



MINISTERO DELLO SVILUPPO ECONOMICO
DIREZIONE GENERALE PER LA TUTELA DELLA PROPRIETÀ INDUSTRIALE
UFFICIO ITALIANO BREVETTI E MARCHI

UIBM

DOMANDA NUMERO	101999900781439
Data Deposito	16/08/1999
Data Pubblicazione	16/02/2001

Priorità	19837330.9
-----------------	------------

Nazione Priorità	DE
-------------------------	----

Data Deposito Priorità	
-------------------------------	--

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
F	42	B		

Titolo

MISSILE DI SVIAMENTO A RAGGI INFRAROSSI E PROCEDIMENTO PER LA SUA
REALIZZAZIONE.

DESCRIZIONE

R M 9 9 A 0 0 0 5 2 6

a corredo di una domanda di brevetto per invenzione industriale dal titolo:

"MISSILE DI SVIAMENTO A RAGGI INFRAROSSI E PROCEDIMENTO PER LA SUA REALIZZAZIONE"

a nome: DAIMLERCHRYSLER AEROSPACE AG

L'invenzione concerne un missile di sviamento a raggi infrarossi (IR) per la protezione di velivoli militari contro le minacce di missili con teste di ricerca del bersaglio nonchè un procedimento per il lancio di tali missili di sviamento IR dal velivolo minacciato.

Normalmente, i missili di sviamento IR o razzi vengono sparati da lanciatori o distributori applicati su velivoli militari per proteggerli dalla minaccia di missili nemici guidati a raggi infrarossi. Però i missili di sviamento IR attualmente usati e gli attuali accorgimenti per il loro lancio non sono più sufficientemente efficaci rispetto ai missili guidati a raggi infrarossi più recenti, dal momento che le teste di ricerca del bersaglio IR più recenti prevedono il lancio di missili di sviamento IR e possono rilevarli sulla base delle differenti proprietà esistenti tra i

ING. BARZANO & ZANARDO ROMA SpA

missili di sviamento IR e i velivoli e, in questo modo, discriminarli come falso bersaglio. Per evitare che le teste di ricerca IR di bersagli siano in condizione di identificare i missili di sviamento sulla base dei diversi indici di rotazione della linea di mira dei missili di sviamento e dei velivoli, tra i quali questi, per teste di ricerca IR di bersaglio, appaiono a seconda della loro posizione relativa, i missili di sviamento IR vengono trascinati con una corda dietro il velivolo in modo da avere una cinematica analoga al velivolo e da non essere più identificabili sulla base di un confronto degli indici di rotazione delle linee di mira.

Un tale missile di sviamento IR trascinato è noto dal brevetto giapponese JP 1-203 899. Un inconveniente di questo missile trascinato è dato dal fatto che esso, a causa dell'impiego di più lenti di Luneberg, è molto dispendioso e pertanto non può essere collocato in lanciatori tradizionali e lanciato da questi. Un altro inconveniente di questo missile trascinato sta nel fatto che la distanza tra il velivolo minacciato e il missile di sviamento IR trascinato da questo non può essere modificata in modo sufficientemente rapido non appena si avvicina una minaccia. In questo modo vi è il pericolo di una

detonazione della minaccia nelle vicinanze del velivolo da proteggere.

Un procedimento per il lancio di un missile di sviamento trascinato è noto dalla DE-OS 23 57 769 in cui anche la distanza tra il velivolo e il missile di sviamento trascinato può essere modificata. Questo procedimento ha però l'inconveniente che, nel momento del dischiudimento del missile di sviamento, questo può avere già una velocità relativa relativamente alta rispetto al velivolo da rimorchio per cui il missile di sviamento è identificabile come tale da una testa di ricerca e non ha più l'efficacia di sviamento.

Un altro procedimento per il lancio di un missile di sviamento è noto dal brevetto DE-PS-195 43 489. In questo caso, il missile di sviamento espulso rimane prima collegato, per un periodo di tempo relativamente breve, con il lanciatore attraverso una corda di ritegno e, pertanto, è collegato con il velivolo. Durante questo periodo di tempo, la lunghezza della corda di ritegno cresce in modo relativamente lento rispetto alla velocità del velivolo, laddove la velocità di spiegamento della corda di ritegno è regolabile. Dopo un certo periodo di tempo, la corda di ritegno viene tagliata,

liberando il missile di sviamento che brucia. Nell'oggetto del brevetto DE-PS 195 43 489, il missile di sviamento, durante l'esposizione dello stesso, non può più essere riconosciuto, almeno nella fase iniziale del processo di esposizione, come bersaglio finto per effetto della cinematica del missile di sviamento, da una testa di ricerca di bersaglio. Tuttavia, le teste di ricerca di bersaglio IR più recenti riescono a distinguere il missile di sviamento dal velivolo e quindi a identificarlo perché essi non simulano sufficientemente bene la segnatura IR dei velivoli.

Pertanto, compito dell'invenzione è quello di realizzare missili di sviamento IR nonché procedimenti per la loro espulsione in cui ottenere la protezione dei velivoli minacciati anche rispetto alle teste di ricerca di bersagli IR più recenti.

Questo compito viene risolto con i particolari delle rivendicazioni indipendenti. Forme di esecuzione alternative sono indicate nelle rivendicazioni dipendenti.

Con la forma di realizzazione del missile di sviamento secondo l'invenzione e con la scelta adeguata delle posizioni di montaggio del materiale generatore di irradiazione si ottiene che l'intensità

irradiata varia fortemente con l'angolo di aspetto rispetto all'asse del missile di sviamento, imitando, in questo modo, ampiamente la segnatura IR, dipendente dall'angolo di aspetto, del velivolo da proteggere. Inoltre, con detta forma di realizzazione si evita che la grandezza della velocità di circolazione dell'aria intorno al missile di sviamento non venga fortemente degradata. Inoltre, con la scelta delle posizioni di montaggio del materiale generatore di irradiazione si ottiene che la variazione spettrale della segnatura IR del velivolo venga meglio simulata in funzione dell'angolo di aspetto anche in caso di maggiore velocità del velivolo.

Attraverso il controllo della esposizione del missile di sviamento dipendente dall'angolo di aspetto si ottiene, da un lato, che la variazione della distanza tra il missile di sviamento e il velivolo da proteggere all'inizio della espulsione non sia troppo grande in modo che il missile di sviamento rimanga ancora nel campo visivo della testa di ricerca del bersaglio e, dall'altro lato, che la esposizione, dopo un certo periodo di tempo, non sia troppo poca per ridurre il pericolo che una testa esplosiva nemica detoni nelle vicinanze del velivolo

da proteggere.

L'invenzione viene descritta in seguito con riferimento alle figure da 1 a 4 dei disegni. In essi:

La figura 1 mostra una rappresentazione del missile di sviamento IR secondo l'invenzione, vista dal lato,

la figura 2 mostra un diagramma a blocchi per la rappresentazione del comando del processo di esposizione,

la figura 3 mostra una rappresentazione dei rapporti angolari tra una minaccia con una testa di ricerca di bersaglio IR, il velivolo da proteggere e il missile di sviamento esposto da questo in sezione orizzontale e

la figura 4 mostra una rappresentazione dei rapporti angolari tra una minaccia con una testa di ricerca di bersaglio IR, il velivolo da proteggere e un missile di sviamento esposto da questo in sezione verticale.

Il missile di sviamento IR indicato nella figura 1 viene tenuto in aria per mezzo di una corda di trascinamento 3, la quale è fissata al missile di sviamento 1 per mezzo di un occhione di traino 5. Il missile di sviamento IR 1 ha una struttura cilindrica

ING. G. PIZZOLI SPA

e presenta una parte di fusoliera anteriore 7, vista in direzione di volo e dal velivolo da proteggere, e una parte di fusoliera posteriore 8. La parte di fusoliera anteriore 7 ha un diametro maggiore della parte di fusoliera posteriore 8, laddove nel punto 9 che si estende in direzione periferica in cui la fusoliera anteriore 7 sovrappassa nella parte di fusoliera posteriore 8, si trova un sovrappasso geometrico. Questo sovrappasso geometrico può essere strutturato a guisa di gradino oppure anche a guisa di superficie angolare. In corrispondenza del punto 9 sono applicati freni aerodinamici 10. Detti freni aerodinamici 10 vengono oscillati mediante azionatori non rappresentati, laddove nella figura 1 è indicata una posizione di oscillazione centrale. Sulla parte posteriore della parte di fusoliera posteriore 8, vista in direzione di volo, sono applicate superfici di stabilizzazione 11 che, dopo l'espulsione o l'esplosione del missile di sviamento IR da un contenitore, vengono a trovarsi nella posizione indicata nei disegni e, nel missile rimorchiato nell'aria, hanno una posizione fissa rispetto alla struttura di detto missile.

Invece di azionatori, per l'azionamento dei freni aerodinamici 10 si può prevedere anche un

sistema di elementi elastici oppure un altro dispositivo di azionamento secondo lo stato della tecnica. Preferibilmente, in caso di impiego di un sistema di elementi elastici, questo è regolato in modo da assumere, per effetto dell'equilibrio tra la forza elastica e la forza aerodinamica, in funzione della velocità di imbardata, una posizione in cui si ottiene l'efficacia di sviamento da raggiungere.

In una forma di esecuzione alternativa, i freni aerodinamici possono essere disposti anche in modo estraibile, laddove la estraibilità può essere prevista, inoltre, anche per poter oscillare i freni aerodinamici 10. I freni aerodinamici possono essere disposti anche in modo rigido sul missile di sviamento IR.

Le superfici del missile di sviamento IR 1 generatrici di irradiazione e, in particolare, infiammabili sono disposte, viste dalla corda di trascinamento 3, dietro i freni aerodinamici 10, cioè sulla parte della superficie esterna del missile di sviamento IR 1 opposta al velivolo. Al contrario, l'occhione di traino 5 per la corda di trascinamento 3 è disposto, preferibilmente, sulla parte di fusoliera anteriore 7, sulla cosiddetta parte "fredda" del missile di sviamento IR 1.

Nel gamma spettrale del missile di ricerca IR del bersaglio di rilevamento, la segnatura propria del velivolo da proteggere dipende fortemente dall'angolo di aspetto, cioè dall'angolo azimutale e rispettivamente dall'angolo di elevazione, cioè dall'angolo tra la linea di mira e l'asse longitudinale del velivolo e rispettivamente la velocità del velivolo. Mentre la segnatura IR, vista da avanti, è relativamente piccola, essa, vista da dietro, è molto grande, e precisamente ha una grandezza maggiore pari ad un fattore da 10 a 20 circa. Inoltre, da dietro si possono vedere, in genere, le parti calde del meccanismo motore del velivolo, per cui anche la distribuzione spettrale della segnatura del velivolo in genere varia nettamente con l'angolo di aspetto. Opportunamente, la testa di ricerca IR del bersaglio tira il velivolo da proteggere "più a freddo" da vanti che da dietro. A questa esigenza si risponde con la struttura del missile di sviamento IR 1 secondo l'invenzione.

Con la disposizione delle superfici ardenti calde oppure delle superfici generatrici di irradiazione sulla parte di fusoliera posteriore 8 si ottiene che le superfici "calde" del missile di sviamento 1 generatrici di irradiazione IR -

analogamente alle parti calde del meccanismo motore del velivolo - possano essere viste dalla minaccia oppure dalla testa di ricerca dei bersagli prima di tutto da dietro e meno facilmente da avanti. Mentre nel missile di sviamento secondo lo stato della tecnica si ha un rapporto di intensità della irradiazione emessa verso dietro rispetto alla irradiazione emessa in avanti di 2 : 1 circa, con la forma di realizzazione del missile di sviamento secondo l'invenzione si ottengono rapporti di intensità nettamente maggiori. Ciò corrisponde anche ai rapporti che si determinano nei velivoli. Con questa forma di realizzazione si simulano meglio però anche le caratteristiche spettrali della segnatura IR del velivolo in funzione dell'angolo di aspetto in cui la zona meno irradiata e anche la zona "più fredda" si trova, vista in direzione di volo, avanti e la parte con radiazione più intensa e "più calda" si trova, vista in direzione di volo, dietro. In questo modo, alle teste cercabersaglio, che lavorano con interruttori a valori di soglia di intensità e/o con riconoscimento spettrale nella gamma IR vicina o media, viene reso nettamente difficile riconoscere il missile di sviamento esposto oppure il bersaglio finto esposto come bersaglio falso.

Inoltre, sulla struttura della parte anteriore 7 del missile di sviamento può essere applicato materiale il cui massimo di radiazione spettrale si trova, in presenza di lunghezze d'onde più lunghe che nel materiale, nella parte posteriore 8. In questo modo, la simulazione spettrale della segnatura IR può essere migliorata ancora di più in determinati velivoli.

Man mano che la velocità del velivolo cresce e quindi man mano che la velocità di circolazione dell'aria intorno al missile di sviamento 1 cresce, la potenza IR irradiata di un missile di sviamento diminuisce. Questo costituisce un effetto sgradito. Secondo lo stato della tecnica, la degradazione della potenza dei raggi infrarossi, condizionata dalla velocità di afflusso crescente in funzione della velocità di volo, viene compensata da una maggiore temperatura di irradiazione del materiale generatore di radiazione IR, il quale, nella stato della tecnica, era distribuito su tutta la struttura del missile di sviamento. In questo modo però cresce il disadattamento spettrale tra il missile di sviamento e il velivolo, cosa che le nuove teste cercapersaglio possono sfruttare di nuovo per la discriminazione del razzo.

Al contrario, grazie alla forma di realizzazione del missile di sviamento IR 1 secondo l'invenzione con i freni aerodinamici 10 e/o con il sovrappasso riduttore di velocità di flusso circolatorio nel punto 9 dalla parte anteriore 7 della fusoliera con maggiore sezione trasversale alla parte posteriore 8 della fusoliera con minore sezione trasversale, si ottiene che, dietro i freni aerodinamici 10 si riduce, localmente, la velocità di flusso circolatorio. Questa riduzione della velocità di flusso circolatorio dell'aria può essere favorita ancora da una corrispondente forma di realizzazione dell'occhione di traino 5. Con la riduzione della velocità di flusso circolatorio dell'aria sulla parte posteriore 8 del missile di sviamento 1 si riduce la degradazione descritta della potenza IR irradiata. In questo modo dal missile di sviamento 1 si può ottenere una distribuzione spettrale della potenza IR più analoga al velivolo da proteggere.

I rapporti di lunghezza tra la parte anteriore 7 della fusoliera e la parte posteriore 8 della stessa possono essere adattati a seconda del caso e a seconda della potenza di irradiazione prevista dalla parte posteriore 8 della fusoliera. Può essere vantaggioso prevedere una lunghezza complessiva più

piccola possibile del missile di sviamento IR 1 per mantenere più basso possibile il volume del lanciatore (distributore) previsto per il missile di sviamento IR 1.

In alternativa alla forma di esecuzione descritta del missile di sviamento IR 1 secondo l'invenzione, la parte anteriore 7 della fusoliera e la parte posteriore 8 della stessa possono avere diametri uguali o solo in modo insignificante diversi. In questo caso è prevista però la disposizione dei freni aerodinamici 10 mediante i quali sulla parte posteriore 8 della fusoliera si ottiene una velocità di afflusso d'aria nettamente minore che sulla parte anteriore 7 della fusoliera. Inoltre, nel punto 9, quando la parte anteriore 7 presenta un diametro maggiore della parte posteriore 8, si può eseguire un gradino o un altro provvedimento equivalente a questo mediante il quale si ottiene, per effetto del sottovento nonché della turbolenza che ne deriva, una riduzione della velocità relativa con cui l'aria circola intorno al missile di sviamento 1. Una tale turbolenza supplementare gradita può essere ottenuta anche con lamiere disposte in modo opportuno.

La forma di realizzazione del missile di sviamento IR 1 in forma cilindrica ha il vantaggio che questo può essere introdotto anche in distributori standard per missili di sviamento o razzi previsti senz'altro anche per geometrie cilindriche. In questo caso, si è rivelato vantaggioso, con riferimento ad un massimo effetto ingannevole in presenza di angoli di aspetto intorno a 90°, scegliere, per il distributore o lanciatore, quei luoghi di montaggio nel velivolo da proteggere che sono più vicini ai luoghi altamente irradianti del velivolo. Però si può prevedere anche un'altra forma di sezione trasversale del missile di sviamento 1, come ad esempio una forma ellittica, per ottenere una migliore stabilizzazione del missile di sviamento 1 trainato nel campo di flusso del velivolo.

Per aumentare l'efficacia del missile di sviamento IR 1 secondo l'invenzione è previsto un procedimento per la sua esposizione che adatta o pilota la velocità di separazione del missile di sviamento IR in funzione dell'angolo tra il vettore di velocità del missile minaccioso e il vettore di velocità del velivolo. Analogamente, la velocità di spiegamento della corda di trascinamento 3 viene adattata in funzione dell'angolo di aspetto del mis-

sile minacciato.

Per il controllo di questi processi è previsto il sistema di comando rappresentato nella figura 2. Questo presenta, all'interno del corrispondente sistema 21 del velivolo, un segnalatore di missili 23 e una unità di comando 24. Il segnalatore 23 di missili, in caso di corrispondente minaccia, invia segnali di comando attraverso una linea 23a all'unità di comando 24. L'unità di comando 24 è collegata tramite una linea 24a con un dispositivo di avvolgimento 25 che, in seguito a corrispondenti segnali provenienti dall'unità di comando 24, svolge la corda di trascinamento 3 e, in determinate circostanze, addirittura la avvolge e quindi regola e rispettivamente modifica la velocità di separazione del missile di sviamento IR 1 dal velivolo.

Per descrivere la separazione angolare percettibile dalla testa cercapersaglio del missile minaccioso tra il velivolo e il missile di sviamento, i rapporti geometrici sono rappresentati in sezione orizzontale nella figura 3 e in sezione verticale nella figura 4. La figura 3 mostra il velivolo 31 da proteggere e il missile di sviamento 32 esposto da questo e tenuto per mezzo della corda di trascinamento 3. In questo modo, il missile di

sviamento 32 è posto ad una distanza 31a dal velivolo 31 in funzione della parte di volta in volta estratta della corda di trascinamento 3; in seguito, questa distanza viene indicata con L. Con il numero di riferimento 33 è indicato un missile IR con una testa cercapersaglio corrispondente che minaccia il velivolo 31. La distanza del missile IR 33 dal velivolo 31 è indicata con 33a ed ha un valore R. La distanza dal velivolo IR 33 dal missile di sviamento 32 è indicata con il numero di riferimento 33b. Nella rappresentazione della figura 3, il vettore di velocità del velivolo è indicato con il numero di riferimento 34. L'angolo tra il vettore di velocità 34 del velivolo e la linea di mira 33a tra il missile IR 33 e il velivolo 31 viene indicato come angolo di aspetto. Nella sezione orizzontale, l'angolo di aspetto è uguale all'angolo azimutale 35a.

La figura 4 mostra la stessa disposizione in sezione verticale, per cui gli stessi oggetti e rispettivamente gli stessi riferimenti sono provvisti di uguali numeri di riferimento. In sezione verticale, l'angolo di aspetto è uguale all'angolo di elevazione 35b.

Per effetto della lunghezza della parte estratta della corda di trascinamento 3 si ottiene,

visto dal missile IR 33, una distanza 36, in seguito chiamata L_{eff} , nonchè un angolo di separazione percettibile Δ_φ . Per effetto di note correlazioni trigonometriche, per l'angolo di separazione Δ_φ percettibile, a partire al missile IR 33, si ottiene aritmeticamente:

$$\Delta_\varphi = L_{eff}/R = v_{sep} \cdot \Delta t \cdot \sin(\text{angolo di aspetto})/R$$

In questa formula, v_{sep} è la velocità di separazione, cioè la velocità relativa tra il missile di sviamento 32 e il velivolo 31 che viene determinata dalla velocità di svolgimento del dispositivo di avvolgimento 25. Δt è, in questo caso, il tempo in cui il missile di sviamento 32 è stato estratto con velocità costante v_{sep} . L'angolo di aspetto viene ottenuto, secondo correlazioni note, di volta in volta dall'angolo azimutale e dall'angolo di elevazione.

In caso di velocità di separazione v_{sep} variabile nel tempo si ha le seguente correlazione:

$$L_{eff} = \int v_{sep} dt \cdot \sin(\text{angolo di aspetto})$$

L'efficacia del missile di sviamento richiede che tra questo e il velivolo 31 da proteggere si produca una sufficiente separazione angolare. Però questa, nella fase iniziale del processo di esposizione, non può essere troppo grande affinchè il

missile di sviamento IR, al momento del suo dischiudimento, rimanga ancora nel campo visivo della testa di ricerca del bersaglio che effettua il rilevamento. La separazione angolare percettibile dalla testa cercabersaglio di rilevamento tra i missili di sviamento 32 esposti e il velivolo 31 cambia nettamente con l'angolo di aspetto, cioè con la direzione della minaccia rispetto al vettore di velocità 34 del velivolo (vedi Fig. 3 e 4). Ad esempio, se la velocità di sbobinamento v_{sep} , è regolata in modo che la separazione angolare durante la minaccia dal lato con un'angolazione di aspetto di 90° circa sia sufficiente a deviare la testa cercabersaglio di rilevamento del missile IR 33, allora la velocità di sbobinamento regolata in presenza di angoli di aspetto 35 maggiori o minori è insufficiente. In questo caso c'è poi il pericolo che la testa cercabersaglio IR non venga deviata sufficientemente dal velivolo e quindi l'ordigno esplosivo del missile IR 33 può detonare a distanza troppo piccola dal velivolo 31.

Secondo l'invenzione è previsto che l'espulsione del missile di sviamento 32 e quindi la grandezza della velocità di apertura o di separazione della corda v_{sep} vengano pilotate in funzione

dell'angolo di aspetto. A questo scopo, nel velivolo 31 viene installato un segnalatore di missili 23 con elevata risoluzione angolare, tipicamente pari ad almeno 5° (cfr. Fig. 2). I segnali di segnalazione giungono, tramite la linea 23a, all'unità di comando 24. Questo, dall'angolo di aspetto misurato, il quale è determinato preferibilmente dall'angolo azimutale e di elevazione, adatta la velocità di spiegamento della corda di trascinamento 3 e invia corrispondenti segnali di comando al distributore e rispettivamente lanciatore. Ad esempio, se la velocità di separazione del missile di sviamento è ottimizzata, sulla corda di trascinamento 3, per la minaccia con un angolo azimutale 35a di 90°, allora per altri angoli azimutali si deve impostare una velocità più alta corrispondentemente alle funzioni trigonometriche descritte.

Per piccoli angoli di aspetto e rispettivamente angoli azimutali o di elevazione, per questo si mette in conto un valore minimo. In questo caso, una emissione rapida del missile di sviamento da sola, cioè una elevata velocità di separazione, non è sufficiente. Anzi, l'emissione del missile di sviamento trainato va legato a manovre appropriate del velivolo per ottenere una sufficiente separazione

~~SEGRETO~~ NC

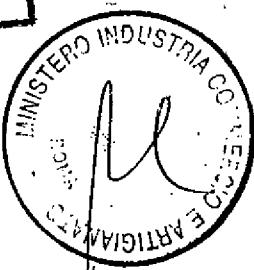
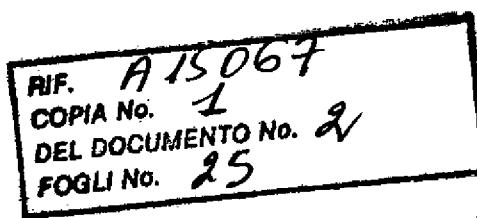
21

angolare tra il velivolo 31 e il missile di sviamento 32.

Con il procedimento descritto si ottiene che, durante il volo, la velocità di separazione del missile di sviamento 32 da espellere possa adattarsi automaticamente, in modo opportuno, all'angolo di aspetto. In questo modo l'efficacia di sviamento aumenta, dal momento che la separazione angolare percettibile dalla testa cercabersaglio IR può essere determinata abbondantemente in funzione dell'angolo di aspetto, cioè indipendentemente dalla direzione di volo del missile minaccioso rispetto alla direzione di volo del velivolo minacciato.

ING. BARZIANO & ZANARDO ROMA SpA

~~SEGRETO~~ NC



UN MANDATARIO
per se e per gli altri
Domenico de Simone
(NP d'iscr. 377)

de Simone

~~SEGRETO~~ *nc*

22

R M 99 A 000526

RIVENDICAZIONI

1. Missile di sviamento IR per ingannare missili minacciosi con teste di ricerca IR del bersaglio, laddove il missile di sviamento IR emette irradiazione IR nella gamma spettrale rilevante per le teste di ricerca IR del bersaglio e viene esposto da un lanciatore collocato sul velivolo da proteggere con una corda di trascinamento, caratterizzato dal fatto che il missile di sviamento IR (1) presenta freni aerodinamici (10) e la zona che emette irradiazione IR, vista dal velivolo, è disposta dietro i freni aerodinamici (10).

2. Missile di sviamento IR secondo la rivendicazione 1, caratterizzato dal fatto che i freni aerodinamici (10) sono disposti in modo mobile.

3. Missile di sviamento IR secondo la rivendicazione 1 oppure 2, caratterizzato dal fatto che i freni aerodinamici (10) sono disposti in modo estraibile.

4. Missile di sviamento IR secondo una delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto che il missile di sviamento IR (1), durante il passaggio dalla parte anteriore (7) alla parte posteriore (8) della fusoliera, presenta un punto (9) che riduce la velocità dell'aria che circola intorno

~~SEGRETO~~ *nc*

alla parte posteriore (8) della fusoliera.

5. Missile di sviamento IR secondo una delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto che il missile di sviamento IR (1) presenta una parte anteriore (7) e una parte posteriore (8) di fusoliera, laddove la parte di fusoliera anteriore (7) presenta un diametro maggiore della parte di fusoliera posteriore (8).

6. Missile di sviamento IR secondo una delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto che la parte di fusoliera anteriore (7) è provvista di un materiale generatore di irradiazione, il cui massimo di irradiazione spettrale si trova in lunghezze d'onde nettamente più lunghe del massimo spettrale d'irradiazione proveniente dalla parte di fusoliera posteriore (8).

7. Missile di sviamento IR secondo una delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto che, in corrispondenza della parte di fusoliera anteriore (7), è previsto un occhione di traino (5) per il contenimento della corda di trascinamento (3), la quale produce un oscuramento dell'irradiazione prodotta sulla parte posteriore (8) del missile di sviamento (1) in direzione del velivolo (31).

8. Missile di sviamento IR per ingannare missi-

li minacciosi con teste cercabersaglio IR, laddove il missile di sviamento IR emette irradiazione IR nella gamma spettrale rilevante per le teste cercabersaglio IR e da un lanciatore applicato al velivolo da proteggere è collegato con una corda di trascinamento, caratterizzato dal fatto che la velocità di spiegamento della corda di trascinamento (3) viene modificata a comando in funzione dell'angolo di aspetto (35) del missile IR (33) minaccioso.

9. Unità di comando per il controllo della velocità di dispiegamento della corda di trascinamento, con cui un missile di sviamento IR è collegato con un velivolo per la esposizione del missile di sviamento, caratterizzata dal fatto che la velocità di dispiegamento, in presenza di angoli di aspetto di 90° ha il suo valore minimo e, in presenza di angoli di aspetto minori o maggiori, aumenta.

10. Unità di comando secondo la rivendicazione 9, caratterizzata dal fatto che la velocità di dispiegamento viene modificata con l'angolo di aspetto corrispondentemente al valore reciproco del seno dell'angolo di aspetto.

11. Unità di comando secondo la rivendicazione 9 oppure 10, caratterizzata dal fatto che i valori dell'angolo di aspetto vengono ricavati da dati di

angoli inviati da un segnalatore di missili (23), i quali segnalano al velivolo minacciato la posizione momentanea relativa della minaccia, rilevata per mezzo di un corrispondente sistema sensoriale.

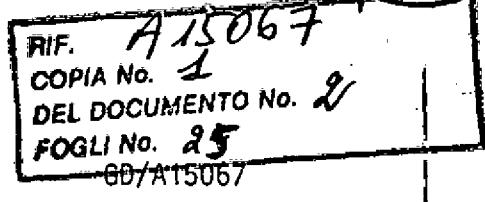
12. Unità di comando secondo la rivendicazione 9, 10 oppure 11, caratterizzata dal fatto che i valori dell'angolo di aspetto vengono formati di volta in volta dall'angolo azimutale e di elevazione.

13. Procedimento per l'esposizione di un missile di sviamento IR per la protezione di un velivolo da missili con una testa di ricerca IR di bersaglio in cui il missile di sviamento viene espulso ad una corda di trascinamento (3) dal velivolo con una velocità di lancio, che è una funzione dell'angolo di aspetto, la quale è fissata dalle linee di mira che partono dal missile al velivolo e al missile di sviamento IR.

14. Procedimento per l'esposizione di un missile di sviamento IR secondo la rivendicazione 13, in cui la velocità di esposizione è proporzionale al valore reciproco del seno dell'angolo di aspetto, il quale viene fissato dalle linee di mira che partono dal missile al velivolo e al missile di sviamento IR.

Roma, 16 AGO. 1999 ~~SEGRETO~~ NC

ING. BARZANO & ZANARDO ROMA SpA



UN MANDATARIO
per sé e per gli altri
Domenico de Simone DAIMLERCHRYSLER AEROSPACE AG
IN discr. 37ME. BARZANO' & ZANARDO ROMA S.p.A.

1/2

R M 99 A 000526

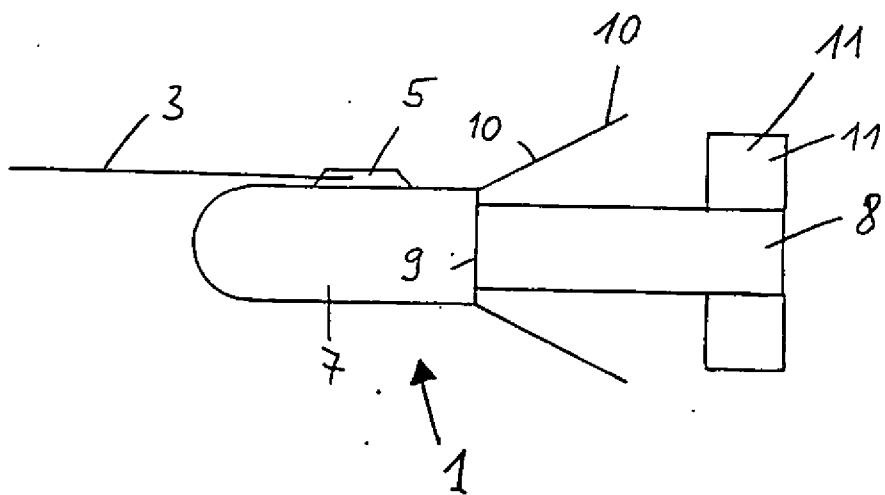


Figura 1

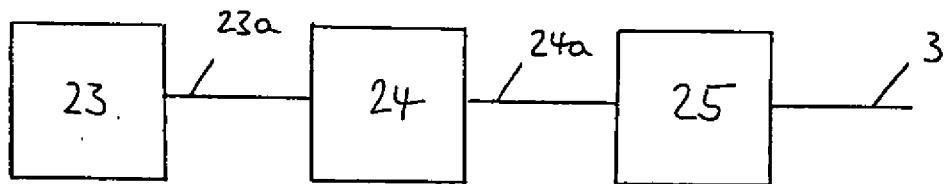


Figura 2

p.p.: DaimlerChrysler Aerospace AG
ING. BARZANO' & ZANARDO ROMA S.p.A.

UN MANDATARIO
per se e per gli altri
Domenico de Simone
20/01/2007

2/2

R M 99 A 000526

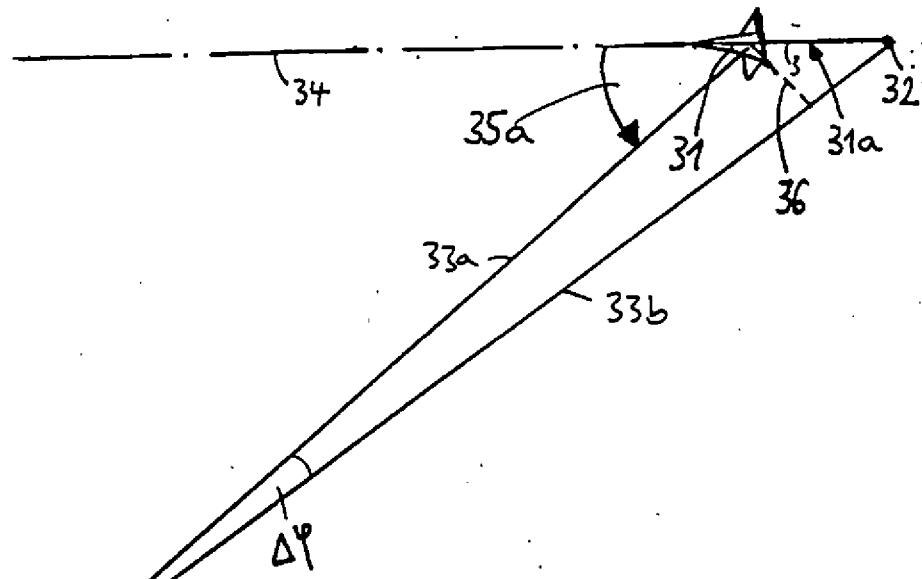


Figura 3

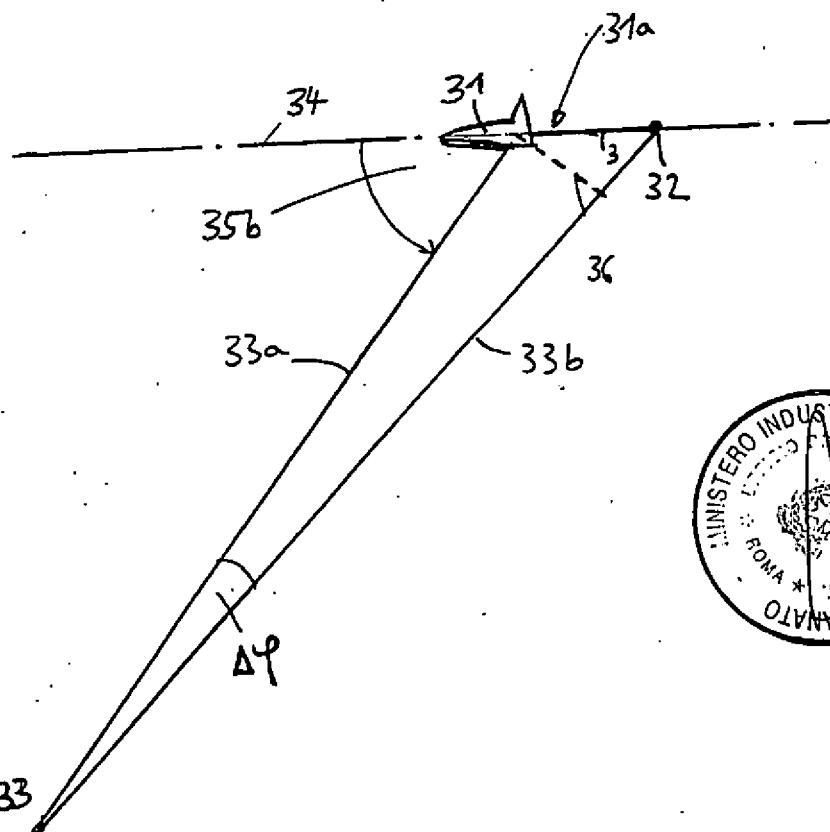


Figura 4



de Simone