

## POLITECNICO DI TORINO

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA MECCANICA ED AEROSPAZIALE

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Prototipazione di una stazione di terra per il tracciamento di piattaforme stratosferiche

Relatori

Prof.ssa Manuela BATTIPEDE

Dott. Victor MIHEREA Dott. Gabriele SARTOR Candidato

Pierdonato Antonio SABIA

Marzo 2022 Anno Accademico 2021-2022

# Sommario

Negli ultimi anni le HAPs (High Altitude Platforms) hanno destato un importante interesse nella ricerca, affermandosi come una delle più valide ed economiche alternative ai satelliti nel campi delle telecomunicazioni e del *remote sensing*. Le richieste sempre più stringenti in termini di prestazioni hanno portato allo sviluppo di sistemi sempre più precisi ed automatizzati.

Nella presente tesi, svolta in collaborazione con Stratobotic s.r.l, una start-up fondata a Torino, viene descritto il processo di realizzazione di una stazione di terra automatizzata per l'inseguimento di una piattaforma stratosferica, a partire dalla determinazione dei requisiti e alla selezione tra le migliori proposte sul mercato, per arrivare alla configurazione e calibrazione. Nel processo decisionale verranno messe in evidenza le necessità richieste dall'inseguimento di una piattaforma stratosferica, esponendo le soluzioni a cui si ricorre per soddisfarle. Nell'ultima parte della tesi verranno poi descritti i test eseguiti per la verifica della funzionalità e delle prestazioni della ground station assemblata.

# Ringraziamenti

Prima di procedere con la trattazione, vorrei dedicare qualche riga a tutti coloro che mi sono stati vicini in questo percorso di crescita personale e professionale.

Ringrazio Stratobotic s.r.l per l'opportunità e l'esperienza offertemi, nella quale mi hanno reso parte integrante del team. In particolare, desidero ringraziare il dott. Victor Miherea e il dott. Gabriele Sartor, per avermi seguito, aiutato e supportato nel lavoro di tesi. Un ringraziamento va anche al Dott. Eugenio Tomagra, per i suoi consigli ed il suo prezioso aiuto nelle attività. Ringrazio Luca, senza la sua intermediazione questa tesi non sarebbe esistita. Un sentito grazie va alla Prof.ssa Manuela Battipede per la disponibilità e tempestività ad ogni mia richiesta.

Ringrazio mio padre per aver sempre creduto in me ed avermi sostenuto, tirandomi su di morale nelle difficoltà.

Ringrazio mia madre, per avermi sempre ascoltato, consigliato, sostenuto ed aiutato.

Ringrazio le mie sorelle Cristina e Irene, per non avermi mai fatto mancare il loro affetto ed il loro appoggio e per le piccole ma grandi attenzioni nei momenti importanti.

Ringrazio i miei 'fratelli aggiunti' Rocco, Lucio e Peppino che, come sempre, sono stati presenti nonostante la distanza. Ringrazio loro e tutti gli amici "di giù" per avermi rigenerato ad ogni ritorno.

Ringrazio Alessandro, per avermi sostenuto e consigliato in questo percorso, oltre che rallegrato e arricchito con i dialoghi giornalieri, spaziando da Spalletti alla politica.

Ringrazio Matteo, con cui ho festeggiato e condiviso tutti i più importanti momenti a Torino e che nel momento del bisogno è sempre una certezza.

Ringrazio i miei colleghi ed amici Michele e Matteo, per aver condiviso questo percorso festeggiando i momenti di gioia e sdrammatizzando quelli di difficoltà.

Ringrazio tutte le persone conosciute a Torino, da Matteo e i calciofili, ad Anna e il gruppo della triennale, che mi hanno regalato attimi di felicità consentendomi di ricaricare le pile.

Un grazie va infine al Poli, che mi ha fatto crescere professionalmente e come uomo.

# Indice

Ele	enco	delle tabelle	V
Ele	enco	delle figure	VI
1	Intr	roduzione	1
	1.1	Ground station	1
		1.1.1 Panoramica storica	2
	1.2	High-Altitude Platform (HAP)	16
		1.2.1 Caratteristiche e vantaggi	16
		1.2.2 Principali progetti negli ultimi anni	18
	1.3	Definizione del problema ed obiettivi	20
2	Ana	disi e scelta della soluzione	21
	2.1	Polo Industriale San Martino	21
		2.1.1 Richiami teorici	23
		2.1.2 Calcolo quota	26
		2.1.3 Calcolo errore ground station ammesso	33
	2.2	Presentazione e confronto delle soluzioni trovate	35
		2.2.1 SPX-02/HR	35
		2.2.2 RAS/HR	38
		2.2.3 Autonomous Satellite Tracker	39
		2.2.4 Confronto	41
	2.3	Scelta e motivazioni	42
	$\frac{2.3}{2.4}$	Caratteristiche della soluzione scelta (RAS/HR)	43
	2.4	2.4.1 Hardware	43
		2.4.1 Hardware	46
		2.4.2 Doitware	
3	Moı	ntaggio e configurazione	57
	3.1	Treppiede	58
	3.2	Braccio meccanico	58
	3.3	Rotore	60
	3.4	Cavi	61
	3.5	Controllore e power supply	64
	3.6	Software	66
		3.6.1 Impostazioni MD-01	66
		3.6.2 Orbitron	70
		3.6.3 Python	72
	3.7	Calibrazione	73
		3.7.1 Azimuth	74
		3.7.2 Elevation	75
		3.7.3 Messa in bolla braccio meccanico	77
	3.8	Criticità	78
	0.0	3.8.1 Pulse timeout	78
		3.8.2 Rotazione invertita	78
		3.8.3 Accesso alla porta seriale negato	79
		3.8.4 Consumo filetto delle viti	79

4	Test																			81
	4.1	Test in	door																	81
		4.1.1	Orbitr	on .																81
		4.1.2	Pythor	n																82
	4.2	Test ou	tdoor																	84
		4.2.1	Test li	breri	a p	ypr	oj													84
		4.2.2	Test si	hort	ran	ge .													 	87
		4.2.3	Test la	ong r	ang	e .														98
5	Cond	clusion	i																	101
	5.1	Risulta	ti otte	nuti																101
	5.2	Svilupp	i futur	i																102

# Elenco delle tabelle

2.1	Parametri noti e rispettivi valori.	27
2.2	Analisi del Margine nel caso FoV=11.7°	31
2.3	Analisi del Margine nel caso FoV=34.2°	31
2.4	Caratteristiche del sensore fotografico che si suppone di utilizzare	32
2.5	Lughezze focali corrispondenti a ciascun Field of View	32
2.6	Lughezze focali corrispondenti a ciascun Field of View	32
2.7	Vincoli da rispettare nella scelata della ground station	35
2.8	Principali caratteristiche prestazionali del rotore SPX-02/HR	36
2.9	Specifiche dell'STR-01.	37
2.10	Principali caratteristiche prestazionali del rotore RAS/HR	38
	Specifiche dell'STR-04	38
	Specifiche del Neewer N555	40
	Principali caratteristiche prestazionali del rotore dell'Autonomous Satellite Tracker.	41
	Confronto delle prestazioni delle principali soluzioni trovate per la stazione di terra.	41
	Confronto tra i costi delle soluzioni trovate per la stazione di terra	41
	Specifiche dell'MD-01.	44
	Specifiche del PS-01	44
2.18	Formato tipico di un pacchetto di comando.	49
	Possibili valori dei parametri PH e PV	49
2.20	Formato tipico di un pacchetto di risposta	50
	Comando stop.	50
	Esempio di risposta al comando stop	51
	Comando status.	51
	Esempio di comando set	52
	Comandi e corrispondente codice	52
3.1	Funzione di ciascuno dei 9 PIN nel cavo in analisi	63
4.1	Esempio di due tipiche righe del file 'Dati.csv'	82
4.2	Posizione supposta per la ground station	85
4.3	Esempio di due righe del file .csv generato nella prima fase del test	85
4.4	Confronto tra i risultati dei due calcolatori di azimuth ed elevation.	86
4.5	Configurazione di partenza dei modem	89
4.6	Configurazione dei modem per la seconda fase del test	92
4.7	Posizione dei due sistemi durante l'esecuzione del test.	94
4.8	Grandezze di interesse per il primo puntamento	96
4.9	Grandezze di interesse per il secondo puntamento	96
4.10	Posizione dei due sistemi durante l'esecuzione del test	98

# Elenco delle figure

1.1	Macrogruppi che costituiscono un sistema di comunicazione spaziale	
1.2	Evoluzione nel tempo delle stazioni e dei segmenti di terra	2
1.3	Stazione di Poldhu (Cornovaglia) e torre-stazione a S. Giovanni Terranova (Canada).	3
1.4	Karl Jansky con alle spalle il sistema 'merry-go-round' che gli permise di captare	
	l'emissione radio dalla Via Lattea	4
1.5	Radiotelescopio costruito da Grote Reber.	5
1.6	Barrow di fianco alla prima antenna a tromba della storia.	5
1.7	Foto del radiotelescopio di Arecibo.	6
1.8	Foto del Green Bank Telescope: sulla sinistra prima del collasso; sulla destra dopo	
	il collasso.	7
1.9	Antenne per l'utilizzo del troposcatter nella stazione di Pleiku, Vietnam	7
1.10	Disposizione ad Y della VLA, Socorro.	8
1.11	Foto del satellite Telstar 1	9
1.12	Foto del satellite Intelsat 1	9
		10
		11
		12
		13
		13
		15
		16
1.20	Andamento della velocità del vento all'aumentare della quota per i casi di Isole	
	Canarie e Lampedusa.	17
1.21	Foto di uno dei palloni stratosferici del progetto Loon	18
1.22	Il drone Facebook Aquila durante il suo test di volo	18
1.23	Il concept dello Stratobus <sup>TM</sup> di Thales Alenia Space	19
1.24	Foto dello Zephyr S di Airbus	19
2.1	Dimensioni del Polo San Martino ottenute utilizzando Google Maps	21
2.2	Semplificazione dal caso tridimensionale a quello bidimensionale	22
2.3	Possibili direzioni di misurazione del Field of View	23
2.4	Swath width di un satellite	23
2.5	Rappresentazione schematica bidimensionale di swath width e Field of View	24
2.6	Rappresentazione schematica bidimensionale di swath width e Field of View	24
2.7	Rappresentazione dei parametri utilizzati per il calcolo del GSD	25
2.8	Parametri in gioco per il calcolo dell'errore di puntamento	26
2.9	Parametri in gioco per il calcolo dell'errore dovuto al GPS	29
2.10	Rappresentazione schematica degli errori che si vanno a considerare	33
2.11	Rappresentazione schematica dei parametri $H$ e Quota	34
2.12	Foto dell'SPX-02/HR	35
2.13	Dimensioni e disegno CAD del treppiede STR-01	36
2.14	Controllore MD-01	37
		38
		39
		39
		40
		43
2.20	Foto del PS-01 prodotto da SPID Elektronik.	44

2.21	Disegno tecnico del braccio meccanico UA-02	45
2.22	Schermata del sito per il download di Orbitron.	46
2.23	Schermata di Orbitron per l'impostazione della posizione	47
2.24	Schermata di Orbitron per la selezione del target da inseguire	47
2.25	Raggi terrestri equatoriali (a) e polari (b) medi come definiti nella revisione del	
	Sistema Geodetico Mondiale del 1984	53
2.26	Back azimuth nel caso di azimuth minore di 360°	54
2.27	Rappresentazione semplificata del parametro distanza 2D	54
3.1	Componenti della stazione di terra.	57
3.2	Sulla sinistra foto del corretto posizionamento delle viti in ciascuna gamba del	
	treppiede; sulla destra foto del treppiede interamente montato	58
3.3	Componenti del braccio meccanico da assemblare	58
3.4	Risultato dell'esecuzione del primo passo di montaggio	59
3.5	Risultato dell'esecuzione del secondo passo di montaggio	59
3.6	Risultato dell'esecuzione del secondo passo di montaggio	60
3.7	Foto del rotore posizionato sul treppiede	60
3.8	Sulla sinistra cavo 2 core per l'alimentazione; sulla destra interfacce fisiche con	
	rotore e controllore	61
3.9	Sulla sinistra: (a) Mate-N-Pin 926894-1; (b) TE Maschio, 5 vie, passo 6.35mm;	
	sulla destra schema inserimento Mate-N-Pin	61
3.10	Sulla sinistra schema di collegamento cavi per l'alimentazione dei motori; sulla	
	destra foto della corretta connessione	62
3.11		
	per la saldatura dei connettori.	62
	Foto del connettore con calza metallica saldata	63
3.13	Sulla sinistra inserimento del connettore DB9 nella porta 'INPUT 1'; sulla destra	
	inserimento del connettore sulla corretta porta al di sotto della scatola nera	63
3.14	Sulla sinistra: (a) Cavo per l'alimentazione del sensore ad Effetto Hall e dell'elet-	
	tronica interna al controllore; (b) Cavo per l'alimentazione dei motori; sulla destra:	
	(c) Corretto inserimento dei cavi (a) e (b) nelle porte del controllore	64
	Foto di controllore e power supply con rispettivi connettori correttamente connessi.	65
	Schema complessivo delle connessioni tra l'MD-01 e gli altri dispositivi in gioco.	65
	Schermate del display sulla parte anteriore del controllore MD-01	66
	Sezione 'Motors' del software con parametri correttamente settati	67
3.19	Andamento della potenza con i seguenti parametri settati: POWER START 1 =	
	20%; START POWER 2 = 30%; START POWER 3 = 50%; START TIME 1 =	co
2.20	3s; START TIME 2 = 3s; START TIME 3 = 3s; MAX POWER = 100%	68
	Sezione 'Ports' del software con parametri correttamente settati	68
	Sezione 'Options' del software con parametri correttamente settati	69
	Schermata della pagina web da cui scaricare il driver 'My DDE Client 1.05'	70 70
	Schermata di Orbitron da cui selezionare il driver 'MyDDE'.	
	Finestra aperta a seguito dell'aggiornamento	71
	Schermata per la connessione tra spidMD01dde.exe e Orbitron	71
	Cavo USB a seriale, BENFEI 000151black	72 72
	Schermata di <i>cmd.exe</i> dopo avere eseguito la riga di codice	73
	Rappresentazione del sistema di coordinate orizzontali.	74
	Ground station al termine dell'ultimo step per la calibrazione dell'azimuth Bulloni su cui agire per la movimentazione del braccio	75
		76
	Foto delle livelle utilizzate per la calibrazione della ground station.	77
	Rappresentazione delle direzioni da rendere tra loro perpendicolari	77
	Display che mostra l'errore dovuto al 'puls timeout'	78
	Errore nell'accesso alla porta seriale.	79
3.33 4.1	Schermata di Orbitron per la selezione della lista 'cubesat'	82
4.1	Schema prima fase del test.	84
4.2	Visualizzazione su Google Earth Pro del file .csv generato nella prima fase del test.	85
4.0	visualizzazione su Google martin i io dei me .csv generato nena prima rase dei test.	00

4.4	visuanizzazione den azimuti per una coppia iongitudine-latitudine dei me .csv ge-	
	nerato nella prima fase del test	86
4.5	Piattaforma per l'esecuzione dei test	87
4.6	Schermata per il download del file .zip per l'installazione di iPerf 3	88
4.7	Risultati speedtest variazione channel bandwidth.	89
4.8	Risultati speedtest variazione channel frequency	90
4.9	Risultati speedtest variazione Tx power del Master	91
4.10	Risultati speedtest variazione della modulazione del segnale.	92
4.11	Posizionamento dei sistemi per l'esecuzione dello speedtest	93
4.12	Risultati degli speedtest per la selezione della channel frequency ottimale	93
4.13	Ground station con antenne montate	94
4.14	Foto dei due sistemi su cui si è eseguito il test	95
4.15	Risultati dello speedtest al variare dell'errore sull'azimuth muovendo la ground	
	station in senso orario ed antiorario	97
4.16	Visualizzazione su Google Earth delle posizioni dei due sistemi.	98
4.17	Risultati dello speedtest al variare del disallineamento sull'azimuth rispetto alla	
	condizione di partenza	99

# Capitolo 1

# Introduzione

In questo capitolo, dopo aver introdotto i concetti di ground station ed High-Altitude Platform ed averli contestualizzati, si va ad introdurre il lavoro che si intende svolgere in questa tesi.

## 1.1 Ground station

I sistemi di comunicazione satellitare, come mostrato in Figura 1.1, possono essere suddivisi in tre macrogruppi:

- 1. Il segmento di terra: "costituito da tutti gli elementi terrestri del sistema di un veicolo spaziale utilizzati dagli operatori e dal personale di supporto, permette la gestione dello spacecraft, la distribuzione dei dati e della telemetria provenienti dal carico utile a tutte le parti interessate" [89];
- 2. Il segmento spaziale: "comprende il satellite (o la costellazione) e le reti di ricetrasmissione in uplink e downlink" [102];
- 3. Il segmento utente: comprende il cliente finale con i relativi terminali di ricezione e fruizione del servizio.

In questa tesi ci si concentrerà sul segmento di terra e, più in particolare, sulla *ground station*, che può essere definita come la radiostazione progettata per instaurare il link di comunicazione con il veicolo spaziale e, più in generale, con lo *space segment*.

Le stazioni di terra possono essere di varie dimensioni e tipologia, possono essere fisse o mobili, a seconda dell'applicazione per cui sono progettate. Nel corso del tempo, il concetto e le caratteristiche della stazione di terra sono variati in maniera significativa: nel paragrafo successivo si offre una panoramica storica sull'evoluzione nel tempo di tale concetto, descrivendo parallelamente i cambiamenti che tale evoluzione ha portato.

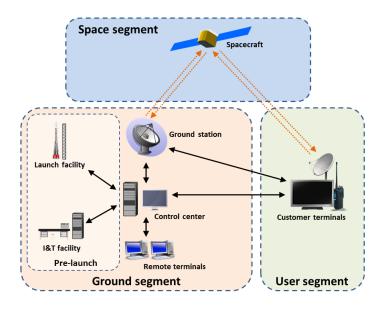


Figura 1.1. Macrogruppi che costituiscono un sistema di comunicazione spaziale (Credit: [66]).

#### 1.1.1 Panoramica storica

Una panoramica dell'evoluzione temporale dei moderni segmenti e stazioni di terra è rappresentata in Figura 1.2.

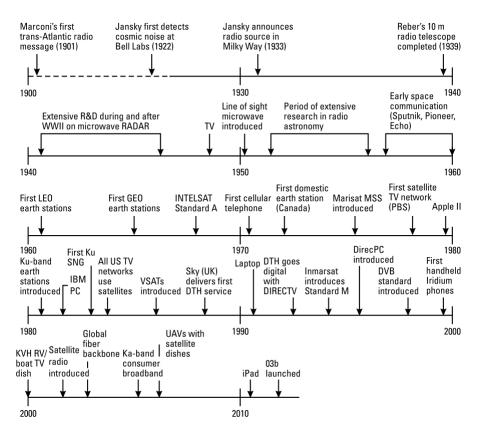


Figura 1.2. Evoluzione nel tempo delle stazioni e dei segmenti di terra (Credit: [30]).

L'inizio della lunga storia dello sviluppo dei ground segment e delle ground station può essere individuato nei primi anni del Novecento, con la nascita e lo sviluppo delle comunicazioni radio.

Il 12 dicembre 1901 Guglielmo Marconi riuscì per la prima volta nella storia a trasmettere un segnale radiotelegrafico transatlantico, da Poldhu (Cornovaglia) a S. Giovanni di Terranova (Canada). I radiotrasmettitori utilizzati furono in grado di produrre un segnale radio di intensità pari a circa 1 MHz, che percorse una distanza di circa tremila chilometri: le onde radio ad una frequenza compresa tra 1 e 30 MHz sono in grado di viaggiare per distanze così lunghe in quanto hanno la capacità di rimbalzare sulla ionosfera (che può in un certo senso essere vista come lo space segment).

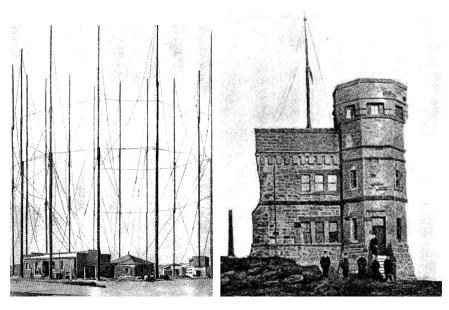


Figura 1.3. Sulla sinistra: Stazione di Poldhu in Cornovaglia; sulla destra: torre-stazione a S.Giovanni Terranova in Canada (Credit: [20]).

In questo esperimento, Marconi utilizzò un aquilone per sollevare l'antenna della torrestazione di Terranova ad un'altezza di 180 metri, in maniera tale da permettere la ricezione dei tre punti della lettera 'S' trasmessi dalla Cornovaglia.

Il 16 ottobre 1907, dopo aver apportato diverse migliorie al sistema, fu inaugurato il primo servizio radiotelegrafico della storia tra Europa ed America [14]. Negli anni successivi, diverse navi commerciali furono equipaggiate con un sistema derivante da quello utilizzato da Marconi: attraverso tale sistema era possibile la ricetrasmissione di messaggi da terra opportunamente convertiti in codice Morse.

Agli inizi degli anni Venti, negli Stati Uniti iniziarono a svilupparsi delle comunità radioamatoriali, che diedero un importante contributo allo sviluppo della comunicazione in radiofrequenza, progettando dei propri equipaggiamenti e sistemi di antenne. Il principale cambiamento rispetto ai sistemi precedentemente descritti fu uno spostamento delle frequenze utilizzate dal range 1-30 MHz verso bande a frequenza maggiore, più vicine a quelle utilizzate per la moderna comunicazione satellitare.

Il mondo spaziale e quello radio interagirono in maniera significativa tra loro per la prima volta grazie a Karl Guthe Jansky, un fisico ed ingegnere radio statunitense. Jansky, dopo essere entrato nel 1928 a far parte dei Bell Telephone Laboratories, che in quegli anni stavano studiando la fattibilità dell'uso delle onde corte per implementare un servizio radio-telefonico in grado di far comunicare tra loro i due estremi dell'Atlantico, indagò per loro conto sui disturbi atmosferici e, più in generale, le fonti del rumore radio di fondo [51].

Per queste analisi, Jansky realizzò un sistema di antenne rotanti conosciuto come 'merry-goround', mostrato in Figura 1.4, dal quale trasse la conclusione che la maggior parte delle fonti di rumore era dovuta a sorgenti terrestri, ma che ce n'era una che si comportava in maniera particolare: faceva la sua comparsa a cadenza periodica ogni 23 ore e 56 minuti, intervallo di tempo coincidente con un giorno siderale.

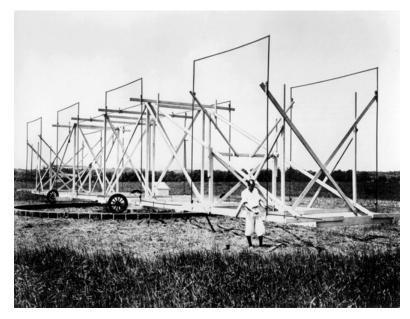


Figura 1.4. Karl Jansky con alle spalle il sistema 'merry-go-round' che gli permisse di captare l'emissione radio dalla Via Lattea (Credit: [42]).

Approfondendo il fenomeno, Jansky concluse che i segnali in questione provenivano dalla Via Lattea e che avevano massima intensità in direzione del centro della galassia, verso la costellazione del Sagittario. Il 5 maggio del 1933, egli pubblicò sul *New York Times* l'articolo intitolato "New Radio Waves Traced to the Centre of the Milky Way" [40], nel quale annunciava al mondo la sua scoperta.

Un impulso allo sviluppo della radioastronomia fu nuovamente dato dai radioamatori e, in particolare, da Grote Reber, un ingegnere elettrico laureatosi nel 1933 all'Armour Institute of Technology [42]. Dopo aver letto ed analizzato gli studi precedentemente condotti da Jansky e le apparecchiature utilizzate dallo stesso, Reber decise di costruire nel 1937 un proprio radiotelescopio nel cortile della sua casa di Wheaton, Illinois (USA). Tale dispositivo, mostrato in Figura 1.5, fu la prima antenna a riflettore parabolico della storia [30]: la realizzazione del radiotelescopio, che era caratterizzato da un diametro di 9.4 m, fu completata nel settembre del 1937 e permise a Greber di iniziare la radiomappatura della sfera celeste, che fu completata nel 1941 e, successivamente, ampliata nel 1943 [88].

Per circa una decade a partire dal 1937, Reber fu praticamente l'unico a lavorare sulla radioastronomia [88], campo che vide la nascita di un importante interesse solamente alla fine della Seconda Guerra Mondiale, a seguito delle ricerche sui sistemi RADAR condotte durante il conflitto. In quegli anni, in concomitanza con lo studio dei sistemi RADAR, si iniziarono ad utilizzare in maniera massiccia le frequenze tra 1 e 30 GHz, che sono molto vicine a quelle utilizzate dalle stazioni di terra odierne [30].

Nel 1938, l'ingegnere elettrico Wilmer Barrow, professore al Massachusetts Institute of Technology, costruì la prima antenna a tromba<sup>1</sup> (anche detta antenna *Horn*), mostrata in Figura 1.6, che fu utilizzata per la trasmissione di onde in UHF.

Nel 1942, nei Bell Laboratories fu realizzata una più sofisticata antenna a tromba, che può essere considerata la precorritrice delle moderne antenne a microonde utilizzate nella comunicazione satellitare [30].

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Al giorno d'oggi le antenne a tromba sono principalmente utilizzate nello spettro delle microonde. [76]



Figura 1.5. Radiotelescopio costruito da Grote Reber (Credit: [50]).

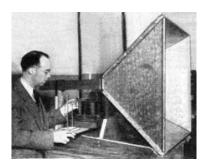


Figura 1.6. Barrow di fianco alla prima antenna a tromba della storia (Credit: [113]).

Dopo la guerra, la tecnologia delle microonde divenne molto popolare, tanto da essere utilizzata anche in ambiti lontani dalla comunicazione: nel 1945 Spencer, un dipendente della Raytheon che realizzava magnetron<sup>2</sup> per apparati RADAR, in maniera del tutto casuale, notò che la barretta di cioccolato che aveva in tasca si era sciolta mentre si trovava nelle vicinanze di un magnetron in funzione. Sfruttando tale scoperta, nel 1947 la Raytheon brevettò il primo forno a microonde della storia, il Radarange [84].

Una delle prime aziende a riconoscere che la tecnologia delle microonde poteva portare importanti miglioramenti nelle performance delle comunicazioni a lungo raggio in termini di capacità ed affidabilità fu la American Telephone and Telegraph Incorporated (AT&T) [30], azienda nata dalla Bell Telephone Company [77]. Proprio partendo da tale presupposto, durante gli anni Cinquanta e Sessanta, nacquero i primi link di comunicazione tra le regioni sviluppate del mondo: tali collegamenti sfruttavano la comunicazione in linea di vista, servendosi di terminali e punti di comunicazione intermedia, che avevano come scopo quello di interfacciare il sistema di comunicazione a lungo raggio con gli utenti locali.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup>Il magnetron è un tipo di valvola termoionica (tubo a vuoto) in grado di produrre microonde non coerenti.

Come detto in precedenza, dopo la Seconda Guerra Mondiale, la radioastronomia, pur non essendo in grado di ottenere gli investimenti e garantire i ricavi dei servizi commerciali televisivi e telefonici, beneficiò degli sviluppi tecnologici legati alle microonde. In quegli anni, le antenne paraboliche crebbero di dimensione, così da permettere la ricezione di segnali provenienti da emettitori radio distanti, senza che i rumori di fondo o la debole potenza del segnale andassero a comprometterne la ricezione. Il principio dietro questa crescita in termini di dimensioni delle antenne paraboliche è che l'apertura del fascio d'antenna (beamwidth), come è possibile vedere dalla relazione (1.1) [72], è inversamente proporzionale al diametro del riflettore.

$$BW = \frac{70 \cdot \lambda}{d} \tag{1.1}$$

Dove: BW è il beamwidth dell'antenna,  $\lambda$  è la lunghezza d'onda e d è il diametro dell'antenna. In quegli anni, furono costruiti diversi radiotelescopi caratterizzati da diametri che vanno dai 30 ai 100 m e, in alcuni casi, si spingono anche verso dimensioni superiori. Un esempio in questo senso fu il radiotelescopio di Arecibo, situato a circa 15 km a sud-ovest dell'omonima Arecibo, Porto Rico: si trattava di un'antenna a singola apertura del diametro di 305 metri, che, fino alla costruzione del radiotelescopio FAST (Cina) nel 2016, fu la più grande al mondo [96]. La realizzazione di tale progetto iniziò grazie al lavoro del professor William E. Gordon della Cornell University, con la costruzione dell'antenna che ebbe inizio nell'estate del 1960 e con l'apertura ufficiale che avvenne il  $1^{\circ}$  novembre 1963.

Tra le più importanti scoperte permesse da tale struttura è possibile annoverare: la determinazione del periodo di rotazione di Mercurio da parte del gruppo di Gordon H. Pettengill [52]; la scoperta nel 1974 da parte di Hulse e Taylor della prima pulsar³ binaria PSR B1913+16, che valse loro il premio Nobel per la fisica [100]; il modello virtuale del 1989 di 4769 Castalia, prima immagine diretta di un asteroide della storia [74]. Il terremoto del gennaio 2020 causò gravi danni alla struttura portante, tanto che la National Science Foundation, a novembre dello stesso anno, decise di disattivare l'impianto ricevente; il 1º dicembre del 2020 la piattaforma sospesa subì un collasso che ne causò il crollo [96].



Figura 1.7. Foto del radiotelescopio di Arecibo (Credit: [64]).

 $<sup>^3 \</sup>mathrm{Una}$  pulsar (da  $pulsating\ radio\ source)$  è una stella di neutroni.

Sempre in quegli anni, furono costruiti dei radiotelescopi più simili alle moderne ground station, soprattutto negli Stati Uniti. Un esempio, mostrato sulla sinistra in Figura 1.8 è il Green Bank Telescope, West Virginia (USA), la cui costruzione fu completata il 30 agosto del 1962: caratterizzato da un diametro di 300 piedi (91.44 m), era in grado di inclinarsi verso nord e sud [49]. Nel 1988 subì un guasto meccanico, che ne causò il collasso. A seguito di tale evento, i cui risultati sono mostrati sulla destra in Figura 1.8, fu sostituito con un altro radiotelescopio, questa volta di un diametro pari a 100 m, nel quale fu corretto il progetto delle piastre di connessione che avevano portato al precedente cedimento [87].

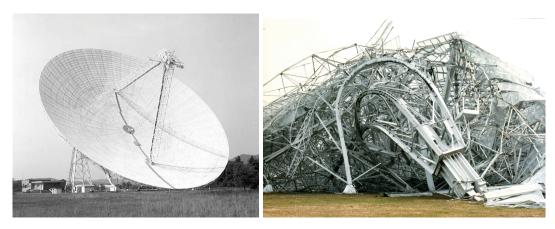


Figura 1.8. Foto del Green Bank Telescope: sulla sinistra prima del collasso, 1962 (Credit: [49]); sulla destra dopo il collasso, 1988 (Credit: [48]).

La tecnologia delle microonde fu utilizzata anche in sistemi di comunicazione di tipologia diversa da quelli finora descritta: sfruttando il troposcatter<sup>4</sup> furono realizzati dei sistemi in grado di permettere la comunicazione oltre la linea di vista.

Un esempio di applicazione di un sistema di questo tipo è mostrato in Figura 1.9: durante la Guerra del Vietnam (1955-1975) l'esercito degli Stati Uniti realizzò un link tra le stazioni di Pleiku e Nha Trang, entrambe in Vietnam, ma distanti tra loro circa 230 km utilizzando delle antenne paraboliche che sfruttavano il troposcatter [63]. Osservando Figura 1.9 è possibile notare come le antenne siano pressoché dirette verso l'orizzonte, in maniera tale da acquisire il relativamente debole (ma ragionevolmente stabile) segnale riflesso dalla troposfera.

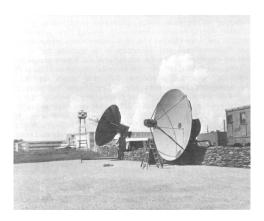


Figura 1.9. Antenna per l'utilizzo del troposcatter nella stazione di Pleiku, Vietnam (Credit: [63]).

 $<sup>^4</sup>$ "Il troposcatter è un metodo di comunicazione che sfutta le microonde e permette una comunicazione a considerevoli distanze (spesso oltre i 300 km); questo metodo di propagazione sfrutta il fenomeno di tropospheric scatter, nel quale le onde UHF e SHF vengono disperse in maniera casuale nel momento in cui passano attraverso gli strati più alti della troposfera." [108]

Un settore che permise alla radioastronomia di svilupparsi ulteriormente fu quello della comunicazione spaziale, settore che tra gli anni Sessanta e Settanta vide un importante sviluppo tecnologico. In tal senso, un esempio fu l'attività del U.S. National Radio Astronomy Observatory, con base a Washington, che realizzò diverse antenne ad ampio diametro per la ricezione di microonde dal deep space. Uno dei più importanti centri realizzati è il Karl Guthe Jansky Very Large Array (VLA) di Socorro, in Nuovo Messico (USA): tale centro, al giorno d'oggi, impiega in totale 27 antenne ricettive indipendenti ordinate a forma di Y, disposte come mostrato in Figura 1.10 [109]. I segnali ricevuti indipendentemente da ciascuna antenna vengono poi combinati coerentemente per avere una superficie di ricezione totale effettiva maggiore (al tempo si riusciva ad ottenere circa quattro volte il range della comunicazione in linea di vista [30]).



Figura 1.10. Disposizione ad Y della VLA, Socorro (Credit: [65]).

Attorno alla metà degli anni Cinquanta, gli Stati Uniti e l'allora Unione Sovietica introdussero nei propri programmi spaziali lo sviluppo di una nuova tipologia di stazioni di terra: le stazioni di terra satellitari. Queste ultime sono diverse dalle installazioni terrestri descritte nelle precedenti pagine in quanto sono progettate per la ricetrasmissione con uno *spacecraft*.

Le prime stazioni di questo tipo nacquero per eseguire il cosiddetto Tracking, Telemetry and Command (TT&C), cioè per il tracciamento ed il controllo dei primi veicoli spaziali lanciati in orbita e diretti nel deep space. Tali stazioni erano in effetti dei radiotelescopi opportunamente modificati per permettere la trasmissione bidirezionale e quindi essere in grado di comunicare con veicoli spaziali con a bordo esseri umani o ripetitori orbitanti (e.g. satelliti per la comunicazione). Un esempio in questo senso è l'antenna dal diametro di 90 m nel Goldstone Observatory, sito nel deserto del Mojave, in California (USA), che oggi è uno dei tre centri che compongono la Deep Space Network della NASA [86]. Tale antenna fu progettata e realizzata alla fine degli anni Cinquanta per il tracciamento di Explorer 1 [81] eseguito dal Jet Propulsion Laboratories (JPL) [30].

Il 10 luglio del 1962 la NASA lanciò Telstar 1, il satellite che permise per la prima volta nella storia la trasmissione di un segnale televisivo in tempo reale tra Stati Uniti ed Europa. Per la trasmissione fu utilizzata un'antenna terrestre dalle dimensioni di 53 metri realizzata da AT&T e posizionata ad Andover, nel Maine (USA) [106]: le stazioni utilizzate al tempo per la trasmissione televisiva avevano dimensioni piuttosto importanti, derivanti dai radiotelescopi da cui venivano ricavate. La ricezione del segnale risultava piuttosto critica e veniva interrotta ogni qual volta il satellite non si trovava simultaneamente in vista in entrambi i terminali di trasmissione.

Il satellite rimase attivo solamente per 7 mesi, prima di subire danni alle strumentazioni di bordo durante Starfish Prime, un test nucleare ad alta quota condotto dagli Stati Uniti, che ne inficiò le capacità di trasmissione [106].



Figura 1.11. Foto del satellite Telstar 1 (Credit: [3]).

Le stazioni di terra finora descritte non erano costruite per ottenere un profitto fornendo un servizio ad eventuali clienti, ma erano realizzate con intenti strategici e di ricerca e, pertanto, erano altamente sperimentali e progettate sulla singola esigenza. Il 6 aprile 1965 venne lanciato Intelsat I, il primo satellite commerciale della storia [55], realizzato dallo Space and Communications Group di Hughes Aircraft Company (oggi Boeing Satellite Systems) per la Communications Satellite Corporation (COMSAT) [91]. Intelsat I, anche detto Early Bird dal proverbio: "The early bird catches the worm", diede inizio all'era della commercializzazione che, soprattutto sotto la spinta di COMSAT, portò alla creazione delle stazioni di terra private per permettere la fruizione di servizi quali quelli telefonici e televisivi, con la conseguente standardizzazione dei componenti utilizzati. Nel 1965 Early Bird permise la prima copertura televisiva di un ammaraggio, quello del Gemini 6 [85]: per tale trasmissione, l'Early Bird utilizzò le ground station realizzate per Telestar 1, che erano caratterizzate da un campionario di servizi piuttosto limitato. Lo scopo dell'Early Bird e di molti dei satelliti INTELSAT che ad esso seguirono in quegli anni fu quello di migliorare la rete di comunicazione internazionale: per permettere la realizzazione di tale obiettivo furono realizzate stazioni di terra collocate in diversi Paesi nel mondo [30]. Intelsat I, dopo 4 anni e 4 mesi di servizio fu disattivato nel gennaio del 1969 [91].

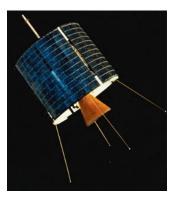


Figura 1.12. Foto del satellite Intelsat 1 (Credit: [55]).

Il processo di standardizzazione del progetto e delle operazioni delle stazioni di terra precedentemente citato divenne sempre più importante, con COMSAT che iniziò a cooperare con le maggiori agenzie postali, telegrafiche e telefoniche del paese e del mondo. Il lavoro congiunto di tutte queste società contribuì a fondare nel 1964 la International Telecommunications Satellite Organization (INTEL-SAT), "la prima organizzazione intergovernativa mondiale per lo sviluppo e la gestione commerciale delle telecomunicazioni via satellite" [90].

Uno dei primi standard utilizzati fu lo Standard A, che richiedeva antenne dal diametro di 30 m; successivamente, fu introdotto il più economico Standard B, che richiedeva antenne di diametro compreso tra i 15 m ed i 20 m e che permise ai vari Paesi di costruire le proprie reti di comunicazione satellitare [30]. Un esempio di questa tendenza è il network di satelliti Palapa della Indosat: nel luglio del 1976 con il lancio del primo satellite l'Indonesia divenne uno dei primi Paesi al mondo a mettere in orbita il proprio sistema di satelliti domestico [94]. I satelliti Palapa-A avevano lo stesso design degli Anik A (dei quali si parlerà più avanti) e furono realizzati da Boeing Satellite Systems, che progettò anche delle particolari antenne, visibili in Figura 1.13, aventi lo scopo di concentrare la potenza emessa dai satelliti sulle isole indonesiane [57].

Il nome 'Palapa' si riferisce al mitico frutto che Gajah Mada, un antico re di Java, rifiutò di assaggiare finché non fosse riuscito ad unificare Nusantara (l'arcipelago indonesiano) [73].



Figura 1.13. Palapa-A1 (Credit: [57]).

Le stazioni di terra indonesiane avevano al proprio interno un sistema SCPC<sup>5</sup> che provvedeva a fornire il servizio telefonico su base demand-assigned (DA). Il sistema fu poi direttamente integrato nel direct-distance-dialed<sup>6</sup> indonesiano, automatizzando la rete telefonica [30].

Tra gli anni Sessanta e l'inizio degli anni Settanta, INTELSAT vide crescere il numero delle proprie ground station, che passò da un ordine di grandezza di centinaia ad uno di migliaia. La crescita continuò poi anche negli anni successivi, tanto che nel 2000 INTELSAT divenne un'azienda privata, denominata Intelsat, e fu riorganizzata diventando l'operatore di satelliti geostazionari più grande del mondo [30].

<sup>&</sup>lt;sup>5</sup>"Per SCPC, acronimo di *Single Channel Per Carrier*, si intende, nel linguaggio delle telecomunicazioni, la modalità di trasmissione di dati di un singolo segnale ad una data frequenza ed ampiezza di banda." [99]

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup>"Il direct distance dialing è una caratteristica del sistema di telecomunicazione attraverso cui un utente può, senza l'assistenza dell'operatore, chiamare un altro utente al di fuori dell'area di chiamata locale." [25]

Mentre INTELSAT vedeva il suo sistema globale svilupparsi e crescere in numero e dimensioni, il Canada, nel 1972, inizio la creazione del proprio sistema di comunicazione satellitare Anik (Anik significa 'fratello' nella lingua nativa Inuit), costituito da satelliti geostazionari [75]. Telsat Canada, gestore di Anik, fu pioniere nello sviluppo di servizi operati da satelliti geostazionari che riguardavano ambiti quali la telefonia o la ricezione di segnale televisivo nelle piccole comunità che si trovavano a distanze troppo grandi dai trasmettitori terrestri. L'azienda canadese permise un importante avanzamento tecnologico, risultando all'avanguardia anche rispetto ad INTELSAT: mentre quest'ultima richiedeva antenne di almeno 15 m di diametro, le performance dei satelliti Anik permisero a Telsat Canada di utilizzare per gli stessi servizi antenne di 10 m e, in alcuni casi anche di 4.5 m [30].



Figura 1.14. Foto di un'antenna Telsat del 1974 (Credit: [44]).

Il 13 aprile del 1974 gli Stati Uniti, seguendo il modello canadese, lanciarono Westar 1, il primo di cinque satelliti (lanciati tra il 1974 ed il 1982) per la realizzazione del proprio sistema di comunicazione domestico basato su satelliti geostazionari. Tale satellite, costruito da Hughes su commissione di Western Union (WU), fu lanciato grazie ad una collaborazione tra WU e la NASA [111].

Essendo un'azienda prettamente commerciale, Western Union progettò il proprio segmento di terra con lo scopo di potenziare la propria rete di comunicazione, che era precedentemente basata sulla tecnologia delle microonde: le ground station della Western Union erano strategicamente ubicate nelle città più importanti del Paese per supportare i servizi di telefonia, telex<sup>7</sup> e trasmissione dati. Negli anni Settanta e Ottanta la rete WU fu utilizzata da clienti quali Public Broadcasting Service (PBS) e Mutual Broadcasting System per la trasmissione televisiva e radiofonica e fu brevemente utilizzata anche da HBO per il proprio debutto nella distribuzione satellitare.

 $<sup>^{7}</sup>$ "Il termine telex (acronimo di *teleprinter exchange*) indica un sistema di telecomunicazione sviluppato a partire dagli anni trenta e largamente usato nel XX secolo per la corrispondenza commerciale tra aziende; È un'evoluzione del telegrafo per la comunicazione dati a distanza tra due utenti attraverso un terminale molto simile ad una macchina per scrivere e un primo passo verso le future reti di calcolatori." [105]

La PBS in quegli anni divenne il primo *network* televisivo ad utilizzare i satelliti per la rete di backhaul<sup>8</sup>, ad esempio per la trasmissione *point-to-point* di video da siti temporanei.

Questo periodo, e in particolare il 1976, fu fondamentale anche per la comunicazione satellitare mobile: proprio in quell'anno, infatti, fu lanciato il satellite geostazionario Marisat 1. Il satellite, mostrato in Figura 1.15, fu operato da COMSAT in collaborazione con la Marina e fu il primo di una serie di satelliti per la comunicazione marittima [93], che a quel tempo risultava piuttosto problematica: in quegli anni, infatti, le comunicazioni dalle imbarcazioni a terra dipendevano ancora da sistemi che sfruttavano la riflessione ad alta frequenza sulla ionosfera [30].



Figura 1.15. Foto del satellite Marisat 1 (Credit: [56]).

Marisat 1,2 e 3 introdussero un'importante novità: i tre satelliti erano in grado di comunicare in tre differenti frequenze contemporaneamente e, pertanto, erano in grado di soddisfare con un solo sistema esigenze commerciali e strategiche simultaneamente senza che le comunicazioni avvenissero sugli stessi canali. Le frequenze utilizzate dai satelliti Marisat per la comunicazione erano:

- UHF (UltraHigh Frequency), dai 240 MHz ai 400 MHz: tali frequenze erano utilizzate principalmente dalla Marina degli Stati Uniti;
- L-band, da 1.5 GHz a 1.6 GHz: queste frequenze erano utilizzate per le comunicazioni commerciali, permettendo ai segnali emessi dalle navi di giungere ai satelliti e viceversa;
- C-band, 4 GHz e 6 GHz: le frequenze erano utilizzate per le comunicazioni commerciali, permettendo al segnale emesso dai satelliti di giungere alle stazioni di terra (e viceversa), chiudendo il link [56].

La collaborazione tra COMSAT e la Marina proseguì negli anni, sviluppando i sistemi di comunicazioni in UHF, che rimasero abbastanza limitate per quanto riguarda la capacità e le funzionalità supportate, e in L e C-band per l'offerta commerciale Mobile Satellite Service (MSS), che invece si dimostrò maggiormente economica ed efficace in termini di capacità [30].

Negli anni Ottanta ci fu un grande incremento del numero di satelliti e degli operatori satellitari, dovuto alla grande popolarità che i satelliti geostazionari iniziarono ad avere nel settore dei servizi. In particolare, in quegli anni si diffuse la TV via cavo: in concomitanza con l'impennata della domanda, nacquero emittenti televisive in grado di produrre programmi specializzati e di alto valore, quali HBO, Turner Broadcasting (ora parte di Time Warner), Disney ed ESPN. La

<sup>&</sup>lt;sup>8</sup>"Nel campo delle telecomunicazioni, una rete di backhaul (in inglese letteralmente 'carico di ritorno') o rete di ritorno è la porzione di una rete gerarchica che comprende i collegamenti intermedi tra la rete centrale (o nucleo o dorsale) e le piccole sottoreti ai 'margini' della stessa rete gerarchica." [78]

trasmissione del segnale avveniva sfruttando antenne dal diametro compreso tra i 3 ed i 5 metri in banda C [30].

Sempre negli anni Ottanta, le trasmissioni radio-televisive iniziarono a spostarsi verso la banda Ku (12-18 GHz), sfruttando le caratteristiche di tale banda, che permette l'utilizzo di antenne di diametri più contenuti [92]. In concomitanza con tale tendenza, divennero molto popolari i terminali a basso costo VSAT ( $Very\ small\ aperture\ terminal$ ), che furono in quegli anni utilizzati dalle più importanti aziende del settore [110].



Figura 1.16. Foto di un'antenna VSAT del 1985 (Credit: [13]).

Le operazioni militari degli Stati Uniti nel Medio Oriente negli anni Novanta e Duemina, causarono il proliferare di terminali di dimensioni sempre inferiori: in tale contesto, infatti, le squadre presenti sul campo necessitavano di terminali che potessero essere trasportati facilmente e rapidamente, i cosiddetti fly-away terminals.

Nelle missioni di quegli anni fu utilizzata la cosiddetta Communication On The Pause (CoTP), una particolare tipologia di comunicazione satellitare nelle bande Ku ed X, che si serve di antenne orientabili dal diametro di circa 1.5 m, montate solitamente su veicoli militari [17].



Figura 1.17. Esempio di un terminale SATCOM per la CoTP (Credit: [17]).

Più di recente, per le operazioni militari si è iniziato ad utilizzare  $Communication \ On \ The Movement (CoTM)$ , nelle quali le antenne, che si trovano sempre su veicoli militari, sono in grado di orientarsi mantenendo la connessione mentre il veicolo è in movimento.

Una configurazione dello stesso tipo è riscontrabile su velivoli (e.g. l'Air Force One) e imbarcazioni, anche se queste ultime utilizzano frequenze maggiori e particolari dispositivi di protezione come i radome<sup>9</sup>.

Durante gli anni Novanta, un grande impulso allo sviluppo dei ground segment fu dato dal lancio dei servizi satellitari di DirecTV, azienda statunitense con sede in California [80]. Il segmento spaziale per questo sistema pioneristico era costituito da satelliti operanti in Ku-band, che formavano il cosiddetto Broadcasting Satellite Service (BSS). Il DIRECTV Satellite System (DSS) si dimostrò molto efficace, permettendo all'azienda di avere una crescita esponenziale del numero di utenti nei primi anni di attività. Successivamente, lo standard proprietario dell'azienda fu sostituito dai Digital Video Broadcast (DVB) sviluppati in Europa, i quali, non essendo proprietari, posseggono intrinsecamente molte caratteristiche che permettono ai  $STB^{10}$  di essere forniti da diversi venditori, anche se alcuni aspetti del sistema di accesso condizionale risultano molto più chiusi [30].

Nell'area dei *Mobile Satellite Service*, prima con l'Inmarsat M e poi con l'M4, Inmarsat dimostrò che ciascun individuo poteva usufruire di una comunicazione affidabile utilizzando un apparecchio facilmente trasportabile. Sulla stessa scia, nel 1999 furono introdotti i primi telefoni portatili satellitari che basavano il proprio funzionamento sulle costellazioni Iridium e Globalstar.

L'esplosione dell'utilizzo di internet durante gli anni Novanta ebbe un importante impatto sui segmenti di terra relativi alla comunicazione satellitare. Infatti, in quegli anni le grandi aziende trovarono proprio in internet una maniera efficace per estendere i propri sistemi information technology (IT), adottando i protocolli TCP/IP e il resto dei protocolli che internet mette a disposizione [30].

Negli ultimi anni è nato un grande entusiasmo attorno ai sistemi satellitari avanzati che offrono servizi interattivi a banda larga ad uso domestico ed aziendale: la nuova generazione di sistemi a banda larga in Ka-band ha intenzione di competere con la fibra ottica e con le reti di cavi per la fornitura di servizi di internet ad alta velocità.

Un esempio in questo senso è la costellazione Starlink di SpaceX, che si propone di fornire l'accesso ad internet satellitare in banda larga a bassa latenza. Secondo le previsioni, la costellazione Starlink entro la metà degli anni Venti sarà composta da 12000 satelliti distribuiti su tre orbite:

- 600 satelliti posizionati a 500 km;
- $\bullet\,$  2800 satelliti operanti nelle bande Ku (12-18 GHz) e Ka (12-40 GHz) ad una quota di 11500 km;
- 7500 satelliti trasmettenti in banda V (40-75 GHz), mai utilizzata fino ad oggi per telecomunicazioni, ad un'altitudine di 340 km [103].

L'ultima tendenza in ordine cronologico per quanto riguarda lo sviluppo delle *ground station* è quella che punta a fornire un servizio bidirezionale a banda larga attraverso veicoli in movimento quali SUV, furgoni o veicoli militari; un esempio di questa propensione è mostrato in Figura 1.18.

<sup>&</sup>lt;sup>9</sup>"Un radome è una protezione di un'antenna radar, a terra o a bordo di aeromobili e di navi, costruita con materiale trasparente alle radioonde, che ha lo scopo di preservare l'antenna stessa dall'azione corrosiva degli agenti atmosferici e dal salino." [53]

 $<sup>^{10}</sup>$ "Il set-top box, noto anche con la sigla STB, è un tipo di apparecchio elettronico televisivo non portatile destinato ad aggiungere alcune funzioni televisive ad un televisore, un monitor, o un videoproiettore, inizialmente non previste in tali apparecchi elettronici." [98]



Figura 1.18. Thinkom ThinSat®300, un esempio di terminali di comunicazione mobile (Credit: [68]).

La tendenza dei prossimi anni sarà quella di avere satelliti sempre più grandi e terminali di ricezione sempre più piccoli [30].

## 1.2 High-Altitude Platform (HAP)

In questa tesi verrà descritta la prototipazione di una stazione di terra per l'inseguimento di una HAP. Si procede anzitutto alla descrizione delle principali caratteristiche della tipologia di piattaforma che si andrà ad inseguire, andando anche brevemente ad illustrare i principali progetti sviluppatisi negli ultimi anni.

## 1.2.1 Caratteristiche e vantaggi

Per High-Altitude Platform (HAP) si intendono piattaforme, solitamente aeroplani o dirigibili senza equipaggio, posizionate ad alta quota, tra i 20 ed i 50 km (stratosfera), aventi come obiettivo il remote sensing o lo sviluppo di un link per le telecomunicazioni, per scopi civili o militari [34].

Un esempio è il pallone stratosferico mostrato in Figura 1.19: un pallone aerostatico di questo tipo può essere realizzato con materiali piuttosto variegati quali gomma naturale, lattice, gomma sintetica (in questo senso risulta particolarmente utilizzato il neoprene) e tessuti in filo di polietilene a bassa densità.

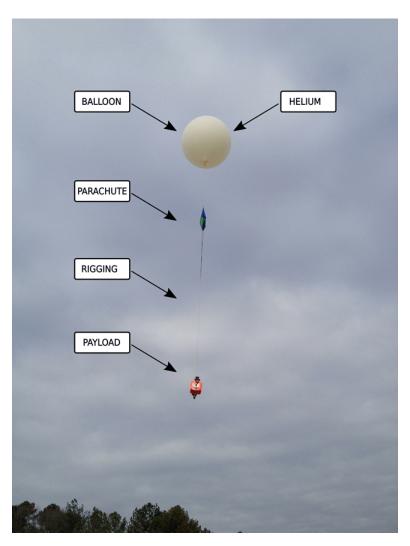


Figura 1.19. Esempio di un pallone stratosferico (Credit: [46]).

L'interesse per la stratosfera come ambiente di missione è nato anzitutto dallo studio delle correnti d'aria: la bassa velocità dei venti tipica delle basse latitudini in stratosfera rappresenta un importante vantaggio, in quanto comporta un minor dispendio energetico per il mantenimento della posizione [69].

Nei grafici sottostanti sono mostrati gli andamenti delle velocità del vento all'aumentare della quota per i casi di Isole Canarie (Spagna) e Lampedusa (Italia), che si trovano rispettivamente a 27° e 35° di Latitudine.

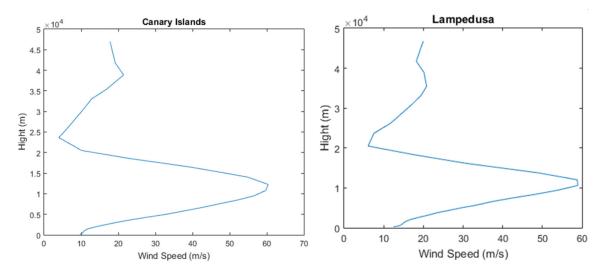


Figura 1.20. Andamento della velocità del vento all'aumentare della quota per i casi di: Isole Canarie (sulla sinistra); Lampedusa (sulla destra) (Credit: [22]).

Un ulteriore vantaggio che operare oltre i 20 km di quota offre è la capacità, a parità di sensore fotografico, di coprire una superficie sulla Terra maggiore rispetto ad eventuali velivoli o droni, ma allo stesso tempo permettere la cattura di immagini maggiormente definite rispetto ai satelliti.

Gli altri vantaggi che hanno portato negli ultimi anni ad un incremento dell'interesse verso queste piattaforme sono principalmente dovuti alla maniera in cui sono fatte le piattaforme e al modo in cui le stesse arrivano in quota.

Ad esempio, nei sistemi di lancio tradizionali, il payload deve essere alloggiato in particolari zone circoscritte (solitamente nella parte anteriore), mentre nelle HAPs non si ha alcuna problematica di alloggiamento ed è possibile trasportare in quota payload che superano la tonnellata di peso. Inoltre, le vibrazioni meccaniche ed i carichi in gioco durante il lancio sono molto più gravosi rispetto a quelli delle High-altitude platforms: pertanto, nelle HAPs il progetto della strumentazione di bordo risulta più rapido e con meno vincoli.

Le facilities per il lancio di una HAP sono relativamente piccole e non hanno vincoli legati alla latitudine, come invece accade per i sistemi tradizionali: ne deriva un'alta flessibilità nella scelta del sito di lancio.

Un altro aspetto che nei sistemi di lancio tradizionali risulta piuttosto critico è il recupero e il riutilizzo del payload: nel caso delle HAPs le attrezzature di sperimentazione ed osservazione possono essere riutilizzate in missioni successive in quanto rientrano sulla Terra per mezzo di un paracadute [46].

## 1.2.2 Principali progetti negli ultimi anni

Negli ultimi 20 anni c'è stato particolare interesse nello sviluppo di progetti riguardanti le HAP.

Tra i più importanti troviamo il *Project Loon*, sviluppato da Google X con l'obiettivo di permettere l'accesso a internet in aree aventi infrastrutture deficitarie (aree rurali o remote). Il progetto ha visto l'utilizzo di palloni aerostatici posizionati ad una quota di circa 32 km, in stratosfera, attraverso i quali si sarebbe dovuta creare una rete aerea senza fili che, dopo una prima fase con una velocità garantita simile al 3G, avrebbe dovuto permettere il raggiungimento di velocità paragonabili all'LTE [95].



Figura 1.21. Foto di uno dei palloni stratosferici del progetto Loon (Credit: [5]).

Il progetto, iniziato nel 2011, è stato chiuso nel 2021: alla base della chiusura ci sono la mancanza di un modello di business sostenibile e costi troppo alti. Parte della tecnologia utilizzata in *Loon* sarà integrata in *Taara*, un altro progetto di Google X per portare Internet nelle aree disagiate [5].

Un altro progetto interessante è il Facebook Aquila, un drone sperimentale alimentato tramite energia solare sviluppato dal Facebook's Connectivity Lab a partire dal 2014, il cui scopo era quello di agire da ripetitore per provvedere all'accesso ad internet in aree remote. Il primo volo, portato correttamente a termine, fu eseguito il 28 giugno del 2016, mentre il secondo, anch'esso andato a buon fine, nel 2017 [82]. Nel 2018 fu annunciata la rinuncia al progetto causata, tra le varie motivazioni, dai rivali nel settore come il progetto Loon precedentemente citato [43].



Figura 1.22. Il drone Facebook Aquils durante il suo test di volo (Credit: [15]).

Nel 2010, la multinazionale Thales Alenia Space, specializzata nel settore aerospaziale, spaziale, della difesa, della sicurezza e dei trasporti [107], sviluppò una tipologia di piattaforma stratosferica differente da quelle precedentemente descritte: lo Stratobus™. Il progetto Stratobus Airship consisteva nella realizzazione di un dirigibile stratosferico stazionario senza equipaggio dalla lunghezza di 100 m e dal diametro di 33 m [34]. La missione prevede un volo della durata di un anno ad una quota di 20 km, nella quale, sfruttando il proprio sistema di propulsione autonomo, il velivolo dovrà mantenere la posizione ed eseguire la sorveglianza delle frontiere e dei siti ad elevato valore a terra o sul mare, garantendo inoltre la sicurezza, il monitoraggio ambientale e le comunicazioni [69].



Figura 1.23. Il concept dello Stratobus™ di Thales Alenia Space (Credit: [67]).

Nel 2013 AIRBUS Defence and Space ha acquisito il progetto Zephyr, precedentemente sviluppato da QinetiQ. Nel luglio del 2018, lo Zephyr S rimase in volo in stratosfera per quasi 26 giorni, realizzando il record per il volo senza rifornimento di carburante più lungo mai eseguito [54]. Nonostante i due incidenti nei test condotti nel 2019 in Australia, causati dalla turbolenza atmosferica, nell'anno successivo lo Zephyr S si dimostrò versatile e flessibile dal punto di vista delle operazioni.



Figura 1.24. Foto dello Zephyr S di Airbus (Credit: [6]).

## 1.3 Definizione del problema ed obiettivi

Negli ultimi anni le HAPS si sono affermate come uno degli argomenti più interessanti nel mondo della ricerca, generando l'interesse di un mercato sempre più internazionale e richiamando investimenti crescenti [10].

In questo contesto, nella presente tesi si sono descritti gli studi e le attività svolti presso la start-up Stratobotic s.r.l, il cui scopo è quello di realizzare mini HAPS, costituite per lo più di componenti Off-the-Shelf (OTS), in grado di fornire servizi di monitoraggio terrestre e ritrasmissione di dati in zone remote.

L'interesse dell'azienda non si ferma al prototipo in sé, ma comprende la volontà di sviluppare anche i sistemi associati alla piattaforma, quali il sistema di ricezione e gestione dei dati trasmessi e i sistemi necessari per l'analisi e la gestione della missione.

In questo ambito, con la tesi in questione si vuole realizzare una ground station che permetta un puntamento preciso ed automatizzato, consentendo il miglioramento delle performance di ricezione dei dati raccolti dalla piattaforma. Dopo una prima parte in cui si andrà ad eseguire l'analisi e definizione dei requisiti, si andranno a confrontare tra loro le migliori soluzioni trovate sul mercato, scegliendo motivatamente la migliore tra le proposte. Si andrà poi a descrivere il montaggio e la configurazione della stazione di terra selezionata. Infine, si andranno ad eseguire dei test di diversa natura per verificare la funzionalità e le prestazioni della ground station assemblata.

## Capitolo 2

## Analisi e scelta della soluzione

In questo capitolo vengono stabiliti i requisiti che la stazione di terra deve soddisfare attraverso l'analisi di una possibile missione di interesse. A valle di tale analisi vengono descritte le principali soluzioni disponibili sul mercato e ne vengono descritte le caratteristiche e le prestazioni. Viene poi scelta una configurazione tra quelle proposte, spiegando le motivazioni che hanno portato alla selezione. Infine, nei paragrafi finali, vengono descritte le principali caratteristiche della soluzione sia da un punto di vista hardware, che da un punto di vista software.

## 2.1 Polo Industriale San Martino

In questo paragrafo si eseguono dei calcoli per una possibile missione, che consiste nel monitoraggio di un polo industriale. I calcoli presentati sono calcoli di prima approssimazione, ma sono importanti per andare a stabilire alcuni requisiti che serviranno per la scelta della *ground station*.

Si suppone di voler monitorare il Polo Industriale San Martino, che si trova in provincia di Novara, nei pressi di Trecate. Prima di procedere con i calcoli, si esegue una stima delle dimensioni del polo attraverso l'utilizzo di Google Maps, come mostrato in Figura 2.1.



Figura 2.1. Dimensioni del Polo San Martino ottenute utilizzando Google Maps.

La massima dimensione orizzontale risulta essere pari ad 1.96 km, mentre la massima dimensione verticale risulta essere pari a 2.0 km. In prima approssimazione, osservando i due ingombri, è ragionevole supporre che il polo sia un quadrato di lato 2 km.

Per monitoraggio del polo si intende lo scattare delle foto utilizzando un sensore posizionato sull' *High Altitude Platform*, avente un opportuno sistema di movimentazione; le foto devono essere scattate ogni stabilito intervallo di tempo e trasmettesse alla stazione di terra in tempo reale.

Per eseguire il calcoli e determinare i parametri di interesse si è impostato un foglio Excel: considerati gli errori in termini di puntamento angolare della fotocamera e di individuazione della posizione del target (dovuti all'utilizzo di un sensore GNSS), e le caratteristiche del sensore fotografico che si intende utilizzare, si è calcolata la quota minima a cui il polo fosse interamente contenuto nell'immagine scattata; si sono analizzati prima i due errori separatamente e, successivamente, si è passati all'analisi del caso più critico (entrambi gli errori presenti), applicando la sovrapposizione degli effetti. A partire dalla quota calcolata si è poi andati a calcolare il massimo errore di puntamento dalla ground station che permettesse la ricezione in tempo reale dell'immagine scattata.

Nei fogli Excel, per semplicità, si è considerato un caso bidimensionale: avendo supposto che il polo sia un quadrato, infatti, è possibile concentrare i calcoli su un solo lato (il problema è speculare).

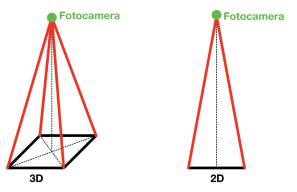


Figura 2.2. Semplificazione dal caso tridimensionale a quello bidimensionale.

Prima di procedere con i calcoli, si va brevemente a richiamare la definizione di alcuni parametri che verranno in seguito utilizzati.

## 2.1.1 Richiami teorici

### Field of View

Negli strumenti ottici e nei sensori, il *Field of View* è l'angolo solido attraverso il quale il detector è sensibile alla radiazione luminosa [83]. Esso può essere misurato in direzione orizzontale, verticale o diagonale, come mostrato in Figura 2.3.

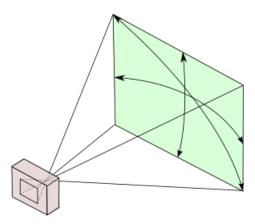


Figura 2.3. Possibili direzioni di misurazione del Field of View (Credit: [24]).

Nell'ambito dei sensori fotografici, il Field of View è spesso espresso come la dimensione angolare del cono di vista. Per una generica lente, il FoV (diagonale, verticale o orizzontale) può essere calcolato con l'espressione 2.2, nella quale il parametro f rappresenta la lunghezza focale [83].

$$FoV = 2 \cdot \arctan\left(\frac{sensorsize}{2 \cdot f}\right) \tag{2.1}$$

### Swath width

"Lo swath width è la striscia di superficie terrestre da cui sono raccolti i dati geografici attraverso un veicolo mobile quale un satellite, un aereo o una nave nel corso di uno swath mapping. L'estensione longitudinale della fascia è definita dal moto relativo del veicolo rispetto alla superficie, mentre lo swath width è misurata perpendicolarmente ad essa" [104].

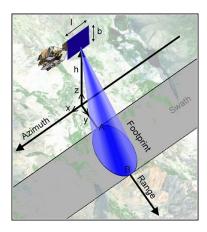


Figura 2.4. Swath width di un satellite (Credit: [97]).

Nel caso di approssimazione bidimensionale, swath width e Field of View sono rappresentabili come schematizzato in Figura 2.5

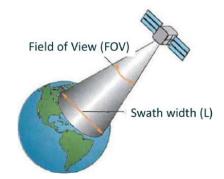


Figura 2.5. Rappresentazione schematica bidimensionale di swath width e Field of View (Credit: [23]).

Sotto tale approssimazione, è possibile calcolare lo swath width come:

$$L = 2 \cdot H \cdot \tan\left(\frac{FoV}{2}\right) \tag{2.2}$$

In cui il parametro H rappresenta la quota a cui si trova il sensore per l'acquisizione dell'immagine ed L è lo  $swath\ width$ .

#### Beamwidth

Il beamwidth è l'angolo in cui la maggioranza dell'energia dell'antenna viene irradiata. Può essere misurato nel piano orizzontale o in quello verticale ed è "la distanza tra due punti nei quali la potenza è la metà del massimo" [9], come mostrato nel diagramma di radiazione in Figura 2.6.

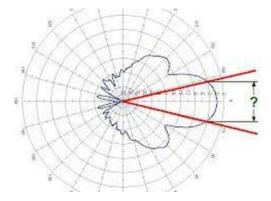


Figura 2.6. Rappresentazione schematica bidimensionale di swath width e Field of View (Credit: [9]).

Il beamwidth varia con le caratteristiche fisiche ed elettroniche quali il tipo, il design, l'orientazione e la frequenza tipici dell'antenna utilizzata. Può essere orizzontale (azimuth) o verticale (elevation): in caso di antenne omnidirezionali il beamwidth orizzontale è pari a circa 360°, mentre per le antenne direzionali, che concentrano l'energia elettromagnetica in una specifica direzione, esso è inversamente proporzionale al livello di guadagno e alla direttività dell'antenna.

Il beamwidth è un parametro analitico di particolare interesse per diverse applicazioni pratiche come la pianificazione e l'analisi della copertura dell'antenna in una determinata area o la

determinazione delle interferenze tra antenne vicine tra loro. È inoltre un parametro di fondamentale importanza per il calcolo delle prestazioni del link di comunicazione, come la risoluzione del fascio emesso o la direttività.

Un parametro chiave collegato al beamwidth è l'Half Power Beam Width (HPBW), che è "l'angolo tra i punti caratterizzati da metà della potenza massima e il lobo principale" [9]. Secondo la definizione standard, l'Half Power Beam Width è "l'intervallo angolare nel quale il modulo della potenza del fascio irradiato diminuisce del 50% (o di -3dB) rispetto al picco del fascio principale" [71].

## Ground Sampling Distance

Il Ground Sampling Distance (GSD) è la distanza misurata sul terreno tra i centri di due pixel consecutivi. Maggiore è il valore del GSD dell'immagine, minore sarà la risoluzione spaziale dell'immagine stessa e, pertanto, minori saranno i dettagli visibili. Per il calcolo del GSD i parametri di cui bisogna tenere conto sono:

- La distanza dall'oggetto che si intende inquadrare (quota);
- Le specifiche della fotocamera: lunghezza focale e dimensioni dell'immagine.

In particolare, la relazione che permette il calcolo di tale grandezza è la seguente:

$$GSD[m/Pixel] = \frac{Quota[km] \cdot Dimensione[mm/Pixel]}{Lunghezzafocale[m]}$$
(2.3)

In Figura 2.7 sono rappresentati in maniera schematica i parametri che intervengono nel calcolo del GSD.

È di particolare importanza andare a scegliere il valore del GSD prima di iniziare l'acquisizione dell'immagine così da adeguare quota di volo e specifiche della fotocamera [59].

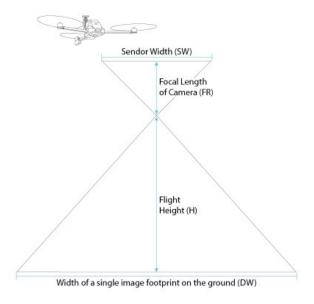


Figura 2.7. Rappresentazione dei parametri utilizzati per il calcolo del GSD (Credit: [4]).

## 2.1.2 Calcolo quota

Gli errori che si sono considerati per il calcolo sono quelli causati da un errore nel sistema di puntamento della fotocamera presente a bordo del velivolo e da un errore nell'individuazione del target causata dal GPS.

### Errore angolare di puntamento

Le grandezze in gioco per il calcolo dell'errore dovuto al sistema di puntamento dell'HAB sono quelle mostrati in Figura 2.8.

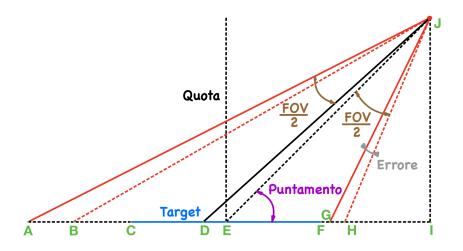


Figura 2.8. Parametri in gioco per il calcolo dell'errore di puntamento.

#### I parametri rappresentati sono:

- Target (segmento  $\overline{CF}$ ): è il segmento in blu in Figura 2.8 e rappresenta il lato dell'obiettivo del puntamento (nel caso in questione il Polo Industriale San Martino);
- Puntamento: è l'angolo di cui si intende inclinare la fotocamera per puntare al target (si suppone che la fotocamera si trovi in J); tale angolo è pari a 90° nel momento in cui la fotocamera si trova sulla verticale del punto E;
- Errore: è l'errore dovuto al sistema di puntamento della fotocamera a bordo del velivolo;
- Quota (segmento  $\overline{IJ}$ ): è la quota a cui si trova il velivolo e, pertanto, la fotocamera;
- FoV: è il Field of View con cui si scatta la foto in questione.

Con la linea rossa tratteggiata in Figura 2.8 si è indicato il caso ideale (errore nullo), mentre con la linea rossa continua quello reale (errore diverso da zero); l'angolo di puntamento è definito a partire dal caso ideale ed è l'angolo tra il segmento  $\overline{JE}$  ed il segmento  $\overline{EI}$ . Il punto E si trova esattamente a metà del segmento  $\overline{CF}$  (target). Nei calcoli si suppone che l'HAB sia puntiforme e, pertanto, che il punto in cui si trova la fotocamera coincida con la posizione della piattaforma, cioè il punto J in Figura 2.8.

In tabella 2.1 sono riportati i parametri che si suppone siano noti ed i parametri da calcolare.

Parametro	Valore
FoV	6.3° - 11.7° - 34.2°
Puntamento	$45^{\circ}$
Target	2  km
Errore	$2^{\circ}$
Quota	2 - 5 - 10 - 15 - 20 km

Tabella 2.1. Parametri noti e rispettivi valori.

I parametri sono stati settati in questa maniera per le seguenti motivazioni:

- I tre Field of View in tabella sono quelli utilizzati nelle precedenti missioni;
- Il sistema di puntamento della fotocamera a bordo dello *spacecraft* funziona da -45° a +45°; si sceglie pertanto una delle due situazioni estreme in quanto rappresentano quelle più critiche;
- Il target, come stimato in precedenza, ha dimensioni pari a 2 km;
- L'errore del sistema di puntamento viene considerato pari a 2°;
- La quota viene fatta variare tra 2 e 20 km, che sono le quote di interesse per la missione che si sta analizzando.

Il parametro che si intende calcolare è il segmento  $\overline{FG}$ : tale segmento rappresenta il margine (misurato in chilometri) per cui il target, cioè il segmento blu in Figura 2.8, è contenuto nella foto scattata. Si ha infatti che nel momento in cui il punto F si va a trovare alla destra del punto G, parte del target non è più contenuta nella foto scattata: il segmento  $\overline{CF}$  (target) non è più contenuto nel segmento  $\overline{AG}$  (swath width).

Per procedere al calcolo del segmento  $\overline{FG}$  è necessario procedere al calcolo di alcune grandezze intermedie; per il calcolo di tali grandezze si sono utilizzate delle relazioni geometriche.

$$\overline{JE} = \frac{\overline{JI}}{\sin(Puntamento)} \tag{2.4}$$

$$\overline{GJ} = \overline{JE} \cdot \frac{\sin(Puntamento)}{\sin\left(\pi - Puntamento - \left(\frac{FoV}{2} - Errore\right)\right)}$$
(2.5)

$$\overline{FG} = \overline{GJ} \cdot \frac{\sin\left(\frac{FoV}{2} - Errore\right)}{\sin(Puntamento)} - \frac{\overline{CE}}{2}$$
(2.6)

Prima di procedere con il paragrafo 2.1.2, si forniscono le formule per il calcolo dello *swath width* (segmento  $\overline{AG}$ ) e del segmento  $\overline{GH}$ : quest'ultimo è un parametro che sarà necessario nel paragrafo 2.1.2.

$$\overline{AI} = \overline{JI} \cdot \tan\left(\frac{FoV}{2} + Errore + \frac{\pi}{2} - Puntamento\right)$$
 (2.7)

$$\overline{EI} = \overline{JI} \cdot \tan\left(\frac{\pi}{2} - Puntamento\right) \tag{2.8}$$

$$\overline{AE} = \overline{AI} - \overline{EI} \tag{2.9}$$

$$\overline{AG} = \overline{AE} + \overline{GJ} \cdot \frac{\sin\left(\frac{FoV}{2} - Errore\right)}{\sin(Puntamento)}$$
(2.10)

$$\widehat{HJI} = \frac{\pi}{2} - Puntamento - \frac{FoV}{2}$$
 (2.11)

$$\overline{HI} = \overline{JI} \cdot \tan(\widehat{HJI}) \tag{2.12}$$

$$\overline{EI} = \overline{JI} \cdot \tan\left(\widehat{HJI} + \frac{FoV}{2}\right) \tag{2.13}$$

$$\overline{EG} = \frac{\overline{CF}}{2} + \overline{FG} \tag{2.14}$$

$$\overline{GH} = \overline{EI} - \overline{HI} - \overline{EG} \tag{2.15}$$

L'Excel, utilizzando le formule fornite in questo paragrafo, è impostato in maniera tale da calcolare per ciascuna combinazione dei parametri elencati in tabella 2.1 il valore del segmento  $\overline{GH}$ .

#### Errore GPS

In Figura 2.9 sono rappresentati i parametri che si utilizzerà per eseguire i calcoli. Le grandezze sono le stesse del paragrafo 2.1.2, ad eccezione dell'errore: in questo caso, l'errore è di tipo lineare (segmento in grigio in Figura 2.9) ed è dovuto ad un'errata individuazione del target in termini di posizione GPS. Gli angoli  $\alpha$  e  $\beta$  rappresentati nel disegno in basso in Figura 2.9) sono stati definiti per semplicità espositiva, ma non rappresentano particolari grandezze.

Come per il caso precedente, con la linea rossa tratteggiata nel disegno in alto in Figura 2.9 si è indicato il caso ideale (errore nullo), mentre con la linea rossa continua quello reale (errore diverso da zero); l'angolo di puntamento è definito a partire dal caso ideale ed è l'angolo tra il segmento  $\overline{J'E'}$  ed il segmento  $\overline{E'I'}$ . Il punto E si trova esattamente a metà del segmento  $\overline{C'F'}$  (target).

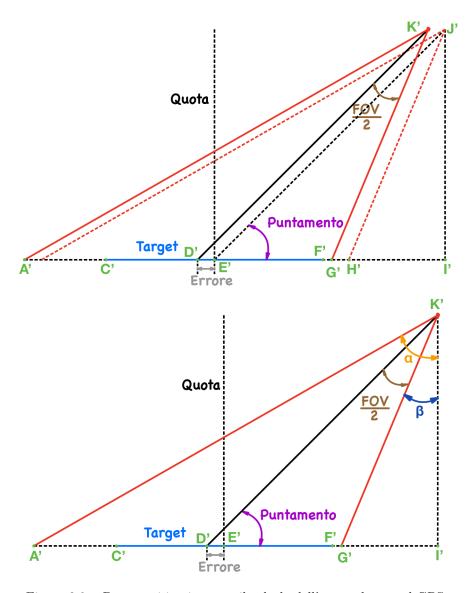


Figura 2.9. Parametri in gioco per il calcolo dell'errore dovuto al GPS.

Per quanto detto in precedenza, l'unico parametro che risulta da definire è l'errore, che viene assunto pari a 10 m; per i valori degli altri parametri si faccia riferimento alla tabella 2.1.

Il parametro che si intende calcolare è il segmento  $\overline{F'G'}$ : tale segmento rappresenta il margine (misurato in chilometri) per cui il target, cioè il segmento grigio in Figura 2.9, è contenuto nella foto scattata. Si ha infatti che nel momento in cui il punto F si va a trovare alla destra del punto

G, parte del target non è più contenuta nella foto scattata: il segmento  $\overline{C'F'}$  (target) non è più contenuto nel segmento  $\overline{A'G'}$  (swath width).

Per procedere al calcolo del segmento  $\overline{F'G'}$  è necessario procedere al calcolo di alcune grandezze intermedie; per il calcolo di tali grandezze si sono utilizzate delle relazioni geometriche.

$$\overline{K'D'} = \frac{\overline{K'I'}}{sin(Puntamento)}$$
 (2.16)

$$\overline{K'G'} = \overline{K'D'} \cdot \frac{sin(Puntamento)}{sin\left(\pi - Puntamento - \frac{FoV}{2}\right)}$$
(2.17)

$$\overline{D'G'} = \sqrt{\overline{K'D'}^2 + \overline{K'G'}^2 - 2 \cdot \overline{K'D'} \cdot \overline{K'G'} \cdot \cos\left(\frac{FoV}{2}\right)}$$
 (2.18)

$$\overline{F'G'} = \overline{D'G'} - \frac{C'F'}{2} - Errore \tag{2.19}$$

Come fatto nel paragrafo 2.1.2, si forniscono le formule per il calcolo dello *swath width* (segmento  $\overline{A'G'}$  in Figura 2.9) e del segmento  $\overline{G'H'}$ : quest'ultimo è un parametro che sarà necessario nel paragrafo 2.1.2.

$$\beta = \arccos\left(\frac{\overline{K'I'}}{\overline{K'G'}}\right) \tag{2.20}$$

$$\alpha = FoV + \beta \tag{2.21}$$

$$\overline{A'I'} = \overline{K'I'} \cdot \tan(\alpha) \tag{2.22}$$

$$\overline{G'I'} = \sqrt{\overline{K'G'}^2 - \overline{K'I'}^2} \tag{2.23}$$

$$\overline{A'G'} = \overline{A'I'} - \overline{G'I'} \tag{2.24}$$

$$\widehat{H'J'I'} = \frac{\pi}{2} - Puntamento - \frac{FoV}{2}$$
(2.25)

$$\overline{H'I'} = \overline{J'I'} \cdot \tan(\widehat{H'J'I'}) \tag{2.26}$$

$$\overline{E'I'} = \overline{J'I'} \cdot \tan\left(\widehat{H'J'I'} + \frac{FoV}{2}\right) \tag{2.27}$$

$$\overline{E'G'} = \frac{\overline{C'F'}}{2} + \overline{F'G'} \tag{2.28}$$

$$\overline{G'H'} = \overline{E'I'} - \overline{E'G'} - \overline{H'I'}$$
(2.29)

L'Excel, utilizzando le formule fornite in questo paragrafo, è impostato in maniera tale da calcolare per ciascuna combinazione dei parametri elencati in tabella 2.1 (ad eccezione del parametro 'Errore', definito pari a 10 m) il valore del segmento  $\overline{G'H'}$ .

#### Errore totale

Nelle pagine precedenti si sono esposti i casi in cui si avesse solamente errore nell'individuazione della posizione (GPS) e solamente errore dovuto al sistema di puntamento; in questo paragrafo, applicando la sovrapposizione degli effetti, si espone il caso in cui siano presenti entrambi gli errori. Il calcolo del margine in questo caso si basa su una semplice relazione geometrica:

$$Margine = \overline{E'I'} - \overline{H'I'} - \frac{Target}{2} - \overline{GH} - \overline{G'H'}$$
 (2.30)

Se il parametro Margine è positivo, allora il target è contenuto nella foto scattata. Eseguendo i calcoli con la suite Excel si ottiene che:

- Per un *Field of View* pari a 6.3° non esiste alcuna combinazione di parametri per cui il *Margine* sia maggiore di zero;
- Per un *Field of View* pari a 11.7° le combinazioni di parametri che rispettano il vincolo (*Margine* > 0) sono riassunte in tabella 2.2;

FoV=11.7°	Quota [km]	Margine>0?
	2	No
	5	No
	10	Sì
	15	Sì
	20	Sì

Tabella 2.2. Analisi del Margine nel caso FoV=11.7°.

• Per un *Field of View* pari a 34.2° tutte le combinazioni di parametri rispettano il vincolo (*Margine* > 0), come mostrato in tabella 2.3.

FoV=34.2°	Quota [km]	Margine>0?
	2	Sì
	5	Sì
	10	Sì
	15	Sì
	20	Sì

Tabella 2.3. Analisi del Margine nel caso FoV=34.2°.

Il caso FoV=6.3° risulta dunque da scartare, mentre nel caso 11.7° non è possibile scattare foto a bassa quota (a 5 km non si riesce ad inquadrare il Target).

A questo punto si va ad introdurre un ulteriore vincolo: il  $Ground\ Sample\ Distance$ . È infatti necessario che le foto scattate abbiano una risoluzione pari a  $0.5\ m^2/\mathrm{Pixel}$ . Per eseguire il calcolo sul GSD è necessario andare ad esplicitare le caratteristiche tecniche del sensore fotografico che si intende utilizzare, riassunte in tabella 2.4.

Sensore fotografico		
Larghezza [mm]	Altezza [mm]	Risoluzione [megaPixel]
6.16	4.62	20.3
Immagine		
Larghezza [Pixel]	Altezza [Pixel]	Dimensione [mm/Pixel]
5184	3888	0.001188272

Tabella 2.4. Caratteristiche del sensore fotografico che si suppone di utilizzare.

Per il sensore fotografico utilizzato, a ciascun *Field of View* corrisponde una lunghezza focale, come mostrato in tabella 2.5.

Field of View [°]	Lunghezza focale [mm]
6.3	59.78
11.7	23.39
34.2	10.8

Tabella 2.5. Lughezze focali corrispondenti a ciascun Field of View.

Si passa poi al calcolo del GSD utilizzando la relazione (2.3), che si richiama per chiarezza espositiva.

$$GSD[m/Pixel] = \frac{Quota[km] \cdot Dimensione[mm/Pixel]}{Lunghezzafocale[m]}$$

I risultati dei calcoli sono riassunti nella tabella 2.6; si è escluso dal calcolo il caso FoV=6.3° che, come detto in precedenza, non rispetta il requisito sul Margine.

FoV=11.7°	Quota [km]	GSD [m/Pixel]
	2	0.1016
	5	0.2540
	10	0.5080
	15	0.7620
	20	1.0160
FoV=34.2°	Quota [km]	GSD [m/Pixel]
	0	0.0000
	2	0.2200
	2 5	0.2200 $0.5501$
	_	
	5	0.5501

Tabella 2.6. Lughezze focali corrispondenti a ciascun Field of View.

Si sono rappresentati in verde i dati che rispettano il vincolo sul GSD, mentre sono in rosso quelli che non lo rispettano. Imponendo che siano rispettati contemporaneamente i vincoli relativi a GSD e Margine si ottiene la seguente situazione:

- Per quanto riguarda il FoV=11.7°, le quote 2 km e 5 km non rispettano il requisito relativo al Margine, mentre quelle al di sopra dei 5 km non rispettano il requisito relativo al GSD.
- Per quanto riguarda il FoV=34.2°, l'unica quota che rispetta sia il requisito relativo al Margine che quello relativo al GSD è 2 km.

Per un'osservazione continua nel tempo si ritiene sia necessario un sensore fotografico maggiormente performante, che permetta il rispetto del requisito sul GSD a tutte le quote proposte. Nell'ambito di questa tesi si suppone di utilizzare il sensore analizzato ed osservare il Polo ad una quota di 2 km con un FoV= $34.2^{\circ}$ , uniche condizioni che rispettano tutti i vincoli precedentemente indicati.

## 2.1.3 Calcolo errore ground station ammesso

Nelle pagine precedenti si è definita la quota a cui si intende eseguire l'osservazione del Polo Industriale San Martino; in questo paragrafo, a partire da tale vincolo e da altre considerazioni, si andranno a definire i requisiti di precisione della *ground station*.

Uno dei due valori stabiliti nelle pagine precedenti è la quota, considerata pari a 2 km; a partire da tale dato si vanno ad impostare i calcoli per ottenere il margine di errore che è possibile avere sul puntamento della *ground station* in termini angolari. Come già fatto nel paragrafo 2.1.2 si considerano due tipologie di errore:

- 1. L'errore dovuto al sistema di puntamento della ground station;
- 2. L'errore GPS dovuto all'individuazione del target.

In Figura 2.10 sono disegnate in maniera schematica le due possibili tipologie di errore.

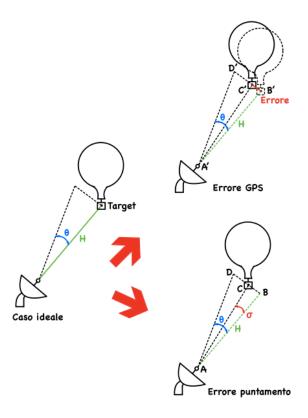


Figura 2.10. Rappresentazione schematica degli errori che si vanno a considerare.

I parametri rappresentati in Figura 2.10 sono:

- L'angolo  $\theta$  è l'*Half Power Beam Width*;
- Il segmento H rappresenta la distanza tra la stazione di terra ed il target nel caso ideale;
- Il parametro Errore è l'errore di individuazione GPS;
- L'angolo  $\sigma$  è l'errore angolare di puntamento ed è il parametro che si farà variare.

Da notare che il parametro H è diverso dal parametro Quota, come si può osservare da Figura 2.11. Il puntamento risulta più critico, e quindi l'errore concesso è inferiore, quanto più il target risulta vicino alla stazione di terra, cioè quanto più il parametro H è piccolo. In questo senso, il caso su cui dimensionare il puntamento è quello in cui  $\delta$  (Figura 2.11) è pari a zero e, pertanto, i parametri H e Quota coincidono.

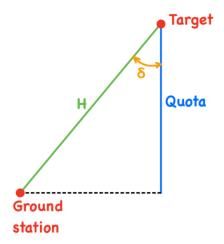


Figura 2.11. Rappresentazione schematica dei parametri H e Quota.

Il vincolo sulla quota si trasforma quindi in un vincolo su H: per i calcoli successivi si considererà quindi  $H=2~\mathrm{km}.$ 

Come già fatto nel paragrafo 2.1.2, si definisce un parametro margine; per i parametri nella formula sottostante si faccia riferimento alla Figura 2.10.

$$Margine = H \cdot \tan(\theta) - \overline{C'B'} - \overline{CB} = H \cdot \tan(\theta) - Errore - H \cdot \tan(\sigma)$$
 (2.31)

Se il margine è un numero maggiore di zero, allora il puntamento ridulta efficace; viceversa, se il Margine è un numero minore di zero, allora il link tra stazione di terra e Target non è chiuso. Imponendo un Errore pari a 10 m e risolvendo l'equazione per via numerica si trova  $\sigma = 5.717^{\circ}$ .

Sondando le caratteristiche delle *ground station* presenti sul mercato, si trova che tale requisito risulta soddisfatto per tutte le configurazioni trovate; risulta pertanto necessaria una analisi maggiormente stringente così da estrapolare un requisito maggiormente significativo.

Come precedentemente affermato, al diminuire del parametro H, aumenta la richiesta di precisione in termini di puntamento. In questo senso, supponendo che stazione di terra e punto di decollo si trovino nelle vincinanze l'uno dell'altro, la situazione più critica è il proprio il decollo: si andrà in questo ambito ad analizzare il caso in cui il parametro H sia pari a 150 m (per quote inferiori si stima che la ricezione dei dati avvenga anche senza un puntamento corretto attraverso i lobi secondari delle antenne). Utilizzando l'equazione 2.31 e mantenendo tutti i parametri precedenti ad eccezione di H che, come detto, si suppone pari a 150 m, si trova  $\sigma=2.201^\circ$ . Tale parametro rappresenta un vincolo che le potenziali ground station che si andranno ad analizzare nei prossimi paragrafi dovranno rispettare.

## 2.2 Presentazione e confronto delle soluzioni trovate

In questo paragrafo sono brevemente descritte e confrontate tra loro le tre migliori opzioni trovate per la stazione di terra. Prima di passare alle presentazione delle soluzioni, si elencano i vincoli da soddisfare, che sono essenzialmente legati alle antenne da movimentare e dalla precisione con cui le stesse devono essere movimentate..

Vincolo	Valore
Carico da movimentare	$4.125~\mathrm{kg}$
Risoluzione angolare	$2.2^{\circ}$

Tabella 2.7. Vincoli da rispettare nella scelata della ground station.

La risoluzione angolare è stata stabilita nel precedente paragrafo, mentre il carico da movimentare è rappresentato dal sistema di antenne attualmente utilizzato necessario alla ricetrasmissione di dati con lo *spacecraft*. Oltre ai vincoli numerici presentati in tabella 2.7, sono presenti anche dei vincoli operazionali:

- La ground station deve essere trasportabile e configurabile in pochi minuti;
- La ground station deve essere personalizzabile dal punto di vista del software di controllo e movimentazione: le stazioni di terra sono solitamente realizzate per l'inseguimento di satelliti, mentre nel caso in questione bisogna inseguire uno spacecraft che non percorre un'orbita, ma una traiettoria aperta partendo dalla superficie terrestre.

Si passa ora alla descrizione delle soluzioni trovate.

# 2.2.1 SPX-02/HR

Il rotore in questione, mostrato in Figura 2.12, è prodotto dall'azienda SPID Elektronik e presenta le caratteristiche elencate in tabella 2.8.



Figura 2.12. Foto dell'SPX-02/HR (Credit: [38]).

Caratteristica	Valore
Peso	$14.5~\mathrm{kg}$
Massimo carico verticale amesso	40  kg
Coppia di rotazione	60  Nm
Risoluzione angolare	$0.1875^{\circ}$

Tabella 2.8. Principali caratteristiche prestazionali del rotore SPX-02/HR.

Come è possibile osservare da tabella 2.8, il rotore rispetta con un certo margine la specifica relativa alla risoluzione angolare espressa nei vincoli nel paragrafo 2.2

Il produttore del rotore ha realizzato un treppiede compatibile con il rotore in questione, mostrato in Figura 2.13.



Figura 2.13. Dimensioni e disegno CAD del treppiede STR-01 (Credit: [32]).

Il treppiede presenta le caratteristiche descritte in tabella 2.9.

Specifiche STR-01		
Peso	11 kg	
Massimo carico verticale amesso	30  kg	
Materiale	Acciaio (spessore 3 mm)	
Altezza	670-830 mm	

Tabella 2.9. Specifiche dell'STR-01 (Credit: [37]).

Il treppiede è in grado di resistere ad un massimo carico verticale pari a 30 kg: essendo il peso dell'SPX-02/HR pari a 14.5 kg ed essendo il sistema di antenne pari a 4.125 kg, esso è in grado di sorreggere il carico richiesto con un margine di 11.375 kg.

Il rotore è in grado di interfacciarsi con un PC attraverso un opportuno controllore, sempre prodotto dall'azienda SPID Elektronik; tale controllore è mostrato in Figura 2.14.



Figura 2.14. Controllore MD-01 (Credit: [33]).

L'MD-01 permette l'interfaccia con il rotore attraverso un software fornito dall'azienda ed integrato con Orbitron, le cui caratteristiche si vedranno nel prosieguo della tesi; tale software, tuttavia, non permette la personalizzazione e permette l'inseguimento solamente di satelliti.

Esiste però una seconda possibilità per il controllo del rotore: utilizzando l'MD-01 come mediatore tra computer e rotore è possibile inviare direttamente il comando di movimentazione all'SPX-02/HR attraverso il protocollo Rotprog (che verrà meglio descritto nel prosieguo della tesi). In questo modo, viene rispettato anche il requisito sulla personalizzazione espresso nel paragrafo 2.2.

# 2.2.2 RAS/HR

Il rotore in questione, mostrato in Figura 2.15, è prodotto dall'azienda SPID Elektronik e presenta le caratteristiche elencate in tabella 2.10.



Figura 2.15. Foto del RAS/HR (Credit: [31]).

Caratteristica	Valore
Peso	15  kg
Massimo carico verticale ammesso	$250~\mathrm{kg}$
Coppia di rotazione	309  Nm
Risoluzione angolare	$0.1875^{\circ}$

Tabella 2.10. Principali caratteristiche prestazionali del rotore RAS/HR.

Come è possibile osservare da tabella 2.10, il rotore rispetta con un certo margine la specifica relativa alla risoluzione angolare espressa nei vincoli nel paragrafo 2.2

Il produttore del rotore ha realizzato un treppiede compatibile con il rotore in questione, mostrato in Figura 2.16, che presenta le caratteristiche descritte in tabella 2.11.

Specifiche STR-04		
Peso	$65~\mathrm{kg}$	
Massimo carico verticale ammesso	>100 kg	
Materiale	Acciaio (spessore 3 mm)	
Altezza	1708 mm	

Tabella 2.11. Specifiche dell'STR-04 (Credit: [37]).

Il treppiede è in grado di resistere ad un massimo carico verticale maggiore di 100 kg: essendo il peso del RAS/HR pari a 15 kg ed essendo il sistema di antenne pari a 4.125 kg, esso è in grado di sorreggere il carico richiesto con un margine maggiore di 80.875 kg.

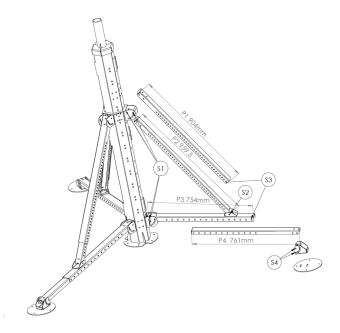


Figura 2.16. Disegno schematico del treppiede STR-04 (Credit: [37]).

Per quanto riguarda controllore e software, il RAS/HR è compatibile con l'MD-01 (mostrato in Figura 2.14) ed il protocollo Rot2Prog descritti nel paragrafo 2.2.1.

### 2.2.3 Autonomous Satellite Tracker

La ground station in analisi si basa sull'articolo Autonomous Satellite Tracker [29], nel quale viene descritta la realizzazione della stazione di terra portatile per il tracciamento di satelliti mostrata in Figura 2.17.



Figura 2.17. Autonomous Satellite Tracker (Credit: [27]).

Tale stazione di terra prevede, per la versione scelta, l'utilizzo dei seguenti componenti:

- Un microcontrollore Adafruit ESP 8266;
- Un servocontrollore Adafruit 815;
- Una IMU (Inertial Measurement Unit) Adafruit 2472;
- Un GPS Adafruit 746;
- Due servomotori: ServoCity SPG785A-CM 5:1 ratio e ServoCity model SPT400 5:1 ratio;
- Un treppiede costituito dai componenti ServoCity: 3 x Part 585548, 1 x Part 585443, 1 x Part 585596.

I servomotori ed il treppiede utilizzati nell'articolo non sono disponibili sul mercato nel momento in cui si sta scrivendo la tesi, pertanto sono stati sostituiti dai seguenti componenti:

- Due servomotori SG12 Series Servo Gearbox, con relative staffe per il montaggio;
- Il treppiede Neewer N555, mostrato in Figura 2.18.



Figura 2.18. Foto del treppiede Neewer N555 (Credit: [12]).

Il treppiede in questione presenta le caratteristiche descritte in tabella 2.12.

Specifiche Neewer N555	
Peso	1.8 kg
Massimo carico verticale ammesso	12 kg
Materiale	Alluminio, plastica
Altezza	1800 mm

Tabella 2.12. Specifiche del Neewer N555 (Credit: [12]).

Le principali caratteristiche stimate del rotore sono invece riassunte in tabella 2.13.

Il treppiede è in grado di resistere ad un massimo carico verticale massimo di  $12~\mathrm{kg}$ : essendo il peso del rotore  $1.5~\mathrm{kg}$  ed essendo il sistema di antenne da movimentare pari a  $4.125~\mathrm{kg}$ , esso è in grado di sorreggere il carico richiesto con un margine pari a  $6.375~\mathrm{kg}$ .

Caratteristica	Valore
Peso	1.5  kg (stima)
Massimo carico verticale ammesso	8 kg (stima)
Coppia di rotazione	17.3  Nm
Risoluzione angolare	$0.2^{\circ}$

Tabella 2.13. Principali caratteristiche prestazionali del rotore dell'Autonomous Satellite Tracker.

Per quanto riguarda il software di controllo, esso è scritto in Arduino, è disponibile online ([28]) ed è personalizzabile secondo le proprie esigenze, essendo interamente open source. Il sistema non prevede il collegamento con il PC in quanto le operazioni di controllo sono delegate al servocontrollore ed al microcontrollore Adafruit precedentemente citati.

#### 2.2.4 Confronto

Si conclude la presentazione delle soluzioni trovate con una tabella riassuntiva che confronta tra loro le principali caratteristiche prestazionali delle varie ground station descritte nei precedenti paragrafi.

	Peso [kg]	Risoluzione [°]	Coppia [Nm]	Carico massimo [kg]
$\mathrm{SPX} ext{-}02/\mathrm{HR}$	14.5	0.1875	60	40
RAS/HR	15	0.1875	309	250
A.S.T.	1.5	0.2	17.3	8

**N.B.** Con l'acronimo A.S.T. si intende Autonomous Satellite Tracker.

Tabella 2.14. Confronto delle prestazioni delle principali soluzioni trovate per la stazione di terra.

Per quanto riguarda i costi delle stazioni di terra proposte, si ha la situazione schematizzata in tabella 2.15

	$\mathrm{SPX} ext{-}02/\mathrm{HR}$	RAS/HR	A.S.T.
Costo	<b>♦♦♦</b> ◊	***	$\Diamond\Diamond\Diamond\Diamond$

Tabella 2.15. Confronto tra i costi delle soluzioni trovate per la stazione di terra.

## 2.3 Scelta e motivazioni

Le tre soluzioni descritte nelle precedenti pagine rispettano i requisiti citati nel paragrafo 2.2, per cui per la scelta sono necessarie ulteriori considerazioni, che sono espresse nelle righe seguenti.

La soluzione descritta nel paragrafo 2.2.3 non presenta garanzie nel raggiungimento delle prestazioni dichiarate, in quanto le caratteristiche prestazionali si riferiscono a delle stime e non a prove eseguite dal produttore, come invece avviene nelle soluzioni descritte negli altri due paragrafi.

Un altro fattore da tenere in considerazione è la possibile necessità di dover posizionare la stazione di terra e doverla lasciare per alcune diverse ore/giorni in posizione all'aperto: per quanto riguarda il RAS/HR e l'SPX-02/HR non sussiste alcuna problematica, in quanto sono progettati ed opportunamente isolati per resistere agli agenti atmosferici, mentre per quanto riguarda l'Autonomous Satellite Tracker sarebbe necessario progettare un opportuno sistema di isolamento e protezione.

In un futuro prossimo si prevede di utilizzare un sistema di antenne maggiormente impegnativo dal punto di vista del peso (si prevede di arrivare ad un peso del sistema di antenne pari a 15 kg) e, pertanto, si preferisce la scelta di una stazione di terra che presenti una coppia ed un massimo carico verticale con un margine abbastanza ampio. Per tale motivazione la soluzione descritta nel paragrafo 2.2.3 risulta poco indicata; tra le due soluzioni rimanenti, quella che, anche se dietro un maggiore esborso, consente di avere un buon risultato soprattutto per quanto riguarda la coppia di movimentazione è la soluzione descritta nel paragrafo 2.2.2.

Da un punto di vista prestazionale e di prospettiva futura, quindi, la migliore soluzione è il RAS/HR.

Per le motivazioni appena citate, la scelta è ricaduta sul RAS/HR, che si andrà approfonditamente a descrivere nelle prossime pagine.

# 2.4 Caratteristiche della soluzione scelta (RAS/HR)

In questo paragrafo viene descritto più approfonditamente il RAS/HR, individuato precedentemente come la soluzione più adatta alle esigenze attuali e future; il paragrafo è suddiviso in due macrosezioni: hardware e software. Si andrà a concentrare l'attenzione principalmente sul lato software che non è stato precedentemente descritto in maniera esaustiva.

Prima di passare alla descrizione dei singoli componenti, si inserisce uno schema concettuale del funzionamento del sistema.

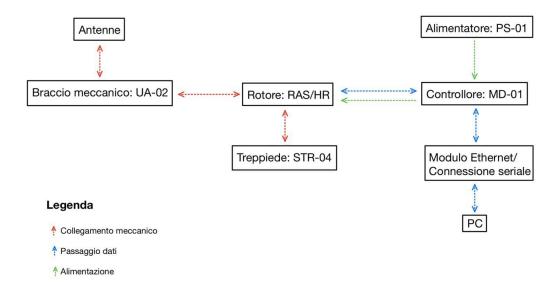


Figura 2.19. Schema concettuale del sistema.

Il sistema, ad eccezione del computer, è alimentato tramite una *power supply* collegata ad un generatore o ad una presa di corrente; è poi l'MD-01 a controllare la distribuzione dell'energia suddividendola tra la propria alimentazione e quella del rotore.

Il controllo del sistema, come si può vedere dalla linea in blu in Figura 2.19, parte dal PC: attraverso uno dei due software (descritti nel paragrafo 2.4.2) il computer invia il comando di movimentazione; tale comando viene ricevuto ed interpretato dal controllore, che lo traduce in un comando al rotore. Il feedback riguardante il raggiungimento della posizione settata segue il percorso inverso.

I collegamenti meccanici (linea rossa) verranno analizzati in maniera più approfondita nel prosieguo della tesi.

### 2.4.1 Hardware

Per quanto riguarda le performance del rotore e del treppiede, si faccia riferimento rispettivamente alla tabella 2.10 ed alla tabella 2.11.

Il controllore MD-01, mostrato in Figura 2.14, è di tipo rackmount e rispetta lo standard 19". Dal punto di vista prestazionale, esso presenta le caratteristiche mostrate nella tabella sottostante.

Specifiche	Specifiche MD-01									
Tensione in ingresso [V]	13.8÷24									
Consumo di corrente [A]	6÷18									
Peso [kg]	1.9									
Dimensioni [mm]	386 x 306 x 64									
Materiale case	Alluminio ed acciaio									

Tabella 2.16. Specifiche dell'MD-01 (Credit: [61]).

L'MD-01 è interfacciabile con il PC tramite cavo seriale o un cavo ethernet a seconda delle esigenze.

La power supply è prodotta da SPID Elektronik ed è il modello PS-01; è di tipo rackmount, rispetta lo standard 19" ed è mostrata in Figura 2.20.



Figura 2.20. Foto del PS-01 prodotto da SPID Elektronik.

Essa presenta le caratteristiche prestazionali elencate in tabella 2.17.

Specifiche F	PS-01
Tensione in ingresso (AC) [V]	100÷240
Peso [kg]	5.6
Dimensioni [mm]	386 x 306 x 64
Materiale case	Alluminio ed acciaio

Tabella 2.17. Specifiche del PS-01 (Credit: [61]).

Il treppiede utilizzato presenta le caratteristiche descritte in tabella 2.11.

Il braccio meccanico, mostrato in Figura 2.21, è interamente in acciaio ed è anch'esso prodotto da SPID Elektronik.

Le antenne sono di tipo direzionale: le caratteristiche ed il montaggio delle stesse verranno meglio specificati nel Capitolo 4.

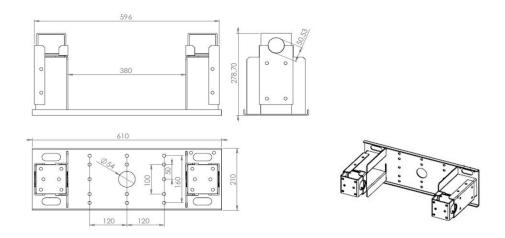


Figura 2.21. Disegno tecnico del braccio meccanico UA-02.

#### 2.4.2 Software

Il controllo del rotore tramite PC può avvenire tramite:

- L'eseguibile *spidMD01dde.exe* fornito dall'azienda produttrice, all'interno del quale è integrato il software Orbitron;
- Un codice scritto in protocollo Rot2proG, attraverso il quale si comunica direttamente con il controllore.

In questo paragrafo si descrivono separatamente gli strumenti utilizzabili per le due tipologie di controllo, mettendone in evidenza caratteristiche e limiti.

#### Orbitron

Orbitron è un software per la visualizzazione della telemetria e l'inseguimento di satelliti. Attraverso l'utilizzo di tale software è possibile andare a monitorare contemporaneamente più di un satellite, oltre che inseguire particolari corpi celesti quali il Sole. È dotato di un'interfaccia semplice e flessibile e prevede l'aggiornamento automatico dei file TLE (Two Line Element) relativi ai satelliti contenuti nelle liste precaricate. La telemetria non viene ricevuta in tempo reale, ma si basa su database scaricati da fonti ufficiali, che sfruttano algoritmi predittivi.

Si passa ora alla descrizione dell'installazione e configurazione del software appena descritto. Per prima cosa, è necessario scaricare l'eseguibile dal sito http://www.stoff.pl/downloads.php:

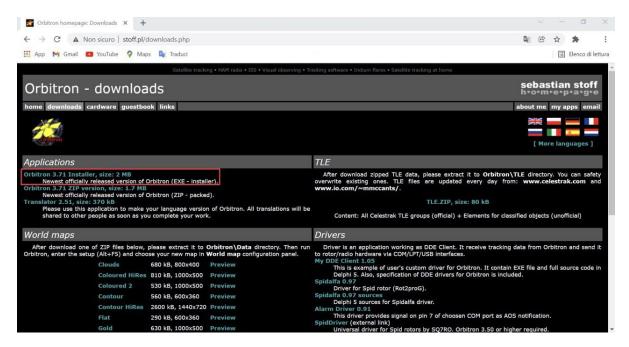


Figura 2.22. Schermata del sito per il download di Orbitron.

Una volta installato, la prima cosa da settare è la posizione da cui si vuole eseguire l'osservazione; per far ciò bisogna andare nella scheda 'Locazione' (riquadrata in rosso in Figura 2.23) ed inserire le coordinate (longitudine e latitudine) del punto di interesse nei riquadri cerchiati in blu in Figura 2.23.

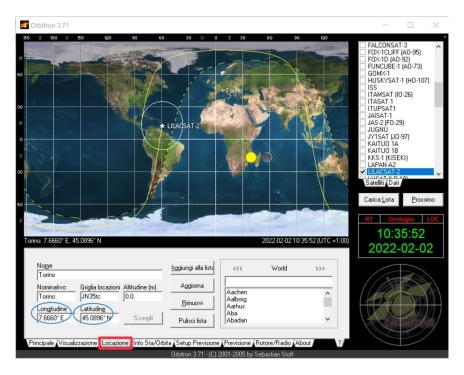


Figura 2.23. Schermata di Orbitron per l'impostazione della posizione.

Dopo aver impostato la posizione, è possibile selezionare l'oggetto da inseguire: per far ciò basta selezionare la scheda 'Rotore/Radio' in basso e selezionare 'Carica Lista' (cerchiato in rosso in Figura 2.24); a questo punto è possibile selezionare il gruppo di satelliti di interesse dall'elenco e selezionare 'Apri'. Verrà caricata la lista selezionata dalla quale è possibile spuntare il/i satellite/i di interesse. Per l'inseguimento di Sole e Luna, è invece necessario aprire il menu a tendina in 'Oggetto' (cerchiato in blu in Figura 2.24) e selezionare 'Sole' o 'Luna' al posto di 'Satellite'.

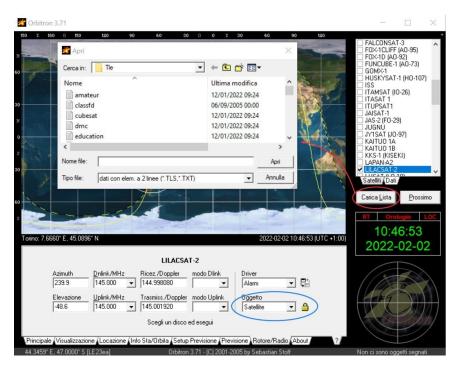


Figura 2.24. Schermata di Orbitron per la selezione del target da inseguire.

Il software Orbitron è pensato per l'inseguimento di oggetti che percorrono un'orbita attorno alla Terra. Nel caso che si sta analizzando in questa tesi si ha un oggetto che percorre una traiettoria aperta: si ha un punto di decollo posizionato ed un punto di atterraggio entrambi posizionati sulla superficie terrestre e l'oggetto in questione non percorre alcuna orbita attorno alla Terra. Per tale motivazione l'utilizzo di Orbitron per l'inseguimento di un oggetto di questo tipo risulta particolarmente complesso.

Nell'ambito di questa tesi si utilizzerà la soluzione descritta nel paragrafo 2.4.2 che, come si vedrà, meglio si adatta alla personalizzazione; Orbitron verrà utilizzato solamente per alcuni testi preliminari (paragrafo 4.1.1), previa opportuna configurazione (descritta nel paragrafo 3.6.2).

#### Protocollo Rot2Prog e libreria propj

Il protocollo Rot2Prog permette la comunicazione diretta tra PC e controllore tramite porta seriale o Ethernet. Tale protocollo supporta tre tipologie di comando:

- Il comando stop: permette di fermare il rotore nella sua posizione corrente;
- Il comando status: ritorna la posizione corrente del rotore;
- Il comando set: permette di muovere il rotore fino alla posizione desiderata.

I pacchetti di comando hanno una dimensione di 13 byte, ciascuno dei quali assolve alle funzioni descritte in tabella 2.18.

Byte:	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Tipologia:	S	A1	A2	A3	A4	ΡН	E1	E2	E3	E4	PV
Valore:	0x57	0x3?	0x3?	0x3?	0x3?	0x0?	0x3?	0x3?	0x3?	0x3?	0x0?
Byte:	11	12									
Tipologia:	K	END									
Valore:	0x?F	0x20									

#### N.B.

I simboli in 'Tipologia' hanno il seguente significato:

- S: è lo start byte ed è sempre 0x57
- A1-A4: sono relativi all'azimuth; il '?' va sostituito con un opportuno carattere ASCII da 0-9
- PH: è la risoluzione dell'azimuth in impulsi per grado
- E1-E4: sono relativi all'elevation; il '?' va sostituito con un opportuno carattere ASCII da 0-9
- PV: è la risoluzione dell'elevation in impulsi per grado
- K: esprime la tipologia del comando (0x0F=stop, 0x1F=status, 0x2F=set)
- END: è l'end byte ed è sempre 0x20

Tabella 2.18. Formato tipico di un pacchetto di comando.

Il protocollo Rot2Prog supporta per i parametri PH e PV i valori indicati in tabella 2.19

Gradi/impulso	PH	PV
1	0x01	0x01
0.5	0x02	0x02
0.25	0x04	0x04

Tabella 2.19. Possibili valori dei parametri PH e PV (Credit: [7]).

I pacchetti di risposta hanno una dimensione di 12 byte, ciascuno dei quali assolve alle funzioni descritte in tabella 2.20.

I valori di azimuth ed elevation vengono decodificati utilizzando le seguenti formule:

$$az = A1 \cdot 100 + A2 \cdot 10 + A3 + \frac{A4}{10} - 360$$
 (2.32)

$$el = E1 \cdot 100 + E2 \cdot 10 + E3 + \frac{E4}{10} - 360$$
 (2.33)

Byte:	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Tipologia:	S	A1	A2	A3	A4	ΡН	E1	E2	E3	E4	PV
Valore:	0x57	0x0?									
Byte:	11										
Tipologia:	END										
Valore:	0x20										

#### N.B.

I simboli in 'Tipologia' hanno il seguente significato:

- S: è lo start byte ed è sempre 0x57
- A1-A4: è l'azimuth in byte
- PH: è la risoluzione dell'azimuth in impulsi per grado (settata nel controllore)
- E1-E4: è l'elevation in byte
- PV: è la risoluzione dell'elevation in impulsi per grado (settata nel controllore)
- END: è l'end byte ed è sempre 0x20

Tabella 2.20. Formato tipico di un pacchetto di risposta.

Si passa ora a descrivere le 3 possibili tipologie di comando in precedenza citate.

#### Comando stop

Il comando stop arresta immediatamente il rotore nella posizione corrente e ritorna tale posizione (talvolta la posizione ritornata potrebbe essere errata di 1 $^{\circ}$ -2 $^{\circ}$  a causa del ritardo tra il comando e il relativo arresto meccanico). I parametri A1-A4, PH, E1-E4 e PV vengono ignorati e, pertanto, gli unici campi utilizzati sono S, K ed END: mentre i parametri S ed END hanno valori fissi, il parametro K va settato su '0x0F'.

Un esempio del comando stop è presentato in tabella 2.21

Byte:	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Tipologia:	S	A1	A2	A3	A4	ΡН	E1	E2	E3	E4	PV
Valore:	0x57	0x00									
Byte:	11	12									
Tipologia:	K	END									
Valore:	0x0F	0x20									

Tabella 2.21. Comando stop.

Un esempio di risposta è presentato in tabella 2.22: per il calcolo dell'azimuth, utilizzando la relazione (2.32) si ottiene  $az = 4 \cdot 100 + 4 \cdot 10 + 3 + 5/10 - 360 = 83.5^{\circ}$ ; per quanto riguarda l'elevation, utilizzando la (2.32) si ottiene  $el = 3 \cdot 100 + 9 \cdot 10 + 0 + 3/10 - 360 = 30.3^{\circ}$ . Infine, osservando la tabella 2.19, si può concludere che un PH ed un PV pari a 0.4 corrispondono ad una risoluzione di 0.25 gradi per impulso sia per l'elevation che per l'azimuth.

Byte:	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Tipologia:	S	A1	A2	A3	A4	ΡН	E1	E2	E3	E4	PV
Valore:	0x57	0x04	0x04	0x03	0x05	0x04	0x03	0x09	0x00	0x03	0x04
Byte:	11										
Tipologia:	END										
Valore:	0x20										

Tabella 2.22. Esempio di risposta al comando stop.

#### • Comando status

Il comando staus restituisce la posizione corrente dell'antenna; tale comando può essere utilizzato mentre il rotore è in movimento e ritorna sempre la posizione attuale. I parametri A1-A4, PH, E1-E4 e PV vengono ignorati e, pertanto, gli unici campi utilizzati sono S, K ed END: mentre i parametri S ed END hanno valori fissi, il parametro K va settato su '0x1F'.

Un esempio del comando status è presentato in tabella 2.23

Byte:	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Tipologia:	S	A1	A2	A3	A4	ΡН	E1	E2	E3	E4	PV
Valore:	0x57	0x00									
Byte:	11	12									
Tipologia:	K	END									
Valore:	0x1F	0x20									

Tabella 2.23. Comando status.

Il pacchetto di risposta è esattamente dello stesso tipo di quello descritto per il comando stop; l'esempio in tabella 2.22 è quindi un esempio di un pacchetto di risposta anche per il comando status.

#### • Comando set

Il comando set permette di portare il rotore in una specifica posizione; esso non riceve alcun pacchetto di risposta. I valori di PH e PV inviati sono ignorati: se si vogliono cambiare tali valori bisogna agire sulle impostazioni del controllore.

Azimuth ed elevation sono calcolati come numero di impulsi, con un offset di  $+360^{\circ}$  cosicché le posizioni negative possano essere codificate con numeri positivi; per la loro codifica si utilizzano rispettivamente le seguenti relazioni:

$$A1 \cdot 1000 + A2 \cdot 100 + A3 \cdot 10 + A4 = PH \cdot (360 + az) \tag{2.34}$$

$$E1 \cdot 1000 + E2 \cdot 100 + E3 \cdot 10 + E4 = PV \cdot (360 + el)$$
 (2.35)

Ad esempio, con una risoluzione di 0.25 gradi per impulso (PV=PH=4), se si vuole settare un azimuth di 123.5°, utilizzando la 2.34, si ottiene:

$$A1 \cdot 1000 + A2 \cdot 100 + A3 \cdot 10 + A4 = 4 \cdot (360 + 123.5) = 1934 \Rightarrow \begin{cases} A1 = 1 \\ A2 = 9 \\ A3 = 3 \\ A4 = 4 \end{cases}$$

Con la medesima risoluzione, se si vuole settare un'elevation pari a 77.0°, utilizzando la 2.35, si ottiene:

$$E1 \cdot 1000 + E2 \cdot 100 + E3 \cdot 10 + E4 = 4 \cdot (360 + 77.0) = 1748 \Rightarrow \begin{cases} E1 = 1 \\ E2 = 7 \\ E3 = 4 \\ E4 = 8 \end{cases}$$

Nel caso in questione, ricordando che il parametro 'K' va settato su '0x2F' per ottenere il set, il pacchetto di comando sarà quello indicato in tabella 2.24. [7]

Byte:	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Tipologia:	S	A1	A2	A3	A4	ΡН	E1	E2	E3	E4	PV
Valore:	0x57	0x31	0x39	0x33	0x34	0x04	0x31	0x37	0x34	0x38	0x04
Byte:	11	12									
Tipologia:	K	END									
Valore:	0x2F	0x20									

Tabella 2.24. Esempio di comando set (Credit: [7]).

Per motivazioni di integrazione con il sistema di ricezione dati, si è deciso di utilizzare il linguaggio Python per la scrittura del codice che sfrutta il protocollo Rot2Prog per il controllo del rotore. Si è inoltre deciso di utilizzare il codice prodotto da Jaiden Ferraccioli per l'Università di Buffalo disponibile su GitHub [35]; tale codice definisce una classe facilmente utilizzabile in un successivo script che implementa il protocollo precedentemente descritto.

Dopo aver scaricato tale codice ed averlo posizionato nella stessa cartella in cui si intende utilizzarlo, è necessario importare la classe e crearne un'istanza:

```
from rot2proG import Rot2proG
rot = Rot2proG()
```

A questo punto, per ottenere i comandi precedentemente descritti sono sufficienti le seguenti righe:

Comando	Stop	Status	Set
Codice	<pre>rot.stop()</pre>	<pre>rot.status()</pre>	<pre>rot.set(azimuth,elevation)</pre>

**N.B.** È necessario eventualmente convertire azimuth ed elevation in gradi prima di passarli al metodo set

Tabella 2.25. Comandi e corrispondente codice

Nelle precedenti pagine si è descritta la metodologia di comunicazione tra PC e rotore a partire da azimuth ed elevation. I dati noti, però, non sono i due angoli precedentemente citati, ma la latitudine e la longitudine di *ground station* e target (ottenute tramite un sensore GNSS). È quindi necessario trovare un metodo che consenta di passare dalle coordinate dei due punti ad azimuth ed elevation: per far ciò si è deciso di utilizzare la libreria Python pyproj [60].

Tale libreria permette di selezionare da un elenco l'ellissoide con cui si vuole approssimare la Terra e, dopo aver fornito le coordinate (in termini di latitudine e longitudine) della stazione di terra e dell'oggetto che si intende osservare, restituisce l'azimuth e dei parametri da cui è possibile calcolare l'elevation a cui bisogna portare il sistema di puntamento per osservare il target [2].

Nell'ambito di questa tesi si è deciso di utilizzare il sistema di riferimento WGS84, che è lo stesso utilizzato dal GPS da cui provengono i dati relativi a longitudine e latitudine del target [36].

Il WGS84, (World Geodetic System 1984) è un sistema di riferimento geodetico che sfrutta l'ellissoide di riferimento elaborato nel 1984, caratterizzato dai seguenti parametri:

- semiasse maggiore: a = 6 378 137.000 000 m;
- semiasse minore: b = 6 356 752.314 245 m;
- schiacciamento: f = 1/298.257223563;
- costante gravitazionale geocentrica:  $\mu = 3986005 \cdot 10^8 \frac{m^3}{s^2}$  [112].

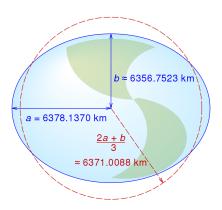


Figura 2.25. Raggi terrestri equatoriali (a) e polari (b) medi come definiti nella revisione del Sistema Geodetico Mondiale del 1984 (Credit: [16]).

La terna associata al sistema di riferimento in questione è definita come segue:

- origine: posizionata nel centro di massa della Terra;
- asse X: definito in maniera tale che il meridiano di Greenwich giaccia sul piano XZ, come definito dal BIH nel 1984;
- asse Z: avente direzione dall'origine verso il polo Nord, come definito dal BIH nel 1984;
- asse Y: definito utilizzando la regola della mano destra.

Si passa ora alla descrizione più nello specifico della libreria pyproj, della quale si utilizza la classe Geod ed il metodo inv per l'esecuzione dei calcoli; tale metodo restituisce tre parametri:

- L'azimuth;
- Il back azimuth: è un angolo pari all'azimuth più un angolo piatto se l'azimuth è minore di 360°; è un angolo pari all'azimuth meno un angolo piatto se l'azimuth è maggiore di 360° [70];

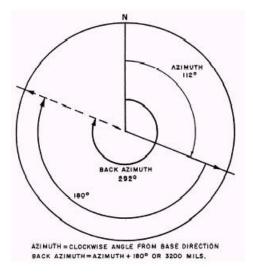


Figura 2.26. Back azimuth nel caso di azimuth minore di 360° (Credit: [70]).

• La distanza 2D: è il segmento che congiunge la *ground station* e la proiezione del target sulla superficie terrestre; uno schema semplificato di tale parametro è presentato in Figura 2.27.

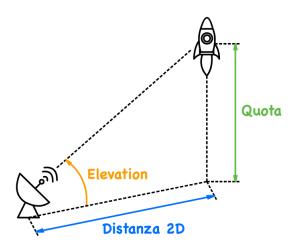


Figura 2.27. Rappresentazione semplificata del parametro distanza 2D.

Nel caso in analisi, il parametro back azimuth non è di interesse e, pertanto, non verrà salvato in alcuna variabile.

Dal punto di vista pratico sono sufficienti le seguenti righe di codice:

```
from pyproj import Geod
g = Geod(ellps='WGS84') # Si utilizza il sistema di riferimento WGS84
result = g.inv(longitude_GS, latitude_GS, obj_longitude, obj_latitude)
azimuth = result[0]
distance_2d = result[2]
```

A questo punto, note distanza 2D e quota, è possibile calcolare l'elevation utilizzando la relazione (si veda la Figura 2.27):

$$\tan(elevation) = \frac{Quota}{Distanza2D}$$
 (2.36)

Nell'invertire la relazione si faccia attenzione al fatto che la funzione arcotangente restituisce sempre un angolo tra  $-90^{\circ}$  e  $90^{\circ}$ : se l'elevation è un angolo maggiore di  $90^{\circ}$  verrà quindi restituito a meno di  $180^{\circ}$ .

Affinchè venga fornito sempre il risultato corretto è sufficiente utilizzare le funzioni seno e coseno per la determinazione del quadrante in cui si trova l'angolo e, solo successivamente, utilizzare l'arcotangente; per far ciò è sufficiente impostare il seguente if-else:

```
import math
import numpy as np

coseno_elevation = distanza_2d/(math.sqrt(distanza_2d**2 + Quota**2))

seno_elevation = Quota/(math.sqrt(distanza_2d**2 + Quota**2))

if coseno_elevation >=0:
    elevation = math.degrees(np.arctan(seno_elevation/coseno_elevation))

else:
    elevation = math.degrees(np.arctan(seno_elevation/coseno_elevation) + math.pi)
```

Un'alternativa all'utilizzo dell'if-else qui sopra descritto è il metodo atan2() presente nella libreria math; utilizzando tale metodo si ottiene esattamente lo stesso risultato.

A questo punto sono noti sia azimuth, che elevation, per cui è possibile comunicarli al rotore attraverso il protocollo Rot2prog precedentemente descritto.

# Capitolo 3

# Montaggio e configurazione

In questo capitolo è descritta la configurazione della ground station selezionata. I componenti acquistati sono arrivati come mostrato in Figura 3.1 e comprendono le seguenti parti:

- 1. Struttura del treppiede e travi di fissaggio per lo stesso;
- 2. Braccio meccanico UA-02;
- 3. Rotore RAS-HR;
- 4. Cavi per l'alimentazione ed il passaggio del segnale;
- 5. Controllore MD-01 e power supply PS-01.



Figura 3.1. Componenti della stazione di terra.

Si procede ad una descrizione della configurazione di ciascuno dei componenti rappresentati per poi passare alla discrizione della configurazione lato software.

# 3.1 Treppiede

Per l'assemblaggio del treppiede tutto il necessario è fornito dall'azienda produttrice. Per ciascuna gamba sono necessarie 9 viti, ciascuna delle quali accoppiata al proprio bullone ed alla propria rondella. Sulla sinistra in Figura 3.2 sono evidenziate le posizioni in cui tali viti vanno inserite. Infine, in Figura 3.2 sulla destra, è riportata una foto del treppiede interamente montato.



Figura 3.2. Sulla sinistra foto del corretto posizionamento delle viti in ciascuna gamba del treppiede; sulla destra foto del treppiede interamente montato (Credit: [62]).

# 3.2 Braccio meccanico

I componenti da assemblare sono i seguenti:

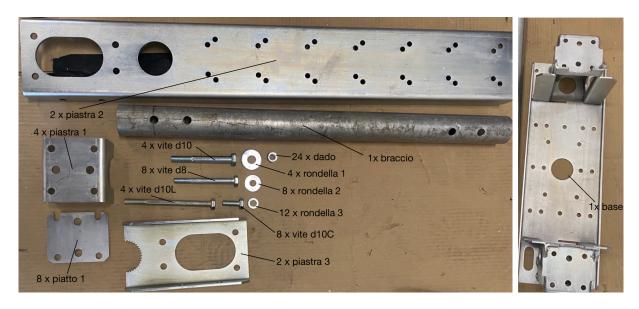


Figura 3.3. Componenti del braccio meccanico da assemblare.

In Figura 3.3 sono specificati dei nomi per ciascun componente, con relative quantità. Nelle prossime righe si andrà a specificare il montaggio del braccio meccanico che per comodità è stato suddiviso in due passi; alla fine di ciascuno dei due passi verrà poi mostrata una foto rappresentante l'esecuzione corretta del passo in questione.

1. Inserire 1 x albero all'interno del rotore SPID RAS-HR e, successivamente, inserire 2 x piatto 1 sulla base; posizionare poi l'albero al di sopra di essi. Inserire successivamente 2 x piatto al di sopra dell'albero e posizionare 1 x piastra 1 al di sopra di esse. Inserire 4 x rondella 2 accoppiate con 4 x vite d8 e 2 x rondella 1 accoppiate con 2 x vite d10 negli appositi fori e serrare il tutto con i relativi bulloni. Il risultato di questo primo passo di montaggio è rappresentato in Figura 3.4.

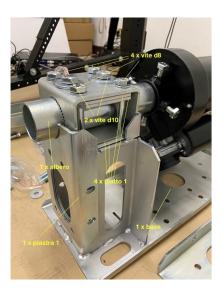


Figura 3.4. Risultato dell'esecuzione del primo passo di montaggio.

2. A questo punto, posizionare 1 x piastra 1 al di sopra della piastra 3 ed inserire 2 x vite d10L accoppiate con 2 x rondella 3 e 4 x vite d10C accoppiate con 4 x rondella 3 e serrare il tutto con i relativi bulloni. Il risultato di questo secondo passo di montaggio è rappresentato in Figura 3.5.

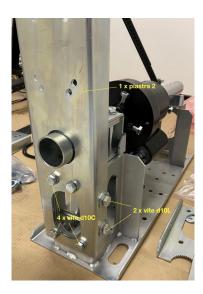


Figura 3.5. Risultato dell'esecuzione del secondo passo di montaggio.

La base è simmetrica, per cui per completare il montaggio è sufficiente andare a ripetere il procedimento per l'estremo opposto.

Si faccia attenzione al fatto che il lato piano del braccio (cerchiato in giallo in Figura 3.6) deve trovarsi in corrispondenza del connettore relativo al cavo dei sensori ad effetto Hall (cerchiato in rosso in Figura 3.6)).

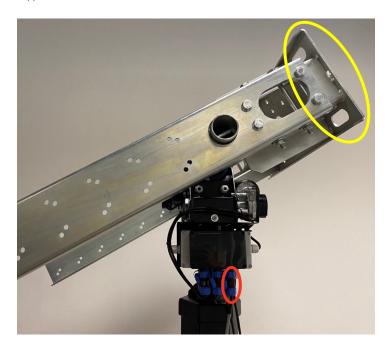


Figura 3.6. Risultato dell'esecuzione del secondo passo di montaggio.

# 3.3 Rotore

Il rotore arriva interamente montato, per cui è sufficiente posizionarlo sul treppiede e serrare le viti di fissaggio (evidenziate in Figura 3.7).

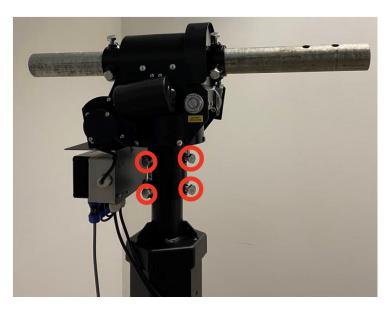


Figura 3.7. Foto del rotore posizionato sul treppiede.

## 3.4 Cavi

Si è iniziata la realizzazione dei cavi da quelli per l'alimentazione dei motori. I cavi forniti per assolvere a tale funzione sono costituiti da 2 core, come mostrato sulla sinistra in Figura 3.8, e le interfacce con controllore e rotore sono costituite rispettivamente da un Mate-N-Lock con 5 pin e dei morsetti a vite mammut, come mostrato sulla destra in Figura 3.8.

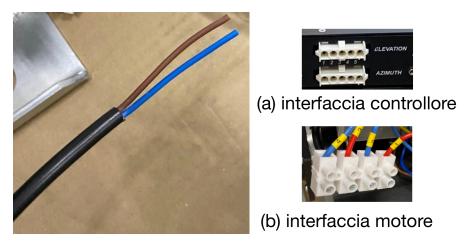


Figura 3.8. Sulla sinistra cavo 2 core per l'alimentazione; sulla destra interfacce fisiche con rotore e controllore.

Per realizzare l'estremità da inserire nel Mate-N-Lock è sufficiente inserire ciascun core del cavo all'interno di un Mate-N-Pin 926894-1 (sulla sinistra in Figura 3.9) e, successivamente, inserire i due Mate-N-Pin all'interno dei due pin sulla sinistra del Mate-N-Lock, come mostrato sulla destra in Figura 3.9.

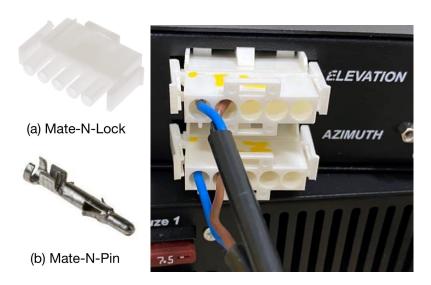


Figura 3.9. Sulla sinistra: (a) Mate-N-Pin 926894-1 (Credit: [19]); (b) TE Maschio, 5 vie, passo 6.35 mm (Credit: [18]); sulla destra schema inserimento Mate-N-Pin.

Per quanto riguarda l'estremità relativa al motore, è necessario andare a rimuovere le quattro viti sulla scatola in grigio posta sotto il rotore: all'interno di tale scatola sono presenti i morsetti a vite mammut. Bisogna a questo punto collegare i cavi seguendo lo schema sulla sinistra in Figura 3.10; i cavi da collegare sono in totale quattro: due per l'alimentazione del motore che si occupa della movimentazione relativa all'azimuth e due per il motore relativo all'elevation. Si deve prestare particolare attenzione al fatto che i cavi provenienti dal Mate-N-Lock relativo alla

porta 'Elevation' siano collegati ai numeri 1 e 2, mentre quelli provenienti dalla porta 'Azimuth' siano collegati ai numeri 3 e 4.

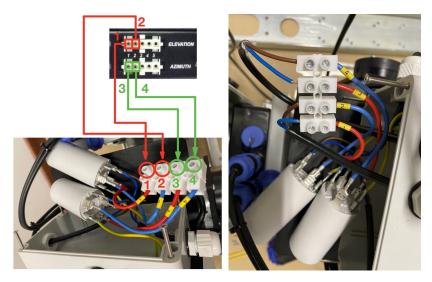


Figura 3.10. Sulla sinistra schema di collegamento cavi per l'alimentazione dei motori; sulla destra foto della corretta connessione.

Si è poi passati alla realizzazione del cavo per i sensori ad effetto Hall situati all'interno del RAS-HR. In questo il cavo in dotazione presenta 6 core (Figura 3.11) e deve collegare il controllore e una porta posta nelle vicinanze del rotore nella parte inferiore della scatola di colore nero. I cavi sono da saldare su due connettori ad 8 pin:

- Un connettore DB9 maschio per la connessione al controllore;
- Un connettore Weipu SP17 9 Pin femmina per la connessione con il sensore.

Per la saldatura si è utilizzato un saldatore Basetech Lötstation kompakt ZD-99 ed un filamento Sn60Pb40 e si è seguito il seguente schema (vista connettori lato da saldare):

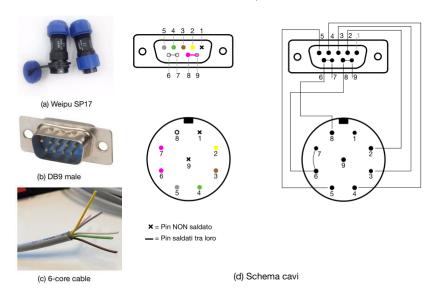


Figura 3.11. Sulla sinistra: (a) Weipu SP17 (Credit: [8]); (b) DB9 male (Credit: [41]); (c) 6-core cable; sulla destra schema per la saldatura dei connettori.

Si consiglia inoltre di saldare sul connettore DB9 la calza metallica del cavo, come mostrato in Figura 3.12: tale connettore è collegato al telaio del rack e, pertanto, consente di creare una schermatura globale, fungendo da messa a terra.



Figura 3.12. Foto del connettore con calza metallica saldata.

I due capi del cavo sono poi stati collegati nella porta 'INPUT 1' sul controllore e sulla terza porta da sinistra al di sotto della scatola nera sul rotore, come mostrato in Figura 3.13.





Figura 3.13. Sulla sinistra inserimento del connettore DB9 nella porta 'INPUT 1'; sulla destra inserimento del connettore sulla corretta porta al di sotto della scatola nera.

In tabella 3.1 viene descritta la funzione di ciascuno dei 9 pin che costituiscono il cavo in analisi:

Numero PIN	Funzione
1	-
2	IMP2 Elevation
3	IMP1 Elevation
4	IMP1 Azimuth
5	IMP2 Azimuth
6	Polo positivo (+)
7	-
8	Polo negativo (-)
9	

Tabella 3.1. Funzione di ciascuno dei 9 PIN nel cavo in analisi.

Il simbolo '-' in tabella indica che il pin in questione non viene utilizzato.

## 3.5 Controllore e power supply

In questo paragrafo viene descritta la configurazione del controllore e della *power supply* lato hardware; per quanto riguarda il lato software si veda il paragrafo 3.6.1.

Per la configurazione del controllore è sufficiente collegare i cavi prodotti come descritto nel paragrafo 3.4 alle rispettive porte. È poi necessario andare a collegare i cavi di alimentazione dell'MD-01 e del rotore. Come descritto nel paragrafo 2.4, il rotore viene alimentato tramite il controllore; ragion per cui in input al controllore saranno presenti due alimentazioni distinte:

- 1. Il primo cavo (sulla sinistra in basso in Figura 3.14) va ad alimentare l'elettronica interna al controllore ed il sensore ad effetto Hall;
- 2. Il secondo cavo (sulla sinistra in alto in Figura 3.14) va ad alimentare i motori responsabili della movimentazione in Azimuth ed Elevation presenti nel rotore.

I dua cavi citati sono direttamente forniti dall'azienda produttrice e vanno inseriti nel controllore come mostrato sulla destra in Figura 3.14.

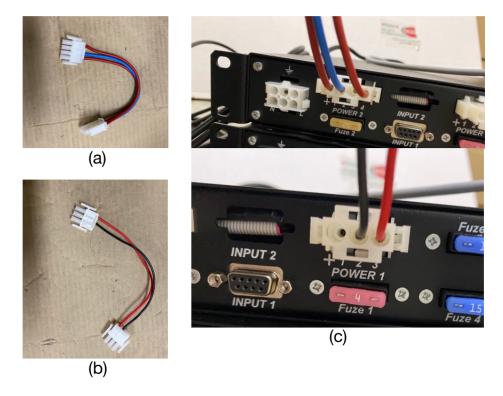


Figura 3.14. Sulla sinistra: (a) Cavo per l'alimentazione del sensore ad Effetto Hall e dell'elettronica interna al controllore; (b) Cavo per l'alimentazione dei motori; sulla destra: (c) Corretto inserimento dei cavi (a) e (b) nelle porte del controllore.

Si conclude questo paragrafo con una foto di tutti i connettori precedentemente descritti correttamente collegati a controllore e *power supply* e uno schema complessivo delle connessioni tra l'MD-01 e gli altri dispositivi in gioco.



Figura 3.15. Foto di controllore e power supply con rispettivi connettori correttamente connessi.

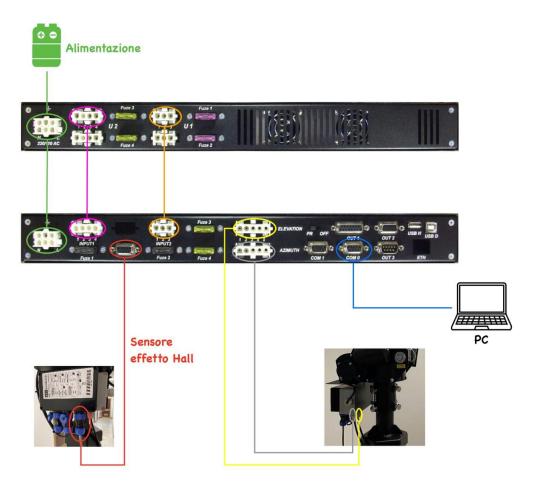


Figura 3.16. Schema complessivo delle connessioni tra l'MD-01 e gli altri dispositivi in gioco.

## 3.6 Software

In questo paragrafo viene descritta la predisposizione all'utilizzo dei software utilizzati per la movimentazione del rotore. Esso è suddiviso in tre sezioni:

- 1. Una sezione in cui viene mostrato come settare le impostazioni del controllore;
- 2. Una sezione in cui viene mostrato come settare l'utilizzo di Orbitron;
- 3. Una sezione in cui viene mostrato come settare il programma Python per il controllo del rotore descritto nel paragrafo 2.4.2.

In ciascuna di esse viene fornita una guida pratica comprensiva di immagini.

### 3.6.1 Impostazioni MD-01

Per la configurazione del settaggio del controllore sono possibili due strade:

1. Utilizzare il display ed i pulsanti presenti sulla parte anteriore del controllore MD-01. Nel momento in cui si va ad accendere il controllore, sul display appare la scritta "Mode: Normal", come mostrato in alto sulla sinistra in Figura 3.17. A questo punto, premendo il pulsante [S], si andrà in 'Motor Configuration' (in basso sulla sinistra in Figura 3.17); è possibile muoversi in questo ambiente utilizzando le frecce destra e sinistra ed utilizzando il pulsante [S] per selezionare/deselezionare e le frecce verso l'alto ed il basso per modificare l'impostazione selezionata. Una volta terminate le modifiche è possibile tornare in normal mode premendo il tasto [F] decidendo se salvare o meno le modifiche attraverso l'utilizzo rispettivamente delle frecce destra o sinistra, come mostrato sulla destra in Figura 3.17.



Figura 3.17. Schermate del display sulla parte anteriore del controllore MD-01.

2. Utilizzare il software *spidMD01dde.exe* fornito dal costruttore del controllore. Trattandosi di un eseguibile è sufficiente andare ad avviare il programma e cambiare i parametri di interesse; una volta settati i parametri è sufficiente andare ad utilizzare la funzione 'Upload' presente sulla schermata di apertura del programma.

Per brevità e chiarezza si suppone di utilizzare il metodo 2. Nelle pagine sottostanti sono mostrati alcuni *screenshot* della schermata del software *spidMD01dde.exe* in cui sono mostrati i parametri correttamente settati.

Si vanno ora a descrivere brevemente i più importanti parametri che si è andati a settare.



Figura 3.18. Sezione 'Motors' del software con parametri correttamente settati.

### • Sezione 'Motor configuration'

Il motore che si va a controllare prevede la movimentazione sia per quanto riguarda l'azimuth che per quanto riguarda l'elevation, per cui in 'Template' va selezionato '1:AZ, 2:EL': in questo modo assegniamo a 'Motor 1' la movimentazione dell'azimuth ed a 'Motor 2' quella dell'elevation. Altri due parametri importanti sono 'Control AE', che indica la porta sulla parte posteriore del controllore MD-01 che si intende utilizzare per la comunicazione con il controllore da PC, e 'Protocol AE', che è il protocollo di comunicazione che si intende utilizzare. Tali parametri vanno settati rispettivamente su 'COM 0', che è una delle porte seriali possibili, e 'SPID ROT2', che è il protocollo di comunicazione rot2proG che verrà approfondito in seguito nella tesi. Un ulteriore parametro da settare è 'Use short way', che va impostato su 'On': grazie a tale impostazione, il rotore si muoverà in azimuth seguendo il percorso più breve; ad esempio, se il rotore si trova ad un azimuth di 359° e gli viene inviato il comando di spostarsi ad un azimuth di 1°, il rotore non percorrerà un intervallo angolare di 358°, ma solamente di 2°. Infine, possono essere di interesse i parametri 'Start' e 'Stop', che permettono di scegliere se si vuole una partenza ed un arresto immediati o graduali. Tali parametri sono da specificare nelle rispettive sezioni 'Motors'.

### • Sezione 'Motor 1'

In questa sezione il parametro più importante è il 'Gear', che rappresenta l'Overall Gear Ratio¹ del motore in questione. È possibile, nel caso in cui si sia scelto nella sezione 'motor configuration' una partenza non immediata, andare a specificare l'andamento della potenza nel tempo che si intende utilizzare per la partenza/arresto in termini percentuali. In Figura 3.19 è presentato un esempio. Nel caso in questione il rotore parte con il 20% di potenza, dopo 3 s la potenza raggiunge il 30% e dopo altri 3 s arriva al 100%. L'ultimo parametro che vale la pena citare (e che verrà approfondito nel paragrafo 3.8) è il 'Puls timeout', che va impostato su 4 s, come consigliato dal costruttore.

### • Sezione 'Motor 2'

La sezione in questione presenta gli stessi parametri descritti per 'Motor 1'.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>L'Overall Gear Ratio (OGR) è definito come il rapporto tra il numero di denti della driving gear  $Z_e$  ed il numero di denti della driven gear  $Z_s$ :  $OGR = \frac{Z_e}{Z_e}$ 

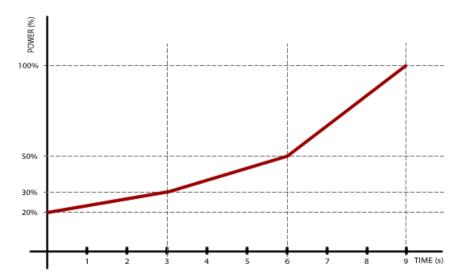


Figura 3.19. Andamento della potenza con i seguenti parametri settati: POWER START 1 = 20%; START POWER 2 = 30%; START POWER 3 = 50%; START TIME 1 = 3s; START TIME 2 = 3s; START TIME 3 = 3s; MAX POWER = 100% (Credit: [1]).

La seconda scheda che bisogna settare è 'Ports', mostrata in Figura 3.20.



Figura 3.20. Sezione 'Ports' del software con parametri correttamente settati.

Come detto in precedenza, la comunicazione con il controllore avviene tramite la porta seriale 'COM0', che, pertanto, è quella che bisogna portare sullo stato 'ON'. Si faccia attenzione al fatto che tutte le altre porte devono essere settate su 'OFF', altrimenti potrebbero sorgere dei conflitti causando una errata o mancata comunicazione. Il parametro 'Baud' sta a rappresentare il baud  $rate^2$  e nel nostro caso è da settare sul valore 600. Il  $data\ bits^3$  è da settare su 8, mentre lo  $stop\ bit^4$ 

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup>In telecomunicazioni e informatica il termine *baud* rappresenta il numero di simboli (dati) che viene trasmesso in un secondo ed è l'unità di misura del *baud rate* (detto anche *symbol rate* o frequenza di simbolo). [79]

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup>Il data bits è il numero di bit utilizzati per rappresentare un carattere del dato trasmesso. [58]

 $<sup>^4</sup>$ Nella comunicazione seriale, dove ciascun bit del messaggio viene trasmesso in sequenza, gli  $stop\ bit$  sono

su 1. In alcuni test si utilizzerà la porta Ethernet; in tal caso basta settare la sezione 'Ethernet' su 'ON' e settare su 'OFF' la porta 'COM0'.

Infine, l'ultima scheda da settare è 'Options'.

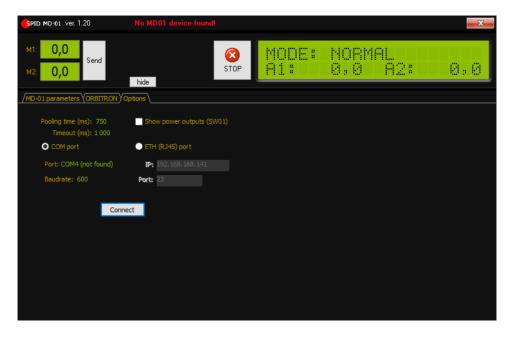


Figura 3.21. Sezione 'Options' del software con parametri correttamente settati.

Anzitutto, bisogna andare a selezionare 'COM port'. A questo punto, il primo parametro da settare è la porta di comunicazione; per far ciò è necessario cliccare con il tasto sinistro del mouse su 'Port': a questo punto si aprirà un menu a tendina da cui è possibile selezionare la porta che si intende utilizzare. Per quanto riguarda Windows, solitamente la porta in questione ha un nome del tipo 'COM' seguito da un numero. Come fatto per 'Ports', anche in questo caso bisogna selezionare un baud rate pari a 600. Nel caso in cui si volesse andare ad utilizzare la porta Ethernet, è necessario selezionare 'ETH(RJ45) port' ed inserire l'indirizzo IP della porta in questione; il parametro 'Port' va invece settato sul valore 23.

In entrambi i casi, per completare la configurazione è necessario cliccare su 'Connect' nella scheda 'Options'; tornare poi sulla scheda 'MD-01 parameters' e andare su 'Upload': a questo punto la configurazione fatta verrà caricata sul controllore.

Se si esegue la configurazione attraverso il display ed i pulsanti presenti sulla parte anteriore del controllore i parametri da settare rimangono gli stessi.

### 3.6.2 Orbitron

Per l'utilizzo del programma Orbitron (paragrafo 2.4.2) è necessario anzitutto installare il driver che permette l'interfacciamento di tale programma con il software *spidMD01dde.exe*. Per far ciò bisogna visitare il sito http://www.stoff.pl/downloads.php e scaricare il driver 'My DDE Client 1.05', riquadrato in rosso in Figura 3.22.

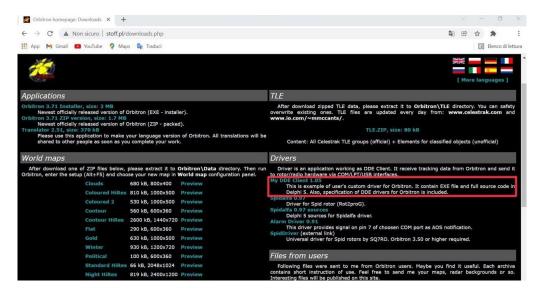


Figura 3.22. Schermata della pagina web da cui scaricare il driver 'My DDE Client 1.05'.

Una volta scaricato il driver è necessario andare ad inserirlo nella stessa cartella in cui si è installato Orbitron, altrimenti non verrà inserito nella lista dei driver a cui è possibile accedere all'interno del software.

A questo punto, dopo aver avviato Orbitron e selezionato l'oggetto astronomico che si intende inseguire, bisogna andare nella scheda 'Rotore/Radio' (riquadrata in blu in Figura 3.23) e selezionare 'MyDDE' dal menu 'Driver'. Cliccare poi su aggiorna (simbolo cerchiato in rosso alla destra di 'MyDDE' in Figura 3.23)

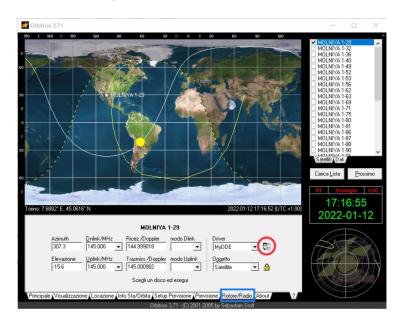


Figura 3.23. Schermata di Orbitron da cui selezionare il driver 'MyDDE'.

Una volta cliccato l'aggiornamento si aprirà una finestra del tipo di quella mostrata in Figura 3.24.



Figura 3.24. Finestra aperta a seguito dell'aggiornamento.

A questo punto avviare il programma *spidMD01dde.exe* e connettersi al rotore: per far ciò andare sulla scheda 'Options', selezionare e, dopo aver selezionato la porta, cliccare 'Connect' e selezionare la scheda 'Orbitron' (riquadrata in blu in Figura 3.25). Andare poi su 'DDE conv. status' e fare doppio clic con il mouse, portando lo stato da 'Closed' ad 'Opened' (cerchiato in rosso in Figura 3.25). Dopo aver eseguito queste operazioni, il rotore andrà ad inseguire automaticamente il satellite selezionato su Orbitron.



Figura 3.25. Schermata per la connessione tra spidMD01dde.exe e Orbitron.

## 3.6.3 Python

Il programma Python richiede il setting della porta con cui si intende comunicare con il controllore. Nel contesto in cui si è operato in questa tesi, si è deciso di utilizzare il convertitore da USB (da inserire nella porta del computer) a seriale (da inserire nel controllore) mostrato in Figura 3.26.



Figura 3.26. Cavo USB a seriale, BENFEI 000151black (Credit: [11]).

Una volta inserito il cavo in entrambe le sue estremità ed acceso il controllore, aprire la shell a riga di comando di Windows (cmd.exe) ed eseguire la seguente riga di codice:

```
python -m serial.tools.list_ports
```

A questo punto si otterrà un output del tipo di quello mostrato in Figura 3.27, nel quale il nome della porta è quello indicato dalla freccia in rosso. Tale nome va inserito nel file rot2proG.py alla riga 36 come stringa assegnata alla variabile 'dev\_path'.



Figura 3.27. Schermata di *cmd.exe* dopo avere eseguito la riga di codice.

Prima di procedere con il puntamento, è necessario andare a variare longitudine, latitudine e quota della *ground station*: in futuro, si prevede di eliminare tale passaggio inserendo un sensore GNSS che vada a rilevare in maniera automatica le coordinate della stazione di terra, aggiornando le variabili ad essa relative.

## 3.7 Calibrazione

In questo paragrafo verrà descritta la calibrazione del rotore in termini di azimuth, elevation e messa in bolla del braccio meccanico.

Prima di procedere, si descrive brevemente il sistema di riferimento topocentrico, le cui coordinate sono proprio quelle che si andrà a calibrare.

Il sistema di coordinate orizzontali, anche detto topocentrico, è un sistema di riferimento spesso utilizzato quando si ha a che fare con corpi celesti; esso utilizza come piano fondamentale il piano dell'orizzonte: tale piano, detto orizzonte locale, divide il cielo in due emisferi, i cui poli sono detti zenit per quanto riguarda il superiore e nadir per quanto riguarda l'inferiore. La terna di assi è definita nel seguente modo:

- L'asse x, giacente nel piano fondamentale, ha origine nel punto in cui si trova l'osservatore, direzione lungo la congiungente tra l'osservatore ed il Nord e verso dall'osservatore al Nord;
- L'asse z, perpendicolare al piano fondamentale, ha origine nel punto in cui si trova l'osservatore, direzione perpendicolare al piano fondamentale e verso dall'osservatore allo *zenit*;
- L'asse y è definito con la regola della mano destra.

Tale sistema di riferimento utilizza due coordinate angolari indipendenti:

- L'azimuth, definito come l'angolo tra la proiezione del corpo celeste sull'orizzonte locale e la direzione del nord, misurato da nord verso est;
- L'elevation, definita come l'angolo tra l'orizzonte locale e il corpo celeste, misurato dall'orizzonte verso il corpo [101].

In Figura 3.28 è appena rappresentato il sistema di riferimento descritto.

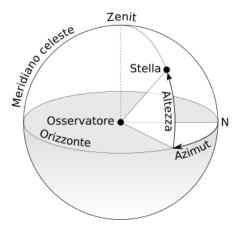


Figura 3.28. Rappresentazione del sistema di coordinate orizzontali (Credit: [47]).

### 3.7.1 Azimuth

Per la calibrazione dell'azimuth è necessario l'ausilio di un magnetometro, così da individuare la direzione del nord. Il materiale di cui è costituita la ground station va a modificare i campi magnetici nelle immediate vicinanze della stessa, per cui risulta particolarmente complesso posizionare un magnetometro sul braccio meccanico. Per i primi test si è deciso di individuare una procedura di calibrazione che non preveda il posizionamento diretto di uno strumento sulla parte piana del braccio, ma in futuro si prevede l'installazione di un sensore opportunamente isolato proprio in tale posizione.

La procedura di calibrazione può essere divisa in quattro step:

- 1. Utilizzando una bussola ed un gesso, si traccia a terra una retta in direzione del Nord;
- 2. Si monta il treppiede in maniera tale da allineare una gamba con la direzione individuata nello step precedente;
- 3. Dopo aver fissato un filo a piombo fissato sul braccio, si utilizzano le frecce destra e sinistra presenti nella parte anteriore dell'MD-01 per allineare il filo a piombo alla gamba del treppiede citata nello step 2 e, pertanto, al Nord;
- 4. A questo punto, premere una volta il pulsante [F], così da andare nella modalità 'Motor Angles' (modalità per il set dello zero di azimuth ed elevation), e, utilizzando le frecce destra e sinistra, portare l'azimuth (numero di fianco la scritta 'A1:') a zero. Premere poi nuovamente il pulsante [F], così da tornare in 'Normal Mode'.



Figura 3.29. Ground station al termine dell'ultimo step per la calibrazione dell'azimuth.

### 3.7.2 Elevation

Per la calibrazione dell'elevation il processo è più complesso: il motore per la movimentazione dell'elevation è infatti dotato di blocchi meccanici indipendenti da quelli elettronici settati attraverso l'utilizzo del software: è cioè necessario andare a settare lo zero sia da un punto di vista elettronico (come accadeva per l'azimuth), che da un punto di vista meccanico. Per maggiore chiarezza espositiva, si analizzano separatamente le due calibrazioni.

#### • Calibrazione 'meccanica'

Il motore è in grado di percorrere un intervallo angolare di 210°: si vuole avere un rotore in grado di muoversi da un'elevation di -15° ad un'elevation di 180°, che corrisponde ad un intervallo angolare di 195°, per cui si avranno 15° di margine da distribuire opportunamente. Si è deciso di eseguire una distribuzione simmetrica di tale intervallo di margine, così da non avere problemi in entrambi gli estremi: si avrà cioè un rotore che da un punto di vista meccanico è in grado di muoversi da un'elevation di -22.5° a un'elevation di 187.5°; si andrà poi a limitare la rotazione da un punto di vista elettronico all'intervallo -15°/180°. Il processo di calibrazione può essere suddiviso in due step:

- 1. Muovere il rotore utilizzando la freccia verso il basso nella parte anteriore dell'MD-01 finché continuando a premere la freccia non si ottenga più un movimento del rotore;
- 2. A questo punto, sono possibili due situazioni:
  - Sul display nella parte anteriore del controllore alla voce 'A2' è mostrato -15.0°: l'arresto del rotore è di tipo elettronico; in questo caso svitare i bulloni presenti sull'albero di collegamento tra rotore e braccio meccanico, alcuni dei quali sono indicati dalle frecce in rosso in Figura 3.30, e muovere manualmente di circa 15° (non è necessaria una precisione elevata nella rilevazione dell'angolo) il braccio meccanico nel verso opposto a quello in cui si muoverebbe premendo la freccia verso il basso. Avvitare a questo punto i bulloni e rieseguire lo step 1;



Figura 3.30. Bulloni su cui agire per la movimentazione del braccio.

– Sul display nella parte anteriore del controllore alla voce 'A2' è mostrato un numero diverso da -15.0°: l'arresto del rotore è di tipo meccanico; in questo caso svitare i bulloni presenti sull'albero di collegamento tra rotore e braccio meccanico, alcuni dei quali sono indicati dalle frecce in rosso in Figura 3.30. Posizionare una livella digitale perpendicolarmente alla piastra del braccio meccanico e muovere manualmente il braccio meccanico nel verso in cui si muoverebbe premendo la freccia verso il basso finché la livella non segni il valore -17.5°.

La calibrazione meccanica, se le operazioni di smontaggio dell'assieme braccio meccanicorotore dal treppiede vengono eseguite senza movimentare le viti mostrate in Figura 3.30, non
è da eseguire per ogni utilizzo del rotore, ma è un'operazione che va ripetuta comunque a
cadenza periodica, in quanto le vibrazioni a cui è sottoposto il rotore potrebbero svitare i
bulloni, traslando gli estremi dell'intervallo di rotazione verso elevation diverse dalle stabilite.

#### • Calibrazione 'elettronica'

Per la calibrazione elettronica dell'elevation è necessario l'ausilio di un sensore che vada ad individuare il piano orizzontale corrispondente allo zero dell'elevation. Nell'ambito di questa tesi si è utilizzata una livella, ma in futuro si prevede di posizionare una IMU, così da avere una maggiore precisione nella determinazione degli angoli; la livella (così come la futura IMU) va posizionata in direzione perpendicolare alla piastra del braccio meccanico ed è la 'Livella 1' in Figura 3.31.



Figura 3.31. Foto delle livelle utilizzate per la calibrazione della ground station.

La procedura di calibrazione può essere divisa in due step:

- 1. Utilizzare le frecce verso l'alto e verso il basso presenti nella parte anteriore dell'MD-01 in maniera tale da portare il braccio meccanico in una direzione perfettamente orizzontale servendosi dell'indicazione data dalla livella;
- 2. A questo punto, premere una volta il pulsante [F], così da andare nella modalità 'Motor Angles' (modalità per il set dello zero di azimuth ed elevation), e, utilizzando le frecce verso l'alto e verso il basso, portare l'azimuth (numero di fianco la scritta 'A2:') a zero. Premere poi nuovamente il pulsante [F], così da tornare in 'Normal Mode'.

La calibrazione elettronica, a differenza di quella meccanica, è un'operazione che va ripetuta prima di ciascun utilizzo del rotore.

## 3.7.3 Messa in bolla braccio meccanico

Oltre alla calibrazione di azimuth ed elevation, è necessario andare a calibrare il sistema in maniera tale che il lato inferiore della piastra del rotore sia perpendicolare all'asse del treppiede, come mostrato in Figura 3.32.



Figura 3.32. Rappresentazione delle direzioni da rendere tra loro perpendicolari.

Per eseguire l'operazione descritta si utilizza la 'Livella 2' in Figura 3.31, ma si prevede in futuro di sostituire tale strumento con un sensore maggiormente preciso, quale un'IMU. Osservando le indicazioni della livella, ed agendo sui bulloni presenti all'interfaccia meccanica tra rotore e treppiede (si veda Figura 3.33), è possibile mettere in bolla il braccio meccanico.

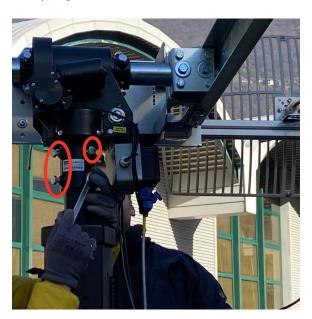


Figura 3.33. Bulloni su cui agire per mettere in bolla il braccio meccanico.

## 3.8 Criticità

In questo paragrafo si citano le principali criticità che si sono incontrate durante il montaggio e la configurazione, proponendo delle possibili motivazioni che siano da guida per il superamento delle stesse.

### 3.8.1 Pulse timeout

Il motore ha un sistema di sicurezza che interrompe l'alimentazione del motore nel momento in cui non viene ricevuto un feedback dal sensore per un tempo pari al 'Puls timeout'. In caso ciò si verificasse comparirà sul display il messaggio di errore mostrato in Figura 3.34.



Figura 3.34. Display che mostra l'errore dovuto al 'puls timeout'.

Tale errore può essere dovuto alle seguenti cause:

- Guasto/errata realizzazione del cavo per i sensori ad effetto Hall (si veda paragrafo 3.4);
- Cavo per i sensori ad effetto Hall scollegato;
- Guasto interno nella scatola nera a cui viene connesso il cavo per i sensori ad effetto Hall;
- Guasto interno nel controllore MD-01;
- Guasto dei sensori ad effetto Hall.

#### 3.8.2 Rotazione invertita

Un errore che potrebbe presentarsi nel momento in cui si va a muovere il rotore è quello relativo al verso della rotazione, che dovrebbe avvenire nel seguente modo:

- La freccia verso l'alto dovrebbe causare un movimento verso l'alto del braccio meccanico, mentre la freccia verso il basso dovrebbe causare un movimento verso il basso;
- La freccia verso destra dovrebbe causare un movimento in senso orario, mentre la freccia verso sinistra dovrebbe causare un movimento in senso antiorario.

Se le rotazioni qui sopra descritte sono invertite, allora le possibili cause sono due:

- 1. Si è montato al contrario il braccio meccanico (si veda il paragrafo 3.2);
- 2. Si sono saldati male i cavi di alimentazione dei motori (si veda il paragrafo 3.4).

## 3.8.3 Accesso alla porta seriale negato

Nel momento in cui si utilizza il codice Python per la movimentazione del rotore potrebbe presentarsi l'errore mostrato in Figura 3.35.

```
Microsoft Windows [Versione 10.0.19042.1415]

(c) Microsoft Corporation. Tutti i diritti sono riservati.

C:\Users\Utente\"C:\Users\Utente\Desktop\Soluzione\Software\Codice\Calcolo az_el\rot2proG_Windows_version.py"

Traceback (most recent call last):
   File "C:\Users\Utente\Desktop\Soluzione\Software\Codice\Calcolo az_el\rot2proG_Windows_version.py", line 370, in <module>
        rot = Rot2proG()

   File "C:\Users\Utente\Desktop\Soluzione\Software\Codice\Calcolo az_el\rot2proG_Windows_version.py", line 46, in __init__
        self.ser = serial.Serial(port=self.dev_path, baudrate=600, bytesize=8, parity='N', stopbits=1, timeout=None)

   File "C:\Users\Utente\AppData\Local\Programs\Python\Python310\lib\site-packages\serial\serialwin32.py", line 33, in __init__
        super\Serial, self).__init__(*args, **kwargs)

   File "C:\Users\Utente\AppData\Local\Programs\Python\Python310\lib\site-packages\serial\serialwin32.py", line 244, in __init__
        self.open()

   File "C:\Users\Utente\AppData\Local\Programs\Python\Python310\lib\site-packages\serial\serialwin32.py", line 64, in open raise SerialException("could not open port {ir}: {ir}".format(self.portstr, ctypes.WinError()))

serial.serialutil.SerialException: could not open port 'COM3': PermissionError(13, 'Accesso negato.', None, 5)

Exception ignored in: <function Rot2pro6__del__ at 0x000001FB3BC36CB0>

Traceback (most recent call last):

   File "C:\Users\Utente\Desktop\Soluzione\Software\Codice\Calcolo az_el\rot2pro6_Windows_version.py", line 59, in __del__
        self.ser.close()

AttributeError: 'Rot2pro6' object has no attribute 'ser'
```

Figura 3.35. Errore nell'accesso alla porta seriale.

Tale errore è dovuto al fatto che si è connessi al rotore attraverso il software *spidMD01dde.exe* e, pertanto, la porta seriale risulta già utilizzata. Per risolvere il problema aprire il software *spid-MD01dde.exe* e, dalla scheda 'Options' cliccare 'Disconnect'; a questo punto lanciare nuovamente il programma Python.

### 3.8.4 Consumo filetto delle viti

Dopo pochi montaggi e smontaggi (dell'ordine delle unità) si è notato un consumo anomalo del filetto delle viti fornite dal produttore, causato probabilmente dal materiale di cui le stesse sono fatte. Durante il processo di montaggio tali viti vanno pertanto monitorate e sostituite se necessario.

## Capitolo 4

## Test

In questo capitolo vengono descritti i test effettuati per la validazione della configurazione realizzata per la *ground station*. I test condotti sono a complessità crescente e possono essere suddivisi in due tipologie:

- Test al chiuso (indoor): sono test preliminari che permettono di verificare che il montaggio e la scrittura e configurazione del software siano stati eseguiti in maniera corretta;
- Test all'aperto (outdoor): sono test che permettono di verificare la bontà degli strumenti utilizzati e la precisione del puntamento.

### 4.1 Test indoor

In questa prima parte vengono descritti i test effettuati all'interno della sede operativa dell'azienda Stratobotic. Il montaggio e la calibrazione della stazione di terra sono stati eseguiti come descritto nel Capitolo 3.

### 4.1.1 Orbitron

Il test ha lo scopo di controllare che la *ground station* sia in grado di muoversi in maniera continuativa nel tempo, senza incorrere in alcun blocco o errore, oltre che controllare che il montaggio e la configurazione siano stati eseguiti in maniera corretta.

Nel test in questione non si è analizzata né la precisione del puntamento né la ricezione dati, ma solamente la coerenza e la continuità dei movimenti del rotore.

In data 14/01/22, attraverso l'utilizzo del software Orbitron, si è inseguito per una durata di 60 minuti il cubesat E-ST@R-II, presente nella lista predefinita 'cubesat' di Orbitron, come mostrato in Figura 4.1. La fase di configurazione di Orbitron è stata eseguita come approfonditamente descritto nei paragrafi 2.4.2 e 3.6.2 e non si sono riscontrati particolari problemi.

Durante i minuti del test non si è verificato alcun blocco e la movimentazione è risultata coerente con l'azimuth e l'elevation mostrati nella scheda 'ORBITRON' del software spid-MD01dde.exe.

Da segnalare il comportamento del rotore per angoli di elevation fortemente negativi: da un punto di vista elettronico, come descritto nel paragrafo 3.7.2, l'angolo di elevation minimo raggiungibile dal rotore è -15°; se si prova a settare il rotore ad un'elevation minore (maggiore in modulo) di tale angolo, il rotore non va in blocco, ma si posiziona a -15° (o rimane a -15° se già vi si trovava), continuando ad inseguire il target per quanto riguarda l'azimuth. Nel momento in

cui l'elevation torna ad essere un valore valido, il rotore torna a muoversi per portarsi all'angolo settato.

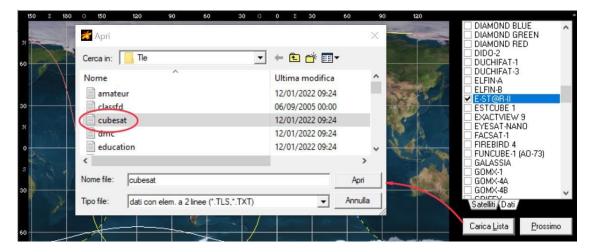


Figura 4.1. Schermata di Orbitron per la selezione della lista 'cubesat'.

## 4.1.2 Python

Il test in questione ha lo stesso scopo di quello descritto nel paragrafo 4.1.1, con la differenza che il software utilizzato per il controllo del rotore non è Orbitron, ma il codice scritto in Python precedentemente descritto.

Per l'esecuzione del test si è utilizzato il file 'Dati.csv', contenente delle coordinate GPS in termini di latitudine, longitudine ed altitudine raccolte in una precedente missione. Ciascuna riga di tale file è del tipo di quelle rappresentata in tabella 4.1, con i dati che sono separati tra loro dal carattere ';' .

gps_date	gps_lat	gps_lon	gps_alt
1/18/2022 17:37:13	45.089592	7.666136	246.00
1/18/2022 17:37:14	45.089593	7.666135	246.00

Tabella 4.1. Esempio di due tipiche righe del file 'Dati.csv'

Per la lettura del file si è utilizzata la libreria csv ed un ciclo for:

```
import csv
with open('Dati.csv') as csv_file:
    csv_reader = csv.reader(csv_file, delimiter=';')
    line_count = 0
    if line_count==0:
        line_count+=1
    else:
        line_count+=1
        for row in csv_reader:
        latitude = float(row[1])
```

```
longitude = float(row[2])
altitude = float(row[3])
```

Dopo aver aperto 'Dati.csv' e salvato in opportune variabili le grandezze contenute nel file, si hanno a disposizione tutti i dati per il calcolo di azimuth ed elevation, per cui è possibile procedere con l'invio del comando di movimentazione del rotore, come descritto nel paragrafo 2.4.2.

Il test, della durata di 57 minuti, è stato eseguito in data 18/01/22 e non ha visto emergere alcuna criticità: la movimentazione è risultata coerente con gli angoli calcolati e non ha subito alcun blocco.

Da segnalare anche in questo caso il comportamento del rotore per angoli di elevation fortemente negativi: nel caso in cui l'elevation inviata sia inferiore a -15°, valore minimo accettato elettronicamente dal rotore, il comando viene ignorato per quanto riguarda l'elevation, mentre prosegue la movimentazione riguardante l'azimuth.

## 4.2 Test outdoor

In questa seconda parte vengono descritti i test effettuati in ambiente esterno. Sono stati eseguiti tre test outdoor:

- Nel primo si è testata la precisione della libreria utilizzata per l'esecuzione dei calcoli;
- Nei successivi due si è analizzata la precisione del puntamento e l'effetto degli errori sul link.

## 4.2.1 Test libreria pyproj

Il test ha lo scopo di valutare la bontà dei calcoli relativi ad azimuth ed elevation eseguiti dalla liberia pyproj ed è stato eseguito in data 26/01/22 in parte nel Parco Dora, a Torino. È possibile suddividere il test in questione in due fasi:

- 1. Scrittura in un file .csv delle posizioni GPS e dei rispettivi azimuth ed elevation calcolati. Per questa prima fase sono stati utilizzati:
  - Una postazione mobile (che simuli il target il movimento) costituita da: un microcontrollore collegato ad un modem per la trasmissione dei dati ed un sensore GNSS;
  - Una postazione fissa, in cui si è supposto fosse posizionata la ground station, costituita da un PC collegato ad un modem per: la ricezione dei dati trasmessi, il calcolo di azimuth ed elevation, il salvataggio dati in un file .csv.

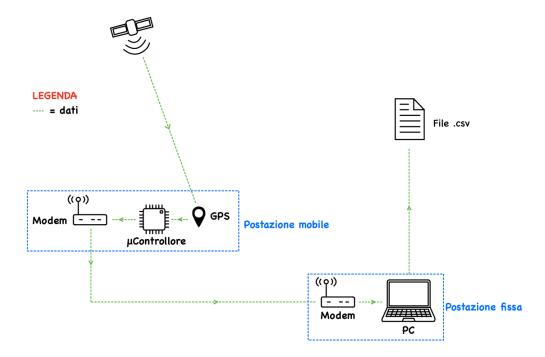


Figura 4.2. Schema prima fase del test.

Entrambe le postazioni sono state alimentate con l'ausilio di opportune batterie.

2. Visualizzazione e controllo dei risultati ottenuti. Per questa fase sono stati utilizzati: Google Earth Pro per controllare la consistenza dei dati ricevuti dal GPS; un visualizzatore opportunamente realizzato in linguaggio Python per il controllo della coerenza dei calcoli eseguiti; un calcolatore online per il confronto dei valori numerici calcolati.

La prima fase è stata svolta presso il Parco Dora. Anzitutto, si è inserita nel codice la posizione della *ground station* indicata in tabella 4.2. Come è possibilie notare, la quota a cui si è posizionata la stazione di terra è inferiore alla quota del suolo a quella latitudine e longitudine: lo scopo di tale decisione è il volersi avvicinare alle condizioni operative, nelle quali si prevede di avere angoli di elevation piuttosto elevati in modulo.

Longitudine_GS	7.6659508°
${\bf Latitudine\_GS}$	$45.0896242^{\circ}$
$Quota\_GS$	$190 \mathrm{m}$

Tabella 4.2. Posizione supposta per la ground station.

Si è poi movimentata la postazione mobile e si sono monitorati gli spostamenti attraverso la telemetria trasmessa alla stazione fissa attraverso l'ausilio del modem e del sensore GNSS; man mano che si ricevevano i dati si è generato un file .csv costituito da cinque righe, la cui struttura è mostrata in tabella 4.3.

gps_date	gps_lat	gps_lon	gps_alt	azimuth	elevation
1/26/2022 16:37:22	45.089586	7.6661	244.00	108.71	76.23
1/26/2022 16:37:23	45.089585	7.666107	243.00	109.51	76.17

N.B. Gli angoli sono misurati in gradi, l'altitudine è misurata in metri

Tabella 4.3. Esempio di due righe del file .csv generato nella prima fase del test.

La seconda fase del test è stata eseguita il giorno successivo nella sede operativa di Stratobotic s.r.l, in Corso Svizzera, a Torino. Il primo passo è stato quello di aprire il file .csv su Google Earth Pro (Figura 4.3): nella visualizzazione si è supposto che tutti i punti si trovassero sulla superficie terrestre (si è ignorata la colonna 'gps\_alt').

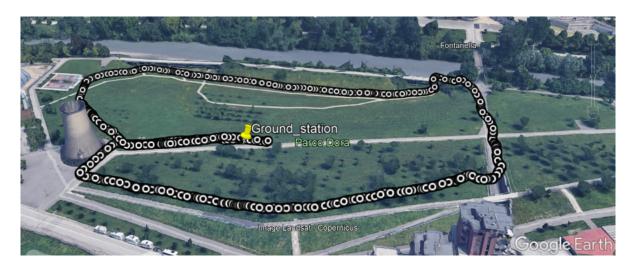


Figura 4.3. Visualizzazione su Google Earth Pro del file .csv generato nella prima fase del test.

Si è poi passati a controllare la coerenza dei valori di azimuth forniti attraverso un visualizzatore realizzato in Python che sfrutta la classe Basemap della libreria mpl\_toolkits e la libreria matplotlib. Si è anzitutto generata la mappa con le seguenti istruzioni:

```
from mpl_toolkits.basemap import Basemap
import matplotlib.pyplot as plt
```

```
fig = plt.figure(figsize=(8, 8))
map = Basemap(llcrnrlon=7.661198, llcrnrlat=45.087922, urcrnrlon=7.672710,
    urcrnrlat=45.091527, epsg=4326)
map.arcgisimage(service='World Imagery', xpixels = 1500, verbose= True)
```

Si è poi aperto il file .csv, rappresentando ciascuna coppia longitudine-latitudine (attraverso la libreria matplotlib) e sovrapponendo tale grafico a quello della mappa precedentemente creato. Si sono poi aggiunti degli elementi per semplificare la lettura del grafico, quali: il vettore congiungente la posizione del GPS e quella della *ground station*; la visualizzazione dell'angolo di azimuth; la direzione del nord.

Per ciascun punto (inteso come coppia longitudine-latitudine) si può quindi ottenere una visualizzazione del tipo di quella in Figura 4.4

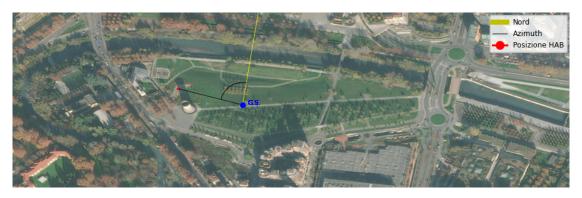


Figura 4.4. Visualizzazione dell'azimuth per una coppia longitudine-latitudine del file .csv generato nella prima fase del test.

Visualizzando i punti salvati nel file .csv precedentemente generato, è risultato che gli angoli di azimuth calcolati sono coerenti con la visualizzazione sia per quanto riguarda il modulo che per quanto riguarda il segno.

Per quanto riguarda l'elevation, gli angoli calcolati sono coerenti con la differenza di quota tra la *ground station* ed il target, tenendo anche conto del fatto che stazione di terra e target sono molto vicini tra loro.

Controllata la coerenza dei risultati ottenuti, si è passati a controllare quantitativamente gli angoli calcolati, confrontando i risultati ottenuti tramite la libreria pyproj con quelli calcolati utilizzando il simulatore online 'Azimuth/Distance calculator' [21]. In tabella 4.4 sono confrontati i risultati ottenuti utilizzando i due calcolatori; per tale confronto si è supposto che la ground station si trovasse nella posizione indicata in tabella 4.2.

Lat	Lon	Quota	Libreria pyproj	Calcolatore Online
$45.089254^{\circ}$	7.666318°	246 m	Az: 144.9067°; El: 48.0796°	Az: 144.3580°; El: 48.0784°
$45.093351^{\circ}$	7.663493°	235 m	Az: -25.0388°; El: 5.622°	Az: 335.0034°; El: 5.9919°
45.089482°	7.668091°	238 m	Az: 95.3576°; El: 15.8358°	Az: 95.0881°; El: 15.8346°

Tabella 4.4. Confronto tra i risultati dei due calcolatori di azimuth ed elevation.

I punti utilizzati per il calcolo di azimuth ed elevation si trovano a qualche decina di metri dalla *ground station*: il calcolo coinvolge cifre a partire da due-tre posizioni oltre la virgola e, pertanto, risulta particolarmente impegnativo per gli algoritmi. Nonostante ciò, i risultati restituiti dai due software di calcolo sono molto simili tra loro e tendono a convergere se si utilizzano punti a maggiore distanza dalla stazione di terra.

## 4.2.2 Test short range

Il test in questione è suddiviso in due parti:

- 1. La parte iniziale del test ha come obiettivo la selezione della migliore configurazione dei modem che verranno in seguito utilizzati;
- 2. Nella seconda fase, a partire dalla configurazione dei modem precedentemente trovata, si va a testare la bontà del puntamento della *ground station* attraverso opportuni speedtest.

### Selezione della migliore configurazione dei modem

In questo sottoparagrafo vengono descritti i test eseguiti in data 16/02/22 presso la sede operativa di Stratobotic s.r.l. a Torino in Corso Svizzera per la selezione della configurazione ottimale dei radiomodem che verranno utilizzati nella successiva fase per la trasmissione dei dati. Per il seguente ed il successivo test è stata realizzata la piattaforma di prova in Figura 4.5.

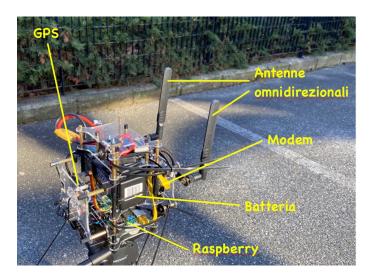


Figura 4.5. Piattaforma per l'esecuzione dei test.

La piattaforma test è costituita da:

- Delle antenne omnidirezionali aventi un guadagno massimo di 3dBi per un funzionamento a 5.8 GHz;
- Una Raspberry Pi 4;
- Un sensore GNSS;
- Un radiomodem;
- Una batteria Lipo da 5500mAh per l'alimentazione.

Prima di procedere con la descrizione e la presentazione dei risultati del test, si descrive brevemente la procedura di installazione del software iPerf 3, che verrà utilizzato per l'esecuzione degli speedtest. La procedura di installazione è differente a seconda del sistema operativo utilizzato: nel caso in analisi, si descriveranno le procedure per quanto riguarda Linux e Windows, che sono quelli coinvolti nel test.

• Per quanto riguarda Windows, è sufficiente andare a scaricare ed estrarre il file .zip sul sito https://iperf.fr/iperf-download.php#windows, all'interno del quale è presente il file .exe che si utilizzerà poi per i test.

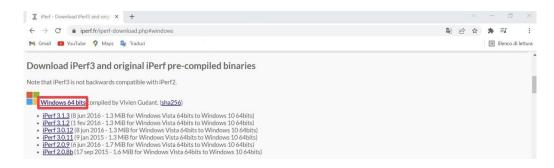


Figura 4.6. Schermata per il download del file .zip per l'installazione di iPerf 3.

 Nel caso di Linux, dopo aver aperto la linea comandi, è sufficiente digitare la seguente linea di codice:

```
sudo apt-get install iperf3
```

Per il test si sono posizionati due sistemi a 45 cm di altezza dal pavimento e ad una distanza di 4 m l'uno dall'altro:

- i. Il primo sistema è costituito dalla piattaforma in Figura 4.5;
- ii. Il secondo sistema è costituito da un altro radiomodem connesso ad un PC tramite cavo ethernet.

Il primo passo per l'esecuzione del test è la selezione di una configurazione di partenza dei modem, utilizzando la quale si eseguono degli speedtest servendosi per la ricetrasmissione dei dati dei due sistemi appena descritti. Gli speedtest sono eseguiti con il software iPerf 3 ed hanno una durata di 10 secondi ciascuno, alle fine dei quali il software stesso mostra la velocità di trasmissione in ciascuno dei 10 intervalli di trasmissione da 1 secondo e la velocità media dello speedtest condotto. Per avere un maggiore campione di dati, si eseguono 10 test per ciascuna configurazione e, successivamente, si va a calcolare la media tra i vari test: per ciascuna configurazione si va cioè a calcolare la media tra le velocità medie di ciascuno speedtest. A partire dalla configurazione precedentemente citata, si andrà poi a variare uno dei parametri di interesse (specificati in seguito) per volta, eseguendo in ciascun caso uno speedtest, e si confronteranno tra loro i risultati, andando a selezionare la configurazione migliore.

Il software iPerf3 prevede che uno dei due sistemi funzioni da server e l'altro da client: per l'esecuzione dei test si è scelto di utilizzare la Raspberry come server ed il PC come client. Per il caso in questione, la procedura per l'esecuzione dello speedtest prevede i seguenti step:

1. Stabilire la connessione tra il PC, che ha Windows come sistema operativo ed è il terminale dal quale vengono gestite le operazioni di test, e la Raspberry Pi 4, il cui sistema operativo è Raspbian, una versione di Linux appositamente realizzata per Raspberry [39]. Per far ciò si utilizza una connessione in *Secure Shell*, per la creazione della quale è sufficiente aprire la linea comandi e digitare la seguente linea di codice:

```
ssh pi@<IP della Raspberry>
```

2. Selezionare il funzionamento della Raspberry come server; per far ciò è sufficiente aprire la linea comandi e digitare la seguente linea di codice:

```
iperf3 -s
```

- 3. Avviare lo speedtest da PC, impostando il funzionamento come client; in questo caso, dopo aver aperto la linea comando, sono possibili due operazioni a seconda che si voglia rispettivamente stampare su terminale i risultati o salvarli in un opportuno file:
  - Stampa su terminale: iperf3 -c <IP della Raspberry>
  - Salvataggio su file (il file verrà salvato nella stessa cartella in cui è contenuto l'eseguibile):
     iperf3 -c <IP della Raspberry> --logfile <nome file>

La procedura appena descritta va seguita solamente per il primo test: per i successivi è sufficiente eseguire solamente lo step 3.

I modem sono settati in maniera tale che quello all'interno del sistema in in Figura 4.5 sia utilizzato in modalità Master, mentre quello connesso al PC funzioni in modalità Slave: nel prosieguo con i termini Master e Slave ci si riferirà alle rispettive piattaforme.

La configurazione di partenza scelta è la stessa per il *Master* e lo *Slave* ed è riassunta in tabella 4.5: i risultati dello speedtest con questa configurazione mostrano una velocità di 1.36 Mbps.

Radio Band	5.8 GHz
Channel Bandwidth	1 MHz
Channel Frequency	76 - 5076 MHz
Tx Power	7 dBm
Wireless Distance	100 m
Tx Rate	Auto
Operation Mode	Master/Slave

Tabella 4.5. Configurazione di partenza dei modem.

Durante l'esecuzione del test si andranno a variare uno per volta i parametri in tabella 4.5, ad eccezione di 'Operation Mode' e 'Radio Band'. La configurazione dei due modem, ove non specificato diversamente, sarà simmetrica: prima dell'esecuzione degli speedtest, cioè, i due modem avranno i parametri presenti in tabella 4.5 settati sugli stessi valori.

Come detto in precedenza, per ciascun caso verranno eseguiti 10 speedtest: nelle pagine successive si riportano solamente i risultati della media tra tali test.

Il primo parametro di cui si analizza la variazione è il *channel bandwidth*: il modem permette di settare il parametro in questione su ciascuno dei quattro valori presenti sull'asse verticale in Figura 4.7, nella quale sono riassunti i risultati del test.

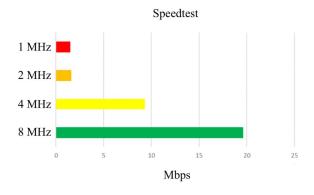


Figura 4.7. Risultati speedtest variazione channel bandwidth.

Nelle prove che si vuole eseguire l'intento è quello di ottenere la massima velocità possibile e, pertanto, si sceglie, come era logico aspettarsi, la maggiore larghezza di banda possibile che, come è possibile vedere da Figura 4.7, corrisponde ad 8 MHz.

Si noti che, nel momento in cui si va a variare il parametro in analisi su uno dei due modem, il link viene interrotto: infatti, temporaneamente, si avrà una situazione in cui i due modem hanno channel bandwidth diversi l'uno dall'altro. È in questo senso importante andare a variare prima il Master, con cui si è connessi in Secure Shell (la gestione del test è affidata al PC), e poi lo Slave, con cui si è connessi via cavo ethernet.

Si torna ora alla configurazione in tabella 4.5 e si analizza l'effetto della variazione di un secondo parametro, la *channel frequency*: il modem permette di settare il parametro in questione da un valore di 5001 MHz, che corrisponde al canale 1, ad un valore di 5845 MHz, che corrisponde al canale 845. Per l'esecuzione dei test si scelgono quattro valori rappresentativi, che sono quelli sull'asse verticale in Figura 4.8.



Figura 4.8. Risultati speedtest variazione channel frequency.

Nel luogo in cui si sono eseguite le prove, come è possibile vedere da Figura 4.8, il canale con meno disturbi (e quindi maggiore velocità) è il 500 (5500 MHz). Anche in questo caso, il link viene temporaneamente interrotto, per cui è importante settare prima *Master* e poi *Slave*. Per la fase successiva del test, tuttavia, essendo la stessa eseguita in una diversa posizione, sarà necessario eseguire nuovamente uno speedtest per determinare il canale su cui eseguire la trasmissione dei dati.

Dopo essere nuovamente tornati alla configurazione di partenza, si analizza l'effetto della variazione della potenza di trasmissione ( $Tx\ power$ ): il modem permette la variazione di tale parametro da 7 dBm a 30 dBm, con passo di 1 dBm. Per questo parametro, bisogna prestare particolare attenzione agli aspetti normativi e, più precisamente alla direttiva 29/11/1999 dell'ERO (Ufficio Europeo della Radiocomunicazione) e alla rispettiva integrazione del 12/11/2004, che fissa il massimo EIRP ( $Effective\ Isotropic\ Radiated\ Power$ ) ad 1 W, corrispondente a 30 dBm: durante l'esecuzione dei test bisogna quindi fare attenzione a non superare tale valore. Per definizione, l'EIRP è calcolabile con l'espressione seguente:

$$EIRP [dBm] = Potenza \ trasmessa [dBm] - Cable \ loss [dB] + Guadagno \ antenna \ [dBi]$$

In questo senso, i valori delle potenze emesse indicati nei grafici nelle prossime pagine sono comprensivi di guadagno delle antenne<sup>1</sup> e cable loss<sup>2</sup>: sull'asse verticale, cioè, non viene indicato il

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Per l'esecuzione dei test si sono utilizzate antenne omnidirezionali aventi un massimo guadagno di 3 dBi.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup>Nel computo della potenza si è considerato sempre la minima *cable loss*, pari ad 1.02 dB per un funzionamento delle antenne a 5 GHz, così da avere un margine sul limite di legge.

valore di potenza settato sul modem, ma l'EIRP.

Per l'analisi dell'effetto della variazione della potenza trasmessa si andranno a cambiare i parametri dei modem in maniera asimmetrica: si eseguirà cioè prima un test lasciando il *Master* a 7 dBm (valore della configurazione di partenza) variando la potenza di emissione dello *Slave* e, successivamente, si eseguirà un test con variazione della potenza emissiva del *Master* a potenza dello *Slave* costante e pari a 7 dBm.

I risultati della variazione di potenza emessa nel Master sono riassunti in Figura 4.9.

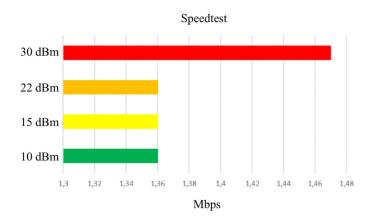


Figura 4.9. Risultati speedtest variazione Tx power del Master.

Variando la potenza emessa nello *Slave*, non si ottiene una variazione osservabile della velocità, che rimane pressocchè costante per le quattro potenze: data la vicinanza tra i due modem (si ricordi che sono a 4 m l'uno dall'altro), è infatti piuttosto difficile apprezzare gli effetti della variazione di potenza. Si è deciso che per i successivi test si andrà a settare la potenza di emissione al massimo valore possibile; tale decisione è stata presa in quanto in condizioni operative, la piattaforma trasmetterà a diversi chilometri di distanza e, pertanto, in tale situazione sarà necessario emettere ad un elevato valore di potenza per permettere la creazione del link.

Il parametro Wireless Distance va settato sulla distanza che ci si aspetta il segnale percorra: i modem pMDDL5824 settano diversi timeout interni per tenere conto del tempo necessario al segnale per percorrere la distanza stabilita [45]. Il minimo valore su cui può essere settato tale parametro è 100 m, che è il valore settato nella configurazione in tabella 4.5.

Si sono eseguiti gli *speedtest* facendo assumere al parametro i valori 500m e 1000m, ma non si è osservata alcuna variazione rispetto al valore 1.36 Mbps, che è il valore assunto nel test con la configurazione iniziale. Si è deciso che tale parametro verrà settato su 100 m per la seconda fase del test, che rappresenta una misura abbastanza vicina alla distanza che ci si aspetta il segnale percorra in tale contesto.

L'ultimo parametro di cui si analizza la variazione è il  $Tx\ Rate$ , che determina la tipologia della modulazione del segnale: i modem permettono di settare tale parametro su ciascuno dei valori indicati sull'asse verticale in Figura 4.10. Come è possibile notare, l'effetto della variazione della modulazione è piuttosto importante anche a brevi distanze: si è deciso, come consigliato dal manuale di utilizzo dei modem, di lasciare questo parametro in selezione automatica. In questo modo, tenendo in considerazione il  $RSSI\ (Received\ Signal\ Strength\ Indicator)$ , il modem selezionerà autonomamente la modulazione in maniera tale da avere la massima velocità di trasmissione dei dati.

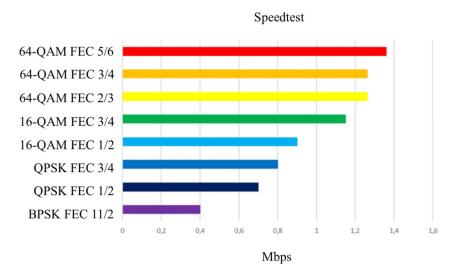


Figura 4.10. Risultati speedtest variazione della modulazione del segnale.

Si conclude l'esposizione riassumendo in tabella 4.6 la configurazione scelta per la seconda fase del test:

Radio Band	5.8 GHz
Channel Bandwidth	$8~\mathrm{MHz}$
Channel Frequency	_ *
Tx Power	30 dBm <b>**</b>
Wireless Distance	100 m
Tx Rate	Auto
Operation Mode	Master/Slave

<sup>\*</sup> Da selezionare previo opportuno speedtest

Tabella 4.6. Configurazione dei modem per la seconda fase del test.

<sup>\*\*</sup> La Tx Power deve essere scelta in maniera tale che l'EIRP sia 30 dBm

### Speedtest e analisi della ricezione

Il test è stato eseguito nella zona antistante il Pèpiniére d'Entreprises a Pont-Saint-Martin (Aosta) in data 17/02/22 ed ha come obiettivo la verifica della bontà del puntamento.

Prima di procedere con l'esecuzione del test è stato necessario andare a selezionare la *channel* frequency in grado di garantire la maggiore velocità possibile; per far ciò si è proceduto con l'esecuzione di alcuni speedtest, eseguiti come descritto nella prima parte del paragrafo 4.2.2. Per l'esecuzione degli speedtest si sono utilizzati gli stessi due sistemi descritti nelle precedenti

Per l'esecuzione degli speedtest si sono utilizzati gli stessi due sistemi descritti nelle precedenti pagine: la piattaforma mostrata in Figura 4.5 e la postazione costituita dal radio modem connesso al PC tramite cavo ethermet.

Per prima cosa, si sono posizionati i due sistemi ad una distanza di 20 m e ad un'uguale altezza dal suolo, come mostrato in Figura 4.11.



Figura 4.11. Posizionamento dei sistemi per l'esecuzione dello speedtest.

Si è poi proceduto all'esecuzione degli speedtest, i cui risultati sono mostrati in Figura 4.12

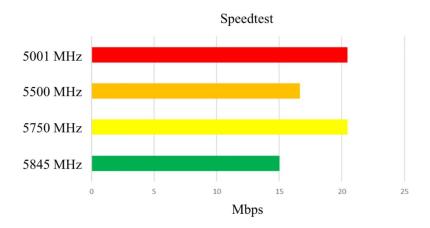


Figura 4.12. Risultati degli speedtest per la selezione della channel frequency ottimale.

Le frequenze attorno ai 5200 MHz non sono state sondate in quanto sono quelle a cui trasmette il Wi-Fi degli uffici posizionati nelle vicinanze del luogo in cui sono stati eseguiti i test e, pertanto, sono particolarmente soggette a rumore. Si è scelto di eseguire la trasmissione a 5750 MHz, in quanto mostra la migliore velocità di trasmissione in assoluto con i suoi 20.42 Mbps contro i 20.4 Mbps della 5001 MHz, seconda in termini di velocità.

Nelle successive pagine, quindi, la configurazione dei modem utilizzata è quella descritta in tabella 4.6 a cui va aggiunta una *channel frequency* di 5750 MHz.

Per il test sono state utilizzate due antenne paraboliche di tipo grid aventi un guadagno pari a 27 dBi ciascuna, più un'antenna Yagi avente un guadagno pari a 6 dBi: tale antenna, essendo meno direttiva delle altre due, viene utilizzata come backup per la ricezione della telemetria nel momento in cui si dovesse perdere il link con le altre due antenne precedentemente citate.

Il primo passo per l'esecuzione del test è il montaggio e la calibrazione della *ground station*: prima di procedere con tali operazioni, che sono stati eseguiti come descritto nel Capitolo 3, è stato eseguito il montaggio delle antenne: l'installazione sul braccio meccanico è stata eseguita tramite un profilo in alluminio a base quadrata, avente lato pari a 40mm ed al centro di ciascun lato una scanalatura larga 6 mm, come mostrato in Figura 4.13.



Figura 4.13. Ground station con antenne montate.

I due sistemi utilizzati per il test sono mostrati in Figura 4.14 e sono rispettivamente: sulla sinistra la *ground station* collegata a modem e PC; sulla destra la piattaforma, opportunamente fissata ad un'asta in grado di estendersi fino a 4 m.

Tali sistemi sono stati posizionati ad una distanza di 72 m l'uno dall'altro alle seguenti coordinate:

	Ground station	Piattaforma
Longitudine	7.7909575°	7.7915720°
Latitudine	45.5942253°	45.594707°
Quota	322 m	330 m

Tabella 4.7. Posizione dei due sistemi durante l'esecuzione del test.

Servendosi del link tra i modem, il test consiste nella ricezione sul PC collegato alla ground station della posizione della piattaforma determinata attraverso il sensore GNSS di cui quest'ultima è dotata: note le coordinate della ground station, indicate in tabella 4.7, e ricevuta la posizione della piattaforma, utilizzando la libreria pyproj, si andrà ad eseguire il puntamento utilizzando il software in Python che sfrutta il protocollo Rot2Prog descritto nei precedenti capitoli. Si procede poi con l'esecuzione di uno speedtest, che servirà come metro di paragone per la valutazione della precisione del puntamento.

A questo punto, si utilizzano le posizioni note dei due sistemi, indicate in tabella 4.7, per eseguire, sempre utilizzando la libreria pyproj ed il il protocollo Rot2Prog, un nuovo puntamento, che è caratterizzato dalla massima precisione che gli strumenti a disposizione consentono di ottenere in quanto non si ha più l'errore dovuto al sensore GNSS; una volta eseguito questo secondo puntamento, si procede con un nuovo speedtest.

Infine, si confrontano tra loro, traendo opportune conclusioni:

- Gli speedtest per analizzare quantitativamente l'effetto dell'errore di individuazione della piattaforma dovuto al sensore GNSS sulla velocità di trasmissione a brevi distanze
- Gli angoli di azimuth ed elevation calcolati nei due casi, in maniera tale da avere un'idea dell'ordine di grandezza dell'errore angolare di individuazione della piattaforma a brevi distanze

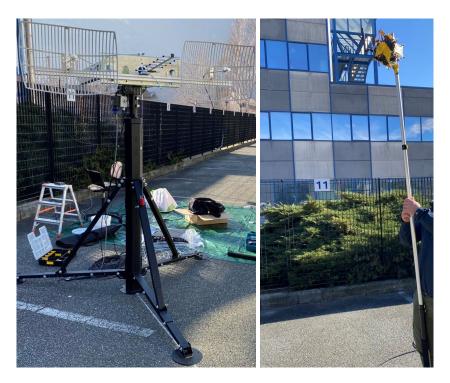


Figura 4.14. Foto dei due sistemi su cui si è eseguito il test.

Si passa ora alla descrizione dei risultati ottenuti dal test.

Per l'esecuzione del primo puntamento (Rot2Prog), è anzitutto necessaria la ricezione della posizione della piattaforma tramite il sensore GNSS, i cui risultati sono indicata in tabella 4.8; sempre nella stessa tabella sono mostrati i risultati del calcolo di azimuth ed elevation (libreria Pyproj) e l'esito dello speedtest (iPerf 3).

Longitudine	Latitudine	Quota	Azimuth	Elevation	Speedtest
$7.791586^{\circ}$	45.594542°	349 m	54.33°	24.1°	20.2 Mbps

Tabella 4.8. Grandezze di interesse per il primo puntamento.

Per l'esecuzione del secondo puntamento (Rot2Prog), tutti i dati necessari per il calcolo (libreria Pyprpoj) di azimuth ed elevation sono presentati in tabella 4.7; in analogia al caso precedente, si riportano in tabella 4.9 le grandezze di interesse.

Longitudine	Latitudine	Quota	Azimuth	Elevation	Speedtest
$7.7915720^{\circ}$	45.594707°	330 m	41.84°	6.35°	20.6 Mbps

Tabella 4.9. Grandezze di interesse per il secondo puntamento.

Nonostante un errore sul puntamento di  $12.49^{\circ}$  sull'azimuth e  $17.75^{\circ}$  sull'elevation, possiamo notare come la velocità di trasmissione cali solamente di 0.4 Mbps: a distanze ravvicinate avere un EIRP di 30 dBm permette di avere un errore sul puntamento senza che le prestazioni del link vadano a decadere in maniera importante.

Ciò risulta molto importante nel contesto in cui si sta operando: all'aumentare della distanza a cui si pone la piattaforma l'errore sul puntamento ammissibile diventa inferiore (a grandi distanze l'effetto dell'emissione a 30 dBm descritto si attenua sempre più), ma l'errore del sensore GNSS nell'individuazione della posizione, ammesso che rimanga costante, genera un errore sul calcolo degli angoli di azimuth ed elevation sempre inferiore.

Si sono poi eseguiti ulteriori test per verificare che la tendenza notata non sia episodica. A partire dalla posizione indicata in tabella 4.9, si è andati a muovere in maniera controllata la *ground station*:

- Si è andati prima ad aumentare il modulo dell'errore assoluto sull'azimuth in termini di puntamento muovendo in senso orario la *ground station* e lasciando l'elevation al valore esatto; si è analizzato poi l'effetto che tale variazione ha sulla velocità di trasmissione del link;
- Successivamente, si è eseguita l'operazione analoga muovendo la ground station in verso antiorario.

I risultati di tali test sono mostrati in Figura 4.15.

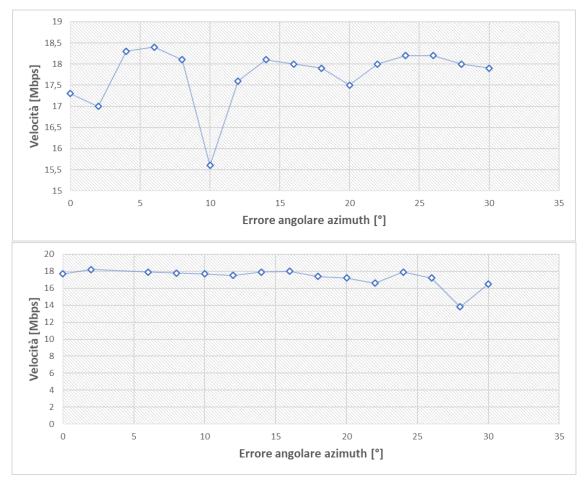


Figura 4.15. Risultati dello speedtest al variare dell'errore sull'azimuth muovendo la *ground* station in senso: orario (in alto); antiorario (in basso).

Come è possibile notare, l'errore angolare non determina un abbattimento delle prestazioni in termini di velocità, per cui la tendenza precedentemente analizzata risulta verificata anche in questi test. Tra le motivazioni di questo comportamento si sono ipotizzate le seguenti cause:

- Elevata potenza di trasmissione a brevi distanze;
- Riflessioni multiple con oggetti metallici posti nelle vicinanze del luogo di esecuzione del test;
- Emissione/ricezione tramite i lobi secondari dell'antenna.

## 4.2.3 Test long range

Per il test in questione, eseguito in data 04/03/22 nella zona antistante il Pèpinière d'Entreprises a Pont-Saint-Martin (Aosta), ci si è serviti degli stessi strumenti descritti nel paragrafo 4.2.2: utilizzando la piattaforma rappresentata in Figura 4.5 e la ground station collegata a modem e PC, si sono eseguiti degli speedtest con iPerf 3 per verificare la bontà del puntamento.

La configurazione dei modem utilizzata è quella mostrata in tabella 4.6, con una *channel frequency* di 5750 MHz. I due sistemi, secondo quanto rilevato dai dati provenienti dai sensori GNSS, sono stati posizionati alle coordinate indicate in tabella 4.10.

	Ground station	Piattaforma
Longitudine	$7.7912452^{\circ}$	7.801186°
Latitudine	$45.5944427^{\circ}$	45.606925°
Quota	322 m	667 m

Tabella 4.10. Posizione dei due sistemi durante l'esecuzione del test.

La stazione di terra e la piattaforma, le cui posizioni sono mostrate in Figura 4.16, si trovavano ad una distanza di 1626.4 m l'una dall'altra.

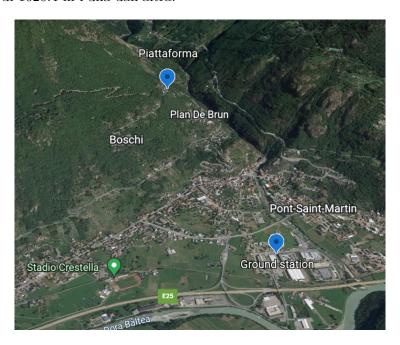


Figura 4.16. Visualizzazione su Google Earth delle posizioni dei due sistemi.

Utilizzando la libreria pyproj, si sono calcolati gli angoli di azimuth ed elevation necessari ad eseguire il puntamento, pari rispettivamente a 29.2° e 12.2°. Dopo aver orientato la stazione di terra, a partire da un azimuth di 29.2° (corrispondente ad un disallineamento nullo nel grafico in Figura 4.17), si è movimentata la ground station sull'azimuth con lo scopo di:

- Trovare il picco di velocità, corrispondente al puntamento con errore nullo sull'azimuth;
- Andare ad analizzare le prestazioni del link in termini di banda disponibile per la trasmissione dati in presenza di errore di disallineamento.

I risultati dell'analisi sono riassunti nel grafico sottostante.

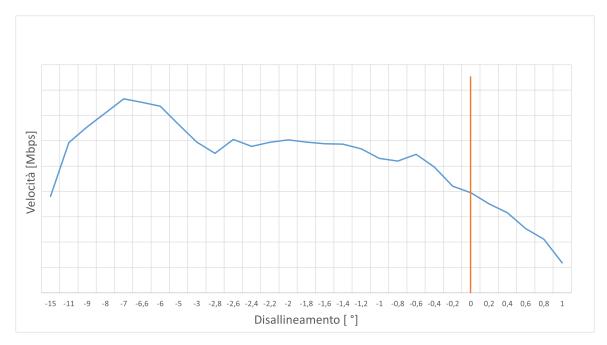


Figura 4.17. Risultati dello speedtest al variare del disallineamento sull'azimuth rispetto alla condizione di partenza.

Come è possibile osservare, il picco di velocità si trova per disallineamento di -7°, corrispondente ad un azimuth di 22.2°: tale angolo può essere considerato l'angolo tale per cui l'errore sull'azimuth è nullo.

A partire dal picco, è possibile avere un errore di puntamento pari a  $\pm 7^{\circ}$  prima che la velocità di trasmissione si dimezzi.

## Capitolo 5

## Conclusioni

Si conclude il lavoro di tesi facendo il punto sui risultati ottenuti e descrivendo brevemente gli sviluppi futuri previsti.

### 5.1 Risultati ottenuti

Nella presente tesi si sono realizzati i propositi inizialmente stabiliti, realizzando una stazione di terra per l'inseguimento automatizzato di una piattaforma stratosferica.

In particolare, si è correttamente portato a termine il processo di analisi e definizione dei requisiti da soddisfare con la *ground station*, attraverso lo studio semplificato su una missione tipo.

Una volta definiti i requisiti, è stata eseguita una ricerca sulle principali soluzioni disponibili sul mercato, con la selezione di quella che meglio si confaceva alle esigenze stabilite.

Si è poi passati alla configurazione e allo sviluppo e messa in atto delle procedure di calibrazione. Il processo ha coinvolto due diversi aspetti:

- Quello software, che ha visto lo sfruttamento di lavori di ricerca eseguiti da terzi (protocollo Rot2Prog) e strumenti open source (libreria Pyproj), adattando le soluzioni trovate alle correnti esigenze;
- Quello hardware, che ha visto il montaggio dei componenti utilizzando le interfacce realizzate dal costruttore, ad eccezione di quella braccio meccanico-antenne, per le quali se ne è realizzata una ad hoc.

Si sono poi condotti dei test indoor ed outdoor per la verifica e l'analisi delle prestazioni della configurazione realizzata, dai quali non sono emersi particolari problemi ed è stata mostrata un'ottima affidabilità. Il giudizio sulle prestazioni rimane quindi positivo in attesa di test maggiormente provanti e significativi.

## 5.2 Sviluppi futuri

In prospettiva futura, si prevede di elaborare delle nuove procedure di calibrazione, servendosi anche di sensori maggiormente performanti e sofisticati, con il fine di migliorare la precisione e l'affidabilità del puntamento.

È già allo studio un sistema energetico alimentato da celle solari, così da poter avere maggiore libertà nel posizionamento della stazione di terra, in quanto indipendenti dalla rete elettrica, oltre che avere un sistema di produzione di energia pulita.

Inoltre, nel mese di marzo del 2022, si prevede di eseguire dei test a lungo raggio per analizzare la precisione del puntamento eseguito tramite la stazione di terra, a valle dei quali si procederà con l'utilizzo della ground station in una missione completa, con il puntamento della piattaforma in stratosfera. I test in questione dovrebbero risultare maggiormente provanti e significativi dei precedenti, facendo emergere potenziali criticità: nell'eventualità che ciò accada, si valuteranno delle modifiche sia da un punto di vista software, che da un punto di vista hardware.

# Bibliografia

- [1] Driver MD-01. SPID Elektronik.
- [2] Use pyproj to calculate distance, azimuth, and elevation from gps latitude and longitude. https://linuxtut.com/en/84d49e18e9dd3373ce0f/.
- [3] Retenews 2.0. Telstar 1: satellite che ha cambiail mondo 50 http://retenews2puntozero.it/ to compie anni. telstar-1-il-satellite-che-ha-cambiato-il-mondo-compie-50-anni/.
- [4] Vision Aerial. What is ground sample distance (gsd). https://visionaerial.com/what-is-ground-sample-distance/.
- [5] P. Agizza. Google chiude project loon. doveva portare internet nelle aree disagiate tramite palloni aerostatici, 2021. https://www.dday.it/redazione/38283/google.
- [6] Airbus. Zephyr s. https://news.laran.it/2020/12/airbus-nuovo-test-di-volo-con-lhaps-zephyr/.
- [7] Alfaradio. Spid rot1prog and rot2prog protocol, 2011. http://ryeng.name/blog/3.
- [8] AliExpress. Weipu sp17 impermeabile ip68 connettore 9 pin. https://it.aliexpress.com/item/32839832274.html.
- [9] Data alliance. Antenna beamwidth. https://www.data-alliance.net/blog/antenna-beamwidth/.
- [10] K. Mershad; H. Dahrouj; H. Sarieddeen; B. Shihada; T. Al-Naffouri; M. Alouini. Cloud-enabled high-altitude platform systems: Challenges and opportunities. frontiers in Communication and Networks, 2021. https://www.frontiersin.org/articles/10.3389/frcmn. 2021.716265/full.
- [11] Amazon. Cavo usb a seriale, benfei 1,8m cavo seriale rs-232 maschio (9 pin) db9. https://www.amazon.it/convertitore-seriale-RS-232-DB9-cavo-superiori-lunghezza/dp/B0753HBT12.
- [12] Amazon.it. Neweer n555: Treppiedi monopiede in lega di alluminio 180cm. https://www.amazon.it/Neewer-Treppiedi-Monopiede-Alluminio-Idrostatica/dp/B07SRZWLQS.
- [13] Pinterest Ben. 1985 satellite dish 80's. https://www.pinterest.it/pin/680465824918816823/.
- [14] Bologna.online. Prima trasmissione telegrafica di marconi attraverso l'atlantico, 2020. https://www.bibliotecasalaborsa.it/bolognaonline/cronologia-di-bologna/1901/prima trasmissione telegrafica di marconi attraverso latlantico.
- [15] businessinsider.com. The facebook aquila drone during its test flight. https://www.unifly.aero/news/global-internet-access-with-facebook-aquila.

- [16] Wikipedia Cmglee. Raggi terrestri equatoriali (a) e polari (b) medi come definiti nella revisione del sistema geodetico mondiale del 1984., 2017. https://it.wikipedia.org/wiki/WGS84#/media/File:WGS84\_mean\_Earth\_radius.svg.
- [17] Indra Company. Satcom on the pause. https://www.indracompany.com/sites/default/files/indra\_satcom\_on\_the\_pause\_en\_2020.pdf.
- [18] RS Components. Corpo connettore automotive te connectivity maschio, 5 vie, 1 fila, passo 6.35mm. https://uk.rs-online.com/web/p/wire-housings-plugs/0848868.
- [19] RS Components. Te connectivity, universal mate-n-lok male crimp terminal 14awg 926894-1. https://uk.rs-online.com/web/p/crimp-contacts/0849085.
- [20] Rai Crit. Cinquantenario della prima trasmissione radiotelegrafica transatlantica. *ELET-TRONICA E TELECOMUNICAZIONI*, (1/2), Aprile/Agosto 2001. http://www.crit.rai.it/eletel/2001-1/11-6.pdf.
- [21] Don Cross. Azimuth/distance calculator. http://cosinekitty.com/compass.html.
- [22] J. Gonzalo; D. Domínguez; A. del Barrio; R. Küke; U. Apel; P. Tavares. High altitude pseudo-satellites: Proposal of initiatives to enhance satellite telecommunications.
- [23] Politecnico di Torino. Dispense del corso di sistemi aerospaziali., 2020.
- [24] Wikipedia Dicklyon. Angle of view of a camera, showing horizontal, vertical, and diagonal angle measures. https://en.wikipedia.org/wiki/File:Angle\_of\_view.svg.
- [25] Academic Dictionaries and Encyclopedias. Direct distance dialing. https://en-academic.com/dic.nsf/enwiki/25947.
- [26] The Free Dictionary. Stop bit. https://encyclopedia2.thefreedictionary.com/stop+bit.
- [27] E. Downey. Autonomous satellite tracker. https://www.clearskyinstitute.com/ham/AST/IMG\_0182.JPG.
- [28] E. Downey. Autonomous satellite tracker arduino source code. https://www.clearskyinstitute.com/ham/AST/AutoSatTracker-2016082822.zip.
- [29] E. Downey. Autonomous satellite tracker. QEX, 2015.
- [30] B. Elbert. The Satellite Communication Ground Segment and Earth Station Handbook, chapter 1. Artech House, 2014.
- [31] SPID Elektronic. Ras hr. http://spid.net.pl/en/ras-hr-2/.
- [32] SPID Elektronic. Str-01 portable tripod.
- [33] SPID Elektronik. Md-01. http://spid.net.pl/en/md-01-2/.
- [34] T.C. Devezas F.A. d'Oliveira, F.C.L. de Melo. High-altitude platforms present situation and technology trends. *Scielo Brazil*, Luglio-Settembre 2016. https://www.scielo.br/j/jatm/a/JQv95PgKcDCtrn95vLLV8qN/.
- [35] J. Ferraccioli. *rot2proG*. University at Buffalo Nanosatellite Laboratory, 2011. https://github.com/jaidenfe/rot2proG.
- [36] GIS Geography. World geodetic system (wgs84). https://gisgeography.com/wgs84-world-geodetic-system/.

- [37] RF Hamdesign. Specifications sheet: Antenna tower portable tripod / 4-legged frame. https://www.rfhamdesign.com/downloads/rf-hamdesign-antenna-stand-tripod.pdf.
- [38] RF Hamstore. Spx-02/hr azimuth & elevation, medium duty. https://www.rfhamstore.com/webshop/antenna-rotators/spx-high-resolution-rotators/detail/81/spx-02hr-azimuth-elevation-medium-duty.html.
- [39] Raspberry Italia. Noobs new out of the box software. https://www.raspberryitalia.it/sistema-operativo/.
- [40] K.G. Jansky. New radio waves traced to centre of the milky way. New York Times, Maggio 1933. https://www.nytimes.com/1933/05/05/archives/new-radio-waves-traced-to-centre-of-the-milky-way-mysterious-static.html.
- [41] jaycar. Db9 male connector solder. https://www.jaycar.com.au/db9-male-connector-solder/p/PP0800.
- [42] S.S. Brandt K.I. Kellermann, E.N. Bouton. Open Skies. Springer, i edition, 2021.
- [43] D. Lee. Facebook abandons its project aquila flying internet plan, 2018. https://www.bbc.com/news/technology-44624702.
- [44] F. Lennon. Cbc can transmit tv from space, 1974. https://digitalarchive.tpl.ca/objects/201850/cbc-can-transmit-tv-from-space-canadian-broadcasting-corpor.
- [45] Microhard. Operating Manual pMDDL5824.
- [46] V. Miherea. Sviluppo di un sistema di rientro con controllo di traiettoria per palloni sonda. Politecnico di Torino, 2018.
- [47] Neq00. Rappresentazione dei termini altezza e azimut utilizzati nel sistema di riferimento orizzontale. https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/b/b1/Azimuth-Altitude\_schematic\_it.svg.
- [48] NRAO/AUI/NSF. Collapsed metal of the 300-foot telescope. https://public.nrao.edu/gallery/the-collapsed-300foot-telescope/.
- [49] National Radio Astronomy Observatory. 300-foot telescope. https://public.nrao.edu/telescopes/300-foot-telescope/.
- [50] National Radio Astronomy Observatory. Grote reber's first radio telescope. https://public.nrao.edu/gallery/grote-rebers-first-radio-telescope/.
- [51] National Radio Astronomy Observatory. Karl guthe jansky. https://public.nrao.edu/gallery/karl-guthe-jansky/.
- [52] Massachusetts Institute of Technology. Professor emeritus gordon pettengill, radio astronomy pioneer, dies at 95. https://news.mit.edu/2021/professor-emeritus-gordon-pettengill-dies-0601.
- [53] Enciclopedia Treccani online. Radome. https://www.treccani.it/enciclopedia/radome/.
- [54] L. Pace. Development of a telecommunication payload for light stratospheric platforms. Politecnico di Torino, 2021.
- [55] Gunter's Space Page. Intelsat i. https://space.skyrocket.de/doc\_sdat/intelsat-1. htm.

- [56] Gunter's Space Page. Marisat 1, 2, 3. https://space.skyrocket.de/doc\_sdat/marisat-1.htm.
- [57] Gunter's Space Page. Palapa a1, a2. https://space.skyrocket.de/doc\_sdat/palapa-a. htm.
- [58] PCmag. Data bits. https://www.pcmag.com/encyclopedia/term/data-bits.
- [59] Pix4D. Ground sampling distance (gsd) in photogrammetry. https://support.pix4d.com/hc/en-us/articles/202559809-Ground-sampling-distance-GSD-in-photogrammetry.
- [60] Libreria Python. pyproj documentation. https://pyproj4.github.io/pyproj/stable/.
- [61] RFHamdesign. Spid azimuth & elevation antenna rotator: Ras/hr. https://www.rfhamdesign.com/downloads/spid-ras\_hr-specifications.pdf.
- [62] RFHamdesign. Str-04 portable tripod. https://www.rfhamdesign.com/images/str-04-b.jpg.
- [63] T.M. Rienzi. Vietnam Studies Communications-Electronics 1962-1970, chapter 2. Department of the Army, 1985.
- [64] Anton Sessa. Arecibo. fine di la. ha daun gigante che to tanto all'astronomia. https://www.antonsessa.com/ arecibo-la-fine-di-un-gigante-che-ha-dato-tanto-allastronomia/.
- [65] Sinfin.net. Very large array. https://www.sinfin.net/railways/world/usa/vla.html.
- [66] Swpb. Simplified diagram of segments of a satellite system, 2016. https://en.wikipedia.org/wiki/File:Ground\_segment.png.
- [67] Thales. Stratobus. https://www.thalesgroup.com/en/worldwide/space/news/whats-stratobus.
- [68] Thinkom. Thinkom satellite antennas qualified for operation on intelsat flex networks. https://www.thinkom.com/cotm-antennas-qualified-intelsat-flex/.
- [69] E. Tomagra. Sviluppo di una piattaforma stratosferica leggera per applicazioni di osservazione e telecomunicazioni. Politecnico di Torino, 2021.
- [70] Tpub.com. Azimuth and back azimuth. http://www.tpub.com/seabee/3-42.htm.
- [71] Tutorialspoint. Antenna theory beam width. https://www.tutorialspoint.com/antenna\_theory/antenna\_theory\_beam\_width.htm#.
- [72] Physics & Astronomy Department University of Hawai'i. Antenna introduction / basics. https://www.phys.hawaii.edu/~anita/new/papers/militaryHandbook/antennas.pdf.
- [73] Wikiait. Palapa palapa. https://wikiait.icu/wiki/Palapa#Name.
- [74] Wikipedia. 4769 castalia. https://it.wikipedia.org/wiki/4769\_Castalia.
- [75] Wikipedia. Anik (satellite). https://en.wikipedia.org/wiki/Anik\_(satellite).
- [76] Wikipedia. Antenne a tromba. https://it.wikipedia.org/wiki/Antenna\_a\_tromba.
- [77] Wikipedia. At&t. https://it.wikipedia.org/wiki/AT%26T#Storia.
- [78] Wikipedia. Backhaul. https://it.wikipedia.org/wiki/Backhaul.
- [79] Wikipedia. Baud. https://it.wikipedia.org/wiki/Baud.
- [80] Wikipedia. Directv. https://it.wikipedia.org/wiki/DirecTV.

- [81] Wikipedia. Explorer 1. https://it.wikipedia.org/wiki/Explorer 1.
- [82] Wikipedia. Facebook aquila. https://en.wikipedia.org/wiki/Facebook\_Aquila.
- [83] Wikipedia. Field of view. https://en.wikipedia.org/wiki/Field\_of\_view.
- [84] Wikipedia. Forno a microonde. https://it.wikipedia.org/wiki/Forno\_a\_microonde# Storia.
- [85] Wikipedia. Gemini 6a. https://en.wikipedia.org/wiki/Gemini\_6A#Reentry.
- [86] Wikipedia. Goldstone deep space communications complex. https://it.wikipedia.org/wiki/Goldstone\_Deep\_Space\_Communications\_Complex.
- [87] Wikipedia. Green bank telescope. https://en.wikipedia.org/wiki/Green\_Bank\_Telescope.
- [88] Wikipedia. Grote reber. https://en.wikipedia.org/wiki/Grote Reber.
- [89] Wikipedia. Ground segment. https://en.wikipedia.org/wiki/Ground segment.
- [90] Wikipedia. Intelsat. https://it.wikipedia.org/wiki/Intelsat.
- [91] Wikipedia. Intelsat i. https://en.wikipedia.org/wiki/Intelsat\_I.
- [92] Wikipedia. Ku band. https://en.wikipedia.org/wiki/Ku\_band#Advantages.
- [93] Wikipedia. Marisat 1. https://en.wikipedia.org/wiki/Marisat\_1.
- [94] Wikipedia. Palapa. https://en.wikipedia.org/wiki/Palapa.
- [95] Wikipedia. Project loon. https://it.wikipedia.org/wiki/Project\_Loon.
- [96] Wikipedia. Radiotelescopio di arecibo. https://it.wikipedia.org/wiki/Radiotelescopio\_di\_Arecibo.
- [97] Wikipedia. Schematic diagram of real aperture radar. https://en.wikipedia.org/wiki/File:Rardiagdrp.jpg.
- [98] Wikipedia. Set-top box. https://it.wikipedia.org/wiki/Set-top\_box.
- [99] Wikipedia. Single channel per carrier. https://it.wikipedia.org/wiki/SCPC.
- [100] Wikipedia. Sistema binario di hulse-taylor. https://it.wikipedia.org/wiki/Sistema\_binario\_di\_Hulse-Taylor.
- [101] Wikipedia. Sistema di coordinate orizzontali. https://it.wikipedia.org/wiki/Sistema\_di\_coordinate\_orizzontali.
- [102] Wikipedia. Space segment. https://en.wikipedia.org/wiki/Space segment.
- [103] Wikipedia. Starlink (costellazione satellitare). https://it.wikipedia.org/wiki/Starlink (costellazione satellitare).
- [104] Wikipedia. Swathe. https://en.wikipedia.org/wiki/Swathe.
- [105] Wikipedia. Telex. https://it.wikipedia.org/wiki/Telex.
- [106] Wikipedia. Telstar 1. https://en.wikipedia.org/wiki/Telstar\_1.
- [107] Wikipedia. Thales alenia space. https://it.wikipedia.org/wiki/Thales\_Alenia\_Space.

#### BIBLIOGRAFIA

- [108] Wikipedia. Tropospheric scatter. https://en.wikipedia.org/wiki/Tropospheric\_scatter.
- [109] Wikipedia. Very large array. https://it.wikipedia.org/wiki/Very\_Large\_Array.
- [110] Wikipedia. Very-small-aperture terminal. https://en.wikipedia.org/wiki/ Very-small-aperture\_terminal#History.
- [111] Wikipedia. Westar 1. https://en.wikipedia.org/wiki/Westar\_1.
- [112] Wikipedia. Wgs84. https://it.wikipedia.org/wiki/WGS84.
- [113] Wikipedia. Wilmer barrow & horn antenna 1938. https://en.wikipedia.org/wiki/File: Wilmer\_Barrow\_%26\_horn\_antenna\_1938.jpg.