



**UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI “FEDERICO II”**

**FACOLTÀ D’INGEGNERIA**

**DOTTORATO DI RICERCA IN “INGEGNERIA AEROSPAZIALE, NAVALE E  
DELLA QUALITÀ” – XXIV CICLO**

**SETTORE SCIENTIFICO DISCIPLINARE ING-IND 05:**

**IMPIANTI E SISTEMI AEROSPAZIALI**

**PROGETTO, SVILUPPO E TEST IN VOLO DI UN  
SISTEMA AUTOMATICO DI COLLISION AVOIDANCE:  
APPLICAZIONE AL PROGETTO TECVOL DEL  
PROGRAMMA PRORA DEL CIRA**

**ING. SALVATORE LUONGO**

**TUTOR: CH.MO PROF. ING. ANTONIO MOCCIA**

**CO-TUTOR: UMBERTO CINIGLIO**

**COORDINATORE: CH.MO PROF. ING. ANTONIO MOCCIA**

# INDICE

Abstract .....	1
Ringraziamenti .....	3
Lista degli acronimi .....	4
1 Introduzione .....	7
2 Requisiti .....	10
2.1 Requisiti funzionali .....	10
2.2 Vincoli progettuali .....	10
2.3 Requisiti di interfaccia .....	13
2.4 Requisiti di sperimentazione .....	14
2.4.1 Requisiti sull'organizzazione generale delle prove .....	14
2.4.2 Requisiti sulle infrastrutture di sperimentazione .....	15
2.4.3 Requisiti operativi di volo .....	17
3 Analisi preliminari .....	19
3.1 Introduzione .....	19
3.2 Analisi di letteratura sugli algoritmi di collision avoidance .....	19
3.3 Un approccio geometrico alla collision avoidance .....	21
3.3.1 Conflict detection .....	22
3.3.2 Conflict resolution .....	23
3.3.3 Calcolo del tempo alla collisione .....	25
3.4 Analisi numeriche preliminari .....	25
3.4.1 Ipotesi generali .....	26
3.4.2 Analisi di sensitività rispetto alle limitazioni del FOR/FOV .....	27
3.4.3 Analisi di sensitività rispetto al data-rate .....	32
3.4.4 Analisi di sensitività rispetto al tempo di latenza .....	35
4 Progettazione di dettaglio .....	37
4.1 Architettura funzionale .....	37
4.2 Formulazione del problema .....	39
4.3 Conflict detection .....	41
4.4 Conflict resolution .....	44
4.4.1 Soluzione in caso di violazione dei vincoli cinematici del velivolo .....	50

4.4.2	Logica di controllo .....	54
4.4.3	Strategia di controllo all'interno della safety bubble .....	56
5	Progetto del raggio della safety bubble e del range d'inizio manovra .....	58
5.1	Calcolo analitico dell'incertezza .....	59
5.2	Definizione dello scenario di conflitto .....	64
5.3	Analisi numeriche .....	67
5.3.1	Sensitività dell'incertezza rispetto alle velocità in gioco .....	68
5.3.2	Sensitività dell'incertezza rispetto al range .....	70
6	Implementazione, Test Off-line e Real-time .....	76
6.1	Architettura funzionale dei moduli ACA-GNC .....	77
6.2	Modulo "ACA conditioning" .....	78
6.3	Modulo "ACA on/off Logic" .....	83
6.4	Modulo "Collision Avoidance Module" .....	84
6.5	Modulo "Virtual Obstacle" .....	92
6.6	Parametri di progetto del software ACA .....	94
6.6.1	Interfaccia grafica di visualizzazione a terra .....	97
6.7	Piano dei Test .....	103
6.8	Ambienti di Simulazione .....	104
6.8.1	Ambiente di simulazione Off-line .....	104
6.8.2	Ambiente di simulazione real-time .....	107
6.9	Test Off-line di integrazione e prestazioni .....	107
6.10	Test Real-time .....	112
7	Pianificazione ed Esecuzione dei Test in volo .....	119
7.1	Definizione e pianificazione delle prove volo .....	119
7.2	Definizione della procedura e delle traiettorie di volo in condizioni nominali .....	119
7.3	Procedura di gestione dell'esperimento di Collision Avoidance .....	124
7.4	Requisiti per la stazione di monitoraggio del volo dell'intruder .....	127
7.4.1	Correzione dell'angolo di Heading dell'intruder sul tratto EF .....	128
7.4.2	Correzione della True Air Speed dell'intruder sul tratto GO .....	129
7.5	Pianificazione delle sessioni di volo .....	131
7.6	Presentazione dei dati raccolti in volo .....	133
7.7	Volo n. 84 del 29 Ottobre 2010 .....	134

---

7.7.1	Descrizione generale del volo .....	134
7.7.2	Risultati del volo .....	136
7.8	Volo n. 86 del 22 Dicembre 2010 .....	137
7.8.1	Descrizione generale del volo .....	137
7.8.2	Risultati del volo .....	138
7.9	Volo n. 87 del 9 Febbraio 2011 .....	139
7.9.1	Descrizione generale del volo .....	139
7.9.2	Risultati del volo .....	141
7.10	Volo n. 88 del 11 Febbraio 2011 .....	141
7.10.1	Descrizione generale del volo .....	142
7.10.2	Risultati del volo .....	143
7.11	Analisi dei dati .....	143
8	Conclusioni e Sviluppi futuri.....	146
8.1	Aspetti innovativi.....	149
8.2	Sviluppi futuri .....	150
9	Bibliografia.....	153

# INDICE FIGURE

Figura 1-1 – Architettura funzionale del sistema di S&A .....	9
Figura 3-1 – Strategie di conflict detection.....	19
Figura 3-2 – Teorema del campionamento .....	20
Figura 3-3 – Geometria di collisione tra un punto materiale A ed un cerchio B di raggio R.....	22
Figura 3-4 – Il vettore velocità $V_A$ giace nel cono di collisione $CB(R)$ : $A/C_A$ e $A/C_B$ sono in rotta di collisione se i vettori velocità $V_A$ e $V_B$ rimangono costanti .....	25
Figura 3-5 – Indice di performance S .....	27
Figura 3-6 – Limitazioni sul FOR/FOV caratterizzanti il sistema ODID.....	28
Figura 3-7 – Scenario di collisione nel piano orizzontale.....	29
Figura 3-8 – Scenario di collisione nel piano verticale.....	32
Figura 3-9 – Sensitività rispetto al data-rate (piano orizzontale).....	33
Figura 3-10 – Sensitività rispetto al data-rate (piano verticale).....	34
Figura 3-11 – Sensitività rispetto al tempo di latenza.....	36
Figura 4-1 – Interfacce del modulo di Decision-Making Algorithm.....	37
Figura 4-2 – Campo di vista di Obstacle Detection Sensors .....	38
Figura 4-3 – Architettura funzionale del modulo di autonomous mid-air collision avoidance .....	38
Figura 4-4 – Geometria di collisione tra un punto di massa A ed una sfera B di raggio R.....	39
Figura 4-5 – Definizione del vettore distanza minima di separazione $\vec{d}_{AB}$ .....	41
Figura 4-6 – Piano $\pi$ formato dai vettori $\vec{v}_{AB}$ e $\vec{r}$ .....	43
Figura 4-7 – Piano formato dai vettori $\vec{v}_{AB}$ e $\hat{v}_{AB}^d$ .....	45
Figura 4-8 – Circonferenza $C^\perp$ .....	46
Figura 4-9 – $\vec{v}_{AB}^d$ sul piano $\pi$ .....	47
Figura 4-10 – Coni di collisione <i>Backward</i> e <i>Forward</i> per la strategia di controllo latero-direzionale .....	53
Figura 4-11 – Automa a stati finiti della logica di controllo.....	55
Figura 4-12 – $\vec{V}_A^d$ generato nello stato <i>In Safety bubble</i> .....	57
Figura 5-1 – Flusso logico .....	59
Figura 5-2 – Geometria di collisione tra un punto di massa A e una sfera B di raggio R.....	59
Figura 5-3 – Time-to-collision $t_C$ .....	63
Figura 5-4 – Esempio di scenario con $t_{AB}$ elevato (per $\chi$ piccoli).....	64
Figura 5-5 – Definizione dello scenario di conflitto.....	65
Figura 5-6 – Calcolo della distanza minima $r_{crit}$ per iniziare la manovra di avoidance .....	66
Figura 5-7 – Range critico $r_{crit}$ al variare di R e regione proibita ( $V_A = V_B = 40$ m/s, $\phi_M = 10$ deg).....	67

Figura 5-8 – Incertezza propagata su $d_{AB}$ (range = 2000 m, VA = VB = 34 m/s)...	68
Figura 5-9 – Grafico dei valori massimi dell'incertezza propagata su $d_{AB}$ (range = 2000 m, $\Psi = 30^\circ$ , $\Theta = 0^\circ$ ) .....	69
Figura 5-10 – Grafico dei valori massimi dell'incertezza propagata su $d_{AB}$ nel range di visibilità dei sensori EO ( $\Psi = 30^\circ$ , $\Theta = 0^\circ$ ) .....	71
Figura 5-11 – Nuovo raggio R della safety bubble che ingloba l'incertezza propagata su $d_{AB}$ nel range di visibilità dei sensori EO (per $\Psi = 30^\circ$ , $\Theta = 0^\circ$ ) e “regione proibita” (tratteggiata) .....	73
Figura 5-12 – Nuovo raggio della safety bubble che ingloba l'incertezza propagata su $d_{AB}$ nel range di visibilità del radar (per VA = VB = 34 m/s, $\Psi = 30^\circ$ , $\Theta = 0^\circ$ ) e “regione proibita” (al variare del massimo angolo di roll $\phi_M$ ).....	74
Figura 6-1 – Architettura Funzionale dei moduli di Autonomous Collision Avoidance .....	78
Figura 6-2 – Architettura Funzionale del modulo ACA Conditionong .....	79
Figura 6-3 – Automa a stati finiti che genera ODID_State .....	81
Figura 6-4 – Architettura Funzionale del modulo ACA on/off Logic.....	83
Figura 6-5 – Automa a stati finiti che genera ACAstate.....	84
Figura 6-6 – Architettura Funzionale del modulo Collision Avoidance Module ....	85
Figura 6-7 – $\vec{V}_{AB}^d$ sul piano $\pi$ .....	86
Figura 6-8 – Schema di progetto del modulo ACA Algorithm outside Safety bubble .....	87
Figura 6-9 – $\vec{V}_A^d$ generato dal modulo ACA Algorithm inside Safety bubble .....	90
Figura 6-10 – Automa a stati finiti che sceglie i riferimenti per l'autopilota .....	92
Figura 6-11 – Architettura Funzionale del modulo Virtual Obstacle .....	93
Figura 6-12 – Interfaccia grafica di visualizzazione a terra.....	97
Figura 6-13 – Piano X-Y dell'interfaccia grafica di visualizzazione a terra .....	98
Figura 6-14 – Piano r-h dell'interfaccia grafica di visualizzazione a terra.....	101
Figura 6-15 – Ambiente Sintetico Off-Line (TEST_GNC_3p0p27).....	104
Figura 6-16 – Indici di prestazioni: $Se$ , $Sm$ , $D$ e $\Omega$ .....	108
Figura 6-17 – Segnali in uscita dal sistema di sensori ODID.....	115
Figura 6-18 – Vista 2D delle traiettorie di conflitto .....	115
Figura 6-19 – Sensor Conditioning Logic .....	116
Figura 6-20 – Flight Modality Logic ACA.....	116
Figura 6-21 – Riferimenti durante la manovra di CA.....	117
Figura 6-22 – Parametri di prestazione durante la manovra di CA .....	117
Figura 7-1 – Circuito 1: Scenario di conflitto frontale per vento negativo (A) .....	121
Figura 7-2 – Circuito 1: Scenario di conflitto frontale per vento positivo (B) .....	122
Figura 7-3 – Circuito 2: Scenario di conflitto laterale per vento negativo (A).....	123
Figura 7-4 – Circuito 2: Scenario di conflitto laterale per vento positivo (B).....	124
Figura 7-5 – Deviazione dell'intruder della traiettoria nominale sul tratto EF.....	128
Figura 7-6 – Deviazione dell'intruder della traiettoria nominale sul tratto GO ....	130

# INDICE TABELLE

Tabella 2-1 – Medie ammissibile per le accuratezze del sistema di sensori ODID	12
Tabella 2-2 – Deviazioni standard ammissibile per le accuratezze del sistema di sensori ODID	12
Tabella 2-3 – Requisiti di tracking del sistema di sensori ODID	12
Tabella 2-4 – Inviluppo di volo generalizzato di FLARE in configurazione test ACA	13
Tabella 3-1 – Limitazione FOR/FOV	27
Tabella 4-1 – Descrizione degli eventi nell’automa di Figura 4-11	56
Tabella 5-1 – Espressione analitica delle derivate parziali	63
Tabella 5-2 – Valori massimi dell’incertezza propagata su $d_{AB}$ (range = 2000 m, $\Psi = 30^\circ$ , $\Theta = 0^\circ$ )	70
Tabella 5-3 – Valori massimi dell’incertezza propagata su $d_{AB}$ nel range di visibilità dei sensori EO ( $\Psi = 30^\circ$ , $\Theta = 0^\circ$ )	72
Tabella 5-4 – Valori del raggio R della safety bubble che ingloba l’incertezza propagata su $d_{AB}$ nel range di visibilità dei sensori EO (per $\Psi = 30^\circ$ , $\Theta = 0^\circ$ )	73
Tabella 6-1 – Segnali provenienti dal sistema di sensori ODID	80
Tabella 6-2 – Segnale generato dalla Sensor Conditioning Logic	80
Tabella 6-3 – Descrizione degli eventi nell’automa di Figura 6-3	81
Tabella 6-4 – Descrizione degli eventi nell’automa di Figura 6-5	84
Tabella 6-5 – Descrizione degli eventi nell’automa di Figura 6-10	92
Tabella 6-6 – Parametri di progetto del SW di ACA	96
Tabella 6-7 – Variabili incerte per le analisi Montecarlo	110
Tabella 6-8 – Valori degli indici di prestazioni relativi al TEST 1	111
Tabella 6-9 – Valori degli indici di prestazioni relativi al TEST 2	111
Tabella 6-10 – Condizioni del test Real-time	113
Tabella 7-1 – Definizione lista way-point per Circuito 1 e scenario di conflitto frontale per vento negativo (A)	121
Tabella 7-2 – Definizione lista way-point per Circuito 1 e scenario di conflitto frontale per vento positivo (B)	122
Tabella 7-3 – Definizione lista way-point per Circuito 2 e scenario di conflitto laterale per vento negativo (A)	123
Tabella 7-4 – Definizione lista way-point per Circuito 2 e scenario di conflitto laterale per vento positivo (B)	124
Tabella 7-5 – Tipologie di ostacoli virtuali	125
Tabella 7-6 – Pianificatizione dei voli per le diverse sessioni	132
Tabella 7-7 – Risultati sintetici degli indici di performance dei test per il volo 84136	136
Tabella 7-8 – Risultati sintetici degli indici di performance dei test per il volo 86138	138
Tabella 7-9 – Risultati sintetici degli indici di performance dei test per il volo 87141	141
Tabella 7-10 – Risultati sintetici degli indici di performance dei test per il volo 88	143

## ABSTRACT

**I**l presente lavoro descrive la progettazione, lo sviluppo ed i test, fino alle prove in volo, per un Autonomous Collision Avoidance System per velivoli senza pilota. Questo sistema è stato sviluppato dal Centro Italiano Ricerche Aerospaziali (CIRA) in collaborazione con il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale dell'Università degli Studi di Napoli "Federico II", nell'ambito del progetto di ricerca finanziato a livello nazionale TECVOL (Tecnologie per il volo autonomo). Anche se il sistema di Sense & Avoid qui proposto è stato sviluppato principalmente per Unmanned Aerial Systems, dove sono richiesti elevati livelli di automazione, tale sistema può essere adoperato con successo anche per velivoli commerciali con equipaggio, come ausilio ai piloti. L'algoritmo di Collision Avoidance sviluppato si basa su una soluzione analitica di un problema di ottimizzazione vincolata nel caso di un velivolo intruder non cooperante, che opera in un ambiente 3D.

È adottato un approccio geometrico, con una soluzione analitica per un problema di ottimizzazione cinematica, che prevede la possibilità di modificare simultaneamente tutte le variabili di controllo (True Air Speed, angoli di track e slope in ingresso all'autopilota), quest'approccio si presta ad applicazioni in real-time.



L'algoritmo utilizzato prevede che il vettore velocità del velivolo sia modificato in modo continuo, in maniera da evitare la safety bubble che circonda il velivolo intruder e minimizzare l'accelerazione richiesta alla manovra di evasione. Può essere dimostrato, sotto opportune ipotesi, che la soluzione proposta è ottimale anche rispetto alla minimizzazione della deviazione del velivolo dalla sua traiettoria nominale. Il sistema di Sense & Avoid è installato a bordo di un velivolo di classe Very Light Aircraft chiamato FLARE (Flying Laboratory for Aeronautical REsearch), che è stato personalizzato in modo da consentire il volo autonomo. Al fine di validare i risultati ottenuti, sono stati definiti opportuni indici di prestazioni e scenari di conflitto. Negli scenari di conflitto che sono stati presi in considerazione, è stata dimostrata l'efficacia del sistema attraverso una campagna di prove in volo.

# RINGRAZIAMENTI

Esprimo un sentito grazie al *Prof. Ing. Antonio Moccia* per la sua costante disponibilità e la sua fiducia a credere nelle mie capacità. Gli riservo tutta la mia stima, sia come docente, sia come uomo sensibile ed altruista. Fondamentale è stata la presenza di tutti i colleghi che, per passione e amore della disciplina, hanno alimentato in me una particolare attrattiva per un impegno sempre attento. In particolare, ci tengo a ringraziare alcuni miei colleghi, coinvolti in diverso modo, nel progetto trattato in questa tesi: *Carminè Marrone, Ettore De Lellis, Federico Corrado, Luca Garbarino e Salvatore Palazzo*, per la loro particolare disponibilità e per la sempre accurata capacità di saper trasmettere la loro conoscenza.

La scelta d'intraprendere un percorso di dottorato è stato frutto del desiderio di dare seguito ad una carriera universitaria ricca di soddisfazioni e nel sempre vivo desiderio di scoperta. Questa tesi di dottorato è il frutto di una vivace passione e un'intensa curiosità verso il mondo aerospaziale, ma anche il risultato del mio intenso e tenace lavoro.

Un grazie *ai miei genitori*, per il sostegno che mi hanno trasmesso e per la loro semplicità a gioire per i miei piccoli grandi successi raggiunti in questi anni. Questi tre anni di dottorato, oltre a farmi crescere come persona, mi hanno dato la possibilità di trovare un vero amico, *Vincenzo*, con il quale ho condiviso le preoccupazioni, i sacrifici e le gioie di questo percorso. Riconosco essenziale la presenza dei miei amici: *Adolfo, Ciro, Giancarminè, Gianfranco, Marco, Nicola, Roberto e Vittorio*, per aver condiviso non solo momenti di applicazione, ma anche di svago, all'interno e all'esterno del CIRA. I miei ringraziamenti vanno anche a tutti coloro che, involontariamente, ho dimenticato di menzionare e che mi sono stati accanto in questi anni.

# LISTA DEGLI ACRONIMI

3D	Three Dimensional
3DoF	Three Degree of Freedom
4D	Four Dimensional
6DoF	Six Degree of Freedom
ACA	Autonomous Collision Avoidance
ACAS	Autonomous Collision Avoidance System
AD	Application Depended
ADS	Air Data System
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance - Broadcast
AHRS	Attitude and Heading Reference System
ATM	Air Traffic Management
CA	Collision Avoidance
CIRA	Centro Italiano Ricerche Aerospaziali
DISIS	Dipartimento di Scienza ed Ingegneria dello Spazio
EO	Elettro-Ottici
EWS	Engineering Work Station
FCC	Flight Control Computer
FD	Facility Depended
FDR	Flight Data Recorder
FLARE	Flying Laboratory for Aeronautical Research

FMECA	Failure Mode, Effects and Criticality Analysis
FMS	Flight Management System
FOR	Field Of Regard
FOV	Field Of View
FTE	Flight Test Engineer
FTT	Flight Testing Team
GCS	Ground Control Station
GNC	Guidance, Navigation and Control
GPS	Global Positioning System
HL	High Level
LL	Low Level
MAL	Mission Automation Logic
NED	North East Down
ODID	Obstacle Detection and Identification
PRORA	Programma nazionale Ricerca Aerospaziale
RW	Runway
S&A	Sense & Avoid
SB	Safety Bubble
SCAS	Stability and Control Augmentation System
SISV	Sistemi di Volo
SW	Software
TAS	True Air Speed
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System

TECVOL	Tecnologie per il volo autonomo
UAS	Unmanned Aerial System
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UNINA	Università degli studi di Napoli “Federico II”
VLA	Very Light Aircraft
WP	Way-Point

# 1 INTRODUZIONE

**L**e linee guida più importanti sull'integrazione degli Unmanned Aerial Systems (UASs) nello spazio aereo civile suggeriscono che l'avionica di bordo di questi velivoli includa un sistema di Sense & Avoid (S&A). Tale sistema deve essere in grado di sostituire il pilota nel rilevamento delle minacce di collisione ed evitarle [1][2][3]. A tal fine, diversi esperimenti sono stati condotti in tutto il mondo con lo scopo di sviluppare un sistema in grado di svolgere le funzioni sopra citate. In tutti questi progetti la configurazione del sistema di S&A prevede due sottosistemi:

- Il sottosistema di Obstacle Detection and Tracking, che consente di rivelare velivoli intruder in un prefissato campo di vista e valutare il loro movimento;
- Il sottosistema di Collision Avoidance, che consente di rilevare i conflitti ed è capace di evitarli.

Per quanto riguarda la funzione di "Sense", le soluzioni proposte sono state diverse a seconda del budget e delle risorse disponibili a bordo, che includono sensori elettro-ottici (EO) [4][5][6] integrati in un'architettura che comprende un radar di bordo e/o sistemi basati su informazioni provenienti dagli altri velivoli, come TCAS e ADS-B [7][8][9][10][11].

Per quanto riguarda la funzione di "Avoid", una significativa attività di ricerca è stata svolta sulle strategie decisionali per evitare le collisioni in sicurezza. Gli approcci in letteratura investigati coprono una varietà di metodi, tra cui l'applicazione della teoria dei giochi [12], tecniche di programmazione non lineari [13][14], tecniche di soft computing (come le reti neurali e algoritmi genetici) [14][15][16], approccio con campi di forza [17] e approcci di geometria analitica [18][19].

Nell'ambito del progetto di ricerca chiamato “Tecnologie per il volo autonomo” (TECVOL), il Centro Italiano Ricerche Aerospaziali (CIRA) e l'Università di Napoli "Federico II" (UNINA), ha messo a punto un prototipo di sistema di S&A che si basa su un sistema integrato di sensori radar/elettro-ottici. In particolare, il sistema di rilevamento è costituito da un radar ad impulsi, quattro sensori EO e due unità per l'elaborazione, una per le immagini e una per il tracking con multi-sensori in real-time. Il modello di data-fusion utilizza il radar come il sensore principale, che esegue il rilevamento iniziale ed il tracking, mentre i sensori EO sono usati come fonti di informazioni ausiliarie per aumentare l'accuratezza del tracking e la frequenza delle misurazioni [20].

Il presente lavoro si focalizza sugli aspetti di Avoid, in tal senso è stata progettata e sviluppata la logica decisionale per un Autonomous Collision Avoidance System (ACAS) ed è stata integrata nel sistema di controllo automatico del velivolo. Al fine di individuare condizioni di collisione in tempo reale ed effettuare manovre di evasive adeguate. Il prototipo hardware/software utilizzato per i test in volo per la valutazione delle prestazioni è stato installato su una versione modificata del velivolo Tecnam P92 della classe Very Light Aircraft (VLA) chiamato FLARE (Flying Laboratory for Aeronautical REsearch). Sono state effettuate diverse prove in volo con singolo velivolo intruder della stessa categoria di FLARE, in diverse condizioni ambientali, al fine di raccogliere il maggior numero di dati nelle diverse condizioni realistiche di conflitto. Vista la velocità relativamente bassa e la manovrabilità di questo tipo di piattaforme, evitare le collisioni in modo autonomo può essere testato in condizioni di piena sicurezza anche in configurazione solo radar. Pertanto, si è deciso di effettuare la prima serie di test, per evitare le collisioni in questa configurazione.

Come già detto, da un punto di vista funzionale il sistema di S&A è basato su due sottosistemi principali: il sottosistema di Obstacle Detection and

Tracking e il sottosistema di Collision Avoidance (CA), come mostrato in Figura 1-1.

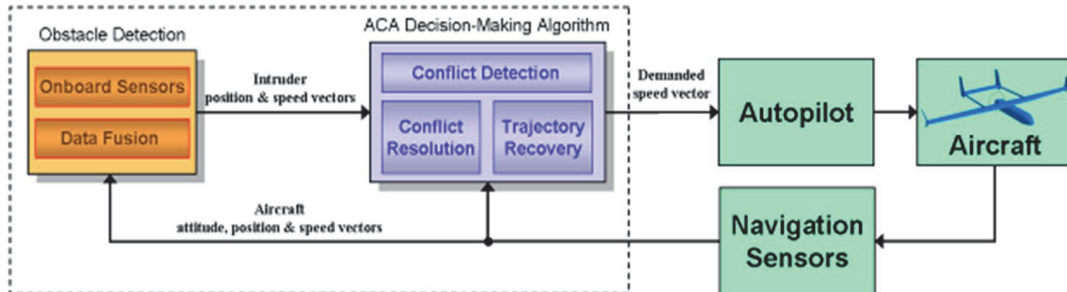


Figura 1-1 – Architettura funzionale del sistema di S&A

Il presente documento è organizzato come segue: nel capitolo 2 sono riportati i requisiti di progetto applicabili al sistema di S&A, nel capitolo 3 è mostrato l'approccio scelto per l'algoritmo di CA e i primi risultati delle analisi preliminari, nel capitolo 4 viene presentata la progettazione di dettaglio degli algoritmi per la detection e la resolution, nel capitolo 5 viene determinato il raggio della safety bubble ed il range di inizio manovra ottimale in funzione dell'accuratezza dei sensori adoperati, nel capitolo 6 è illustrata l'implementazione prototipale del software e sono riportati i risultati dei test off-line e real-time, nel capitolo 7 viene pianificata la campagna e i risultati dei test in volo, il capitolo 8 è dedicato alle conclusioni e gli sviluppi futuri, in fine, nel capitolo 9 vi è la bibliografia di riferimento per il presente lavoro.



## 2 REQUISITI

### 2.1 Requisiti funzionali

#### ✧ Mid-Air Autonomous Collision Avoidance

In caso di attivazione della funzionalità *Mid-Air Autonomous Collision Avoidance*, in maniera autonoma, il velivolo dovrà evitare la collisioni con eventuali ostacoli mobili con specifico riferimento alle fasi di volo in mid-air e quindi escludendo le fasi di decollo, approccio ed atterraggio.

#### ✧ Separazione dagli ostacoli mobili in Mid-Air flight

La funzionalità di *Mid-Air Autonomous Collision Avoidance*, quando attivata, dovrà garantire una distanza minima dagli ostacoli mobili pari a 500 ft.

#### ✧ Nuisance free collision avoidance

In caso di attivazione della funzionalità *Mid-Air Autonomous Collision Avoidance*, il velivolo dovrà effettuare solo e soltanto le manovre strettamente necessarie ad evitare la collisione, senza compromettere il completamento del profilo di volo nominale sul lungo periodo.

### 2.2 Vincoli progettuali

#### ✧ Definizione degli Ostacoli mobili

La funzionalità di *Autonomous Collision Avoidance* sarà implementata ipotizzando che gli ostacoli mobili da evitare siano velivoli di dimensioni variabili a partire dai General Aviation per finire ai velivoli da trasporto di grosse dimensioni supposti non cooperanti, ovvero che non siano in grado di comunicare informazioni utili circa la loro

traiettoria programmata, né tanto meno che sia possibile impartire istruzioni ai potenziali ostacoli richiedendo l'esecuzione di manovre coordinate volte ad evitare la collisione.

### ✎ **Range di velocità degli ostacoli mobili**

La funzionalità di *Autonomous Collision Avoidance* sarà implementata ipotizzando solo ostacoli mobili tali che la loro velocità relativa massima (closing speed) sia inferiore a 500 Kts. Tale limite include, di fatto, tutte le potenziali collisioni con il traffico aereo al di sotto dei 10000 ft dove la massima velocità consentita è appunto di 250 Kts. Tale limite inoltre è da ritenersi valido come obiettivo nel breve medio termine, mentre un obiettivo nel lungo termine richiede di portare la closing speed massima fino a 1100 Kts per consentire di evitare ostacoli a quote più alte, dove le velocità sono notevolmente maggiori.

### ✎ **Accuratezza e frequenza delle misure di posizione degli ostacoli mobili**

La funzionalità di *Autonomous Collision Avoidance* sarà implementata ipotizzando che siano disponibili le misure di posizione e velocità degli ostacoli mobili in coordinate sferiche relative, rispetto al sistema di riferimento North-East-Down con origine nel centro di massa del velivolo. In particolare s'ipotizza che l'accuratezza per le misure di posizione e velocità degli ostacoli mobili in coordinate sferiche (supponendo per gli errori del sistema di Obstacle Detection and Identification (ODID) una distribuzione gaussiana) non sia peggiore di quanto riportato in Tabella 2-1 e Tabella 2-2, che fanno riferimento al documento [26] prodotto da UNINA. L'accuratezza delle misure di velocità dovrà essere congruente con l'accuratezza in posizione e con la frequenza di aggiornamento delle misure (data rate minimo) di 10 Hz.

$\mu$	$r$ (m)	$\dot{r}$ (m/s)	$\Psi^{Body}$ (deg)	$\Psi^{NED}$ (deg)	$\Theta^{Body}$ (deg)	$\Theta^{NED}$ (deg)	$\dot{\Psi}^{Body}$ (deg/s)	$\dot{\Psi}^{NED}$ (deg/s)	$\dot{\Theta}^{Body}$ (deg/s)	$\dot{\Theta}^{NED}$ (deg/s)
Tentative radar	-26.58	-40.86	0.48	-0.24	1.17	0.93	0.00028	-0.0046	0.011	-0.043
Firm radar tracking	-0.24	0.76	-0.02	-0.75	0.03	-0.21	0.022	-0.012	0.036	0.0050
Firm radar/EO tracking	1.54	0.35	0.07	-0.64	0.02	-0.23	0.077	0.026	0.066	0.013

**Tabella 2-1 – Medie ammissibile per le accuratezze del sistema di sensori ODID**

$\sigma$	$r$ (m)	$\dot{r}$ (m/s)	$\Psi^{Body}$ (deg)	$\Psi^{NED}$ (deg)	$\Theta^{Body}$ (deg)	$\Theta^{NED}$ (deg)	$\dot{\Psi}^{Body}$ (deg/s)	$\dot{\Psi}^{NED}$ (deg/s)	$\dot{\Theta}^{Body}$ (deg/s)	$\dot{\Theta}^{NED}$ (deg/s)
Tentative radar	17.78	11.18	1.48	1.48	1.56	1.56	0.051	0.050	0.056	0.056
Firm radar tracking	10.30	3.03	1.11	1.10	1.09	1.09	0.21	0.20	0.19	0.19
Firm radar/EO tracking	5.90	0.47	0.085	0.085	0.071	0.071	0.044	0.044	0.031	0.031

**Tabella 2-2 – Deviazioni standard ammissibile per le accuratezze del sistema di sensori ODID**

### ∞ Volume di controllo del sistema di Obstacle Detection

La funzionalità di *Autonomous Collision Avoidance* sarà implementata ipotizzando che il sistema di rilevazione degli ostacoli mobili sia capace di rilevare gli ostacoli in un volume di controllo centrato nel velivolo, con una certa ampiezza angolare nel piano azimutale, nel piano verticale (elevazione) e con una profondità di vista  $R_{VIS}$ , i cui valori sono riportati in Tabella 2-3, come da riferimenti [26] e [27].

	$R_{VIS}$	Azimuth	Elevation
RADAR	3-6 nmi	$[-60^\circ, +60^\circ]$	$[-10.5^\circ, +10.5^\circ]$
Visible	2.5-2 n mi	$[-24^\circ, +24^\circ]$	$[-10.5^\circ, +10.5^\circ]$
IR	1.5-1 n mi	$[-24^\circ, +24^\circ]$	$[-10.5^\circ, +10.5^\circ]$

**Tabella 2-3 – Requisiti di tracking del sistema di sensori ODID**

## ∞ Inviluppo di volo del velivolo FLARE per la sperimentazione di ACA

Il progetto della funzionalità di *Autonomous Collision Avoidance* sarà sviluppato assumendo l'inviluppo di volo generalizzato definito in Tabella 2-4.

$n_{Z-MAX}$	$\varphi_{MAX}$	$\dot{\varphi}_{MAX}$	$\gamma_{MIN}$	$\gamma_{MAX}$	$\dot{V}_{MAX}$	Flap: 0°		Flap: 35°	
						$V_{MIN}$	$V_{MAX}$	$V_{MIN}$	$V_{MAX}$
[g]	[deg]	[deg/s]	[deg]	[deg]	[m/s <sup>2</sup> ]	[m/s]	[m/s]	[m/s]	[m/s]
1.5	30	30	-2	2	1.2	33	38	26	32

Tabella 2-4 – Inviluppo di volo generalizzato di FLARE in configurazione test ACA

## 2.3 Requisiti di interfaccia

### ∞ Flying Obstacles Position, Speed, Nintr, ODID Mode & ODID Diag

Questo segnale d'ingresso al modulo di *Autonomous Collision Avoidance* deve contenere posizione e velocità degli ostacoli mobili espressi in coordinate sferiche  $[r, \Psi, \Theta, \dot{r}, \dot{\Psi}, \dot{\Theta}]$  in un sistema di riferimento 3D con origine solidale con il velivolo e orientamento North-East-Down. In più il segnale dovrà contenere, anche un'informazione sul numero di ostacoli "Nintr", la modalità di funzionamento dei sensori "ODID Mode" (Firm radar tracking o Firm radar/EO tracking) e la diagnostica del sensore stesso "ODID Diag".

### ∞ FLARE Position, Speed, Attitude & Laser

La funzionalità di *Autonomous Collision Avoidance* sarà implementata ipotizzando che il sistema di navigazione fornisca i vettori posizione e velocità del velivolo FLARE rispetto ad un sistema di riferimento North-East-Down solidale alla pista, l'assetto del velivolo attraverso tre angoli i tre angoli di Eulero  $[\varphi, \vartheta, \psi]$  e la quota fornita dal sensore Laser Altimetro.

### ✎ Estimate Wind velocity

La funzionalità di *Autonomous Collision Avoidance* sarà implementata ipotizzando che il sistema di navigazione fornisca una stima delle tre componenti del vettore velocità del vento rispetto ad un sistema di riferimento North-East-Up.

### ✎ ACA References to Autopilot

La funzionalità di *Autonomous Collision Avoidance* sarà implementata ipotizzando che l'autopilota di FLARE accetti in ingresso i riferimenti di Track o roll, Vertical Speed e True Air Speed.

## 2.4 Requisiti di sperimentazione

In questo capitolo vengono definiti i requisiti di sperimentazione per quanto attiene all'organizzazione generale delle prove, alle infrastrutture di terra necessarie per l'esecuzione dei test ed alle modalità operative di volo. Inoltre, viene dettagliata la configurazione HW/SW del set-up sperimentale necessario all'esecuzione delle prove.

### 2.4.1 Requisiti sull'organizzazione generale delle prove

Ciascuna prova volo è organizzata secondo le seguenti fasi:

- *Pre-volo*

In tale fase il *Flight Testing Team* (FTT) andrà ad effettuare tutte le operazioni di verifica, configurazione ed inizializzazione (ad es. download del SW nel Flight Control Computer (FCC)) della strumentazione sotto test. Il Flight Test Engineer (FTE), supportato dal Flight Testing Team, discuterà col pilota i requisiti di test e di missione in funzione dello specifico obiettivo di sperimentazione del volo e/o sessione di volo. In particolare verrà fissata la configurazione

del sistema di automazione e controllo sotto test e la lista delle manovre da effettuare;

- *Volo*

Durante la prova volo il Flight Test Engineer è l'unico componente del Flight Testing Team ad interfacciarsi con il pilota via radio, onde coordinare l'esecuzione del test ed informarlo di eventuali situazioni di emergenza riscontrate a terra. In ogni caso il pilota può modificare il piano di volo, fino ad un eventuale annullamento della missione, nel caso abbia riscontrato che non esistano i requisiti minimi di sicurezza;

- *Post-volo*

A valle della singola prova di volo si effettua un'analisi preliminare dei risultati raccogliendo quelle che sono le impressioni del Test Pilot, correlandole eventualmente con i dati prelevati dal FCC. Il de-briefing è coordinato dal Flight Test Engineer e richiede la partecipazione necessaria del pilota.

## 2.4.2 Requisiti sulle infrastrutture di sperimentazione

L'esecuzione delle prove di volo richiede la disponibilità di opportune *infrastrutture* di supporto alle attività del team di sperimentazione durante l'intera sessione di volo. I requisiti di tali infrastrutture sono stati classificati da un punto di vista operativo.

### *Laboratorio Volante*

Il laboratorio volante utilizzato è la piattaforma sperimentale FLARE costituita da un velivolo della classe ultraleggeri con una velocità di crociera di 40 m/s, una velocità all'atterraggio di 20 m/s ed una apertura

alare di 30 ft. La corsa all'atterraggio al massimo del peso consentito su pista in erba e asciutta è pari a 90 m ovvero 300ft.

Il laboratorio volante FLARE deve essere dotato di un sistema di data-link per lo scambio dati bidirezionale con la stazione di terra per il monitoraggio e controllo dell'esperimento. I requisiti del sistema di data-link derivanti esclusivamente dalle necessità di monitoraggio dello stato della piattaforma nonché del corretto funzionamento degli algoritmi GNC che sono definiti in [29];

### *Velivolo Intruder*

L'intruder è un velivolo della stessa classe di FLARE, equipaggiato con un sistema GPS in configurazione stand-alone per la misura di posizione e velocità in un sistema di riferimento fisso a terra. Il velivolo intruder sarà inoltre equipaggiato con un data-link di telemetria per la trasmissione a terra, con una frequenza di 1 Hz delle informazioni di posizione e velocità. Combinando opportunamente le misure di posizione dell'intruder e del velivolo sotto test, quest'ultimo equipaggiato con un sistema DGPS [29], sarà possibile verificare tramite una misura campione che il requisito sulla *miss distance* sia verificato;

### *Stazione di Terra*

E' necessario predisporre un'area adibita all'installazione delle apparecchiature costituenti l'Engineering Work Station (EWS), la quale consentirà il monitoraggio ed il controllo dell'esperimento (si veda in proposito il documento [21]);

## ☞ Aree Runway

Sulla base delle caratteristiche di performance del velivolo considerato e delle specifiche di accuratezza del sistema di atterraggio automatico, si richiede una pista in erba con dimensioni minime di 100 ft in larghezza e 1000 ft in lunghezza.

### 2.4.3 Requisiti operativi di volo

Affinché il test sia significativo si richiede innanzitutto che il laboratorio volante si trovi in una condizione di pilotaggio automatico in una fase di volo in *mid-air* che escluda quindi le fasi di approccio e atterraggio. In particolare si richiede che la funzione di *autonomous collision avoidance* venga dimostrata durante l'esecuzione, in maniera autonoma, di una missione di inseguimento di una lista di way-point 3D definiti a priori, in fase di preparazione del test. In ogni caso è previsto che il pilota a bordo del laboratorio volante possa a suo insindacabile giudizio interrompere la prova ed eseguire in modalità manuale una manovra di evasione.

Il profilo di missione tipico prevede che il laboratorio volante venga portato in modalità di pilotaggio manuale ad una quota di 450m rispetto alla pista, in condizioni di volo livellato, posizionato nel piano orizzontale all'interno di un'area circolare centrata sulla pista e di raggio pari a 6000m, in accordo con i requisiti di data-link.

Il velivolo intruder sarà pilotato in modalità manuale ed eseguirà un piano di volo concordato definito a priori durante la fase di preparazione dei test, in maniera coordinata con quello previsto dal laboratorio volante, in modo da realizzare condizioni significative di conflitto tra le due traiettorie.

L'esecuzione del test verrà monitorata in real-time dal *Flight Test Team*, responsabile della progettazione e realizzazione del sistema sotto test, e dal *Flight Test Engineer*, responsabile dell'esecuzione in sicurezza del volo.



Le prove volo sono state organizzate in due sessioni separate, in cui le funzionalità del modulo progettato verranno testate, per ovvi motivi di sicurezza, in maniera incrementale.

SESSIONE 1: *Valutazione delle prestazioni del sistema in presenza di ostacoli virtuali*

L'obiettivo di questa prima sessione di prove è quello di testare in via preliminare, in un ambiente "controllato", il funzionamento degli algoritmi di collision avoidance, in condizioni di massima sicurezza, prescindendo dal sistema di obstacle detection e dall'intruder.

SESSIONE 2: *Valutazione delle prestazioni del sistema in presenza di un velivolo intruder*

L'obiettivo dei test riguardanti tale sessione è quello di valutare la sensitività delle prestazioni dell'intero sistema di S&A, al variare delle condizioni operative di volo e dei vincoli aerodinamici del laboratorio volante, in presenza di un velivolo intruder della stessa classe del laboratorio volante. Le prove saranno condotte in diverse condizioni di illuminazione solare, le stesse in cui il sistema ODID avrà dimostrato la sua efficacia durante i test precedenti. La sperimentazione consisterà nell'introduzione nel volume di controllo di un unico ostacolo intruder, costituito da un singolo velivolo. Il laboratorio volante dovrà essere autonomamente in grado di riconoscere la presenza dell'ostacolo attraverso il sistema di *Obstacle Detection* e di attivare la relativa manovra di evasione attraverso la funzionalità di *Collision Avoidance* implementata nel sistema GNC, garantendo, in accordo con i requisiti del sistema, una *miss distance* minima di 500 ft. In questo caso l'esecuzione delle prove è condizionata sia al completamento della sessione 1 precedentemente descritta, sia al completamento delle prove di validazione e messa a punto in volo del modulo di *Obstacle Detection & Identification*.

## 3 ANALISI PRELIMINARI

### 3.1 Introduzione

La funzionalità di *Mid-Air Autonomous Collision Avoidance*, quando attivata, dovrà garantire una minima distanza (*miss distance*) dagli ostacoli mobili pari a 500 ft. Inoltre, in caso di attivazione della funzionalità di *Mid-Air Autonomous Collision Avoidance*, il modulo di Autonomous GNC dovrà effettuare solo e soltanto le manovre strettamente necessarie ad evitare la collisione (*nuisance free collision avoidance*), minimizzando lo scostamento dal profilo di volo nominale sul lungo periodo.

### 3.2 Analisi di letteratura sugli algoritmi di collision avoidance

Per quanto concerne gli algoritmi di collision avoidance, una significativa attività di ricerca è stata svolta sulle strategie decisionali per evitare le collisioni in sicurezza. Gli approcci in letteratura investigati coprono una varietà di metodi, tra cui l'applicazione della teoria dei giochi [12], tecniche di programmazione non lineari [13][14], tecniche di soft computing (come le reti neurali e algoritmi genetici) [14][15][16], approccio con campi di forza [17] e approcci di geometria analitica [18][19].

In letteratura si possono individuare tre strategie di conflict detection, come illustrato in [21] (Figura 3-1).



Figura 3-1 – Strategie di conflict detection

1. Strategia Nominale: La traiettoria dell'intruder viene estrapolata dal vettore velocità, supposto costante in modulo e verso. Si tratta di un approccio semplice; la propagazione è accurata solo per orizzonti temporali brevi;
2. Strategia Worst-Case: Si considera tutta la gamma delle possibili traiettorie che l'intruder può eseguire stante i vincoli sulle capacità di manovra. Il conflitto viene rilevato se esiste almeno una traiettoria in rotta di collisione. Questa strategia è robusta su orizzonti temporali lunghi, anche se è molto conservativa (elevata probabilità di falsi allarmi); questa strategia inoltre è a elevata complessità computazionale;
3. Strategia Probabilistica: Le potenziali traiettorie dell'intruder sono stimate secondo un modello probabilistico. In questo caso è garantita comunque una discreta robustezza rispetto ai comportamenti inaspettati dell'intruder, ma si richiede la conoscenza delle distribuzioni di probabilità per le variabili incerte, non semplici da ricavare.

La disponibilità di un sensore di misura (ODID) ad elevato data-rate (da specifica pari a 10Hz) ha orientato la scelta sulla strategia di conflict detection da adottare. Il modulo ACA è stato progettato in accordo con le seguenti ipotesi:

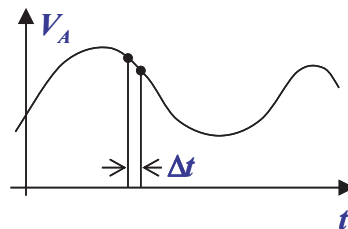


Figura 3-2 – Teorema del campionamento

- i. Il velivolo A/C<sub>A</sub> è equipaggiato con un sensore di detection ad elevato data-rate ( $\Delta t \leq 1s$ ) che consente di ricostruire in maniera adeguata la traiettoria dell'intruder (teorema di Nyquist-Shannon, Figura 3-2);
- ii. Il modulo ACA implementa una strategia di conflict resolution capace, ad ogni passo di campionamento  $\Delta t$ , di aggiornare il vettore velocità  $\vec{V}_A$  in modo da evitare la collisione con un intruder che si muove con velocità  $\vec{V}_B$  costante.

Sulla base di queste ipotesi si può affermare che la strategie di detection nominale, applicata ad ogni passo di campionamento  $\Delta t$ , può consentire di evitare la collisione<sup>1</sup>.

### 3.3 Un approccio geometrico alla collision avoidance

Questo paragrafo fornisce un breve background sul metodo del *cono di collisione*, descritto in dettaglio in [30][31], e spiega come tale approccio geometrico possa essere applicato alla risoluzione dei problemi di conflict detection & resolution. In questa fase preliminare si assumono valide le seguenti ipotesi:

- A1. Conflitti nel piano
- A2. Singolo ostacolo mobile

L'approccio geometrico utilizzato può essere esteso al caso 3D. In Figura 3-3 è illustrata la geometria adottata per schematizzare una situazione di collisione tra il laboratorio volante ed un ostacolo mobile non cooperante (*intruder*), dove il laboratorio volante è schematizzato come un punto materiale (modello cinematico 3DOF) che si muove con velocità  $V_A$ , mentre l'intruder è modellato come un cerchio di raggio  $R = 500ft$  (safety bubble)

<sup>1</sup> Tale ipotesi dovrà essere dimostrata attraverso i risultati dei test Montecarlo che sono riportati nel capitolo 6.9.

avente velocità  $V_B$ . Si noti che la Figura 3-3 può applicarsi sia al piano orizzontale sia al piano verticale; se è applicata al piano orizzontale (verticale),  $\Psi$  è da interpretarsi come azimuth (elevazione) dell'intruder, mentre  $\psi_B$  va interpretato come angolo di track (slope) dell'intruder.

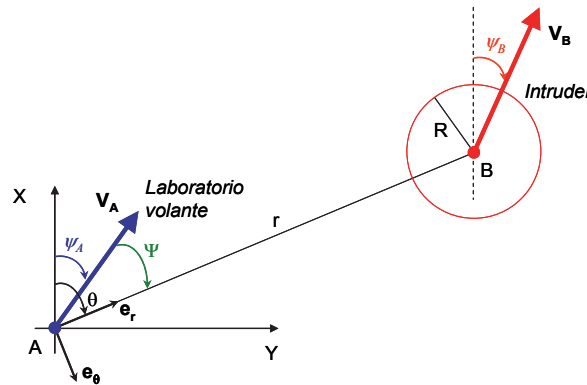


Figura 3-3 – Geometria di collisione tra un punto materiale A ed un cerchio B di raggio R

Dalla Figura 3-3 si ricavano le relazioni che seguono:

$$\begin{aligned}\vec{V}_{BA} &= \vec{V}_B - \vec{V}_A = V_r \vec{e}_r + V_\theta \vec{e}_\theta \\ V_r &= V_B \cos(\psi_B - \theta) - V_A \cos(\psi_A - \theta) = \dot{r} \\ V_\theta &= V_B \sin(\psi_B - \theta) - V_A \sin(\psi_A - \theta) = r \dot{\theta} \\ \theta &= \psi_A + \Psi; \quad \psi_A = \text{const} \Rightarrow \dot{\theta} = \dot{\Psi}\end{aligned}\tag{3-1}$$

Si richiama a questo punto il seguente teorema [30], con l'obiettivo di derivare un criterio analitico per le politiche di conflict detection & resolution.

Dati un punto A ed un cerchio B di raggio R che si muovono con velocità costante, si ha che A e B sono in rotta di collisione se e solo se

$$r^2 V_\theta^2 \leq R^2 (V_r^2 + V_\theta^2) \text{ and } V_r < 0\tag{3-2}$$

### 3.3.1 Conflict detection

La conflict detection è basata sulle condizioni (3-2), che sono sia necessarie che sufficienti affinché si verifichi una collisione, assumendo costanti i vettori velocità; quindi, in sintesi:

- i. Dato un velivolo A/C<sub>A</sub> (laboratorio volante) rappresentato con un punto materiale in movimento con velocità costante  $V_A$  e angolo di track costante  $\psi_A$ ;
- ii. Dato un velivolo A/C<sub>B</sub> (intruder) rappresentato con un cerchio di raggio  $R$  in movimento con velocità costante  $V_B$  e angolo di track costante  $\psi_B$ ;
- iii. Assumendo le condizioni iniziali mostrate in Figura 3-3.

I due velivoli sono in rotta di collisione se e solo se le condizioni (3-2) sono verificate.

$$(r\dot{\Psi})^2 \leq \frac{R^2}{r^2 - R^2} \dot{r}^2 \quad \text{and} \quad \dot{r} < 0 \quad (3-3)$$

### 3.3.2 Conflict resolution

Gli approcci alla conflict resolution proposti in questo capitolo sono basati sulla seguente definizione di *cono di collisione* (Figura 3-4):

$$\begin{aligned} C_B(R) = & \left\{ \psi_A \mid r^2 V_\theta^2 \leq R^2 [V_r^2 + V_\theta^2] \quad \text{and} \quad V_r < 0 \right\} = \\ = & \left\{ \psi_A \mid r^2 [V_B \sin(\psi_B - \theta) - V_A \sin(\psi_A - \theta)]^2 \leq R^2 [V_A^2 + V_B^2 - 2V_A V_B \cos(\psi_A - \psi_B)] \right. \\ & \left. \text{and} \quad V_B \cos(\psi_B - \theta) < V_A \cos(\psi_A - \theta) \right\} \quad (3-4) \end{aligned}$$

Tale definizione può essere interpretata come segue [30]: dati  $r$ ,  $\theta$ ,  $\psi_B$ ,  $V_A$ ,  $V_B$  e  $R$ , esiste un range di  $\psi_A$  per cui A/C<sub>A</sub> e A/C<sub>B</sub> sono in rotta di collisione, se i loro vettori velocità rimangono costanti. Si noti che  $\psi_A \in C_B(R)$  se e solo se le condizioni (3-3) sono verificate.

L'approccio del *cono di collisione* può essere utilizzato come criterio di progettazione delle logiche di controllo alla base delle manovre di collision avoidance. In particolare, se A/C<sub>A</sub> è in rotta di collisione con A/C<sub>B</sub> (ovvero il vettore velocità di A/C<sub>A</sub> giace nel cono di collisione) si possono adottare le seguenti tre strategie per evitare collisioni:

1. Modificare in modulo la velocità di  $A/C_A$  in modo che il suo vettore velocità si porti al di fuori del cono di collisione;
2. Modificare la direzione del vettore velocità di  $A/C_A$  in modo che tale vettore si porti all'esterno del cono di collisione;
3. Modificare contemporaneamente modulo e direzione del vettore velocità di  $A/C_A$  in modo che tale vettore si porti al di fuori del cono di collisione.

In questo capitolo viene adottata esclusivamente la terza strategia. Quindi, tutte le manovre di avoidance saranno progettate nel piano e tali che la variabile di controllo sia rappresentata dall'angolo di track  $\psi$  (angolo di direzione del vettore velocità inerziale del laboratorio volante).

La Figura 3-4 mostra un esempio di cono di collisione,  $C_B(R)$ . Se il vettore velocità  $V_A$  giace nel cono  $C_B(R)$ , allora  $A/C_A$  e  $A/C_B$  sono certamente in rotta di collisione, stante le ipotesi iniziali di vettori velocità costanti nel piano, in modulo e direzione.

La fase di conflict resolution consiste nel decidere una manovra di avoidance che porti  $V_A$  fuori dal cono  $C_B(R)$ .

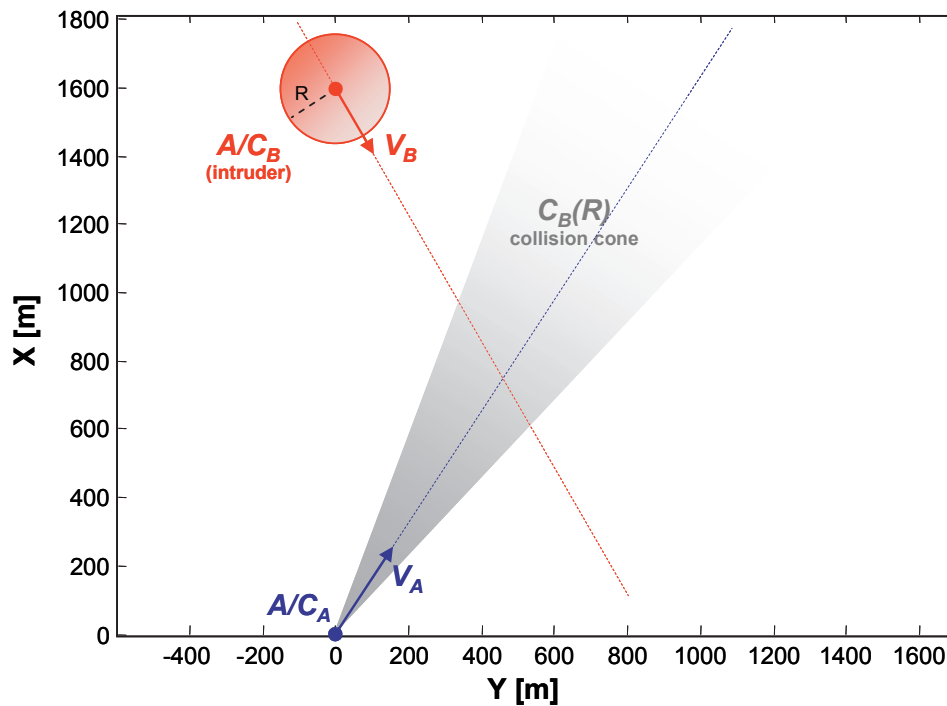


Figura 3-4 – Il vettore velocità  $V_A$  giace nel cono di collisione  $C_B(R)$ :  $A/C_A$  e  $A/C_B$  sono in rotta di collisione se i vettori velocità  $V_A$  e  $V_B$  rimangono costanti

### 3.3.3 Calcolo del tempo alla collisione

Nell'ipotesi che i vettori velocità dei due velivoli si mantengano costanti in modulo e direzione, il time-to-collision tra un punto materiale ed una sfera di raggio  $R$  può essere calcolato utilizzando la seguente relazione (la cui dimostrazione si omette per brevità):

$$t_c = \frac{\sin(-\Psi - \varphi) \left[ r \cos \varphi - \sqrt{R^2 - r^2 \sin^2 \varphi} \right]}{r \dot{\Psi} \cos \Psi + \dot{r} \sin \Psi} \quad (3-5)$$

$$\varphi = \tan^{-1} \left( \frac{r \dot{\Psi}}{\dot{r}} \right) \in [-\pi/2, \pi/2]$$

### 3.4 Analisi numeriche preliminari

L'obiettivo di questo paragrafo è valutare le performance dell'algoritmo di ACA, le simulazioni che verranno descritte non costituiscono una clearance completa degli algoritmi, data la natura preliminare della progettazione;



tuttavia, tali simulazioni mirano a dimostrare l'efficacia dell'approccio proposto, nonché offrono una prima verifica delle sue potenzialità.

Nei paragrafi che seguono verrà prima effettuata un'analisi di sensitività rispetto alle limitazioni sul Field of regard/ Field of view (FOR/FOV); inoltre sarà condotta un'analisi di sensitività rispetto al data-rate con cui vengono fornite le informazioni dal sistema di sensori di bordo e rispetto al tempo di latenza introdotto dai sensori stessi nonché dal sistema di comunicazione dati interno.

### 3.4.1 Ipotesi generali

Le analisi numeriche sono state eseguite nelle seguenti ipotesi di lavoro:

- H1. Traiettorie complanari;
- H2. L'intruder B si muove con velocità costante  $V_B = 40$  m/s in modulo e direzione;
- H3. Il laboratorio volante A si muove con velocità costante in modulo ( $V_A = V_B$ );
- H4. Il raggio della *safety bubble* è  $R = 152.4$  m (500 ft);
- H5. Il FOR/FOV del sistema *ODID* è supposto sempre centrato nel vettore velocità del laboratorio volante (le misure sono fornite in un riferimento assi velocità);
- H6. Sensori ideali (errori di misura nulli);
- H7. È stato definito come indice di performance  $S = \min(r(t) - R)$ , che rappresenta la minima distanza tra la traiettoria del laboratorio volante e la *safety bubble* (Figura 3-5).

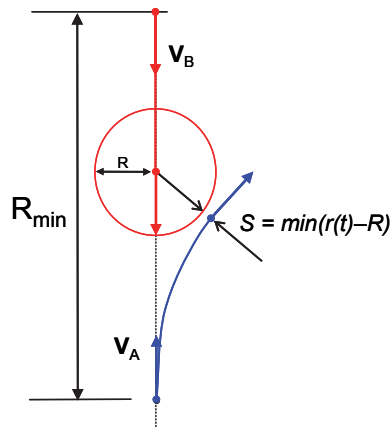


Figura 3-5 – Indice di performance S

### 3.4.2 Analisi di sensitività rispetto alle limitazioni del FOR/FOV

Il sistema *ODID* è caratterizzato dalle seguenti limitazioni sul FOR/FOV, come mostrato anche in Figura 3-6:

	Piano Orizzontale	Piano Verticale	Range
<b>FOR</b> (radar)	$[-60^\circ, +60^\circ]$	$[-10^\circ, +10^\circ]$	3 Km
<b>FOV</b> (sensori EO)	$[-24^\circ, +24^\circ]$	$[-10^\circ, +10^\circ]$	6 Km

Tabella 3-1 – Limitazione FOR/FOV

Tali limitazioni si traducono in una riduzione delle capacità dell'algoritmo di ACA di rilevare ed evitare un ostacolo in potenziale rotta di collisione con il laboratorio volante. Infatti, stante i limiti sul FOR/FOV, da un certo punto in poi l'intruder inevitabilmente rischia di scomparire dal campo di vista del laboratorio volante.

Si fa presente che il sistema *ODID* presenta delle limitazioni in termini di FOR/FOV di  $\pm 60^\circ$  in azimuth e di  $\pm 10.5^\circ$  in elevazione.

Per quantificare come tali limitazioni possano inficiare sulle prestazioni dell'algoritmo di ACA, si è effettuata un'analisi basata su simulazioni numeriche, sia per il piano orizzontale che verticale, utilizzando l'approccio 3

(modificare contemporanea di modulo e direzione del vettore velocità di  $A/C_A$ ).

Tali valutazioni sono state condotte supponendo che le limitazioni del campo di vista siano in un sistema di riferimento assi velocità (ipotesi H5).

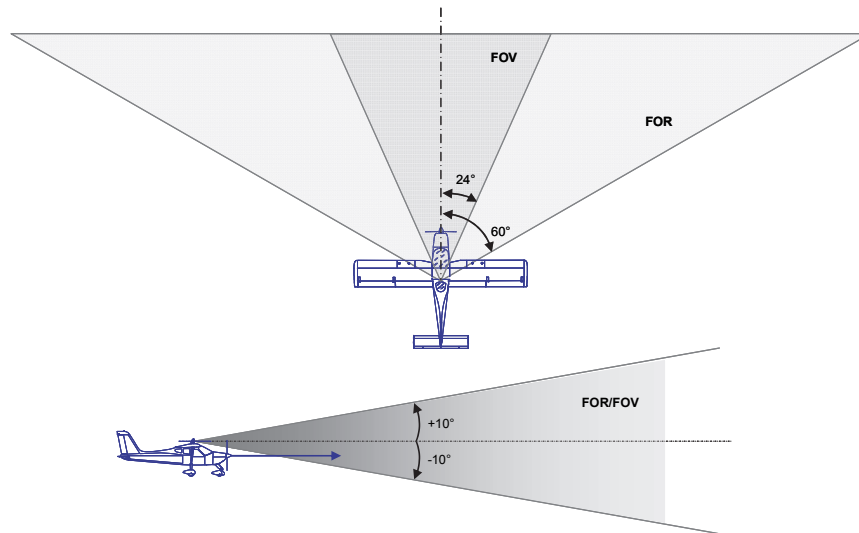


Figura 3-6 – Limitazioni sul FOR/FOV caratterizzanti il sistema ODID

### 3.4.2.1 Piano Orizzontale

Al fine di valutare come le limitazioni del FOR/FOV nel piano orizzontale possano influire sulle prestazioni dell'algoritmo di ACA, sono state effettuate svariate simulazioni utilizzando l'approccio 3 (modificare contemporanea di modulo e direzione del vettore velocità di  $A/C_A$ ), considerando lo scenario di collisione mostrato in Figura 3-7. Per ragioni di simmetria l'analisi è stata confinata nel solo semipiano destro. Il laboratorio volante si muove inizialmente lungo la direzione dell'asse X con vettore velocità costante, mentre l'intruder (schematizzato come un cerchio di raggio 500 ft), mantenendo costante il suo vettore velocità, punta il laboratorio volante con diversi angoli di track. Tutti i vettori velocità dell'intruder (in rosso nella Figura 3-7) sono tali da garantire la collisione con il laboratorio volante,

qualora l'algoritmo di ACA non venisse attivato, mantenendo costanti le velocità.

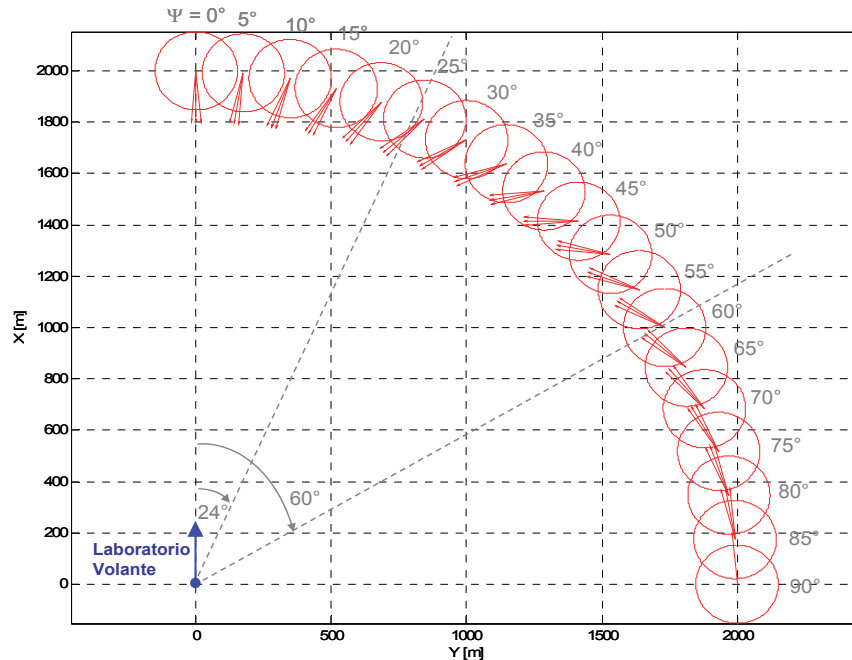


Figura 3-7 – Scenario di collisione nel piano orizzontale

Il sistema *ODID* è costituito sia da un radar (FOR:  $\pm 60^\circ$ ) che da sensori elettroottici (FOV:  $\pm 24^\circ$ ). Ad una distanza di 2 km le misure fornite sono il risultato dell'integrazione delle misure del radar e delle videocamere (sensor fusion).

Le simulazioni sono state condotte nelle seguenti ipotesi:

- i. Velocità del laboratorio volante uguale alla velocità dell'intruder e pari a 40 m/s (closing speed 80 m/s);
- ii. Range minimo per iniziare la manovra di avoidance pari a 2 km;
- iii. Traiettorie dell'intruder complanari con quelle del laboratorio volante e vettore velocità dell'intruder costante, in modulo e direzione;
- iv. Modello semplificato del laboratorio volante avente le seguenti limitazioni dinamiche:

- Massimo angolo di bank  $\phi_M = 10 \text{ deg}$  ;
- Massimo roll rate  $\dot{\phi}_M = 5 \text{ deg/s}$  ;
- Costante di tempo a piccoli segnali del sistema SCAS+Autopilota+A/C  $\tau_\psi = 3 \text{ s}$  .

A tal proposito si osservi che le limitazioni dinamiche utilizzate sono da considerarsi come un caso peggiore e sono state scelte per rendere l'analisi quanto più conservativa è possibile.

Per ciascuna configurazione dell'intruder (in termini di posizione relativa e vettore velocità) è stato testato il comportamento dell'algoritmo di ACA sia nel caso di FOR pari a  $\pm 60^\circ$ , che nel caso  $\pm 24^\circ$ .

In particolare, sono state considerate solo quelle posizioni iniziali  $\Psi$  dell'intruder all'interno del FOR ( $\Psi < 60^\circ$  e  $\Psi < 24^\circ$ ), al fine di consentire al sistema *ODID* di rilevare la presenza dell'intruder.

- Quando il FOR è limitato a  $\pm 60^\circ$  ed il range minimo per iniziare la manovra di avoidance è 2 km, è necessario limitare le posizioni angolari  $\Psi$  dell'intruder a  $\pm 55^\circ$ , per essere sicuri che l'algoritmo di ACA sia sempre in grado di rilevare e quindi evitare l'intruder;
- Quando il FOR è limitato a  $\pm 24^\circ$  è necessario limitare le posizioni angolari  $\Psi$  dell'intruder a  $\pm 20^\circ$ .

### 3.4.2.2 Piano Verticale

Anche per traiettorie nel piano verticale è stato valutato come le limitazioni del FOR/FOV ( $\pm 10^\circ$  in elevazione) possano influire sulle prestazioni dell'algoritmo di ACA.

Lo scenario di collisione utilizzato è quello di Figura 3-8, costruito portando in conto il fatto che per il velivolo intruder, in condizioni di volo stazionario, il flight path angle presenta le seguenti limitazioni:  $\gamma \in [-8^\circ, +8^\circ]$ .

La quota nominale del laboratorio volante è 600 m.

Sono state considerate solo quelle posizioni iniziali  $\Theta$  dell'intruder all'interno del FOR ( $\Theta < 10^\circ$ ), al fine di consentire al sistema *ODID* di rilevare la presenza dell'intruder.

La manovra di avoidance comincia quando l'intruder si trova ad una distanza di 2 km dal laboratorio volante.

Le simulazioni sono state condotte utilizzando l'approccio 3 (modificare contemporanea di modulo e direzione del vettore velocità di  $A/C_A$ ) ed assumendo le seguenti limitazioni dinamiche:

➤  $\gamma_M = 8, 10 \text{ deg};$

➤  $\dot{\gamma}_M = 5 \text{ deg/s};$

➤  $\tau_\gamma = 3 \text{ s};$

Se il FOR nel piano verticale è limitato a  $\pm 10 \text{ deg}$ , è necessario limitare le posizioni angolari  $\Theta$  dell'intruder a  $\pm 6 \text{ deg}$  (Figura 3-8).

- Con  $\gamma_M = 10 \text{ deg}$  tutti i punti sono al di sopra delle linea di 500 ft, il che corrisponde a manovre di collision avoidance riuscite;
- Con  $\gamma_M = 8 \text{ deg}$  ci sono delle situazioni di conflitto che non possono essere risolte per una situazione di collisione frontale. Ovvero, per  $\gamma_M = 8 \text{ deg}$ , le manovre nel piano verticale occorre cominciarle ad una distanza relativa superiore a 2 km.

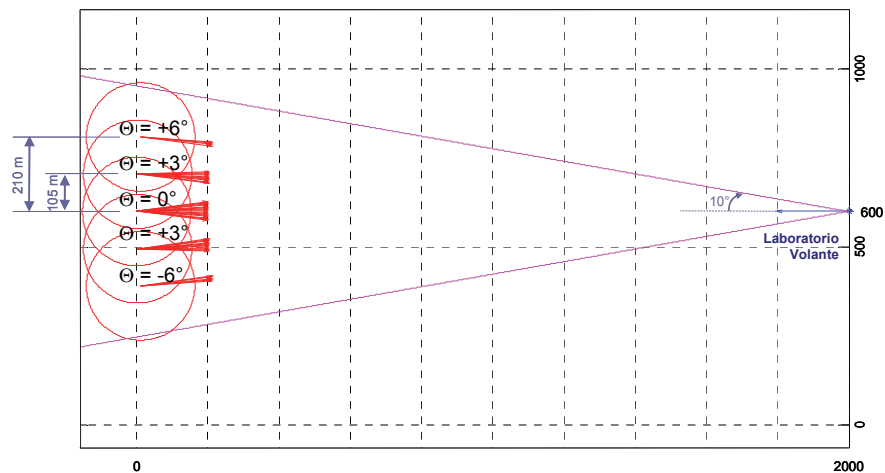


Figura 3-8 – Scenario di collisione nel piano verticale

### 3.4.3 Analisi di sensitività rispetto al data-rate

Finora le simulazioni sono state condotte assumendo che il sistema *ODID* fornisca i dati al modulo di ACA con un data-rate di 10 Hz. In questo paragrafo si presentano i risultati di un'analisi di sensitività delle prestazioni dell'algoritmo di ACA rispetto al data-rate. Le simulazioni sono state condotte nelle seguenti ipotesi:

- i. Set di valori per il data-rate: 0.4Hz, 0.5Hz, 1Hz, 2Hz, 5Hz, 10Hz;
- ii. Approccio 3 (modificare contemporanea di modulo e direzione del vettore velocità di  $A/C_A$ ) alla conflict resolution;
- iii. Velocità del laboratorio volante uguale alla velocità dell'intruder e pari a 40 m/s (closing speed 80 m/s);
- iv. Range minimo per iniziare la manovra di avoidance pari a 2 km;
- v. Traiettoria dell'intruder complanare con quelle del laboratorio volante (piano orizzontale);
- vi. Modello semplificato del laboratorio volante avente le seguenti limitazioni dinamiche:
  - Massimo angolo di bank  $\phi_M = 10 \text{ deg}$  ;

- Massimo roll rate  $\dot{\phi}_M = 5 \text{ deg/s}$  ;
- Costante di tempo a piccoli segnali del sistema SCAS+Autopilota+A/C  $\tau_\psi = 3 \text{ s}$  .

vii. Si considera la condizioni di collisione frontale (Figura 3-5).

Il sistema è abbastanza insensibile al range di data-rate considerato (Figura 3-9); l'unico valore per cui il laboratorio volante non riesce ad evitare l'intruder è 0.4Hz. In particolare si nota che nel range che va da 4 a 10 Hz le prestazioni del sistema si mantengono abbastanza costanti. Questo risultato è stato confermato anche portando in conto le limitazioni sul FOR/FOV ( $\pm 60^\circ/\pm 24^\circ$  nel piano orizzontale).

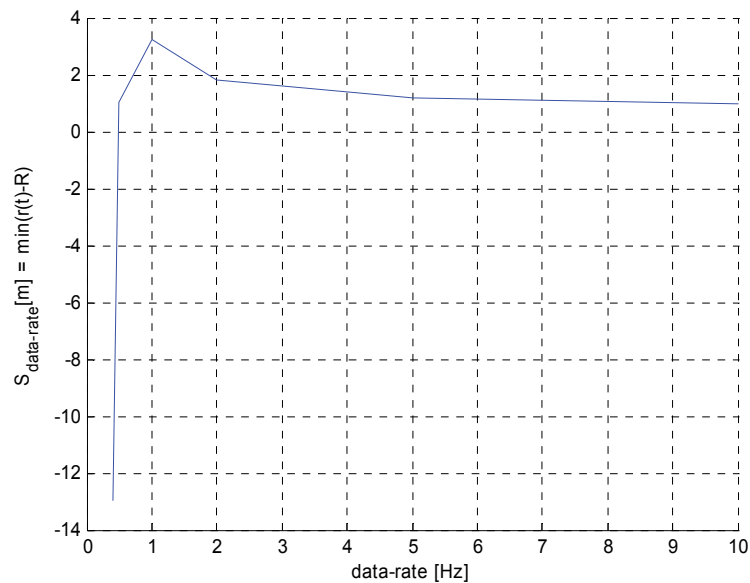


Figura 3-9 – Sensibilità rispetto al data-rate (piano orizzontale)

Per quanto riguarda il piano verticale, invece, le simulazioni sono state condotte nelle seguenti ipotesi:

- Set di valori per il data-rate: 0.4Hz, 0.5Hz, 1Hz, 2Hz, 5Hz, 10Hz;
- Approccio 3 (modificare contemporanea di modulo e direzione del vettore velocità di A/C<sub>A</sub>) alla conflict resolution;



- Velocità del laboratorio volante uguale alla velocità dell'intruder e pari a 40 m/s (closing speed 80 m/s);
- Range minimo per iniziare la manovra di avoidance pari a 3 km;
- Limitazione FOR/FOV verticale di  $\pm 10$  deg;
- Traiettoria dell'intruder, in volo livellato, complanare con quelle del laboratorio volante (piano verticale);
- Modello semplificato del laboratorio volante avente le seguenti limitazioni dinamiche:
  - Massimo flight path angle  $\gamma_M = 8$  deg ;
  - Derivata massima del flight path angle  $\dot{\gamma}_M = 5$  deg/s ;
  - Costante di tempo a piccoli segnali del sistema SCAS+Autopilota+A/C  $\tau_\gamma = 3$  s .
- Si considera la condizioni di collisione frontale (Figura 3-5).

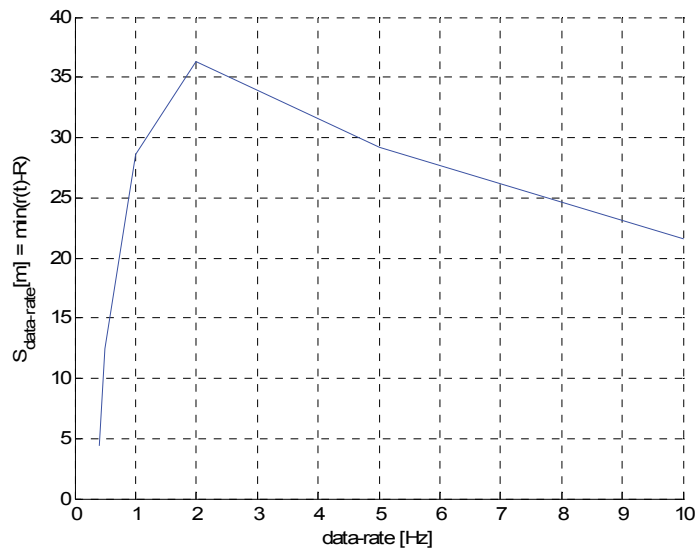


Figura 3-10 – Sensitività rispetto al data-rate (piano verticale)

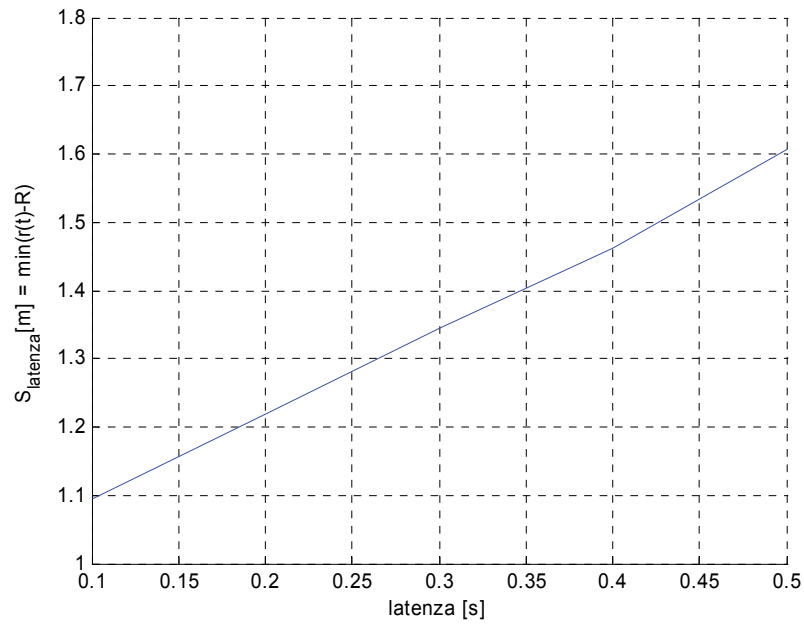
Dal grafico di Figura 3-10 sembrerebbe che il sistema sia insensibile al data rate, nel range considerato. In realtà, nel piano verticale, pesano tantissimo le limitazioni dinamiche del velivolo.

#### **3.4.4 Analisi di sensitività rispetto al tempo di latenza**

L'analisi di sensitività delle prestazioni dell'algoritmo di ACA rispetto al tempo di latenza è stata condotta nelle stesse ipotesi del paragrafo 3.4.3, assumendo un data-rate di 10Hz e adottando due diverse condizioni di collisione. Si ricorda brevemente che il *tempo di latenza* è definito come la somma del ritardo introdotto dal sensore (che nel caso del radar e delle videocamere è trascurabile) e del ritardo di comunicazione (introdotto dal bus). Il requisito che è stato dato per il progetto TECVOL riguardo la massima latenza ammissibile, in accordo anche con le raccomandazioni fornite in [32], è di 300 ms. Le simulazioni che seguono mirano a dimostrare che l'algoritmo di ACA è robusto rispetto a tale valore.

Il set di valori scelto per l'analisi di sensitività rispetto al tempo di latenza è il seguente: 0.1s, 0.2s, 0.3s, 0.4s, 0.5s.

I risultati delle simulazioni sono mostrati in Figura 3-11, dall'analisi del grafico emerge che all'aumentare della latenza, il sistema pur riuscendo sempre ad evitare le collisioni ( $S$  è sempre positivo nel range considerato), degrada le sue prestazioni ( $S$  tende a crescere).



**Figura 3-11 – Sensitività rispetto al tempo di latenza**

## 4 PROGETTAZIONE DI DETTAGLIO

### 4.1 Architettura funzionale

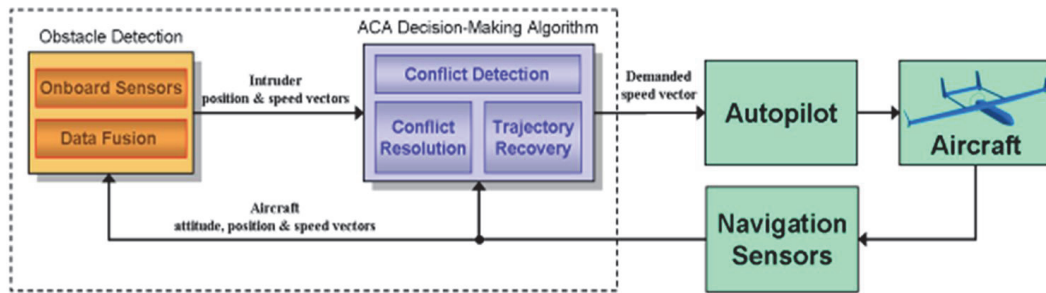


Figura 4-1 – Interfacce del modulo di Decision-Making Algorithm

Il modulo di Decision-Making Algorithm si interfaccia con i sensori ( Figura 4-1), dai quali riceve informazioni di posizione e velocità del velivolo A e dell'intruder B, e con l'autopilota al quale fornisce la velocità desiderata del velivolo A, che risolve l'eventuale conflitto.

Bisogna distinguere due tipologie di sensori:

- **Navigation Sensors:** forniscono posizione  $\vec{P}_A$ , velocità  $\vec{V}_A$  e angoli di assetto  $\varphi, \vartheta, \psi$  del velivolo A, in un sistema di riferimento inerziale solidale alla terra, sfruttando le misure GPS (supposto funzionare in modalità differenziale) e AHRS.
- **Obstacle Detection Sensors:** forniscono posizione  $\vec{P}_B$  e velocità  $\vec{V}_B$  del velivolo B, in un sistema di riferimento inerziale solidale alla terra, sfruttando le misure del radar e di quattro sensori Elettro-Ottici che lavorano nella banda del visibile e dell'infrarosso. Questi sensori forniscono come misure prime  $r_B, \Psi_B, \Theta_B, \dot{r}_B, \dot{\Psi}_B, \dot{\Theta}_B$  in un sistema di riferimento solidale al velivolo B; dalla conoscenza di  $\vec{P}_A, \vec{V}_A$  e degli

angoli di assetto  $\varphi, \vartheta, \psi$  del velivolo A è possibile ricavare  $\vec{P}_B$  e  $\vec{V}_B$  in un sistema di riferimento inerziale solidale alla terra. Questo sistema è progettato dal dipartimento DISIS dell'Università degli Studi di Napoli "Federico II".

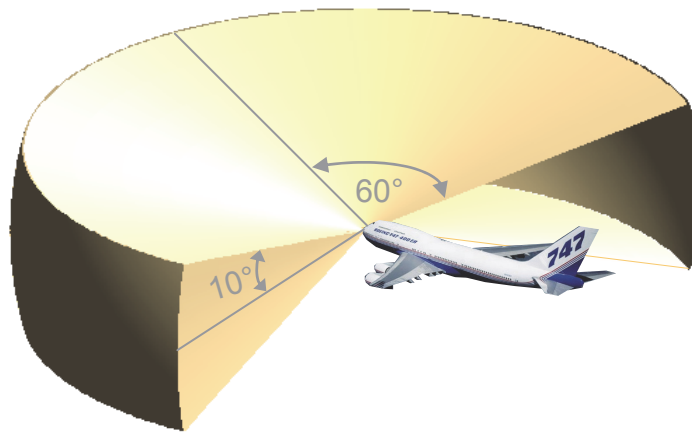


Figura 4-2 – Campo di vista di Obstacle Detection Sensors

Sia il Radar che i sensori Elettro-Ottici hanno delle limitazioni di vista, in termini di  $r_B, \Psi_B, \Theta_B$ ; queste individuano una regione nello spazio (FOR/FOV) all'interno della quale la presenza di un velivolo intruder viene rilevata (Figura 4-2), come definito dai requisiti.

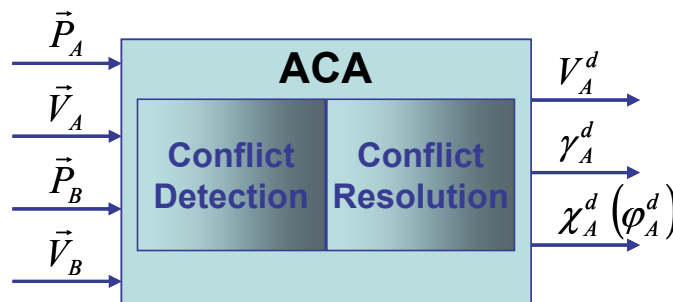


Figura 4-3 – Architettura funzionale del modulo di autonomous mid-air collision avoidance

Il modulo ACA è stato decomposto in due differenti sottomoduli logico-funzionali, *Conflict Detection* e *Conflict Resolution*, in accordo con l'architettura di Figura 4-3. Il progetto degli algoritmi di decision-making da

implementare nel modulo di Collision Avoidance è stato eseguito assumendo tale architettura funzionale.

## 4.2 Formulazione del problema

La Figura 4-4 mostra la geometria adottata per descrivere una situazione di conflitto tra due velivoli in un sistema di riferimento inerziale 3D di tipo NED. Il velivolo equipaggiato con ACA ( $A/C_A$ ) è modellato come un punto di massa avente velocità  $\vec{V}_A$ ; l'altro aereo ( $A/C_B$ , considerato come intruder) è modellato come una sfera di raggio  $R$  (*safety bubble*) che si muove con velocità  $\vec{V}_B$ .

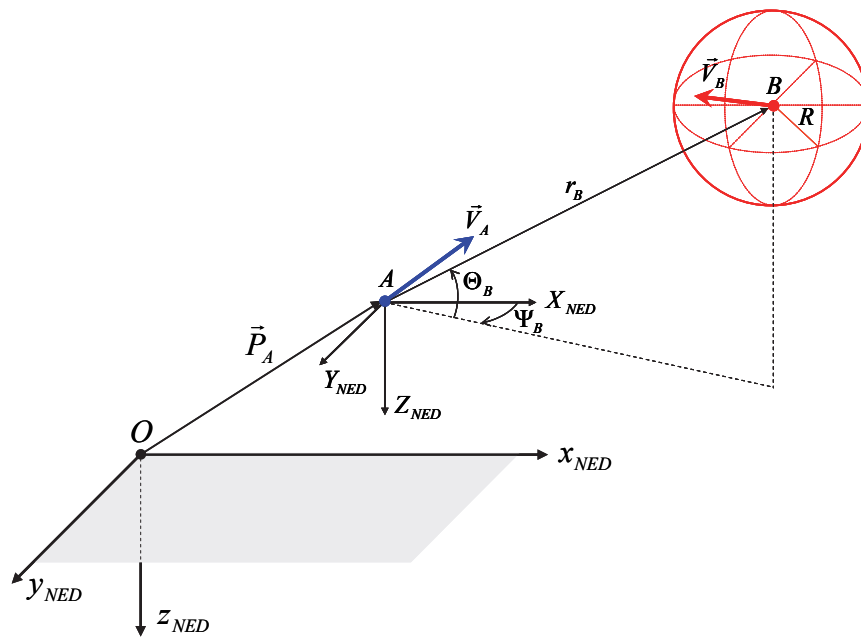


Figura 4-4 – Geometria di collisione tra un punto di massa A ed una sfera B di raggio R

Sono note le misure di posizione e velocità del laboratorio volante  $\vec{P}_A = (x_A, y_A, z_A)_{NED}$ ,  $\vec{V}_A = (V_{AX}, V_{AY}, V_{AZ})_{NED}$ , nel sistema di riferimento NED  $(x_{NED}, y_{NED}, z_{NED})$  solidale con la pista, fornite dal sensore GPS (funzionante in modalità differenziale) installato a bordo.

Sono inoltre note le misure di posizione e velocità dell'intruder rispetto al laboratorio volante  $(r_B, \Psi_B, \Theta_B, \dot{r}_B, \dot{\Psi}_B, \dot{\Theta}_B)_{NED}$ , nel riferimento NED locale  $(X_{NED}, Y_{NED}, Z_{NED})$ , fornite dai sensori ODID installati a bordo. Tali misure, possono essere riportate al sistema NED terrestre  $(x_{NED}, y_{NED}, z_{NED})$  nel modo seguente:

$$\vec{P}_B : \begin{cases} x_B = x_A + r_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \cos \Psi_B \\ y_B = y_A + r_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \sin \Psi_B \\ z_B = z_A - r_B \cdot \sin \Theta_B \end{cases} \quad (4-1)$$

$$\vec{V}_B : \begin{cases} V_{BX} = V_{AX} + \dot{r}_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \cos \Psi_B - r_B \cdot \dot{\Theta}_B \cdot \sin \Theta_B \cdot \cos \Psi_B - r_B \cdot \dot{\Psi}_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \sin \Psi_B \\ V_{BY} = V_{AY} + \dot{r}_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \sin \Psi_B - r_B \cdot \dot{\Theta}_B \cdot \sin \Theta_B \cdot \sin \Psi_B + r_B \cdot \dot{\Psi}_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \cos \Psi_B \\ V_{BZ} = V_{AZ} - \dot{r}_B \cdot \sin \Theta_B - r_B \cdot \dot{\Theta}_B \cdot \cos \Theta_B \end{cases} \quad (4-2)$$

I vettori posizione e velocità relativa possono essere scritti come segue:

$$\vec{r} \equiv (r_X, r_Y, r_Z) = \vec{P}_B - \vec{P}_A : \begin{cases} r_X = x_B - x_A = r_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \cos \Psi_B \\ r_Y = y_B - y_A = r_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \sin \Psi_B \\ r_Z = z_B - z_A = -r_B \cdot \sin \Theta_B \end{cases} \quad (4-3)$$

$$\vec{V}_{AB} \equiv (V_{ABX}, V_{ABY}, V_{ABZ}) = \vec{V}_A - \vec{V}_B : \begin{cases} V_{ABX} = V_{AX} - V_{BX} \\ V_{ABY} = V_{AY} - V_{BY} \\ V_{ABZ} = V_{AZ} - V_{BZ} \end{cases} \quad (4-4)$$

$$\vec{V}_{AB} \equiv \begin{pmatrix} -\dot{r}_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \cos \Psi_B + r_B \cdot \dot{\Theta}_B \cdot \sin \Theta_B \cdot \cos \Psi_B + r_B \cdot \dot{\Psi}_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \sin \Psi_B \\ -\dot{r}_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \sin \Psi_B + r_B \cdot \dot{\Theta}_B \cdot \sin \Theta_B \cdot \sin \Psi_B - r_B \cdot \dot{\Psi}_B \cdot \cos \Theta_B \cdot \cos \Psi_B \\ \dot{r}_B \cdot \sin \Theta_B + r_B \cdot \dot{\Theta}_B \cdot \cos \Theta_B \end{pmatrix} \quad (4-5)$$

D'ora in avanti si assumeranno noti i vettori posizione e velocità dei due velivoli  $(\vec{P}_A, \vec{V}_A, \vec{P}_B, \vec{V}_B)$  nel sistema NED  $(x_{NED}, y_{NED}, z_{NED})$ , espressi in componenti cartesiane.

Sulla base della geometria appena descritta, la Collision Avoidance può essere formulata come un problema a due stadi:

**Conflict Detection:** sulla base delle misure di posizione e velocità di entrambi i velivoli, per  $t \leq t_0$ , rilevare se esiste un istante futuro  $t_1 > t_0$  nel quale il velivolo  $A/C_A$  si trovi all'interno della safety bubble che circonda il velivolo  $A/C_B$ ;

**Conflict Resolution:** calcolare le variazioni alla traiettoria del velivolo  $A/C_A$  tali da evitare la collisione nei termini suddetti.

### 4.3 Conflict detection

Il problema cinematico in cui entrambi i velivoli si muovono è equivalente ad un problema in cui il velivolo  $A/C_A$  si muove rispetto al velivolo  $A/C_B$  (la sfera) con velocità relativa  $\vec{V}_{AB} = \vec{V}_A - \vec{V}_B$ , come illustrato in Figura 4-5.

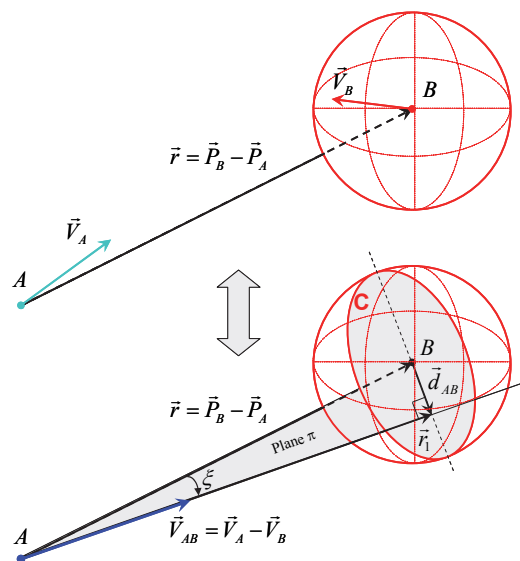


Figura 4-5 – Definizione del vettore distanza minima di separazione  $\vec{d}_{AB}$

Questa semplice osservazione consente di definire il vettore  $\vec{d}_{AB}$  come la *distanza minima di separazione* che le traiettorie dei due velivoli manifestano



dopo un certo orizzonte temporale; esso può essere calcolato come segue (Figura 4-5):

$$\vec{r}_1 = \vec{r} + \vec{d}_{AB} \Rightarrow \vec{d}_{AB} = \vec{r}_1 - \vec{r} \quad (4-6)$$

Dove  $\vec{r}_1$  è un vettore che ha la stessa direzione e verso di  $\vec{V}_{AB}$ .

$$\vec{r}_1 = \|\vec{r}_1\| \frac{\vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|} = (\|\vec{r}\| \cos \xi) \frac{\vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|} = (\|\vec{r}\| \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{r}\| \|\vec{V}_{AB}\|}) \frac{\vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|} = \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|^2} \vec{V}_{AB} \quad (4-7)$$

Sostituendo la (4-7) nella (4-6) si ha:

$$\vec{d}_{AB} = \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|^2} \vec{V}_{AB} - \vec{r} \quad (4-8)$$

La condizione di *Conflict Detection* è basata sul seguente:

**TEOREMA:** Siano dati un punto materiale  $A$  ed una sfera  $B$  di raggio  $R$  che si muovono nello spazio con vettori velocità costanti, rispettivamente  $\vec{V}_A$  e  $\vec{V}_B$ ;  $A$  e  $B$  sono in rotta di collisione se e soltanto se sono soddisfatte le seguenti condizioni:

$$\|\vec{d}_{AB}\| < R \quad \wedge \quad \dot{r} < 0 \quad (4-9)$$

**DIMOSTRAZIONE:** Detto  $\pi$  il piano su cui giacciono i vettori  $\vec{r}$  e  $\vec{V}_{AB}$ , tale piano nel tagliare la sfera  $B$ , definirà un cerchio  $C$  di raggio  $R$ , centrato in  $B$ , come mostrato in Figura 4-4.

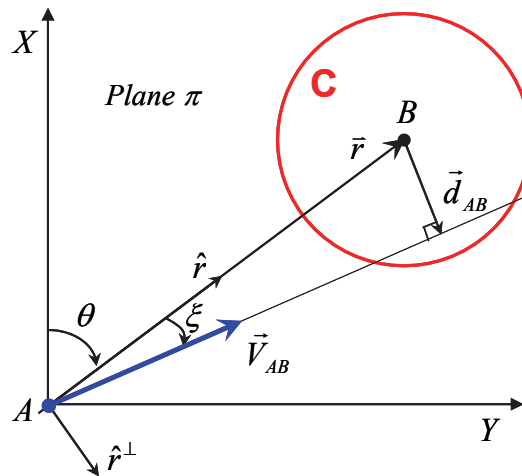


Figura 4-6 – Piano  $\pi$  formato dai vettori  $\vec{V}_{AB}$  e  $\vec{r}$

È del tutto equivalente assumere la sfera **B** ferma ed il punto materiale **A** che si muove con velocità relativa  $\vec{V}_{AB}$  rispetto ad essa.

Pertanto, il punto materiale **A** e la sfera **B** di raggio **R** che si muovono con velocità costanti, rispettivamente  $\vec{V}_A$  e  $\vec{V}_B$ , sono in rotta di collisione se e soltanto se il punto materiale **A**, assunto muoversi con velocità  $\vec{V}_{AB}$  nel piano  $\pi$ , è in rotta di collisione con il cerchio **C** fermo (Figura 4-5).

Sul piano  $\pi$  si consideri il sistema di riferimento **XY**, mostrato in Figura 4-6, e si definisca l'angolo  $\theta$  che il vettore  $\vec{r}$  forma con l'asse **X**.

$$\vec{V}_{AB} = V_r \hat{r} + V_\theta \hat{r}^\perp \quad (4-10)$$

dove  $V_r = \dot{r}$  e  $V_\theta = r\dot{\theta}$ .

In queste condizioni, relativamente al piano  $\pi$ , è possibile applicare il seguente teorema (dimostrato in [30]):

*Dati un punto A ed un cerchio B di raggio R che si muovono nel piano con velocità costante, si ha che A e B sono in rotta di collisione se e solo se:*

$$r^2 V_\theta^2 < R^2 (V_r^2 + V_\theta^2) \quad \wedge \quad V_r < 0 \quad (4-11)$$

Quindi si ritrova la condizione  $V_r = \dot{r} < 0$ , peraltro intuitiva perché sottintende il fatto fisico che i due velivoli si stanno avvicinando; per avere l'asserto, occorre provare in aggiunta che:

$$\|\vec{d}_{AB}\| < R \Leftrightarrow r^2 V_\theta^2 < R^2 (V_r^2 + V_\theta^2) \quad (4-12)$$

A tal proposito si osservi che:

$$\vec{r} = r\hat{r}; \quad \vec{V}_{AB} = V_r\hat{r} + V_\theta\hat{r}^\perp \Rightarrow \vec{r} \cdot \vec{V}_{AB} = rV_r \quad (4-13)$$

Sostituendo la (4-13) nella (4-8) si ha:

$$\vec{d}_{AB} = \frac{rV_r}{(V_r^2 + V_\theta^2)} (V_r\hat{r} + V_\theta\hat{r}^\perp) - r\hat{r} = \frac{-rV_\theta^2}{(V_r^2 + V_\theta^2)}\hat{r} + \frac{rV_rV_\theta}{(V_r^2 + V_\theta^2)}\hat{r}^\perp \Rightarrow \|\vec{d}_{AB}\|^2 = \frac{r^2V_\theta^2}{V_r^2 + V_\theta^2} \quad (4-14)$$

Da cui:

$$\|\vec{d}_{AB}\| < R \Leftrightarrow \|\vec{d}_{AB}\|^2 < R^2 \Leftrightarrow r^2V_\theta^2 < R^2(V_r^2 + V_\theta^2) \quad (4-15)$$

Si noti che  $V_r = \dot{r}$  viene misurata direttamente dal sistema ODID. Pertanto, la *Conflict Detection* è basata sulle condizioni (4-9), semplici da valutare in real-time; esse sono sia necessarie che sufficienti perché una collisione possa occorrere, assumendo costanti i vettori velocità dei due velivoli.

#### 4.4 Conflict resolution

Si definisce *cono di collisione* del velivolo A rispetto all'intruder B, schematizzato con una sfera di raggio  $R$ , come segue:

$$C_{AB}(R) = \left\{ \vec{V}_A(V_A, \gamma_A, \chi_A) \in \mathfrak{R}^3 \mid V_A > 0, \gamma_A \in ]-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}], \chi_A \in ]-\pi, \pi], \dot{r} < 0, \|\vec{d}_{AB}\| < R \right\} \quad (4-16)$$

dove:

$$\|\vec{d}_{AB}\|^2 = \left( \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|^2} \vec{V}_{AB} - \vec{r} \right) \cdot \left( \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|^2} \vec{V}_{AB} - \vec{r} \right) = \|\vec{r}\|^2 - \frac{(\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB})^2}{\|\vec{V}_{AB}\|^2} = \|\vec{r}\|^2 - \frac{[\vec{r} \cdot (\vec{V}_A(V_A, \gamma_A, \chi_A))]^2}{\|\vec{V}_A(V_A, \gamma_A, \chi_A)\|^2} \quad (4-17)$$

La definizione di  $C_{AB}(R)$  è puramente geometrica, ossia non porta in conto i vincoli cinematici del velivolo.

Le variabili di controllo su cui può agire il modulo di ACA sono tre: modulo della velocità  $V_A^d$ , angolo di track  $\chi_A^d$  e angolo di rampa  $\gamma_A^d$ . L'insieme delle soluzioni di avoidance, espresse come terne  $(V_A^d, \gamma_A^d, \chi_A^d)$  e compatibili con i limiti dinamici del laboratorio volante, può essere calcolato come segue:

$$\Sigma = \left\{ (V_A^d, \gamma_A^d, \chi_A^d) \in \mathbb{R}^3 \mid V_A^d \in [V_{Am}, V_{AM}], \gamma_A^d \in [-\gamma_M, \gamma_M], \chi_A^d \in ]-\pi, \pi[ \right\} \quad (4-18)$$

La *Conflict Resolution* mira a modificare la traiettoria del laboratorio volante, variando il vettore velocità  $\vec{V}_A$  in modo che esso giace all'esterno del cono di collisione.

A tale scopo può essere impostato il seguente problema di ottimizzazione cinematica:

Sia  $\hat{V}_{AB}^d$  il versore che individua la direzione del nuovo vettore  $\vec{V}_{AB}^d$ , conseguente alla minima variazione in direzione dello stesso. Nel piano formato dai versori  $\hat{V}_{AB}$  e  $\hat{V}_{AB}^d$ ,  $\Delta\vec{V}$  minimo è ortogonale alla direzione del versore  $\hat{V}_{AB}^d$ , (Figura 4-7) (un qualunque altro vettore  $\Delta\vec{V}'$  avrebbe un modulo maggiore rispetto a  $\Delta\vec{V}$ , dunque sarebbe non minimo). Pertanto,  $\|\Delta\vec{V}\| = V_{AB} \sin \Omega$ , con  $\Omega \in [0, \frac{\pi}{2}[$ .

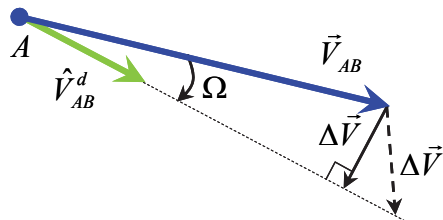


Figura 4-7 – Piano formato dai vettori  $\vec{V}_{AB}$  e  $\hat{V}_{AB}^d$

Al fine di determinare il  $\Delta \vec{V}$  minimo, occorre trovare la direzione  $\hat{V}_{AB}^d$  che garantisce la tangenza con la safety bubble ed è caratterizzata da un angolo  $\Omega$  minimo. A tale scopo si consideri la circonferenza  $\mathbf{C}^\perp$  (Figura 4-8), intersezione tra il cono di asse  $\vec{r}$  e semiapertura  $\eta = \sin^{-1} \frac{R}{\|\vec{r}\|}$ , e la safety bubble.

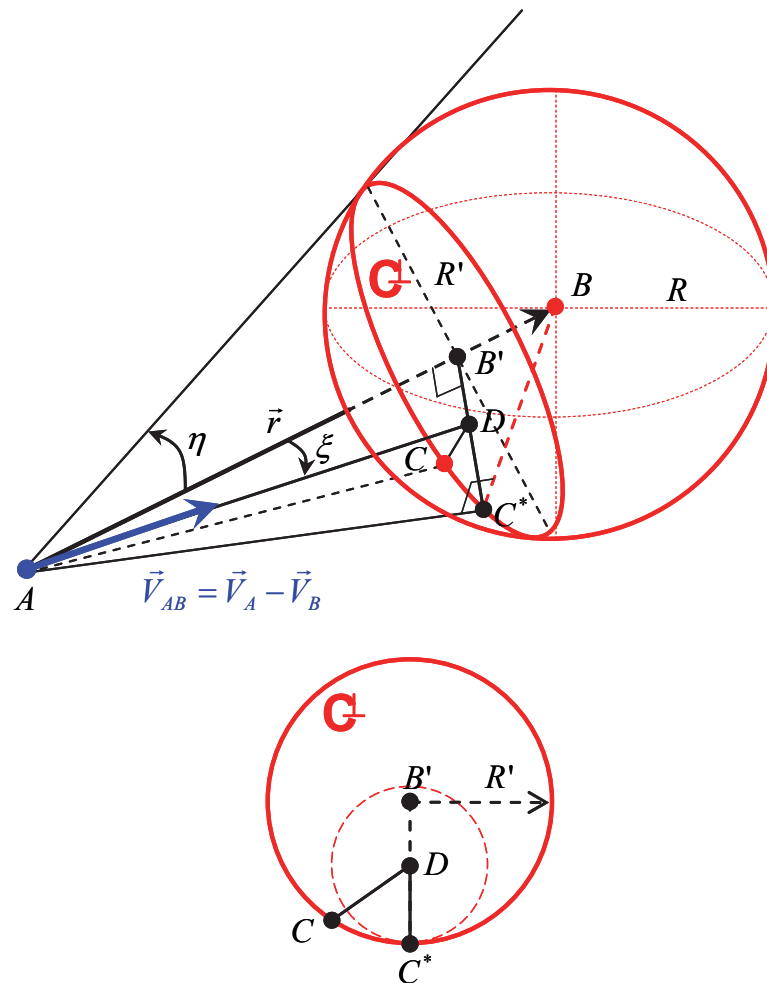


Figura 4-8 – Circonferenza  $\mathbf{C}^\perp$

Per ogni generico punto  $C$  della circonferenza  $\mathbf{C}^\perp$ , la direzione  $\overline{AC}$  individua un possibile versore  $\hat{V}_{AB}^d$  tangente alla safety bubble. In particolare, il punto  $C^*$  di tale circonferenza, che giace anche sul piano formato dai vettori  $\vec{V}_{AB}$  e

$\vec{r}$  (piano  $\pi$ ), è quello che determina il  $\Delta\vec{V}$  minimo, in quanto il segmento  $\overline{DC^*}$  è minore di qualunque altro segmento  $\overline{DC}$ .

Con riferimento al piano  $\pi$ , si vuole determinare un'espressione analitica per  $\vec{V}_{AB}^d$ .

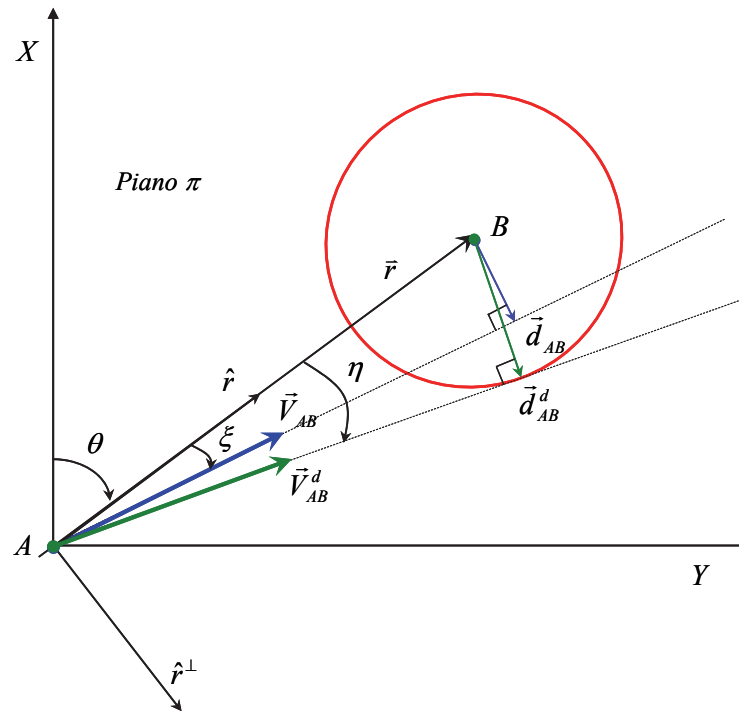


Figura 4-9 –  $\vec{V}_{AB}^d$  sul piano  $\pi$

Si valutano gli angoli  $\xi$  ed  $\eta$ :

$$\cos \xi = \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{r}\| \|\vec{V}_{AB}\|} \rightarrow \xi \quad (4-19)$$

$$\sin \eta = \frac{R}{\|\vec{r}\|} \rightarrow \eta \quad (4-20)$$

Affinché l'angolo  $\Omega = \eta - \xi$  sia minimo, il segno di  $\eta$  dovrà essere concorde con il segno di  $\xi$ .

Il segno di  $\xi$  viene determinato nel modo seguente:

Si definiscono gli angoli di track e slope dei vettori  $\vec{r}$  e  $\vec{V}_{AB}$ .

$$\chi_r = \operatorname{tg}^{-1}\left(\frac{r_Y}{r_X}\right), \gamma_r = -\operatorname{tg}^{-1}\left(\frac{r_Z}{\sqrt{r_X^2 + r_Y^2}}\right), \chi_{V_{AB}} = \operatorname{tg}^{-1}\left(\frac{V_{ABY}}{V_{ABX}}\right) \text{ e}$$

$$\gamma_{V_{AB}} = -\operatorname{tg}^{-1}\left(\frac{V_{ABZ}}{\sqrt{V_{ABX}^2 + V_{ABY}^2}}\right) \quad (4-21)$$

Se  $\Delta\chi_{r,V_{AB}} = \chi_{V_{AB}} - \chi_r \neq 0$ , allora  $\xi$  assume il segno di  $\Delta\chi_{r,V_{AB}}$ , mentre se  $\Delta\chi_{r,V_{AB}} = 0$  e  $\Delta\gamma_{r,V_{AB}} = \gamma_{V_{AB}} - \gamma_r \neq 0$  allora  $\xi$  assume il segno di  $\Delta\gamma_{r,V_{AB}}$  (da un punto di vista fisico significa che la manovra di avoidance coinvolgerà solo il piano verticale); se  $\Delta\chi_{r,V_{AB}} = 0$  e  $\Delta\gamma_{r,V_{AB}} = 0$  i vettori  $\vec{r}$  e  $\vec{V}_{AB}$  sono allineati ( $\xi = 0$ ); questo caso sarà analizzato a parte.

Se  $\xi \neq 0$ , allora:

$$\vec{V}_{AB}^d = V_{AB}^d \sin \eta \cdot \hat{r}^\perp + V_{AB}^d \cos \eta \cdot \hat{r} \quad (4-22)$$

$$\vec{V}_{AB} = V_{AB} \sin \xi \cdot \hat{r}^\perp + V_{AB} \cos \xi \cdot \hat{r} \quad \Rightarrow \quad \hat{r}^\perp = \frac{\hat{V}_{AB}}{\sin \xi} - \frac{\hat{r}}{\operatorname{tg} \xi} \quad (4-23)$$

Sostituendo la (4-23) nell'espressione (4-22), si ha:

$$\vec{V}_{AB}^d = V_{AB}^d \sin \eta \cdot \left( \frac{\hat{V}_{AB}}{\sin \xi} - \frac{\hat{r}}{\operatorname{tg} \xi} \right) + V_{AB}^d \cos \eta \cdot \hat{r} \quad (4-24)$$

Da cui:

$$\vec{V}_{AB}^d = V_{AB}^d \left[ \sin \eta \cdot \left( \frac{\hat{V}_{AB}}{\sin \xi} - \frac{\hat{r}}{\operatorname{tg} \xi} \right) + \cos \eta \cdot \hat{r} \right] = V_{AB}^d \left[ \frac{\sin \eta}{\sin \xi} \cdot \hat{V}_{AB} + \left( \cos \eta - \frac{\sin \eta}{\operatorname{tg} \xi} \right) \cdot \hat{r} \right] \quad (4-25)$$

Che può essere scritta come:

$$\vec{V}_{AB}^d = V_{AB}^d \left[ \frac{\sin \eta}{\sin \xi} \cdot \hat{V}_{AB} + \left( \frac{\sin \xi \cos \eta - \cos \xi \sin \eta}{\sin \xi} \right) \cdot \hat{r} \right] = \frac{V_{AB}^d}{\sin \xi} \left[ \sin \eta \cdot \hat{V}_{AB} + \sin \left( \frac{\xi - \eta}{\sin \xi} \right) \cdot \hat{r} \right] \quad (4-26)$$

Espressione che dipende solo da  $\xi$ ,  $\eta$ ,  $\hat{V}_{AB}^d$  e  $\hat{r}$  quantità note, e da  $V_{AB}^d$  da valutare:

$$\|\vec{V}_{AB}^d\| = V_{AB}^d = V_{AB} \cos(\eta - \xi) \quad (4-27)$$

In definitiva si ottiene un'espressione per la  $\vec{V}_{AB}^d$  che è ottima rispetto al  $\Delta\vec{V}$  (minimo) da imprimere al velivolo A.

$$\vec{V}_{AB}^d = \frac{V_{AB} \cos(\eta - \xi)}{\sin \xi} [\sin \eta \cdot \hat{V}_{AB} - \sin(\eta - \xi) \cdot \hat{r}] \quad (4-28)$$

Sommando alla (4-28) il vettore  $\vec{V}_B$  si ottiene la  $\vec{V}_A^d$  che garantisce una manovra ottima.

$$\vec{V}_A^d = \frac{V_{AB} \cos(\eta - \xi)}{\sin \xi} [\sin \eta \cdot \hat{V}_{AB} - \sin(\eta - \xi) \cdot \hat{r}] + \vec{V}_B \quad (4-29)$$

Le cui componenti sono:

$$\vec{V}_A^d \equiv (V_{AX}^d, V_{AY}^d, V_{AZ}^d) \quad (4-30)$$

Da cui si ricava, l'angolo di rampa  $\gamma_A^d$ :

$$\gamma_A^d = -\text{tg}^{-1} \left( \frac{V_{AZ}^d}{\sqrt{V_{AX}^d{}^2 + V_{AY}^d{}^2}} \right) \quad (4-31)$$

L'angolo di track  $\chi_A^d$ :

$$\chi_A^d = \text{tg}^{-1} \left( \frac{V_{AY}^d}{V_{AX}^d} \right) \quad (4-32)$$

Il modulo  $V_A^d$ :

$$V_A^d = \sqrt{V_{AX}^d{}^2 + V_{AY}^d{}^2 + V_{AZ}^d{}^2} \quad (4-33)$$

Invertendo la (4-29) si è pervenuti ad un'espressione analitica ottima del vettore  $\vec{V}_A^d$ . Quest'inversione è sempre possibile a meno che  $\xi = 0$ , questa singolarità è dovuta all'allineamento tra  $\vec{V}_{AB}$  ed  $\vec{r}$ ; in quest'ultimo caso, si è scelto di mantenere costante l'angolo di rampa del vettore  $\vec{V}_{AB}$  e di variarne solo modulo e angolo di track, come segue:

$$\vec{V}_{AB}^d = V_{AB}^d \sin \eta \cdot \hat{r}^\perp + V_{AB}^d \cos \eta \cdot \hat{r} \quad (4-34)$$

Ora il piano  $\pi$  non è univocamente determinato, ma va scelto tra il fascio di piani che contengono il vettore  $\vec{r}$ ; si adotta il piano che contiene la direzione ortogonale ad  $\vec{r}$  e  $\hat{i}_z$ .



$$\hat{r}^\perp = \frac{-\hat{r} \times \hat{i}_z}{\|\hat{r} \times \hat{i}_z\|} \quad (4-35)$$

In definitiva per  $\xi = 0$  si giunge ad un'espressione analoga alla (4-29):

$$\vec{V}_A^d = V_{AB} \cos \eta \left[ -\sin \eta \cdot \frac{\hat{r} \times \hat{i}_z}{\|\hat{r} \times \hat{i}_z\|} + \cos \eta \cdot \hat{r} \right] + \vec{V}_B \quad (4-36)$$

La cui inversione restituisce ancora  $\gamma_A^d$ ,  $\chi_A^d$  e  $V_A^d$ .

#### 4.4.1 Soluzione in caso di violazione dei vincoli cinematici del velivolo

Resta da verificare se  $\gamma_A^d$  e  $V_A^d$  sono compatibili con i vincoli cinematici del velivolo A, cioè  $\gamma_A^d \in [\gamma_{\min}, \gamma_{\max}]$  e  $V_A^d \in [V_{A,\min}, V_{A,\max}]$ . In caso contrario, si può adottare per  $\gamma_A^d$  e/o  $V_A^d$  i valori di saturazione e si può calcolare una  $\chi_A^d$  che garantisca ancora la tangenza alla safety bubble del velivolo B; ovviamente, la soluzione trovata in questo modo non sarà più ottima, ma sub-ottima.

Le soluzioni tangenziali possono essere calcolate imponendo la condizione di tangenza:

$$\|\vec{d}_{AB}\|^2 = \|\vec{r}\|^2 - \frac{(\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB})^2}{\|\vec{V}_{AB}\|^2} \equiv R^2. \quad (4-37)$$

Dal momento che in condizioni di conflitto è certamente vero che:

$$\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB} = \|\vec{r}\| \|\vec{V}_{AB}\| \cos \xi > 0 \quad (4-38)$$

La (4-37) può essere riscritta come:

$$\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB} = V_{AB} \sqrt{\|\vec{r}\|^2 - R^2} \Leftrightarrow \vec{r} \cdot \vec{V}_A = \vec{r} \cdot \vec{V}_B + V_{AB} \sqrt{\|\vec{r}\|^2 - R^2}. \quad (4-39)$$

Per il Teorema di Carnot:

$$V_{AB} = \sqrt{V_A^2 + V_B^2 - 2V_A V_B \cos(\angle \vec{V}_A, \vec{V}_B)} \quad (4-40)$$

I vettori  $\vec{V}_A$  e  $\vec{V}_B$  possono essere scritti nelle seguenti forme:

$$\begin{aligned}\vec{V}_A &\equiv (V_{AX}, V_{AY}, V_{AZ}) = (V_A \cos \gamma_A \cos \chi_A, V_A \cos \gamma_A \sin \chi_A, -V_A \sin \gamma_A) \\ \vec{V}_B &\equiv (V_{BX}, V_{BY}, V_{BZ}) = (V_B \cos \gamma_B \cos \chi_B, V_B \cos \gamma_B \sin \chi_B, -V_B \sin \gamma_B)\end{aligned}\quad (4-41)$$

pertanto:

$$\cos(\angle \vec{V}_A, \vec{V}_B) = \frac{\vec{V}_A \cdot \vec{V}_B}{V_A V_B} = \cos \gamma_A \cos \chi_A \cos \gamma_B \cos \chi_B + \cos \gamma_A \sin \chi_A \cos \gamma_B \sin \chi_B + \sin \gamma_A \sin \gamma_B \quad (4-42)$$

da cui:

$$2V_A V_B \cos(\angle \vec{V}_A, \vec{V}_B) = 2V_A (V_{BX} \cos \gamma_A \cos \chi_A + V_{BY} \cos \gamma_A \sin \chi_A - V_{BZ} \sin \gamma_A) \quad (4-43)$$

Sostituendo la (4-40), la (4-41) e la (4-43) nella (4-39) si ha:

$$\begin{aligned}r_X \cos \gamma_A \cos \chi_A + r_Y \cos \gamma_A \sin \chi_A - r_Z \sin \gamma_A - \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_B}{V_A} &= \\ = \sqrt{\frac{(\|\vec{r}\|^2 - R^2)}{V_A^2} [V_A^2 + V_B^2 - 2V_A (V_{BX} \cos \gamma_A \cos \chi_A + V_{BY} \cos \gamma_A \sin \chi_A - V_{BZ} \sin \gamma_A)]} &\quad (4-44)\end{aligned}$$

ed elevando al quadrato primo e secondo membro si ha:

$$\begin{aligned}(r_X \cos \gamma_A \cos \chi_A + r_Y \cos \gamma_A \sin \chi_A - r_Z \sin \gamma_A)^2 + \left(\frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_B}{V_A}\right)^2 &+ \\ - 2 \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_B}{V_A} (r_X \cos \gamma_A \cos \chi_A + r_Y \cos \gamma_A \sin \chi_A - r_Z \sin \gamma_A) &= \\ = \frac{(\|\vec{r}\|^2 - R^2)}{V_A^2} [V_A^2 + V_B^2 - 2V_A (V_{BX} \cos \gamma_A \cos \chi_A + V_{BY} \cos \gamma_A \sin \chi_A - V_{BZ} \sin \gamma_A)] &\quad (4-45)\end{aligned}$$

L'equazione (4-45) si interpreta come segue: dati  $\vec{r}$ ,  $\vec{V}_B$  ed  $R$ , determinare tutte le terne  $(V_A, \gamma_A, \chi_A)$  corrispondenti alle soluzioni tangenziali di  $\Sigma$ . Per il problema in esame  $\gamma_A$  e  $V_A$  sono noti, possono verificarsi due condizioni di saturazione:

1.  $\gamma_A$  e  $V_A$  sono entrambi saturati e dunque si scelgono pari ai valori di saturazione;
2.  $\gamma_A$  o  $V_A$  è saturato e si sceglie pari al valore di saturazione, mentre per l'altro si adotta il valore fornito dalla soluzione ottima (4-29).

Pertanto nella (4-45) si assume come incognita la sola variabile  $\chi_A$ . In altre parole si ricercano tutte le soluzioni  $\chi_A^d$  tali che il vettore velocità  $\vec{V}_A$  venga portato sul bordo del cono di collisione.

Ipotesi:

$$\gamma_A = \text{const}, \quad V_A = \text{const}, \quad \vec{V}_B = \text{const}. \quad (4-46)$$

Definizioni:

$$c_\gamma = \cos \gamma_A, \quad s_\gamma = \sin \gamma_A, \quad H = \frac{\|\vec{r}\|^2 - R^2}{V_A^2}, \quad K = \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_B}{V_A}. \quad (4-47)$$

A valle delle ipotesi (4-46) e delle definizioni (4-47), l'eq. (4-45) diventa:

$$\begin{aligned} & (r_X c_\gamma \cos \chi_A + r_Y c_\gamma \sin \chi_A - r_Z s_\gamma)^2 - 2K(r_X c_\gamma \cos \chi_A + r_Y c_\gamma \sin \chi_A - r_Z s_\gamma) + K^2 = \\ & = H[V_A^2 + V_B^2 - 2V_A(V_{BX} c_\gamma \cos \chi_A + V_{BY} c_\gamma \sin \chi_A - V_{BZ} s_\gamma)], \end{aligned} \quad (4-48)$$

da cui:

$$\begin{aligned} & r_X^2 c_\gamma^2 \cos^2 \chi_A + r_Y^2 c_\gamma^2 \sin^2 \chi_A + r_Z^2 s_\gamma^2 + 2r_X r_Y c_\gamma^2 \cos \chi_A \sin \chi_A - 2r_X r_Z c_\gamma s_\gamma \cos \chi_A + \\ & - 2r_Y r_Z c_\gamma s_\gamma \sin \chi_A - 2Kr_X c_\gamma \cos \chi_A - 2Kr_Y c_\gamma \sin \chi_A + 2Kr_Z s_\gamma + K^2 = \\ & = H(V_A^2 + V_B^2) - 2HV_A V_{BX} c_\gamma \cos \chi_A - 2HV_A V_{BY} c_\gamma \sin \chi_A + 2HV_A V_{BZ} s_\gamma. \end{aligned} \quad (4-49)$$

Raggruppando i termini in  $\cos^2 \chi_A$ ,  $\sin^2 \chi_A$ ,  $\cos \chi_A \sin \chi_A$ ,  $\cos \chi_A$  e  $\sin \chi_A$  si ha:

$$\begin{aligned} & r_X^2 c_\gamma^2 \cos^2 \chi_A + r_Y^2 c_\gamma^2 \sin^2 \chi_A + 2r_X r_Y c_\gamma^2 \cos \chi_A \sin \chi_A + \cos \chi_A (2HV_A V_{BX} c_\gamma - 2r_X r_Z c_\gamma s_\gamma - 2K) \\ & \sin \chi_A (2HV_A V_{BY} c_\gamma - 2r_Y r_Z c_\gamma s_\gamma - 2Kr_Y c_\gamma) = H(V_A^2 + V_B^2) + 2HV_A V_{BZ} s_\gamma - r_Z^2 s_\gamma^2 - 2Kr_Z s_\gamma - K \end{aligned} \quad (4-50)$$

Ponendo:

$$\begin{aligned}
 a_{1\chi} &= r_X^2 c_\gamma^2 \\
 a_{2\chi} &= r_Y^2 c_\gamma^2 \\
 a_{3\chi} &= 2r_X r_Y c_\gamma^2 \\
 a_{4\chi} &= 2HV_A V_{BX} c_\gamma - 2r_X r_Z c_\gamma s_\gamma - 2Kr_X c_\gamma \\
 a_{5\chi} &= 2HV_A V_{BY} c_\gamma - 2r_Y r_Z c_\gamma s_\gamma - 2Kr_Y c_\gamma \\
 b_\chi &= H(V_A^2 + V_B^2) + 2HV_A V_{BZ} s_\gamma - r_Z^2 s_\gamma^2 - 2Kr_Z s_\gamma - K^2
 \end{aligned}
 \tag{4-51}$$

si ottiene:

$$a_{1\chi} \cos^2 \chi_A + a_{2\chi} \sin^2 \chi_A + a_{3\chi} \cos \chi_A \sin \chi_A + a_{4\chi} \cos \chi_A + a_{5\chi} \sin \chi_A = b_\chi. \tag{4-52}$$

Le soluzioni della (4-52) possono essere ottenute risolvendo un'equazione polinomiale di 4° grado. Pertanto, se con  $N$  si indica il numero di soluzioni reali della (4-52), si può affermare che  $N$  è al più 4.

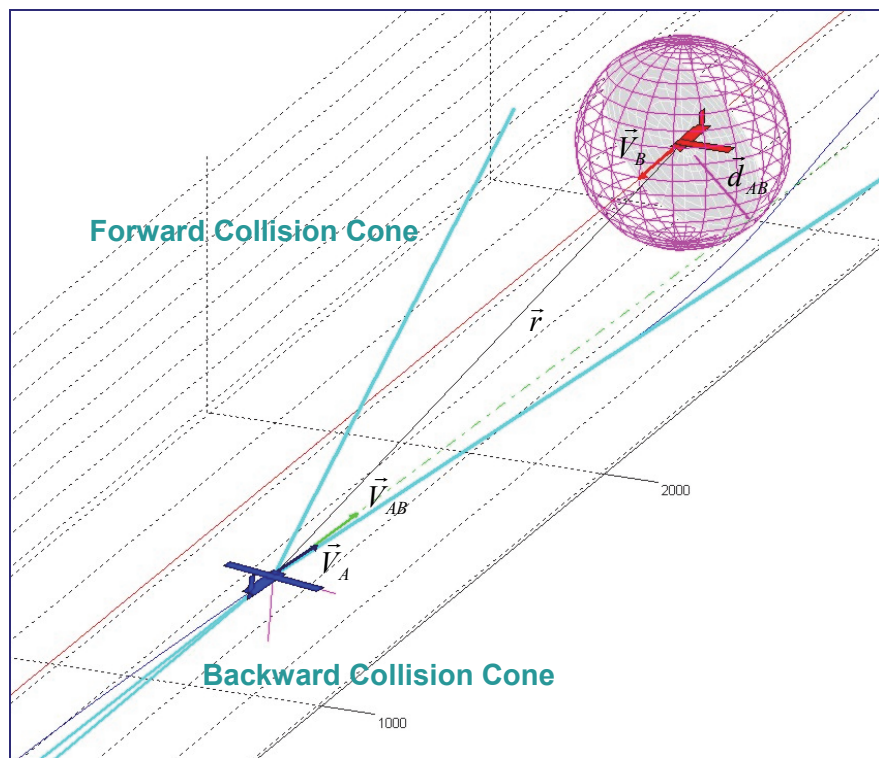


Figura 4-10 – Coni di collisione *Backward* e *Forward* per la strategia di controllo latero-direzionale

In una situazione di conflitto, due soluzioni reali esistono sempre ( $N \geq 2$ ); esse corrispondono ai bordi del *Forward Collision Cone*, come mostrato in

Figura 4-10. Il *Forward Collision Cone* è quello che contiene il vettore velocità  $\vec{V}_A$  corrente. Se c'è conflitto (ovvero sono verificate le condizioni (4-9)) è sempre possibile trovare due direzioni del vettore  $\vec{V}_{AB}^d = \vec{V}_A^d - \vec{V}_B$  tangenti alla sfera B (Figura 4-5). Le restanti due soluzioni o sono complesse coniugate (e quindi da scartare) oppure reali ( $N = 4$ ). Il caso  $N = 4$  si presenta quando l'intruder ha una velocità superiore a quella del laboratorio volante; si crea un ulteriore cono, *Backward Collision Cone*, il cui significato può essere spiegato osservando la Figura 4-10: in questa situazione anche se  $A/C_A$  fosse capace di "tornare indietro", ruotando istantaneamente il vettore velocità  $\vec{V}_A$ , ma tale da mantenerlo nel Backward Collision Cone, la collisione sarebbe inevitabile, perché verrebbe sempre raggiunto dall'intruder.

La soluzione  $\chi_A^d$  che si sceglie è quella corrispondente al bordo del *Forward Collision Cone* più vicino al vettore velocità  $\vec{V}_A$  corrente.

#### 4.4.2 Logica di controllo

La logica di controllo può essere descritta mediante l'automa a stati finiti di Figura 4-11. Lo stato iniziale è "Conflict Detection" ed è anche lo stato in cui si trova l'algoritmo di ACA nelle condizioni operative nominali: in questo stato di funzionamento l'algoritmo di ACA valuta continuamente le condizioni (4-9), al fine di rilevare una potenziale collisione.

Se tali condizioni sono verificate (ovvero si presenta l'evento *<Conflict detected>*) occorre eseguire una manovra di collision avoidance, al fine di portare il vettore velocità del laboratorio volante fuori dal cono di collisione; l'algoritmo di ACA si porta nello stato "Conflict Resolution". In questo stato si valuta il nuovo vettore velocità  $\vec{V}_A^d (V_A^d, \gamma_A^d, \chi_A^d)$  tale da essere tangente al cono di collisione, ed in modo da minimizzare la quantità  $\|\Delta\vec{V}\| = \|\vec{V}_A^d - \vec{V}_A\|$ .

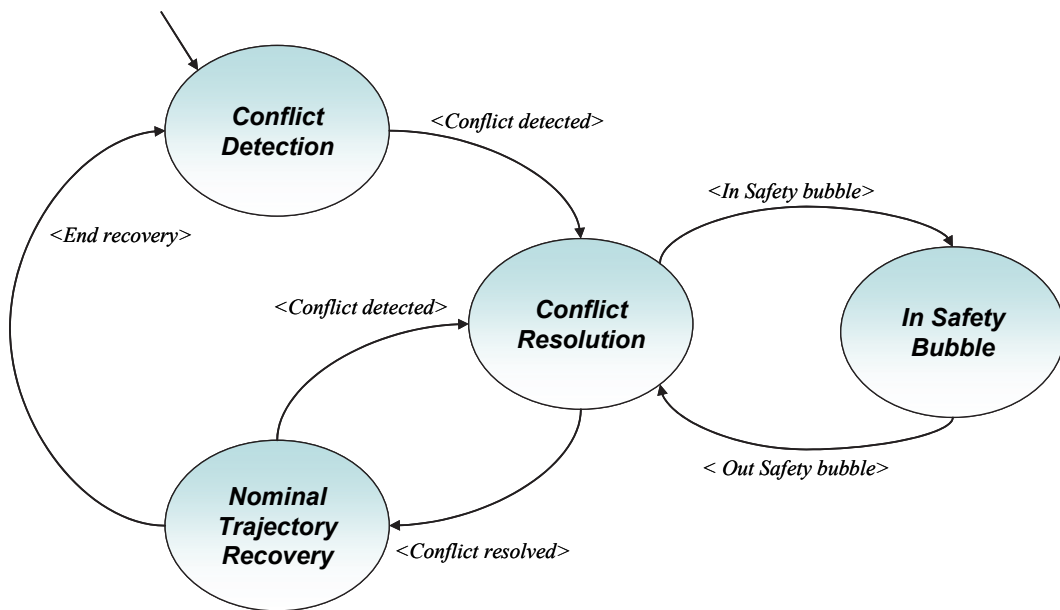


Figura 4-11 – Automa a stati finiti della logica di controllo

Può accadere, a causa dei limiti delle prestazioni dinamiche del velivolo, che durante una manovra di avoidance il laboratorio volante entri all'interno della safety bubble che circonda l'intruder (evento *<In Safety bubble>*). L'automa si porta nello stato "In Safety Bubble". Se il velivolo è all'interno della sfera, il problema della ricerca delle direzioni di tangenza non è risolvibile, pertanto all'autopilota viene fornito un  $\vec{V}_A^d$  che viene valutato sulla base ad una strategia di controllo alternativa, con lo scopo di uscire dalla safety bubble quanto prima possibile. Da questo stato si esce quando il laboratorio volante esce dalla safety bubble che circonda l'intruder (evento *<Out Safety bubble>*).

Quando la minaccia di collisione si può ritenere terminata (ossia si verifica l'evento *<Conflict resolved>*) l'algoritmo di ACA si porta nello stato "Nominal Trajectory Recovery", in cui si attiva la procedura di recupero della traiettoria nominale da parte del laboratorio volante. Naturalmente, se durante la permanenza in tale stato dovesse presentarsi una nuova minaccia di collisione (si ricorda che l'intruder è non cooperante) l'algoritmo si riporterà nuovamente nello stato "Conflict Resolution".

Ci si porta dallo stato “Nominal Trajectory Recovery” allo stato di “Conflict Detection” nel momento in cui si è recuperata la traiettoria nominale (ossia si verifica l’evento <End recovery>).

Gli eventi nell’automa di Figura 4-11 sono descritti in dettaglio nella Tabella 4-1.

Evento	Descrizione
<Conflict detected>	$\ \vec{d}_{AB}\  < R \wedge \dot{r} < 0$
<In Safety bubble>	$r < R$
<Out Safety bubble>	$r > R$
<Conflict resolved>	$\dot{r} > 0$
<End recovery>	Recupero della traiettoria nominale

Tabella 4-1 – Descrizione degli eventi nell’automa di Figura 4-11

Dove  $R$  è il raggio della safety bubble.

#### 4.4.3 Strategia di controllo all’interno della safety bubble

Se il velivolo FLARE dovesse entrare all’interno della Safety bubble di raggio  $R$  (Figura 4-12), l’automa si porta nello stato “In Safety Bubble”, in questo stato vengono forniti dei nuovi riferimenti all’autopilota  $V_{TAS}^d, \chi^d, \gamma^d$ .

In tal caso gli algoritmi che puntano alla tangenza non possono funzionare e dunque è essenziale una strategia di avoidance alternativa, che permetta al velivolo FLARE di uscire dalla safety bubble quanto più rapidamente possibile.

In questo stato i riferimenti per l’autopilota sono così valutati:

$$V_{TAS}^d = V_{A,max}, \chi^d = \text{atan2}(r_Y, r_X), \gamma^d = -\text{atan2}(r_Z, \sqrt{r_X^2 + r_Y^2})$$

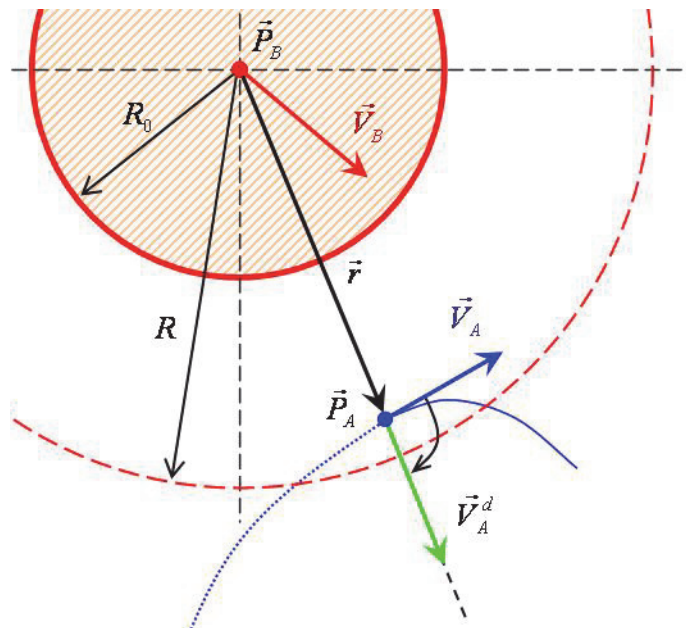


Figura 4-12 –  $\vec{V}_A^d$  generato nello stato *In Safety bubble*



## 5 PROGETTO DEL RAGGIO DELLA SAFETY BUBBLE E DEL RANGE D'INIZIO MANOVRA

In questo capitolo è descritto lo studio condotto al fine di stimare il range minimo a cui iniziare la manovra di Autonomous Collision Avoidance (ACA) e le dimensioni minime della Safety bubble che garantiscono, nonostante gli errori di misura del sistema di sensori di Obstacle Detection and Identification (ODID), che la manovra di ACA si svolga in modo corretto ed in completa sicurezza.

In statistica, la propagazione degli errori (o propagazione delle incertezze) descrive la relazione tra l'errore associato ad una variabile casuale e l'errore associato ad una funzione di tale variabile. In genere, le variabili misurate in un esperimento sono affette da incertezze, dovute per esempio alla precisione degli strumenti, che si propagano sui risultati. Ad una variabile  $x$  viene spesso associato un errore  $\Delta x$  (detto errore assoluto) che esprime il grado di incertezza nella conoscenza del valore di  $x$ ; si può scrivere che la variabile ha valore pari a  $x \pm \Delta x$ , ovvero compreso nell'intervallo  $[x - \Delta x, x + \Delta x]$ .

L'obiettivo del documento è calcolare come l'incertezza misurata sulle variabili  $r, \Theta, \Psi, \dot{r}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}$  si propaga su  $d_{AB} = f(r, \Theta, \Psi, \dot{r}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi})$ , variabile che l'algoritmo di Collision Avoidance regola al valore  $R$  (raggio della safety bubble).

Il calcolo dell'incertezza su  $d_{AB}$  si traduce in una stima dell'incremento del raggio  $R$ , al fine di compensare gli errori prodotti dai sensori di misura. Sulla scorta di queste considerazioni, ci si propone di studiare due requisiti

fondamentali per l'esperimento della Collision Avoidance in ambito TECVOL:

**REQ\_1:** Dimensione del raggio  $R$  della safety bubble;

**REQ\_2:** Il range  $r_0$  a cui iniziare la manovra di Collision Avoidance.

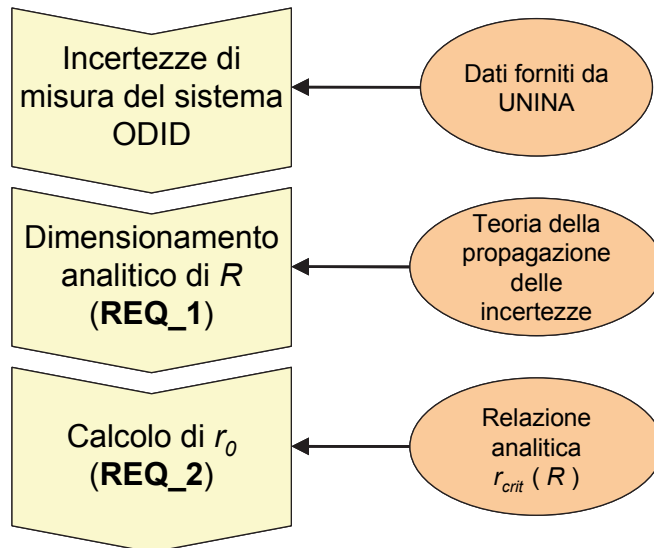


Figura 5-1 – Flusso logico

## 5.1 Calcolo analitico dell'incertezza

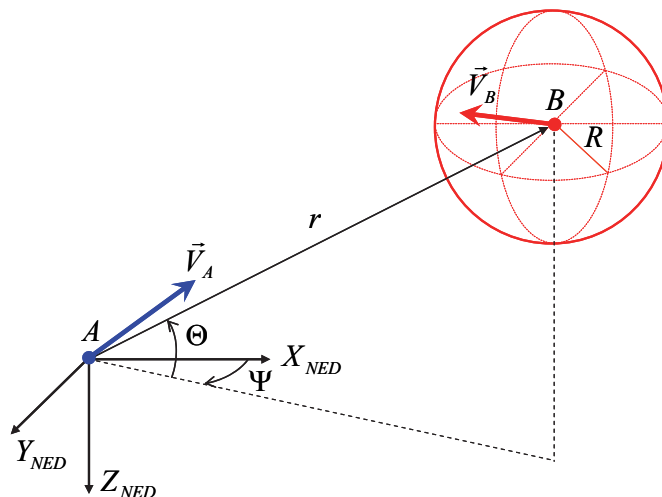


Figura 5-2 – Geometria di collisione tra un punto di massa A e una sfera B di raggio R

Nel sistema di riferimento di Figura 5-2, i vettori posizione e velocità del velivolo intruder possono essere espressi come segue:

$$\vec{P}_B : \begin{cases} x_B = r \cos \Theta \cos \Psi \\ y_B = r \cos \Theta \sin \Psi \\ z_B = -r \sin \Theta \end{cases} \quad (5-1)$$

$$\vec{V}_B : \begin{cases} \dot{x}_B = \dot{r} \cos \Theta \cos \Psi - r \dot{\Theta} \sin \Theta \cos \Psi - r \dot{\Psi} \cos \Theta \sin \Psi \\ \dot{y}_B = \dot{r} \cos \Theta \sin \Psi - r \dot{\Theta} \sin \Theta \sin \Psi + r \dot{\Psi} \cos \Theta \cos \Psi \\ \dot{z}_B = -\dot{r} \sin \Theta - r \dot{\Theta} \cos \Theta \end{cases}$$

La norma del vettore  $\vec{d}_{AB} = \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|^2} \vec{V}_{AB} - \vec{r}$  è invece data da:

$$\|\vec{d}_{AB}\| = \sqrt{r^2 - \frac{(\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB})^2}{\|\vec{V}_{AB}\|^2}} = \sqrt{r^2 - \frac{[\vec{P}_B \cdot \vec{V}_A - r\dot{r}]^2}{V_A^2 + V_B^2 - 2\vec{V}_A \cdot \vec{V}_B}} = \quad (5-2)$$

$$= \sqrt{r^2 - \frac{[\vec{P}_B(r, \Theta, \Psi) \cdot \vec{V}_A - r\dot{r}]^2}{V_A^2 + \dot{r}^2 + r^2 \dot{\Theta}^2 + r^2 \dot{\Psi}^2 \cos^2 \Theta - 2\vec{V}_A \cdot \vec{V}_B(r, \Theta, \Psi, \dot{r}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi})}} = f(r, \Theta, \Psi, \dot{r}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi})$$

essendo:

$$\vec{P}_B \cdot \vec{V}_B = r\dot{r} \quad (5-3)$$

$$V_B^2 = \dot{r}^2 + r^2 \dot{\Theta}^2 + r^2 \dot{\Psi}^2 \cos^2 \Theta.$$

Nel caso in esame le variabili incerte sono quelle misurate dal sistema di sensori ODID, ovvero  $r, \Theta, \Psi, \dot{r}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}$ . L'incertezza associata, supposta avente distribuzione gaussiana, in termini di media e deviazione standard, è riportata in Tabella 2-1 e Tabella 2-2. Quando i due velivoli si trovano ad una distanza relativa inferiore ai 6 km, entra in funzione la fase *firm radar tracking*, in cui lavora solo il radar; quando invece il range scende sotto i 3 km, si attiva la fase *firm radar/EO tracking*, in cui oltre al radar entrano in funzione anche i sensori elettroottici.

L'algoritmo di Collision Avoidance è basato sul principio di regolare  $d_{AB}$  al valore  $R$  (pari a  $R_0 = 500$  ft fissata dai requisiti). A causa delle incertezze sulle misure prodotte da ODID, l'algoritmo non calcola  $d_{AB}$  (valore vero), bensì  $\hat{d}_{AB} = d_{AB} \pm \Delta d_{AB}$ . E' quindi evidente che se si vuole che sia sempre

soddisfatto il requisito  $d_{AB} \geq R_0 = 500ft$ , occorrerà imporre  $\hat{d}_{AB} \geq R_0 + |\Delta d_{AB}|$ , ovvero il raggio della safety bubble dovrà essere incrementato della quantità  $|\Delta d_{AB}|$ .

Il metodo generale per ottenere la formula di propagazione delle incertezze coinvolge il differenziale totale di una funzione. Si ipotizzi che le variabili indipendenti della funzione  $d_{AB} = f(r, \Theta, \Psi, \dot{r}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi})$  siano incorrelate. Il differenziale totale è dato da:

$$df = \frac{\partial f}{\partial r} dr + \frac{\partial f}{\partial \Theta} d\Theta + \frac{\partial f}{\partial \Psi} d\Psi + \frac{\partial f}{\partial \dot{r}} d\dot{r} + \frac{\partial f}{\partial \dot{\Theta}} d\dot{\Theta} + \frac{\partial f}{\partial \dot{\Psi}} d\dot{\Psi} \quad (5-4)$$

Se gli errori sono piccoli, i differenziali si possono approssimare con i relativi incrementi, che identificano le incertezze delle corrispondenti variabili. In altri termini, per piccoli errori, l'incertezza della funzione  $f$  può essere stimata nel modo seguente:

$$\Delta f = \frac{\partial f}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial f}{\partial \Theta} \Delta \Theta + \frac{\partial f}{\partial \Psi} \Delta \Psi + \frac{\partial f}{\partial \dot{r}} \Delta \dot{r} + \frac{\partial f}{\partial \dot{\Theta}} \Delta \dot{\Theta} + \frac{\partial f}{\partial \dot{\Psi}} \Delta \dot{\Psi} \quad (5-5)$$

Dopo aver calcolato  $\Delta f$ , si può quindi affermare che il valore della funzione con la sua incertezza è pari a  $f \pm \Delta f$ .

Dalla (5-5) si possono ricavare media e varianza della variabile incerta  $\Delta f$  (anch'essa gaussiana perché combinazione lineare di variabili gaussiane), come segue:

$$\mu = E[\Delta f] = \frac{\partial f}{\partial r} E[\Delta r] + \frac{\partial f}{\partial \Theta} E[\Delta \Theta] + \frac{\partial f}{\partial \Psi} E[\Delta \Psi] + \frac{\partial f}{\partial \dot{r}} E[\Delta \dot{r}] + \frac{\partial f}{\partial \dot{\Theta}} E[\Delta \dot{\Theta}] + \frac{\partial f}{\partial \dot{\Psi}} E[\Delta \dot{\Psi}] \quad (5-6)$$

$$\sigma^2 = \text{var}[\Delta f] = \left(\frac{\partial f}{\partial r}\right)^2 \cdot \text{var}[\Delta r] + \left(\frac{\partial f}{\partial \Theta}\right)^2 \cdot \text{var}[\Delta \Theta] + \left(\frac{\partial f}{\partial \Psi}\right)^2 \cdot \text{var}[\Delta \Psi] + \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{r}}\right)^2 \cdot \text{var}[\Delta \dot{r}] + \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{\Theta}}\right)^2 \cdot \text{var}[\Delta \dot{\Theta}] + \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{\Psi}}\right)^2 \cdot \text{var}[\Delta \dot{\Psi}] \quad (5-7)$$

Il risultato ottenuto si spiega osservando che le incertezze sulle variabili indipendenti  $\bar{x}$  influiscono sulla variabile dipendente  $f(\bar{x})$  a seconda di come le variabili sono tra loro relazionate; sviluppando mediante un polinomio di Taylor la funzione  $f(\bar{x})$  fino al primo ordine (nell'ipotesi che tutti i termini di ordine superiore al primo siano trascurabili), le derivate del primo ordine descrivono bene l'andamento stesso della funzione.

Si procede ora al calcolo analitico delle derivate parziali espresse nella (5-5).  
Definito:

$$t_{AB} \equiv \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|^2} = \frac{\vec{P}_B(r, \Theta, \Psi) \cdot \vec{V}_A - r\dot{r}}{V_A^2 + \dot{r}^2 + r^2\dot{\Theta}^2 + r^2\dot{\Psi}^2 \cos^2 \Theta - 2\vec{V}_A \cdot \vec{V}_B(r, \Theta, \Psi, \dot{r}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi})}, \quad (5-8)$$

Le derivate parziali possono essere ottenute derivando la funzione  $f$  rispetto a ciascuna delle 6 variabili dipendenti. Attraverso semplici calcoli si giunge alla tabella che segue:

1.	$\frac{\partial f}{\partial r} = \frac{1}{f} \left[ r - t_{AB} \left( \vec{V}_A \cdot \frac{\partial \vec{P}_B}{\partial r} - \dot{r} \right) - t_{AB}^2 \left( r\dot{\Theta}^2 + r\dot{\Psi}^2 \cos^2 \Theta - \vec{V}_A \cdot \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial r} \right) \right]$ $\text{con } \frac{\partial \vec{P}_B}{\partial r} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi \\ \cos \Theta \sin \Psi \\ -\sin \Theta \end{bmatrix}, \quad \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial r} = \begin{bmatrix} -\dot{\Theta} \sin \Theta \cos \Psi - \dot{\Psi} \cos \Theta \sin \Psi \\ -\dot{\Theta} \sin \Theta \sin \Psi + \dot{\Psi} \cos \Theta \cos \Psi \\ -\dot{\Theta} \cos \Theta \end{bmatrix}.$
2.	$\frac{\partial f}{\partial \Theta} = -\frac{1}{f} \left[ t_{AB} \left( \vec{V}_A \cdot \frac{\partial \vec{P}_B}{\partial \Theta} \right) + t_{AB}^2 \left( \frac{r^2 \dot{\Psi}^2}{2} \sin 2\Theta + \vec{V}_A \cdot \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \Theta} \right) \right]$ $\text{con } \frac{\partial \vec{P}_B}{\partial \Theta} = \begin{bmatrix} -r \sin \Theta \cos \Psi \\ -r \sin \Theta \sin \Psi \\ -r \cos \Theta \end{bmatrix}, \quad \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \Theta} = \begin{bmatrix} -\dot{r} \sin \Theta \cos \Psi - r\dot{\Theta} \cos \Theta \cos \Psi + r\dot{\Psi} \sin \Theta \cos \Psi \\ -\dot{r} \sin \Theta \sin \Psi - r\dot{\Theta} \cos \Theta \sin \Psi - r\dot{\Psi} \sin \Theta \sin \Psi \\ -\dot{r} \cos \Theta + r\dot{\Theta} \sin \Theta \end{bmatrix}.$
3.	$\frac{\partial f}{\partial \Psi} = -\frac{1}{f} \left[ t_{AB} \left( \vec{V}_A \cdot \frac{\partial \vec{P}_B}{\partial \Psi} \right) + t_{AB}^2 \left( \vec{V}_A \cdot \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \Psi} \right) \right]$ $\text{con } \frac{\partial \vec{P}_B}{\partial \Psi} = \begin{bmatrix} -r \cos \Theta \sin \Psi \\ r \cos \Theta \cos \Psi \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \Psi} = \begin{bmatrix} -\dot{r} \cos \Theta \sin \Psi + r\dot{\Theta} \sin \Theta \sin \Psi - r\dot{\Psi} \cos \Theta \sin \Psi \\ \dot{r} \cos \Theta \cos \Psi - r\dot{\Theta} \sin \Theta \cos \Psi - r\dot{\Psi} \cos \Theta \cos \Psi \\ 0 \end{bmatrix}.$

4.	$\frac{\partial f}{\partial \dot{r}} = \frac{1}{f} \left[ r t_{AB} + t_{AB}^2 \left( \dot{r} - \vec{V}_A \cdot \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \dot{r}} \right) \right]$ $\text{con } \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \dot{r}} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi \\ \cos \Theta \sin \Psi \\ -\sin \Theta \end{bmatrix}$
5.	$\frac{\partial f}{\partial \dot{\Theta}} = \frac{t_{AB}^2}{f} \left( r^2 \dot{\Theta}^2 - \vec{V}_A \cdot \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \dot{\Theta}} \right)$ $\text{con } \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \dot{\Theta}} = \begin{bmatrix} -r \sin \Theta \cos \Psi \\ -r \sin \Theta \sin \Psi \\ -r \cos \Theta \end{bmatrix}$
6.	$\frac{\partial f}{\partial \dot{\Psi}} = \frac{t_{AB}^2}{f} \left( r^2 \dot{\Psi} \cos^2 \Theta - \vec{V}_A \cdot \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \dot{\Psi}} \right)$ $\text{con } \frac{\partial \vec{V}_B}{\partial \dot{\Psi}} = \begin{bmatrix} -r \cos \Theta \sin \Psi \\ r \cos \Theta \cos \Psi \\ 0 \end{bmatrix}$

Tabella 5-1 – Espressione analitica delle derivate parziali

La quantità  $t_{AB}$ , definita dalla (5-8), è presente nelle equazioni di Tabella 5-1 e rappresenta il tempo richiesto perché i due velivoli si trovino alla minima distanza, supposte costanti le rispettive velocità (in direzione e modulo). Ovvero,  $t_{AB}$  rappresenta il tempo per percorrere il tratto  $\overline{AD}$  di Figura 5-3, ed è legato al time-to-collision  $t_c$  dalla relazione (5-9).

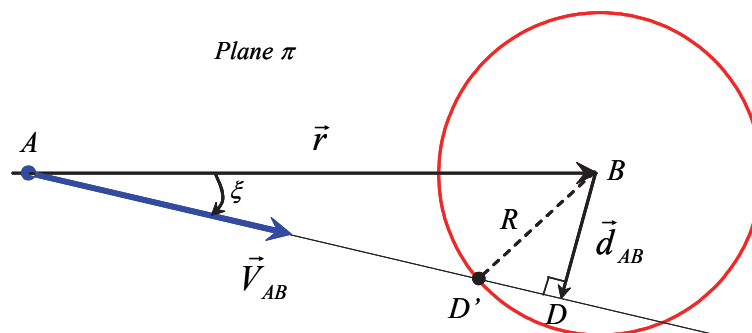


Figura 5-3 – Time-to-collision  $t_c$

$$t_C = \frac{\overline{AD} - \overline{D'D}}{\|\vec{V}_{AB}\|} = \frac{\|\vec{r}\| \cos \xi - \sqrt{R^2 - \|\vec{d}_{AB}\|^2}}{\|\vec{V}_{AB}\|} = \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{V}_{AB}\|^2} - \frac{\sqrt{R^2 - \|\vec{d}_{AB}\|^2}}{\|\vec{V}_{AB}\|} = t_{AB} - \frac{\sqrt{R^2 - \|\vec{d}_{AB}\|^2}}{\|\vec{V}_{AB}\|} \quad (5-9)$$

## 5.2 Definizione dello scenario di conflitto

Esistono scenari di conflitto per i quali il tempo  $t_{AB}$  è molto elevato: sono tutti quelli in cui i vettori  $\vec{V}_A$  e  $\vec{V}_B$  sono “quasi” paralleli (angoli  $\chi$  molto piccoli, Figura 5-4).

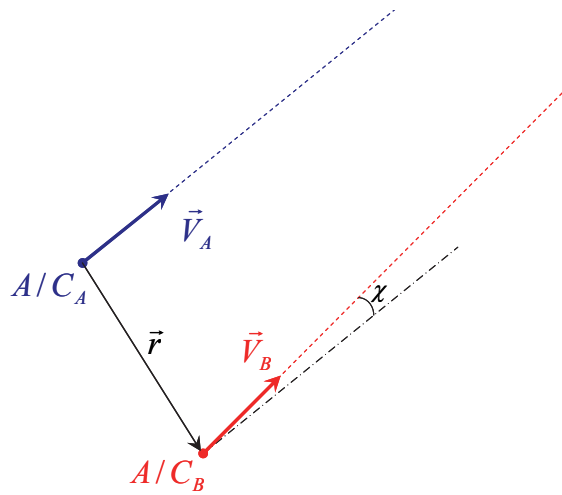
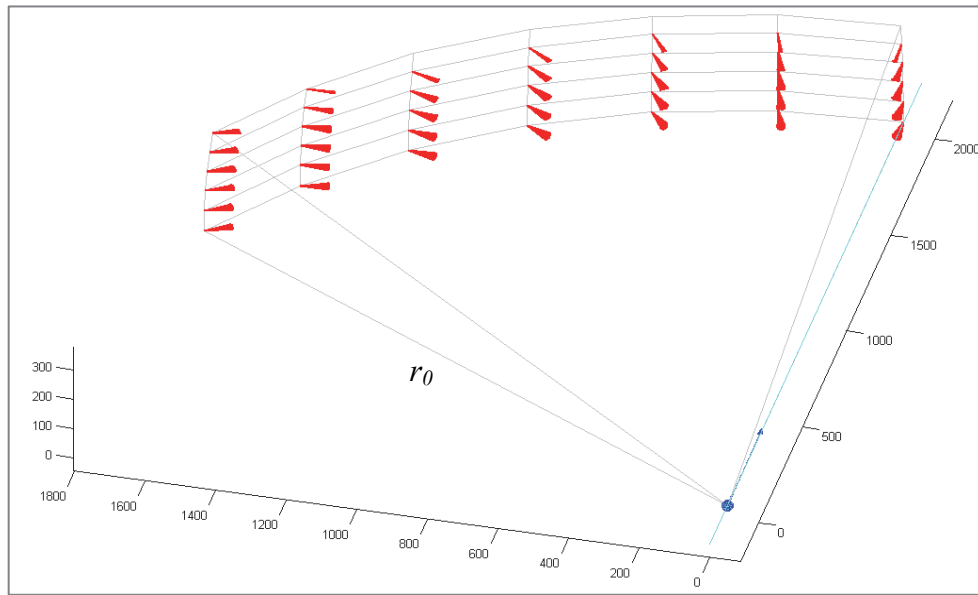


Figura 5-4 – Esempio di scenario con  $t_{AB}$  elevato (per  $\chi$  piccoli)

Per questi scenari le derivate parziali di Tabella 5-1 possono diventare molto elevate (dal momento che tutte crescono con il quadrato di  $t_{AB}$ ) determinando così un aumento complessivo dell'incertezza su  $d_{AB}$ .

Gli scenari considerati in questo capitolo sono di tipo “convergenti”. Per questioni di simmetria, l'analisi è stata limitata alla porzione di spazio definita da  $\Psi \in [0, 60^\circ]$  e  $\Theta \in [0, 10^\circ]$ . Nello specifico, è stato adottato lo scenario illustrato in Figura 5-5, dove i coni rossi rappresentano i possibili vettori velocità  $\vec{V}_B$  che garantiscono che l'intruder  $A/C_B$  entri in rotta di collisione con il velivolo  $A/C_A$ .



**Figura 5-5 – Definizione dello scenario di conflitto**

Il requisito REQ\_2 è stato già formulato in [22], sulla base di considerazioni legate esclusivamente alle prestazioni del velivolo (Figura 5-6). Definito  $r_{crit}$  come il range minimo al di sotto del quale la manovra di Collision Avoidance non è più fisicamente realizzabile, per  $V_A = V_B = 40$  m/s,  $R = 500$  ft,  $\phi_M = 10$  deg (l'angolo di roll non è eccessivo in quanto si richiedono manovre poco aggressive al fine di ridurre lo scostamento dalla traiettoria nominale), si ricava  $R_h = 931$  m,  $\chi = 30.8$  deg,  $\tau_a = 12.4$  s e  $r_{crit} \cong 1$  km. Assumendo di raddoppiare  $r_{crit}$ , per ragioni di sicurezza e per portare in conto l'ulteriore limitazione dinamica del velivolo legata al roll-rate  $\dot{\phi}_M$  finito, in [22] la distanza a cui iniziare la manovra di avoidance risultava pari a  $r_0 = 2r_{crit} = 2$  km.



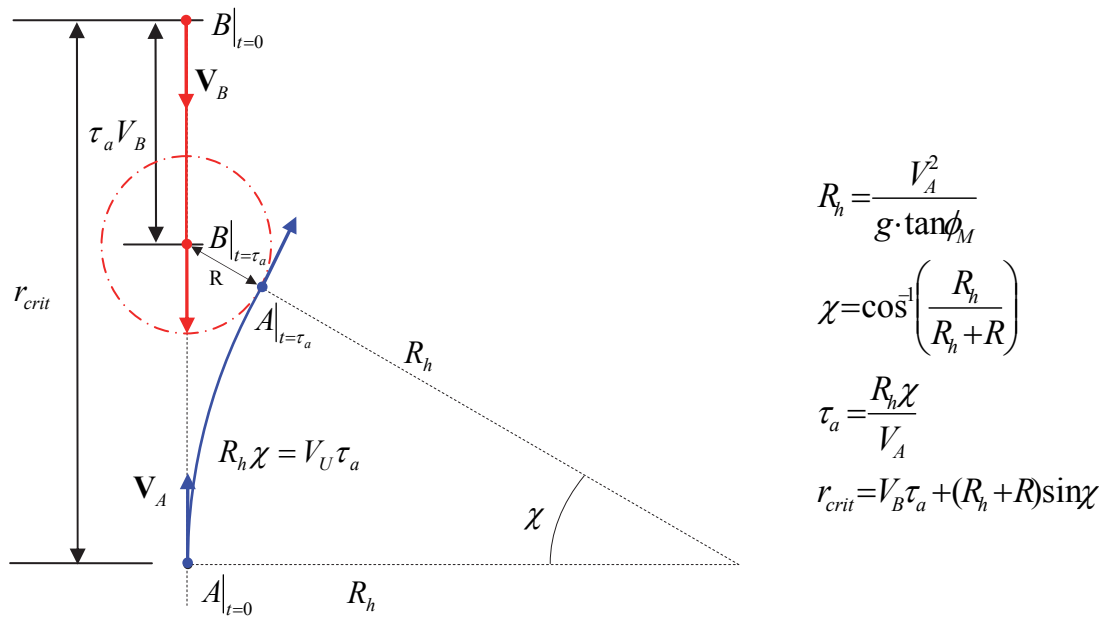


Figura 5-6 – Calcolo della distanza minima  $r_{crit}$  per iniziare la manovra di avoidance

Poiché il raggio della safety bubble influenza il calcolo di  $r_{crit}$  (come appare evidente dalla Figura 5-6), e quindi il calcolo di  $r_0$ , in Figura 5-7 si riporta un grafico dell'andamento di  $r_{crit}$  al variare del raggio  $R$  della safety bubble, nelle condizioni operative specificate prima ( $V_A = V_B = 40$  m/s,  $\phi_M = 10$  deg). Il diagramma di Figura 5-7 permette di definire una “regione proibita” (area tratteggiata), costituita dai punti del piano  $(r, R)$  tali che  $r < r_{crit}$ . E' chiaro che la coppia  $(R, r_0)$  dovrà trovarsi all'esterno della regione proibita. In questo capitolo si dimostrerà che il requisito  $r_0 = 2$  km può andare ancora bene anche portando in conto la maggiorazione della safety bubble dovuta alle incertezze.

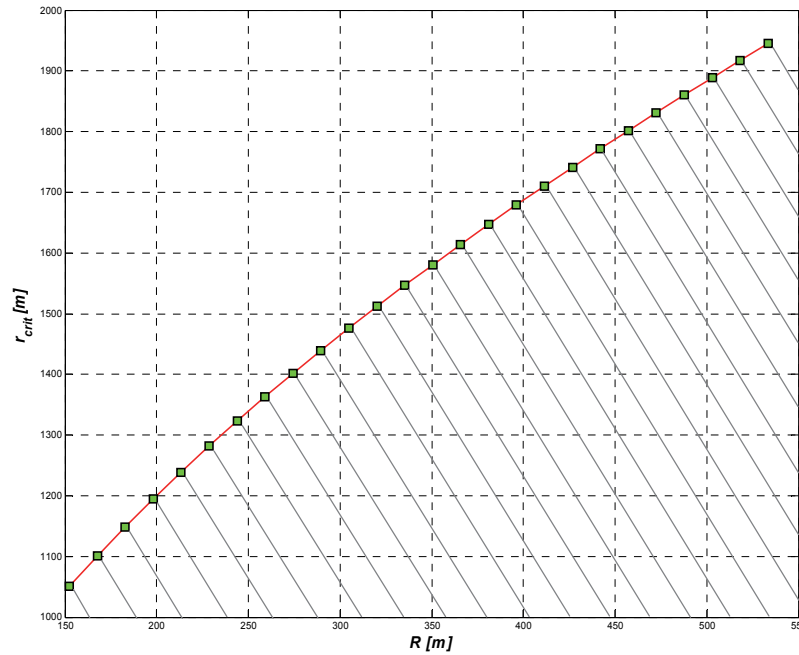


Figura 5-7 – Range critico  $r_{crit}$  al variare di  $R$  e regione proibita ( $V_A = V_B = 40$  m/s,  $\phi_M = 10$  deg)

### 5.3 Analisi numeriche

Il range di variazione della True Air Speed<sup>2</sup> del laboratorio volante è compresa nell'intervallo [29, 39] m/s. Si consideri il valor medio  $V_A = 34$  m/s; si assuma inoltre  $V_A = V_B$  ed un range iniziale di 2 km. Per ciascuno degli oltre 3000 scenari rappresentati in Figura 5-5, è stato calcolato:

- Il valor medio  $\mu$  dell'incertezza su  $d_{AB}$ , utilizzando la relazione (5-6);
- La deviazione standard  $\sigma$  dell'incertezza su  $d_{AB}$ , utilizzando la relazione (5-7);
- L'incertezza propagata su  $d_{AB}$ , espressa come  $\Delta d_{AB} = \mu + 3\sigma$  (Figura 5-8).

Si noti che questo garantisce che  $\Pr(\mu - 3\sigma < \Delta d_{AB} < \mu + 3\sigma) = 0.997$ .

<sup>2</sup> In questo capitolo la True Air Speed e la velocità inerziale dei due velivoli sono da considerarsi coincidenti, in quanto si fa l'ipotesi di assenza di vento.

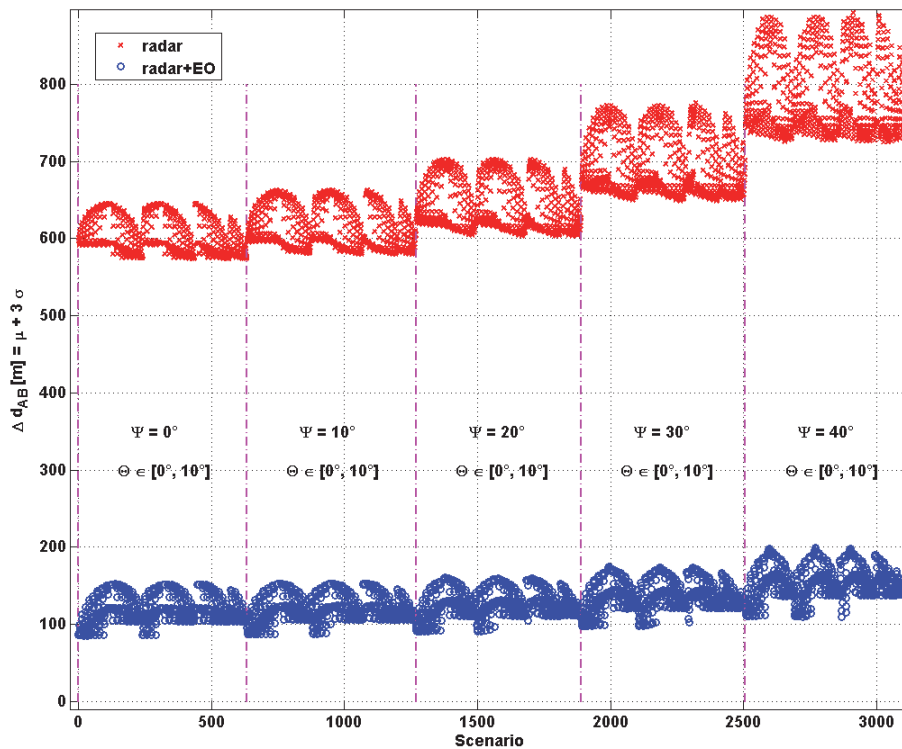


Figura 5-8 – Incertezza propagata su  $d_{AB}$  (range = 2000 m,  $V_A = V_B = 34$  m/s)

Figura 5-8 mostra che l'incertezza  $\Delta d_{AB}$  ha un andamento poco variabile con  $\Theta$  (nell'intervallo  $[0^\circ, 10^\circ]$ ) rispetto alle variazioni riscontrate con la variabile  $\Psi$ . L'incertezza cresce al crescere di  $\Psi$ , sia in termini di valor medio che di dispersione. Tra i requisiti sperimentali delle prove volo è previsto che  $\Psi \leq 20^\circ$ . Per essere conservativi, nelle analisi che seguono si assumerà  $\Psi = 30^\circ$ . Poiché non è stata riscontrata una significativa dipendenza da  $\Theta$ , si assumerà inoltre  $\Theta = 0^\circ$ .

### 5.3.1 Sensitività dell'incertezza rispetto alle velocità in gioco

Nelle ipotesi  $\Psi = 30^\circ$  e  $\Theta = 0^\circ$ , in questo paragrafo si analizza in dettaglio la sensitività dell'incertezza rispetto alle velocità dei due velivoli, anche nell'ipotesi in cui esse non siano uguali (ipotesi che è stata sempre fatta finora). Si considerino tre scenario diversi per  $V_A = 29, 34, 39$  m/s, con  $V_B$

che viene fatta variare (in modulo) tra 25 m/s e 55 m/s (range di variazione consentito per un intruder Tecnam-P92 non equipaggiato).

La Tabella 5-2 è stata costruita prendendo i valori massimi per le diverse combinazioni di velocità dei due velivoli (analisi conservativa). Si perviene così al grafico di Figura 5-9 da cui emergono i seguenti risultati:

- A. Non c'è una grande sensitività rispetto a  $V_A$  nel range considerato [29, 39] m/s;
- B. L'incertezza massima dipende significativamente da  $V_B$ : per esempio a 2 km di distanza, con  $V_A = 34$  m/s, se  $V_B = 34$  m/s l'incertezza è pari a 175 m, mentre se  $V_B = 55$  m/s l'incertezza scende a 127 m.

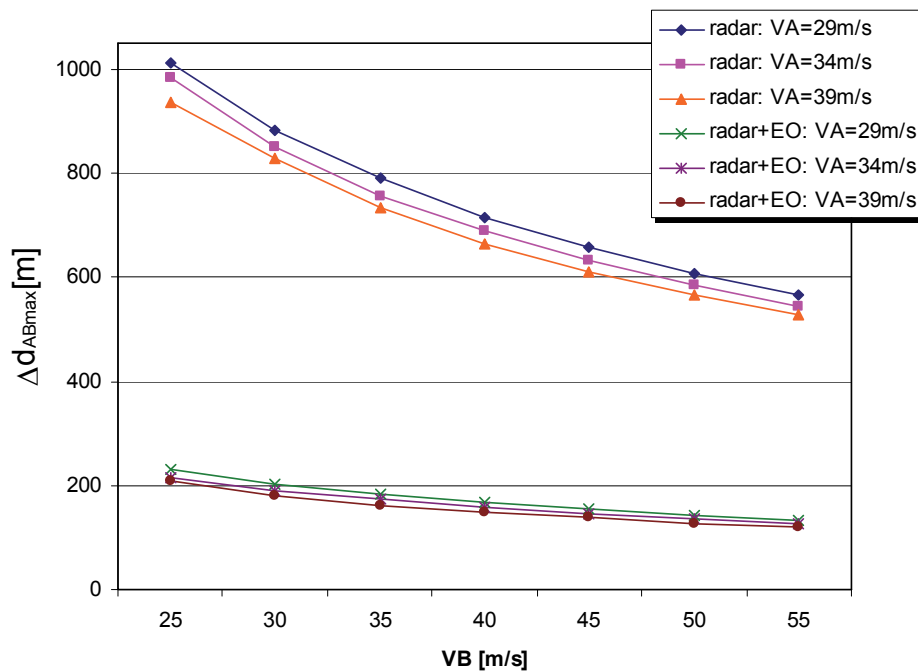


Figura 5-9 – Grafico dei valori massimi dell'incertezza propagata su  $d_{AB}$  (range = 2000 m,  $\Psi = 30^\circ$ ,  $\Theta = 0^\circ$ )

$\Delta d_{ABmax} [m]$		Firm radar tracking			Firm radar/EO tracking		
		$V_A [m/s]$			$V_A [m/s]$		
		29	34	39	29	34	39
$V_B [m/s]$	25	1010,5	983,2	937,1	229,3	215,7	207,2
	30	881,4	850,2	827,1	202,6	190,7	180,7
	35	789,1	756,3	733,4	183,1	172,4	162,5
	40	715,8	688,2	663,0	167,4	157,6	149,2
	45	656,7	631,0	609,2	154,0	145,5	137,6
	50	608,1	583,8	565,1	142,9	135,0	128,0
	55	565,9	545,0	526,6	133,6	126,7	120,1

Tabella 5-2 – Valori massimi dell'incertezza propagata su  $d_{AB}$  (range = 2000 m,  $\Psi = 30^\circ$ ,  $\Theta = 0^\circ$ )

### 5.3.2 Sensitività dell'incertezza rispetto al range

Nelle ipotesi  $\Psi = 30^\circ$  e  $\Theta = 0^\circ$ , in questo paragrafo si valuta la dipendenza dell'incertezza  $\Delta d_{AB}$  da  $r$ . Per fare ciò, si genera un nuovo scenario di conflitto, in cui al variare di  $r$  tra 500 e 6000 m (con uno step di 500 m), si determinano i vettori velocità  $\vec{V}_B$  che garantiscono che l'intruder A/C<sub>B</sub> entri in rotta di collisione con il velivolo A/C<sub>A</sub>. Si ricorda che il range di visibilità del radar è 6 km, mentre quello dei sensori EO è 3 km. In questo scenario, è stata calcolata l'incertezza per tre valori di velocità:

- $V_A = V_B = 29$  m/s;
- $V_A = V_B = 34$  m/;
- $V_A = V_B = 39$  m/s.

I risultati che si ottengono possono essere sintetizzati pervenendo così alla Tabella 5-3 e al grafico di Figura 5-10, da cui emergono i seguenti risultati:

A. *L'incertezza massima e, di conseguenza, il raggio  $R$  della safety bubble, crescono al crescere della distanza tra i due velivoli:*

A 3 km (range di ingaggio degli EO) per  $V_A = V_B = 34$  m/s, con il solo radar occorrerebbe considerare una safety bubble di raggio  $R \cong$

6000 ft, mentre con l'aggiunta degli EO la safety bubble dovrebbe avere un raggio  $R \cong 2000$  ft. A 2 km questi valori si riducono sensibilmente;

B. *Quando lavora solo il radar, le incertezze sono notevolmente maggiori rispetto al caso in cui sono ingaggiati anche gli EO:*

Ad esempio, con un range di 2 km, per  $V_A = V_B = 34$  m/s, con il solo radar occorrerebbe considerare una safety bubble di raggio  $R \cong 3033$  ft, mentre con l'aggiunta degli EO basterebbe una safety bubble di raggio  $R \cong 1074$  ft;

C. *Anche in questo caso si osserva una dipendenza dalle velocità in gioco: in particolare, al crescere delle velocità si riducono le incertezze;*

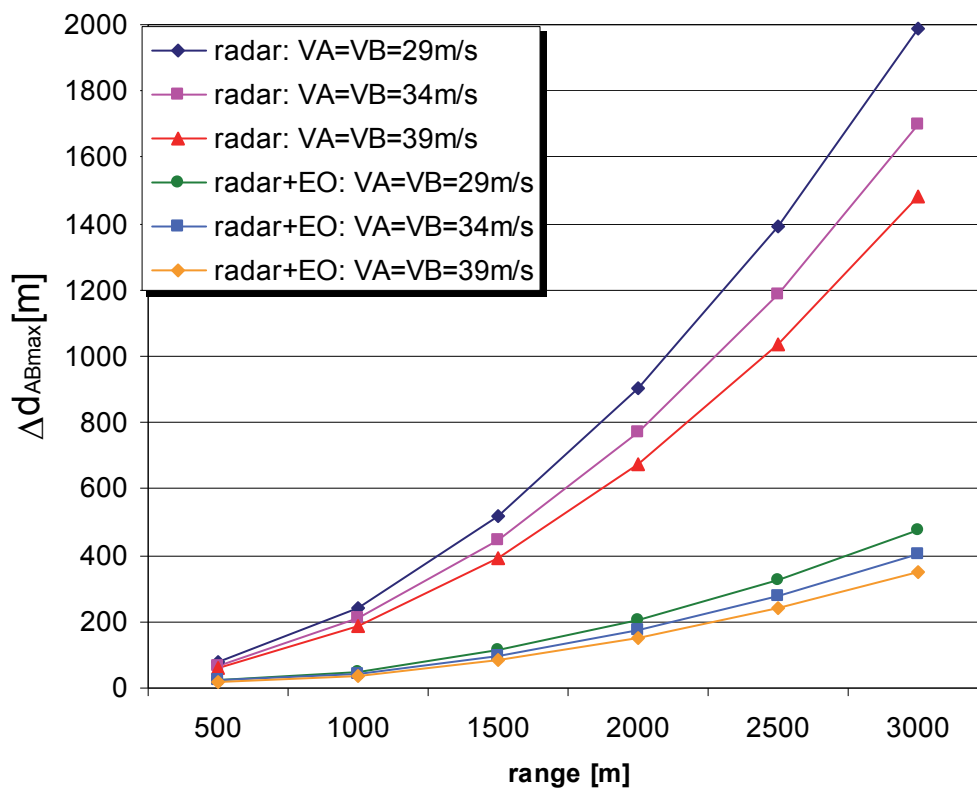


Figura 5-10 – Grafico dei valori massimi dell'incertezza propagata su  $d_{AB}$  nel range di visibilità dei sensori EO ( $\Psi = 30^\circ$ ,  $\Theta = 0^\circ$ )

$\Delta d_{ABmax} [m]$		Firm radar tracking			Firm radar/EO tracking		
		$V_A = V_B [m/s]$			$V_A = V_B [m/s]$		
		29	34	39	29	34	39
range [m]	500	77,6	68,5	61,9	22,3	21,2	20,5
	1000	243,6	209,5	184,3	49,0	43,1	38,7
	1500	519,4	445,2	390,0	114,4	96,3	82,8
	2000	902,1	772,0	675,4	207,1	175,0	151,1
	2500	1389,2	1187,9	1038,3	327,2	277,1	239,7
	3000	1985,2	1696,7	1482,3	474,7	402,4	348,6

Tabella 5-3 – Valori massimi dell'incertezza propagata su  $d_{AB}$  nel range di visibilità dei sensori EO ( $\Psi = 30^\circ$ ,  $\Theta = 0^\circ$ )

Al fine di derivare i due requisiti fondamentali per l'esperimento della Collision Avoidance, dimensione del raggio  $R$  della safety bubble (REQ\_1) e range  $r_0$  a cui iniziare la manovra di Collision Avoidance (REQ\_2), si considerino la Tabella 5-4 e la Figura 5-11. Si possono fare le seguenti considerazioni:

- D. *Il radar non può essere mai utilizzato da solo, perché le curve di incertezza ad esso associate cadono sempre nella regione proibita, anche per range molto elevati.*
- E.  *$r_0 = 2$  km sembra essere un buon valore di range a cui iniziare la manovra di Collision Avoidance:*

Il punto di lavoro (cerchio rosso in Figura 5-11) è abbastanza lontano dal bordo della regione proibita e la safety bubble corrispondente ha dimensioni contenute ( $303.5 \div 359.5$  m) REQ\_1;

$R_0 + \Delta d_{ABmax} [m]$		Firm radar tracking			Firm radar/EO tracking			Confine regione proibita
		VA = VB [m/s]			VA = VB [m/s]			VA = VB [m/s]
		29	34	39	29	34	39	40
range [m]	500	230,0	220,9	214,3	174,7	173,6	172,9	34,0
	1000	396,0	361,9	336,7	201,4	195,5	191,1	138,0
	1500	671,8	597,6	542,4	266,8	248,7	235,2	315,0
	2000	1054,5	924,4	827,8	359,5	327,4	303,5	564,0
	2500	1541,6	1340,3	1190,7	479,6	429,5	392,1	876,0
	3000	2137,6	1849,1	1634,7	627,1	554,8	501,0	1238,0

Tabella 5-4 – Valori del raggio R della safety bubble che ingloba l'incertezza propagata su  $d_{AB}$  nel range di visibilità dei sensori EO (per  $\Psi = 30^\circ$ ,  $\Theta = 0^\circ$ )

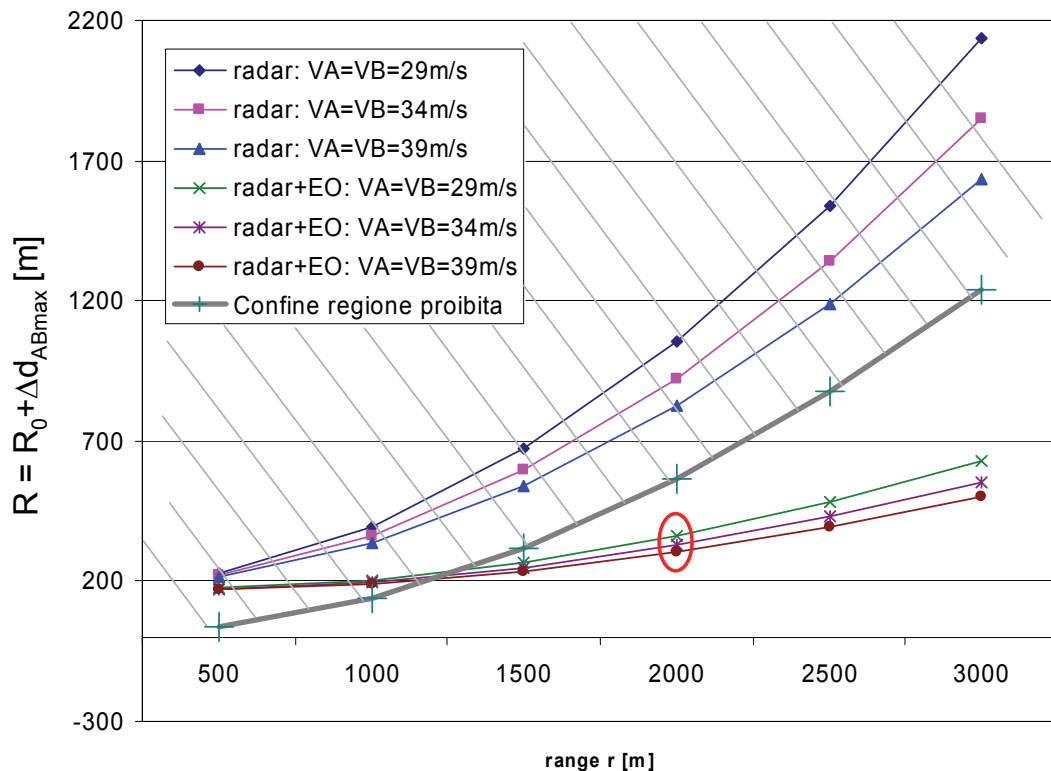


Figura 5-11 – Nuovo raggio R della safety bubble che ingloba l'incertezza propagata su  $d_{AB}$  nel range di visibilità dei sensori EO (per  $\Psi = 30^\circ$ ,  $\Theta = 0^\circ$ ) e “regione proibita” (tratteggiata)

La conclusione D va correttamente interpretata: la regione proibita di Figura 5-7 si riferisce all'ipotesi conservativa che il velivolo A/C<sub>A</sub> lavori con un angolo di roll di  $10^\circ$ . In realtà, il laboratorio volante può operare ad angoli di roll ben più grandi. In Figura 5-12 si riporta lo stesso grafico (alla velocità media  $V_A = V_B = 34$  m/s) in cui si fa variare l'angolo di roll  $\phi_M$ . Come si può



osservare, la regione proibita tende a ridursi al crescere di  $\phi_M$ . Questo significa che, sebbene il radar, da solo, potrebbe essere utilizzato come sensore per la Collision Avoidance, le manovre conseguenti potrebbero comportare grosse deviazioni del velivolo dalla traiettoria nominale, essendo elevati sia il raggio della safety bubble sia l'angolo di roll.

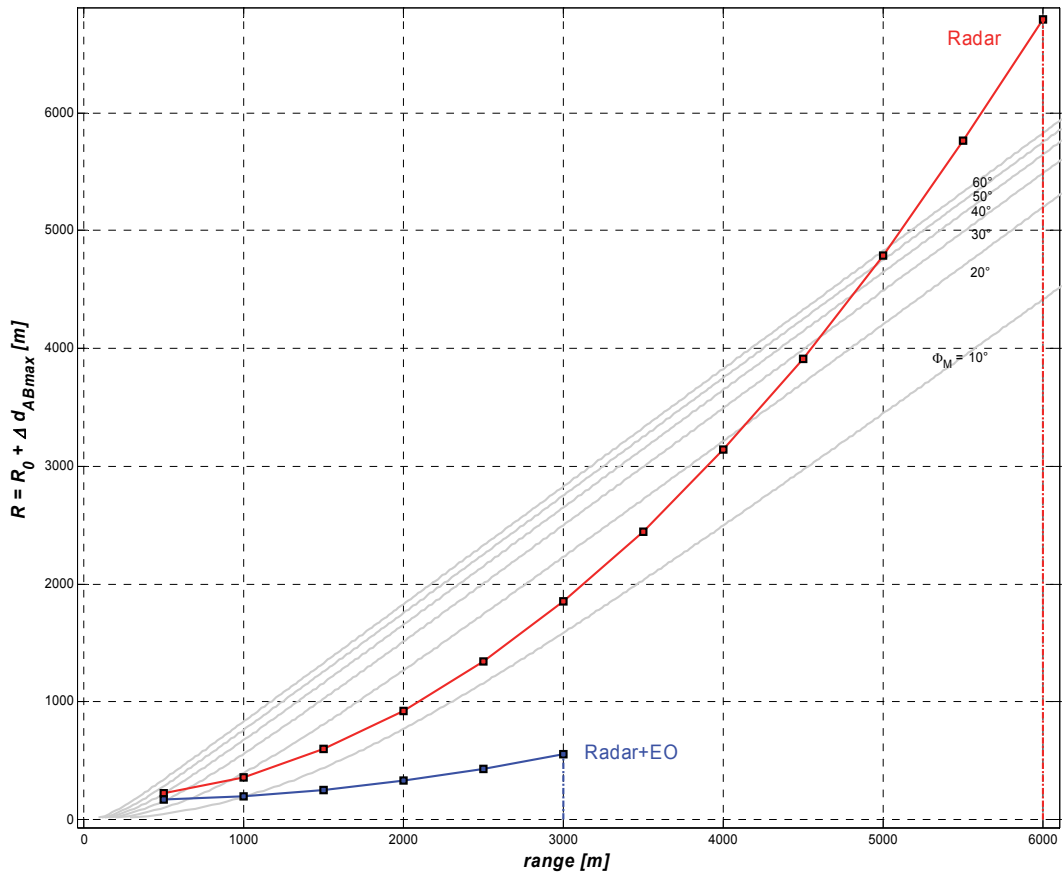


Figura 5-12 – Nuovo raggio della safety bubble che ingloba l'incertezza propagata su  $d_{AB}$  nel range di visibilità del radar (per  $V_A = V_B = 34$  m/s,  $\Psi = 30^\circ$ ,  $\Theta = 0^\circ$ ) e “regione proibita” (al variare del massimo angolo di roll  $\phi_M$ )

In conclusione si può fare la seguente considerazione:

F. Negli scenari di conflitto, accettando di lavorare con angoli  $\phi_M \geq 20^\circ$ , è possibile adottare il solo radar come sensore.

Di seguito si riportano i risultati relativamente ai due requisiti che si intendeva ricavare ad inizio capitolo:

**REQ\_1:** Si può utilizzare una SB di raggio pari al doppio di  $R_0$ , quindi  $R = 2R_0 = 1000ft = 304.8 m$ ;

**REQ\_2:**  $r_0 = 2 km$  sembra essere un buon valore di range a cui iniziare la manovra di CA.

## 6 IMPLEMENTAZIONE, TEST OFF-LINE E REAL-TIME

Il software è stato interamente progettato e realizzato nell'ambiente di sviluppo *Matlab/Simulink*. Il software in tale ambiente è descritto attraverso l'interconnessione di blocchi atomici, la scrittura in formato "block diagram" permette allo sviluppatore di scrivere il proprio algoritmo in forma grafica, sollevandolo dal problema della scrittura di codice, per esempio utilizzando il linguaggio C o C++, e di conseguenza dalla possibilità di introdurre errori nella traduzione in codice del proprio algoritmo.

Tale ambiente permette comunque di introdurre del codice C scritto dall'utente (S-function), utilizzando dei particolari blocchi, mantenendo in ogni caso la logica di sviluppo attraverso l'interconnessione di blocchi. Eventuali file di configurazione, scritti nel linguaggio Matlab (m-file), possono completare la definizione del singolo blocco SW. Esiste inoltre la possibilità di raggruppare i blocchi, così da conferire al software una migliore leggibilità organizzandolo in una struttura gerarchica.

L'ambiente di sviluppo fornisce i seguenti vantaggi:

- verifica di consistenza automatica;
- facile implementazione delle modifiche;
- uso di blocchi preconfigurati per la costruzione dei moduli di base.

Un vantaggio di questa filosofia di sviluppo è il facile riutilizzo del codice, in quanto una funzione sviluppata per un certo programma può facilmente essere riutilizzata in un altro programma, inoltre, è possibile cambiare il comportamento o la stessa struttura interna della funzione senza cambiare l'architettura del programma principale.

A valle di una prima messa a punto in ambito numerico del software sviluppato, sfruttando le potenzialità messe a disposizione dall'ambiente di *Rapid Prototyping* di *MATLAB/Simulink*, lo schema *Simulink* opportunamente configurato può essere automaticamente tradotto in un codice in tempo reale ed eseguito in un sistema HW prototipale. Il codice generato dall'ambiente di *Rapid Prototyping*, pur non possedendo le caratteristiche di efficienza, ottimizzazione dell'esecuzione e tracciabilità di implementazione e testing, che sarebbero richieste ad una fase implementativa di un software ingegnerizzato, è rappresentativo di tutte le funzionalità richieste all'algoritmo che si è implementato.

Tale filosofia consente di iterare facilmente il ciclo di sviluppo del software, garantendo elevata produttività soprattutto nell'ambito di progetti di ricerca come quello in questione, che possono richiedere aggiornamenti frequenti del software.

La descrizione del software illustrata nel seguito risulta dunque strettamente dipendente dalla metodologia di sviluppo impiegata. La presentazione dei vari blocchi si snoda attraverso vari livelli gerarchici caratterizzati da un livello di dettaglio crescente.

## 6.1 Architettura funzionale dei moduli ACA-GNC

I moduli di *Autonomous Collision Avoidance* posti all'interni del *GNC* sono tre:

1. *ACA Conditioning*;
2. *ACA on/off Logic*;
3. *Collision Avoidance Module*.

La loro progettazione è, ovviamente, fortemente intercorrelata, tuttavia verrà descritta separatamente per ogni modulo, in modo da risultare quanto più chiara e dettagliata possibile.

Figura 6-1 mostra come i diversi moduli SW per la funzionalità di Autonomous Collision Avoidance si interfacciano tra di loro.

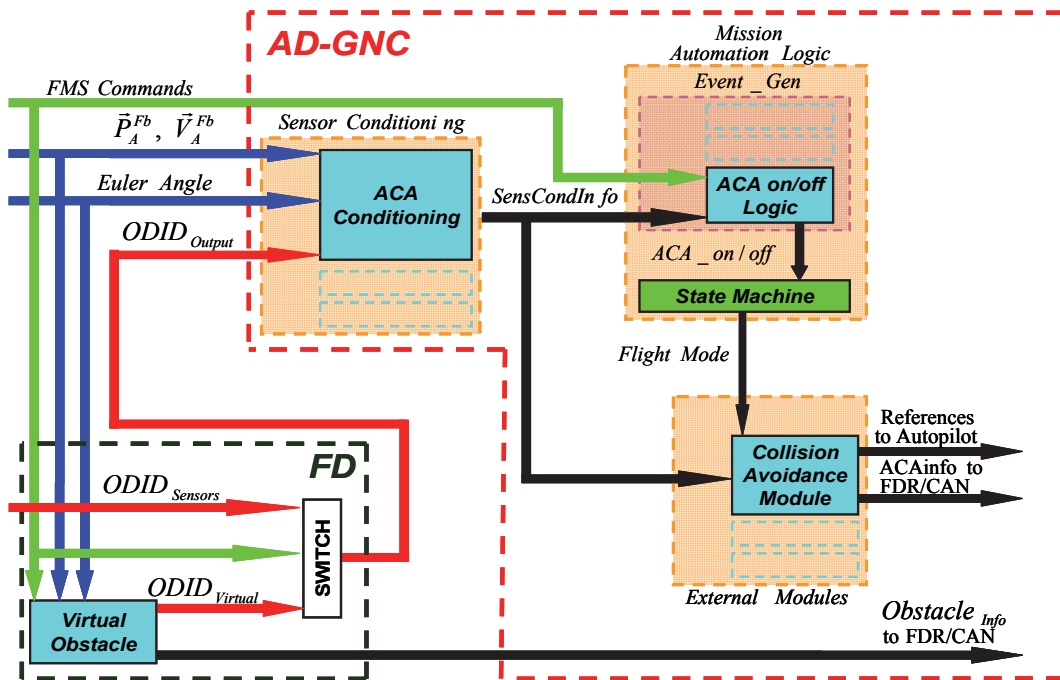


Figura 6-1 – Architettura Funzionale dei moduli di Autonomous Collision Avoidance

## 6.2 Modulo “ACA conditioning”

In Figura 6-2 è mostrata l’architettura funzionale del modulo *ACA conditioning*, posto all’interno del modulo *GNC\Sensor\_Conditioning*. Tale modulo acquisisce in ingresso posizione, velocità, angoli di Eulero del velivolo FLARE e le uscite del sistema di sensori ODID, generando in uscita alcune informazioni sul velivolo intruder (posizione, velocità, distanza, ecc...). Sfruttando le misure di ODID, se disponibili, o facendone una stima sfruttando una tecnica di propagazione lineare della traiettoria.

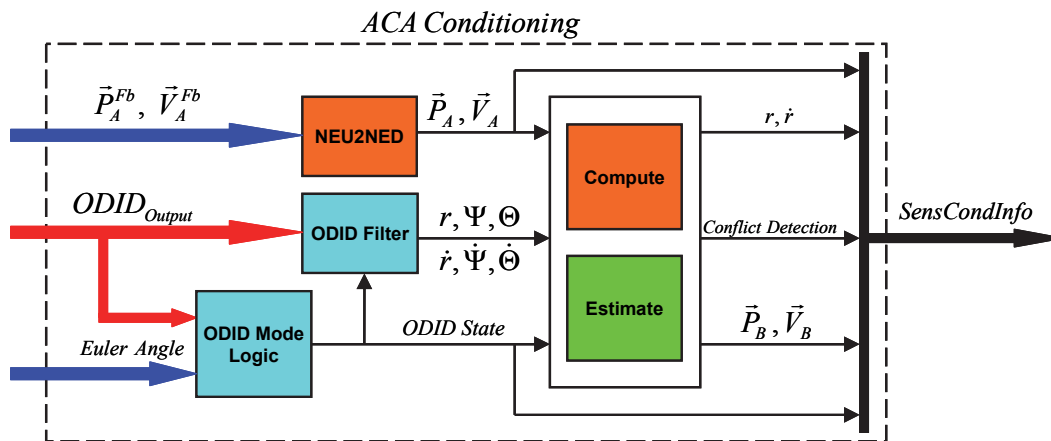


Figura 6-2 – Architettura Funzionale del modulo ACA Conditioning

### • ODID Mode Logic

All'interno del blocco *ODID Mode Logic* (Figura 6-2) vengono ricostruite, a partire dalle misure grezze del sensore ODID ( $r, \Psi, \Theta, \dot{r}, \dot{\Psi}, \dot{\Theta}$ ) e dall'assetto di FLARE ( $\varphi, \vartheta, \psi$ ) le misure di range  $r^{Body}$  e azimuth  $\Psi^{Body}$  nel sistema di riferimento assi corpo. Questi due segnali  $r^{Body}$  e  $\Psi^{Body}$  insieme con i segnali *ODID\_Mode*, *Nintr*, *ODID\_Diag*, *ODID\_link\_Alarm* provenienti dal sensore ODID, costituiscono gli ingressi per l'automa a stati finiti descritto di Figura 6-3 i cui eventi sono riportati in Tabella 6-3 e che produce in uscita il segnale *ODID\_State*. Al fine di evitare, a causa degli errori su  $r^{Body}$  e  $\Psi^{Body}$ , un fenomeno di chattering tra gli stati "Radar is Ok!" e "Radar isn't Ok!", è stata posta un'isteresi sugli eventi che definiscono le transizioni <Radar is accurate> e <Radar isn't accurate >, in particolare di  $\pm 2.5^\circ$  su  $\Psi^{Body}$  e di  $\pm 25m$  su  $r^{Body}$ .

ODID DIAG	
Valore:	Significato:
0	Il sistema di sensori ODID funziona in modo corretto
1	Malfunzionamento dei sensori EO
2	Malfunzionamento del sensore RADAR
3	Malfunzionamento del sistema di sensori ODID

Nintr	
Valore:	Significato:
0	Il sistema di sensori ODID non rilevano nessun intruder
1	Il sistema di sensori ODID rilevano un intruder

ODID link Alarm	
Valore:	Significato:
0	Il data-link tra i computer di ODID e GNC funziona
1	Il data-link tra i computer di ODID e GNC non funziona

ODID Mode	
Valore:	Significato:
0	Il sistema di sensori ODID utilizza il solo sensore Radar
1	Il sistema di sensori ODID utilizza i sensori Radar+EO

Tabella 6-1 – Segnali provenienti dal sistema di sensori ODID

ODID State	
Valore:	Significato:
0	Malfunzionamento del sistema di sensori ODID
1	Il sistema di sensori ODID funziona in modo corretto e non ci sono intruder nel FOR/FOV
2	Il sistema ODID funziona in modo corretto e l'intruder è rilevato dal solo Radar, con $r > R_{\{DATI\}RADAR\ ACCURATI\}$
3	Il sistema ODID funziona in modo corretto e l'intruder è rilevato dal solo Radar, con $r \leq R_{\{DATI\}RADAR\ ACCURATI\}$
4	Il sistema di sensori ODID funziona in modo corretto e l'intruder è rilevato dai sensori Radar+EO

Tabella 6-2 – Segnale generato dalla Sensor Conditioning Logic

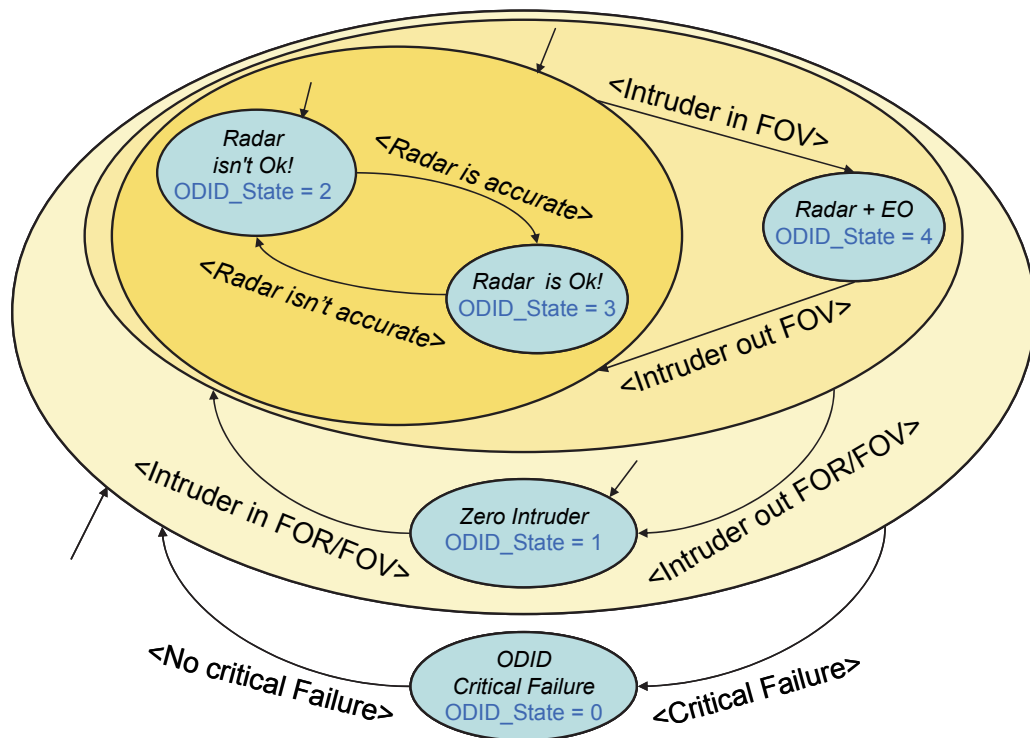


Figura 6-3 – Automa a stati finiti che genera ODID\_State

Evento	Descrizione
<Critical Failure>	$ODID\_Diag \geq 2 \vee ODID\_link\_Alarm = 1$
< No Critical Failure >	$ODID\_Diag < 2 \wedge ODID\_link\_Alarm = 0$
<Intruder out FOR/FOV>	$N_{intr} = 0$
< Intruder in FOR/FOV >	$N_{intr} = 1$
<Intruder out FOV>	$ODID\_Diag = 1 \vee ODID\_Mode = 0$
<Intruder in FOV>	$ODID\_Diag = 0 \wedge ODID\_Mode = 1$
<Radar isn't accurate>	$\Psi^{Body} > 57.5^\circ \pm 2.5^\circ \vee R^{Body} > 1975m \pm 25m$
<Radar is accurate>	$\Psi^{Body} < 57.5^\circ \pm 2.5^\circ \wedge R^{Body} < 1975m \pm 25m$

Tabella 6-3 – Descrizione degli eventi nell'automa di Figura 6-3

All'interno del blocco *Compute or Estimate* (Figura 6-2) vengono calcolate  $\vec{P}_B$  e  $\vec{V}_B$  nel sistema di riferimento NED,  $r$ ,  $i$  e la variabile



*ConflictDetection*, dalle misure del sensore se  $ODID\_State \geq 3$  o utilizzando un propagatore lineare di traiettoria (cioè si fa l'ipotesi che l'ostacolo mantenga direzione e modulo della velocità costanti), che sfrutta le ultime informazioni disponibili di  $\vec{P}_B$  e  $\vec{V}_B$  misurate, supponendo  $\vec{V}_B^{Estim} = \vec{V}_B = const$  ed integrando questa velocità nel tempo per ottenere  $\vec{P}_B^{Estim}$ .

- **NEU2NED**

Questo modulo trasforma posizione  $\vec{P}_A^{NEU}$  e velocità  $\vec{V}_A^{NEU}$  dal sistema di riferimento NEU al sistema di riferimento NED, restituendo in uscita  $\vec{P}_A$  e  $\vec{V}_A$ .

- **Odid\_Filter**

Questo modulo è posto al fine di ridurre gli errori dei segnali provenienti da ODID, in particolare il rumore, è possibile filtrare i segnali  $r, \Psi, \Theta, \dot{r}, \dot{\Psi}, \dot{\Theta}$  con un filtro passa-bassa del primo ordine. Questi filtri sono resettati sulla base del valore del segnale *ODID\_State*.

- **Compute or Estimate**

All'interno del blocco *Compute or Estimate* vengono calcolate  $\vec{P}_B$  e  $\vec{V}_B$  nel sistema di riferimento NED,  $r, \dot{r}$  e la variabile *ConflictDetection*, dalle misure del sensore se  $ODID\_State \geq 3$  o utilizzando un propagatore lineare di traiettoria (cioè si fa l'ipotesi che l'ostacolo mantenga costante il vettore velocità), che sfrutta le ultime informazioni disponibili di  $\vec{P}_B$  e  $\vec{V}_B$  misurate, supponendo  $\vec{V}_B^{Estim} = \vec{V}_B = const$  ed integrando questa velocità nel tempo per ottenere  $\vec{P}_B^{Estim}$ .

### 6.3 Modulo “ACA on/off Logic”

In Figura 6-4 è mostrata l’architettura funzionale del modulo *ACA on/off Logic*, posto all’interno del modulo *GNC\Mission\_Automation\_Logic\Event\_Gen*. Tale modulo acquisisce in ingresso informazioni sul velivolo intruder (posizione, velocità, distanza, ecc...), sullo stato del sistema di sensori ODID e sullo stato di conflitto (cioè se è presente o meno una condizione di conflitto con un altro velivolo), generando in uscita il comando di abilitazione dei riferimenti generati dal modulo di ACA per l’autopilota.

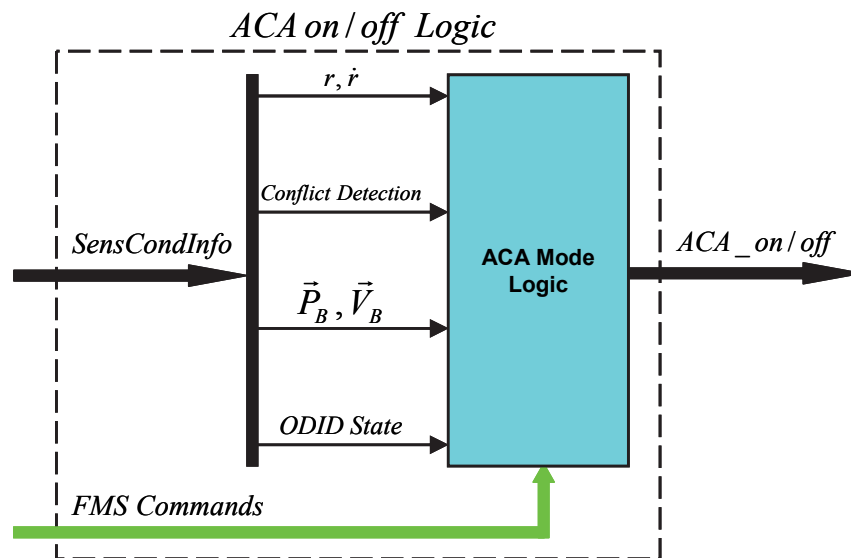


Figura 6-4 – Architettura Funzionale del modulo *ACA on/off Logic*

- **CA on/off**

Questo modulo è costituito da un automa a stati finiti implementato con *stateflow*, che va sotto il nome di *CA on/off* Figura 6-5, i cui eventi sono riportati in Tabella 6-4, costituisce il cuore del modulo *ACA on/off Logic*, infatti se la sua uscita  $ACAstate > 1$  è richiesta l’abilitazione della funzionalità di ACA.

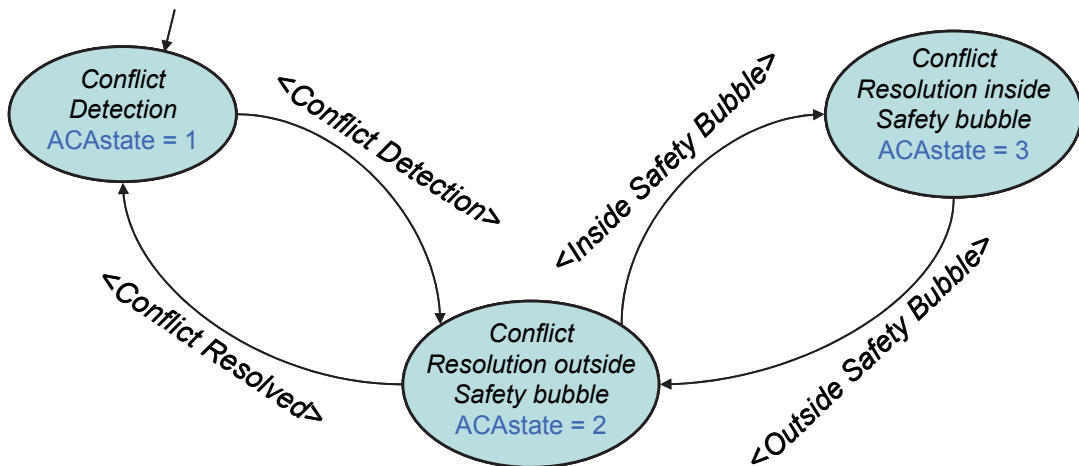


Figura 6-5 – Automa a stati finiti che genera ACAstate

Evento	Descrizione
<Conflict Detection>	$ConflictDetection = 1 \wedge r \leq \text{distanza d'inizio manovra}$
<Inside Safety bubble>	$r \leq R \wedge \dot{r} < 0$
<Outside Safety bubble>	$r > R$
<Conflict Resolved>	$\dot{r} \geq 0 \wedge r > R$

Tabella 6-4 – Descrizione degli eventi nell'automa di Figura 6-5

Negli eventi descritti in Tabella 6-4 dell'automa di Figura 6-5 non compare esplicitamente la variabile *ODID\_State*, infatti in tale descrizione viene omessa anche se utilizzata per garantire che l'evento <Conflict Detection> possa aver luogo se e soltanto se almeno una volta *ODID\_State* è divenuto  $\geq 3$ .

## 6.4 Modulo “Collision Avoidance Module”

In Figura 6-6 è mostrata l'architettura funzionale del modulo *Collision Avoidance Module* posto all'interno del modulo *GNC\External\_Modules*. Tale modulo acquisisce in ingresso posizione, velocità del velivolo FLARE, informazioni sul velivolo intruder (posizione, velocità, distanza, ecc...), sullo stato del sistema di sensori ODID e sullo stato di conflitto (cioè se è presente

o meno una condizione di conflitto con un altro velivolo), generando in uscita i riferimenti da trasferire all'autopilota durante la manovra di collision avoidance. È da evidenziare che nominalmente l'algoritmo di collision avoidance, per come è stato progettato, non può funzionare se il velivolo FLARE è all'interno della safety bubble. Pertanto nell'architettura è messo in evidenza una seconda strategia di avoidance (ACA Algorithm inside Safety bubble) che permette di gestire questo caso particolare.

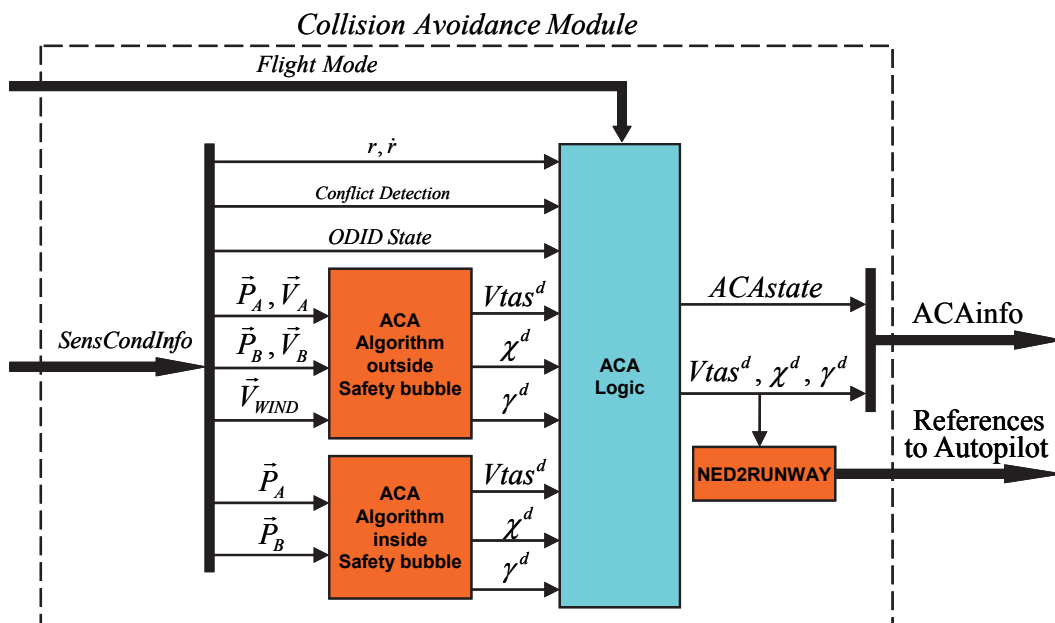


Figura 6-6 – Architettura Funzionale del modulo Collision Avoidance Module

- **ACA Algorithm outside Safety bubble**

Questo modulo rappresenta il cuore della funzionalità di collision avoidance e fornisce in uscita i riferimenti per l'autopilota  $V_{TAS}$ ,  $\chi$ ,  $\gamma$  quando il velivolo è esterno alla safety bubble. Al suo interno sono implementati due algoritmi che permettono di puntare alla tangenza tra il velivolo FLARE e la superficie della safety bubble, imponendo la minimizzazione del modulo dell'accelerazione richiesta per la manovra.

1. Il primo algoritmo, detto anche *Algoritmo ACA 3D Ottimo* è descritto nel paragrafo §4.4, permette di effettuare la manovra di avoidance regolando

contemporaneamente tutte e tre le variabili di controllo  $V_A^{Out}$ ,  $\chi_{A,1}^d$ ,  $\gamma_A^{Out}$ , valutate dall'equazione:

$$\vec{V}_A^{Out} = \frac{V_{AB} \cos(\eta - \xi)}{\sin \xi} [\sin \eta \cdot \hat{V}_{AB} - \sin(\eta - \xi) \cdot \hat{r}] + \vec{V}_B$$

dove:  $\vec{r} = \vec{P}_B - \vec{P}_A$ ,  $\vec{V}_{AB} = \vec{V}_A - \vec{V}_B$ ,  $\xi = \cos^{-1} \left( \frac{\vec{r} \cdot \vec{V}_{AB}}{\|\vec{r}\| \|\vec{V}_{AB}\|} \right)$ ,  $\eta = \sin^{-1} \left( \frac{R}{\|\vec{r}\|} \right) \cdot \text{sign} \xi$

(Figura 6-7), pertanto le variabili d'ingresso di tale algoritmo sono:  $\vec{P}_A$ ,  $\vec{V}_A$ ,  $\vec{P}_B$ ,  $\vec{V}_B$ ,  $R$ . Questo algoritmo non può essere sempre usato, in quanto le variabili di controllo, TAS e angolo di slope, possono eccedere i vincoli dinamici del velivolo  $V_{A,TAS}^{Out} \notin [V_A^{MIN}, V_A^{MAX}]$  e/o  $\gamma_A^{Out} \notin [\gamma_A^{MIN}, \gamma_A^{MAX}]$ , questo determina la necessità di un altro algoritmo che permetta di affrontare questa problematica.

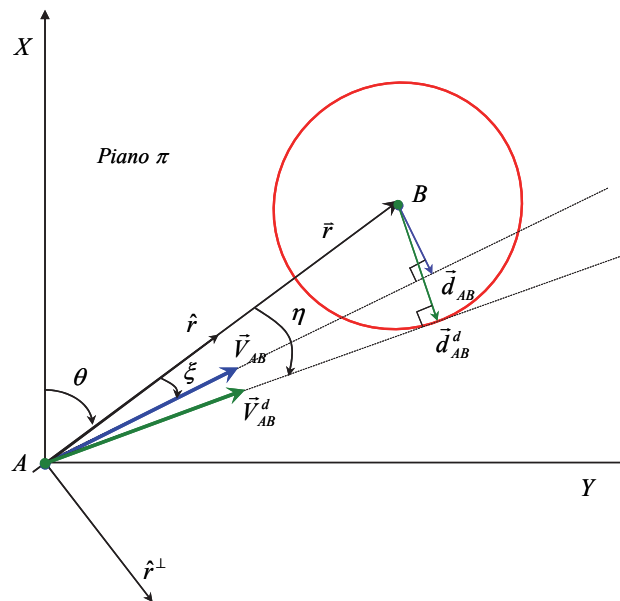


Figura 6-7 –  $\vec{V}_{AB}^d$  sul piano  $\pi$

- Il secondo algoritmo, detto anche *Algoritmo ACA Sub-ottimo* è descritto nel paragrafo §4.4.1, permette di effettuare la manovra di avoidance regolando solo la variabile di controllo  $\chi_{A,2}^d$ , questa non ha il problema

della saturazione rispetto ai vincoli cinematici del velivolo. Adoperando  $V_{A,INE}^d, \gamma_A^d$  derivate a partire da  $V_{A,TAS}^{Out}, \gamma_A^{Out}$  provenienti dal primo algoritmo (dove almeno una risulta saturata) le variabili di ingresso risultano:  $\vec{P}_A, \vec{P}_B, \vec{V}_B, R$  e  $\vec{V}_{A,INE}^d = f(V_{A,INE}^d, \chi_A, \gamma_A^d)$ , dove:

$$3. \gamma_A^d = \begin{cases} \gamma_A^{MIN}, & \gamma_A^{Out} < \gamma_A^{MIN} \\ \gamma_A^{Out}, & \gamma_A^{Out} \in [\gamma_A^{MIN}, \gamma_A^{MAX}] \\ \gamma_A^{MAX}, & \gamma_A^{Out} > \gamma_A^{MAX} \end{cases}, \text{ mentre per il calcolo di } V_{A,INE}^d \text{ si rimanda}$$

al seguito del paragrafo.

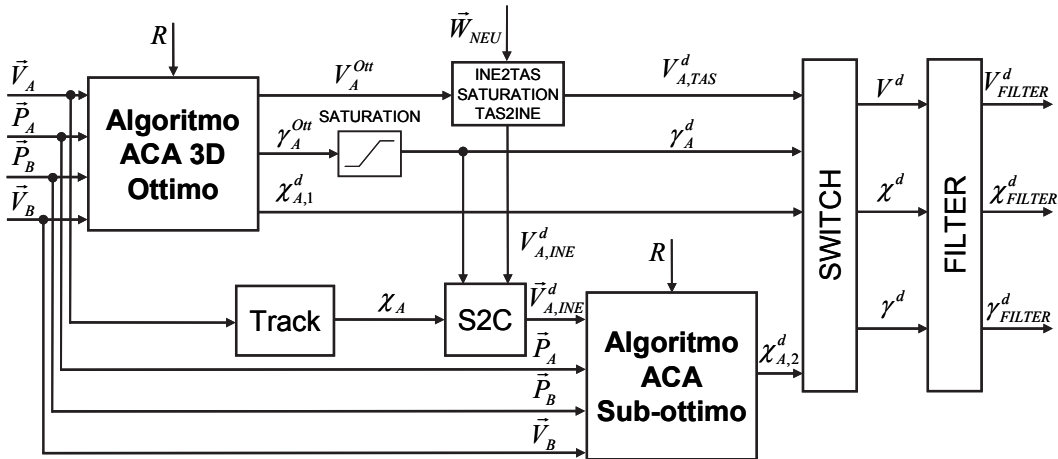


Figura 6-8 – Schema di progetto del modulo *ACA Algorithm outside Safety bubble*

In Figura 6-8 è mostrato l'accoppiamento tra l'algoritmo "Ottimo" e quello "Sub-ottimo", che viene ottenuto attraverso uno switch tra  $\chi_{A,1}^d$  e  $\chi_{A,2}^d$ , comandato dalla saturazione di una delle due variabili  $V_{A,TAS}^d \notin [V_A^{MIN}, V_A^{MAX}]$  e/o  $\gamma_A^d \notin [\gamma_A^{MIN}, \gamma_A^{MAX}]$ , lo switch tra i due algoritmi può generare un primo problema di chattering. Entrambi gli algoritmi presentano un ulteriore problema di chattering quando i vettori  $\vec{r}$  e  $\vec{V}_{AB}$  sono prossimi all'allineamento, tale problema è dovuto agli errori di misura del sensore ODID e comporta variazioni frequenti di segno sulle soluzioni degli angoli di track e slope.

Per risolvere tale problematica:

- Nell'algoritmo "Ottimo" si è proceduto ad un filtraggio della grandezza  $\xi$  (definita nel paragrafo precedente), con un filtro passa-bassa del primo ordine con una frequenza di taglio pari a  $f_{-\xi} = 0.1 \text{ Hz}$ . In più è stata introdotta una soglia di  $4^\circ$ , tale che, se il segnale filtrato o quello non filtrato di  $\xi$  risultano, in valore assoluto, inferiori alla soglia si sceglie di conservare il segno dei riferimenti di  $\chi_{A,1}^d$  e  $\gamma_A^d$  (anche non utilizzando la minima in valore assoluto più piccola), utilizzando come altra soluzione quella ottenuta cambiando il segno di  $\eta$  (soluzione non più ottima, ma pur sempre tangente alla safety bubble).
- L'algoritmo "Sub-ottimo" risolve al suo interno un'equazione di quarto grado, dando luogo a quattro soluzioni di tangenza, se si è in condizioni di conflitto due di queste soluzioni sono certamente reali  $\Delta\chi_1^d$  e  $\Delta\chi_2^d$  e di segno discorde. Pertanto, per questo algoritmo può essere definita la grandezza  $\Delta\chi_M^d = (\Delta\chi_1^d + \Delta\chi_2^d)/2$ . Per risolvere il problema del chattering  $\Delta\chi_M^d$  viene filtrata con un filtro passa-bassa del primo ordine con una frequenza di taglio pari a  $f_{-\xi} = 0.1 \text{ Hz}$ . In più è stata introdotta una soglia di  $5^\circ$ , tale che, se il segnale filtrato o quello non filtrato di  $\Delta\chi_M^d$  risultano, in valore assoluto, inferiori alla soglia si sceglie di conservare il segno del riferimento  $\chi_{A,2}^d$ , scegliendo opportunamente tra le due soluzioni  $\Delta\chi_1^d$  e  $\Delta\chi_2^d$ . Se  $\Delta\chi_M^d$  e il suo filtrato sono, in valore assoluto, superiori alla soglia, si sceglie tra  $\Delta\chi_1^d$  e  $\Delta\chi_2^d$  sempre quella, in valore assoluto, più piccola.

L'algoritmo "ottimo" genera  $V_A^{Ott}$  rispetto al riferimento NED (inerziale), mentre l'autopilota necessita un riferimento di TAS, per risolvere tale inconveniente viene sfruttata una stima del vettore velocità del vento  $\vec{W}_{NEU}$

rispetto al riferimento NEU. Sfruttando  $\vec{W}_{NEU}$  viene valutata la velocità desiderata rispetto al vento  $V_{A,TAS}^{Out} = \|\vec{V}_A^{Out} - \vec{W}_{NEU}\|$  in termini di TAS, questa può rientrare o meno nell'involuppo di volo del velivolo FLARE, pertanto

viene saturata e definita: 
$$V_{A,TAS}^d = \begin{cases} V_A^{MIN}, & V_{A,TAS}^{Out} < V_A^{MIN} \\ V_{A,TAS}^{Out}, & V_{A,TAS}^{Out} \in [V_A^{MIN}, V_A^{MAX}] \\ V_A^{MAX}, & V_{A,TAS}^{Out} > V_A^{MAX} \end{cases}$$
, velocità in

ingresso all'autopilota.

Sulla base della conoscenza di  $\vec{V}_{A,TAS}^d = f(V_{A,TAS}^d, \chi_{A,1}^d, \gamma^d)$  è possibile valutare l'equivalente velocità inerziale a valle della saturazione della TAS, che vale:  $V_{A,INE}^d = \|\vec{V}_{A,TAS}^d + \vec{W}_{NEU}\|$ , che servirà per valutare  $\vec{V}_{A,INE}^d$  in ingresso al secondo algoritmo.

A valle dello switch (Figura 6-8), per evitare brusche variazioni dei segnali di riferimento in ingresso all'autopilota, è posto un banco di filtri che agiscono sulle tre variabili di controllo  $V^d, \chi^d, \gamma^d$ . Si tratta filtri passa-bassa del primo ordine con una frequenza di taglio pari a  $f_{ACA} = 1 \text{ Hz}$ , che si inizializzano ogni qual volta la variabile *ConflictDetection* passa da 0 a 1.

- **ACA Algorithm inside Safety bubble**

Questo modulo fornisce in uscita i riferimenti all'autopilota  $V_{TAS}, \chi, \gamma$ , quando il velivolo FLARE è all'interno della safety bubble di raggio  $R$ . Tale modulo è necessario in quanto in tal caso gli algoritmi che puntano alla tangenza non possono funzionare e dunque è essenziale una strategia di avoidance alternativa, che permetta al velivolo FLARE di uscire dalla Safety bubble quanto più rapidamente possibile.



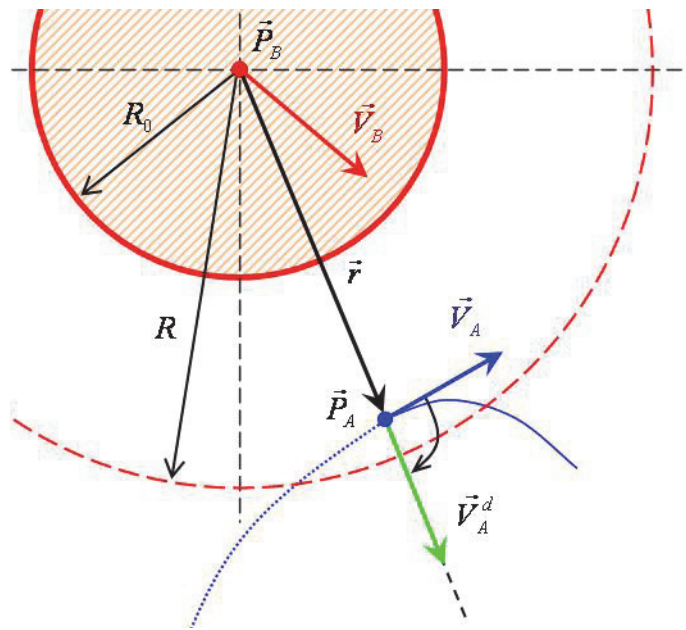


Figura 6-9 –  $\vec{V}_A^d$  generato dal modulo *ACA Algorithm inside Safety bubble*

- **Collision Avoidance State**

Questo modulo ha il compito di scegliere, attraverso un automa a stati finiti, quali riferimenti fornire all'autopilota.

Lo stato *Conflict Detection* è uno stato di attesa in cui si permane fin quando non è rilevata una possibile collisione futura con un altro velivolo, in questa condizione non sono forniti riferimenti all'autopilota, non essendoci una condizione di possibile conflitto. Una volta rilevata una possibile condizione di collisione, il sistema si porta nello stato di *Conflict Resolution Outside Safety Bubble*, in questa condizione vengono forniti all'autopilota i riferimenti generati dal modulo "*ACA Algorithm outside Safety bubble*". Poiché in tale condizione si tende alla tangenza con la safety bubble, a causa degli errori dei sensori di navigazione e dei sensori di ODID, è possibile che si entri all'interno della safety bubble. In tal caso il modulo "*ACA Algorithm outside Safety bubble*" non genera più riferimenti validi e bisogna adottare una diversa strategia di avoidance.

Questa macchina a stati si differenzia da quella definita per il modulo *ACA on/off Logic* (Figura 6-5) per la suddivisione dello stato *Conflict Resolution Inside Safety Bubble* in due stati:

1. *Conflict Resolution Inside Safety Bubble with frozen reference*, questa condizione si verifica quando si entra nella safety bubble ma solo di un  $\Delta R$  (3% di  $R$ ) piccolo, tale condizione è da imputare al voler essere tangenti alla safety bubble. In tal caso non è necessario effettuare una manovra aggressiva per uscire dalla safety bubble, e dunque si sceglie di congelare i riferimenti che si stavano fornendo all'autopilota prima di entrare in tale stato.
2. *Conflict Resolution Inside Safety Bubble with maximum reference*, tale condizione si verifica quando si entra all'interno della safety bubble oltre la soglia  $\Delta R$  (3% di  $R$ ), in tal caso si rende necessaria una manovra aggressiva per uscire dalla safety bubble quando più rapidamente possibile, in questa condizione vengono forniti all'autopilota i riferimenti generati dal modulo "*ACA Algorithm Inside Safety bubble*".

In fine la manovra di *Collision Avoidance* ha termine quando  $r > R$  (si è fuori dalla safety bubble) e  $\dot{r} \geq 0$  (i due velivoli non si stanno avvicinando), in tal caso il sistema ritorna nello stato di *Conflict Detection*.

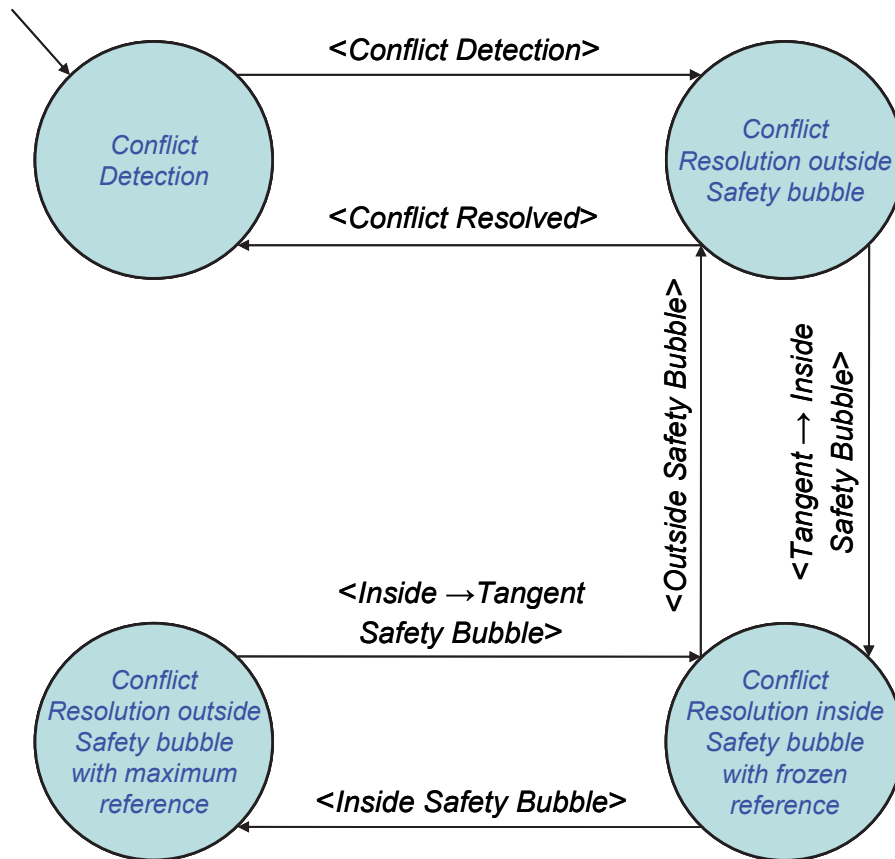


Figura 6-10 – Automa a stati finiti che sceglie i riferimenti per l'autopilota

Evento	Descrizione
<Conflict Detection>	$ConflictDetection = 1 \wedge r \leq \text{distanza d'inizio manovra}$
<Conflict Resolved>	$\dot{r} \geq 0 \wedge r > R$
<Tangent→Inside Safety bubble>	$r \leq R \wedge \dot{r} < 0$
<Outside Safety bubble>	$r > R$
<Inside Safety bubble>	$r \leq (R-\Delta R) \wedge \dot{r} < 0$
<Inside→Tangent Safety bubble>	$r \geq (R-\Delta R)$

Tabella 6-5 – Descrizione degli eventi nell'automa di Figura 6-10

## 6.5 Modulo “Virtual Obstacle”

Il modulo *Virtual Obstacle* descritto in questo paragrafo fa parte del SW Facility Depended (FD) (Figura 6-1), in particolare, nella Figura 6-11 è

mostrata l'architettura funzionale di tale modulo. Questo ha lo scopo di simulare la presenza, nello spazio aereo, di un altro velivolo oltre a FLARE. Inoltre al suo interno è simulato anche il sistema di sensori ODID con particolare attenzione a replicare gli errori di misura, le limitazioni del campo di vista dei sensori che lo costituiscono (Radar+EO), il ritardo del sensore e del canale di trasmissione, la dinamica del sensore e la sua diagnostica interna, capace di segnalare eventuali failure parziali o totali dello stesso.

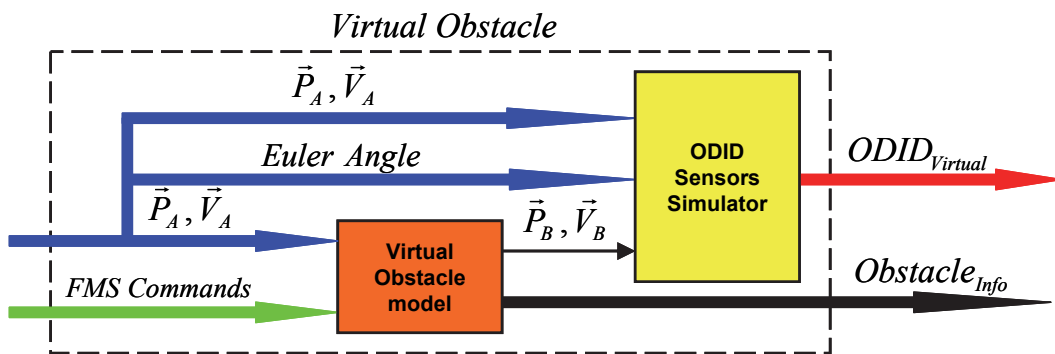


Figura 6-11 – Architettura Funzionale del modulo Virtual Obstacle

- **Virtual obstacle model**

Questo modulo è costituito da una logica che sceglie velocità, posizione iniziale ed i riferimenti per l'ostacolo virtuale ed ha un modello cinematico 3DOF che simula l'evoluzione di  $V$ ,  $\gamma$  e  $\chi$ , per poi generare posizione e velocità dell'ostacolo virtuale in assi pista.

- **ODID\_Sensors\_Model**

Questo modulo simula il sistema di sensori ODID che equipaggiano il laboratorio volante, al fine di rilevare la presenza di un eventuale ostacolo all'interno del campo di vista degli stessi.

## 6.6 Parametri di progetto del software ACA

Il SW di Autonomous Collision Avoidance è settato attraverso dei parametri che ne determinano il comportamento, tali parametri hanno richiesto, nella fase di progetto, una taratura per permettere di soddisfare tutti i requisiti e le specifiche richieste per la sperimentazione di tale funzionalità.

Uno dei parametri che ha la maggiore incidenza sulle prestazioni del SW di ACA è il raggio della safety bubble  $R$ , questa viene fornito all'algoritmo di CA che tende alla tangenza con una sfera di raggio  $R$  centrata nell'ostacolo. Il dimensionamento di tale parametro non può essere svincolato da un altro parametro importante, il range a cui iniziare la manovra di CA ( $R_{MANOEUVRE}$ ). Questi due parametri devono tener conto degli errori di posizione e velocità relativa associati alle misure del sistema di sensori ODID, per farlo è necessario che la manovra non inizi quando i due velivoli sono troppo lontani (errori di ODID elevati) e che ci sia una opportuna maggiorazione della safety bubble  $R > R_0 = 500.ft$ .

L'approfondita analisi condotta nel capitolo precedente ha messo in luce che un buon range a cui iniziare la manovra di CA è pari a 2 km. Inoltre, tale analisi ha mostrato che, per  $R_{MANOEUVRE} = 2$  km, è sufficiente una safety bubble con  $R = 2R_0 = 1000.ft$ .

Un altro parametro di progetto soggetto a taratura è la frequenza di taglio  $f_{ODID}$  dei filtri del primo ordine passa-bassa applicati ai segnali  $r, \Psi, \Theta, \dot{r}, \dot{\Psi}, \dot{\Theta}$  prodotti dal sistema ODID. Lo scopo di questi filtri è quello di ridurre quanto più possibile i rumori sui segnali, preservando nel contempo i segnali e le loro dinamiche. Per far ciò si è proceduto, per ognuno dei segnali  $r, \Psi, \Theta, \dot{r}, \dot{\Psi}, \dot{\Theta}$ , ad un'analisi nel dominio di Fourier del segnale, generato dal simulatore, privo di rumore, scegliendo poi una frequenza di taglio quando più bassa possibile ma che non andasse a tagliare la dinamica del segnale stesso. Tale analisi ha permesso di evidenziare che il segnale ad avere la

dinamica più veloce è  $\dot{\Theta}$  e che  $f_{\_ODID} = 0.2Hz$  risulta una buona frequenza di taglio.

A causa degli errori di misura del sistema di sensori ODID e al fine di ottenere dei riferimenti, dal modulo di ACA verso l'autopilota, sufficientemente regolari è stato necessario utilizzare dei filtri del primo ordine passa-bassa. Pertanto, con lo stesso metodo usato per valutare  $f_{\_ODID}$ , sono state tarate le seguenti frequenze di taglio:

- $f_{\_ξ}$ : relativa al segnale  $ξ$ , definito nel paragrafo;
- $f_{\_PrTraj}$ : relativa ai segnali di posizione e velocità dell'ostacolo, definiti nel paragrafo;
- $f_{\_ACA}$ : relativa ai segnali che il modulo di ACA invia all'autopilota, definiti nel paragrafo;

Un ulteriore parametro da tarare è la soglia  $ξ_{\_sogl}$  per il segnale  $ξ$ , che ha lo scopo di evitare fenomeni di chattering (causati dagli errori di misura del sistema di sensori ODID) tra le diverse soluzioni di tangenza con la safety bubble, quando  $ξ$  è sufficientemente piccolo. Il valore di tale soglia è stato ricavato sia confrontando il segnale  $ξ$  privo di rumore e quello rumoroso, in diversi scenari di simulazione, ma anche da considerazioni di tipo analitico. Infatti, l'errore sulla misura di  $ξ$  può essere messo in relazione con gli errori di misura che richiedono una maggiorazione della safety bubble e con la distanza tra i due velivoli. Nell'ipotesi che  $ξ \ll 1$  e considerando il primo istante in cui ha inizio la manovra di Autonomous Collision Avoidance,  $ξ_{\_sogl} \cong (R - R_0) / R_{MANOEUVRE} \cong 4.3^\circ$ .

In Tabella 6-6 sono riportati i paramentri di progetto, i relativi valori considerati ed il loro significato.

<b>Parametro:</b>	<b>Valore:</b>	<b>Significato:</b>
$R$ [m]	304.8 (1000ft)	Raggio della safety bubble
$R_{MANOEUVRE}$ [m]	2000	Range a cui iniziare la manovra di ACA
$f_{ODID}$ [Hz]	0.2	Frequenza di taglio dei filtri relativi ai segnali di posizione e velocità relativa (in coordinate sferiche) provenienti dal sistema ODID
$f_{PrTraj}$ [Hz]	0.1	Frequenza di taglio dei filtri relativi ai segnali di $\vec{P}_B^{NED}$ e $\vec{V}_B^{NED}$ in ingresso al propagatore lineare di traiettoria
$f_{ACA}$ [Hz]	1	Frequenza di taglio dei filtri relativi ai segnali di comando di Track, Slope e True Air Speed in uscita dall'algoritmo di ACA
$f_{\xi}$ [Hz]	0.1	Frequenza di taglio del filtro relativa al segnale di $\xi$
$\xi_{sogl}$ [deg]	4	Valore della soglia su $\xi$ , al di sotto del quale entra in funzione il meccanismo anti-chattering della soluzione di tangenza alla SB

**Tabella 6-6 – Parametri di progetto del SW di ACA**

Nel caso in cui il sistema ODID abbia delle prestazioni inferiori a quanto riportato in Tabella 2-1, Tabella 2-2 e Tabella 2-3 (in termini di accuratezza e prestazioni di tracking), i parametri di progetto di Tabella 6-6 dovranno essere soggetti a ritaratura.



## 6.6.1 Interfaccia grafica di visualizzazione a terra

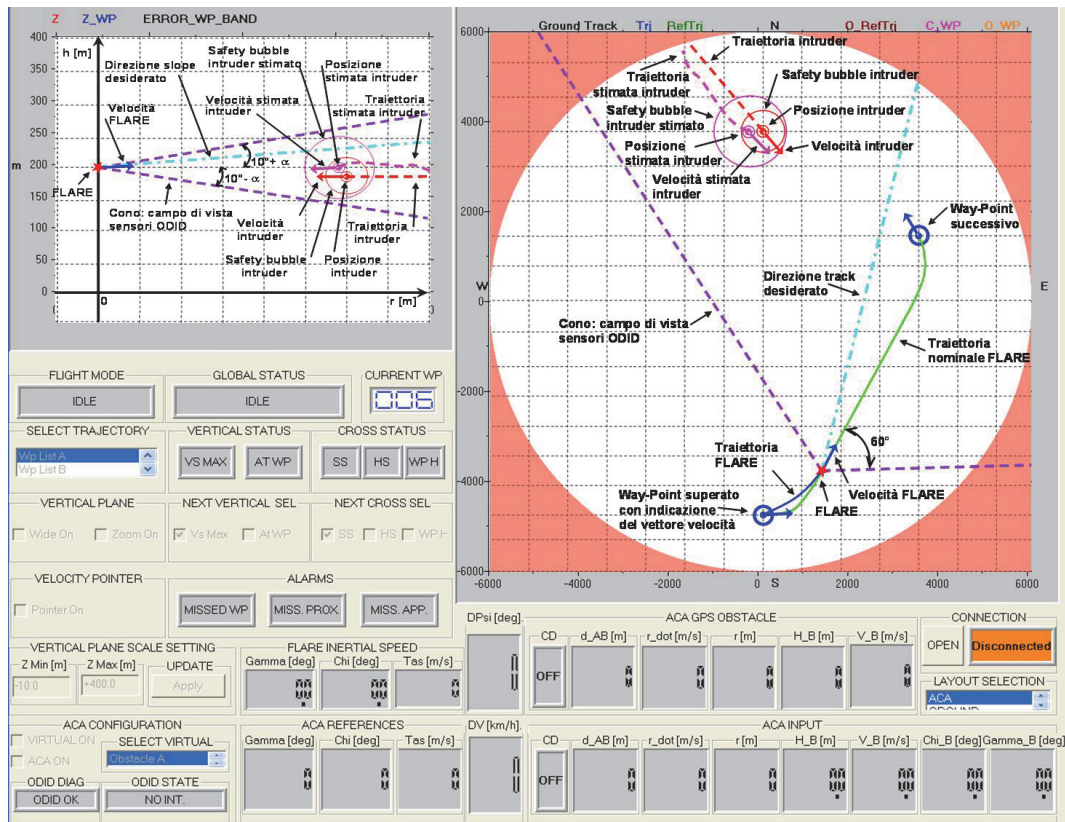


Figura 6-12 – Interfaccia grafica di visualizzazione a terra

Allo scopo di consentire il controllo ed il monitoraggio degli esperimenti in volo riguardanti le funzionalità di ACA, l'interfaccia grafica della stazione di terra prevede (Figura 6-12):

- Un pulsante di abilitazione “ACA TEST” (ON/OFF) della modalità ACA, alla pressione del quale viene inviato in uplink il segnale start\_CA;
- Un pulsante di abilitazione “Virtual Obstacle” (ON/OFF) della modalità ostacoli virtuali, alla pressione del quale viene inviato in uplink il segnale is\_Virtual;
- Un menù di pulsanti “Virtual Obstacle List” tramite il quale scegliere la lista di ostacoli virtuali da abilitare, con corrispondente invio in uplink del segnale VO\_ID;



- Un LED “Conflict Detection LED” acceso/spento a seconda se il segnale Conflict\_Detection vale, rispettivamente, 1 o 0;
- Un LED “Conflict Detection GPS LED” acceso/spento a seconda se il segnale Conflict\_Detection\_GPS vale, rispettivamente, 1 o 0;
- L’interfaccia grafica è dotata, oltre che di pulsanti, LED e display, anche di due piani – “Piano X-Y” e “Piano r-h”, per la visualizzazione delle traiettorie dei velivoli;
- Le dimensioni massime del piano X-Y sono definite in base al raggio di copertura del data link ed un cerchio andrà a delimitare tale regione;

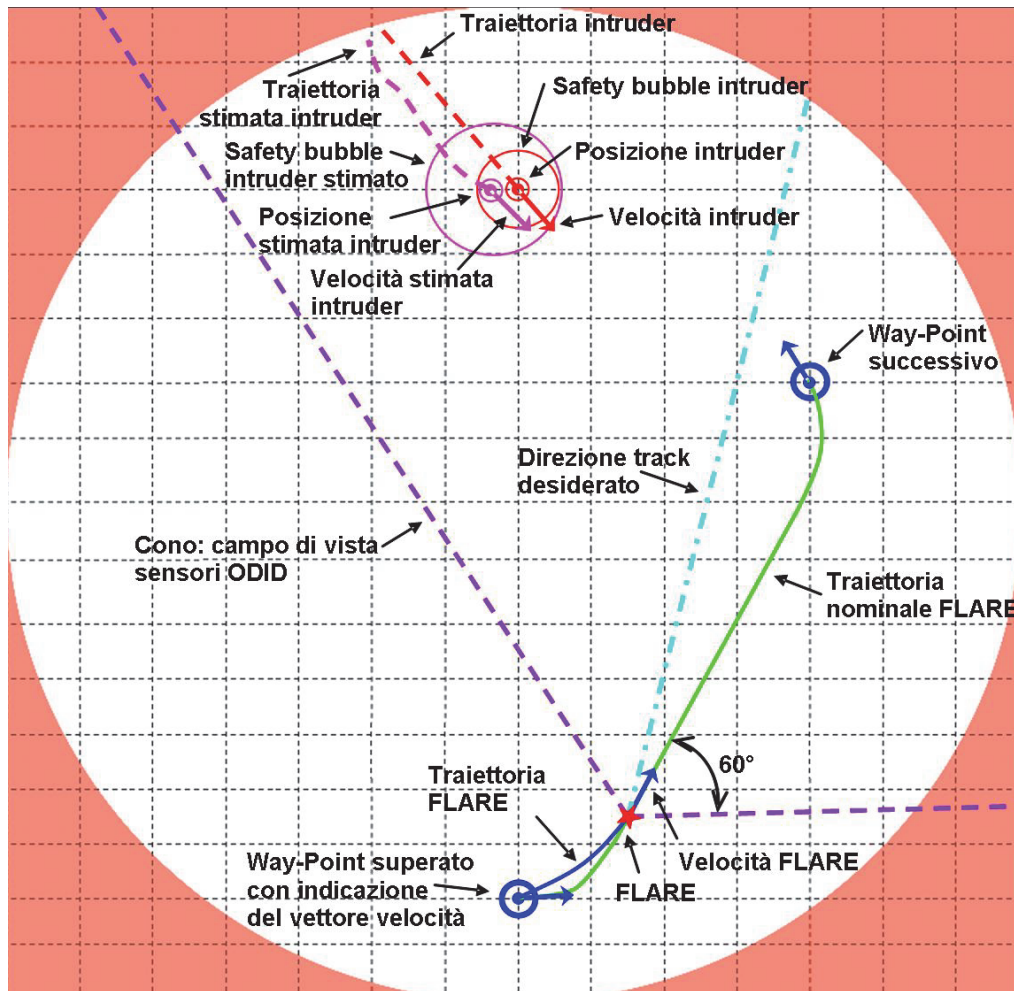


Figura 6-13 – Piano X-Y dell’interfaccia grafica di visualizzazione a terra

- Durante i test del modulo ACA, sul piano X-Y, dovranno essere visualizzati i seguenti oggetti grafici (Figura 6-13):
  1. Due linee tratteggiate di colore viola, che hanno origine nella posizione attuale di FLARE e tali da formare un angolo di  $\pm 60^\circ$  con la direzione di track attuale, queste delimitano il campo di vista (in azimuth) del sensori ODID;
  2. Una linea tratto-punto di colore azzurro, che ha origine nella posizione attuale di FLARE e direzione definita dall'angolo di track inseguito;
  3. Una linea tratteggiata di colore rosso, che rappresenta la traiettoria GPS del velivolo intruder, costruita per punti;
  4. Una linea tratteggiata di colore fucsia, che rappresenta la traiettoria del velivolo intruder misurata dal sistema ODID, costruita per punti;
  5. Un pallino di colore rosso, di dimensioni adeguate in modo da essere visibile, che rappresenta la posizione GPS attuale dell'intruder;
  6. Un pallino di colore fucsia, di dimensioni adeguate in modo da essere visibile, che rappresenta la posizione attuale dell'intruder misurata dal sistema ODID;
  7. Un cerchio di colore rosso, il cui centro è il pallino rosso e raggio pari a 500ft, che rappresenta la safety-bubble dell'intruder individuato dal GPS;
  8. Un cerchio di colore fucsia, il cui centro è il pallino fucsia e raggio pari a 1000ft, che rappresenta la safety-bubble dell'intruder individuato dal sistema ODID;
  9. Una freccia di colore rosso, di dimensioni adeguate in modo da essere visibile, rappresenta il vettore velocità GPS dell'intruder;

10. Una freccia di colore fucsia, di dimensioni adeguate in modo da essere visibile, che rappresenta il vettore velocità dell'intruder misurato dal sistema ODID;
  11. Una linea tratto-punto di colore blu, che unisce le sequenze di way-point  
 1-2-3-4-5 o 1-2-3-4-5-6-7 (Figura 7-1, Figura 7-2, Figura 7-3 e Figura 7-4) a seconda del volo, che rappresenta la traiettoria nominale che FLARE deve seguire in assenza di condizioni di conflitto;
  12. Una linea tratto-punto di colore rosso, che unisce le sequenze di punti  
 D-E-F-G-O (Figura 7-1, Figura 7-2, Figura 7-3 e Figura 7-4), che rappresenta la traiettoria nominale che l'intruder deve percorrere durante il volo.
- Il piano X-Y mantiene sempre le dimensioni massime;
  - In assenza di intruder l'asse r sul piano r-h non ha ragione d'esistere, pertanto questo piano dovrà essere usato per visualizzare la quota di FLARE nel tempo, dunque diventerà il piano t-h, in tal caso le regole di visualizzazione e le dimensioni del piano saranno le stesse usate per la modalità di inseguimento way-point;

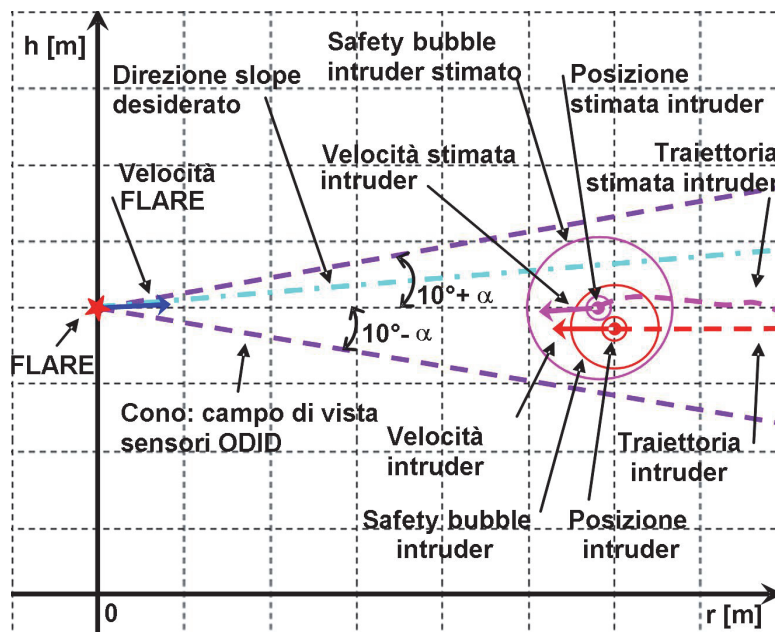


Figura 6-14 – Piano r-h dell'interfaccia grafica di visualizzazione a terra

- Nel caso sia presente un intruder, sul piano r-h dovranno essere visualizzati i seguenti oggetti grafici (Figura 6-14):
  1. Un pallino di colore blu sull'asse h, di dimensioni adeguate in modo da essere visibile, che rappresenta la quota attuale di FLARE;
  2. Due linee tratteggiate di colore viola, che hanno origine nella posizione attuale di FLARE e tali da formare due angoli pari a  $(-10^\circ + \alpha)$  e  $(10^\circ + \alpha)$  con la direzione orizzontale, queste delimitano il campo di vista (in elevazione) del sistema ODID;
  3. Una linea tratto-punto di colore azzurro, che ha origine nella posizione attuale di FLARE e direzione definita dall'angolo di slope inseguito;
  4. Una linea tratteggiata di colore rosso, che rappresenta la traiettoria GPS del velivolo intruder, costruita per punti;
  5. Una linea tratteggiate di colore fucsia, che rappresenta la traiettoria del velivolo intruder misurata dal sistema ODID, costruita per punti;

6. Un pallino di colore rosso, di dimensioni adeguate in modo da essere visibile, che rappresenta la posizione GPS attuale dell'intruder;
  7. Un pallino di colore fucsia, di dimensioni adeguate in modo da essere visibile, che rappresenta la posizione attuale dell'intruder misurata dal sistema ODID;
  8. Un cerchio di colore rosso, il cui centro è il pallino rosso e raggio pari a 500ft, che rappresenta la safety-bubble dell'intruder individuato dal GPS;
  9. Un cerchio di colore fucsia, il cui centro è il pallino fucsia e raggio pari a 1000ft, che rappresenta la safety-bubble dell'intruder misurata dal sistema ODID;
  10. Una freccia di colore rosso, di dimensioni adeguate in modo da essere visibile, che rappresenta il vettore velocità GPS dell'intruder;
  11. Una freccia di colore fucsia, di dimensioni adeguate in modo da essere visibile, che rappresenta il vettore velocità dell'intruder misurata dal sistema ODID.
- Nel caso sia presente un intruder i limiti che definiscono le dimensioni del piano r-h cambiano per consentire uno zoom sui due velivoli in modo da osservare meglio le rispettive traiettorie. L'aggiornamento della dimensione del piano avviene con una frequenza di 0.2 Hz (ogni 5 secondi), in più le dimensioni minime non dovranno scendere mai sotto 1 km sull'asse r.
  - Le grandezze che compaiono nell'interfaccia grafica della stazione di terra – pulsanti, LED, display e le grandezze riportate sui piani X-Y, r-h e t-h – dovranno essere aggiornate con una frequenza di 10 Hz (ogni decimo di secondo). Nel caso di esperimento con intruder le grandezze

che derivano dalle misure del GPS, che equipaggia l'intruder, vanno aggiornate con la frequenza di 1 Hz (ogni secondo).

## 6.7 Piano dei Test

I test *Off-line* e *Real-time* sono parte del più generale processo di verifica dei moduli SW rispetto ai requisiti. In accordo con tale processo, sono stati previsti 3 livelli di test:

- Test *Off-line* da svolgere all'interno dell'ambiente Matlab-Simulink®;
- Test *Real-time* da svolgere sull'Iron Bird del velivolo FLARE;
- Test in volo sulla piattaforma volante FLARE (Velivolo P92-Echo Super).

I test *Off-line* sono destinati alla:

- Verifica dei singoli moduli, con particolare attenzione ai moduli di ACA e ai moduli per l'ostacolo mobile;
- Verifica (parziale) in simulazione delle prestazioni del sistema integrato;
- Verifica (parziale) in simulazione della sicurezza del sistema integrato.

mentre i test *Real-time* servono a:

- verificare il funzionamento e la sicurezza del modulo *AD-GNC* (con particolare riferimento alle funzionalità di ACA) nel sistema integrato (*Autonomous GNC* comprensivo degli algoritmi *Application Dependent* e di quelli *Facility Dependent*);
- verificare il corretto funzionamento dell'*Autonomous GNC* in relazione all'interazione con la *Ground Control Station (GCS)*;
- consentire la definizione di un giudizio soggettivo delle prestazioni e del comportamento dell'*AD-GNC*;

- dimostrare le funzionalità dell'AD-GNC in tempo reale.

## 6.8 Ambienti di Simulazione

### 6.8.1 Ambiente di simulazione Off-line

L'ambiente di Simulazione *Off-line* utilizzato è il software TEST\_GNC\_3p0p27.mdl la cui architettura di primo livello è mostrata in Figura 6-15.

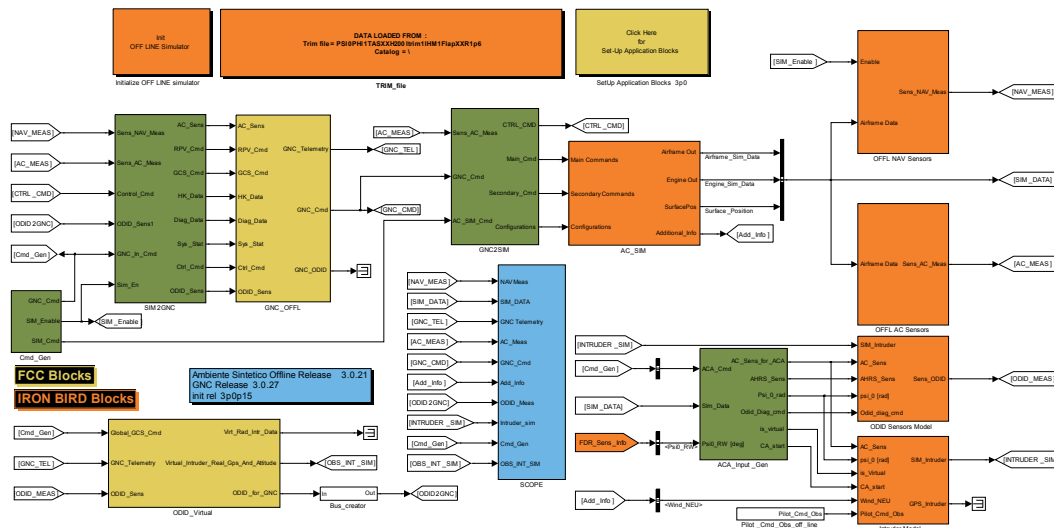


Figura 6-15 – Ambiente Sintetico Off-Line (TEST\_GNC\_3p0p27)

Di seguito si riporta una breve descrizione dei moduli di secondo livello che compongono l'ambiente di testing Off-line:

#### Cmd\_Gen

Tale blocco è utilizzato per generare tutti i comandi (operativi o di configurazione) necessari al corretto funzionamento del GNC e dell'AC\_SIM.

### SIM2GNC

Tale blocco serve a generare correttamente tutti i segnali necessari all'interfaccia di ingresso del GNC. Inoltre, in tale blocco è anche simulata la serializzazione dei segnali provenienti dal Air Data System (ADS) contenuto nel blocco OFFL\_NAV\_Sensors.

### GNC2SIM

Tale blocco serve ad adattare i segnali in uscita dal modulo GNC con l'interfaccia di ingresso del modulo AC\_SIM. Inoltre, in tale blocco vengono anche simulate le funzionalità del SW Facility Dependent necessario ad un corretto testing Off-line del GNC.

### AC\_SIM

Tale modulo contiene il modello di simulazione del velivolo FLARE. Esso comprende, oltre al modello del velivolo, comprensivo di motore, anche il sistema di attuazione ed un modello dell'ambiente esterno, configurabile attraverso l'interfaccia di ingresso "Configurations".

### OFFL\_NAV\_Sensors

Tale modulo contiene i modelli Off-line dei sensori di bordo impiegati per la navigazione di seguito elencati: GPS, AHRS, ADS, Laser Altimetro e Radar Altimetro.

### OFFL\_AC\_Sensors

Tale modulo contiene i modelli Off-line dei sensori di bordo di seguito elencati: sensori delle posizioni delle superfici di controllo, sensori del motore e sensori del carrello.



### SCOPE

Tale modulo contiene al suo interno i modelli per la visualizzazione delle time-history della maggior parte dei segnali generati nell'ambiente off-line, con lo scopo di verificarne la correttezza durante e/o al termine di ogni singola simulazione. Inoltre sono presenti, all'interno, dei blocchi "To Workspace" che permettono di trasferire i segnali di interesse in variabili Matlab all'interno del Workspace, per poi consentirne il salvataggio per le analisi post test. All'interno di questo modulo è anche implementato il criterio di arresto della simulazione "End Test".

### ACA Input Gen

Tale modulo permette di decodificare i segnali di comando provenienti da *Cmd\_Gen* (che nella realtà verrebbero dalla EWS) necessari per la sperimentazione di CA. In più fornisce anche posizione e velocità di FLARE nel sistema di riferimento assi pista e l'orientamento della pista rispetto al nord geografico.

### Intruder Model

Tale modulo contiene una logica di alto livello che genera i segnali di riferimento per un modello 3DOF cinematico per l'evoluzione delle variabili  $V, \chi, \gamma$ , che permettono poi di fornire posizione, velocità e assetto dell'intruder reale simulato nel sistema di riferimento assi pista.

### ODID Sensors Model

Tale modulo contiene il modello del sistema di sensori ODID che equipaggiano il laboratorio volante, al fine di rilevare la presenza di un eventuale velivolo intruder all'interno del campo di vista degli stessi. Nota posizione  $\vec{P}_B$  e velocità  $\vec{V}_B$  del velivolo intruder (nel sistema di riferimento assi pista) fornite dal modulo *Intruder Model*, posizione  $\vec{P}_A$ , velocità  $\vec{V}_A$  e

angoli di assetto  $\varphi, \theta, \psi$  del laboratorio volante FLARE forniti dal modulo *ACA\_Input\_Gen*, fornisce in uscita le misure prime  $r, \Psi, \Theta, \dot{r}, \dot{\Psi}, \dot{\Theta}$  del sensore ODID nel sistema di riferimento NED. In più fornisce in uscita i segnali *ODID\_Mode*, *Nintr* e *ODID\_Diag* il cui significato è riportato in Tabella 6-1. Tale modulo simula anche gli errori di misura sulle grandezze  $r, \Psi, \Theta, \dot{r}, \dot{\Psi}, \dot{\Theta}$ , e in più tiene conto delle limitazioni del campo di vista del sistema di sensori ODID, di eventuali failure di ODID e del ritardo e possibili failure del bus tra i computer di ODID e GNC.

### 6.8.2 Ambiente di simulazione real-time

L'ambiente di simulazione *Real-time* si basa sull'impiego dell'Iron Bird descritto in [34] e del modulo GNC sviluppato, in cui sono integrati i moduli per la CA, cioè del *GNC\_3p0p27.mdl* con relativo file di inizializzazione *init\_GNC\_rel\_3p0p15.m*.

Tale ambiente, pertanto, adotta l'opzione B per il controllo dell'autothrottle (autothrottle controllato in TAS). Tale opzione è quella scelta in via definitiva al termine delle attività di sviluppo e testing del modulo *GNC*.

### 6.9 Test Off-line di integrazione e prestazioni

L'obiettivo della presente serie di test è la verifica del corretto comportamento dei moduli di ACA, per quanto concerne la loro integrazione e le prestazioni di tale funzionalità. Al fine di verificare le performance del sistema di ACA, relativamente agli scenari di test scelti, è necessario definire un certo numero di parametri sintetici che indichino la bontà degli algoritmi e della loro corretta implementazione ed integrazione. Di seguito vengono dettagliati i principali indici adoperati:

1.  $S_e$  – **Distanza minima effettiva** del velivolo FLARE dal centro della safety bubble di raggio  $R_0$  (cioè dalla posizione GPS del velivolo intruder);
2.  $S_m$  – **Distanza minima misurata** del velivolo FLARE dal centro della safety bubble di raggio  $R$  (cioè dalla posizione del velivolo intruder misurata dal sistema ODID);
3.  $D$  – **Deviazione 4D dalla traiettoria nominale**, distanza dal punto in cui FLARE si sarebbe dovuto trovare se non avesse manovrato, misurata nell'istante di fine manovra;
4.  $|\Omega|$  – **Rotazione vettore velocità**, valore assoluto dell'angolo di cui si trova ruotato il vettore velocità di FLARE, nell'istante di fine manovra, rispetto al caso nominale;
5.  $\alpha$  – **Massimo angolo d'attacco** raggiunto dal velivolo FLARE durante la manovra di ACA;
6.  $n_z$  – **Massimo fattore di carico verticale** raggiunto dal velivolo FLARE durante la manovra di ACA;
7.  $|P_{Body}|$  – **Massima velocità angolare**, misurata in valore assoluto, raggiunta dal velivolo FLARE durante la manovra di ACA.

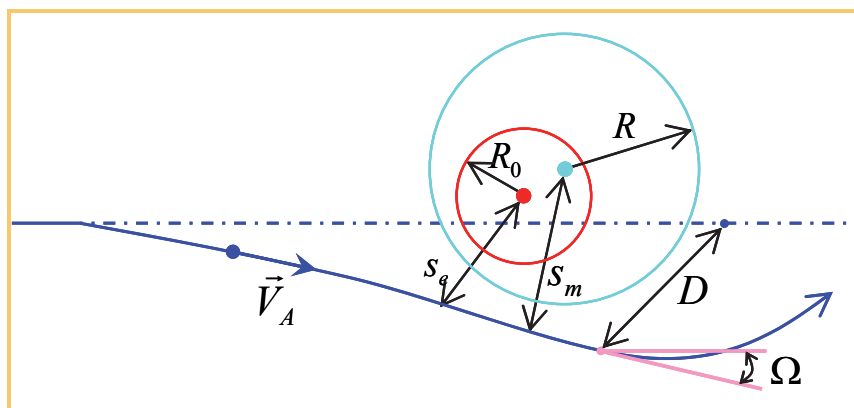


Figura 6-16 – Indici di prestazioni:  $S_e$ ,  $S_m$ ,  $D$  e  $\Omega$

Questi parametri sono legati soprattutto alle prestazioni dell'algoritmo di CA, ma anche alle caratteristiche del velivolo che compie la manovra. In particolare, gli intervalli ammissibili per gli ultimi tre parametri sono legati al tipo di velivolo che equipaggia il sistema di Sense & Avoid.

L'obiettivo di quest'analisi è quello di valutare, in un ambiente Off-line, le prestazioni del sistema di CA, considerando un gran numero di prove (test Montecarlo) e differenziandole, adoperando un metodo non deterministico ma stocastico. Per far ciò vengono scelti un certo numero di parametri che possono variare, da prova a prova, in un certo intervallo predefinito continuo o discreto. I parametri variabili ed i relativi intervalli scelti, per questo tipo di test, sono riportati in Tabella 6-7.

<b>Variabili:</b>	<b>Range di variabilità:</b>
Tipologia di ostacolo	<i>Ostacolo virtuale / Intruder reale simulato</i>
Tipologia di scenario di conflitto	<i>Conflitto frontale / Conflitto laterale</i>
Orientamento geografico della pista	$\psi_{PISTA} = 60^\circ / \psi_{PISTA} = -120^\circ$
Intensità del vento costante	<i>[0 m/s, 12m/s]</i>
Direzione del vento costante in assi pista	<i>[150°, 210°]</i>
Intensità della raffica	<i>[-4m/s, 4m/s]</i>
Direzione della raffica in assi pista	<i>[90°, 270°]</i>
Istante di attivazione della raffica	<i>[350s, 550s]</i>
Lunghezza della raffica	<i>[20m / 500m]</i>
Turbolenza	<i>SI / NO</i>
Ascissa di FLARE quando compare l'Ostacolo virtuale	<i>1800m / 2000m / 2200m / 2400m</i>
Distanza iniziale tra FLARE e l'Intruder	<i>[50m, 350m]</i>
Disallineamento Ostacolo/Intruder con la direzione pista durante la manovra di CA	<i>[-50m, 50m]</i>
TAS FLARE: 36m/s e Flap a 0°	
TAS Ostacolo/Intruder	<i>[34m/s, 38m/s]</i>
TAS FLARE: 29m/s e Flap a 35°	
TAS Ostacolo/Intruder	<i>[27m/s, 31m/s]</i>

**Tabella 6-7 – Variabili incerte per le analisi Montecarlo.**

Prima di effettuare i test Montecarlo sono stati effettuati numerosi test propedeutici di tipo deterministico, allo scopo di verificare l'integrazione dei moduli SW di Collision Avoidance e le loro prestazioni in casi test predefiniti.

I test Montecarlo eseguiti si riferiscono a due diverse ipotesi fatte sugli errori di misura del sistema di sensori ODID, si possono considerare pertanto due campagne di test:

1. Supponendo l'utilizzo del Radar con l'aggiunta dei sensori elettroottici (configurazione standard);
2. Supponendo l'utilizzo del solo Radar (si ha essenzialmente, rispetto al caso standard, un deterioramento delle prestazioni in termini di deviazione standard degli errori di misura).

I risultati di queste due campagne di test hanno mostrato (Tabella 6-8 e Tabella 6-9) che la presenza dei sensori EO, per i parametri di prestazione definiti, non è da ritenersi considerevole.

$x$	$\mu$	$\sigma$	$y: Pr(x \leq y) = 0.95$	$y: Pr(x \leq y) = 0.99$
$Se$ [m]	340.1	41.7	415.5	447.9
$Sm$ [m]	354.6	38.1	421.4	446.4
$D$ [m]	364.7	60.1	457.3	518.4
$ \Omega $ [deg]	23.3	9.3	38.8	41.2
$\alpha$ [deg]	4.0	0.8	5.2	5.8
$n_z$ [g]	1.15	0.05	1.21	1.27
$ P_{Body} $ [deg]	25.4	5.4	34.7	36.1

Tabella 6-8 – Valori degli indici di prestazioni relativi al TEST 1

$x$	$\mu$	$\sigma$	$y: Pr(x \leq y) = 0.95$	$y: Pr(x \leq y) = 0.99$
$Se$ [m]	348.1	48.4	416.3	440.6
$Sm$ [m]	359.8	45.6	423.3	547.7
$D$ [m]	367.1	61.2	456.3	539.0
$ \Omega $ [deg]	21.0	9.1	37.7	41.6
$\alpha$ [deg]	4.3	0.9	5.6	6.3
$n_z$ [g]	1.16	0.06	1.23	1.29
$ P_{Body} $ [deg]	23.61	6.55	34.3	36.1

Tabella 6-9 – Valori degli indici di prestazioni relativi al TEST 2

## 6.10 Test Real-time

I test real-time eseguiti sull'Iron Bird della piattaforma FLARE hanno i seguenti obiettivi:

- verificare il funzionamento e la sicurezza del modulo *AD-GNC* (con particolare riferimento alle funzionalità di ACA) nel sistema integrato (*Autonomous GNC* comprensivo degli algoritmi *Application Dependent* e di quelli *Facility Dependent*);
- verificare il corretto funzionamento dell'*Autonomous GNC* (con particolare riferimento alle funzionalità di ACA) in relazione all'interazione con la *Ground Control Station*;
- consentire la definizione di un giudizio soggettivo delle prestazioni e del comportamento dell'*AD-GNC* (con particolare riferimento alle funzionalità di ACA);
- dimostrare le funzionalità dell'*AD-GNC* (con particolare riferimento alle funzionalità di ACA) in tempo reale.

In particolare, viene riportato solo la parte di test Real-time relativa alla verifica delle funzionalità di ACA. Nel complesso sono stati eseguiti 15 test Real-time, al fine di coprire il maggior numero di condizioni di test. Allo scopo di non appesantire il presente lavoro, mostrando i risultati di tutti i test, di seguito si riportano solo le condizioni di test (Tabella 6-10) ed i risultati di un solo test real-time, scelto a caso tra i 15 eseguiti.

Scenario di conflitto	Tipologia di scenario di conflitto	
	Orientamento geografico della pista [deg]	-120
	Quota di volo di entrambi i velivoli [m]	200
	Angolo tra le traiettorie di collisione $\chi_A$ [deg]	15
Sensori di navigazione e ODID	Errori dei sensori di navigazione	SI
	Errori del sistema di sensori ODID	SI
	Limitazione campo di vista sistema di sensori ODID	SI
Vento	Intensità [m/s]	0
	Direzione in assi pista [deg]	N/A
	Turbolenza	NO
	Intensità raffica [m/s]	0
	Intervallo di attivazione raffica [s]	N/A
Velivolo FLARE	True air speed FLARE [m/s]	36
	Posizione Flap FLARE [deg]	0
Ostacolo virtuale	True air speed Intruder [m/s]	36
	Ascissa di FLARE nell'istante in cui compare ostacolo virtuale [m]	2200

**Tabella 6-10 – Condizioni del test Real-time**

Da ogni singolo test, ci si aspetta che siano soddisfatti i seguenti requisiti:

1. La manovra di CA faccia in modo che sia evitata la safety bubble di raggio  $R_0 = 500\text{ft}$  (152.4m) che circonda l'ostacolo. Per far ciò, tenendo conto degli errori dei sensori ODID e di navigazione, l'algoritmo dovrà dare riferimenti all'autopilota tali da cercare la tangenza tra il velivolo FLARE e la sfera di raggio  $R = 1000\text{ft}$  (304.8m) centrata nell'ostacolo;
2. Il modulo "ACA\_Conditioning" fornisca in uscita la variabile ODID\_State, coerentemente con i segnali (ODID\_DIAG, Nintr, ODID\_Mode, r, PSI\_body) provenienti del sistema ODID, posizione e velocità dell'ostacolo anche quando questo esce dal campo di vista del sensore ODID (mediante una propagazione lineare degli ultimi dati raccolti);
3. Il modulo "ACA\_on/off\_Logic" fornisca in uscita, alla "Mission\_Automation\_Logic", la variabile ACA\_State, coerentemente con i segnali (ODID\_State, r\_ACA, r\_dot\_ACA, Conflict\_Detection\_ACA)



- provenienti dal modulo “ACA\_Conditioning”, in base al quale si abilita la funzionalità di CA;
4. Il modulo “Collision\_Avoidance\_Module” fornisca in uscita opportuni riferimenti in ingresso all’autopilota, quando è in corso una manovra di CA, e che questo li inseguia secondo specifiche;
  5. Durante la manovra di CA, alcuni parametri quali: fattore di carico verticale  $n_z$ , angolo di attacco  $\alpha$ , velocità angolare  $|P_{body}|$ , non risultino troppo elevati da compromettere la sicurezza del volo e l’integrità strutturale del velivolo;
  6. Durante la manovra di CA, la traiettoria del velivolo FLARE (misurata) sia tangente, o quantomeno prossima a questa condizione, alla sfera di raggio  $R = 1000\text{ft}$  (304.8m) centrata nella posizione (misurata) nell’ostacolo;
  7. La manovra di CA tenda a minimizzare lo scostamento 4D dalla traiettoria nominale del velivolo FLARE;
  8. Lo stimatore del vento dia in uscita valori non dissimili alle condizioni di vento simulato.

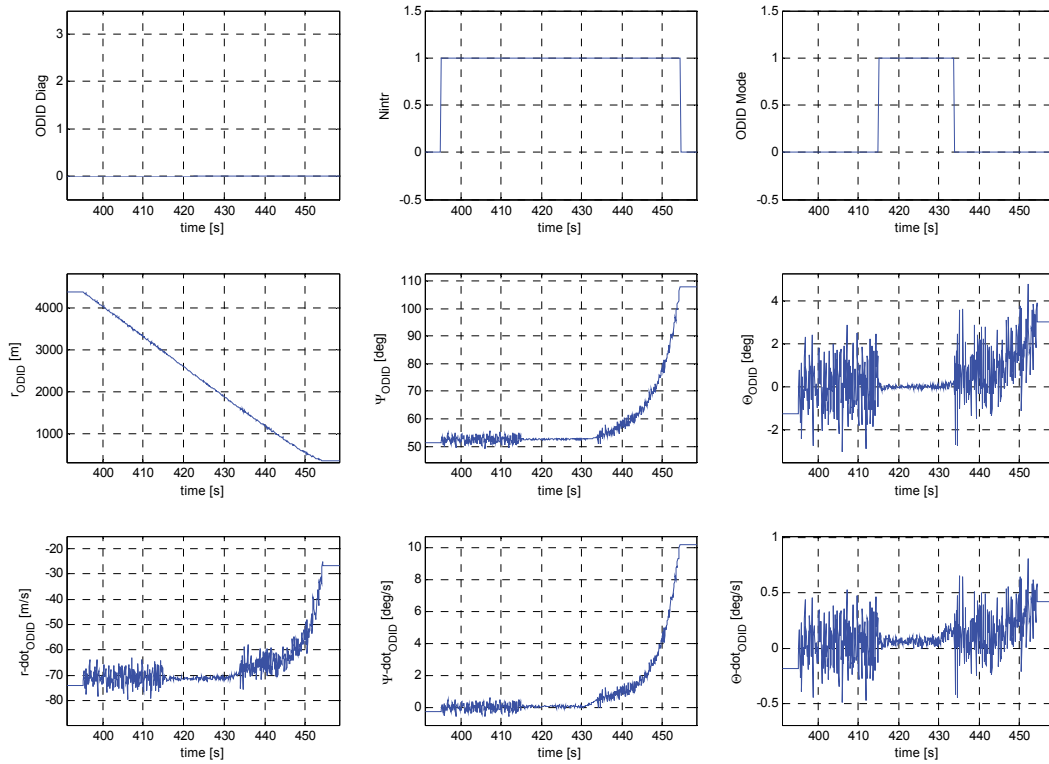


Figura 6-17 – Segnali in uscita dal sistema di sensori ODID

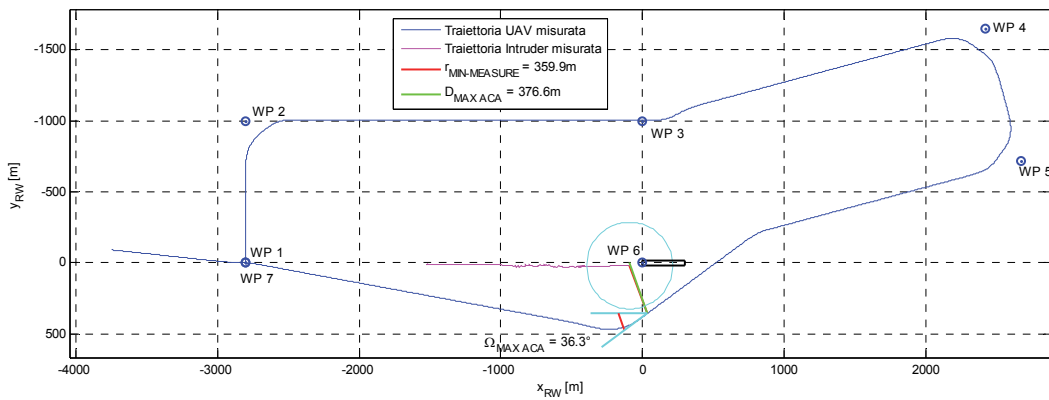


Figura 6-18 – Vista 2D delle traiettorie di conflitto<sup>3</sup>

<sup>3</sup> **Nota:** La traiettoria dal punto iniziale al wp1 non è mostrata. Possibile collisione rilevata tra wp5 e wp6

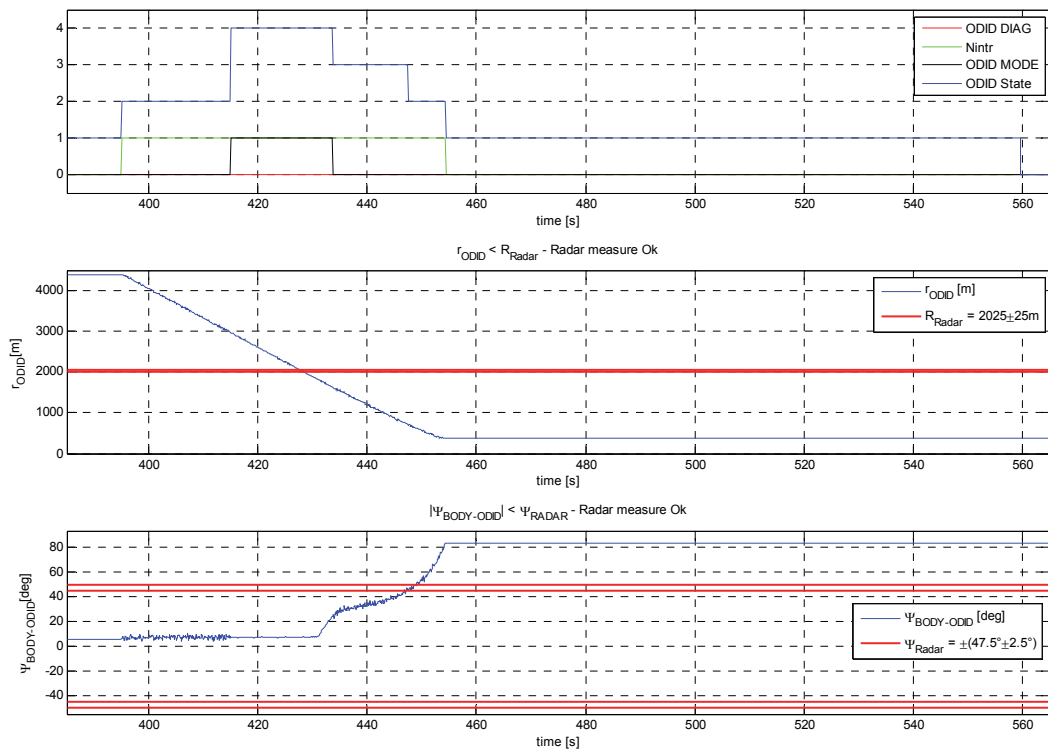


Figura 6-19 – Sensor Conditioning Logic

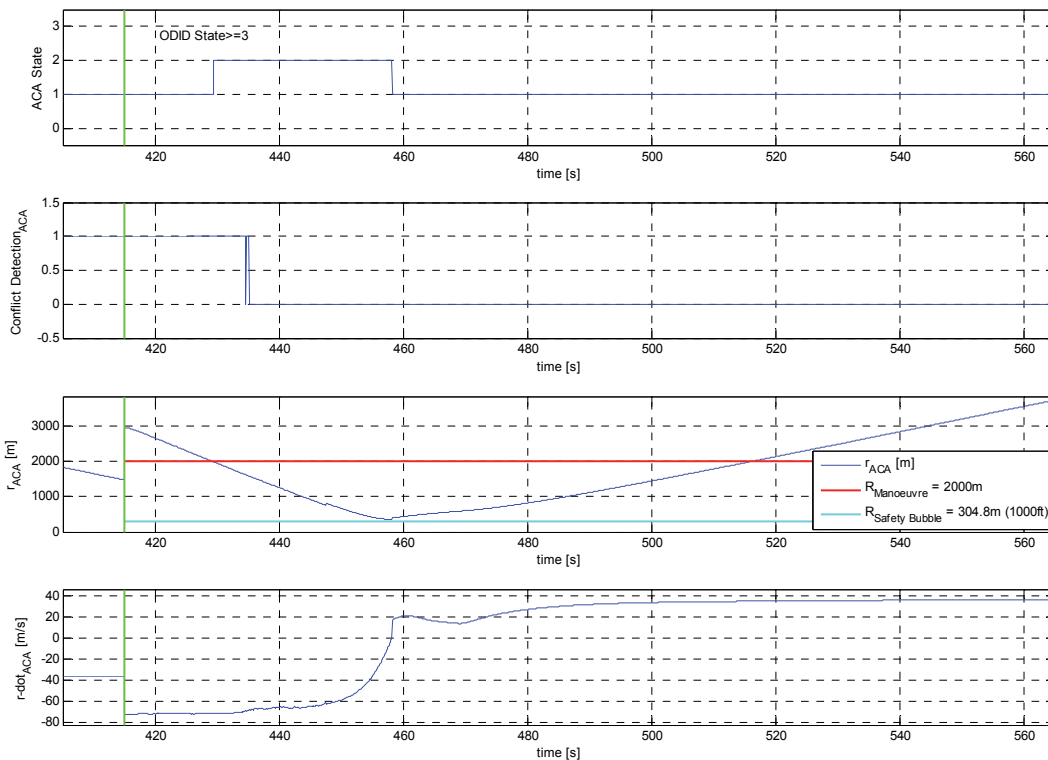


Figura 6-20 – Flight Modality Logic ACA

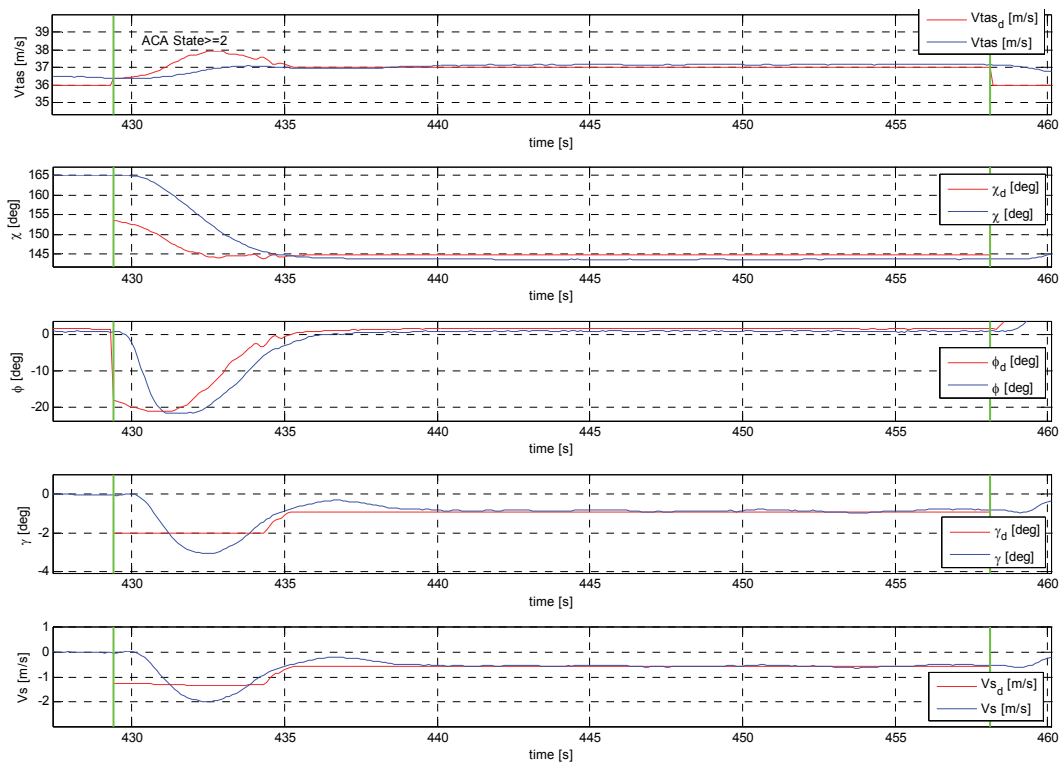


Figura 6-21 – Riferimenti durante la manovra di CA

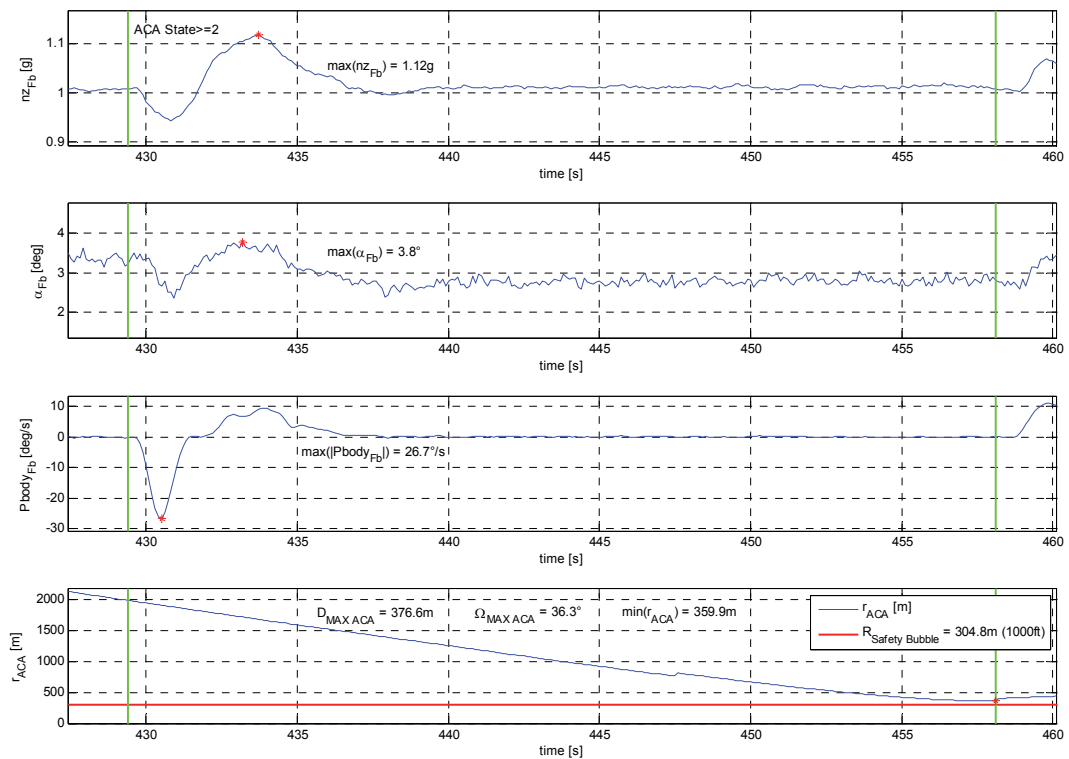


Figura 6-22 – Parametri di prestazione durante la manovra di CA

Figura 6-17 e Figura 6-18 mostrano il soddisfacimento del requisito (1).  
Figura 6-19 mostra il soddisfacimento del requisito (2). Figura 6-20 mostra il  
soddisfacimento del requisito (3). Figura 6-21 mostra il soddisfacimento del  
requisito (4). Figura 6-22 mostra il soddisfacimento dei requisiti (5)(6)(7).

Relativamente ad ogni singolo test in volo che verrà pianificato, invece, sarà  
condotta una fase di test Real-time apposita, effettuata sulle versioni del  
software più aggiornate disponibili al momento di andare in volo.

# 7 PIANIFICAZIONE ED ESECUZIONE DEI TEST IN VOLO

## 7.1 Definizione e pianificazione delle prove volo

La campagna di test in volo per il modulo ACA può essere divisa in due sessioni, di seguito elencate:

- S1. Test con *ostacolo virtuale mobile* e vettore velocità costante nel tempo;
- S2. Test con *velivolo intruder* (velivolo della medesima classe del laboratorio volante – Tecnam-P92), al fine di verificare le prestazioni del sistema ACA, ovvero la capacità di evitare l'ostacolo in maniera autonoma.

La prima sessione di test è propedeutica alla seconda. Nel presente capitolo vengono inoltre affrontate le seguenti questioni:

- Concepire dei tool di ausilio al Flight Test Engineer (implementati nella stazione di terra), in modo da garantire un supporto alle manovre che dovrà effettuare il pilota del velivolo intruder;
- Determinare, in *assenza di vento*, la geometria dei circuiti percorsi dai velivoli  $A/C_A$  e  $A/C_B$ , per scenari di conflitto frontale e laterale.

## 7.2 Definizione della procedura e delle traiettorie di volo in condizioni nominali

L'area di volo all'interno della quale sono vincolati sia il laboratorio volante che l'intruder, al fine di poter effettuare il corretto up/down link con la

stazione di terra (EWS), è di tipo circolare, di raggio  $R_A = 3,5$  km come mostrato in Figura 7-1, Figura 7-2, Figura 7-3 e Figura 7-4. Durante i test in volo ed in assenza di ostacoli in rotta di collisione con il laboratorio volante, FLARE si trova ad operare nella modalità inseguimento way-point e può percorrere due traiettorie, una prima individuata dai way-point 1-2-3-4-5 (Figura 7-1 e Figura 7-2) o una seconda individuata dai way-point 1-2-3-4-5-6-7 (Figura 7-3 e Figura 7-4). L'asse x è orientato secondo il verso di decollo del velivolo, che è sempre *contro vento*. Pertanto, assegnato il verso positivo del vento, si distinguono due casi per ogni circuito:

- **Caso A** (Figura 7-1 e Figura 7-3), per vento negativo (quando FLARE decolla con la prua rivolta a  $+60^\circ$  rispetto al nord geografico);
- **Caso B** (Figura 7-2 e Figura 7-4), per vento positivo (quando FLARE decolla con la prua rivolta a  $-120^\circ$  rispetto al nord geografico).

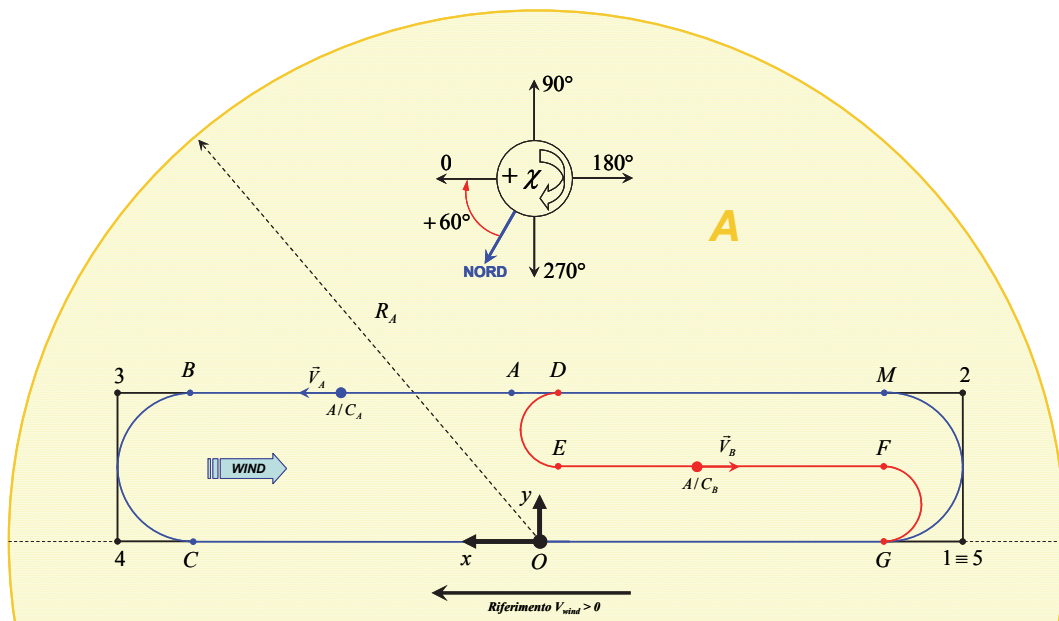


Figura 7-1 – Circuito 1: Scenario di conflitto frontale per vento negativo (A)

Way-point	$X_{RW}$ [m]	$Y_{RW}$ [m]	Altitude [m]	$\chi_{RW}$ [deg]	$\gamma$ [deg]	$V_{TAS}$ [m/s]	Capture verticale	Capture planare	Priority
1	-2800	0	h	90	0	36/29	0	0	0
2	-2800	1000	h	0	0	36/29	0	0	0
3	2800	1000	h	270	0	36/29	0	0	0
4	2800	0	h	180	0	36/29	0	0	0
5	-2800	0	h	180	0	36/29	0	1	0

Tabella 7-1 – Definizione lista way-point per Circuito 1 e scenario di conflitto frontale per vento negativo (A)



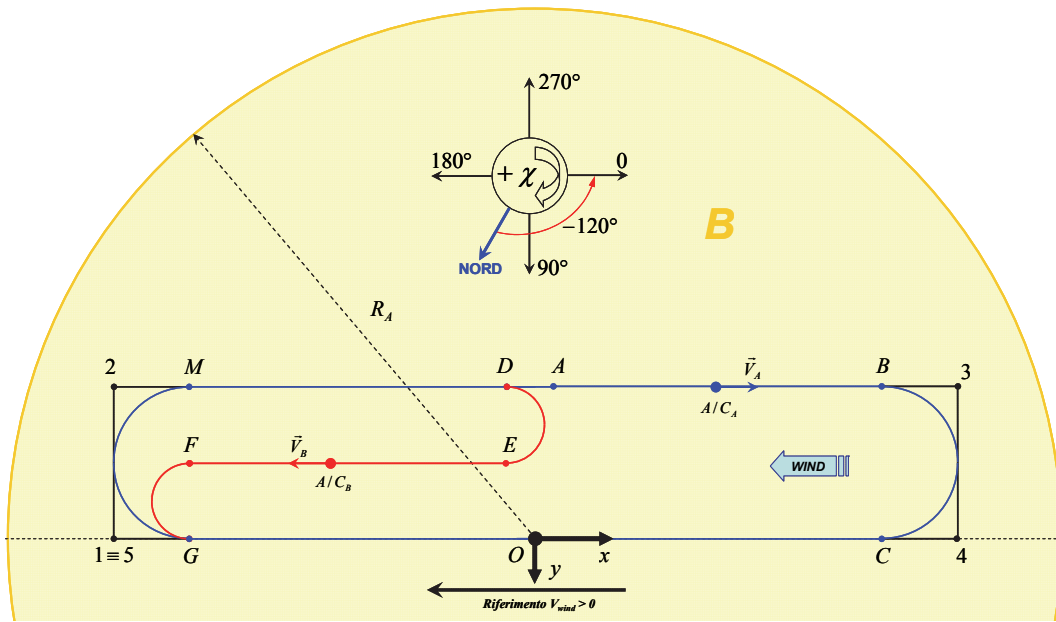


Figura 7-2 – Circuito 1: Scenario di conflitto frontale per vento positivo (B)

Way-point	$X_{RW}$ [m]	$Y_{RW}$ [m]	Altitude [m]	$\chi_{RW}$ [deg]	$\gamma$ [deg]	$V_{TAS}$ [m/s]	Capture verticale	Capture planare	Priority
1	-2800	0	h	270	0	36/29	0	0	0
2	-2800	-1000	h	0	0	36/29	0	0	0
3	2800	-1000	h	90	0	36/29	0	0	0
4	2800	0	h	180	0	36/29	0	0	0
5	-2800	0	h	180	0	36/29	0	1	0

Tabella 7-2 – Definizione lista way-point per Circuito 1 e scenario di conflitto frontale per vento positivo (B)

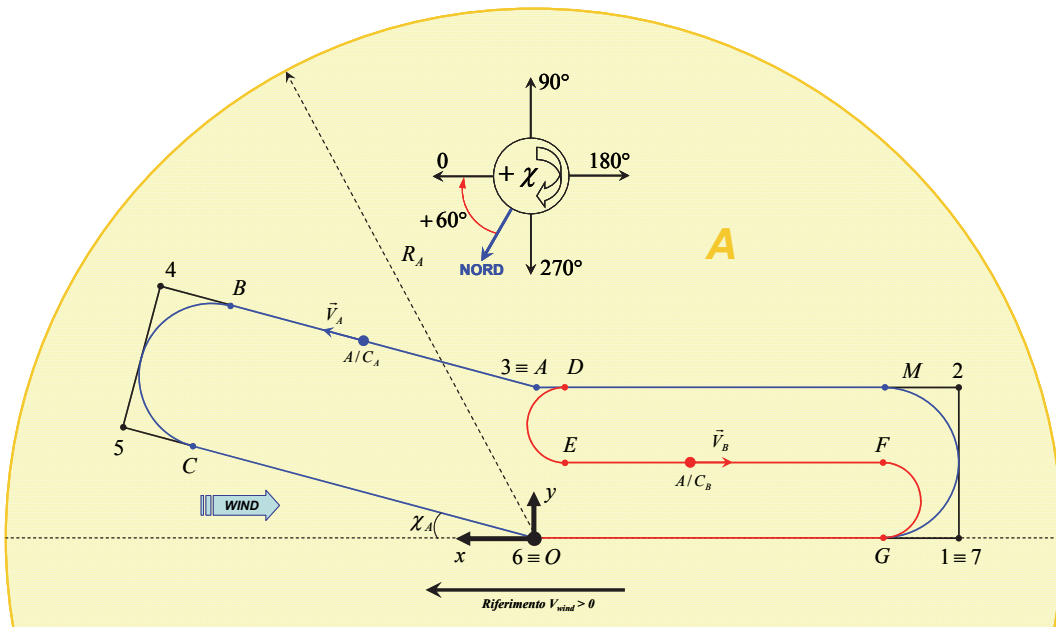


Figura 7-3 – Circuito 2: Scenario di conflitto laterale per vento negativo (A)

Way-point	$X_{RW}$ [m]	$Y_{RW}$ [m]	Altitude [m]	$\chi_{RW}$ [deg]	$\gamma$ [deg]	$V_{TAS}$ [m/s]	Capture verticale	Capture planare	Priority
1	-2800	0	h	90	0	36/29	0	0	0
2	-2800	1000	h	0	0	36/29	0	0	0
3	0	1000	h	15	0	36/29	0	1	0
4	2420	1650	h	285	0	36/29	0	0	0
5	2670	715	h	195	0	36/29	0	0	0
6	0	0	h	180	0	36/29	0	0	0
7	-2800	0	h	180	0	36/29	0	1	0

Tabella 7-3 – Definizione lista way-point per Circuito 2 e scenario di conflitto laterale per vento negativo (A)

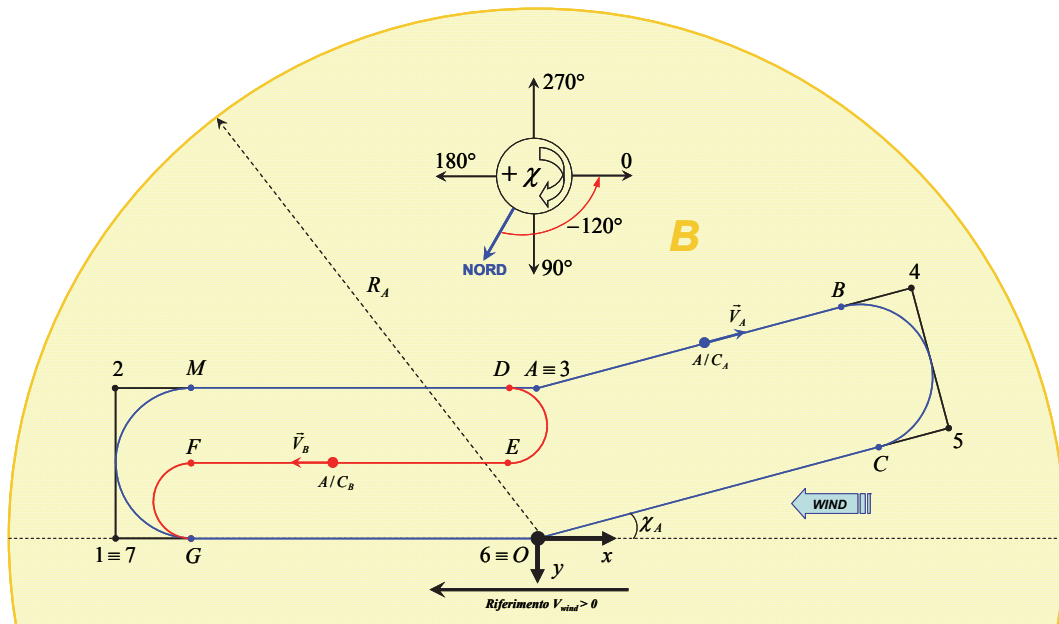


Figura 7-4 – Circuito 2: Scenario di conflitto laterale per vento positivo (B)

Way-point	$X_{RW}$ [m]	$Y_{RW}$ [m]	Altitude [m]	$\chi_{RW}$ [deg]	$\gamma$ [deg]	$V_{TAS}$ [m/s]	Capture verticale	Capture planare	Priority
1	-2800	0	h	270	0	36/29	0	0	0
2	-2800	-1000	h	0	0	36/29	0	0	0
3	0	-1000	h	345	0	36/29	0	1	0
4	2420	-1650	h	75	0	36/29	0	0	0
5	2670	-715	h	165	0	36/29	0	0	0
6	0	0	h	180	0	36/29	0	0	0
7	-2800	0	h	180	0	36/29	0	1	0

Tabella 7-4 – Definizione lista way-point per Circuito 2 e scenario di conflitto laterale per vento positivo (B)

### 7.3 Procedura di gestione dell'esperimento di Collision Avoidance

Si vuole definire una procedura per fare in modo d'innescare condizioni di conflitto tra i velivoli  $A/C_A$  e  $A/C_B$ , sia per lo scenario di conflitto frontale che laterale.

Figura 7-1, Figura 7-2, Figura 7-3 e Figura 7-4 mostrano che il circuito *D-E-F-G-O* percorso dal velivolo intruder ( $A/C_B$ ) è il medesimo (in forma e dimensioni) sia per conflitto frontale che laterale. In più in assenza di vento

$$V_B^{TAS} = V_A^{TAS} .$$

La procedura di gestione dell'ostacolo virtuale per la sessione di volo S1 prevede le seguenti fasi:

1. Dopo che il velivolo  $A/C_A$  è decollato e prima di azionare il “Test Request” è necessario scegliere la velocità inerziale dell'ostacolo virtuale (36m/s non flappato, 29m/s flappato) e l'ascissa del velivolo  $A/C_A$  al di sotto della quale l'ostacolo può essere ingaggiato, la Tabella 7-5 che segue illustra le otto possibili scelte di ostacolo virtuale;

Tipo ostacolo Virtuale	Velocità Ostacolo [m/s]	Ascissa di Ingaggio [m]
A	36	1800
B	36	2000
C	36	2200
D	36	2400
E	29	1800
F	29	2000
G	29	2200
H	29	2400

**Tabella 7-5 – Tipologie di ostacoli virtuali**

2. Dopo aver attivato il “Test Request”, il velivolo  $A/C_A$  si muove sul circuito (*A-B-C-O-G-M*) in modalità inseguimento di way-point, quando questo si trova sul tratto AB, il Flight Test Engineer deve abilitare, tramite la EWS, l'algoritmo di ACA e contestualmente la modalità ostacolo virtuale;

3. Alla fine del test l'algoritmo di ACA e contestualmente la modalità ostacolo virtuale vanno disabilitate, per poi essere riabilite nel test successivo.

La procedura di gestione dell'intruder ai fini della sincronizzazione per la sessione S2 prevede le seguenti fasi:

1. Il velivolo  $A/C_A$  si muove sul circuito ( $A-B-C-O-G-M$ ) in modalità inseguimento di way-point, il velivolo  $A/C_B$  lo segue ad una distanza  $\Delta_{AB} \approx 200m$ , alla medesima quota e velocità (Figura 7-1, Figura 7-2, Figura 7-3 e Figura 7-4);
2. Quando il velivolo intruder  $A/C_B$  si troverà sul tratto  $MD$  (in prossimità di  $M$ ) alla medesima quota e velocità di FLARE, il pilota dell'intruder comunicherà al Flight Test Engineer (che si trova nella stazione di terra) quota di volo e  $V_B^{TAS}$  che il Flight Test Engineer annoterà;
3. Quando il velivolo  $A/C_B$  si troverà sul tratto  $MD$  (sufficientemente prima del punto  $D$ ) il Flight Test Engineer comunicherà al pilota dell'intruder che la prossima manovra che dovrà eseguire sarà una virata corretta di  $180^\circ$  verso sinistra nel caso A (verso destra nel caso B), con  $\bar{\varphi} = 35^\circ$  (valore medio) ed alla quota e velocità precedentemente comunicate alla stazione di terra;
4. Quando il velivolo  $A/C_B$  si troverà sul punto  $D$ , il Flight Test Engineer, osservando le traiettorie sull'interfaccia grafica installata nella stazione di terra, comunicherà al pilota dell'intruder il "go" per la virata;
5. Una volta che il velivolo  $A/C_B$  avrà effettuato la virata, il Flight Test Engineer verificherà che il velivolo  $A/C_B$  si trovi sul tratto  $EF$  e che lo percorre senza discostarsi dallo stesso. Se ciò non avvenisse il Flight Test Engineer si avvarrà di un tool, implementato nella stazione di

terra, che fornirà la correzione dell'angolo di heading che permetterà all'intruder di andare verso il punto  $F$  (vedi paragrafo 7.4 per una definizione di dettaglio dei requisiti del tool). Eventualmente, il Flight Test Engineer comunicherà al pilota dell'intruder la variazione dell'angolo di heading  $\Delta\psi_B$  da eseguire;

6. Quando il velivolo  $A/C_B$  si troverà sul tratto  $EF$  (sufficientemente prima del punto  $F$ ) il Flight Test Engineer comunicherà al pilota dell'intruder che la prossima manovra che dovrà eseguire sarà una virata corretta di  $180^\circ$  verso destra nel caso A (verso sinistra nel caso B), con  $\bar{\varphi} = 35^\circ$  (valore medio) mantenendo costanti quota e velocità. Con una frase del tipo: "Preparati a virare a destra/sinistra di  $180^\circ$ , con angolo di roll medio di  $35^\circ$  al mio go, mantenendo quota e velocità";
7. Quando il velivolo  $A/C_B$  si troverà sul punto  $F$ , il Flight Test Engineer, osservando le traiettorie sull'interfaccia grafica installata nella stazione di terra, comunicherà al pilota dell'intruder il "go" per la virata;
8. Una volta che il velivolo  $A/C_B$  avrà effettuato questa seconda virata, il Flight Test Engineer comunicherà al pilota dell'intruder di allinearsi alla pista;
9. Quando il velivolo  $A/C_B$  si trova sul tratto  $GO$ , il Flight Test Engineer può avvalersi di un tool, implementato nella stazione di terra, che fornisce la variazione di True Air Speed  $\Delta V_B^{TAS}$  da eseguire, che verrà comunicata al pilota dell'intruder.

#### **7.4 Requisiti per la stazione di monitoraggio del volo dell'intruder**

Per eseguire la procedura di sincronizzazione così come descritta nel paragrafo precedente, il Flight Test Engineer, osservando l'interfaccia grafica

installata nella stazione di terra, potrà avere a disposizione due tipologie di tool:

- Il primo che gli permetterà di dare al pilota dell'intruder indicazioni sulla direzione da seguire, correggendo l'angolo di Heading, quando il velivolo  $A/C_B$  percorrerà il tratto  $EF$ ;
- Il secondo che gli permetterà di dare al pilota dell'intruder indicazioni sulla variazione di True Air Speed  $\Delta V_B^{TAS}$  da adottare, quando il velivolo  $A/C_B$  percorrerà il tratto  $GO$ .

#### 7.4.1 Correzione dell'angolo di Heading dell'intruder sul tratto EF

Si suppone che per un motivo qualsiasi (es. errore del pilota nell'eseguire la prima virata, vento laterale alla pista, ecc...) dopo la prima virata il velivolo intruder non si trovi nel punto  $E$  (Figura 7-5), ma in  $E'$  (appartenente ad un intorno di  $E$ ) e che il suo vettore velocità non sia parallelo al tratto  $EF$ . Pertanto, se l'intruder continuasse a mantenere questa direzione, dopo un tempo  $\tau_{EF}$  dalla fine della prima virata, l'intruder non si troverebbe più in  $F$  con il vettore velocità atteso, ma in un punto diverso.

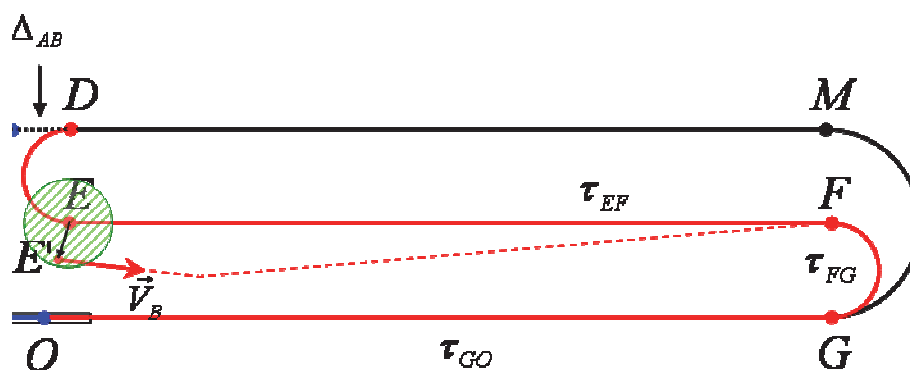


Figura 7-5 – Deviazione dell'intruder della traiettoria nominale sul tratto EF

Dunque, al fine di portarsi nel punto  $F$ , sarà necessario che il Flight Test Engineer comunichi al pilota dell'intruder la necessità di effettuare una

variazione di direzione, quantificabile in una variazione  $\Delta\psi_B$  dell'angolo di Heading, che riporti il velivolo nel punto  $F$ .

Nota la posizione e la velocità GPS del velivolo intruder, con la frequenza di 1Hz, è possibile conoscere la posizione del punto  $E'$  e l'angolo di track  $\chi_B$  del vettore  $\vec{V}_B^I$  nel riferimento assi pista. Nota anche la posizione, nel riferimento assi pista, del punto  $F$  è possibile definire il vettore  $\overrightarrow{E'F}$  e

dunque l'angolo di track desiderato  $\chi_B^d = \text{tg}^{-1}\left(\frac{\left(\overrightarrow{E'F}\right)_Y}{\left(\overrightarrow{E'F}\right)_X}\right)$  che porterebbe il

velivolo intruder in  $F$  se la variazione di direzione avvenisse istantaneamente. Pertanto, è possibile valutare la variazione dell'angolo di heading desiderata come:  $\Delta\psi_B \cong \chi_B^d - \chi_B$ . Si è stimato che tale correzione è valida anche in presenza di vento laterale.

#### 7.4.2 Correzione della True Air Speed dell'intruder sul tratto GO

Si suppone che per un motivo qualsiasi dopo la seconda virata il velivolo intruder non si trovi nel punto  $G$  (Figura 7-6), ma in  $G'$  (appartenente ad un intorno di  $G$ ), e che il suo vettore velocità punti verso il centro della pista  $O$  (così come indicato dal Flight Test Engineer al pilota dell'intruder). Si suppone, inoltre, che il velivolo intruder arrivi in  $G'$  in un istante diverso da quello previsto per una traiettoria  $D-E-F-G$  nominale. Pertanto, l'intruder, a valle della seconda virata può essere sfasato (rispetto alla traiettoria 4D nominale) sia da un punto di vista spaziale ( $G' \neq G$ ) e sia da un punto di vista temporale (tempo di percorrenza effettivo di  $D-E-F-G' \neq$  tempo di percorrenza nominale di  $D-E-F-G$ ).



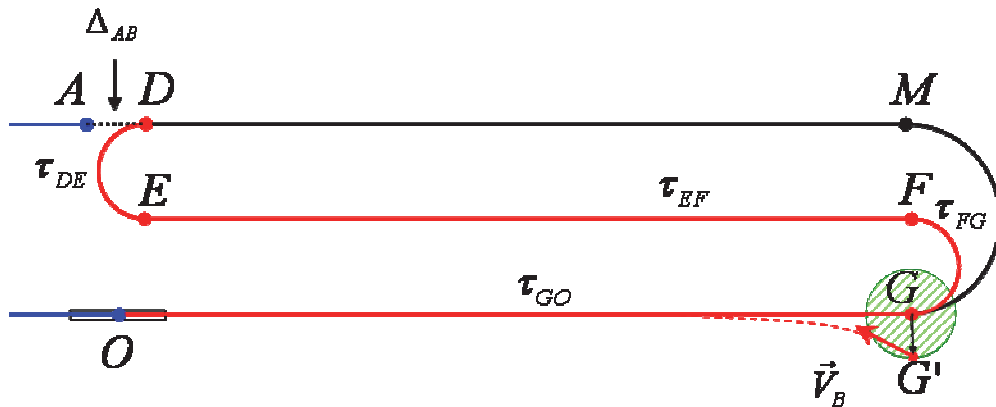


Figura 7-6 – Deviazione dell'intruder della traiettoria nominale sul tratto GO

Dunque, al fine di portarsi nel punto  $O$  nel tempo richiesto, sarà necessario che il Flight Test Engineer comunichi al pilota dell'intruder la necessità di effettuare una variazione di velocità, quantificabile in una variazione  $\Delta V_B^{TAS}$  della True Air Speed, che porti il velivolo intruder nel punto  $O$  nei tempi definiti.

Nota la posizione e la velocità GPS del velivolo intruder ( $A/C_B$ ), con la frequenza di 1Hz, è possibile conoscere la posizione del punto  $G'$  e il modulo del vettore  $\vec{V}_B^I$  nel riferimento assi pista. Nota la posizione e la velocità GPS del velivolo  $A/C_A$ , con la frequenza di 10Hz, è possibile conoscere la sua posizione  $C'$  (Figura 7-1, Figura 7-2 Figura 7-3 e Figura 7-4) e il modulo del vettore  $\vec{V}_A^I$  (relativi all'istante in cui il velivolo  $A/C_B$  si trova in  $G'$ ) nel riferimento assi pista. Nota la posizione del punto  $O$ , nel riferimento assi pista, è possibile definire le distanze  $d_A = \|\vec{C'O}\|$  e  $d_B = \|\vec{G'O}\|$ , rispettivamente, dei velivoli  $A/C_A$  e  $A/C_B$  dal punto  $O$ , con la frequenza di 1Hz. Dunque, imponendo che entrambi i velivoli impieghino lo stesso tempo a raggiungere il punto  $O$ , si ha:

$$\tau_{G'O} \equiv \frac{d_B}{(V_B^I)^d} = \frac{d_A}{V_A^I} \equiv \tau_{C'O} \Rightarrow (V_B^I)^d = V_A^I \frac{d_B}{d_A}.$$

Pertanto, è possibile valutare la variazione di True Air Speed desiderata

come:  $\Delta V_B^{TAS} \cong (V_B^I)^d - V_B^I$ .

## 7.5 Pianificazione delle sessioni di volo

Il tempo effettivo di prova in volo è stato fissato in massimo 40 minuti. Tale tempo è legato al tempo massimo di registrazione di 30 minuti (limitato dalla dimensione della memoria dell’FDR). Il volo è completato da altre due fasi:

1. Taxi, decollo, arrivo nella posizione iniziale pre-prova (5 minuti);
2. Avvicinamento, atterraggio e taxi (5 minuti).

Volendo eseguire almeno 5 test per volo, ogni test dovrà durare 360 secondi (6 minuti) che corrispondono ad un circuito di lunghezza media 13 km, considerando una velocità di percorrenza media di FLARE pari a 36 m/s.

I circuiti di Figura 7-1, Figura 7-2, Figura 7-3 e Figura 7-4 non superano i 13 km di lunghezza complessiva (questo permette di usare per tutte le prove in volo sempre gli stessi percorsi), i diversi segmenti che li costituiscono hanno una lunghezza tale da consentire curve di raccordo con raggi di curvatura compatibili con il velivolo e le velocità di percorrenza.

I circuiti di Figura 7-1, Figura 7-2, Figura 7-3 e Figura 7-4 sono tutti inscritti all’interno di una regione semi-circolare di raggio 3,5 km, centrata nella pista.

La Tabella 7-6 mostra il numero di voli da eseguire per ogni sessione, infatti sono pianificati i test da eseguire necessariamente, mentre ci si riserva la possibilità di ripetere alcuni voli, nel caso lo svolgimento del volo o i relativi risultati siano diversi da quelli attesi.

Sessione	Ore Volo	Numero Voli	Durata Volo	N. Test x Volo
S1	0.5	1	30'	5
S2	1.5	3	30'	5
<b>Totale</b>	<b>2.0</b>	<b>4</b>		

Tabella 7-6 – Pianificazione dei voli per le diverse sessioni

L'obiettivo della sessione di test S1 è quello di testare in via preliminare, in un ambiente "controllato", il funzionamento degli algoritmi di collision avoidance, in condizioni di massima sicurezza, prescindendo dal sistema ODID e dall'intruder. A tale scopo, si può definire uno scenario di collisione fatto di ostacoli "virtuali" mobili, di cui si può variare posizione, dimensione, velocità del vettore velocità.

Nel caso di ostacoli virtuali, il sistema ODID è simulato da un opportuno modello che porta in conto sia gli errori di misura che le limitazioni sul campo di vista degli stessi.

I test con ostacoli virtuali sono ritenuti necessari per i seguenti motivi:

- (*Sicurezza*) – Il data-link non viene simulato nelle prove Real-time di laboratorio;
- (*Sicurezza*) – L'esperienza passata ha mostrato che lo stesso software testato in laboratorio, quando compilato sul computer di bordo, non sempre esibisce lo stesso comportamento;
- (*Efficienza*) – Dai test con ostacoli virtuali è anche possibile trarre delle utili informazioni in merito alla sincronizzazione con l'intruder, eventualmente eseguendo tali test in presenza del pilota del velivolo intruder.

L'obiettivo dei test riguardanti la sessione S2 è quello di valutare la sensitività delle prestazioni dell'intero sistema di *Collision Avoidance (ACA+ODID)*, al variare delle condizioni operative di volo e dei vincoli

aerodinamici del laboratorio volante, in presenza di un velivolo intruder della stessa classe del laboratorio volante. I voli saranno condotti in specifiche condizioni di illuminazione solare, le stesse in cui il sistema ODID avrà dimostrato la sua efficacia durante i precedenti test. La sperimentazione S2 consisterà nell'introduzione nel volume di controllo di un unico ostacolo mobile (intruder) di dimensioni note e vettore velocità assegnato, costituito da un singolo velivolo. Il laboratorio volante dovrà essere autonomamente in grado di riconoscere la presenza dell'ostacolo attraverso il sistema di *Obstacle Detection* e di attivare la relativa manovra di evasione attraverso la funzionalità di *Collision Avoidance* implementata nel sistema GNC, garantendo, in accordo con i requisiti del sistema, una *miss distance* minima di 500 ft.

In questo caso l'esecuzione delle prove è condizionata sia al completamento della sessione S1 precedentemente indicata, sia al completamento delle prove di validazione e messa a punto in volo del modulo di *Obstacle Detection & Identification*.

## 7.6 Presentazione dei dati raccolti in volo

Le attività di sperimentazione in volo per la funzionalità di ACA sono state svolte in quattro voli:

- volo 84, del 29 Ottobre 2010;
- volo 86, del 22 Dicembre 2010;
- volo 87, del 09 Febbraio 2011;
- volo 88, del 11 Febbraio 2011;

effettuati presso il campo di volo "Delta Club" di Castel Volturno (CE).

Nei primi tre voli sono stati svolti cinque test per volo, mentre nell'ultimo volo solo due test, utilizzando in tutti i casi la versione 4p1p12 del SW operativo di volo.

Risultati che si attendono dai test:

- 1) Ci si aspetta che la manovra di CA faccia in modo che sia evitata la safety bubble di raggio  $R_0 = 500\text{ft}$  (152.4m) che circonda l'ostacolo. Per far ciò, tenendo conto degli errori dei sensori ODID e di navigazione, l'algoritmo dovrà dare riferimenti all'autopilota tali da cercare la tangenza tra il velivolo FLARE e la sfera di raggio  $R = 1000\text{ft}$  (304.8m) centrata nell'ostacolo;
- 2) Ci si aspetta che, durante la manovra di CA, alcuni parametri quali: fattore di carico verticale  $n_z$ , angolo di attacco  $\alpha$ , velocità angolare  $|\dot{P}_{\text{body}}|$ , non risultino troppo elevati da compromettere la sicurezza del volo e l'integrità strutturale del velivolo;
- 3) Ci si aspetta che, durante la manovra di CA, la traiettoria del velivolo FLARE (misurata) sia tangente, o quantomeno prossima a questa condizione, alla sfera di raggio  $R = 1000\text{ft}$  (304.8m) centrata nella posizione (misurata) nell'ostacolo;
- 4) Ci si aspetta che la manovra di CA tenda a minimizzare lo scostamento 4D dalla traiettoria nominale del velivolo FLARE.

## 7.7 Volo n. 84 del 29 Ottobre 2010

Di seguito si riportano i risultati dei test effettuati nell'ambito del volo 84 il giorno 29 Ottobre 2010, presso il campo di volo di Castel Volturno (CE).

### 7.7.1 Descrizione generale del volo

- SOFTWARE IMPIEGATO: ver. 4p1p12;

- **OBIETTIVI:** Verifica delle funzionalità e delle prestazioni degli algoritmi di ACA in condizioni di funzionamento nominali in presenza di **singolo ostacolo virtuale**;
- **NUMERO DI TESTS TOTALI EFFETTUATI:** 5.

Si evidenzia che sono stati eseguiti con successo 5 test.

Sono state eseguite, pertanto, le seguenti operazioni:

- a) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto frontale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1580m (eseguita nel test 1);
  - b) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto frontale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1075m (eseguita nel test 2).
  - c) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto laterale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1600m (eseguita nel test 3);
  - d) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto laterale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1100m (eseguita nel test 4);
  - e) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto laterale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 830m (eseguita nel test 5).
- **CONDIZIONI ATMOSFERICHE E DEL VELIVOLO, ANOMALIE HARDWARE:**

Il peso del velivolo al decollo è di 554 kg circa.

Le condizioni meteorologiche a terra al momento del decollo sono:

- Temperatura: 19.5 °C;
- Pressione atmosferica: 1015.9 mbar;

- Vento al suolo: mediamente 2 knots da ENE;
- Umidità: 45%.

Non sono state riscontrate sensibili variazioni delle condizioni atmosferiche durante il volo. Il decollo è avvenuto dalla pista in direzione 06 (60 deg rispetto al Nord).

### 7.7.2 Risultati del volo

Test	1	2	3	4	5
Tipologia di conflitto [F/L]	F	F	L	L	L
Distanza d'inizio manovra [m]	1580	1075	1600	1100	830
Distanza misurata GPS [m]	354.8	316.3	320.2	308.3	262.4
Distanza misurata ODID [m]	371.8	314.0	334.4	304.9	299.0
Deviazione 4D dalla traiettoria nominale [m]	332.4	319.6	363.2	321.4	359.1
Rotazione vettore velocità [deg]	25.7	39.7	12.8	53.7	80.1
Massimo angolo di attacco [deg]	5.3	4.5	4.3	4.9	4.3
Massimo fattore di carico verticale [g]	1.18	1.22	1.19	1.22	1.33
Massima velocità angolare [deg/s]	31.1	30.5	26.8	31.0	37.2

Tabella 7-7 – Risultati sintetici degli indici di performance dei test per il volo 84

Durante il *debriefing* viene rilevato che:

- Il pilota ha commentato positivamente le manovre di Collision Avoidance, definite tutte abbastanza morbide;
- La prima e la quarta manovra, anche se sono state eseguite ad angoli di rollio minori rispetto alle altre, sono state maggiormente avvertite dal pilota in quanto il sistema ha manovrato il velivolo senza ridurre apprezzabilmente la manetta;
- FLARE è decollato con 21 kg di carburante, consumandone 15 circa durante il volo.

## 7.8 Volo n. 86 del 22 Dicembre 2010

Di seguito si riportano i risultati dei test effettuati nell'ambito del volo 86 il giorno 22 Dicembre 2010, presso il campo di volo di Castel Volturno (CE).

### 7.8.1 Descrizione generale del volo

- SOFTWARE IMPIEGATO: ver. 4p1p12;
- OBIETTIVI: Verifica delle funzionalità e delle prestazioni degli algoritmi di ACA in condizioni di funzionamento nominali in presenza di **singolo velivolo intruder**;
- NUMERO DI TESTS TOTALI EFFETTUATI: 5.

Si evidenzia che sono stati eseguiti con successo 5 test.

Sono state eseguite, pertanto, le seguenti operazioni:

- f) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto frontale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1700m (eseguita nel test 1);
- g) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto frontale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1794m (eseguita nel test 2).
- h) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto frontale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1840m (eseguita nel test 3);
- i) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto frontale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1817m (eseguita nel test 4);
- j) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto frontale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 2027m (eseguita nel test 5).



- CONDIZIONI ATMOSFERICHE E DEL VELIVOLO, ANOMALIE HARDWARE:

Il peso del velivolo al decollo è di 556 kg circa.

Le condizioni meteorologiche a terra al momento del decollo sono:

- Temperatura: 13.8 °C;
- Pressione atmosferica: 1007.6 mbar;
- Vento al suolo: mediamente 1 knots da WSW;
- Umidità: 62%.

Non sono state riscontrate sensibili variazioni delle condizioni atmosferiche durante il volo. Il decollo è avvenuto dalla pista in direzione 06 (60 deg rispetto al Nord).

## 7.8.2 Risultati del volo

Test	1	2	3	4	5
Tipologia di conflitto [F/L]	F	F	F	F	F
Distanza d'inizio manovra [m]	1700	1764	1840	1817	2027
Distanza misurata GPS [m]	276.9	500.6	423.5	532.5	367.5
Distanza misurata ODID [m]	311.3	283.3	300.5	291.4	339.6
Deviazione 4D dalla traiettoria nominale [m]	434.1	540.4	540.0	489.7	519.5
Rotazione vettore velocità [deg]	37.7	56.6	48.2	42.8	44.1
Massimo angolo di attacco [deg]	5.5	5.3	4.4	4.9	5.6
Massimo fattore di carico verticale [g]	1.25	1.27	1.20	1.30	1.20
Massima velocità angolare [deg/s]	33.6	33.6	27.8	27.1	32.6

Tabella 7-8 – Risultati sintetici degli indici di performance dei test per il volo 86

Durante il *debriefing* viene rilevato che:

- Il pilota ha commentato positivamente le manovre di Collision Avoidance, definite molto graduali. In tutte e cinque le occasioni FLARE ha eseguito correzioni secondarie dopo la prima virata;
- Il pilota non ha commenti in particolare circa eventuali migliorie da apportare alle manovre di Collision Avoidance eseguite;
- FLARE è decollato con 24 kg di carburante, consumandone 10 circa durante il volo;
- La missione si è svolta con lieve turbolenza.

## 7.9 Volo n. 87 del 9 Febbraio 2011

Di seguito si riportano i risultati dei test effettuati nell'ambito del volo 87 il giorno 9 Febbraio 2011, presso il campo di volo di Castel Volturno (CE).

### 7.9.1 Descrizione generale del volo

- SOFTWARE IMPIEGATO: ver. 4p1p12;
- OBIETTIVI: Verifica delle funzionalità e delle prestazioni degli algoritmi di ACA in condizioni di funzionamento nominali in presenza di **singolo velivolo intruder**;
- NUMERO DI TESTS TOTALI EFFETTUATI: 5.

Si evidenzia che sono stati eseguiti con successo 5 test.

Sono state eseguite, pertanto, le seguenti operazioni:

- a) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto laterale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1572m (eseguita nel test 1);

- b) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto laterale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1553m (eseguita nel test 2).
- c) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto laterale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1346m (eseguita nel test 3);
- d) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto laterale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1781m (eseguita nel test 4);
- e) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto laterale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1429m (eseguita nel test 5).

▪ CONDIZIONI ATMOSFERICHE E DEL VELIVOLO, ANOMALIE HARDWARE:

Il peso del velivolo al decollo è di 561 kg circa.

Le condizioni meteorologiche a terra al momento del decollo sono:

- Temperatura: 20.6 °C;
- Pressione atmosferica: 1016.1 mbar;
- Vento: 1 nodo da WSW;
- Umidità: 47%.

Non sono state riscontrate sensibili variazioni delle condizioni atmosferiche durante il volo. Il decollo è avvenuto dalla pista in direzione 24 (240 deg rispetto al Nord).

## 7.9.2 Risultati del volo

Test	1	2	3	4	5
Tipologia di conflitto [F/L]	L	L	L	L	L
Distanza d'inizio manovra [m]	1572	1553	1346	1781	1429
Distanza misurata GPS [m]	310.8	319.3	263.1	300.2	281.0
Distanza misurata ODID [m]	331.2	274.7	282.7	284.4	311.4
Deviazione 4D dalla traiettoria nominale [m]	147.4	504.6	349.4	498.8	341.5
Rotazione vettore velocità [deg]	0.5	58.1	47.6	56.8	20.4
Massimo angolo di attacco [deg]	3.8	4.4	5.2	4.4	4.3
Massimo fattore di carico verticale [g]	1.06	1.17	1.20	1.19	1.20
Massima velocità angolare [deg/s]	23.9	35.5	36.6	35.2	32.7

Tabella 7-9 – Risultati sintetici degli indici di performance dei test per il volo 87

Durante il *debriefing* viene rilevato che:

- Il pilota ha definito le manovre di Collision Avoidance molto graduali. In tutte e cinque le occasioni FLARE ha eseguito correzioni secondarie dopo la prima virata;
- Il pilota ha evidenziato che durante il secondo, il terzo ed il quarto test, FLARE ha eseguito la manovra di avoidance virando verso l'Intruder. La manovra, che ha comunque garantito il mantenimento della miss distance, è in contrasto con quanto previsto dalle normative per il volo a vista;
- FLARE è decollato con 28 kg di carburante, consumandone 10 circa durante il volo;
- La missione si è svolta con lieve turbolenza.

## 7.10 Volo n. 88 del 11 Febbraio 2011

Di seguito si riportano i risultati dei test effettuati nell'ambito del volo 88 il giorno 11 Febbraio 2011, presso il campo di volo di Castel Volturno (CE).

### 7.10.1 Descrizione generale del volo

- SOFTWARE IMPIEGATO: ver. 4p1p12;
- OBIETTIVI: Verifica delle funzionalità e delle prestazioni degli algoritmi di ACA in condizioni di funzionamento nominali in presenza di **singolo velivolo intruder**;
- NUMERO DI TESTS TOTALI EFFETTUATI: 2.

Si evidenzia che sono stati eseguiti con successo 2 test.

Sono state eseguite, pertanto, le seguenti operazioni:

- a) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto frontale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 1836m (eseguita nel test 1);
  - b) validazione in volo della funzionalità di ACA su circuito di conflitto frontale iniziando la manovra di avoidance ad una distanza di 2024m (eseguita nel test 2).
- CONDIZIONI ATMOSFERICHE E DEL VELIVOLO, ANOMALIE HARDWARE:

Il peso del velivolo al decollo è di 551 kg circa.

Le condizioni meteorologiche a terra al momento del decollo sono:

- Temperatura: 15.9 °C;
- Pressione atmosferica: 1019.7 mbar;
- Vento: Calma;
- Umidità: 61%.
- Visibilità: inferiore ai 5000 m, con base delle nubi intorno ai 600 m.

Non sono state riscontrate sensibili variazioni delle condizioni atmosferiche durante il volo. Il decollo è avvenuto dalla pista in direzione 24 (240 deg rispetto al Nord).

## 7.10.2 Risultati del volo

Test	1	2
Tipologia di conflitto [F/L]	F	F
Distanza d'inizio manovra [m]	1836	2024
Distanza misurata GPS [m]	314.6	343.8
Distanza misurata ODID [m]	405.7	356.2
Deviazione 4D dalla traiettoria nominale [m]	349.6	307.4
Rotazione vettore velocità [deg]	34.5	24.4
Massimo angolo di attacco [deg]	3.4	2.7
Massimo fattore di carico verticale [g]	1.21	1.09
Massima velocità angolare [deg/s]	26.7	16.9

Tabella 7-10 – Risultati sintetici degli indici di performance dei test per il volo 88

Durante il *debriefing* viene rilevato che:

- Il pilota ha definito le manovre di Collision Avoidance molto graduali. In tutte e due le occasioni FLARE ha eseguito correzioni secondarie dopo la prima virata;
- FLARE è decollato con 18 kg di carburante, consumandone 7 circa durante il volo;
- La missione si è svolta con lieve turbolenza.

## 7.11 Analisi dei dati

È stato effettuato un primo volo dedicato alla validazione in ambiente operativo delle funzionalità di Autonomous Collision Avoidance in presenza di singolo ostacolo virtuale, nel corso del quale sono stati effettuati cinque test, mentre altri tre voli sono stati eseguiti in presenza di un singolo velivolo intruder nel corso dei quali sono stati effettuati un totale di 12 test (5+5+2).

Al fine di ottimizzare il tempo di volo, andando così a limitare adeguatamente il numero di voli richiesti per la validazione delle funzionalità in questione, si è attivato il Flight Data Recorder (FDR) solo in volo, massimizzato così il numero di test per volo.

I test sono stati effettuati su circuiti diversi, di conflitto frontale e laterale, distanze di ingaggio diverse e si sono svolti sempre in presenza di disturbi atmosferici (vento e turbolenza).

In Tabella 7-7 sono riportati, relativamente al volo 84 con singolo ostacolo virtuale, i valori degli indici di performance per i vari test (risultati sintetici). Da tale tabella emerge che la condizione più critica si è verificata nel test 5, quando si è ridotta la distanza di inizio manovra a 830m, ciò nonostante, anche in questo caso, non è emerso nessun problema di safety (come dichiarato anche dal pilota di FLARE).

In Tabella 7-8 sono riportati, relativamente al volo 86 con singolo velivolo intruder reale, i valori degli indici di performance per i vari test (risultati sintetici). Da tale tabella emerge che la condizione più critica si è verificata nel test 1, quando la distanza reale tra i due velivoli misurata dai GPS si è ridotta al di sotto di  $R=304.8\text{m}$ , rimanendo comunque abbondantemente oltre  $R_0=152.4\text{m}$  della safety bubble.

In Tabella 7-9 sono riportati, relativamente al volo 87 con singolo velivolo intruder reale, i valori degli indici di performance per i vari test (risultati sintetici). Da tale tabella emerge che la condizione più critica si è verificata nel test 3, quando la distanza reale tra i due velivoli misurata dai GPS si è ridotta al di sotto di  $R=304.8\text{m}$ , rimanendo comunque abbondantemente oltre  $R_0=152.4\text{m}$  della safety bubble.

In Tabella 7-10 sono riportati, relativamente al volo 88 con singolo velivolo intruder reale, i valori degli indici di performance per i vari test (risultati sintetici). Da tale tabella emerge che la condizione più critica si è verificata

nel test 1, dove la distanza reale tra i due velivoli misurata dai GPS rimane comunque abbondantemente oltre  $R_0 = 152.4\text{m}$  della safety bubble.

Dall'analisi dei risultati sintetici riportati in Tabella 7-7, Tabella 7-8, Tabella 7-9 e Tabella 7-10 emerge che i test sono stati espletati tutti con pieno successo e sono del tutto in linea, come ci si aspettava, con i test analoghi già effettuati sia Off-line che Real-time.

E' stata così dimostrata anche in volo la corretta rispondenza tra le funzionalità di ACA, implementate nel SW impiegato in volo, ed i requisiti funzionali posti alla base dello sviluppo del SW medesimo.

Nei test in oggetto, inoltre, è stata dimostrata, ancora una volta, la corretta implementazione delle funzionalità di ACA.



## 8 CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

A valle di una ricerca bibliografica sugli approcci presenti in letteratura, nel presente lavoro è stata sviluppata, analizzata mediante simulazioni numeriche e successivi test in volo, una versione prototipale dell'algoritmo di Collision Avoidance (CA). Tale versione è basata sui risultati teorici ricavati, questa offre condizioni sia necessarie che sufficienti per la conflict detection & resolution. Tali condizioni sono ricavate in forma chiusa e quindi risultano semplici da valutare in real-time, esse vengono utilizzate dall'algoritmo di controllo per rilevare una potenziale collisione e modificare di conseguenza la traiettoria nominale del velivolo.

Questo sistema di Sense & Avoid (S&A) è stato sviluppato dal Centro Italiano Ricerche Aerospaziali (CIRA) in collaborazione con il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale dell'Università degli Studi di Napoli "Federico II", nell'ambito del progetto di ricerca finanziato a livello nazionale TECVOL (Tecnologie per il volo autonomo). Anche se il sistema di S&A qui proposto è stato sviluppato principalmente per Unmanned Aerial Systems, dove sono richiesti elevati livelli di automazione, tale sistema può essere applicato con successo anche per velivoli commerciali con equipaggio, come ausilio ai piloti.

L'algoritmo di CA sviluppato si basa su una soluzione analitica di un problema di ottimizzazione vincolata per un velivolo non cooperante, che opera in un ambiente 3D. L'approccio su cui si basano le manovre di CA adottate, mira a modificare il vettore velocità del laboratorio volante al fine di evitare la collisione e nel contempo minimizzare l'accelerazione richiesta alla manovra di evasione. Può essere dimostrato, sotto opportune ipotesi, che la

soluzione proposta è ottimale anche rispetto alla minimizzazione della deviazione del velivolo dalla sua traiettoria nominale. Viene adottato un approccio geometrico, con una soluzione analitica ad un problema di ottimizzazione cinematica, che prevede la possibilità di modificare simultaneamente tutte le variabili di controllo (True Air Speed, angoli di track e slope), questo approccio si presta ad applicazioni in real-time.

Il sistema di Sense & Avoid è installato a bordo di un velivolo della classe Very Light Aircraft chiamato FLARE (Flying Laboratory for Aeronautical REsearch), che è stato personalizzato in modo da consentire il volo automatico. Al fine di validare i risultati ottenuti, sono stati definiti opportuni indici di prestazioni e scenari di conflitto. Negli scenari di conflitto che sono stati presi in considerazione è stata dimostrata l'efficacia del sistema attraverso una campagna di prove in volo.

Il sistema di S&A è costituito da un sistema integrato di sensori per l'*Obstacle Detection & Identification* (ODID) e da un sistema di decision-making per l'Autonomous Collision Avoidance System (ACAS). ODID è costituito da un radar (FOR:  $\pm 60^\circ$  in azimuth) e da sensori elettroottici (FOV:  $\pm 24^\circ$  in azimuth), le misure fornite di tale sistema sono il risultato dell'integrazione delle misure di questi sensori (sensor fusion). Pertanto, un requisito di sperimentazione ricavato relativamente alla massima posizione angolare dell'intruder rispetto al laboratorio volante FLARE, senza che le limitazioni sul FOR/FOV degradino le prestazioni dell'algoritmo di ACAS, è  $\pm 20^\circ$  in azimuth. Anche se è possibile comunque eseguire un esperimento in cui la massima posizione angolare dell'intruder si estende fino a  $55^\circ$  in azimuth, anche se l'accuratezza con cui il sistema di ODID fornisce le misure è limitata all'accuratezza del radar.

Dalle analisi svolte sono emersi i seguenti risultati:

- Non è detto che la manovra di CA vada iniziata quanto prima possibile, perché l'incertezza massima e di conseguenza il raggio  $R$  della safety bubble, necessario ad evitare la collisione, cresce al crescere della distanza tra i due velivoli;
- $2\text{ km}$  è essere un buon valore di range a cui iniziare la manovra di CA;
- Iniziando la manovra di CA a  $2\text{ km}$ , occorre considerare una safety bubble di raggio  
 $R = 2R_0 = 1000\text{ ft} = 304,8\text{ m}$ .

Sono stati presentati alcuni contributi teorici di natura innovativa:

- Un teorema per la conflict detection 3D, che fornisce condizioni necessarie e sufficienti affinché due velivoli siano in rotta di collisione nello spazio;
- La risoluzione analitica di un problema di ottimizzazione cinematica utile per la scelta della manovra di collision avoidance ottima. Ossia determinare la minima variazione da imprimere al vettore velocità del velivolo A (compatibile con i suoi limiti cinematici) tale da evitare la collisione con la safety bubble che circonda l'intruder B.

Sono state compiute diverse prove in volo con singolo velivolo intruder della stessa categoria di FLARE, in diverse condizioni ambientali, al fine di raccogliere il maggior numero di dati nelle diverse condizioni realistiche di conflitto.

L'obiettivo dei test in volo è di validare l'algoritmo, ma anche di eseguire una taratura fine dei parametri del modulo ACA. La campagna di test in volo è stata divisa in due sessioni, di seguito elencate:

- S1. Test con *ostacolo virtuale mobile* e vettore velocità costante nel tempo;

S2. Test con *velivolo intruder* (velivolo della medesima classe del laboratorio volante – Tecnam-P92), al fine di verificare le prestazioni del sistema ACA, ovvero la capacità di evitare l'ostacolo in maniera autonoma.

Dall'analisi dei risultati ottenuti dai test in volo, effettuati allo scopo di validare gli algoritmi che implementano le funzionalità di Autonomous Collision Avoidance, è emerso che:

- tutte le funzionalità relative ad ACA sottoposte a validazione in volo sono state espletate correttamente;
- gli algoritmi direttamente coinvolti nell'espletamento delle funzionalità di ACA hanno funzionato correttamente;
- la logica di automazione di missione che sovrintende alla gestione delle funzionalità di ACA ha funzionato correttamente.

La validazione in volo delle funzionalità di ACAS risulta testata con successo.

## 8.1 Aspetti innovativi

Allo stato attuale, i velivoli dell'aviazione civile sono dotati di *Traffic Alert and Collision Avoidance System*, comunemente indicato come TCAS [35]. TCAS sfrutta l'altitudine relativa, la distanza e la direzione, informazioni provenienti dal transponder che equipaggia gli altri velivoli all'interno di un volume di controllo, generalmente fino a 40 miglia. Questo prevede, oltre ad un display di traffico, anche avvisi di risoluzione al pilota quando necessario.

Il sistema ACAS proposto è innovativo e si differenzia da quanto già presente sul mercato dei sistemi di CA, il TCAS, per i seguenti aspetti:

- ACAS è in grado di eseguire *autonomamente* una manovra di evasione, mentre TCAS richiede l'intervento del pilota;
- ACAS esegue *manovre di evasione 3D*, mentre TCAS è progettato solo per eseguire manovre nel piano verticale;
- ACAS può lavorare anche in presenza di *ostacoli non cooperanti*, mentre TCAS lavora solo in modo cooperante, avendo la necessità di ricevere informazioni dal trasponder dell'altro velivolo;
- ACAS esegue manovre ottimali, rispetto allo scostamento dalla traiettoria nominale, a differenza del TCAS;
- ACAS è a basso costo, basso peso e ingombro, si adatta anche a piccoli velivoli, cosa che non accade per il TCAS.

## 8.2 Sviluppi futuri

Per l'evoluzione futura dell'algoritmo di *Autonomous Collision Avoidance* si ritiene opportuno soffermarsi su alcuni sviluppi auspicabili per il sistema di collision avoidance. A tal scopo sono definite tre categorie:

- **Essenziali:** la cui implementazione è indispensabile per l'utilizzo del sistema in un ambiente operativo;
- **Opportuni:** la cui implementazione è consigliata per l'utilizzo del sistema in un ambiente operativo;
- **Opzionali:** la cui implementazione non è indispensabile per l'utilizzo del sistema in un ambiente operativo;

Sulla base di tale classificazione, sono riportati gli sviluppi consigliati, in ordine di importanza, come di seguito:

- **Essenziale** – Progettare un sistema di collision avoidance compatibile con le regole di Right-of-Way e con il TCAS, in modo da consentire ai

velivoli che lo utilizzano l'inserimento nell'attuale sistema di traffico aereo;

- **Essenziale** – Sviluppare un algoritmo ACAS per più velivoli tra loro cooperanti e non, da poter utilizzare eventualmente anche per applicazioni di Air Traffic Management (ATM), in modo da essere integrato in un sistema di separazione più ampio, che porti in conto anche i piani di volo di tutti i velivoli in un ambiente 4D.
- **Opportuno** – Effettuare un'analisi FMECA (Failure Mode, Effects and Criticality Analysis) relativamente alla fase di test di Autonomous Collision Avoidance, che permetta di quantificare la gravità degli effetti di ciascun modo di guasto e quindi di classificare tutti i modi di guasto previsti in base ad un indice di criticità;
- **Opportuno** – Investigare nuove tecniche di ottimizzazione vincolata che consentiranno di includere direttamente nel problema di ottimizzazione i vincoli cinematici e dinamici del velivolo, il fattore di carico ed il raggio di curvatura del velivolo;
- **Opportuno** – Un aggiornamento dell'algoritmo di collision avoidance che permetta di essere tangenti non solo ad una safety bubble sferica di raggio predefinito, ma anche ad un ellissoide caratterizzato da tre parametri (i tre semiassi). Tale aggiornamento è particolarmente importante ai fini dell'adattamento di quest'algoritmo allo scenario tipico dei velivoli commerciali;
- **Opzionale** – Investigare la possibilità di un algoritmo capace di massimizzare la probabilità di mantenere l'intruder all'interno del campo di vista dei sensori, sfruttando informazioni aggiuntive come il tempo di manovra e il tempo al conflitto;
- **Opzionale** – La valutazione di eventuali benefici derivanti dall'applicazione di un algoritmo di propagazione della traiettoria

dell'intruder più complesso rispetto alla propagazione lineare (attualmente utilizzata), che tenga conto, in termini probabilistici, delle possibili traiettorie del velivolo intruder;

## 9 BIBLIOGRAFIA

- [1] EUROCONTROL, “EUROCONTROL Specifications for The Use of Military Unmanned Aerial Vehicles as Operational Air Traffic Outside Segregated Airspace”, version 1.0, doc no. EUROCONTROL-SPEC-0102, Bruxelles, Belgium, July 27th, 2007.
- [2] US Federal Aviation Administration (FAA), March 27th, 2008, "Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems", Order 8130.34, Washington DC, USA..
- [3] US Department of Defence (DoD), "Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030", Washington DC, USA, August 4th, 2005.
- [4] Utt J., McCalmont J., Deschenes M., “Development of a Sense and Avoid System”, *1st AIAA Infotech@Aerospace Conference*, Arlington, Virginia, Sep. 26-29, 2005, pp- 1-10.
- [5] Lai O., Mejias L., Ford J.J., “Airborne vision-based collision-detection system”, *Journal of Field Robotics*, Aug 2010, DOI: 10.1002/rob.20359
- [6] Dey D., Geyer C., Singh S., Digioia M., “Passive, Long-Range Detection of Aircraft: Towards a Field Deployable Sense and Avoid System”, *Field and Service Robotics*, Vol. 62 (2010), pp. 113-123. doi:10.1007/978-3-642-13408-1\_11
- [7] MTSI, “Non-Cooperative Detect, See, & Avoid (DSA) Sensor Study”, July 2002, NASA ERAST technical report.
- [8] Korn B., Edinger C., “UAS in Civil Airspace: Demonstrating “sense and avoid” capabilities in flight trials”, *27th Digital Avionics System Conference*, St. Paul, USA, 26-30 October 2008.



- [9] Shakernia O., Chen W. Z., Graham S., Zvanya J., White A., Weingarten N., Raska V. M., May 2007, “Sense and Avoid (DS&A) Flight Test and Lessons Learned”, *2nd AIAA Infotech@Aerospace Conference and Exhibit*, Paper AIAA 2007-3003, Rohnert Park, CA, pp. 1-12.
- [10] Portilla E., Fung A., Chen W.Z., Shakernia O., and Molnar T., May 2007, “Sense And Avoid (SAA) & Traffic Alert and Collision Avoidance System (TCAS) Integration for Unmanned Aerial Systems (UAS)”, *2nd AIAA Infotech@Aerospace Conference and Exhibit*, Paper AIAA 2007-3004, Rohnert Park, CA.
- [11] Fasano G., Accardo D., Moccia A., Carbone C., Ciniglio U., Corrado F., and Luongo S., 2008, “Multi-Sensor-Based Fully Autonomous Non-Cooperative Collision Avoidance System for Unmanned Air Vehicles,” *AIAA Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, vol. 5, pp. 338-360, October 2008, DOI: 10.2514/1.35145
- [12] Tomlin C., Pappas G. J. and Sastry S., 1998, “Conflict Resolution for Air Traffic Management: A Study in Multiagent Hybrid Systems”, *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 43, pp. 509–521, April 1998.
- [13] Pallottino L., Feron E. M. and Bicchi A., 2002, “Conflict Resolution Problems for Air Traffic Management Systems Solved with Mixed Integer Programming”, *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, Vol. 3, No. 1, March 2002.
- [14] Christodoulou M. A. and Kontogeorgou C., 2008, “A novel algorithm for collision avoidance in commercial aircraft using neural networks and non-linear programming”, *IEEE 16th Mediterranean Conference on Control and Automation*, Ajaccio, France, June 2008.

- [15] Alliot J.-M., Gruber H., Joly G. and Schoenauer M., 1993, “Genetic Algorithms for Solving Air Traffic Control Conflicts”, *Proceedings of the Ninth Conference on Artificial Intelligence for Applications*, 1-5 March 1993, Pages: 338–344.
- [16] Frazzoli E., Mao Z.-H., Oh J.-H. and Feron E., 2001, “Resolution of Conflicts Involving Many Aircraft via Semidefinite Programming”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 1, January-February 2001.
- [17] Ghosh R. and Tomlin C., 2000, “Maneuver design for multiple aircraft conflict resolution”, *Proceedings of the 2000 American Control Conference*, Vol. 1, Issue: 6, 28-30 June 2000, Pages: 672–676.
- [18] Bilimoria K.-D., 2000, “A Geometric Optimization Approach to Aircraft Conflict Resolution”, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, August 2000, Denver, Colorado.
- [19] Luongo S., Corrado F., Ciniglio U. and Carbone C., 2009, “An Optimal 3D Analytical Solution for Collision Avoidance between Aircraft”, *IEEE Aerospace Conference 2009*, BigSky, Montana, March 2009.
- [20] Fasano G., Forlenza L., Accardo D., Moccia A., Rispoli A., " Data fusion for UAS collision avoidance: results from flight testing ", *AIAA Infotech@Aerospace Technical Conference*, St. Louis, Missouri, March 2011.
- [21] “TECVOL – Progetto preliminare del modulo di Autonomous GNC”, CIRA-CF-05-0004, Febbraio 2005.
- [22] “TECVOL – Nota preliminare sul modulo di Autonomous Collision Avoidance con singolo ostacolo non cooperante”, CIRA-CF-05-0567, Settembre 2005.

- [23] “TECVOL – Progettazione preliminare dello SCAS/AUTOPILOT”, CIRA-CF-05-0336, Maggio 2005.
- [24] “TECVOL – Progettazione preliminare del modulo SW Free Path DGPS/AHRS Autolanding”, CIRA-CF-05-0512, Ottobre 2005.
- [25] “TECVOL – Requisiti di sperimentazione in volo del modulo SW di Autonomous Collision Avoidance con un singolo ostacolo”, CIRA-CF-05-0457 - rev1, Ottobre 2005.
- [26] “TECVOL – Modello di simulazione semplificato del modello Obstacle D&I”, CIRA-CF-06-0465, Aprile 2006.
- [27] “TECVOL – Contributo a Requisiti e piani di volo per il test F2F3-1, Single Obstacle D&I&A”, CIRA-CF-06-0469, Aprile 2006.
- [28] “TECVOL – Tecnologie del Volo Autonomo Guida di Progetto”, CIRA-CF-05-0256, Maggio 2005.
- [29] “TECVOL – UAV/FTB MANNED - Requisiti di Interfaccia del Set-up Sperimentale”, CIRA-CF-04-0500, Ottobre 2004.
- [30] A. Chakravarthy and D. Ghose, “Obstacle Avoidance in a Dynamic Environment: A Collision Cone Approach”, *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics – Part A: Systems and Humans*, Vol. 28, No. 5, September 1998.
- [31] P. Fiorini and Z. Shiller, “Motion Planning in Dynamic Environments using Velocity Obstacles”, *Int. Journal of Robotics Research*, Vol.17, No.7, pp.760–772, July 1998.
- [32] “Non-Cooperative Detect, See, & Avoid (DSA) Sensor Study”, MTSI, NASA ERAST, July 2002.
- [33] “TECVOL – Sviluppo del Software Application Dependent per l'esecuzione delle manovre per l'identificazione in volo del modello dell'FSSD2”, CIRA-CF-05-0647, Ottobre 2005.

- [34] “TECVOL – On Ground Validation Test Rig: Architettura funzionale e di dettaglio”, CIRA-CF-05-0210, Aprile 2005.
- [35] “Introduction to TCAS II, Version 7”, *U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration*, November 2000.