because it is able to minimize errors that arise from the system response by applying fuzzy controls that are performed after designing controls with sliding mode control. The FSMC method is applied to design the autopilot in the longitudinal motion of a light transport aircraft controlled by an elevator where this control will maintain pitch angle. The simulation's results show that FSMC is able to reduce errors with average of 0.912% and reduce overshoot with average of 3.298% better than SMC.

Keywords : Light Transport Vehicle, Autopilot, Fuzzy Sliding Mode Control (FSMC)

KATA PENGANTAR

Alhamdulillah, segala puji syukur penulis panjatkan kehadirat Allah SWT , karena ridho-Nya penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir yang judul “ Penerapan *Fuzzy Sliding Mode Control (FSMC)* Pada Perancangan Autopilot Pesawat Terbang Transport Ringan” sebagai salah satu persyaratan akademis dalam menyelesaikan Program Sarjana Matematika, Fakultas Matematika, Komputasi dan Sains Data (FMKSD) , Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS), Surabaya.

Tugas Akhir ini dapat terselesaikan dengan baik berkat kerja sama, bantuan dan dukungan dari berbagai pihak. Oleh karena itu, penulis mengucapkan terima kasih kepada :

1. Ana Meilawati dan Mochammad Yusuf Rifai , motivasi terbesar penulis untuk segera menyelesaikan tugas akhir ini, terima kasih sudah menjadi orang tua terhebat.
2. Bapak Dr. Imam Mukhlas, S.Si, MT selaku Ketua Departemen Matematika ITS , Bapak Dr. Didik Khusnul Arif, S.Si, M.Si selaku Kaprodi S1 dan Drs.Iis Herisman, M.Sc selaku sektretaris Kaprodi S1 yang telah memberikan banyak bantuan dan dukungan selama perkuliahan hingga terlesesainya Tugas Akhir ini.
3. Ibu Dr. Dra. Mardlijah selaku Sekretaris Departemen Matematika ITS sekaligus Dosen Pembimbing atas segala arahan, bimbingan dan motivasi yang diberikan kepada penulis dalam mengerjakan Tugas Akhir dari awal hingga terselesaikan dengan baik.
4. Bapak Ir. Bambang Purwo Priyanto selaku pembimbing dari PT Dirgantara Indonesia atas segala kesabaran dan kesediaannya dalam membimbing penulis menyelesaikan Tugas Akhir ini.
5. Bapak Drs. Komar Baihaqi, M.Si dan Bapak Drs. Suhud Wahyudi, M.Si selaku dosen wali atas segala bimbingan dan motivasi akademik yang telah diberikan kepada penulis selama penulis duduk di bangku perkuliahan.

6. Bapak dan Ibu dosen serta para staff Departemen Matematika ITS yang tidak dapat penulis sebutkan satu persatu.
7. Muhammad Adib Abiyyu dan Naimatul Hadi Azizah atas segala dukungan dan motivasi yang telah diberikan kepada penulis selama ini, semoga kalian selalu dalam lindungan-Nya.
8. Mas Windi, Pak Daril, Mas Zain dan Mas Heri atas arahan dan bimbingan yang sudah diberikan dalam penyelesaian Tugas Akhir ini, semoga selalu dalam kemudahan.
9. Devia, Agretta, Dasilva, Li'iza, Ayu N, Nida, Inayah dan teman-teman matematika angkatan 2015 lainnya yang telah kebersamai penulis selama kuliah, terima kasih atas segala suka duka dan cerita.
10. Semua pihak yang tidak bisa disebutkan satu per satu, terima kasih banyak atas masukan, saran, dukungan, motivasi dan bantuan yang diberikan sampai detik ini, semoga Allah membalas kebaikan anda semua.

Penulis menyadari bahwa Tugas Akhir ini masih terdapat kekurangan, oleh sebab itu penulis mengharap kritik dan saran yang bersifat membangun demi kesempurnaan Tugas Akhir ini. Penulis berharap semoga Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi banyak pihak.

Surabaya, Juli 2019

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN	iv
ABSTRAK	vii
ABSTRACT.....	ix
KATA PENGANTAR	xi
DAFTAR ISI.....	xiii
DAFTAR GAMBAR	xvii
DAFTAR TABEL.....	xix
DAFTAR SIMBOL.....	xix
BAB I.....	1
PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang Masalah.....	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Batasan Masalah.....	3
1.4 Tujuan	4
1.5 Manfaat	4
BAB II.....	5
2.1 Penelitian Terdahulu	5
2.2 Dinamika Gerak Pesawat Terbang.....	7
2.3 Model Gerak Longitudinal.....	10
2.4 Autopilot	11
2.5 Sifat-Sifat Sistem	12

2.5.1 Kestabilan	12
2.5.2 Keterkontrolan	13
2.5.3 Keteramatan.....	13
2.6 Sliding Mode Control	13
2.6.1 Fungsi Switching	14
2.6.2 Kestabilan Lyapunov	14
2.6.3 Permukaan Sliding.....	15
2.6.4 Kondisi Sliding	16
2.7 Fuzzy Logic Control	18
2.8 Fuzzy Sliding Mode Control	18
2.8.1 Skema dasar Fuzzy Sliding Mode Control	19
2.8.2 Perancangan Fuzzy Sliding Mode Control	19
BAB III	21
BAB IV	25
4.1 Analisis Sifat Sistem.....	25
4.1.1. Kestabilan	25
4.1.2. Keterkontrolan	26
4.1.3. Keteramatan.....	27
4.2 Desain Sistem Gerak Longitudinal Tanpa Kontrol	29
4.3 Perancangan Kendali Gerak Longitudinal Pesawat Dengan SMC.....	31
4.4 Perancangan Kendali Gerak Longitudinal Pesawat Dengan FSMC	36
4.5 Simulasi dan Analisa Hasil Desain Autopilot	39

4.5.1 Simulasi Model Gerak Longitudinal Tanpa Kontrol ...	39
4.5.2 Simulasi Model Gerak Longitudinal Dengan SMC	42
4.5.3 Simulasi Model Gerak Longitudinal Dengan FSMC...	44
4.5.4 Perbandingan Performansi Kontrol SMC dan FSMC Pada Gerak Longitudinal Pesawat	46
BAB V	53
5.1. Kesimpulan	53
5.2. Saran.....	54
DAFTAR PUSTAKA	54
LAMPIRAN	57
BIODATA PENULIS	59

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Sumbu Arah Gerak Pesawat	7
Gambar 2. 2 Gerak Rolling Pada Pesawat Terbang	8
Gambar 2. 3 Gerak Pitching Pada Pesawat Terbang.....	9
Gambar 2. 4 Gerak Yawing Pada Pesawat Terbang	9
Gambar 2. 5 Kondisi Sliding.....	17
Gambar 2. 6 Struktur Dasar Fuzzy Logic Controller.....	18
Gambar 2. 7 Skema Pengendali FSMC Pada Sistem.....	19
Gambar 2. 8 Interpretasi Grafis Dari S_p dan d	20
Gambar 3 1 Diagram Alir Pengendali FSMC	23
Gambar 3 2 Diagram Alir Pengendali SMC	24
Gambar 4 1 Diagram Blok Sistem Gerak Longitudinal Tanpa Kontrol	30
Gambar 4 2 Diagram Blok Subsistem Gerak Longitudinal	30
Gambar 4 3 Diagram Blok Gerak Longitudinal Dengan Kontrol FSMC	36
Gambar 4 4 Diagram Blok Subsistem Kontrol SMC.....	36
Gambar 4 5 Fungsi Keanggotaan S_p	38
Gambar 4 6 Fungsi Keanggotaan d	38
Gambar 4 7 Diagram Blok Gerak Longitudinal Dengan FSMC...	39
Gambar 4 8 Diagram Blok Subsistem Kontrol FSMC	39
Gambar 4 9 Grafik Pitch Rate Tanpa Kontrol	40
Gambar 4 10 Grafik Kecepatan Searah Sumbu x Tanpa Kontrol .	40
Gambar 4 11 Grafik Kecepatan Searah Sumbu z Tanpa Kontrol .	41
Gambar 4 12 Grafik Sudut Pitch Tanpa Kontrol	41
Gambar 4 13 Grafik Pitch Rate Dengan SMC	42
Gambar 4 14 Grafik Kecepatan Searah Sumbu x Dengan SMC ..	42
Gambar 4 15 Grafik Kecepatan Searah Sumbu z Dengan SMC...	43
Gambar 4 16 Grafik Sudut Pitch Dengan SMC	43
Gambar 4 17 Grafik Pitch Rate Dengan FSMC.....	44
Gambar 4 18 Grafik Kecepatan Searah Sumbu x Dengan FSMC	44

Gambar 4 19 Grafik Kecepatan Searah Sumbu z Dengan FSMC	45
Gambar 4 20 Grafik Sudut Pitch Dengan FSMC	45
Gambar 4 21 Grafik Pitch Rate Dengan SMC dan FSMC	46
Gambar 4 22 Grafik Kecepatan Searah Sumbu x Dengan SMC dan FSMC	47
Gambar 4 23 Grafik Kecepatan Searah Sumbu z Dengan SMC dan FSMC	48
Gambar 4 24 Grafik Sudut Pitch Dengan SMC dan FSMC	49

DAFTAR TABEL

Tabel 4 1 Spesifikasi Respon Pitch Rate	47
Tabel 4 2 Spesifikasi Respon Kecepatan Searah Sumbu x	47
Tabel 4 3 Spesifikasi Respon Kecepatan Searah Sumbu z	48
Tabel 4 4 Spesifikasi Respon Sudut Pitch	49
Tabel 4 5 Perbandingan Error	50
Tabel 4 6 Prosentase Perubahan Error	50
Tabel 4 7 Besar Osilasi Pada Respon Sistem.....	51

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang Masalah

Indonesia merupakan negara kepulauan yang terbentang dari Sabang sampai Merauke dan terpisahkan oleh perairan yang sangat luas. Hal ini menyebabkan transportasi yang dapat menghubungkan antar daerah di Indonesia tidak cukup jika hanya dengan melalui transportasi darat. Kebutuhan ini memunculkan adanya transportasi air seperti kapal layar dan transportasi udara seperti pesawat terbang. Sejauh ini sistem dan fasilitas transportasi di Indonesia masih belum cukup untuk memenuhi kebutuhan transportasi masyarakat di seluruh penjuru Indonesia. Ada beberapa daerah yang masih sulit dijangkau melalui darat dan membutuhkan waktu cukup lama untuk ditempuh melalui jalur laut. Transportasi paling efektif untuk jarak jauh adalah dengan menggunakan jalur udara yaitu salah satunya melalui pesawat terbang. Namun sebagian besar pesawat terbang membutuhkan landasan yang cukup panjang untuk melakukan *take off* maupun *landing* sehingga sulit untuk dilakukan di daerah-daerah terpencil. Salah satu pesawat yang dapat melakukan *take off* dan *landing* di landasan pendek adalah pesawat terbang transport ringan. Pesawat ini sengaja dibuat dari logam ringan dan dirancang sebagai pesawat berkapasitas 19 penumpang yang juga dapat mengangkut kargo.

Dalam suatu proses penerbangan pesawat untuk jarak jauh dibutuhkan perhatian terus menerus dari pilot agar penerbangan dapat terkontrol secara aman dan berada pada kondisi atau sikap yang diinginkan. Dari sinilah fungsi sistem pilot otomatis dapat meringankan sebagian tugas pilot yaitu dengan menjalankan beberapa tugas pilot seperti mempertahankan ketinggian, menukikkan pesawat naik atau turun menuju ketinggian tertentu, terbang pada jalur yang telah ditentukan pada sistem, dan tugas yang lainnya [1]. Autopilot menghubungkan indikator ketinggian menggunakan giroskop dan kompas magnetik ke rudder, elevator dan aileron dimana ketiga hal tersebut merupakan sistem kendali yang ada di pesawat secara umum. Autopilot memiliki banyak mode dimana diantaranya adalah mode *pitch hold* dan mode *altitude hold* yang

merupakan dua buah mode dalam gerak longitudinal pesawat terbang. Mode *pitch hold* yang akan menjadi bahasan dalam tugas akhir ini.

Pada tahun 2018 terdapat penelitian yang membahas mengenai perancangan kendali *Linear Quadratic Gaussian* (LQG) untuk gerak longitudinal pada pesawat tempur [2]. Penelitian yang dilakukan oleh Maya Vatikasari ini menggunakan estimator kalman filter dengan variabel yang dikendalikan adalah sudut *pitch*. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa respon sistem memberikan performansi yang sesuai dimana performansi yang dimaksud adalah meliputi *delay time, rise time, settling time, maximum overshoot, dan peak time*. Selain itu terdapat penelitian yang dilakukan oleh Kresna Oktafianto tentang desain dan analisa kendali gerak *Autonomous Underwater Vehicle* (AUV) [3]. Desain kendali ini dilakukan dengan menggunakan metode *Fuzzy Sliding Mode Control* (FSMC) yang merupakan gabungan antara metode *Sliding Mode Control* (SMC) dengan kontrol logika *fuzzy*. Hasil dari penelitian ini diperoleh bahwa FSMC dapat memperbaiki *error steady state* dengan rata-rata 16,63% jika dibandingkan dengan metode SMC. Pada tahun 2015, terdapat sebuah penelitian tentang desain kendali *Linear Quadratic Regulator* (LQR) [4]. Desain sistem kendali ini adalah untuk menjaga kestabilan terbang pesawat tanpa awak Lapan *Surveillance UAV-05* (LSU-05). Penelitian yang dilakukan oleh Heri Purnawan ini berhasil membuktikan bahwa pengendali LQR mampu mengatasi gangguan internal yang berupa ketidakpastian parameter dan gangguan eksternal yang berupa sinyal *impulse* dan sinyal *square*. Selain dari tiga penelitian tersebut, dalam perancangan kendali sistem dapat juga dilakukan dengan menggunakan *Model Predictive Control* (MPC), *Sliding Mode Control* (SMC) atau dengan *eigen structure*.

Berdasarkan latar belakang tersebut diatas, pada tugas akhir ini dirancang sistem kendali autopilot untuk gerakan longitudinal pesawat terbang yang dikendalikan oleh elevator dimana akan berpengaruh pada gerakan *pitching* pada pesawat [2]. Perancangan sistem kendali ini menggunakan metode *Fuzzy Sliding Mode Control* (FSMC) yang merupakan modifikasi dari metode *Sliding Mode Control* (SMC) murni dan metode *Fuzzy Logic Control* (FLC) dengan harapan dapat memperbaiki performansi sistem [5]. Pengendali SMC yang bersifat

sangat *robust* mampu bekerja dengan baik pada sistem nonlinear yang memiliki ketidakpastian model ataupun parameter. Namun SMC masih menimbulkan *chattering* yang terhitung kecil saat terjadi perubahan parameter berupa penurunan nilai parameter. Kekurangan ini diminimalisir dengan penggunaan metode FLC yang efektif untuk sistem dengan ketidakpastian yang sulit untuk dimodelkan. Penerapan metode FSMC diharapkan dapat meminimalisir *chattering* yang muncul.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang diatas, diperoleh rumusan masalah sebagai berikut :

1. Bagaimana merancang kontrol autopilot pesawat terbang transport ringan dengan menggunakan metode FSMC.
2. Bagaimana hasil simulasi dari perancangan kontrol autopilot pesawat terbang transport ringan.

1.3 Batasan Masalah

Berdasarkan rumusan masalah di atas, batasan masalah dari Tugas Akhir ini adalah :

1. Model didapatkan dari hasil analisis uji terowongan angin yang telah dilakukan di PT.Dirgantara Indonesia (Persero).
2. Gangguan atmosferik dianggap sangat kecil sehingga tidak berpengaruh pada sistem gerak pesawat terbang.
3. Perancangan autopilot terbatas hanya untuk gerak longitudinal dengan variabel yang dikendalikan adalah sudut angguk (*pitch angle*).
4. Perancangan dilakukan dengan menggunakan model linier untuk kondisi terbang jelajah (*cruise*) pada kecepatan 100 knot dengan ketinggian 10.000 kaki.

1.4 Tujuan

Adapun tujuan dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Mendapatkan hasil perancangan kontrol autopilot pesawat terbang transport ringan dengan menggunakan metode FSMC.
2. Mengetahui hasil simulasi dari metode FSMC untuk perancangan autopilot pesawat terbang transport ringan.

1.5 Manfaat

Adapun manfaat Tugas Akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Sebagai bentuk kontribusi dalam pengembangan bidang ilmu matematika terapan pada pengembangan dan perancangan sistem kendali pesawat terbang.
2. Hasil dari penelitian tugas akhir ini diharapkan dapat dijadikan referensi untuk diimplementasikan pada pesawat terbang transport ringan.

..

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Penelitian Terdahulu

Pada tahun 2018 terdapat penelitian yang membahas mengenai perancangan kendali Linear Quadratic Gaussian (LQG) untuk gerak longitudinal pada pesawat tempur [2]. Penelitian yang dilakukan oleh Maya Vatikasari ini menggunakan estimator Kalman Filter dengan variabel yang dikendalikan adalah sudut *pitch*. Perancangan kendali LQG untuk kestabilan gerak longitudinal pesawat ini dilakukan dengan merancang estimator Kalman Filter lalu merancang gain *feedback* (Regulator). Setelah perancangan selesai dilakukan, dilakukan proses simulasi untuk melihat dan menganalisis apakah rancangan kendali yang didapat sudah sesuai dengan yang diinginkan. Dalam proses simulasi dapat dilihat dan dianalisis, ketika gerak *pitch* tidak sesuai dengan *setpoint* yang diinginkan maka akan ditambahkan gain integrator. Gain integrator ini berfungsi untuk meminimumkan error yang terjadi pada sistem. Gain LQG dan gain integrator pada tahap ini dicari dengan menggunakan metode *trial and error*. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa respon sistem memberikan performansi yang sesuai dimana performansi yang dimaksud adalah meliputi *delay time*, *rise time*, *settling time*, *maximum overshoot*, dan *peak time*. Pada uji *tracking set point* yang dilakukan pun, sistem mampu mengikuti perubahan *setpoint* dengan baik dalam waktu yang sudah ditentukan.

Selain itu, terdapat penelitian yang dilakukan oleh Kresna Oktafianto tentang desain dan analisa kendali gerak *Autonomous Underwater Vehicle* (AUV) [3]. Desain kendali ini dilakukan dengan menggunakan metode Fuzzy Sliding Mode Control (FSMC) yang merupakan gabungan antara metode Sliding Mode Control (SMC) dengan kontrol logika *fuzzy*. Rancangan sistem kendali FSMC diterapkan pada pengendali gerak *surge*, *sway*, *heave*, *roll*, *pitch* dan *yaw* pada *Autonomous Underwater Vehicle* (AUV). Pada tahap awal dilakukan interpretasi dan analisa dari model persamaan gerak pada AUV 6 DOF secara umum ditinjau dari faktor yang mempengaruhi AUV bergerak yaitu massa, percepatan, dan gaya ($F = ma$). Gerak pada AUV 6 DOF sendiri

terdiri dari gerak translasi yaitu *surge*, *sway*, *heave* dan gerak rotasi yaitu *roll*, *pitch* dan *yaw*. Dari model persamaan yang telah didapatkan akan diterapkan sistem kontrol yaitu dengan metode *Proportional Integral Derivative* (PID), SMC dan FSMC. Metode PID digunakan sebagai default sedangkan metode SMC dan FSMC akan dilakukan perbandingan performansi respon *transient* dan *RMS Error*. Diperoleh hasil bahwa secara keseluruhan gerak translasi maupun translasi stabil ke nilai *setpoint* yang diberikan. Jika ditinjau dari segi respon waktu, metode SMC lebih cepat menuju *steady state* dari metode FSMC. Namun secara keseluruhan performansi respon, metode FSMC dapat memperbaiki error *steady state* dengan rata-rata 16,63% jika dibandingkan dengan metode SMC.

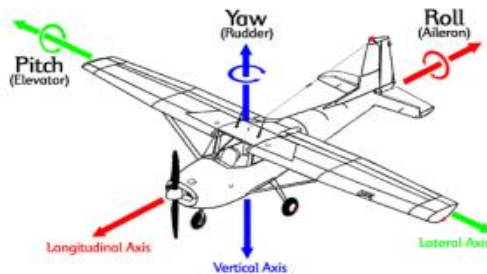
Dalam penelitian yang dilakukan oleh Heri Purnawan pada tahun 2015 ini dirancang kendali *Linear Quadratic Regulator* (LQR) dan mendapatkan nilai parameter kendali untuk kestabilan terbang pesawat tanpa awak Lapan *Surveillance UAV-05* (LSU-05) dengan masukan defleksi *elevator* dan defleksi *aileron* [4]. Model dinamika terbang UAV yang digunakan merupakan turunan dari gerak longitudinal dan lateral-direksional dalam bentuk persamaan keadaan (*state space*). Variabel yang dikendalikan adalah *pitch* dan *roll* dimana pesawat pada kondisi terbang *cruise*. Dalam metode ini dilakukan penentuan gain *feedback* dan gain *integrator* setelah memodelkan persamaan keadaan (*state space*) LSU-05. Setelah mendapatkan hasil perancangan maka dilakukan pengujian dengan simulasi. Penelitian ini berhasil membuktikan bahwa pengendali LQR mampu mengatasi gangguan internal yang berupa ketidakpastian parameter dengan mengubah nilai parameter yang diperkecil dan diperbesar sebesar 10%. Selain itu juga mampu mengatasi gangguan eksternal yang berupa sinyal *impulse* sampai 4,25 N dan sinyal *square* sampai 2,25 N pada sudut *pitch* sedangkan pada sudut *roll* mampu mengatasi gangguan sinyal *impulse* sampai 1,2 N dan sinyal *square* sampai 1 N. Pada uji *setpoint tracking*, respon sistem dapat menajajaki perubahan *setpoint* yang diberikan dengan hasil yang baik.

2.2 Dinamika Gerak Pesawat Terbang

Pesawat transport ringan ini dirancang agar memenuhi persyaratan *Federal Aviation Regulation* atau biasa disebut dengan FAR. FAR merupakan Peraturan Penerbangan Federal, yaitu aturan yang ditentukan oleh Administrasi Penerbangan Federal (FAA) yang mengatur semua kegiatan penerbangan di Amerika Serikat. Dalam persyaratan FAR 23, terdapat beberapa spesifikasi pesawat yang masuk kategori pesawat ringan diantaranya adalah [6] :

- Memiliki berat kurang dari sama dengan 19.000 pounds.
- Dapat menampung tidak lebih dari 19 penumpang
- Memiliki kecepatan rendah kurang dari atau sama dengan 250 knot dan kecepatan tinggi lebih dari 250 knot.

Dinamika gerak pesawat terbang adalah sikap dan respon pesawat terhadap masukan pilot pada pesawat saat terbang. Dalam perancangan pesawat terbang, salah satu hal yang harus diperhatikan adalah mengendalikan gerakan pesawat sehingga pesawat mampu bermanuver sesuai dengan performansi dan kualitas terbang yang diinginkan [7]. Sistem kendali gerak pesawat terbang transport ringan ini dibagi menjadi tiga komponen yaitu sistem aileron, elevator, dan rudder.

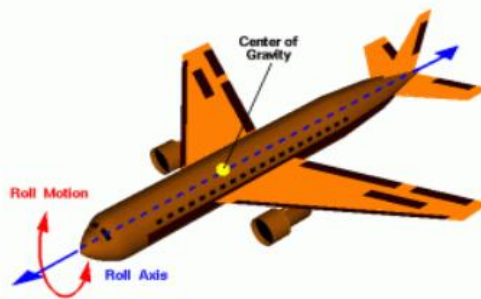


Gambar 2. 1 Sumbu Arah Gerak Pesawat [7]

Pesawat terbang memiliki kemampuan bergerak dalam tiga sumbu (x,y,z) yaitu *rolling*, *pitching* dan *yawing* dimana kemampuan bergerak tersebut dikendalikan oleh sistem kendali terbang (*flight control system*).

a. *Rolling*

Rolling merupakan gerakan berguling akibat naik turunnya sayap kanan atau kiri pesawat yang dikontrol oleh bidang aileron [7]. Pilot menggerakkan bidang kendali aileron yang berada pada wing/sayap melalui control wheel yang ada di dalam kokpit dengan cara diputar ke kiri atau ke kanan . Ketika control wheel diputar ke kanan maka aileron sebelah kanan akan naik keatas dan aileron sebelah kiri akan turun kebawah sehingga pesawat akan berguling atau *rolling* kesebelah kanan. Begitupun sebaliknya, ketika control wheel diputar ke kiri maka aileron sebelah kiri akan naik dan aileron sebelah kanan akan turun sehingga pesawat akan berguling kesebelah kiri.

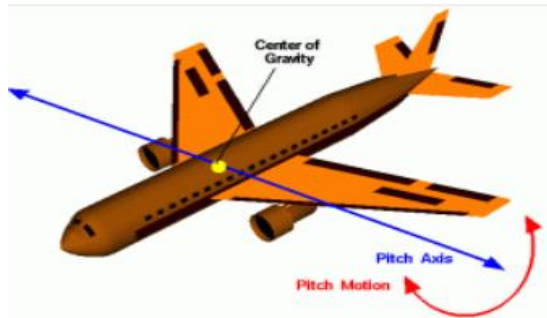


Gambar 2. 2 Gerak Rolling Pada Pesawat Terbang [2]

b. *Pitching*

Pitching merupakan gerakan mengangguk atau naik turunnya hidung atau *nose* pesawat yang dikendalikan oleh bidang elevator [7]. Gerakan ini dapat dilakukan dengan cara menarik atau mendorong *control column* di ruang kokpit. Ketika *control column* ditarik mendekati badan pilot maka elevator keatas dan menyebabkan *nose* pesawat bergerak keatas sehingga pesawat mengangguk ke atas. Begitupun sebaliknya, ketika *control column* didorong menjauhi badan pilot maka elevator turun

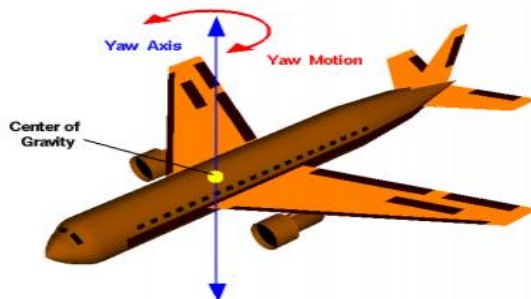
dan menyebabkan *nose* pesawat bergerak kebawah sehingga pesawat mengangguk ke bawah.



Gambar 2. 3 Gerak Pitching Pada Pesawat Terbang [2]

c. *Yawing*

Yawing merupakan gerakan menggeleng atau berbelok kanan atau kiri dalam bidang horizontal yang dikendalikan oleh bidang rudder [7]. Gerakan *yawing* dapat dilakukan dengan menggerakkan bidang kendali rudder yang berada pada vertikal stabilizer melalui rudder pedal. Ketika pedal kanan diinjak maka rudder akan bergerak kekanan sehingga hidung pesawat akan mengarah kekanan. Begitupun ketika pedal kiri diinjak maka rudder akan bergerak ke kiri dan hidung pesawat akan mengarah ke kiri.



Gambar 2. 4 Gerak Yawing Pada Pesawat Terbang [2]

Sedangkan berdasarkan arah, gerak terbang pesawat terbagi menjadi dua yaitu gerak longitudinal dan gerak lateral [8]. Gerak lateral adalah gerak yang bekerja pada sumbu y dan sumbu z badan pesawat yang dikendalikan oleh rudder dan aileron sedangkan gerak longitudinal adalah gerak yang bekerja pada sumbu x dan sumbu z pada badan pesawat yang dikendalikan oleh elevator.

2.3 Model Gerak Longitudinal

Pesawat terbang transport ringan pada penelitian ini dalam keadaan cruise dan terbang pada ketinggian 10.000 kaki dengan kecepatan 100 knot. Dalam memodelkan gerak longitudinal, didefinisikan variabel state q merupakan *pitch rate*, variabel u_x merupakan kecepatan searah sumbu x, variabel w merupakan kecepatan searah sumbu z, θ merupakan sudut *pitch* dan η merupakan *elevator*. Model gerak longitudinal yang digunakan adalah dalam bentuk persamaan keadaan (*state space*) yaitu sebagai berikut :

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t) \end{aligned} \quad (2.1)$$

dimana :

$$x(t) = \begin{bmatrix} q \\ u_x \\ w \\ \theta \end{bmatrix}$$

$$u(t) = [\eta]$$

$$A = \begin{bmatrix} -0,997599 & 0,0021976 & -0,0558953 & 4,42352 \times 10^{-9} \\ -4,56123 & -0,0260704 & 0,196258 & -9,73109 \\ 58,1735 & -0,214291 & -1,17803 & -0,768887 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 2,03804 \\ -0,323397 \\ 2,62654 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

2.4 Autopilot

Autopilot atau pilot otomatis merupakan suatu sistem yang mempertahankan kondisi atau sikap suatu kendaraan tanpa campur tangan dari manusia. Umumnya autopilot dihubungkan dengan pesawat terbang namun dapat juga digunakan pada kapal, drone dan lainnya. Dalam dunia penerbangan, sistem autopilot ini disebut juga dengan nama *Automatic Flight Control System* (AFCS). Autopilot digunakan untuk membantu proses penerbangan terutama dalam tahap-tahap yang membosankan, seperti mempertahankan posisi sikap pesawat pada ketinggian tertentu. Autopilot pada pesawat juga disebut sebagai autopilot perpindahan karena memiliki tugas untuk memulihkan variabel keadaan yang dipertahankan sesuai dengan nilai yang diinginkan.

Autopilot pada suatu pesawat transport modern umumnya diatur melalui berbagai tombol pada suatu Unit Kontrol dan tombol pada *Control wheel*. Autopilot mampu beroperasi di berbagai mode Lateral, mode Longitudinal maupun kombinasi antara mode lateral dan longitudinal. Beberapa jenis sistem autopilot yang umum digunakan untuk pesawat terbang adalah sebagai berikut [9] :

1. Mode Longitudinal
 - (a) *Pitch attitude hold*
 - (b) *Speed/Mach number hold*
 - (c) *Altitude hold*
 - (d) *Glide-slope hold*
2. Mode Lateral
 - (a) *Heading hold*
 - (b) *Bank angle hold atau wing leveler*
 - (c) *VOR-hold*
 - (d) *Turn coordinator*

2.5 Sifat-Sifat Sistem

Sistem memiliki nilai karakteristik yang berbeda-beda. Karakteristik sistem akan menunjukkan sifat sistem dari segi kestabilan, keterkontrolan, dan keteramatannya. Sistem linear invariant-waktu diberikan sebagai berikut :

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t)\end{aligned}$$

2.5.1 Kestabilan

Teorema 2.1 [10]

Diberikan persamaan differensial $\dot{x} = Ax$ dengan matriks A berukuran $n \times n$ dan mempunyai nilai karakteristik yang berbeda $\lambda_1, \dots, \lambda_k$ ($k \leq n$).

- a. Titik asal $\bar{x} = 0$ adalah stabil asimtotik bila dan hanya bila $Re\lambda_i < 0$ untuk semua $i = 1, \dots, k$.
- b. Titik asal $\bar{x} = 0$ adalah stabil bila dan hanya bila $Re\lambda_i \leq 0$ untuk semua $i = 1, \dots, k$ dan untuk semua λ_i dengan $Re\lambda_i = 0$ multiplisitas aljabar sama dengan multiplisitas geometrinya.
- c. Titik asal $\bar{x} = 0$ adalah tak stabil bila dan hanya bila $Re\lambda_i > 0$ untuk beberapa $i = 1, \dots, k$ atau ada λ_i dengan $Re\lambda_i = 0$ dan multiplisitas aljabar lebih besar dari multiplisitas geometrinya.

2.5.2 Keterkontrolan

Definisi 2.1 [10]

Sistem linear (2.1) dikatakan terkontrol bila untuk setiap keadaan sebarang $x(0) = x_0$ ada masukan $u(t)$ yang tidak dibatasi mentransfer keadaan x_0 ke sebarang keadaan akhir $x(t_1) = x_1$ dengan waktu akhir t_1 hingga.

Teorema 2.2 [10]

Syarat perlu dan cukup sistem (2.1) terkontrol adalah :

- $w(0, t_1) = \int_0^{t_1} e^{-A\tau} B B^T e^{-A^T \tau} d\tau$ non-singular
- Matriks : $M_C = (B \mid AB \mid A^2 B \mid \dots \mid A^{n-1} B)$ mempunyai rank sama dengan n

2.5.3 Keteramatan

Definisi 2.2 [10]

Bila setiap keadaan awal $x(0) = x_0$ secara tunggal dapat diamati dari setiap pengukuran keluaran sistem dari waktu $t = 0$ ke $t = t_1$, maka sistem dikatakan “teramati”.

Teorema 2.3

Syarat perlu dan cukup sistem (2.1) teramati adalah :

- Matriks $w(0, t_1) = \int_0^t e^{A^T \tau} C^T C e^{A\tau} d\tau$ non-singular

- Matriks keteramatan $M_o = \begin{pmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{pmatrix}$ mempunyai rank sama dengan n

2.6 Sliding Mode Control

Sliding Mode Control (SMC) merupakan salah satu metode pengendalian berbasis robust control yaitu untuk mengatasi ketidakpastian pemodelan yang biasanya dikarenakan parameter-

parameter dalam plant tidak diketahui atau karena proses penyederhanaan. Ketidakpastian pemodelan tersebut dibedakan menjadi dua hal , yaitu :

1. Ketidakpastian yang terstruktur (*structured uncertainty*)
2. Ketidakpastian yang tidak terstruktur (*unstructured uncertainty*)

2.6.1 Fungsi Switching

Suatu sistem dinamis :

$$\dot{x}^{(n)}(t) = f(x, t) + b(x, t)u + d(t) \quad (2.2)$$

dimana u adalah input kendali, x adalah vektor keadaan, $f(x, t)$ dan $b(x, t)$ berupa fungsi terbatas, $d(t)$ adalah gangguan eksternal. Jika x_d merupakan x yang diinginkan, maka tracking error-nya dapat dinyatakan dengan : $e_r(t) = x(t) - x_d(t)$

Fungsi switching merupakan permukaan $S(x, t)$ di dalam ruang keadaan R^n yang memenuhi persamaan umum [3]:

$$S(x, t) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{n-1} e_r(t) \quad (2.3)$$

Persamaan tersebut diatas digunakan untuk *static sliding mode control*, sedangkan untuk *dynamic sliding mode control* dapat menggunakan persamaan berikut

$$S(x, t) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{(n-1)-1} e_r(t) \quad (2.4)$$

Dimana λ merupakan konstanta positif dan n orde sistem dinamik. Fungsi *switching* ini digunakan untuk menentukan besarnya nilai u agar memenuhi kondisi sliding.

2.6.2 Kestabilan Lyapunov

Definisi 2.3 [10]

Diberikan fungsi $V: E \subset R^n \rightarrow R$ dan $\tilde{x} \in E$ titik ekuilibrium sistem persamaan differensial nonlinier. Fungsi V disebut sebagai fungsi Lyapunov jika memenuhi ketiga pernyataan berikut :

- Fungsi V kontinu dan mempunyai turunan parsial pertama yang kontinu pada E atau $V \in C'(E)$.
- Fungsi $V(x) > 0$ untuk $x \in E$ dengan $x = \tilde{x}$, dan $V(\tilde{x}) = 0$ dengan $x = \tilde{x}$ (dengan titik ekuilibrium \tilde{x} merupakan titik minimum global).
- Fungsi $\dot{V}(x) \leq 0$ untuk setiap $x \in E$.

Berikut adalah definisi yang menjelaskan tentang syarat-syarat suatu fungsi disebut definit positif, definit negatif, semi-definit positif dan semi-definit negatif di domain D yang memuat titik $(0,0)$.

Definisi 2.4 [3]

Misalkan $E(x,y)$ memiliki turunan pertama parsial yang kontinu pada semua titik (x,y) di domain D yang memuat titik $(0,0)$.

- Fungsi E dikatakan definit positif di D jika $E(0,0) = 0$ dan $E(x,y) > 0$ untuk setiap titik-titik (x,y) yang lain di D .
- Fungsi E dikatakan definit negatif di D jika $E(0,0) = 0$ dan $E(x,y) < 0$ untuk setiap titik-titik (x,y) yang lain di D .
- Fungsi E dikatakan semidefinit positif di D jika $E(0,0) = 0$ dan $E(x,y) \geq 0$ untuk setiap titik-titik (x,y) yang lain di D .
- Fungsi E dikatakan semidefinit negatif di D jika $E(0,0) = 0$ dan $E(x,y) \leq 0$ untuk setiap titik-titik (x,y) yang lain di D .

2.6.3 Permukaan Sliding

Fungsi *switching* akan disebut sebagai permukaan *sliding* (*sliding surface*) jika memenuhi [1]:

$$S(x, t) = 0 \quad (2.5)$$

dengan λ suatu konstanta positif yang dipilih ada persamaan $S(x,t) = 0$ menjadi permukaan stabil. Permukaan sliding berupa garis yang merupakan komponen penting dari SMC yaitu sebagai tempat trayektori keadaan meluncur dari kondisi awal (*initial condition*) menuju keadaan yang diinginkan (*reference point*). Jika sistem berorde-2 ($n = 2$) maka permukaan sliding dapat ditulis sebagai berikut :

$$S(x, t) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{2-1} e_r(t) \quad (2.6)$$

$$S(x, t) = \frac{de_r}{dt} + \lambda e_r(t) \quad (2.7)$$

$$S(x, t) = \dot{e}_r + \lambda e_r(t) \quad (2.8)$$

Persamaan tersebut diatas menunjukkan bahwa suatu garis lurus pada bidang $e_r \dot{e}_r$. Permukaan sliding dibagi menjadi dua bagian yaitu $S > 0$ dan $S < 0$. Sistem harus berada pada kondisi sliding agar trayektori keadaan dapat meluncur. Dengan demikian, besar nilai input kendali bergantung pada nilai $S(x,t)$.

2.6.4 Kondisi Sliding

Perancangan *control law* pada metode SMC bertujuan agar $e(t)$ bergerak menuju ke keadaan sliding dan meluncur pada permukaan tersebut untuk semua $t \geq 0$. *Control law* ini dapat diperoleh dengan menerapkan fungsi *Lyapunov* dimana fungsi yang dikonstruksikan merupakan fungsi definit positif, yaitu :

Diberikan suatu $V : S \rightarrow R$ oleh

$$V = \frac{1}{2} S^2 \quad (2.9)$$

dimana fungsi $V(S) = \frac{1}{2} S^2$ merupakan fungsi Lyapunov sesuai dengan definisi (2.3).

Teorema 2.4 [3]

Diasumsikan terdapat sebuah fungsi skalar V pada state x , dengan turunan pertamanya kontinu sehingga memenuhi

1. $V(x)$ merupakan definit positif
2. \dot{V} merupakan definit negatif
3. $V(x) \rightarrow \infty$ untuk $\|x\| \rightarrow \infty$

sehingga merupakan stabil global asimtotik

Fungsi Lyapunov tersebut merupakan stabil global asimtotik sesuai dengan teorema 2.4. Jika u merupakan semidefinit negatif maka fungsi *Lyapunov* tersebut merupakan stabil asimtotik lokal. Kondisi yang harus terpenuhi untuk kestabilan sistem adalah turunan pertama dari persamaan 2.9 yang bersifat definit negatif, yaitu :

- a. $\dot{V}(x) < 0$ untuk $S \neq 0$
- b. $\lim_{|S| \rightarrow \infty} V = \infty$

Kondisi b terbukti pada persamaan (2.9) sedangkan kondisi a dapat dinyatakan sebagai berikut [3]:

$$\dot{V} = S\dot{S} \leq -\eta|S| \quad (2.10)$$

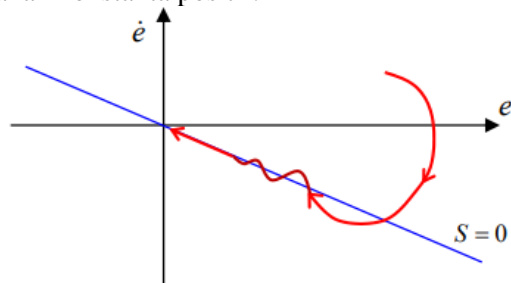
Pertidaksamaan diatas disebut kondisi *sliding*, dimana kondisi tersebut bisa ditulis dalam beberapa bentuk lain yaitu :

$$S\dot{S} < 0$$

atau

$$\dot{S} \text{sgn}(S) \leq -\eta \quad (2.11)$$

dimana η merupakan konstanta positif.



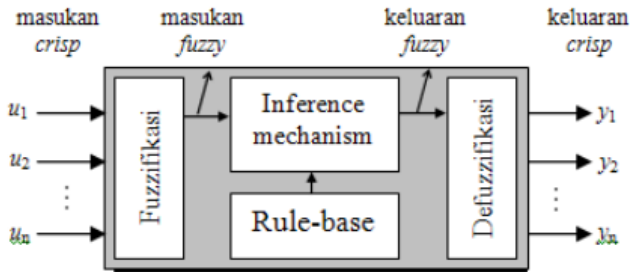
Gambar 2. 5 Kondisi Sliding [11]

Gambar diatas merupakan gambar untuk kondisi *sliding* dimana trayektori keadaan bergerak meluncur pada garis lurus $S = 0$ yang merupakan permukaan *sliding*.

2.7 Fuzzy Logic Control

Suatu pengendali *fuzzy* tersusun dari empat buah komponen yang bekerja bersamaan dan dapat diuraikan sebagai berikut [3]:

- a. *Fuzzification Interface*
Fuzzification Interface diperlukan pada proses *fuzzifikasi* yaitu untuk mengubah masukan nilai *crisp* menjadi nilai *fuzzy*.
- b. *Knowledge Base*
Knowledge Base berisi aturan *fuzzy* yang disebut *rule base* dari sekumpulan fungsi keanggotaan (*data base*)
- c. *Inference Engine*
Inference Engine merupakan mekanisme atau prosedur, penalaran untuk mendapatkan *fuzzy output*.
- d. *Defuzzifikasi*
Defuzzifikasi diperlukan untuk mengubah *fuzzy output* ke nilai *crisp*.



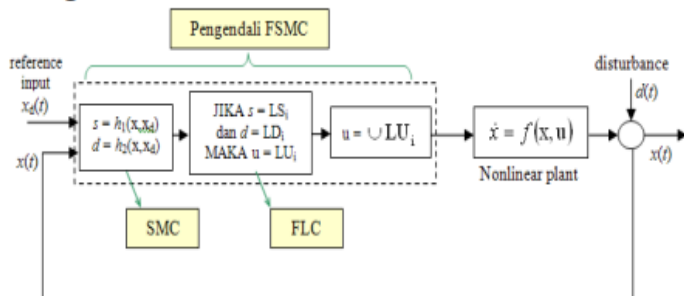
Gambar 2. 6 Struktur Dasar Fuzzy Logic Controller [12]

2.8 Fuzzy Sliding Mode Control

Untuk memperbaiki performansi sistem *Sliding Mode Control* (SMC), dilakukan modifikasi pada SMC dengan menggunakan *Fuzzy Logic Control* (FLC) yang berfungsi untuk mengurangi adanya *chattering* pada respon yang dihasilkan. Sistem ini pada umumnya disebut sebagai *Fuzzy Sliding Mode Control* (FSMC) atau *Sliding Mode Fuzzy Logic Control* (SMFLC).

2.8.1 Skema dasar Fuzzy Sliding Mode Control

Suatu pengendali FSMC memiliki skema dasar sebagai berikut [12]:



Gambar 2. 7 Skema Pengendali FSMC Pada Sistem [12]

Skema diatas menunjukkan skema sistem loop tertutup dimana tampak bahwa sistem pengendali FSMC tersusun oleh dua macam pengendali, yaitu SMC dan FLC. Masukan pada pengendali *fuzzy* adalah dua variabel yang ditentukan sebelumnya melalui pengendali SMC yaitu s_p dan d yang selanjutnya diproses dengan pengendali FLC dengan keluaran dari pengendali FLC ini adalah *control input* u untuk *plant*.

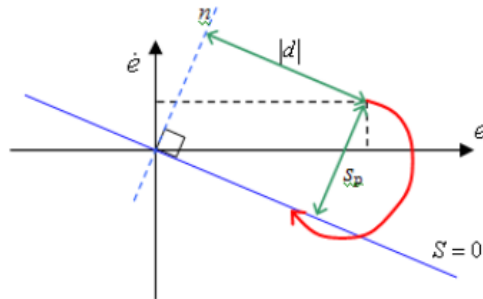
2.8.2 Perancangan Fuzzy Sliding Mode Control

Perancangan pengendali FSMC menggunakan sebuah permukaan *sliding* sebagaimana dalam metode SMC, sehingga menggunakan fungsi *switching*. Namun langkah-langkah dalam merancang pengendali FSMC lebih sederhana daripada SMC karena pada FSMC besarnya u diperoleh dari aturan *fuzzy* dengan bentuk [3]:

$$R_c^i: \text{jika } s = LS_i \text{ dan } d = LD_i \text{ maka } u = LU_i$$

dimana s adalah jarak antara vektor keadaan dan permukaan *sliding* dan d adalah jarak antara vektor keadaan dan vektor normal ke permukaan

sliding dimana vektor normal melalui titik asal dari ruang keadaan. $LS_i \in \mathbf{TS}$ dan $LD_i \in \mathbf{TD}$ masing-masing adalah nilai *fuzzy* dari variabel keadaan *fuzzy* s dan d pada daerah *fuzzy* ke- i dari ruang keadaan *fuzzy*. LU_i adalah vektor masukan *fuzzy* yang berkorespondensi pada daerah *fuzzy* ke- i dari ruang keadaan *fuzzy*. \mathbf{TS} , \mathbf{TD} dan \mathbf{TU} adalah himpunan dari s , d dan u yang mencakup range dari nilai *fuzzy* s , d dan u . Gambar berikut menunjukkan interpretasi dari s atau dalam grafik dinotasikan sebagai S_p dan d :



Gambar 2. 8 Interpretasi Grafis Dari S_p dan d [12]

Berdasarkan gambar diatas, dapat dilihat bahwa S_p dan d dapat dinyatakan sebagai berikut [11] :

$$S_p = \frac{|s|}{\sqrt{1+\lambda^2}} \quad (2.12)$$

$$d = \sqrt{|e_r|^2 - S_p^2} \quad (2.13)$$

BAB III METODE PENELITIAN

3.1 Metode Penelitian

Pada tugas akhir ini , penulis melakukan penelitian berdasarkan langkah-langkah sebagai berikut :

a. Studi Literatur

Pada tahap ini dilakukan identifikasi permasalahan dengan mencari referensi tentang dinamika sistem pesawat terbang, autopilot terutama pada mode longitudinal, sifat-sifat sistem dan tentang metode FSMC. Studi literatur yang terkait tentang permasalahan tersebut diperoleh dari berbagai sumber pustaka baik berupa buku, jurnal, makalah, penelitian sebelumnya atau yang lainnya yang.

b. Analisis Sifat Sistem Awal

Pada tahap ini dilakukan analisis model awal sistem. Model sistem gerak longitudinal akan dianalisis kestabilan, keterkendalian dan keteramatannya.

c. Perancangan kontrol autopilot

Pada tahap ini dirancang kontrol atau kendali autopilot untuk mode *pitch hold*. Perancangan kendali autopilot akan dilakukan dengan menggunakan metode *Sliding Mode Control* (SMC) dan metode *Fuzzy Sliding Mode Control* (FSMC) yang merupakan gabungan antara metode *Sliding Mode Control* (SMC) dengan metode *Fuzzy Logic Control* (FLC). Penerapan metode tersebut diharapkan dapat meminimalkan *chattering* yang terjadi dari respon sistem. Perancangan kendali SMC ini dimulai dengan menentukan fungsi *switching*, kemudian menentukan permukaan *sliding*, kemudian akan ditentukan nilai pengendalinya. Setelah itu akan ditentukan *control law*. Sedangkan dalam perancangan kendali FSMC dimulai dengan menentukan fungsi *switching* seperti pada proses perancangan kendali

SMC. Dari fungsi switching akan ditentukan nilai *fuzzy* dari variabel input yaitu S_p dan d .

d. Simulasi

Pada tahap ini dilakukan simulasi dari kendali autopilot yang telah dirancang. Simulasi akan dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak MATLAB. Dari hasil simulasi akan dianalisis apakah kendali autopilot yang dirancang sudah sesuai dengan yang diinginkan.

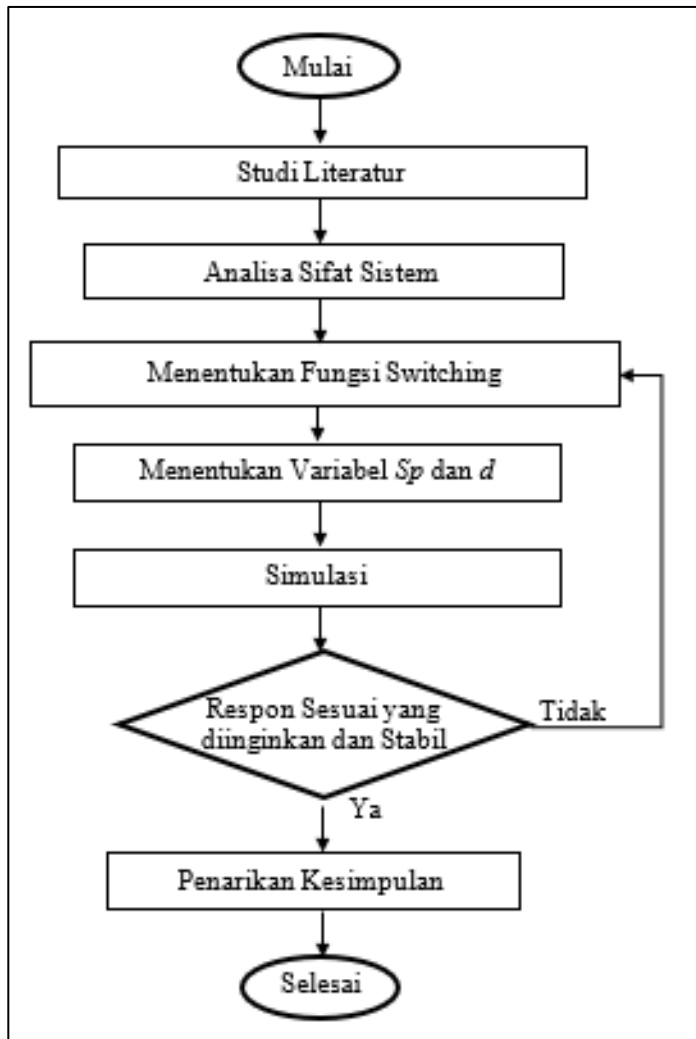
e. Penarikan Kesimpulan

Pada tahap ini dilakukan penarikan kesimpulan setelah simulasi dilakukan yang berdasarkan hasil akhir yang diperoleh

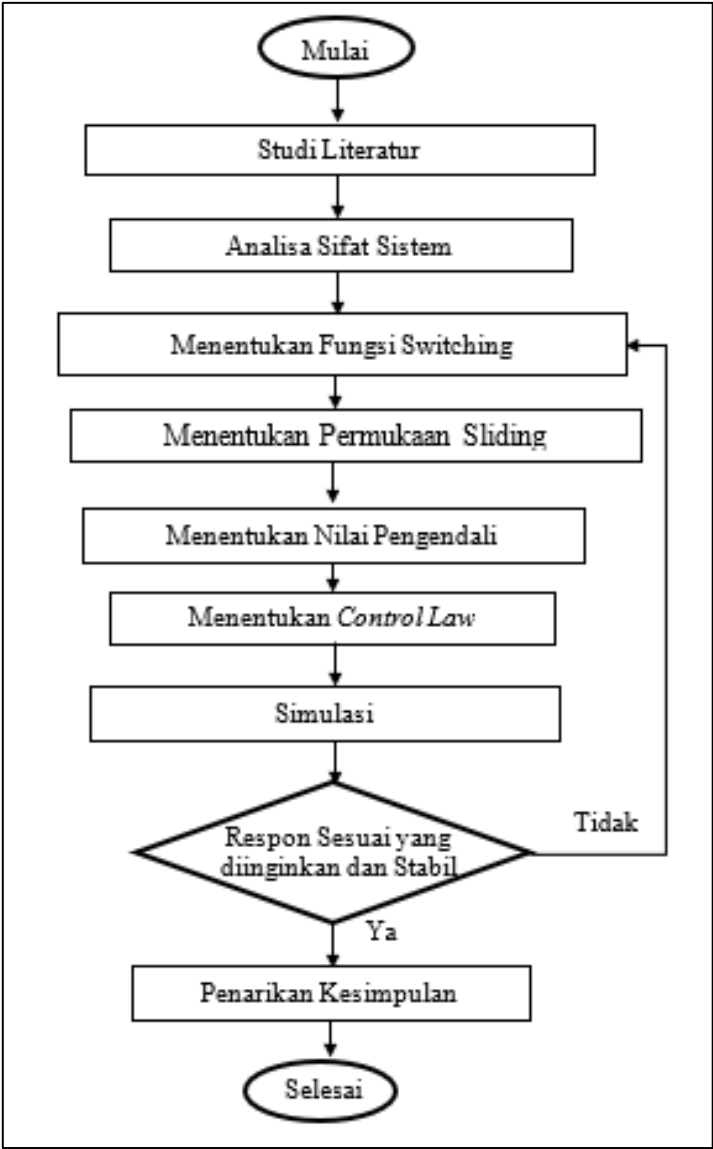
f. Penyusunan Laporan Tugas Akhir

Pada tahap akhir dalam penelitian ini, akan disusun laporan tugas akhir dari pengerjaan penelitian tugas akhir yang telah dilakukan.

3.2 Diagram Alir



Gambar 3 1 Diagram Alir Pengendali FSMC



Gambar 3 2 Diagram Alir Pengendali SMC

BAB IV ANALISIS DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini dijelaskan tentang perancangan autopilot pesawat terbang transport ringan dengan menggunakan metode FSMC. Sebelum dilakukan perancangan, akan dilakukan uji sifat sistem, yaitu kestabilan, keterkontrolan dan keteramatan. Selanjutnya dilakukan perancangan kendali FSMC dan hasil perancangan yang telah dibuat , disimulasikan dengan menggunakan simulink Matlab.

4.1 Analisis Sifat Sistem

Sebelum melakukan perancangan autopilot, dilakukan terlebih dahulu analisis sifat sistem berdasarkan Persamaan (2.1) dimana persamaan tersebut dapat dituliskan kembali dengan memasukkan nilai matriks A, B, C dan D sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{u}_x \\ \dot{w} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,997599 & 0,0021976 & -0,0558953 & 4,42352 \times 10^{-9} \\ -4,56123 & -0,0260704 & 0,196258 & -9,73109 \\ 58,1735 & -0,214291 & -1,17803 & -0,768887 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ u_x \\ w \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2,03804 \\ -0,323397 \\ 2,62654 \\ 0 \end{bmatrix} [\eta]$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ u_x \\ w \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} [\eta] \quad (4.1)$$

4.1.1 Kestabilan

Kestabilan sistem diuji dengan mencari nilai karakteristiknya.

$$|A - \lambda I| = 0$$

$$\begin{aligned} & \begin{vmatrix} -0,997599 & 0,0021976 & -0,0558953 & 4,42352 \times 10^{-9} \\ -4,56123 & -0,0260704 & 0,196258 & -9,73109 \\ 58,1735 & -0,214291 & -1,17803 & -0,768887 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix} \\ & - \begin{vmatrix} \lambda & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \lambda \end{vmatrix} = 0 \\ & \begin{vmatrix} -0,997599 - \lambda & 0,0021976 & -0,0558953 & 4,42352 \times 10^{-9} \\ -4,56123 & -0,0260704 - \lambda & 0,196258 & -9,73109 \\ 58,1735 & -0,214291 & -1,17803 - \lambda & -0,768887 \\ 1 & 0 & 0 & -\lambda \end{vmatrix} = 0 \end{aligned} \quad (4.2)$$

Dengan menggunakan bantuan MATLAB, diperoleh nilai eigen pada persamaan tersebut sebesar :

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= -1.0887 + 1.8071i \\ \lambda_2 &= -1.0887 - 1.8071i \\ \lambda_3 &= -0.0122 + 0.1775i \\ \lambda_4 &= -0.0122 - 0.1775i \end{aligned} \quad (4.3)$$

Hasil dari uji kestabilan sistem diatas menunjukkan bahwa semua bagian real dari nilai eigen bernilai negatif yang berarti bahwa sistem gerak longitudinal pesawat adalah stabil.

4.1.2 Keterkontrolan

Suatu sistem dikatakan terkontrol jika memenuhi Teorema 2.2 . Teorema tersebut diterapkan pada persamaan 4.1 sehingga,

$$A = \begin{vmatrix} 2.0380 \\ -0.3234 \\ 2.6265 \\ 0 \end{vmatrix}$$

$$AB = \begin{vmatrix} -2.1807 \\ -8.7721 \\ 115.5351 \\ 2.0380 \end{vmatrix}$$

$$A^2B = \begin{bmatrix} -4.3017 \\ 13.0176 \\ -262.6482 \\ -2.1807 \end{bmatrix}$$

$$A^3B = \begin{bmatrix} 19.0008 \\ -11.0448 \\ 58.0489 \\ -4.3017 \end{bmatrix}$$

Sehingga matriks keterkontrolannya adalah

$$Mc = \begin{bmatrix} 2.0380 & -2.1807 & -4.3017 & 19.0008 \\ -0.3234 & -8.7721 & 13.0176 & -11.0448 \\ 2.6265 & 115.5351 & -262.6482 & 58.0489 \\ 0 & 2.0380 & -2.1807 & -4.3017 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

dimana memiliki nilai $rank(Mc) = 4$ yang berarti $rank$ pada Mc memiliki nilai yang sama dengan orde sistem sehingga menunjukkan sistem tersebut terkontrol yang artinya bahwa sistem pesawat dapat dilakukan perancangan autopilot untuk memperbaiki respon keluaran sistem.

4.1.3 Keteramatan

Suatu sistem dikatakan teramati jika memenuhi Teorema 2.3. Teorema ini diaplikasikan pada persamaan 4.1 sehingga,

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$CA = \begin{bmatrix} -0.9976 & 0.0022 & -0.0559 & 0 \\ -4.5612 & -0.0261 & 0.1963 & -9.7311 \\ 58.1735 & -0.2143 & -1.1780 & -0.7689 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$CA^2 = \begin{bmatrix} -2.2664 & 0.0097 & 0.1220 & 0.0216 \\ 6.3551 & -0.0514 & 0.0186 & 0.1028 \\ -126.3554 & 0.3859 & -1.9059 & 2.9911 \\ -0.9976 & 0.0022 & -0.0559 & 0 \end{bmatrix}$$

$$CA^3 = \begin{bmatrix} 9.3376 & -0.0314 & -0.0152 & -0.1885 \\ -4.9184 & 0.0113 & -0.3873 & 0.4849 \\ 16.4086 & 0.1207 & 9.3836 & -2.2895 \\ -2.2664 & 0.0097 & 0.1220 & 0.0216 \end{bmatrix}$$

Sehingga didapat matriks keteramatannya adalah

$$Mo = \begin{bmatrix} 1.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 \\ 0.000 & 1.000 & 0.000 & 0.000 \\ 0.000 & 0.000 & 1.000 & 0.000 \\ 0.000 & 0.000 & 0.000 & 1.000 \\ -0.9976 & 0.0022 & -0.0559 & 0 \\ -4.5612 & -0.0261 & 0.1963 & -9.7311 \\ 58.1735 & -0.2143 & -1.1780 & -0.7689 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ -2.2664 & 0.0097 & 0.1220 & 0.0216 \\ 6.3551 & -0.0514 & 0.0186 & 0.1028 \\ -126.3554 & 0.3859 & -1.9059 & 2.9911 \\ -0.9976 & 0.0022 & -0.0559 & 0 \\ 9.3376 & -0.0314 & -0.0152 & -0.1885 \\ -4.9184 & 0.0113 & -0.3873 & 0.4849 \\ 16.4086 & 0.1207 & 9.3836 & -2.2895 \\ -2.2664 & 0.0097 & 0.1220 & 0.0216 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

dimana memiliki nilai $rank(Mo) = 4$ yang berarti $rank$ pada Mo memiliki nilai yang sama dengan orde sistem sehingga menunjukkan sistem tersebut teramati yang artinya bahwa variabel sistem dapat dilakukan estimasi.

Setelah dilakukan analisis sifat sistem, diketahui bahwa sistem bersifat stabil, terkontrol dan teramati sehingga dapat dilakukan perancangan autopilot untuk gerak longitudinal pesawat.

4.2 Desain Sistem Gerak Longitudinal

Pada bagian ini akan dipaparkan tentang model gerak longitudinal pada pesawat transport ringan . Seperti yang telah dijelaskan pada Bab II dan telah dijabarkan pada persamaan (4.1), model gerak longitudinal yang digunakan dalam perancangan autopilot pesawat transport ringan adalah sebagai berikut :

Pitch rate

$$\dot{q} = -0,997599 q + 0,0021976 u_x - 0,0558953 w + (4,42352 \times 10^{-9}) \theta + 2,03804 \eta \quad (4.2)$$

Kecepatan searah sumbu x

$$\dot{u}_x = -4,56123 q - 0,0260704 u_x + 0,196258 w - 9,73109 \theta - 0,323397 \eta \quad (4.3)$$

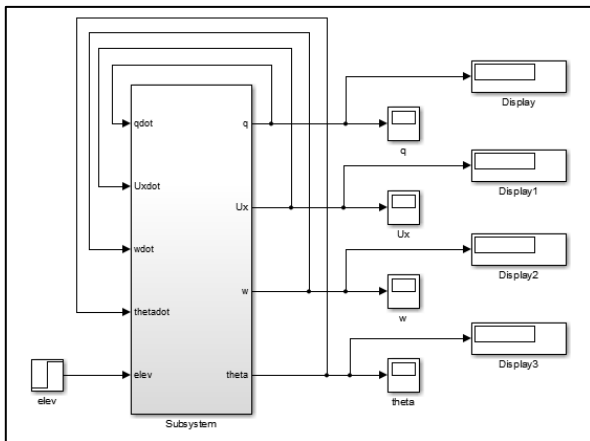
Kecepatan searah sumbu z

$$\dot{w} = 58,1735 q - 0,214291 u_x - 1,17803 w - 0,768887 \theta + 2,62654 \eta \quad (4.4)$$

Sudut *pitch*

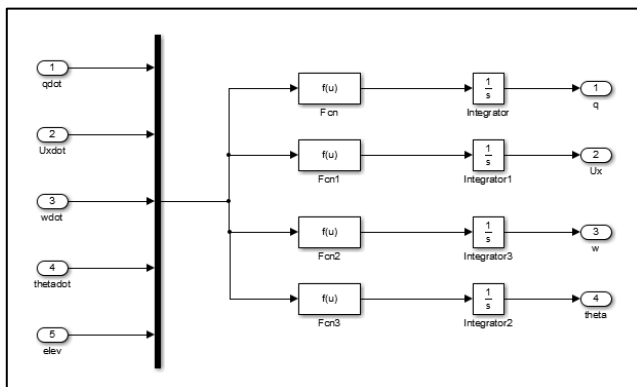
$$\dot{\theta} = q \quad (4.5)$$

Dari model persamaan (4.2 – 4.5) akan diimplementasikan pada simulink Matlab tanpa kontrol seperti pada Gambar 4.1 berikut :



Gambar 4 1 Diagram Blok Sistem Gerak Longitudinal

Pada gambar 4.1 menunjukkan diagram blok gerak longitudinal terdiri dari subsistem model gerak longitudinal dengan masukan berupa sinyal step elevator sedangkan keluaran dari sistem adalah *pitch rate*, kecepatan searah sumbu x , kecepatan searah sumbu z dan sudut *pitch*.



Gambar 4 2 Diagram Blok Subsistem Gerak Longitudinal

Pada gambar 4.2 yang menunjukkan diagram blok dari subsistem gerak longitudinal terdiri dari persamaan (4.2 – 4.5) sehingga menghasilkan keluaran q, u_x, w, θ .

4.3 Perancangan Kendali Gerak Longitudinal Pesawat Dengan SMC

Berdasarkan prosedur pengendali *Sliding Mode Control* (SMC), diuraikan langkah-langkah pengendali SMC untuk persamaan (4.1). Dalam perancangan ini didapatkan satu pengendali yaitu elevator.

Tracking error dari *pitch rate* adalah :

$$\hat{q} = q - q_d$$

Tracking error dari kecepatan searah sumbu x adalah :

$$\widehat{Ux} = Ux - Ux_d$$

Tracking error dari kecepatan searah sumbu z adalah :

$$\widehat{w} = w - w_d$$

Tracking error dari sudut *pitch* adalah :

$$\widehat{\theta} = \theta - \theta_d$$

Tracking error dari persamaan (4.1) akan dilakukan dengan mengakumulasi $\hat{q}, \widehat{Ux}, \widehat{w}$ dan $\widehat{\theta}$ dengan menggunakan proporsi dari nilai matriks B sehingga didapatkan hasil *tracking error* sebagai berikut :

$$e_r(t) = \frac{2,03804}{4,987977} \hat{q} + \frac{-0,323397}{4,987977} \widehat{Ux} + \frac{2,62654}{4,987977} \widehat{w} + \frac{0}{4,987977} \widehat{\theta}$$

$$e_r(t) = \frac{2,03804}{4,987977} \hat{q} + \frac{-0,323397}{4,987977} \widehat{Ux} + \frac{2,62654}{4,987977} \widehat{w} \quad (4.11)$$

dengan q_d, Ux_d, w_d dan θ_d . Karena sistem ber-orde satu, maka bentuk fungsi *switching* nya adalah :

$$S = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{n-1} e_r(t)$$

$$S = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{1-1} e_r(t)$$

$$S = e_r(t)$$

$$S = \frac{2,03804}{4,987977} \hat{q} + \frac{-0,323397}{4,987977} \widehat{Ux} + \frac{2,62654}{4,987977} \widehat{w}$$

$$S = \frac{2,03804}{4,987977} (q - q_d) + \frac{-0,323397}{4,987977} (Ux - Ux_d) + \frac{2,62654}{4,987977} (w - w_d) \quad (4.12)$$

Turunan dari S adalah :

$$\dot{S} = \frac{2,03804}{4,987977} (\dot{q} - \dot{q}_d) + \frac{-0,323397}{4,987977} (\dot{Ux} - \dot{Ux}_d) + \frac{2,62654}{4,987977} (\dot{w} - \dot{w}_d)$$

karena q_d, Ux_d, w_d dan θ_d konstan, maka $\dot{q}_d = 0$, $\dot{Ux}_d = 0$, dan $\dot{w}_d = 0$.

$$\dot{S} = \frac{2,03804}{4,987977} (\dot{q}) + \frac{-0,323397}{4,987977} (\dot{Ux}) + \frac{2,62654}{4,987977} (\dot{w}) \quad (4.13)$$

Kemudian dilakukan substitusi persamaan (4.2) , (4.3) dan (4.4) ke persamaan (4.13).

$$\begin{aligned} \dot{S} = & \frac{2,03804}{4,987977} (-0,997599 q + 0,0021976 u_x - 0,0558953 w \\ & + (4,42352 \times 10^{-9}) \theta + 2,03804 \eta) \\ & + \frac{-0,323397}{4,987977} (-4,56123 q - 0,0260704 u_x \\ & + 0,196258 w - 9,73109 \theta - 0,323397 \eta) \\ & + \frac{2,62654}{4,987977} (58,1735 q - 0,214291 u_x \\ & - 1,17803 w - 0,768887 \theta + 2,62654 \eta) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{S} = & 30,5211 q - 0,11025 u_x - 0,65589 w + 4,7196699 \theta + \\ & 2,00495 \eta \end{aligned} \quad (4.14)$$

Selanjutnya ditentukan nilai dari $\hat{\eta}$ dari persamaan (4.14) dengan nilai $\dot{S} = 0$.

$$\begin{aligned} 30,5211 q - 0,11025 u_x - 0,65589 w + 4,7196699 \theta \\ + 2,00495 \eta = 0 \end{aligned}$$

Sehingga diperoleh $\hat{\eta}$ sebagai berikut :

$$\hat{\eta} = \frac{30,5211 q - 0,11025 u_x - 0,65589 w + 4,7196699 \theta}{-2,00495}$$

$$\hat{\eta} = -15,22287 q + 0,054989 u_x + 0,3271 w - 2,08467 \theta \quad (4.15)$$

Berdasarkan *control law* yang memenuhi kondisi sliding adalah sebagai berikut :

$$\eta = \hat{\eta} - K \operatorname{Sgn}(S) \quad (4.16)$$

Kemudian dilakukan substitusi persamaan (4.15) ke persamaan (4.16).

$$\eta = (-15,22287 q + 0,054989 u_x + 0,3271 w - 2,08467 \theta) - K \operatorname{Sgn}(S) \quad (4.17)$$

Selanjutnya dilakukan persamaan (4.17) ke dalam persamaan (4.14).

$$\begin{aligned} \dot{S} = & 30,5211 q - 0,11025 u_x - 0,65589 w + 4,7196699 \theta \\ & + 2,00495 ((-15,22287 q + 0,054989 u_x \\ & + 0,3271 w - 2,08467 \theta) - K \operatorname{Sgn}(S)) \end{aligned}$$

$$\dot{S} = -2,00495 K \operatorname{Sgn}(S) \quad (4.18)$$

Agar memenuhi kondisi sliding , maka :

$$S\dot{S} \leq -\eta_a |S| \quad (4.19)$$

Kemudian dirancang nilai K dengan cara mensubstitusikan persamaan (4.18) ke dalam persamaan (4.19).

$$S(-2,00495 K \operatorname{Sgn}(S)) \leq -\eta_a |S|$$

$$(-2,00495 K \operatorname{Sgn}(S)) \leq -\frac{\eta_a |S|}{S}$$

$$K \geq \frac{\eta_a}{2,00495 \operatorname{Sgn}(S)}$$

(4.20)

Jika $S > 0$ maka $K \geq \frac{\eta_a}{2,00495}$ dan jika $S < 0$ maka $K \geq -\frac{\eta_a}{2,00495}$ atau bisa dituliskan sebagai $-K \leq \frac{\eta_a}{2,00495}$. Berdasarkan dua pertidaksamaan tersebut maka dapat dinyatakan bahwa :

$$-K \leq \frac{\eta_a}{2,00495} \leq K$$

$$\left| \frac{\eta_a}{2,00495} \right| \leq K$$

$$K = \text{maks} \left| \frac{\eta_a}{2,00495} \right| \quad (4.21)$$

Kemudian digunakan suatu *boundary layer* untuk meminimalkan *chattering* dengan mengubah fungsi *signum* (*sgn*) pada persamaan (4.16) menjadi fungsi *saturasi* (*sat*), sehingga dapat dinyatakan sebagai berikut:

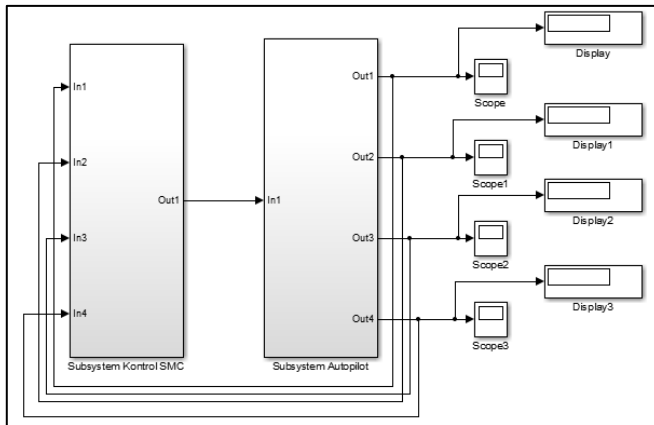
$$\eta = \hat{\eta} - K \text{Sat}\left(\frac{S}{\phi}\right) \quad (4.22)$$

Jika dilakukan substitusi persamaan (4.22) dengan persamaan (4.15) dan (4.21).

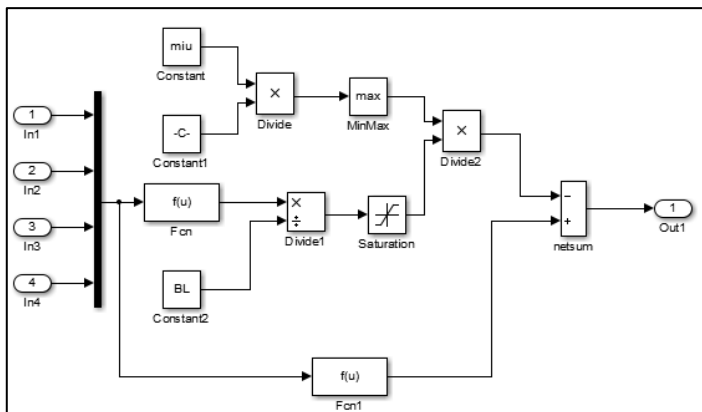
$$\eta = -15,22287 q + 0,054989 u_x + 0,3271 w - 2,08467 \theta - \text{maks} \left| \frac{\eta_a}{2,00495} \right| \text{Sat}\left(\frac{S}{\phi}\right) \quad (4.23)$$

Jadi, persamaan (4.23) merupakan persamaan kontrol SMC untuk sistem gerak longitudinal pesawat.

Kemudian, dilakukan simulasi dengan mengimplementasikan persamaan (4.23) pada Simulink Matlab dengan desain diagram blok sebagai berikut :



Gambar 4 3 Diagram Blok Gerak Longitudinal Dengan Kontrol FSMC



Gambar 4 4 Diagram Blok Subsystem Kontrol SMC

4.4 Perancangan Kendali Gerak Longitudinal Pesawat Dengan FSMC

Pada bagian ini akan dirancang pengendali FSMC untuk sistem gerak longitudinal pesawat. Pengendali dengan FSMC diperlukan variabel input S_p dan d dari *Sliding Mode Control*, sehingga diperlukan fungsi

switching yang sama seperti pada perancangan pengendali SMC yang dinyatakan dalam persamaan (4.12).

Nilai maksimal variabel input S_p dan d dapat dicari dengan menggunakan persamaan (2.12) dan (2.13) dimana nilai error yang dimasukkan merupakan nilai error maksimal dari masing-masing variabel keadaan yang berpengaruh pada kontrol yang dirancang, sehingga didapatkan :

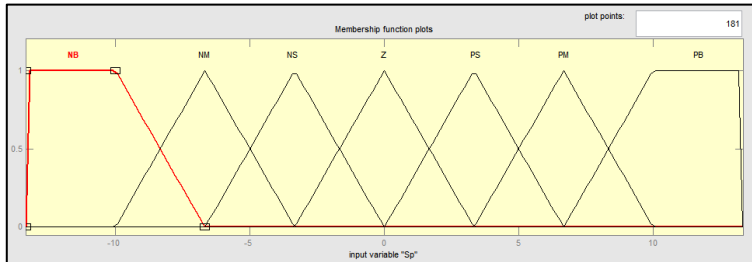
$$\begin{aligned}
 S_p &= \frac{|S|}{\sqrt{1 + \lambda^2}} \\
 &= \frac{|e_r|}{\sqrt{1 + \lambda^2}} \\
 &= \frac{\left| \frac{2,03804}{4,987977} (0,825) + \frac{-0,323397}{4,987977} (150) + \frac{2,62654}{4,987977} (30) \right|}{\sqrt{1 + 10^2}} \\
 &= \frac{133,927}{\sqrt{101}} \\
 &= 13,326
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 d &= \sqrt{|e_r|^2 - S_p^2} \\
 &= \sqrt{\left| \frac{2,03804}{4,987977} (0,825) + \frac{-0,323397}{4,987977} (150) + \frac{2,62654}{4,987977} (30) \right|^2 - 13,326^2} \\
 &= 133,26
 \end{aligned}$$

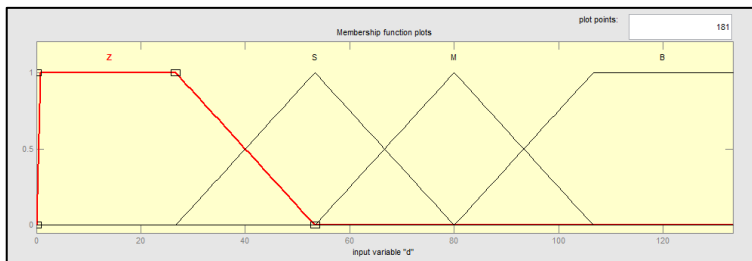
Setelah mendapatkan nilai input S_p dan d seperti tersebut diatas, maka didapatkan interval berupa keanggotaan S_p dan d sebagai berikut :

$$\begin{aligned}
 S_p &\in [-13,326 \quad 13,326] \\
 d &\in [0 \quad 133,26]
 \end{aligned}$$

Range S_p dan d selanjutnya digunakan untuk mendesain *fuzzy* dengan fungsi keanggotaan S_p dan d dengan menggunakan *fuzzy logic design* pada Matlab.

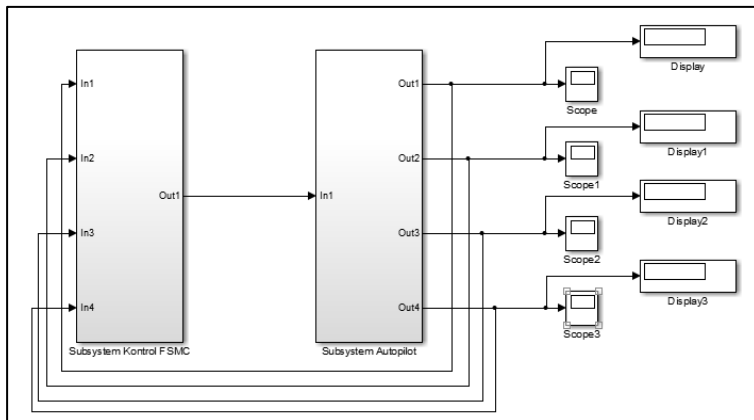


Gambar 4 5 Fungsi Keanggotaan S_p

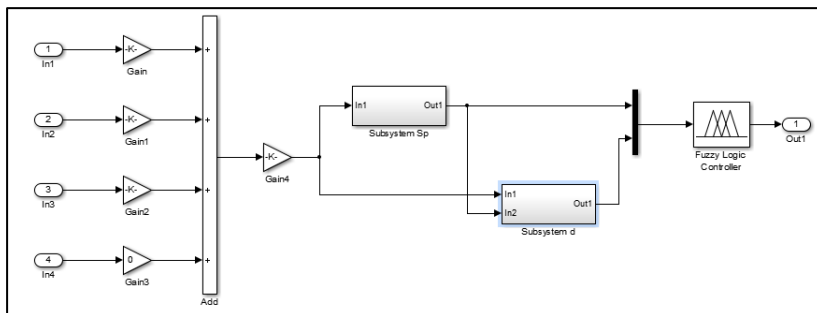


Gambar 4 6 Fungsi Keanggotaan d

Selanjutnya adalah mengimplementasikan rancangan *fuzzy* pada diagram blok Simulink Matlab dimana desain diagram blok perancangan autopilot dengan FSMC adalah sebagai berikut :



Gambar 4 7 Diagram Blok Gerak Longitudinal Dengan FSMC

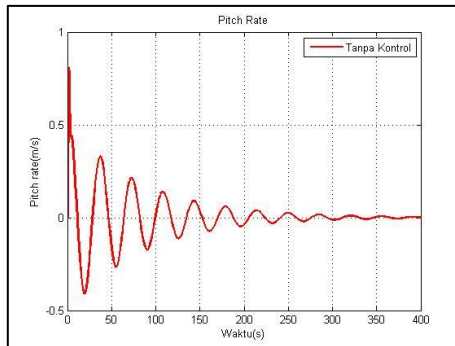


Gambar 4 8 Diagram Blok Subsystem Kontrol FSMC

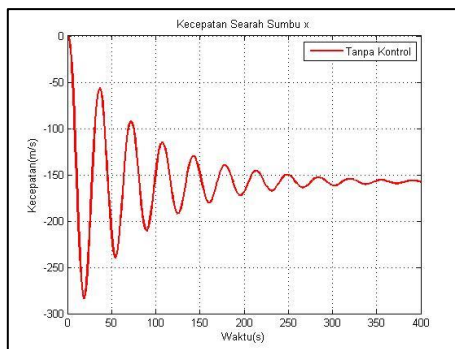
4.5 Simulasi dan Analisa Hasil Desain Autopilot

4.5.1 Simulasi Model Gerak Longitudinal

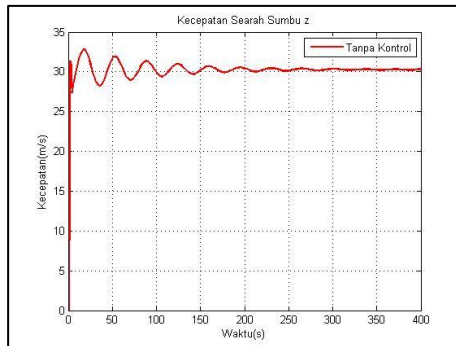
Setelah dibentuk diagram blok seperti pada gambar (4.1) dan (4.2), maka dengan menggunakan Simulink Matlab disimulasikan model gerak longitudinal pesawat.



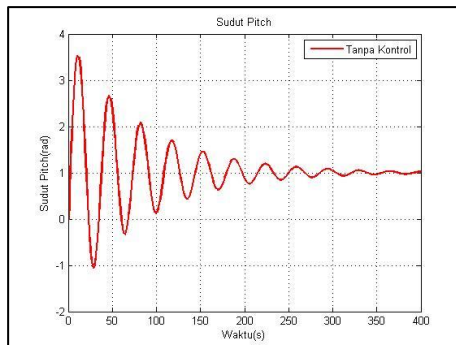
Gambar 4 9 Grafik Pitch Rate



Gambar 4 10 Grafik Kecepatan Searah Sumbu x



Gambar 4.11 Grafik Kecepatan Searah Sumbu z

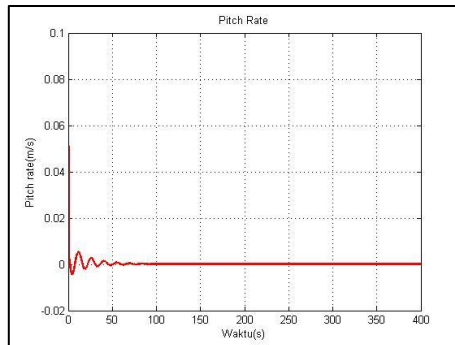


Gambar 4.12 Grafik Sudut Pitch Tanpa Kontrol

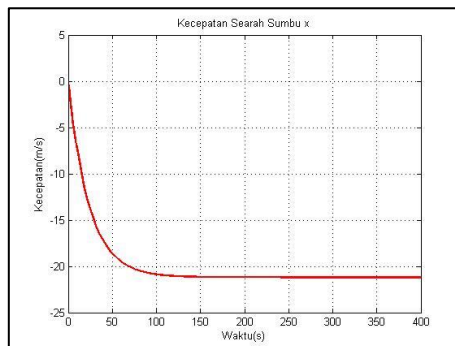
Pada gambar (4.9 – 4.12) terlihat bahwa *pitch rate*, kecepatan searah sumbu x, kecepatan searah sumbu z dan sudut *pitch* membutuhkan waktu cukup lama untuk stabil dan memiliki nilai osilasi yang cukup besar.

4.5.2 Simulasi Model Gerak Longitudinal Dengan SMC

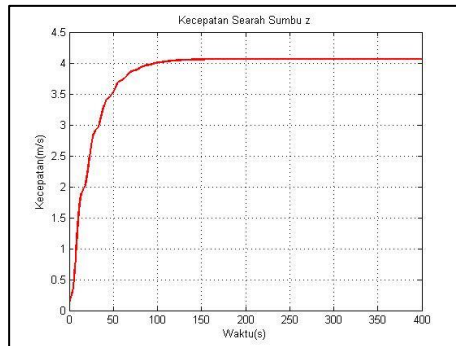
Berdasarkan simulasi yang dilakukan melalui implementasi diagram blok pada gambar (4.3) mendapatkan hasil grafik seperti berikut :



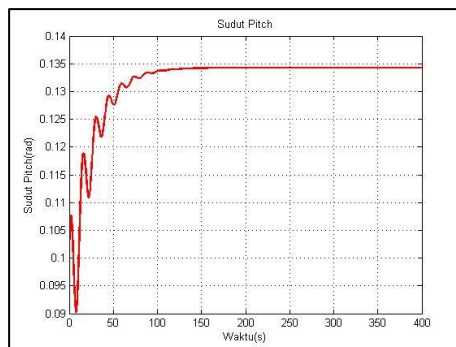
Gambar 4 13 Grafik Pitch Rate Dengan SMC



Gambar 4 14 Grafik Kecepatan Searah Sumbu x Dengan SMC



Gambar 4 15 Grafik Kecepatan Searah Sumbu z Dengan SMC



Gambar 4 16 Grafik Sudut Pitch Dengan SMC

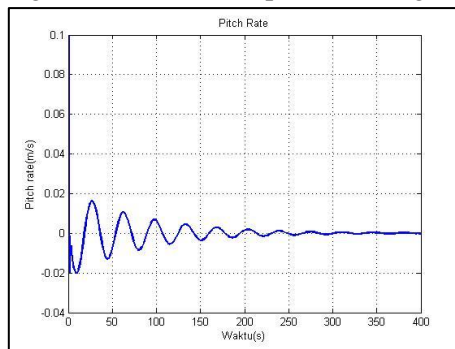
Pada gambar (4.13) terlihat bahwa grafik *pitch rate* mengalami osilasi yang cukup kecil dan stabil pada detik ke-50. Nilai *overshot* turun dari 0,7914 menjadi 0,1. Selain itu kontrol SMC memperbaiki *error pitch rate* sampai 99,975% dilihat dari respon sistem tanpa kontrol.

Kecepatan searah sumbu x yang ditunjukkan oleh gambar (4.14) masih jauh dari kesetimbangannya namun *error* sistem turun hingga 98,331%, begitupun dengan kecepatan searah sumbu z yang ditunjukkan oleh gambar (4.16) dimana *error* sistem berkurang sebesar 98,289%.

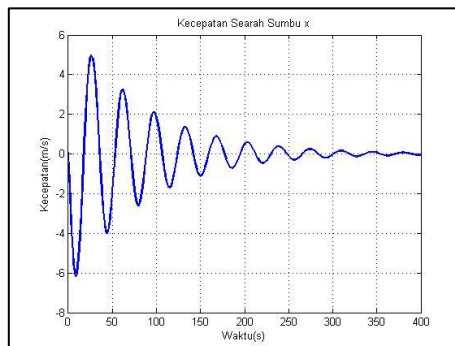
Sedangkan pada gambar (4.16) yang menunjukkan grafik sudut *pitch* terlihat bahwa osilasi mengecil dari pada ketika sebelum diberi kontrol. Pada sistem ini terjadi perubahan *error* hingga mencapai 98,814% dari sebelum diberi kontrol SMC.

4.5.3 Simulasi Model Gerak Longitudinal Dengan FSMC

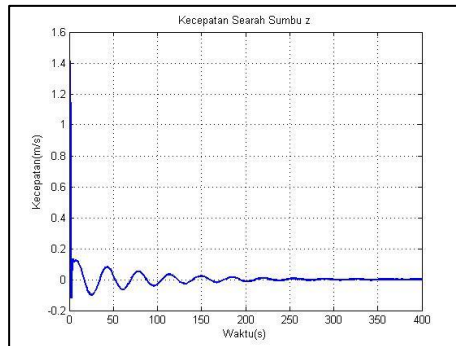
Berdasarkan simulasi yang dilakukan melalui implementasi diagram blok pada gambar (4.7) mendapatkan hasil grafik seperti berikut:



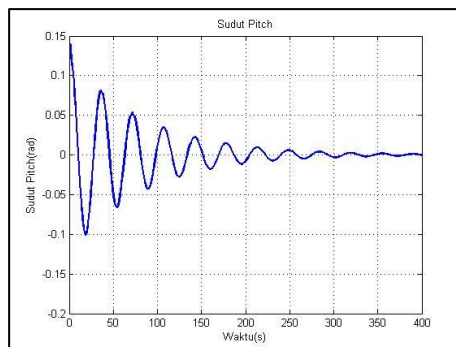
Gambar 4 17 Grafik Pitch Rate Dengan FSMC



Gambar 4 18 Grafik Kecepatan Searah Sumbu x Dengan FSMC



Gambar 4 19 Grafik Kecepatan Searah Sumbu z Dengan FSMC



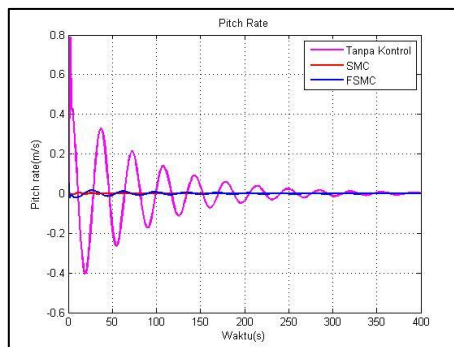
Gambar 4 20 Grafik Sudut Pitch Dengan FSMC

Pada gambar (4.17) terlihat bahwa osilasi *pitch rate* masih terjadi tetapi lebih kecil dari pada ketika tanpa kontrol. *Pitch rate* disini terlihat membutuhkan waktu lebih lama untuk stabil dibandingkan dengan ketika diberikan kontrol SMC. Sedangkan FSMC dalam kecepatan searah sumbu x memperbaiki nilai *overshoot* hingga pada nilai 6,185. Sedangkan kecepatan searah sumbu z yang ditunjukkan oleh gambar (4.19) terlihat bahwa nilai *overshoot* turun menjadi 1,45. Sudut *pitch* yang ditunjukkan pada gambar (4.20) mengalami *overshoot* yang sedikit lebih besar

daripada ketika mendapat kontrol SMC yaitu 0,14. Secara keseluruhan, FSMC memperbaiki *error* pada masing-masing respon sistem hingga mencapai 99% dari respon sistem tanpa kontrol yang telah disimulasikan sebelumnya.

4.5.4 Perbandingan Performansi Kontrol SMC dan FSMC Pada Gerak Longitudinal Pesawat

Setelah melakukan simulasi sistem dengan memberikan kontrol SMC dan FSMC, selanjutnya akan dilakukan perbandingan dari metode kontrol yang diberikan kepada sistem gerak longitudinal pesawat ini dengan tujuan untuk mengetahui bagaimana performa sistem ketika diberikan masing-masing metode kontrol tersebut.

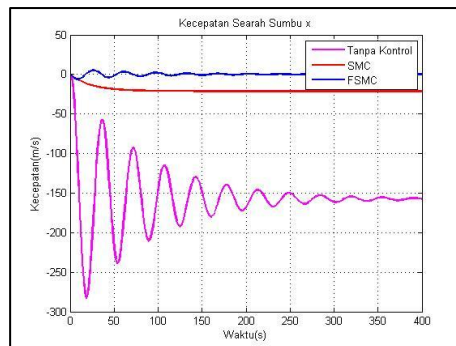


Gambar 4 21 Grafik Pitch Rate Dengan SMC dan FSMC

Pada gambar (4.21) terlihat sistem memberikan respon terhadap kontrol SMC dan FSMC yang hampir sama, terlihat perbedaan di 100 detik pertama dimana masih ada osilasi yang terjadi walaupun dengan nilai yang kecil. Jika dilihat dari *error*-nya, kontrol SMC memiliki nilai *error* yang lebih kecil yaitu 0,00000548429 sedangkan kontrol FSMC memiliki *error* 0,000185.

Tabel 4 1 Spesifikasi Respon Pitch Rate

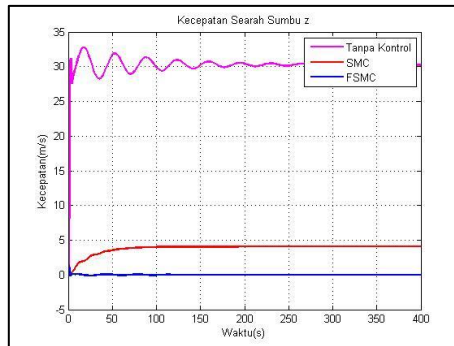
Spesifikasi	SMC	FSMC
Overshot	0,1	0,1
Error	5,48E-06	0,000185

**Gambar 4 22 Grafik Kecepatan Searah Sumbu x Dengan SMC dan FSMC**

Pada gambar (4.22) yang merupakan respon sistem gerak longitudinal pesawat ketika diberikan kontrol SMC dan FSMC. Terlihat bahwa respon sistem atas kontrol SMC stabil namun belum menuju titik kesetimbangannya dan memiliki nilai *overshoot* 21,2 sedangkan ketika diberi kontrol FSMC , sistem stabil menuju nilai kesetimbangannya dengan osilasi yang cukup kecil di 100 detik pertama. Nilai *overshoot*-nya pun lebih kecil yaitu mencapai nilai 6,185.

Tabel 4 2 Spesifikasi Respon Kecepatan Searah Sumbu x

Spesifikasi	SMC	FSMC
<i>Overshoot</i>	21,2	6,185
Error	408,387	2,639857

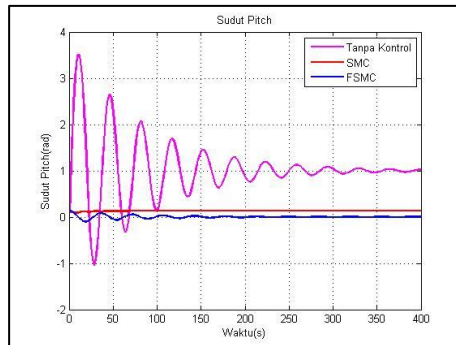


Gambar 4 23 Grafik Kecepatan Searah Sumbu z Dengan SMC dan FSMC

Pada gambar (4.23) , sistem memberikan respon yang baik ketika diberi kontrol SMC maupun FSMC. Ketika diberi kontrol SMC, sistem stabil pada detik ke-100 namun tidak menuju nilai kesetimbangannya. Sedangkan ketika diberi kontrol FSMC, sistem stabil mulai stabil pada detik ke-150 dan menuju nilai kesetimbangannya.

Tabel 4 3 Spesifikasi Respon Kecepatan Searah Sumbu z

Spesifikasi	SMC	FSMC
<i>Overshoot</i>	4,05	1,415
Error	15,01226	0,022132



Gambar 4 24 Grafik Sudut Pitch Dengan SMC dan FSMC

Pada Gambar (4.24) , respon sistem terhadap adanya kontrol SMC cukup baik, hanya membutuhkan waktu kurang dari 50 detik untuk stabil, berbeda dengan respon sistem terhadap kontrol FSMC yang masih mengalami osilasi pada 150 detik pertama. Namun jika dilihat dari nilai *error*, kontrol FSMC memiliki *error* yang lebih kecil yaitu 0,001406.

Tabel 4 4 Spesifikasi Respon Sudut Pitch

Spesifikasi	SMC	FSMC
<i>Overshoot</i>	0,1342	0,14
Error	0,017371	0,001406

Tabel 4.5 berikut menunjukkan perbandingan *error* dari metode SMC dan FSMC.

Tabel 4 5 Perbandingan Error

	SMC	FSMC
q	5,48E-06	0,000185
U _x	408,387	2,639857
w	15,01226	0,022132
theta	0,017371	0,001406

Sedangkan pada tabel 4.6 berikut ditunjukkan prosentase perubahan nilai error metode SMC dengan FSMC.

Tabel 4 6 Prosentase Perubahan Error

	SMC	FSMC	Selisih
q	99,975%	99,167%	-0,808%
U _x	98,331%	99,989%	1,658%
w	98,289%	99,997%	1,708%
theta	98,814%	99,904%	1,090%
Rata-Rata			0,912%

Dapat dilihat bahwa hasil yang diperoleh dari penerapan metode FSMC pada sistem gerak longitudinal pesawat mampu memperbaiki rata-rata *error* sampai 0,912% jika dibandingkan dengan respon yang ditunjukkan ketika diterapkan metode SMC pada sistem gerak longitudinal yang sama.

Tabel berikut menunjukkan besar *overshoot* yang terjadi dalam respon sistem atas penerapan metode SMC dan FSMC.

Tabel 4 7 Prosentase Perubahan Overshoot

	SMC	FSMC	Selisih
q	87,364%	87,364%	0,000%
U _x	92,506%	97,814%	5,308%
w	87,630%	95,678%	8,048%
theta	96,166%	96,000%	-0,166%
Rata-Rata			3,298%

Dapat dilihat bahwa nilai *overshoot* yang terjadi pada respon sistem atas penerapan SMC sama dengan penerapan FSMC pada *pitch rate* yaitu memiliki prosentase perubahan *overshoot* sebesar 87,364%. Perubahan nilai *overshoot* pada kecepatan searah sumbu x dan kecepatan searah sumbu z menunjukkan nilai yang lebih baik ketika sistem gerak longitudinal mendapat kendali FSMC. Namun hal ini berbeda dengan hasil yang ditunjukkan oleh sudut *pitch* dimana perubahan nilai *overshoot* lebih baik ketika mendapatkan kendali SMC. Secara keseluruhan, penerapan metode FSMC pada sistem gerak longitudinal pesawat terbang mampu memperbaiki osilasi respon hingga mencapai 3,298% lebih baik dari pada ketika diterapkan metode SMC.

BAB V PENUTUP

Pada bab ini berisi tentang beberapa kesimpulan yang dihasilkan berdasarkan penelitian yang telah dilakukan dan saran yang dapat digunakan jika penelitian ini dikembangkan.

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan analisis terhadap hasil perancangan dan simulasi yang dilakukan dalam Tugas Akhir ini, diperoleh kesimpulan bahwa :

1. *Fuzzy Sliding Mode Control* dapat diterapkan pada perancangan sistem autopilot gerak longitudinal pesawat terbang transport ringan dengan menentukan fungsi *switching* dari *tracking error*. Dari fungsi *switching* tersebut ditentukan variabel Sp dan d yang merupakan variabel input pada *Fuzzy Logic Control*. Selanjutnya dilakukan simulasi menggunakan Simulink pada Matlab2013a.
2. Performansi sistem autopilot dengan memberikan kontrol FSMC diperoleh hasil bahwa secara keseluruhan respon dari penerapan metode SMC dan FSMC adalah stabil. Respon atas penerapan metode SMC pada sistem gerak longitudinal pesawat menunjukkan perubahan *error* dari sistem gerak longitudinal tanpa kontrol sebesar 99,975% pada *pitch rate* , 98,331% pada kecepatan searah sumbu x , 98,289% pada kecepatan searah sumbu z dan 98,814% pada sudut *pitch*. Sedangkan ketika sistem gerak longitudinal pesawat diterapkan metode FSMC, respon sistem menunjukkan perubahan *error* dari sistem gerak longitudinal tanpa kontrol sebesar 99,167% pada *pitch rate*, 99,989% pada kecepatan searah sumbu x , 99,997% pada kecepatan searah sumbu z dan 99,904% pada sudut *pitch*.. Secara keseluruhan, metode FSMC mampu memperbaiki *error* respon sistem hingga 0,912% dibandingkan metode SMC . Jika dilihat

dari nilai *overshoot*, penerapan metode FSMC mampu memperbaiki nilai *overshoot* respon sistem hingga rata-rata prosentase penurunannya mencapai 3,298% lebih baik jika dibandingkan dengan hasil penerapan SMC.

5.2 Saran

Adapun saran yang diajukan untuk pengembangan penelitian selanjutnya adalah perancangan kendali menggunakan optimasi pada metode FSMC untuk mendapatkan respon sistem yang lebih baik dan memberikan gangguan yang mempengaruhi sistem.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Federal Aviation Administration. 2009. "Advanced Avionik Handbook". Buku. Washington DC : U.S. Department of Transportation.
- [2] Vatikasari, Maya. 2018. "Desain Linear Quadratic Gaussian (LQG) Untuk Gerak Longitudinal Pesawat Tempur. Tugas Akhir. Surabaya : Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [3] Oktafianto, Kresna. 2018. "Desain dan Analisa Kendali Gerak Autonomous Underwater Vehicle Menggunakan Metode Fuzzy Sliding Mode Control". Surabaya : Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [4] Purnawan, Heri, Mardlijah dan Purwanto, E.B. 2017. "Design of Linear Quadratic Regulator (LQR) Control System for Flight Stability of LSU-05". Journal; of Physics : Conference Series.
- [5] Mardlijah, Ismanto, Wawan dan Usadha, I Gusti N. R. 2009. "Desain Kontrol Posisi pada Panel Surya dengan Menggunakan Metode Fuzzy Sliding Mode Control (FSMC)". Jurnal Limits Vol. 2 No. 1.
- [6] Federal Aviation Administration. 2009. "Part 23 - Small Airplane Certification Process Study". Buku. Washington DC : U.S. Department of Transportation.
- [7] Sukandi, Agus. 2010. "Pengendali Gerak Longitudinal Pesawat Terbang dengan Metode Decoupling". Jurnal Politeknologi Vol. 9 No. 3.
- [8] Sani, Resi, Apriliani, E dan Irawan, M. I. 2016. "Estimasi Variabel Keadaan Gerak Longitudinal Pesawat Terbang Menggunakan Metode Fuzzy Kalman Filter". Jurnal Sains dan Seni ITS Vol. 5 No. 2.

- [9] Jenie, Said D. dan Budiyono, Agus. 2006. "Automatic Flight Control System". Buku. Bandung : Department of Aeronautics and Astronautics, ITB.
- [10] Subiono. 2013. "Sistem Linear dan Kontrol Optimal Version 2.2.1". Buku. Surabaya : Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [11] Palm, Rainer. 1996. "Model Based Fuzzy Control". Buku. USA: Springer.
- [12] Rizan, Rifqi I. 2008. "Analisis dan Perancangan Sistem Pengendali Pada Inverted Pendulum Menggunakan Metode Fuzzy Sliding Mode Control". Tugas Akhir. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [13] McLean, Donald. 1990. "Automatic Flight Control System". Buku. UK : Prentice Hall International Ltd.

LAMPIRAN

Source Code

1. Uji Sifat Sistem

```
%Uji Sifat Sistem
%Model
A = [-0.997599 0.0021976 -0.0558953 4.42352e-009
      -4.56123 -0.0260704 0.196258 -9.73109
      58.1735 -0.214291 -1.17803 -0.768887
      1 0 0 0];
B = [2.03804
      -0.323397
      2.62654
      0];
C = [1 0 0 0
      0 1 0 0
      0 0 1 0
      0 0 0 1];
D = [0
      0
      0
      0];

%Cek Kestabilan Matriks A
Stabil = eig(A);

%Cek Keterkontrolan
B1 = B;
B2 = A*B;
B3 = A*A*B;
B4 = A*A*A*B;
Mc = [B1(:,1) B2(:,1) B3(:,1) B4(:,1)];
rankMc = rank(Mc);
```

```
%Cek Keteramatan
C1 = C;
C2 = C*A;
C3 = C*A*A;
C4 = C*A*A*A;
Mo = [C1; C2; C3; C4];
rankMo = rank(Mo);
```

BIODATA PENULIS



Sima Nur Abidah, lahir di Tulungagung , 24 April 1998 . Anak satu bersaudara alias anak tunggal ini sangat suka dengan kegiatan sosial. Sejak masuk dunia perkuliahan, dia aktif di berbagai kegiatan sosial maupun organisasi. Mulai dari menjadi Pengajar Tangguh ITS Mengajar For Indonesia 2016, Volunteer Sosmas BEM ITS 2015/2016, Staff HCD LMB ITS 2016/2017 , Staff Big Event Ibnu Muqhlah 2016/2017 , Staff Education Movement BEM ITS 2016/2018, Wakil Ketua 1 HIMATIKA ITS 2017/2018, Deputi Kemenkoan BEM ITS 2018/2019, Relawan Pengajar TBM Kawan Kami Dolly, Koordinator Peduli Sekitar Regional Tulungagung, dan kini sedang merintis satu gerakan pengabdian di Surabaya. Gadis yang pernah belajar Taekwondo ini juga menjadi seorang pemandu dan telah mengikuti Latihan Ketrampilan Manajemen Mahasiswa (LKMM) dari tingkat Pra TD, TD, TM dan TL serta pernah menjadi Fasilitator LKMM TM ITS 2018. Dia memegang prinsip bahwa ketika kita meringankan beban orang lain maka percayalah beban kita akan diringankan Allah melalui tangan-tangan tak terduga. Man Jadda Wa Jada. Segala kritik, saran maupun pertanyaan dapat disampaikan melalui simanurabidah@gmail.com.