



TUGAS AKHIR – KM184801

**Desain Kendali Sistem Gerak *Bow Thruster*
Pada *Autonomous Surface Vehicle* Dengan
Menggunakan Metode *Sliding Mode Control***

THERESYA BEATRIZ

NRP. 06111640000128

Dosen Pembimbing

Dr. Dieky Adzkiya, S.Si, M.Si

Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D

DEPARTEMEN MATEMATIKA

Fakultas Sains Dan Analitika Data

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

Tahun 2020



FINAL PROJECT – KM184801

***Control Design of Bow Thruster Motion System
for Autonomous Surface Vehicle using Sliding
Mode Control Method***

THERESYA BEATRIZ
NRP. 06111640000128

Supervisors:

Dr. Dieky Adzkiya, S.Si, M.Si
Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D

DEPARTEMENT OF MATHEMATICS
Faculty of Science and Data A
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya
2020

LEMBAR PENGESAHAN

**Desain Kendali Sistem Gerak Bow Thruster Pada
Autonomous Surface Vehicle Dengan Menggunakan
Metode Sliding Mode Control
Control Design of Bow Thruster Motion System for
Autonomous Surface Vehicle using Sliding Mode Control
Method**

TUGAS AKHIR

Diajukan untuk memenuhi salah satu syarat
Untuk memperoleh gelar Sarjana Matematika
Pada bidang studi Ilmu Komputer
Program Studi S-1 Departemen Matematika
Fakultas Sains dan Analitika Data
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya

Oleh :

THERESYA BEATRIZ

NRP. 06111640000128

Menyetujui,

Dosen Pembimbing II

Dosen Pembimbing I



Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D
NIP. :19751120 200212 1 002

Dr. Dickv Adzkiya, S.Si, M.Si
NIP. 19830517 200812 1 003

Mengetahui,
Kepala Departemen Matematika

FSAD ITS



Subchan, Ph.D
NIP. 19710513 199702 1 001
Surabaya, 16 Agustus 2020

**Desain Kendali Sistem Gerak *Bow Thruster* Pada
Autonomous Surface Vehicle Dengan Menggunakan
Metode *Sliding Mode Control***

Nama : Theresya Beatriz
NRP : 06111640000128
Jurusan : Matematika FSAINS ITS
Pembimbing : 1. Dr. Dieky Adzkiya, S.Si, M.Si
2. Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D

ABSTRAK

Autonomous Surface Vehicle atau ASV merupakan sebuah kapal tanpa awak yang mampu menyusuri perairan secara otomatis. Dikarenakan ASV tidak memiliki awak maka dibutuhkan sistem kontrol gerak. Salah satu komponen terpenting dalam ASV adalah bow thruster. Bow thruster adalah alat pendorong yang memperkecil diameter manuver kapal sehingga menghasilkan efisiensi putaran manuver yang besar. Sistem kontrol tersebut berguna untuk menjaga kapal agar bergerak sesuai dengan setpoint dan mendapatkan respon yang diinginkan. Metode sistem kontrol yang dapat digunakan yaitu dengan metode *Sliding Mode Control* (SMC). Pada Tugas Akhir ini, model bow thruster yang memiliki 2 DOF yaitu kecepatan motor dan kecepatan air dalam terowongan. Dari hasil penelitian, ditunjukkan bahwa rancangan sistem kontrol gerak bow thruster menghasilkan settling time yang cukup lama yaitu pada rentan 20 detik tetapi memiliki steady state error yang kurang dari 3% dan overshoot 0%.

Kata kunci: *Autonomous Surface Vehicle* (ASV), *Bow Thruster*, *Sliding Mode Control* (SMC).

***Control Design of Bow Thruster Motion System for
Autonomous Surface Vehicle using Sliding Mode Control
Method***

Nama : Theresya Beatriz
NRP : 06111640000128
Jurusan : Matematika FSAINS ITS
Pembimbing : 1. Dr. Dieky Adzkiya, S.Si, M.Si
2. Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D

ABSTRACT

Autonomous Surface Vehicle or ASV is an unmanned ship that is able to navigate the waters automatically. Because ASV does not have a crew, motion control systems are needed. One of the most important components in ASV is the bow thruster. Bow thruster is a booster that reduces the diameter of the ship's maneuver so as to produce a large round maneuver efficiency. The control system is useful to keep the ship moving according to the setpoint and get the desired response. The control system method that can be used is the Sliding Mode Control (SMC) method. In this Final Project, a model that has 2 DOF is the motor speed and speed of the water flow in the sleeve. From the results of the study, it was shown that the design of the bow thruster motion control system produces a long settling time that is vulnerable at 20 seconds but has a steady state error of less than 3% and 2% overshoot.

Key Word: *Autonomous Surface Vehicle (ASV), Bow Thruster, Sliding Mode Control (SMC).*

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur penulis panjatkan kehadirat Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat dan hidayah-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir yang berjudul

“Control Design of Bow Thruster Motion System for Autonomous Surface Vehicle using Sliding Mode Control Method”

Sebagai salah satu syarat kelulusan Program Sarjana Departemen Matematika FMKSD Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya.

Tugas Akhir ini dapat terselesaikan dengan baik berkat bantuan dan dukungan dari berbagai pihak. Oleh karena itu, penulis menyampaikan ucapan terimakasih dan penghargaan kepada :

1. Bapak Subchan, Ph.d selaku Kepala Departemen Matematika ITS dan Ibu Dr. Dwi ratna Sulistyaningrum, MT selaku Sekretaris Departemen Matematika ITS yang telah memberikan dukungan dan bimbingan selama perkuliahan hingga terselesaikannya Tugas Akhir ini.
2. Bapak Dr. Dieky Adzkiya, S.Si, M.Si dan Bapak Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D selaku dosen pembimbing atas segala bimbingan dan motivasinya kepada penulis dalam mengerjakan Tugas Akhir ini sehingga dapat terselesaikan dengan baik.
3. Ibu Dr. Valeriana Lukitosari, S.Si, MTI selaku dosen wali yang telah memberikan arahan akademik selama penulis menempuh perkuliahan.

4. Bapak Drs. Suhud Wahyudi, M.Si, ibu Dr. Dra. Mardlijah, MT dan ibu Dr. Tahiyatul Asfihani, S.Si, M.Si selaku dosen penguji yang sudah membantu dalam memberi saran dalam membentuk tugas akhir saya agar semakin baik.
5. Bapak dan Ibu dosen serta para staff Jurusan Matematika ITS yang tidak dapat penulis sebutkan satu-persatu.
6. Bapak Teguh Herlambang selaku dosen UNUSA yang telah memberikan arahan dalam pengerjaan tugas akhir.
7. Kedua orang tua saya, Bapak Yohanes Arief Kusuma dan Ibu Dyah Istiningsih yang selalu mendoakan, menyemangati, dan memberikan saran terbaik untuk penulis selama penulis menempuh kuliah di Departemen Matematika Fakultas Sains ITS hingga penulis bisa mencapai titik ini.
8. C.F. Noval yang terus menyemangati dan memberikan motivasi penuh kepada penulis.
9. Teman tugas akhir, Mayga Kiki yang memberikan nasehat dan masukan positif untuk penulis agar terus semangat.
10. Teman-teman mahasiswa Matematika ITS yang telah memberikan masa-masa berkesan bagi penulis selama menjadi bagian dari mereka.
11. Teman teman Keluarga Mahasiswa Katolik yang selalu menemani saya mengerjakan tugas akhir sebelum corona.
12. Semua pihak yang tidak bisa penulis sebutkan satu-persatu, terima kasih telah memberikan saran, dukungan, motivasi dan membantu sampai terselesaikannya Tugas Akhir ini.

Penulis juga menyadari bahwa dalam Tugas Akhir ini masih terdapat kekurangan. Oleh sebab itu, kritik dan saran yang bersifat membangun sangat penulis harapkan demi kesempurnaan pada Tugas Akhir ini. Akhirnya, penulis berharap semoga Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi banyak pihak.

Surabaya, Agustus 2020

Penulis

DAFTAR ISI

ABSTRAK	vii
ABSTRACT	ix
KATA PENGANTAR	xi
DAFTAR ISI	xv
DAFTAR GAMBAR	xix
DAFTAR TABEL	xxii
DAFTAR SIMBOL	xxiv
BAB 1	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	3
1.3 Batasan Masalah	3
1.4 Tujuan	4
1.5 Manfaat	4
BAB 2	5
2.1 Penelitian Terdahulu	5
2.2 Autonomous Surface Vehicle	6
2.3 Bow Thruster	7
2.3.1 Model Motor	9
2.3.2 Baling-baling.....	10
2.3.3 Kecepatan Air pada Terowongan <i>Bow thruster</i> ...	12
2.3.4 Model keseluruhan.....	13
2.4 Kestabilan, Keterkontrolan dan Keteramatan Sistem .	14
2.4.1 Kestabilan Sistem.....	14

2.4.2 Keterkontrolan Sistem.....	15
2.4.3 Keteramatan Sistem	15
2.5 Kestabilan Lyapunov	17
2.6 Metode Sliding Mode Control	19
BAB 3	25
3.1 Tahap Penelitian.....	25
3.2 Alur Penelitian	29
BAB 4	31
4.1 Pemodelan Gerak Bow Thruster	31
4.2 Perancangan Sistem Kontrol SMC pada Model Non Linier.....	36
4.2.1 Perancangan Sistem Kontrol pada Sistem Motor (ωm).....	36
4.2.2 Perancangan Sistem Kontrol pada Sistem aliran arus air pada bow thruster (Ua).....	39
4.2.3 Simulasi Sistem Control Dengan Metode SMC Pada Model Non Linier.....	43
4.2.4 Simulasi Sistem Control dengan Gangguan.....	48
4.3 Analisa Lyapunov Sistem Kontrol SMC Model Non Linier.....	50
4.4 Linierisasi Persamaan Nonlinier Sistem Gerak Bow Thruster ASV	53
4.4.1 Kestabilan, Keterkontrolan dan Keteramatan	62
4.5 Simulasi Model Linier <i>Bow Thruster</i>	64
4.6 Perancangan Sistem Control SMC Pada Model Linier	67
4.6.1 Perancangan Sistem Control Kecepatan Motor ...	67

4.6.2 Perancangan Sistem Control Kecepatan Aliran Air Dalam Terowongan.....	69
4.6.3 Simulasi Sistem Control Dengan Metode SMC Pada Model Linier.....	72
4.7 Analisis Kestabilan Lyapunov Sistem Control SMC Pada Model Linier.....	77
BAB 5	81
5.1 Kesimpulan	81
5.2 Saran	82
DAFTAR PUSTAKA	83
BIODATA PENULIS	87

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Autonomous Surface Vehicle C Worker	7
Gambar 2.2 Elemen Utama dari Model.....	9
Gambar 2.3 Sudut dari Angle of Attack dari baling-baling propeller	11
Gambar 2.4 Grafik koefisien gaya angkat dan gaya seret dengan angle of attack	12
Gambar 2.5 Kondisi Sliding.....	22
Gambar 3.1 Bagan Metode Penelitian Desain Kendali Sistem Bow Thruster ASV Secara umum.....	29
Gambar 3.2 Flow Chart SMC.....	30
Gambar 4.1 Diagram Blok Bow thruster ASV 2 DOF Non Linier Tanpa Kontrol	33
Gambar 4.2 Diagram Blok subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan	34
Gambar 4.3 (a), (b) Respon grafik tanpa kontroller sistem. 35	
Gambar 4.4 Diagram blok ASV dengan metode SMC	44
Gambar 4.5. Diagram Blok Control SMC Model Non Linier Bow thruster.....	44
Gambar 4.6 Diagram Blok subsistem Bow thruster	45
Gambar 4.7 Respon Kontrol SMC Model Non Linier pada Kecepatan Motor.....	46
Gambar 4.8. Respon Kontrol SMC Model Non Linier pada Kecepatan arus air.....	46
Gambar 4.9 Grafik Nilai Control Voltase Bow Thruster	47

Gambar 4.10 Grafik Nilai Control Kecepatan Kapal model Bow Thruster	48
Gambar 4.11 Diagram Blok Subsistem Bow thruster dengan gangguan berupa pengecilan nilai input.....	49
Gambar 4.12 Respon Kecepatan Motor sistem Bow Thruster setelah diberi gangguan berupa pengecilan nilai input	49
Gambar 4.13 Respon Kecepatan air dalam terowongan sistem Bow Thruster setelah diberi gangguan berupa pengecilan nilai input.....	50
Gambar 4.14 Diagram Blok Bow thruster Linier Tanpa Kontrol	64
Gambar 4.15 Diagram Blok subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan	65
Gambar 4.16 (a), (b) Respon grafik Model Linier Bow Thruster ASV tanpa kontroller sistem	66
Gambar 4.17 Diagram blok ASV dengan metode SMC	73
Gambar 4.18. Diagram Blok Control SMC Bow thruster ...	73
Gambar 4.19 Diagram Blok subsistem Bow thruster	74
Gambar 4.21. Respon Kontrol SMC pada Kecepatan arus air	75
Gambar 4.18 Grafik Nilai Control Voltase Bow Thruster ..	76
Gambar 4.19 Grafik Nilai Control Kecepatan Kapal model Bow Thruster	76

DAFTAR TABEL

<i>Tabel 4.1 Nilai Parameter Model Bow Thruster ASV.....</i>	<i>32</i>
--	-----------

DAFTAR SIMBOL

ω_m	=	kecepatan motor (rad/sec)
U_a	=	momentum air (m/s)
U_0	=	kecepatan awal kapal (m/s)
T	=	gaya dorong <i>thruster</i> (N)
V_s	=	Voltase motor
Q	=	torsi <i>propeller</i>
N	=	rasio gear (untuk mengurangi perputaran mesin)
R	=	jari-jari <i>propeller</i> (m)
p	=	sudut baling-baling (rad)
A	=	luas penampang <i>tunnel</i> (m ²)
$Drag$	=	gaya tarik (N)
θ	=	sudut (rad)
γ	=	rasio massa tambahan
α_e	=	sudut efektif (rad)
ρ	=	massa jenis air (m/m ³)
$Lift$	=	gaya angkat (N)
L	=	panjang trowongan (m)
$\Delta\beta$	=	koefisien momentum

BAB 1

PENDAHULUAN

Pada bab ini dijelaskan mengenai hal-hal yang menjadi latar belakang permasalahan yang dibahas dalam Tugas Akhir. Permasalahan-permasalahan tersebut disusun ke dalam suatu rumusan masalah. Selanjutnya dijabarkan juga batasan masalah untuk mendapatkan tujuan yang diinginkan serta manfaat yang diperoleh dari Tugas Akhir.

1.1 Latar Belakang

Autonomous Surface Vehicle atau ASV merupakan sebuah kapal tanpa awak yang mampu menyusuri perairan secara otomatis. ASV mampu bergerak dari suatu lokasi ke lokasi lain dengan bantuan sebuah sistem navigasi berupa *waypoint* dimana titik-titik lokasinya telah ditentukan sebelumnya. ASV dilengkapi dengan GPS (*Global Positioning System*), sensor gas, sensor pH, *bluetooth*, serta telemetri. Ketika lokasi telah ditentukan, kapal akan bergerak otomatis dan mengukur kadar gas serta kualitas air yang ada di sekitar lokasi kapal secara real time [1]. *Autonomous Surface Vehicle* telah digunakan untuk berbagai operasi militer sejak perang dunia ke dua. Semakin berkembangnya jaman yang diikuti dengan perkembangan teknologi yang pesat, membuat negara-negara maju berlomba-lomba mengembangkan teknologi ASV ini untuk memperkuat pertahanan dan keamanan negara masing-masing. Dalam bidang militer, ASV mempunyai beberapa fungsi antara lain seperti kegiatan intelijen, pengawasan, pengintaian, dan patroli perbatasan [2].

Pada sebuah kapal seperti ASV, sebagian besar tabrakan terjadi pada saat proses manuver kapal, dan karena hal tersebut operasi manuver kapal dianggap sebuah proses yang penting dalam pengoperasian kapal. Pada saat manuver dilakukan,

posisi kapal amatlah sulit untuk melakukan olah gerak yang diameternya efisien. Sehingga dibutuhkan alat pendorong ini agar diameter manuver kapal dapat diperkecil yang menghasilkan efisiensi putaran manuver yang besar. Unit pendorong tersebut terdiri dari suatu propeller atau baling baling yang berada dalam satu terowongan (tunnel) pada bagian melintang kapal dan dilengkapi dengan suatu alat bantu seperti motor hidrolis atau elektrik [3].

Selama beroperasi, air dipaksa masuk melalui terowongan tersebut untuk mendorong kapal sehingga bergerak menyamping sesuai keperluan kapal, kecepatan arus air yang bergerak melalui terowongan ini ternyata berpotensi menghasilkan ausnya bagian-bagian *bow thruster*. Tidak hanya itu, getaran yang dihasilkan motor saat berfungsi juga mampu mengakibatkan masalah serupa, sehingga biasanya dilakukan banyak perawatan manual yang rutin dilakukan, seperti pengambilan sumbu kemudi pada motor, pemotongan pada bagian *web frame* dan melubangi plat lambung bagian haluan, sehingga akhirnya banyak potongan *web frame*, dan plat lambung bagian haluan yang menjadi *scrap*. Selain itu, pemasangan ini memerlukan bantuan alat berat untuk proses pemasangannya [4].

Oleh karena itu, penulis menerapkan metode *Sliding Mode Control* (SMC) untuk membuat desain kendali sistem *bow thruster* pada *Autonomous Surface Vehicles* (ASV) guna mengurangi terjadinya keausan pada bagian-bagian *bow thruster*. Metode SMC merupakan metode kendali pensaklaran berkecepatan tinggi. Metode SMC dipilih karena metode ini memiliki kepekaan yang baik terhadap ketidakpastian beban dan parameter dari luar dan menggunakan *high speed switching* untuk membawa trajektori status dari sistem linier ke sebuah permukaan dalam ruang status yang disebut *sliding surface*, lalu trajektori diperlihara agar tetap berada di *sliding surface*, dimana pada kasus ini metode SMC ini cocok untuk kondisi model yang kemudian akan diteliti. Waktu yang dibutuhkan

oleh *state* untuk mencapai permukaan lancar sering disebut dengan *hitting time* [5]. Selain itu, SMC memiliki beberapa keunggulan, yaitu sifatnya yang sangat *robust*, mampu bekerja dengan baik pada sistem nonlinear yang memiliki ketidakpastian model ataupun parameter [6].

Pada tahun 2017, Teguh Herlambang melakukan penelitian yang berjudul “Desain Sistem Kendali Gerak *Surge*, *Sway* dan *Yaw* pada *Autonomous Underwater Vehicle* Dengan Metode *Sliding Mode Control*”. Hasil penelitiannya menunjukkan bahwa dengan menerapkan metode SMC menghasilkan akurasi yang baik dengan error 0.03 untuk gerak surge dan 0.04% untuk gerak sway serta 0.5% untuk gerak *yaw* [7]. Dari beberapa hasil penelitian tersebut, pada Tugas Akhir ini penulis membahas topik mengenai pembuatan desain kendali sistem *bow thruster* pada *Autonomous Surface Vehicle* dengan menggunakan metode *Sliding Mode Control* (SMC).

1.2 Rumusan Masalah

Permasalahan yang ingin diselesaikan dalam proposal Tugas Akhir ini antara lain:

1. Bagaimana mendesain kendali sistem gerak *bow thruster* pada *Autonomous Surface Vehicle* (ASV) dengan metode *Sliding Mode Control* sehingga sistem bow thruster memiliki nilai osilasi yang kecil.
2. Bagaimana hasil analisa dari simulasi penerapan metode SMC pada sistem *bow thruster* ASV.

1.3 Batasan Masalah

Untuk memfokuskan penelitian Tugas Akhir ini, maka perlu diambil suatu batasan masalah. Batasan masalah dalam Tugas Akhir ini yaitu:

1. ASV yang diteliti dengan sistem propulsi *double bow thruster* yang sudah disinkronisasi menggunakan CPP (*Controllable Pitch Propeller*).

2. Parameter-parameter untuk bow thruster yang digunakan penulis merujuk pada parameter-parameter penelitian A.J. Healey tahun 1994 yang berjudul “*Toward an Improved Understanding of Thruster Dynamics*”.

1.4 Tujuan

Tujuan dari proposal Tugas Akhir ini, yaitu :

1. Mendapatkan desain kontrol dari sistem gerak *bow thruster* pada *Autonomous Surface Vehicle (ASV)* dengan metode *Sliding Mode Control*.
2. Mendapatkan hasil analisa dari desain kendali sistem bow thruster pada ASV dengan *Sliding Mode Control*.

1.5 Manfaat

Manfaat yang diharapkan dari proposal Tugas Akhir ini, yaitu:

1. Memperoleh sistem kendali SMC dengan pada sistem bow thruster *Autonomous Surface Vehicle (ASV)*.
2. Sebagai rujukan untuk pembuatan control sistem gerak bow thruster pada *Autonomous Surface Vehicle (ASV)*.

BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA

Pada bab ini dijelaskan tentang teori-teori utama maupun penunjang yang terkait dengan permasalahan dalam Tugas Akhir antara lain penelitian terdahulu, *Autonomous Surface Vehicle*, *Bow Thruster*, kestabilan sistem, kestabilan Lyapunov dan metode *Sliding Mode Control*. Teori-teori tersebut digunakan sebagai acuan dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.

2.1 Penelitian Terdahulu

Pada sub-bab ini dijelaskan mengenai penelitian yang pernah dilakukan sebelumnya yang dibagi menjadi beberapa hal berdasarkan topik. Berikut beberapa hal tersebut:

1. Untuk metode *sliding mode control* (SMC) penulis menggunakan referensi dari jurnal Teguh Herlambang pada tahun 2017. Penelitian yang dilakukan berjudul “Desain Sistem Kendali Gerak *Surge*, *Sway* dan *Yaw* Pada Autonomous Underwater Vehicle Dengan Metode Sliding Mode Control”. Hasil penelitiannya menunjukkan bahwa dengan menerapkan metode SMC menghasilkan akurasi yang baik dengan *error* 0.03% untuk gerak *surge* dan 0.04% untuk gerak *sway* serta 0.5% untuk gerak *yaw* [7]. Selain itu, Pada tahun 2018 Teguh Herlambang dan Subchan juga melakukan penelitian yang berjudul “*Design of Surge and Roll Motion Control System of ITS UNUSA AUV using PID Controller*”. Hasil penelitiannya menunjukkan bahwa dengan menerapkan metode kontrol PID dengan *error* 0.01% untuk gerak *surge* dan 4.2 % untuk gerak *roll* [8].
2. Untuk model sistem *bow thruster* penulis menggunakan referensi berupa penelitian berjudul “*Toward an Improved Understanding of Thruster Dynamics*” oleh A.J. Healey dari Stanford University [8]. Kemudian untuk model linier,

- digunakan rujukan dari penelitian berjudul “*Linearization of two-state thruster model*” oleh Dieky Adzkiya, Hendro Nurhadi dan Teguh Herlambang pada tahun 2019 [9]. Hasil penelitian akhir menunjukkan sebuah bentuk linier dari sistem *bow thruster* yang kemudian memungkinkan untuk dilakukan penelitian lebih lanjut terkait desain kendali dari sistem bow thruster tersebut.
3. Untuk metode *sliding mode control*, penulis menggunakan referensi berupa jurnal berjudul “Perancangan Sistem Pengaturan Kestabilan *Autonomous Underwater Vehicle* (AUV) untuk Gerak Lateral Menggunakan *Sliding Mode Control*(SMC)” oleh Septian Ainur Rofiq, Rusdhianto Effendi. AK, dan Aries Sulisetyono dari Institut Teknologi Sepuluh Nopember pada tahun 2014. Hasil penelitian pada jurnal ini menunjukkan bahwa SMC dapat mempertahankan AUV tetap pada lintasan 0 radian dengan osilasi maksimal pada lintasan persegi, segitiga dan jajaran genjang sebesar 0.19 radian.
 4. Untuk metode *sliding mode control*, penulis juga menggunakan referensi jurnal Teguh Herlambang, Erna Apriliani, Hendra Cordova dan Mardlijah pada tahun 2011 yang berjudul “Desain Pengendalian Ketinggian Air Dan Temperatur Uap Pada Sistem *Steam Drum Boiler* Dengan Metode *Sliding Mode Control* (SMC)” dengan hasil penelitian yang memperoleh kesimpulan bahwa secara umum, pengendali SMC *robust* terhadap gangguan eksternal baik bernilai kecil maupun besar, serta terhadap gangguan internal baik dengan memperkecil parameter maupun memperbesar parameter.

2.2 Autonomous Surface Vehicle

Istilah *Unmanned Surface Vehicle* (USV) atau *Autonomous Surface Vehicle* (ASV) dimaksudkan sebagai wahana yang dioperasikan pada permukaan air tanpa awak. USV sebenarnya telah diujicobakan sejak Perang Dunia II, namun belum terlalu

dikenal karena kapal-kapal pengintai tanpa awak seperti OWL Mk II masih diklasifikasikan sebagai *Autonomous Underwater Vehicle* (AUV). Kemudian Kanada mengembangkan konsep torpedo COMOX sebelum penyerangan ke Normandia. USV didesain untuk mengeluarkan asap selama penyerangan sebagai pengganti pesawat. Setelah Perang Dunia II penggunaan ASV menjadi lebih berkembang, di antaranya untuk mengambil sampel air yang terkena radioaktif setelah pemboman Able dan Baker di Atol Bikini tahun 1946. ASV juga sangat berguna dalam bidang oseanografi karena memiliki kemampuan yang lebih baik dibandingkan pelampung pengamat cuaca, namun lebih murah dibandingkan kapal pengamat cuaca dan kapal penelitian serta lebih fleksibel daripada yang dapat dilakukan oleh kapal komersial. ASV tidak hanya memiliki kemampuan untuk penelitian di perairan dangkal yang tidak dapat dilalui oleh kapal survei biasa, tapi juga akan memberikan pemahaman kontrol geologis yang lebih baik terhadap keadaan pantai saat ini dan evolusi pantai [10].



Gambar 2.1 *Autonomous Surface Vehicle C Worker*

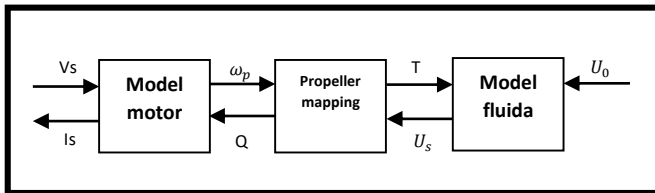
2.3 Bow Thruster

Bow thruster adalah suatu alat pendorong yang dipasang pada kapal-kapal tertentu untuk membantu maneuver kapal. Pada saat maneuver dilakukan, posisi kapal tidak mendukung untuk membelokkan arah gerak kapal dengan diameter yang efisien. Sehingga dibutuhkan alat pendorong ini agar diameter maneuver kapal dapat diperkecil yang menghasilkan efisiensi

putaran maneuver yang besar. Unit pendorong tersebut terdiri dari suatu propeller atau baling baling yang berada dalam satu terowongan (tunnel) pada bagian melintang kapal dan dilengkapi dengan suatu alat bantu seperti motor hidrolik atau elektrik. Dengan memanfaatkan energi putaran dari propeller pada tunnel thruster suatu kapal, arah dari kapal dapat dibelokkan dengan lebih cepat dibanding kapal tanpa bow thruster. Selama beroperasi, air dipaksa masuk melalui terowongan tersebut untuk mendorong kapal sehingga bergerak menyamping sesuai keperluan kapal. Pada bow thruster tersebut diperlukan suatu unit *Controlable Pitch Propeller* (CPP) yang dibutuhkan untuk *reverse rotating* (putaran balik) pada baling-baling tersebut. Dengan mengandalkan kemampuan dari *bow thruster* ini, dapat dikembangkan dengan memberikan tambahan penutup pada bagian *tunnel thruster*. Fungsi dari penutup *tunnel* ini tidak hanya sebagai pembuka dan penutup saja, namun lebih mengarah pada penambahan kemampuan maneuvering kapal yang memanfaatkan *bow thruster*. *Thrustmaster tunnel thruster* memiliki kemudahan dalam melakukan pemasangan. Keseluruhan dari bagian ini telah siap dipasang pada bagian *tunnel* dan semua yang dibutuhkan dalam proses ini adalah memasang bagian dari tunnel di dalam lambung. Dengan *tunnel thruster* hidrolik, kerja dari *tunnel thruster* bisa dilakukan dengan maksimal melalui bukaan yang dapat mengarahkan tekanan ke berbagai sudut yang optimal melalui saluran pipa hidrolik. Panjang dari *tunnel* dapat diperluas oleh *butt-welding pipe* dengan menggunakan material yang sama dengan diameter dan dengan ketebalan dinding sampai ujung dari standard tiga kaki bagian *tunnel* dari *thruster*. Sebagai alternatif, *thruster* disesuaikan dengan panjang terowongan (total panjang *tunnel* yang ditentukan) untuk menghemat waktu dan uang semasa proses instalasi. Ketika menambahkan sebuah *tunnel thruster* pada kapal yang sudah ada, potongan lubang *tunnel* pada bagian sekat pemisah bujur yang mendorong ke

dalam dari satu sisi hingga posisi yang diinginkan. Sesuai *submergence* dari terowongan tersebut, diperlukan untuk mencegah *vortexing* dan *air entrainment*. Ketika tekanan udara naik pada aliran terowongan selama operasi, pendorong akan mengalami kavitasi, sehingga menghasilkan bising berlebih, getaran, dan pengurangan substansil dari keluaran daya tolak dan kerusakan mungkin saja terjadi pada ke *thruster*.

Pada penelitian yang dilakukan A.J. Healey [8] berjudul “*Toward an Improved Understanding of Thruster Dynamics*”, Healey menyebutkan bahwa sebuah *thruster* memiliki empat variabel utama dalam pemodelannya, antara lain gaya angkat, gaya baling-baling, kecepatan motor dan kecepatan arus air dalam terowongan *bow thruster*. Sehingga dibuat sebuah pemetaan yang mewakili empat variabel tersebut. Model yang dihasilkan akan menggambarkan struktur umpan balik yang terlihat pada gambar 2.2.



Gambar 2.2 Elemen Utama dari Model

2.3.1 Model Motor

Model motor pada sistem bow thruster ini di dasarkan pada servo DC dengan tipe motor magnet permanen seperti pada Pitman PITMO Model 14202, motor DC digerakkan dari sumber tegangan seperti pada perangkat PWM Analog, model 30A8DD. Sinyal tegangan dikonversikan menjadi sinyal PWM yang sesuai pada 35KHz, dengan variabel level DC antara +/- 23 volt. Motor ini memiliki torsi 106 oz.in., Kecepatan tanpa

beban 3820 rpm, dan peringkat daya tertinggi sebesar 333 watt. Dengan gigi reduksi 2:1 untuk menggerakkan baling-baling, baling-baling Kaplan 4 blade 0,0762 m. Dengan kondisi tetap pada 45 derajat atau 30 derajat, sehingga model kecepatan motor menjadi:

$$\dot{\omega}_m = -K_1\omega_m + K_2V_s - K_hQ \quad (2.1)$$

Pada model orde pertama ini, medan motor dan induktansi jangkar diabaikan, demikian juga efek stiksi dari total gesekan nonlinear. Input ke model ini adalah sumber tegangan dan arus akan menjadi output.

2.3.2 Baling-baling

Gear reduksi secara langsung menghubungkan motor ke baling-baling, dan untuk blade tertentu kecepatan tangensial diukur pada beberapa posisi radial yang rapat (biasanya diambil pada 0,7 R), sehingga kecepatan tangensial relatif terhadap blade diberikan oleh:

$$U_p = 0.7R\omega_m/N \quad (2.2)$$

Sekarang, tergantung pada kecepatan partikel fluida yang masuk terhadap baling-baling, sudut serangan efektif ditetapkan, sehingga dimodelkan oleh variabel, α_e pada Gambar 2.3 di mana

$$\alpha_e = \left(\frac{\pi}{2} - p\right) - \arctan\left(\frac{U_a}{U_p}\right) \quad (2.3)$$

Dengan total kuadrat dari kecepatan relative adalah:

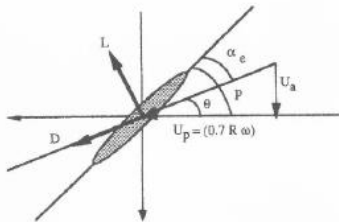
$$V^2 = U_p^2 + U_a^2$$

Menurut teori dan percobaan aerodinamika, baling-baling bow thruster menghasilkan sebuah gaya dorong dan gaya seret dimana gaya dorong tegak lurus dengan garis aliran

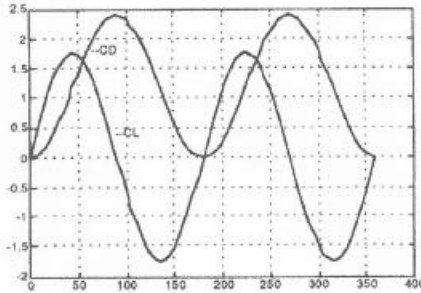
yang menimpa pisau baling-baling, sedangkan gaya seret searah dengan garis aliran tersebut. Keduanya terkait dengan besarnya kuadrat dari kecepatan aliran masuk relatif dan tergantung pada sudut serangan yang efektif. Untuk sudut kecil, sudut gaya angkat linier direpresentasikan dengan α_e , sedangkan sudut gaya seret dimodelkan dengan α_e . Dalam kasus kami, kami membutuhkan representasi atas keempat kuadran α_e , seperti dalam Van Lammeran, tetapi untuk menyederhanakan komponen-komponen dasar dari representasi Fourier mereka, kami mengusulkan awalnya bahwa formulasi seperti yang diberikan pada Gambar 2.4 digunakan. Bentuk harmonik sederhana pada Gambar 2.4 hanya meninggalkan dua parameter sekali pakai, nilai maksimum koefisien angkat (C_{Lmax}) dan koefisien drag (C_{Dmax}) Model yang dihasilkan untuk gaya angkat dan seret pada blade adalah :

$$Lift = 0.5\rho V^2 AC_{Lmax}\sin(2\alpha_e) \quad (2.4)$$

$$Drag = 0.5\rho V^2 AC_{Dmax}(1 - \cos(2\alpha_e)) \quad (2.5)$$



Gambar 2.3 Sudut dari Angle of Attack dari baling-baling propeller



Gambar 2.4 Grafik koefisien gaya angkat dan gaya seret dengan angle of attack

Karena definisi gaya angkat dan gaya tarik berhubungan dengan garis aliran yang menimpa sebuah baling-baling, maka diperlukan transformasi rotasi untuk menghitung gaya dorong aksial dan gaya tangensial yang bertanggung jawab untuk mempengaruhi torsi pembebanan hidrodinamik. Jari-jari efektif di mana gaya tangensial bekerja adalah $0,7 R$.

$$T = Lift(\cos\theta) - Drag(\sin\theta) \quad (2.6)$$

$$Q = 0.7R[Lift(\sin\theta) - Drag(\cos\theta)] \quad (2.7)$$

dimana

$$\theta = p - \alpha_e$$

$$T = (\rho AL\gamma)\dot{U}_a + (\rho A\Delta\beta)(\overline{U}_a)^2$$

2.3.3 Kecepatan Air pada Terowongan *Bow thruster*

Sambungan antara model motor, dan model pemetaan baling-baling berasal dari fakta bahwa ketika laju rotasi baling-baling berubah, demikian juga kecepatan aksial melalui biades. Tergantung pada apakah bilah terbuka atau diselimuti atau di

dalam terowongan, akan ada beberapa kelambatan dalam pengembangan perubahan komponen aliran aksial. Demikian juga, ketika unit pendorong maju melalui air di sekitarnya, beberapa efek pada aliran masuk ke bilah terjadi. Area model ini merupakan model fluida. Seperti biasa, persamaan momentum diterapkan pada volume kontrol yang mengelilingi aliran inlet. Untuk pendorong terowongan seperti yang dipelajari oleh Cody [11], dan McIvan [12], kita dapat menghubungkan gaya dorong aksial dengan laju perubahan momentum melalui kontrol kembali ke volume dan,

$$T = (\rho AL\gamma)\dot{U}_a + (\rho A\Delta\beta)(\overline{U}_a)^2 \quad (2.8)$$

$\Delta\beta$ adalah diferensial koefisien fluks momentum antara inlet dan outlet volume kontrol di kedua sisi unit pendorong dan hanya dapat ditemukan dengan eksperimen tetapi berkisar antara 0.2 hingga 0.2. Kemudian, kita ekspresikan koefisien di atas, sebagai K_3 dan K_4 ,

$$\dot{U}_a = -K_4K_3^{-1}(\overline{U}_a)^2 + K_3^{-1}T \quad (2.9)$$

Dimana

$$K_3 = \rho AL\gamma, \quad K_4 = \rho A\Delta\beta \quad (2.10)$$

$$\overline{U}_a = (U_a - U_0) \quad (2.11)$$

Persamaan (2.9) merupakan persamaan keadaan dengan keadaan primer U_a yang memodelkan perlambatan aliran aksial. Perlambatan lain dapat diidentifikasi dalam pengembangan pusaran terutama untuk baling-baling berbilah terbuka yang timbul dari perubahan momentum sudut ke bilah, tetapi tidak akan diuraikan lebih lanjut di sini.

2.3.4 Model keseluruhan

Model ini memiliki dua variabel keadaan. Secara khusus, dua variabel keadaan itu adalah kecepatan poros motor dan

kecepatan air pada terowongan bow thruster. Seperti dijelaskan pada bagian di atas, komponen motor model ini dijelaskan oleh parameter, K_2, K_h dan K_1 . K_2 adalah konstanta konversi yang menghubungkan input volage (atau arus) ke torsi yang dihasilkan oleh motor. K_1 mewakili percepatan poros motor yang dihasilkan dari gesekan internal pada motor (termasuk EMF belakang dalam konfigurasi yang digerakkan oleh tegangan). K_h menghubungkan pengaruh torsi beban (yang dihasilkan oleh baling-baling) pada akselerasi motor. K_h merupakan kebalikan dari inersia poros motor yang efektif. Komponen fluida dijelaskan oleh parameter K_3 dan K_4 . K_3 merupakan massa air yang dipercepat oleh baling-baling. K_4 menggambarkan pengaruh perlambatan daya tarik quadratic pada kolom air. Model baling-baling diwakili oleh empat peta kuadran yang telah ditandai hanya dengan parameter C_{Lmax} dan C_{Dmax} . Akhirnya, konstanta waktu τ menggambarkan perkembangan aliran aksial yang tertinggal akibat konversi momentum sudut ke linear. Sehingga, didapat persamaan:

$$\begin{aligned}\omega_m \dot{} &= f_1(\omega_m, U_a, V_s, U_0) = -K_1 \omega_m + K_2 V_s - K_h Q \\ \dot{U}_a &= f_2(\omega_m, U_a, V_s, U_0) = -K_4 K_3^{-1} (\bar{U}_a)^2 + K_3^{-1} T\end{aligned}$$

Pada model ini, variabel *output* adalah T yang diekspresikan sebagai berikut:

$$T = g(\omega_m, U_a, V_s, U_0) = Lift(\cos\theta) - Drag(\sin\theta)$$

2.4 Kestabilan, Keterkontrolan dan Keteramatan Sistem

2.4.1 Kestabilan Sistem

Didefinisikan ***Teorema 2.4.1*** adalah sebagai berikut [13] :
Diberikan persamaan differensial $\dot{x} = Ax$ dengan matriks A berukuran $n \times n$ dan mempunyai nilai karakteristik yang

berbeda $\lambda_1, \dots, \lambda_k (k \leq n)$. Maka, kestabilan sistem adalah sebagai berikut:

- Titik asal $x = 0$ adalah **stabil asimtotik** jika dan hanya jika semua nilai karakteristik mempunyai bagian real yang negatif, yaitu $Re(\lambda_i) < 0$ untuk semua $i = 1, \dots, k$.

- Titik asal $x = 0$ adalah **stabil** jika dan hanya jika $Re(\lambda_i) \leq 0$ untuk semua $i = 1, \dots, k$ dan untuk semua λ_i dengan $Re(\lambda_i) = 0$ multisiplitas aljabar sama dengan multisiplitas geometrinya.

Titik asal $x = 0$ adalah **tidak stabil** jika dan hanya jika $Re(\lambda_i) > 0$ untuk beberapa $i = 1, \dots, k$ atau ada λ_i dengan $Re(\lambda_i) = 0$ dan multisiplitas aljabar lebih besar dari multisiplitas geometrinya.

2.4.2 Keterkontrolan Sistem

Sistem dikatakan terkontrol jika rank matriks keterkontrolan sama dengan dimensi dari sistem Matriks keterkontrolan yang dibentuk [13].

2.4.3 Keteramatan Sistem

Didefinisikan sebuah keteramatan sistem adalah sebagai berikut:

Definisi 2.4.1 [13]

Bila setiap keadaan awal $x(0) = x_0$ secara tunggal dapat diamati dari setiap pengukuran keluaran sistem dengan sistem (2.12) yang merupakan persamaan linear invarian-waktu :

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) \end{cases} \quad (2.12)$$

Dari waktu $t = 0$ ke $t = t_1$, maka sistem dikatakan “teramati”.

Keluaran sistem (2.12) diberikan oleh:

$$y(t) = Ce^{A(t)}x_0 + C \int_0^t e^{A(t-\tau)}Bu(\tau)d\tau + Du(t) \quad (2.13)$$

Bila diukur keluaran $y(t)$ pada $t = 0$, maka diperoleh :

$$y(0) = Cx_0 + Du(0) \quad (2.14)$$

Terlihat keadaan awal x_0 muncul dalam persamaan (2.14). Selanjutnya bila diukur keluarannya $y(t)$ pada t_s dengan $0 \leq t \leq t_s$, diperoleh:

$$\begin{aligned} y(t_s) &= Ce^{A(t_s)}x_0 + C \int_0^{t_s} e^{A(t_s-\tau)}Bu(\tau)d\tau + Du(t_s) \\ &= Cx(t_s) + Du(t_s) \end{aligned} \quad (2.15)$$

Bila keadaan awal $x(0)$ dapat diamati, maka keadaan ini juga akan muncul pada pengukuran keluaran $y(t_s)$ yaitu

$$y(t_s) = Cx(t_s) + Du(t_s) \quad (2.16)$$

Sehingga dari persamaan (2.15) dan (2.16) diperoleh:

$$x_0 = x(t_s), \text{ dengan } 0 \leq t_s \leq t_1.$$

Berikut ini didefinisikan suatu matriks:

$$m(0, t) = \int_0^t e^{A^T \tau} C^T C e^{A\tau} d\tau \quad (2.17)$$

Selanjutnya diberikan suatu pernyataan dalam suatu teorema berikut ini yang menyatakan syarat perlu dan cukup suatu sistem teramati.

Teorema 2.4.2 [13]

Syarat perlu dan cukup sistem (2.13) teramati adalah:

1. Matriks $m(0, t)$ pada (2.17) non-singular.
2. Matriks keteramatan

$$M_0 = \begin{pmatrix} C \\ C A \\ C A^2 \\ \vdots \\ C A^{(n-1)} \end{pmatrix}$$

mempunyai rank sama dengan n .

Kadang matriks keteramatan M_0 dinotasikan dengan (C, A) .

2.5 Kestabilan Lyapunov

Teori kestabilan Lyapunov merupakan salah satu bagian dari sistem yang dikembangkan oleh Alexander Mikhailovich Lyapunov [14]. Dalam teori kestabilan Lyapunov, diambil sebarang definit positif sedemikian hingga turunan dari fungsi tersebut definit negatif. Penjelasan lebih rinci diberikan pada definisi dibawah ini.

Definisi 2.5.1 [15]

Diberikan fungsi $V : E \subset \mathbb{R}^n$ dan $\bar{x} \in E$ titik ekuilibrium sistem persamaan differensial *nonlinear*. Fungsi V disebut sebagai fungsi Lyapunov jika memenuhi ketiga pernyataan berikut [15]:

1. Fungsi V kontinu dan mempunyai turunan parsial pertama yang kontinu pada E atau $V \in C'(E)$.
2. Fungsi $V(x) > 0$ untuk $x \in E$ dengan $x \neq \bar{x}$ dan $V(\bar{x}) = 0$ dengan $x = \bar{x}$.(dengan titik ekuilibrium \bar{x} merupakan titik minimum global).

3. 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:

Definisi 2.5.2 [15]

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

1. 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 .
2. 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 .
3. Fungsi E dikatakan semi-definit positif di D jika $E(0,0) = 0$ dan $E(x, y) \geq 0$ untuk setiap titik-titik (x, y) yang lain di D .
4. Fungsi E dikatakan semi-definit negatif di D jika $E(0,0) = 0$ dan $E(x, y) \leq 0$ untuk setiap titik-titik (x, y) yang lain di D .

Teorema 2.5.1 [15]

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

1. $V(x)$ merupakan definit positif
2. $\dot{V}(x)$ merupakan definit negatif

Maka titik kesetimbangan sistem tersebut stabil, jika \dot{V} definit negatif maka sistem tersebut stabil asimtotik.

Teorema 2.5.2 [15]

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

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

2.6 Metode Sliding Mode Control

Sliding Mode Control (SMC) adalah kontrol umpan balik pensaklaran berkecepatan tinggi yang dapat diterapkan pada sistem linier maupun *nonlinear* [15]. Prinsip kerja dari kontrol *sliding mode* adalah memaksa *trajectory state* suatu sistem menuju permukaan luncur tertentu dan mempertahankannya pada permukaan luncur tersebut. SMC memiliki beberapa keunggulan, yaitu sifatnya yang sangat *robust*, mampu bekerja dengan baik pada sistem *nonlinear* yang memiliki ketidakpastian model ataupun parameter [6]. Perancangan suatu pengendali SMC berkaitan dengan beberapa fungsi dan kondisi sebagai berikut:

1. Fungsi *Switching*

Pandang suatu sistem dinamis [6]:

$$\dot{x}^n(t) = f(x, t) + b(x, t)g + d(t) \quad (2.18)$$

dimana g *control input*, x merupakan vektor keadaan, $f(x, t)$ dan $b(x, t)$ berupa fungsi terbatas, $d(t)$ gangguan eksternal. Jika x_d merupakan x yang diinginkan, maka *tracking error*-nya dapat dinyatakan dengan

$$\tilde{x}(t) = x(t) - x_d(t) \quad (2.19)$$

Fungsi *Switching* yaitu permukaan $S(x, t)$ di dalam ruang keadaan R^n , memenuhi persamaan :

$$S(x, t) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{n-1} \tilde{x}(t) \\ \text{untuk } n = 1, 2, \dots \quad (2.20)$$

Dengan λ berupa konstanta positif. Dimana fungsi *switching* ini digunakan untuk menentukan besarnya nilai g agar memenuhi kondisi *sliding*.

2. Permukaan *Sliding*

Fungsi *switching* disebut dengan permukaan luncur (*sliding surface*) jika memenuhi [6]:

$$S(x, t) = 0 \quad (2.21)$$

dengan λ suatu konstanta positif yang dipilih agar persamaan sebuah model menjadi permukaan yang stabil. Permukaan *sliding* berupa garis yang merupakan komponen penting dari SMC sebagai tempat trayektori keadaan meluncur dari kondisi awal (*initial condition*) menuju keadaan yang diinginkan (*reference point*). Untuk sistem berorde-2 ($n = 2$), permukaan *sliding* dapat ditulis [6]:

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

$$S(x, t) = \frac{d\tilde{x}}{dt} + \lambda\tilde{x}(t)$$

$$S(x, t) = \dot{\tilde{x}} + \lambda\tilde{x}(t)$$

Sehingga,

$$S(x, t) = \dot{\tilde{x}} + \lambda\tilde{x}(t) = 0 \quad (2.22)$$

Persamaan menunjukkan suatu garis lurus pada bidang $\tilde{x}\dot{\tilde{x}}$. Permukaan *sliding* ini membagi bidang menjadi dua bagian, yaitu $S < 0$ dan $S > 0$. Agar trayektori keadaan dapat meluncur, maka sistem harus berada dalam kondisi *sliding*. Dengan demikian, besar nilai *control input* bergantung pada nilai $S(x, t)$.

3. *Control Law*

Perancangan *control law* pada *Sliding Mode Control* (SMC) dilakukan sedemikian hingga $\tilde{x}(t)$ bergerak menuju permukaan *sliding* dan meluncur pada permukaan

tersebut untuk semua $t \geq 0$ [6]. Untuk memperoleh *control law* digunakan suatu fungsi yang mirip fungsi *Lyapunov* dimana fungsi yang dikonstruksi merupakan fungsi definit positif, yaitu:

$$V = \frac{1}{2}S^2 \quad (2.23)$$

dengan $V(0) = 0$ dan $V > 0$ untuk $S \neq 0$. Kondisi yang memenuhi syarat kestabilan sistem merupakan turunan pertama dari persamaan (2.13) yang bersifat definit negatif, yaitu:

$$\dot{V} = S\dot{S} \leq -\eta|S| \quad (2.24)$$

Pertidaksamaan (2.14) disebut kondisi *sliding*. Kondisi tersebut dapat ditulis dalam beberapa bentuk yaitu :

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

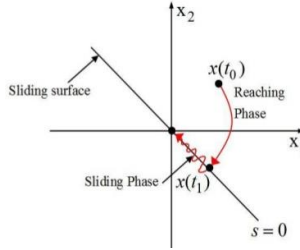
atau

$$\dot{S} \cdot \text{sgn}(S) \leq -\eta \quad (2.25)$$

dengan suatu η konstanta positif dan $\text{sgn}(S)$ dapat didefinisikan sebagai berikut [7]:

$$\text{sgn}(x) = \begin{cases} -1 & , \text{jika } x < 0 \\ 0 & , \text{jika } x = 0 \\ 1 & . \text{jika } x > 0 \end{cases}$$

Gambar 2.5 menginterpretasikan gambar untuk kondisi *sliding* dari metode pengendalian SMC, dimana trayektori keadaan bergerak meluncur pada garis lurus $S = 0$ yang merupakan permukaan *sliding*. *Sliding mode* berarti bahwa sekali trayektori keadaan e mencapai permukaan *sliding*, maka trayektori sistem akan bertahan di sana sambil meluncur ke titik asal bidang $\tilde{x}\tilde{x}$ secara independen dengan semua ketidakpastian.



Gambar 2.5 Kondisi Sliding

4. SMC dengan *Boundary Layer* (BL)

Munculnya *chattering* merupakan salah satu kekurangan metode SMC [6]. *Chattering* merupakan osilasi keluaran pengendali dengan frekuensi tinggi yang disebabkan oleh switching yang sangat cepat untuk membentuk *sliding mode*. Hal ini dapat menyebabkan ketidakstabilan pada sistem.

Untuk mencegah ketidakstabilan akibat *chattering*, pada SMC diterapkan satu *boundary layer* (BL) pada permukaan sliding yang membuat *smooth* dan menyakinkan bahwa sistem berada di dalam layer. Lebar dari BL dinyatakan sebagai 2ϕ . Ambil $|S|$ sebagai jarak antara keadaan \tilde{x} dan garis sliding $S = 0$. Maka vektor keadaan \tilde{x} berada di dalam BL jika $|S| \leq \phi$, dan berada di luar jika $|S| > \phi$.

Penggunaan BL di dalam *control law* pada $a = \hat{a} - K \cdot \text{sgn}(S)$ dilakukan dengan mengganti fungsi $\text{sgn}(S)$ dengan $\text{sat}\left(\frac{S}{\phi}\right)$ dan K adalah konstanta positif. Dimana fungsi saturasi sat didefinisikan sebagai berikut [7]:

$$\text{sat}(x) = \begin{cases} x & \text{jika } |x| \leq 1 \\ \text{sgn}(x) & \text{jika } |x| > 1 \end{cases}$$

Dari uraian fungsi dan kondisi, tahapan-tahapan *Sliding Mode Control* (SMC) dapat diringkas sebagai berikut:

- a. Menentukan fungsi *switching* $S(x, t)$ dari *tracking error*. Pada tahapan menentukan fungsi *switching*, masing-masing *state* gerak ASV ditentukan fungsi *switching* dengan menggunakan persamaan (2.14):

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

dimana *tracking error* dapat dinyatakan dengan $\tilde{x}(t) = x(t) - x_d(t)$, x_d merupakan x yang diinginkan.

- b. Menentukan permukaan *sliding*
 Pada tahap selanjutnya yaitu menentukan permukaan *sliding* yaitu $S(x, t) = 0$ dari fungsi *switching* yang diperoleh.
- c. Menentukan nilai estimasi pengendali \hat{a}
 Tahapan menentukan nilai estimasi pengendali \hat{a} dicari melalui persamaan $\dot{S} = 0$.
- d. Penggunaan *control law* $a = \hat{a} - K \cdot \text{sgn}(S)$
 Tahapan selanjutnya yaitu penggunaan *control law* dengan menggunakan persamaan:

$$a = \hat{a} - K \cdot \text{sgn}(S) \quad (2.26)$$

yang bertujuan untuk memenuhi kondisi *sliding* dimana fungsi *signum* didefinisikan sebagai:

$$\text{sgn}(x) = \begin{cases} -1 & , \text{jika } x < 0 \\ 0 & , \text{jika } x = 0 \\ 1 & . \text{jika } x > 0 \end{cases}$$

- e. Substitusi nilai \hat{a}
 Substitusi nilai \hat{a} pada *control law* sehingga diperoleh *control input* baru sebagai pengganti *control input* sebelumnya.

- f. Menentukan nilai K
Menentukan nilai K dari *control law* $a = \hat{a} - K \cdot \text{sgn}(S)$ yang telah diperoleh.
- g. Fungsi saturasi
Langkah terakhir yaitu mengubah fungsi *signum* menjadi fungsi saturasi yang bertujuan untuk meminimumkan *chattering*.

BAB 3

METODE PENELITIAN

Pada bab ini akan dijelaskan langkah-langkah dalam mengerjakan penelitian tentang Desain Kendali Sistem Bow Thruster pada *Autonomous Surface Vehicle* (ASV) Menggunakan Metode Sliding Mode Control (SMC). Berikut ini langkah-langkah yang akan dilaksanakan pada penelitian ini terdiri atas:

3.1 Tahap Penelitian

Penelitian ini dilakukan dengan menggunakan metodologi sebagai berikut:

a. Studi Literatur

Pada tahap ini akan dicari referensi yang berkaitan dengan pengendalian sistem *bow thruster*. Referensi yang dicari meliputi pengertian *Autonomous Surface Vehicle* (ASV), *bow thruster*, kemudian penggunaan metode *Sliding Mode Control* sebagai metode pengendalian sistem, dan hal lain yang berhubungan dengan penelitian ini. Referensi-referensi yang dicari dapat diperoleh melalui jurnal-jurnal yang sesuai dengan topik tugas akhir ini. Selain melalui jurnal-jurnal yang terkait, studi literatur dapat diperoleh melalui buku teks yang berkaitan dengan desain kendali sistem gerak *bow thruster* menggunakan metode *Sliding Mode Control* (SMC).

b. Identifikasi Model

Pada tahap ini, dilakukan identifikasi parameter dan model gerak yang sesuai untuk diaplikasikan ke *Autonomous Surface Vehicle*. Model yang digunakan adalah model *nonlinear* dari Healey tahun 1944 dan model linier dari penelitian berjudul "*Linearization of two-state thruster model*" oleh Dieky Adzkiya, Hendro Nurhadi dan Teguh Herlambang pada tahun 2019.

c. Desain Kendali Model Bow Thruster dengan SMC

Pada tahap ini, dilakukan penerapan metode *Sliding Mode Control* (SMC) pada model *linear* yang akan dibahas secara rinci sebagai berikut:

1. Menentukan fungsi *switching* $S(x, t)$ dari *tracking error*.
Pada tahapan menentukan fungsi *switching*, masing-masing state gerak ASV ditentukan fungsi *switching* dengan menggunakan persamaan:

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

Dimana *tracking error* dapat dinyatakan dengan $\tilde{x}(t) = x(t) - x_d(t)$, x_d merupakan x yang diinginkan.

2. Menentukan permukaan *sliding*
Pada tahap selanjutnya yaitu menentukan permukaan *sliding* yaitu $S(x, t) = 0$ dari fungsi *Switching* yang diperoleh.
3. Menentukan nilai estimasi pengendali \hat{a}
Tahapan menentukan nilai estimasi pengendali \hat{a} dicari melalui persamaan $\dot{S} = 0$.
4. Penggunaan *control law* $a = \hat{a} - K \cdot \text{sgn}(S)$
Tahapan selanjutnya yaitu penggunaan *control law* dengan menggunakan persamaan (2.16):

$$a = \hat{a} - K \cdot \text{sgn}(S)$$

yang bertujuan untuk memenuhi kondisi *sliding* dimana fungsi *signum* didefinisikan sebagai:

$$\text{sgn}(x) = \begin{cases} -1 & , \text{jika } x < 0 \\ 0 & , \text{jika } x = 0 \\ 1 & . \text{jika } x > 0 \end{cases}$$

5. Substitusi \hat{a}

Substitusi nilai \hat{a} pada *control law* sehingga diperoleh *control input* baru sebagai pengganti *control input* sebelumnya.

6. Menentukan nilai K

Menentukan nilai K dari *control law* $a = \hat{a} - K \cdot \text{sgn}(S)$ yang telah diperoleh.

7. Fungsi saturasi

Langkah terakhir yaitu mengubah fungsi *signum* menjadi fungsi saturasi yang bertujuan untuk meminimumkan *chattering*.

d. Simulasi Metode SMC

Pada tahap ini, dilakukan simulasi dengan menggunakan software MATLAB untuk mengetahui hasil pengembangan metode SMC. Selanjutnya dilakukan analisis terhadap hasil spesifikasi *performance* dari masing masing metode dengan *setpoint* yang diberikan. Hasil analisis yang diperoleh menjadi landasan untuk mengambil kesimpulan dari desain kendali yang dicari.

e. Analisis Hasil

Pada tahap ini, dilakukan analisis terhadap hasil spesifikasi *performance* dari metode dengan *setpoint* yang diberikan. Hasil analisis yang diperoleh menjadi landasan untuk mengambil kesimpulan dari desain kendali yang dicari

f. Kesimpulan dan Saran

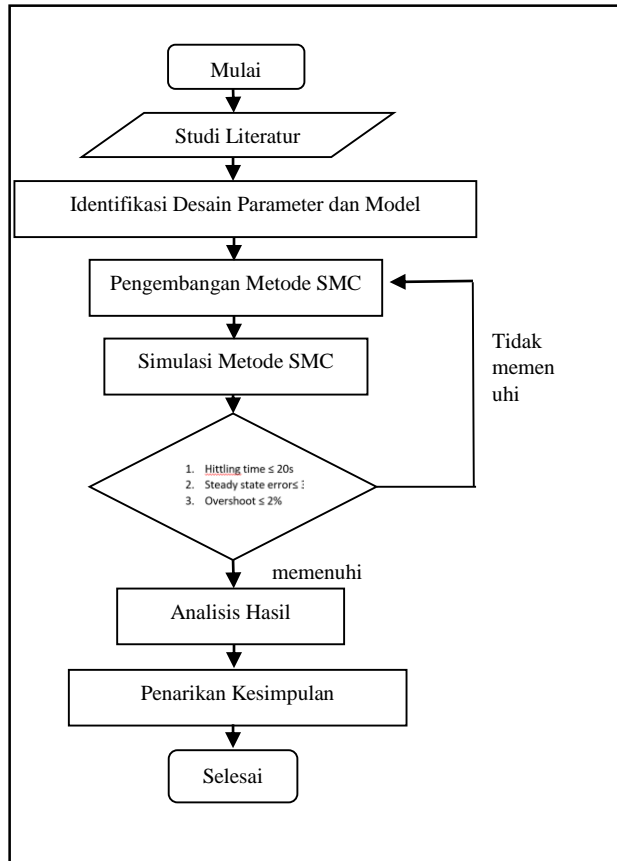
Pada tahap ini, dilakukan penarikan kesimpulan dari hasil pembahasan. Selanjutnya diberikan saran untuk perbaikan pada penelitian berikutnya.

g. Pembuatan Laporan Tugas akhir

Pada tahap ini, setelah dapat menjawab permasalahan dari topik Tugas Akhir ini, maka dibuat laporan Tugas Akhir.

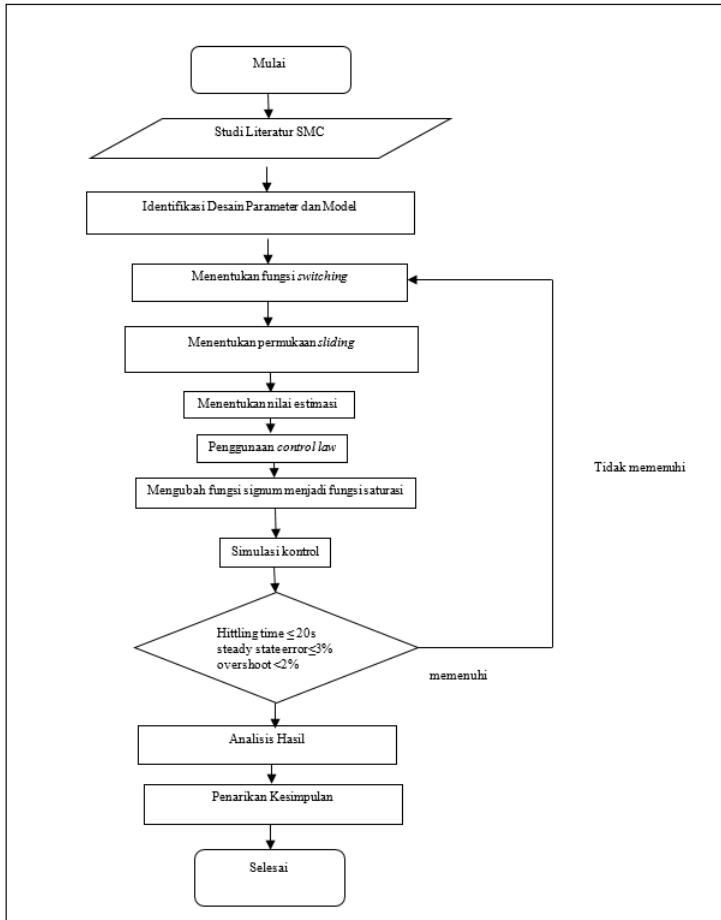
3.2 Alur Penelitian

Berikut disajikan alur penelitian desain kontrol gerak ASV secara umum dengan menggunakan metode SMC pada Gambar 3.1.



Gambar 3.1 Bagan Metode Penelitian Desain Kendali Sistem Bow Thruster ASV Secara umum

Berikut disajikan alur penelitian desain kontrol gerak *bow thruster* ASV dengan menggunakan metode *Sliding Mode Control* (SMC) pada Gambar 3.2.



Gambar 3.2 Flow Chart SMC

BAB 4 ANALISIS DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini dibahas mengenai sistem kontrol gerak bow thruster pada *Autonomous Surface Vehicle*. Diawali dengan penjabaran bentuk model gerak bow thruster *Autonomous Surface Vehicle* dengan dua derajat kebebasan, perancangan sistem control dan simulasi SMC pada model non linier *bow thruster*, analisa lyapunov pada control non linier SMC. Selanjutnya dilakukan linierasi kemudian penerapan metode *Sliding Mode Control* (SMC). Metode diaplikasikan pada model *linear* yang telah terbentuk. Kemudian dilakukan simulasi dengan menggunakan *software* MATLAB untuk menganalisis *performance* sistem berdasarkan hasil yang diperoleh.

4.1 Pemodelan Gerak Bow Thruster

Pada bagian ini akan dibahas tentang model gerak *nonlinear* pada *Autonomous Surface Vehicle*. Seperti yang telah dijelaskan pada Bab II, model *nonlinear* yang digunakan mengacu pada persamaan dari Healey dengan dua derajat kebebasan (2-DOF) dinyatakan pada persamaan sebagai berikut:

$$\begin{aligned}\omega_m \dot{=} f_1(\omega_m, U_a, V_s, U_0) \\ = -K_1 \omega_m + K_2 V_s - K_h Q\end{aligned}\tag{4.1}$$

$$\begin{aligned}\dot{U}_a = f_2(\omega_m, U_a, V_s, U_0) \\ = -K_4 K_3^{-1} (\overline{U}_a^{-2}) + K_3^{-1} T\end{aligned}\tag{4.2}$$

Dimana,

$$T = Lift(\cos \theta) + Drag(\sin \theta)$$

$$Q = 0.7R[Lift(\cos \theta) + Drag(\sin \theta)]$$

$$\theta = p - \alpha_e$$

$$\alpha_e = \left(\frac{\pi}{2} - p\right) - \arctan\left(\frac{U_a}{U_p}\right)$$

$$U_p = \frac{0.7R\omega_m}{N}$$

$$\overline{U_a} = U_a - U_0$$

$$K_3 = \rho AL\gamma$$

$$K_4 = \rho A\Delta\beta$$

$$Lift = 0.5\rho V^2 AC_{Lmax} \sin(2\alpha_e)$$

$$Drag = 0.5\rho V^2 AC_{Dmax}(1 - \cos(2\alpha_e))$$

$$V^2 = U_p^2 + U_a^2$$

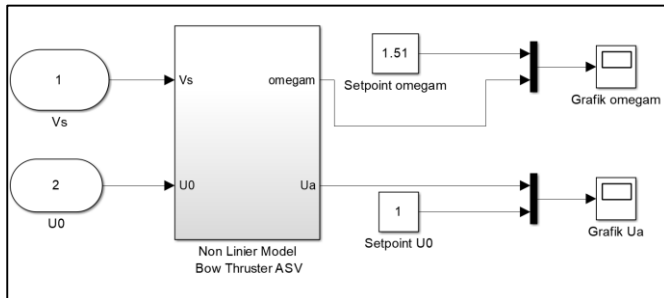
Dengan nilai dari beberapa parameter antara lain:

$C_{Lmax} = 1.75$	$K_3 = 0.954$	$N = 2$
$C_{Dmax} = 1.2$	$K_4 = 0.910$	$\rho = 998 \text{ kg/m}^3$
$K_1 = 70.15$	$D = 0.0762 \text{ m}$	$A = 0.00445 \text{ m}^2$
$K_2 = 1133.2$	$R = \frac{D}{2}$	$p = \frac{\pi}{6} \text{ rad}$
$K_h = 17.790$	$L = 0.4191 \text{ m}$	

Tabel 4.1 Nilai Parameter Model Bow Thruster ASV

Pada model matematika (4.1) dan (4.2) dapat kita lihat bahwa dari model kecepatan motor dan kecepatan arus air dalam terowongan memiliki keterkaitan satu sama lain, dikarenakan model dari kecepatan motor memiliki nilai masukan dari integral nilai kecepatan arus air dalam

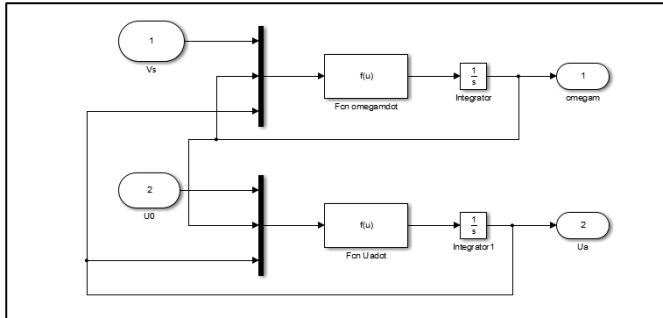
terowongan. Selanjutnya dari model matematika pada persamaan (4.1 – 4.2) akan diimplementasikan pada simulink Matlab tanpa sistem kontrol seperti pada Gambar 4.1 berikut:



Gambar 4.1 Diagram Blok Bow thruster ASV 2 DOF Non Linier Tanpa Kontrol

Pada Gambar 4.1 menunjukkan diagram blok ASV sistem non linier 2 DOF yang terdiri dari subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan. Pada gambar tersebut tampak bahwa arus listrik (V_s) dan kecepatan kendaraan (U_0) merupakan masukan berupa sinyal step sedangkan keluaran dari sistem adalah kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan.

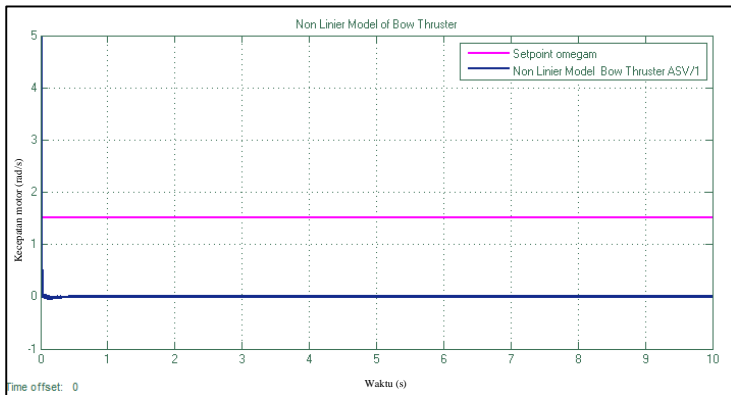
Berikut ini adalah gambar dari diagram blok subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan.



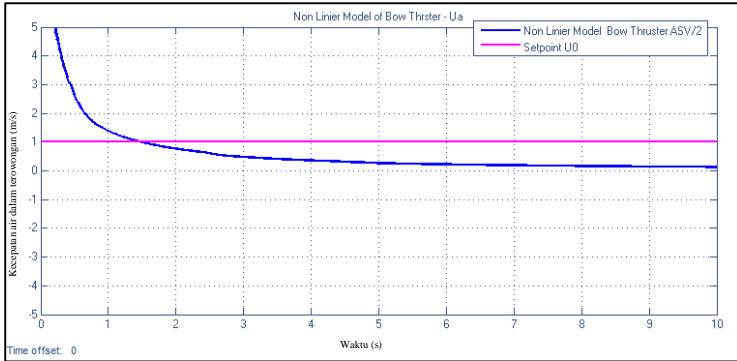
Gambar 4.2 Diagram Blok subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan

Pada gambar 4.2 menunjukkan diagram blok dari subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan yang sehingga menghasilkan suatu keluaran ω_m dan U_a .

Setelah dibentuk blok diagram, maka dengan *software* simulink pada Matlab disimulasikan sehingga menghasilkan grafik seperti pada Gambar 4.3.



(a) Respon kecepatan motor



(b) Respon kecepatan aliran arus air pada terowongan

Gambar 4.3 (a), (b) Respon grafik tanpa controller sistem

Pada Gambar 4.3 tampak bahwa gerak menghasilkan chattering cukup lama dan *steady state error* yang cukup besar dengan *setpoint* 1.51 rad/s untuk kecepatan motor, 1 m/s untuk kecepatan aliran arus air pada terowongan. Dimana nilai *setpoint* tersebut diambil berdasarkan pada studi banding dengan kebutuhan *bow thruster ASV* yang sudah dilakukan penulis. Pada kedua grafik, terlihat bahwa sistem tidak menuju *setpoint* sedikit pun, selain itu kedua sistem memiliki *settling time* dan *steady state error* sangat besar serta *overshoot* yang tidak bisa ditentukan.

Sehingga dapat disimpulkan bahwa diperlukan sebuah sistem kontrol gerak untuk mengoptimalkan *settling time*, *steady state error* dan *overshoot* sesuai dengan desain kriteria. Oleh karena itu, pada Tugas Akhir ini menerapkan pengembangan metode *Sliding Mode Control (SMC)* pada sistem kontrol gerak *bow thruster Autonomous Surface Vehicle (ASV)* supaya mendapatkan *performance* yang baik dengan

hitting time kurang dari 20 detik *steady state error* tidak melebihi 3% dan *overshoot* tidak melebihi 2%. Maksud dari dibuatnya desain kriteria seperti itu adalah untuk membuat bow thruster yang fokus mencapai setpoint yang diinginkan dengan *error* seminimal mungkin, serta penulis sangat tidak menginginkan terjadinya *overshoot* dikarenakan mampu mengakibatkan terjadinya kesalahan sistem yang fatal pada sistem gerak *bow thruster*. Kemudian, karena kapal ASV merupakan kapal tanpa awak, maka factor kenyamanan tidak diutamakan sehingga dalam mencapai *setpoint* yang diinginkan, penulis menetapkan desain kriteria 20 detik untuk *hitting time*.

4.2 Perancangan Sistem Kontrol SMC pada Model Non Linier

4.2.1 Perancangan Sistem Kontrol pada Sistem Motor (ω_m)

Dalam merancang sebuah pengendali SMC, berikut adalah langkah-langkah yang harus dilakukan:

- Tracking Error

Langkah pertama yang harus dilakukan menetapkan ω_{md} yaitu kecepatan motor yang diinginkan. Selanjutnya dengan menggunakan konsep SMC, akan digunakan nilai *error* selisih antara kecepatan motor yang ada dengan kecepatan motor yang diinginkan.

$$\tilde{\omega}_m = \omega_m - \omega_{md} \quad (4.3)$$

- Fungsi Switching

Karena sistem berorde 1, maka dibentuk fungsi *switching* dengan menggunakan persamaan (2.12) sebagai berikut :

$$\begin{aligned}
S_1(\omega_m, t) &= \left(\frac{d}{dx} + \lambda\right)^{n-1} \widetilde{\omega}_m && n = 1 \text{ (sistem orde 1)} \\
&= \widetilde{\omega}_m \\
&= \omega_m - \omega_{md}
\end{aligned} \tag{4.4}$$

$$\begin{aligned}
S_1(\dot{\omega}_m, t) &= \dot{\omega}_m - \dot{\omega}_{md} \\
&= \dot{\omega}_m \\
&= -K_1\omega_m + K_2V_s - K_hQ
\end{aligned} \tag{4.5}$$

- Sliding surface

Dimana syarat sliding surface adalah $S(\dot{\omega}_m, t) = 0$

Maka

$$-K_1\omega_m + K_2V_s - K_hQ = 0 \tag{4.6}$$

Selanjutnya ditentukan nilai estimasi \widehat{V}_s dengan nilai

$$\dot{S}_1(\omega_m, t) = 0$$

$$\widehat{V}_s = \frac{K_1\omega_m}{K_2} + \frac{K_hQ}{K_2} \tag{4.7}$$

- Control Law

Berdasarkan *control law* yang memenuhi kondisi *sliding* adalah

$$\begin{aligned}
V_s &= \widehat{V}_s - k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) \\
&= \frac{K_1\omega_m}{K_2} + \frac{K_hQ}{K_2} - k_1 \cdot \text{sgn}(S_1)
\end{aligned} \tag{4.8}$$

Kemudian substitusi nilai V_s pada $S_1(\dot{\omega}_m, t)$

$$\begin{aligned}
S_1(\dot{\omega}_m, t) &= -K_1\omega_m \\
&\quad + K_2 \left(\frac{K_1\omega_m}{K_2} + \frac{K_hQ}{K_2} - k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) \right) \\
&\quad - K_hQ \\
&= -K_2 \cdot k_1 \cdot \text{sgn}(S_1)
\end{aligned} \tag{4.9}$$

- Perancangan Nilai k

Kemudian akan dirancang nilai k_1 dengan cara mensubstitusikan persamaan (4.9) ke dalam persamaan (2.18) agar memenuhi kondisi *sliding* yaitu:

$$\begin{aligned}
 S_1 \dot{S}_1 &\leq -\eta |S_1| \\
 S_1(-K_2 \cdot k_1 \cdot \text{sgn}(S_1)) &\leq -\eta |S_1| \\
 -K_2 \cdot k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) &\leq \frac{-\eta |S_1|}{S_1} \\
 -K_2 \cdot k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) &\leq -\eta \tag{4.10}
 \end{aligned}$$

Dengan menggunakan aturan *signum*, jika $S_1 \geq 0$ maka $k_1 \leq \frac{-\eta}{-K_2}$ (karena $-K_2$ nilainya negative, maka pertidaksamaannya berubah tanda) dan jika $S_1 < 0$ maka $-k_1 \leq \frac{-\eta}{-K_2}$. Dari kedua persamaan tersebut dapat dinyatakan dalam bentuk

$$\frac{-\eta}{K_2} \leq k_1 \leq \frac{\eta}{K_2} \tag{4.11}$$

$$|k_1| \leq \frac{\eta}{K_2} \tag{4.12}$$

diperoleh bahwa nilai k_1 adalah

$$k_1 = \max \left| \frac{\eta}{K_2} \right| \tag{4.13}$$

- Fungsi Saturasi
Kemudian digunakan suatu *boundary layer* untuk meminimalkan *chattering* dengan mengubah fungsi *signum* (sgn) menjadi fungsi saturasi (sat) sebagai berikut:

$$V_s = \widehat{V}_s - k_1 \cdot \text{sat}\left(\frac{S_1}{\phi}\right)$$

$$V_s = \frac{K_1 \omega_m}{K_2} + \frac{K_h Q}{K_2} - \max\left|\frac{\eta}{K_2}\right| \cdot \text{sat}\left(\frac{S_1}{\phi}\right) \quad (4.14)$$

Dengan demikian rancangan sistem kontrol SMC untuk kecepatan motor model non linier sistem *Bow Thruster* pada *Autonomous Surface Vehicle* adalah sebagai berikut:

$$V_s = \frac{K_1 \omega_m}{K_2} + \frac{K_h Q}{K_2} - \max\left|\frac{\eta}{K_2}\right| \cdot \text{sat}\left(\frac{S_1}{\phi}\right) \quad (4.15)$$

4.2.2 Perancangan Sistem Kontrol pada Sistem aliran arus air pada bow thruster (U_a)

Dalam merancang sebuah pengendali SMC, berikut adalah langkah-langkah yang harus dilakukan:

- Tracking Error

Langkah pertama yang harus dilakukan menetapkan U_{ad} yaitu kecepatan aliran arus dalam terowongan yang diinginkan. Selanjutnya dengan menggunakan konsep SMC, akan digunakan nilai *error* selisih antara kecepatan aliran arus dalam terowongan yang ada dengan kecepatan aliran arus dalam terowongan yang diinginkan.

$$\widetilde{U}_a = U_a - U_{ad} \quad (4.16)$$

- Fungsi Switching

Karena sistem berorde 1 maka dibentuk fungsi *switching* dengan menggunakan persamaan (2.12) sebagai berikut :

$$S_2(U_a, t) = \left(\frac{d}{dx} + \lambda\right)^{n-1} \widetilde{U}_a \quad n = 1 \text{ (sistem orde 1)}$$

$$= \widetilde{U}_a$$

$$= U_a - U_{ad} \quad (4.17)$$

$$\begin{aligned}
S_2(\dot{U}_a, t) &= \dot{U}_a - U_{ad} \\
&= \dot{U}_a \\
&= -\frac{K_4}{K_3} (U_a - U_0)^2 + \frac{T}{K_3}
\end{aligned} \tag{4.18}$$

- Sliding surface

Syarat sliding surface adalah $S(\dot{U}_a, t) = 0$

Maka

$$\begin{aligned}
-\frac{K_4}{K_3} (U_a - U_0)^2 + \frac{T}{K_3} &= 0 \\
(U_a - U_0)^2 &= \frac{T}{K_4} \\
U_a - U_0 &= \sqrt{\frac{T}{K_4}}
\end{aligned} \tag{4.19}$$

Sehingga ditentukan nilai estimasi \widehat{U}_0 dengan nilai $\dot{S}_2(U_a, t) = 0$

$$\widehat{U}_0 = U_a - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \tag{4.20}$$

- Control Law

Berdasarkan *control law* yang memenuhi kondisi *sliding* adalah

$$\begin{aligned}
U_0 &= \widehat{U}_0 - k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \\
&= U_a - \sqrt{\frac{T}{K_4}} - k_2 \cdot \text{sgn}(S_2)
\end{aligned} \tag{4.21}$$

Kemudian substitusi nilai U_0 pada $S_2(\dot{U}_a, t)$

$$\begin{aligned}
S_2(\dot{U}_a, t) &= -\frac{K_4}{K_3} \left(U_a - \left(U_a - \sqrt{\frac{T}{K_4}} - k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right) \right)^2 + \frac{T}{K_3} \\
&= -\frac{K_4}{K_3} \left(\sqrt{\frac{T}{K_4}} + k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right)^2 + \frac{T}{K_3} \quad (4.22)
\end{aligned}$$

- Perancangan Nilai k
Kemudian akan dirancang nilai k_2 dengan cara mensubstitusikan persamaan (4.22) ke dalam persamaan (2.18) agar memenuhi kondisi *sliding* yaitu:

$$S_2 \dot{S}_2 \leq -\eta |S_2|$$

$$S_2 \left(-\frac{K_4}{K_3} \left(\sqrt{\frac{T}{K_4}} + k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right)^2 + \frac{T}{K_3} \right) \leq -\eta |S_2|$$

$$-\frac{K_4}{K_3} \left(\sqrt{\frac{T}{K_4}} + k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right)^2 + \frac{T}{K_3} \leq \frac{-\eta |S_2|}{S_2}$$

$$-\frac{K_4}{K_3} \left(\sqrt{\frac{T}{K_4}} + k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right)^2 + \frac{T}{K_3} \leq -\eta$$

$$-\frac{K_4}{K_3} \left(\sqrt{\frac{T}{K_4}} + k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right)^2 \leq -\eta - \frac{T}{K_3}$$

$$\left(\sqrt{\frac{T}{K_4}} + k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right)^2 \leq \frac{-\eta K_3 - T}{-K_4}$$

$$\left(\sqrt{\frac{T}{K_4}} + k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right)^2 \leq \frac{-\eta K_3 - T}{-K_4}$$

$$\sqrt{\frac{T}{K_4}} + k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \leq \sqrt{\frac{-\eta K_3 - T}{-K_4}}$$

$$k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \leq \sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \quad (4.23)$$

Dengan menggunakan aturan *signum*, jika $S_2 > 0$ maka

$$k_2 \leq \sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \quad \text{dan jika } S_2 < 0 \text{ maka } -k_2 \leq$$

$\sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}}$. Dari kedua persamaan tersebut dapat dinyatakan dalam bentuk:

$$-\left(\sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \right) \leq k_2 \leq \sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \quad (4.24)$$

$$\left| \sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \right| \leq k_2 \quad (4.25)$$

diperoleh bahwa nilai k_2 adalah

$$k_2 = \max \left| \sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \right| \quad (4.26)$$

- Fungsi Saturasi

Kemudian digunakan suatu *boundary layer* untuk meminimalkan *chattering* dengan mengubah fungsi *signum* (sgn) menjadi fungsi saturasi (sat) sebagai berikut:

$$U_0 = \widehat{U}_0 - k_2 \cdot \text{sat}\left(\frac{S_2}{\phi}\right)$$

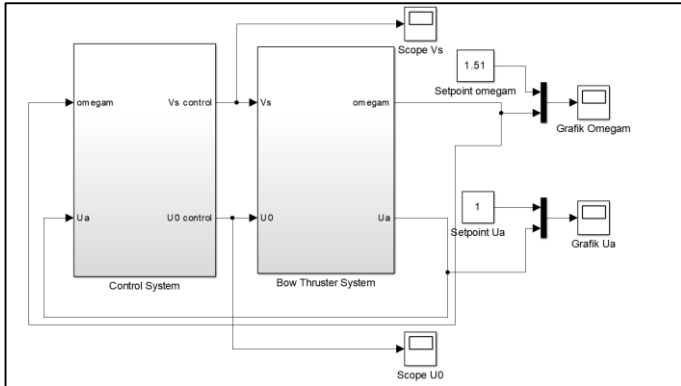
$$U_0 = U_a - \sqrt{\frac{T}{K_4}} - \max \left| \sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \right| \cdot \text{sat}\left(\frac{S_2}{\phi}\right) \quad (4.27)$$

Dengan demikian rancangan sistem kontrol SMC untuk kecepatan aliran arus air dalam terowongan model non linier sistem *Bow Thruster* pada *Autonomous Surface Vehicle* adalah sebagai berikut:

$$U_0 = U_a - \sqrt{\frac{T}{K_4}} - \max \left| \sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \right| \cdot \text{sat}\left(\frac{S_2}{\phi}\right) \quad (4.28)$$

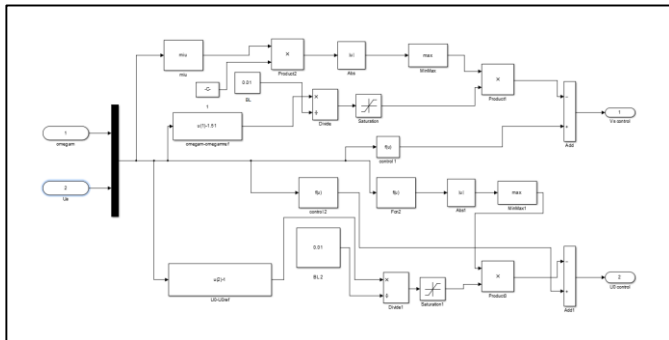
4.2.3 Simulasi Sistem Control Dengan Metode SMC Pada Model Non Linier

Setelah rancangan sistem kontrol gerak *bow thruster* dengan menggunakan metode SMC diperoleh, selanjutnya disimulasikan pada simulink Matlab. Sistem kontrol ini dirangkai dalam bentuk diagram blok pada sistem gerak *bow thruster Autonomous Surface Vehicle* (ASV) yang berupa *loop* tertutup dengan $\eta = 1$ dan $\phi = 0.01$. Berikut diagram blok *Autonomous Surface Vehicle* (ASV) model *linear* 2-DOF dengan menggunakan metode SMC disajikan pada Gambar 4.4.



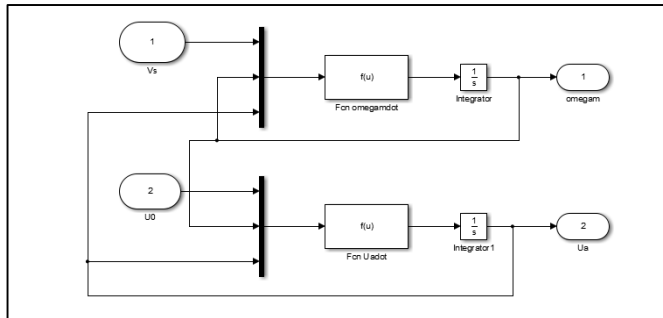
Gambar 4.4 Diagram blok ASV dengan metode SMC

Dari Gambar 4.4 kemudian dirangkai diagram blok subsistem dari SMC *controller* dengan menggunakan hasil dari perencanaan sistem kontrol kecepatan motor dan kecepatan aliran arus pada terowongan pada persamaan (4.15) dan (4.28) yang disajikan pada Gambar 4.5.



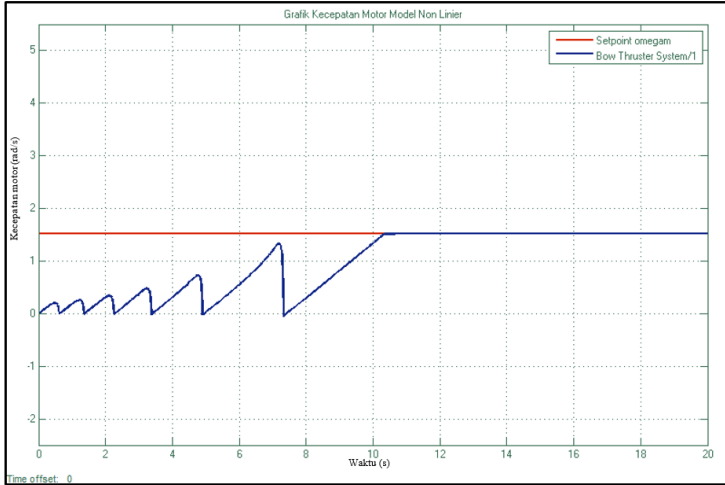
Gambar 4.5. Diagram Blok Control SMC Model Non Linier Bow thruster

Dari Gambar 4.5 kemudian dirangkai diagram blok subsistem dari *bow thruster* ASV 2-DOF yang disajikan pada Gambar 4.6.

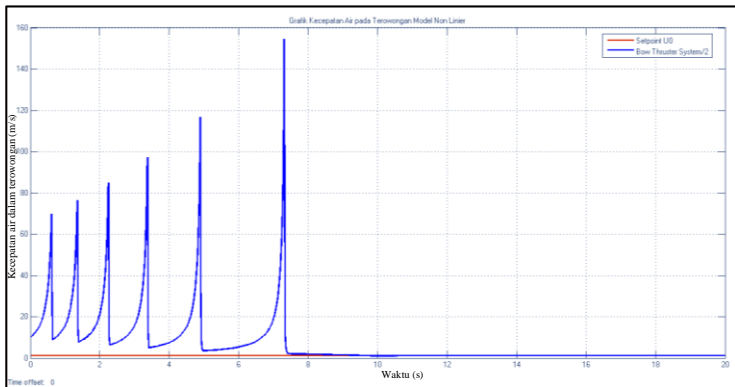


Gambar 4.6 Diagram Blok subsistem Bow thruster

Setelah sistem kontrol SMC dan Plant ASV disimulasikan maka menghasilkan respon untuk gerak yang disajikan pada Gambar 4.7 dan Gambar 4.8.



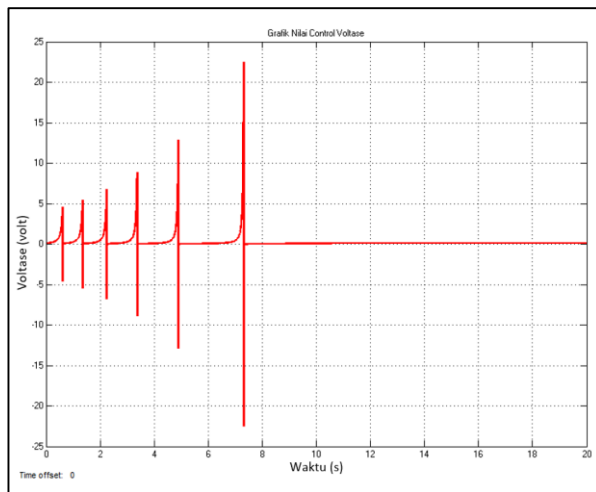
Gambar 4.7 Respon Kontrol SMC Model Non Linier pada Kecepatan Motor



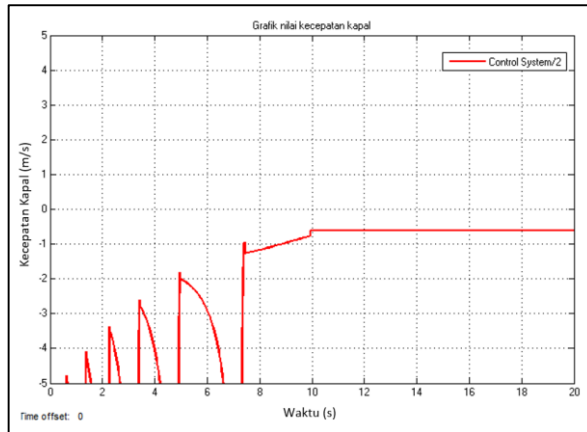
Gambar 4.8. Respon Kontrol SMC Model Non Linier pada Kecepatan arus air

Pada Gambar 4.7 dan 4.8 terlihat hasil respon kecepatan motor dan kecepatan arus air pada terowongan dengan

menggunakan metode SMC. Tampak bahwa gerak stabil dan *steady state error* yang bervariasi dengan *setpoint* 1.51 rad/s untuk kecepatan motor dan 1 m/s untuk kecepatan arus air pada selonsong. Gambar 4.7 menunjukkan sistem mengalami chattering pada 8 detik pertama kemudian sistem mencapai *hitting time* pada detik ke 12, sistem memiliki *steady state error* 0.019% dan memiliki *overshoot* 0%. Sedangkan Gambar 4.8, menunjukkan sistem juga mengalami chattering yang cukup besar pada 8 detik pertama kemudian *hitting time* pada waktu 12 detik, *steady state error* 0.04% dan memiliki *overshoot* 0%. Dimana kemudian, akan ditampilkan nilai dari control input yang telah dibuat pada gambar 4.9 dan 4.10.



Gambar 4.9 Grafik Nilai Control Voltase Bow Thruster

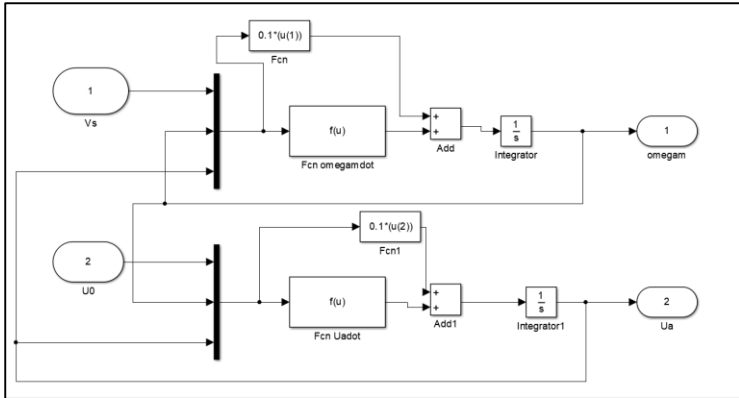


Gambar 4.10 Grafik Nilai Control Kecepatan Kapal model Bow Thruster

Dimana pada gambar 4.9 dan 4.10, dapat disimpulkan bahwa nilai control yang dibutuhkan *bow thruster* untuk mencapai *setpoint* yang diinginkan adalah 0.1Volt untuk Voltase motor dan 0.6 m/s untuk kecepatan kapal.

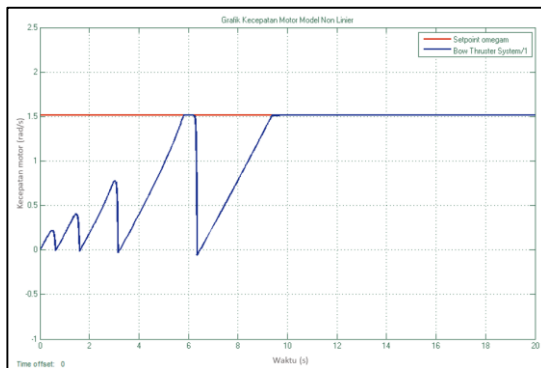
4.2.4 Simulasi Sistem Control dengan Gangguan

Selanjutnya, akan dilakukan simulasi sistem yang diberi sebuah gangguan, yaitu dengan mengecilkan nilai *input control*. Gangguan tersebut dipilih karena nilai voltase dan kecepatan kapal yang cenderung akan selalu menurun seiring dengan intensitas penggunaan kapal. Sehingga kemudian dibuat diagram blok dari subsistem yang disajikan sebagai berikut:

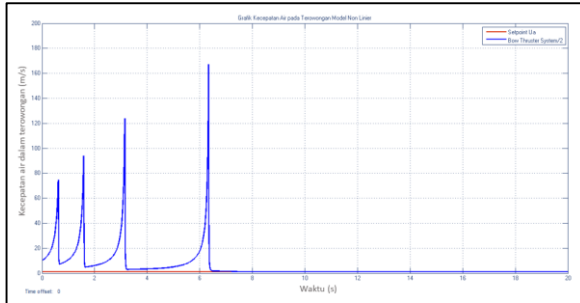


Gambar 4.11 Diagram Blok Subsitem Bow thruster dengan gangguan berupa pengecilan nilai input

Pada gambar 4.11 terlihat bahwa sistem diberi gangguan berupa pengecilan nilai input sistem sepersepuluh lebih kecil dari input awal. Kemudian, dengan control yang sudah dibuat, dihasilkan respon sebagai berikut:



Gambar 4.12 Respon Kecepatan Motor sistem Bow Thruster setelah diberi gangguan berupa pengecilan nilai input



Gambar 4.13 Respon Kecepatan air dalam terowongan sistem Bow Thruster setelah diberi gangguan berupa pengecilan nilai input

Dari Gambar 4.12, terlihat bahwa sistem kecepatan motor tetap beresilasi di awal, kemudian mencapai *hitting time* pada 9.35 detik, *overshoot* sistem 0%, serta *steady state error* hanya 0.02%. Kemudian pada gambar 4.13, terlihat bahwa sistem kecepatan air dalam terowongan juga tetap beresilasi di awal, kemudian mencapai *hitting time* pada 7.8 detik, *overshoot* sistem 0%, serta *steady state error* 0.04%. Artinya, dengan adanya gangguan berupa pengecilan nilai input atau berkurangnya performa *bow thruster* kapal, sistem control tetap bisa bertahan dengan cukup baik.

4.3 Analisa Lyapunov Sistem Kontrol SMC Model Non Linier

Setelah melakukan perancangan sistem kontrol dengan menggunakan metode *Sliding Mode Control* pada gerak model nonlinier *Autonomous Surface Vehicle 2-DOF*, selanjutnya akan dianalisis kestabilannya dengan menggunakan metode Lyapunov. Dalam penelitian ini akan dikonstruksi fungsi kandidat Lyapunov dimana fungsi yang dikonstruksi

merupakan fungsi definit positif, yaitu diberikan suatu $V : S \rightarrow R$

$$V = \frac{1}{2}S^2$$

Dimana $S = (\omega_m, U_a, V_s, U_0)$, dengan domain di R^4 yang dipetakan ke R . Fungsi kandidat Lyapunov diatas akan dibuktikan bahwa dengan sistem kontrol SMC pada model *nonlinear* merupakan fungsi Lyapunov dan stabil asimtotik dengan memenuhi Definisi 2.5.1 dan Teorema 2.5.1

1. Untuk $(\omega_m, U_a) = (0,0)$, $(\omega_m, U_a) = 0$ sedangkan $(\omega_m, U_a) \neq 0$, $V(\omega_m, U_a) > 0$. Terbukti bahwa $V(\omega_m, U_a)$ merupakan definit positif.

2. Fungsi V kontinu dan mempunyai turunan parsial pertama kontinu pada S. Fungsi

$$V(\omega_m, U_a) = \frac{1}{2}\omega_m^2 + \frac{1}{2}U_a^2$$

Merupakan fungsi kuadratik, jelas bahwa fungsi kuadratik kontinu. Kemudian jika diturunkan parsial juga menghasilkan fungsi yang kontinu.

3. Untuk membuktikan sifat yang ketiga dari analisis kestabilan SMC adalah sebagai berikut:

$$V(\omega_m, U_a) = \frac{1}{2}\omega_m^2 + \frac{1}{2}U_a^2$$

$$\begin{aligned} \dot{V}(\omega_m, U_a) &= \frac{\partial V}{\partial \omega_m} \dot{\omega}_m + \frac{\partial V}{\partial U_a} \dot{U}_a \\ \dot{V}(\omega_m, U_a) &= \omega_m \dot{\omega}_m + U_a \dot{U}_a \end{aligned} \quad (4.29)$$

Kemudian substitusi persamaan (4.1) – (4.2) kedalam persamaan (4.30) sehingga diperoleh

$$\begin{aligned}\dot{V}(\omega_m, U_a) &= \omega_m(-K_1\omega_m + K_2V_s - K_hQ) \\ &+ U_a \left(-K_4K_3^{-1}(\overline{U_a}^2) + K_3^{-1}T \right) \quad (4.30)\end{aligned}$$

Sesuai dengan persamaan (4.8, 4.21) dimana V_s dan U_0 adalah

$$V_s = \frac{K_1\omega_m}{K_2} + \frac{K_hQ}{K_2} - k_1 \cdot \text{sgn}(S_1)$$

$$U_0 = U_a - \sqrt{\frac{T}{K_4}} - k_2 \cdot \text{sgn}(S_2)$$

Selanjutnya V_s dan U_0 disubstitusi ke dalam persamaan (4.30) dengan hasil sebagai berikut :

$$\begin{aligned}\dot{V}(\omega_m, U_a) &= \omega_m \left(-K_1\omega_m + K_2 \left(\frac{K_1\omega_m}{K_2} + \frac{K_hQ}{K_2} - \right. \right. \\ &\quad \left. \left. k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) \right) - K_hQ \right) \\ &+ U_a \left(-K_4K_3^{-1} \left(\left(U_a - \left(U_a - \sqrt{\frac{T}{K_4}} - \right. \right. \right. \right. \\ &\quad \left. \left. \left. k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right) \right)^2 \right) + K_3^{-1}T \right) \\ &\leq [-K_2k_1][\omega_m] + \left[-\frac{K_4}{K_3} \left(\sqrt{\frac{T}{K_4}} + \right. \right. \\ &\quad \left. \left. k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right) \right]^2 + \frac{T}{K_3} [U_a] \quad (4.31)\end{aligned}$$

k_1 dan k_2 diperoleh dari persamaan (4.12, 4.25) dimana

$$k_1 = \left| \frac{\eta}{K_2} \right|$$

$$k_2 = \left| \sqrt{\frac{\eta K_3 + T}{K_4}} - \sqrt{\frac{T}{K_4}} \right|$$

Selanjutnya substitusi k_1 dan k_2 ke dalam persamaan (4.31) sehingga diperoleh

$$\dot{V}(\omega_m, U_a) \leq [-\eta]|\omega_m| + [-\eta]|U_a|$$

$$\dot{V}(\omega_m, U_a) \leq [-\eta][|\omega_m| + |U_a|]$$

Sehingga diperoleh $\dot{V} \leq 0$. Karena memenuhi syarat dari Definisi 2.5.1 dan Teorema 2.5.1 maka fungsi $V(\omega_m, U_a) = \frac{1}{2}\omega_m^2 + \frac{1}{2}U_a^2$ merupakan fungsi Lyapunov serta stabil asimtotik. Selain itu, akan dibuktikan $V(\omega_m, U_a) \rightarrow \infty$ untuk $||(\omega_m, U_a)|| \rightarrow \infty$. Karena $||(\omega_m, U_a)|| = \sqrt{\omega_m^2 + U_a^2} \rightarrow \infty$ maka $V(\omega_m, U_a) \rightarrow \infty$. Oleh karena itu, sesuai dengan Teorema 2.5.2 fungsi $V(\omega_m, U_a) = \frac{1}{2}\omega_m^2 + \frac{1}{2}U_a^2$ merupakan stabil global asimtotik.

4.4 Linierisasi Persamaan Nonlinier Sistem Gerak Bow Thruster ASV

Pada bagian ini, kami melakukan linierisasi pada persamaan nonlinear gerak *bow thruster* ASV dengan pendekatan *Jacobi* dimana sistem *nonlinear* ASV secara umum sebagai berikut [15]:

$$\dot{\omega}_m = f_1(\omega_m, U_a, V_s, U_0) = -K_1\omega_m + K_2V_s - K_hQ$$

$$\dot{U}_a = f_2(\omega_m, U_a, V_s, U_0) = -K_4K_3^{-1}(\bar{U}_a^{-2}) + K_3^{-1}T$$

Kemudian kita buat matrix Jacobian dari model sistem.

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_m \\ \dot{U}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial \omega_m} & \frac{\partial f_1}{\partial U_a} \\ \frac{\partial f_2}{\partial \omega_m} & \frac{\partial f_2}{\partial U_a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_m \\ U_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial V_s} & \frac{\partial f_1}{\partial U_0} \\ \frac{\partial f_2}{\partial V_s} & \frac{\partial f_2}{\partial U_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_s \\ U_0 \end{bmatrix}$$

Langkah-langkah penyelesaian antara lain sebagai berikut:

1. Menentukan $\frac{\partial f_1}{\partial \omega_m}$

$$\frac{\partial f_1}{\partial \omega_m} = \frac{\partial}{\partial \omega_m} (-K_1\omega_m + K_2V_s - K_hQ) \quad (4.32)$$

$$\frac{\partial f_1}{\partial \omega_m} = -K_1 - K_h \frac{\partial Q}{\partial \omega_m} \quad (4.33)$$

Dimana,

$$\begin{aligned} \frac{\partial Q}{\partial \omega_m} &= \frac{\partial}{\partial \omega_m} (0.7R[Lift(\cos \theta) + Drag(\sin \theta)]) \\ &= 0.7R \frac{\partial}{\partial \omega_m} (Lift(\cos \theta) + Drag(\sin \theta)) \\ &= 0.7R \left(\sin \theta \frac{\partial Lift}{\partial \omega_m} + Lift(\cos \theta) \frac{\partial \theta}{\partial \omega_m} + \right. \\ &\quad \left. \cos \theta \frac{\partial Drag}{\partial \omega_m} - Drag(\sin \theta) \frac{\partial \theta}{\partial \omega_m} \right) \end{aligned} \quad (4.34)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial Lift}{\partial \omega_m} &= 0.5\rho AC_{lmax} \left(\sin(2\alpha_e) \frac{\partial}{\partial \omega_m} (V^2) + \right. \\ &\quad \left. 2V^2 \cos(2\alpha_e) \frac{\partial \alpha_e}{\partial \omega_m} \right) \end{aligned} \quad (4.35)$$

$$\frac{\partial Drag}{\partial \omega_m} = 0.5\rho AC_{Dmax} \left(1 - \cos(2\alpha_e) \frac{\partial}{\partial \omega_m} (V^2) + 2V^2 \sin(2\alpha_e) \frac{\partial \alpha_e}{\partial \omega_m} \right) \quad (4.36)$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial \omega_m} = - \frac{\partial \alpha_e}{\partial \omega_m} \quad (4.37)$$

$$\frac{\partial \alpha_e}{\partial \omega_m} = \frac{U_a}{U_p^2 + U_a^2} \frac{\partial U_p}{\partial \omega_m} \quad (4.38)$$

$$\frac{\partial}{\partial \omega_m} (V^2) = 2U_p \frac{\partial U_p}{\partial \omega_m} \quad (4.39)$$

$$\frac{\partial U_p}{\partial \omega_m} = \frac{0.7R}{N} \quad (4.40)$$

Sehingga, dengan mensubstitusikan persamaan (4.34-4.40) pada persamaan 4.33 didapat:

$$\begin{aligned} \frac{\partial f_1}{\partial \omega_m} = & -K_1 - \\ & K_h 0.7R \left(\sin \theta \left(0.5\rho AC_{lmax} \left(\sin(2\alpha_e) \left(2U_p \frac{0.7R}{N} \right) + \right. \right. \right. \\ & \left. \left. \left. 2V^2 \cos(2\alpha_e) \left(\frac{U_a}{U_p^2 + U_a^2} \frac{0.7R}{N} \right) \right) \right) \right) + \\ & Lift(\cos \theta) \left(- \left(\frac{U_a}{U_p^2 + U_a^2} \frac{0.7R}{N} \right) \right) + \\ & \cos \theta \left(0.5\rho AC_{Dmax} \left(1 - \cos(2\alpha_e) \left(2U_p \frac{0.7R}{N} \right) + \right. \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& 2V^2 \sin(2\alpha_e) \left(\frac{U_a}{U_p^2 + U_a^2} \frac{0.7R}{N} \right) \Bigg) - \\
& \text{Drag}(\sin\theta) \left(- \left(\frac{U_a}{U_p^2 + U_a^2} \frac{0.7R}{N} \right) \right) \Bigg) \quad (4.41)
\end{aligned}$$

2. Menentukan $\frac{\partial f_2}{\partial \omega_m}$

$$\frac{\partial f_2}{\partial \omega_m} = \frac{1}{K_3} \frac{\partial T}{\partial \omega_m} \quad (4.42)$$

Dimana,

$$\begin{aligned} \frac{\partial T}{\partial \omega_m} &= \frac{\partial}{\partial \omega_m} (Lift(\sin \theta) + Drag(\cos \theta)) \\ &= \cos \theta \frac{\partial Lift}{\partial \omega_m} - Lift(\sin \theta) \frac{\partial \theta}{\partial \omega_m} - \sin \theta \frac{\partial Drag}{\partial \omega_m} - \\ &\quad Drag(\cos \theta) \frac{\partial \theta}{\partial \omega_m} \end{aligned} \quad (4.43)$$

Dengan mensubstitusi kembali persamaan (4.34) – (4.40) pada (4.43) maka didapatkan:

$$\begin{aligned} \frac{\partial f_2}{\partial \omega_m} &= \frac{1}{K_3} \left(\cos \theta \left(0.5 \rho A C_{lmax} \left(\sin(2\alpha_e) \left(2U_p \frac{0.7R}{N} \right) + \right. \right. \right. \\ &\quad \left. \left. \left. 2V^2 \cos(2\alpha_e) \left(\frac{U_a}{U_p^2 + U_a^2} \frac{0.7R}{N} \right) \right) \right) - \right. \\ &\quad \left. Lift(\sin \theta) \left(- \left(\frac{U_a}{U_p^2 + U_a^2} \frac{0.7R}{N} \right) \right) - \right. \\ &\quad \left. \sin \theta \left(0.5 \rho A C_{Dmax} \left(1 - \cos(2\alpha_e) \left(2U_p \frac{0.7R}{N} \right) + \right. \right. \right. \\ &\quad \left. \left. \left. 2V^2 \sin(2\alpha_e) \left(\frac{U_a}{U_p^2 + U_a^2} \frac{0.7R}{N} \right) \right) \right) \right) - \\ &\quad \left. Drag(\cos \theta) \left(- \left(\frac{U_a}{U_p^2 + U_a^2} \frac{0.7R}{N} \right) \right) \right) \end{aligned} \quad (4.44)$$

3. Menentukan $\frac{\partial f_1}{\partial U_a}$

$$\frac{\partial f_1}{\partial U_a} = -K_h \frac{\partial Q}{\partial U_a} \quad (4.45)$$

Dimana,

$$\begin{aligned} \frac{\partial Q}{\partial U_a} &= \frac{\partial}{\partial U_a} (0.7R[Lift(\cos \theta) + Drag(\sin \theta)]) \\ &= 0.7R \frac{\partial}{\partial U_a} (Lift(\cos \theta) + Drag(\sin \theta)) \\ &= 0.7R \left(\sin \theta \frac{\partial Lift}{\partial U_a} + Lift(\cos \theta) \frac{\partial \theta}{\partial U_a} + \right. \\ &\quad \left. \cos \theta \frac{\partial Drag}{\partial U_a} - Drag(\sin \theta) \frac{\partial \theta}{\partial U_a} \right) \end{aligned} \quad (4.46)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial Lift}{\partial U_a} &= 0.5\rho AC_{lmax} \left(\sin(2\alpha_e) \frac{\partial}{\partial U_a} (V^2) + \right. \\ &\quad \left. 2V^2 \cos(2\alpha_e) \frac{\partial \alpha_e}{\partial U_a} \right) \end{aligned} \quad (4.47)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial Drag}{\partial U_a} &= 0.5\rho AC_{Dmax} \left(1 - \cos(2\alpha_e) \frac{\partial}{\partial U_a} (V^2) + \right. \\ &\quad \left. 2V^2 \sin(2\alpha_e) \frac{\partial \alpha_e}{\partial U_a} \right) \end{aligned} \quad (4.48)$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial U_a} = -\frac{\partial \alpha_e}{\partial U_a} \quad (4.49)$$

$$\frac{\partial \alpha_e}{\partial U_a} = -\frac{U_p}{U_p^2 + U_a^2} \quad (4.50)$$

$$\frac{\partial}{\partial U_a} (V^2) = 2U_a \quad (4.51)$$

$$\frac{\partial U_p}{\partial \omega_m} = 0 \quad (4.52)$$

Sehingga, dengan mensubstitusikan persamaan 4.46-4.52 pada persamaan 4.45 didapat:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial f_1}{\partial U_a} = & -K_h \left(0.7R \left(\sin\theta \left(0.5\rho AC_{lmax} \left(\sin(2\alpha_e) 2U_a + \right. \right. \right. \right. \\
& 2V^2 \cos(2\alpha_e) \left(-\frac{U_p}{U_p^2 + U_a^2} \right) \left. \left. \left. \right) \right) + \right. \\
& Lift(\cos\theta) \left(\frac{U_p}{U_p^2 + U_a^2} \right) + \\
& \cos\theta \left(0.5\rho AC_{Dmax} \left(1 - \cos(2\alpha_e) 2U_a + \right. \right. \\
& 2V^2 \sin(2\alpha_e) \left(-\frac{U_p}{U_p^2 + U_a^2} \right) \left. \left. \left. \right) \right) - \right. \\
& \left. Drag(\sin\theta) \left(\frac{U_p}{U_p^2 + U_a^2} \right) \right) \quad (4.53)
\end{aligned}$$

4. Menentukan $\frac{\partial f_2}{\partial U_a}$

$$\frac{\partial f_2}{\partial U_a} = -2K_4 K_3^{-1} |\overline{U}_a| + K_3^{-1} \frac{\partial T}{\partial U_a} \quad (4.54)$$

Dimana.

$$\begin{aligned}
\frac{\partial T}{\partial U_a} = & \cos\theta \frac{\partial Lift}{\partial U_a} - Lift(\sin\theta) \frac{\partial \theta}{\partial U_a} - \sin\theta \frac{\partial Drag}{\partial U_a} - \\
& Drag(\cos\theta) \frac{\partial \theta}{\partial U_a} \quad (4.55)
\end{aligned}$$

Dengan mensubstitusi kembali persamaan (4.46) – (4.52) pada (4.55) maka didapatkan:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial f_2}{\partial U_a} &= -2K_4K_3^{-1}|\overline{U_a}| + \\
&K_3^{-1} \left(\cos\theta \left(0.5\rho AC_{lmax} \left(\sin(2\alpha_e) 2U_a + \right. \right. \right. \\
&2V^2 \cos(2\alpha_e) \left. \left. \left. \left(-\frac{U_p}{U_p^2+U_a^2} \right) \right) \right) - Lift(\sin\theta) \left(\frac{U_p}{U_p^2+U_a^2} \right) - \right. \\
&\sin\theta \left(0.5\rho AC_{Dmax} \left(1 - \cos(2\alpha_e) 2U_a + \right. \right. \\
&2V^2 \sin(2\alpha_e) \left. \left. \left. \left(-\frac{U_p}{U_p^2+U_a^2} \right) \right) \right) \right) - Drag(\cos\theta) \left(\frac{U_p}{U_p^2+U_a^2} \right) \Big)
\end{aligned} \tag{4.56}$$

5. Menentukan $\frac{\partial f_1}{\partial v_s}$

$$\frac{\partial f_1}{\partial v_s} = K_2 \tag{4.57}$$

6. Menentukan $\frac{\partial f_2}{\partial v_s}$

$$\frac{\partial f_2}{\partial v_s} = 0 \tag{4.58}$$

7. Menentukan $\frac{\partial f_1}{\partial U_a}$

$$\frac{\partial f_1}{\partial U_a} = 0 \tag{4.59}$$

8. Menentukan $\frac{\partial f_2}{\partial U_0}$

$$\frac{\partial f_2}{\partial U_0} = 2K_4K_3^{-1}U_0 \tag{4.60}$$

Selanjutnya, didapatkan sistem linier dengan mensubstitusi nilai-nilai diatas pada matrix jacobian, sehingga kita dapatkan sistem linier sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_m \\ \dot{U}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -70.7 & 1.2 \\ -2.1 & -14.8 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_m \\ U_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1133.2 & 0 \\ 0 & 1.9 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_s \\ U_0 \end{bmatrix}$$

Dimana, matriks diatas bisa dituliskan sebagai berikut:

$$\dot{\omega}_m = -70.7\omega_m + 1.2Ua + 1133.2 Vs \quad (4.61)$$

$$\dot{U}_a = -2.1\omega_m - 14.8Ua + 1.9U_0 \quad (4.62)$$

4.4.1 Kestabilan, Keterkontrolan dan Keteramatan

Pada subbab ini, dijelaskan analisis kestabilan dan keteramatan pada persamaan (4.61) dan (4.62), sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_m \\ \dot{U}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -70.7 & 1.2 \\ -2.1 & -14.8 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_m \\ U_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1133.2 & 0 \\ 0 & 1.9 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_s \\ U_0 \end{bmatrix}$$

$$[T] = [-4.62 \quad -10.4] \begin{bmatrix} \omega_m \\ U_a \end{bmatrix} + [0 \quad 0] \begin{bmatrix} v_s \\ U_0 \end{bmatrix}$$

a. Kestabilan

Dengan matriks $A = \begin{bmatrix} -70.7 & 1.2 \\ -2.1 & -14.8 \end{bmatrix}$

$$\begin{aligned} |A - \lambda I| &= 0 \\ \begin{vmatrix} -70.7 - \lambda & 1.2 \\ -2.1 & -14.8 - \lambda \end{vmatrix} &= 0 \\ (-70.7 - \lambda)(-14.8 - \lambda) - ((1.2)(-2.1)) &= 0 \\ 1046,36 + 70,7\lambda + 14,8\lambda + \lambda^2 + 2,52 &= 0 \\ \lambda^2 + 85,5\lambda + 1048,88 &= 0 \\ (\lambda + 70,6549)(\lambda + 14,8451) &= 0 \\ \lambda_1 = -70,6549 \text{ atau } \lambda_2 = -14,8451 \end{aligned}$$

Karena bagian real dari $\lambda_1, \lambda_2 < 0$, sehingga dapat dikatakan bahwa sistem pada persamaan (4.61) dan (4.62) stabil.

b. Keterkontrolan

Sistem dikatakan terkontrol jika rank matriks keterkontrolan sama dengan dimensi dari sistem Matriks keterkontrolan yang dibentuk dari matriks A dan matriks B. Dengan matriks keterkontrolan adalah sebagai berikut:

$$\text{Controlable} = (B|AB|A^2B| \dots |A^{n-1}B)$$

Dimensi dari sistem adalah $n = 2$, sehingga

$$\text{Controlable} = (B|AB|A^2B) = 2$$

Sehingga sistem terkontrol karena memiliki $\text{rank} = 2$

c. Keteramatan

Terdapat syarat perlu dan cukup untuk sistem dapat dikatakan teramati (**Teorema 2.4.2**):

I. Matriks $m(0, t)$ non-singular.

II. Matriks keteramatan

$$M_0 = \begin{pmatrix} C \\ C A \\ C A^2 \\ \vdots \\ C A^{(n-1)} \end{pmatrix}$$

mempunyai rank sama dengan n .

Dengan matriks $A = \begin{bmatrix} -70.7 & 1.2 \\ -2.1 & -14.8 \end{bmatrix}$, sehingga diperoleh sebagai berikut :

I. Suatu matriks dikatakan non-singular jika $\det(A) \neq 0$

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} -70.7 & 1.2 \\ -2.1 & -14.8 \end{bmatrix} \\ \det(A) &= \begin{vmatrix} -70.7 & 1.2 \\ -2.1 & -14.8 \end{vmatrix} \\ &= 1046,36 + 2.52 \\ \det(A) &= 1048,88 \end{aligned}$$

$\det(A) \neq 0$, matriks A dapat dikatakan matriks non-singular

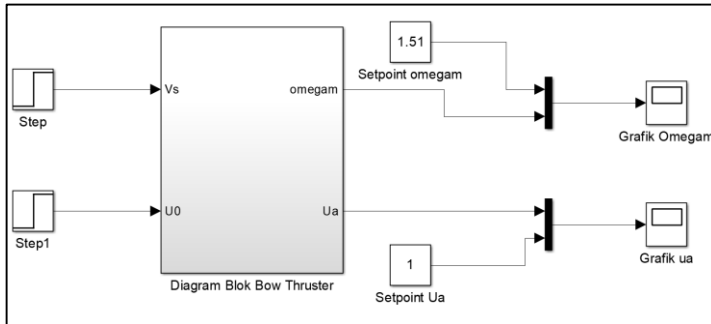
II. Dengan matriks $C = [0 \ 1]$, sehingga diperoleh :

$$M_0 = \begin{bmatrix} C \\ C A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -70.7 & 1.2 \end{bmatrix}$$

rank = 2, karena rank sama dengan n , dapat dikatakan bahwa sistem tersebut teramati.

4.5 Simulasi Model Linier *Bow Thruster*

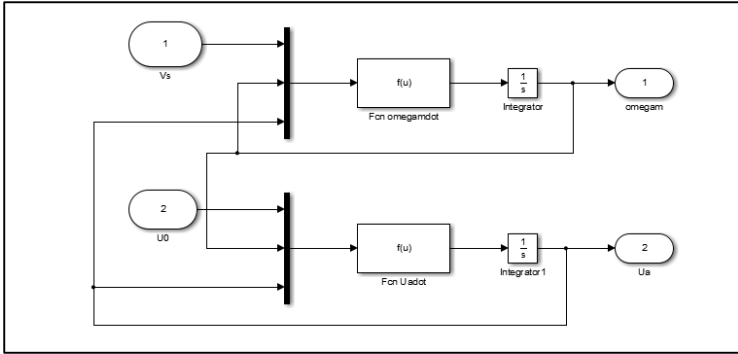
Selanjutnya dari model matematika pada persamaan (4.61 – 4.62) akan diimplementasikan pada simulink Matlab tanpa sistem kontrol seperti pada Gambar 4.14 berikut:



Gambar 4.14 Diagram Blok *Bow thruster Linier Tanpa Kontrol*

Pada Gambar 4.14 menunjukkan diagram blok ASV sistem linier 2 DOF yang terdiri dari subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan. Pada gambar tersebut tampak bahwa arus listrik (V_s) dan kecepatan kendaraan (U_0) merupakan masukan berupa sinyal step sedangkan keluaran dari sistem adalah kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan.

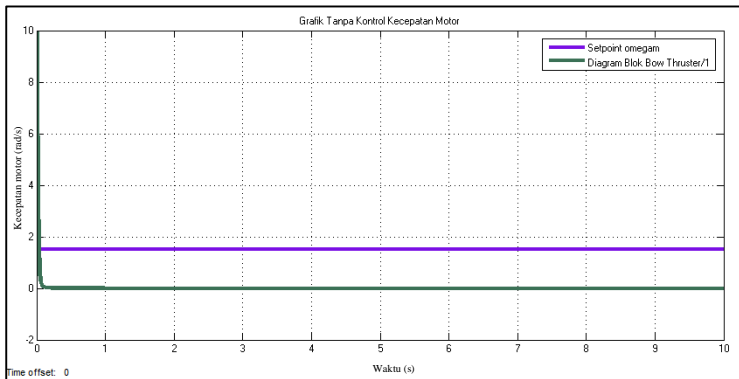
Berikut ini adalah gambar dari diagram blok subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan



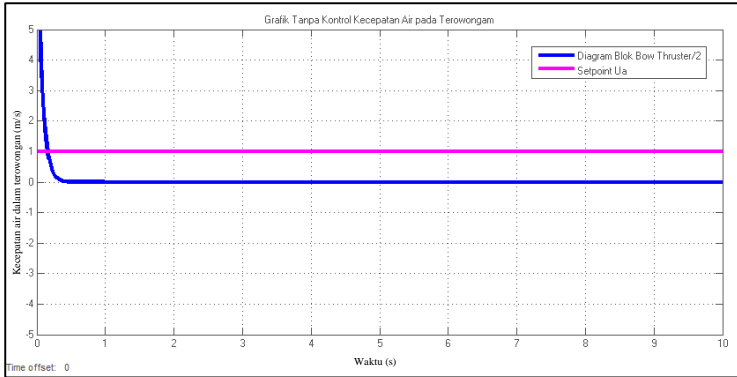
Gambar 4.15 Diagram Blok subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan

Pada gambar 4.15 menunjukkan diagram blok dari subsistem kecepatan motor dan kecepatan aliran arus air pada terowongan yang terdiri dari persamaan (4.61) – (4.62) sehingga menghasilkan suatu keluaran ω_m dan U_a .

Setelah dibentuk blok diagram, maka dengan *software* simulink pada Matlab disimulasikan sehingga menghasilkan grafik seperti pada Gambar 4.14.



(a) Respon kecepatan motor



(b) Respon kecepatan aliran arus air pada terowongan

Gambar 4.16 (a), (b) Respon grafik Model Linier Bow Thruster ASV tanpa controller sistem

Pada Gambar 4.16 tampak bahwa gerak cukup stabil dan *steady state error* yang cukup besar dengan *setpoint* 1.51 rad/s untuk kecepatan motor, 1 m/s untuk kecepatan aliran arus air pada terowongan. Pada kedua grafik, terlihat bahwa sistem tidak menuju setpoint sedikit pun.

Dari Gambar 4.16 dapat disimpulkan bahwa sistem memerlukan sebuah sistem kontrol gerak untuk mengoptimalkan *settling time*, *steady state error* dan *overshoot* sesuai dengan desain kriteria. Oleh karena itu, pada kemudian penulis akan menerapkan pengembangan metode *Sliding Mode Control* (SMC) pada sistem kontrol gerak *bow thruster Autonomous Surface Vehicle* (ASV) supaya mendapatkan *performance* yang baik dengan *settling time* kurang dari 20 detik *steady state error* tidak melebihi 3% dan *overshoot* tidak melebihi 2%.

4.6 Perancangan Sistem Control SMC Pada Model Linier

4.6.1 Perancangan Sistem Control Kecepatan Motor

Dalam merancang sebuah pengendali SMC, berikut adalah langkah-langkah yang harus dilakukan:

- Tracking Error

Langkah pertama yang harus dilakukan menetapkan ω_{md} yaitu kecepatan motor yang diinginkan. Selanjutnya dengan menggunakan konsep SMC, akan digunakan nilai *error* selisih antara kecepatan motor yang ada dengan kecepatan motor yang diinginkan.

$$\tilde{\omega}_m = \omega_m - \omega_{md} \quad (4.63)$$

- Fungsi Switching

Karena sistem berorde 1 maka dibentuk fungsi *switching* dengan menggunakan persamaan (2.12) sebagai berikut :

$$\begin{aligned} S_1(\omega_m, t) &= \left(\frac{d}{dx} + \lambda\right)^{n-1} \tilde{\omega}_m && n = 1 \text{ (sistem orde 1)} \\ &= \tilde{\omega}_m \\ &= \omega_m - \omega_{md} \end{aligned} \quad (4.64)$$

$$\begin{aligned} S_1(\dot{\omega}_m, t) &= \dot{\omega}_m - \dot{\omega}_{md} \\ &= \dot{\omega}_m \\ &= -70.7\omega_m + 1.2Ua + 1133.2 Vs \end{aligned} \quad (4.65)$$

- Sliding surface

Dimana syarat sliding surface adalah

$$S(\dot{\omega}_m, t) = 0$$

Maka

$$-70.7\omega_m + 1.2Ua + 1133.2 Vs = 0 \quad (4.66)$$

Selanjutnya ditentukan nilai estimasi \hat{V}_s dengan nilai

$$\dot{S}_1(\omega_m, t) = 0$$

$$\hat{V}_s = \frac{70.7\omega_m}{1133.2} - \frac{1.2Ua}{1133.2} \quad (4.67)$$

- Control Law

Berdasarkan *control law* yang memenuhi kondisi *sliding* adalah

$$\begin{aligned} V_s &= \hat{V}_s - k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) \\ &= \frac{70.7\omega_m}{1133.2} - \frac{1.2Ua}{1133.2} - k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) \end{aligned} \quad (4.68)$$

Kemudian substitusi nilai V_s pada $S_1(\dot{\omega}_m, t)$

$$\begin{aligned} S_1(\dot{\omega}_m, t) &= -70.7\omega_m + 1.2Ua \\ &\quad + 1133.2 \left(\frac{70.7\omega_m}{1133.2} - \frac{1.2Ua}{1133.2} \right. \\ &\quad \left. - k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) \right) \\ &= -1133.2 k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) \end{aligned} \quad (4.69)$$

- Perancangan Nilai k_1

Kemudian akan dirancang nilai k_1 dengan cara mensubstitusikan persamaan (4.69) ke dalam persamaan (2.18) agar memenuhi kondisi *sliding* yaitu:

$$\begin{aligned} S_1 \dot{S}_1 &\leq -\eta |S_1| \\ -1133.2 S_1 k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) &\leq -\eta |S_1| \\ -1133.2 k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) &\leq \frac{-\eta |S_1|}{S_1} \\ -1133.2 k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) &\leq -\eta \end{aligned} \quad (4.70)$$

Dengan menggunakan aturan *signum*, jika $S_1 > 0$ maka $k_1 \geq \frac{\eta}{1133.2}$ dan jika $S_1 < 0$ maka $k_1 \leq \frac{-\eta}{1133.2}$. Dari kedua persamaan tersebut dapat dinyatakan dalam bentuk

$$-k_1 \leq \frac{\eta}{1133.2} \leq k_1$$

$$\left| \frac{\eta}{1133.2} \right| \leq k_1$$

diperoleh bahwa nilai k_1 adalah

$$k_1 = \max \left| \frac{\eta}{1133.2} \right| \quad (4.71)$$

- Fungsi Saturasi

Kemudian digunakan suatu *boundary layer* untuk meminimalkan *chattering* dengan mengubah fungsi *signum* (sgn) menjadi fungsi saturasi (sat) sebagai berikut:

$$V_s = \hat{V}_s - k_1 \cdot \text{sat}\left(\frac{S_1}{\phi}\right)$$

$$V_s = \frac{70.7\omega_m}{1133.2} - \frac{1.2Ua}{1133.2} - \max \left| \frac{\eta}{1133.2} \right| \cdot \text{sat}\left(\frac{S_1}{\phi}\right)$$

Dengan demikian rancangan sistem kontrol SMC untuk kecepatan motor sistem *Bow Thruster* pada *Autonomous Surface Vehicle* adalah sebagai berikut:

$$V_s = \frac{70.7\omega_m}{1133.2} - \frac{1.2Ua}{1133.2} - \max \left| \frac{\eta}{1133.2} \right| \cdot \text{sat}\left(\frac{S_1}{\phi}\right) \quad (4.72)$$

4.6.2 Perancangan Sistem Control Kecepatan Aliran Air Dalam Terowongan

Dalam merancang sebuah pengendali SMC, berikut adalah langkah-langkah yang harus dilakukan:

- Tracking Error

Langkah pertama yang harus dilakukan menetapkan U_{ad} yaitu kecepatan aliran arus dalam terowongan yang diinginkan. Selanjutnya dengan menggunakan konsep SMC, akan

digunakan nilai *error* selisih antara kecepatan aliran arus dalam terowongan yang ada dengan kecepatan aliran arus dalam terowongan yang diinginkan.

$$\widetilde{U}_a = U_a - U_{ad} \quad (4.73)$$

- Fungsi Switching

Karena sistem berorde 1 maka dibentuk fungsi *switching* dengan menggunakan persamaan (2.12) sebagai berikut :

$$\begin{aligned} S_2(U_a, t) &= \left(\frac{d}{dx} + \lambda\right)^{n-1} \widetilde{U}_a && n = 1 \text{ (sistem orde 1)} \\ &= \widetilde{U}_a \\ &= U_a - U_{ad} \end{aligned} \quad (4.74)$$

$$\begin{aligned} S_2(\dot{U}_a, t) &= \dot{U}_a - \dot{U}_{ad} \\ &= \dot{U}_a \\ &= -2.1\omega_m - 14.8Ua + 1.9U_0 \end{aligned} \quad (4.75)$$

- Sliding surface

Syarat sliding surface $S(\dot{U}_a, t) = 0$

Maka

$$-2.1\omega_m - 14.8Ua + 1.9U_0 = 0$$

Selanjutnya ditentukan nilai estimasi \widehat{U}_0 dengan nilai $\dot{S}_2(U_a, t) = 0$

$$\widehat{U}_0 = \frac{2.1\omega_m}{1.9} + \frac{14.8Ua}{1.9} \quad (4.76)$$

- Control Law

Berdasarkan *control law* yang memenuhi kondisi *sliding* adalah

$$\begin{aligned} U_0 &= \widehat{U}_0 - k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \\ U_0 &= \frac{2.1\omega_m}{1.9} + \frac{14.8Ua}{1.9} - k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \end{aligned} \quad (4.77)$$

Kemudian substitusi nilai U_0 pada $S_2(\dot{U}_a, t)$

$$\begin{aligned} S_1(\dot{\omega}_m, t) &= -2.1\omega_m - 14.8Ua \\ &+ 1.9 \left(\frac{2.1\omega_m}{1.9} + \frac{14.8 Ua}{1.9} - k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right) \\ &= -1.9 \cdot k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \end{aligned} \quad (4.78)$$

- Perancangan Nilai k_2

Kemudian akan dirancang nilai k_1 dengan cara mensubstitusikan persamaan (4.78) ke dalam persamaan (2.18) agar memenuhi kondisi *sliding* yaitu:

$$\begin{aligned} S_2 \dot{S}_2 &\leq -\eta |S_2| \\ -1.9 \cdot S_2 \cdot k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) &\leq -\eta |S_2| \\ -1.9 \cdot k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) &\leq \frac{-\eta |S_2|}{S_2} \\ -1.9 \cdot k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) &\leq -\eta \end{aligned} \quad (4.79)$$

Dengan menggunakan aturan *signum*, jika $S_2 > 0$ maka $k_2 \geq \frac{\eta}{1.9}$ dan jika $S_2 < 0$ maka $k_2 \leq \frac{-\eta}{1.9}$. Dari kedua persamaan tersebut dapat dinyatakan dalam bentuk

$$-k_2 \leq \frac{\eta}{1.9} \leq k_2$$

$$\left| \frac{\eta}{1.9} \right| \leq k_2$$

diperoleh bahwa nilai k_2 adalah

$$k_2 = \max \left| \frac{\eta}{1.9} \right| \quad (4.80)$$

- Fungsi Saturasi

Kemudian digunakan suatu *boundary layer* untuk meminimalkan *chattering* dengan mengubah fungsi *sigum* (sgn) menjadi fungsi saturasi (sat) sebagai berikut:

$$U_0 = \widehat{U}_0 - k_2 \cdot \text{sat}\left(\frac{S_2}{\phi}\right)$$

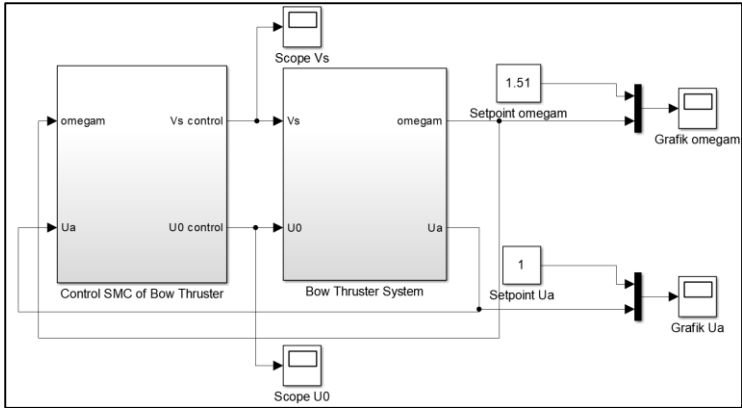
$$U_0 = \frac{2.1\omega_m}{1.9} + \frac{14.8 Ua}{1.9} - \max\left|\frac{\eta}{1.9}\right| \cdot \text{sat}\left(\frac{S_2}{\phi}\right)$$

Dengan demikian rancangan sistem kontrol SMC untuk kecepatan aliran arus air dalam terowongan sistem *Bow Thruster* pada *Autonomous Surface Vehicle* adalah sebagai berikut:

$$U_0 = \frac{2.1\omega_m}{1.9} + \frac{14.8 Ua}{1.9} - \max\left|\frac{\eta}{1.9}\right| \cdot \text{sat}\left(\frac{S_2}{\phi}\right) \quad (4.81)$$

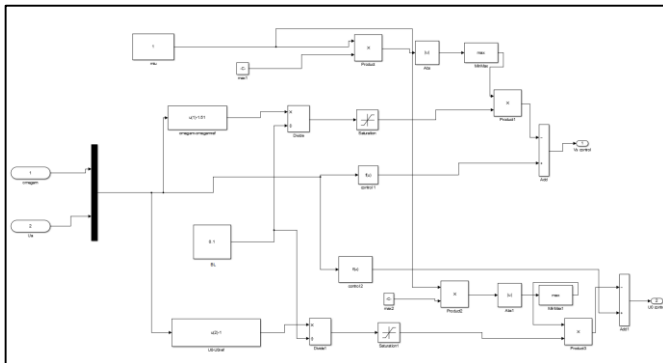
4.6.3 Simulasi Sistem Control Dengan Metode SMC Pada Model Linier

Setelah rancangan sistem kontrol gerak *bow thruster* dengan menggunakan metode SMC diperoleh, selanjutnya disimulasikan pada simulink Matlab. Sistem kontrol ini dirangkai dalam bentuk diagram blok pada sistem gerak *bow thruster Autonomous Surface Vehicle* (ASV) yang berupa *loop* tertutup dengan $\eta = 1$ dan $\phi = 0.1$. Berikut diagram blok *Autonomous Surface Vehicle* (ASV) model *linear* 2-DOF dengan menggunakan metode SMC disajikan pada Gambar 4.17.



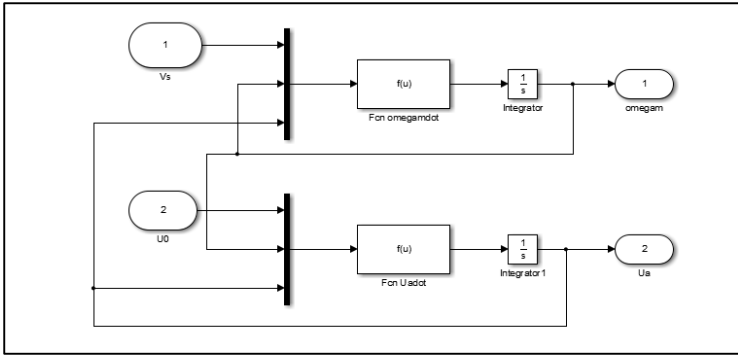
Gambar 4.17 Diagram blok ASV dengan metode SMC

Dari Gambar 4.17 kemudian dirangkai diagram blok subsistem dari SMC controller dengan menggunakan hasil dari perencanaan sistem kontrol kecepatan motor dan kecepatan aliran arus pada terowongan pada persamaan (4.72) dan (4.81) yang disajikan pada Gambar 4.18.



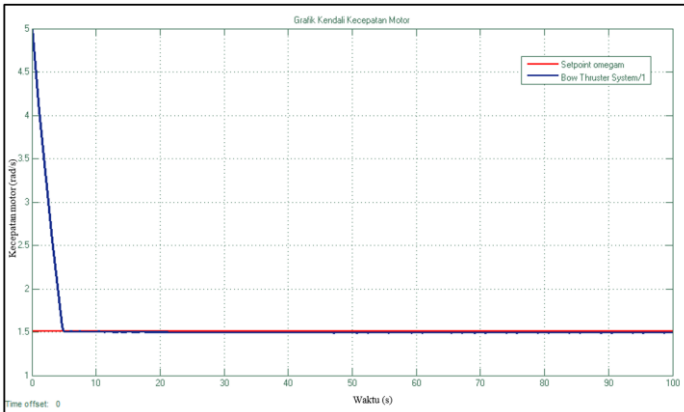
Gambar 4.18. Diagram Blok Control SMC Bow thruster

Dari Gambar 4.18 kemudian dirangkai diagram blok subsistem dari bow thruster ASV 2-DOF yang disajikan pada Gambar 4.19.

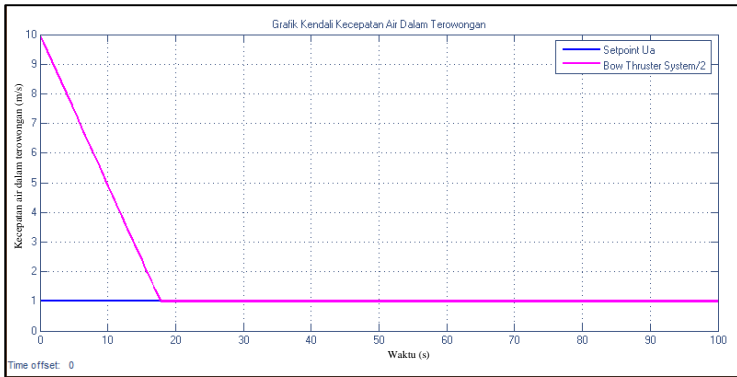


Gambar 4.19 Diagram Blok subsistem Bow thruster

Setelah sistem kontrol SMC dan Plant ASV disimulasikan maka menghasilkan respon untuk gerak yang disajikan pada Gambar 4.20 dan Gambar 4.21.

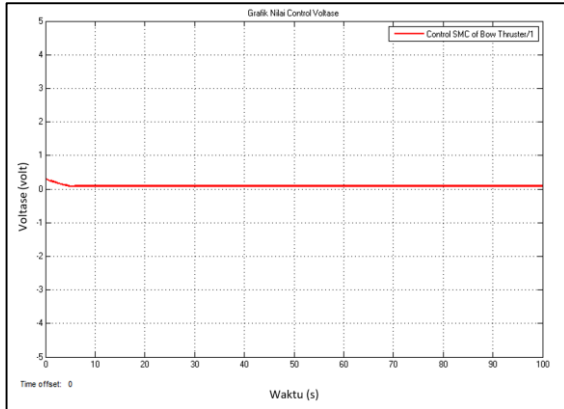


Gambar 4.20 Respon Kontrol SMC pada Kecepatan Motor

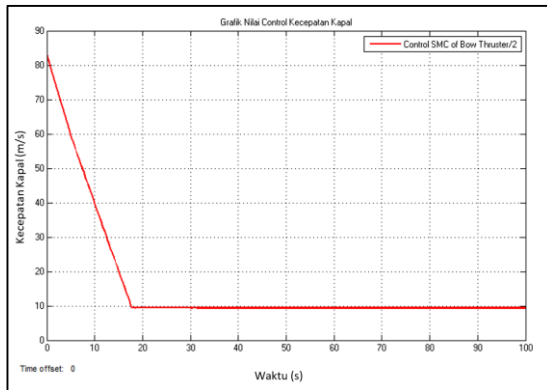


Gambar 4.21. Respon Kontrol SMC pada Kecepatan arus air

Pada Gambar 4.20 dan 4.21 terlihat hasil respon kecepatan motor dan kecepatan arus air pada terowongan dengan menggunakan metode SMC. Tampak bahwa gerak stabil dan *steady state error* yang bervariasi dengan *setpoint* 1.51 rad/s untuk arus listrik sebagai masukan kecepatan motor dan 1 m/s untuk kecepatan kendaraan sebagai masukan kecepatan arus air pada selongsong. Gambar 4.20 menunjukkan sistem mengalami sedikit *chattering* yang dimulai pada detik ke 5 dan mencapai *hitting time* pada waktu 17.8 detik, *steady state error* 0.99% dan memiliki *overshoot* 0 % dengan mempresentasikan kesalahan antara *setpoint* dengan posisi stabil. Gambar 4.21 menunjukkan sistem kecepatan arus air dalam terowongan mencapai *settling time* pada waktu 18 detik, *steady state error* 0.015% dan memiliki *overshoot* 0 %. Dimana kemudian, akan ditampilkan nilai dari control input yang telah dibuat pada gambar 4.18 dan 4.19.



Gambar 4.18 Grafik Nilai Control Voltase *Bow Thruster*



Gambar 4.19 Grafik Nilai Control Kecepatan Kapal model *Bow Thruster*

Dimana pada gambar 4.18 dan 4.19, dapat disimpulkan bahwa nilai control yang dibutuhkan *bow thruster* untuk mencapai *setpoint* yang diinginkan adalah 0.1 Volt untuk Voltase motor dan 9.44 m/s untuk kecepatan kapal.

4.7 Analisis Kestabilan Lyapunov Sistem Control SMC Pada Model Linier

Setelah melakukan perancangan sistem kontrol dengan menggunakan metode *Sliding Mode Control* pada gerak model linier *Autonomous Surface Vehicle* 2-DOF, selanjutnya akan dianalisis kestabilannya dengan menggunakan metode Lyapunov. Dalam penelitian ini akan dikonstruksi fungsi kandidat Lyapunov dimana fungsi yang dikonstruksi merupakan fungsi definit positif, yaitu diberikan suatu $V : S \rightarrow R$

$$V = \frac{1}{2} S^2$$

Dimana $S = (\omega_m, U_a, V_s, U_0)$, dengan domain di R^4 yang dipetakan ke R . Fungsi kandidat Lyapunov diatas akan dibuktikan bahwa dengan sistem kontrol SMC pada model *linear* merupakan fungsi Lyapunov dan stabil asimtotik dengan memenuhi Definisi 2.5.1 dan Teorema 2.5.1.

1. Untuk $(\omega_m, U_a) = (0,0)$, $(\omega_m, U_a) = 0$ sedangkan $(\omega_m, U_a) \neq 0$, $V(\omega_m, U_a) > 0$. Terbukti bahwa $V(\omega_m, U_a)$ merupakan definit positif.
2. Fungsi V kontinu dan mempunyai turunan parsial pertama kontinu pada S. Fungsi

$$V(\omega_m, U_a) = \frac{1}{2} \omega_m^2 + \frac{1}{2} U_a^2$$

Merupakan fungsi kuadrat, jelas bahwa fungsi kuadrat kontinu. Kemudian jika diturunkan parsial juga menghasilkan fungsi yang kontinu.

3. Untuk membuktikan sifat yang ketiga dari analisis kestabilan SMC adalah sebagai berikut:

$$V(\omega_m, U_a) = \frac{1}{2}\omega_m^2 + \frac{1}{2}U_a^2$$

$$\begin{aligned}\dot{V}(\omega_m, U_a) &= \frac{\partial V}{\partial \omega_m} \dot{\omega}_m + \frac{\partial V}{\partial U_a} \dot{U}_a \\ \dot{V}(\omega_m, U_a) &= \omega_m \dot{\omega}_m + U_a \dot{U}_a\end{aligned}\quad (4.82)$$

Kemudian substitusi persamaan (4.61) dan (4.62) kedalam persamaan (4.82) sehingga diperoleh

$$\begin{aligned}\dot{V}(\omega_m, U_a) &= \omega_m(-70.7\omega_m + 1.2U_a + 1133.2 V_s) \\ &+ U_a(-2.1\omega_m - 14.8U_a + 1.9U_0)\end{aligned}\quad (4.83)$$

Sesuai dengan persamaan (4.68) dan (4.77) dimana V_s dan U_0 adalah

$$V_s = \frac{70.7\omega_m}{1133.2} - \frac{1.2U_a}{1133.2} - k_1 \cdot \text{sgn}(S_1)$$

$$U_0 = \frac{2.1\omega_m}{1.9} + \frac{14.8 U_a}{1.9} - k_2 \cdot \text{sgn}(S_2)$$

Selanjutnya V_s dan U_0 disubstitusi ke dalam persamaan (4.82) dengan hasil sebagai berikut :

$$\begin{aligned}
\dot{V}(\omega_m, U_a) &= \omega_m \left(-70.7\omega_m + 1.2U_a + \right. \\
& 1133.2 \left(\frac{70.7\omega_m}{1133.2} - \frac{1.2U_a}{1133.2} - k_1 \cdot \text{sgn}(S_1) \right) \Big) \\
&+ U_a \left(-2.1\omega_m - 14.8U_a + 1.9 \left(\frac{2.1\omega_m}{1.9} + \right. \right. \\
& \left. \left. \frac{14.8U_a}{1.9} - k_2 \cdot \text{sgn}(S_2) \right) \right) \\
&\leq [-1133.2k_1][\omega_m] + [-1.9k_2][U_a]
\end{aligned} \tag{4.84}$$

k_1 dan k_2 diperoleh dari persamaan (4.71) dan (4.78) dimana

$$\begin{aligned}
k_1 &= \left| \frac{\eta}{1133.2} \right| \\
k_2 &= \left| \frac{\eta}{1.9} \right|
\end{aligned}$$

Selanjutnya substitusi k_1 dan k_2 ke dalam persamaan (4.83) sehingga diperoleh

$$\dot{V}(\omega_m, U_a) \leq [-\eta][|\omega_m|] + [-\eta][|U_a|]$$

$$\dot{V}(\omega_m, U_a) \leq [-\eta][|\omega_m| + |U_a|]$$

Sehingga diperoleh $\dot{V} \leq 0$. Karena memenuhi syarat dari Definisi 2.5.1 dan Teorema 2.5.1 maka fungsi $V(\omega_m, U_a) = \frac{1}{2}\omega_m^2 + \frac{1}{2}U_a^2$ merupakan fungsi Lyapunov serta stabil asimtotik. Selain itu, akan dibuktikan $V(\omega_m, U_a) \rightarrow \infty$ untuk $\|(\omega_m, U_a)\| \rightarrow \infty$.

Karena $\|(\omega_m, U_a)\| = \sqrt{\omega_m^2 + U_a^2} \rightarrow \infty$ maka $V(\omega_m, U_a) \rightarrow \infty$. Oleh karena itu, sesuai dengan Teorema 2.5.2 fungsi $V(\omega_m, U_a) = \frac{1}{2}\omega_m^2 + \frac{1}{2}U_a^2$ merupakan stabil global asimtotik.

BAB 5

KESIMPULAN DAN SARAN

Pada bab ini diberikan kesimpulan dari analisis dan pembahasan yang telah dilakukan terhadap sistem kontrol dengan menggunakan SMC dan PID yang diterapkan pada gerak *Autonomous Surface Vehicle* (ASV). Selain itu, diberikan saran atau rekomendasi yang dapat dilakukan sebagai kelanjutan dari penelitian ini.

5.1 Kesimpulan

Dari analisis dan pembahasan yang telah dilakukan yaitu penerapan metode *Sliding Mode Control* pada sistem gerak *Bow Thruster Autonomous Surface Vehicle* (ASV) diperoleh sebagai berikut:

1. Rancangan sistem kontrol dengan menggunakan metode *Sliding Mode Control* (SMC) telah diterapkan pada sistem gerak *Bow Thruster Autonomous Surface Vehicle* (ASV).
2. *Performance* kontrol gerak sistem *bow thruster Autonomous Surface Vehicle* (ASV) dengan menggunakan metode *Sliding Mode Control* (SMC) model nonlinier memperoleh hasil bahwa secara keseluruhan sistem gerak *Bow Thruster Autonomous Surface Vehicle* (ASV) stabil ke nilai *setpoint* yang diberikan. Kecepatan motor pada mengalami *chattering* pada 8 detik pertama kemudian sistem mencapai *hitting time* pada detik ke 12, sistem memiliki *steady state error* 0.019% dan memiliki *overshoot* 0 %. Sedangkan kecepatan aliran air pada terowongan, menunjukkan sistem juga mengalami *chattering* yang cukup besar pada 8 detik pertama kemudian *hitting time* pada waktu 12

detik, *steady state error* 0.04% dan memiliki *overshoot* 0 %.

3. *Performance* kontrol gerak *Autonomous Surface Vehicle* (ASV) dengan menggunakan metode *Sliding Mode Control* (SMC) model linier diperoleh hasil bahwa secara keseluruhan sistem gerak *Bow Thruster Autonomous Surface Vehicle* (ASV) stabil ke nilai *setpoint* yang diberikan. Kecepatan motor mencapai *hitting time* pada detik ke 17.8, sistem memiliki *steady state error* 0.099% dan memiliki *overshoot* 0 %. Sedangkan kecepatan aliran air pada terowongan, menunjukkan sistem juga mencapai *hitting time* pada waktu 18 detik, *steady state error* 0.0015% dan memiliki *overshoot* 0 %.

5.2 Saran

Adapun saran yang diberikan pada penelitian perancangan sistem control gerak *Bow Thruster Autonomous Surface Vehicle* (ASV) yaitu melakukan perbandingan sistem control dengan metode lain seperti PID, Fuzzy dan metode-metode lainnya serta dilakukan perancangan sistem control dengan menggunakan beberapa variasi gangguan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Rizki.F. 2018. *Autonomous Surface Vehicle sebagai Alat Pemantau Lingkungan Menggunakan Metode Navigasi Waypoint*. Departemen Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Elektro, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS).
- [2] Hardianto. D dan Dwi Wasis. 2017. *Pembuatan Konsep Desain Unmanned Surface Vehicle (USV) untuk Monitoring Wilayah Perairan Indonesia*. Departemen Teknik Perkapalan, Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)
- [3] D.A Taylor. 1983. *Introduction to Marine Engineering*. Marine Consultant, Harbour Craft Services Ltd, Hong Kong Formerly Senior Lecturer in Marine Technology, Hong Kong Polytechnic University.
- [4] Nofen Berliandy. (2011). "*Perhitungan Modulus Dan Perencanaan Konstruksi Tambahan Yang Sesuai Pada Pemasangan Bow Thruster*". Jurusan Teknik Bangunan Kapal Politeknik Perkapalan Negeri Surabaya Institut Teknologi Sepuluh Nopember
- [5] Ahmad,R.F. (2010). *Perancangan Pengendali Modus Luncur untuk Motor DC dengan Optimasi Algoritma Genetika*. Program Studi Teknik Elektro Politeknik Batam, Batam.
- [6] Herlambang, T. 2010. *Desain Pengendalian Ketinggian air dan Temperatur Uap Pada Sistem Drum Boiler dengan metode Sliding Mode Control (SMC)*. Tugas Akhir. Fakultas Matematika dan Ilmu

Pengetahuan Alam Institut Teknologi Sepuluh Nopember. Surabaya.

- [7] Herlambang, T. 2017. Desain Sistem Kendali Gerak Surge, Sway dan Yaw pada Autonomous Underwater Vehicle Dengan metode Sliding Mode Control. *Jurnal Math and Its Appl (Limits)* 14 (1) : 59.
- [8] Adzkiya,D. Nurhadi.H, Herlambang.T. 2019. “*Linearization of two-state thruster model*”. International Conference on Mathematics Pure; Applied and Computation.
- [9] A.J.Healey. 1994. *Toward an Improved Understanding of Thruster Dynamics*. Stanford University
- [10] NN. (2008). "Unmanned Surface Vehicles. Wikipedia", The Free Encyclopedia.
- [11] Cody, S. E., "An Experimental Study Of The Response Of Small Thrusters To Step And Triangular Wave Inputs" MSME Thesis., Naval Postgraduate School, Monterey, CA December 1992.
- [12] Mclean, M. 8., "Dynamic Performance of Small Diameter Tunnel Thrusters" MSME Thesis- Naval Postgraduate School. Monterey, CA. March 199r.
- [13] Oktafianto, K. 2015. Desain dan Analisa Kendali Gerak Autonomous Underwater Vehicle Menggunakan Metode Fuzzy Sliding Mod Control. *Thesis*. Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam Institut Teknologi Sepuluh Nopember. Surabaya.

- [14] Mursyitah, D. 2014. Studi Performasi Sliding Mode dan PID Pada Pengendalian Kecepatan Motor DC. *Jurnal Teknik Elektro ITP* 3(2) : 113
- [15] Subiono. 2016. Sistem Linier dan Kontrol Optimal. Jurusan Matematika FMIPA ITS Surabaya.

BIODATA PENULIS



Penulis bernama lengkap Theresya Beatriz, lahir di Surabaya pada tanggal 21 September 1999. Anak tunggal dari Bapak Yohanes Arief Kusuma Tosanjaya dan Ibu Dyah Istiningsih. Penulis mengikuti pendidikan formal dimulai dari SDN Cemengkalang (2004-2010), SMPN 2 Sidoarjo (2010-2013), SMAN 4 Sidoarjo (2013-2016). Setelah lulus dari SMA, penulis melanjutkan studi ke jenjang S1 di Departemen Matematika ITS Surabaya melalui jalur Mandiri. Selama mengikuti perkuliahan di ITS, penulis turut aktif dalam beberapa organisasi dan kepanitiaan di ITS, antara lain Keluarga Mahasiswa Katolik ITS, Lembaga Minat Bakat ITS, Gerigi ITS, ITS EXPO, INI LHO ITS, dan lain sebagainya. Penulis juga mengikuti Kerja Praktik di PT. Pindad (Persero). Sepanjang selama satu bulan dan ditempatkan di divisi Perencanaan Pengendalian dan Produksi. Adapun informasi lebih lanjut mengenai Tugas Akhir ini dapat ditujukan ke penulis melalui email resyabeatriz@gmail.com.