UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO CENTRO TECNOLÓGICO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELÉTRICA

ALEXANDRE SANTOS BRANDÃO

PROJETO DE CONTROLADORES NÃO LINEARES PARA VOO AUTÔNOMO DE VEÍCULOS AÉREOS DE PÁS ROTATIVAS

VITÓRIA - ES, BRASIL ABRIL DE 2013

ALEXANDRE SANTOS BRANDÃO

PROJETO DE CONTROLADORES NÃO LINEARES PARA VOO AUTÔNOMO DE VEÍCULOS AÉREOS DE PÁS ROTATIVAS

Diseño de Controladores No Lineales para Vuelo Autónomo de Vehículos Aéreos de Palas Rotativas

Tese de Doutorado apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica do Centro Tecnológico, da Universidade Federal do Espírito Santo, Brasil, e ao Programa de Doctorado en Ingeniería de Sistemas de Control, do Instituto de Automática, da Facultad de Ingeniería, da Universidad Nacional de San Juan, Argentina, como requisito parcial para a obtenção do Grau de Doutor em Engenharia Elétrica - Automação, pela UFES, e de Doctor en Ingeniería de Sistemas de Control, pela UNSJ, em regime de cotitulação.

Orientador na UFES: Prof. Dr. Mário Sarcinelli Filho Orientador na UNSJ: Prof. Dr. Ricardo Carelli

Dados Internacionais de Catalogação-na-publicação (CIP) (Biblioteca Central da Universidade Federal do Espírito Santo, ES, Brasil)

Brandão, Alexandre Santos, 1982-

B817p Projeto de controladores não lineares para voo autônomo de veículos aéreos de pás rotativas = Diseño de controladores no lineales para vuelo autónomo de vehículos aéreos de palas rotativas / Alexandre Santos Brandão. - 2013.

234 f.: il.

Orientadores: Mário Sarcinelli Filho, Ricardo Carelli. Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica) - Universidade Federal do Espírito Santo, Centro Tecnológico.

1. Robótica. 2. Aeronaves. 3. Dinâmica dos corpos rígidos. 4. Robôs - Sistemas de controle. 5. Helicópteros. 6. Lyapunov, Funções de. I. Sarcinelli Filho, Mário. II. Carelli, Ricardo. III. Universidade Federal do Espírito Santo. Centro Tecnológico. IV. Título.

CDU: 621.3

ALEXANDRE SANTOS BRANDÃO

PROJETO DE CONTROLADORES NÃO LINEARES PARA VOO AUTÔNOMO DE VEÍCULOS AÉREOS DE PÁS ROTATIVAS

Diseño de Controladores No Lineales para Vuelo Autónomo de Vehículos Aéreos de Palas Rotativas

Tese submetida ao programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica do Centro Tecnológico da Universidade Federal do Espírito Santo, Brasil, e ao Programa de Posgrado en Ingeniería de Sistemas de Control, do Instituto de Automática da Universidad Nacional de San Juan, Argentina, como requisito parcial para a obtenção do Grau de Doutor em Engenharia Elétrica - Automação, pela UFES, e de Doctor en Ingeniería de Sistemas de Control, pela UNSJ, em regime de cotitulação.

Aprovada em 03 de abril de 2013.

COMISSÃO EXAMINADORA

Prof. Dr. Mário Sarcinelli Filho Universidade Federal do Espírito Santo - Brasil Orientador

Prof. Dr. Ricardo Carelli Universidad Nacional de San Juan - Argentina Orientador

Prof. Dr. Paulo Faria Santos Amaral Universidade Federal do Espírito Santo - Brasil

Prof. Dr. Celso José Munaro Universidade Federal do Espírito Santo - Brasil

Prof. Dr. Geovany Araújo Borges Universidade de Brasília - Brasil

Prof. Dr. Guilherme Vianna Raffo Universidade Federal de Minas Gerais - Brasil

Às mulheres de minha vida: Cecília (mãe), Celina (tia), Simone (irmã), Zilma e Geralda (avós - in memorian).

> E aos pequenos grandes homens: Vitor e Mateus (sobrinhos).

A grade cimentos

Ao Prof. Dr. Mário Sarcinelli Filho, meu orientador Brasileiro, eu dedico mais uma vez meus leais agradecimentos, principalmente por aceitar e topar encarar um desafio até certo ponto inédito no PPGEE/UFES. Afinal, sem esta confiança em mim depositada, talvez tivéssemos trilhado outro caminho, no qual eu também escutaria "Faz isto, Timótiu!" (antes de iniciar o trabalho), "Por que não fez ainda, Timótiu?" (durante a execução) e "Eu num te falei, Timótiu!" (ao apresentar um resultado). Para muitos, isso pode denotar cobranças típicas de um orientador; porém, no meu ponto de vista esses foram os conselhos e incentivos que fizeram este trabalho se tornar realidade. Sou grato também pelas lições de finanças, gerenciamento e direção, afinal vê-lo coordenar nossos projetos e ter que me fazer entender foi um grande aprendizado. Após este novo e longo ciclo de trabalho, espero ter atendido suas expectativas mais uma vez, My Professor.

Ao Prof. Dr. Ricardo Carelli, meu orientador Argentino, sempre presente, sou grato pela hospitalidade nas estadas de pequeno e longo prazo em San Juan - Argentina. Agradeço também por cada vez que me chamava para uma conversa e dizia *Pienso que vos podrías...* Nunca duvidei que suas ideias estariam corretas. Da mesma forma, nunca duvidei que eu iria tardar um tempo considerável para colocá-las em prática. Não me importo, pois cada sugestão contribuiu para a melhoria da qualidade deste trabalho.

Ao ex-aluno e hoje companheiro de trabalho, Igor Pizetta, por haver confiado tanto em mim na graduação a ponto de subir em um bote até então sem rumo e ter se prontificado a solucionar algo de complexidade tão grande. Sou realmente grato por sua força de vontade, dedicação e coragem (afinal nunca se sabe quando e qual será o conjunto de lâmpadas a ser quebrado por uma máquina voadora semi-descontrolada). Valeu, aspira! Ah, também agradeço por aquele cantinho da sala reservado para minha bagunça durante as estadas de curta duração em Vitória.

Ao também aspira, Lucas Santana, por desbravar um sistema aéreo pela primeira vez, fazê-lo e nos fazer acreditar que tudo era possível. Mais do que isto, sou grato por sua inquietude, que o fez não estar satisfeito com sua realização e, para nossa alegria, ter topado dar continuidade aos meus trabalhos.

Ao senhor das estratégias de memória compartilhada, Lucio Salinas, afinal, sem a ajuda de suas SDKs milagrosas a parte experimental do meu trabalho poderia simplesmente não existir, ficando, portanto, restrita a um conjunto de simulações.

Aos amigos de las buenas y las malas, Cláudio Rosales e Daniel Gandolfo, por sempre acreditarem que el bicho podría volar. Sou muito grato pelo pensamento positivo de quando tudo funcionava e também por todas as vezes que disseram que nada funcionava porque meu simulador era trucho. Na verdade sei que estavam buscando um resultado melhor para todos nós. Aí, para comemorar, metralla de belleza e não se preocupem hay alguién que nos va a invitar todo.

Ao meu irmão siamês, Daniel Cruz Cavalieri, sou grato pelos anos de companheirismo e serenidade, por me acompanhar nos altos e baixos da vida acadêmica e por entender (ou se fazer entender de) meus dilemas científicos.

Ao senhor dos conselhos, Felipe Martins, por seu inesquecível "*There, there!*". Agradeço por muitas vezes me ouvir sobre trabalho e vida pessoal, e concluir que era muito mais simples me aconselhar profissionalmente e se prontificar a trabalhar comigo.

Aos companheiros de quarto em nossa querida San Juan, Wanderley Cardoso e Vinícius Rampinelli, por, de certa forma, não se importarem com meus momentos de descontração no PES às 3h da madrugada.

Ao jogador Milton Santos, por fazer dos LAI_i, para $\forall i \in \mathbb{N}$, um ambiente agradável para se visitar e, algumas vezes, trabalhar.

Aos colegas, professores e funcionários do INAUT/UNSJ, em especial Marcos Toibero, Flávio Roberti, Franco Penizotto, Jorge Sarapura e Carlos Soria, pela paciência ao me receber a cada ano, como se fosse primeira vez que eu estivesse de visita por lá. Aos também amigos de INAUT, que atualmente se encontram outras localidades, Jorge Nieto, Fernando Auat, Celso de la Cruz e Victor Andaluz.

Ao CNPq e à CAPES, por me conceder a bolsa de estudos e, por conseguinte viabilizar minha subsistência em Vitória-ES e em San Juan - Argentina. Ao Departamento de Estatística da UFES, que me acolheu em seu quadro de professores, no início do meu doutorado. Aos professores e servidores envolvidos no PPGEE/UFES, agradeço pelo apoio e sabedoria transmitidas durante minha formação.

A tia Nora Valentin, por ter sido conselheira (mais locutora que ouvinte) durante minha estada na minha residência argentina. A todos os demais do Hotel Cerro Blanco.

A Isabele Costa, pelo apoio profissional e pessoal de longa data, por me fazer crescer e valorizar a busca por meus sonhos. A Eduardo Donato e Bárbara Ferreira, por sempre oferecerem sua casa, mesmo sabendo que eu não iria me hospedar pelo fato deles não terem um Xbox 360. A Karolina Perczak, por seus conhecimentos de vida transmitidos a nível transatlântico. A Yasmany García, pelos programas inesquecíveis que vão desde um futebol no Palomar a uma aventura quase letal no *Cerro Trés Marias*. A Julieta Russo, pela paciência e pelo apoio incondicional durante minha fase de estudos para o concurso da UFV. A Ana Paula Ribeiro, por sua ajuda e sinceridade ao criticar construtivamente meu inglês, pois isto me fez aprimorar (pelo menos assim penso). A Monika Ferreira por torcer por meu sucesso e me incentiva no cumprimento de meus objetivos. Aos amigos de infância, Cleverson Moraes (Careca), Eric Vieira (Tatu) e Fábio Viana, que apesar da distância concentram forças, para eu avançar nos meus trabalhos.

A Priscila Ferreira, por me acompanhar nos momentos finais de meu trabalho e compartilhar de minhas angústias, sendo, quase sempre, sensata, atenciosa e calma, durante meus relatos de lamentos e comemorações.

Aos alunos do Núcleo de Especialização em Robótica e da Equipe Believe, Do and Play de futebol de robôs da UFV, por se sentirem motivados com minha empolgação e por entenderem minha ocupação, neste últimos tempos. Em especial, agradeço aos (des)orientados, Jose Salvador, Fredy Vieira, Marcos Rabelo, André Sasaki, Carlos Castelano e Rafael Rosado, por terem acreditado em meu potencial de orientação e, principalmente, por terem sido pacientes o suficiente a ponto de concluir seus trabalhos e auxiliarem no desenvolvimento do meu. No final, todos nos tornamos pessoas melhores.

Ao Departamento de Engenharia Elétrica da UFV, por me receber novamente de braços abertos para esta nova fase da minha vida. Ao professores e servidores, em especial, Tarcísio Pizziolo, Mauro Prates e Leonardo Bonato, pelos momentos de descontração propiciados dentro e fora do ambiente de trabalho.

Aos amigos e colegas de diferentes cidades, estados e até mesmo países que não mencionei neste agradecimento, mas que sei que de alguma forma contribuíram diretamente para a realização deste trabalho. Aos que não ajudaram e às vezes até atrapalharam, peço minhas sinceras desculpas por havê-los decepcionado, afinal consegui alcançar meus sonhos e vocês me ajudaram a descobrir formas diferentes de transpor minhas barreiras.

Ao meu primo, Israel Lopes, por fazer da minha humilde residência um lugar mais sociável (mesmo sem meu consentimento). Sou extremamente grato pelas horas de conversa, risadas e gritos de "Patuusss!" compartilhados após meu retorno a UFV.

À minha tia Celina dos Santos e à minha irmã Simone Brandão, por me amar, apoiar e enviar forças mesmo estando a vários quilômetros de distância, em minha querida cidade de Timóteo/MG. Acima de tudo, sou grato pela demonstração efusiva de que esta minha conquista representa algo de grande importância para vocês também. Em outras palavras, a tão conhecida expressão *Tirar foto com minha máquina!*

Aos meus sobrinhos Vitor Brandão Cordeiro e Mateus Brandão Cordeiro, pelas demonstrações de carinho expressos em formas de abraços, sorrisos e alguns sons à primeira vista sem sentido. Agradeço, pois sei que tais gestos, ainda que inconscientes, sustentam os pilares de minha família.

A meu pai, Oséas Brandão, por me fazer entender o sentido da expressão "se vira!". Sou grato, pois, mesmo sabendo que sua mão me guiava, isto me ajudou a perceber que as grandes coisas da vida devem ser conquistadas com esforço.

A minha mãe, Cecília dos Santos, por me fazer sentir o filho mais especial do mundo. Por cada recepção calorosa após um retorno à casa. Por cada lágrima sincera ao me ver sair de casa para uma nova viagem. Por cada refeição preparada (o famoso roscovo), nas noites em que fiquei trabalhando (ou pelo menos estava no computador). Pelas conversas e conselhos sobre meu grau de dedicação às minhas atividades, mesmo sabendo que eu iria continuar fazendo o que me vinha à cabeça. E, principalmente, por me fazer entender que as coisas simples da vida são muitas vezes as mais valiosas. Em especial, o amor de mãe.

A Deus, por me conceder o dom da vida, para que hoje eu possa estar agradecendo a todas essas pessoas.

A TODOS VOCÊS, MUITO OBRIGADO!

Alexandre Santos Brandão



Resumo

Esta Tese de Doutorado propõe controladores não lineares aplicados a veículos aéreos não tripulados (VANT) de pás rotativas em missões de posicionamento, seguimento de trajetória e rastreamento de caminhos no espaço aéreo 3D, navegando isoladamente ou em cooperação com um veículo terrestre também autônomo (VTNT). Inicialmente, apresentase o modelo dinâmico da aeronave, obtido segundo as equações de Euler-Lagrange e segundo as equações de Newton-Euler. Em adição, apresenta-se a representação do modelo de um VANT (helicóptero ou quadrimotor) com enfoque em sua característica de sistema subatuado, dado que tais veículos apresentam mais variáveis a controlar que comandos de controle. No que se refere às manobras de voo, primeiramente, aplica-se restrições de movimentos à aeronave, de modo que seu deslocamento se restrinja ao eixo Z e, em seguida, aos planos verticais XZ e YZ, sempre tendo como referência o sistema inercial. Para esses casos, propõe-se controladores do tipo PVTOL (do inglês, Planar Vertical Takeoff and Landing), capazes de decolar, planar e aterrissar verticalmente. A estabilidade do sistema de controle construído usando-se tais controladores no sentido de Lyapunov é demonstrada, e a validação dos controladores é obtida através de resultados de simulação e experimentais. Na sequência, as condições de restrição são relaxadas, e o VANT passa a não ter restrições para seu deslocamento no espaço tridimensional. Nesse ponto, uma contribuição importante do trabalho é apresentada através da proposta de um controlador baseado em linearização por retroalimentação parcial, uma vez que o sistema subatuado em questão apresenta um elevado acoplamento dinâmico entre as partes ativa/atuada e passiva/não atuada. Resultados experimentais e de simulação comprovam a eficiência dos controladores propostos nas tarefas clássicas de controle de movimento da robótica. Em seguida, uma proposta de controladores PVTOL comutados é apresentada, visando uma solução de baixo custo computacional capaz de realizar voos no espaço cartesiano. A validação experimental dessa proposta é realizada de forma comparativa com o controlador completo proposto anteriormente. Por fim, este trabalho apresenta um esquema de controle coordenado entre um VANT e um VTNT (ou grupo de VTNTs). A abordagem de controle líder-seguidor é adotada durante a realização da missão de rastreamento do robô em terra, rotulado como líder da formação. É importante comentar que os controladores adotados para o VANT e o VTNT operam de forma independente, tendo a estratégia de formação como uma camada superior responsável pela coordenação dos veículos. A estabilidade dos controladores é comprovada pela convergência assintótica das variáveis de controle e de formação aos valores desejados durante as simulações e experimentos realizados, em conformidade com a análise teórica.

Abstract

This Ph.D. Thesis proposes nonlinear controllers to guide rotary-wing unmanned aerial vehicles (UAV) to accomplish tasks of positioning, trajectory tracking and path following in the 3D space. Two cases are addressed: the UAV is navigating alone or in cooperation with an unmanned ground vehicle (UGV). Initially the dynamic model of the rotorcraft is presented, obtained by using the Euler-Lagrange formulation and the Newton-Euler formulation as well. In addition, it is presented the representation of a UAV (helicopter or quadrotor) focusing on the underactuated characteristic of the model developed for the aircraft (the variables to be controlled are more than the control signals available). Considering the flight missions themselves, as a first step some restrictions of movement are applied to the aircraft, such that its movement become restricted to the Zaxis and, in the sequel, to the XZ and YZ planes, referenced to the inertial frame. For such cases, PVTOL (Planar Vertical Takeoff and Landing) controllers capable of guiding the aircraft in taking-off, hovering and landing are proposed. The stability of the control system implemented using such controllers, in Lyapunov's sense, is demonstrated, and the controllers are validated through simulated and experimental results. In the sequel, the flight restrictions are relaxed, and the UAV becomes able to fly in the 3D space. At this point, a important contribution of this work is the proposal of a nonlinear controller based on partial feedback linearization, considering the high coupling between the active/actuated and passive/nonactuated parts of the underactuated system. Simulated and experimental results validate the proposed controller to be used in the classical classes of movement control in Robotics. Following, it is presented a proposal of a switching scheme associated to the PVTOL controllers previously proposed, so that it becomes possible to use simpler controllers to guide the aircraft in a 3D flight mission. Finally, this Thesis also presents a control scheme to guide the navigation of a UAV in coordination with a UGV (or a group of UGVs). The leader-follower control strategy is adopted, to allow the UAV to track the UGV, which is labeled the leader of the formation. Notice that the controllers adopted for guiding the UAV and the UGV work in a completely independent way, with the leader-follower approach being an upper layer responsible for coordinating the poses of the two vehicles. The stability of the control system using such controller is proven, using Lyapunov's theory, and simulated and experimental results also shown validate the proposed control scheme.

Resumen

Esta tesis doctoral propone controladores no lineales para guiar un vehículo aéreo no tripulado (VANT) de palas rotativas en misiones de posicionamiento, seguimiento de caminos y rastreo de trayectorias en el espacio cartesiano 3D. Se consideran dos casos: el VANT está navegando solo o bien en cooperación con un vehículo terrestre no tripulado (VTNT). Inicialmente se presenta el modelo dinámico del VANT, utilizando las formulaciones de Euler-Lagrange y Newton-Euler. Además, el modelo de un VANT (helicóptero o cuatrimotor) es representado destacando su característica de sistema subactuado (más variables a controlar que entradas de control). Considerando las misiones de vuelo, en un primer paso se aplican algunas restricciones de movimiento al vehículo de modo que su navegación se restrinja al eje Z. A continuación, se relajan algunas restricciones y la navegación se hace en los planes XZ e YZ, con referencia en el sistema inercial. En estos casos, se proponen controladores PVTOL (Planar Vertical Takeoff and Landing) capaces de guiar la aeronave en las tareas de despegue, hovering y aterrizaje. La estabilidad del sistema de control implementado es demostrada según la teoría de Lyapunov. Los controladores son validados por simulación y experimentación. A continuación se relajan completamente las restricciones de movimiento y se consideran vuelos tridimensionales. En este punto, una importante contribución del trabajo es la propuesta de un controlador no lineal basado en linealización por retroalimentación parcial, considerando el elevado acoplamiento entre las partes activas/actuadas y las pasivas/no actuadas del sistema. Los resultados simulados y experimentales validan el controlador propuesto para ser utilizado en las estrategias clásicas de control de movimiento en Robótica. A continuación se presenta una propuesta de un esquema de control conmutado utilizando controladores PVTOL previamente diseñados. El abordaje busca utilizar controladores más simples para guiar una aeronave en misiones de vuelo 3D. Su validación es obtenida por pruebas experimentales. Finalmente, esta Tesis presenta un esquema de control para guiar la navegación de un VANT en coordinación con un VTNT (o grupo de VTNTs). Se adopta la estrategia líder-seguidor y el objetivo de control es hacer que el VANT siga al VTNT, denominado el líder de la formación. Los controladores adoptados para guiar el VANT y el VTNT son complemente independientes, sin embargo una estructura de control superior es responsable por determinar la postura de los robots en una misión. La estabilidad del sistema de control se demuestra usando la teoría de Lyapunov, y resultados de simulación y experimentales validan el esquema de control.

Sum'ario

Lista	de	Figuras

Lista de Tabelas

Li	sta d	e Síml	oolos		27
Re	esum	en Ext	endido		29
	Ι	Estado	del Arte		32
	II	Objeti	vos		35
	III	Justifie	cación y I	Limitaciones	36
	IV	Contri	buciones		37
	V	Estruc	tura del 7	frabajo	37
		V.1	Introduc	ción	38
		V.2	Modelad	o de un Vehículo Aéreo de Palas Rotativas	38
		V.3	Controla	dores de Vuelo	42
			V.3.1	Control de Vuelo con Movimiento de Altitud y Guiñada .	43
			V.3.2	Control de Vuelo con Movimiento PVTOL	45
			V.3.3	Controlador de Vuelo sin Restricciones de Movimiento	46
			V.3.4	Controlador de Alto Nivel para Seguimiento de Caminos .	47
			V.3.5	Controladores PVTOL Conmutados Realizando Misiones de Vuelo Tridimensional	49
		V.4	Aplicacio	ones de los Controladores de Vuelo en Tareas de Cooperación	49
			V.4.1	Control de Formación de un VANT v un VTNT	51

\mathbf{R}	efere	ncias	55
1	Intr	rodução	63
	1.1	Estado da Arte	68
	1.2	Sistema Sensorial	72
	1.3	Objetivos	75
	1.4	Justificativa e Limitações	76
	1.5	Contribuições	77
	1.6	Estrutura do Trabalho	77
\mathbf{R}	eferê	ncias	81
2	Mo	delagem de um Veículo Aéreo de Pás Rotativas	89
	2.1	Sistemas de Referência de VANT	92
	2.2	Princípio de Funcionamento de um Helimodelo	93
	2.3	Princípio de Funcionamento de um Quadrimotor	101
	2.4	Modelo Cinemático de um VANT	105
	2.5	Modelo Dinâmico de Alto Nível de um VANT segundo Newton-Euler $\ . \ . \ .$	106
	2.6	Modelo Dinâmico de Alto Nível de um VANT segundo Euler-Lagrange $$	108
	2.7	Modelo Dinâmico de Alto Nível Representado na Forma Subatuada	114
		2.7.1~ Modelo dinâmico não atuado/passivo de um helicóptero	117
		2.7.2~ Modelo dinâmico não atuado/passivo de um quadrimotor	118
	2.8	Considerações Finais	119
\mathbf{R}	eferê	ncias	121
3	Cor	ntrole de Voo	125
	3.1	Controle de Voo com Movimento de Altitude e Guinada	126

	3.1.1	Demonstração de Estabilidade
	3.1.2	Resultados e Discussão
	3.1.3	Considerações Finais
3.2	Contro	ole de Voo com Movimento PVTOL
	3.2.1	Controle de Altitude
	3.2.2	Controle do Ângulo de Arfagem
	3.2.3	Controle do Deslocamento Longitudinal
	3.2.4	Seleção dos Ganhos dos Controladores
	3.2.5	Resultados e Discussão
	3.2.6	Considerações Finais
3.3	Contro	olador de Voo sem Restrição de Movimento
	3.3.1	Análise de Estabilidade Usando a Teoria de Lyapunov
	3.3.2	Perfil de Referência no Espaço 3-D
	3.3.3	Resultados e Discussão
	3.3.4	Considerações Finais
3.4	Contro	olador de Alto Nível para Seguimento de Caminhos
	3.4.1	O Controlador de Seguimento de Caminhos
	3.4.2	Resultados e Discussão
	3.4.3	Considerações Finais
3.5	Contro	bladores PVTOL Comutados Realizando Missões de Voo Tridimensional 181
	3.5.1	Estratégia de Controle Comutada
	3.5.2	Resultados e Discussão
	3.5.3	Considerações Finais
Referê	ncias	189

4 Aplicações de Controladores de Voo em Tarefas de Cooperação

193

4.1	Contro	ole de Formação de um VANT e um VTNT	. 195
	4.1.1	Modelo Cinemático do VANT e do VTNT	. 196
	4.1.2	Esquema de Controle de Formação Líder-Seguidor	. 198
	4.1.3	Análise da Estabilidade do Sistema	. 199
	4.1.4	Resultados e Discussão	. 200
	4.1.5	Considerações Finais	. 205
4.2	Contro	ole Descentralizado de um VANT e um Grupo de VTNTs	. 207
	4.2.1	Esquema de Controle Multi-Camadas Adotado para os VTNTs $$.	. 207
	4.2.2	Estratégia de Controle Servo-Visual	. 210
	4.2.3	Resultados e Discussão	. 214
	4.2.4	Considerações Finais	. 215
Referê	ncias		217
Apênd	ice A -	- Plataforma AuRoRA	221
A.1	Introd	ução	. 221
A.2	Estrut	sura da Plataforma	. 222
A.3	Estrut	tura Descentralizada da Plataforma	. 225
Referê	ncias		229
Apênd	ice B -	- Validação da Modelagem do ArDrone Parrot	231

Lista de Figuras

1	Exemplos de missões de voo utilizando VANTs para manutenção preventiva de torres de transmissão, mapeamento de grandes áreas e missão em campo	
	de batalha.	63
2	Classificação de VANTs	64
3	Robôs aéreos não tripulados	64
4	Manobrabilidade de veículos aéreos (Fonte: <i>How stuff works?</i>)	65
5	Desenvolvimento de VANTs por país	67
6	Número de VANTs desenvolvidos por categoria	67
7	Desenvolvimento de VANTs por tipo de fuselagem	67
8	Representação em diagrama de blocos do modelo dinâmico de um VANT	91
9	Sistemas de referência inercial, espacial e do veículo adotados para um VANT e representados por $\langle g \rangle$, $\langle s \rangle$ e $\langle b \rangle$, respectivamente	93
10	Helicóptero miniatura Trex 450	93
11	Graus de liberdade de um helicóptero.	94
12	Swashplate (bailarina), responsável por converter as entradas de controle em movimento das pás do rotor principal e das barras estabilizadoras	95
13	Efeito de comandos de passo coletivo e cíclico	96
14	Posição das pás Ψ ao redor do eixo do rotor principal	97
15	Geração da propulsão devido à aceleração da massa de ar pelo rotor principal e pelo ângulo de ataque	98
16	Representação dos ângulos de <i>flapping</i>	99
17	Definição dos braços de força aplicadas ao helicóptero, responsáveis pelos momentos aplicados à aeronave.	100

18	Ar.Drone Parrot
19	Ilustração do movimento do quadrimotor obtido pelas variações de velocidade angular dos motorores. (a) Guinada no sentido anti-horário, (b) Guinada no sentido horário, (c) Rolagem no sentido anti-horário (d) Rolagem no sentido horário, (e) Movimento vertical de decolagem, (f) Movimento vertical de aterrissagem, (g) Arfagem no sentido anti-horário, (h) Arfagem no sentido horário
20	Diagrama de blocos do modelo de baixo nível do ArDrone
21	Modelo de um VANT para o controle de altitude e guinada
22	Helicóptero miniatura T-Rex 450SE
23	Micro VANT Ar.Drone Parrot
24	Simulação: Controle de altitude e guinada utilizando um helicóptero miniatura
25	Experimento: Controle de altitude e guinada utilizando um quadrimotor 136
26	PVTOL - Planar Vertical Take-off and Landing
27	Uma ilustração do comportamento das variáveis de estado e das funções f e g . A interseção das duas funções diminui à medida que θ converge a seu valor desejado, o que implica em $\delta \to 0. \dots $
28	Simulação: Seguimento de trajetória circular no planto XZ utilizando um controlador PVTOL e um helicóptero miniatura
29	Simulação: Missão de posicionamento no planto XZ utilizando um controlador PVTOL e um helicóptero miniatura
30	Experimento: Seguimento de trajetória durante uma manobra no plano XZ usando um quadrimotor
31	Experimento: Controle de posição no plano XZ usando um quadrimotor 153
32	Simulação: Seguimento de trajetória em forma de 8 sem restrição de movimento usando helicóptero miniatura
33	Simulação: Seguimento de trajetória em espiral crescente sem restrição de movimento usando helicóptero miniatura

34	Experimento: Seguimento de trajetória em forma de 8 sem restrição de movimento usando um quadrimotor
35	Experimento: Seguimento de trajetória em espiral crescente sem restrição de movimento usando um quadrimotor
36	Experimento: Posicionamento tridimensional sem restrição de movimento usando um quadrimotor
37	Experimento: Seguimento de trajetória em um plano inclinado sem restrição de movimento usando um quadrimotor
38	Experimento: Seguimento de trajetória circular com incremento temporal de altitude sem restrição de movimento usando um quadrimotor 172
39	Posição desejada no caminho com velocidade de deslocamento tangente a ele
40	Diagrama de blocos do esquema de controle para seguimento de caminho. 178
41	Experimento: Seguimento de caminho sem restrições de movimento usando um quadrimotor
42	Experimento: Seguimento de caminho sem restrições de movimento usando um quadrimotor (continuação)
43	Experimento: Evolução temporal das variáveis de postura e dos sinais de controle durante uma tarefa de posicionamento usando um controlador tridimensional sem restrição de movimento e um controlador PVTOL comutado. 186
44	Esquema de controle líder-seguidor
45	Diagrama de blocos do esquema de controle líder-seguidor envolvendo um VANT e um VTNT
46	Simulação: Controle de formação líder-seguidor usando um helicóptero miniatura e um robô terrestre para execução de missão de seguimento de trajetória em forma de 8
47	Experimento: Controle de formação líder-seguidor usando um quadrimotor e um robô terrestre para execução de missão de posicionamento 203

48	Experimento: Controle de formação líder-seguidor usando um quadrimotor	
	e um robô terrestre para execução de missão de seguimento de trajetória	
	circular	204
49	Experimento: Controle de formação líder-seguidor usando um quadrimotor	
	e um robô terrestre para execução de missão de seguimento de trajetória	
	em forma de 8	206
50	Fluxograma do esquema de controle multi-camadas	208
51	As variáveis de uma formação triangular	209
52	Estimando a postura do helicóptero e dos VTNTs usando visão artificial. $$.	211
53	Trajetória percorrida pela formação de robôs terrestres e um helimodelo. .	215
54	Diagrama de blocos do funcionamento interno da Plataforma AuRoRA. .	224
55	Estrutura da plataforma experimental com divisão de tarefas	226
56	Diagrama de blocos do funcionamento interno da plataforma desenvolvida.	227
57	Duração das iterações da plataforma AuRoRA	228
58	Comparação dos modelos do ArDrone Parrot real e simulado, através da	
	resposta individual às entradas de controle excitadas com um degrau. $\ . \ .$	233
59	Comparação dos modelos do ArDrone Parrot real e simulado, através da	
	resposta à excitação coletiva das entradas de controle via degrau	234

Lista de Tabelas

1	Comparação entre as classes de veículos aéreos não tripulados
2	Comparação entre os três tipos clássicos de VANTs, levando em consideração as características básicas de voo [11, 12]. Observação: 1 é ruim e 3 é
	excelente
3	Parâmetros do modelo dinâmico de alto nível do mini helicóptero T-Rex
	450SE
4	Parâmetros do modelo dinâmico do quadrimotor Ar.Drone Parrot 130
5	Valores desejados para uma missão de controle de altitude e guinada 131
6	Valores desejados para a missão de controle de posicionamento no plano XZ 148
7	Valores desejados para uma missão de posicionamento tridimensional 168
8	Valores desejados para uma missão de posicionamento tridimensional 184
9	Valores de entrada de excitação individuais para as variáveis de controle
	reais enviadas ao Ar Drone Parrot $(u_{\theta}, u_{\phi}, u_{\psi} \in u_z)$
10	Valores de entrada de excitação para as variáveis de controle reais enviadas
	ao ArDrone Parrot $(u_{\theta}, u_{\phi}, u_{\psi} e u_{z})$, para análise de voo

Lista de Símbolos

x,y,z Posição de um veículo no espaço

 ϕ, θ, ψ Orientação de um veículo no espaço

x Vetor de estados

q Vetor de coordenadas generalizadas

u Sinais de controle

 $u_{lat}, u_{lon}, u_{col},$ Sinais de controle reais para um helicóptero

 u_{ped}, u_{thr}

 $u_{\phi}, u_{\theta}, u_{\dot{\eta}\dot{\eta}}, u_{\dot{z}}$ Sinais de controle reais para um quadrimotor

 $\mathbf{f}, \boldsymbol{\tau}$ Forças e Torques aplicadas ao sistema

 f_i Sinais de controle indiretos

m Massa

g Aceleração da gravidade

 I, I_{ij} Matriz de momentos de inércia e elementos da matriz

 I_n Matriz identidade de dimensão n

 $\mathbf{M}, \mathbf{M}_t, \mathbf{M}_r$ Matriz de inércia: translacional (t) e rotacional (t)

 $\mathbf{C}, \mathbf{C}_t, \mathbf{C}_r$ Matriz de Coriolis e forças centrípetas

 $\mathbf{F}, \mathbf{F}_t, \mathbf{F}_r$ Vetor de fricção

 $\mathbf{G}, \mathbf{G}_t, \mathbf{G}_r$ Vetor de forças gravitacionais

 $\mathbf{D}, \mathbf{D}_t, \mathbf{D}_r$ Vetor de distúrbios

 Ω Vetor de velocidades angulares no referencial do veículo

R Matriz de rotação

 \mathcal{A}_t Matriz que relaciona o arrasto gerado pelos propulsores do veículo e a

força total atuando sobre ele

 A_r Matriz correspondente aos braços das forças responsáveis por gerar os

torques sobre o veículo

 H_{mx}, H_{my}, H_{mz} Distâncias entre o rotor principal e o centro de gravidade L_{tx}, L_{tz} Distâncias entre o rotor de cauda e o centro de gravidade

 k_1 Distância entre o centro de gravidade e o ponto de aplicação da força k_2 Relação entre o torque gerado por um motor e sua correspondente

propulsão

28 Lista de Símbolos

"Si usted puede soñar, usted puede hacer!"

(Walt Disney)

En un contexto general de la actualidad, los robots son capaz de realizar las más diversas actividades. Sin embargo, cuando el objetivo es realizar la inspección de grandes áreas, como, por ejemplo, en las tareas de seguridad pública (supervisión del espacio aéreo y tráfico urbano), gestión de riesgo naturales (volcanes activos), gestión ambiental (medida de polución del aire y supervisión de florestas), intervenciones en ambientes hostiles (atmósfera radioactivas), mantenimiento de infraestructuras (supervisión de líneas de transmisión) y agricultura de precisión (detección y tratamiento de plantaciones infestadas), la utilización de vehículos aéreos no tripulados (del inglés, UAV - *Unmanned Aerial Vehicles*) es más ventajosa cuando se compara con los vehículos terrestres no tripulados (del inglés, UGV - *Unmanned Ground Vehicles*), debido a su movilidad tridimensional [1–6]. La Figura 1 presenta ejemplos de aplicaciones de vehículos aéreos no tripulados.

Una clasificación típica de los vehículos aéreos no tripulados puede ser encontrada en la Figura 2. En el caso específico de los VANTs más pesados que el aire, se encuentran las aeronaves de alas fijas (aviones y planeadores), de alas oscilantes (que se asemejan a las aves) y de alas rotativas (helicópteros y multi-rotores) [7]. La Figura 3 presenta algunos modelos de vehículos aéreos no tripulados.

Una característica de los vehículos de palas rotativas es la posibilidad de realización de maniobras multi-direccionales, mientras se ejecuta una misión de vuelo. Así, se puede







Figura 1: Ejemplos de misiones de vuelo con VANTs para el mantenimiento preventivo de torres de transmisión, mapeo de grandes áreas y misiones en campo de batalla.

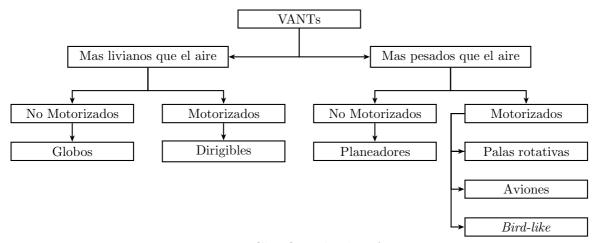


Figura 2: Clasificación de VANTs.



Figura 3: Ejemplos de vehículos aéreos no tripulados.

decir que desde un punto de vista físico, un helicóptero o un multi-rotor es una de las máquinas voladores más complejas, debido a su capacidad de despegue y aterrizaje vertical, realizar tareas de vuelo estacionario alterando la orientación de la cola, moverse adelante o lateralmente mientras mantiene la misma cota vertical, además de poder cambiar completamente su dirección de vuelo o bien detenerse de forma repentina [8, 9]. La Figura 4 destaca la movilidad tridimensional de las aeronaves de alas fijas y rotativas.

La consecuencia de la gran flexibilidad en maniobras de los vehículos de palas rotativas se da en el análisis desde el punto de vista de control. Los helicópteros y multi-rotores son máquinas voladoras inherentemente inestables, no lineales, multi-variables, con dinámica compleja y altamente acoplada. A pesar de todo, dichas características han motivado

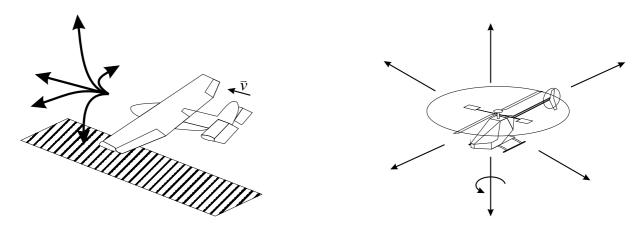


Figura 4: Maniobrabilidad de los vehículos aéreos de alas fijas y de palas rotativas.

a investigadores del area de control del mundo, en el diseño de controladores de vuelo capaces de hacer el guiado del estos vehículos en las más diversas aplicaciones.

Teniendo en cuenta los tres vehículos aéreos motorizados más estudiados en todo el mundo, la Tabla 1 presenta un comparativo entre ellos, considerando las características básicas de un vuelo autónomo. Luego, se concluye que para el estudio y validación en un ambiente interno parcialmente estructurado, como es el caso en este trabajo de Tesis, una aeronave de palas rotativas cumple mejor las especificaciones descritas en la tabla, a pesar de tener un mayor consumo de energía en comparación con otra máquina voladora.

Tabla 1: Comparación entre los VANTs motorizados más estudiados en todo el mundo, considerando las características básicas de vuelo [10, 11]. **Nota:** 1 es malo e 3 es excelente.

Característica	Dirigibles	Alas fijas	Palas rotativas
Consumo de Energía	3	2	1
Maniobrabilidad	1	2	3
Vuelo estacionario	3	1	3
Vuelo a bajas velocidades	3	1	3
Vuelo a altas velocidades	1	3	2
Miniaturización	1	2	3
Despegue vertical	3	1	3
Utilización indoor	2	1	3
Total	17	12	21

En este contexto, esta tesis propone utilizar un vehículo aéreo de palas rotativas como plataforma de diseño y de prueba de controladores no lineales para navegación autónoma en un ambiente estructurado o parcialmente estructurado. Para el diseño de controladores, es necesario primeramente conocer sus conceptos básicos de vuelo y de funcionamiento. En seguida, se hace el modelado matemático capaz de describir el desplazamiento tridimensional del vehículo según las señales de control aplicadas y su dinámica de movimiento.

I Estado del Arte

En la últimas décadas, el esfuerzo en la investigación con vehículos aéreos no tripulados (VANT) ha crecido substancialmente tanto en tareas militares como civiles, debido a la gran movilidad tridimensional ofrecida por estos vehículos en comparación con los terrestres (VTNT) [2, 3, 5]. Sin embargo, los investigadores están de acuerdo que el control de estos vehículos figura entre los más recientes desafíos tecnológicos y esto ha motivado la investigación en el área de control lineal, no lineal e inteligente.

Tradicionalmente, los controladores implementados para guiar un vehículo aéreo de palas rotativas de forma autónoma están basados en lazos internos y externos de control, que son responsables por la estabilización de dinámica rápida de la aeronave (su orientación y altitud) y por el control de la navegación en el plan de vuelo [12]. Sin embargo, garantizar la estabilidad y el desempeño de los dos sistemas de control operando de forma independiente no es suficiente para garantizar la estabilidad y el desempeño del sistema como un todo, debido al gran acoplamiento dinámico inherente a los VANT (comúnmente debido a su dinámica cero). A su vez, existe otra linea de investigación que trata de considerar una solución integrada para la cinemática y dinámica del sistema, normalmente basada en técnicas de control no lineal.

Para lograr la navegación autónoma de un helicóptero miniatura, una serie de estrategias de control se encuentran propuestas en la literatura. En [13] se propone un sistema basado en redes neuronales artificiales, algoritmos genéticos, controladores clásicos PID y lógica Fuzzy. Tales técnicas son aplicadas, respectivamente, en el entrenamiento y modelado de las características dinámicas de un helicóptero, en el búsqueda y control de los ángulos de las palas de rotor principal y de cola, además del control de velocidad del rotor principal. En [14] se realiza un tarea de seguimiento de trayectoria de un helicóptero miniatura con un modelo dinámico simplificado, denominado Planar Vertical Take-off and Landing - PVTOL - utilizando sistemas Liouvillian. En [15] es propuesto un sistema de control de postura de un PVTOL utilizando una linealización del modelo dinámico simplificado. El análisis de estabilidad es realizado a través de la teoría de Lyapunov aplicada a sistemas lineales. En [16] y [17], el modelo dinámico linealizado de la aeronave autónoma es utilizado en tareas de vuelo estacionario usando un controlador PD y un controlador de seguimiento de trayectoria basado en técnicas de control óptimo, respectivamente. En [18] y [19], un controlador adaptativo neuronal y un conjunto de controladores PID en cascada son aplicados, respectivamente, para el control de postura de un VANT. En [20] se propone un controlador robusto de seguimiento de trayectoria I Estado del Arte 33

considerando las incertidumbres paramétricas de un VANT en tareas de movimiento longitudinal, lateral, vertical y de guiñada. En [21] se ha aplicado un controlador robusto con observadores de estado a un modelo no lineal de un helicóptero miniatura sujeto a ráfagas de viento vertical. En [22] se ha utilizado un controlador PID para la compensación de los efectos de variación del paso del rotor principal de un helicóptero miniatura durante el control de guiñada.

Para el control de cuatrimotores también se han propuesto diferentes estrategias principalmente adoptando técnicas de linealización [23, 24]. En [25] se ha propuesto una ley de control basada en la realimentación dinámica y substitución de variables en el espacio de estados, con la finalidad de transformar el sistema no lineal en uno que sea linear y controlable (linealización por retro-alimentación exacta), cuya estructura de control sea un conjunto de sistemas SISO independientes desacoplados. En [11] el control de orientación del VANT se hace usando una técnica de control basada en la teoría de Lyapunov. El trabajo también hace una comparación del comportamiento de vuelo del sistema real y simulado destacando el buen desempeño de la propuesta. En [26] los autores presentan los resultados de sus trabajos en el proyecto OS4 y además comparan los controladores clásicos PD y PID con el controlador LQ óptimo adaptativo en las tareas de estabilización de la orientación del VANT. Ellos han verificado que los controladores clásicos son más eficientes cuando imperfecciones y pequeños disturbios son considerados durante una tarea de vuelo.

Un estudio detallado sobre los efectos usualmente desconsiderados, tales como, flexión de la palas y modelado de los propulsores, es presentado en [27], con el objetivo de obtener una generación eficiente de propulsión. Como continuación del trabajo, en [28] se ha presentado un controlador PID discretizado, incluyendo la dinámica de alta velocidad de las palas. Sin embargo, el comportamiento en lazo cerrado es débil para altas velocidades angulares del rotor acercándose a la inestabilidad, siendo atribuido a los ruidos de alta frecuencia generados por los rotores en las lecturas de los acelerómetros.

En los trabajos presentados en [29] y [30], los autores incluyen en la ley de control el modelado de la propulsión de los rotores/actuadores y, adicionalmente, verifican experimentalmente que la generación de fuerzas y torques aerodinámicos en vehículos aéreos no tripulados con masa inferior a 20kg puede ser aproximada por una función lineal de los comandos de los servos. Tal información es útil en el diseño de controladores de alto nivel, pues el bajo nivel puede ser encarado como un sistema algebraico.

En [31] se propone un esquema de control no lineal en cascada basado en el criterio

de estabilidad marginal de Lyapunov. En el trabajo, se deben evitar maniobras agresivas a fin de preservar la estabilidad de sistema y el desempeño del controlador a la robustez a disturbios. En la secuencia de sus trabajos, en [32] se presenta una comparación de desempeño de controladores lineales y no lineales. Un modelo dinámico obtenido según las ecuaciones de Euler-Lagrange es usado para el diseño de los controladores. Los autores concluyen que las técnicas LQR presentan problemas de estabilidad cuando el sistema se aleja mucho del punto de operación considerado en el diseño del controlador. Así, se concluye aconsejando la utilización de una técnica de control explícitamente no lineal.

También, considerando técnicas de control aplicadas a VANT, en [33, 34] se presentan propuestas basadas en control backstepping.

Hasta el presente contexto, se puede decir que este trabajo de Tesis busca proponer estrategias de control de alto nivel para la ejecución de maniobras de vuelo de posicionamiento, rastreo de trayectoria y seguimiento de caminos, basado en el modelo dinámico subactuado en un VANT del tipo VTOL (del inglés *Vertical Takeoff and Landing*).

Considerando ahora sistemas de control de múltiples agentes se puede decir que el interés por dichos sistemas ha crecido considerablemente en los últimos tiempos, después que la comunidad científica se ha dado cuenta que algunas tareas son más bien ejecutadas por un grupo de robots que por un solo robot altamente especializado. En este listado de tareas se encuentran inspección de grandes áreas [35–37], localización y desarme de minas terrestres [5], búsqueda y rescate [38], misiones de escolta y acompañamiento [39], transporte cooperativo de cargas [40], además de muchas otras.

Una posibilidad para el mantenimiento de una formación es la utilización de una estrategia de control servo-visual. En este caso, para una formación híbrida compuesta de un vehículo aéreo y un grupo de vehículos terrestres, un sistema de visión computacional implementado a bordo de un VANT sería responsable por la localización de los robots en tierra y la determinación de la posición de los vehículos aéreos en relación a ellos.

En el contexto de control de formación, tres abordajes son presentadas en la literatura con el objetivo de guiar los agentes de la formación a fin de establecer una figura geométrica específica [41]. Son ellas: formación líder-seguidor [42–45], métodos de estructuras virtuales [46–48] y métodos basados en comportamiento [49, 50].

Una vez que se haya elegida la técnica de establecimiento de la formación, es necesario definir la estructura de control a ser utilizada, la cual puede ser centralizada o descentralizada. En el primer caso, hay una unidad concentradora de información, la cual es

II Objetivos 35

responsable por contener todas las informaciones del grupo y por enviar las señales de control necesarias para el establecimiento de la formación [50]. A su vez, en el segundo caso, no hay la necesidad de una unidad central, pues cada robot de la formación es responsable por obtener las informaciones necesarias sobre el ambiente y por generar sus propias señales de control [51].

Cuando un VANT es incorporado en una formación de VTNTs, el conjunto recibe un paquete extra de información, que puede ser $2D\frac{1}{2}$ (si solamente el VANT mira a los VTNTs) o 3D (se el VANT y los VTNTs se observan mutuamente). En [36], por ejemplo, una formación de VANT compuesta por dirigibles hace una toma aérea y la utiliza para el monitoreo y el comando de una formación heterogénea de robots terrestres durante una misión de vigilancia pública. A su vez, en [52] un grupo de robots terrestre son guiados por un VANT, que utiliza informaciones visuales para determinar la postura y auxiliar los VTNTs en tareas de desvío de obstáculos.

En el contexto de control cooperativo presentado, este trabajo de Tesis tiene como propuesta inicial el diseño de un esquema de control de formación entre un VANT y un VTNT, guiado según la estructura líder-seguidor. Finalmente, el trabajo propone un esquema de cooperación descentralizada para guiar un VANT y un grupo de VTNT (guiados de forma centralizada).

II Objetivos

El objetivo general de este trabajo de investigación doctoral es el diseño e implementación de controladores no lineales de alto nivel capaces de guiar un vehículo aéreo, sea un helicóptero o un cuatrimotor, en tareas autónomas de control de movimiento. En otras palabras, como contribución principal, esta Tesis propone el diseño de controladores basado en la dinámica no lineal del vehículo representada según su modelado subactuado sin utilizar ninguna estrategia de linealización del modelo sobre un punto de operación. Adicionalmente, utilizando el sistema de estabilización de vuelo ya planteado, se propone implementar una estrategia de navegación coordinada entre un robot terrestre (o un grupo de robots) y un vehículo aéreo para la realización de tareas de inspección.

Los objetivos específicos resultantes del objetivo general son:

 (a) Comprender los controladores ya diseñados en la literatura basados en los modelos cinemáticos y dinámicos de helicópteros y cuatrimotores;

(b) Proponer una estrategia de control basada en el modelo dinámico de la aeronave, capaz de realizar, inicialmente, las tareas de despegue, de vuelo estacionario (*hovering*) y de aterrizaje;

- (c) Proponer un controlador no lineal que ejecute tareas de posicionamiento, seguimiento de caminos y rastreo de trayectorias en el espacio cartesiano;
- (d) Estudiar y diseñar una estrategia de control cooperativa entre un VANT y un robot terrestre (o grupo de robots), según el abordaje líder-seguidor;
- (e) Analizar la estabilidad de los sistemas de control propuestos;
- (f) Desarrollar entornos de simulación 3D para la realización de pruebas;
- (g) Realizar evaluaciones experimentales de los algoritmos de control propuestos.

III Justificación y Limitaciones

La justificación inicial de proponer el presente proyecto de investigación está en la profundización del conocimiento relativo a la robótica aérea no tripulada, cooperación entre vehículos aéreos y terrestre y visión computacional aplicada a este problema. Además, se debe tener en cuenta la existencia de otros proyectos en el área de robótica, ya finalizados o no, en el Instituto de Automática, Argentina, y en la Universidad Federal del Espíritu Santo, Brasil, que involucren estrategias de navegación, visión computacional, cooperación de robots y teleoperación, sea en simulación o experimentación.

Como justificación adicional, el proyecto propone el desarrollo y prueba de algoritmos de control aplicados a la robótica aérea con foco en la teoría de control no lineal para el movimiento autónomo de aeronaves subactuadas capaz de realizar tareas de inspección en cooperación o no con robots terrestres.

Por fin, vale mencionar aún como justificación, que existe una cantidad inmensa de aplicaciones que involucran la inspección de grandes áreas, sea para fines de seguridad, de agricultura o de medio ambiente. Dichas aplicaciones no serían posibles, o al menos serían muy costosas, con la utilización exclusiva de vehículos terrestres, dada la pequeña área que ellos alcanzarían a inspeccionar utilizando una cámara a bordo, o bien debido a la dificultad de navegación propria del entorno (floresta, por ejemplo). En estas situaciones, la utilización de un vehículo aéreo con una cámara a bordo es más adecuada y el presente proyecto contempla en su contexto este abordaje.

IV Contribuciones 37

Con respecto a las limitaciones, se puede decir que el aporte del trabajo se dará en ambientes internos donde se pueda realizar vuelos de aeronaves de palas rotativas del tipo helicóptero o cuatrimotor. Además, la ventaja de vuelos *indoor* está en la posibilidad del control de ráfagas de viento, que afectan en el desempeño de las maniobras. En términos del sistema de sensado, las tareas de vuelo propuestas no pueden ser desempeñadas a través de un sistema GPS debido a la gran incertidumbre ocasionada por la estructura interna de un edificio, por ejemplo. Por fin, las maniobras de vuelo en cooperación o no se darán en ambientes estructurados y en ausencia de obstáculos.

IV Contribuciones

Con el fin de alcanzar los objetivos propuestos, fueron realizados diversos trabajos, cuyas contribuciones merecen ser destacadas.

La primera contribución está relacionada al diseño de una ley de control sin la utilización de cualquiera estrategia de linearización por proximidad de un punto de operación, considerando el modelo no lineal de la aeronave obtenido según las ecuaciones de Euler-Lagrange. Además, se incluye la demostración de estabilidad del sistema de lazo cerrado basada en la teoría de Lyapunov y una solución analítica para la saturación de las señales de control. La segunda contribución de la Tesis es la utilización de la representación del modelo de la aeronave destacando su característica de sistema subactuado para diseñar un controlador de vuelo tridimensional basado en su dinámica inversa, el cual es capaz de guiar un VANT de palas rotativas en tareas de posicionamiento, seguimiento de trayectorias, rastreo de camino y de cooperación de robots terrestres.

Además, parte de los trabajos desarrollados en esta Tesis ya fueran presentados y publicados en conferencias nacionales e internacionales, o mismo ya fueron aceptados para publicación y presentación. Aquellos publicados en conferencia internacional son [53–60]. En eventos nacionales, en territorio argentino, son [61–66] y, en territorio brasilero, son [67–74]. Por fin, el artículo [75] ya está aceptado para publicación en periódico.

V Estructura del Trabajo

Esta Tesis está estructura en la forma de capítulos auto-contenidos, con sus propias conclusiones, y está organizado como sigue:

V.1 Introducción

Esta parte inicial describe el tema foco de la Tesis. En primero lugar, se presenta la motivación del trabajo por la citación de varias aplicaciones de posible realización utilizando robots aéreos. En seguida, son presentados algunos controladores basados en modelo ya disponibles en la literatura, los cuales son útiles desde el punto de vista de comparación con los controladores aquí propuestos. En la secuencia, son presentados algunos de los sistemas de sensado utilizados en la navegación autónoma de vehículos aéreos y en tareas de cooperación con vehículos terrestres. Para encerrar, son presentados los problemas de control abordados en la Tesis, los objetivos a se cumplir, las justificaciones y limitaciones pertinentes, y las contribuciones aportadas.

V.2 Modelado de un Vehículo Aéreo de Palas Rotativas

La acción de un controlador capaz de guiar una aeronave en misiones de vuelo predefinidas es un de los elementos necesarios para su navegación autónoma. Para se diseñar un controlar, es necesario un modelo representativo del sistema. Varios trabajos de la literatura toman como base los modelos del vehículo aéreo para proponer los controladores. En este sentido, el objetivo aquí trazado es el modelado de un VANT de palas rotativas, que posteriormente será utilizado en el diseño de controladores.

Con respecto al modelado matemático de aeronaves de escala reducida, existen dos abordajes definidos en la literatura de referencia: una basada en las ecuaciones físicas del sistema y la otra basada en técnicas de identificación de sistemas [22, 76]. Tales abordajes no son excluyentes. Muchas veces es necesario la utilización de uno para la simplificación del otro. En general, el primer enfoque utiliza las ecuaciones de movimiento de la mecánica para representación de un sistema físico, mientras el segundo estima el modelo dinámico del sistema físico con base en los datos de excitación entrada-salida.

Técnicas de modelado paramétricas (tipo caja blanca, caja negra y caja gris) y no paramétricas (métodos basados en respuesta al impulso y en frequencia) son utilizadas en diversos trabajos para la identificación del sistema. En [13], por ejemplo, una plataforma experimental es usada para generar los datos de vuelo de un helicóptero, los cuales son utilizados para abstracción del comportamiento cualitativo de la aeronave. Al agregar conocimientos de la teoría de aerodinámica, tales datos generan la propuesta de un modelo dinámico neural capaz de representar el vehículo aéreo. A su vez, en [77], un modelo dinámico identificado a través de técnicas de modelado ARX, ARMAX y Output-Error

es utilizado en la propuesta de un controlador robusto H_{∞} para guiar un helicóptero no tripulado en tareas de posicionamiento.

Un VANT al realizar una maniobra aérea puede ser representado matemáticamente como un cuerpo de forma tridimensional definida sujetado a la acción de fuerzas externas. En la literatura, dos abordajes clásicos son utilizados para el modelado matemático de robots: formulación de Newton-Euler [17, 22, 78–81] y formulación de Euler-Lagrange [8, 9, 82]. Ambos procesos de modelado llevan a la representación del modelo dinámico de un cuerpo rígido, con algunas diferencias en la forma de notación. Sin embargo, manipulando matemáticamente es posible salir de una representación y llegar a la otra.

En los modelos de Newton-Euler, se encuentra la representación

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t),\tag{1}$$

donde \mathbf{x} representa las variables de estado, \mathbf{u} son las señales de control y $f(\cdot)$ es un funcional normalmente no lineal, dependiente del tiempo, que relaciona el vector de estados con las entradas de control. A su vez, los modelos de Euler-Lagrange son representados en la forma

$$\mathbf{M}(\mathbf{q})\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{F}(\dot{\mathbf{q}}) + \mathbf{G}(\mathbf{q}) = \tau + \mathbf{D},\tag{2}$$

donde \mathbf{q} es el vector de coordenadas generalizadas, \mathbf{M} es la matriz de inercia, \mathbf{C} es la matriz de fuerzas centrípetas y de Coriolis, \mathbf{F} es el vector de fricción, \mathbf{G} es el vector de fuerzas gravitacionales, $\boldsymbol{\tau}$ es el vector que contiene las señales de control y \mathbf{D} es un vector de disturbios.

Según [34, 76, 78], el modelo completo de un helicóptero o de un cuatrimotor puede ser representado por cuatro sub-sistemas interconectados, los cuales involucran el modelo de los actuadores y del cuerpo rígido de una aeronave en el espacio 3D, como se mostra en la Figura 5.

La dinámica de los actuadores es responsable por convertir los comandos de un controlador (joystick o sistema sintetizado por computador) en comandos de control al sistema de más bajo nivel del VANT (en el caso de un helicóptero, es la actuación de los servos, y en el caso de un cuatrimotor, es el envío de las señales de referencia a los controladores de velocidad de los motores). La dinámica de las palas rotativas relaciona los parámetros aerodinámicos y la generación de propulsión asociada a los rotores principal y de cola de un helicóptero, o a la acción independiente de los cuatro motores de un cuatrimotor. La generación de fuerzas y torques es responsable por descomponer los

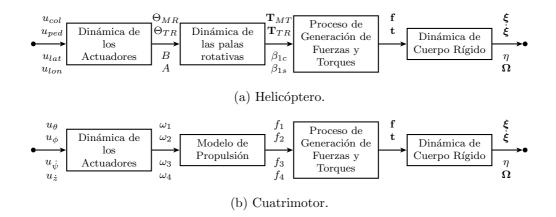


Figura 5: Representación en diagrama de bloques del modelo dinámico de un VANT.

vectores de propulsión y aplicarlos al cuerpo rígido del vehículo. Por fin, la dinámica de cuerpo rígido define el desplazamiento de la aeronave en el espacio Cartesiano cuando está sujeta a las acciones de fuerzas externas.

Los dos primeros bloques mostrados en la Figura 5 son responsables por la recepción de las señales de control y por la generación de la propulsión actuante en el VANT. Estos bloques componen lo que ahora se define Modelo de Bajo Nivel. A su vez, los otros dos bloques definen el Modelo de Alto Nivel.

En los problemas de control aportados en la Tesis, las fuerzas de propulsión de los actuadores de un helicóptero y de un cuatrimotor son tomadas como se puede ver en la Figura 6. Esta misma figura también presenta los sistemas de referencia utilizados para describir las maniobras de vuelo, las tomadas de datos sensoriales y propuestas de control.

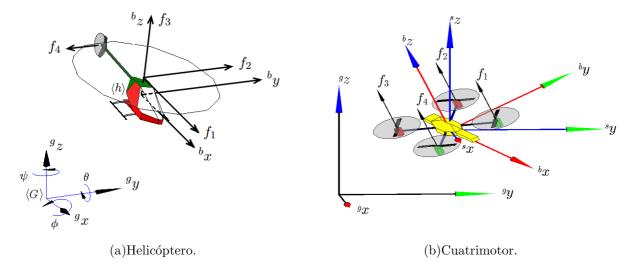


Figura 6: Sistemas de referencia inercial, espacial y del vehículo adoptados para un VANT y representados por $\langle g \rangle$, $\langle s \rangle$ y $\langle b \rangle$, respectivamente.

Como se menciona en [30], la relación entre las señales de control de los servos y las fuerzas y torques pueden ser aproximadas por un funcional lineal, para los vehículos aéreos de masa inferior a 20kg. Además, los autores demuestran experimentalmente y expresan que esta simple aproximación es válida para un gran número de tareas de vuelo. Para el caso de un helicóptero, un modelo más preciso considerando los efectos del rotor principal sería mucho más complejo, ya que se desconoce (casi siempre) el movimiento de la barra Bell-Hiller y de los parámetros asociados a ella. Los autores destacan el hecho que agregar tal complejidad no mejora significativamente el desempeño de los controladores diseñados. En contraste, los autores en [29] destacan la importancia de incorporar el modelo de los propulsores de un cuatrimotor en el modelo de alto nivel.

Puede notarse que las aproximaciones referidas anteriormente fueron experimentalmente validadas en uno de los trabajos previos del grupo de investigación de Robótica Aérea de la UFES [57], donde un control de altitud y guiñada fue implementado en un helicóptero eléctrico miniatura TREX 450.

El trabajo [83] destaca que los controladores no lineales son más generales e involucran una major cantidad de tareas de vuelo según una misma estructura de control. Sin embargo, ellos exigen un conocimiento preciso del sistema a controlar. En este sentido, esta parte del trabajo presenta un modelo de bajo y alto nivel de un VANT de palas rotativas, obtenido según las ecuaciones del sistema y de la formulación de Euler-Lagrange, en un camino similar al tomado por [8, 9, 82].

De una forma simplificada, este capítulo de la Tesis presenta el procedimiento utilizado para obtener el modelo dinámico de un helicóptero miniatura y de un cuatrimotor. Inicialmente, se ha dado una breve explicación sobre el principio de funcionamiento de tales aeronaves. A continuación se presentan los comandos de entrada para el control del VANT en el espacio tridimensional a partir de un controlador (joystick o un sistema computacional), además del modelo dinámico de bajo nivel responsable por la generación de las entradas de control indirectas (fuerzas y torques). Luego se presentan los modelos cinemáticos y dinámicos de los VANT. En esta etapa, se hace la representación del modelo de alto nivel, donde las entradas indirectas de control son responsables por la determinación de la postura de la aeronave en el espacio Cartesiano. Por fin, el modelo dinámico de alto nivel, obtenido según las ecuaciones de Euler-Lagrange, es representado de modo que se enfatizan las características de un sistema subactuado. En otras palabras, teniendo en cuenta que los VANTs utilizados presentan más grados de libertad a controlar que entradas de control, su representación dinámica subactuada es dada por la composición

de un sistema directamente actuado y un sistema de dinámica cero (acoplado o no al sistema directamente actuado).

Las consideraciones finales del capítulo aportan principalmente el modelo dinámico de bajo y alto nivel de un helicóptero y un cuatrimotor obtenidos, respectivamente, a través de ecuaciones algebraicas y del formalismo de Euler-Lagrange. Se verifica que el modelo de bajo nivel es completamente actuado, o sea, el número de comandos de entrada reales (valores deseados de ángulo de alabeo y cabeceo, y tasas de variación de guiñada y altitud) es idéntico al número de entradas de control indirectas (cuatro fuerzas de propulsión generadas por los motores). A su vez, el modelo de alto nivel es un sistema subactuado, pues las cuatro entradas de control indirectas no son capaz de actuar y controlar directamente (a la vez) los seis grados de libertad que definen la posición y orientación del VANT en el espacio. Así, se realiza una representación en la forma subactuada para facilitar la propuesta de los controladores basados en la técnica de linealización por retroalimentación parcial, discutido en la secuencia de la Tesis.

V.3 Controladores de Vuelo

Diversos investigadores en todo el mundo han estado trabajando en el desarrollo de controladores para estabilización y navegación autónoma de vehículos aéreos de palas rotativas. Tradicionalmente, los controladores diseñados están basados en la estrategia de lazos internos y externos de control. El objetivo es estabilizar la orientación del VANT y, en seguida, hacerlo navegar en el espacio 3D [12]. Pero, el hecho de garantizarse la estabilidad y el desempeño de los dos sistemas de control por separado no garantiza la estabilidad y el desempeño del sistema como un todo. Luego, se busca una solución integrada para el control de posicionamiento y orientación de la aeronave, comúnmente utilizando algoritmos de control no lineales.

Para el control de cuatrimotores, la literatura específica presenta diferentes técnicas de control basadas, por ejemplo, en linealización por retroalimentación [23, 24] y backstepping [33, 84].

En [25], tal técnica de linealización por retroalimentación es utilizada para obtener un sistema lineal controlable representado por un conjunto de sistemas SISO desacoplados. En [11], una propuesta de estabilización de la orientación de un VANT del tipo cuatrimotor es presentada a través del modelo de bajo nivel de motores CC y del control de alto nivel capaz de controlarlos. Técnicas de control no lineal basadas en la teoría de Lyapunov son utilizadas en el diseño del controlador, el cual es validado experimentalmente. En [26]

los autores hacen la extensión de sus experimentos en el proyecto OS4 y comparan los resultados con las respuestas obtenidas por controladores clásicos PD/PID y un controlador óptimo LQ, durante una tarea de control de guiñada y estabilización horizontal. En ese trabajo, se ha verificado que los controladores clásicos son más eficientes que los LQ, cuando errores paramétricos y pequeños disturbios son considerados en el problema de control.

Como ya fue mencionado, un VANT de palas rotativas es un sistema no lineal subactuado, cuyo número de variables de control es más grande que el número de señales de control. Como consecuencia, la actuación de una variable que no sea directamente actuada debe ser realizada de forma indirecta, a través de una acción sobre una variable actuada, teniendo en cuenta la dinámica acoplada del sistema (dinámica cero). En el caso de la robótica aérea de palas rotativas, comúnmente esta consideración se debe a la necesidad de hacer un movimiento de cabeceo θ para que se produzca un desplazamiento longitudinal x del VANT, o bien hacer un movimiento de alabeo ϕ para obtener un desplazamiento en y. Dado tal acoplamiento, esta parte del trabajo propone diseñar controladores de vuelo, inicialmente, con restricciones de movimiento, para fines de conocimiento del comportamiento de la dinámica del VANT. En seguida, son propuestos controladores de vuelo para maniobras realizadas en el espacio tridimensional, utilizando el modelo dinámico de bajo y alto nivel obtenido anteriormente.

La principal contribución aquí presentada es la propuesta de un controlador no lineal basado en la dinámica inversa, utilizando técnicas de linealización por retroalimentación parcial de estados. La estabilización del sistema en lazo cerrado, utilizando el controlador diseñado, es demostrada a través de la teoría de Lyapunov. Finalmente se presentan validaciones experimentales del controlador, destacando su capacidad de guiar un vehículo aéreo de palas rotativas en tareas de posicionamiento, rastreo de trayectorias y seguimiento de caminos.

V.3.1 Control de Vuelo con Movimiento de Altitud y Guiñada

En algunas tareas de vigilancia realizadas por vehículos es necesario realizar maniobras de vuelo en una altitud predefinida, con fines de observación del entorno en 360°. En este contexto, la propuesta de control inicial es controlar la altitud de un VANT de palas rotativas en maniobras restringidas a los movimientos sobre el eje vertical, o sea, vuelo en una dimensión. Matemáticamente, para que se tenga la condición de vuelo, se debe asumir que las velocidades angulares de la aeronave son nulas durante las maniobras

de vuelo, es decir $\dot{\phi}(t) = \dot{\theta}(t) = \dot{\psi}(t) = 0$, con $\phi(t) = \theta(t) = \psi(t) = 0 \,\,\forall\,\, t \geq 0$. En el caso de un helicóptero, desde el punto de vista del control, se debe tener $f_1(t) = f_2(t) = f_4(t) = 0 \,\,\forall\,\, t \geq 0$. A su vez, para un cuatrimotor, se debe garantizar que la contribución de fuerzas de propulsión de todos los motores sea igual, para evitar un desequilibrio de fuerzas y una consecuente generación de pares. Así, se debe garantizar que $f_1(t) = f_2(t) = f_3(t) = f_4(t) \,\,\forall\,\, t \geq 0$. Las posición de las fuerzas de propulsión en los vehículos pueden ser vistas en la Figura 6.

Asumiendo que la fuerza de propulsión del rotor de cola de un helicóptero sea aplicada simplemente para anular el efecto anti-torque generado por el rotor principal en el cuerpo del vehículo, y también para permitir la rotación sobre el eje z (rotación de guiñada), habrá un ángulo de guiñada ψ distinto de cero, resultante de $f_4(t) \neq 0$. Así, el sistema de control ahora tendrá dos grados de libertad, como se muestra en la Figura Figura 7(a). Un aporte similar puede ser realizado para un cuatrimotor, como se muestra en la Figura 7(b).

La principal diferencia entre los VANTs está en el comportamiento de las fuerzas actuantes, o sea, de las señales de control aplicadas. En el caso del helicóptero, son necesarias la fuerza de propulsión vertical f_3 del rotor principal y la fuerza de compensación del efecto anti-torque y alteración de guiñada f_4 , para que se realicen las maniobras de inspección con desplazamientos sobre el eje z. Sin embargo, para el caso de un cuatrimotor, todos los rotores contribuyen para la realización de la misión de vuelo, o sea, las cuatro fuerzas deben actuar sobre el VANT para que las maniobras deseadas sean ejecutadas.

Por fin, es importante decir que a pesar de los errores inherentes al proceso de lectura de los sensores, el controlador propuesto se muestra capaz de guiar el VANT en las tareas designadas y cumplir los objetivos de control en forma asintótica (alcanzando y permaneciendo en las posturas deseadas de forma estable).

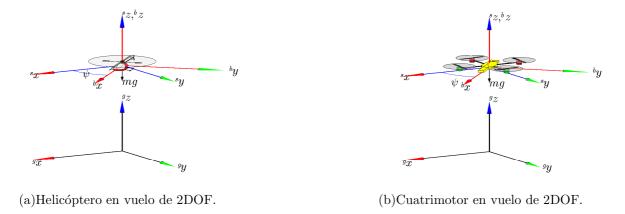


Figura 7: Modelo de un VANT para el control de altitud y guiñada.

V.3.2 Control de Vuelo con Movimiento PVTOL

Vehículos aéreos capaces de despegar y aterrizar verticalmente, mantenerse en una posición fija durante una maniobra de vuelo y moverse sobre un camino específico en el plano vertical, son denominados vehículos PVTOL (del inglés, *Planar Vertical Takeoff and Landing*). Esta denominación fue introducida en [85], en la década de los 90, como una plataforma de diseño de controladores para ingeniería espacial. Hasta el presente aún sigue siendo un desafío de control proponer un controlador de estabilización para tareas de posicionamiento y rastreo de trayectorias.

Helicópteros y cuatrimotores son aeronaves capaces de realizar tales maniobras. Sin embargo, para obtenerlas es necesario imponer algunas restricciones de vuelo. Para el caso de una tarea PVTOL ejecutada en el plano **XZ**, los movimientos de alabeo y guiñada deben ser restringidos. A su vez, para la realización de una tarea PVTOL en el plano **YZ**, la aeronave debe tener los movimientos de cabeceo y guiñada restringidos. En otras palabras, para ejecutar una tarea PVTOL en el plano **XZ** se debe garantizar que $\phi(t) = \psi(t) = 0$, $\forall t \geq 0$, así como las velocidades angulares correspondientes, i.e., $\dot{\phi}(t) = \dot{\psi}(t) = 0$, $\forall t \geq 0$. Lo que implica señales de control indirectas dadas por $f_y(t) = 0$, $\tau_{\phi}(t) = 0$ y $\tau_{\psi}(t) = 0$, $\forall t \geq 0$. Por otro lado, para cumplir una tarea PVTOL en el plano **YZ**, se debe imponer que $\theta(t) = \psi(t) = 0$, $\forall t \geq 0$, con $\dot{\theta}(t) = \dot{\psi}(t) = 0$, $\forall t \geq 0$, lo que corresponde hacer $f_x(t) = 0$, $\tau_{\theta}(t) = 0$ y $\tau_{\psi}(t) = 0$ by $\tau_{\psi}(t) = 0$ and $\tau_{\psi}(t) = 0$ by τ_{ψ}

Una máquina voladora de palas rotativas es un sistema de fase no mínima, debido a su dinámica interna inestable (dinámica cero). Según [85] la dificultad en el control de

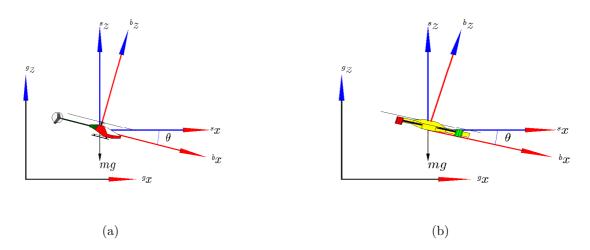


Figura 8: PVTOL - Planar Vertical Take-off and Landing.

sistemas PVTOL está en la imposibilidad de aplicación directa de técnicas de control no lineal, sin alguna manipulación matemática previa, como, por ejemplo, linealización por retroalimentación o control por modos deslizantes [86]. Diversas técnicas de control han sido aplicadas para estabilización y seguimiento de trayectoria de sistemas PVTOL, como, por ejemplo, aplicación de sistemas Liovillian [14], control robusto [87], linealización de modelo en el punto de operación [15], conceptos de curvas suaves de Jordan y curvas del tipo tipo C^2 [88], cadena de integradores en cascada con entrada limitada [89], entre otros.

En este contexto, la propuesta en esta parte de la Tesis es utilizar un controlador no lineal basado en la teoría de Lyapunov para posicionamiento y rastreo de trayectorias de un vehículo PVTOL (o que sea semejante a éste) en el plano XZ. El objetivo de control es garantizar que

$$\mathbf{x} = \left[x \ z \ \theta \ \dot{z} \ \dot{z} \ \dot{\theta} \right]^T \to \left[x_d \ z_d \ \theta_d \ \dot{x}_d \ \dot{z}_d \ \dot{\theta}_d \right]^T = \mathbf{x}_d,$$

i.e., $\tilde{\mathbf{x}} \to \mathbf{0}$, donde $\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x}_d - \mathbf{x}$ es el error de postura. El diseño del controlador es dividido en dos etapas. Primeramente, el objetivo es estabilizar la altitud z de la aeronave y a partir de ahí, controlar su desplazamiento longitudinal x a través del control de su ángulo de cabeceo θ .

Además, el diseño del controlador también presenta una solución analítica para el problema de la saturación de las señales de control para evitar la saturación de los actuadores físicos.

Se realizan validaciones por simulación y experimentales para verificar el desempeño del controlador durante las maniobras de vuelo en el plano XZ.

Finalmente debe mencionarse que tareas de vuelo similares pueden ser realizadas en el plano YZ, desde que las restricciones sean consideradas. En este caso, el diseño del controlador debe involucrar la estabilización de la altitud de la aeronave y el control de su desplazamiento lateral, guiado a través de la referencia del ángulo alabeo.

V.3.3 Controlador de Vuelo sin Restricciones de Movimiento

Según [30], experimentos realizados con restricciones físicas de los grados de libertad no revelan aspectos relevantes del problema de control de vehículos aéreos no tripulados. De acuerdo con los autores, tales limitaciones físicas resultan en simplificaciones excesivas del problema. En esta Tesis, todos los experimentos realizados no presentan ninguna restricción física a la aeronave, resultando, por lo tanto, en desplazamientos no deseados

en las variables no abordas en el diseño de control. Para el control y estabilización de estas variables, se considera un controlador de bajo nivel, el cual es capaz de mantenerlas próximas al valor cero. En otras palabras, tales variables son vistas como pequeños disturbios en el sistema de control de interés, siendo, por lo tanto, controladas por el sistema de estabilización de la aeronave.

Esta parte del trabajo se dedica al diseño de un controlador no lineal basado en la técnica de linealización por retroalimentación parcial. La demostración de estabilidad del sistema en lazo cerrado se realiza según la teoría de Lyapunov. El controlador diseñado no presenta restricciones de movimiento y enfatiza la característica subactuada de los VANTs (helicóptero y cuatrimotor).

Vale destacar que el sistema de control presentado para sistemas subactuados puede ser adaptado a cualquier sistema subactuado, desde que los parámetros involucrados en el modelo sean seleccionados correctamente para representar el sistema que se desee controlar. Además, es importante decir que de acuerdo con [90], la estrategia de linealización parcial por retroalimentación, solamente es posible para sistemas con elevado acoplamiento inercial, como es el caso de helicópteros y cuatrimotores. Otras máquinas, cuyos modelos dinámicos pueden ser representados y controladores de forma similar a la propuesta de esta Tesis, pueden ser vistas en [91–95].

El controlador propuesto en esta etapa del trabajo es validado por simulaciones y experimentos en diversas tareas de posicionamiento y seguimiento de trayectoria. A pesar de verificarse la estabilidad del sistema bajo la acción de incertidumbres y disturbios de amplitud limitada, un análisis de robustez del sistema está fuera del tema de este trabajo, quedando aquí como sugerencia para trabajos futuros.

Complementariamente, para obtener resultados más relevantes en términos de navegación, la utilización de un sistema de posicionamiento global, sea para ambientes internos (basados en sistemas de rastreo) o externos (basados en GPS o marcos naturales), es esencial para el progreso en el trabajo en las líneas de control por aprendizaje, realización de maniobras agresivas, tareas de evitación de obstáculos, cooperación entre múltiples robots, entre otros.

V.3.4 Controlador de Alto Nivel para Seguimiento de Caminos

En tareas de inspección de grandes áreas, tanto para aplicaciones civiles como militares, las informaciones de posición de la aeronave son a veces entregadas con un bajo

período de muestreo, como el caso del GPS, por ejemplo. En estos casos, un controlador de seguimiento de caminos es una alternativa extremadamente útil, por no necesitar de una parametrización temporal de la postura navegada.

En este contexto, la propuesta es adaptar el controlador sin restricciones de movimiento anteriormente propuesto para la ejecución de tareas de seguimiento de caminos, completando así las estrategias de control de movimiento. Para esto, se propone un algoritmo de control en cascada compuesto por dos sub-sistemas: un controlador cinemático (responsable por el cumplimiento de la tarea de seguimiento de caminos) y el mismo controlador dinámico ya propuesto y validado (responsable por la estabilización de la aeronave). La búsqueda por el punto más cercano al camino es ilustrado en la Figura 9.

La ventaja del controlador propuesto es la facilidad de implementación, pues lo que hace es buscar el punto más cercano del camino de referencia y pasar tal información al controlador de alto nivel ya propuesto. Su validez es demostrada a través de un resultado experimental usando un cuatrimotor.

Vale enfatizar una vez más que el controlador de seguimiento de caminos es una alternativa extremadamente útil para ejecutar una misión de vuelo que no exija parametrización temporal de la postura de la aeronave. Así, las informaciones de posición global de la aeronave entregadas por sensores de bajo período de muestreo podrían ser utilizadas para corregir su postura, siempre que una nueva postura de referencia sea establecida a partir del camino a ser seguido. Esta condición permitiría, por ejemplo, navegar en ambientes outdoor, con la posición del VANT dada por un GPS a bordo.

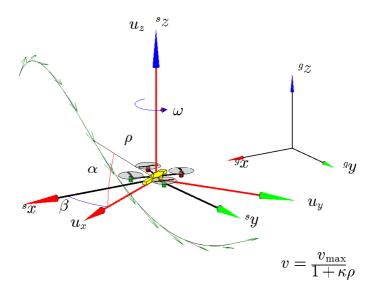


Figura 9: Posición deseada en el camino con velocidad de desplazamiento tangente a él.

V.3.5 Controladores PVTOL Conmutados Realizando Misiones de Vuelo Tridimensional

Esta parte del trabajo presenta una propuesta de navegación tridimensional usando controladores PVTOL actuando de forma conmutada. La justificativa para esto se da por el esfuerzo computacional exigido por el controlador sin restricciones de movimiento mencionado anteriormente. La propuesta se basa en la división de las tareas de vuelo: primeramente, el vehículo aéreo debe despegar y orientarse hacia el punto deseado (para esto, se utiliza el controlador VTOL sobre el eje **Z**) y en seguida dirigirse al blanco (utilizando el controlador PVTOL para el plano **XZ**). Pero, en caso que exista un error de desplazamiento lateral más grande que un umbral predefinido, entonces el controlador PVTOL en el plano **YZ** es activado para minimizarlo. Dado que los sistemas PVTOL son sub-sistemas del controlador sin restricciones de movimiento, la estabilidad de conmutación está garantizada, ya que a través de una misma función de Lyapunov es posible demostrar la estabilidad de los tres sub-sistemas.

Resultados experimentales dan validez a la propuesta, destacando el hecho de que controladores más simples son capaces de guiar un VANT de palas rotativas en misiones de vuelo más complejas, ejecutando maniobras de una forma menos agresiva que el controlador sin restricciones, para un misma misión.

Esta propuesta presenta una posible continuación del trabajo, que sería incluir el tema de optimización temporal en la estrategia de conmutación, para que se pueda realizar tareas de seguimiento de caminos. Además, otra idea sería reemplazar la estrategia de conmutación por una de fusión de señales de control, como se lo hace en [96].

V.4 Aplicaciones de los Controladores de Vuelo en Tareas de Cooperación

El interés por sistemas de control multi-agentes ha crecido de forma acentuada en los últimos años, después que la comunidad científica ha observado que algunas tareas son ejecutadas de forma más eficiente por un grupo de robots que por un único robot altamente especializado. Inspección y vigilancia de grandes áreas [35–37], localización y desactivación de minas terrestres [5], misiones de búsqueda y rescate [38], misiones de escolta [39], y otras tantas, son ejemplos de tales tareas. En este contexto, esta parte del trabajo describe un control coordinado de un VANT y un VTNT y de un VANT y un grupo de VTNTs. Odometría tridimensional y sistemas servo-visuales son introducidos como forma de sensado necesario para el mantenimiento de la formación.

En el tema cooperación VANT-VTNTs, en [5] un sistema multi-robots busca extender la capacidad de sensado de vehículos autónomos terrestres combinada a la capacidad de percepción del ambiente cuando un VANT es añadido a la formación. En este caso, un helicóptero incorporado al grupo despega cargando equipos sensoriales, tales como cámara estéreo, GPS y brújula digital. Las informaciones obtenidas son enviadas a un base de control, que distribuye los datos a los robots en tierra. Tales datos son esenciales para la generación de los mapas de caminos. Además, la localización y aislamiento de áreas donde se simula la presencia de minas terrestres es realizada usando tales informaciones. Generalmente, un sistema de visión computacional a bordo de un VANT ayuda a la localización de los robots terrestres y además determina su posición con respecto a ellos. De manera similar, en [52] se propone un control descentralizado entre VANT y VTNT. El equipo de VTNTs debe establecer una estructura geométrica elipsoidal, cuyos parámetros son computados por un sistema de visión a bordo de un VANT, para la realización de tareas de seguimientos de caminos o de trayectorias.

Como ya se ha mencionado, el interés en investigaciones con vehículos aéreos no tripulados ha crecido substancialmente en aplicaciones civiles y militares, tales como inspección en ambientes hostiles, mantenimiento de infraestructuras y agricultura de precisión [37, 97]. En estos casos, el uso de un VANT es más ventajoso debido a su maniobrabilidad tridimensional, cuando se compara con un vehículo terrestre. Sin embargo, esto no impide que estos vehículos naveguen de forma cooperativa. Una propuesta sería utilizar la cota vertical del VANT para observar una gran área, mientras el VTNT observa una escena específica, debido a su proximidad al blanco [98, 99]. Tomando algunos trabajos de sistemas cooperativos, en [100] un VANT sigue un grupo de VTNTs a través de un controlador servo-visual, y un sistema de coordenadas georeferenciadas es utilizado para estimar la postura de los VTNTs. En [98] una tarea de búsqueda, identificación y localización es propuesta utilizando una formación heterogénea compuesta por aeronaves y vehículos terrestres trabajando de forma descentralizada. En [99] se sugieren misiones tácticas en campos de batalla utilizando múltiples robots, debido a la debilidad de los VANT en localizar y manipular patrones a nivel terrestre y a las limitaciones de los VTNTs en desplazarse rápidamente entre obstáculos. Por otro lado, los autores destacan la eficiencia en la ejecución de misiones, cuando se comparte información entre los vehículos.

En el contexto presentado, el capítulo de la Tesis aborda inicialmente el control de formación centralizado de un VANT y un VTNT. A continuación, se presenta un esquema de control descentralizado para guiar un VANT en un tarea de cooperación de un grupo de robots terrestres. El objetivo en esta parte del trabajo es validar los controladores

propuestos utilizando odometria tridimensional para la realimentación de la postura de los vehículos.

V.4.1 Control de Formación de un VANT y un VTNT

Aquí se propone un esquema de control centralizado para una formación líder-seguidor de un VANT y un VTNT. El VANT (rotulado seguidor) debe buscar el robot terrestre (rotulado como líder) y mantener un distancia predefinida con respecto a él. Comúnmente el VANT utiliza solamente informaciones del ambiente, a través de los sensores a bordo, para lograr la cooperación. Sin embargo, en este trabajo las informaciones de posicionamiento global de los vehículos son determinadas por la unidad centralizadora de información. Ella recibe los datos de la odometría de los robots y determina la posición relativa entre ellos. La Figura 10 ilustra el esquema de control propuesto.

En esta parte del trabajo se presenta inicialmente el modelo cinemático de un VANT y la ley de control utilizada para realizar la tarea de seguimiento de un líder durante una misión en el espacio tridimensional. Para complementar el trabajo, se presenta el modelo cinemático de la formación y el análisis de estabilidad en el sentido de Lyapunov del sistema de control coordinado. Los resultados de simulación y de experimentación son también presentados con el objetivo de validar el sistema propuesto.

En el esquema de control propuesto, la información de velocidad de los vehículos involucrado en el control es esencial para el cálculo de las señales de control enviadas al VANT por la estación en suelo. Pues, caso la información de velocidad del VTNT no esté disponible para el sistema de control centralizado, la aeronave sería "arrastrada" por el robot terrestre. En otras palabras, el VANT solamente se desplazaría para alcanzar el VTNT cuando los valores de errores de formación fueran grandes. Así, para el control de

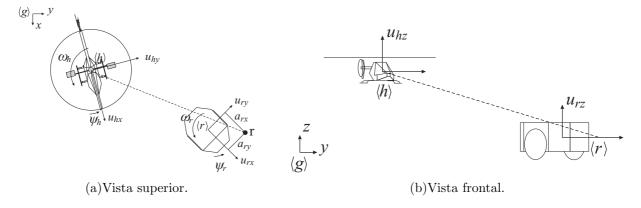
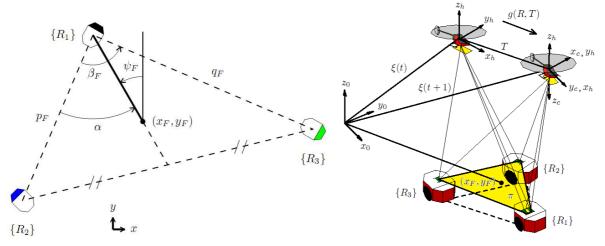


Figura 10: Esquema de control líder-seguidor.



- (a) Las variables de formación triangular.
- (b) Estimando la postura del helicóptero y de los VTNTs usando visión artificial.

Figura 11: Control cooperativo de VANT y VTNTs.

formación líder-seguidor, el vehículo seguido no necesita saber directamente la posición del líder, y sí su velocidad y la posición relativa a él.

Por fin, vale comentar que la estrategia de control propuesta puede ser utilizada para un sistema líder-seguidor de dos VANTs, pues el sistema inicialmente fue propuesto para un caso general de desplazamiento tridimensional de dos vehículos. En este trabajo, se tomó un caso especial donde el líder es un robot móvil tipo uniciclo que navega en una superficie plana.

V.4.2 Control Descentralizado de un VANT y un Grupo de VTNTs

La parte final de la Tesis presenta un esquema de control descentralizado para una formación líder-seguidor que involucra un helicóptero miniatura y un grupo de robots terrestres. La formación en tierra (rotulada como líder) presenta una estructura de control centralizada capaz de guiar los VTNTs según una figura geométrica predefinida, mostrada en la Figura 11(a). Tal estrategia de control es denominada Control de Formación Multi-Capas introducido en [48].

La presente estrategia cooperativa no utiliza un canal de comunicación explícito entre el VANT y la formación en tierra. Así, la aeronave usando un sistema de visión artificial debe buscar la formación y definir su postura relativa a ella. En este problema de control, el VANT debe ser capaz de identificar patrones artificiales existentes a bordo de los robots terrestres y, en seguida, determinar su posición relativa. La Figura 11(b) ilustra el esquema de cooperación.

La estrategia de control destaca que el controlador de vuelo tridimensional propuesto en la Tesis puede ser aplicado en misiones de cooperación, una vez que éste recibe valores deseados de posición y determina las señales de control necesarias para que el VANT logre el objetivo de control.

Una extensión del esquema de control multi-capas puede ser pensado, como trabajo futuro, para una formación heterogénea de múltiples VANTs y VTNTs. En este caso, se hace necesaria una expansión del control multi-capas para el espacio tridimensional, o sea, la formación en triángulo mostrada en la Figura 11(a) sería representada como un plano en el espacio. Así, la propuesta ya planteada en esta Tesis sería un caso particular del sistema en el espacio tridimensional.

- [1] EISENBEISS, H. A mini unmanned aerial vehicle (uav): System overview and image acquisition. In: *Proceedings of the International Workshop on Processing and Visualization using High-Resolution Imagery*. Pitsanulok, Thailand: ISPRS, 2004.
- [2] DIOS, J. M. de; OLLERO, A. An illumination-robust robot infrared vision system for roboticsoutdoor applications. In: *Proceedings of the International Symposium on Robotics and Applications (ISORA), World Automation Congress (WAC2004)*. Seville, Spain: IEEE, 2004. v. 15, p. 413–418.
- [3] RATHINAM, S. et al. Vision based following of locally linear structures using an unmanned aerial vehicle. In: *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control*, 2005 European Control Conference. Seville, Spain: IEEE, 2005. p. 6085–6090.
- [4] BESTAOUI, Y.; SLIM, R. Maneuvers for a quad- rotor autonomous helicopter. In: *AIAA Conference and Exhibit*. Rohnert Park, California: AIAA, 2007.
- [5] MACARTHUR, E.; MACARTHUR, D.; CRANE, C. Use of cooperative unmanned air and ground vehicles for detection and disposal of mines. In: *Proceedings of the VI Intelligent Systems in Design and Manufacturing*. Boston, MA: SPIE, 2005. v. 5999, p. 94–101.
- [6] LINDEMUTH, M. et al. Sea robot-assisted inspection. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, v. 18, n. 2, p. 96–107, June 2011.
- [7] TOURNIER, G.; VALENTIY, M.; HOWZ, J. Estimation and control of a quadrotor vehicle using monocular visionand moire patterns. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: AIAA, 2006.
- [8] KIM, S. K.; TILBURY, D. M. Mathematical modeling and experimental identification of a model helicopter. In: *Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit.* Boston, MA, USA: AIAA, 1998. p. 203–213.
- [9] CASTILLO, P.; LOZANO, R.; DZUL, A. Modelling and Control of Mini-Flying Machines. USA: Springer, 2005.
- [10] TJERNBERG, I.; LINDBERG, J.; HANSSON, K. Cooperative Networked Control of Unmanned Air Vehicles. Stockholm, Sweden, May 2011.
- [11] BOUABDALLAH, S.; MURRIERI, P.; SIEGWART, R. Design and control of an indoor micro quadrotor. In: Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotic and Automation. New Orleans, LA, USA: IEEE, 2004. v. 5, p. 4393–4398.

Seferencias Referencias

[12] ANTUNES, D.; SILVESTRE, C.; CUNHA, R. On the design of multi-rate tracking controllers: application to rotorcraft guidance and control. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, v. 20, p. 1879–1902, January 2010.

- [13] ZEIN-SABATTO, S.; ZHENG, Y. Intelligent flight controllers for helicopter control. In: *Proceedings of the International Conference on Neural Networks*. Houston, TX, USA: IEEE, 1997. v. 2, p. 617–621.
- [14] SIRA-RAMIREZ, H.; CASTRO-LINARES, R.; LICEAGA-CASTRO, E. A liouvillian systems approach for the trajectory planning-based control of helicopter models. v. 10, n. 4, p. 301–320, 2000.
- [15] PALOMINO, A. et al. Control strategy using vision for the stabilization of an experimental pytol aircraft setup. In: *Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control.* Maui, Hawaii, USA: IEEE, 2003.
- [16] SANTOS, W. V. dos. *Modelagem, identificação e controle de altitude de um helicóptero em escala reduzida*. Dissertação (Mestrado) Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro RJ, Brasil, Abril 2005.
- [17] BUDIYONO, A.; WIBOWO, S. S. Optimal tracking controller design for a small scale helicopter. *Journal of Bionic Engineering*, v. 4, p. 271–280, 2007.
- [18] KAHN, A. D.; FOCH, R. J. Attitude command attitude hold and stability augmentation system for a small-scale helicopter uav. In: *Proceedings of the 22nd Digital Avionics Systems Conference*. Indianapolis, USA: IEEE, 2003.
- [19] BUSKEY, G. et al. Helicopter automation using a low-cost sensing system. In: *Proceedings of the Australasian Conference on Robotics and Automation*. Brisbane, Australia: ACRA, 2003.
- [20] MARCONI, L.; NALDI, R. Robust nonlinear control of a miniature helicopter for aerobatic maneuvers. In: *Proceedings of the 32nd Rotorcraft Forum*. Maastricht, The Netherlands: Curran Associates, Inc., 2006.
- [21] MARTINI, A.; LéONARD, F.; ABBA, G. Dynamic modelling and stability analysis of model-scale helicopters under wind gust. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, Kluwer Academic Publishers, Hingham, MA, USA, v. 54, n. 4, p. 647–686, 2009. ISSN 0921-0296.
- [22] BECKMANN, E. D.; BORGES, G. A. Nonlinear modeling, identification and control for a simulated miniature helicopter. In: *Proceedings of the Latin American Robotic Symposium*. Los Alamitos, CA, USA: IEEE Computer Society, 2008. p. 53–58.
- [23] BENALLEGUE, A. M. A.; FRIDMAN, L. Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor uav. In: 9th International Workshop on Variable Structure Systems. Sardinia, Italy: IEEE, 2006. p. 365–372.
- [24] VOOS, H. Nonlinear control of a quadrotor micro-uav using feedback-linearization. In: *Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics*. Málaga,Spain: IEEE, 2009. p. 1–6.

[25] MISTLER, V.; BENALLEGUE, A.; M'SIRDI, N. K. Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback. In: *Proceedings of the IEEE International Workshop on Robot and Human Interactive Communication*. Paris, France: IEEE, 2001.

- [26] BOUABDALLAH, S.; NOTH, A.; SIEGWART, R. Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor. In: *Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Sendai, Japan: IEEE, 2004. v. 3, p. 2451–2456.
- [27] POUNDS, P. et al. Towards dynamically-favourable quad-rotor aerial robots. In: *Proceedings of the Australian Conference on Robotics and Automation*. Canberra, Australia: ACRA, 2004.
- [28] POUNDS, P.; MAHONY, R.; CORKE, P. Modelling and control of a quad-rotor robot. In: *Proceedings of the Australian Conference on Robotics and Automation*. Auckland, New Zealand: ACRA, 2006.
- [29] BERNARD, M. et al. Elaborated modeling and control for an autonomous quadrotor. In: *Proceedings of the 21st Bristol UAV Systems Conference*. Bristol, UK: IEEE, 2007.
- [30] KONDAK, K. et al. Autonomously flying vtol-robots: Modeling and control. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Rome, Italy: IEEE, 2007. p. 736–741.
- [31] CASTILLO, P.; DZUL, A.; LOZANO, R. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft. IEEE, v. 12, n. 4, p. 510–516, July 2004.
- [32] CASTILLO, P.; LOZANO, R.; DZUL, A. Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors: experimental implementation of linear and nonlinear control laws. *IEEE Control System Magazine*, v. 25, n. 6, p. 45–55, December 2005.
- [33] DAS, A.; LEWIS, F.; SUBBARAO, K. Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, v. 56, n. 1, p. 127–151, 2009.
- [34] AHMED, B.; POTA, H. R.; GARRATT, M. Flight control of a rotary wing uavusing backstepping. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, v. 20, p. 639–658, January 2010.
- [35] HOUGEN, D. et al. A miniature robotic system for reconnaissance and surveillance. In: *Proceedings of the 2000 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. San Francisco, California, USA: IEEE, 2000. p. 501–507.
- [36] CHAIMOWICZ, L.; KUMAR, V. Aerial shepherds: Coordination among uavs and swarms of robots. In: *Proceedings of the 7th International Symposium on Distributed Autonomous Robotic Systems*. Toulouse, France: Springer, 2004.
- [37] HSIEH, M. A. et al. Adaptive teams of autonomous aerial and ground robots for situational awareness. *Journal of Field Robotics*, v. 24, n. 11-12, p. 991–1014, 2007.

[38] JENNINGS, J. S.; WHELAN, G.; EVANS, W. F. Cooperative search and rescue with a team of mobile robots. In: *Proceedings of the 8th International Conference on Advanced Robotics*. Monterrey, CA, USA: IEEE, 1997. p. 193–200.

- [39] ANTONELLI, G.; ARRICHIELLO, F.; CHIAVERINI, S. The Entrapment/Escorting Mission. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, v. 15, n. 1, p. 22–29, 2008.
- [40] MICHAEL, J. K. N.; KUMAR, V. Coopertative manipulation and transportation with aereal robots. *Autonumous Robots*, v. 30, n. 1, p. 73–86, September 2010.
- [41] DONG, W.; GUO, Y.; FARRELL, J. Formation control of nonholonomic mobile robots. In: *Proceedings of the 2006 American Control Conference (ACC'06)*. Minnesota, USA: IEEE, 2006.
- [42] OGREN, P.; LEONARD, N. Obstacle avoidance in formation. In: *Proceedings of the* 2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA'03). Texas, USA: IEEE, 2003. v. 2, p. 2492–2497.
- [43] CHEN, Y. Q.; WANG, Z. Formation control: a review and a new consideration. In: Proceedings of the 2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS'05). Edmonton, Canada: IEEE, 2005. p. 3181–3186.
- [44] SHAO, J. et al. Leader-following formation control of multiple mobile robots. In: *Proceedings of the 2005 IEEE International Symposium on Intelligent Control (ISIC'05)*. Limassol, Cyprus: IEEE, 2005. p. 808–813.
- [45] BRANDÃO, A. S. et al. Decentralized control of leader-follower formations of mobile robots with obstacle avoidance. In: *Proceedings of the 5th IEEE International Conference on Mechatronics*. Málaga, Spain: IEEE, 2009.
- [46] JIA, Q.; LI, G.; LU, J. Formation control and attitude cooperative control of multiple rigidbody systems. In: *Proceedings of the 60th International Conference on Intelligent Systems Design and Applications (ISDA'06)*. Jinan, China: IEEE, 2006. v. 2, p. 82–86.
- [47] GAVA, C. et al. Nonlinear control techniques and omnidirectional vision for teamformation on cooperative robotics. In: *Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA'07)*. Roma, Itália: IEEE, 2007. p. 2409–2414.
- [48] BRANDÃO, A. S. et al. A multi-layer control scheme for multi-robot formations with adaptative dynamic compensation. In: *Proceedings of the 5th IEEE International Conference on Mechatronics*. Málaga, Spain: IEEE, 2009.
- [49] GENNARO, M. C. D.; JADBABAIE, A. Formation control for a cooperative multiagent system using decentralized navigation functions. In: *Proceedings of the 2006 American Control Conference*. Minneapolis, Minnesota, USA: IEEE, 2006. p. 1346–1351.
- [50] LIU, B.; ZHANG, R.; SHI, C. Formation control of multiple behavior-based robots. In: *Proceedings of the International Conference on Computational Intelligence and Security (CIS'06)*. Guangzhou, China: Springer, 2006. v. 1, p. 544–547.

[51] CRUZ, C. de la; CARELLI, R. Dynamic modeling and centralized formation control of mobile robots. In: *Proceedings of the 32nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society (IECON 2006)*. Paris, France: IEEE, 2006. p. 3880–3885.

- [52] MICHAEL, N.; FINK, J.; KUMAR, V. Controlling a team of ground robots via an aerial robot. In: Proceedings of the International Conference on Intelligent Robots and Systems. San Diego, CA, USA: IEEE, 2007. p. 965–970.
- [53] BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M.; CARELLI, R. High-level underactuated nonlinear control for rotorcraft machines. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics*. Vicenza, Itália: IEEE, 2013.
- [54] BRANDÃO, A. S. et al. 3-d positioning tasks for ruas using switched pvtol controllers. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics*. Vicenza, Itália: IEEE, 2013.
- [55] PIZETTA, I. H. B. et al. High-level flight controllers applied to helicopter navigation: A comparative study. In: *Proceedings of the 9th Latin American Robotics Symposium*. Fortaleza, CE: IEEE, 2012. p. 162–167.
- [56] BRANDÃO, A. S. et al. High-level nonlinear underactuated controller for a leader-follower formation involving a miniature helicopter and a ground robot. In: *Proceedings of the 9th Latin American Robotics Symposium*. Fortaleza, CE: IEEE, 2012. p. 168–173.
- [57] SANTANA, L. V. et al. Hovering control of a miniature helicopter attached to a platform. In: *Proceedings of the 20th IEEE International Symposium on Industrial Electronics*. Gdansk, Poland: IEEE, 2011. p. 2231–2236.
- [58] BRANDÃO, A. S.; ANDALUZ, V. H.; CARELLI, M. S.-F. R. 3-d path-following with a miniature helicopter using a high-level nonlinear underactuated controller. In: *Proceedings of the 9th IEEE International Conference on Control and Automation*. Santiago, Chile: IEEE, 2011. p. 434–439.
- [59] BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M.; CARELLI, R. A nonlinear underactuated controller for 3d-trajectory tracking with a miniature helicopter. In: *IEEE International Conference on Industrial Technology*. Viña del Mar, Chile: IEEE, 2010. p. 1421–1426.
- [60] BRANDAO, A. S. et al. Decentralized control of a formation involving a miniature helicopter and a team of ground robots based on artificial vision. In: *Proceedings of the 2010 Latin American Robotics Symposium and Intelligent Robotics Meeting.* São Bernardo do Campo/SP, Brasil: IEEE, 2010. p. 126–131.
- [61] PIZETTA, I. H. B. et al. A hardware-in-loop platform for rotary wings unmanned aerial vehicles. In: *Anales de la VII Jornadas Argentinas de Robótica*. Olavarría, Buenos Aires: UNPCBA, 2012.
- [62] SARAPURA, J. et al. Homography-based pose estimation to guide a miniature helicopter during 3d-trajectory tracking. In: Anales de la XIV Reunión de Trabajo en Procesamiento de la Información y Control. Oro Verde, Entre Ríos: Universidad Nacional de Entre Río, 2011. p. 893–898.

[63] PIZETTA, I. H. B. et al. Controladores de vuelo de alto nivel aplicados a la navegación de helicópteros: Un abordaje comparativo. In: Anales de la XIV Reunión de Trabajo en Procesamiento de la Información y Control. Oro Verde, Entre Ríos: Universidad Nacional de Entre Río, 2011. p. 584–589.

- [64] SANTANA, L. V. et al. A sensing-communication architecture for guiding an autonomous mini-helicopter. In: *Anales de la VI Jornadas Argentinas de Robótica*. Buenos Aires, Argentina: ITBA, 2010. p. 182–187.
- [65] BRANDÃO, A. S. et al. Control descentralizado basado en visión artificial de un helicóptero miniatura y un equipo de robots. In: *Anales de la VI Jornadas Argentinas de Robótica*. Buenos Aires, Argentina: ITBA, 2010. p. 130–135.
- [66] BRANDÃO, A. S. et al. A lyapunov-based nonlinear controller for positioning a mini-helicopter in a vertical plane. In: *Proceedings of the XIII Reunión de Trabajo en Procesamiento de la Información y Control.* Santa Fe, Argentina: UNR, 2009. p. 188–193.
- [67] PIZETTA, I. H. B. et al. Uma plataforma hardware-in-the-loop para vants de asas rotativas. In: Anais do XIX Congresso Brasileiro de Automática. Campina Grande, PB: SBA, 2012. p. 3565–3570.
- [68] BRANDÃO, A. S. et al. Modelagem e controle não linear subatuado de um quadrotor: Parte 1. In: Anais do XIX Congresso Brasileiro de Automática. Campina Grande, PB: SBA, 2012. p. 449–454.
- [69] BRANDÃO, A. S. et al. Modelagem e controle não linear subatuado de um quadrotor: Parte 2. In: Anais do XIX Congresso Brasileiro de Automática. Campina Grande, PB: SBA, 2012. p. 3102–3109.
- [70] BRANDAO, A. S. et al. Comparação entre controladores de voo de alto nível aplicados à navegação autônoma de um helicóptero miniatura. In: *Anais do X Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*. São João del Rei, MG: SBA, 2011. p. 1316–1321.
- [71] BRANDAO, A. S. et al. Um controlador de voo de alto nível aplicado a tarefas de seguimento de caminhos com um helicóptero miniatura. In: *Anais do X Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*. São João del Rei, MG: SBA, 2011. p. 1304–1309.
- [72] BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M.; CARELLI, R. Um controlador de voo 3d não linear baseado na dinâmica inversa do modelo sub-atuado de um helicóptero miniatura. In: XVIII Congresso Brasileiro de Automática. Bonito/MS, Brasil: SBA, 2010. p. 1852–1859.
- [73] SANTANA, L. V. et al. Uma estrutura sensoria e de comunicação para o controle de altitude e guinada de um mini-helicóptero autônomo. In: *Anais do XVIII Congresso Brasileiro de Automática*. Bonito MS, Brasil: SBA, 2010. p. 1840–1845.
- [74] BRANDÃO, A. S. et al. Um controlador não linear de seguimento de trajetórias aplicado à navegação de um mini-helicóptero. In: Anais do IX Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente. Brasília, Brasil: SBA, 2009.

[75] BRANDÃO, A. S. et al. Homography-based pose estimation to guide a miniature helicopter during 3d-trajectory tracking. *Latin American Applied Research*, 2012.

- [76] PETTERSEN, R.; MUSTAFIC, E.; FOGH, M. Nonlinear Control Approach to Helicopter Autonomy. Dissertação (Mestrado) Institute of Electronic Systems, Department of Control Engineering of the Aalborg University, 2005.
- [77] HASHIMOTO, S. et al. Robust control design based on identified model for autonomous flight system of an unmanned helicopter. In: *Proceedings of the 27th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*. Denver, CO, USA: IEEE, 2001.
- [78] KOO, T. J.; SASTRY, S. Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization. In: *Proceedings of the 37th Conference on Decision and Control.* Tampa, Florida USA: IEEE, 1998. p. 3635–3640.
- [79] CHRIETTE, A.; HAMEL, T.; MAHONY, R. Visual servoing for a scale model autonomous helicopter. In: *Proceedings of the IEEE Internation conference on robotics and Automation*. Seul, Korea: IEEE, 2001. v. 2, p. 1701–1706.
- [80] KONDAK, K. et al. Mechanical model and control of an autonomous small size helicopter with a stiff main rotor. In: *Proceedings of the International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Sendai, Japan: IEEE, 2004.
- [81] OH, S.-R. et al. Autonomous helicopter landing on a moving platform using a tether. In: Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation - ICRA 2005. Barcelona, Spain: IEEE, 2005.
- [82] RAFFO, G. V.; ORTEGA, M. G.; RUBIO, F. R. An integral predictive/nonlinear \mathcal{H}_{∞} control structure for a quadrotor helicopter. *Automatica*, v. 46, p. 29–39, 2010.
- [83] PALUNKO, I.; BOGDAN, S. Small helicopter control design based on model reduction and decoupling. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, v. 54, p. 201–228, 2009.
- [84] MADANI, T.; BENALLEGUE, A. Control of a quadrotor mini-helicopter via full state backstepping technique. In: *Proc. 45th IEEE Conference on Decision and Control.* San Diega, CA, USA: IEEE, 2006.
- [85] HAUSER, J.; SASTRY, S.; MEYER, G. Nonlinear control design for slightly non-minimum phase systems: Application to v/stol aircraft. *Automatica*, v. 28, p. 665–679, 1992.
- [86] ZHU, B.; WANG, X.; CAI kai Y. Approximate trajectory tracking of input-disturbed pytol aircraft with delayed attitude measurements. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, v. 20, p. 1610–1621, 2010.
- [87] DZUL, A.; LOZANO, R.; CASTILLO, P. Adaptive altitude control for a small helicopter in a vertical flying stand. In: *Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control.* Maui, Hawaii, USA: IEEE, 2003.
- [88] CONSOLINI, L. et al. Path following for the pvtol aircraft. *Automatica*, v. 46, p. 1284–1296, 2010.

[89] SANAHUJA, G.; CASTILLO, P.; SANCHEZ, A. Stabilization of n integrators in cascade with bounded input with experimental application to a vtol laboratory system. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, John Wiley & Sons, Ltd., v. 20, n. 10, p. 1129–1139, 2010. ISSN 1099-1239.

- [90] SPONG, M. Partial feedback linearization of underactuated mechanical systems. In: Proceedings of the IEEE/RSJ/GI International Conference on Intelligent Robots and Systems, and Advanced Robotic Systems and the Real World. Munich, Germany: IEEE, 1994. v. 1, p. 314–321.
- [91] SHIN, J.-H.; LEE, J.-J. Dynamic control of underactuated manipulators with free-swinging passive joints in cartesian space. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Albuquerque, New Mexico, USA: IEEE, 1997. p. 3294–3299.
- [92] SIQUEIRA, A. A. G.; TERRA, M. H. Nonlinear h_{∞} control for underactuated manipulators with robustness test. Revista Controle & Automação, v. 15, n. 3, p. 339–350, 2004.
- [93] SHKOLNIK, A.; TEDRAKE, R. High-dimensional underactuated motion planning via task space control. In: *Proceedings of the 2002 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and System.* Nice, France: IEEE, 2008. v. 1, p. 3762–3768.
- [94] WATANABE, K.; IZUMI, K. Unmanned vehicles control system: The development of underactuated control system for vehicles with six states and four inputs. In: *International Conference on Instrumentation, Control & Automation ICA2009*. Bandung, Indonesia: ICA, 2009.
- [95] NAGARAJAN, U. Dynamic constraint-based optimal shape trajectory planner for shape-accelerated underactuated balancing systems. In: *Proceedings of the 2010 Robotics: Science and Systems.* Zaragoza, Spain: RSS, 2010.
- [96] FREIRE, R. et al. A new mobile robot control approach via fusion of control signals. Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, IEEE Transactions on, v. 34, n. 1, p. 419–429, Feb. ISSN 1083-4419.
- [97] KENDOUL, F.; YU, Z.; NONAMI, K. Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of minirotorcraft unmanned aerial vehicles. *Journal of Field Robotics*, v. 27, n. 3, p. 311–334, 2010.
- [98] GROCHOLSKY, B. et al. Cooperative air and ground surveillance. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, v. 13, n. 3, p. 16–25, 2006.
- [99] DUAN, H.; LIU, S. Unmanned air/ground vehicles heterogeneous cooperative techniques: Current status and prospects. *Science China, Technological Sciences*, v. 53, n. 5, p. 1349–1355, 2010.
- [100] FRIETSCH, N. et al. Teaming of an ugv with a vtol-uav in urban environments. In: Proceedings of the IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium. Monterey, CA: IEEE, 2008. p. 1278–1285.

"Se fiz descobertas valiosas, foi mais por ter paciência do que qualquer outro talento."

(Isaac Newton)

Tarefas cotidianas as mais diversas podem ser realizadas por robôs. Porém, quando o objetivo é a inspeção de grandes áreas, tais como em tarefas de segurança pública (supervisão de espaço aéreo e tráfego urbano), gerenciamento de riscos naturais (vulcões ativos), gerenciamento ambiental (medida de poluição do ar e supervisão de florestas), intervenção em ambientes hostis (atmosferas radioativas), manutenção de infraestruturas (supervisão de linhas de transmissão e de dutos de fluidos e gases) e agricultura de precisão (detecção e tratamento de plantações infestadas), a utilização de veículos aéreos não tripulados (VANT, traduzido do inglês *Unmanned Aerial Vehicles - UAV*) é extremamente vantajosa quando comparada à utilização de veículos terrestres não tripulados (VTNT, traduzido do inglês *Unmanned Ground Vehicles - UGV*), devido à sua mobilidade tridimensional [1–6]. A Figura 1 ilustra alguns exemplos de aplicações de VANTs.

A Figura 2 apresenta uma classificação típica dos veículos aéreos não tripulados. Entre esses VANTs encontram-se as aeronaves de asas fixas (aviões e planadores), oscilantes (sistemas que se assemelham a pássaros) e rotativas (por exemplo, helicópteros e quadrimotores), com a diferença marcante de que estes últimos são capazes de decolar,







Figura 1: Exemplos de missões de voo utilizando VANTs para manutenção preventiva de torres de transmissão, mapeamento de grandes áreas e missão em campo de batalha.

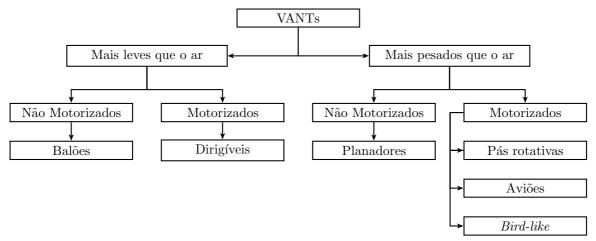


Figura 2: Classificação de VANTs.

planar e aterrissar em ambientes de pequenas dimensões, como, por exemplo, laboratórios, escritórios e galpões, dentre outros [7]. A Figura 3 apresenta alguns modelos de veículos aéreos não tripulados.

Uma característica adicional dos veículos de pás rotativas é a possibilidade de realização de manobras multidirecionais durante a execução de uma missão de voo. Tratando especificamente de helicópteros e quadrimotores¹, pode-se dizer que, de um ponto de vista físico, tais aeronaves são máquinas voadoras complexas quando comparada às demais, devido à capacidade de decolar e aterrissar verticalmente, de realizar tarefas de voo

¹Quadrimotor é um caso específico de aeronaves de múltiplos rotores, dentre as quais existem os veículos birotores, os hexacópteros, os octacópteros, dentre outros.



Figura 3: Robôs aéreos não tripulados.

pairado alterando a orientação de guinada, de se mover longitudinalmente ou lateralmente enquanto mantém uma mesma cota vertical, além de poder alterar completamente a direção de voo ou mesmo se deter de forma repentina [8, 9]. A Figura 4 destaca a mobilidade tridimensional das aeronaves de asas rotativas, em comparação com aquelas de asas fixas. A vantagem de uma grande flexibilidade de manobras, quando se usa um veículo de asas rotativas, tem um custo associado, que é a complexidade de controlar tais máquinas voadoras. Em outras palavras, os helicópteros e quadrimotores se caracterizam por serem sistemas inerentemente instáveis, multi-variáveis, com dinâmica complexa e altamente acoplada. Apesar disso, as vantagens inerentes ao seu uso têm motivado pesquisadores na área de controle ao redor do mundo a propor controladores de voo capazes de guiar veículos de asas rotativas, de forma autônoma, nas mais diversas aplicações.

Como uma motivação para o trabalho com sistemas aéreos não-tripulados (SANT, traduzido do inglês Unmanned Aerial Systems - UAS), em [10] uma perspectiva de tais sistemas no cenário mundial é apresentada. A Tabela 1 define as categorias e subcategorias dos SANTs, destacando as diferenças entre os sistemas aéreos e comparando o alcance de voo, a altitude de navegação, a autonomia e o peso construtivo máximo (desconsiderando a capacidade de carga). Na sequência, a Figura 5 apresenta o número de projetos desenvolvidos (ou em desenvolvimento) com registros de alguns países ao redor do mundo. Vale destacar a supremacia dos Estudos Unidos da América nesta tecnologia, e a pequena contribuição dos países da América do Sul. Em termos das categorias apresentadas na Tabela 1, os VANTs em destaque, segundo o relatório, são aqueles classificados como Mini, seguidos das aeronaves de alcance médio e próximo. A Figura 6 destaca esta afirmação. Vale mencionar que uma porção considerável das Mini-aeronaves estão localizadas nos centros de desenvolvimento de tecnologia e laboratórios de pesquisa.

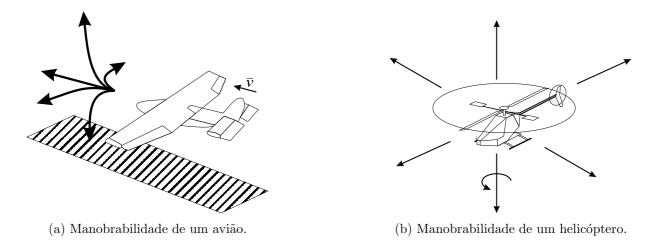


Figura 4: Manobrabilidade de veículos aéreos (Fonte: How stuff works?).

Tabela 1: Comparação entre as classes de veículos aéreos não tripulados.

Categoria	Classe	Alcance	Altitude	Autonomia	Peso		
		(km)	(m)	(h)	(kg)		
Táticos							
Nano	η	< 1	100	< 1	< 0.025		
Micro	μ	<10	250	1	< 5		
Mini	Mini	< 10	300	< 2	<30		
Alcance próximo	CR	10 a 30	3000	2 a 4	150		
Alcance curto	SR	30 a 70	3000	3 a 6	1250		
Alcance médio	MR	70 a 200	5000	6 a 10	1250		
Autonomia e alcance mé-	MRE	> 500	8000	10 a 18	1250		
dios							
Baixa altitude e alcance	LADP	> 250	50 a 9000	0,5 a 1	350		
profundo							
Baixa altitude e alta au-	LALE	> 500	3000	> 24	< 30		
tonomia							
Média altitude e alta au-	MALE	> 500	14000	24 a 48	1500		
tonomia							
Estratégicos							
Grande altitude e alta	HALE	> 2000	20000	24 a 48	12000		
autonomia							
Usos especiais							
Combate	UCAV	≈ 1500	1000	≈ 2	10000		
Letal	LETH	300	4000	3 a 4	250		
Estratosférico	STRATO	> 2000	< 30000	> 48	ND		
Exo-estratosférico	EXO	ND	> 30000	ND	ND		
Espacial	SPACE	ND	ND	ND	ND		

Por fim, no que diz respeito ao tipo de fuselagem adotada para desenvolvimento, as aeronaves de asas fixas estão em destaque, em termos do número de unidades pesquisadas e desenvolvidas, seguidas pelas aeronaves de asas rotativas e veículos mais leves que o ar, conforme apresentado na Figura 7.

Nota 1 Na Figura 7, as siglas apresentadas têm os seguintes significados. CRW: Canard Rotary Wing; TW: Tilt Wing, veículos com inclinação das asas; TB: Tilt Body, veículos com inclinação da fuselagem; TR: Tilt Rotor, veículos com inclinação dos propulsores; FLW: Flapping Wing, veículo de asas oscilantes; PrF: Motorized Parafoil, veículos motorizados com paraquedas; SRW: Shrouded Rotary Wing, veículos de asas rotativas envolvidas; LtA: Light than Air, veículos mais leves que o ar; RW: Rotary Wings, veículos de asas rotativas; FW: Fixed Wings, veículos de asas fixas.

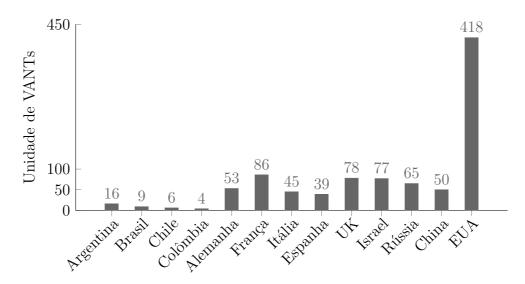


Figura 5: Desenvolvimento de VANTs por país.

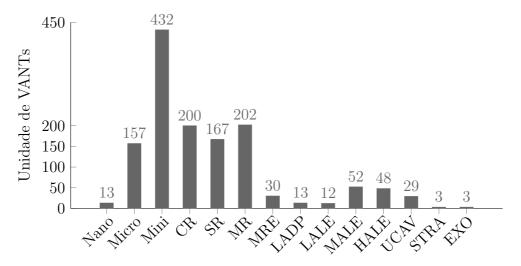


Figura 6: Número de VANTs desenvolvidos por categoria.

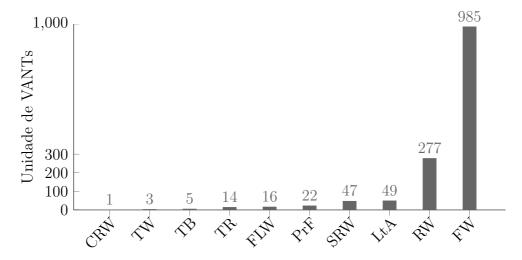


Figura 7: Desenvolvimento de VANTs por tipo de fuselagem.

Tendo em vista as três aeronaves motorizadas mais estudadas ao redor do mundo, a Tabela 2 apresenta uma comparação entre elas, tendo em vista as características básicas de voo, necessárias para um veículo aéreo autônomo. É possível verificar que para o estudo e validação em ambiente interno parcialmente estruturado, uma aeronave de pás rotativas atende melhor às especificações apresentadas na tabela, apesar de apresentar um maior consumo de energia, quando comparada às demais máquina voadoras.

Tabela 2: Comparação entre os três tipos clássicos de VANTs, levando em consideração as características básicas de voo [11, 12]. **Observação:** 1 é ruim e 3 é excelente.

Característica	Dirigíveis	Asas fixas	Asas rotativas
Consumo de Energia	3	2	1
Manobrabilidade	1	2	3
Voo estacionário	3	1	3
Voo a baixas velocidades	3	1	3
Voo a altas velocidades	1	3	2
Miniaturização	1	2	3
Decolagem vertical	3	1	3
Utilização indoor	2	1	3
Total	17	12	21

Nesse contexto, o que se propõe nesta Tese é utilizar um veículo aéreo de pás rotativas como plataforma de teste de controladores não lineares em uma navegação autônoma em um ambiente estruturado ou parcialmente estruturado. Para o projeto dos controladores, faz-se necessário conhecer os princípios básicos de voo e de funcionamento de um helicóptero modelo e de um quadrimotor, temas estes que serão apresentados em detalhes no Capítulo 2. Ainda nesse capítulo, após se compreender os comandos aplicados a tais aeronaves para se obter um deslocamento tridimensional, uma descrição de entrada/saída é apresentada, utilizando técnicas de modelagem segundo Newton-Euler e Euler-Lagrange, enfatizando as semelhanças e diferenças existentes entre ambas as abordagens.

1.1 Estado da Arte

Nas últimas décadas, o esforço dedicado à pesquisa em veículos aéreos não tripulados (VANTs) cresceu substancialmente, tanto em tarefas civis como militares, em função da grande mobilidade tridimensional oferecida por estes veículos quando comparados aos terrestres [2, 3, 5]. Contudo, os pesquisadores estão de acordo que o controle desses veículos figura entre os desafios tecnológicos mais recentes, e isto tem motivado as pesquisas nas áreas de controle linear, não linear e inteligente.

1.1 Estado da Arte

Tradicionalmente, os controladores implementadas para guiar um veículo aéreo de pás rotativas de forma autônoma se baseiam em laço internos e externos de controle, que são responsáveis, respectivamente, pela estabilização da dinâmica rápida da aeronave (sua orientação e altitude) e pelo controle de sua navegação no plano de voo [13]. Embora a estabilidade e o desempenho dos sistemas de controle operando de forma independente estejam garantidos, isto não é suficiente para garantir a estabilidade e o desempenho do sistema como um todo, devido ao grande acoplamento dinâmico inerente aos VANTs, referente à dinâmica zero do sistema. Neste sentido, há uma linha de pesquisa que busca uma solução integrada para estabilização e navegação de tais veículos, normalmente baseada em técnicas não lineares.

Para conseguir uma navegação autônoma de um helicóptero miniatura, uma série de estratégias de controle se encontram propostas na literatura. Em [14] faz-se a proposição de um sistema baseado em redes neurais artificiais, algoritmos genéticos, controladores clássicos PID e lógica Fuzzy. Tais técnicas são aplicadas, respectivamente, no treinamento e modelagem das características dinâmicas de um helicóptero, na busca e controle dos ângulos de pás do rotor principal e de cauda, além do controle de velocidade do rotor principal. Em [15] é apresentada uma estratégia de seguimento de trajetória de um helicóptero miniatura com um modelo simplificado, denominado Planar Vertical Takeoff and Landing - PVTOL - utilizando sistemas Liovillian. Em [16] um sistema de controle de postura de um PVTOL é proposto, utilizando linearização do modelo dinâmico simplificado. A análise de estabilidade é realizada através da teoria de Lyapunov aplicada a sistemas lineares. Em [17] e [18], o modelo dinâmico linearizado da aeronave autônoma é utilizado em tarefas de voo estacionário usando, respectivamente, um controlador PD e um controlador de seguimento de trajetória baseado em técnicas de controle ótimo. Em [19] e [20], um controlador adaptativo neural e um conjunto de controladores PID em cascata são aplicados, respectivamente, para o controle de postura de um VANT. Em [21] é apresentada a proposta de um controlador robusto de seguimento de trajetória considerando as incertezas paramétricas de um VANT em tarefas de movimento longitudinal, lateral, vertical e de guinada. Em [22] um controlador robusto com observadores de estado foi aplicado em um modelo não linear de um helicóptero miniatura sujeito a rajadas de vento vertical. Em [23] um controlador PID foi utilizado para a compensação dos efeitos da variação do passo da hélice do rotor principal durante o controle de guinada, através de uma realimentação de distúrbios.

Para o controle de quadrimotores também têm sido propostas diferentes estratégias, principalmente adotando técnicas de linearização [24, 25]. Em [26] é apresentada um

1 Introdução

lei de controle baseada na realimentação dinâmica e substituição de variáveis no espaço de estados, com a finalidade de transformar o sistema não linear em um que seja linear e controlável (linearização por retro-alimentação exata), cuja estrutura de controle é um conjunto de sistemas SISO independentes e desacoplados. Em [12] o controle de orientação da aeronave se faz usando uma técnica de controle baseada na teoria de Lyapunov. O trabalho também faz uma comparação do comportamento de voo do sistema real e simulado, destacando o bom desempenho da proposta. Em [27] os autores apresentam os avanços de seus trabalhos no projeto OS4, e comparam os controladores clássicos PD e PID com o controlador LQ ótimo adaptativo, em tarefas de estabilização da orientação do veículo aéreo. Eles verificaram que os controladores clássicos são mais eficientes quando imperfeições e pequenos distúrbios são considerados durante uma tarefa de voo.

Em [28], com o objetivo de se obter uma geração eficiente de propulsão e comportamento dinâmico de um quadrimotor, os autores realizaram um estudo minucioso sobre os efeitos usualmente desconsiderados, tais como flexão das asas e modelagem dos propulsores. Na continuação dos trabalhos, em [29] um controlador PID discretizado é apresentado, incluindo a dinâmica de alta velocidade das asas rotativas. Entretanto, tais autores verificaram que o comportamento em malha fechada é débil para altas velocidades angulares do rotor, aproximando-se da instabilidade, uma vez que os ruídos de alta frequência gerados pelos rotores afetam as leituras dos acelerômetros usados para realimentar o controlador.

Em [30] é proposto um esquema de controle não linear em cascata, baseado no critério de estabilidade marginal de Lyapunov. Com tal controlador, manobras mais agressivas devem ser evitadas, conforme recomendam os autores, a fim de preservar a estabilidade e a robustez no que se refere a pequenos distúrbios. Na sequência de seus trabalhos, em [31], os autores fazem uma comparação de desempenho de controladores lineares e não lineares, para o caso de um modelo dinâmico obtido a partir das equações de Euler-Lagrange. Os autores concluem que as técnicas LQR apresentam problemas de estabilidade quando o sistema se afasta muito do ponto de operação estipulado no projeto do controlador, havendo, portanto, a necessidade de aplicação de uma técnica explicitamente não linear.

Ainda considerando técnicas de controle aplicadas a VANTs, em [32, 33] são apresentadas propostas baseadas em *backstepping*.

Vale mencionar também os trabalhos apresentados em [34] e [35], onde os autores incluem o modelo de propulsão do conjunto rotor/atuador em uma lei de controle e, em adição, verificam experimentalmente que a geração de forças e torques aerodinâmicos em

1.1 Estado da Arte 71

veículos aéreos não tripulados com massa inferior a 20kg pode ser aproximada por uma função linear dependente dos comandos dos servos.

No contexto atual, este trabalho de Tese busca propor uma estratégia de controle de alto nível para a execução de manobras de voo de posicionamento, rastreamento de trajetória e seguimento de caminhos, baseada no modelo dinâmico subatuado de um VANT do tipo VTOL (do inglês *Vertical Takeoff and Landing*).

Considerando agora sistemas de controle de múltiplos agentes, pode-se dizer que o interesse por tais sistemas também há crescido consideravelmente nos últimos tempos, depois que a comunidade científica se deu conta que algumas tarefas são executadas com maior êxito por um grupo de robôs do que por um único robô altamente especializado. Nessa lista de tarefas se encontram a inspeção de grandes áreas [36–38], localização e desarme de minas terrestres [5], busca e resgate [39], missões de escolta e acompanhamento [40], transporte cooperativo de cargas [41], além de muitas outras.

Uma possibilidade para a manutenção de uma formação é a utilização de uma estratégia de controle servo-visual. Nesse caso, para uma formação híbrida composta por um veículo aéreo e um veículo terrestre (ou um grupo de veículos terrestres), um sistema de visão computacional implementado a bordo do VANT seria responsável por localizar o VTNT e determinar sua posição em relação a ele, ou *vice-versa*.

Em termos de controle de formação, três abordagens são introduzidas na literatura com o objetivo de guiar os agentes da formação visando o estabelecimento de uma figura geométrica específica [42]. São elas: formação líder-seguidor [43–46], métodos de estruturas virtuais [47–49] e métodos baseados em comportamento [50, 51].

Uma vez que já se tenha escolhida a técnica de estabelecimento de formação, é necessário definir a estrutura de controle a ser utilizada, a qual pode ser centralizada ou descentralizada. No primeiro caso, há uma unidade concentradora de informação, que é responsável por reter todas as informações do grupo e por enviar os sinais de controle necessários para o estabelecimento da formação [51]. Por outro lado, no segundo caso, não há a necessidade de uma unidade centralizadora, pois cada robô da formação é responsável por obter as informações necessárias sobre o ambiente e por gerar suas próprias ações de controle [52].

Com respeito à cooperação VANT-VTNT, em [5] um sistema multi-robôs tem como objetivo a extensão da capacidade de sensoriamento de veículos autônomos terrestres através de um VANT incorporado à formação. A aeronave possui um conjunto de sensores,

72 1 Introdução

tais como câmera estéreo, GPS e bússola digital. As informações obtidas são enviadas a uma base de controle, que faz a distribuição dos dados em terra. Esses dados, por sua vez, são utilizados para a geração de mapas de caminhos e para a determinação de áreas onde se simula a presença de minas terrestres. De maneira similar, em [53] se propõe um controle descentralizado entre um VANT e um grupo de VTNTs. Nesse caso, o pelotão terrestre deve estabelecer uma estrutura geométrica elipsoidal, cujos parâmetros são computados por um sistema de visão a bordo de um VANT, para a realização de tarefas de seguimento de caminhos e rastreamento de trajetórias.

Quando um VANT é incorporado a uma formação de VTNTs, todo o conjunto recebe um pacote extra de informação, que pode ser $2D_{\frac{1}{2}}$ (se somente o VANT observa os VTNTs) ou 3D (se o VANT e os VTNTs se observam mutuamente). Em [37], por exemplo, uma formação de VANTs composta por dirigíveis faz uma tomada aérea e a utiliza para a monitoração e o comando de uma formação heterogênea de robôs terrestres durante uma missão de vigilância pública. Já em [53] um grupo de robôs terrestres é guiado por um VANT, que utiliza informações visuais para determinar suas posturas e auxiliá-los em tarefas de desvio de obstáculos.

Finalmente, contextualizando o presente trabalho no estado da arte, esta Tese se propõe a apresentar um projeto de controle cooperativo entre um veículo aéreo não tripulado de asas rotativas e um veículo terrestre, cooperando entre si, considerando uma estrutura líder-seguidor. Em adição, este trabalho também se propõe a estender o esquema de cooperação descentralizado para guiar um VANT e um grupo de robôs terrestres (guiados de forma centralizada).

1.2 Sistema Sensorial

Dentre as características que estimulam a aplicação de helicópteros nas mais diversas aplicações estão a grande agilidade durante as manobras, a possibilidade de executar manobras de empuxo negativo (vôo invertido) e o controle total de manobras através de um microcomputador. Porém, para usufruir destas características, é necessário conhecer as informações de posição, orientação e velocidade da aeronave, as quais são variáveis não inerciais essenciais para a execução de quaisquer tarefas de vôo autônomo [54]. Neste sentido, esta seção apresenta uma breve descrição dos sensores utilizados na obtenção das informações de posição e orientação de um veículo aéreo.

Normalmente, o objetivo principal dos sistemas sensoriais é a informação da locali-

1.2 Sistema Sensorial 73

zação da aeronave em relação a um referencial global. Entretanto, se a tarefa de posicionamento envolve a determinação de pontos de referência na superfície da terra (como, por exemplo, heliportos, padrões sobre o solo ou sobre robôs móveis) ou características específicas de um terreno (tais como rodovias, janelas de um edifício, vegetação), a informação relativa passa a ser primordial. Nesse contexto, para medir ou estimar a posição e orientação de veículos aéreos, vários tipos de sensores podem ser utilizados, os quais se dividem em duas grandes classes: sensores relativos e sensores absolutos [9]. A primeira classe é composta por dispositivos capazes de mensurar mudanças de distância, posição ou orientação, baseadas em informações previamente medidas. Sensores pertencentes a esta classe não podem ser utilizados para determinar o postura absoluta de uma aeronave sem que se conheça sua condição inicial em relação à Terra. Em contrapartida, sensores absolutos podem prover as informações de postura de um veículo em relação ao referencial global. Dentre os mais conhecidos dessa classe estão a bússola magnética e o GPS (Global Positioning System). Por fim, vale enfatizar que o conhecimento da postura de uma aeronave no espaço é essencial para a solução de problemas relacionados a missões de voo, como, por exemplo, seguimento de trajetória e cooperação com VTNTs ou outros VANTs.

Sabe-se que qualquer objeto que se move no espaço tridimensional possui seis graus de liberdade, dos quais três estão associados à sua posição (x,y,z) e os demais à sua orientação (ϕ,θ,ψ) . Se essas seis variáveis são conhecidas, então é possível saber onde um veículo está e para onde ele está apontado. Se essas informações são obtidas periodicamente, então é possível saber, também, a velocidade e a aceleração do objeto. Neste sentido, a obtenção parcial ou total das variáveis de navegação pode ser feita por um dos sensores descritos a seguir:

Bússola: é um instrumento capaz de medir o campo magnético da Terra. Quando utilizado em um sistema de posicionamento, a orientação do equipamento a ele acoplado é medida em relação ao norte magnético. Vale comentar que a confiabilidade nas medidas deste sensor é afetada por distúrbios magnéticos de curta duração (tais como proximidade a linhas de transmissão, estruturas metálicas e construções de concreto reforçado) e por distúrbios magnéticos de longa duração (tais como imprecisão na calibração, incidência de ruído eletromagnético e magnetização do veículo que leva o sensor);

GPS (Global Positioning System): é um sistema de radio-navegação formado por uma constelação de satélites, que são monitorados por bases terrestres. Este sistema fornece a latitude e a longitude de um receptor em qualquer ponto "visível" da

1 Introdução

superfície da terra, utilizando um método de triangulação que consiste na medição dos tempos que os sinais de diferentes satélites levam para alcançar o receptor. É importante dizer que uma navegação baseada em GPS deve ser realizada em campo aberto, onde seja possível a recepção dos sinais provenientes dos satélites. Vale comentar também que um dispositivo GPS comumente fornece dados de altura e de velocidade do corpo a ele conectado;

- Girômetro: devido à sua versatilidade, é um dispositivo utilizado para medir o ângulo de giro do veículo (giroscópio de deslocamento) e, mais comumente, a taxa de variação angular em torno de um dado eixo (giroscópio angular);
- Acelerômetro: é um instrumento capaz de medir acelerações em um dado eixo de movimento, tendo seu princípio de funcionamento baseado na resposta de um sistema massa-mola-amortecedor sujeito a uma força externa. Quando associado em uma montagem ortogonal, é capaz de medir acelerações em todas as direções do espaço tridimensional. Vale comentar que tal dispositivo é fortemente afetado por vibrações, sendo necessário um processo de filtragem para entrega de dados confiáveis para a navegação;
- **Inclinômetro:** é um sensor unidirecional capaz de medir o ângulo de inclinação do veículo no qual está montado, em relação ao vetor gravidade;
- Altímetro: é um instrumento utilizado para medir a altitude do veículo em relação a um nível fixo. Tradicionalmente, os altímetros funcionam segundo o princípio da pressão estática do ar, dado que esta cai quase linearmente com a altitude. Porém, para pequenas altitudes, é possível a utilização de sensores de ultrassom e de varredura laser. Tais sistemas, quando associados a um sistema global de posicionamento, são capazes de determinar a topografia da região sobrevoada;
- IMU (*Inertial Measurement Unit*): é um módulo eletrônico que coleta simultaneamente os dados de velocidade angular e aceleração linear tridimensional do veículo no qual está montado. É um dispositivo pequeno e robusto, o que o torna atrativo para aplicações de robótica aérea. Entretanto, pode conferir erros de medição quando sua montagem não é realizada passando pelo centro de gravidade do veículo.
- Sistema de Visão Computacional: é um conjunto composto por câmeras (ao menos uma) capazes de capturar imagens digitais da cena observada. Tais imagens podem ser utilizadas para inspeção do ambiente sobrevoado [1, 55], ou então para determinação da posição tridimensional do veículo que a leva em relação ao solo [56]

1.3 Objetivos 75

ou em relação a outros veículos, em tarefas de cooperação, mediante técnicas de processamento de imagens e homografia [57];

Um forma de aprimorar os dados de navegação é através de uma fusão sensorial, a qual pode ser obtida a partir de dados provenientes de vários sistemas sensoriais. O objetivo é utilizar a redundância de informações sensoriais, para minimizar os erros de medição e, consequentemente, para aumentar a confiabilidade de um sistema de voo autônomo.

1.3 Objetivos

O objetivo geral deste trabalho de Tese de Doutorado é o projeto e implementação de controladores não lineares de alto nível capazes de guiar um veículo aéreo, seja ele um helicóptero modelo ou um quadrimotor, em tarefas autônomas de controle de movimento. Em outras palavras, como contribuição principal esta Tese propõe o projeto de um controlador baseado na dinâmica não linear do veículo, representada segundo sua modelagem subatuada, sem utilizar qualquer estratégia de linearização de modelo sobre ponto de operação. Em adição, utilizando o sistema de estabilização de voo proposto, propõe-se implementar uma estratégia de navegação cooperativa coordenada entre um robô terrestre (ou um grupo de robôs terrestres) e um um veículo aéreo, para a realização de tarefas de inspeção.

Os objetivos específicos resultantes do objetivo geral são:

- (a) Compreender os controladores já projetados com base nos modelos cinemáticos e dinâmicos propostos para helicópteros e quadrimotores;
- (b) Propor uma estratégia de controle, baseada no modelo dinâmico da aeronave, capaz de realizar, inicialmente, as tarefas de decolagem, de voo pairado e de aterrissagem;
- (c) Propor um controlador não linear que execute tarefas de posicionamento, seguimento de caminhos e rastreamento de trajetórias no espaço cartesiano;
- (d) Estudar e projetar uma estratégia de controle cooperativa entre um VANT e um robô terrestre (ou um grupo de robôs terrestres), segundo a abordagem líder-seguidor;
- (e) Analisar a estabilidade dos sistemas de controle propostos;
- (f) Desenvolver ambientes de simulação 3D para validação de voos;
- (g) Realizar avaliação experimental dos algoritmos de controle propostos.

76 1 Introdução

1.4 Justificativa e Limitações

A justificativa inicial de propor o presente projeto de pesquisa está no aprofundamento do conhecimento relativo à robótica aérea não tripulada, cooperação entre veículos aéreos e terrestres e visão computacional aplicada a este problema. Além disso, deve-se ter em conta a existência de outros projetos na área de robótica, já finalizados ou em andamento, no Instituto de Automática, Argentina, e na Universidade Federal do Espírito Santo, Brasil, que envolvem estratégias de navegação, visão computacional, cooperação entre robôs e teleoperação, seja em simulação ou experimentação.

Como justificativa adicional, o projeto propõe o desenvolvimento e teste de algoritmos de controle aplicados à robótica aérea, com foco na teoria de controle não linear para o deslocamento autônomo de aeronaves subatuadas, capazes de realizar tarefas de inspeção em cooperação ou não com robôs terrestres.

Por fim, vale mencionar, ainda como justificativa, que existe uma quantidade imensa de aplicações que envolvem a inspeção de grandes áreas, seja para fins de segurança, agricultura ou manutenção ambiental. Tais aplicações não seriam possíveis, ou pelo menos seriam mais custosas, para realização exclusiva com veículos terrestres, dada a pequena área que eles alcançariam inspecionar utilizando uma câmera a bordo, ou mesmo devido à dificuldade de navegação própria do ambiente (florestas, por exemplo). Nestas situações, a utilização de um veículo aéreo com uma câmera a bordo é mais adequada, e o presente trabalho contempla em seu contexto esta abordagem.

Com respeito às limitações, pode-se dizer que o escopo deste trabalho se dará em navegação tridimensional em ambiente internos, onde se possa realizar voos de aeronaves de asas rotativas do tipo helicóptero ou quadrimotor em escala miniatura. Além disso, a vantagem de voos *indoor* está na possibilidade de controle de rajadas de vento, que afetam o desempenho das manobras. Em termos do sistema sensorial, as tarefas de voo propostas não podem ser desempenhadas através de um sistema de posicionamento global (GPS) devido à grande incerteza ocasionada pela estrutura interna de um edifício, por exemplo. Por fim, as manobras de voo, em cooperação ou não, se darão em ambientes estruturados, na ausência de obstáculos.

1.5 Contribuições 77

1.5 Contribuições

Com o intuito de alcançar os objetivos propostos, foram realizados diversos trabalhos, cujas contribuições merecem destaque.

A primeira contribuição está relacionada ao projeto de uma lei de controle sem a utilização de qualquer estratégia de linearização, considerando o modelo não linear da aeronave obtido através das equações de Euler-Lagrange, incluindo a prova de estabilidade do sistema em malha fechada segundo a teoria de Lyapunov, e contemplando, por fim, uma solução analítica para a saturação dos sinais de controle. A segunda contribuição desta Tese é utilizar a representação do modelo da aeronave com enfoque em sua característica de sistema subatuado para projetar um controlador de voo tridimensional baseado em sua dinâmica inversa, capaz de guiar um veículo aéreo de pás rotativas em tarefas de posicionamento, de seguimento de trajetória e de cooperação com robôs terrestres.

Vale comentar que parte dos trabalhos desenvolvidos nesta tese já foram apresentados e publicados em conferências de âmbito nacional e internacional, ou mesmo já foram aceitos para publicação e apresentação. Dentre os publicados em conferência internacional estão [57–64]. Já em eventos de âmbito nacional, em território brasileiro tem-se [65–72], e em território argentino tem-se [73–78]. Por fim, parte deste trabalho de Tese resultou no artigo [79] já aceito para publicação em periódico.

1.6 Estrutura do Trabalho

Esta Tese está estruturada na forma de capítulos auto-contidos, com suas próprias conclusões, e está organizada como segue:

Capítulo 1: Introdução

Este capítulo descreve o tema abordado nesta Tese. Primeiramente, é apresentada a motivação do trabalho mediante a citação de várias aplicações passíveis de realização utilizando robôs aéreos. Em seguida, são apresentados alguns controladores baseados em modelos já disponíveis na literatura, os quais são úteis do ponto de vista de comparação com os controladores aqui propostos. Na sequência, são apresentados alguns dos sistemas sensoriais utilizados tanto na navegação autônoma de veículos aéreos quanto nas tarefas de cooperação destes com veículos terrestres. Para encerrar o capítulo, são apresentados os problemas de controle a serem tratados nesta Tese, os objetivos a serem cumpridos, as justificativas e as limitações pertinentes.

78 1 Introdução

Capítulo 2: Modelagem de um Veículo Aéreo de Pás Rotativas

Este capítulo descreve, de forma não aprofundada, o princípio de funcionamento de um helicóptero e de um quadrimotor, o que é essencial na obtenção e compreensão dos modelos matemáticos que representam esta aeronave. Na sequência, são apresentadas duas formas de obtenção do modelo dinâmico de veículo aéreo, o qual pode ser considerado um corpo rígido no espaço tridimensional, sujeito à ação de forças e torques. Inicialmente, obtém-se o modelo usando as equações de Newton-Euler e, em seguida, o modelo é obtido segundo as equações de Euler-Lagrange. Algumas discussões sobre os modelos obtidos são também apresentadas neste capítulo, o qual é finalizado com a representação do modelo de alto nível da aeronave na forma subatuada. Tal representação é adotada em função das características do sistema em questão, que apresenta mais variáveis de estado a controlar que ações de controle.

Capítulo 3: Controladores de Voo

Neste capítulo é introduzido o problema de controle de voo de um veículo aéreo não tripulado. Inicialmente, tomando o modelo dinâmico descrito segundo as Equações de Euler-Lagrange, são impostas algumas restrições de voo à aeronave, de modo que esta somente possa realizar tarefas de decolagem, planagem e aterrissagem, com controle de guinada, em um plano vertical de movimento. Isto feito, são propostos controladores de voo e seus desempenhos são avaliados mediante resultados de simulação e experimentais. Na sequência, tais restrições de voo são relaxadas, permitindo-se a realização de missões de voo no espaço tridimensional. Para a realização dessas manobras, é proposto um controlador não-linear baseado na dinâmica inversa da aeronave, enfatizando seu aspecto subatuado, inerente ao modelo. Para validação da proposta, são apresentados resultados de simulação e experimentais, assim como as discussões e conclusões pertinentes. Vale mencionar que os controladores de voo foram projetados segundo a teoria de Lyapunov, e que uma solução analítica para o problema de saturação dos sinais de controle é também apresentada.

Capítulo 4: Aplicações dos Controladores de Voo em Tarefas de Cooperação

Este capítulo apresenta, inicialmente, um esquema de controle coordenado de um veículo aéreo e um robô terrestre, baseado em visão artificial, e, na sequência, é feita uma extensão para a cooperação entre um grupo de robôs terrestres e a aeronave.

A estratégia de controle descentralizado é implementada, a fim de guiar de forma independente o VANT e os VTNTs. A abordagem de controle líder-seguidor é aplicada durante as missões de rastreamento do robô (ou da formação de robôs) em terra. Neste caso, o rótulo de líder da formação é atribuído ao robô (ou robôs) em terra e o rótulo de seguidor à aeronave. Resultados de simulação e experimentais são apresentados, a fim de validar a execução de ambas as estratégias de controle. Conclusões e trabalhos futuros compõem a parte final deste capítulo.

Ao final desses capítulos são introduzidos dois apêndices, que contemplam partes específicas do trabalho que não se enquadram no escopo geral da Tese, porém são pertinentes ao seu desenvolvimento. O Apêndice A apresenta a Plataforma AuRoRA (Autonomous Robot Research and Application) desenvolvida para a realização de simulações e experimentos com os veículos aéreos e terrestres. Por fim, o Apêndice B introduz a validação da modelagem do quadrimotor utilizado na parte experimental dessa Tese.

- [1] EISENBEISS, H. A mini unmanned aerial vehicle (uav): System overview and image acquisition. In: *Proceedings of the International Workshop on Processing and Visualization using High-Resolution Imagery*. Pitsanulok, Thailand: ISPRS, 2004.
- [2] DIOS, J. M. de; OLLERO, A. An illumination-robust robot infrared vision system for roboticsoutdoor applications. In: *Proceedings of the International Symposium on Robotics and Applications (ISORA), World Automation Congress (WAC2004)*. Seville, Spain: IEEE, 2004. v. 15, p. 413–418.
- [3] RATHINAM, S. et al. Vision based following of locally linear structures using an unmanned aerial vehicle. In: *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control*, 2005 European Control Conference. Seville, Spain: IEEE, 2005. p. 6085–6090.
- [4] BESTAOUI, Y.; SLIM, R. Maneuvers for a quad- rotor autonomous helicopter. In: *AIAA Conference and Exhibit*. Rohnert Park, California: AIAA, 2007.
- [5] MACARTHUR, E.; MACARTHUR, D.; CRANE, C. Use of cooperative unmanned air and ground vehicles for detection and disposal of mines. In: *Proceedings of the VI Intelligent Systems in Design and Manufacturing*. Boston, MA: SPIE, 2005. v. 5999, p. 94–101.
- [6] LINDEMUTH, M. et al. Sea robot-assisted inspection. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, v. 18, n. 2, p. 96–107, June 2011.
- [7] TOURNIER, G.; VALENTIY, M.; HOWZ, J. Estimation and control of a quadrotor vehicle using monocular visionand moire patterns. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: AIAA, 2006.
- [8] KIM, S. K.; TILBURY, D. M. Mathematical modeling and experimental identification of a model helicopter. In: *Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit.* Boston, MA, USA: AIAA, 1998. p. 203–213.
- [9] CASTILLO, P.; LOZANO, R.; DZUL, A. Modelling and Control of Mini-Flying Machines. USA: Springer, 2005.
- [10] BLYENBURGH, P. van. *UAS: The Global Perspective 2011/2012*. Paris, France: Blyenburgh & Co., 2011.
- [11] TJERNBERG, I.; LINDBERG, J.; HANSSON, K. Cooperative Networked Control of Unmanned Air Vehicles. Stockholm, Sweden, May 2011.
- [12] BOUABDALLAH, S.; MURRIERI, P.; SIEGWART, R. Design and control of an indoor micro quadrotor. In: Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotic and Automation. New Orleans, LA, USA: IEEE, 2004. v. 5, p. 4393–4398.

[13] ANTUNES, D.; SILVESTRE, C.; CUNHA, R. On the design of multi-rate tracking controllers: application to rotorcraft guidance and control. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, v. 20, p. 1879–1902, January 2010.

- [14] ZEIN-SABATTO, S.; ZHENG, Y. Intelligent flight controllers for helicopter control. In: *Proceedings of the International Conference on Neural Networks*. Houston, TX, USA: IEEE, 1997. v. 2, p. 617–621.
- [15] SIRA-RAMIREZ, H.; CASTRO-LINARES, R.; LICEAGA-CASTRO, E. A liouvillian systems approach for the trajectory planning-based control of helicopter models. v. 10, n. 4, p. 301–320, 2000.
- [16] PALOMINO, A. et al. Control strategy using vision for the stabilization of an experimental pytol aircraft setup. In: *Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control.* Maui, Hawaii, USA: IEEE, 2003.
- [17] SANTOS, W. V. dos. *Modelagem*, identificação e controle de altitude de um helicóptero em escala reduzida. Dissertação (Mestrado) Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro RJ, Brasil, Abril 2005.
- [18] BUDIYONO, A.; WIBOWO, S. S. Optimal tracking controller design for a small scale helicopter. *Journal of Bionic Engineering*, v. 4, p. 271–280, 2007.
- [19] KAHN, A. D.; FOCH, R. J. Attitude command attitude hold and stability augmentation system for a small-scale helicopter uav. In: *Proceedings of the 22nd Digital Avionics Systems Conference*. Indianapolis, USA: IEEE, 2003.
- [20] BUSKEY, G. et al. Helicopter automation using a low-cost sensing system. In: *Proceedings of the Australasian Conference on Robotics and Automation*. Brisbane, Australia: ACRA, 2003.
- [21] MARCONI, L.; NALDI, R. Robust nonlinear control of a miniature helicopter for aerobatic maneuvers. In: *Proceedings of the 32nd Rotorcraft Forum*. Maastricht, The Netherlands: Curran Associates, Inc., 2006.
- [22] MARTINI, A.; LéONARD, F.; ABBA, G. Dynamic modelling and stability analysis of model-scale helicopters under wind gust. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, Kluwer Academic Publishers, Hingham, MA, USA, v. 54, n. 4, p. 647–686, 2009. ISSN 0921-0296.
- [23] BECKMANN, E. D.; BORGES, G. A. Nonlinear modeling, identification and control for a simulated miniature helicopter. In: *Proceedings of the Latin American Robotic Symposium*. Los Alamitos, CA, USA: IEEE Computer Society, 2008. p. 53–58.
- [24] BENALLEGUE, A. M. A.; FRIDMAN, L. Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor uav. In: 9th International Workshop on Variable Structure Systems. Sardinia, Italy: IEEE, 2006. p. 365–372.
- [25] VOOS, H. Nonlinear control of a quadrotor micro-uav using feedback-linearization. In: *Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics*. Málaga, Spain: IEEE, 2009. p. 1–6.

[26] MISTLER, V.; BENALLEGUE, A.; M'SIRDI, N. K. Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback. In: *Proceedings of the IEEE International Workshop on Robot and Human Interactive Communication*. Paris, France: IEEE, 2001.

- [27] BOUABDALLAH, S.; NOTH, A.; SIEGWART, R. Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor. In: *Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Sendai, Japan: IEEE, 2004. v. 3, p. 2451–2456.
- [28] POUNDS, P. et al. Towards dynamically-favourable quad-rotor aerial robots. In: *Proceedings of the Australian Conference on Robotics and Automation*. Canberra, Australia: ACRA, 2004.
- [29] POUNDS, P.; MAHONY, R.; CORKE, P. Modelling and control of a quad-rotor robot. In: *Proceedings of the Australian Conference on Robotics and Automation*. Auckland, New Zealand: ACRA, 2006.
- [30] CASTILLO, P.; DZUL, A.; LOZANO, R. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft. IEEE, v. 12, n. 4, p. 510–516, July 2004.
- [31] CASTILLO, P.; LOZANO, R.; DZUL, A. Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors: experimental implementation of linear and nonlinear control laws. *IEEE Control System Magazine*, v. 25, n. 6, p. 45–55, December 2005.
- [32] DAS, A.; LEWIS, F.; SUBBARAO, K. Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, v. 56, n. 1, p. 127–151, 2009.
- [33] AHMED, B.; POTA, H. R.; GARRATT, M. Flight control of a rotary wing uavusing backstepping. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, v. 20, p. 639–658, January 2010.
- [34] BERNARD, M. et al. Elaborated modeling and control for an autonomous quadrotor. In: *Proceedings of the 21st Bristol UAV Systems Conference*. Bristol, UK: IEEE, 2007.
- [35] KONDAK, K. et al. Autonomously flying vtol-robots: Modeling and control. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Rome, Italy: IEEE, 2007. p. 736–741.
- [36] HOUGEN, D. et al. A miniature robotic system for reconnaissance and surveillance. In: *Proceedings of the 2000 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. San Francisco, California, USA: IEEE, 2000. p. 501–507.
- [37] CHAIMOWICZ, L.; KUMAR, V. Aerial shepherds: Coordination among uavs and swarms of robots. In: *Proceedings of the 7th International Symposium on Distributed Autonomous Robotic Systems*. Toulouse, France: Springer, 2004.
- [38] HSIEH, M. A. et al. Adaptive teams of autonomous aerial and ground robots for situational awareness. *Journal of Field Robotics*, v. 24, n. 11-12, p. 991–1014, 2007.

[39] JENNINGS, J. S.; WHELAN, G.; EVANS, W. F. Cooperative search and rescue with a team of mobile robots. In: *Proceedings of the 8th International Conference on Advanced Robotics*. Monterrey, CA, USA: IEEE, 1997. p. 193–200.

- [40] ANTONELLI, G.; ARRICHIELLO, F.; CHIAVERINI, S. The Entrapment/Escorting Mission. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, v. 15, n. 1, p. 22–29, 2008.
- [41] MICHAEL, J. K. N.; KUMAR, V. Coopertative manipulation and transportation with aereal robots. *Autonumous Robots*, v. 30, n. 1, p. 73–86, September 2010.
- [42] DONG, W.; GUO, Y.; FARRELL, J. Formation control of nonholonomic mobile robots. In: *Proceedings of the 2006 American Control Conference (ACC'06)*. Minnesota, USA: IEEE, 2006.
- [43] OGREN, P.; LEONARD, N. Obstacle avoidance in formation. In: *Proceedings of the* 2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA'03). Texas, USA: IEEE, 2003. v. 2, p. 2492–2497.
- [44] CHEN, Y. Q.; WANG, Z. Formation control: a review and a new consideration. In: Proceedings of the 2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS'05). Edmonton, Canada: IEEE, 2005. p. 3181–3186.
- [45] SHAO, J. et al. Leader-following formation control of multiple mobile robots. In: *Proceedings of the 2005 IEEE International Symposium on Intelligent Control (ISIC'05)*. Limassol, Cyprus: IEEE, 2005. p. 808–813.
- [46] BRANDÃO, A. S. et al. Decentralized control of leader-follower formations of mobile robots with obstacle avoidance. In: *Proceedings of the 5th IEEE International Conference on Mechatronics*. Málaga, Spain: IEEE, 2009.
- [47] JIA, Q.; LI, G.; LU, J. Formation control and attitude cooperative control of multiple rigidbody systems. In: *Proceedings of the 60th International Conference on Intelligent Systems Design and Applications (ISDA'06)*. Jinan, China: IEEE, 2006. v. 2, p. 82–86.
- [48] GAVA, C. et al. Nonlinear control techniques and omnidirectional vision for teamformation on cooperative robotics. In: *Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA'07)*. Roma, Itália: IEEE, 2007. p. 2409–2414.
- [49] BRANDÃO, A. S. et al. A multi-layer control scheme for multi-robot formations with adaptative dynamic compensation. In: *Proceedings of the 5th IEEE International Conference on Mechatronics*. Málaga, Spain: IEEE, 2009.
- [50] GENNARO, M. C. D.; JADBABAIE, A. Formation control for a cooperative multiagent system using decentralized navigation functions. In: *Proceedings of the 2006 American Control Conference*. Minneapolis, Minnesota, USA: IEEE, 2006. p. 1346–1351.
- [51] LIU, B.; ZHANG, R.; SHI, C. Formation control of multiple behavior-based robots. In: *Proceedings of the International Conference on Computational Intelligence and Security (CIS'06)*. Guangzhou, China: Springer, 2006. v. 1, p. 544–547.

[52] CRUZ, C. de la; CARELLI, R. Dynamic modeling and centralized formation control of mobile robots. In: *Proceedings of the 32nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society (IECON 2006)*. Paris, France: IEEE, 2006. p. 3880–3885.

- [53] MICHAEL, N.; FINK, J.; KUMAR, V. Controlling a team of ground robots via an aerial robot. In: Proceedings of the International Conference on Intelligent Robots and Systems. San Diego, CA, USA: IEEE, 2007. p. 965–970.
- [54] CHRIETTE, A.; HAMEL, T.; MAHONY, R. Visual servoing for a scale model autonomous helicopter. In: *Proceedings of the IEEE Internation conference on robotics and Automation*. Seul, Korea: IEEE, 2001. v. 2, p. 1701–1706.
- [55] MEJIAS, L. O. et al. Visual servoing of an autonomous helicopter in urban areas using feature tracking. *Journal of Field Robotics*, v. 23, n. 3, p. 185–199, 2006.
- [56] SARIPALLI, S.; NAFFIN, D. J.; SUKHATME, G. S. Autonomous flying vehicle research at the university of southern california, multi-robot systems: From swarms to intelligent automata. In: *Proceedings of the First International Workshop on Multi-Robot Systems*. Dordrecht, The Netherland: Kluwer Academic, 2002. p. 73–82.
- [57] BRANDÃO, A. S. et al. Decentralized control of a formation involving a miniature helicopter and a team of ground robots based on artificial vision. In: *Proceedings of the 2010 Latin American Robotics Symposium and Intelligent Robotics Meeting.* São Bernardo do Campo/SP, Brasil: IEEE, 2010. p. 126–131.
- [58] BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M.; CARELLI, R. High-level underactuated nonlinear control for rotorcraft machines. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics*. Vicenza, Itália: IEEE, 2013.
- [59] BRANDÃO, A. S. et al. 3-d positioning tasks for ruas using switched pvtol controllers. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics*. Vicenza, Itália: IEEE, 2013.
- [60] PIZETTA, I. H. B. et al. High-level flight controllers applied to helicopter navigation: A comparative study. In: *Proceedings of the 9th Latin American Robotics Symposium*. Fortaleza, CE: IEEE, 2012. p. 162–167.
- [61] BRANDÃO, A. S. et al. High-level nonlinear underactuated controller for a leader-follower formation involving a miniature helicopter and a ground robot. In: *Proceedings of the 9th Latin American Robotics Symposium*. Fortaleza, CE: IEEE, 2012. p. 168–173.
- [62] SANTANA, L. V. et al. Hovering control of a miniature helicopter attached to a platform. In: *Proceedings of the 20th IEEE International Symposium on Industrial Electronics*. Gdansk, Poland: IEEE, 2011. p. 2231–2236.
- [63] BRANDÃO, A. S.; ANDALUZ, V. H.; CARELLI, M. S.-F. R. 3-d path-following with a miniature helicopter using a high-level nonlinear underactuated controller. In: *Proceedings of the 9th IEEE International Conference on Control and Automation*. Santiago, Chile: IEEE, 2011. p. 434–439.

[64] BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M.; CARELLI, R. A nonlinear underactuated controller for 3d-trajectory tracking with a miniature helicopter. In: *IEEE International Conference on Industrial Technology*. Viña del Mar, Chile: IEEE, 2010. p. 1421–1426.

- [65] PIZETTA, I. H. B. et al. Uma plataforma hardware-in-the-loop para vants de asas rotativas. In: *Anais do XIX Congresso Brasileiro de Automática*. Campina Grande, PB: SBA, 2012. p. 3565–3570.
- [66] BRANDÃO, A. S. et al. Modelagem e controle não linear subatuado de um quadrotor: Parte 1. In: *Anais do XIX Congresso Brasileiro de Automática*. Campina Grande, PB: SBA, 2012. p. 449–454.
- [67] BRANDÃO, A. S. et al. Modelagem e controle não linear subatuado de um quadrotor: Parte 2. In: *Anais do XIX Congresso Brasileiro de Automática*. Campina Grande, PB: SBA, 2012. p. 3102–3109.
- [68] BRANDAO, A. S. et al. Comparação entre controladores de voo de alto nível aplicados à navegação autônoma de um helicóptero miniatura. In: *Anais do X Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*. São João del Rei, MG: SBA, 2011. p. 1316–1321.
- [69] BRANDAO, A. S. et al. Um controlador de voo de alto nível aplicado a tarefas de seguimento de caminhos com um helicóptero miniatura. In: *Anais do X Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*. São João del Rei, MG: SBA, 2011. p. 1304–1309.
- [70] BRANDAO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M.; CARELLI, R. Um controlador de voo 3d não linear baseado na dinâmica inversa do modelo sub-atuado de um helicóptero miniatura. In: XVIII Congresso Brasileiro de Automática. Bonito/MS, Brasil: SBA, 2010. p. 1852–1859.
- [71] SANTANA, L. V. et al. Uma estrutura sensoria e de comunicação para o controle de altitude e guinada de um mini-helicóptero autônomo. In: *Anais do XVIII Congresso Brasileiro de Automática*. Bonito MS, Brasil: SBA, 2010. p. 1840–1845.
- [72] BRANDÃO, A. S. et al. Um controlador não linear de seguimento de trajetórias aplicado à navegação de um mini-helicóptero. In: Anais do IX Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente. Brasília, Brasíl: SBA, 2009.
- [73] PIZETTA, I. H. B. et al. A hardware-in-loop platform for rotary wings unmanned aerial vehicles. In: *Anales de la VII Jornadas Argentinas de Robótica*. Olavarría, Buenos Aires: UNPCBA, 2012.
- [74] SARAPURA, J. et al. Homography-based pose estimation to guide a miniature helicopter during 3d-trajectory tracking. In: Anales de la XIV Reunión de Trabajo en Procesamiento de la Información y Control. Oro Verde, Entre Ríos: Universidad Nacional de Entre Río, 2011. p. 893–898.
- [75] PIZETTA, I. H. B. et al. Controladores de vuelo de alto nivel aplicados a la navegación de helicópteros: Un abordaje comparativo. In: Anales de la XIV Reunión de Trabajo en Procesamiento de la Información y Control. Oro Verde, Entre Ríos: Universidad Nacional de Entre Río, 2011. p. 584–589.

[76] SANTANA, L. V. et al. A sensing-communication architecture for guiding an autonomous mini-helicopter. In: *Anales de la VI Jornadas Argentinas de Robótica*. Buenos Aires, Argentina: ITBA, 2010. p. 182–187.

- [77] BRANDÃO, A. S. et al. Control descentralizado basado en visión artificial de un helicóptero miniatura y un equipo de robots. In: *Anales de la VI Jornadas Argentinas de Robótica*. Buenos Aires, Argentina: ITBA, 2010. p. 130–135.
- [78] BRANDÃO, A. S. et al. A lyapunov-based nonlinear controller for positioning a mini-helicopter in a vertical plane. In: *Proceedings of the XIII Reunión de Trabajo en Procesamiento de la Información y Control.* Santa Fe, Argentina: UNR, 2009. p. 188–193.
- [79] BRANDÃO, A. S. et al. Homography-based pose estimation to guide a miniature helicopter during 3d-trajectory tracking. *Latin American Applied Research*, 2012.

2 Modelagem de um Veículo Aéreo de Pás Rotativas

"Um raciocínio lógico leva você de A a B. A imaginação leva você a qualquer lugar."

(Albert Einstein)

A ação de um controlador capaz de guiar uma aeronave em missões de voo predefinidas é um dos elementos necessário para sua navegação autônoma. Para se projetar tal controlador, muitas vezes se necessita de um modelo que descreva de forma suficiente (seguindo alguns critérios previamente adotado) o comportamento do veículo a ser controlado. Muitas técnicas de projeto de controladores de voo se baseiam no modelo matemático de um veículo aéreo (ver Capítulo 1). Assim sendo, este capítulo trata da obtenção de um modelo descritivo de um VANT de pás rotativas, que será posteriormente utilizado no projeto de seus controladores de voo.

No que diz respeito à modelagem matemática de aeronaves de escala reduzida, existem duas abordagens definidas na literatura de referência: uma baseada nas equações físicas do sistema e outra baseada em técnicas de identificação de sistemas [1, 2]. Tais abordagens não são excludentes. Muitas vezes, é necessário a utilização de uma para simplificação da outra. Em linhas gerais, a primeira abordagem utiliza as equações de movimento da mecânica para representação de um sistema físico, enquanto a segunda estima o modelo dinâmico do sistema físico com base em dados de excitação e de resposta.

Técnicas de modelagem paramétricas (tipo caixa branca, caixa preta e caixa cinza) e não-paramétricas (métodos baseados em resposta ao impulso e resposta em frequência) são utilizadas em diversos trabalhos para a identificação de sistemas. Em [3], por exemplo, uma plataforma experimental obtém os dados de voo de um helicóptero, os quais são utilizados na abstração do comportamento qualitativo da aeronave. Associados ao conhecimento da teoria aerodinâmica, tais dados possibilitam a proposta de um modelo dinâmico neural capaz de representar o veículo aéreo em questão. Já em [4], um modelo

dinâmico identificado através de técnicas de modelagem ARX, ARMAX e Output-Error é utilizado na proposta de um controlador robusto H_{∞} para guiar um helicóptero não tripulado em tarefas de posicionamento.

Um VANT ao realizar uma manobra aérea pode ser representado matematicamente como um corpo de forma tridimensional definida sujeito à ação de forças externas. Na literatura, duas abordagens clássicas são utilizadas para a modelagem matemática de veículos aéreos: equações de Newton-Euler [1, 5–9] e equações de Euler-Lagrange [10–12]. Ambos os processos de modelagem levam à representação do modelo dinâmico de um corpo rígido, com diferenças nas formas de representação, porém manipulando matematicamente é possível passar de uma representação a outra.

Nos modelos de Newton-Euler, encontra-se a representação

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \tag{2.1}$$

onde \mathbf{x} representa as variáveis de estado, \mathbf{u} são os sinais de controle e $f(\cdot)$ é uma função, normalmente não linear, dependente do tempo, que relaciona o vetor de estados com as entradas de controle. Por outro lado, os modelos de Euler-Lagrange são representados na forma

$$\mathbf{M}(\mathbf{q})\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{F}(\dot{\mathbf{q}}) + \mathbf{G}(\mathbf{q}) = \tau + \mathbf{D}, \tag{2.2}$$

onde \mathbf{q} é o vetor de coordenadas generalizadas, \mathbf{M} é a matriz de inércia, \mathbf{C} é a matriz de forças centrípetas e de Coriolis, \mathbf{F} é o vetor de fricção, \mathbf{G} é o vetor de forças gravitacionais, $\boldsymbol{\tau}$ é o vetor contendo os sinais de controle aplicados ao veículo e \mathbf{D} é um vetor de distúrbios.

Segundo [2, 5, 13], o modelo completo de um helicóptero ou de um quadrimotor pode ser representado por quatro subsistemas interconectados, os quais contemplam o modelo dos atuadores e do corpo rígido de uma aeronave no espaço 3-D, conforme mostrado na Figura 8.

A dinâmica do atuador é responsável por transformar os comandos de um controlador (joystick ou sistema sintetizado por computador) em atuação dos controladores de mais baixo nível do VANT (no caso de um helicóptero, é a atuação dos servos, e no caso de um quadrimotor, é o envio de sinais de referência aos controladores de velocidades dos motores). A dinâmica das asas rotativas relaciona os parâmetros aerodinâmicos e a geração de propulsão associada aos rotores principal e de cauda, no caso de um helicóptero convencional, ou à ação dos quatro motores independentemente, no caso de um quadrimotor. A geração de forças e torques é responsável pela decomposição dos

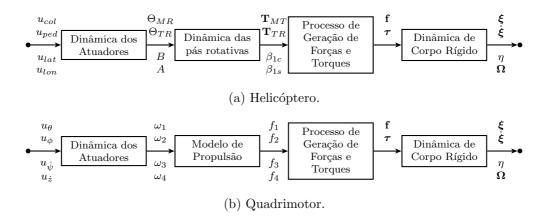


Figura 8: Representação em diagrama de blocos do modelo dinâmico de um VANT.

vetores de propulsão e sua aplicação no corpo rígido do veículo. Por fim, a dinâmica de corpo rígido define a deslocamento da aeronave no espaço Cartesiano, quando sujeito a forças externas.

Os dois primeiros blocos mostrados na Figura 8 são responsáveis pela recepção dos sinais de controle e pela geração de forças de propulsão orientadas, que irão atuar na aeronave. Estes blocos compõem o que daqui em diante será denominado Modelo de Baixo Nível. Por outro lado, os dois blocos subsequentes recebem convertem tais forças em entradas de controle indiretas (forças e torques), que irão atuar no modelo de corpo rígido do veículo para sua movimentação no espaço 3-D. Esses blocos finais formam o Modelo de Alto Nível.

Conforme mencionado em [14], a relação entre os sinais de controle dos servos e as forças e torques pode ser aproximada por uma função linear, para aqueles veículos de massa inferior a 20kg. Em adição, os autores demonstram experimentalmente e comentam que esta simples aproximação é verdadeira para um grande número de tarefas de voo. Para o caso de um helicóptero, um modelo elaborado contemplando os efeitos do rotor principal seria problemático, em virtude do desconhecimento do movimento da barra Bell-Hiller e dos parâmetros associados a ela. Eles ainda ressaltam que, pela experiência do grupo, agregar tal complexidade não melhoraria de forma significativa o desempenho dos controladores projetados. Em [15], os autores comentam que o desempenho das aproximações para um quadrimotor não é tão eficiente quanto para um helicóptero, daí a necessidade de incorporar a modelagem dos propulsores no modelo da aeronave.

Vale comentar que as aproximações relatadas foram experimentalmente validadas em um dos trabalhos prévios do grupo de Robótica Aérea da UFES [16], onde um controle de altitude e guinada foi implementado em um helicóptero elétrico miniatura TREX 450.

Como relatado em [17], controladores não lineares são mais gerais e abrangem uma maior quantidade de tarefas de voo segundo uma mesma estrutura de controle, porém exigem um conhecimento preciso sobre o sistema a controlar. Neste sentido, este capítulo apresenta o modelo dinâmico de baixo e alto nível de VANTs de asas rotativas, obtido segundo as equações de malha do sistema e das equações de Euler-Lagrange, de forma similar à apresentada em [10–12].

Em linhas gerais, este capítulo apresenta o procedimento utilizado para obter o modelo dinâmico de um helicóptero miniatura e de um quadrimotor. Inicialmente, é dada uma breve explicação sobre o princípio de funcionamento dessas aeronaves. Na sequência, apresenta-se os comandos de entrada para controle da aeronave no espaço tridimensional a partir de um controlador (*joystick* ou um sistema computacional) e o modelo dinâmico de baixo nível responsável pela geração de entradas de controle indiretas (forças e torques). Em adição, são apresentados os modelos cinemático e dinâmico dos VANTs utilizados. Nesta etapa, faz-se a representação do modelo de alto nível, onde as entradas indiretas de controle são responsáveis pela determinação da postura da aeronave no espaço cartesiano. Por fim, o modelo dinâmico de alto nível, obtido segundo as equações de Euler-Lagrange, tanto para um helicóptero quanto para um quadrimotor, tem sua forma subatuada enfatizada. Em outras palavras, dado que um VANT apresenta mais graus de liberdade que entradas de controle, sua representação dinâmica subatuada é dada pela composição de um sistema diretamente atuado e um sistema de dinâmica zero (acoplado ou não com aquele diretamente atuado).

2.1 Sistemas de Referência de VANT

Esta seção está dedicada à ilustração dos sistemas de referência adotados para um helicóptero e para um quadrimotor durante a obtenção do modelo da aeronave e da proposta dos controladores relatados neste trabalho de Tese. A Figura 9 apresenta os sistemas de referência inercial, espacial e do veículo, indicados, respectivamente, por $\langle g \rangle$, $\langle s \rangle$ e $\langle b \rangle$. O sistema inercial é adotado com sendo a origem do sistema cartesiano tridimensional. O sistema espacial apresenta a mesma orientação do inercial, porém está transladado a posição do VANT em um dado instante de tempo. Por fim, o sistema de referência do veículo está associado ao centro de gravidade do VANT e, comumente, indica sua postura (posição e orientação) em relação ao sistema de inercial. Vale comentar ainda que no decorrer do texto, o termo em sobrescrito à esquerda de uma variável indica o sistema de referência adotado.

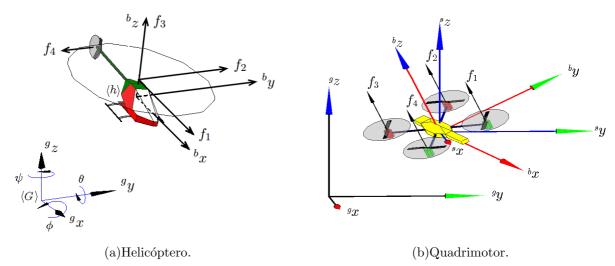


Figura 9: Sistemas de referência inercial, espacial e do veículo adotados para um VANT e representados por $\langle g \rangle$, $\langle s \rangle$ e $\langle b \rangle$, respectivamente.

2.2 Princípio de Funcionamento de um Helimodelo

Esta seção descreve brevemente o princípio de funcionamento de um helicóptero miniatura (também denominado helimodelo) e apresenta as variáveis, os comandos e outras nomenclaturas que porventura venham a ser utilizadas no decorrer deste texto.

Primeiramente, o helicóptero é uma aeronave que utiliza asas rotativas para propiciar elevação, propulsão e controle. A Figura 10 ilustra o modelo utilizado neste trabalho, o qual é similar a um helicóptero convencional, composto por um rotor principal e um rotor de cauda. Sua manobrabilidade tridimensional pode ser vista na Figura 11, juntamente com suas variáveis de posição ξ e orientação η com relação ao sistema de referência inercial $\langle g \rangle$, sendo que ${}^g \xi = [x \ y \ z]^T \in \mathbb{R}^3$ representa os deslocamentos longitudinal, lateral e normal da aeronave, e ${}^g \eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3$ corresponde aos ângulos de rolagem, arfagem e guinada.



Figura 10: Helicóptero miniatura Trex 450.

Um helimodelo possui normalmente cinco entradas de comando para controlar seu deslocamento e sua orientação [2], assim definidas:

Airelon (u_{lat}) controla o passo cíclico lateral no rotor principal, o qual produz o movimento de rolagem e resulta no deslocamento lateral do helicóptero;

Profundor (u_{lon}) controla o passo cíclico longitudinal no rotor principal, o qual provoca a arfagem da aeronave e permite seu avanço (ou retrocesso) na direção longitudinal;

Coletivo (u_{col}) controla o passo coletivo no rotor principal, que resulta no movimento de elevação e faz com que o helicóptero se desloque na direção vertical;

Leme (u_{ped}) controla o passo coletivo do rotor de cauda, necessário para compensar o efeito de anti-torque gerado pelo rotor principal e para produzir o movimento de guinada;

Acelerador (u_{thr}) controla a velocidade de rotação do rotor principal e de cauda. Vale comentar que, no helimodelo utilizado, um sistema de redução por engrenagem e uma barra de transmissão unem o rotor principal ao de cauda, mantendo fixa a relação de velocidades entre estes dois sistemas. Destaca-se que para efeitos práticos, a velocidade de rotação do rotor principal é assumida constante.

O helicóptero elétrico utilizado neste trabalho é controlado por um conjunto de servo motores, os quais recebem, como comando de controle, um sinal modulado em largura de pulso (PWM - Pulse Width Modulation) proveniente de um joystick. Este, por sua vez, utiliza um sistema de modulação, que pode ser por posição de pulso (PPM - Pulse Position Modulation) ou por código de pulso (PCM - Pulse Code Modulation), para transmitir os comandos executados pelo usuário. A ação simultânea dos servos é responsável pelos comandos de coletivo do rotor principal e do rotor de cauda e pelos comandos de cíclico.

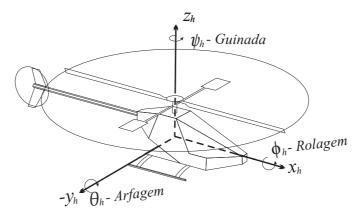


Figura 11: Graus de liberdade de um helicóptero.

A Figura 12 apresenta o Swashplate, responsável por transformar as entradas de controle dos servos em movimento das pás do rotor principal e das barras estabilizadoras. Este sistema é composto por um prato fixo e outro giratório. O primeiro deles está conectado aos servo-motores através de bielas de comando, e é responsável pelo controle dos passos do airelon, profundor e coletivo. O segundo altera os ângulos das pás de acordo com a posição angular no plano de rotação. Desta forma, se em uma determinada posição a inclinação de uma pá aumenta, a outra pá se inclina na direção oposta, produzindo um momento em torno do eixo do rotor, o qual permite que o helicóptero se mova nas direções laterais e longitudinais.

Comumente, os helimodelos apresentam, montadas no rotor principal, um par de pás menores, denominadas barras estabilizadoras (*flybar*), cuja finalidade é facilitar a pilotagem, uma vez que amortecem os efeitos de forças externas, tais como rajadas de vento, que tendem a alterar a orientação da aeronave. Como característica própria, estas pás auxiliares somente respondem às ações de comando cíclico e não às do coletivo [18].

Conforme mencionado anteriormente, a atuação dos servos no Swashplate é responsável pela orientação da propulsão gerada pelo rotor principal, que, por sua vez, resulta no deslocamento da aeronave. A Figura 13(a) apresenta uma ação de comando coletivo, na qual o movimento conjunto dos servos altera igualmente os ângulos das pás, o que resulta em um movimento vertical no referencial do veículo aéreo. A Figura 13(b) ilustra uma ação de controle cíclico, onde o empuxo realizado no disco formado pelas pás não é uniforme, o que produz movimentos de arfagem, de rolagem ou de ambos, permitindo ao helicóptero deslocar-se lateral e longitudinalmente.

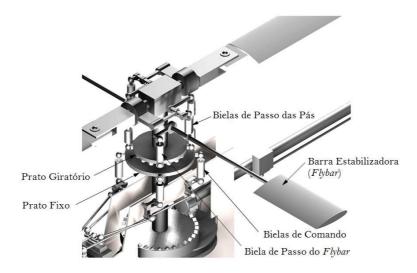


Figura 12: Swashplate (bailarina), responsável por converter as entradas de controle em movimento das pás do rotor principal e das barras estabilizadoras.

Os componentes básicos que constituem um aeromodelo do tipo helicóptero são apresentados na Figura 8. Para facilitar sua compreensão, uma breve explicação das variáveis de entrada e de saída é dada na sequência.

O bloco da Dinâmica dos Atuadores descreve principalmente o comportamento da bailarina (prato oscilante, do inglês, swashplate) sob ação dos servos-motores. Os comandos de entrada dos servos são sinais PWM recebido de um joystick (radio controle), gerados por um especialista (piloto) ou por um sistema microcontrolado (quando a operação da aeronave está em modo autônomo). Para fins de modelagem, tais comandos são entendidos como entradas normalizadas entre ± 1 , que são dadas como valores de referência para os controladores de baixo nível dos servos. Como saída deste bloco, tem-se a orientação do prato oscilante nas direções longitudinal e lateral, representadas por B e A, respectivamente. Em adição, ainda como resultado dos comandos de entrada, obtém-se o passo coletivo do rotor principal θ_{MR} e o passo do rotor de cauda θ_{TR} . Por fim, assumindo que a saída do servo-motor é linear com respeito à largura de pulso de seu sinal PWM [19], tem-se as seguintes relações

$$\Theta_{MR} = k_{1\Theta_{MR}} u_{col} + k_{2\Theta_{MR}} \tag{2.3}$$

$$\Theta_{TR} = k_{1\Theta_{TR}} u_{ped} + k_{2\Theta_{TR}} \tag{2.4}$$

$$B = k_{1B}u_{lat} + k_{2B} (2.5)$$

$$A = k_{1A}u_{lon} + k_{2A}, (2.6)$$

onde k_{1i} e k_{2j} são parâmetros de linearização, que dependem do modelo do helicóptero e da velocidade de rotação do rotor principal. Comumente, assume-se que a velocidade de giro do rotor principal é constante para uma manobra de voo quase-estacionária, dado que um controlador de velocidade de giro (ESC - *Electronic Speed Control*) é instalado nos helimodelos elétricos para este fim.

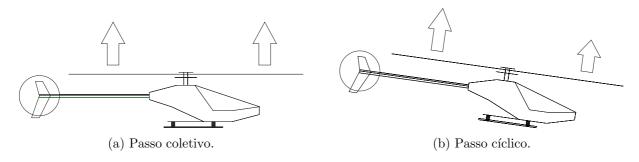


Figura 13: Efeito de comandos de passo coletivo e cíclico.

Vale comentar que, neste trabalho, o controle de mais baixo nível para atuação dos servo-motores não é abordado.

Ao se assumir que a velocidade de giro do rotor principal é constante, para se tenha uma variação na propulsão gerada, faz-se necessário modificar a ângulo de ataque das pás. O sistema de controle do ângulo das pás é baseado no mecanismo do prato oscilante, guiado através dos comandos de passo coletivo, cíclico lateral e cíclico longitudinal. Sendo assim, o ângulo de ataque das pás é uma função cíclica dependente da posição das pás ao redor do eixo do rotor principal, descrito por

$$\Theta(\Psi) = \Theta_{MR} + A\cos\Psi + B\sin\Psi, \tag{2.7}$$

onde Θ_{MR} é o ângulo de ataque médio determinado pelo comando de passo coletivo. Para o helicóptero em questão, assume-se que as pás giram em sentido horário e que a posição de uma pá Ψ é zero quando está sobre a cauda (ver Figura 14).

Segundo a Teoria de Momento, a força de sustentação de uma aeronave de pás rotativas aponta em direção oposta à reação de aceleração da massa de ar através do rotor principal. Figura 15(a) ilustra tal situação. Mais além, segundo a Teoria dinâmica das pás, a magnitude da força de propulsão depende diretamente da configuração física das pás e da situação corrente durante operação. Dentre esses parâmetros, encontra-se o ângulo de ataque da pá Θ , ilustrado na Figura 15(b). Detalhes de tais teorias fogem ao escopo deste trabalho de Tese, podem ser encontradas em [2, 13, 15, 20–23].

De forma similar ao prato oscilante, o movimento de inclinação das pás é uma função

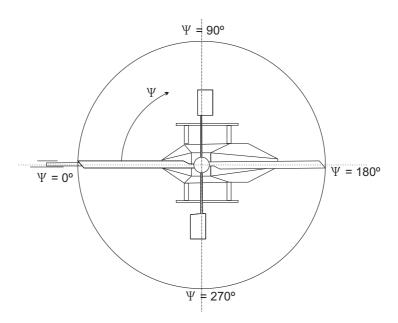
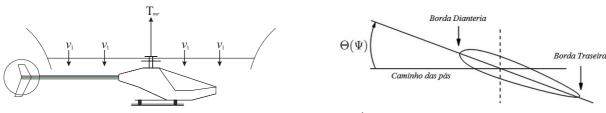


Figura 14: Posição das pás Ψ ao redor do eixo do rotor principal.



(a) Fluxo de ar incidente nas pás.

(b) Ângulo de ataque da pá em relação ao plano formado por sua rotação

Figura 15: Geração da propulsão devido à aceleração da massa de ar pelo rotor principal e pelo ângulo de ataque.

periódica, cuja solução pode ser expressa pela série de Fourier

$$\beta(\Psi) = \beta_0 + \beta_{1c}\cos\Psi + \beta_{1s}\sin\Psi + \beta_{2c}\cos2\Psi + \beta_{2s}\sin2\Psi + \cdots$$
 (2.8)

Segundo [15], em helicópteros convencionais de escala real, a magnitude da segunda harmônica é menor que 10% da magnitude da primeira. Desta forma, a segunda harmônica e as harmônicas de mais alta ordem são comumente desprezadas no processo de modelagem, i.e.,

$$\beta(\Psi) = \beta_0 + \beta_{1c}\cos\Psi + \beta_{1s}\sin\Psi. \tag{2.9}$$

O bloco da Dinâmica das Pás Rotativas determina o módulo e a direção da propulsão gerada pelo rotor principal T_{MR} como função de Θ_{MR} , β_{1s} e β_{1c} , e o módulo da propulsão do rotor de cauda T_{TR} como função de Θ_{TR} , dado que sua orientação é fixa. Conforme mencionado anteriormente, tais valores dependem das relações físicas construtivas da aeronave.

Dado que o ângulo $\beta(\Psi)$ define a orientação da propulsão gerada pelo rotor principal, sua influência no deslocamento longitudinal e lateral do helicóptero é uma consequência do processo cíclico do rotor principal, a qual está ilustrada na Figura 16.

No bloco de Geração de Forças e Torques, o módulo da propulsão do rotor principal e de cauda, associadas às orientações definidas por β_{ls} e β_{lc} , são decompostas em um vetor tridimensional de forças \mathbf{f} e outro de torques $\boldsymbol{\tau}$, que irão atuar no corpo do helicóptero durante sua navegação no espaço Cartesiano.

Com relação às forças que atuam sobre um helicóptero, têm-se as propulsões geradas pelo movimento das pás, o arrasto sobre a fuselagem, devido ao deslocamento da aeronave, e as rajadas de vento incidentes sobre o veículo. Neste trabalho, o arrasto e os efeitos das rajadas de vento foram tratados como distúrbios, dado que os testes de validação foram

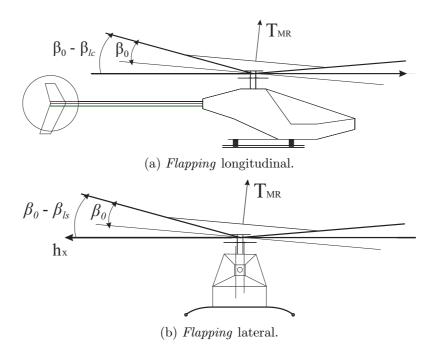


Figura 16: Representação dos ângulos de flapping.

realizados em ambientes internos com o helicóptero se deslocando a baixas velocidades, de modo que a influência desses fosse pequena quando comparada à dinâmica da aeronave durante as manobras de voo. Desta forma, o vetor de forças atuando sobre o corpo do helicóptero pode ser descrito como

Vale lembrar que a força gravitacional atuando sobre a aeronave deve ser incluída nas equações de força, como apresentado nas Seções 2.5 e 2.6.

Com respeito aos momentos e torques atuantes sobre o helicóptero, têm-se o momento resultante da rotação do rotor principal e de cauda, o momento devido ao arrasto aerodinâmico das pás do rotor e o momento devido à aceleração e desaceleração das pás dos rotores.

O vetor de torques resultante da propulsão do rotor principal e de cauda é dado por

$$\begin{bmatrix} {}^{b}L_{T} \\ {}^{b}M_{T} \\ {}^{b}N_{T} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -H_{mz} & -H_{my} & L_{tz} \\ H_{mz} & 0 & H_{mx} & 0 \\ H_{my} & -H_{mx} & 0 & -L_{tx} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} {}^{b}f_{x} \\ {}^{b}f_{y} \\ {}^{b}f_{z} \\ {}^{b}f_{ytr} \end{bmatrix},$$
(2.10)

onde os termos H e L representam as distâncias cartesianas do centro de gravidade (ponto de controle) à origem do plano formado pelo rotor principal e a origem do rotor de cauda. A Figura 17 apresenta os braços das propulsões dos rotores, que resultam nos momentos sobre a aeronave.

Para entender o momento devido ao arrasto aerodinâmico das pás dos rotores, pode-se imaginar a situação onde o helicóptero está pairando e o piloto deseja elevar sua altitude. Para que isto seja feito, o passo coletivo deve ser incrementado, a fim de aumentar o ângulo de ataque das pás e gerar um maior arrasto aerodinâmico das pás na massa de ar. Essa ação causará uma perda de momento angular das pás, que será compensada pela aceleração do motor principal (regulado automaticamente pelo ESC, que é controlador interno de mais baixo nível). Em contrapartida, para compensar o momento gerado pelo sistema, o helicóptero tenderá a girar no sentido oposto ao de giro das pás. Por simplicidade, como mostrado em [2], o momento devido ao arrasto aerodinâmico das pás dos rotores pode ser aproximado por uma relação quadrática em função da propulsão do rotor principal e de cauda, dada por

$$Q_{MR} = A_{MR}T_{MR}^2 + B_{MR}$$
$$Q_{TR} = A_{TR}T_{TR}^2 + B_{TR},$$

onde B_{MR} e B_{TR} são os momentos de arrasto da pás quando o ângulo de ataque é zero. Os coeficientes de inclinação A_{MR} e A_{TR} são uma aproximação da inclinação da curva de crescimento do ângulo de ataque das pás. Em adição, a equação quadrática que aproxima o momento aerodinâmico também inclui o momento gerado pela aceleração e desaceleração

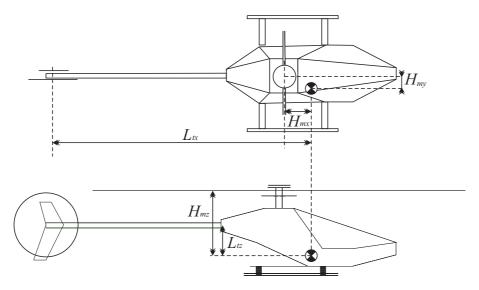


Figura 17: Definição dos braços de força aplicadas ao helicóptero, responsáveis pelos momentos aplicados à aeronave.

das pás dos rotores.

Assumindo que o momento gerado pela rotação das pás devido ao arrasto aerodinâmico é perpendicular ao plano formado pelo rotor principal, sua orientação será função de $\beta 1c$ e $\beta 1s$, e será dada por

$$\begin{bmatrix} {}^{b}L_{Q} \\ {}^{b}M_{Q} \\ {}^{b}N_{Q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{MR} \sin \beta_{1c} \\ Q_{MR} \sin \beta_{1s} - Q_{TR} \\ Q_{MR} \cos \beta_{1c} \cos \beta_{1s} \end{bmatrix}.$$
(2.11)

O vetor de torque resultante é dado por

$${}^{b}\tau = \begin{bmatrix} Q_{MR} \sin \beta_{1c} \\ Q_{MR} \sin \beta_{1s} - Q_{TR} \\ Q_{MR} \cos \beta_{1c} \cos \beta_{1s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -H_{mz} & -H_{my} & L_{tz} \\ H_{mz} & 0 & H_{mx} & 0 \\ H_{my} & -H_{mx} & 0 & -L_{tx} \end{bmatrix} \begin{vmatrix} {}^{b}f_x \\ {}^{b}f_y \\ {}^{b}f_z \\ {}^{b}f_{ytr} \end{vmatrix}.$$
(2.12)

Vale antecipar que na Seção 2.6 o momento gerado pela rotação das pás devido ao arrasto aerodinâmico é descrito como um distúrbio no sistema a controlar.

Por fim, o bloco da Dinâmica do Corpo Rígido descrito pelas equações de movimento translacional e rotacional da aeronave, quando sujeita a uma ação de forças e torques. Sua saída fornece a posição, orientação e velocidades linear e angular do helicóptero com respeito ao referencial inercial, além da taxa de variação da orientação do veículo em relação a seu próprio sistema de referência.

2.3 Princípio de Funcionamento de um Quadrimotor

Esta seção descreve os princípios básicos de navegação de um veículo aéreo de quatro pás rotativas, também conhecido como quadrimotor. Primeiramente, é importante dizer que, assim como um helicóptero, esta aeronave necessita de no mínimo seis variáveis para determinar sua posição e orientação no espaço cartesiano, definidas por ξ e η , respectivamente. Sua estrutura básica pode ser representada pela Figura 8(b) e o aeromodelo utilizado nesse trabalho é mostrado na Figura 18.

Ao contrário de um helicóptero, um quadrimotor possui um conjunto de quatro motores armados em forma de cruz, que são acionados de forma independente. A variação coletiva das forças de propulsão, resultante da velocidade angular dos motores, governa a navegação tridimensional da aeronave. É importante dizer que as pás desses veículos apresentam comumente um ângulo de ataque fixo.

A ilustração do movimento obtido pelas variações de velocidade angular dos motores é mostrada na Figura 19 [24]. Como se pode verificar, dois motores opostos giram em sentido horário, enquanto os outros dois giram em sentido anti-horário, configuração que elimina o efeito de anti-torque na fuselagem causado pela rotação das pás pelos motores.

Por fim, vale dizer que os quadrimotores ainda são muito pouco frequentes, em termos de uso cotidiano, ainda que sejam mais estáveis e apresentem todas as características de voo de um helicóptero. Entretanto, eles possuem uma baixa capacidade de carga em voo, quando comparados a um helicóptero com dimensões similares [15].

Dado que um quadrimotor é um veículo composto de quatro motores simetricamente distribuídos ao redor de um corpo rígido, seu deslocamento no espaço é dado pela variação



Figura 18: Ar.Drone Parrot.

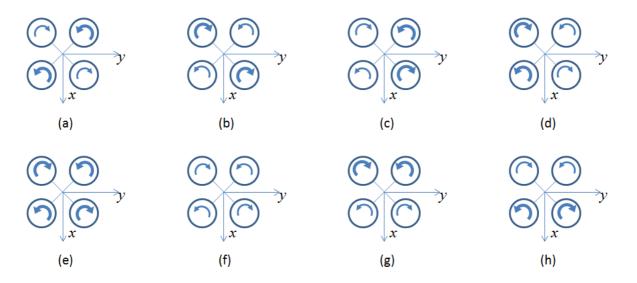


Figura 19: Ilustração do movimento do quadrimotor obtido pelas variações de velocidade angular dos motorores. (a) Guinada no sentido anti-horário, (b) Guinada no sentido horário, (c) Rolagem no sentido anti-horário (d) Rolagem no sentido horário, (e) Movimento vertical de decolagem, (f) Movimento vertical de aterrissagem, (g) Arfagem no sentido anti-horário, (h) Arfagem no sentido horário.

de velocidade conjunta de cada um de seus motores, os quais estão diretamente acoplados às hélices. O perfil da hélice associado a sua velocidade de giro resulta na geração de uma força de propulsão. Conforme pode ser visto na Figura 9, as forças de propulsão geradas por cada um dos seus motores estão todas apontadas na direção bz no sistema de referência da aeronave, e são sempre positivas.

Nesse trabalho, o modelo de baixo nível adotado para o ArDrone Parrot pode ser detalhado conforme ilustração da Figura 20.

Para o ArDrone Parrot, o sistema de baixo nível é responsável por sua estabilização horizontal (ancoragem) e vertical (controle de altitude). Em outras palavras, um controlador interno é responsável pela execução de manobras de voo pairado (hovering), quando nenhuma ação de controle externa é enviada ao veículo.

O primeiro bloco refere-se ao controlador de mais baixo nível, composto por uma malha de controle interna, aqui definida por um controlador PD. Tal bloco recebe os comandos enviados por um joystick ou por uma controlador automático, que são definidos nesta ordem: ângulo de arfagem θ_d , ângulo de rolagem ϕ_d , taxa de guinada $\dot{\psi}_d$ e taxa de elevação vertical \dot{z}_d . Como saída, tem-se as variação de tensão necessárias para alteração das velocidades angulares dos motores e, consequentemente, da rota de voo da aeronave. Em outras palavras, este bloco é definido por

onde $\tilde{\phi} = \phi_d - \phi$ é o erro de rolagem existente entre o valor comandado e o valor corrente da aeronave. Similarmente, tem-se os erros de arfagem $\tilde{\theta}$, da taxa de guinada $\dot{\tilde{\psi}}$ e da taxa de variação de altitude $\dot{\tilde{z}}$. As constantes k_{pi} e k_{di} são os ganhos proporcionais e derivativos do controlador de estabilização de mais baixo nível da aeronave.

Nota 2 Os comandos u_i enviados pelo joystick ou controlador automático estão normalizados entre ± 1 . Logo, para determinação do valor desejado de rolagem, por exemplo,



Figura 20: Diagrama de blocos do modelo de baixo nível do ArDrone.

faz-se $\phi_d = u_\phi \phi_{\text{max}}$, onde ϕ_{max} determina o máximo valor de escala adotado. Uma análise similar é realizada para os demais sinais de controle de baixo nível.

Nota 3 Os motores do ArDrone não estão alinhados com os eixos ^bx e ^by, e sim rotacionados em 45°. Desta forma, para execução de qualquer manobra lateral ou longitudinal, faz-se necessário o acionamento conjunto de todos os motores, diferentemente de outros trabalhos encontrados na literatura.

Tomando agora o segundo bloco do diagrama e considerando a modelagem dos motores brushless do ArDrone idêntica aos motores CC convencionais de escova, tem-se que

$$v_m = L_m \frac{di_a}{dt} + R_m i_a + v_b, \tag{2.14}$$

onde v_m é a tensão aplicada ao motor, L_m e R_m representam a indutância e a resistência do motor e i_a é a corrente de armadura. v_b é a força contra-eletromotriz, dada por

$$v_b = k_b \omega_m, \tag{2.15}$$

onde k_b é uma constante interna que envolve o fluxo do campo magnético Φ (considerado constante nesta abordagem) e ω_m é a velocidade angular desenvolvida pelo motor. Em adição, o torque produzido no eixo no motor é dado por

$$\tau_m = k_m i_a, \tag{2.16}$$

onde k_m é uma constante interna que também envolve o valor de Φ .

Considerando que o motor está conectado ao rotor através de uma relação de engrenagem, a equação da inércia rotacional é dada por

$$J_m \frac{d}{dt} \omega_m + B_m \omega_m = \tau_m - \frac{\tau_l}{r}, \tag{2.17}$$

onde J_m é o momento de inércia do motor, B_m representa um termo dissipativo, r é a relação de engrenagens e τ_l é o torque de carga.

Considerando que a constante de tempo elétrica é muito menor que a mecânica, i.e., $\frac{L_m}{R_m} \ll \frac{J_m}{B_m}$, ao associar (2.14), (2.15), (2.16) e (2.17), tem-se

$$\frac{RJ_m}{k_m}\frac{d}{dt}\omega_m + \left(\frac{RB_m}{k_m} + k_b\right)\omega_m = v - \frac{R}{rk_m}\tau_l. \tag{2.18}$$

Nota 4 A relação entre v_m e ω_m apresentada em (2.18) é aplicada a cada um dos motores do veículo, sendo que $v_m = v_{mo} + \Delta v_m$, onde v_{mo} é a contribuição de tensão necessária para

que a aeronave execute uma manobra de hovering. Em outras palavras, v_{mo} representa o valor de tensão necessário para compensar o peso do ArDrone através de seus propulsores.

O modelo de propulsão, conforme discutido em [14], pode ser representado por

$$f = C_f \omega_m^2, \tag{2.19}$$

$$\tau_l = C_\tau \omega_m^2 \tag{2.20}$$

onde C_f e C_τ são constantes paramétricas aerodinâmicas dependentes do número, largura e forma das pás do rotor, do raio interno e externo do fluxo de ar pelo rotor, da densidade do ar, dentre outras, que se assume constantes para aplicações restritas.

Note-se que as Equações (2.18), (2.19) e (2.20) são idênticas para cada um dos motores do ArDrone. Entretanto, deve-se ter em mente que os valores de tensão e velocidade de cada motor devem ser corretamente associados. Caso isto seja respeitado, as forças f_1, f_2, f_3, f_4 ilustradas na Figura 9 poderão ser aplicadas ao modelo de corpo rígido da aeronave. Vale comentar que f_k são denominadas sinais de controle indiretos de alto nível, por não existir uma forma de aplicação direta através dos atuadores.

2.4 Modelo Cinemático de um VANT

A representação de postura de um VANT no sistema de referência inercial $\langle g \rangle$ do espaço tridimensional é dada por ${}^g\mathbf{q} = [\xi \ \eta]^T$, onde $\xi = [x \ y \ z]^T \in \mathbb{R}^3$ representa seu deslocamento longitudinal, lateral e normal, e $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3$ indica os ângulos de rolagem, arfagem e guinada. Visualizando a Figura 9 e tendo em conta o referencial do corpo do veículo $\langle b \rangle$, tem-se ${}^b\mathbf{v} = [\Upsilon \ \Omega]^T$, onde $\Upsilon = [u \ v \ w]^T \in \mathbb{R}^3$ são as velocidades lineares do veículo e $\Omega = [p \ q \ r]^T \in \mathbb{R}^3$ são suas velocidades angulares em $\langle b \rangle$.

De uma forma similar a [21], a relação de velocidades entre os sistemas de referência inercial $\langle g \rangle$ e do corpo do veículo $\langle b \rangle$, define o modelo cinemático da aeronave dado por

$${}^{b}\mathbf{v} = J(\eta)^{g}\dot{\mathbf{q}},\tag{2.21}$$

onde $J(\cdot)$ é a matriz Jacobiana que relaciona tais sistemas de referência, descrita por

$$J(\eta) = \begin{bmatrix} \mathcal{R} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & W_{\eta} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{6 \times 6}.$$
 (2.22)

Por sua vez, tem-se que $\mathcal{R} \in SO(3)$ é a matriz de rotação definida por

$$\mathcal{R} = \begin{bmatrix}
\cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\phi & -\sin\theta \\
\sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\
\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta
\end{bmatrix}, (2.23)$$

e a transformação das velocidades rotacionais no referencial global para o referencial do veículo dada por

$$\Omega = W_{\eta}\dot{\eta} = \begin{bmatrix}
1 & 0 & -\sin\theta \\
0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\
0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta
\end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$
(2.24)

2.5 Modelo Dinâmico de Alto Nível de um VANT segundo Newton-Euler

Em [10], as equações físicas de movimento de Newton-Euler são utilizadas para representar o modelo dinâmico de helicóptero miniatura, controlado através dos comandos de rolagem, arfagem, guinada e propulsão enviados por um rádio controle. A fim de detalhar mais o modelo da aeronave, os autores agregam os princípios básicos da aerodinâmica para representação dos termos de propulsão associados a uma manobra de voo. Em adição, esse trabalho apresenta em sua modelagem a interação entre o flybar e o rotor principal, enfatizando o aumento da estabilidade da aeronave durante tarefas de voo assistido. Já em [5] técnicas de linearização aproximada são aplicadas ao modelo dinâmico obtido para a realização de tarefas de seguimento de referências de posição e de ângulo de guinada. Ainda neste contexto, em [6] o modelo simplificado de um helicóptero miniatura obtido segundo as equações de Newton-Euler é utilizado na proposta de uma estratégia de controle servo-visual, com estabilidade demonstrada, utilizando técnicas de back-steppinq. Em [20], o modelo dinâmico analítico simplificado é obtido com a finalidade de projeto e simulação de sistemas de controle de voo para realização de manobras acrobáticas utilizando helicópteros miniatura. Já em [7], após descrição matemática da cinemática e da dinâmica de um helicóptero, um controlador aninhado (em cascata) é proposto para controlar a orientação do veículo (em um laço de controle mais interno, i.e., nível inferior) e sua posição tridimensional (em um nível de controle superior onde são definidas as missões de voo). Nos trabalhos de [8], as equações de Newton-Euler são utilizadas para representar o modelo de corpo rígido de um helicóptero em uma tarefa de aterrissagem sobre um navio utilizando um sistema de cabos como guia, o qual possibilita a medição dos ângulos de elevação e de azimute em relação à plataforma de pouso. Para estabilizar cada uma das variáveis de posição e orientação do sistema helicóptero-navio são projetados controladores do tipo PD. Já em [9], o modelo dinâmico da aeronave é representado no espaço de estados, após linearização, e, em seguida, é utilizado no projeto de um controlador ótimo para realização de tarefas de seguimento de trajetória. Uma linearização do modelo completo também é apresentada em [1], seguida da identificação dos parâmetros do modelo dinâmico do helicóptero, utilizando métodos de erro de predição, e do projeto de controladores PID para quatro sub-sistemas SISO.

Através da formulação de Newton-Euler, como apresentada em [1, 5–10], tem-se

$$\begin{bmatrix} mI_3 & \mathbf{0}_{3\times 3} \\ \mathbf{0}_{3\times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Upsilon} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Omega \times m\Upsilon \\ \Omega \times \mathbf{I}\Omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} {}^b f \\ {}^b \tau \end{bmatrix}, \tag{2.25}$$

onde $I_3 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ é a matriz de identidade, $\mathbf{I} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ é a matriz de inércia e m é a massa do veículo. Além disso, $\dot{\Upsilon}$ e $\dot{\Omega}$ são os vetores de aceleração linear e angular, respectivamente. Por fim, ${}^b f$ e ${}^b \tau$ são os vetores de forças e torques aplicados ao veículo, expressos no sistema de coordenadas estabelecido em seu centro de gravidade, sendo

$${}^{b}f = \mathcal{R}^{T} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad \text{e} \quad {}^{b}\tau = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix},$$

onde g é a constante de aceleração gravitacional e os termos $\{X,Y,Z\}$ e $\{L,M,N\}$ são, respectivamente, o somatório de forças (exceto aquelas geradas pelo vetor gravidade) e torques que atuam sobre o corpo do veículo, dependendo de sua configuração.

A matriz de inércia citada anteriormente é dada por

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}.$$
 (2.26)

Em alguns trabalho, considera-se somente os termos de maior magnitude, os quais compõem a diagonal principal da matriz, i.e.,

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}. \tag{2.27}$$

Isto pode ser admitido caso se assuma a simetria de um helicóptero ou de um quadrimotor

em relação ao plano xz. Nesse caso, I_{xy} e I_{yz} são iguais a zero, enquanto I_{xz} é distinto de zero, porém com uma magnitude muito inferior aos elementos da diagonal principal, sendo, portanto, desconsiderado [10].

Desenvolvendo (2.25), encontram-se as equações de um corpo rígido de seis graus de liberdade, dadas por

$$\dot{u} = vr - wp - g \operatorname{sen} \theta + X/m
\dot{v} = wp - ur + g \operatorname{sen} \phi \cos \theta + Y/m
\dot{w} = uq - vp + g \cos \phi \cos \theta + Z/m
\dot{p} = qr(I_{yy} - I_{zz})/I_{xx} + L/I_{xx}
\dot{q} = pr(I_{zz} - I_{xx})/I_{yy} + M/I_{yy}
\dot{r} = pq(I_{xx} - I_{yy})/I_{zz} + N/I_{zz}.$$
(2.28)

Comumente, a Equação (2.24) completa o modelo dinâmico de alto nível descrito segundo as equações de Newton-Euler.

2.6 Modelo Dinâmico de Alto Nível de um VANT segundo Euler-Lagrange

Uma segunda forma de representação do modelo dinâmico de um VANT é através da formulação de Euler-Lagrange, de modo similar aos trabalhos [10–12], e que será utilizada na proposta dos controladores apresentados no Capítulo 3. Nesse caso, uma aeronave (representada como um corpo rígido sujeito à ação de forças e torques externos) pode ser descrita pela função Lagrangiano L, a qual representa a diferença entre a energia total cinética K e a potencial U,

$$L = K - U = \frac{1}{2}m\dot{\xi}^T\dot{\xi} + \frac{1}{2}\Omega^T\mathbf{I}\Omega - mgz,$$
(2.29)

onde m é a massa total do veículo e g é a aceleração gravitacional. $\Omega \in \mathbb{R}^{3\times 3}$ e $\mathbf{I} \in \mathbb{R}^{3\times 3}$ representam o vetor de velocidade angular do veículo em $\langle b \rangle$ e a matriz de inércia do corpo rígido, definidos, respectivamente, por (2.24) e (2.26).

Para que o modelo dinâmico seja obtido, L deve satisfazer a restrição de Euler-Lagrange, dada por

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \mathbf{q}} = \begin{bmatrix} {}^{g}\mathbf{f} \\ {}^{g}\boldsymbol{\tau} \end{bmatrix}, \tag{2.30}$$

onde ${}^g\mathbf{f}$ e ${}^g\boldsymbol{\tau}$ representam as forças e torques aplicados ao sistema.

O vetor de forças ${f f}$, que representa as entradas de controle translacional indiretas, é dado por

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} f_x & f_y & f_z \end{bmatrix}^T = \mathcal{R} \mathcal{A}_t \begin{bmatrix} f_1 & f_2 & f_3 & f_4 \end{bmatrix}^T, \tag{2.31}$$

onde \mathcal{R} é a matriz de rotação e \mathcal{A}_t é a matriz que relaciona o arrasto gerado pelos propulsores do veículo e a força total atuando sobre ele. Para um helicóptero e um quadrimotor, essa matriz é dada, respectivamente, por

$$\mathcal{A}_{th} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{e} \quad \mathcal{A}_{tq} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}. \tag{2.32}$$

Observando a matriz \mathcal{A}_t correspondente ao quadrimotor, é possível concluir que todas as forças de propulsão estão apontadas para cima, na direção do eixo bz . Desta forma, a execução de uma manobra depende da variação da velocidade de cada motor individualmente e, portanto, de cada propulsão gerada. Diferentemente, no helicóptero, a força de propulsão principal tem sua direção determinada pelos ângulos de ataque das pás principais, enquanto a propulsão de cauda produz movimentos de guinada, além de compensar o efeito de anti-torque causado pela reação da fuselagem ao giro do sistema que compõe o rotor principal.

De forma similar, o vetor de torques τ , que indica as entradas de controle rotacional indiretas, é dado por

$$\boldsymbol{\tau} = \begin{bmatrix} \tau_{\phi} & \tau_{\theta} & \tau_{\psi} \end{bmatrix}^T = \mathcal{A}_r \begin{bmatrix} f_1 & f_2 & f_3 & f_4 \end{bmatrix}^T, \tag{2.33}$$

onde a matriz A_r corresponde aos braços das forças responsáveis por gerar os torques que irão atuar no corpo da aeronave. Para um helicóptero, essa matriz é

$$\mathcal{A}_{rh} = \begin{bmatrix} 0 & -H_{mz} & -H_{my} & L_{tz} \\ H_{mz} & 0 & H_{mx} & 0 \\ H_{my} & -H_{mx} & 0 & -L_{tx} \end{bmatrix},$$
(2.34)

onde H_{mx} , H_{my} e H_{mz} representam a distância cartesiana entre a origem do plano formado pelo rotor principal e o centro de gravidade do veículo, e L_{tx} e L_{tz} representam a distância cartesiana entre o rotor de cauda e o ponto de controle (comumente coincidente com o centro de gravidade). Para um quadrimotor, tem-se

$$\mathcal{A}_{r_q} = \begin{bmatrix} k_1 & k_1 & -k_1 & -k_1 \\ -k_1 & k_1 & k_1 & -k_1 \\ k_2 & -k_2 & k_2 & -k_2 \end{bmatrix}, \tag{2.35}$$

onde k_1 representa a distância entre a origem do sistema de referências no corpo da aeronave e o ponto onde a força de propulsão é aplicada, e k_2 representa a relação entre o torque gerado pelo motor e sua correspondente propulsão.

Dando continuidade, observe que o sistema descrito por (2.29) não há uma relação explícita entre $\dot{\xi}$ e $\dot{\eta}$, isto é, não há termos cruzados (correlacionados) de velocidades translacionais e rotacionais no Lagrangiano. Portanto, a equação de Euler-Lagrange pode ser divida em dinâmica referente às coordenadas de translação ξ e de rotação η . Sendo assim, o Lagrangiano translacional é dado por

$$L_t = \frac{1}{2}m(\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2) - mgz \tag{2.36}$$

e sua dinâmica, a partir de (2.30), é dada por

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L_t}{\partial \dot{\xi}} \right) - \frac{\partial L_t}{\partial \xi} = m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} + g \end{bmatrix} = \mathbf{f}. \tag{2.37}$$

Enquanto isso, a dinâmica do Lagrangiano rotacional dado por

$$L_r = \frac{1}{2} \Omega^T \mathbf{I} \Omega = \frac{1}{2} \dot{\eta}^T W_{\eta}^T \mathbf{I} W_{\eta} \dot{\eta}, \qquad (2.38)$$

após aplicar (2.30), é representada por

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L_r}{\partial \dot{\eta}} \right) - \frac{\partial L_r}{\partial \eta} = \frac{d}{dt} \left[\frac{\partial}{\partial \dot{\eta}} \left(\frac{1}{2} \dot{\eta}^T W_{\eta}^T \mathbf{I} W_{\eta} \dot{\eta} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{1}{2} \dot{\eta}^T W_{\eta}^T \mathbf{I} W_{\eta} \dot{\eta} \right)
= \frac{d}{dt} \left[\frac{\partial}{\partial \dot{\eta}} \left(\frac{1}{2} \dot{\eta}^T \mathbf{M}_r \dot{\eta} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{1}{2} \dot{\eta}^T \mathbf{M}_r \dot{\eta} \right)
= \mathbf{M}_r \ddot{\eta} + \dot{\mathbf{M}}_r \dot{\eta} - \frac{1}{2} \dot{\underline{\eta}}^T \frac{\partial \mathbf{M}_r}{\partial \eta} \dot{\eta} = \boldsymbol{\tau}, \tag{2.39}$$

onde
$$\mathbf{M}_r = W_{\eta}^T \mathbf{I} W_{\eta}$$
 e $\underline{\dot{\eta}} = \begin{bmatrix} \dot{\eta} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \dot{\eta} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \dot{\eta} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{9 \times 3}$.

Por fim, o modelo dinâmico não linear deste sistema pode ser escrito como

$$\begin{bmatrix} mI_3 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{M}_r(\eta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\xi} \\ \ddot{\eta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_r(\eta, \dot{\eta}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{G}(g) \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f} \\ \boldsymbol{\tau} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{D}_t \\ \mathbf{D}_r \end{bmatrix}, \tag{2.40}$$

onde $\mathbf{C}_r(\eta,\dot{\eta}) = \dot{\mathbf{M}}_r - \frac{1}{2}\dot{\underline{\eta}}^T \frac{\partial \mathbf{M}_r}{\partial \eta} \in \mathbb{R}^{3\times3}$ é a matriz rotacional de Coriolis e forças centrípetas, e $\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & mg \end{bmatrix}^T$ é o vetor de força gravitacional. \mathbf{D} representa aqui o vetor de distúrbio e forças de fricção atuando sobre a aeronave, o qual inclui os efeitos aerodinâmicos da fuselagem, a resistência do ar, rajadas de vento, efeitos do solo e dentre outros. Por simplicidade matemática, a Equação (2.40) pode-se representar como

$$\mathbf{M}(\mathbf{q})\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{G} = \tau - \mathbf{D},\tag{2.41}$$

e as propriedades a seguir podem ser observadas:

- i. $\mathbf{M}(\mathbf{q})$ é simétrica e definida positiva;
- ii. $\mathbf{M}(\mathbf{q})^{-1}$ existe e é também definida positiva;
- iii. $\mathbf{C}(\mathbf{q}, \mathbf{0}) = \mathbf{0} \ \forall q \in \mathbb{R}^3$;
- iv. $\mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}}$ é uma forma quadrática em $\dot{\mathbf{q}}$;
- v. $\mathbf{N} = \dot{\mathbf{M}} 2\mathbf{C} = \dot{\mathbf{q}}^T \frac{\partial \mathbf{M}}{\partial \mathbf{q}} \dot{\mathbf{M}}$ é anti-simétrica se $\mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})$ é obtida através dos símbolos de Christofell.

Considerando agora somente a parte rotacional do modelo dinâmico de alto nível da aeronave, pode-se escrever a matriz de inércia como sendo

$$\mathbf{M}_{r} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy}c_{\phi} - I_{xz}s_{\phi} & -I_{xx}s_{\theta} + I_{xy}s_{\phi}c_{\theta} \\ +I_{xz}c_{\phi}c_{\theta} & +I_{xz}c_{\phi}c_{\theta} \\ I_{xy}c_{\phi} - I_{xz}s_{\phi} & I_{yy}c_{\phi}^{2} + I_{zz}s_{\phi}^{2} & I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta} \\ -2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi} & +I_{yz}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{yz}s_{\phi}^{2}c_{\theta} \\ -I_{xx}s_{\theta} + I_{xy}s_{\phi}c_{\theta} & I_{xx}s_{\theta}^{2} + I_{yy}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} \\ +I_{yz}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{yz}s_{\phi}^{2}c_{\theta} & +I_{zz}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} \\ +I_{xz}c_{\phi}c_{\theta} & -I_{xy}c_{\phi}s_{\theta} + I_{xz}s_{\phi}s_{\theta} & -2I_{xz}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} + 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} \end{bmatrix}.$$

$$(2.42)$$

As propriedades apresentadas para (2.41), verifica-se para \mathbf{M}_r e \mathbf{C}_r , uma vez que \mathbf{M} e \mathbf{C} são matrizes bloco diagonal. Sendo assim, ao observar \mathbf{M}_r em (2.42), verifica-se sua propriedade de matriz simétrica. Além do mais, pode-se verificar que \mathbf{M}_r é definida positiva e que existe \mathbf{M}_r^{-1} também definida positiva.

No que se refere à matriz de Coriolis e forças centrífugas da parte rotacional do sistema, tem-se $\mathbf{C}_r(\eta, \dot{\eta}) = \dot{\mathbf{M}}_r - \frac{1}{2} \dot{\underline{\eta}}^T \frac{\partial \mathbf{M}_r}{\partial \eta}$, onde

$$\dot{\mathbf{M}}_{r} = \begin{bmatrix} 0 & -I_{xy}\dot{\phi}s_{\phi} - I_{xz}\dot{\phi}c_{\phi} & -I_{xx}\dot{\phi}c_{\theta} \\ -I_{xy}\dot{\phi}s_{\phi} - I_{xz}\dot{\phi}c_{\phi} & +I_{xy}(\dot{\phi}c_{\phi}c_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}s_{\theta}) \\ -I_{xz}(\dot{\phi}s_{\phi}c_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta}) & -I_{xz}(\dot{\phi}s_{\phi}c_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta}) \\ -I_{xy}\dot{\phi}s_{\phi} - I_{xz}\dot{\phi}c_{\phi} & +2I_{zz}\dot{\phi}s_{\phi}c_{\phi} & -I_{zz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ -2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}) & +I_{yz}(-4\dot{\phi}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta} - \dot{\theta}c_{\phi}^{2}s_{\theta} + \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta}) \\ +I_{xy}(\dot{\phi}c_{\phi}s_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta}) & -I_{zz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +I_{xy}(\dot{\phi}c_{\phi}c_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}s_{\phi}) & +I_{xy}(\dot{\phi}s_{\phi}c_{\theta} - \dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +I_{xy}(\dot{\phi}c_{\phi}c_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) & -I_{zz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ -I_{xz}(\dot{\phi}s_{\phi}c_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta}) & +I_{xy}(\dot{\phi}s_{\phi}c_{\theta}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) \\ -I_{xz}(\dot{\phi}s_{\phi}c_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta}) & +I_{xy}(\dot{\phi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} + \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta}^{2}) \\ -2I_{xy}(\dot{\phi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} + \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) \\ -2I_{xy}(\dot{\phi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} + \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ +2I_{yz}(\dot{\phi}c_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}^{2} - \dot{\phi}s_{\phi$$

$$e^{\pi}\partial \mathbf{M}_{r}$$

$$\begin{bmatrix} I_{yy}(-2\dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi} + \dot{\psi}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - \dot{\psi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}) & I_{yy}(\dot{\theta}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}^{2}c_{\theta} + 2\dot{\psi}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^{2}) \\ +I_{zz}(2\dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi} - \dot{\psi}c_{\phi}^{2}c_{\theta} + \dot{\psi}s_{\phi}^{2}c_{\theta}) & -I_{zz}(\dot{\theta}c_{\phi}^{2}c_{\theta} + 2\dot{\psi}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^{2}) \\ +I_{xy}(-\dot{\phi}s_{\phi} + \dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}) & +I_{xy}(\dot{\phi}c_{\phi}c_{\theta} + \dot{\theta}s_{\phi}s_{\theta} - 2\dot{\psi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \\ +I_{xz}(-\dot{\phi}c_{\phi} + \dot{\psi}c_{\phi}s_{\theta}) & +I_{xz}(-\dot{\phi}s_{\phi}c_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta} - 2\dot{\psi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \\ -2I_{yz}(\dot{\theta}c_{\phi}^{2} - \dot{\theta}s_{\phi}^{2} + 2\dot{\psi}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) & +2I_{yz}(-\dot{\phi}s_{\phi}c_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta} + 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \\ -I_{xx}\dot{\psi}c_{\theta} & +I_{xz}\dot{\psi}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} & +I_{xz}(-\dot{\phi}s_{\phi}c_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta} + 2\dot{\psi}s_{\phi}c_{\theta}c_{\theta}) \\ -I_{xy}\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta} & +I_{zz}\dot{\psi}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} & +I_{yz}(\dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} + 2\dot{\psi}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) \\ -I_{xy}\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta} & +I_{yz}(\dot{\phi}s_{\phi}^{2}s_{\theta} - \dot{\psi}c_{\phi}^{2}s_{\theta}) & -I_{xy}(\dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} + 2\dot{\psi}s_{\phi}c_{\theta} - 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) \\ -I_{xz}(\dot{\theta}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} + 2\dot{\psi}s_{\phi}c_{\theta} - 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) & -I_{xy}(\dot{\phi}s_{\phi}s_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}c_{\theta} + 2\dot{\psi}s_{\phi}c_{\theta}^{2} - 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) \\ -I_{xz}(\dot{\theta}c_{\phi}s_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta} + 2\dot{\psi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} - 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) & -I_{xy}(\dot{\theta}s_{\phi}s_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}c_{\theta} + 2\dot{\psi}s_{\phi}c_{\theta}^{2} - 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) \\ +I_{yz}(\dot{\theta}s_{\phi}^{2}s_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta} + 2\dot{\psi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} - 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) & -I_{xy}(\dot{\theta}s_{\phi}s_{\theta} + \dot{\theta}c_{\phi}c_{\theta} + 2\dot{\psi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} - 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) \\ +I_{yz}(\dot{\theta}s_{\phi}^{2}s_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta} + 2\dot{\psi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} - 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) & -I_{xy}(\dot{\theta}s_{\phi}s_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta} + 2\dot{\psi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} - 2\dot{\psi}s_{\phi}s_{\theta}^{2}) \\ +I_{yz}(\dot{\theta}s_{\phi}^{2}s_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta} + 2\dot{\psi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} - 2\dot{\psi}c_{\phi}s_{\theta}^{2}) & +I_{yz}(\dot{\theta}s_{\phi}s_{\theta} - \dot{\theta}s_{\phi}c_{\theta} + 2\dot{\psi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} - 2\dot{\psi}c_{\phi}s_{\theta}^{2}) \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \end{bmatrix}$$

É fácil verificar a propriedade de que a matriz de Coriollis é igual a zero se as velocidades generalizadas η são nulas, isto é, $\mathbf{C}(\eta, \mathbf{0}) = \mathbf{0} \ \forall \mathbf{q} \in \mathbb{R}^3$. Quanto à propriedade de anti-simetria, não é possível dizer diretamente que a matriz

$$\mathbf{N} = \dot{\mathbf{M}} - 2\mathbf{C} = \dot{\underline{\eta}}^T \frac{\partial \mathbf{M}}{\partial \eta} - \dot{\mathbf{M}}$$

é anti-simétrica, dado que $\mathbf{C}(\eta, \dot{\eta})$ não foi obtida mediante os símbolos de Christofell.

Entretanto, tal propriedade pode ser obtida reorganizando os termos do produto $\mathbf{N}\dot{\eta}$, expresso como

$$\mathbf{N}\dot{\eta} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}\dot{\theta}\left(-2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} + 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}\right) + \dot{\psi}\dot{\psi}\left(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^{2}\right) + \\ \dot{\theta}\dot{\psi}\left(2I_{yy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - 2I_{yy}s_{\phi}^{2}c_{\theta} - 2I_{zz}c_{\phi}^{2}c_{\theta} + 2I_{zz}s_{\phi}^{2}c_{\theta} + I_{xx}c_{\theta}\right) + \dot{\theta}\dot{\psi}\left(I_{xx}c_{\theta} - I_{xx}c_{\theta}\right) \\ \dot{\phi}\dot{\theta}\left(2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} - 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}\right) + \dot{\phi}\dot{\psi}\left(-2I_{xx}c_{\theta} - I_{yy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} + I_{yy}s_{\phi}^{2}c_{\theta} + I_{zz}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}^{2}c_{\theta}\right) + \\ \dot{\theta}\dot{\psi}\left(-I_{yy}s_{\phi}c_{\psi}s_{\theta} + I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}\right) + \dot{\psi}\dot{\psi}\left(2I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} - 2I_{yy}s_{\phi}^{2}s_{\theta}c_{\theta} - 2I_{zz}c_{\phi}^{2}s_{\theta}c_{\theta}\right) + \\ \dot{\phi}\dot{\psi}\left(I_{yy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{yy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} + I_{yy}s_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{yz}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{zz}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}^{2}c_{\theta}\right) \\ \dot{\phi}\dot{\theta}\left(I_{xx}c_{\theta} - I_{yy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{yy}s_{\phi}^{2}c_{\theta} + I_{zz}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}^{2}c_{\theta}\right) + \dot{\phi}\dot{\psi}\left(-2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^{2} + 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^{2}\right) + \\ \dot{\theta}\dot{\theta}\left(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}\right) + \dot{\theta}\dot{\psi}\left(-2I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} + 2I_{yy}s_{\phi}^{2}s_{\theta}c_{\theta} + 2I_{zz}c_{\phi}^{2}s_{\theta}c_{\theta}\right)$$

em

Após obter a matriz $\mathbf N$ na forma anti-simétrica, é possível obter uma nova matriz de Coriolis e forças centrípetas dada por $\mathbf C_r(\eta,\dot\eta)=\frac{1}{2}\left(\dot{\mathbf M}_r(\eta)-\mathbf N\right)$, i.e.

$$\mathbf{C}_{r} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi} \\ +I_{yz}c_{\phi}^{2} - I_{yz}s_{\phi}^{2}) + \\ \dot{\psi}(-I_{z}I_{xx}c_{\theta} - I_{zy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} \\ +I_{yz}c_{\phi}^{2} - I_{yy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} \\ +I_{yz}c_{\phi}^{2} - I_{zy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} \\ +I_{yy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{zy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} \\ +I_{z}I_{yy}s_{\phi}^{2}c_{\theta} + I_{z}I_{zy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} \\ +I_{z}I_{yy}s_{\phi}^{2}c_{\theta} + I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) + \\ \dot{\psi}(-I_{xy}s_{\phi} - I_{xz}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(-I_{xy}s_{\phi} - I_{xz}c_{\phi}) + \\ \dot{\psi}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} + I_{zz}s_{\phi}c_{\phi} \\ -I_{yz}c_{\phi}^{2} + I_{yz}c_{\phi}^{2}c_{\theta} \\ +I_{z}I_{yy}c_{\phi}^{2}c_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) + \\ \dot{\psi}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\phi} \\ +I_{xz}c_{\phi}s_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\phi} \\ +I_{xz}c_{\phi}s_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\phi}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\phi}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\phi}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi} - I_{xz}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi} - I_{xz}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi} - I_{xz}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}) + \\ \dot{\theta}(I_{xy}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}c_{\phi}c$$

Por fim, o modelo dinâmico de alto nível de um helicóptero ou quadrimotor, descrito por (2.40), pode ser completamente representado utilizando (2.42) e (2.43).

2.7 Modelo Dinâmico de Alto Nível Representado na Forma Subatuada

Segundo [25–27], um sistema completamente atuado é aquele cujo o número de sinais de controle disponíveis para atuação em um sistema mecânico é igual a dimensão de seu espaço de configurações (graus de liberdade). Por outro lado, um sistema mecânico é classificado como uma máquina subatuada, quando o número de atuadores é menor que o número de graus de liberdade. Portanto, devido a impossibilidade de atuação em qualquer configuração do espaço, aparecem algumas limitação de movimentação.

De acordo com [28], um sistema robótico é denominado uma máquina subatuada sempre que não seja possível produzir uma aceleração em um grau de liberdade específico (DOF, Degree of Freedom) deste sistema em um instante de tempo também específico, sem que haja uma modificação indireta de outros graus de liberdade. Em outras palavras, o controle das variáveis indiretamente atuadas/passivas é dado pelo acoplamento dinâmico entre elas e as variáveis atuadas/ativas (que estão diretamente associadas a atuadores).

Quando um sistema mecânico é completamente atuado, a técnica de linearização por retroalimentação pode ser perfeitamente aplicada para controlá-lo, uma vez que ele não possui, por definição, dinâmica zero. Entretanto, tal abordagem não pode ser diretamente aplicada em sistemas subatuados, como, por exemplo, máquinas voadoras, caminhantes e nadadoras. Nestes casos, é possível a aplicação da linearização parcial, onde o subconjunto de variáveis atuadas/ativas são linearizadas por retroalimentação não linear. Caso a dinâmica zero apresente um forte acoplamento inercial entre os DOFs, o subconjunto das variáveis não atuadas/passivas pode também ser linearizado por retroalimentação [27].

Nota 5 O conceito apresentado de variável passiva difere do conceito apresentado na teoria de passividade de sistemas entrada/saída. Aqui, uma variável passiva é aquela cujo acionamento não pode ser diretamente modificada por um atuador específico. Em outras palavras, sua dinâmica depende da existência de um acoplamento dinâmico forte do sistema, i.e., são variáveis passivamente controladas pela atuação das variáveis ativas.

Conforme mencionado anteriormente, máquinas voadoras, tais como quadrimotores, helicópteros e aviões, são sistemas com características subatuadas, cujo modelo dinâmico de alto nível pode ser descrito como

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{pp} & \mathbf{M}_{pa} \\ \mathbf{M}_{ap} & \mathbf{M}_{aa} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}}_p \\ \ddot{\mathbf{q}}_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{E}_p \\ \mathbf{E}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_p \\ \mathbf{f}_a \end{bmatrix}, \tag{2.44}$$

$$\operatorname{com} \begin{bmatrix} \mathbf{E}_p \\ \mathbf{E}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{pp} & \mathbf{C}_{pa} \\ \mathbf{C}_{ap} & \mathbf{C}_{aa} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}}_p \\ \dot{\mathbf{q}}_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{G}_p \\ \mathbf{G}_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{D}_p \\ \mathbf{D}_a \end{bmatrix},$$

ou simplesmente

$$\bar{\mathbf{M}}\ddot{\mathbf{q}} + \bar{\mathbf{E}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_p \\ \mathbf{f}_a \end{bmatrix}. \tag{2.45}$$

Observe que os subscritos p e a são utilizados para indicar os elementos passivos/não atuados e ativos/atuados, respectivamente. Considerando as aeronaves estudadas neste

trabalho (helicóptero e quadrimotor), as variáveis passivas são $\mathbf{q}_p = \begin{bmatrix} x & y \end{bmatrix}^T$ e as ativas são $\mathbf{q}_a = \begin{bmatrix} z & \phi & \theta & \psi \end{bmatrix}^T$.

Nota 6 Se um quadrimotor ou helicóptero está realizando um voo pairado na ausência de distúrbio horizontal, com ângulo de guinada zero em relação ao referencial inercial, então seu sistema de referência próprio $\langle b \rangle$ será paralelo ao sistema inercial $\langle g \rangle$. Nessa situação, se o veículo deve realizar um deslocamento horizontal em x (ou y), uma manobra de arfagem (ou rolagem) deverá ser executada previamente. Neste sentido, considerando que o deslocamento horizontal depende da reação de outros graus de liberdade da aeronave, assume-se que x e y são variáveis passivas/não atuadas, que formam \mathbf{q}_p , enquanto as demais variáveis (altitude z e orientação η) são definidas como ativas/atuadas.

Visando representar (2.40) como (2.44), deve-se primeiramente considerar o conjunto de forças de propulsão geradas pelo próprio veículo. Pela Figura 9, observa-se que $\mathbf{f}_a = [f_1 \ f_2 \ f_3 \ f_4]^T$ representado no referencial da aeronave $\langle b \rangle$ são as forças produzidas pelo helicóptero (ou quadrimotor) para se mover no espaço 3-D, as quais podem ser escritas como

$$\mathbf{f}_a = \mathcal{A}^{\#} \begin{bmatrix} \mathbf{f} \\ \boldsymbol{\tau} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^4, \text{ com } \mathcal{A} = \begin{bmatrix} \mathcal{R} \mathcal{A}_t \\ \mathcal{A}_r \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{6 \times 4},$$
 (2.46)

com $\mathcal{A}^{\#}$ sendo a pseudo-inversa de Moore-Penrose à esquerda.

Fazendo agora a pré-multiplicação de $\mathcal{A}^{\#}$ em (2.40), obtém-se o modelo dinâmico atuado/ativo dado por

$$\mathbf{f}_{a} = \mathcal{A}^{\#} \left(\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{G} + \mathbf{D} \right) = \mathcal{A}^{\#}\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathcal{A}^{\#} \left(\mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{G} + \mathbf{D} \right)$$

$$= \begin{bmatrix} m\mathcal{A}_{\xi}^{\#}I_{3} & \mathcal{A}_{\eta}^{\#}\mathbf{M}_{r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\xi} \\ \ddot{\eta} \end{bmatrix} + \mathcal{A}^{\#} \left(\mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{G} + \mathbf{D} \right)$$

$$= \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ap} & \mathbf{M}_{aa} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}}_{p} \\ \ddot{\mathbf{q}}_{a} \end{bmatrix} + \mathbf{E}_{a}. \tag{2.47}$$

Enfatizando, tem-se que

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ap} & \mathbf{M}_{aa} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m \mathcal{A}_{\xi}^{\#} I_3 & \mathcal{A}_{\eta}^{\#} \mathbf{M}_r \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{4 \times 6}.$$

De acordo com [29], sistemas subatuados são sistemas não holonômicas, cuja restrição de segunda ordem dada por

$$\mathbf{M}_{pa}\ddot{\mathbf{q}}_a + \mathbf{M}_{pp}\ddot{\mathbf{q}}_p + \mathbf{E}_p = \mathbf{0}_p \in \mathbb{R}^2, \tag{2.48}$$

a qual pode ser obtida de (2.44) e representa a dinâmica zero do sistema, a qual envolve os graus de liberdade diretamente atuados e aqueles denominados passivos.

A fim de descrever o modelo passivo de um aeronave conforme (2.48), define-se

$$\mathbf{M}_r = egin{bmatrix} \mathbf{M}_{r_{\phi}} \\ \mathbf{M}_{r_{\theta}} \\ \mathbf{M}_{r_{\psi}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_r = egin{bmatrix} \mathbf{C}_{r_{\phi}} \\ \mathbf{C}_{r_{\theta}} \\ \mathbf{C}_{r_{\psi}} \end{bmatrix} \quad ext{e} \quad \mathcal{R}^T = egin{bmatrix} \mathcal{R}_x \\ \mathcal{R}_y \\ \mathcal{R}_z \end{bmatrix},$$

onde cada linha das matrizes contém uma representação de matriz 1×3 .

2.7.1 Modelo dinâmico não atuado/passivo de um helicóptero

Expandindo (2.31) e (2.33) para um helicóptero, tem-se

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathcal{R}_x \mathbf{f} \\ \mathcal{R}_y \mathbf{f} + f_4 \\ \mathcal{R}_z \mathbf{f} \end{bmatrix} \quad \text{e} \quad \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -H_{mz} f_2 - H_{my} f_3 + L_{tz} f_4 \\ H_{mz} f_1 + H_{mx} f_3 \\ H_{my} f_1 - H_{mx} f_2 + L_{tx} f_4 \end{bmatrix}.$$

Manipulando tais relações, encontra-se

$$\tau_{\phi} = -H_{mz}(\mathcal{R}_{u}\mathbf{f} + f_{4}) - H_{mu}\mathcal{R}_{z}\mathbf{f} + L_{tz}f_{4} \tag{2.49}$$

$$\tau_{\theta} = H_{mz} \mathcal{R}_x \mathbf{f} + H_{mx} \mathcal{R}_z \mathbf{f} \tag{2.50}$$

$$\tau_{\psi} = H_{my} \mathcal{R}_x \mathbf{f} - H_{mx} (\mathcal{R}_y \mathbf{f} + f_4) + L_{tx} f_4 \tag{2.51}$$

Escrevendo (2.51) como

$$f_4 = \frac{1}{L_{tx} - H_{mx}} \left[\tau_{\psi} + (H_{mx} \mathcal{R}_y - H_{my} \mathcal{R}_x) \mathbf{f} \right]$$

e substituindo em (2.49), obtém-se

$$0 = \tau_{\phi} - \frac{L_{tz} - H_{mz}}{L_{tx} - H_{mx}} \tau_{\psi} + \left[H_{mz} \mathcal{R}_{y} + H_{my} \mathcal{R}_{z} - \frac{L_{tz} - H_{mz}}{L_{tx} - H_{mx}} (H_{mx} \mathcal{R}_{y} - H_{my} \mathcal{R}_{x}) \right] \mathbf{f}$$

$$= \tau_{\phi} + \alpha_{1} \tau_{\psi} + \beta_{1} \mathbf{f}$$

$$= \mathbf{M}_{r\phi} \ddot{\eta} + \mathbf{C}_{r\phi} \dot{\eta} + \mathbf{D}_{r\phi} + \alpha_{1} (\mathbf{M}_{r\psi} \ddot{\eta} + \mathbf{C}_{r\psi} \dot{\eta} + \mathbf{D}_{r\psi}) + \beta_{1} (m \ddot{\xi} + \mathbf{G} + \mathbf{D}_{t})$$

$$= \left[\beta_{1} m \quad \mathbf{M}_{r\phi} + \alpha_{1} \mathbf{M}_{r\psi} \right] \begin{bmatrix} \ddot{\xi} \\ \ddot{\eta} \end{bmatrix} + \left[\mathbf{0} \quad \mathbf{C}_{r\phi} + \alpha_{1} \mathbf{C}_{r\psi} \right] \begin{bmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} + \beta_{1} \mathbf{G} + \mathbf{D}_{r\phi} + \alpha_{1} \mathbf{D}_{r\psi} + \beta_{1} \mathbf{D}_{t},$$

$$(2.52)$$

com $\alpha_1 \in \mathbb{R} \ e \ \beta_1 \in \mathbb{R}^3$.

Tomando agora (2.50), obtém-se

$$0 = \tau_{\theta} - (H_{mz}\mathcal{R}_{x} + H_{mx}\mathcal{R}_{z})\mathbf{f}$$

$$= \mathbf{M}_{r\theta}\ddot{\eta} + \mathbf{C}_{r\theta}\dot{\eta}\mathbf{D}_{r\theta} + \beta_{2}(m\ddot{\xi} + \mathbf{G} + \mathbf{D}_{t})$$

$$= \begin{bmatrix} \beta_{2}m & \mathbf{M}_{r\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\xi} \\ \ddot{\eta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{C}_{r\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} + \beta_{2}\mathbf{G} + \mathbf{D}_{r\theta} + \beta_{2}\mathbf{D}_{t}, \qquad (2.53)$$

 $com \beta_2 \in \mathbb{R}^3.$

Agrupando (2.52) e (2.53), pode-se obter a restrição de segunda ordem apresentada em (2.48), e agora escrita como

$$\begin{bmatrix} m\beta_{2} & \mathbf{M}_{r_{\theta}} \\ m\beta_{1} & \mathbf{M}_{r_{\phi}} + \alpha_{1}\mathbf{M}_{r_{\psi}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\xi} \\ \ddot{\eta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{C}_{r_{\theta}} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_{r_{\phi}} + \alpha_{1}\mathbf{C}_{r_{\psi}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \beta_{2}\mathbf{G} \\ \beta_{1}\mathbf{G} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{D}_{r_{\theta}} + \beta_{2}\mathbf{D}_{t} \\ \mathbf{D}_{r_{\phi}} + \alpha_{1}\mathbf{D}_{r_{\psi}} + \beta_{1}\mathbf{D}_{t} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}, \qquad (2.54)$$

a qual representa o modelo dinâmico não atuado de um helicóptero.

2.7.2 Modelo dinâmico não atuado/passivo de um quadrimotor

Expandindo (2.31) para um quadrimotor, tem-se imediatamente

$$\mathcal{R}^T \mathbf{f} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \sum_{i=1}^4 f_i \end{bmatrix}^T, \tag{2.55}$$

e após aplicar (2.40), obtém-se

$$\begin{bmatrix}
m\mathcal{R}_{x} & \mathbf{0} \\
m\mathcal{R}_{y} & \mathbf{0}
\end{bmatrix}
\begin{bmatrix}
\ddot{\xi} \\
\ddot{\eta}
\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}
\mathbf{0} & \mathbf{0} \\
\mathbf{0} & \mathbf{0}
\end{bmatrix}
\begin{bmatrix}
\dot{\xi} \\
\dot{\eta}
\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}
-mgs_{\theta} \\
mgc_{\theta}s_{\phi}
\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}
\mathcal{R}_{x}\mathbf{D}_{t} \\
\mathcal{R}_{y}\mathbf{D}_{t}
\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}
0 \\
0
\end{bmatrix},$$
(2.56)

que define a restrição de segunda ordem de um quadrimotor.

Finalmente, associando (2.47) e (2.54), para um helicóptero, ou (2.47) e (2.56), para um quadrimotor, obtém-se

$$\bar{\mathbf{M}}\ddot{\mathbf{q}} + \bar{\mathbf{C}}\dot{\mathbf{q}} + \bar{\mathbf{G}} + \bar{\mathbf{D}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{f}_a \end{bmatrix}, \tag{2.57}$$

que pode ser facilmente representada como (2.44), uma vez que as variáveis passivas \mathbf{q}_p e ativas \mathbf{q}_a já foram previamente definidas.

Dado que o modelo dinâmico de baixo nível é completamente atuado, uma representação na forma subatuada não se faz necessária.

Nota 7 As matrizes $\bar{\mathbf{M}}$ e $\bar{\mathbf{C}}$ de (2.57) diferem das matrizes \mathbf{M} e \mathbf{C} de (2.41), e logo as propriedades definidas na Seção 2.6 podem não ser respeitadas.

2.8 Considerações Finais

Este capítulo apresentou um modelo dinâmico de baixo e alto nível de um helicóptero e de um quadrimotor obtido através de equações algébricas e do formalismo de Euler-Lagrange. Tendo em vista que o modelo de baixo nível é completamente atuado, ou seja, o número de comandos de entradas reais (valores desejados dos ângulos de rolagem e arfagem e taxas de variação de guinada e altitude) é idêntico ao número de entradas de controle indiretas (quatro forças de propulsão), tal modelo pode ser representado através de equações algébricas. Quanto ao modelo de alto nível, tem-se um modelo subatuado, uma vez que as quatros entradas de controle indiretas não podem atuar e controlar diretamente os seis graus de liberdade que definem a posição e a orientação da aeronave no espaço cartesiano. Assim sendo, uma representação na forma subatuada é realizada, visando facilitar a proposta de um controlador baseado na técnica de linearização por retroalimentação parcial, cuja demonstração de estabilidade pode ser feita através da Teoria de Lyapunov aplicada a sistemas não lineares. A proposta dos controladores é apresentada no Capítulo 3 desta Tese.

- [1] BECKMANN, E. D.; BORGES, G. A. Nonlinear modeling, identification and control for a simulated miniature helicopter. In: *Proceedings of the Latin American Robotic Symposium*. Los Alamitos, CA, USA: IEEE Computer Society, 2008. p. 53–58.
- [2] PETTERSEN, R.; MUSTAFIC, E.; FOGH, M. Nonlinear Control Approach to Helicopter Autonomy. Dissertação (Mestrado) Institute of Electronic Systems, Department of Control Engineering of the Aalborg University, 2005.
- [3] ZEIN-SABATTO, S.; ZHENG, Y. Intelligent flight controllers for helicopter control. In: *Proceedings of the International Conference on Neural Networks*. Houston, TX, USA: IEEE, 1997. v. 2, p. 617–621.
- [4] HASHIMOTO, S. et al. Robust control design based on identified model for autonomous flight system of an unmanned helicopter. In: *Proceedings of the 27th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society.* Denver, CO, USA: IEEE, 2001.
- [5] KOO, T. J.; SASTRY, S. Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization. In: *Proceedings of the 37th Conference on Decision and Control.* Tampa, Florida USA: IEEE, 1998. p. 3635–3640.
- [6] CHRIETTE, A.; HAMEL, T.; MAHONY, R. Visual servoing for a scale model autonomous helicopter. In: *Proceedings of the IEEE Internation conference on robotics and Automation*. Seul, Korea: IEEE, 2001. v. 2, p. 1701–1706.
- [7] KONDAK, K. et al. Mechanical model and control of an autonomous small size helicopter with a stiff main rotor. In: *Proceedings of the International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Sendai, Japan: IEEE, 2004.
- [8] OH, S.-R. et al. Autonomous helicopter landing on a moving platform using a tether. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation ICRA 2005*. Barcelona, Spain: IEEE, 2005.
- [9] BUDIYONO, A.; WIBOWO, S. S. Optimal tracking controller design for a small scale helicopter. *Journal of Bionic Engineering*, v. 4, p. 271–280, 2007.
- [10] KIM, S. K.; TILBURY, D. M. Mathematical modeling and experimental identification of a model helicopter. In: Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Boston, MA, USA: AIAA, 1998. p. 203–213.
- [11] CASTILLO, P.; LOZANO, R.; DZUL, A. Modelling and Control of Mini-Flying Machines. USA: Springer, 2005.

[12] RAFFO, G. V.; ORTEGA, M. G.; RUBIO, F. R. An integral predictive/nonlinear \mathcal{H}_{∞} control structure for a quadrotor helicopter. *Automatica*, v. 46, p. 29–39, 2010.

- [13] AHMED, B.; POTA, H. R.; GARRATT, M. Flight control of a rotary wing uavusing backstepping. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, v. 20, p. 639–658, January 2010.
- [14] KONDAK, K. et al. Autonomously flying vtol-robots: Modeling and control. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Rome, Italy: IEEE, 2007. p. 736–741.
- [15] BERNARD, M. et al. Elaborated modeling and control for an autonomous quadrotor. In: *Proceedings of the 21st Bristol UAV Systems Conference*. Bristol, UK: IEEE, 2007.
- [16] SANTANA, L. V. et al. Hovering control of a miniature helicopter attached to a platform. In: *Proceedings of the 20th IEEE International Symposium on Industrial Electronics*. Gdansk, Poland: IEEE, 2011. p. 2231–2236.
- [17] PALUNKO, I.; BOGDAN, S. Small helicopter control design based on model reduction and decoupling. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, v. 54, p. 201–228, 2009.
- [18] MARTINS, A. S. Instrumentação e controle de altitude para helimodelo montado em uma plataforma de testes. Dissertação (Mestrado) Faculdade de Tecnologia, Departamento de Engenharia Elétrica, Universidade de Brasília, 2008.
- [19] SONG, B. et al. Nonlinear dynamic modeling and control of a small-scale helicopter. *International Journal of Control, Automation, and Systems*, v. 8, n. 3, p. 534–543, 2010.
- [20] GAVRILETS, V.; METTLER, B.; FERON, E. Dynamic Model for a Miniature Aerobatic Helicopter. [S.1.], 2004.
- [21] CAI, G. et al. Design and implementation of a robust and nonlinear flight control system for a unmanned helicopter. *Mechatronics*, v. 21, p. 803–820, 2011.
- [22] BÉJAR, M.; OLLERO, A.; CUESTA, F. Modeling and control of autonomous helicopters. In: BONIVENTO, C. et al. (Ed.). *Advances in Control Theory and Applications*. [S.l.]: Springer Berlin Heidelberg, 2007, (Lecture Notes in Control and Information Sciences, v. 353). p. 1–29.
- [23] VILCHIS, J. C. A. et al. Nonlinear modelling and control of helicopters. *Automatica*, v. 39, p. 1583–1596, 2003.
- [24] BOUABDALLAH, S. et al. Toward obstacle avoidance on quadrotors. In: *Proceedings* of the XII International Symposium on Dynamic Problems of Mechanics. Ilhabela, SP, Brazil: ABCM, 2007. v. 1, p. 1–10.
- [25] OLFATI-SABER, R. Nonlinear Control of Underactuated Mechanical Systems with Application to Robotics and Aerospace Vehicles. Tese (Doutorado) Massachusetts Institute of Technology, Massachusetts, USA, 2001.

[26] RAFFO, G. V. Robust control s trategies for a quadrotor helicopter: An Underactuated Mechanical System. Tese (Doutorado) — Universidad de Sevilla, Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Sevilla, Spain, 2011.

- [27] SPONG, M. Partial feedback linearization of underactuated mechanical systems. In: Proceedings of the IEEE/RSJ/GI International Conference on Intelligent Robots and Systems, and Advanced Robotic Systems and the Real World. Munich, Germany: IEEE, 1994. v. 1, p. 314–321.
- [28] SHKOLNIK, A.; TEDRAKE, R. High-dimensional underactuated motion planning via task space control. In: *Proceedings of the 2002 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and System*. Nice, France: IEEE, 2008. v. 1, p. 3762–3768.
- [29] FANTONI, I.; LOZANO, R. Non-linear control for underactuated mechanical systems. GB: Springer, 2002.

"Voar, voar; subir, subir; Ir por onde for."

(Byafra)

Diversos pesquisadores ao redor do mundo têm se dedicado ao desenvolvimento de controladores para estabilização e navegação de veículos aéreos de pás rotativas. Tradicionalmente, os controladores implementados estão baseados na estratégia de laços de controle interno e externo, os quais visam, respectivamente, estabilizar a orientação da aeronave e fazê-la navegar no espaço 3-D [1]. Porém, o fato de se garantir a estabilidade e o desempenho dos dois sistemas de controle em separado não garante a estabilidade e o desempenho do sistema como um todo. Daí, vislumbra-se a necessidade de se encontrar uma solução integrada para o controle de posicionamento e orientação da aeronave, o que é tema de estudo de outra linha de pesquisa, comumente baseada em técnicas não lineares.

Para o controle de quadrimotores, a literatura específica apresenta controladores baseados em diferentes técnicas como, por exemplo, linearização por retroalimentação [2, 3] e backstepping [4, 5].

Em [6], a técnica de linearização por retroalimentação é utilizada para obtenção de um sistema linear controlável representado por um conjunto de sistemas SISO independentes (desacoplados). Em [7], uma proposta de estabilização da orientação de um VANT do tipo quadrimotor é apresentada através da modelagem de baixo nível de motores CC e do controle de alto nível capaz de controlá-los. Técnicas de controle não linear baseadas na teoria de Lyapunov foram utilizadas no projeto do controlador, validado experimentalmente. Em [8] os autores estendem seus experimentos no projeto OS4 e comparam os resultados com as respostas obtidas por controladores clássicos PD/PID e um controlador ótimo adaptativo LQ, durante uma tarefa de controle de guinada e estabilização horizontal. Nesse trabalho, foi verificado que os controladores clássicos são mais eficientes que os LQ, quando erros paramétricos e pequenos distúrbios são levados em consideração.

Conforme visto anteriormente, um VANT de pás rotativas é um sistema não-linear subatuado, cujo número de variáveis de controle é maior que o número de sinais de controle. Como consequência, a atuação de uma variável que não seja diretamente atuada deve ser feita de forma indireta, através de uma ação sobre uma variável atuada, tendo em vista a dinâmica acoplada do sistema (dinâmica zero). No caso da robótica aérea de pás rotativas, isto indica que uma alteração no ângulo de arfagem θ produz um deslocamento longitudinal x da aeronave, enquanto uma variação no ângulo de rolagem ϕ resulta em um movimento lateral y. Tendo em vista tal acoplamento, este capítulo propõe, inicialmente, controladores de voo com restrições de movimento, no intuito de conhecer o comportamento da dinâmica de um VANT. Em seguida, são propostos controladores de voo projetados para manobras realizadas no espaço tridimensional, utilizando o modelo dinâmico da aeronave obtido no Capítulo 2.

A principal contribuição aqui apresentada é a proposta de um controlador não linear baseado em dinâmica inversa, utilizando a técnica de linearização por retroalimentação parcial de estados. A estabilidade do equilíbrio do sistema em malha fechada, utilizando o controlador proposto, também é demonstrada, através da Teoria de Lyapunov. Por fim, validações experimentais do controlador projetado são apresentadas no decorrer do capítulo, ressaltando sua capacidade de guiar um veículo aéreo de pás rotativas em tarefas de posicionamento, rastreamento de trajetória e seguimento de caminhos.

3.1 Controle de Voo com Movimento de Altitude e Guinada

Em algumas tarefas de vigilância realizadas por veículos aéreos é necessário realizar um voo pairado. Nessa situação, a aeronave deve permanecer a uma certa altitude, executando uma manobra de *hovering*, a fim de observar o ambiente em seu campo de visão, o qual pode ser coberto em 360°, se um controle de guinada for adicionado.

Nesse contexto, esta seção introduz inicialmente o controle particular de altitude de um VANT de pás rotativas (helicóptero ou quadrimotor). A tarefa de voo está restrita aos movimentos executados sobre o eixo vertical, ou seja, voo unidimensional. Matematicamente, para que tal condição seja satisfeita, assume-se que as velocidades angulares da aeronave são nulas durante as manobras de voo, isto é, $\dot{\phi}(t) = \dot{\theta}(t) = \dot{\psi}(t) = 0$, com $\phi(t) = \theta(t) = \psi(t) = 0 \ \forall \ t \geq 0$. Para tal, no caso de um helicóptero, tem-se que $f_1(t) = f_2(t) = f_4(t) = 0 \ \forall \ t \geq 0$. Já no caso de um quadrimotor, deve-se garantir

que a contribuição de força de propulsão de todos os motores sejam iguais, para evitar desbalanceamento, ou seja, $f_1(t) = f_2(t) = f_3(t) = f_4(t) \,\,\forall\,\, t \geq 0$. Tais condições, segundo as equações dinâmicas de translação e rotação da aeronave, ver (2.40), implicam em uma navegação restrita ao eixo z, sendo caracterizada pelo sistema linear de segunda ordem dado por

$$f_3 = m\ddot{z} + mg, (3.1)$$

no caso de um helicóptero, ou

$$u = m\ddot{z} + mg$$
, com $u = \sum_{i=1}^{4} f_i$, (3.2)

no caso de um quadrimotor. Vale lembrar que f_i representa a força de propulsão gerada pelo seu i-ésimo motor.

Nota 8 Para que as restrições de movimento sejam garantidas, é necessário que movimentos não considerados no projeto de controle estejam rigidamente fixados. Entretanto, ao considerar a existência de um sistema de controle de baixo nível capaz de estabilizar a orientação e a altitude da aeronave, os efeitos do acoplamento dinâmico da aeronave passam a ser considerados como distúrbios desse controlador de baixo nível, durante a execução da estratégia de controle de interesse.

Relaxando um pouco as restrições de movimento de um helicóptero e assumindo que a força propulsora do rotor de cauda não seja simplesmente para anular o efeito de antitorque gerado pelo rotor principal, mas também para permitir uma rotação sobre o eixo z (rotação de guinada), ter-se-á um ângulo de guinada ψ (yaw) diferente de zero, resultante de $f_4(t) \neq 0$. Assim, o sistema em questão apresentará dois graus de liberdade, conforme ilustrado na Figura 21(a), e será descrito por

$$f_3 = m\ddot{z} + mg$$

$$l_t f_4 = I_{zz} \ddot{\psi}. \tag{3.3}$$

Seguindo a mesma linha de raciocínio, para um quadrimotor, o modelo de voo de dois graus de liberdade, mostrado na Figura 21(b), será

$$u = m\ddot{z} + mg$$
, com $u = \sum_{i=1}^{4} f_i$
 $\tau_{\psi} = I_{zz}\ddot{\psi}$, com $\tau_{\psi} = K_2(f_1 - f_2 + f_3 - f_4)$. (3.4)

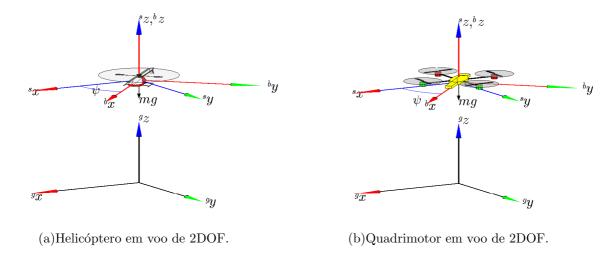


Figura 21: Modelo de um VANT para o controle de altitude e guinada.

3.1.1 Demonstração de Estabilidade

Considerando os sistemas descritos pelas Equações (3.3) e (3.4), uma análise do sistema em malha fechada pode ser realizada aplicando os sinais de controle

$$f_{3} = m \left[\ddot{z}_{d} + k_{dz_{1}} \tanh \left(k_{dz_{2}} \dot{\tilde{z}} \right) + k_{pz_{1}} \tanh \left(k_{pz_{2}} \tilde{z} \right) + g \right]$$

$$f_{4} = \frac{I_{zz}}{l_{t}} \left[\ddot{\psi}_{d} + k_{d\psi_{1}} \tanh \left(k_{d\psi_{2}} \dot{\tilde{\psi}} \right) + k_{p\psi_{1}} \tanh \left(k_{p\psi_{2}} \tilde{\psi} \right) \right], \tag{3.5}$$

para o caso de um helicóptero, ou

$$u = m \left[\ddot{z}_d + k_{dz_1} \tanh \left(k_{dz_2} \dot{\tilde{z}} \right) + k_{pz_1} \tanh \left(k_{pz_2} \tilde{z} \right) + g \right]$$

$$\tau_{\psi} = I_{zz} \left[\ddot{\psi}_d + k_{d\psi_1} \tanh \left(k_{d\psi_2} \dot{\tilde{\psi}} \right) + k_{p\psi_1} \tanh \left(k_{p\psi_2} \tilde{\psi} \right) \right], \tag{3.6}$$

para o caso de um quadrimotor. Para ambos os casos $\tilde{z}=z_d-z,\,\tilde{\psi}=\psi_d-\psi$ (o subscrito d representa o valor desejado) e $k_{dz_1},k_{dz_2},k_{d\psi_1},k_{d\psi_2},k_{pz_1},k_{pz_2},k_{p\psi_1},k_{p\psi_2}\in\mathbb{R}_+$. Portanto, em malha fechada, tem-se que

$$\ddot{\tilde{z}} + k_{dz_1} \tanh\left(k_{dz_2}\dot{\tilde{z}}\right) + k_{pz_1} \tanh\left(k_{pz_2}\tilde{z}\right) = 0,$$

$$\ddot{\tilde{\psi}} + k_{d\psi_1} \tanh\left(k_{d\psi_2}\dot{\tilde{\psi}}\right) + k_{p\psi_1} \tanh\left(k_{p\psi_2}\tilde{\psi}\right) = 0.$$
(3.7)

Para provar a estabilidade do equilíbrio deste sistema, é proposta a função candidata de Lyapunov positiva definida e radialmente ilimitada

$$V(\tilde{z}, \dot{\tilde{z}}, \tilde{\psi}, \dot{\tilde{\psi}}) = k_{pz_1} k_{pz_2}^{-1} \ln \cosh (k_{pz_2} \tilde{z}) + \frac{1}{2} \dot{\tilde{z}}^2 + k_{p\psi_1} k_{p\psi_2}^{-1} \ln \cosh (k_{p\psi_2} \tilde{\psi}) + \frac{1}{2} \dot{\tilde{\psi}}^2.$$

Tomando sua primeira derivada temporal e utilizando (3.7) resulta que

$$\dot{V}(\tilde{z},\dot{\tilde{z}},\tilde{\psi},\dot{\tilde{\psi}}) = k_{pz_1}\dot{\tilde{z}}\tanh\left(k_{pz_2}\tilde{z}\right) + \dot{\tilde{z}}\ddot{\tilde{z}} + k_{p\psi_1}\dot{\tilde{\psi}}\tanh\left(k_{p\psi_2}\tilde{\psi}\right) + \dot{\tilde{\psi}}\ddot{\tilde{\psi}}$$

$$= k_{dz_1}\dot{\tilde{z}}\tanh\left(k_{dz_2}\dot{\tilde{z}}\right) + k_{d\psi_1}\dot{\tilde{\psi}}\tanh\left(k_{d\psi_2}\dot{\tilde{\psi}}\right) \le 0.$$
(3.8)

Como \dot{V} é semi-definida negativa, tem-se que $\tilde{z},\dot{\tilde{z}},\tilde{\psi},\dot{\tilde{\psi}}\in L_{\infty}$, ou seja, as variáveis de estado são limitadas. A fim de verificar a estabilidade assintótica do ponto de equilíbrio $\begin{bmatrix} \tilde{z} & \dot{\tilde{z}} & \tilde{\psi} & \dot{\tilde{\psi}} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$ do sistema autônomo de malha fechada (3.7) toma-se o teorema do conjunto invariante de La Salle. Para tal sistema, o ponto de equilíbrio é o menor conjunto invariante Ω_M da região

$$\Omega_R = \left\{ \begin{bmatrix} \tilde{z} \\ \dot{\tilde{z}} \\ \tilde{\psi} \\ \dot{\tilde{\psi}} \end{bmatrix} : \dot{V}(\tilde{z}, \dot{\tilde{z}}, \tilde{\psi}, \dot{\tilde{\psi}}) = 0 \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{bmatrix} \tilde{z} \\ \dot{\tilde{z}} \\ \tilde{\psi} \\ \dot{\tilde{\psi}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{z} \\ 0 \\ \tilde{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} \right\}.$$

Logo, Ω_M é assintoticamente estável e então $\tilde{z}(t), \dot{\tilde{z}}(t), \dot{\tilde{\psi}}(t), \dot{\tilde{\psi}}(t) \to 0$ para $t \to \infty$.

Apesar de parecer simples e com poucas possibilidade de aplicação, o controlador aqui apresentado tem um vasto campo de aplicação em tarefas de inspeção ou vigilância, no âmbito civil ou militar, onde a aeronave deve alcançar uma altitude determinada e se manter nesta cota vertical durante o cumprimento das missões. Vale mencionar que para realização de outras manobras de voo, faz-se necessário a implementação de um controlador mais completo, que leve em consideração os demais graus de liberdade da aeronave, como será mostrado na sequência desse capítulo.

3.1.2 Resultados e Discussão

O helicóptero miniatura T-Rex 450SE da Align, mostrado na Figura 22, é o veículo aéreo de pás rotativas utilizado para validação por simulação dos controladores propostos no decorrer deste capítulo. Seu modelo dinâmico foi brevemente descrito no Capítulo 2, e os parâmetros do modelo de alto nível adotados daqui em diante estão listados na Tabela 3 (para detalhes sobre como obter os referidos parâmetros, o leitor deve consultar [9]).

O VANT utilizado para validar experimentalmente os controladores apresentados neste capítulo é o quadrimotor Ar.Drone Parrot, cuja modelagem dinâmica de baixo e alto nível está descrita no Capítulo 2 desta Tese. A Figura 23 apresenta duas vistas da aeronave em questão.



Figura 22: Helicóptero miniatura T-Rex 450SE.

Conforme visto na etapa de modelagem, um série de parâmetros aparece durante a obtenção do modelo. Os parâmetros relativos a parte de baixo e alto nível da aeronave foram obtidos por um equacionamento matemático similar àquele apresentado em [10–12]. A Tabela 4 lista os valores adotados neste trabalho. A validação do modelo é apresentada no Anexo 2, onde uma análise comparativa do tipo entrada e saída é realizada entre o veículo real e o modelo obtido. Por fim, detalhes sobre os sensores disponíveis no VANT e sugestões de aplicações usando tal veículo podem ser encontradas em [13, 14].

As validações experimentais e de simulação foram realizadas através da plataforma AuRoRA (*Autonomous Robot Research and Application*) apresentada no Anexo 1. No caso de uma simulação, a plataforma oferece uma visualização gráfica da missão que está

Tabela 3: Parâmetros do modelo dinâmico de alto nível do mini helicóptero T-Rex 450SE.

Parâmetros do modelo de alto nível					
m = 0.6169 [kg]	$L_{tx} = 0.30 \ [m]$	$L_{tz} = 0 \ [m]$			
$H_{mx} = 0 \ [m]$	$H_{my} = 0 [m]$	$H_{mz} = 0.10 \ [m]$			
$I_{xx} = 1.9812 \cdot 10^{-3} \ [kgm^2]$	$I_{yy} = 10.5906 \cdot 10^{-3} \ [kgm^2]$	$I_{zz} = 9.2855 \cdot 10^{-3} \ [kgm^2]$			
$I_{xy} = 0.2663 \cdot 10^{-3} \ [kgm^2]$	$I_{xz} = 0.6087 \cdot 10^{-3} \ [kgm^2]$	$I_{yz} = 5.8528 \cdot 10^{-6} \ [kgm^2]$			

Tabela 4: Parâmetros do modelo dinâmico do quadrimotor Ar.Drone Parrot.

Parâmetros do modelo de alto nível							
m = 0.380 [kg]	$k_1 = 0.1782 [m]$	$k_2 = 0.0290 [N \cdot m \cdot s^2]$					
$I_{xx} = 9.57 \cdot 10^{-3} \ [kg \cdot m^2]$	$I_{yy} = 18.57 \cdot 10^{-3} [kg \cdot m^2]$	$I_{zz} = 25.55 \cdot 10^{-3} \ [kgm^2]$					
$I_{xy} = 0 \ [kg \cdot m^2]$	$I_{xz} = 0 \ [kg \cdot m^2]$	$I_{yz} = 0 \ [kg \cdot m^2]$					
Parâmetros do modelo de baixo nível							
$k_{d\phi} = k_{d\theta} = 1.0 \ [V/rad]$	$k_{d\psi} = 0.01 \ [V/rad]$	$k_{dz} = 0.01 \ [V/m]$					
$k_{p\phi} = k_{p\theta} = 10 \ [Vs/rad]$	$k_{d\psi} = 15 \ [Vs/rad]$	$k_{dz} = 15 \ [Vs/m]$					
r = 8.5	$R = 8.214 \ [\Omega]$	$J_m = 2.8 \cdot 10^{-8} \ [kg \cdot m^2]$					
$B_m = 1.06 \cdot 10^{-5} [N \cdot m \cdot s]$	$K_m = 0.39 [N \cdot m/A]$	$K_b = 8.00 \cdot 10^{-5} [N \cdot m/A]$					
$C_f = 1.1429 \cdot 10^{-9} \ [N \cdot s^2]$	$C_t = 3.2 \cdot 10^{-11} \ [N \cdot m \cdot s^2]$	$\phi_{\text{max}} = 25 \ [^{\circ}]$					
$\theta_{\rm max} = 25 \ [^{\circ}]$	$\dot{\psi}_{\text{max}} = 10 [^{\circ}/s]$	$\dot{z}_{\rm max} = 0.6 \ [m/s]$					



Figura 23: Micro VANT Ar. Drone Parrot.

sendo realizada, além de armazenar os dados de voo, para análise posterior. No caso de um experimento, a plataforma realiza uma comunicação sem fio com a aeronave, para o envio dos sinais de controle e recepção dos dados de voo. No caso específico do Ar.Drone Parrot, o Software Development Kit (SDK) disponível em seu sítio de internet é utilizado para a realização desta troca de informações.

Na primeira simulação realizada, foi dada ao helicóptero a missão de atingir uma sequência de valores de altitude com valores de guinada também predefinidos, simulando uma situação de vigilância. Neste caso, a aeronave deve realizar uma tarefa de posicionamento, contemplando manobras de ascensão e descenso, enquanto realiza um voo pairado no intervalo de tempo entre duas mudanças sucessivas do ponto a ser alcançado. No presente caso, os valores desejados de altitude e guinada são apresentados na Tabela 5, sendo que a passagem de um ponto de referência para outro ocorre a cada 20s.

Tabela 5: Valores desejados para uma missão de controle de altitude e guinada

Tempo [s]	0-20	20-40	40-60	60-80	80–100	100-120
Altitude z_d $[m]$	0.5	0.75	1	0.75	0.5	0.25
Guinada ψ_d [°]	0	-45	-90	90	45	0

Vale mencionar que nos gráficos de apresentação de resultados, a linha tracejada representa os valores desejados, enquanto a linha contínua indica os valores efetivamente obtidos dos sensores do veículo (para o caso de um experimento) ou obtidos por integração numérica do modelo (para o caso de uma simulação).

A Figura 24 apresenta a evolução temporal do controle de altitude e guinada de um helicóptero miniatura. Especificamente, a Figura 24(a) apresenta o comportamento da

altitude e guinada durante a realização do experimento, as quais estão sendo devidamente controladas pelo controlador proposto. Em adição, pode-se notar que os valores de referência são atingidos de forma suave e com uma tendência assintótica, sem oscilações após o valor desejado ter sido alcançado, seja ele inferior ou superior ao valor desejado anterior. Em relação à guinada, nota-se a convergência assintótica aos valores desejados, sem apresentar oscilações, quando em estado estacionário. Na Figura 24(c), é possível perceber pequenos deslocamentos no plano horizontal da aeronave (direções lateral e longitudinal), os quais são decorrentes do alto acoplamento dinâmico entre os graus de liberdade da aeronave influenciados pelas mudança abruptas de set-point da variáveis controladas pelo controlador proposto. Entretanto, é possível verificar que o estabilizador de baixo nível é capaz de controlar tais variáveis.

A Figura 24(d) mostra o comportamento temporal da orientação do VANT durante a missão controladas pelo estabilizador de baixo nível. É possível observar com clareza as pequenas variações de rolagem e arfagem, que resultam nos deslocamentos laterais e longitudinais comentados anteriormente, interpretados como distúrbios. Vale ressaltar o instante de 60s, onde ocorre uma mudança abrupta da orientação, afetando o comportamento das demais variáveis de postura da aeronave.

A Figura 24(b) ilustra os sinais de controle de alto nível enviados ao helicóptero miniatura. Conforme explicado anteriormente, os sinais de controle são as forças de propulsão geradas pelo rotor principal e de cauda. Nota-se que a força f_3 atua principalmente para compensar o efeito gravitacional, sofrendo oscilações positivas e negativas, quando o VANT deve ascender e descender, respectivamente. Vale notar o comportamento de f_4 , que se faz distinta de zero para alcançar o valor desejado de guinada. Uma vez atingido tal valor, a força gerada pelo rotor de cauda atua somente no sentido de eliminar o efeito de anti-torque do helicóptero, o que para fins de controle corresponde a um valor de f_4 igual a zero. Tendo em vista que as demais forças atuantes na aeronave são consideradas como distúrbios para o sistema de controle proposto, sua aplicação na aeronave visa estabilizar as variáveis não guiadas pelo controlador proposto. A Figura 24(e) ilustra as contribuições das forças f_1 e f_2 , que são de menor grandeza, quando comparadas à contribuição de f_3 . Isto porque, na tarefa em questão, o deslocamento do VANT está restrito ao eixo z e qualquer deslocamento horizontal é interpretado como distúrbio no sistema de controle abordado.

Para finalizar a análise dessa simulação, a Figura 24(f) apresenta o comportamento tridimensional do VANT durante a missão de voo. Para fins de ilustração, os esboços de

helicóptero presentes na figura são plotados em intervalos de 30s.

Nos moldes da primeira simulação, o experimento de controle de altitude e guinada é realizado com o quadrimotor. A Figura 25 ilustra a evolução temporal das variáveis de estado e dos sinais de controle durante a missão de voo. Especificamente, a Figura 25(a) apresenta a evolução temporal da altitude e da guinada do veículo aéreo no espaço cartesiano. É possível verificar a convergência assintótica, sem sobressaltos, durante o controle de altitude, seja ao acender ou ao descender. Oscilações sobre os valores desejados podem ser observadas, em virtude das incertezas na medição de altitude com o sensor utilizado, neste caso, sensores de ultrassom. Na evolução temporal da orientação da aeronave, notam-se claramente oscilações ressaltadas nos instantes de alteração de referência. Afinal, como um novo valor de altitude e guinada deve ser atingido, o controlador de baixo nível da aeronave, visando estabilizar a plataforma durante tais manobras, executa as manobras de reação (ou de correção) mostradas nas Figuras 25(c) e 25(d).

Deslocamentos laterais indesejados também podem ser observados durante o experimento. Tais erros no plano horizontal ocorrem em virtude dos efeitos de *drifting* dos sensores inerciais, que afetam diretamente a integração numérica dos dados para a determinação por odometria da posição corrente do veículo. Em virtude do forte acoplamento dinâmico entre as manobras de rolagem e deslocamento lateral e de arfagem e deslocamento longitudinal, tais oscilações também podem ser observadas na Figura 25(c).

A Figura 25(b) apresenta o comportamento temporal das entradas de controle indiretas aplicadas ao VANT. Sabendo que as forças geradas pelos propulsores estão todas na direção normal ao plano da aeronave, então uma contribuição positiva de força idêntica para todos os motores resultará em uma manobra de ascensão, enquanto uma contribuição negativa resultará em um descenso. Isto é possível verificar na figura, destacando os instantes espaçados em 20s, onde se realizam três manobras de elevação, seguidas de outras três de decréscimo da cota vertical. Uma vez atingida a referência, as forças aplicadas à aeronave têm como objetivo apenas compensar a força gravitacional, que atuará permanentemente sobre ela.

No que diz respeito ao comportamento do ângulo de guinada, é necessário observar sua taxa de variação mostrada na Figura 25(e). Neste caso, uma entrada de controle negativa indica uma rotação em sentido anti-horário da aeronave, para alcançar uma referência mais negativa que a anteriormente dada. O contrário ocorre no caso de uma entrada de controle positiva. Tal análise pode ser feita comparando o ângulo de guinada ϕ e a entrada de controle $\dot{\psi}$ mostradas, respectivamente, nas Figuras 25(a) e 25(e).

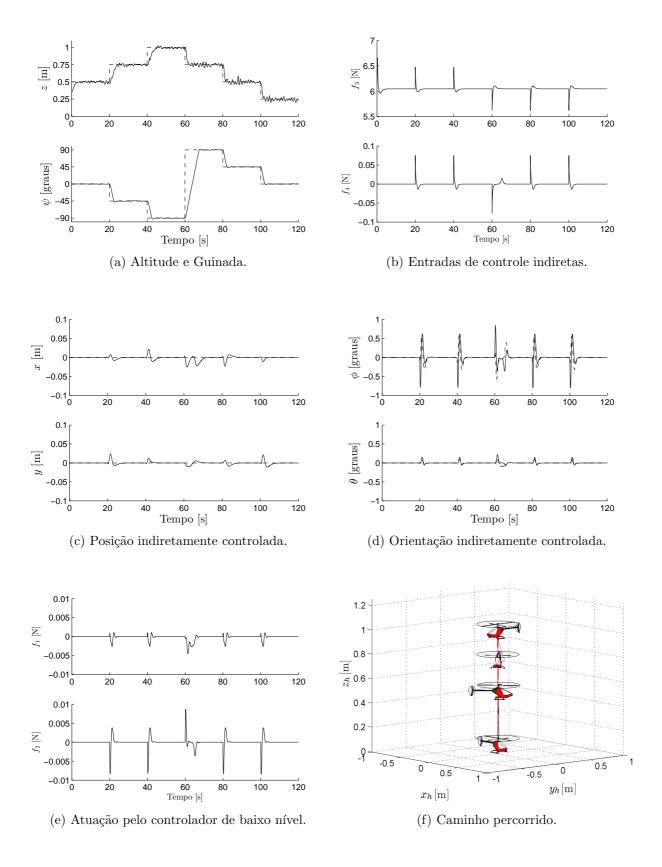


Figura 24: Simulação: Controle de altitude e guinada utilizando um helicóptero miniatura.

O caminho percorrido durante o experimento é mostrado na Figura 25(f), onde se observa um deslocamento horizontal não desejado, conforme mencionado anteriormente. Além das limitações sensoriais já citadas, outro efeito que afeta a manutenção do zero durante a missão de voo estabelecida se deve à dificuldade em realizar uma manobra de subida ou descida enquanto se corrige a guinada, no caso de um quadrimotor. Afinal, para realizar uma guinada o veículo tende a perder sustentação de um par de motores, enquanto eleva a propulsão no outro par, o que entra em conflito com o controlador de altitude, que requer uma contribuição igualitária de todos os motores. Consequentemente, observa-se deslocamentos horizontais ao se realizar tais manobras conjuntamente.

3.1.3 Considerações Finais

Esta seção apresentou um controle de altitude e guinada para um veículo aéreo de pás rotativas, seja ele um quadrimotor ou um helicóptero miniatura. É importante frisar que apesar da simplicidade do sistema e da estratégia de controle proposta a missão de voo aqui descrita apresenta uma vasta gama de aplicação. Afinal, além da realização de uma missão de observação típica em vigilância, ela consiste nas etapas inicial e final de qualquer missão de voo, i.e, o controle de altitude e guinada está presente durante a decolagem e a aterrissagem.

A principal diferença comparativa entre o helicóptero miniatura e o quadrimotor está no comportamento das forças atuantes, ou seja, dos sinais de controle aplicados a cada aeronave. No caso do helicóptero, são necessárias somente a força de propulsão vertical f_3 do rotor principal e a força de compensação do efeito de anti-torque e alteração de guinada f_4 . Já no caso quadrimotor todos rotores contribuem para a realização da missão de voo, ou seja, as quatro forças estão atuando sobre o quadrimotor durante o voo.

Por fim, vale comentar que as limitações sensoriais afetam diretamente a odometria da aeronave, essencial para determinação de sua posição no espaço cartesiano. Entretanto, apesar dos erros inerentes ao processo de leitura sensorial, o controlador proposto se mostra capaz de atingir as posturas desejadas de forma assintótica e fazer a aeronave permanecer ali de forma estável.

3.2 Controle de Voo com Movimento PVTOL

Veículos aéreos capazes de decolar e aterrissar verticalmente, manter-se numa posição fixa durante o voo e se mover ao longo de um caminho específico em um plano vertical

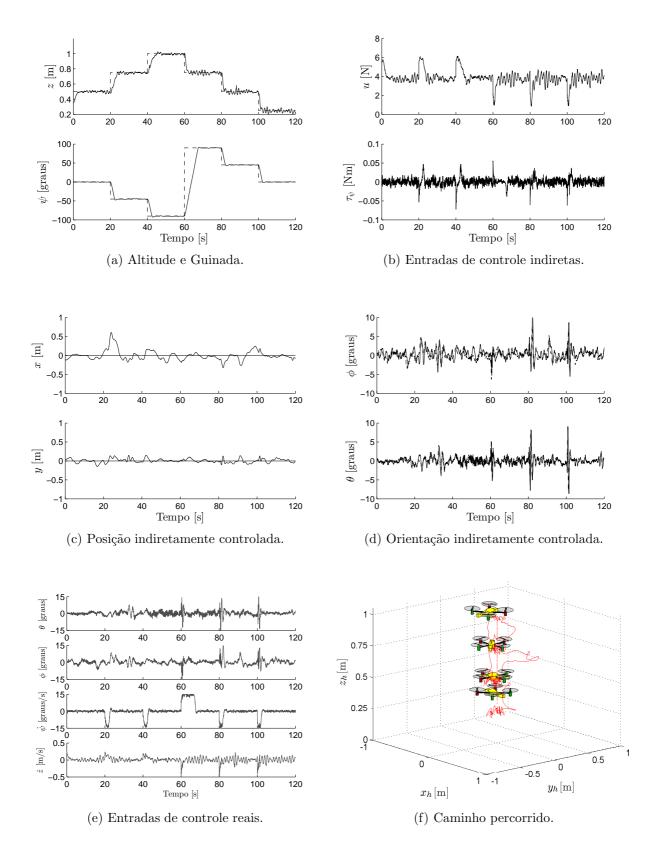


Figura 25: Experimento: Controle de altitude e guinada utilizando um quadrimotor.

são denominados veículos PVTOL (do inglês *Planar Vertical Takeoff and Landing*). Esta denominação foi introduzida em [15], na década de 90, como uma plataforma para o projeto de controladores em engenharia espacial, a qual ainda representa um desafio quanto à estabilização em tarefas de posicionamento e de rastreamento de trajetória.

Helicópteros e quadrimotores são aeronaves capazes de realizar tais manobras. Entretanto, para obtê-las de forma explícita é preciso impor algumas restrições de voo. Caso se deseje realizar uma tarefa PVTOL no plano \mathbf{XZ} , os movimentos de rolagem e guinada devem ser restringidos. Por sua vez, para a realização de uma tarefa PVTOL no plano \mathbf{YZ} , a aeronave deve ter os movimentos de arfagem e guinada restringidos. Em outras palavras, para executar uma tarefa PVTOL no plano \mathbf{XZ} deve-se garantir que $\phi(t) = \psi(t) = 0$, $\forall t \geq 0$, assim como as velocidades angulares correspondentes, i.e., $\dot{\phi}(t) = \dot{\psi}(t) = 0$, $\forall t \geq 0$. Isto implica garantir que $f_y(t) = 0$, $\tau_{\phi}(t) = 0$ e $\tau_{\psi}(t) = 0$, $\forall t \geq 0$. Por outro lado, para cumprir uma tarefa PVTOL no plano \mathbf{YZ} , deve-se impor que $\theta(t) = \psi(t) = 0$, $\forall t \geq 0$, com $\dot{\theta}(t) = \dot{\psi}(t) = 0$, $\forall t \geq 0$, o que corresponde a fazer $f_x(t) = 0$, $\tau_{\theta}(t) = 0$ e $\tau_{\psi}(t) = 0$ v $t \geq 0$. Em adição, se uma tarefa VTOL deve ser cumprida sobre o eixo \mathbf{Z} (tarefa de voo pairado), os deslocamentos em x e y devem ser fisicamente restringidos, ou seja, deslocamentos laterais e longitudinais não são permitidos. Para questão da análise de estabilidade, a Nota 8 é levada em consideração.

Tomando como base a tarefa PVTOL no plano **XZ**, como ilustrado na Figura 26(a), o modelo dinâmico de translação e rotação do helicóptero é reduzido a

$$f_1 \cos \theta + f_3 \sin \theta = m\ddot{x}$$

$$-f_1 \sin \theta + f_3 \cos \theta = m\ddot{z} + mg$$

$$l_h f_1 = I_{yy} \ddot{\theta}.$$
(3.9)

Vale observar que tal modelo é obtido de (2.40), após considerar as restrições supracitadas.

Propondo a mudança de variáveis

$$m\bar{x} = mx + \epsilon \operatorname{sen} \theta$$
$$m\bar{z} = mz + \epsilon \operatorname{cos} \theta$$

e tomando suas duas primeiras derivadas temporais, obtém-se

$$m\ddot{\bar{x}} = m\ddot{x} + \epsilon \left(-\sin\theta \dot{\theta}^2 + \cos\theta \ddot{\theta} \right)$$
$$m\ddot{\bar{z}} = m\ddot{z} + \epsilon \left(-\cos\theta \dot{\theta}^2 - \sin\theta \ddot{\theta} \right),$$

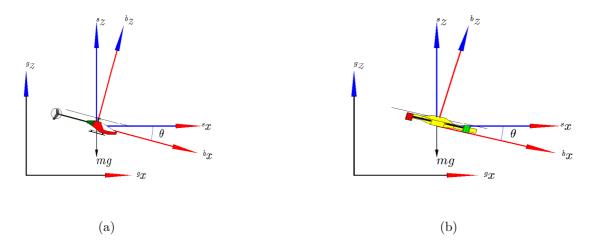


Figura 26: PVTOL - Planar Vertical Take-off and Landing.

donde, após substituir (3.9), resultará

$$m\ddot{x} = f_1 \cos \theta \left(1 + \epsilon \frac{L_h}{I_{yy}} \right) + \sin \theta (f_3 - \epsilon \dot{\theta}^2)$$
$$m\ddot{x} - mg = -f_1 \sin \theta \left(1 + \epsilon \frac{L_h}{I_{yy}} \right) + \cos \theta (f_3 - \epsilon \dot{\theta}^2).$$

Fazendo $\epsilon = -\frac{I_{yy}}{L_h}$ e $\bar{f}_3 = f_3 - \epsilon \dot{\theta}^2$, tem-se, finalmente, que

$$\operatorname{sen}\theta\bar{f}_3 = m\ddot{\bar{x}} \tag{3.10}$$

$$\cos\theta \bar{f}_3 = m\ddot{\bar{z}} + mg \tag{3.11}$$

$$l_h f_1 = I_{yy} \ddot{\theta}. \tag{3.12}$$

Para o caso de um quadrimotor, se as restrições de movimento no plano \mathbf{XZ} forem impostas, seu modelo dinâmico passará a ser expresso por

$$u \operatorname{sen} \theta = m\ddot{x} \tag{3.13}$$

$$u\cos\theta = m\ddot{z} + mg\tag{3.14}$$

$$\tau_{\theta} = I_{yy}\ddot{\theta},\tag{3.15}$$

onde
$$u = \sum_{i=1}^{4} f_i$$
 e $\tau_{\theta} = k_1(-f_1 + f_2 + f_3 - f_4)$. Neste caso, $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x & z & \theta & \dot{x} & \dot{z} & \dot{\theta} \end{bmatrix}^T$ é o vetor de estados.

Sabe-se que uma máquina voadora de pás rotativas é um sistema de fase não mínima, devido à sua dinâmica interna instável. Sendo assim, rastreamento de trajetória e esta-

bilização em uma dada postura são problemas de controle reais para tais veículos, sendo intensamente investigados hoje em dia. Conforme dito anteriormente, [15] introduziu o conceito de tarefas PVTOL, que é uma importante plataforma de projeto de controladores visando a estabilização de uma aeronave no eixo vertical ou em um plano vertical. A dificuldade deste problema de controle recai na impossibilidade da aplicação direta de técnicas de controle não linear, sem qualquer manipulação matemática prévia, como, por exemplo, linearização por retroalimentação ou controle por modo deslizante [16]. Neste contexto, várias técnicas de controle têm sido propostas a fim de solucioná-lo. Em [17] sistemas Liouvillian são adotados para guiar um helicóptero miniatura com modelo simplificado (PVTOL) durante uma tarefa de rastreamento de trajetória. Em [18] uma proposta de controlador robusto baseado em técnicas de controle clássico e alocação adaptativa de polos é introduzida para controlar o ângulo de guinada e a altitude de um helicóptero miniatura, cujo modelo dinâmico foi obtido segundo as equações de Euler-Lagrange. Em [19] um controlador de postura é apresentado com base na linearização do modelo PVTOL, e a análise de estabilidade é feita através da teoria de Lyapunov para sistemas lineares. O projeto e a simulação de um controlador de seguimento de caminhos aplicando o conceito de curvas suaves de Jordan com simetria vertical é apresentado em [20]. Em trabalhos prévios dos mesmos autores [21], curvas do tipo C^2 são aplicadas na solução iterativa do problema de rastreamento de trajetória para um veículo VTOL. Por sua vez, [16] propõe, e valida através de simulações numéricas, um controlador de seguimento de trajetórias baseado em aproximações de Padé de primeira ordem e conceitos de Lyapunov para tratar do problema de estabilização robusta, considerando atrasos nas medidas de atitude e distúrbios de entrada do sistema. A limitação desta técnica aparece quando uma alta restrição de precisão é requerida, dado que o sistema trabalha com aproximações de atitude. Em [22] resultados experimentais são obtidos para um veículo PVTOL controlado por uma cadeia de integradores em cascata com entrada limitada. Mais recentemente, um novo projeto de estabilização para aeronaves do tipo PVTOL é proposto em [23], com validação apresentada por simulação. Neste trabalho, um sistema feedforward equivalente é obtido e um conjunto de níveis de saturação é estipulado, para que se tenha uma convergência rápida durante um tarefa de posicionamento.

No contexto de manobras e veículo PVTOL, a presente seção visa a estabilização dos VANTs ilustrados nas Figuras 26(a) e 26(b), durante o cumprimento de tarefas de posicionamento, rastreamento de trajetória e *hovering*, utilizando um controlador não linear baseado na teoria de Lyapunov. A contribuição apresentada nesta seção é dividida em três partes: a) a proposta de um único controlador não linear capaz de executar

tais tarefas; b) a demonstração de estabilidade do equilíbrio do sistema de malha fechada considerando tarefas PVTOL; e c) uma solução analítica para o problema de saturação dos sinais de controle (tal saturação matemática visa evitar a saturação física dos atuadores).

O controlador proposto nesta seção tem como objetivo levar um VANT de uma posição inicial qualquer até um ponto desejado, seja executando uma tarefa de posicionamento ou de seguimento de trajetória. Em outras palavras, isto significa garantir que

$$\mathbf{x} = \left[x \ z \ \theta \ \dot{x} \ \dot{z} \ \dot{\theta} \right]^T \to \left[x_d \ z_d \ \theta_d \ \dot{x}_d \ \dot{z}_d \ \dot{\theta}_d \right]^T = \mathbf{x}_d,$$

i.e., $\tilde{\mathbf{x}} \to \mathbf{0}$, onde $\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x}_d - \mathbf{x}$ é o erro de postura.

A fim de analisar a estabilidade do equilíbrio do sistema em malha fechada, a seguinte função radialmente ilimitada de Lyapunov é proposta

$$V(\tilde{\mathbf{x}}, \dot{\tilde{\mathbf{x}}}) = \underbrace{K_{z3}K_{z4}^{-1}\ln\cosh(K_{z4}\tilde{z}) + \frac{1}{2}\dot{\tilde{z}}^{2}}_{V1} + \underbrace{K_{\theta3}K_{\theta4}^{-1}\ln\cosh(K_{\theta4}\tilde{\theta}) + \frac{1}{2}\dot{\tilde{\theta}}^{2}}_{V_{3}} + \underbrace{K_{x1}\ln\cosh(K_{x2}\dot{\tilde{x}}) + K_{x3}\ln\cosh(K_{x2}\dot{\tilde{x}} + K_{x4}\tilde{x}) + \frac{K_{x4}}{2}\dot{\tilde{x}}^{2}}_{V_{2}} > 0,$$
(3.16)

sendo K_{ij} ganhos reais positivos. Uma função de Lyapunov similar pode ser encontrada em [24], cuja principal diferença está na garantia direta da estabilidade assintótica do equilíbrio. Entretanto, sabendo que o sistema discutido nesta seção é autônomo, o teorema de La Salle pode ser aplicado para demonstrar a convergência dos estados a seus valores desejados, obtendo as mesmas conclusões de estabilidade.

O projeto do controlador é divido em dois passos. Primeiramente, o objetivo é estabilizar a altitude z da aeronave e, a partir daí, controlar seu deslocamento longitudinal x através do controle de seu ângulo de arfagem θ . Os detalhes dos passos a serem seguidos são mostrados nas próximas subseções.

3.2.1 Controle de Altitude

O controlador aqui proposto utiliza as equações do modelo PVTOL de um quadrimotor. Entretanto, é possível realizar uma análise similar para o caso de um helicóptero. Assim sendo, escrevendo (3.14) em termos dos erros de controle de altitude tem-se que

$$m\left(\ddot{z}_d - \ddot{\tilde{z}}\right) + mg = u\cos\theta \quad \Rightarrow \quad \ddot{\tilde{z}} - \ddot{z}_d = g - \frac{u}{m}\cos\theta,$$
 (3.17)

cuja estabilidade assintótica pode ser garantida utilizando a solução trivial

$$u = \frac{m}{\cos \theta} (\eta_z + g), \tag{3.18}$$

onde $\eta_z = \ddot{z}_d + K_{z1} \tanh(K_{z2}\dot{\tilde{z}}) + K_{z3} \tanh(K_{z4}\tilde{z})$. Então, a equação do sistema em malha fechada se torna

$$\ddot{\tilde{z}} + K_{z1} \tanh(K_{z2}\dot{\tilde{z}}) + K_{z3} \tanh(K_{z4}\tilde{z}) = 0. \tag{3.19}$$

Nota 9 Na proposta de controle apresentada deve-se respeitar que $|\theta| < \frac{\pi}{2}$, o que implica numa restrição de movimento. Neste caso, o veículo não pode executar loops ou manobras agressivas (vale lembrar que o objetivo deste trabalho é controlar suavemente a aeronave durante uma missão de posicionamento ou de rastreamento de trajetória).

Utilizando a teoria de Lyapunov para analisar a estabilidade do sistema, deve-se tomar a primeira derivada temporal de $V_1(\tilde{z}, \dot{\tilde{z}})$, substituir (3.19), e então obter

$$\dot{V}_1(\tilde{z}, \dot{\tilde{z}}) = K_{z3}\dot{\tilde{z}}\tanh(K_{z4}\tilde{z}) + \dot{\tilde{z}}\ddot{\tilde{z}}$$

$$= -K_{z1}\dot{\tilde{z}}\tanh(K_{z2}\dot{\tilde{z}}) \le 0.$$
(3.20)

Como $\dot{V}_1(\tilde{z},\dot{\tilde{z}})$ é semi-definida negativa, então, \tilde{z} e $\dot{\tilde{z}}$ são limitadas. Em adição, também se pode demonstrar que $\dot{\tilde{z}}$ é quadrado integrável. Em outras palavras, $\tilde{z},\dot{\tilde{z}}\in L_{\infty}$ e $\dot{\tilde{z}}\in L_2$. Porém, aplicando o teorema de La Salle para sistemas autônomos, ao observar a dinâmica do sistema caracterizado por (3.19) nota-se que o maior conjunto invariante Ω_M na região

$$\Omega_R = \left\{ \begin{bmatrix} \tilde{z} \\ \dot{\tilde{z}} \end{bmatrix} : \dot{V}_1(\tilde{z}, \dot{\tilde{z}}) = 0 \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{bmatrix} \tilde{z} \\ \dot{\tilde{z}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{z} \\ 0 \end{bmatrix} \right\}$$

somente permanece estático para $\tilde{z}=0$. Portanto, o único conjunto invariante Ω_M é o equilíbrio $\begin{bmatrix} \tilde{z} & \dot{\tilde{z}} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 \end{bmatrix}^T$, que é assintoticamente estável. Em outras palavras, $\tilde{z}(t), \dot{\tilde{z}}(t) \to 0$ quando $t \to \infty$.

3.2.2 Controle do Ângulo de Arfagem

O próximo passo no controle do modelo PVTOL é estabilizar o ângulo de arfagem da aeronave fazendo $\theta(t) \to \theta_d(t)$, com $\tilde{\theta} = \theta_d - \theta$. Visando projetar um controlador baseado na teoria de Lyapunov, toma-se a primeira derivada temporal de $V_3(\tilde{\theta}, \dot{\tilde{\theta}})$ e, na sequência,

substitui-se (3.15) para obter

$$\dot{V}_{3}(\tilde{\theta}, \dot{\tilde{\theta}}) = K_{\theta 3}\dot{\tilde{\theta}}\tanh(K_{\theta 4}\tilde{\theta}) + \dot{\tilde{\theta}}\ddot{\tilde{\theta}}$$

$$= \dot{\tilde{\theta}}\left(K_{\theta 3}\tanh(K_{\theta 4}\tilde{\theta}) + \ddot{\theta}_{d} - \frac{\tau_{\theta}}{I_{yy}}\right).$$
(3.21)

Na sequência, adotando o sinal de controle

$$\tau_{\theta} = I_{yy}\eta_{\theta}$$
, com $\eta_{\theta} = \ddot{\theta}_d + K_{\theta 1} \tanh(K_{\theta 2}\dot{\theta}) + K_{\theta 3} \tanh(K_{\theta 4}\tilde{\theta})$,

e o inserindo em (3.21), obtém-se

$$\dot{V}_3(\tilde{\theta}, \dot{\tilde{\theta}}) = -K_{\theta 1} \dot{\tilde{\theta}} \tanh(K_{\theta 2} \dot{\tilde{\theta}}) \le 0, \tag{3.22}$$

que resulta em uma função semi-definida negativa. Portanto, $\tilde{\theta}, \dot{\tilde{\theta}} \in L_{\infty}$ e $\dot{\tilde{\theta}} \in L_{2}$. Analisando a equação do sistema em malha fechada, dada por

$$\ddot{\tilde{\theta}} + K_{\theta 1} \tanh(K_{\theta 2} \dot{\tilde{\theta}}) + K_{\theta 3} \tanh(K_{\theta 4} \tilde{\theta}) = 0, \tag{3.23}$$

e aplicando o teorema de La Salle para sistemas autônomos mais uma vez, conclui-se que o maior conjunto invariante Ω_M em

$$\Omega_R = \left\{ \begin{bmatrix} \tilde{\theta} \\ \dot{\tilde{\theta}} \end{bmatrix} : \dot{V}_3(\tilde{\theta}, \dot{\tilde{\theta}}) = 0 \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{bmatrix} \tilde{\theta} \\ \dot{\tilde{\theta}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} \right\}$$

existe unicamente para $\tilde{\theta}=0$. Portanto, o equilíbrio $\begin{bmatrix} \tilde{\theta} & \dot{\tilde{\theta}} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 \end{bmatrix}^T$ de tal sistema é assintoticamente estável, i.e., $\tilde{\theta}(t), \dot{\tilde{\theta}}(t) \to 0$ quando $t \to \infty$.

3.2.3 Controle do Deslocamento Longitudinal

Sabendo que as entradas de controle do sistema em questão já foram definidas, para controlar o deslocamento horizontal da aeronave, deve-se definir um perfil desejado do ângulo de arfagem, o qual será função dos erros de altitude e deslocamento horizontal. Neste caso, considerando (3.13) e (3.14), tem-se

$$\ddot{x} = (\eta_z + g) \tan(\theta_d - \tilde{\theta}) \Rightarrow \ddot{x} = (\eta_z + g) \frac{\tan \theta_d - \tan \tilde{\theta}}{1 + \tan \theta_d \tan \tilde{\theta}},$$

ou

$$\ddot{x} - (\eta_z + g) \tan \theta_d = -(\eta_z + g + \ddot{x} \tan \theta_d) \tan \tilde{\theta}. \tag{3.24}$$

Note que não há sinais externos para controlar x. Assim, adotando

$$\theta_d = \tan^{-1} \left(\frac{\eta_x}{\eta_z + g} \right) \tag{3.25}$$

com

$$\eta_x = \ddot{x}_d + K_{x1} \tanh(K_{x2}\dot{\tilde{x}}) + K_{x3} \tanh(K_{x2}\dot{\tilde{x}} + K_{x4}\tilde{x}),$$

e substituindo em (3.24), a equação do sistema em malha fechada

$$\ddot{x} + K_{x1} \tanh(K_{x2}\dot{x}) + K_{x3} \tanh(K_{x2}\dot{x} + K_{x4}\tilde{x}) = \delta$$
(3.26)

é obtida, tendo $\delta = (\eta_z + g + \ddot{x} \tan \theta_d) \tan \tilde{\theta}$. Para analisar a estabilidade do equilíbrio de tal sistema com base na teoria de Lyapunov, deve-se tomar a primeira derivada temporal de $V_2(\tilde{x},\dot{\tilde{x}})$, e então então substituir (3.26), para obter

$$\dot{V}_{2}(\tilde{x},\dot{\tilde{x}}) = K_{x3}(K_{x4}\dot{\tilde{x}} + K_{x2}\ddot{\tilde{x}}) \tanh(K_{x2}\dot{\tilde{x}} + K_{x4}\tilde{x}) + K_{x1}K_{x2}\ddot{\tilde{x}} \tanh(K_{x2}\dot{\tilde{x}}) + K_{x4}\dot{\tilde{x}}\ddot{\tilde{x}}$$

$$= \underbrace{-K_{x2} \left[K_{x3} \tanh(K_{x2}\dot{\tilde{x}} + K_{x4}\tilde{x}) + K_{x1} \tanh(K_{x2}\dot{\tilde{x}}) \right]^{2} - K_{x1}K_{x4}\dot{\tilde{x}} \tanh(K_{x2}\dot{\tilde{x}})}_{B_{1}} + \delta \underbrace{K_{x2} \left[K_{x3} \tanh(K_{x2}\dot{\tilde{x}} + K_{x4}\tilde{x}) + K_{x1} \tanh(K_{x2}\dot{\tilde{x}}) + K_{x2}^{-1}K_{x4}\dot{\tilde{x}} \right]}_{B_{2}}. \tag{3.27}$$

De (3.27) não é possível obter qualquer conclusão direta sobre o comportamento de $\tilde{x},\dot{\tilde{x}}$. Entretanto, se $\delta B_2 \leq 0$, então $\tilde{x},\dot{\tilde{x}} \to 0$ para $t \to \infty$, pois nesse caso \dot{V}_2 se torna definida negativa, dado que $B_1 < 0$ para todo $\tilde{x},\dot{\tilde{x}} \neq 0$. Por outro lado, se $\delta B_2 > 0$, os valores de $\tilde{x},\dot{\tilde{x}}$ irão crescer somente se $\delta B_2 > |B_1|$. Nesse caso, como $|B_1|$ é um termo quadrático em \tilde{x} e $\dot{\tilde{x}}$, enquanto δB_2 é linear, $|B_1|$ irá crescer mais rápido que δB_2 , uma situação na qual $\dot{V}_2(\tilde{x},\dot{\tilde{x}}) < 0$ será alcançada. Assim sendo, \tilde{x} e $\dot{\tilde{x}}$ irão começar a decrescer. Então, pode-se notar que há uma região particular, dada pela interseção das funções $|B_1|$ e δB_2 , na qual o erro \tilde{x} se torna limitado por um valor finito. Uma outra observação importante é quando $\delta = 0$, em consequência de $\tilde{\theta} = 0$ (um seguimento perfeito no controle de θ , onde $\theta \equiv \theta_d$, comumente atingindo no estado estacionário). Nesse caso, $\dot{V}_2(\tilde{x},\dot{\tilde{x}})$ se torna definida negativa e $\tilde{x},\dot{\tilde{x}} \to 0$ para $t \to \infty$.

Para discutir um pouco mais a condição $|B_1| = |\delta B_2|$, ao considerar que os valores de \tilde{x} e $\dot{\tilde{x}}$ estão se tornando pequeno suficiente, então $\tanh \alpha \approx \alpha$, logo para (3.27), tem-se

$$|B_1| \approx -K_{x2} \left[(K_{x1}K_{x2} + K_{x2}K_{x3})\dot{\tilde{x}} + K_{x3}K_{x4}\tilde{x} \right]^2 - K_{x1}K_{x2}K_{x4}\dot{\tilde{x}}^2$$

$$|\delta B_2| \approx \delta K_{x2} \left[(K_{x1}K_{x2} + K_{x2}K_{x3} + K_{x2}^{-1}K_{x4})\dot{\tilde{x}} + K_{x3}K_{x4}\tilde{x} \right]. \tag{3.28}$$

Portanto, os valores de \tilde{x} e $\dot{\tilde{x}}$ permanecerão constantes quando a função

$$f(\cdot) = K_{x2} \left[(K_{x1}K_{x2} + K_{x2}K_{x3})\dot{x} + K_{x3}K_{x4}\tilde{x} \right]^2 + K_{x1}K_{x2}K_{x4}\dot{x}^2$$

for igual à função

$$g(\cdot) = \delta K_{x2} \left[(K_{x1}K_{x2} + K_{x2}K_{x3} + K_{x2}^{-1}K_{x4})\dot{\tilde{x}} + K_{x3}K_{x4}\tilde{x} \right].$$

A Figura 27 ilustra a relação entre as variáveis de estado \tilde{x} , $\dot{\tilde{x}}$ e as funções f(.) e g(.). Note-se que se $f(\cdot)$ não é superior a $g(\cdot)$ para todo \tilde{x} e $\dot{\tilde{x}}$, e então haverá uma região na qual o comportamento dos erros não poderá ser previsto. Em outras palavras, os erros não irão convergir a zero (ou seja, para o equilíbrio), enquanto $\delta B_2 > 0$. Por outro lado, tais erros terão um valor supremo definido pela região de intersecção, correspondente a $f(\tilde{x},\dot{\tilde{x}}) = g(\tilde{x},\dot{\tilde{x}})$. No entanto, pode-se afirmar que os valores de \tilde{x} e $\dot{\tilde{x}}$, apesar de não convergirem a zero, serão pequenos e irão diminuir à medida que o valor de δ tenda a zero (como consequência da convergência de $\tilde{\theta}$ a zero).

Ainda observando-se tal figura, pode-se notar que a interseção de f(.) e g(.) se torna mais próximo de zero, como consequência da convergência de θ ao seu valor desejado, o que significa que $\delta \to 0$. Como resultado, o deslocamento longitudinal da aeronave é efetivamente controlado através do controle de seu ângulo de arfagem θ , com um erro que é finalmente limitado.

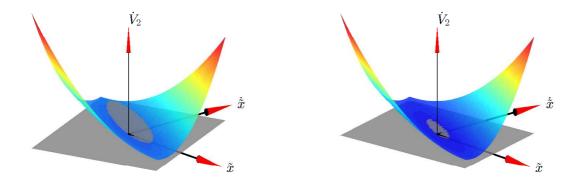


Figura 27: Uma ilustração do comportamento das variáveis de estado e das funções f e g. A interseção das duas funções diminui à medida que θ converge a seu valor desejado, o que implica em $\delta \to 0$.

3.2.4 Seleção dos Ganhos dos Controladores

Os ganhos dos controladores são escolhidos a fim de evitar a saturação dos sinais de controle e obter uma resposta criticamente amortecida do sistema. Assim sendo, antes de iniciar a análise dos ganhos, deve-se ter em mente que a função tangente hiperbólica (usada como função de saturação) pode ser aproximada por uma função linear ($\tanh \alpha \approx \alpha$) para pequenos valores de entrada ou por um função limiar ($\tanh \alpha \approx \text{sign } \alpha$) para grandes valores de entrada. Agora, considerando o sistema de malha fechada do controlador de altitude (3.19) na região linear correspondente a pequenos erros ($\tilde{z}, \dot{\tilde{z}}$), a primeira condição $K_{z3}K_{z4} = \frac{1}{4}(K_{z1}K_{z2})^2$ dever ser respeitada no intuito de cumprir o comportamento de resposta desejado. Em contraste, na região de saturação, a segunda condição $K_{z3} = \frac{1}{4}K_{z1}^2$ também deve ser seguida.

Na sequência, observando (3.18) e considerando a propulsão máxima u_{max} igual a ag, com $a \in \mathbb{R}^+$, tem-se

$$|K_{z1} \tanh(K_{z2}\tilde{z}) + K_{z3} \tanh(K_{z4}\dot{\tilde{z}})| \le \left(\frac{a}{m}\cos\theta_{\max} - 1\right)g - |\ddot{\tilde{z}}_{d\max}|.$$

Note-se que o termo à direita da desigualdade pode ser estipulado pelo projetista após observar as limitações físicas do sistema mecânico. Neste trabalho, adotou-se a=2.5 e um valor de $\ddot{z}_{\rm max}$ que depende do perfil de referência.

Assumindo agora o caso em que os valores de erros não são pequenos o suficiente, então o sistema irá operar na zona de saturação. Neste caso, tem-se um terceira condição a ser cumprida, dada por $K_{z1} + K_{z3} \leq \left(\frac{a}{m}\cos\theta_{\rm max} - 1\right)g - |\ddot{\tilde{z}}_{d\,{\rm max}}|$.

Consequentemente, definindo um valor para K_{z2} e manipulando as três condições acima descritas, é possível atribuir os ganhos de controle do controlador de altitude visando uma resposta criticamente amortecida, além de evitar saturação física dos atuadores.

De forma similar, uma análise pode ser feita para o ângulo de arfagem. A Equação (3.23) é usada para definir as duas primeiras condições $K_{\theta 3}K_{\theta 4}=\frac{1}{4}(K_{\theta 1}K_{\theta 2})^2$ e $K_{\theta 3}=\frac{1}{4}K_{\theta 1}^2$. A terceira condição é obtida substituindo (3.23) em (3.15), considerando a zona de saturação dos erros. Portanto, tem-se $K_{\theta 1}+K_{\theta 3}=\tau_{\theta\,\mathrm{max}}/I_{yy}+\ddot{\theta}_{d\,\mathrm{max}}$. Definindo $K_{\theta 2}$, também é possível obter uma resposta criticamente amortecida de θ , sem saturação dos controladores.

Finalmente, considerando a resposta natural de (3.26), i.e., para $\delta = 0$, é possível obter $K_{x1} + K_{x3} = \frac{1}{K_{x2}} \sqrt{4K_{x3}K_{x4}}$, para a zona linear, e $K_{x3} = \frac{1}{4}K_{x1}^2$, para a zona de saturação. Então, tomando (3.13) e substituindo em (3.18), tem-se para a zona de saturação K_{x1} +

 $K_{x3} \leq |\ddot{x}_{d\,\text{max}} + (\eta_z + g) \tan \theta_{\text{max}}|$, onde η_z já foi levado em consideração durante a atribuição dos ganhos do controlador de altitude. De forma similar, a resposta do deslocamento longitudinal será próxima de uma resposta criticamente amortecida após o valor de K_{x2} ter sido definido.

3.2.5 Resultados e Discussão

Inicialmente, duas simulações são apresentadas utilizando o helicóptero miniatura apresentado na Subseção 3.1.2. As missões de voo a serem cumpridas são um rastreamento de trajetória e um posicionamento em múltiplos pontos de referência, ambas utilizando o mesmo controlador proposto na presente seção. O objetivo desta simulação é primeiramente verificar a estabilidade do sistema em malha fechada, quando o controlador proposto é adotado. Além disso, deseja-se validar o controlador proposto ao guiar a aeronave durante o cumprimento da missão. É importante mencionar que as simulações emulam um ambiente interno na ausência de distúrbios externos.

A primeira missão dada ao VANT é um rastreamento de trajetória no plano XZ, descrita por $\{x_d=0.5 \sin(0.1t), z_d=0.75-0.5 \cos(0.1t)\}$. O valor desejado do ângulo de arfagem é dado por (3.25). As variáveis de postura que não estão envolvidas no projeto de controle apresentam referências iguais a zero e são controladas pelo sistema de estabilização de baixo nível das aeronaves.

A Figura 28(d) ilustra o caminho desejado (linha tracejada) e percorrido (linha sólida) no planto XZ, com a representação do VANT em intervalos de 20s. É possível verificar que o veículo segue a referência desejada sem oscilações que possam comprometer a execução da missão. Os deslocamentos horizontal e vertical da aeronave podem ser vistos na Figura 28(a). Essa mesma figura ilustra o comportamento do ângulo de arfagem, o qual apresenta uma maior oscilação no início da simulação (devido à necessidade do veículo de alcançar a trajetória desejada). Uma vez alcançada tal trajetória, o veículo modifica suavemente sua referência para continuar seguindo a referida trajetória.

A Figura 28(b) destaca as variáveis de postura guiadas pelo estabilizador de baixo nível, as quais possuem referências iguais a zero. Note que praticamente não há alterações nos valores de deslocamento lateral do VANT, uma vez que pequenos distúrbios aparecem no ângulo de rolagem da aeronave durante o experimento. Para o ângulo de guinada (variável de diretamente atuada segundo o modelo completo da aeronave), também se verifica mínimas perturbações durante a simulação.

20

40

60

Tempo [s]

(c) Entradas de controle indiretas.

80

100

120

 $y_h[m]$

No que diz respeito às entradas de controle indiretas, resultantes do controlador de alto nível do helicóptero, verifica-se que as forças f_2 e f_4 apresentam amplitudes próximas a zero, em virtude da não excitação dos movimentos de rolagem e guinada. Em contrapartida, é possível verificar uma oscilação inicial em f_1 , resultando no movimento de arfagem e, consequentemente, no movimento horizontal da aeronave, seguido de pequenos pulsos durante a missão. Em maior evidência está a força f_3 , a qual é responsável pela sustentação e variação da cota vertical do veículo.

A segunda missão de voo é uma sequência de pontos de passagem, mostrada na Tabela 6. Por se tratar de uma missão no plano XZ, somente são dadas referências nos eixos longitudinal e vertical. Deslocamentos laterais e variações dos ângulos de guinada são considerados distúrbios no sistema, os quais devem ser controlados e estabilizados em zero pelo controlador de baixo nível da aeronave.

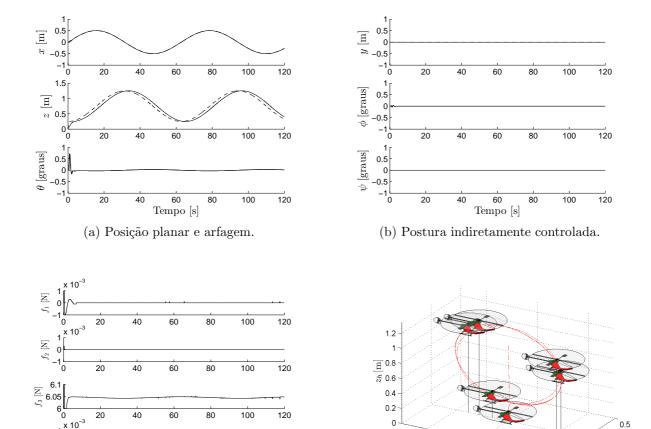


Figura 28: Simulação: Seguimento de trajetória circular no planto XZ utilizando um controlador PVTOL e um helicóptero miniatura.

-0.5

 $x_h[m]$ (d) Caminho percorrido.

Tabela 6: Valores desejados para a missão de controle de posicionamento no plano XZ

Tempo [s]	0-20	20-40	40-60	60-80	80–100	100-120
Deslocamento Longitudinal x_d [m]	0	2	-2	0	2	0
Altitude z_d [m]	1	2	0.5	1	1.5	0.5

O caminho percorrido durante a tarefa proposta é ilustrado na Figura 29(d). Em conjunto com a Figura 29(a), é possível verificar que a aeronave alcança um ponto de passagem desejado antes que o próximo ponto de passagem seja estabelecido. Como consequência, o VANT guiado pelo controlador proposto nesta seção é capaz de alcançar uma posição desejada e aí permanecer sem oscilações. Note-se que as referências são alcançadas de forma suave, conforme previsto na proposta de controle apresentada.

A Figura 29(a) também apresenta a evolução temporal do ângulo de arfagem do VANT. Observe-se que o perfil desejado e devidamente seguido é mais acentuado quando comparado ao da tarefa de seguimento de trajetória. Isto ocorre devido à característica mais agressiva de uma manobra de posicionamento (definida por um ponto de partida e um ponto de chegada), quando comparada a uma manobra de rastreamento (definida por uma sequência contínua de pontos parametrizada no tempo).

O comportamento do deslocamento lateral, rolagem e guinada pode ser visto na Figura 29(b). Tais variáveis não são controladas diretamente nesta missão, elas são guiadas pelo sistema de baixo nível e tratadas como distúrbios no sistema de controle proposto.

Em termos dos sinais de controle indiretos aplicados à aeronave, o mesmo caráter agressivo observado no ângulo de arfagem pode ser observado nas forças f_1 e f_3 , ilustradas na Figura 29(c). Variações positivas em f_1 indicam que a aeronave deve avançar para alcançar a referência, enquanto picos negativos indicam que a mesma deve retroceder. Enquanto isso, variações adicionais à força de sustentação indicam a necessidade de elevação de altitude, para cumprir o objetivo de controle. Por outro lado, uma perda de sustentação se faz necessária quando o veículo necessita descender para alcançar um dado valor de referência. Por fim, as forças f_2 e f_4 se mantêm próximos a zero, pois a tarefa dada não contempla movimentos laterais e de guinada.

Na sequência dessa seção, dois resultados experimentais utilizando um quadrimotor Ar. Drone Parrot são apresentados. As missões de voo são idênticas àquelas passadas ao helicóptero miniatura. Vale mencionar que os experimentos foram realizados em ambientes fechados, ou seja, na ausência de distúrbios externos. Em adição, as informações sensoriais relativas ao deslocamento horizontal foram obtidas através de odometria (integração

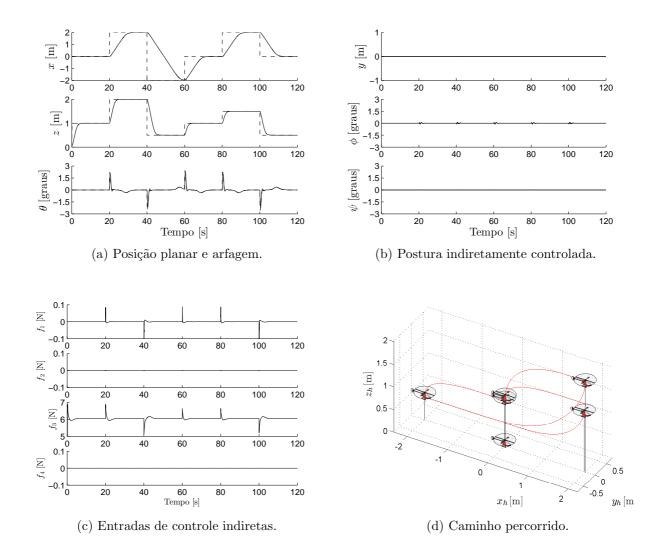


Figura 29: Simulação: Missão de posicionamento no planto XZ utilizando um controlador PVTOL e um helicóptero miniatura.

numérica dos acelerômetros), enquanto as do deslocamento vertical foram obtidas por sensores de ultrassom a bordo da aeronave.

As variáveis de postura e as entradas de controle reais e indiretas são apresentadas nas figuras de resultados. O caminho usado para converter u e τ_{θ} em f_i , para $i=1,\dots,4$, e, por fim, a $u_{\phi}, u_{\theta}, u_{\dot{\psi}}, u_{\dot{z}}$, é similar ao apresentado em [11]. Esta etapa é denominada controle de baixo nível, conforme apresentado no Capítulo 2.

Para a missão de rastreamento de trajetória, é possível observar que o VANT alcança e segue a trajetória desejada. A Figura 30(a) mostra a evolução temporal da posição do ArDrone no espaço cartesiano. Apesar do veículo alcançar as referências x_d e z_d propostas, os resultados apresentam alguns erros de seguimento, os quais não comprometem o cumprimento da missão, como se pode visualizar na figura. Em outras palavras, o controlador

proposto é capaz de guiar a aeronave seguindo a referência sem atrasos relevantes. Nessa figura, tem-se ainda o comportamento do ângulo de arfagem, o qual é essencial no controle do deslocamento longitudinal da aeronave.

Sabendo que os sinais de referência propostos não controlam o veículo no eixo Y, pode-se observar alguns erros decorrentes dos efeitos de drifting associados aos sensores inerciais a bordo do veículo, os quais são estabilizados pelo controlador de baixo nível próprio do VANT utilizado. O comportamento do deslocamento lateral da aeronave e os ângulos de rolagem e guinada são ilustrados na Figura 30(b). Como pode ser visto, os ângulos de orientação não controlados pelo sistema proposto sofrem alterações devido ao deslocamento da aeronave durante o cumprimento da tarefa. As variações ocorridas, por exemplo, no ângulo do rolagem ϕ são controladas pelo sistema de baixo nível da aeronave, e se refletem diretamente em erros de posição lateral y.

Vale mencionar, ainda com respeito aos ângulos de orientação do veículo, que um pequeno desequilíbrio de forças de propulsão durante uma manobra de ascensão ou descenso resulta em um movimento indesejado de guinada. Em outras palavras, se em uma ação conjunta dos motores para alteração de cota vertical do VANT houver um motor girando a uma velocidade maior ou menor que os demais, ocorrerá um movimento de guinada. Tal observação pode ser comprovada na Figura 30, já que a missão predefinida contempla comandos para deslocamento vertical, além de longitudinal.

A Figura 30(c) mostra o comportamento das entradas de controle indiretas aplicadas ao VANT. Conforme esperado, dada a configuração da trajetória desejada as forças que atuam sobre a aeronave apresentam um perfil senoidal, com características idênticas em todos os propulsores. É importante ressaltar novamente que a realização de um deslocamento positivo em x (que requer um acréscimo de f_2 e f_3 e um decréscimo de f_4 enquanto se executa uma deslocamento negativo em z (que requer um decréscimo de todas as propulsões dos motores), é um problema de controle inerente de um quadrimotor. A fim de representar as entradas de controle adotadas no projeto do controlador, a Figura 30(d) ilustra a propulsão vertical u e o torque τ_{θ} aplicados ao VANT.

Por fim, a Figura 30(e) destaca as entradas de controle reais aplicadas ao VANT. Notese que as variáveis θ_r e $\dot{\psi}_r$ apresentam um comportamento mais bem definido, uma vez que são diretamente excitadas pelos sinais de controle gerados pelo controlador proposto. Observe-se, ainda, que o perfil de $\dot{\psi}_r$ é seguido pelas forças mostradas na Figura 30(c), uma vez que a variação de altitude é controlada diretamente por esta entrada de comando.

O segundo experimento realizado nesta subseção corresponde a um controle de posição

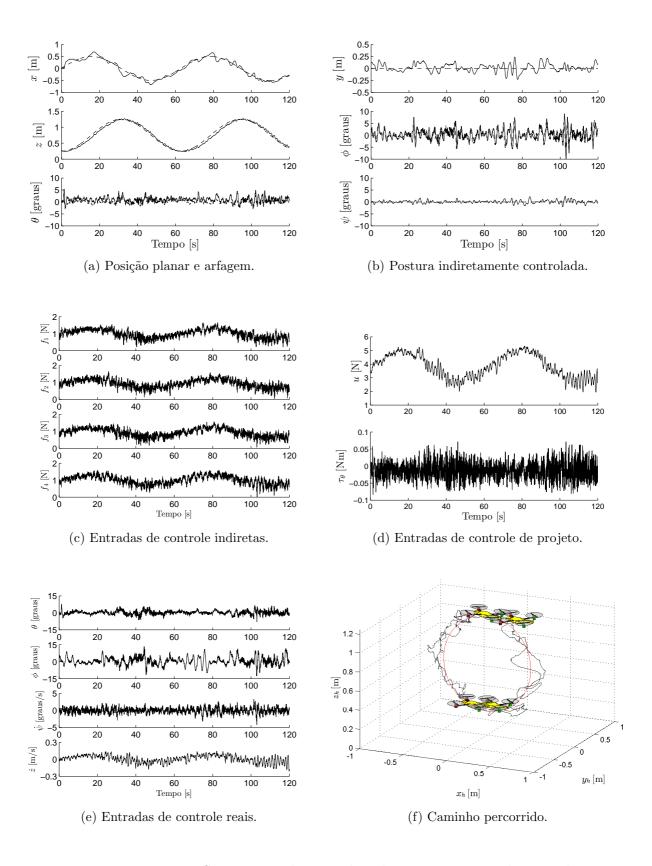


Figura 30: Experimento: Seguimento de trajetória durante uma manobra no plano XZ usando um quadrimotor.

no plano XZ, cujos pontos de passagem estão definidos na Tabela 6. O objetivo deste experimento é demonstrar a validade do controlador PVTOL proposto tanto para tarefas de seguimento de trajetória quanto de posicionamento. A Figura 31(f) ilustra o caminho percorrido durante o voo, sendo que o ícone ilustrando a aeronave é traçado a cada 20s, durante a missão.

Através deste experimento é possível verificar que o controlador proposto (sem qualquer alteração de ganhos, ressalte-se) também é capaz de guiar o veículo aéreo no cumprimento uma tarefa de posicionamento. Note-se que há um atraso para alcançar o alvo desejado, porém isto é feito suavemente. Neste experimento, uma situação importante a ser observada ocorre na faixa de 40-50s e na faixa de 100-110s. Nestes instantes, o valor desejado das forças de propulsão é igual a zero (ver Figura 31(c)), o que significa que o quadrimotor está executando auto-rotação dos motores e, consequentemente, descendo em sua máxima velocidade, para alcançar a nova posição desejada (que é um ponto mais abaixo do anterior). Esta situação, porém, não compromete o cumprimento final da tarefa de posicionamento, como se pode observar na Figura 31(a). Afinal, mesmo com um atraso decorrente do trecho em queda livre, o controlador é capaz de alcançar as referências desejadas. Vale destacar, no entanto, que o quadrimotor utilizado não é capaz de realizar propulsão negativa (i.e., no sentido na força gravitacional).

3.2.6 Considerações Finais

Esta seção propõe um controlador não linear de alto nível baseado na teoria de Lyapunov, capaz de guiar um veículo aéreo (helicóptero ou quadrimotor) em missões de seguimento de trajetória e de posicionamento. O projeto do controlador envolve a estabilização da altitude da aeronave e, em seguida, o controle do seu deslocamento longitudinal, guiado através da referência adequada para seu ângulo de arfagem. Ainda como etapa de projeto, apresenta-se uma solução analítica para o problema de saturação dos sinais de controle. Por fim, validações experimentais e por simulação foram realizadas, a fim de verificar o desempenho do controlador durante manobras de decolagem, hovering e aterrissagem no plano vertical XZ.

Vale comentar que tarefas de voo similares podem ser realizadas no plano YZ, desde que as devidas restrições sejam satisfeitas. Neste caso, o projeto do controlador envolve a estabilização da altitude da aeronave e o controle do seu deslocamento lateral, guiado através da referência adequada para seu ângulo de rolagem.

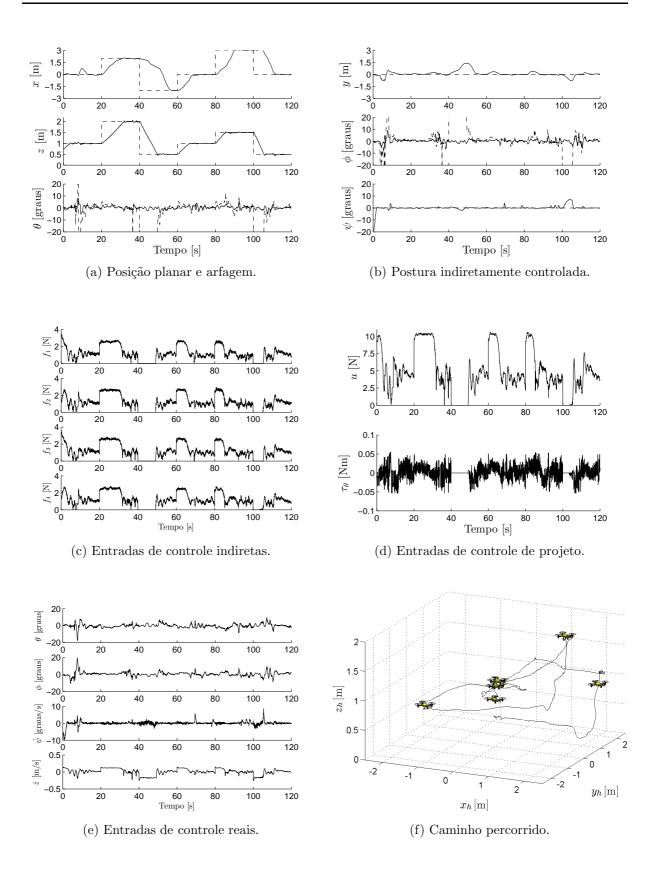


Figura 31: Experimento: Controle de posição no plano XZ usando um quadrimotor.

3.3 Controlador de Voo sem Restrição de Movimento

Segundo [25], experimentos realizados com restrições físicas de graus de liberdade não revelam aspectos relevantes do problema de controle de veículos aéreos não tripulados. Segundo os autores, tais limitações físicas resultam em simplificações excessivas do problema. Nesta Tese, todos experimentos realizados nas seções prévias e subsequentes não apresentam qualquer restrição física da aeronave, resultando em deslocamentos indesejados nas variáveis não abordadas no projeto de controle, decorrentes da excitação dos sensores durante as manobras de voo. Para o controle e estabilização dessas variáveis, considera-se o controlador de baixo nível o qual é capaz de mantê-las em zero. Em outras palavras, tais variáveis são vista como pequenos distúrbios ao sistema de controle de interesse, as quais são estabilizadas pelo sistema de estabilização próprio da aeronave.

Esta seção apresenta um controlador não linear de alto nível para VANT de asas rotativas, considerando seu modelo dinâmico subatuado, sem adotar qualquer estratégia de linearização por proximidade de ponto de operação. A contribuição aqui apresentada envolve a proposta de um controlador não linear baseado na dinâmica inversa, utilizando a técnica de linearização por retroalimentação parcial. A estabilização do veículo durante o voo é garantida matematicamente, no sentido de Lyapunov, através da prova de estabilidade do equilíbrio do sistema em malha fechada utilizando o controlador proposto.

Em um contexto geral, pesquisadores ao redor do mundo têm se dedicado ao desenvolvimento de controladores para estabilização e navegação de VANTs, com movimentação tridimensional. Tradicionalmente, as estratégias se baseiam em laços interno e externo de controle, os quais visam estabilizar a orientação da aeronave e, em seguida, fazê-la navegar no espaço 3-D. Porém, garantir a estabilidade e o desempenho de dois sistemas de controle em separado não garante a estabilidade e o desempenho do sistema como um todo. Outra vertente, ainda no contexto de estratégias de controle, trata de uma solução integrada para o controle de posicionamento e orientação da aeronave, comumente baseada em técnicas não lineares, que é o foco desta seção.

A fim de iniciar a proposta do controlador tridimensional, toma-se o modelo dinâmico subatuado de um veículo aéreo, cuja descrição de sua parte ativa/atuada, é dada por

$$\mathbf{M}_{ap}\ddot{\mathbf{q}}_p + \mathbf{M}_{aa}\ddot{\mathbf{q}}_a + \mathbf{E}_a = \mathbf{f}_a \in \mathbb{R}^4, \tag{3.29}$$

enquanto sua parte passiva/não atuada, dita restrição de segunda ordem, é descrita por

$$\mathbf{M}_{pa}\ddot{\mathbf{q}}_a + \mathbf{M}_{pp}\ddot{\mathbf{q}}_p + \mathbf{E}_p = \mathbf{0}_p \in \mathbb{R}^2, \tag{3.30}$$

a qual representa um forte acoplamento entre os graus de liberdade diretamente atuados e aqueles indiretamente atuados, aqui representados por $\mathbf{q}_a = [z \ \phi \ \theta \ \psi]^T$ e $\mathbf{q}_p = [x \ y]^T$, respectivamente. Note-se que esta consideração é importante para a proposta do controlador a seguir.

Considerando as funções de saída $\mathbf{y}_p = f_1(\mathbf{q})$ e $\mathbf{y}_a = f_2(\mathbf{q})$, que realizam o mapeamento das variáveis de estado de um VANT do referencial inercial $\langle e \rangle$ para o referencial espacial $\langle s \rangle$, com \mathbf{q} referenciado na origem do sistema de coordenadas globais, pode-se concluir que $f_1 : \mathbb{R}^6 \to \mathbb{R}^2$ e $f_2 : \mathbb{R}^6 \to \mathbb{R}^4$.

Tomando agora as duas primeiras derivadas temporais de cada uma das funções de mapeamento, obtém-se

$$\dot{\mathbf{y}}_p = J_p \dot{\mathbf{q}} \quad \mathbf{e} \quad \ddot{\mathbf{y}}_p = \dot{J}_p \dot{\mathbf{q}} + J_p \ddot{\mathbf{q}}, \tag{3.31}$$

$$\dot{\mathbf{y}}_a = J_a \dot{\mathbf{q}} \quad \mathbf{e} \quad \ddot{\mathbf{y}}_a = \dot{J}_a \dot{\mathbf{q}} + J_a \ddot{\mathbf{q}},\tag{3.32}$$

onde J_p e J_a representam as matrizes Jacobiano passiva e ativa relativas às velocidades da aeronave de $\langle e \rangle$ para $\langle s \rangle$.

Ao considerar $\mathbf{y}_p = \mathbf{q}_p \in \mathbf{y}_a = \mathbf{q}_a$, tem-se

$$J_p = \begin{bmatrix} J_{pp} & J_{pa} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_2 & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \text{ com } \dot{J}_p = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix},$$
 (3.33)

$$J_a = \begin{bmatrix} J_{ap} & J_{aa} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & I_4 \end{bmatrix}, \text{ com } \dot{J}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix},$$
 (3.34)

que reduz (3.31) e (3.32) a $\ddot{\mathbf{y}}_p = \ddot{\mathbf{q}}_p$ e $\ddot{\mathbf{y}}_a = \ddot{\mathbf{q}}_a$, respectivamente.

De acordo com [26], a aplicação da estratégia de linearização parcial por retroalimentação é possível para sistemas com elevado acoplamento inercial, como é o caso dos helicópteros e quadrimotores. Outros sistemas mecânicos representados segundo a notação subatuada e controlados por uma estratégia similar podem ser encontrados em [27–31].

Neste contexto, visando controlar um VANT de asas rotativas segundo tal abordagem, a restrição de segunda ordem (3.30) deve ser escrita como

$$\ddot{\mathbf{q}}_p = -\mathbf{M}_{pp}^{-1}(\mathbf{M}_{pa}\ddot{\mathbf{q}}_a + \mathbf{E}_p), \tag{3.35}$$

desde que \mathbf{M}_{pp} seja inversível e positiva definida. Ao substituir em (3.29), obtém-se

$$\mathbf{f}_{a} = (\mathbf{M}_{aa} - \mathbf{M}_{ap} \mathbf{M}_{pp}^{-1} \mathbf{M}_{pa}) \ddot{\mathbf{q}}_{a} + \mathbf{E}_{a} - \mathbf{M}_{ap} \mathbf{M}_{pp}^{-1} \mathbf{E}_{p}$$

$$= \bar{\mathbf{M}}_{aa} \ddot{\mathbf{q}}_{a} + \bar{\mathbf{E}}_{a}. \tag{3.36}$$

Aplicando a técnica de linearização por retroalimentação, pode-se propor o seguinte sinal de controle

$$\mathbf{f}_a = \hat{\mathbf{M}}_{aa} \boldsymbol{\eta}_a + \hat{\mathbf{E}}_a, \tag{3.37}$$

onde $\hat{\mathbf{M}}_{aa}$ e $\hat{\mathbf{E}}_a$ são os valores estimados das matrizes $\bar{\mathbf{M}}_{aa}$ e $\bar{\mathbf{E}}_a$, respectivamente, enquanto $\boldsymbol{\eta}_a \in \mathbb{R}^4$ é uma entrada de controle adicional, definida a seguir.

Substituindo (3.37) em (3.36), obtém-se

$$\ddot{\mathbf{q}}_a = \boldsymbol{\eta}_a + \bar{\mathbf{M}}_{aa}^{-1} (\tilde{\bar{\mathbf{M}}}_{aa} \boldsymbol{\eta}_a + \tilde{\bar{\mathbf{E}}}_a), \tag{3.38}$$

sabendo que $\hat{\mathbf{M}}_{aa} = \bar{\mathbf{M}}_{aa} + \tilde{\bar{\mathbf{M}}}_{aa}$ e $\hat{\bar{\mathbf{E}}}_a = \bar{\mathbf{E}}_a + \tilde{\bar{\mathbf{E}}}_a$, com $\tilde{\bar{\mathbf{M}}}_{aa}$ e $\tilde{\bar{\mathbf{E}}}_a$ sendo matrizes de erro de estimação.

Se $\mathbf{y}_{ad} = \mathbf{q}_{ad}(t)$ representa a posição desejada ou um perfil de trajetória para os graus de liberdade atuados/ativos, pode-se propor

$$\boldsymbol{\eta}_a = \ddot{\mathbf{q}}_{ad} + \mathbf{K}_{a1} \tanh \mathbf{K}_{a2} \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_a + \mathbf{K}_{a3} \tanh \mathbf{K}_{a4} \tilde{\mathbf{q}}_a, \tag{3.39}$$

onde $\tilde{\mathbf{q}}_a = \mathbf{q}_{ad} - \mathbf{q}_a$ indica o erro de seguimento das variáveis atuadas e $\mathbf{K}_{ai} \in \mathbb{R}^4$ são matrizes de ganho diagonais positivas.

Finalmente, tem-se que

$$\ddot{\tilde{\mathbf{q}}}_a + \mathbf{K}_{a1} \tanh \mathbf{K}_{a2} \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_a + \mathbf{K}_{a3} \tanh \mathbf{K}_{a4} \tilde{\mathbf{q}}_a = -\bar{\mathbf{M}}_{aa}^{-1} (\tilde{\tilde{\mathbf{M}}}_{aa} \boldsymbol{\eta}_a + \tilde{\tilde{\mathbf{E}}}_a) = \delta_a(\mathbf{q}, \boldsymbol{\eta}_a, t). \quad (3.40)$$

Na sequência, após linearizar a parte atuada do sistema, a restrição de segunda ordem (3.30) pode ser escrita como

$$\ddot{\mathbf{q}}_a = -\mathbf{M}_{pa}^{\#}(\mathbf{M}_{pp}\ddot{\mathbf{q}}_p + \mathbf{E}_p), \tag{3.41}$$

a fim de utilizar a linearização na parte subatuada, sendo $\mathbf{M}_{pa}^{\#} = \mathbf{M}_{pa}^{T}(\mathbf{M}_{pa}\mathbf{M}_{pa}^{T})^{-1}$ a pseudo-inversa à direta de Moore-Penrose. Após substituir (3.41) em (3.29), tem-se

$$\mathbf{f}_{a} = (\mathbf{M}_{aa} - \mathbf{M}_{aa} \mathbf{M}_{pa}^{\#} \mathbf{M}_{pp}) \ddot{\mathbf{q}}_{p} + \mathbf{E}_{a} - \mathbf{M}_{aa} \mathbf{M}_{pa}^{\#} \mathbf{E}_{p}$$

$$= \bar{\mathbf{M}}_{pp} \ddot{\mathbf{q}}_{p} + \bar{\mathbf{E}}_{p}. \tag{3.42}$$

É importante mencionar que um sistema com um forte acoplamento inercial, de acordo com [26], requer um número de graus de liberdade ativos/atuados (N_{DOFa}) maior que o número de graus de liberdade passivos (N_{DOFp}) . Note-se que isto é verificado para o sistema descrito anteriormente, pois $N_{DOFa} = 4 \ge N_{DOFp} = 2$. Em adição, a condição de

forte acoplamento inercial ocorre para um helicóptero ou quadrimotor se, e somente se, $rank(\mathbf{M}_{pa}) = 2$.

Ao adotar o sinal de controle

$$\mathbf{f}_a = \hat{\mathbf{M}}_{pp} \boldsymbol{\eta}_p + \hat{\mathbf{E}}_p, \tag{3.43}$$

tem-se o sinal de controle das variáveis diretamente atuadas, guiadas pelo comportamento das variáveis não atuadas. Note-se que $\hat{\mathbf{M}}_{pp}$ e $\hat{\mathbf{E}}_p$ são valores estimados para as matrizes $\bar{\mathbf{M}}_{pp}$ e $\bar{\mathbf{E}}_p$, respectivamente, e $\boldsymbol{\eta}_p \in \mathbb{R}^4$ é outro sinal de controle adicional, definido na sequência.

Após algumas manipulações algébricas, tem-se

$$\ddot{\mathbf{q}}_p = \boldsymbol{\eta}_p + \bar{\mathbf{M}}_{pp}^{-1} (\tilde{\mathbf{M}}_{pp} \boldsymbol{\eta}_p + \tilde{\mathbf{E}}_p), \tag{3.44}$$

sabendo que $\hat{\mathbf{M}}_{pp} = \bar{\mathbf{M}}_{pp} + \tilde{\bar{\mathbf{M}}}_{pp}$ e $\hat{\mathbf{E}}_p = \bar{\mathbf{E}}_p + \tilde{\bar{\mathbf{E}}}_p$, com $\tilde{\mathbf{M}}_{pp}$ e $\tilde{\mathbf{E}}_p$ sendo as matrizes de erro de estimação. Vale mencionar que (3.44) indica a linearização parcial por retroalimentação das variáveis não atuadas/passivas, que são agora desacopladas (se as matrizes de incerteza são desconsideradas), assim como descreve a dinâmica atuada/ativa de acordo com a dinâmica interna do sistema.

De forma similar àquela apresentada para as variáveis atuadas/ativas, se $\mathbf{y}_{pd} = \mathbf{q}_{pd}(t)$ representa um perfil de referência para as variáveis não atuadas/passivas, pode-se propor o sinal de controle

$$\boldsymbol{\eta}_p = \ddot{\mathbf{q}}_{pd} + \mathbf{K}_{p1} \tanh \mathbf{K}_{p2} \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_p + \mathbf{K}_{p3} \tanh \mathbf{K}_{p4} \tilde{\mathbf{q}}_p, \tag{3.45}$$

onde $\tilde{\mathbf{q}}_p = \mathbf{q}_{pd} - \mathbf{q}_p$ indica o erro de seguimento e $\mathbf{K}_{pi} \in \mathbb{R}^2$ são matrizes de ganho diagonais positivas.

Substituindo (3.45)) em 3.44 tem-se, finalmente,

$$\ddot{\tilde{\mathbf{q}}}_p + \mathbf{K}_{p1} \tanh \mathbf{K}_{p2} \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_p + \mathbf{K}_{p3} \tanh \mathbf{K}_{p4} \tilde{\mathbf{q}}_p = -\bar{\mathbf{M}}_{pp}^{-1} (\tilde{\bar{\mathbf{M}}}_{pp} \boldsymbol{\eta}_p + \tilde{\bar{\mathbf{E}}}_p) = \delta_p(\mathbf{q}, \boldsymbol{\eta}_p, t). \tag{3.46}$$

3.3.1 Análise de Estabilidade Usando a Teoria de Lyapunov

A fim de analisar a estabilidade do equilíbrio do sistema VANT, (3.40) e (3.46) podem ser escritas como

$$\ddot{\tilde{\mathbf{q}}} + \mathbf{K}_1 \tanh \mathbf{K}_2 \dot{\tilde{\mathbf{q}}} + \mathbf{K}_3 \tanh \mathbf{K}_4 \tilde{\mathbf{q}} = \delta(\mathbf{q}, \boldsymbol{\eta}_a, \boldsymbol{\eta}_p, t), \tag{3.47}$$

onde
$$\mathbf{K}_i = \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{pi} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{K}_{ai} \end{bmatrix}$$
 com $i = 1, 2, 3, 4, e \delta = \begin{bmatrix} \delta_p \\ \delta_a \end{bmatrix}$.

A fim de analisar a estabilidade do sistema em malha fechada usando a Teoria de Lyapunov para sistemas não lineares, a função candidata de Lyapunov

$$V(\tilde{\mathbf{q}}, \dot{\tilde{\mathbf{q}}}) = \mathbf{A}\mathbf{K}_{3}\mathbf{K}_{4}^{-1}\ln\cosh(\mathbf{K}_{4}\tilde{\mathbf{q}}) + \frac{1}{2}\dot{\tilde{\mathbf{q}}}^{T}\dot{\tilde{\mathbf{q}}} > 0$$
(3.48)

é proposta, com $\mathbf{A}=\begin{bmatrix}1&1&1&1&1\end{bmatrix}.$ Tomando sua primeira derivada temporal e usando (3.47), tem-se

$$\dot{V}(\tilde{\mathbf{q}}, \dot{\tilde{\mathbf{q}}}) = \dot{\tilde{\mathbf{q}}}^T \mathbf{K}_3 \tanh(\mathbf{K}_4 \tilde{\mathbf{q}}) + \dot{\tilde{\mathbf{q}}}^T \ddot{\tilde{\mathbf{q}}}$$
(3.49)

$$= -\dot{\hat{\mathbf{q}}}^T \mathbf{K}_1 \tanh(\mathbf{K}_2 \dot{\hat{\mathbf{q}}}) + \dot{\hat{\mathbf{q}}}^T \delta, \tag{3.50}$$

cuja condição suficiente para se ter \dot{V} negativa é $\dot{\tilde{\mathbf{q}}}^T \mathbf{K}_1 \tanh(\mathbf{K}_2 \dot{\tilde{\mathbf{q}}}) > |\dot{\tilde{\mathbf{q}}}^T \delta|$.

Nota 10 Para completar a análise de estabilidade, é importante verificar o comportamento do sistema para uma região finita de valores de $\dot{\tilde{\mathbf{q}}}$. Primeiramente, para grandes valores de $\dot{\tilde{\mathbf{q}}}$, pode-se considerar que $\mathbf{K}_1 \tanh(\mathbf{K}_2\dot{\tilde{\mathbf{q}}}) > \alpha \mathbf{K}_1 \operatorname{sgn}(\dot{\tilde{\mathbf{q}}})$, onde $0 < \alpha < 1$. Portanto, \dot{V} será negativa se, e somente se, $\lambda_{\min}\{\mathbf{K}_1\} > \|\delta\|$, que faz o erro de seguimento $\dot{\tilde{\mathbf{q}}}$ diminuir. Em contraste, para pequenos valores de $\dot{\tilde{\mathbf{q}}}$, tem-se $\mathbf{K}_1 \tanh(\mathbf{K}_2\dot{\tilde{\mathbf{q}}}) > \alpha \mathbf{K}_1 \mathbf{K}_2\dot{\tilde{\mathbf{q}}}$. Neste caso, \dot{V} será negativa se, e somente se, $\|\dot{\tilde{\mathbf{q}}}\| > \|\delta\|/\lambda_{\min}\{\mathbf{K}_1\mathbf{K}_2\}$. Se ambas as condições são respeitadas, $\tilde{\mathbf{q}}$ e $\dot{\tilde{\mathbf{q}}}$ são limitadas ou, em outras palavras, $\tilde{\mathbf{q}}$, $\dot{\tilde{\mathbf{q}}} \in L_{\infty}$.

Aplicando o Teorema de La Salle para sistemas autônomos, levando em consideração o sistema descrito em (3.47), desconsiderando os distúrbios, o maior conjunto invariante Ω_M na região

$$egin{aligned} \Omega_R = \left\{ egin{bmatrix} ilde{\mathbf{q}} \ \dot{ ilde{\mathbf{q}}} \end{bmatrix} : \dot{V}(ilde{\mathbf{q}}, \dot{ ilde{\mathbf{q}}}) = \mathbf{0}
ight\} & \Rightarrow & \left\{ egin{bmatrix} ilde{\mathbf{q}} \ \dot{ ilde{\mathbf{q}}} \end{bmatrix} = egin{bmatrix} ilde{\mathbf{q}} \ \mathbf{0} \end{bmatrix}
ight\} \end{aligned}$$

existe somente para $\tilde{\mathbf{q}} = \mathbf{0}$. Portanto, o único conjunto invariante Ω_M é o equilíbrio $\begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{q}} & \dot{\tilde{\mathbf{q}}} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}^T$, que é assintoticamente estável. Em outras palavras, $\dot{\tilde{\mathbf{q}}}(t), \tilde{\mathbf{q}}(t) \to \mathbf{0}$ para $t \to \infty$.

Vale mencionar que uma análise gráfica, como aquela apresentada na Seção 3.2, pode ser feita para confirmar a estabilidade segundo La Salle. A diferença está na geração de hiperparabolóides e hiperplanos necessários para caracterizar todos os estados envolvidos no sistema.

3.3.2 Perfil de Referência no Espaço 3-D

Durante uma tarefa de voo 3-D, um perfil de referência no espaço Cartesiano é dado ao controlador do veículo aéreo, a fim de executar uma tarefa de posicionamento, rastreamento de trajetória ou seguimento de caminho. Entretanto, para alcançar tal postura desejada ξ_d , a aeronave deve modificar sua orientação durante o voo. Portanto, torna-se necessária a determinação de um perfil de referência de atitude η_d .

É fácil verificar que a rota de referência no espaço e a posição de referência da aeronave são coincidentes no referencial inercial $\langle e \rangle$, embora isto não ocorra para sua orientação. Neste caso, sabendo que a referência de guinada pode ser definida independentemente, o foco aqui é determinar o perfil de referência de rolagem e arfagem.

Considerando uma situação em que a aeronave não está gerando propulsão e que não há distúrbios translacionais \mathbf{D}_t atuando sobre ela, tem-se o modelo dinâmico translacional descrito por

$$\mathcal{R}^{T} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} + g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \text{com} \quad \mathcal{R} = \begin{bmatrix} c_{\psi}c_{\theta} & c_{\psi}s_{\theta}s_{\phi} - s_{\psi}c_{\phi} & c_{\psi}s_{\theta}c_{\phi} + s_{\psi}s_{\phi} \\ s_{\psi}c_{\theta} & s_{\psi}s_{\theta}s_{\phi} + c_{\psi}c_{\phi} & s_{\psi}s_{\theta}c_{\phi} - c_{\psi}s_{\phi} \end{bmatrix}.$$
(3.51)

Tomando as duas primeiras equações, tem-se

$$c_{\psi}c_{\theta}\ddot{x} + s_{\psi}c_{\theta}\ddot{y} - s_{\theta}(\ddot{z} + g) = 0$$

$$\Rightarrow \tan \theta = \frac{c_{\psi}\ddot{x} + s_{\psi}\ddot{y}}{\ddot{z} + g}$$
(3.52)

е

$$(c_{\psi}s_{\theta}s_{\phi} - s_{\psi}c_{\phi})\ddot{x} + (s_{\psi}s_{\theta}s_{\phi} + c_{\psi}c_{\phi})\ddot{y} + c_{\theta}s_{\phi}(\ddot{z} + g) = 0$$

$$\Rightarrow \tan \phi = c_{\theta}\frac{s_{\psi}\ddot{x} - c_{\psi}\ddot{y}}{\ddot{z} + g}.$$
(3.53)

Finalmente, usando (3.38) e (3.44), e desconsiderando os erros de estimação paramétrica, pode-se definir

$$\tan \phi_d = c_{\theta_d} \frac{s_{\psi} \eta_x - c_{\psi} \eta_y}{\eta_z + g} \quad e \tag{3.54}$$

$$\tan \theta_d = \frac{c_\psi \eta_x + s_\psi \eta_y}{\eta_z + q},\tag{3.55}$$

onde novamente c_{ψ} significa $\cos \psi$, s_{ψ} significa $\sin \psi$, e c_{θ_d} significa $\cos \theta_d$. Para completar o perfil de referência de atitude, se a orientação de guinada do veículo deve ser, por

exemplo, tangente ao caminho (ou trajetória) de referência, pode-se adotar

$$\tan \psi_d = \frac{\dot{y}_d}{\dot{x}_d}.\tag{3.56}$$

Nota 11 Dado que a guinada é uma variável diretamente atuada, é possível assumir diretamente qualquer valor de orientação durante uma missão de voo.

3.3.3 Resultados e Discussão

Esta seção apresenta primeiramente duas simulações de voo para um helicóptero no espaço 3-D, usando o controlador descrito nesta seção durante uma tarefa de rastreamento de trajetória. O objetivo das simulações é verificar a estabilidade em malha fechada do sistema quando se utiliza o controlador proposto. As simulações são realizadas usando uma plataforma de simulação desenvolvida em Matlab[©], apresentada no Anexo 1, a qual considera um modelo detalhado do veículo baseado nas equações de Euler-Lagrange, levando em consideração a matriz de inércia diagonal e imposições físicas de saturação nos controladores de alto e baixo nível. Nestas simulações, os efeitos de solo não são considerados, e o centro de massa do veículo coincide com a origem do sistema de referência espacial.

A trajetória a ser seguida na simulação foi escolhida visando uma excitação dinâmica do veículo durante a execução das manobras 3-D. Vale dizer que o veículo primeiro decola verticalmente, para, em seguida, executar movimentos laterais ou longitudinais.

A primeira simulação tem como trajetória de referência uma curva em forma de 8 em um plano inclinado, definida por $\{x_d = 2 \operatorname{sen}(\frac{3}{40}t), y_d = 2 \operatorname{sen}(\frac{6}{40}t), z_d = \frac{3}{2} + \frac{1}{2} \operatorname{sen}(\frac{3}{40}t)\}$. Já a segunda simulação tem como trajetória de referência uma espiral continuamente crescente, definida por $\{x_d = \frac{t}{40} \operatorname{sen}(\frac{2}{5}t), y_d = \frac{t}{40} \operatorname{cos}(\frac{2}{5}t), z_d = \frac{1}{4} + \frac{t}{40}\}$, com $\psi_d = 0, \forall t$. Em ambas as simulações, os ângulos de referência de arfagem e rolagem são dados por (3.54) e (3.55), respectivamente.

A fim de verificar a robustez do controlador, um distúrbio é adicionado durante a segunda simulação. Trata-se de uma situação de rajadas de vento, aqui representadas por um ruído Gaussiano de média zero e desvio padrão igual a 0.5N, atuando durante toda simulação, e um distúrbio polarizado constante de intensidade $[0.15, -0.05, 0.02]^T N$, atuando no intervalo 20s < t < 40s.

A Figura 32 ilustra o caminho percorrido e a evolução temporal da postura do helicóptero miniatura para o primeiro voo simulado. Note-se que antes de iniciar o

seguimento de trajetória a aeronave deve decolar verticalmente. É importante mencionar que o mesmo controlador é capaz de guiar o VANT em todas as etapas do voo, i.e., controlar durante as manobras de decolagem, aterrissagem, voo pairado e deslocamento lateral e longitudinal. A Figura 32(a) apresenta o posicionamento da aeronave durante a missão de voo. Note-se que através do controlador proposto é possível seguir a referência desejada em fase, com erros de pequena amplitude. Os ângulos de arfagem e rolagem necessários para que o VANT possa realizar manobras de deslocamento longitudinal e lateral, respectivamente, são mostrados na Figura 32(b), assim como a evolução temporal do ângulo de guinada. No presente caso, o veículo deve seguir a trajetória com sua orientação tangente a ela. Devido ao formato da trajetória, faz-se necessário uma variação angular completa no intervalo de $(-180^{\circ}, 180^{\circ}]$, como mostrado na figura. Além disso, como a rota de navegação exige manobras de avanço frontal e lateral, nota-se uma variação de amplitude similar de arfagem e rolagem, indicando, portanto, um grau similar de excitação de tais variáveis. No que se refere às forças de controle atuando sobre a aeronave, a Figura 32(c) destaca a força f_3 , a qual é responsável pela sustentação da aeronave em uma situação de hovering e pela variação da cota vertical do veículo. No caso na missão de voo proposta, a altitude desejada varia de forma periódica, o que pode ser observado na Figura 32(a), o que é retratado em f_3 , onde é possível verificar uma pequena oscilação, essencial para o cumprimento da tarefa. As demais forças de menor amplitude são enviadas ao veículo, para que as manobras de deslocamento frontal, lateral e de guinada sejam executadas. Por fim, a Figura 32(d) apresenta o caminho tridimensional percorrido pelo helicóptero miniatura durante a missão de voo.

A Figura 33 ilustra as manobras do mesmo veículo durante o seguimento de uma trajetória em espiral. Nota-se claramente, na Figura 33(d), que o caminho percorrido pela aeronave é bastante ruidoso, resultado dos distúrbios aplicados ao veículo, a fim de simular uma situação de rajadas de vento. Observa-se, entretanto, que a trajetória de referência é efetivamente seguida pelo veículo quando ele é controlado pelo controlador proposto, sem oscilações excessivas sobre o valor de referência ou atraso no estado estacionário. Em virtude do distúrbio aplicado durante toda simulação, é possível verificar um comportamento ruidoso na evolução temporal das entradas de controle indiretas. Porém, as forças aplicadas à aeronave são necessárias para guiá-la durante a missão de voo, conforme comprovado pela evolução temporal das variáveis de posicionamento, ilustradas na Figura 33(a). Nessa última figura, vale notar o intervalo de tempo 20s < t < 40s, onde os erros de seguimento são mais evidentes em função da aplicação do ruído polarizado. Embora tal força externa, simulando uma rajada de vento, tenha sido aplicada, o controlador se

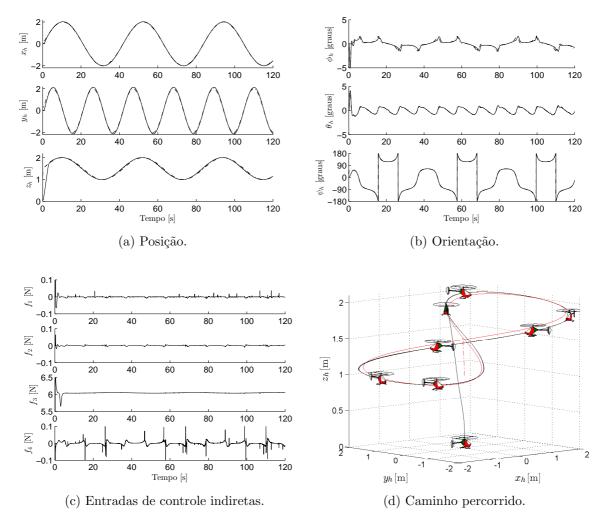


Figura 32: Simulação: Seguimento de trajetória em forma de 8 sem restrição de movimento usando helicóptero miniatura.

mostrou capaz de guiar o VANT sob tais condições. Também deve ser mencionado que apesar de se definir guinada nula durante a missão de voo, erros de pequena amplitude e suas correções podem ser vistos na Figura 33(b), os quais são decorrência dos ruídos intencionalmente aplicados na simulação.

A sequência dessa seção apresenta resultados experimentais obtidos utilizando o quadrimotor ArDrone Parrot nas missões de voo sem restrições de movimentos realizadas anteriormente pelo helicóptero miniatura. A principal diferença é que no caso experimental nenhum distúrbio intencional foi inserido durante as manobras de voo (todos os ruídos apresentados nos gráficos de resultados são atribuídos principalmente às medidas de postura obtidas pelos sensores a bordo da aeronave).

A primeiro experimento corresponde a uma navegação em um plano inclinado, com a aeronave descrevendo uma figura geométrica em forma de 8. A Figura 34(f) ilustra o

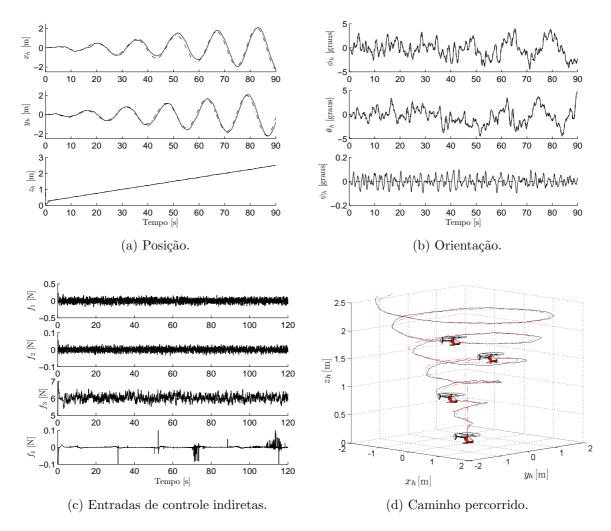


Figura 33: Simulação: Seguimento de trajetória em espiral crescente sem restrição de movimento usando helicóptero miniatura.

caminho percorrido no espaço cartesiano durante a missão de voo, com snapshots da postura do VANT em intervalos de 20s. A realização desta tarefa apresenta um elevado grau de dificuldade, em virtude das complicações inerentes ao processo de modificar a altitude e guinada simultaneamente, enquanto se segue a referência. Conforme mencionado na Seção 3.1, para um quadrimotor a tarefa de modificar a guinada ao mesmo tempo em que sua altitude é alterada torna-se complexa, pois o veículo deve reduzir a propulsão em um par de motores e elevar a propulsão no outro par, para executar a guinada, ao mesmo tempo que uma mesma propulsão deve ser aplicada a todos os motores, para manter a elevação. Em virtude da ação contraditória dos comandos, tais manobras se tornam de difícil execução, ainda mais na exigência de deslocamentos laterais e longitudinais, como é o caso desse experimento e dos demais apresentados nesta seção.

É possível verificar, na Figura 34(a), que a aeronave é capaz de acompanhar a referên-

cia desejada. Os erros de seguimento são mostrados na Figura 34(e). Verifica-se valores de erro menores que 200mm para o controle de altitude e deslocamento longitudinal. Os erros de deslocamento lateral são mais acentuados em virtude da natureza da manobra de voo, a qual apresenta uma maior frequência de oscilação em y. Isto exige uma resposta mais rápida, podendo causar maior erro de seguimento.

Os ângulos de arfagem e guinada necessários para que a referência seja seguida são mostrados na Figura 34(b). Durante a evolução temporal, nota-se que o comportamento é praticamente similar, em virtude da repetição da rota percorrida. No que se refere ao ângulo de guinada (uma variável de controle independente, i.e., diretamente atuada), observa-se a orientação do veículo tangente à trajetória, com variação angular compreendida no intervalo de (180°, 180°].

No que se refere às entradas de controle indiretas, verifica-se um comportamento oscilatório que acompanha com um avanço de 90°, a variação da medida de altitude. Nota-se também que nos instantes próximos a 20s, 60s e 100s, as forças aplicadas ao VANT são mais ruidosas, em decorrência da manobra que está sendo realizada. Nesses instantes a aeronave deve reduzir a altitude e modificar o sentido de giro de guinada, além de reduzir seu avanço longitudinal e elevar seu avanço lateral. Apesar de tal complexidade, o controlador proposto se mostra capaz de guiar a aeronave na missão proposta.

Ainda sobre esse experimento, a Figura 34(d) ilustra as entradas de comando reais, referentes aos comandos sintetizados de um joystick. Nota-se que as entradas de referência angular de rolagem e arfagem são seguidas pelas variáveis mostradas na Figura 34(b). Enquanto isso, a forma da taxa de variação de altitude pode ser visualizada através das forças atuantes na aeronave. Afinal, para variar a altitude do VANT todos propulsores devem atuar conjuntamente, apresentando o mesmo comportamento. Por fim, a integração da taxa de guinada simboliza a alteração da guinada da aeronave vista na Figura 34(b).

O segundo experimento realizado consiste em seguir uma trajetória em espiral crescente, cuja evolução temporal pode ser visualizada na Figura 35(f). Nessa missão de voo, as manobras tendem a ficar mais agressivas à medida que o raio da espiral aumenta. Afinal, para que o VANT mantenha o seguimento da trajetória predefinida, é necessário incrementar os valores dos ângulos de arfagem e rolagem, o que resulta em uma perda de sustentação, afetando diretamente a manutenção da altitude. Sendo assim, para os deslocamentos longitudinal e lateral, os valores de posição, obtidos por odometria para determinação do posicionamento global, tendem a crescer. Para esta tarefa os erros de seguimento de altitude foram inferiores a 100mm, utilizando dados do ultrassom para

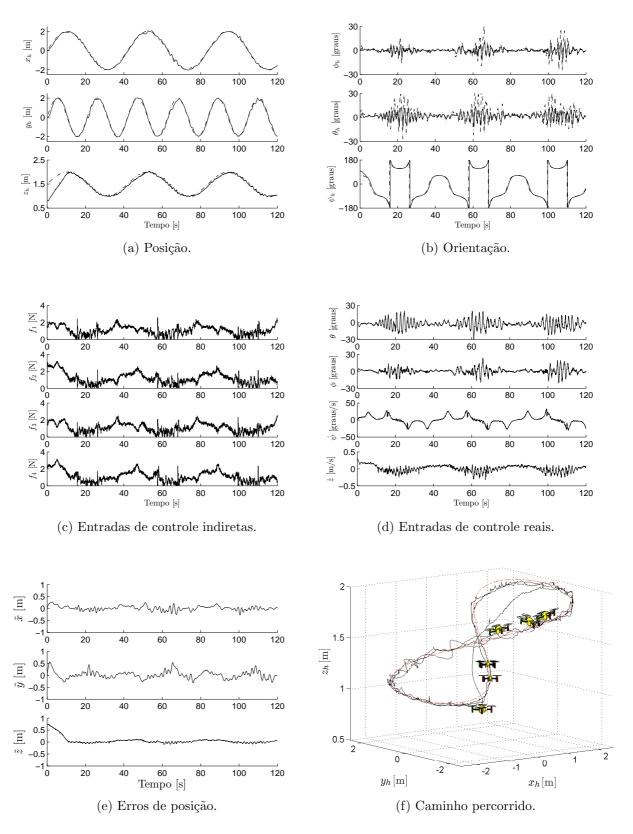


Figura 34: Experimento: Seguimento de trajetória em forma de 8 sem restrição de movimento usando um quadrimotor.

medida de altitude. Tais valores podem ser observados na Figura 35(e).

Devido ao caráter oscilatório da referência estipulada, é possível verificar na Figura 35(a) tal comportamento para os deslocamentos laterais e longitudinais. Note-se que o VANT alcança e segue a referência desejada sem atrasos relevantes, que possam comprometer a missão. Por fim, para que a espiral seja formada, a aeronave incrementa sua altitude continuamente durante a evolução temporal, segundo os valores desejados e os comandos determinados pelo controlador proposto.

Nesse experimento, a referência de guinada foi estipulada como zero, o que pode ser visualizado na Figura 35(b), onde se observa a convergência assintótica de tal variável a zero. Quanto aos ângulos de arfagem e rolagem, note-se que eles aumentam sua amplitude no decorrer do tempo, devido à necessidade de realização de uma manobra mais agressiva, conforme mencionado anteriormente. Vale mencionar que, devido à configuração física da aeronave, caso o ângulo desejado/executado seja superior a um dado limite, o VANT pode ingressar em uma situação de *stol* (perda de sustentação por falta de arrasto aerodinâmico) e culminar em uma queda.

Para executar tal missão de voo, as entradas de controle indiretas mostradas na Figura 35(c), efetivamente sintetizadas através das entradas reais mostradas na Figura 35(d), foram enviadas ao VANT. Verificando o gráfico das forças de propulsão da aeronave, nota-se a existência de uma tendência de crescimento coletivo dos sinais de controle, em função da necessidade de elevação da altitude durante a tarefa. As demais variações que se sobrepõem a essa tendência dizem respeito aos comandos enviado para que a referência seja seguida.

Note-se, também, que efeitos de *drift* podem ser observados em ambos experimentos, embora o seguimento de trajetória proposto tenha sido executado sem qualquer oscilação ou atraso consideráveis. Uma alternativa plausível para minimizar os efeitos de deslizamento seria através de um sensoriamento global, utilizando um sistema de rastreamento óptico para ambientes internos ou GPS para ambientes externos, ou mesmo local, caso um sistema de visão artificial a bordo da aeronave (o quadrimotor aqui utilizado, por exemplo, o possui) seja utilizado para buscar marcos naturais e realizar uma tarefa de mapeamento e localização simultâneos.

Visando comprovar a capacidade e eficiência do controlador proposto durante a execução de uma tarefa de posicionamento com variações bruscas de referência, o experimento apresentado na Figura 36 foi proposto. Nele, o veículo deve alcançar os pontos de passagem ilustrados por circunferências na Figura 36 definidos segundo a Tabela 7.

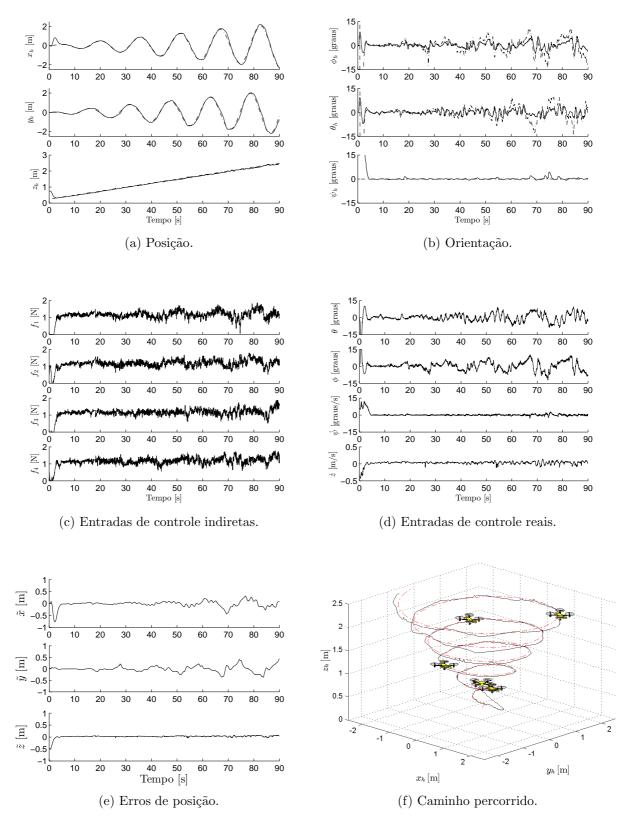


Figura 35: Experimento: Seguimento de trajetória em espiral crescente sem restrição de movimento usando um quadrimotor.

Tabela 7: Valores desejados para uma missão de posicionamento tridimensional

Tempo [s]	0-20	20-40	40-60	60-80	80-100	100-120
$x_d [m]$	0	0.75	0.75	-0.75	-0.75	0
$y_d [m]$	0	0.75	-0.75	0.75	-0.75	0
z_d $[m]$	0.5	0.75	0.75	0.5	0.25	0.5
ψ_d [°]	0	0	-90	90	-90	0

A evolução temporal da aeronave é mostrada na Figura 36(f). Pode-se observar que o controlador proposto é capaz de guiar o veículo durante uma tarefa de posicionamento, com variações bruscas de referência. A Figura 36(a) ilustra o comportamento da posição da aeronave durante o experimento, onde é possível verificar o comportamento assintótico, durante as manobras de voo. Observando tal gráfico, nota-se um comportamento oscilatório sobre o valor desejado, devido aos valores dos ganhos ajustados para o controle de seguimento de trajetória. Como não houve qualquer alteração, algumas oscilações podem ser observadas. Porém, estas não comprometem o contexto geral da missão de voo. Sobre os ângulos de arfagem e rolagem, mostrados na Figura 36(b), pode-se notar que eles apresentam picos de maior amplitude em intervalos de 20s, em virtude das mudanças dos valores de posição desejada. Afinal, para alcançar tais valores é necessário modificar essas variáveis (diretamente atuadas) para que os deslocamentos longitudinal e lateral, passivamente controlados, sejam alterados. Em adição, ainda observando a Figura 36(b), pode-se observar a convergência assintótica do ângulo de guinada aos valores desejados.

Os sinais de controle indiretos e reais são mostrados nas Figuras 36(c) e 36(d), respectivamente. Os sinais de controle indiretos, referentes às forças de propulsão aplicadas ao quadrimotor, apresentam perfis de comportamento que enfatizam os aumentos ou diminuições de altitude, como verificado, por exemplo, nos instantes de 20s e 60s, respectivamente. Em tais situações, observa-se um incremento ou decremento conjunto das forças. No que se refere ao sinais de controle reais aplicados à aeronave, nota-se um perfil de referência de rolagem e arfagem, que é devidamente seguido pela aeronave, conforme mostrado na Figura 36(b). Por sua vez, é possível verificar um comportamento suave das taxas de variação de guinada e de altitude. Vale ressaltar que durante a alteração da altitude e guinada simultaneamente, a aeronave tende a perder sustentação, o que resulta em oscilações no controle de altitude, principalmente. Esta situação enfatiza os efeitos do forte acoplamento dinâmico deste tipo de veículo.

Outros dois experimentos encontrados na literatura para validação de controladores de VANT foram também realizados. São eles: seguimento de uma trajetória em um plano

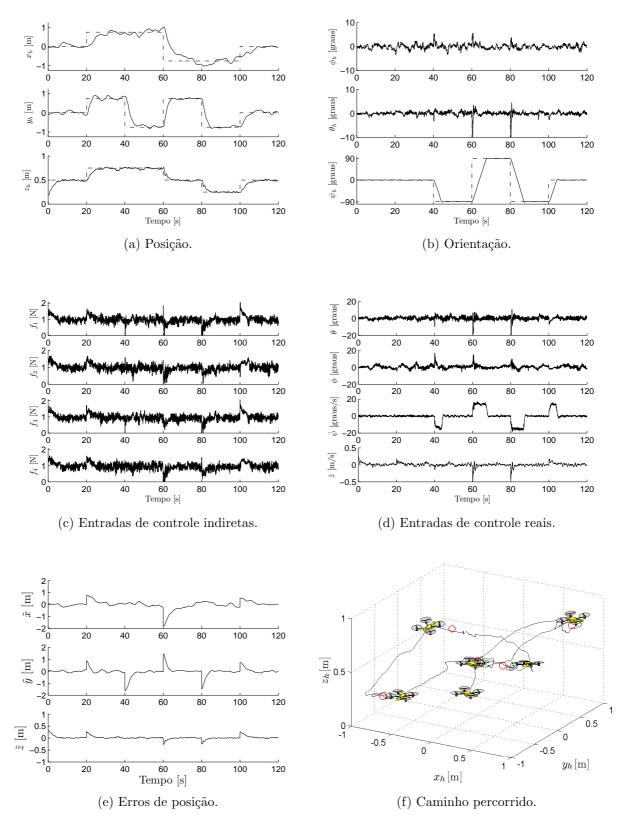


Figura 36: Experimento: Posicionamento tridimensional sem restrição de movimento usando um quadrimotor.

inclinado com variação tangencial do ângulo de guinada e seguimento de uma trajetória na forma de um círculo com raio fixo e altitude variável. A evolução temporal da postura da aeronave, ao longo de tais experimentos, está apresentada nas Figuras 37 e 38.

3.3.4 Considerações Finais

O projeto do controlador sem restrições de movimento proposto nesta seção enfatiza a característica subatuada dos VANTs (helicóptero ou quadrimotor). Resultados de simulação e experimentais demonstram que o controlador não linear baseado em linearização por retroalimentação parcial é plenamente capaz de guiar uma aeronave subatuada em tarefas de seguimento de trajetória e de posicionamento. A estabilidade do sistema de controle em malha fechada, quando se usa o controlador proposto, é demonstrada segundo a teoria de Lyapunov.

Vale destacar que o sistema de controle apresentado no decorrer dessa seção pode ser adaptado para qualquer sistema subatuado, não somente para quadrimotores, helicópteros ou outros tipos de veículos aéreos não tripulados. Isto pode ser feito desde que os parâmetros incluídos no modelo sejam selecionados corretamente para representar o sistema que se deseja controlar.

Apesar de verificar a estabilidade do sistema quando sujeito a ação de incertezas ou distúrbios de amplitude limitada, uma análise de robustez do sistema foge ao escopo deste trabalho, ficando aqui como sugestão de trabalhos futuros.

Em adição, visando obter resultados mais precisos em termos de navegação, a utilização de um sistema de posicionamento global, seja para ambientes internos (baseados em sistemas de rastreamento) ou externos (baseados em GPS ou marcos naturais), é essencial para o avanço do trabalho nas linhas de controle por aprendizagem, realização de manobras agressivas, tarefas de desvio de obstáculos, cooperação entre múltiplos robôs, dentre outras.

3.4 Controlador de Alto Nível para Seguimento de Caminhos

Na seção anterior foi proposto um controlador não linear de alto nível, capaz de guiar um veículo aéreo de pás rotativas (simulações com um helicóptero e experimentos com um quadrimotor foram apresentados, os quais validaram o referido controlador) tanto em

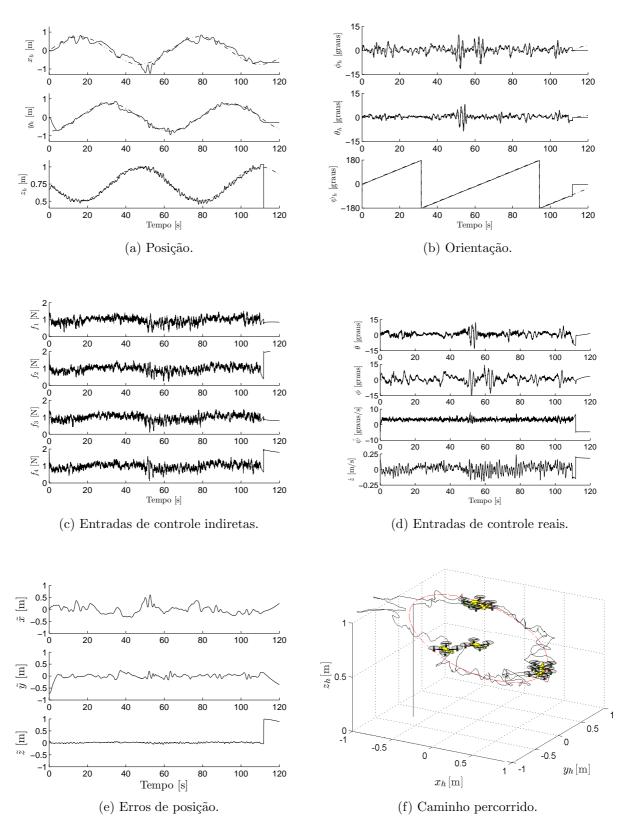


Figura 37: Experimento: Seguimento de trajetória em um plano inclinado sem restrição de movimento usando um quadrimotor.

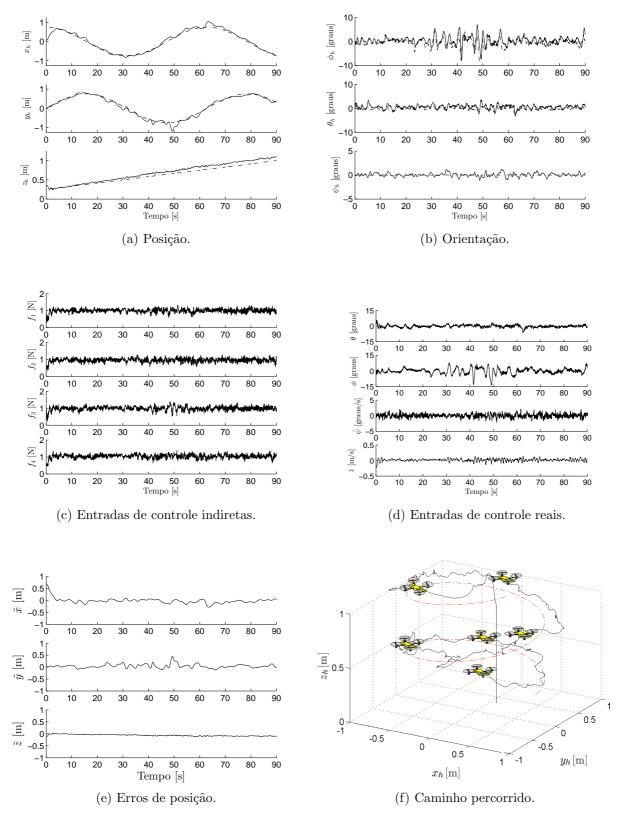


Figura 38: Experimento: Seguimento de trajetória circular com incremento temporal de altitude sem restrição de movimento usando um quadrimotor.

tarefas de posicionamento quanto em tarefas de rastreamento de trajetórias.

Completando a proposição de controladores não lineares para guiar um veículo aéreo de pás rotativas no espaço tridimensional, esta seção trata de um controlador não linear para guiar o veículo aéreo durante uma tarefa de seguimento de caminho, considerando seu modelo dinâmico subatuado apresentado no Capítulo 2 e o controlador de alto nível sem restrição de movimento apresentado na seção anterior.

Neste ponto, vale à pena caracterizar a diferença entre os problemas de posicionamento, seguimento de caminho e rastreamento (ou seguimento) de trajetória, que são as três grandes classes em que se agrupam as estratégias de controle do movimento de robôs móveis [32, 33]. Em uma tarefa de posicionamento, o robô simplesmente deve alcançar uma postura predefinida no espaço de trabalho, sem importar o caminho percorrido ou o tempo gasto, e lá permanecer até que uma nova referência seja dada. Já em uma tarefa de seguimento de caminho, o robô deve alcançar uma sequência predefinida de posturas, sem restrições temporais, ou seja, não importando quanto tempo leve durante o trajeto entre duas de tais posturas, percorrendo, assim, o caminho completo formado pela sequência de posturas de referência, chamadas de pontos de passagem, do inglês waypoints. Em contraste, em tarefas de rastreamento de trajetória a parametrização temporal determina o instante no qual o robô deve alcançar cada postura predefinida. Ou seja, no percurso entre posturas predefinidas também a velocidade do robô é especificada. Neste contexto, seguimento de caminhos exige um menor esforço de controle, em comparação com rastreamento de trajetórias.

Nas últimas décadas, veículos aéreos não tripulados (VANT) têm se tornado uma ótima alternativa para tarefas de inspeção em grandes áreas ou regiões hostis, tanto para aplicações civis como militares, tais como gerenciamento de riscos naturais, manutenção de infraestruturas, agricultura de precisão e missões táticas em campos de combate [34–36]. Nestes tipos de aplicação, as informações de posição da aeronave normalmente são fornecidas através de sensores com baixa taxa de amostragem, como, por exemplo, GPS. Dessa forma, um controlador de seguimento de caminhos é uma alternativa extremamente útil, por não exigir parametrização temporal da postura navegada.

Conforme mencionado em [37], seguimento de caminhos é uma das mais importantes tarefas no controle de navegação, principalmente quando veículos não-holonômicos tipo uniciclo ou car-like são levados em consideração, devido à restrição de movimentos laterais. Entretanto, quando um helicóptero (ou quadrimotor) é utilizado, sua manobrabilidade lhes permite decolar e aterrissar verticalmente, pairar, rotacionar, mover-se longitudinal

e lateralmente enquanto mantêm uma cota vertical, além da possibilidade de mudar a direção de voo e de parar o movimento completamente. Em contrapartida, tal veículo é uma das mais complexas plataformas de teste de controle e estabilização. Por isto, ao se propor o modelo de navegação de um veículo, caso somente seu modelo cinemático seja considerado, deve-se garantir que o mesmo execute deslocamentos lineares a baixas velocidades, de modo que os efeitos dinâmicos possam ser desprezados. Caso contrário, sabendo que helicópteros e quadrimotores apresentam um modelo dinâmico não linear inerentemente instável e altamente acoplado, sua dinâmica deve ser considerada durante o projeto de controladores, conforme mencionado em [38, 39] e apresentado nas seções anteriores.

Atualmente, vários pesquisadores têm se empenhado no desenvolvimento de propostas de controladores de seguimento de caminhos para VANTs de pás rotativas. Em [33], quatro esquemas de controle são introduzidos para resolver tal problema. A estratégia adotada, e validada por simulação, é um controlador linearizado em cascata, para rastreamento de posições 3D, com compensação de velocidade. Já em [32] uma simulação hardware-in-loop é utilizada para uma navegação livre de colisão de um helicóptero em um ambiente urbano desconhecido, através de um seguimento de caminhos com velocidade de avanço constante tangente ao caminho e posição de controle ortogonal a este. A estratégia de controle em cascata é utilizada para desacoplar os controles de posição e orientação da aeronave.

O problema de seguimento de trajetória é abordado em [40] para um quadrimotor, onde uma estrutura de controle hierárquica é proposta para seguir o caminho de forma suave e para controlar a orientação da aeronave sob condições de distúrbio, através de um modelo preditivo e um controlador \mathcal{H}_{∞} . Os resultados, apresentados através de simulações, são comparados com técnicas de back-stepping, mostrando o bom desempenho do sistema na realização de tal tarefa. Em contraste, em [41] um controlador de seguimento de caminhos baseado na metodologia \mathcal{H}_2 é projetado para a execução de tarefas de decolagem e aterrissagem, no intuito de contornar as dificuldades encontradas na navegação de helicópteros nas proximidades do solo. Já em [38], para o mesmo fim, um controlador multivariável aplicado a um modelo linearizado e desacoplado de um helicóptero miniatura é projetado através de técnicas de controle linear, e seu desempenho é demonstrado através de simulações de manobras de voo não agressivas.

É neste contexto que esta seção mostra como se pode adaptar o controlador proposto na seção anterior para a execução de uma tarefa de seguimento de caminho.

3.4.1 O Controlador de Seguimento de Caminhos

O modelo cinemático do helicóptero usado nesta seção é composto por um conjunto de quatro velocidades representadas no seu próprio sistema de referência $\langle s \rangle$, rotacionadas por ψ . São elas as três velocidades lineares u_x , u_y e u_z , definidas segundo a regra da mão direita em $\langle s \rangle$, e uma velocidade angular ω , como mostrado na Figura 39. Cada velocidade linear é direcionada conforme um dos eixos do referencial do helicóptero, i.e., u_z aponta para cima, na direção do eixo z, enquanto u_x e u_y apontam para a frente e para a lateral esquerda da aeronave, respectivamente. Já a velocidade angular ω causa o giro em torno do eixo sz no sentido anti-horário. Em outras palavras, o movimento cartesiano do helicóptero em relação ao referencial inercial $\langle g \rangle$ pode ser descrito como $\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x})\mathbf{u}$, ou seja,

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \\ \omega \end{bmatrix}, \tag{3.57}$$

tendo em conta que o ponto de interesse de controle é o centro de gravidade do VANT.

Considerando que a posição desejada do veículo segue tangente à curva que caracteriza o caminho predefinido, como mostra a Figura 39, pode-se estabelecer uma velocidade arbitrária v, que define quão rápido a posição desejada no caminho é alterada. Comumente, v é adotada como um valor constante $v_{\rm max}$, mas uma abordagem de movimento cauteloso pode ser introduzida se a distância ρ entre o caminho e o veículo for levada em

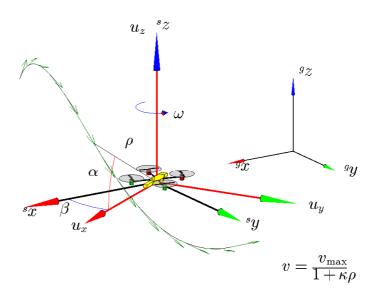


Figura 39: Posição desejada no caminho com velocidade de deslocamento tangente a ele.

consideração. Assim, adotou-se $v = v_{\text{max}}/(1 + \kappa \rho)$, onde κ é uma constante positiva. Esta consideração previne a geração de grandes valores de sinais de controle sempre que o veículo estiver muito distante do caminho, assim como auxilia durante a aproximação, quando o erro de distância é pequeno.

Sendo $\mathbf{x}_{ref} = [x_{ref} \ y_{ref} \ z_{ref} \ \psi_{ref}]^T$ o vetor contendo a postura desejada, definida pelo caminho a ser seguido, sua primeira derivada temporal é definida como

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{ref} \\ \dot{y}_{ref} \\ \dot{z}_{ref} \\ \dot{\psi}_{ref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{v_{max}}{1 + \kappa \rho} \cos \alpha \cos \beta \\ \frac{v_{max}}{1 + \kappa \rho} \cos \alpha \sin \beta \\ \frac{v_{max}}{1 + \kappa \rho} \sin \beta \\ \omega_{ref} \end{bmatrix},$$
(3.58)

onde a menor distância entre o caminho e o VANT é

$$\rho = \sqrt{(x_{ref} - x)^2 + (y_{ref} - y)^2 + (z_{ref} - z)^2},$$

o ângulo de projeção de movimento no plano XY é

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{\dot{z}_{ref}}{\sqrt{\dot{x}_{ref}^2 + \dot{y}_{ref}^2}},$$

e a projeção de movimento no eixo bz é

$$\beta = \tan^{-1} \frac{\dot{y}_{ref}}{\dot{x}_{ref}}.$$

Fazendo $\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x}_{ref} - \mathbf{x}$ e tomando sua primeira derivada temporal, obtém-se

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \dot{\mathbf{x}}_{ref} - \dot{\mathbf{x}}.\tag{3.59}$$

Assumindo que $\dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \mathbf{0}$ (ponto de equilíbrio em malha fechada, cuja estabilidade será demonstrada na sequência) é o objetivo de controle, propõe-se um controlador não linear baseado na teoria de Lyapunov. Considerando uma função candidata de Lyapunov definida positiva dada por $V = \frac{1}{2}\tilde{\mathbf{x}}^T\tilde{\mathbf{x}} > 0$, tomando sua primeira derivada temporal e usando (3.59) e (3.57), obtém-se

$$\dot{V} = \tilde{\mathbf{x}}^T \dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \tilde{\mathbf{x}}^T (\dot{\mathbf{x}}_{ref} - f(\mathbf{x})\mathbf{u}). \tag{3.60}$$

Tomando os sinais de controle

$$\mathbf{u} = f(\mathbf{x})^{-1} (\dot{\mathbf{x}}_{ref} + \boldsymbol{\kappa}_1 \tanh \boldsymbol{\kappa}_2 \tilde{\mathbf{x}})$$
(3.61)

para o modelo cinemático do VANT, onde κ_1 e κ_2 são matrizes de ganho definidas positivas, e definindo um sinal de diferença entre a velocidade de referência Cartesiana da aeronave e a velocidade desejada de referência do caminho como

$$\Upsilon = \dot{\mathbf{x}}_d - \dot{\mathbf{x}}_{ref},\tag{3.62}$$

o sistema de malha fechada pode ser obtido substituindo (3.62) em (3.61), e, em seguida, em (3.57), resultando em

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}} + \kappa_1 \tanh(\kappa_2 \tilde{\mathbf{x}}) = \Upsilon. \tag{3.63}$$

Finalmente, substituindo (3.63) em (3.60), tem-se

$$\dot{V} = \tilde{\mathbf{x}}^T \mathbf{\Upsilon} - \tilde{\mathbf{x}}^T \boldsymbol{\kappa}_1 \tanh \boldsymbol{\kappa}_2 \tilde{\mathbf{x}}. \tag{3.64}$$

Uma condição suficiente para que \dot{V} seja definida negativa é $|\tilde{\mathbf{x}}^T \boldsymbol{\kappa}_1 \tanh \boldsymbol{\kappa}_2 \tilde{\mathbf{x}}| > |\tilde{\mathbf{x}}^T \boldsymbol{\Upsilon}|$.

Nota 12 Dada a formulação do problema de seguimento de caminhos, $\dot{\mathbf{x}}_d$ e $\dot{\mathbf{x}}_{ref}$ são tangentes a curva e têm origem no ponto desejada. Logo, $\dot{\mathbf{x}}_d$ e $\dot{\mathbf{x}}_{ref}$ são vetores colineares. Consequentemente, Υ é também um vetor colinear a eles por (3.62).

Nota 13 Para completar a prova de estabilidade, é importante analisar o comportamento do sistema com relação aos valores de $\tilde{\mathbf{x}}$. Para grandes valores de $\tilde{\mathbf{x}}$, pode-se considerar que $\kappa_1 \tanh \kappa_2 \tilde{\mathbf{x}} \approx \kappa_1 \operatorname{sgn} \tilde{\mathbf{x}}$. Portanto, \dot{V} será definida negativa se, e somente se, $\lambda_{\min} \{ \kappa_1 \operatorname{sgn} \tilde{\mathbf{x}} \} > \| \Upsilon \|$, o que faz com que o erro de seguimento do caminho $\tilde{\mathbf{x}}$ seja gradativamente reduzido. Por sua vez, para pequenos valores de $\tilde{\mathbf{x}}$, tem-se que $\kappa_1 \tanh(\kappa_2 \tilde{\mathbf{x}}) \approx \kappa_1 \kappa_2 \tilde{\mathbf{x}}$. Logo, (3.63) pode ser escrita como $\dot{\tilde{\mathbf{x}}} + \kappa_1 \kappa_2 \tilde{\mathbf{x}} = \Upsilon$, e, portanto, $\tilde{\mathbf{x}}$ é finalmente limitado.

Nota 14 Sabendo que o controlador não linear subatuado de alto nível é proposto segundo o referencial inercial $\langle e \rangle$, Eq. (3.57) é aplicada para representar ${}^s\mathbf{u}$ em ${}^e\mathbf{u}$. Após obter as velocidades linear e angular da aeronave em $\langle s \rangle$, elas são integradas para determinar a postura desejada ${}^e\mathbf{x}_d$ do VANT no mesmo referencial. A Figura 40 ilustra o esquema de controle de seguimento de caminho proposto. É importante destacar que ${}^e\mathbf{x}_d$ é usado para obter os sinais de referência do controlador dinâmico proposto na seção anterior.

3 Controle de Voo

Nota 15 Para completar a prova de estabilidade incorporando o controlador dinâmico, como mostrado na 40, uma condição suficiente é considerar que o erro de velocidade entre os sinais de referência do controlador de seguimento de caminhos e a velocidade corrente da aeronave tenda a zero devido ao controlador dinâmico. Desde forma, o controlador seria baseado em velocidades de referência, e não mais em posição. Ainda assim, os erros de seguimento de caminhos iriam tender a zero assintoticamente, quando um rastreamento perfeito de velocidade fosse realizado. Em outras palavras, quando o sistema estivesse em estado estacionário, i.e., $\Upsilon = 0$.

3.4.2 Resultados e Discussão

Esta seção apresenta os resultados experimentais utilizando o quadrimotor ArDrone Parrot para avaliar o desempenho do controlador proposto. É importante destacar que o controlador de seguimento de caminhos gera referências de postura para o controlador de alto nível da aeronave (proposto na seção anterior), conforme mostrado no diagrama de blocos da Figura 40. No experimento realizado, os efeitos de solo são desconsiderados e assumiu-se que o centro de massa da aeronave coincide com o seu próprio referencial.

É importante destacar também que o caminho foi escolhido de modo a excitar a dinâmica do quadrimotor durante manobras de voo 3D. Os valores da matriz de ganhos κ_1 e κ_2 são ajustados de modo a evitar grandes sobressinais durante a etapa de aproximação ao caminho de referência, no início do experimento. Em adição, vale frisar que os ganhos do controlador de alto nível proposto na seção anterior, assim como é feito em [42], são estabelecidos de forma a associar maior prioridade ao controle de altitude, seguido pelo controle de guinada, a associando prioridade idêntica às demais variáveis de estado ativas. Tal consideração garante que o VANT deve primeiro decolar e se orientar, antes de iniciar qualquer movimento lateral ou longitudinal.

O experimento descreve um controle de seguimento de caminho, sendo o caminho a

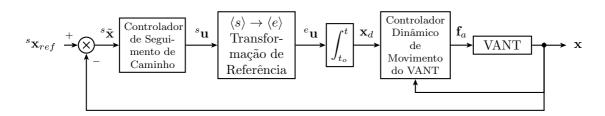


Figura 40: Diagrama de blocos do esquema de controle para seguimento de caminho.

ser seguido uma curva que descreve os contornos de uma sela, o qual é descrito por

$$x_{ref} = 0.75 \cos 0.05t + 2, \quad y_{ref} = 0.75 \sin 0.05t + 2$$

 $z_{ref} = 0.25 \sin 0.1t + 0.75, \qquad \psi_{ref} = 0.$

A Figura 41(e) ilustra o caminho percorrido pelo quadrimotor durante o voo. Note-se que durante a aproximação da rota e seu seguimento não há sobressinais, o que confirma a hipótese da estabilidade assintótica do controle em cascata proposto.

A evolução temporal da posição e orientação do VANT durante a execução da missão é mostrada nas Figuras 41(a) e 41(b), respectivamente. As Figuras 42(a) e 42(b), por sua vez, apresentam as variáveis esféricas usadas na estratégia de seguimento de caminho e os erros de seguimento definidos pela posição atual do VANT e pelo ponto mais próximo do caminho 3D. Na Figura 42(a) pode-se observar a convergência assintótica do erro de distância ρ e do ângulo α de projeção de ρ no plano XY. Em adição, a projeção β da velocidade do caminho no plano XY mostra que a referência é efetivamente seguida tangencialmente ao caminho.

Observe-se na Figura 42(b) que um erro de seguimento limitado ocorre durante a missão, devido à discretização do caminho para execução do experimento. Neste caso, a utilização de um número maior de pontos para definir o caminho contornaria o problema. Entretanto, isto não é interessante, em função do esforço computacional a ser gasto na busca do ponto mais próximo do caminho, considerando a posição corrente da aeronave.

Deve ser destacado que o controlador dinâmico e o controlador de seguimento de caminho não atuam de forma isolada. Na realidade, o primeiro deles é responsável pela estabilização de cada postura 3D da aeronave ao longo do caminho a ser seguido, a qual é determinada pelo segundo.

Por fim, vale mencionar que o controlador proposto também pode ser aplicado em tarefas de seguimento de caminhos para um helicóptero miniatura (ver [43]).

3.4.3 Considerações Finais

Um algoritmo de controle em cascata composto por dois subsistemas, sendo eles um controlador cinemático (responsável pelo cumprimento da tarefa de seguimento de caminho) e o mesmo controlador dinâmico proposto na seção anterior (responsável pela estabilização da aeronave), é proposto para resolver o problema de seguimento de um

3 Controle de Voo

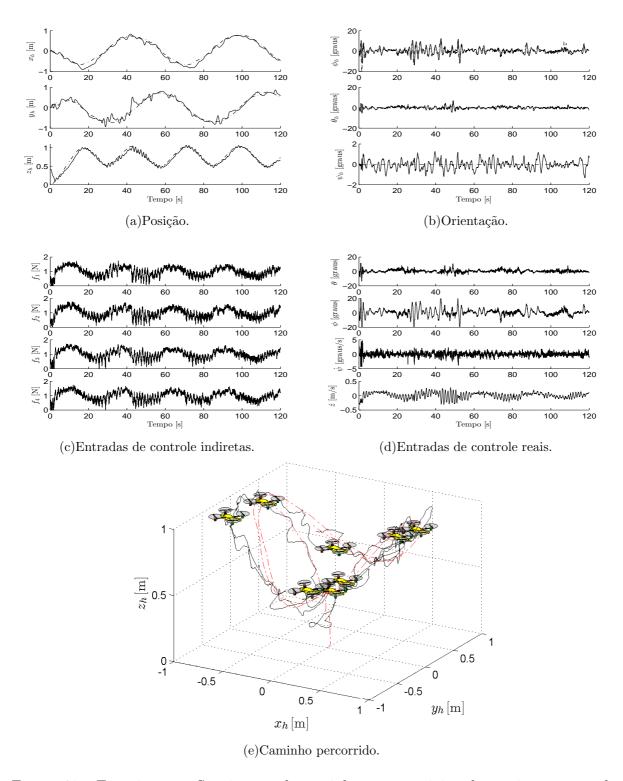
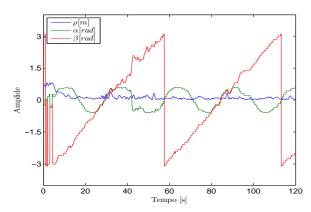
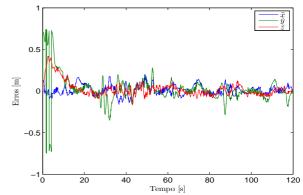


Figura 41: Experimento: Seguimento de caminho sem restrições de movimento usando um quadrimotor.





- (a) Evolução temporal das variáveis esféricas: erro de distância ρ e ângulos α e β .
- (b) Evolução temporal dos erros de seguimento definidos pela posição atual do helicóptero e o ponto mais próximo do caminho 3D.

Figura 42: Experimento: Seguimento de caminho sem restrições de movimento usando um quadrimotor (continuação).

caminho 3D utilizando veículos autônomos representados na forma subatuada. Na etapa de projeto, a saturação dos comandos de referência enviados ao veículo é levada em consideração, a fim de prevenir a operação dos atuadores na zona de saturação, o que é feito utilizando a função tangente hiperbólica. A maior contribuição da lei de controle proposta é sua facilidade de implementação, quando comparada com outros trabalhos disponíveis na literatura, somada à prova analítica de estabilidade do equilíbrio do sistema em malha fechada. Por fim, um experimento correspondente a uma missão de seguimento de caminho é apresentado, mostrando-se que os resultados obtidos validam o sistema de controle proposto.

Vale enfatizar que o controlador de seguimento de caminhos é uma alternativa extremamente útil para executar uma missão de voo que não exija parametrização temporal da postura da aeronave. Desta forma, as informações de posição global da aeronave fornecidas por sensores de baixa taxa de atualização poderiam ser utilizadas para corrigir sua postura, sempre que uma nova postura de referência for estabelecida a partir do caminho sendo seguido. Isto permitiria, por exemplo, navegar em ambiente *outdoor*, com posição dada por um sensor GPS embarcado na aeronave.

3.5 Controladores PVTOL Comutados Realizando Missões de Voo Tridimensional

Os controladores sem restrição de movimentos propostos nas duas seções anteriores, bem como outros da literatura, são baseados em modelos não lineares dos veículos aéreos,

3 Controle de Voo

cuja complexidade é elevada de um ponto de vista computacional. Assim, muitas vezes se torna complicado, se não impossível, a implementação de tais controladores em um computador a bordo do veículo, tanto por causa do esforço computacional necessário para executar o algoritmo, quanto pelo grau de idealização do sistema que impossibilita a realização de experimentos em ambientes externos a laboratórios, por exemplo. Alternativas para isto são apresentadas nas Seções 3.1 e 3.2, onde são propostos controladores para guiar o veículo aéreo no cumprimento de tarefas de movimento restringido ao eixo Z, ao plano XZ ou ao plano YZ.

Porém, como foi visto em tais seções, a utilização de um modelo PVTOL resulta num controlador que não tem a possibilidade de executar tarefas de posicionamento no espaço tridimensional. Por definição esta forma de controle é restrita a um plano, quando não a um único eixo. Neste sentido, esta seção propõe uma solução para este problema, i.e., uma estrutura de controle que comuta entre os diferentes controladores PVTOL propostos nas Seções 3.1 e 3.2, a fim de possibilitar a realização de tarefas de posicionamento tridimensional. Em outras palavras, o problema de posicionamento 3D será tratado como a combinação de um movimento num plano (XZ) com um movimento em um único eixo (Z, para controle de altitude e de guinada, visando orientar o VANT). De forma complementar, se o VANT se desviar do plano XZ, um controlador PVTOL considerando o plano YZ é ativado, para corrigir este desvio, voltando-se, a seguir, para o controlador referente ao plano XZ.

Para este caso, considera-se que um sistema de posicionamento global determina uma sequência de pontos a ser seguida. Assim, a aeronave deve alcançar tal referência usando uma estratégia similar à apresentada na Seção 3.4, referente às missões de seguimento de caminhos. A contribuição desta seção está na proposta de uma estratégia de controle comutada capaz de guiar uma aeronave com características subatuadas em missões de posicionamento tridimensional, utilizando controladores PVTOL, ou seja, usando controladores bem menos complexos. Na sequência, a estratégia de comutação entre controladores adotada é apresentada, e a proposta de controle é validada através de um experimento usando um quadrimotor ArDrone Parrot. Para finalizar a seção, algumas notas conclusivas e sugestões para continuação dos trabalhos são apresentadas.

Vale ressaltar ainda que os controladores PVTOL aqui utilizados são casos particulares do controlador completo proposto na Seção 3.3, o qual é capaz de executar manobras sem qualquer restrição de movimento. Portanto, uma vez demonstrada a estabilidade de Lyapunov em malha fechada usando uma função de Lyapunov que incorpora todas as va-

riáveis de estados (que definem a postura do veículo), os controladores PVTOL propostos para tais subsistemas podem ser comutados entre si sem degradação da estabilidade no instante de transição, desde que uma única função candidata de Lyapunov seja utilizada para demonstrar a estabilidade dos subsistemas, conforme discutido em [44].

3.5.1 Estratégia de Controle Comutada

Ao adotar os controladores PVTOL propostos anteriormente para guiar a navegação de um VANT em um plano ou eixo vertical, faz-se necessário uma estratégia de controle comutada para que a aeronave seja capaz de executar uma navegação no espaço cartesiano. Em outras palavras, deve-se definir um conjunto de regras e um supervisor para gerenciálas. Para tanto, nesta seção o sinal de controle σ é dividido nos seguintes estágios:

- σ_1 avançar na direção longitudinal para alcançar a posição desejada, utilizando o controlador PVTOL para o plano **XZ**;
- σ_2 minimizar erros laterais, executando o controlador PVTOL para o plano **YZ**;
- $\sigma_3\,$ reduzir o erro de guinada, executando o controlador VTOL sobre o eixo ${\bf Z}.$

Dado o conjunto de regras, um supervisor é responsável por analisar a situação corrente e decidir qual sinal de controle comutado adotar. Para isto, as seguintes regras de comutação são avaliadas:

- C_1 se o erro de guinada é menor que $\tilde{\psi}_{\min}$ e o erro de deslocamento lateral é menor que \tilde{y}_{\min} , então σ_1 é ativado;
- C_2 se o erro de guinada é menor que $\tilde{\psi}_{\min}$, porém o erro de deslocamento lateral é maior que \tilde{y}_{\min} , então σ_2 é ativado.
- C_3 se a posição desejada (x_d, y_d, z_d) é modificada ou o erro de guinada é maior que $\tilde{\psi}_{\min}$, então o valor corrente de guinada dever ser corrigido, e logo σ_3 é ativado.

Os controladores simples podem ser considerados parte do controlador completo. Usando a estratégia de controle comutado proposta, a aeronave deve executar uma manobra de posicionamento vertical para, na sequência, executar uma manobra de avanço longitudinal. Caso haja erros de deslocamento lateral ou de guinada. O veículo para seu movimento de avanço e inicia uma das tarefas de correção. Ao finalizar tais tarefas, o veículo reinicia sua manobra de avanço.

3 Controle de Voo

A grande vantagem dessa proposta é a obtenção de um controlador de navegação sem restrição de movimento mais simples de implementar que um controlador não linear 3D. Em contrapartida, a desvantagem desta proposta é a necessidade de parar o movimento da aeronave para corrigir sua orientação de guinada e/ou minimizar os erros de deslocamento lateral, o que toma mais tempo e faz com que as manobras sejam menos agressivas.

3.5.2 Resultados e Discussão

Esta subseção apresenta um experimento de estabilização de posicionamento de um quadrimotor no espaço tridimensional, utilizando a estratégia de controle comutado apresentada na subseção anterior. A estabilidade em malha fechada é verificada durante a missão de voo, considerando as condições de comutação supracitadas. O quadrimotor utilizado é o ArDrone Parrot, cujos parâmetros são apresentados na Tabela 4.

A fim de comparar o desempenho do controlador comutado proposto, o controlador não linear baseado em linearização por retroalimentação parcial, proposto na Seção 3.3, é também implementado e executado para a realização da mesma missão de voo, considerando o modelo dinâmico completo do VANT (i.e., todos os seis graus de liberdade são controlados por um único controlador).

O experimento consiste em um controle de posição, cuja referência tridimensional é modificada em intervalos de 25s. A Tabela 8 apresenta o conjunto de pontos de passagem (waypoints). O ângulo de referência de guinada é definido sempre que alguma mudança na posição desejada ocorre, e é dado por $\psi_d = \tan^{-1}\left(\frac{y_d[k]-y_d[k-1]}{x_d[k]-x_d[k-1]}\right)$.

Tabela 8: Valores desejados para uma missão de posicionamento tridimensional

Tempo [s]	0-25	25–50	50-75	75–100	100-125	125–150
k	1	2	3	4	5	6
$x_d [m]$	0	2	0	-2	-2	0
$y_d [m]$	0	2	4	2	-2	-4
z_d [m]	1	2	1	2	1	2

A Figura 43 ilustra a evolução temporal da postura da aeronave durante a missão de posicionamento tridimensional, além das entradas de controle indiretas (as forças definidas pelo controlador de alto nível) e reais (definidas pelo controlador de baixo nível, as quais são as entradas aceitas pelo VANT) utilizadas para guiá-lo. Nos gráficos ali apresentados as linhas vermelhas correspondem aos resultados obtidos com o controlador comutado, enquanto as linhas azuis correspondem aos resultados obtidos com o controlador subatuado

proposto na Seção 3.3. Já as linhas tracejadas indicam os valores desejados, os quais são idênticos para ambos controladores.

Apesar de haver atrasos entre os controladores durante o cumprimento dos deslocamentos longitudinal e lateral, ambos alcançam os objetivos assintoticamente. Em adição, é possível verificar na Figura 43(a) que o comportamento das variáveis de altitude e guinada são praticamente idênticas em ambos experimentos. Isto pode ser justificado pelo fato de tais variáveis não estarem fortemente acopladas às demais. Pode-se notar também, na Figura 43(c), que em intervalos de 25s todas as forças são incrementadas/decrementadas conjuntamente, devido às mudanças de referência de altitude (ver Figura 43(a)), o que pode ser observado na Figura 43(d), na entrada de controle real \dot{z} .

Finalmente, é possível verificar que o controlador não linear subatuado não está perfeitamente ajustado. Observam-se algumas oscilações limitadas quando a aeronave alcança a referência e aí permanece, ou seja, no estado estacionário. Nesse sentido, uma vantagem adicional do controlador comutado proposto nesta seção é sua facilidade de ajuste, uma vez que sua estrutura é composta por subsistemas mais simples. De fato, esta simplicidade permite implementá-lo a bordo de uma aeronave utilizando um sistema computacional de baixa capacidade de processamento, tornando-o altamente vantajoso quando comparado, por exemplo, com o controlador proposto na Seção 3.3.

Para concluir a discussão dos resultados aqui apresentados, deve-se observar que o controlador PVTOL comutado aqui proposto responde mais lentamente que o controlador completo, o que é inerente à sua forma de operação. Afinal, primeiramente, a aeronave deve se orientar para o ponto desejado, verificar se existem erros nos deslocamentos laterais e, por fim, iniciar o movimento longitudinal. Em contraste, no controlador completo, todas estas etapas estão combinadas em um único passo. Isto faz com que suas manobras sejam mais agressivas, o que pode ser observado nas entradas de controle indiretas (Figura 43(c)), onde as linhas em azul, referentes ao controlador completo, apresentam uma maior variação de amplitude durante a missão. Logo, a estratégia aqui proposta é mais suave, i.e., menos agressiva. Além disso, uma limitação intrínseca desse controlador é sua incapacidade de realizar missões de seguimento de trajetória. Isso ocorre devido à restrição temporal do ângulo de guinada, que não pode ser cumprida nos moldes da estratégia aqui proposta. Em adição, não é possível garantir que a aeronave estará em uma nova postura em um instante específico de tempo. Em contrapartida, o controlador comutado é capaz de cumprir uma missão de seguimento de caminhos, sendo, portanto, viável para tarefas em ambientes externos utilizando sensores de posicionamento global.

3 Controle de Voo

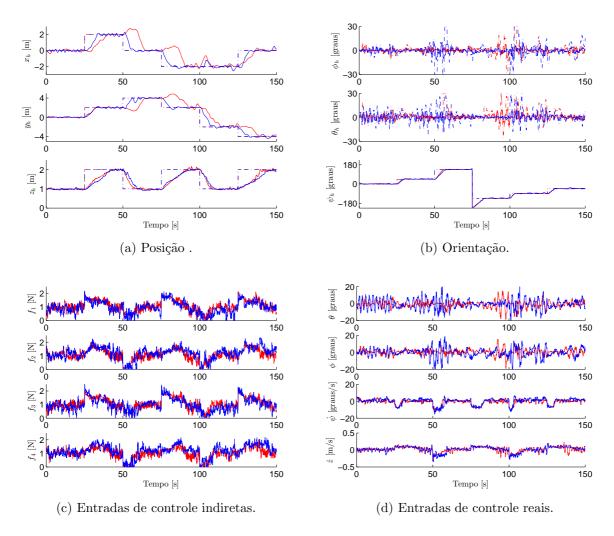


Figura 43: Experimento: Evolução temporal das variáveis de postura e dos sinais de controle durante uma tarefa de posicionamento usando um controlador tridimensional sem restrição de movimento e um controlador PVTOL comutado.

3.5.3 Considerações Finais

Nessa seção foi apresentada uma estratégia de comutação baseada em controladores PVTOL para guiar uma aeronave durante missões de navegação tridimensional. A proposta é dividida em três partes: primeiramente, o veículo aéreo deve se orientado para o ponto desejado (usando um controlador VTOL sobre o eixo **Z**) e, em seguida, avançar para o alvo (usando o controlador PVTOL para o plano **XZ**). Porém, caso exista um deslocamento lateral indesejado maior que um dado limiar, então o controlador PVTOL no plano **YZ** é ativado a fim de minimizá-lo. Como nota, tem-se que a estabilidade no instante de comutação está garantida pela extensão do teorema de Lyapunov para sistemas comutados, uma vez que uma mesma função de Lyapunov pode ser utilizada para demonstrar a estabilidade dos três subsistemas.

Resultados experimentais validam a proposta, destacando o fato de que um conjunto de controladores mais simples é capaz de guiar uma aeronave de pás rotativas em missões de voo mais complexas, executando manobras não tão agressivas quanto aquelas realizadas por um controlador sem restrições de movimento, para uma mesma missão de voo.

Para continuidade deste trabalho, o próximo passo a ser dado seria a implementação um controlador para o cumprimento de uma missão de seguimento de caminhos utilizando o controlador aqui proposto. Para isto, será necessário discretizar o caminho, gerando partes lineares do caminho real, e utilizar a estratégia apresentada na Seção 3.4. Mais além, pode-se propor uma estratégia de comutação que incorpore uma restrição temporal às variáveis atuadas da aeronave, para que seja possível a realização de tarefas de seguimento de trajetória. Uma terceira possibilidade seria substituir a estratégia de comutação por uma estratégia de fusão de sinais de controle, como é feito em [45].

3 Controle de Voo

- [1] ANTUNES, D.; SILVESTRE, C.; CUNHA, R. On the design of multi-rate tracking controllers: application to rotorcraft guidance and control. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, v. 20, p. 1879–1902, January 2010.
- [2] BENALLEGUE, A. M. A.; FRIDMAN, L. Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor uav. In: 9th International Workshop on Variable Structure Systems. Sardinia, Italy: IEEE, 2006. p. 365–372.
- [3] VOOS, H. Nonlinear control of a quadrotor micro-uav using feedback-linearization. In: *Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics*. Málaga, Spain: IEEE, 2009. p. 1–6.
- [4] MADANI, T.; BENALLEGUE, A. Control of a quadrotor mini-helicopter via full state backstepping technique. In: *Proc. 45th IEEE Conference on Decision and Control.* San Diega, CA, USA: IEEE, 2006.
- [5] DAS, A.; LEWIS, F.; SUBBARAO, K. Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, v. 56, n. 1, p. 127–151, 2009.
- [6] MISTLER, V.; BENALLEGUE, A.; M'SIRDI, N. K. Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback. In: *Proceedings of the IEEE International Workshop on Robot and Human Interactive Communication*. Paris, France: IEEE, 2001.
- [7] BOUABDALLAH, S.; MURRIERI, P.; SIEGWART, R. Design and control of an indoor micro quadrotor. In: Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotic and Automation. New Orleans, LA, USA: IEEE, 2004. v. 5, p. 4393–4398.
- [8] BOUABDALLAH, S.; NOTH, A.; SIEGWART, R. Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor. In: *Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Sendai, Japan: IEEE, 2004. v. 3, p. 2451–2456.
- [9] ALPERIN, Y. et al. Design and Control of an Autonomous Helicopter. [S.l.], 2008.
- [10] CZYBA, R.; SZAFRANSKI, G. Control structure impact on the flying performance of the multi-rotor vtol platform design, analysis and experimental validation. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, v. 10, n. 62, p. 1–9, September 2012.
- [11] SANCA, A. S.; ALSINA, P. J.; CERQUEIRA, J. de J. F. Dynamic modeling of a quadrotor aerial vehicle with nonlinear inputs. In: *Proceedings of the 5th Latin*

American Robotic Symposium. Salvador, Brazil: IEEE Computer Society, 2008. p. 143–148.

- [12] BERNARD, M. et al. Elaborated modeling and control for an autonomous quadrotor. In: *Proceedings of the 22nd International Unmanned Air Vehicle Systems Conference*. Bristol, UK: [s.n.], 2007. p. 2375–2380.
- [13] BRISTEAU, P.-J. et al. The navigation and control technology inside the ar.drone micro uav. In: *Proceedings of the 18th IFAC World Congress*. Milano, Italy: [s.n.], 2011. p. 1477–1484.
- [14] KRAJNÍK, T. et al. AR-Drone as a Platform for Robotic Research and Education. In: Research and Education in Robotics: EUROBOT 2011. Heidelberg: Springer, 2011.
- [15] HAUSER, J.; SASTRY, S.; MEYER, G. Nonlinear control design for slightly non-minimum phase systems: Application to v/stol aircraft. *Automatica*, v. 28, p. 665–679, 1992.
- [16] ZHU, B.; WANG, X.; CAI kai Y. Approximate trajectory tracking of input-disturbed pvtol aircraft with delayed attitude measurements. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, v. 20, p. 1610–1621, 2010.
- [17] SIRA-RAMIREZ, H.; CASTRO-LINARES, R.; LICEAGA-CASTRO, E. A liouvillian systems approach for the trajectory planning-based control of helicopter models. v. 10, n. 4, p. 301–320, 2000.
- [18] DZUL, A.; LOZANO, R.; CASTILLO, P. Adaptive altitude control for a small helicopter in a vertical flying stand. In: *Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control*. Maui, Hawaii, USA: IEEE, 2003.
- [19] PALOMINO, A. et al. Control strategy using vision for the stabilization of an experimental pvtol aircraft setup. In: *Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control.* Maui, Hawaii, USA: IEEE, 2003.
- [20] CONSOLINI, L. et al. Path following for the pvtol aircraft. *Automatica*, v. 46, p. 1284–1296, 2010.
- [21] CONSOLINI, L.; TOSQUES, M. On the vtol exact tracking with bounded internal dynamics via a poincaré map approach. *IEEE Transactions on Automatic Control*, v. 52, n. 9, p. 1757–1762, 2007.
- [22] SANAHUJA, G.; CASTILLO, P.; SANCHEZ, A. Stabilization of n integrators in cascade with bounded input with experimental application to a vtol laboratory system. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, John Wiley & Sons, Ltd., v. 20, n. 10, p. 1129–1139, 2010. ISSN 1099-1239.
- [23] YE, H. et al. New stabilization design for planar vertical take-off and landing aircrafts. Journal of Control Theory and Applications, South China University of Technology and Academy of Mathematics and Systems Science, CAS, v. 9, p. 195–202, 2011. ISSN 1672-6340.
- [24] AILON, A. Simple tracking controllers for autonomous vtol aircraft with bounded inputs. *IEEE Transactions on Automatic Control*, v. 55, n. 3, p. 737–743, March 2010.

[25] KONDAK, K. et al. Autonomously flying vtol-robots: Modeling and control. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Rome, Italy: IEEE, 2007. p. 736–741.

- [26] SPONG, M. Partial feedback linearization of underactuated mechanical systems. In: Proceedings of the IEEE/RSJ/GI International Conference on Intelligent Robots and Systems, and Advanced Robotic Systems and the Real World. Munich, Germany: IEEE, 1994. v. 1, p. 314–321.
- [27] SHIN, J.-H.; LEE, J.-J. Dynamic control of underactuated manipulators with free-swinging passive joints in cartesian space. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Albuquerque, New Mexico, USA: IEEE, 1997. p. 3294–3299.
- [28] SIQUEIRA, A. A. G.; TERRA, M. H. Nonlinear h_{∞} control for underactuated manipulators with robustness test. Revista Controle & Automação, v. 15, n. 3, p. 339–350, 2004.
- [29] SHKOLNIK, A.; TEDRAKE, R. High-dimensional underactuated motion planning via task space control. In: *Proceedings of the 2002 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and System*. Nice, France: IEEE, 2008. v. 1, p. 3762–3768.
- [30] WATANABE, K.; IZUMI, K. Unmanned vehicles control system: The development of underactuated control system for vehicles with six states and four inputs. In: *International Conference on Instrumentation, Control & Automation ICA2009*. Bandung, Indonesia: ICA, 2009.
- [31] NAGARAJAN, U. Dynamic constraint-based optimal shape trajectory planner for shape-accelerated underactuated balancing systems. In: *Proceedings of the 2010 Robotics: Science and Systems.* Zaragoza, Spain: RSS, 2010.
- [32] CONTE, G.; DURANTI, S.; MERZ, T. Dynamic 3d path following for an autonomous helicopter. In: *Proceedings of the 5th IFAC Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles*. Lisbon, Portugal: [s.n.], 2004.
- [33] WANG, B.; DONG, X.; CHEN, B. M. Cascaded control of 3d path following for an unmanned helicopter. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Cybernetics & Intelligent Systems.* Singapore: [s.n.], 2010. p. 70–75.
- [34] HSIEH, M. A. et al. Adaptive teams of autonomous aerial and ground robots for situational awareness. *Journal of Field Robotics*, v. 24, n. 11-12, p. 991–1014, 2007.
- [35] DUAN, H.; LIU, S. Unmanned air/ground vehicles heterogeneous cooperative techniques: Current status and prospects. *Science China, Technological Sciences*, v. 53, n. 5, p. 1349–1355, 2010.
- [36] KENDOUL, F.; YU, Z.; NONAMI, K. Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of minirotorcraft unmanned aerial vehicles. *Journal of Field Robotics*, v. 27, n. 3, p. 311–334, 2010.
- [37] FREZZA, R. Path following for air vehicles in coordinated flight. In: *Proceedings* of the International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics. Atlanta, USA: [s.n.], 1999. p. 884–889.

[38] PALUNKO, I.; BOGDAN, S. Small helicopter control design based on model reduction and decoupling. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, v. 54, p. 201–228, 2009.

- [39] SONG, B. et al. Nonlinear dynamic modeling and control of a small-scale helicopter. *International Journal of Control, Automation, and Systems*, v. 8, n. 3, p. 534–543, 2010.
- [40] RAFFO, G. V.; ORTEGA, M. G.; RUBIO, F. R. An integral predictive/nonlinear \mathcal{H}_{∞} control structure for a quadrotor helicopter. *Automatica*, v. 46, p. 29–39, 2010.
- [41] SERRA, P.; CUNHA, R.; SILVESTRE, C. On the design of rotorcraft landing controllers. In: *Proceedings of the 16th Mediterranean Conference on Control and Automation*. Ajaccio: [s.n.], 2008. p. 1264–1269.
- [42] BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M.; CARELLI, R. A nonlinear underactuated controller for 3d-trajectory tracking with a miniature helicopter. In: *IEEE International Conference on Industrial Technology*. Viña del Mar, Chile: IEEE, 2010. p. 1421–1426.
- [43] BRANDÃO, A. S.; ANDALUZ, V. H.; CARELLI, M. S.-F. R. 3-d path-following with a miniature helicopter using a high-level nonlinear underactuated controller. In: *Proceedings of the 9th IEEE International Conference on Control and Automation*. Santiago, Chile: IEEE, 2011. p. 434–439.
- [44] TOIBERO, J. M. et al. Switching control approach for stable navigation of mobile robots in unknown environments. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, v. 27, n. 3, p. 558 568, 2011. ISSN 0736-5845.
- [45] FREIRE, R. et al. A new mobile robot control approach via fusion of control signals. Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, IEEE Transactions on, v. 34, n. 1, p. 419–429, Feb. ISSN 1083-4419.

4 Aplicações de Controladores de Voo em Tarefas de Cooperação

"Quando penso que cheguei ao meu limite, descubro que tenho forças para ir além."

(Ayrton Senna)

O interesse por sistemas de controle multi-agentes tem crescido consideravelmente nos últimos anos, após a comunidade científica perceber que algumas tarefas são executadas de forma mais eficiente por um grupo de robôs do que por um único robô altamente especializado. Inspeção e vigilância de grandes áreas [1–3], localização e desarmamento de minas terrestres [4], missões de busca e resgate [5], missões de escolta e acompanhamento [6], dentre outras, são exemplos deste tipo de tarefa. Nesse contexto, o presente capítulo descreve o controle coordenado de um VANT e um VTNT, assim como de um VANT e um grupo de robôs terrestres, tendo por base odometria tridimensional ou técnicas de controle servo-visual, para obter a informação sensorial necessária para a manutenção da formação.

Para tratar do controle coordenado de formação, três abordagens são apresentadas na literatura, com a finalidade de guiar seus membros segundo uma forma geométrica predeterminada. São elas: formação líder-seguidor, método de estruturas virtuais e método baseado em comportamentos [7]. Na estrutura líder-seguidor, um robô nomeado líder é responsável por guiar todos os outros robôs que compõem a formação, a fim de leválos a suas posições desejadas e fazê-los permanecer em formação durante toda a navegação. Neste tipo de estrutura o líder é o agente mais importante, já que sua falha compromete a realização da tarefa programada [8–10]. Na abordagem de controle por estrutura virtual, o robô líder não é mais o agente principal, e sim toda a formação, a qual é considerada um corpo rígido que se move mantendo uma figura geométrica predefinida [11, 12]. Já no método baseado em comportamentos, um conjunto de regras de navegação é definido e enviado a cada robô da formação, tendo como base a sua interação com o ambiente [13, 14].

Uma vez selecionada a técnica a ser utilizada para estabelecer a formação, é necessário definir a estrutura de controle a ser utilizada, que pode ser centralizada ou descentralizada. No primeiro caso, o agente principal da formação é responsável por concentrar todas as informações referentes ao grupo, tais como posições relativas dos demais robôs, e por enviar os sinais de controle para estabelecimento da formação [14]. Por outro lado, quando uma estrutura de controle descentralizada é utilizada, não há necessidade de uma unidade centralizadora de informação, pois cada robô da formação é responsável por obter as informações necessárias sobre o ambiente que o cerca e por gerar os sinais de controle necessários para alcançar sua posição desejada na formação [15].

No que diz respeito à cooperação VANT-VTNTs, em [4] um sistema multi-robôs visa estender a capacidade de sensoriamento de veículos autônomos terrestres combinada à capacidade de percepção do ambiente incorporada quando um VANT é acrescentado à formação. O helicóptero agregado ao grupo levanta voo levando consigo equipamentos sensoriais, tais como câmara estéreo, GPS e bússola digital. As informações obtidas são enviadas a uma base de controle, que distribui os dados para os robôs em terra. Estes dados são essenciais para a geração de mapas de caminhos e a localização e isolamento de áreas onde se simula a presença de minas terrestres. Em termos gerais, comumente, um sistema de visão computacional a bordo do VANT auxilia a localização dos robôs em terra e a determinação da posição do veículo aéreo em relação a eles.

Em [16] é proposto um controle descentralizado de um grupo de robôs móveis terrestres e um veículo aéreo não tripulado. O time de VTNTs deve se formar segundo uma estrutura elipsoidal, cujos estados (posição, orientação e focos) são computados a partir da posição relativa de cada ente, bem como observados pelo sistema de visão a bordo do VANT. Este sistema fornece, via protocolo broadcast, imagens perspectivas tipo bird's eye view a uma base em terra. Por sua vez, tais imagens são utilizadas para realimentação do controle de formação dos VTNTs. Nesse trabalho, o VANT foi emulado, em simulação e experimentalmente, por um manipulador paralelo tridimensional, que assistiu às tarefas de seguimento de trajetórias (ou caminhos) executadas pelos robôs terrestres.

Recentemente, conforme já mencionado em outros capítulos, o interesse em pesquisas com veículos aéreos não tripulados tem crescido substancialmente em aplicações civis e militares, tais como inspeção em ambientes hostis, manutenção de infraestruturas e agricultura de precisão [3, 17]. Nesses casos, o uso de um VANT é extremamente mais vantajoso, devido a sua mobilidade tridimensional, quando comparado ao uso de um ou vários VTNT. Entretanto, nada impede que tais veículos trabalhem de forma cooperativa.

Nesse caso, um VANT pode usufruir de sua cota vertical para observar uma grande área, gastando menos tempo, enquanto um VTNT pode observar uma cena específica com mais eficiência, devido à sua proximidade ao alvo [18, 19]. Considerando alguns trabalhos de sistemas cooperativos, em [20] um VANT segue um pelotão de VTNTs através de um controlador servo visual e um sistema de coordenadas georreferenciadas é utilizado para estimar a postura dos VTNTs. Em [18] uma tarefa de busca, identificação e localização de um alvo é proposta, utilizando uma formação heterogênea composta por aeronaves e veículos terrestres trabalhando de forma descentralizada. Já em [19] missões táticas em campos de batalha utilizando múltiplos robôs heterogêneos são sugeridas, enfatizando a baixa capacidade de localizar e manipular padrões a nível terrestre por um VANT, e a debilidade de deslocamento rápido de um VTNT entre obstáculos. Em contraste, os autores destacam a eficiência no cumprimento da missão, quando o compartilhamento de informação entre múltiplos VANTs/VTNTs é realizado. O artigo ainda apresenta uma visão geral sobre estratégias de controle de formação, análise de estabilidade e controle de informação.

No contexto apresentado, o presente capítulo trata inicialmente do controle de formação centralizado de um VANT e um VTNT e, na sequência, apresenta um esquema de controle descentralizado para guiar um VANT em tarefas de cooperação com um grupo de robôs terrestres. Em ambas as abordagens é possível aplicar técnicas baseadas em visão artificial (homografia) e de controle servo-visual, o que foge ao escopo desse trabalho. Ao contrário, com o objetivo de validar os controladores propostos, este capítulo considera somente a odometria tridimensional, para obter a realimentação das informações relativas à postura corrente da aeronave, como se verá na sequência do capítulo.

4.1 Controle de Formação de um VANT e um VTNT

Esta seção propõe um esquema de controle centralizado para uma formação líderseguidor envolvendo um VANT e um VTNT. Nessa proposta o VANT (nomeado como
seguidor) deve buscar dinamicamente o robô terrestre (rotulado como líder) e manter
uma distância predefinida em relação a ele. Comumente, o VANT utiliza somente as
informações do ambiente que o circunda, as quais são obtidas através de seus sensores
levados a bordo. Entretanto, nesse trabalho, as informações de posicionamento global dos
veículos serão determinadas pela unidade centralizadora de informação, a qual receberá os
dados de odometria dos veículos envolvidos na formação. Dessa forma, torna-se possível
o cálculo da distância relativa entre eles. Vale dizer que, nesse tipo de estratégia, o robô

terrestre deve executar uma missão preestabelecida, sendo ele guiado localmente por um controlador cinemático.

O decorrer dessa seção apresenta, primeiramente, o modelo cinemático de um VANT e a lei de controle utilizada para realizar a tarefa de seguimento de um líder durante uma missão no espaço tridimensional. Na sequência, o esquema de controle líder-seguidor é apresentado e validado experimentalmente. Por fim, uma breve discussão dos resultados experimentais e as principais notas conclusivas são destacadas, para sumarizar a ideia da proposta.

4.1.1 Modelo Cinemático do VANT e do VTNT

Considerando um helicóptero miniatura posicionado a uma distância qualquer com respeito ao sistema cartesiano global $\langle g \rangle$, seu movimento é governado pela ação combinada de três velocidades lineares u_{hx} , u_{hy} , u_{hz} definidas pela regra da mão direita no referencial do VANT $\langle h \rangle$, e uma velocidade angular ω_h , como mostrado na Figura 44.

Cada velocidade linear aponta para um eixo do sistema de referências da aeronave $\langle h \rangle$. u_{hz} sempre aponta para cima, na mesma direção do eixo z, enquanto u_{hx} e u_{hy} apontam na direção frontal e lateral esquerda, respectivamente. A velocidade angular ω_h rotaciona o referencial $\langle h \rangle$ em torno do eixo z_h , no sentido anti-horário, dada uma vista de topo. Dessa forma, em uma forma similar àquela mostrada em [21], as equações cinemáticas que envolvem a posição e orientação de guinada de um VANT (nesse caso, ilustrado por um helicóptero miniatura) são descritas por

$$\dot{x}_h = u_{hx}\cos\psi_h - u_{hy}\sin\psi_h,
\dot{y}_h = u_{hx}\sin\psi_h + u_{hy}\cos\psi_h,
\dot{z}_h = u_{hz},
\dot{\psi}_h = \omega_h,$$
(4.1)

onde x_h , y_h , z_h e ψ_h são todas medidas com respeito ao sistema de referência inercial $\langle g \rangle$. É importante mencionar que o ponto de interesse para o controle é o próprio centro de gravidade da aeronave.

Note-se que, diferentemente dos capítulos anteriores, as variáveis de postura e velocidades da aeronave recebem o subscrito h, para indicar que se trata de uma aeronave, i.e., \mathbf{x}_h e $\dot{\mathbf{x}}_h$, no intuito de diferenciar da postura e velocidade de um veículo terrestre, daqui em diante representadas por \mathbf{x}_r e $\dot{\mathbf{x}}_r$, respectivamente.

Assumindo um caso geral onde o robô líder é capaz de se deslocar como um veículo aéreo, seu modelo cinemático pode ser definido de forma similar a (4.1). Nesse caso, a estrutura de formação referenciada em $\langle g \rangle$ pode ser expressa pelas distância entre os robôs nos três eixos ortogonais $x_{rh} = x_r - x_h$, $y_{rh} = y_r - y_h$, e $z_{rh} = z_r - z_h$, e o erro de orientação de guinada $\psi_{rh} = \psi_r - \psi_h$. Logo, o modelo cinemático de formação, em coordenadas cartesianas, é dado por

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{rh} \\ \dot{y}_{rh} \\ \dot{z}_{rh} \\ \dot{\psi}_{rh} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_{\psi_h} & s_{\psi_h} & 0 & 0 \\ -s_{\psi_h} & -c_{\psi_h} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{hx} \\ u_{hy} \\ u_{hz} \\ \omega_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_{rx}c_{\psi_r} - u_{ry}s_{\psi_r} - a_{rx}\omega_r s_{\psi_r} - a_{ry}\omega_r c_{\psi_r} \\ u_{rx}s_{\psi_r} + u_{ry}c_{\psi_r} + a_{rx}\omega_r c_{\psi_r} - a_{ry}\omega_r s_{\psi_r} \\ u_{rz} \\ \omega_r \end{bmatrix} (4.2)$$

Assumindo que o líder da formação é veículo terrestre, o controle de formação passa a ser um caso particular de (4.2), conforme ilustrado na Figura 44. Considerando um robô móvel do tipo uniciclo, seu modelo cinemático é dado por

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_r \\ \dot{y}_r \\ \dot{\psi}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi_r & -a_{rx} \sin \psi_r \\ \sin \psi_r & a_{rx} \cos \psi_r \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{rx} \\ \omega_r \end{bmatrix}, \tag{4.3}$$

onde u_{rx} e ω_r são, respectivamente, as velocidades lineares e angulares, $\mathbf{r} = [x_r \ y_r]^T$ é um vetor contendo as coordenadas do ponto de interesse, representadas em $\langle r \rangle$, ψ_r é sua orientação e a_{rx} é uma distância perpendicular do ponto de interesse (ponto de controle) para o ponto no meio do eixo virtual que une as rodas do robô. Para o caso abordado, temse que as velocidades lateral u_{ry} e normal u_{rz} são iguais a zero, assim como o deslocamento lateral do ponto de controle a_{ry} , simplificando o problema de controle.

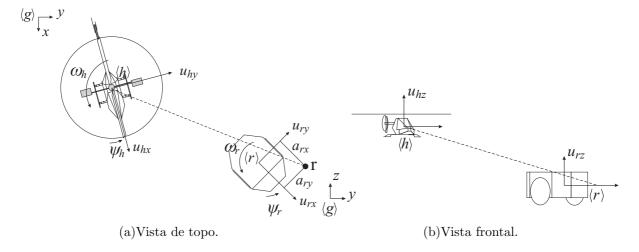


Figura 44: Esquema de controle líder-seguidor.

Nota 16 Ao descrever um sistema líder-seguidor conforme (4.2), um controlador de posicionamento e seguimento de trajetória pode ser proposto para qualquer configuração de veículos, que apresentem ou não restrições holonômicas no espaço 2-D ou 3-D.

4.1.2 Esquema de Controle de Formação Líder-Seguidor

Nessa parte da seção, o controlador cinemático proposto para guiar uma formação líder-seguidor de um VANT e um VTNT é apresentada. Primeiramente, para propor um controlador baseado em cinemática inversa, a Equação (4.2) é escrita como

$$\dot{\mathbf{x}}_{rh} = f(\mathbf{x}_h)\mathbf{u}_h + \mu(\mathbf{x}_r, \dot{\mathbf{x}}_r),\tag{4.4}$$

onde $\mathbf{x}_{rh} = [x_{rh} \ y_{rh} \ z_{rh} \ \psi_{rh}]^T$ é o vetor de formação e $\mathbf{u}_h = [u_{hx} \ u_{hy} \ u_{hz} \ \omega_h]^T$ é a velocidade de referência enviada ao VANT em seu próprio sistema de referência $\langle h \rangle$, a fim de que ele alcance e estabeleça a formação desejada.

Na sequência, adotando o sinal de controle

$$\mathbf{u}_h = f^{-1}(\mathbf{x}_h)(\boldsymbol{\eta}_{rh} - \mu(\mathbf{x}_r, \dot{\mathbf{x}}_r)), \tag{4.5}$$

onde $\eta_{rh} = \dot{\mathbf{x}}_{rh_d} + \kappa_1 \tanh \kappa_2 \tilde{\mathbf{x}}_{rh}$, e κ_1 e κ_2 são matrizes de ganho diagonais positivas definidas, e $\tilde{\mathbf{x}}_{rh} = \mathbf{x}_{rh_d} - \mathbf{x}_{rh}$ é o erro de formação, tem-se a equação de malha fechada dada por

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}}_{rh} + \kappa_1 \tanh \kappa_2 \tilde{\mathbf{x}}_{rh} = 0. \tag{4.6}$$

Sabendo que o controlador do VANT é proposto com base no sistema de referência inercial $\langle g \rangle$, (4.2) é aplicada em \mathbf{u}_h para representá-lo em tal sistema de referência. Após obter as velocidades lineares e angular do VANT representadas no referencial inercial, essas podem ser integradas para determinar a postura desejada \mathbf{X}_{h_d} da aeronave. A Figura 45 ilustra o diagrama de blocos do sistema de controle proposto. Note-se que o sobrescrito esquerdo indica o sistema de referência correspondente.

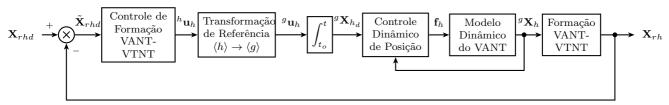


Figura 45: Diagrama de blocos do esquema de controle líder-seguidor envolvendo um VANT e um VTNT.

4.1.3 Análise da Estabilidade do Sistema

A fim de analisar a estabilidade do sistema de malha fechada correspondente ao controle de formação líder-seguidor através da teoria de Lyapunov, a função candidata

$$V(\tilde{\mathbf{x}}_{rh}) = \frac{1}{2}\tilde{\mathbf{x}}_{rh}^T\tilde{\mathbf{x}}_{rh} > 0$$
(4.7)

é proposta. Tomando sua primeira derivada temporal e usando (4.6), tem-se que

$$\dot{V}(\tilde{\mathbf{x}}_{rh}) = -\tilde{\mathbf{x}}_{rh}^T \kappa_1 \tanh \kappa_2 \tilde{\mathbf{x}}_{rh} < 0, \tag{4.8}$$

o que indica uma convergência assintótica dos erros nas variáveis de estado para o ponto de equilíbrio atrativo, i.e., $\tilde{\mathbf{x}}_{rh} \to 0$ quando $t \to \infty$. Em outras palavras, as variáveis de formação assumem os valores desejados assintoticamente, enquanto a navegação cooperativa é executada.

Nota 17 De acordo com a equação do sistema cooperativo (4.2) e o controlador proposto (4.5), é necessário obter as velocidades do robô líder durante a navegação em formação. Caso isto não seja possível, o robô seguidor (nesse caso, o VANT) será "arrastado" pelos erros de formação, para que o objetivo de controle seja cumprido. Entretanto, como a proposta aqui apresentada é uma estratégia de controle centralizada, tais velocidades podem ser transmitidas para a estação de controle da aeronave. Por sua vez, caso uma estratégia de controle de formação descentralizada esteja sendo usada, tais velocidades devem ser estimadas, utilizando, por exemplo, técnicas de visão computacional e homografia.

Nota 18 As velocidades longitudinal, lateral, normal e angular do robô líder podem ser estimadas a partir de (4.2), caso a equação seja escrita como

$$\begin{bmatrix} u_{rx} \\ u_{ry} \\ u_{rz} \\ \omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{\psi_r} & s_{\psi_r} & 0 & a_{ry} \\ -s_{\psi_r} & c_{\psi_r} & 0 & -a_{rx} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_{rh} \\ \dot{y}_{rh} \\ \dot{z}_{rh} \\ \dot{\psi}_{rh} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -c_{\psi_h} & -s_{\psi_h} & 0 & \rho s_{\beta} s_{\alpha} s_{\psi_h} \\ s_{\psi_h} & -c_{\psi_h} & 0 & -\rho c_{\beta} s_{\alpha} s_{\psi_h} \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{hx} \\ u_{hy} \\ u_{hz} \\ \omega_h \end{bmatrix}$$
(4.9)

e se conheça a evolução temporal das variáveis de formação e a velocidade do robô seguidor (nesse caso, o VANT).

Nota 19 \acute{E} importante enfatizar que a formação líder-seguidor \acute{e} um sistema de múltiplos períodos de amostragem. Em outras palavras, o tempo de resposta relativo à dinâmica do

VANT é menor que o do robô terrestre. Neste sentido, o controlador de voo deve ser capaz de manter a estabilização do veículo até que uma nova referência do controle seja dada. Ressaltando que as referências do controle de formação líder-seguidor são dadas em intervalos de tempo referentes ao maior tempo de reposta do robô incluído na formação.

4.1.4 Resultados e Discussão

Simulações e experimentos são aqui apresentados, a fim de validar o controlador proposto durante uma tarefa de cooperação usando a estrutura de formação líder-seguidor.

Primeiramente, o veículo terrestre deve seguir uma trajetória definida por

$$x_{r_d} = 2 \operatorname{sen} 0.1t, \ y_{r_d} = 2 \operatorname{sen} 0.2t,$$

utilizando o controlador proposto em [22]. A Figura 46(d) mostra o caminho percorrido pelo VTNT, enquanto o helicóptero (VANT aqui adotado) mantém a formação desejada definida por $\mathbf{x}_{rhd} = [0 \ 0 \ -1]^T m$, durante os primeiros 60s, e por $\mathbf{x}_{rhd} = [0 \ 0 \ -0.25]^T m$, na parte final da simulação. Vale mencionar que as condições iniciais do VTNT e do VANT são, respectivamente, $\mathbf{x}_{r_o} = [0 \ 0 \ 0]^T$ e $\mathbf{x}_{h_o} = [0 \ 0 \ 0]^T$. Nessa figura, os ícones correspondentes aos robôs são plotados em intervalos de 15s.

A Figura 46(a) ilustra a evolução temporal da posição dos veículos durante a execução da tarefa. O traçado em azul se refere ao robô terrestre (nesse caso, um Pioneer 3-DX, da MobileRobots), enquanto o traçado em vermelho corresponde à rota seguida pelo helicóptero miniatura. Note-se que os veículos acompanham a trajetória de referência. Vale comentar que o helicóptero não tem qualquer conhecimento da trajetória de navegação designada ao robô terrestre. Seu deslocamento é estritamente baseado na formação desejada e, consequentemente, nos erros de formação. No entanto, nota-se que os deslocamentos longitudinal e lateral são praticamente coincidentes, enquanto, para o deslocamento vertical, verifica-se a convergência assintótica para os valores desejados. Como era de se esperar, o robô móvel não apresenta deslocamento vertical, uma vez que a simulação é realizada em uma superfície plana.

No que se refere à orientação dos veículos, ilustrada na Figura 46(b), deve-se notar o comportamento do ângulo de guinada, que indica que os veículos estão tangenciando a trajetória de referência, o que para o robô terrestre é essencial para o cumprimento da tarefa, porém é uma condição adicional para o veículo aéreo, já que o movimento de guinada é diretamente atuado.

Ainda sobre os resultados dessa simulação, pode-se analisar a evolução temporal dos erros de formação durante a missão. Isso pode ser visto na Figura 46(c). Note-se que os erros convergem assintoticamente a zero, apresentando pequenas oscilações devido à dinâmica distinta de cada um dos veículos (i.e., tempo de resposta a uma nova condição da formação). Observe-se, também, a ocorrência de uma variação abrupta nos erros de formação no instante de tempo t=60s, a qual é causada pela alteração da referência de formação desejada. Essa variação é reduzida assintoticamente a zero, à medida que a formação atinge o novo objetivo de controle.

Vale mencionar que a situação de alteração de referência de formação, seja ela abrupta ou suave, visa testar a robustez do controlador, uma vez que tais reconfigurações podem ser requeridas em manobras de desvio de obstáculo por parte de um dos veículos ou mesmo no caso de aterrissagem do VANT sobre a plataforma móvel.

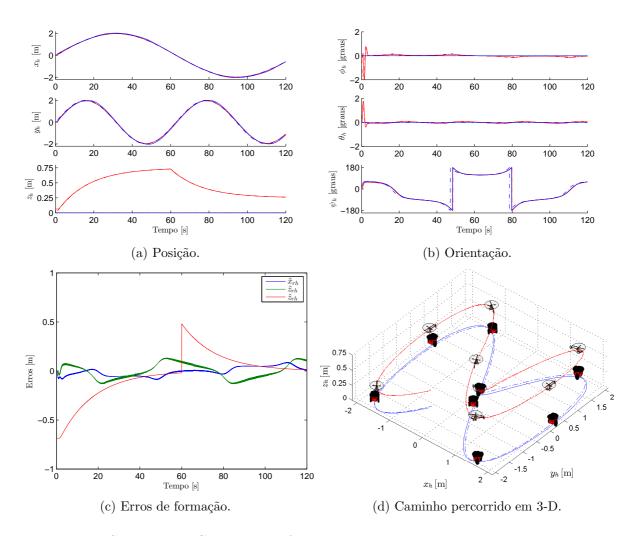


Figura 46: Simulação: Controle de formação líder-seguidor usando um helicóptero miniatura e um robô terrestre para execução de missão de seguimento de trajetória em forma de 8.

A validação experimental da estratégia de formação líder-seguidor é realizada utilizando o mesmo robô móvel Pioneer 3-DX usado na simulação anterior (o líder) e um quadrimotor ArDrone Parrot (o seguidor). Para determinação da postura corrente dos veículos, utilizou-se odometria, uma vez que nenhum sistema de posicionamento global estava disponível para a realização dos experimentos. Dessa forma, para o caso do robô móvel as velocidades linear e angular foram integradas levando em consideração o modelo cinemático do veículo. Uma estratégia similar foi adotada para o veículo aéreo, tendo em mente que seu modelo cinemático apresenta três velocidades lineares e uma angular.

Nos experimentos realizados, e descritos na sequência, a formação desejada é igual a $\mathbf{x}_{rhd} = [0\ 0\ -0.5]^T m$, durante toda missão de seguimento. Tais valores foram adotados em função das limitações de espaço físico para a realização dos experimentos. Mais uma vez, nos gráficos de visualização dos resultados linhas em azul se referem ao robô terrestre, enquanto as linhas em vermelho se referem à aeronave.

A primeira tarefa consiste no acompanhamento do quadrimotor em uma tarefa de posicionamento. Esta missão visa demonstrar que a estratégia de controle proposta é capaz de realizar tanto tarefas de rastreamento de trajetórias como de posicionamento. No entanto, a missão dada ao robô terrestre visa levá-lo de uma posição inicial, coincidente com o sistema de referência inercial, a um alvo localizado nas coordenadas $x_{r_d} = 2m$, $y_{r_d} = 1.5m$ e $z_{r_d} = 0m$. A Figura 47(a) ilustra o posicionamento dos robôs durante os primeiros 60s de experimento. Note-se que, apesar de algumas oscilações, o VANT segue o VTNT, durante o cumprimento de seu objetivo de controle, de forma assintótica, apresentando erros de seguimento inferiores a 0.2m, conforme ilustrado na Figura 47(d).

A Figura 47(b) destaca a orientação dos veículos durante o experimento. Nela se observa as variações dos ângulos de arfagem e rolagem da aeronave, necessárias para a realização das manobras de deslocamento longitudinal e lateral, respectivamente, visando o cumprimento da missão de seguimento. Conforme esperado, o veículo terrestre não apresenta qualquer variação em tais ângulos, uma vez que seu deslocamento se dá em uma superfície plana. Por sua vez, ao observar o ângulo de guinada de ambos veículos, percebe-se uma reorientação do robô terrestre para que seja possível alcançar o alvo, enquanto a aeronave realiza a missão mantendo seu ângulo de guinada igual a zero. Isto foi imposto, nesta missão, com o intuito de demonstrar a atuação direta da variável de guinada, em contraste com a restrição não holonômica apresentada pelo robô terrestre. Em outras palavras, no VANT adotado, é possível estabelecer uma referência de guinada sem que seja necessário alterar a rota de navegação.

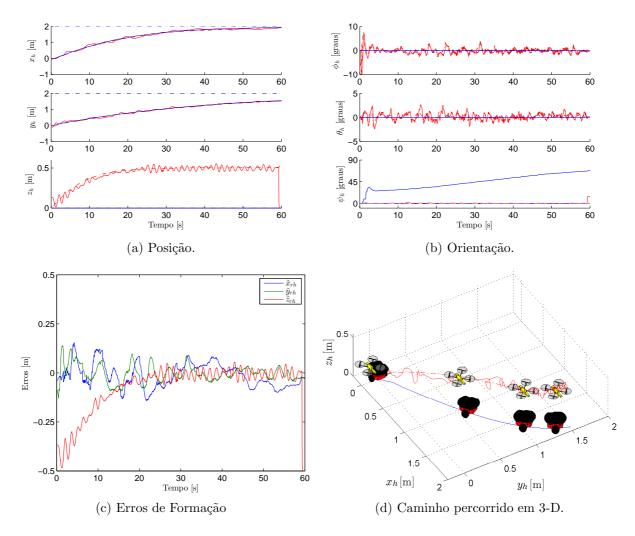


Figura 47: Experimento: Controle de formação líder-seguidor usando um quadrimotor e um robô terrestre para execução de missão de posicionamento.

O segundo experimento consiste no seguimento de uma referência circular, dada por

$$x_{r_d} = \cos(0.05t), y_{r_d} = \sin(0.05t).$$

A referência de guinada é obtida diretamente pela configuração do veículo, ou seja, como o robô terrestre é do tipo uniciclo, sua orientação será tangencial à trajetória. Mais uma vez, é importante comentar que a trajetória de referência é dada somente ao robô terrestre, pois a missão do veículo aéreo é segui-lo, mantendo uma distância predefinida.

A Figura 48(a) ilustra o deslocamento dos veículos no espaço cartesiano durante a realização da tarefa. Note que o VTNT alcança a referência por volta de 30s, e a partir daí mantém o seguimento. Por sua vez, enfatizando o fato de que o VANT desconhece a referência de navegação dada ao VTNT, sua missão é estabelecer a formação. Logo, nos primeiros 30s de experimento ele está afastado da referência dada ao veículo terrestre,

porém está cumprindo a sua missão, que é reduzir os erros de seguimento mostrados na Figura 48(d). Os erros de deslocamento lateral e longitudinal podem ser observados em ambas figuras, onde se verifica erros com amplitudes inferiores a 0.25m. Nessas figuras, também se verifica a variação da altitude da aeronave, para que a missão de seguimento de seja completamente realizada. Em adição, uma visualização tridimensional dos caminhos percorridos durante o experimento é mostrada na Figura 48(c).

Assim como no experimento anterior, a referência de guinada dada à aeronave é igual a zero, o que pode ser observado na Figura 48(b), onde também é possível visualizar a comportamento da orientação do VTNT e os ângulos de arfagem e guinada da aeronave durante a missão de voo.

A última missão de voo apresentada nesta seção é um seguimento de uma trajetória de referência em forma de oito. A diferença em relação aos experimentos anteriores está

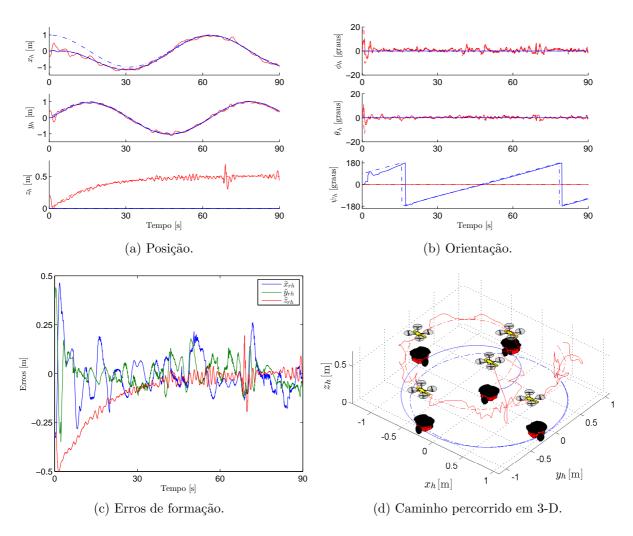


Figura 48: Experimento: Controle de formação líder-seguidor usando um quadrimotor e um robô terrestre para execução de missão de seguimento de trajetória circular.

na referência de guinada da aeronave, que deve seguir a do robô terrestre, ou seja, deve ser tangencial à curva. Esta missão apresenta um maior grau de complexidade, em virtude da excitação dinâmica provocada pela curva, que impõe variações de velocidade em amplitude e sentido.

A Figura 49(d) ilustra o caminho percorrido pelos veículos durante a tarefa. E possível verificar que eles seguem a tendência da curva, mesmo verificando que a aeronave apresenta erros de seguimento da ordem de 0.25m (ver Figura 49(c)). O pontos críticos de seguimento são os picos e vales do deslocamento lateral y, pois o VTNT praticamente detém o seu movimento para se reorientar e seguir a trajetória. Nesses instantes, como o controlador de seguimento também é baseado em velocidade (tendência de movimento), o VANT tende a ultrapassar o VTNT, gerando erros de seguimento. Na sequência, após se reorientar, o VTNT acelera e, consequentemente, o VANT é deixado para trás. Contudo, é possível verificar na Figura 49(a) que o perfil da trajetória é seguido por ambos veículos.

Por fim, a Figura 49(b) ilustra a orientação dos veículos. Em especial, nesse experimento, deve-se observar o comportamento do ângulo de guinada do VTNT e do VANT. Nos primeiros 80s a aeronave consegue seguir a orientação do robô terrestre, o que não ocorre no instante da descontinuidade negativa. Contudo, a aeronave não se desestabiliza e segue na busca pela referência, como ocorre na parte final do experimento.

4.1.5 Considerações Finais

Essa seção apresentou um esquema de controle centralizado para uma formação líderseguidor de um VANT e um VTNT, para o cumprimento de missões de posicionamento e de seguimento de trajetória. O modelo cinemático da formação e a análise de estabilidade no sentido de Lyapunov são apresentadas e os resultados de simulação e de experimentos são também apresentados, a fim de validar a proposta nas missões supracitadas.

No esquema de controle proposto, a informação de velocidade dos veículos envolvidos é essencial para o cálculo dos sinais de controle enviados ao VANT, pela estação em terra. Afinal, caso a informação da velocidade do VTNT não seja fornecida ao controle centralizado, a aeronave seria "arrastada" pelo robô terrestre. Em outras palavras, o VANT somente iria se deslocar para alcançar o VTNT quando houvesse grandes valores de erro de formação. Assim sendo, em termos de controle, a estratégia proposta poderia ser analisada no sentido de se propor uma estrutura de controle baseada unicamente em velocidades, pois, para um controle de formação líder-seguidor, o veículo seguidor não necessita saber diretamente a posição daquele que dita a rota. Entretanto, é necessário

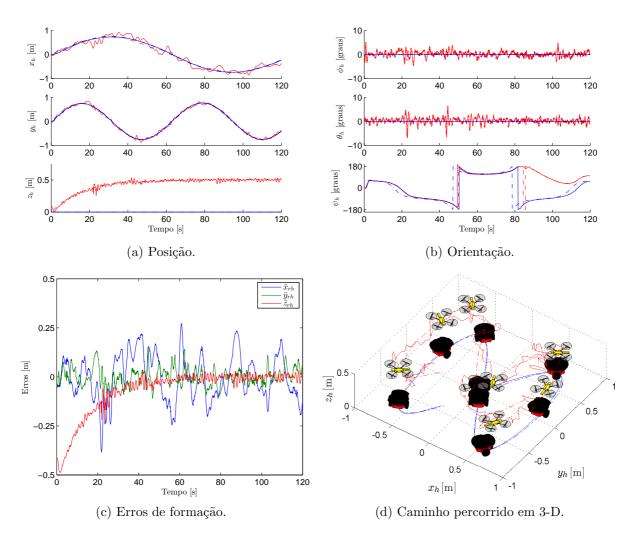


Figura 49: Experimento: Controle de formação líder-seguidor usando um quadrimotor e um robô terrestre para execução de missão de seguimento de trajetória em forma de 8.

saber a velocidade de deslocamento do líder (a qual pode ser estimada) e a posição relativa entre eles (a qual por ser determinada por um sistema sensorial a bordo do seguidor).

Em adição, dada a indisponibilidade de um sistema de posicionamento global, para o caso da proposta de controle apresentada, uma estratégia de posicionamento relativo poderia ser utilizada para determinação da posição do veículo aéreo em função da posição corrente do veículo terrestre e das variáveis desejadas de formação. Em outras palavras, um sistema de visão artificial, por exemplo, poderia ser utilizado para localização de padrões localizados sobre a plataforma móvel, e assim definir sua posição relativa.

Por fim, vale comentar que a estratégia de controle proposta pode ser aplicada para um sistema líder-seguidor entre dois VANTs, pois o sistema foi proposto para um caso geral de deslocamento tridimensional de dois veículos, que na sequência foi restrito para o caso da navegação de um robô móvel do tipo uniciclo navegando em uma superfície plana.

4.2 Controle Descentralizado de um VANT e um Grupo de VTNTs

Esta seção apresenta um esquema de controle descentralizado para uma formação líder-seguidor envolvendo um helicóptero miniatura e um grupo de robôs terrestres. A formação em terra (rotulada como líder) apresenta uma estrutura de controle centralizada capaz de guiar os VTNTs segundo uma figura geométrica predeterminada. Tal estratégia de controle é denominada Controle de Formação Multi-Camadas, foi apresenta em [23] e será discutida brevemente na Subseção 4.2.1.

A presente estratégia não utiliza um canal de comunicação explícito entre o veículo aéreo (rotulado como seguidor) e a formação em terra. Desta forma, a aeronave deve buscar dinamicamente sua posição em relação ao líder, baseado somente nas informações sobre o ambiente obtidas através de seus próprios sensores. Em outras palavras, na presente abordagem, o VANT deve identificar os VTNTs (os quais carregam um padrão reconhecível), através do sistema de visão artificial a bordo, calcular a posição atual do centróide da formação no plano de imagem, e, finalmente, usando técnicas de homografia, gerar o caminho tridimensional a ser seguido.

4.2.1 Esquema de Controle Multi-Camadas Adotado para os VTNTs

Esta subseção descreve brevemente o esquema de controle multi-camadas proposto em [23], o qual é mostrado na Figura 50, o qual é aqui adotado para guiar de forma centralizada uma formação de VTNTs composta por três robôs do tipo uniciclo durante uma tarefa de seguimento de trajetória.

A estrutura base de tal esquema de controle é definida pela camada de Controle da Formação, pela camada de Formação dos Robôs e pela camada Ambiente. Acima de tais camadas é possível inserir duas camadas de planejamento, denominadas camada de Planejamento Offline da Formação (a qual pode ser inserida na camada de Controle da Formação). A primeira delas é responsável por determinar as condições iniciais, por rearranjar a posição de cada robô individualmente antes de iniciar a missão (se houver necessidade), e por gerar a trajetória a ser seguida. A segunda, quando inserida, é responsável por modificar as referência de modo que a formação reaja à situação atual do ambiente, como, por exemplo, alterar a trajetória desejada para desviar de obstáculos presentes na rota de navegação.

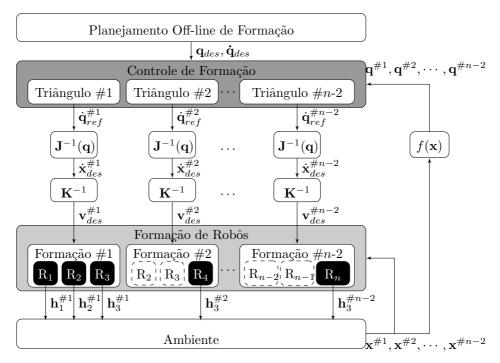


Figura 50: Fluxograma do esquema de controle multi-camadas.

A camada de Controle de Formação é responsável por gerar os sinais de controle que são enviados aos robôs da formação, a fim de atingir suas posições desejadas. A camada de Formação de Robôs representa os robôs móveis, suas configurações cinemáticas (car-like, uni-ciclo, omnidirecional) e suas estratégias individuais de navegação (desvio de obstáculo e/ou compensação da dinâmica). Finalmente, a camada Ambiente representa todos os objetos que rodeiam os robôs, incluindo eles próprios, com seus sistemas de sensoriamento externo, necessários para implementar estratégias de desvio de obstáculos.

No esquema apresentado, cada camada é essencialmente um módulo independente, que trata uma parte específica do problema de controle de formação. Neste sentido, algumas camadas ou alguns módulos individuais dentro de uma camada podem ser eliminados. Por exemplo, a camada de Planejamento Offline da Formação pode ser eliminada em uma navegação reativa, o módulo de compensação dinâmica (que está localizado na camada de Formação de Robôs) pode ser eliminado em aplicações que demandam a navegação a baixas velocidades, ou ainda o módulo de desvio de obstáculos pode ser desconsiderado, se o ambiente é fortemente estruturado. Observe-se, então, que a estrutura proposta também é modular no sentido horizontal, isto é, ela cresce horizontalmente sempre que um novo robô é adicionado à formação terrestre (para maiores detalhes, ver [24]).

Em cada camada, três robôs compõem uma estrutura triangular (conforme mostrado na Figura 51), denominada Formação #n, cujas variáveis de estado são definidas pelas variáveis de postura da formação $\mathbf{P}_F = [x_F \ y_F \ \psi_F]$, onde (x_F, y_F) representa a posição

do centróide da formação triangular e ψ_F representa sua orientação com respeito ao eixo y do referencial global, e pelas variáveis de forma $\mathbf{S}_F = [p_F \ q_F \ \beta_F]$ que correspondem à distância entre os robôs R_1 e R_2 , a distância entre os robôs R_1 e R_3 , e o ângulo $R_2\widehat{R_1}R_3$, respectivamente. Note-se que no caso específico desta seção somente a formação #1 é implementada, ou seja, somente três VTNTs são considerados na formação terrestre.

Dado que somente a posição $\mathbf{h}_i = [x_i \ y_i]^T$ do *i*-ésimo robô tipo uniciclo é utilizada na formação triangular da estratégia de controle, sua cinemática inversa é dada por

$$\mathbf{v}_i = \mathbf{K}_{ri}^{-1} \dot{\mathbf{h}}_i, \text{ com } \mathbf{K}_{ri}^{-1} = \begin{bmatrix} \cos \psi_i & \sin \psi_i \\ -\frac{1}{a_i} \sin \psi_i & \frac{1}{a_i} \cos \psi_i \end{bmatrix} \text{ e } \mathbf{v}_i = [u_i \ \omega_i]^T,$$

onde u_i e ω_i são, respectivamente, as velocidades linear e angular do *i*-ésimo robô, ψ_i é sua orientação com respeito ao eixo x global e $a_i > 0$ é a distância perpendicular entre o eixo virtual que une as rodas de tração do veículo e o ponto de controle \mathbf{h}_i .

A relação entre a postura e forma da formação e a posição dos robôs \mathbf{h}_i é dada pela transformação direta e inversa $\mathbf{p} = f(\mathbf{r})$ e $\mathbf{r} = f^{-1}(\mathbf{p})$, onde $\mathbf{p} = [\mathbf{P}_F \, \mathbf{S}_F]^T$ e $\mathbf{r} = [\mathbf{h}_1 \, \mathbf{h}_2 \, \mathbf{h}_3]^T$. Uma vez dada tal relação, a camada de controle de formação pode receber da camada superior a posição e a forma desejada da formação $\mathbf{p}_{des} = [\mathbf{P}_{Fd} \, \mathbf{S}_{Fd}]^T$, e suas variações desejadas $\dot{\mathbf{p}}_{des} = [\dot{\mathbf{P}}_{Fd} \, \dot{\mathbf{S}}_{Fd}]^T$, para então utilizá-las em conjunção com a lei de controle de formação dada por $\dot{\mathbf{p}}_{ref} = \dot{\mathbf{p}}_{des} + \mathbf{L} \tanh (\mathbf{L}^{-1} \boldsymbol{\kappa} \tilde{\boldsymbol{p}})$, para garantir que cada robô alcance sua posição desejada \mathbf{h}_i , como é demonstrado em [23]. Em tal lei de controle, $\boldsymbol{\kappa}$ e \boldsymbol{L} são matrizes diagonais positivas definidas de ganho e de saturação, respectivamente, e $\tilde{\mathbf{p}} = \mathbf{p}_{des} - \mathbf{p}$ é o erro de formação.

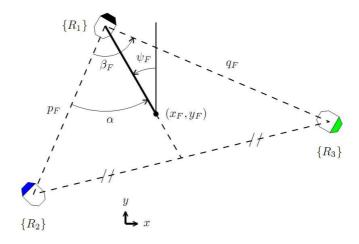


Figura 51: As variáveis de uma formação triangular.

4.2.2 Estratégia de Controle Servo-Visual

Durante o controle coordenado VANT-VTNTs, a postura atual de cada ente pertencente ao grupo é essencial para definir a próxima ação de controle a ser desenvolvida. Comumente, um VANT é utilizado para fornecer um sensoriamento extra à formação de VTNTs, fornecendo à formação completa uma informação visual $2D\frac{1}{2}$ (se somente o VANT observa os VTNTs) ou 3D (se o VANT e os VTNTs se observam mutuamente). Como exemplo deste contexto, em [2] uma formação de VANTs composta por dirigíveis toma imagens aéreas e as utiliza para monitorar e comandar uma formação heterogênea de robôs terrestres durante tarefas de vigilância em áreas urbanas, tais como busca de alvos e mapeamento do ambiente. Por sua vez, em [16] é implementada uma estratégia de controle descentralizada para guiar um grupo de robôs terrestres, enquanto são seguidos por um veículo aéreo. Este fornece imagens que são usadas para definir a postura e a forma da formação, bem como para auxiliar nas tarefas de desvio de obstáculos.

Nesse sentido, esta subseção apresenta uma estratégia para estimar a postura do helicóptero utilizado e a posição e a forma da formação de VTNTs, utilizando informação visual e técnicas de homografia planar. Em contraste com os métodos de estimação de postura apresentados em [25] e [26], que utilizam, respectivamente, um sistema de visão estéreo montado no helicóptero e um sistema combinado de uma câmera em terra e outra na aeronave, a presente proposta utiliza uma única câmera a bordo do VANT para obter as informações de voo e para descrever a estrutura da formação terrestre. Tal estratégia está detalhada em [27] e [28].

Para estimação da postura da aeronave, considera-se o plano π definido pelo conjunto de marcas reconhecíveis localizadas sobre cada robô em terra, como mostrado na Figura 52. Esta proposta aplica os conceitos de estimação por homografia planar [29] para obter as informações sobre o movimento de uma câmera fixa a bordo de uma aeronave e uma formação de robôs terrestres.

Para a estratégia de estimação, a câmera situada no plano da câmera $\langle c \rangle$ armazena sua posição X_0 com respeito ao plano do VANT $\langle h \rangle$, cuja postura relativa ao referencial inercial $\langle G \rangle$ é dada por $g = (\eta(t), \xi(t))$. Logo, o modelo da imagem pode ser escrito como

$$\lambda \chi = K_s \Pi_0 \mathbf{q}_c X_0, \tag{4.10}$$

onde λ é uma distância desconhecida do ponto X_0 em $\langle G \rangle$, χ representa as coordenadas de imagem, K_s é a matriz de parâmetros intrínsecos (conhecidos após a calibração da

câmera), Π_0 é a matriz de projeção canônica, e \mathbf{q}_c representa a transformação Euclidiana das coordenadas dos pontos de $\langle G \rangle$ para $\langle c \rangle$.

Aqui, a cena observada pela câmera a bordo da aeronave é composta basicamente de marcas de mesma cor e dimensão que estão montadas sobre os VTNTs, os quais não podem estar colineares em nenhum instante ao longo da navegação. Vale mencionar que duas destas marcas estão no robô $\{R_1\}$, já que apenas três robôs são utilizados e são necessárias quatro marcas, e que as quatro pertencem ao plano π .

Como limitações do sistema, a aquisição da imagem deve ser mais rápida que o movimento da câmera e a frequência de amostragem utilizada nos VTNTs deve ser menor que a utilizada no VANT. Isto é necessário para permitir capturar duas imagens consecutivas sem que haja um deslocamento considerável da formação de robôs terrestres.

Dado que χ_1 e χ_2 são duas imagens tomadas nas posições $\xi(t)$ e $\xi(t+1)$ da aeronave, respectivamente, e que elas correspondem ao mesmo ponto X_0 em $\langle G \rangle$, com coordenadas X_1 e X_2 em $\langle c \rangle$ nos instantes de tempo t e t+1, a relação entre elas é dada por

$$\xi_2 \approx \mathbf{H}\xi_1 \text{ ou } X_2 = \mathbf{H}X_1, \tag{4.11}$$

onde **H** é a matriz de homografia.

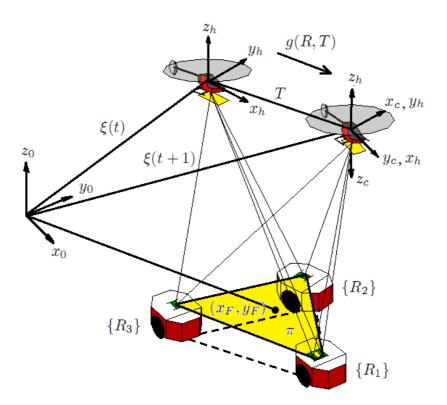


Figura 52: Estimando a postura do helicóptero e dos VTNTs usando visão artificial.

Sabendo que todos os padrões estão na plano π , então

$$\mathbf{H} = \mathbf{R} + \frac{1}{d} \mathbf{T} \mathbf{N}^T, \tag{4.12}$$

onde **N** é um vetor normal ao plano π expresso em $\langle c \rangle$ no instante t, d é a distância entre o plano π e o centro ótico da câmera, **R** e **T** são, respectivamente, a matriz de rotação e o vetor de translação que faz a transformação de coordenadas $g(\mathbf{R}, \mathbf{T})$ do ponto em $\langle c \rangle$ em t para ele mesmo em $\langle c \rangle$ em t + 1.

A matriz **H** pode ser estimada usando pelo menos quatro pontos (padrões sobre os VTNTs) de uma cena planar, como descrito em [29]. Uma vez obtida, **H** é usada para determinar **R** e $\frac{1}{d}$ **T**, que contêm a informação de movimento da câmera.

A fim de determinar as características da imagem, que são os centróides de cada padrão montado sobre os VTNTs, o algoritmo de segmentação de cores descrito em [30] é aqui aplicado.

A decomposição da matriz de homografia usando o algoritmo de quatro pontos resulta em quatro soluções. Duas delas podem ser descartadas aplicando a restrição de profundidade positiva $\mathbf{N}_i^T e_3 > 0$, para i = 1, 2, 3, 4, com $e_3 = [0\ 0\ 0]^T$, isto é, as características de imagem no espaço 3D devem estar à frente do plano da câmera.

Então, escolhe-se a solução cujo vetor normal ao plano π é o mais próximo de e_3 , no sentido da norma Euclidiana. É importante mencionar que a decomposição de \mathbf{H} resulta somente no valor $\frac{1}{d}\mathbf{T}$, não explicitamente em \mathbf{T} , devido à ambiguidade inerente de (4.12). Entretanto, se a distância entre os dois padrões em $\{R_1\}$ é conhecida, então a ambiguidade é eliminada após obter um fator de escala global, explicado a seguir.

Finalmente, a postura do helicóptero em t+1 é dada por

$$\mathbf{R}_{\eta}(t+1) = \mathbf{R}_{\eta}(t)\mathbf{R}_{c}(t)[\mathbf{R}_{c}(t)\mathbf{R}(t)]^{T}$$

$$\xi(t+1) = \xi(t) - \mathbf{R}_{\eta}(t)\mathbf{R}_{c}(t)\mathbf{R}^{T}(t)\mathbf{T},$$
(4.13)

onde $\mathbf{g} = (\mathbf{R}_{\eta}(t), \xi(t))$ é a transformação Euclidiana de $\langle h \rangle$ para $\langle G \rangle$ e é equivalente a $\mathbf{g} = (\eta(t), \xi(t))$, e $\mathbf{g} = (\mathbf{R}_c(t), \mathbf{T}_c(t))$ é a transformação Euclidiana constante de $\langle c \rangle$ para $\langle h \rangle$ (sem perda de generalidade em (4.13) se $\mathbf{T}_c = \mathbf{0}$).

Uma vez que a matriz de calibração da câmera já tenha sido determinada, pode-se escrever (4.10), em coordenadas métricas, como

$$\lambda \chi_m = \lambda K_s^{-1} \chi = \Pi_0 \mathbf{g} X_0. \tag{4.14}$$

Fazendo $\Pi_0 = [I_{3\times 3} \ \mathbf{0}_{3\times 1}]$, de (4.11), (4.12) e (4.14), tem-se que

$$\lambda_2^i \chi_{m2}^i = \lambda_1^i R \chi_{m1}^i + \gamma T$$
, para $i = 1, 2, 3, 4$, (4.15)

que elimina a profundidade desconhecida λ_2^j e resulta no sistema

$$M\lambda = \mathbf{0},\tag{4.16}$$

onde $\lambda = [\lambda_1^1 \cdots \lambda_1^4 \gamma]^T$. A solução única e não trivial de tal sistema pode ser obtida adotando $\|\lambda\| = 1$ com $\lambda = \nu_n$, onde ν_n é a última coluna de V, dada pela decomposição de valor singular $M = U\Sigma V^T$ [29].

A solução encontrada em (4.16) é exata somente para um fator de escala global desconhecido K_g , que é impossível de definir sem alguma informação sobre a estrutura da cena ou o movimento da câmera entre duas imagens consecutivas. Uma vez tendo d_R e sabendo que a transformação Euclidiana preserva tal distância, tem-se

$$K_g = \frac{d_R}{\|X_{1n}^1 - X_{1n}^2\|},\tag{4.17}$$

onde $X_{1n}^1 = \lambda_1^i \chi_{m1}^i$ com λ_{1n}^i sendo o *i*-ésimo valor de λ .

Na sequência, é possível obter o vetor que define a translação da câmera entre dois instantes de tempo consecutivos, e, consequentemente, a translação do helicóptero entre os instantes t e t+1, que é dada por

$$\mathbf{T} = K_a \gamma \mathbf{T}_{est},\tag{4.18}$$

onde $\mathbf{T}_{est} = \frac{1}{d}\mathbf{T}$. De forma similar, a posição do j-ésimo VTNT no plano $\langle c \rangle$ no instante t+1 é dada por

$$P_j = K_g \lambda_1^k \chi_{m1}^k \text{ for } k = 1, 3, 4.$$
 (4.19)

Uma vez estabelecidas as posições dos veículos terrestres, é necessário definir a trajetória 3D de referência a ser percorrida pelo helicóptero, isto é, pelo seguidor da formação.

A posição de cada VTNT no instante t+1 é dada por $P_{0j} = [x_{0j} \ y_{0j} \ z_{0j}]^T$ com respeito ao plano inercial $\langle G \rangle$. Entretanto, tais posições são usadas para definir a postura da formação $\mathbf{P}_F = [x_F \ y_F \ \psi_F]^T$ como descrito em [23]. Então, a referência 3D do helicóptero é definida por

$$[x_d \ y_d \ z_d \ \psi_d]^T = \begin{bmatrix} x_F & y_F & \frac{\delta r_{\text{max}}}{\tan \alpha_d} & \frac{\pi}{2} - \psi_F \end{bmatrix}^T,$$

onde $\delta r_{\max} = \max(\|(x_F,y_F) - (x_{0i},y_{0i})\|)$ para i=1,2,3 e tan α_d é a razão entre δr_{\max}

(que indica a distância do robô mais distante do centróide da formação) e a altitude $z_{\rm min}$ do helicóptero (medida a partir do centróide da formação em terra). O valor de $z_{\rm min}$ é determinado de modo que a formação inteira esteja contida no plano de imagem da câmera. Logo, o valor z_d enviado ao controlador do helicóptero visa evitar oclusão e/ou perda do seguimento da formação. As referências de rolagem ϕ e arfagem θ são obtidas por 3.54 e 3.54.

4.2.3 Resultados e Discussão

Esta subseção apresenta os resultados de simulação para o sistema de cooperação proposto durante uma tarefa de seguimento de trajetória 3D. O veículo aéreo escolhido para esta simulação é um helicóptero miniatura, cujo modelo dinâmico e controle de estabilização estão descritos nos Capítulos 2 e 3 (Seção 3.3) desta Tese.

A trajetória desejada da formação de VTNTs é descrita por

$$\{x_{Fd} = 0.2t; y_{Fd} = 4\cos(\pi t/30); \psi_{Fd} = \pi/2 - \theta_{Fd}\},\$$

onde $\theta_{Fd} = \arctan\left(\frac{dy_{Fd}}{dt} / \frac{dx_{Fd}}{dt}\right)$. A forma desejada inicial e final da formação são $\mathbf{S}_F = [1m, \ 1m, \ \pi/3rad]$. No intervalo 14s < t < 46s, ela muda para $\mathbf{S}_F = [1.5m, \ 2.5m, \ \pi/6rad]$ para simular, por exemplo, uma situação de desvio de obstáculo.

A Figura 53 ilustra a trajetória percorrida pela formação de robôs terrestres e pelo helicóptero durante uma missão de vigilância cooperativa. Pode-se observar que o esquema de controle multi-camadas implementado na formação em terra é capaz de guiar os VTNTs às suas posições desejadas, mesmo que haja uma mudança nas formas desejadas da formação durante a navegação. Além disso, demonstra-se a estabilidade do controlador proposto para seguimento de trajetória (ver [23] e [24]). Os triângulos em linha sólida e tracejada indicam a postura e forma instantâneas da formação em terra desejada e atual, respectivamente. Já os ícones representando os robôs terrestres e o helicóptero são plotados em intervalos de 10s, ao longo da simulação.

Observe-se que a altitude do helicóptero é modificada ao se deformar a formação em terra, como visto na Figura 53. Em outras palavras, quando o tamanho da formação de VTNTs cresce (para evitar obstáculos, por exemplo), isto faz com que o helicóptero se eleve, a fim de garantir que todos os VTNTs permaneçam no plano de imagem.

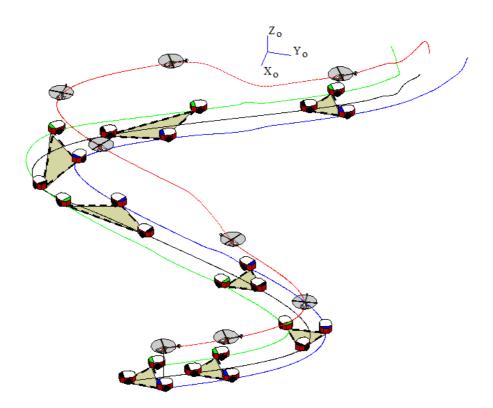


Figura 53: Trajetória percorrida pela formação de robôs terrestres e um helimodelo.

4.2.4 Considerações Finais

Esta subseção apresentou um esquema de controle descentralizado envolvendo um veículo aéreo e uma formação de robôs terrestres, baseado em visão artificial, para cumprir uma tarefa de seguimento de trajetória 3D. Resultados de simulação mostram que o helicóptero miniatura é capaz de seguir uma formação em terra utilizando somente um sistema de visão como sensor interoceptivo (capaz de determinar o estado de voo da aeronave, i.e., informar sua posição e orientação) e exteroceptivo (capaz de observar a cena de navegação e de definir a posição do VANT em relação aos VTNTs).

A estratégia de controle destaca que o controlador de voo proposto nessa Tese pode ser aplicado em missões de cooperação, uma vez que ele recebe valores desejados de posição e determina os sinais de controle necessários para que o VANT alcance a postura desejada.

Uma extensão desta proposta de esquema de controle multi-camadas pode ser pensada, como trabalho futuro, para uma formação heterogênea de múltiplos VANTs e VTNTs. Neste caso, faz-se necessária uma expansão do sistema para o espaço tridimensional. Em outras palavras, a formação em triângulo mostrada na Figura 51 deverá ser representada como um plano no espaço. Daí, a proposta aqui apresentada seria uma condição particular do sistema no espaço tridimensional.

- [1] HOUGEN, D. et al. A miniature robotic system for reconnaissance and surveillance. In: *Proceedings of the 2000 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. San Francisco, California, USA: IEEE, 2000. p. 501–507.
- [2] CHAIMOWICZ, L.; KUMAR, V. Aerial shepherds: Coordination among uavs and swarms of robots. In: *Proceedings of the 7th International Symposium on Distributed Autonomous Robotic Systems.* Toulouse, France: Springer, 2004.
- [3] HSIEH, M. A. et al. Adaptive teams of autonomous aerial and ground robots for situational awareness. *Journal of Field Robotics*, v. 24, n. 11-12, p. 991–1014, 2007.
- [4] MACARTHUR, E.; MACARTHUR, D.; CRANE, C. Use of cooperative unmanned air and ground vehicles for detection and disposal of mines. In: *Proceedings of the VI Intelligent Systems in Design and Manufacturing*. Boston, MA: SPIE, 2005. v. 5999, p. 94–101.
- [5] JENNINGS, J. S.; WHELAN, G.; EVANS, W. F. Cooperative search and rescue with a team of mobile robots. In: *Proceedings of the 8th International Conference on Advanced Robotics*. Monterrey, CA, USA: IEEE, 1997. p. 193–200.
- [6] ANTONELLI, G.; ARRICHIELLO, F.; CHIAVERINI, S. The Entrapment/Escorting Mission. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, v. 15, n. 1, p. 22–29, 2008.
- [7] DONG, W.; GUO, Y.; FARRELL, J. Formation control of nonholonomic mobile robots. In: *Proceedings of the 2006 American Control Conference (ACC'06)*. Minnesota, USA: IEEE, 2006.
- [8] CHEN, Y. Q.; WANG, Z. Formation control: a review and a new consideration. In: *Proceedings of the 2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS'05)*. Edmonton, Canada: IEEE, 2005. p. 3181–3186.
- [9] SHAO, J. et al. Leader-following formation control of multiple mobile robots. In: *Proceedings of the 2005 IEEE International Symposium on Intelligent Control (ISIC'05)*. Limassol, Cyprus: IEEE, 2005. p. 808–813.
- [10] OGREN, P.; LEONARD, N. Obstacle avoidance in formation. In: *Proceedings of the 2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA'03)*. Texas, USA: IEEE, 2003. v. 2, p. 2492–2497.
- [11] JIA, Q.; LI, G.; LU, J. Formation control and attitude cooperative control of multiple rigidbody systems. In: *Proceedings of the 60th International Conference on Intelligent Systems Design and Applications (ISDA'06)*. Jinan, China: IEEE, 2006. v. 2, p. 82–86.

[12] GAVA, C. et al. Nonlinear control techniques and omnidirectional vision for teamformation on cooperative robotics. In: *Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA'07)*. Roma, Itália: IEEE, 2007. p. 2409–2414.

- [13] GENNARO, M. C. D.; JADBABAIE, A. Formation control for a cooperative multiagent system using decentralized navigation functions. In: *Proceedings of the 2006 American Control Conference*. Minneapolis, Minnesota, USA: IEEE, 2006. p. 1346–1351.
- [14] LIU, B.; ZHANG, R.; SHI, C. Formation control of multiple behavior-based robots. In: *Proceedings of the International Conference on Computational Intelligence and Security (CIS'06)*. Guangzhou, China: Springer, 2006. v. 1, p. 544–547.
- [15] CRUZ, C. de la; CARELLI, R. Dynamic modeling and centralized formation control of mobile robots. In: *Proceedings of the 32nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society (IECON 2006)*. Paris, France: IEEE, 2006. p. 3880–3885.
- [16] MICHAEL, N.; FINK, J.; KUMAR, V. Controlling a team of ground robots via an aerial robot. In: *Proceedings of the International Conference on Intelligent Robots and Systems*. San Diego, CA, USA: IEEE, 2007. p. 965–970.
- [17] KENDOUL, F.; YU, Z.; NONAMI, K. Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of minirotorcraft unmanned aerial vehicles. *Journal of Field Robotics*, v. 27, n. 3, p. 311–334, 2010.
- [18] GROCHOLSKY, B. et al. Cooperative air and ground surveillance. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, v. 13, n. 3, p. 16–25, 2006.
- [19] DUAN, H.; LIU, S. Unmanned air/ground vehicles heterogeneous cooperative techniques: Current status and prospects. *Science China, Technological Sciences*, v. 53, n. 5, p. 1349–1355, 2010.
- [20] FRIETSCH, N. et al. Teaming of an ugv with a vtol-uav in urban environments. In: *Proceedings of the IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium*. Monterey, CA: IEEE, 2008. p. 1278–1285.
- [21] SALINAS, L. et al. Teleoperation and control of mini-helicopters: A case study. In: Robots de Exteriores. Madrid, España: Centro de Automática y Robótica CSIC-UPM, 2010. p. 247–267. ISBN 978-84-614-5558-4.
- [22] BRANDÃO, A. S. et al. A strategy to avoid dynamic and static obstacles for robotic wheelchairs. In: *Proceedings of the IEEE Internation Symposium on Industrial Electronics*. Bari, Italy: IEEE, 2010.
- [23] BRANDAO, A. S. et al. A multi-layer control scheme for multi-robot formations with adaptative dynamic compensation. In: *Proceedings of the 5th IEEE International Conference on Mechatronics*. Málaga, Spain: IEEE, 2009.
- [24] RAMPINELLI, V. T. L. et al. Embedding obstacle avoidance in the control of a flexible multi-robot formation. In: *Proceedings of the IEEE Internation Symposium on Industrial Electronics*. Bari, Italy: IEEE, 2010.

[25] AMIDI, O.; KANADE, T.; FUJITA, K. A visual odometer for autonomous helicopter flight. *Journal of Robotics and Autonomous Systems*, v. 28, p. 185–193, August 1999.

- [26] ALTUG, E.; TAYLOR, C. Vision-based pose estimation and control of a model helicopter. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics*. IEEE: [s.n.], 2004. p. 316–321.
- [27] BRANDÃO, A. S. et al. Decentralized control of a formation involving a miniature helicopter and a team of ground robots based on artificial vision. In: *Proceedings of the 2010 Latin American Robotics Symposium and Intelligent Robotics Meeting.* São Bernardo do Campo/SP, Brasil: IEEE, 2010. p. 126–131.
- [28] BRANDÃO, A. S. et al. Homography-based pose estimation to guide a miniature helicopter during 3d-trajectory tracking. *Latin American Applied Research*, 2012.
- [29] MA, Y. et al. An Invitation to 3-D Vision: From Images to Geometric Models. [S.l.]: Springer, 2003.
- [30] ROBERTI, F. et al. Passivity-based visual servoing for 3d moving object tracking. In: *Proceedings of the XIII Reunión de Trabajo en Procesamiento de la Información y Control.* Santa Fe, Argentina: [s.n.], 2009.

$AP\hat{E}NDICE~A~-~Plataforma~AuRoRA$

"A educação não muda o mundo, muda as pessoas que irão mudar o mundo."

(Paulo Freire)

A.1 Introdução

Pesquisadores ao redor do mundo têm sido motivados a propor modelos e controladores de voo capazes de guiar VANTs para as mais variadas aplicações. Porém, dado que tais aeronaves são inerentemente instáveis, não lineares, multi-variáveis com dinâmica complexa e altamente acoplada, a realização de experimentos com VANTs, independente de sua natureza, é bastante arriscada, não só para o equipamento em desenvolvimento como para as pessoas próximas. Isto se deve ao fato de que tais veículos podem voar com grande velocidade e de que suas pás giram a velocidades muito altas. Tal questão motiva a criação de simuladores de alta complexidade e aproximação à realidade, os quais são de extrema importância para o desenvolvimento de sistemas para navegação autônoma.

Segundo [1], duas abordagens podem ser adotadas no desenvolvimento de tais simuladores: software-in-loop (SIL), onde todos os componentes (sensores, atuadores, a própria aeronave, etc.) são simuladas através de modelos, e hardware-in-loop (HIL), onde os dados correspondentes a uma parte dos componentes do sistema são obtidos por simulação via modelo, enquanto os dados correspondentes aos demais componentes do sistema são obtidos diretamente de tais componentes ou são enviados para eles (por exemplo, dados podem ser obtidos de sensores embarcados no veículo ou podem ser enviados para os atuadores).

Simulações diminuem o tempo de desenvolvimento de uma tecnologia. No caso presente de um sistema de navegação autônoma, a simulação possibilita a realização de testes de forma mais rápida que experimentos práticos. Através de simulações HIL e SIL pode-se não somente validar um sistema antes de realizar um teste experimental, como também se pode desenvolver um hardware compatível com o software em desenvolvimento e evitar injúrias e desgastes de equipamentos. Simuladores HIL são aqueles cuja malha de simulação lida com a representação do ambiente onde o hardware irá trabalhar. Desta forma, fazendo testes com diferentes condições de ambiente e analisando o comportamento do hardware, uma avaliação global do sistema pode ser feita. Vale ressaltar que este é um dos últimos passos antes de um experimento real, uma vez que é preciso ter o hardware desenvolvido para então poder simular o ambiente. Tal abordagem é utilizada em [2–4]. Do outro lado está a simulação SIL, cuja aplicação não depende diretamente de um hardware, o qual estará em desenvolvimento para a composição do sistema embarcado. Exemplos de simuladores utilizando esta abordagem podem ser encontrados em [5–7].

Neste contexto, este apêndice visa apresentar o desenvolvimento de uma plataforma HIL, denominada AuRoRA (Autonomous Robots for Research and Application), capaz de simular e experimentar VANTs com diferentes modelos matemáticos e diferentes estratégias de controle. Ela é a plataforma utilizada para gerar os resultados simulados e os resultados experimentais apresentados ao longo desta Tese de Doutorado, e foi desenvolvida, em sua versão mais recente, ao longo de todo o trabalho de pesquisa realizado (versões anteriores foram utilizadas em outros trabalhos - ver [8–12]).

A.2 Estrutura da Plataforma

Primeiramente, vale ressaltar as diferenças conceituais entre um sistema online e um sistema de tempo real. Um sistema é dito estar online com outro quando uma mudança de estado de um afeta diretamente o outro, estejam eles fisicamente conectados ou não. Por sua vez, um sistema em tempo real é aquele que garante ações e respostas em intervalos de tempo bem definidos, i.e., após ocorrer uma ação a próxima só ocorrerá após um intervalo fixo de tempo (e sempre irá ocorrer no mesmo intervalo de tempo), sendo precedida pela resposta à primeira ação. Com base nesses conceitos, conclui-se que a plataforma aqui descrita se aproxima de um sistema em tempo real.

O Algoritmo 1 apresenta a estrutura da Plataforma AuRoRA. Note-se que todas as ações do sistema necessitam de uma autorização para serem executadas. Esta permissão de execução é dada somente quando o intervalo de tempo referente a um período de amostragem de cada VANT simulado é atingido. Em outras palavras, para um quadrimotor e um helicóptero simulados simultaneamente, como é o caso verificado no Capítulo 4, assumindo

que seus os períodos de amostragem são iguais a $t_{sq} = \frac{1}{30}s$ e $t_{sh} = \frac{1}{50}s$, respectivamente, a leitura e envio de dados a cada veículo é realizada de forma independente, respeitando-se tais intervalos de tempo. Tal abordagem minimiza o esforço computacional, ao evitar a execução de uma série de instruções a cada iteração, e evita o envio de múltiplos sinais de controle aos veículos em um mesmo período de amostragem. Um sistema com características similares é apresentado em [13].

Observando novamente o Algoritmo 1, verifica-se que a plataforma está dividida em vários módulos, os quais podem estar ativados ou não. Por exemplo, pode-se habilitar ou desabilitar a geração dos gráficos, habilitar um joystick para segurança (uma vez que sua atuação sobrepõe o controlador) e desconsiderar algum sistema sensorial (GPS, sistema de visão), tudo isto sem comprometer a execução da tarefa.

O diagrama de blocos do funcionamento interno da Plataforma AuRoRA pode ser visualizado na Figura 54.

Conforme mencionado anteriormente, a plataforma é capaz de simular e experimentar diversos robôs (reais, virtuais ou ambos) atuando simultaneamente, guiados pelos controladores implementados ou por joysticks.

Para uma descrição do funcionamento da plataforma, considere-se o quadrimotor ArDrone Parrot, o qual possui um conjunto de sensores embarcados e é capaz de gerar um link de comunicação *wireless* com o computador principal do sistema proposto, onde

Algoritmo 1: Estrutura da Plataforma

```
Inicialização;

while t < t_{max} do

if Permissão de execução then

Ler Sensores;

Calcular posição desejada;

if Existe joystick then

Ler comandos;

else

Aplicar controlador;

end

Enviar sinal de controle;

Armazenar variáveis;

end

if Permissão para gráfico then

Exibir parte gráfica;

end

end
```

está rodando a plataforma AuRoRA. Ao se estabelecer uma comunicação bidirecional, a plataforma inicia o processo de coleta dos dados sensoriais e envio de sinais de controle à aeronave. Entretanto, tal tarefa somente é cumprida se a flag de permissão de execução estiver ativada. Caso contrário, nenhuma ação é executada (i.e., os dados recebidos são ignorados e os comandos calculados são descartados). Assim sendo, em caso de ativação da permissão de execução, os dados são capturados, a referência de navegação no instante de tempo é dada e os erros de navegação são então calculados. Na sequência, com base nestes erros determinam-se os sinais de controle necessários para o cumprimento da tarefa, que, por fim, são transmitidos ao veículo.

Considerando um VANT real, os sinais de controle são transmitidos ao sistema embarcado do veículo, que os aplica diretamente aos atuadores. Após reagir às ações do controlador e interagir com o ambiente, os sensores a bordo são excitados e registram os valores da nova condição de voo. Tais valores são transmitidos à plataforma e o ciclo de controle reinicia.

Caso o VANT seja simulado, os sinais de controle são enviados ao modelo dinâmico da aeronave, o qual contempla o modelo dos atuadores e o modelo de corpo rígido, além de considerar a existência de incertezas e distúrbios adicionados às manobras de voo. Após atuar no modelo, por integração numérica se determina a postura futura da aeronave, atualizando, portanto, as variáveis de estado (preenchendo, assim, os dados relativos à parte sensorial). Neste instante, tais dados ficam disponíveis para uma nova permissão de execução do controlador. A Figura 54 ilustra essa situação de simulação.

Em ambos os casos, se a parte gráfica estiver habilitada uma flag de permissão de

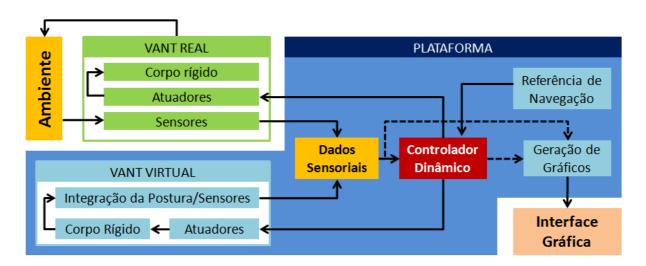


Figura 54: Diagrama de blocos do funcionamento interno da Plataforma AuRoRA.

exibição é ativada a cada período predefinido, e com isso se faz a ilustração em gráfico (ou em gráficos) do estado corrente da aeronave, ao longo da tarefa de voo. Vale mencionar que o tempo de permissão de exibição é de escolha arbitrária. Porém, ele deve ter uma valor superior ao maior período de amostragem dos robôs envolvidos na simulação ou no experimento, pois a prioridade é enviar comandos de estabilização aos robôs antes de mostrar graficamente seu estado de navegação, pois sabe-se que a tarefa de exibição tem um custo computacional elevado, quando comparada aos ciclos de operação dos veículos.

Nota 20 A geração do ambiente virtual apresenta um custo computacional que pode comprometer a determinação da permissão de execução, e, finalmente, o envio de sinais de controle à aeronave. Portanto, caso toda a plataforma esteja rodando em uma mesma máquina, é aconselhável realizar experimentos sem permissão de exibição. Uma alternativa é distribuir as atividades de exibição e controle em dois computadores interconectados, como se detalha a seguir.

Por fim, vale mencionar que ao final da rotina de navegação todos os dados são armazenados, criando assim um registro, que pode ser recuperado a qualquer momento para fins de análise do andamento da missão.

A.3 Estrutura Descentralizada da Plataforma

A Plataforma AuRoRA, como apresentada na seção anterior, apresenta alguns inconvenientes no que diz respeito ao tempo de execução do laço de controle e do laço de exibição gráfica, conforme relatado na Nota 20. Para ilustrar a movimentação corrente dos robôs através de uma animação gráfica, as tarefas de envio de sinais de controle aos robôs e o recebimento de informação sensorial ficam comprometidas. Afinal, devido à estrutura sequencial do algoritmo o sistema deve finalizar uma ação para que a próxima seja realizada.

Atendo-se a uma simulação (ou experimento) usando um ArDrone Parrot e sabendo que a tarefa de exibição gráfica da plataforma apresenta um alto custo, a Figura 57(a) apresenta picos de duração de um ciclo de execução (iteração) em torno de 100ms, o que é três vezes superior ao período de amostragem da aeronave. Logo, nesta situação, o VANT ficaria dois ciclos sem receber um novo sinal de controle, o que poderia até mesmo desestabilizá-lo.

Com o objetivo de não comprometer o controle dos veículos envolvidos em um experimento, uma opção do usuário é optar pela não visualização dos dados relativos à tarefa em execução, conforme sugestão apresentada anteriormente. Entretanto, muitas vezes é necessário observar o comportamento das variáveis de postura e dos sinais de controle enviados, bem como uma representação tridimensional do estado de voo da aeronave, para avaliação do desempenho de um controlador, por exemplo. Daí, distribuir as atividades de controle e exibição entre dois (ou mais) computadores interconectados torna-se uma solução interessante.

Para resolver este problema, a plataforma AuRoRA, em sua versão atual, permite a conexão à estação terrestre principal, via UDP (*User Datagram Protocol*), de uma segunda estação terrestre, conforme ilustrado na Figura 55, a fim de dividir o esforço computacional. Note-se que a estação terrestre A é responsável pela estabilização e navegação da aeronave, enquanto a estação terrestre B trata da exibição gráfica de seu estado corrente.

Em termos de rotinas, o Algoritmo 2 apresenta esta versão mais eficiente da Plataforma AuRoRA, esboçada através do diagrama de blocos da Figura 56.

A fim de comparar as duas propostas e, por conseguinte, justificar a implementação de um sistema multi-máquinas, a Figura 57 ilustra os tempos de iteração gastos utilizando a plataforma em suas versões centralizada e descentralizada. É possível verificar que na versão descentralizada as rotinas de controle, envio e recepção de dados são executadas em um tempo inferior a $t_{rx} = \frac{1}{30}s$ (período de amostragem do ArDrone Parrot), o que não ocorre para o caso da versão centralizada.

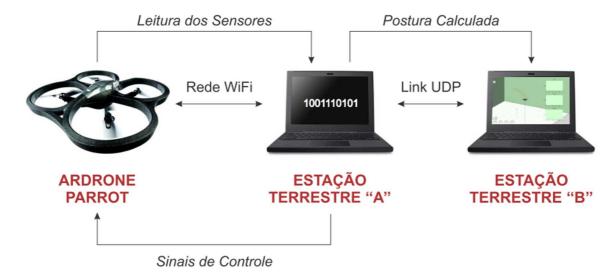


Figura 55: Estrutura da plataforma experimental com divisão de tarefas.

Na Figura 57(a), o intervalo Δi adotado para a exibição gráfica dos dados de voo é igual a 100ms, tempo suficiente para verificar uma evolução contínua da aeronave. Vale dizer que a exibição é realizada com os dados mais atuais da aeronave, dentro de tal intervalo.

Algoritmo 2: Estrutura da Plataforma para múltiplos computadores.

```
Inicialização;
while t < t_{max} do
   if Permissão de execução then
      Ler Sensores;
      Calcular posição desejada;
      if Existe joystick then
          Ler comandos;
      else
          Aplicar controlador;
      end
      Enviar sinal de controle;
      Armazenar variáveis;
   end
   if Permissão para gráfico then
      if Permissão para Transmissão UDP then
          Exibir parte gráfica no cliente;
      else
          Exibir parte gráfica no servidor;
      end
   end
end
```

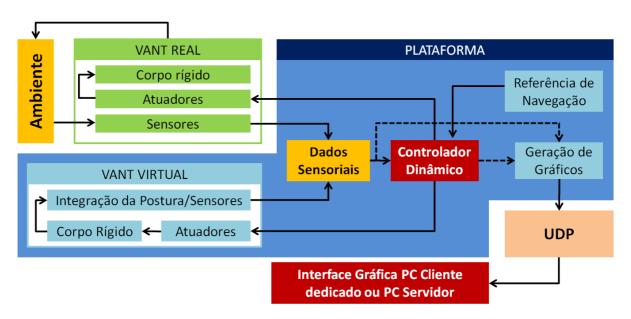


Figura 56: Diagrama de blocos do funcionamento interno da plataforma desenvolvida.

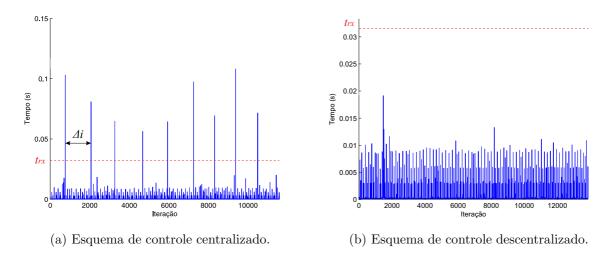


Figura 57: Duração das iterações da plataforma AuRoRA.

Por fim, é importante mencionar que, para os testes realizados, a transmissão dos pacotes de dados para exibição gráfica em um segunda máquina utilizando comunicação UDP foi realizada em um período de tempo menor que 1ms. Um protocolo específico foi criado para empacotamento dos dados (realizado no servidor) e desempacotamento (realizado no cliente). Em caso de perda de pacotes, o funcionamento do sistema não é afetado, pois a estação cliente simplesmente exibe o estado corrente da navegação através dos dados de entrada da comunicação UDP.

- [1] MUTTER, F. et al. Model-driven in-the-loop validation simulation-based testing of uav software using virtual environments. In: *Proceedings of the 18th IEEE International Conference and Workshops on Engineering of Computer Based Systems (ECBS)*. [S.l.: s.n.], 2011. p. 269 –275.
- [2] YOO, C. sun; KANG, Y. shin; PARK, B. jin. Hardware-in-the-loop simulation test for actuator control system of smart uav. In: *International Conference on Control Automation and Systems (ICCAS)*. [S.l.: s.n.], 2010. p. 1729 –1732.
- [3] CAI, G. et al. Design and implementation of a hardware-in-the-loop simulation system for small-scale uav helicopters. In: *IEEE International Conference on Automation and Logistics (ICAL)*. [S.l.: s.n.], 2008. p. 29 –34.
- [4] GOKTOGAN, A. et al. Real time multi-uav simulator. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2003. v. 2, p. 2720 2726 vol.2. ISSN 1050-4729.
- [5] BONIVENTO, C. et al. Rapid prototyping of automated manufacturing systems by software-in-the-loop simulation. In: *Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*. [S.l.: s.n.], 2011. p. 3968 –3973.
- [6] DEMERS, S.; GOPALAKRISHNAN, P.; KANT, L. A generic solution to software-in-the-loop. In: *Proceedings of the IEEE Military Communications Conference* (MILCOM). [S.l.: s.n.], 2007. p. 1 –6.
- [7] FRYE, M.; BHANDARI, S.; COLGREN, R. The raptor 50 6-dof simulation environment for flight control research. In: *Proceedings of the American Control Conference*, 2006. [S.l.: s.n.], 2006. p. 6 pp.
- [8] BRANDÃO, A. S. et al. A lyapunov-based nonlinear controller for positioning a mini-helicopter in a vertical plane. In: *Proceedings of the XIII Reunión de Trabajo en Procesamiento de la Información y Control.* Santa Fe, Argentina: UNR, 2009. p. 188–193.
- [9] BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M.; CARELLI, R. A nonlinear underactuated controller for 3d-trajectory tracking with a miniature helicopter. In: *IEEE International Conference on Industrial Technology*. Viña del Mar, Chile: IEEE, 2010. p. 1421–1426.
- [10] BRANDÃO, A. S. et al. Decentralized control of a formation involving a miniature helicopter and a team of ground robots based on artificial vision. In: *Proceedings of the 2010 Latin American Robotics Symposium and Intelligent Robotics Meeting.* São Bernardo do Campo/SP, Brasil: IEEE, 2010. p. 126–131.

[11] BRANDÃO, A. S.; ANDALUZ, V. H.; CARELLI, M. S.-F. R. 3-d path-following with a miniature helicopter using a high-level nonlinear underactuated controller. In: *Proceedings of the 9th IEEE International Conference on Control and Automation*. Santiago, Chile: IEEE, 2011. p. 434–439.

- [12] PIZETTA, I. H. B. et al. Controladores de vuelo de alto nivel aplicados a la navegación de helicópteros: Un abordaje comparativo. In: Anales de la XIV Reunión de Trabajo en Procesamiento de la Información y Control. Oro Verde, Entre Ríos: Universidad Nacional de Entre Río, 2011. p. 584–589.
- [13] KIM, K.-H.; CHO, H. S. An obstacle avoidance method for mobile robots based on fuzzy decision-making. *Robotica*, v. 24, n. 5, p. 567–578, 2006.

APÊNDICE B - Validação da Modelagem do ArDrone Parrot

"Se você nunca falhou, você nunca tentou algo novo."

(Albert Einstein)

Os modelos matemáticos de baixo e alto nível do quadrimotor ArDrone Parrot obtidos no Capítulo 2 dessa Tese apresentam uma série de parâmetros, listados na Tabela 4, que foram obtidos analisando outros trabalhos da literatura e através de testes empíricos. A fim de validar tal modelo, foram feitos testes com a mesma entrada aplicada ao veículo real e ao modelo, coletando-se as duas respostas, real e simulada, para efeito de comparação. Neste apêndice são apresentados os testes de resposta ao degrau de suas entradas de controle reais.

É sabido que para determinação dos parâmetros do modelo de baixo nível é necessário conhecer os comandos de entrada (sinais de excitação) e as saídas em forças e torques a serem aplicadas no modelo de alto nível, definido pela dinâmica de corpo rígido. A Figura 8(b) ilustra o diagrama de blocos do modelo dinâmico do quadrimotor ArDrone Parrot. No presente trabalho, os únicos dados disponíveis são os sinais de entrada (que são conhecidos) e as respostas de orientação η e velocidades lineares $\dot{\xi}$ e angulares $\dot{\eta}$. Logo, ao realizar uma estratégia de identificação de sistemas, o modelo a ser identificado estaria relacionando as entradas de comandos reais (u_i) e as variáveis de postura, o que não é de interesse desta proposta.

Dada a complexidade do modelo dinâmico da aeronave, conforme visto no Capítulo 2, a separação do modelo em dois blocos (baixo e alto nível) facilita a análise do sistema, bem como a proposta de controladores (que podem ser adaptados para qualquer máquina subatuada com alto acoplamento dinâmico entre a parte ativa/atuada e passiva/não atuada). Entretanto, para que seja feita uma modelagem, é essencial o conhecimento da saída do bloco de baixo nível, obtida, por exemplo, através de um sensor de forças

e torques. Nesta abordagem, o ArDrone, preso a uma plataforma contendo tal sensor, seria excitado nas tarefas de decolagem, aterrissagem, avanço longitudinal, dentre outras manobras, e os dados capturados durante a intenção de movimento seriam utilizados para modelar sua parte de baixo nível. Porém, dada a indisponibilidade desse sensor até a presente data, neste trabalho nenhuma estratégia de identificação foi aplicada para obtenção dos parâmetros do ArDrone Parrot, ficando, portanto, como sugestão para trabalhos futuros.

Para validação da constantes listadas na Tabela 4, a Plataforma AuRoRa foi utilizada para simular e experimentar simultaneamente um ArDrone Parrot, com entradas de excitação em degrau. Primeiramente, cada entrada de controle foi excitada separadamente, mantendo as demais iguais a zero. Na sequência, a fim de analisar a resposta da aeronave em um movimento acoplado, as entradas de controle foram excitadas em conjunto.

No primeiro caso, o sinal de excitação de entrada está mostrado na Tabela 9. Vale lembrar, como mostrado no Capítulo 2, que os sinais de controle reais aplicados ao modelo de baixo nível estão normalizados em ± 1 . A Figura 58 apresenta a comparação dos modelos do ArDrone Parrot real e simulado através da resposta de excitação degrau aplicada individualmente para cada sinal de controle real u_i aplicado à aeronave.

Tabela 9: Valores de entrada de excitação individuais para as variáveis de controle reais enviadas ao ArDrone Parrot $(u_{\theta}, u_{\phi}, u_{\psi} \in u_z)$.

Tempo [s]	0-2,5	2,5-6	6-12	12-15	15-20	20-25	25–27	27–30
u_i	0.5	-0.5	0.25	-0.25	0.1	-0.1	0.5	-0.1

A Figura 58(a) apresenta a resposta ao degrau para o ângulo de rolagem. Note-se que, apesar das mudanças bruscas de referência, o modelo matemático apresenta uma resposta que acompanha a tendência daquela obtida pelo veículo real. Para valores de entrada de menor amplitude, é possível verificar que as respostas são mais próximas. Uma análise similar pode ser feita para o ângulo de arfagem, mostrada na Figura 58(b).

Uma análise um pouco distinta deve ser feita para as variáveis de altitude e guinada, pois os sinais de controle utilizados são taxas de variação, logo as respostas obtidas são dadas pela integração de \dot{z} e $\dot{\psi}$. No caso do ângulo de guinada, a tendência para o veículo real e simulado são próximas em forma e amplitude (ver Figura 58(c)). Por sua vez, a altitude das aeronaves se diferenciam em módulo, porém segue o mesmo comportamento. Tendo em vista que a determinação de posição de uma aeronave no espaço 3-D por odometria apresenta grande incerteza no mundo real, assumindo um

comportamento correto do robô simulado, uma solução para minimizar a diferença entre as curvas mostradas na Figura 58(d) seria fusionar os dados obtidos pela unidade inercial e o sensor de ultrassom a bordo.

No segundo caso, utilizando as entradas de controle de baixo nível descrita na Tabela 10, os veículos simulado e real devem realizar uma manobra tridimensional de deslocamento longitudinal, lateral e normal, mantendo o ângulo de guinada estático. A Figura 59 ilustra o comportamento dos ângulos de rolagem e de arfagem e da altitude dos veículos durante a tarefa. É possível verificar que durante a manobra acoplada, os ângulos de referência são seguidos com relativa proximidade. Entretanto, assim como no caso anterior, o sinal de altitude acompanha em forma, porém não em amplitude.

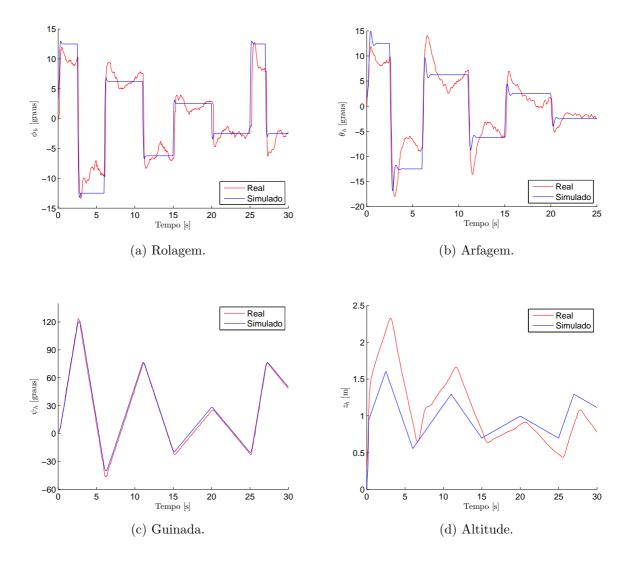


Figura 58: Comparação dos modelos do ArDrone Parrot real e simulado, através da resposta individual às entradas de controle excitadas com um degrau.

Tabela 10: Valores de entrada de excitação para as variáveis de controle reais enviadas ao ArDrone Parrot $(u_{\theta}, u_{\phi}, u_{\psi} \in u_z)$, para análise de voo.

Tempo [s]	0-3	3-6	6–9	9-12	12-15
u_{θ}	0.25	0	-0.25	0	0.25
u_{ϕ}	0	0.25	-0.25	0.25	-0.25
$u_{\dot{\psi}}$	0	0	0	0	0
$u_{\dot{z}}$	0	0	0	0.25	-0.25

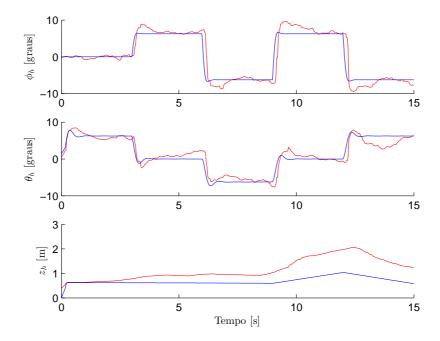


Figura 59: Comparação dos modelos do ArDrone Parrot real e simulado, através da resposta à excitação coletiva das entradas de controle via degrau.

Portanto, este apêndice demonstra que os parâmetros atribuídos ao modelo matemático descrito no Capítulo 2 apresentam um comportamento de seguimento de tendência de orientação da aeronave simulada e a real. Em contraste, o posicionamento da aeronave simulada quando comparado a aeronave real fica comprometido em função dos erros de deslizamento (drifting) inerentes dos acelerômetros que compõem a unidade inercial. Conforme mencionado em outras partes deste trabalho, um sensor de posicionamento global baseado em rastreamento óptico (para manobras em ambientes fechados) ou GPS (para deslocamentos em ambientes ao ar livre) poderia melhorar o desempenho dos controladores, uma vez que a odometria tridimensional apresenta erros, já esperados, devido à integração numéricas dos dados de aceleração linear e seus ruídos incorporados.