

UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA

Facultad de Ciencias

Sección de Post – Grado y 2da. Especialización Profesional



**DESARROLLO DEL SISTEMA DE TELEGUIADO DEL
MISIL CLASE “TIERRA-AIRE” DEL COMPLEJO
COHETERIAL ANTI-AÉREO (CCAA).**

TESIS

Para Optar el Grado de:

**MAESTRÍA EN CIENCIAS, CON MENCIÓN EN
INGENIERÍA AERONAUTICA
(VEHÍCULOS NO TRIPULADOS)**

PRESENTADO POR:

**Ricardo AYALA ORTIZ
MAY FAP**

ASESORADO POR:

DR. YURI GRIDNEV

**Lima, Perú
2001**

DEDICATORIA

Dedico este Trabajo de Tesis a los profesores Peruanos y Rusos (Emilio Medrano Atencio, Vassili Samsonov, Kirill Malinosvski, Bladimir Popov, Boris Petrov, Igor Evteev y Frans Willems,) que hicieron de esta Maestría en Ciencias, una de las mas especializadas y de alto nivel académico dictadas en nuestro país, aportando en ella sus conocimientos y experiencias con gran entrega profesional, asimismo dedico en forma muy especial a mi gran Asesor el Doctor Yuri Gridnev con quien compartí grandes momentos académicos durante el desarrollo de este gran proyecto, el cual ha motivado en mi el interés por la investigación y desarrollo de futuros proyectos en bien de mi país.

AGRADECIMIENTO

Agradecimiento especial a dos instituciones del país que hicieron realidad esta Maestría, a la **Universidad Nacional de Ingeniería** responsable de todas las actividades Administrativas y Académicas que permitieron capacitar en esta especialidad a profesionales de diferentes especialidades, uniendo de esta forma las vocaciones por la investigación en el campo Aeroespacial, a la **Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial** gestora de esta gran idea e interesada por la Capacitación de profesionales Peruanos en este campo tan importante para el desarrollo del país. Agradecimiento a mi gran Institución, la **Fuerza Aerea del Perú**, que me permitió tan excelente capacitación, pensando siempre en el potencial de su personal para el logro de los fines que el Estado Peruano le encomienda a través su Misión.

Agradecimiento a mi querida esposa que con su apoyo me hizo fácil dedicarme a mis estudios en el tiempo que les pertenecía a ella y a mis queridas hijas, conciente que lo hacia por el amor que les tengo y el deseo de prepararme para contribuir al desarrollo de mi querida patria.

Agradecimiento espiritual a mis queridos padres, que estoy seguro sus oraciones ayudaron mucho para que este mi sueño se haga realidad.

INDICE

INTRODUCCION Y FORMULACION DE TAREAS.

I. ANALISIS DE LOS MEDIOS MODERNOS DE ATAQUE AEREO DEL ENEMIGO

1.1 Medios de ataque aéreo.	1
1.1.1 Medios estratégicos de ataque aéreo.....	1
1.1.2 Aviación táctica y portaaviones.....	5
1.1.3 Características generales del sistema de DA.	12
Conclusiones	17

II. ANALISIS DE LOS COMPLEJOS COHETERILES ANTIAEREOS MODERNOS (CCAA).

2.1 Esquema general de los CCAA.	18
2.2 Clasificación de los CCAA	20
2.3 Características generales de los CCAA	23
2.3.1 CCAA de largo alcance	24
2.3.2 CCAA de mediano alcance	27
2.3.3 CCAA de corto alcance	31
2.3.4 Complejos de artillería antiaérea (CAA)	35
2.4 Efectividad de impacto y características de los CCAA	37
2.4.1 Probabilidad de destrucción	38
2.4.2 Zona de lanzamiento de Misil y zona de destrucción del blanco.	43
2.4.3 Indicadores de efectividad y características de los CCAA	46
2.4.4 Prevención del daño.	56
2.4.5 Elección de las dimensiones de la zona de destrucción	58
2.4.6 CCME-Contra Contra medidas Electrónicas del CCAA.	63
Conclusiones	65

III. PARAMETROS ESPACIO-TIEMPO Y CARACTERISTICAS DEL BLANCO Y DEL MISIL.

3.1	Generalidades del sistema de coordenadas.....	67
3.2	Leyes de movimiento de la aeronave	68
3.3	Aerodinámica de grandes velocidades	74
3.3.1	Propiedades de la atmósfera.	74
3.3.2	Número de Mach	75
3.3.3	Esquema y características geométricas de la estructura.	77
3.3.4	Sistema de coordenadas para los misiles	79
3.4	Fuerzas y Momentos que actúan sobre el misil durante el vuelo.	83
3.4.1	Fuerzas y Momentos aerodinámicos	83
3.4.2	Características generales de las fuerzas aerodinámicas	86
3.4.3	Motor del misil	95
3.4.4	Momento de cabeceo de misil	99
3.5	Distancia de alcance y velocidad de vuelo del misil.	102
3.5.1	Ecuación de movimiento del misil	102
3.5.2	Variación de la velocidad y de la distancia de alcance del misil	104
3.5.3	Elección de la velocidad del misil	108
	Conclusiones	110

IV. PROPIEDADES DINAMICAS DEL MISIL COMO SISTEMA DE CONTROL.

4.1	Estabilidad y capacidad de control del misil.	111
4.2	Movimiento del misil por cabeceo	114
4.2.1	Función de transmisión del misil por cabeceo	114
4.2.2	Estructura del sistemas de estabilización del misil y propiedades dinámicas del sistema de dirección.	119
4.2.3	Características del sistema mecánico	121
4.2.4	Amortiguación del misil	125
4.2.5	Estabilización del coeficiente de ampliación del misil	127
4.2.6	Características del diseño del sistema de estabilización de un misil estáticamente inestable.	130
4.2.7	Aceleraciones normales y reales del misil.	133

4.3	Movimiento del misil por balanceo	136
4.3.1	Momento de balanceo y función de transmisión del misil por balanceo	136
4.3.2	Sistema de estabilización del misil por balanceo.....	140
	Conclusiones	143

V. ESQUEMA ESTRUCTURAL Y CALCULO DEL CIRCUITO DE GUIADO DE MISILES TELEGUIADOS.

5.1	Cinemática de teleguiado.	144
5.1.1	Esquema estructural del circuito de guiado de misiles.	144
5.1.2	Movimiento del blanco y del misil en el plano vertical.....	147
5.1.3	Teleguiado en el espacio aéreo	150
5.1.4	Método de tres puntos	156
5.1.5	Método de predicción	161
5.2	Exigencias de la precisión de guiado del misil	171
5.2.1	Circuito de guiado del misil.	171
5.2.2	Exigencias de los errores de guiado del misil por el ángulo y la distancia de alcance.....	176
5.2.3	Exigencias de los parámetros de los sistemas de guiado del misil. ...	180
5.3	Elección del esquema estructural de formación de la señal de guiado del misil.	183
5.3.1	Esquema de formación de las señales de guiado del misil.	183
5.3.2	Esquema del discriminador.....	184
5.3.3	Esquema de formación de la señal de control en la etapa de guiado del misil.	187
5.3.4	Esquema de formación de la señal de control en la etapa transitoria del misil.	188
5.3.5	La señal de compensación del Error Dinámico.	190
5.3.6	Formación de la señal de guiado del misil mediante giro de las coordenadas.....	192

5.4 Cálculo de los parámetros de la línea de control por radio.	193
5.4.1 Exigencias de la línea de control por radio del misil.	193
5.4.2 Los parámetros de línea de control por radio.	196
5.4.3 Funcionamiento de la línea de control por radio.	198
5.5 Esquema estructural general del circuito de guiado del misil y su funcionamiento.	203
Conclusiones	208
 CONCLUSIONES GENERALES	210

ANEXOS:

Anexo 1: Abreviaturas de Fórmulas

INTRODUCCION

Situación de Lima

Geografía.- La geografía del departamento de **Lima** es interesante y se caracteriza por ser el más andino de los de la costa, ya que los Andes llegan hasta la orilla del mar, en grandes altitudes. El Cerro de Pasamayo alcanza casi los 1,000 metros de altitud, en forma casi vertical sobre el Océano Pacífico. Los Andes se alzan gigantescos a menos de 20,330 km. del mar y sus valles en forma de planos inclinados triangulares, con la cúspide incrustada en los Andes, apenas se extienden hasta en 40 km. en muy contados sitios. Lima presenta varios ríos torrentosos, entre los que destacan el Huaura, Pativilca, Chillón, Cañete y Rimac.

Este departamento es uno de los que cuentan en su litoral con apreciable número de islas, islotes y arrecifes. La Isla de San Lorenzo es la más grande y extensa de las Islas del Pacífico del Perú, islas como las de Pachacamac, Asia y El Frontón, constituyen también apreciables depósitos de guano.

El mar del departamento cuenta con algunas bahías muy hermosas y apropiadas para puertos como las de Cerro Azul, Chancay y Huacho. Además, tiene una riqueza ictiología admirable, que es diferente de las de los Mares del Norte y del Sur. Por último, Lima tiene en su zona andina una gran variedad de minerales, como el cobre, la plata, calcio y sal. Las minas desde Casa palca a San Mateo contienen plata y cobre; y una zona carbonera en la cuenca central.

Lima, denominada en la Época Colonial como 'Ciudad de los Reyes' por los españoles, es hoy el primer centro industrial y financiero del Perú.

Área o superficie: 34,802 km².

Población: 6'732, 000 habitantes. Su capital, Lima, tiene 340,422 habitantes. La mayor concentración de la población se da en el Callao con 4 884,43 hab/km² y en Lima con 203,6 hab/km².

Numero de provincias y distritos: 10 provincias y 171 distritos.

Principales Recursos: Algodón, maíz, caña de azúcar, frutales.

Las ciudades de Lima y Callao, concentran el 22,0% de la población del país.

Situación económica y social del Perú (Lima)

Desde mediados del año 1990 la economía peruana, que venía atravesando una grave crisis, fue materia de la aplicación de un programa de ajuste macroeconómico que consideró entre otras medidas, la privatización de las empresas públicas, la desregulación y modificaciones en la estructura administrativa del Sector Público, lo que permitió reducir drásticamente la inflación y crear las condiciones para retomar la ruta del crecimiento y desarrollo sostenido así como una progresiva reinserción al entorno internacional.

Inflación y Producto Bruto Interno .- en la zona Centro, Lima y Callao presentan una situación totalmente diferente a la del resto del país, ya que la contribución de ambos en conjunto fue de 53,61% del total nacional, evidenciando la alta concentración de los factores productivos en la capital del país.

Inversión y Ahorro interno.- un aspecto que caracteriza el proceso de recuperación del crecimiento económico del Perú es el comportamiento de la inversión. La inversión extranjera directa promovió el crecimiento a 1 302 millones de dólares en 1990 a US\$. 7007 en 1997.

Industria Manufacturera.- la actividad manufacturera, es responsable del 22,21% del PBI Global Nacional (1996), el que se distribuye de acuerdo a lo siguiente: Lima y Callao, con el 12,32%, el número total de empresas inscritas en el Registro Unificado en 1996 fue de 62 894, de las cuales 38 786 (61,67%) corresponden a Lima y Callao y a las demás zonas: Costa – Sierra Norte 6813 (10,83%), Costa – Sierra Sur 10 194 (16,21%), Centro 5039 (8,01%) y Selva 2062 (3,28%).

Un problema crítico a nivel país es la concentración de su infraestructura industrial en el área de Lima y Callao.

Minería y Petróleo .- las exportaciones mineras en el año 1996 fueron de 2654 millones de US dólares, la producción de cobre se concentró en la zona Costa - Sierra Sur con 445 326

ton de contenido fino (91,97% del total nacional, Lima con el 13.3 %); de Plata con 1137 ton de contenido fino, (57,72% del total nacional, Lima con el 8%) y de zinc con 679 223 ton de contenido fino (89,31% del total nacional). La zona Costa - Sierra Norte es el mayor productor de oro con 34 612 kg de contenido fino (53,42% del total nacional. En el año 1995 se inició la operación de la planta de electro-recuperación de óxidos de Southern Perú en Cuajone y Toquepala, aumentando la producción y la productividad, por la tecnología de punta incorporada en este nuevo proceso.

Petróleo y gas natural. En el año 1996 la producción fue de 43 909 miles de barriles, de los cuales 14 938 miles de barriles se extrajeron en la zona Costa – Sierra Norte. Las reservas probadas al año 1996 fueron en la zona Costa – Sierra Norte de 141,5 millones de barriles.

La producción de petróleo en el país no satisface la demanda, por lo que el Perú es importador de petróleo. En 1996 se importó por valor de 715 millones de dólares.

La producción de gas natural en el año 1995 fue de 34 317 millones de pies cúbicos. Las reservas probadas de gas natural al año 1996 fueron de 6928,3 miles de millones de pies cúbicos, de los cuales el 96,60% se encuentran en la zona Selva y 3,40% en la zona Costa-Sierra Norte (incluyendo el zócalo Continental).

El potencial productor de gas natural del país es muy grande, pero hasta la fecha se explota en reducida proporción.

FORMULACION DEL PROBLEMA

El análisis de la situación geográfica, económica y política de Perú, teniendo como base los conceptos de Realidad Nacional, Poder Nacional, Potencial Nacional utilizable, ha permitido visualizar en forma integral las acciones futuras a tomar en cuanto a la seguridad de nuestra Nación y en especial de su capital la ciudad de Lima, considerado por los países limítrofes del Norte y Sur, Centro de Gravedad de nuestro territorio, principio de Guerra más importante.

Esta situación fundamenta la necesidad crear un sistema bien escalonado de Defensa Aérea para la ciudad de Lima, en vista que los ataque aéreos serían los que únicamente causarían mayor daño a las áreas vitales de esta ciudad, asimismo al considerar el avance tecnológico de la aviación actual (parámetros de vuelo) y la capacidad de portar misiles aire-tierra de gran alcance como bombas guiadas con gran efecto de daño.

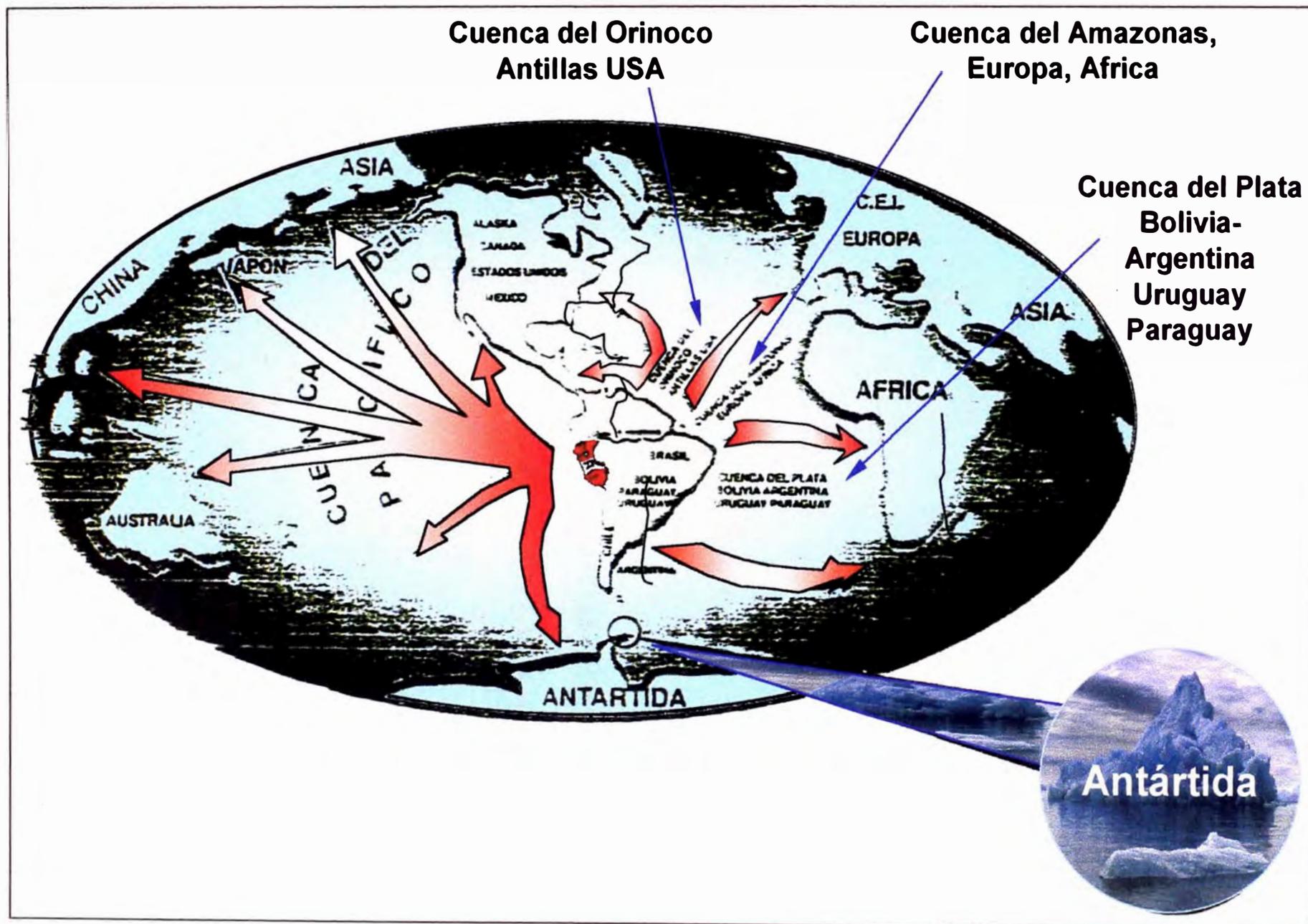
OBJETIVO DE LA PRESENTE TESIS

El objetivo en la presente tesis, es el “ Desarrollo del Sistema de Teleguiado del misil clase “Tierra-Aire” del CCAA”.

ORGANIZACIÓN DE LA TESIS

- 1.-Análisis de los medios modernos de ataque aéreo del enemigo y una posible estructura del sistema de defensa aérea para la ciudad de Lima
- 2.-Características técnicas y tácticas de los Complejos Coheteriles Antiaéreos modernos
- 3.-Estudio de los parámetros de espacio y tiempo, características del blanco y del misil.
- 4.-Propiedades dinámicas del misil como sistema de control.
- 5.-Cálculo del circuito de guiado de los misiles teleguiados.

ANALISIS DE LA SITUACION GEOGRAFICA, ECONOMICA Y POLITICA DEL PERU



CAPITULO I

ANALISIS DE LOS MEDIOS MODERNOS DE ATAQUE AEREO DEL ENEMIGO

I. ANALISIS DE LOS MEDIOS MODERNOS DE ATAQUE AEREO DEL ENEMIGO

1.1 Medios de ataque aéreo.

1.1.1. Medios estratégicos de ataque aéreo.

La base de los medios estratégicos de ataque aéreo de los países desarrollados, incluyendo Estados Unidos, son los bombarderos estratégicos (BE) y los misiles estratégicos (ME) de diferentes versiones.

El alcance de vuelo de los **bombarderos estratégicos** sin recarga adicional de combustible en el aire es el siguiente:

- para bombarderos medianos : alcance hasta 6000 Km.,
- para bombarderos pesados: alcance de 16000 a 19000 Km.

Este tipo de bombarderos estratégicos están armados con Misiles estratégicos del tipo SRAM, bombas de caída libre, y cuentan con medios de guerra electrónica. Se investigan las posibilidades de equiparlos con armamento para el combate empleando misiles guiados antiaéreos en el aire (misiles “aire-aire” con equipos láser).

Los americanos cuentan con un bombardero estratégico B-52, como portador de misiles de crucero, de misiles guiados SRAM y de bombas (incluyendo bombas nucleares). Los aviones B-52G adicionalmente pueden portar 12 Misiles de crucero suspendidos como carga externa. Los aviones B-52G adicionalmente pueden portar 8 Misiles de crucero en el compartimiento interno. Todas las modificaciones de los bombarderos B-52 cuentan con sistemas de contramedidas electrónicas : ALQ-172 (Para los B-52) y ALQ-177 (para los B-52G).

El avión B-52 esta diseñado para acercarse al objetivo y atacar a alturas pequeñas. Al pasar el sistema de defensa aérea del enemigo a poca altura, el alcance de vuelo disminuye considerablemente (como por ejemplo para los B-52H, el alcance de vuelo a baja altura en un sector de 4500 Km disminuye de 16700 a 11700 Km.). Como solución para aumentar el alcance de vuelo del avión B-52G hasta 29 000 Km sin recarga adicional de combustible durante el vuelo, se podría cambiar los motores a turbo reacción por otros más modernos. Los bombarderos supersónicos de mediano alcance FB-111A (velocidad máxima de 2665

Km/h, un alcance de vuelo de 6440 Km.), puede portar los Misiles guiados SRAM, bombas nucleares, bombas comunes con una masa total de 14000 Kg. y actuar eficazmente contra los objetivos fuertemente protegidos. Este avión es el único tipo de bombardero que cuenta Estados Unidos, con capacidad de realizar vuelos prolongados a baja altura, incluso de noche y en cualquier condición meteorológica, el perfil de vuelo de este avión es 50% menor que el perfil de vuelo del avión B-52 y su velocidad es dos veces mayor.

Uno de los modernos aviones de Estados Unidos es el bombardero estratégico B-1B (con máxima masa de carga combativa – 56.7 toneladas). Este avión está diseñado para una velocidad supersónica de $M=1,4$, puede portar diferente tipo de armamento de tipo convencional y nuclear, inclusive hasta 30 Misiles de crucero, que le permiten destruir los objetivos a distancias mayores a 2400 Km., sin entrar en la zona de defensa aérea del enemigo.

Los planes de financiamiento de los trabajos del programa <STELT> prevén los gastos para la fabricación de un nuevo bombardero intercontinental pesado piloteado, que elevará las posibilidades ofensivas de la aviación estratégica de las Fuerzas Aéreas Americanas.

Los Misiles estratégicos de crucero son capaces con una alta precisión (deriva circular probable de 10-60 Km.) de llevar las cargas nucleares hasta una distancia de 2600-3200 Km. y en el futuro posiblemente mayores. La capacidad de realizar vuelos a muy baja altura y con mayor cantidad de disparos permiten según la opinión de los especialistas extranjeros el emplear Misiles de crucero para destruir objetivos agrupados y dispersos que hayan sido detectados con anticipación.

En los Estados Unidos los Misiles estratégicos de crucero son diseñados en diferentes versiones de lanzamiento: aire, tierra y mar.

El primer Misil de crucero que se encuentra en los arsenales de la armada de Estados Unidos fue el Misil estratégico de crucero ALCM-B. Cuenta con la posibilidad de llevar cargas nucleares de hasta 200 KT y a un alcance de 2600 KM, a una velocidad de 750-850Km/h, a alturas de vuelo de 60-120 M. El sistema <Terkom> instalado en los Misiles permite corregir la trayectoria de vuelo y el guiado del Misil al objetivo con una exactitud de hasta 35 m. La primera zona de corrección 2 (se muestra en el Dib. 1.1), se realiza a una

distancia de 700 Km. desde el punto de lanzamiento, siguiendo la región de corrección 3, cada 200 Km. El sentido de la corrección consiste en la comparación de la forma real del terreno sobre el cual vuela el Misil, con la matriz cifrada de la región homologada en la computadora abordo. Durante el vuelo el Misil puede realizar maniobras para esquivar la forma del terreno y las posiciones de los medios de DA (4 y 5). La obtención de la altura del lugar se realiza mediante el altímetro comparando la altura real y la programada.

El lanzamiento de los Misiles de tierra se realiza desde las rampas móviles, cada uno cuenta con 4 Misiles. Hasta fines de los años 80 los Estados Unidos iban a instalar en Europa Occidental 116 rampas de lanzamiento de los Misiles tipo GLCM.



Dib.1.1 Trayectoria de vuelo del ALCM-B

- 1-** Misil de crucero; **2-** Primera zona de corrección; **3-**siguientes zonas de corrección;
4 y 5 –posición de los sistemas DA

El programa <Tomahawk> desarrollado por la Marina de Guerra de los Estados Unidos , se prevé el uso en embarcaciones marinas y submarinas, los Misiles de tipo SLCM, siendo destinados los Misiles SLCM con carga nuclear (BGM-109 A) para destruir los objetivos de tierra a distancias de hasta 2600 Km, y con carga convencional (no nuclear) con ojiva (BGM-109C) para distancias de hasta 1300 Km.

En la prensa extranjera se ha señalado que conjuntamente con la modernización de los Misiles ALCM (se planifica contar con 1300 unidades), se iniciará la fabricación en serie de los Misiles ACM, con un alcance cerca a 4400 Km., de menor efectividad de la superficie de reflexión y con la capacidad de realizar vuelos a baja altura (de hasta 30 m).

Además del sistema <Terkom> para efectuar la corrección de la trayectoria de vuelo del Misil, se utilizará el sistema de navegación por satélite <Navstar> .

Se están llevando a cabo las investigaciones científicas para fabricar Misiles de tercera generación, Misiles subsónicos, con periodos cortos de vuelo a velocidades supersónicas y Misiles supersónicos e hipersónicos. Se planea crear Misiles para alturas de vuelo de 30 a 20000m, con velocidades crucero subsónicas($M=0.6\div 1$), supersónicas ($M=1\div 4$), hipersónicas ($M=4\div 10$) y un alcance de hasta 8000 Km.

Aviones de reconocimiento estratégico como regla general tienen una altura de vuelo de 20000 m, y tanto a velocidades subsónicas (U-2, USA) como a supersónicas (SR-71, USA). Las posibilidades de combate de estos aviones, según los datos de la prensa extranjera, responden a las exigencias modernas: por ejemplo, equipos fotográficos del avión SR-71, en una hora de vuelo a una altura de 24000m, pueden efectuar tomas fotográficas de un área de más de 100000 Km², las fotografías se descifran con facilidad y creándose el efecto de profundidad lo que permite obtener un gran volumen de información. Para observar objetos en tierra de noche se cuenta con equipos infrarrojos.

A fin de obtener una mayor información los aviones de reconocimiento aéreo pueden ser equipados con equipos radiotécnicos, incluyendo receptores sensibles, equipos para analizar y registrar la información obtenida, así como Radares.

Aviones de reconocimiento y comando de control. En las fuerzas armadas de Estados Unidos y en otros países de la OTAN se emplean Radares de Alarma temprana y de localización, que se emplean en los aviones E-3A (sistema AWACS), E-2C (sistemas <Hok>, <Nimrod>).

El avión E-3A patrulla a una altura de 9000 m con velocidades subsónicas por espacio de 9-11 horas o 24 horas con dos recargas en el aire. Se instalan en este avión un Radar multifunciones, que permite detectar aviones a una distancia de 400-600 Km., dependiendo de la altura de su vuelo. Desde abordo del avión E-3A se puede comandar fuerzas de aviación que actúan en diferentes zonas.

En la versión combativa de reconocimiento y ataque PLSS, como avión de reconocimiento y de retransmisión se emplea el avión TR-1, con una altura de vuelo de 20000 m, una

velocidad máxima de 700 Km/h y un tiempo de patrullaje de 12 horas. Permite realizar reconocimiento aéreo hasta 550 Km, y permite guiar el armamento a esa misma distancia.

1.1.2. Aviación táctica y portaaviones.

La Aviación táctica está designada para resolver misiones táctico-operativas y accionar conjuntamente con los ejércitos de tierra, con las fuerzas marítimas o por si solas. Por opinión de especialistas se dice que este tipo de aviación es decisiva y fuerza de choque contra las fuerzas de tierra y de aire.

La aviación táctica está conformada por bombarderos tácticos, aviones de apoyo a la superficie, caza-bombarderos, cazas de DA, aviones de reconocimiento y de transporte. Así el caza táctico de funciones múltiples F-15 está destinado a ganar la superioridad aérea. Actualmente se realiza su modernización a fin de elevar su capacidad de combate durante las acciones contra los objetivos terrestres y aéreos. Particularmente se prevé instalar a bordo el dispositivo que permita obtener información de los sistemas AWACS, PLSS y “Assolt braker” sobre la presencia y ubicación de blancos. El avión de apoyo a la superficie A-10 está destinado para el apoyo directo a las fuerzas en tierra. El caza-bombardero táctico F-111A, con ala de geometría variable y con equipo radio electrónico permite realizar vuelos a baja altura durante la noche y en cualquier condición meteorológica.

La Aviación de portaaviones se emplea para efectuar los ataques aéreos a las fuerzas enemigas que se encuentran en las zonas de combate y para apoyar al ejército y a la DA del Ejército y de la Marina. Cuenta con los aviones A-4, A-6, A-7, cazas F-14 y los aviones F-18 en dos versiones: cazas y bombarderos.

Las principales características de los aviones tácticos y de portaaviones se muestran en la Tabla 1.1 .

Actualmente para la sustitución de los aviones F-15 los Estados Unidos están llevando a cabo investigaciones para la fabricación de un avión caza de múltiples propósitos ATF. Las principales exigencias para este nuevo avión es el gran alcance de vuelo, la particularidad para el despegue y aterrizaje en pistas cortas, posibilidades de eliminar los medios radiotécnicos de los sistemas DA y realizar la guerra electrónica (GE), así como poseer poca superficie efectiva de reflexión (SER) y velocidades supersónicas de crucero.

Para acciones contra objetivos terrestres los aviones tácticos y de portaaviones pueden transportar bombas, cohetes no dirigibles y bombas guiadas de alta precisión, Misiles guiados y Misiles tácticos de crucero.

Tabla 1.1

**Alturas, Velocidades y Distancias de vuelo límite para aviones tácticos:
Cazas y Bombarderos**

Nº	Tipo de Avión en las Fuerzas , País	Altura de vuelo, Km.		Máxima velocidad de vuelo, Km / h		Alcance De vuelo, Km.	S.E.R. en cm-banda, m ²
		H _{max}	H _{min}	Altura óptima	Baja altura		
1	F-16A, 1979, USA	18	0,05	2100	1400	3700	4
2	F-15A , 1974, USA	21	0,05	2650	1470	3700	9
3	F-111 A , 1967, USA	18	0,05	2350	1220	6000	15
4	F-4E, -4F, 1968-1974, USA	19	0,05	2350	1300	3700	18
5	A-10A, 1974, USA	13,5	0,05	830	720	4200	23
6	A-7D, 1969, USA	13,8	0,05	1040	1020	5400	5
7	F-14A , 1972, USA	17	0,05	2250	1400	3300	10
8	F-18A , 1983, USA	16	0,05	1900	1300	3000	5
9	Tornado, 180, Alemania, Italia, Inglaterra	18	0,05	2350	1430	5000	13
10	Mirage 2000 , 1982 Francia	20	0,05	2350	1480	5000	13

Tabla 1.2

Principales características táctico-técnicas de las bombas guiadas
de aviación de USA.

Nomenclatura. Año de Empleo	Calibre pies	tipo	Alcance max. Km	Sistema guiado	Dimensiones cm L,d,c	Tipo de avión
	Masa kg	Masa	Altura, m	Exactitud de impacto KVO, m	Medida de las Alas	
BOMBAS DE ESTRUCTURA ESPECIAL						
MK1, 1966	$\frac{1000}{500}$	Explosiva 385	$\frac{25}{2000-9000}$	Televisión 5	$\frac{344 \times 38}{114}$	A-4, A-6, A-7, F-4, F-111
MK5, 1973	$\frac{2000}{1100}$	Explosiva 907	$\frac{40}{000-9000}$	Televisión-dirigida 5	$\frac{404 \times 45}{130}$	A-4, A-6, A-7, F-4, F-111
MK13, 1975	$\frac{2000}{1100}$	Explosiva 907	$\frac{65}{\cdot}$	Televisión dirigida 5	$\frac{404 \times 45}{173}$	A-4, A-7, F-4, F-111
GBU-17, 1982	\cdot	HSM Cemento	Láser Cerca de 10	$\frac{360 \times 160}{82}$	F-4
UAB EN BASE A BOMBAS AEREAS EXPLOSIVAS						
GBU-12, 1978	$\frac{500}{285}$	$\frac{MK82}{227}$	*	láser	$\frac{330 \times 28}{130}$	A-10, F-4, F-5, F-14, F-15
GBU-22, 1984	500	$\frac{MK82}{227}$	Pequeña y muy pequeña	láser	$\cdot \times 28$	F-4, F-16, F-111
GBU-10, 1978	$\frac{2000}{1100}$	$\frac{MK84}{907}$	$\frac{\cdot}{150-6000}$	Láser Cerca de 10	$\frac{415 \times 46}{167}$	A-6, A-7, A-10, F-4, F-5, F-14, F-15, F-16, F-111
UAB CONSTRUCCION POR MODULOS						
GBU-15, 1980	$\frac{2000}{1140}$	Mk84 HSM Volu metrico.	$\frac{50}{600-13000}$	Comando láser y con televisión	$\frac{390 \times 46}{150}$	F-4, F-111, B-52
GBU-20, 1984	$\frac{2000}{1300}$	Casett SVU-54, HSM	70 hasta 13 000	Televisión y calor térmico por satélite	$\frac{400 \times 46}{240}$	B-52
AGM-130	2000	$\frac{MK84}{907}$	37 muy pequeña	Televisión y calor térmico y por satélite	\cdot	F-4, F-111, B-52

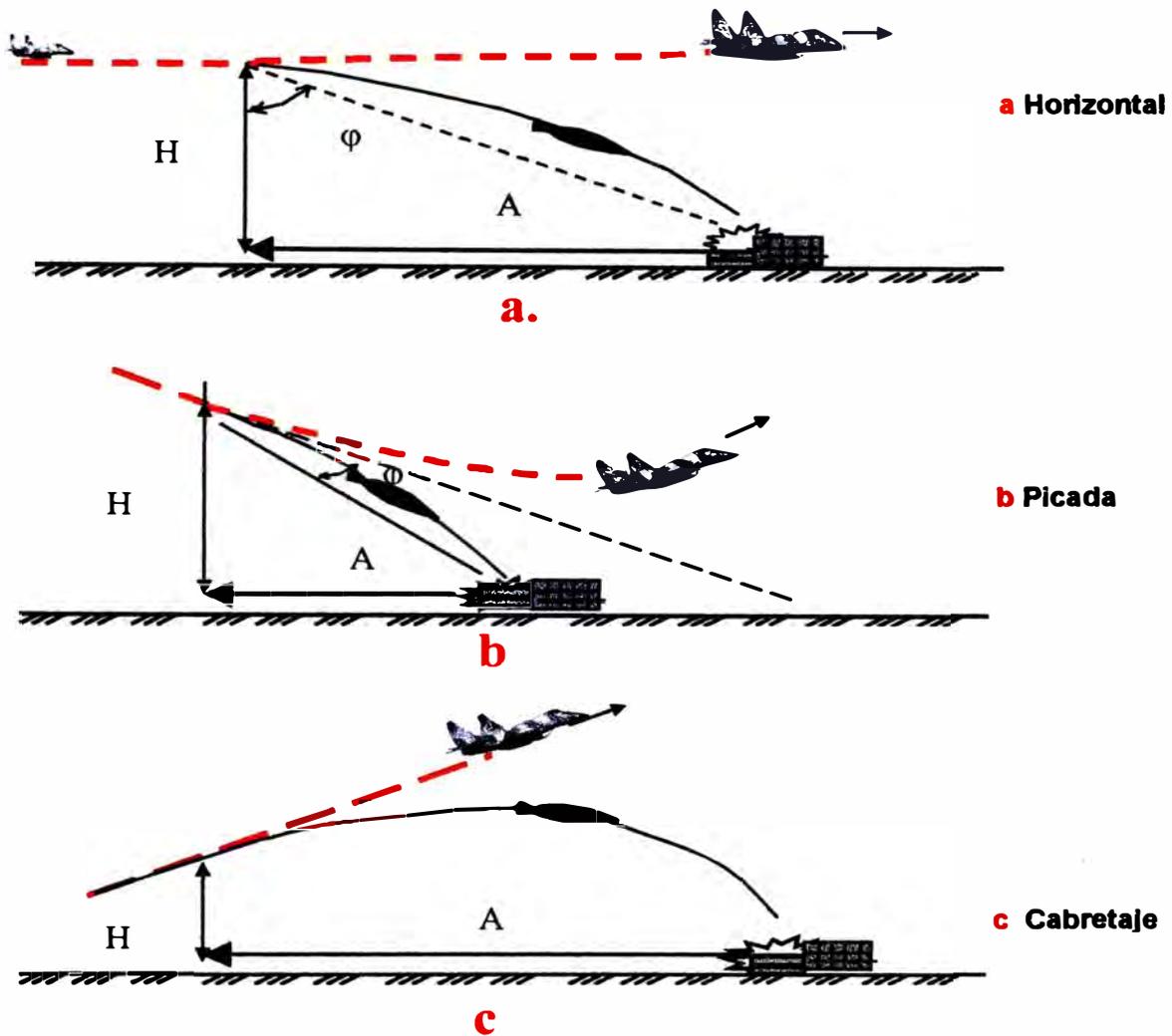
Las más utilizadas son las bombas guiadas de aviación <YOLAY> GBU-8,GBU-10,GBU-15 y otras (Tabla 1.2) que emplean sistemas de guiado semiactivo por televisión, comandos televisivos, visualización térmica y láser.

El alcance de su acción depende de la altura y de la velocidad de vuelo del avión-portador y puede alcanzar 50-60 Km.

Para efectuar el bombardeo el piloto debe volar hacia el objetivo, realizando una serie de maniobras en los planos horizontal y vertical a fin de burlar eficazmente el sistema DA y adquirir la señal de captación del objetivo, luego deberá ubicarse en la posición inicial para apuntar y colocarse en la trayectoria de lanzamiento, que finaliza con el lanzamiento de las bombas (Dib. 1.2). El sector A es igual a la proyección del vuelo de la bomba sobre el plano horizontal y se le denomina **deriva de la bomba**. Su magnitud depende de la altura H, velocidad de vuelo y el ángulo de pique del avión en el momento del lanzamiento de la bomba, de las calidades balísticas de la bomba, velocidad y la dirección del viento y de otros factores.

Los Misiles guiados <aire-tierra> según su principal función y el principio del funcionamiento pueden ser divididos en Misiles antirradares, que utilizan los sistemas de radiolocalización pasivas del sistema de autoguiado (<Standard ARM>, <HARM>, <Shrike>,<MARTEL>) y Misiles de uso general con cabezas de autoguiado televisivo, láser o infrarrojo (<Maverik> y otros).

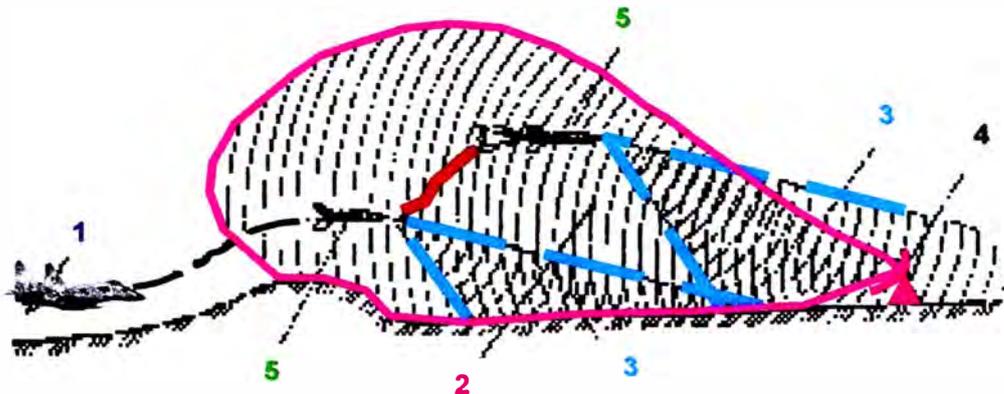
El alcance del vuelo de los Misiles antirradares es de 50-100 Km. Antes del uso del Misil la tripulación del avión-portador (Dib.1.3), debe detectar el Radar en funcionamiento, identificarlo y lograr la captura por el sistema de autoguiado.



Dib 1.2 Métodos de Bombardeo

Los aviones que más se utilizan son F/A -18 y A-7 E con Misiles HARM, fueron empleados por Estados Unidos en Libia en abril de 1986. Los lanzamientos de Misiles antirradares contra los Radares de Libia se realizaron a bajas altitudes bajo la protección de interferencias de ruido de corta duración creadas por el avión perturbador. Se utilizó también la táctica de perturbación de radiación de Radares de DA, por grupos de aviones desde grandes y medianas alturas con el ataque de los aviones portadores de Misiles antirradares a bajas alturas.

El alcance de la acción de los Misiles <Maverik> no es mayor a 30 Km. A su lanzamiento le antecede la detección y captura del blanco por las cabezas de autoguiado.



Dib. 1.3 Lanzamiento del Misil antirradar:

1-objetivo (avión-portador); **2**-radiación electromagnética del Radar;

3-radiaciones electromagnéticas de la cabeza del Misil; **4**-Radar; **5**-Misil antirradar

El tiempo promedio de preparación de un caza táctico, para una siguiente misión contra los blancos terrestres, es de 1 hora 15 min a 1 hora y 45 min.

Aeronaves no tripuladas.- En Estados Unidos y en otros países de la OTAN se da una gran importancia al desarrollo de las aeronaves no tripuladas. Los especialistas de armamento están tratando de diseñar los equipos que al ser instalados abordo de una aeronave no tripulada, permita resolver las tareas principales en forma autónoma sin participación del piloto. Se planea utilizar las aeronaves no tripuladas para el reconocimiento en el territorio enemigo, guerra electrónica y ataques. Pueden ser lanzados desde un avión y desde tierra. Actualmente se están fabricando en serie y se llevan a cabo investigaciones para disminuir su detección por radar .

En 1968 la Fuerza Aérea de Estados Unidos inició el empleo de la aeronave no tripulada AQM-34, diseñada en base al blanco no tripulado BQM-34 A (Tabla 1.3), con una longitud de 7.92 m, envergadura de 4.41 m, velocidad de 1000 Km/h, altura 60-15000 m, alcance de vuelo 900 Km. La aeronave es lanzada desde un avión portador C-130E, en cuyos pilones subalares se ubican hasta cuatro aparatos. El avión portador cuenta con equipos de comando, cámara de televisión, equipos de comunicación de banda ancha para transmitir las señales de vídeo en escala real de tiempo. La versión de la aeronave no tripulada de asalto prevé la suspensión de dos Misiles guiados <Maverik>o el SCHRAIK>

Tabla 1.3

Características táctico-técnicas de las aeronaves no tripuladas

Nomenclatura	Designación	Altura de vuelo, practica / máxima, m	Veloc. de vuelo Km/h	Alcance Km	Características Adicionales
AQM-34G, H, USA	G.E.	$\frac{1500 - 15000}{18000}$	780	2400	Cuenta con un contenedor de medios activos (tipo ALQ-72), perturbación pasiva (cerca de 150 del tipo RR-155 /A, -163/A, -165/A, -167/A) y transmisor de un uso, con paracaídas (tipo T-1219-para las perturbaciones de radiocomunicación en los rangos 30-250MHz, <Tascher> o <Moth> para los REC a frecuencia de 8000-1000 MHz Y 2000-4000 MHz respectivamente)
AQM-34V, 1975, USA	Inteligencia G.E.	$\frac{1500 - 15000}{18000}$	780	2400	Modificación del AQM-34H, arranca del avión DC-130 o por tierra PU. Cuenta con equipos de espionaje, 5 estaciones de perturbaciones por ruido, puede trabajar en frecuencias de 100 a 3000MHZ
AQM-34P, USA	G.E.	$\frac{1500 - 15000}{18000}$	780	2400	Sistema de guiado programada y dirigida
BQM-34C, 1975, USA	Múltiple uso	.	1050	1280	Sistema de comando dirigido
BQM-34F, 1973, USA	G.E.	.	*	*	Estaciones de perturbaciones DLQ-2, DLQ-3. Puede arrancarse desde un DC-130* o DP-2E <Neptun>
MQM-74A, USA	Falso objetivo, crea perturbaciones radiales	$\frac{13700}{.}$	815	400	Se arranca de PU en tierra. Los mandos de radiocomandos son programados
<Blek Flai>USA	G.E.	.	114	.	Sistema de programa de guiado
<Mini Pop> USA	G.E.	.	.	.	
R4E-40, <Scay> USA	Inteligencia G.E.	.	Hasta 250	.	Cámara de televisión IK-de 35 mm panorámico con equipo aerofotográfico REB
<Aquila>USA	Múltiple Uso	Hasta 3600	135-170	.	Cámara de televisión con medidor de distancia con indicador cifrado en mini computadora y equipos de transmisión de los datos
<Payv Tayer>USA	Inteligencia G.E. impacto	Hasta 3000	180	.	Equipo radioelectrónico para efectuar el espionaje o preparar para el combate con el fin de impactar en el objetivo

G.E. – Guerra Electrónica

Las aeronaves no tripuladas de un solo uso <Pave Tiger> pueden efectuar vuelos a alturas de 60 hasta 3000m, con velocidades de hasta 180 Km/h y menos, portar equipos de supresión electrónica, de reconocimiento, poseer cabezas de combate y patrullar la superficie. La llegada de la aeronave a la zona del objetivo y el patrullaje se realizan mediante un programa cargado previamente en la microcomputadora de abordo. En la prensa extranjera se informa que la reserva de combustible con un consumo de 3.9 lts/hora, alcanza para casi 10 horas. La aeronave no tripulada con cabeza de combate, al captar un Radar en funcionamiento, lo ataca.

La aeronave no tripulada <Aquila > con una masa de 113 Kg está destinada a realizar el reconocimiento óptico y designación de blancos en el territorio enemigo, es lanzada con ayuda de una catapulta hidráulica desde una rampa de lanzamiento móvil, montada sobre un chasis de vehículo, y puede volar por más de 3 horas.

Las aeronaves no tripuladas han sido fabricadas por otros países de la OTAN como Italia, que cuenta con aeronaves no tripuladas de múltiple usos <Mirax-10> (varias modificaciones) con una masa de 59 hasta 600 Kg, carga útil de 30 a 200 Kg en carga externa y con un tiempo de vuelo de 2 horas.

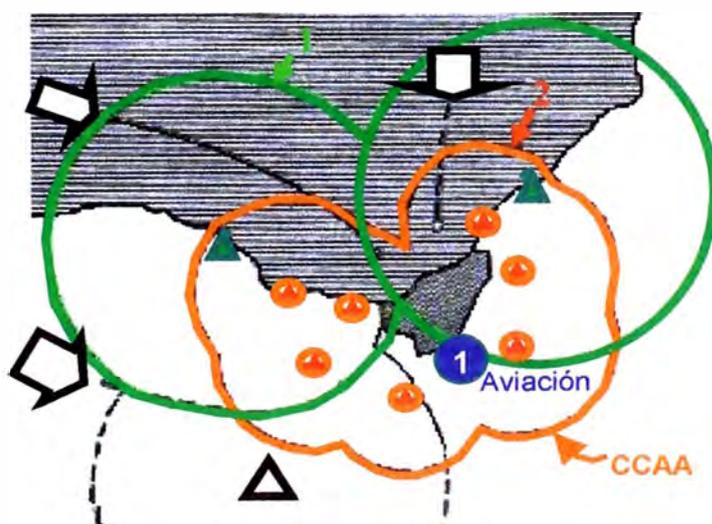
1.1.3. Características generales del sistema de DA.

La DA de los objetivos y fuerzas se realiza en forma conjunta por unidades de distintas ramas y por fuerzas especiales, y en primer lugar por los CCAA y artillería antiaérea, la aviación de DA y Radares.

Un esquema de defensa aérea de un objetivo se muestra en el Dib. 1.4

Los Complejos de Misiles antiaéreos constituyen la principal fuerza de fuego de DA, armados con diferentes tipos de Misiles con la finalidad de eliminar los objetivos principales del enemigo, tales como centros administrativos, políticos, zonas económicas industriales, grupos de combate y otros objetivos. Los Complejos de Misiles antiaéreos pueden resolver sus tareas por si mismos o con ayuda de otras fuerzas de DA.

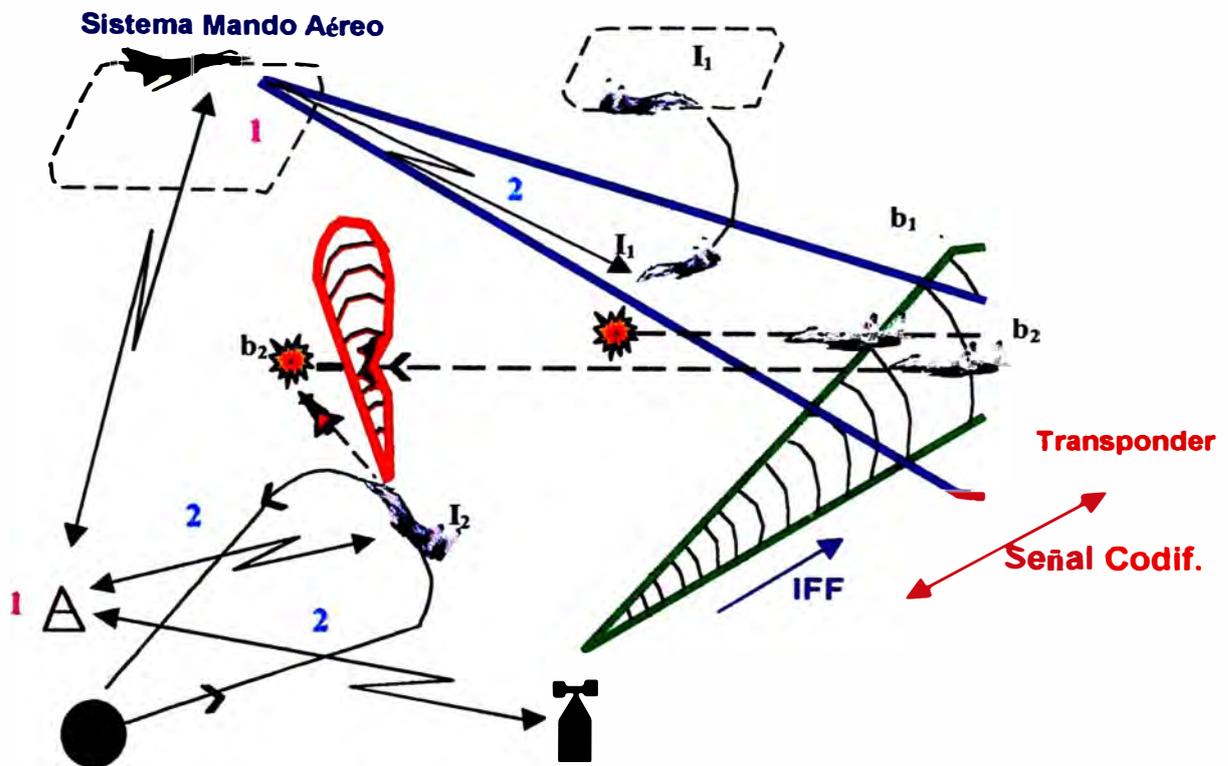
La Aviación de DA constituye la fuerza más maniobrable que permite eliminar al enemigo aéreo lejos de los objetivos defendidos, antes de la zona de fuego y en la zona de fuego. La componen los aviones caza-interceptores armados con Misiles <aire-aire>, y cañones. El esquema de guiado del caza de DA hacia el blanco se muestra en el Dib.1.5. Después de detectar los objetivos aéreos b_1 y b_2 , se toma la decisión para eliminarlos. En la primera etapa el caza I_2 después del despegue ó I_1 en la zona de la zona de vigilancia es guiado por el sistema de mando aéreo o terrestre, por ejemplo E-3A, hacia la zona del objetivo, con finalidad táctica de lograr una mejor posición con respecto al objetivo. En la segunda etapa se produce un acercamiento con ayuda del sistema de Radar abordo para buscar el objetivo, apuntar y disparar la carga combativa. Esta etapa termina al emplear las armas. Los puestos de mando siempre se encuentran preparados para ayudar al piloto. En la tercera etapa el avión caza sale del combate. La cuarta etapa termina cuando el avión caza aterriza en el aeródromo con ayuda del sistema de navegación de tierra y de abordo.



Dib.1.4 Esquema de DA:

1- localización del objetivo por Radares; 2-Límite exterior de la zona de fuego antiaéreo

Los Radares, realizan la inteligencia radárica del enemigo aéreo, entregando información o advertencia sobre el inicio de su ataque, permiten las acciones con los Misiles de los caza-interceptores, cuentan con los medios de procesamiento de la información, medios de comunicación y sistemas de mando.



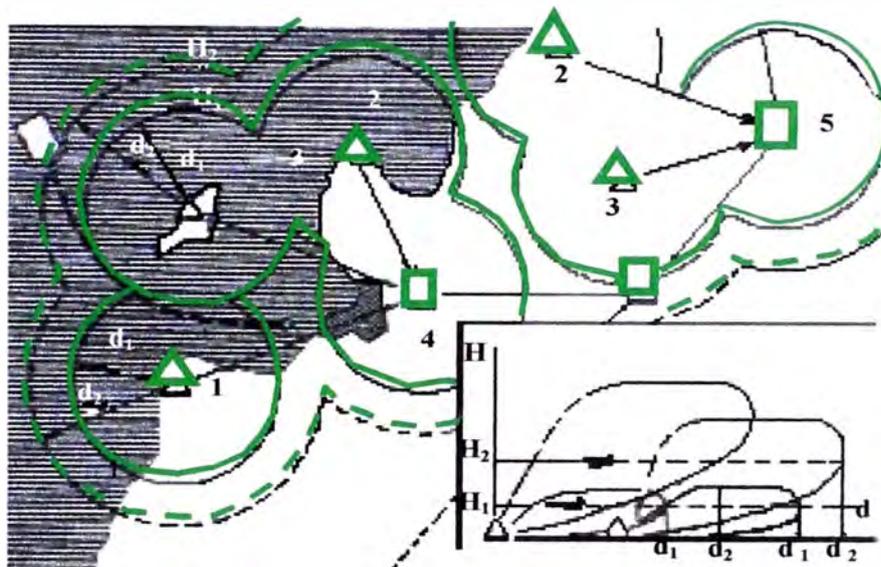
Dib. 1.5 Esquema de guiado del caza-interceptor DA hacia el blanco:

- 1- puestos de mando de los caza-interceptores (aéreo y terrestre)
- 2- línea de transmisión de comandos al caza-interceptor

La información sobre los objetivos aéreos, contiene las coordenadas, los parámetros de movimiento y señales de identificación. Las principales fuentes de información son los Radares 1-3 (Dib. 1.6) ubicados en una región dada. La posición mútua, la estructura y el componente de los puestos de Radares determinan las características del campo de radiolocalización, siendo éste un espacio dentro del cual se realiza la detección, el guiado y la determinación de las características de los objetivos aéreos y de los aviones (aeronaves) amigos con una exactitud dada. El campo de radiolocalización puede ser plano o focalizado, para un teatro de operaciones o para varios. Lo mas difícil es crear un campo radiolocalizador plano a muy baja altura para localizar los objetivos de dimensiones pequeñas. El sistema de identificación incluye el interrogador IFF conjugado con el Radar, y los equipos de abordaje (transponder) instalados en cada avión. Al detectar un objetivo aéreo, el

Radar por la línea de identificación envía abordo del avión una interrogación en forma de una señal codificada. Si el avión es <amigo>, entonces el transponder del avión que conoce el código de identificación, emitirá una señal codificada de respuesta, la misma que será observada en el indicador del Radar junto a la marca del objetivo aéreo.

Los Radares cumplen funciones en condiciones de acciones contrarias de las fuerzas enemigas.



Dib. 1.6 Principio de creación del campo de radiocalización:

1-3- puestos de Radares; 4 y 5 – unidades de Radar

Para resolver en forma oportuna y eficazmente las tareas de control de armamento y fuerzas DA, es necesario emplear los sistemas de mando automatizados (SMA). Las fuerzas armadas de Estados Unidos y del bloque de la OTAN cuentan con tales sistemas en distintos niveles de mando. En el nivel táctico están automatizadas las siguientes funciones de mando:

- Recolección de información sobre el enemigo aéreo mediante Radares.
- Obtención de la información sobre el estado de disponibilidad para el combate y sobre las acciones de los medios activos de DA.
- Procesamiento e identificación de la información sobre la situación aérea, datos sobre el estado de las fuerzas amigas y su presentación en las pantallas (cuadros) de uso colectivo e individual.

- Elaboración de posibles formas de interceptación de los objetivos aéreos y su distribución entre los medios activos de DA.
- Guiado de los aviones cazas-interceptores a los objetivos aéreos.
- Designación automática (automatizada) de objetivos a los complejos antiaéreos.

CONCLUSIONES

- 1. La Defensa Aérea de la ciudad de Lima debe ser un complejo de medidas organizadas y acciones de combate de las fuerzas antiaéreas, destinadas a combatir los ataques aéreos del enemigo.**
- 2. Las fuerzas de la Defensa Aérea de la ciudad de Lima, deben estar compuestas de los Complejos Coheteriles Antiaéreos (CCAA), aviones cazas-interceptores de Defensa Aérea, Radares de Alarma Temprana y Adquisición, sistema de comunicaciones y mando.**
- 3. La presencia de un Puesto de Comando general para el control de los sistemas de Defensa Aérea de la Ciudad de Lima, supone que durante el periodo de pre-guerra y guerra éste tendrá conectados todos los Radares de la ciudad de Lima, provincias, bases militares de la FAP, del Ejército y de la Marina de Guerra, a fin de reflejar el estado general de la Defensa Aérea del Perú con el centro de mando en la ciudad de Lima.**
- 4. El funcionamiento del mando de dicho sistema de Defensa Aérea se realiza con ayuda del sistema nacional de comunicaciones con el uso de los satélites nacionales de comunicación.**

CAPITULO II

ANALISIS DE LOS COMPLEJOS COHETERILES ANTIAEREOS (CCAA) MODERNOS

II. ANALISIS DE LOS COMPLEJOS COHETERILES ANTIAEREOS (CCAA) MODERNOS.

2.1 Esquema General de los CCAA

Los CCAA comprenden sistemas complejos y equipamientos necesarios para eliminar en forma efectiva los objetivos aéreos o desviarlos del blanco que amenazan.

La tarea de combate de los CCAA y su mantenimiento técnico, lo efectúa el personal destinado. Durante el análisis de la efectividad de los CCAA, es necesario tener en cuenta las interacciones del personal con este sistema.

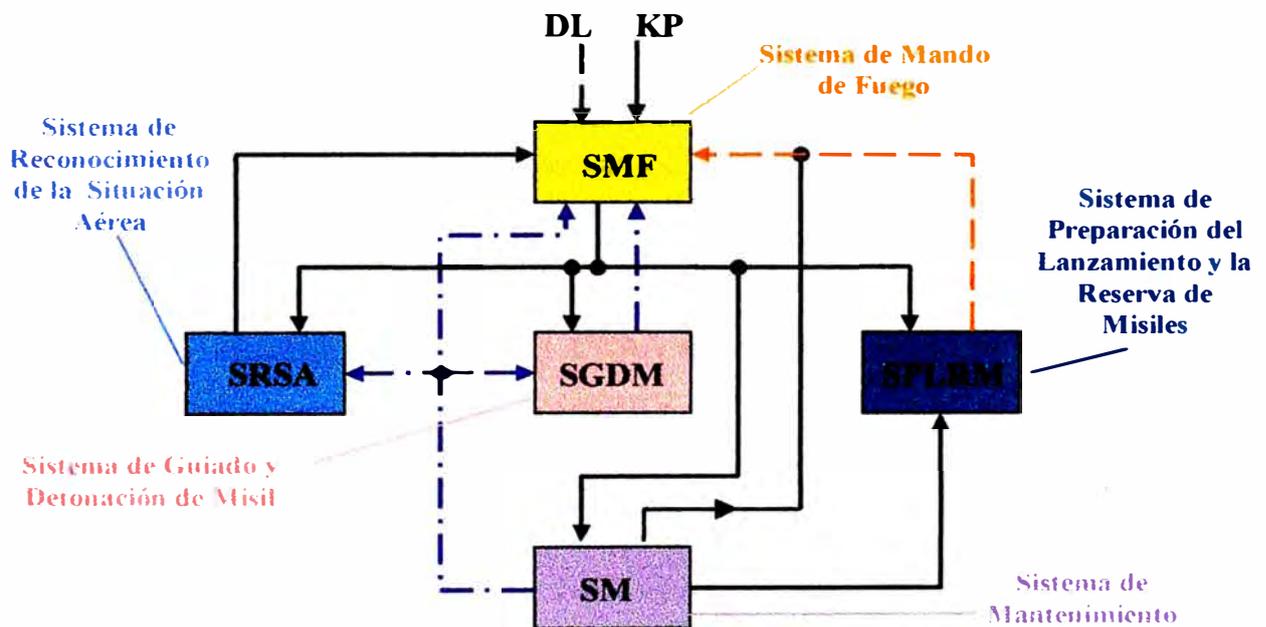
La división de este sistema complejo en equipos y elementos se realiza con la finalidad de analizar su propósito, los principios de su construcción, el lugar de su ubicación, entre otros factores. Considerando que existe una gran variedad de principios de construcción y variadas técnicas para la fabricación de los CCAA, confeccionaremos un esquema funcional complejo que permitirá resolver las tareas para eliminar los blancos.

Los CCAA pueden trabajar tanto en el régimen de mando centralizado mediante un Puesto de comando (PC), como también en régimen autónomo de acciones de combate. Si se emplea el mando automatizado, el PC utilizará los sistemas de mando automatizados (SMA) que designan el objetivo para su eliminación. Para el trabajo en el régimen autónomo, el CCAA debe por sí solo recibir la información sobre la situación aérea y en base a su análisis el comandante elige el objetivo para eliminar.

La detección de objetivos, su identificación, la determinación de las coordenadas necesarias para la designación de blancos y preparación para el disparo, se realizan por los medios informativos unidos en el **Sistema de Reconocimiento de la Situación Aérea (SRSA)** (Radar de alarma temprana-RAT). Generalmente se incluyen uno o dos Radares de búsqueda y designación de blancos, interrogadores terrestres para la identificación de blancos y los equipos de enlace con el sistema de mando automatizado del PC.

Al diseñar estos medios de información, su estructura, sus parámetros, su interacción y su relación con otros medios, son elegidos en base a las exigencias de sistema de inteligencia en general. El nivel de esta concordancia permite cubrir las necesidades de los CCAA que influyen en la calidad del Radar de alarma temprana. En base de la información otorgada

por el RAT, se analiza el tipo de objetivo y sus parámetros de movimiento (velocidad, altura y rumbo), carácter e intensidad de las interferencias, se elige el método de seguimiento del blanco, el tipo de fuego, el método de guiado del misil al objetivo, el momento de lanzamiento del misil. La decisión final teniendo en consideración los datos iniciales para el disparo, la toma el comandante. Para poder tomar una decisión rápida y eficaz los CCAA cuentan con sistemas de computo.



Dib. 2.1 Esquema funcional genérico de los CCAA

Se considera que el comandante y los equipos computarizados que le ayudan a dirigir el funcionamiento de todos los sistemas del CCAA, componen el **Sistema de Mando de Fuego (SMF)**.

Para permitir el lanzamiento del misil es necesario efectuar una preparación y verificación de funcionamiento de los equipos de abordaje, y asegurar la puntería del dispositivo de lanzamiento.

El conjunto de todos los equipos que permiten cumplir con la tarea de preparación de los CCAA para el lanzamiento, se le denomina el **Sistema de Preparación del Lanzamiento y de la Reserva de Misiles (SPLRM)**.

Después de su lanzamiento el Misil debe ser guiado al objetivo y debe asegurar su detonación a una cierta distancia del objetivo. Para esto es necesario, medir las coordenadas del blanco y del Misil, elaborar el comando de control del Misil dependiendo del método de guiado adoptado, transmitir el comando abordo del Misil, escoger el momento de detonación de la ojiva de tal modo que sus elementos destructivos efectúen la destrucción al blanco. El conjunto de los dispositivos que cumplen dichas tareas pueden ser unidos en un **Sistema de Guiado y Detonación del Misil (SGDM)**.

Para obtener un funcionamiento óptimo de todos los equipos del CCAA es necesario asegurar los dispositivos necesarios para el mantenimiento técnico, control del funcionamiento, reparación o cambio de elementos defectuosos, instrucción y entrenamiento del personal. Estos dispositivos pueden ser reunidos en el **Sistema de Mantenimiento (SM)** del CCAA. De este modo, el esquema funcional del CCAA puede ser presentado con el gráfico (Dib.2.1), donde las líneas continuas representan las relaciones de mando, las líneas discontinuas representan las relaciones de información y las líneas discontinuas con puntos representan las relaciones de mantenimiento.

2.2 Clasificación de los CCAA.

La clasificación de los complejos se realiza de acuerdo a las características particulares específicas.

Dependiendo de las funciones tácticas los CCAA pueden ser: contra aviones, contra misiles y multifacéticos.

Los CCAA contra aviones están destinados para eliminar los blancos aerodinámicos, tales como los aviones, helicópteros, Misiles de crucero y globos aerostáticos automáticos.

Los CCAA contra Misiles están designados para eliminar los Misiles balísticos.

Los CCAA multifacéticos están destinados para eliminar blancos aerodinámicos y Misiles balísticos tácticos.

Para una DA óptima es necesario disponer de los CCAA con diferentes distancias de alcance de destrucción. En función al alcance de destrucción los CCAA, éstos se dividen en

los CCAA de largo alcance (mas de 100 Km), de mediano alcance (de 20 a 100 Km) y de corto alcance (de hasta 5 Km).

Los CCAA pueden ser móviles o estacionarios. Los CCAA móviles pueden ser transportados, trasladados ya sea por sus propios medios, como transportados en una carrocería o conducidos en un vehículo.

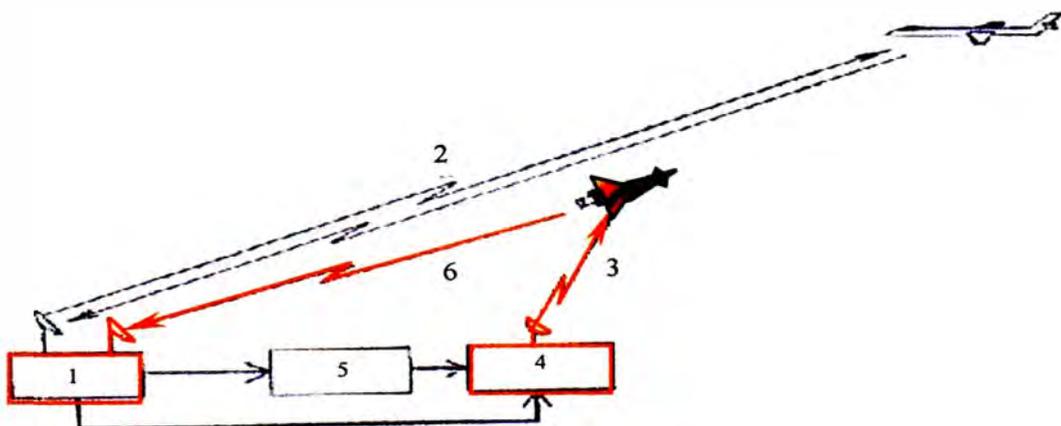
De acuerdo a la cantidad de objetivos atacados simultáneamente los CCAA pueden ser de un canal o de múltiples canales.

En función al tipo del sistema de mando del Misil los CCAA se dividen en:

- CCAA con teleguiado
- CCAA con autoguiado
- CCAA con un sistema combinado de mando

Los CCAA con teleguiado cuentan con sistemas que determinan las coordenadas del blanco y del Misil. Dependiendo de la ubicación del equipo de mando del sistema de teleguiado, los CCAA se dividen en sistemas de guiado de mando y sistemas de la teleorientación (guiado por medio del haz del Radar).

En los sistemas de guiado de mando, el comando se elabora en tierra y por una línea de comunicación se transmite abordo del Misil (Dib. 2.2).



Dib 2.2 Principio del funcionamiento del CCAA con teleguiado de mando

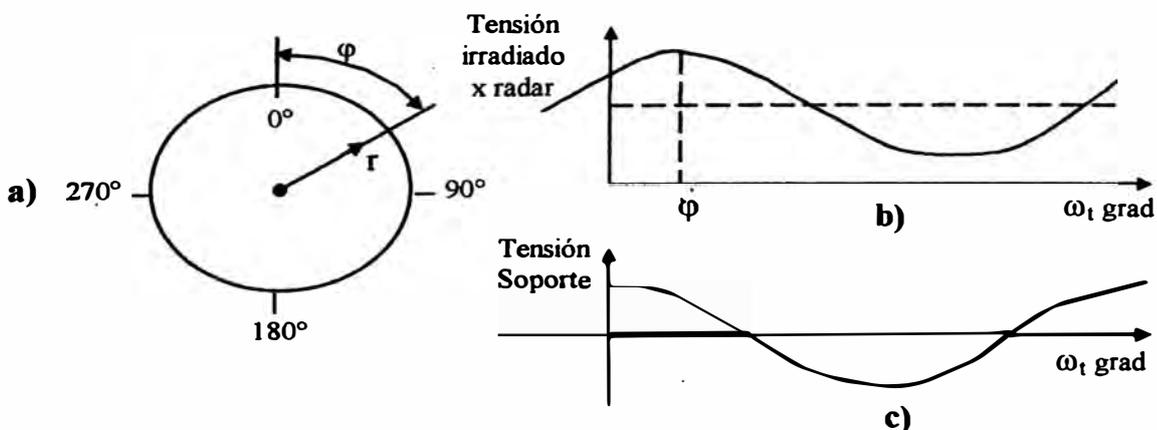
1. Equipo de medición de las coordenadas del objetivo y del Misil
2. Línea de visualización del objetivo
3. Línea de mando del Misil

4. Equipo de transmisión de la señal de mando
5. Equipo de elaboración de señales de mando
6. Línea de visualización del Misil

En los sistemas de teleorientación el Misil todo el tiempo debe estar dentro del haz del radar que sigue el blanco. El Radar mediante su diagrama direccional, efectúa, por ejemplo, el barrido cónico. Si el Misil no coincide con la bisectriz del barrido (Dib. 2.3a), entonces la señal directa de radiación del Radar recibida a bordo es modulada por la frecuencia de barrido (Dib. 2.3b). Para determinar la dirección de desfase, a bordo del Misil debe ser transmitida la señal de soporte de barrido (2.3c). La señal de mando del Misil se forma a bordo por el desfase del Misil de bisectriz de barrido.

Los CCAA con teleguiado cuentan con un equipo de medición que se encuentra a bordo del Misil. Este equipo permite seguir el objetivo y determinar las coordenadas del objetivo con relación al Misil, necesarias para el guiado del Misil al objetivo. El equipo de medición puede ser activo, semiactivo y pasivo. En el caso del autoguiado activo, a bordo se encuentra el transmisor de radiación del blanco y el receptor de la señal reflejada del blanco.

En el caso del autoguiado semiactivo el blanco es irradiado desde la tierra, y la señal se refleja del blanco es recibida y procesada por el Misil. En el caso del autoguiado pasivo, el Misil recibe la propia radiación del blanco: radiotécnica, térmica u óptica.



Dib 2.3 Principio de guiado del Misil por el haz

- a. Posición mutua del misil y del blanco dentro del haz

Aérea y Defensa Aérea del Ejército de los principales países desarrollados, tomando como base su clasificación según el alcance destructivo. Esta breve revisión debe permitir tener una idea sobre la diversidad de los principios de diseño y las principales tendencias de desarrollo de los CCAA.

La clasificación de los CCAA se realiza de acuerdo al alcance, canales por objetivo, movilidad y otras características.

Teniendo en cuenta el alcance de disparo, que en gran medida determina una de las principales funciones de los CCAA y la distancia de alcance de acciones de combate contra el enemigo aéreo, posibilidades de realizar maniobras, rango de alturas durante el combate, los complejos coheteriles se dividen en CCAA de largo alcance, mediano, corto alcance.

2.3.1 CCAA de Largo Alcance.

Los CCAA principales de largo alcance son los complejos “Bomark”, “Haik-Hercules” y “Bludhaund”.

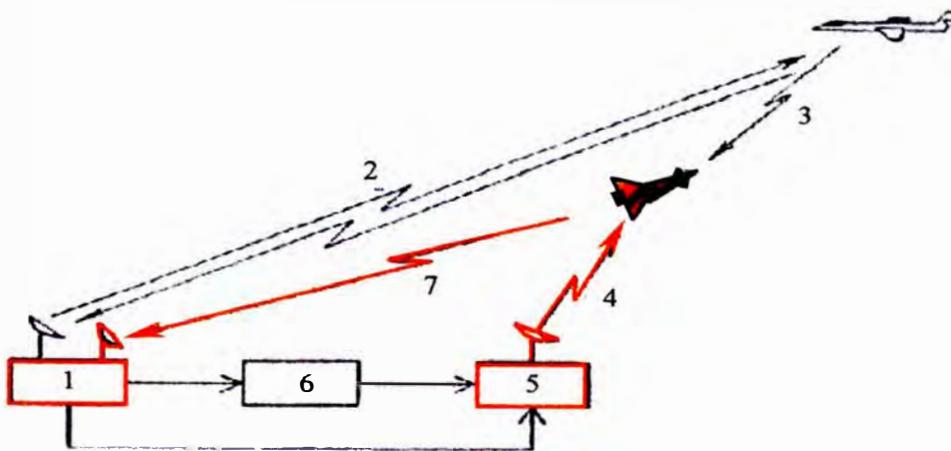
El complejo “Bomark” (USA) formaba parte del armamento de la Fuerza Aérea de USA y Canadá. Actualmente ya ha sido retirado, pero los principios análogos de su diseño se utilizan en el desarrollo del complejo SLIM.

El alcance destructivo del complejo “Bomark-B” fue de 700 Km, el alcance destructivo virtual del complejo SLIM será de 1300 Km. El esquema del funcionamiento del CCAA “Bomark” se presenta en el Dib. 2.5. Después del tramo de lanzamiento 2 el guiado del misil hacia el blanco se realiza desde los puestos de control en tierra ASU de Defensa Aérea de USA y de Canadá “Sage” (sector de teleguiado 3), después en el tramo final 4 (20 Km) se realiza el autoguiado activo. Se prevé realizar el lanzamiento del Misil del complejo SLIM desde las rampas reforzadas terrestres o subterráneas y desde los aviones portadores. El posible aspecto externo del Misil SLIM se muestra en el Dib. 2.6.

De este modo, en estos complejos están ausentes los sistemas de inteligencia y control de armamento, y sus tareas son resueltas por los elementos del sistema “Sage”. En realidad los complejos incluyen sólo los misiles y lanzadores, lo cual reduce considerablemente el número del personal de mantenimiento y los costos operativos.

- b. Señal irradiada por el radar recibida por el misil
- c. Señal de soporte de barrido del radar

En los sistemas combinados de guiado los equipos de medición se encuentran tanto en tierra como a bordo del Misil. Ellos pueden funcionar tanto en serie (primero el teleguiado, y en el tramo final de vuelo- autoguiado) como en paralelo. Uno de los tipos de sistemas combinados es el teleguiado de clase II (teleguiado a través del Misil, TVM).

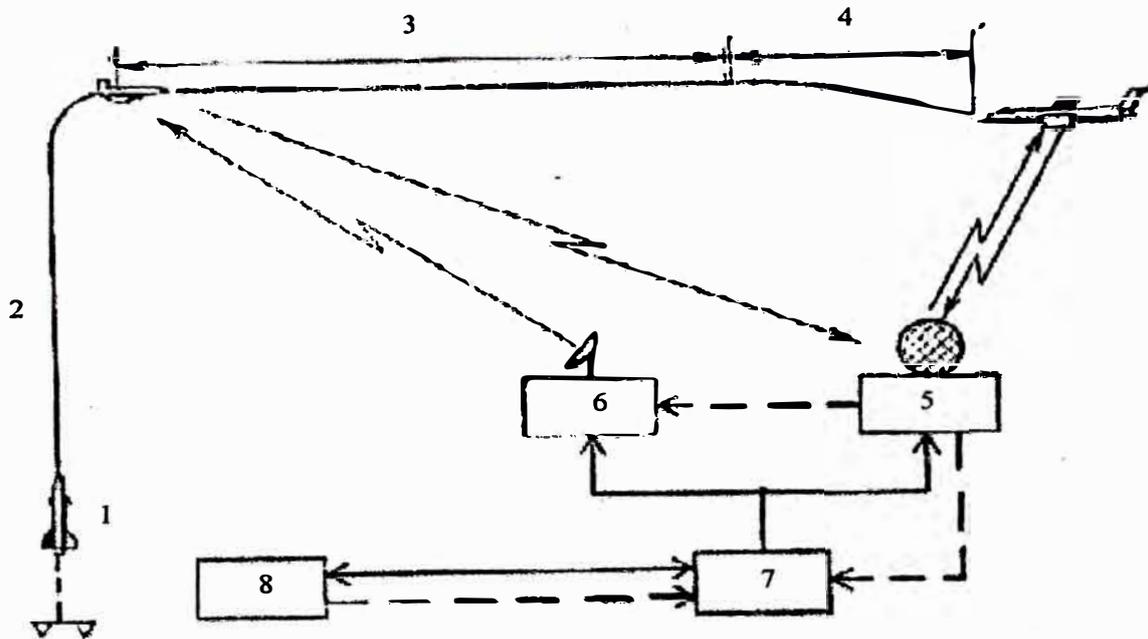


Dib 2.4 El principio del funcionamiento del CCAA con teleguiado de clase II

1. Equipo de medición de las coordenadas del Misil y del objetivo
2. Línea de visualización del objetivo
3. Línea de visualización del Misil-objetivo
4. Línea de mando del Misil
5. Equipo de transmisión de señales de mando
6. Línea de elaboración de señales de mando
7. Línea de visualización del Misil

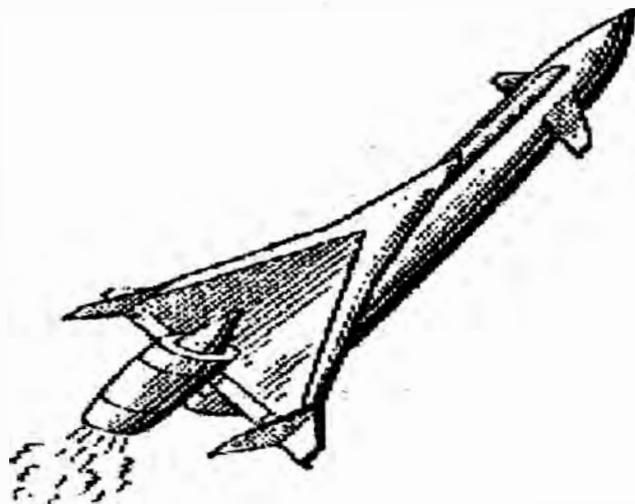
2.3 Características generales de los CCAA.

De todo el gran número de los CCAA existentes en los ejércitos extranjeros, analizaremos los componentes y las características de algunos complejos pertenecientes a la Fuerza



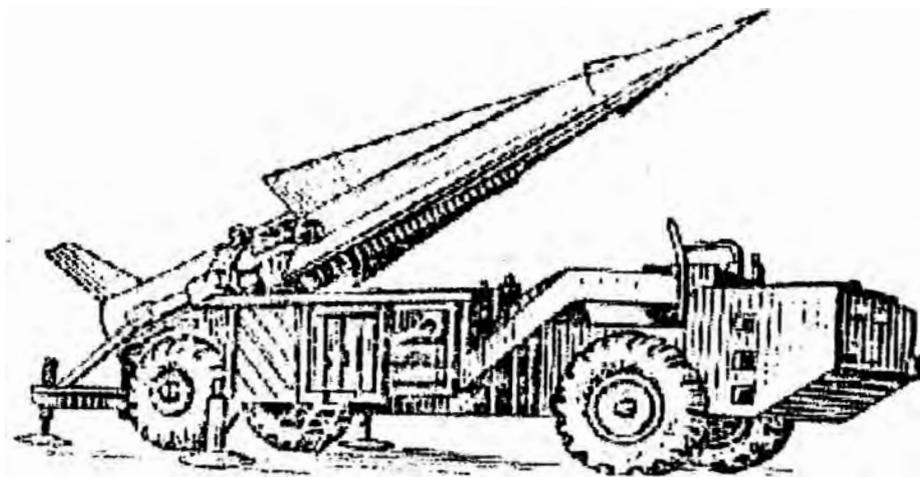
Dib. 2.5 Esquema del funcionamiento del CCAA "Bomark"

- | | |
|-------------------------|--|
| 1. Misil "Bomark" | 5. Radar de alarma temprana |
| 2. Tramo de lanzamiento | 6. Estación de transmisión de señales |
| 3. Tramo de teleguiado | 7. Centro operativo del sistema "Seidge" |
| 4. Tramo de autoguiado | 8. PC del CCAA "Bomark" |



Dib 2.6 Misil del complejo SLIM

El complejo “Haik-Hércules” (USA) es utilizado por las Fuerzas Armadas de la OTAN, Japón y otros países. El alcance de acción es de 130 Km., la máxima altura es de 30 Km. El misil utiliza el sistema de teleguiado de mando. El complejo incluye: uno o dos SRTS, radar de seguimiento preciso del objetivo, radar de seguimiento preciso del misil, radiotelémetro, ocho dispositivos de lanzamiento. La versión modernizada del complejo es una versión móvil. En el Dib. 2.7 se muestra el Misil sobre la rampa de lanzamiento móvil.



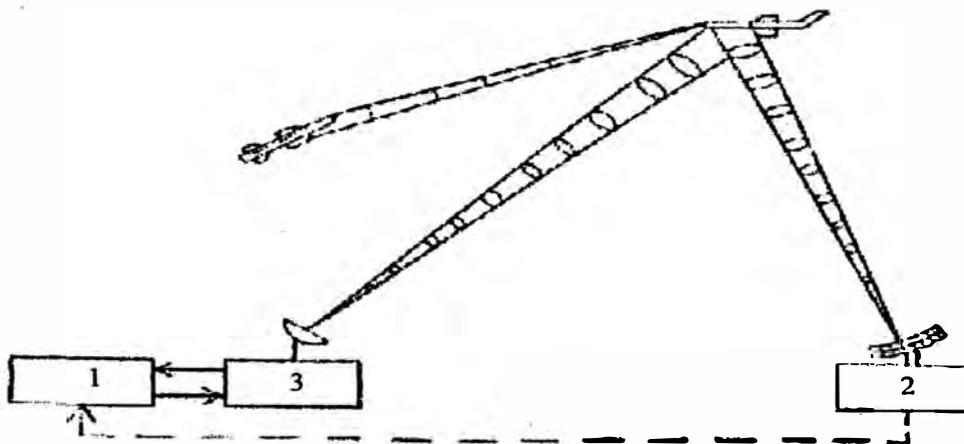
Dib 2.7 Misil HAIK HERCULES en la rampa móvil

El complejo “Haid-Hércules” (USA) es monocanal, funciona en cualquier tiempo, es automático, con teleguiado de comando del Misil. Se emplea desde 1958. Tiene la capacidad de actuar a velocidades sónicas y supersónicas con alcance de acción de 13 a 160 Km, y alturas de 1500 hasta 30000 m.

El complejo es una unidad táctica que cuenta con cuatro baterías de fuego. En Estados Unidos las divisiones son de cuatro a seis por grupo, y en Alemania de dos a tres en un regimiento.

Una batería se compone de Radares de búsqueda de poca y gran potencia, de seguimiento del blanco y del misil, radiotelémetro, puesto de comando para el lanzamiento de misiles y para el guiado de misiles al objetivo, dispositivos de lanzamiento estacionarios o móviles, misiles guiados antiaéreos, fuentes de alimentación, equipos de apoyo. La masa de lanzamiento del misil es de 4500 Kg. La ojiva del Misil puede ser convencional o nuclear.

Este complejo se considera obsoleto y requiere ser cambiado.



Dib 2.8 Esquema de los componentes del CCAA "Bladhaund"

1. Puesto de comando
2. Radar táctico de búsqueda y de designación de blanco
3. Radar para iluminar el objetivo

El complejo "Bladhaund" de las fuerzas armadas de Inglaterra, Austria, Suecia y Suiza tiene un alcance de acción de más de 80 Km y una altura de 23 Km. En el complejo se emplean los sistemas de autoguiado semiactivo. En el Dib. 2.8 se muestra un complejo en el que intervienen: el puesto de comando 1, radar táctico para búsqueda y designación de blanco 2, radar de iluminación del objetivo 3, ocho dispositivos de lanzamiento.

2.3.2. CCAA de Mediano Alcance.

El complejo "HOK" (USA) actualmente es uno de los complejos difundidos en las fuerzas armadas de los países desarrollados. Las medidas aproximadas de las zonas de destrucción del CCAA son en alcance de 1.8 a 35 Km y en altura de 15 m. a 18 Km. El complejo emplea sistemas de autoguiado semiactivo. Los componentes del CCAA "HOK" se muestran en el (Dib. 2.9). Para mejorar la defensa se ha tomado una serie de medidas. Las frecuencias de las señales de sondeo del radiotelémetro y Radares de iluminación de objetivos son diferentes. El complejo incluye el receptor pasivo de análisis de la situación de interferencias. La frecuencia de barrido de los Radares de pulso y continuo es la misma, lo que permite presentar la información en una sola pantalla. La señal de sondeo de los Radares de

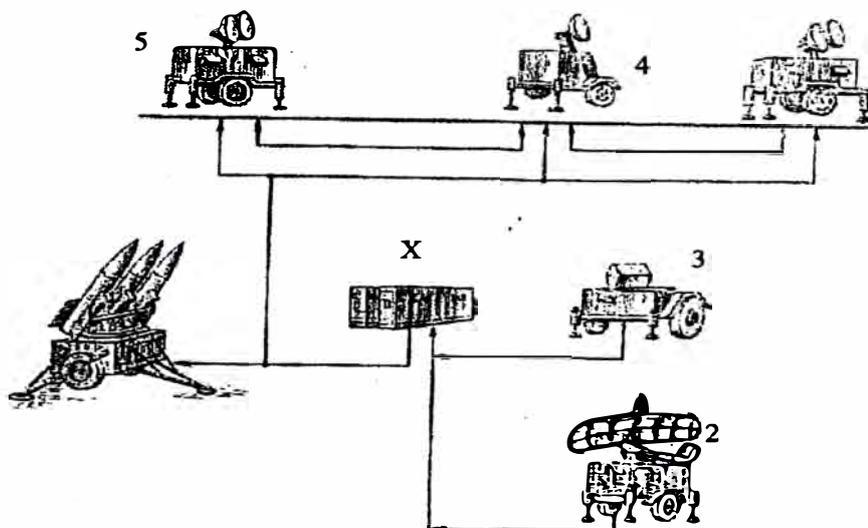
iluminación de objetivos es continua con doble frecuencia modulada. El Misil cuenta con un canal de recepción de “cola” de la señal directa de iluminación la cual se emplea en calidad de señal de soporte en el sistema de selección del objetivo por alcance en la cabeza de guiado. La cabeza de autoguiado cuenta con un sistema de búsqueda y captura del objetivo por velocidad.

El complejo esta preparado para eliminar los objetivos a velocidades sónicas y supersónicas a alcances de 2.5 hasta 42 Km. de altura y de distancia de 100 hasta 20000 m. La división del ZUR <HOK> cuenta con cuatro o tres baterías de fuego, principal, de servicio y de reparación.

En las baterías de fuego se cuentan con puntos de mando, dos RLC para localizar los objetivos (a pequeñas y a grandes alturas), dos RLC para detectar los objetivos, seis estaciones de lanzamiento (dos de entrada), cada una en tres direcciones, dirección del misil al espacio y otros medios técnicos. La masa de carga del cohete es 580 Kg. La masa de combate de la carga es de 45 Kg.

En las divisiones de tres baterías el contenido de cada batería esta constituida por tres generadores de fuego, y que pueden funcionar simultáneamente para tres objetivos.

En los últimos años en los CCAA <HOK> se han realizado algunos trabajos para elevar sus características combativas y de explotación denominándose <HOK Modernizado>.



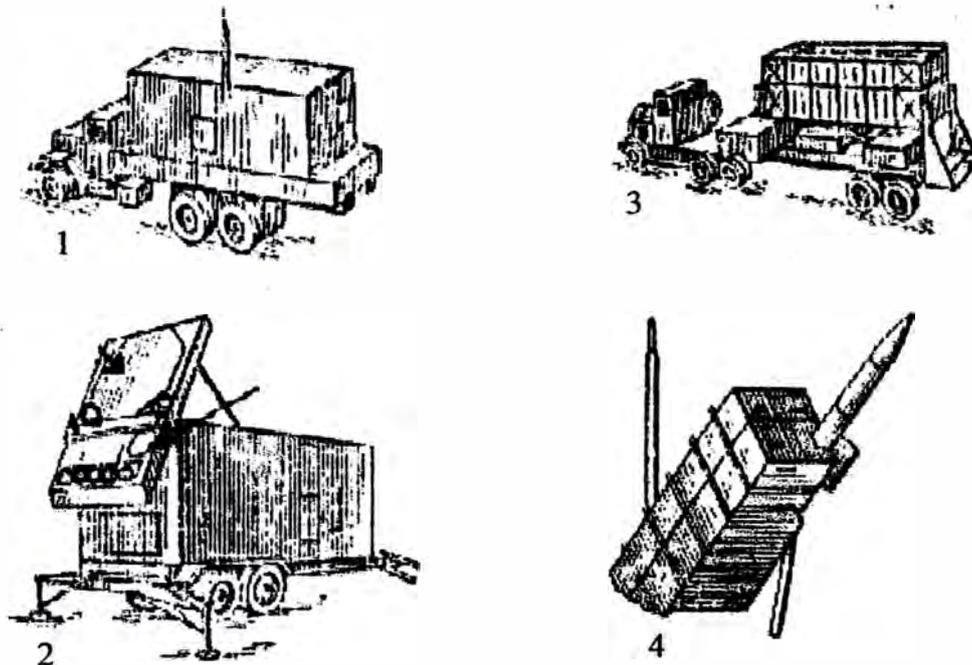
Dib. 2.9. Esquema del CCAA "HOK"

1. Panel de mando
2. Radar para objetivos de altura
3. Radar para objetivos de baja altura
4. Radiotelémetro (puede funcionar en forma conjunta con radares de iluminación de objetivos)
5. Radar de iluminación de objetivo
6. Rampa de lanzamiento (06 dispositivos de lanzamiento)

El complejo “Patriot” (USA) va a sustituir el “Haik Hércules” y el “HOK”. Se considera que su diseño satisface en una mayor medida las exigencias de la DA en los años 80 por el criterio de costo-efectividad. Las medidas de la zona de destrucción son las siguientes: alcance 60 Km. y altura 25 Km. El guiado del Misil al objetivo se efectúa mediante el sistema de teleguiado. En el complejo Patriot que se muestra en el dib 2.10. El panel de mando con computadora procesa toda la información necesaria para los CCAA, programa la búsqueda de blancos, evalúa el grado de peligrosidad del blanco, controla los regímenes de trabajo del radar, prepara los datos para seleccionar el momento de disparo de misiles, forma las señales de mando de misiles, en ausencia de blancos permite realizar el control del funcionamiento del CCAA etc.

La velocidad de procesamiento de datos es cerca de 1 Mega bite por segundo, con una memoria de 750000 bits. El Radar con antena de fase de rejilla permite lo siguiente:

- Explorar las zonas con sectores de $\pm 60^\circ$ por el azimut y de $0-90^\circ$ por el ángulo de elevación durante 10 segundos.
- Detectar objetivos a una distancia de 150-160 Km.
- Realizar la identificación y el seguimiento de hasta ocho objetivos.
- Realizar el seguimiento y guiado de hasta 16 Misiles, de los cuales los Misiles por 5 objetivos son guiados en el tramo intermedio de la trayectoria, y por otros tres objetivos en el tramo final.
- Recepción de toda la información de los misiles.



Dib 2.10 CCAA PATRIOT

1. Puesto de comando
2. Radar multifunciones con antena de rejilla
3. Cinco (5) rampas de lanzamiento con cuatro (4) misiles dentro de sus contenedores
4. Contenedor de transporte

La duración del ciclo de funcionamiento del Radar es de 100 milisegundos igual a 0.1 segundo. La distribución de este ciclo cumple las primeras tareas mediante el computador teniendo como base las condiciones del medio ambiente. Las antenas son las siguientes:

- Antena principal receptora - transmisora [FAR] con un diámetro de 2.5m.
- FAR para la recepción de señales del Misil.
- Cinco FAR de compensación de lóbulos laterales.
- FAR del sistema de identificación.

El Misil ha sido diseñado según el esquema sin empenaje, posee un motor de dos regímenes de combustible sólido RDTT. El misil se ubica en un contenedor, el cual sirve tanto para el almacenamiento como para su lanzamiento. Después de su fabricación el misil se encuentra listo para su lanzamiento y no se requiere de verificaciones

considerables ni pruebas en las condiciones de campo. La cabeza de autoguiado cuenta con una antena. El motor funciona alrededor de 10 segundos, acelerando el misil hasta una velocidad de 1600 m/seg. Las aceleraciones normales reales del Misil están en el orden de 15 a 17 g.

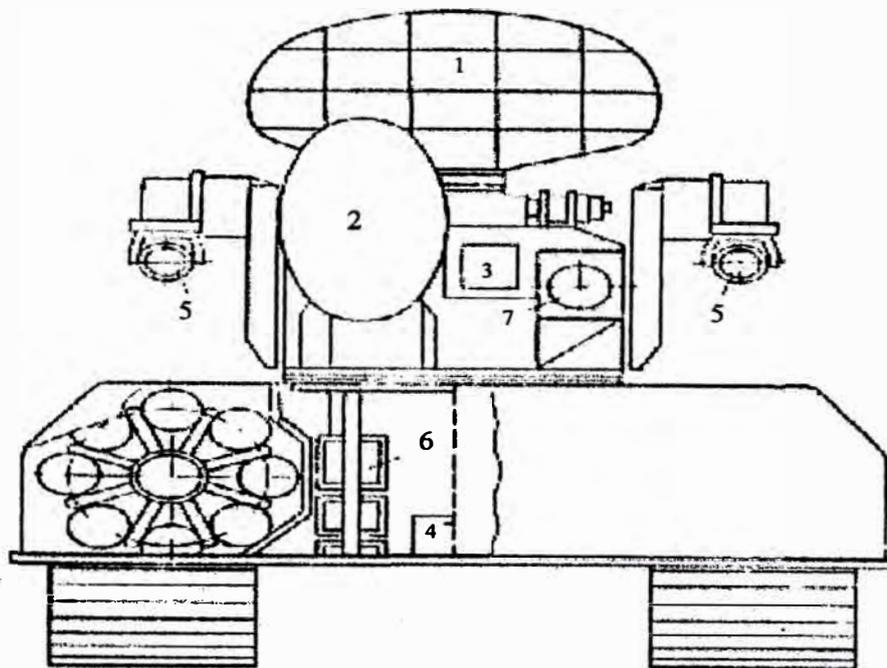
Los especialistas americanos consideran que el CCAA "Patriot" en comparación con otros CCAA es 4 veces mayor en su capacidad de fuego, 10 veces mayor por su capacidad antiinterferencias y 2 veces mayor por su efectividad de eliminación de los blancos maniobrables. Para la operación de 20 divisiones Patriot se necesita en 8000 hombres menos que para 20 divisiones HOK. Los equipos del complejo comprenden 238 módulos analógicos y digitales que aumentan la posibilidad de reparación y disminuyen el costo de explotación.

El CCAA <Patriot> (USA) es nuevo, cuenta con múltiples canales por objetivo del complejo, emplea radiolocalización de múltiples funciones con antenas de fase y reticulares, sistemas de comando teledirigidos, de primer y segundo tipo. Según la opinión de los especialistas, el complejo está preparado para eliminar todos los tipos de CBH, CCAA balísticas tácticos y tácticos operativos para alcances de 4-6 hasta 60 Km. y a alturas de 30-60 hasta 25000 m. La cantidad de eliminar objetivos en forma simultánea es de 100, también puede realizarse de 8 en 8 objetivos. La zona de visualización de los objetivos está limitada por el sector del azimut de 901°. La antena del azimut puede ser girada en cualquier dirección.

La división ZUR<Patriot> cuenta con seis baterías de fuego, cada una de las cuales cuenta con entradas de mando, las entradas de fuego (cuatro secciones por cada dos instalaciones de lanzamiento, con cuatro ZUR- en total 32 CCAA), las cuales están protegidas por PRR y sistemas de servicio técnico. Se considera que los CCAA <Patriot> al contar con grupos DA aumenta su efectividad de los objetos de combate

2.3.3 CCAA de Corto Alcance.

Los CCAA integran la DA. Su clasificación es muy variada, debido a esto analizaremos algunos tipos más difundidos:



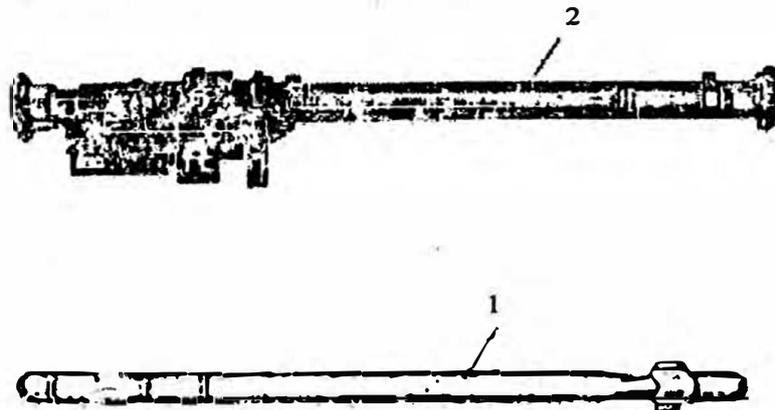
Dib 2.11 CCAA ROLAND 2

1. Antena del Radar
2. Antena de Radar monopulso de seguimiento del objetivo y del Misil
3. Sistema óptico y mira IR.
4. Computadora analógica.
5. Contenedor de transporte de Misiles
6. y 7. Equipo de transmisión de señales de mando

El CCAA "Roland-2" (Alemania, Francia) (Dib. 2.11) está destinado para la DA de fuerzas móviles en la zona del frente. De acuerdo al punto de vista de los especialistas extranjeros, es uno de los equipos más modernos contra blancos a bajas alturas. Las dimensiones de las zonas de destrucción, en alcance son de 0.5 a 6.3 Km, y en altura de 0.015 a 5.5 Km. Todos los equipos están instalados en un chasis de oruga. La localización de objetivos se efectúa mediante un Radar Doppler de pulso coherente, provisto de equipos de identificación. Las señales reflejadas del blanco son identificadas según el grado de peligrosidad del blanco (la distancia, velocidad radial y dirección de vuelo). El sistema de guiado del misil al blanco se

realiza mediante el sistema de teleguiado. Para esto el CCAA cuenta con radar de monopulso de seguimiento del objetivo y del misil, con un sistema óptico adicional 3, una mira infrarroja de seguimiento del misil en el tramo inicial de vuelo, una computadora análoga que emite señales de mando 4, un equipo de transmisión de señales de mando 6 y 7. A cada lado de la torreta se sujetan pilones con contenedores 5 de un misil cada uno. El misil se controla con ayuda timones de gas y posee una carga de combate con espoleta de destrucción y por aproximación. El lanzamiento de misiles se realiza cuando el vehículo de transporte se encuentra parado con la finalidad de que todos los sistemas de medición estén giroestabilizados.

El CCAA <Stinger> (USA) es el complejo con mayor perspectiva para los combates cercanos y permite eliminar los objetivos a distancias de hasta 4.8 Km y alturas de hasta 1.5 Km. Ellos funcionan con un operador (peso del complejo es de 15 Kg) . Los principales elementos del complejo se muestran en el Dib 2.12: el misil 1, dispositivo de lanzamiento y el equipo de identificación del objetivo 2. El misil es guiado al objetivo mediante una cabeza de autoguiado láser pasiva o semiactiva.

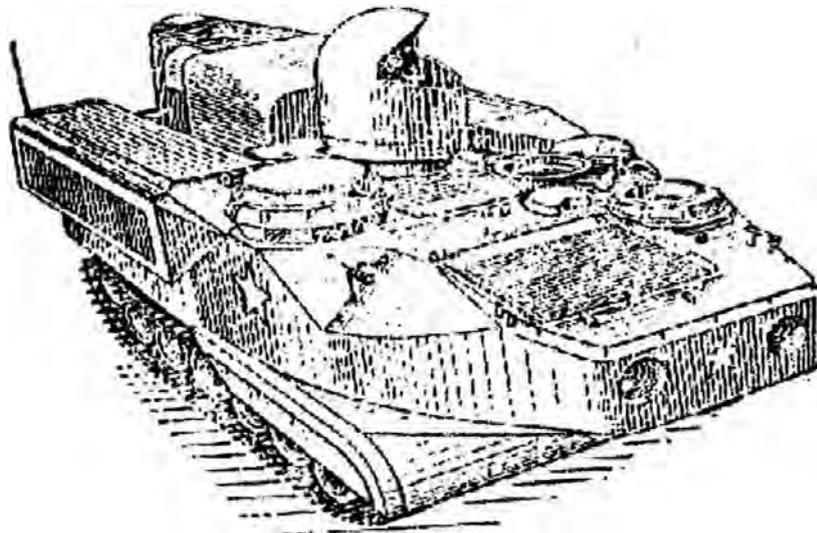


Dib 2.12 CCAA Stinger

1. Misil
2. Sistema de lanzamiento

Para combatir los objetivos que vuelan a gran velocidad y bajas alturas, se emplean otros tipos de armamento antiaéreo. Por ejemplo en Francia es muy popular el complejo "CHAVELO" que tiene un calibre de 40 mm. y su capacidad de disparo es de 16. En el dispositivo de lanzamiento se ubican 96 tubos. La masa de un misil es de 1 Kg.

En USA se ha fabricado un sistema móvil con rayos láser (Dib. 2.13) Durante el tiempo de prueba de los rayos láser fue eliminado el Complejo Coheteril Anti-Tanque “TOY”. La búsqueda y seguimiento del objetivo se realiza mediante el sistema IR.



Dib 2.13 – Complejo del sistema láser (USA)

Los ejércitos de los países desarrollados cuentan con los complejos coheteriles <Chaparral> (USA), <Roland-1>, <Roland 2> (Francia, Alemania), <Rapira> (Inglaterra), <Krotal> (Francia), <Indigo> (Italia, Suecia) y otros. Dichos complejos se ubican sobre una o dos unidades de transporte, utilizan los sistemas de teleguiado o de autoguiado IR pasivo y permiten disparar al objetivo a distancias de 0.5-2 hasta 10 Km. y alturas de 15 hasta 6000 m. La batería <Chaparral> cuenta con tres unidades de cuatro estaciones con cuatro CCAA cada uno (en total 12 canales de blanco, 48 Misiles).

La batería <Krotal> cuenta con tres secciones de fuego, con un equipo de control y de dos a tres estaciones de lanzamiento monocanales por blanco y bicanales por Misil, con cuatro Misiles cada una. De esta forma la batería tiene de seis a nueve canales, 24-36 Misiles.

Los CCAA Portátiles de corto alcance son los medios eficaces de combate contra objetivos que vuelan a baja altura para la defensa de fuerzas de avanzada.

En las publicaciones extranjeras se comenta que se han creado fuerzas combinadas, que emplean sistemas teleguiados, Radares, láser, sistemas Térmicos de autoguiado, así como el sistema de artillería de cañones.

Tabla 2.1

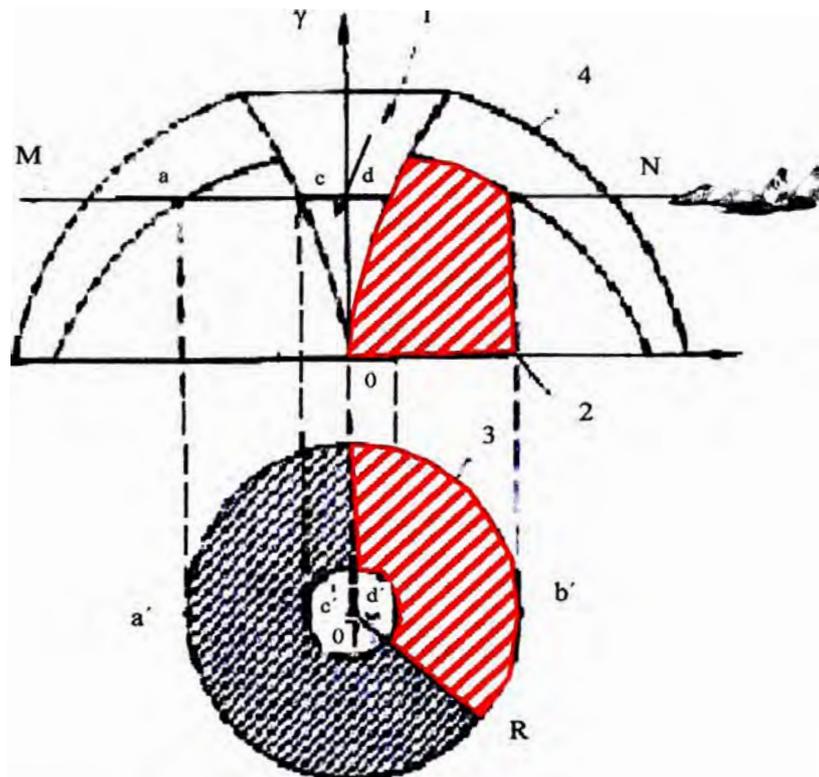
Principales características de los CC.AA. modernos existentes en el mercado mundial de armamento

Tipo de CC.AA.	$\frac{\text{Peso Total Kg}}{\text{Carga de Combate}}$	$\frac{\text{Longitud m}}{\text{Diámetro m}}$	$\frac{\text{Volumen m}^3}{\text{Densidad kg / m}^3}$	Alcance		Altura		Velocidad	
	Kg.			$\frac{D_{Max} [km]}{D_{Min} [Km]}$		$\frac{H_{Max} (Km)}{H_{Min} (Km)}$		$\frac{V_{Blanco} m/s}{V_{Mtsil} m/s}$	
1. Patriot USA	$\frac{700}{91}$	$\frac{5,18}{0,41}$	$\frac{0,6839}{1023,6}$	$\frac{90}{3}$		$\frac{-25}{0,06}$		$\frac{\cdot}{1600}$	
2. KAWK USA	$\frac{627,3}{54}$	$\frac{5,08}{0,37}$	$\frac{0,546}{1148,5}$	$\frac{40}{1,5}$		$\frac{18}{0,03}$		$\frac{\cdot}{918}$	
3. CROTAL Francia	$\frac{85,1}{15}$	$\frac{2,89}{0,15}$	$\frac{0,051}{1666}$	$\frac{10,3}{0,5}$		$\frac{5}{0,05}$		$\frac{410}{800}$	
4. ROLAND	$\frac{62,5}{6,5}$	$\frac{2,4}{0,16}$	$\frac{0,048}{1295}$	$\frac{6,2}{0,5}$		$\frac{5,5}{0,015}$		$\frac{\cdot}{580}$	
5. CP-2 Ruso	$\frac{2390}{196}$	$\frac{10,78}{0,5}$	$\frac{2,117}{1129,1}$	$\frac{56}{6}$		$\frac{30}{0,10}$		$\frac{1000}{1200}$	
6. CP-3 Ruso	$\frac{950}{60}$	$\frac{6,1}{0,375}$	$\frac{0,674}{1410}$	$\frac{25}{2,5}$		$\frac{18}{0,02}$		$\frac{700}{650}$	
7. CP-5 Ruso	$\frac{7100}{240}$	$\frac{10,8}{0,75}$	$\frac{4,77}{1488}$	$\frac{240}{12}$		$\frac{40}{0,3}$		$\frac{1200}{1200}$	
8. Mistral- Francia	$\frac{17}{3}$	$\frac{1,8}{0,09}$	$\frac{0,012}{1484}$	$\frac{6,0}{0,5}$		$\frac{3,0}{0,015}$		$\frac{\cdot}{900}$	
9. Stinger USA	$\frac{9,5}{1,0}$	$\frac{1,52}{0,07}$	$\frac{0,006}{1624}$	$\frac{4,8}{0,5}$		$\frac{3,5}{0,015}$		$\frac{340}{700}$	

2.3.4 Complejos de artillería antiaérea

Los Complejos de Artillería antiaérea (CAA) consta de medios funcionalmente enlazados, destinados para la destrucción de los blancos aéreos con proyectiles de artillería. Estos complejos comprenden: un equipo de radioreceptor o estaciones de guiado de cañones con equipo de mando de fuego antiaéreo y varias armas antiaéreas con su respectiva munición.

La efectividad del combate del complejo de artillería antiaérea, se determina por la cadencia de disparo (poder de fuego), el consumo promedio estimado de municiones para eliminar un objetivo en distintas condiciones de tiro, movilidad, seguridad y supervivencia. La zona de disparo del CAA (Dib.2.14) es la parte de la zona de alcance 4 del armamento antiaéreo dentro de cuyos límites se garantiza la precisión necesaria de tiro, y la munición y sus elementos destructivos conservan la capacidad de destruir el objetivo.



Dib 2.14 Zona de disparo del CAA

1 - Zona de no disparo; 2 - Zona de disparo; 3 - Zona plana de disparo; 4- Zona de alcance

El corte de la zona de disparo 2 por el plano horizontal MN a una altura dada se denomina *la zona plana de disparo 3*, cuyo radio depende de la altura. La zona de no disparo 1 (<embudo muerto>) se forma al girar la rama ascendente de la trayectoria del proyectil con el ángulo máximo de elevación.

La cadencia máxima de disparo es la cantidad de disparos que se puede realizar en un determinado periodo de tiempo, sin perjuicio para la parte material, precisión de tiro y medidas de seguridad.

Las medidas de la zona de fuego y la cadencia máxima de disparo con parámetros dados de movimiento del objetivo, determinan el número de disparos que pueden ser realizados por el CAA contra el objetivo, teniendo en cuenta el consumo promedio estimado para eliminar el objetivo, es decir la probabilidad de su destrucción.

El fuego consecutivo contra los blancos aéreos es posible cuando el intervalo de tiempo entre éstos es igual a la duración del ciclo de disparo o mayor a él.

En los primeros años de post-guerra fueron fabricados complejos de artillería antiaérea de 57 mm y de 100 mm .

El CAA de 57 mm esta destinado para eliminar los aviones enemigos a alturas de hasta 5000 m y a velocidades de vuelo de hasta 300 m/seg. El complejo de artillería esta compuesto por cañones con un peso de 5 toneladas y un alcance de 6 Km. Para disparar a objetivos aéreos se emplean obuses con masa de 2.8 Kg.

El CAA de 100 mm realiza disparos a objetivos aéreos a alturas de 12000 m, velocidades de vuelo hasta 300 m/seg. El conjunto cuenta con cañones con una masa de 9450 Kg. Un alcance de disparo hasta 21 Km. y capacidad de 14-15 disparos/min. Para disparar contra objetivos aéreos se emplean granadas de masa de 15.6 Kg.

Uno de los modernos complejos de artillería antiaérea es el CAA <Gepard> (Alemania) de 35 mm y el CAA <Volcán> (USA) de seis tubos de 20 mm.

El CAA <Gepard> es capaz de destruir objetivos a una distancia de 0,1 a 4 Km y a una altura de 3000m con una velocidad de vuelos de 350-400 m/s. Su capacidad es de 1100 disparos por minuto, y el tiempo de reacción es de 6 a 8 segundos.

El CAA <Volcán> está destinado para eliminar objetivos aéreos a alturas hasta 1500 m y a velocidades de vuelo de 310 m/seg. La cadencia de disparo llega a 600 disparos/min.

2.4 Efectividad de destrucción y características de los CCAA.

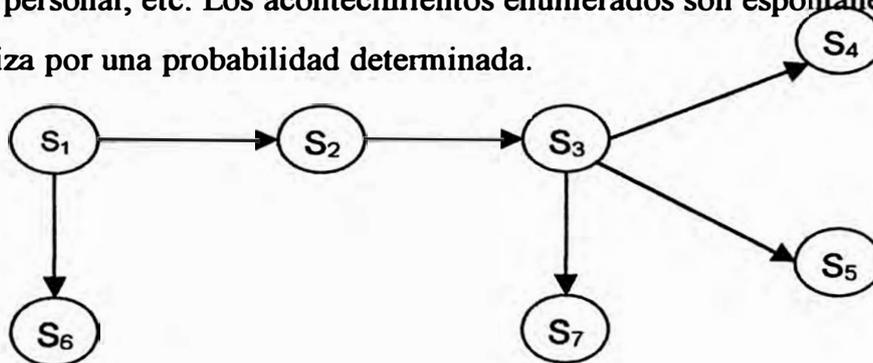
La principal tarea del CCAA es eliminar los objetivos o impedir su llegada al objetivo defendido. La efectividad del cumplimiento de estas misiones puede ser evaluada con ayuda de diferentes indicadores, los cuales son la probabilidad de destrucción del objetivo, la capacidad del CCAA, la magnitud de daño que ha sido evitado, etc.

Estos indicadores dependen de las características del complejo que determinan la calidad del CCAA en determinadas condiciones de su funcionamiento. Estas características son las zonas de destrucción, lanzamiento y detección, seguridad, supervivencia y otros.

2.4.1 Probabilidad de Destrucción.

La destrucción del objetivo constituye una acción compleja que esta formada por las secuencias de acciones simples: detección del blanco, elección del momento de lanzamiento del misil calculando que su encuentro con el blanco tenga lugar en la zona de destrucción, guiado del misil al blanco, detonación de la carga de combate, eliminación del objetivo por los elementos de la carga de combate.

El funcionamiento del CCAA en todas las etapas depende de muchos factores espontáneos que actúan en el CCAA, tales como el medio ambiente, comportamiento del blanco, preparación del personal, etc. Los acontecimientos enumerados son espontáneos y su aparición se caracteriza por una probabilidad determinada.



Dib. 2.15 Gráfico de funciones del CCAA al disparar contra un blanco

Donde: Las condiciones del sistema son:

S₁ Búsqueda, detección, seguimiento

S₂ Preparación de datos para el disparo

S₃ Guiado del Misil

S₄ Destrucción del blanco

S₅ No destrucción del blanco

S₆ No detección del blanco

S₇ Salida del blanco de la zona de destrucción

La dinámica de los disparos del CCAA contra un objetivo puede ser descrita como un proceso de Markov con tiempo ininterrumpido y con un número finito de estados. El Grafico de este proceso se muestra en el Dib. 2.15.

En el estado S_1 el CCAA realiza la búsqueda del objetivo. Al detectar el objetivo el proceso cambia al estado S_2 de preparación de datos y del misil para el disparo, y si el objetivo no ha sido detectado, entonces el proceso pasa al estado S_6 . Después del lanzamiento del misil se realiza su guiado al objetivo (estado S_3). Este proceso puede concluir con la destrucción del objetivo (S_4), con la no destrucción del objetivo (S_5), y con la salida del objetivo de la zona de destrucción (S_7). Los estados (S_5) y (S_7) al final dan como resultado la no destrucción del blanco, pero por diferentes razones. Por un lado si la no destrucción del blanco tiene lugar dentro de la zona de destrucción, esto significa que el sistema de guiado del misil o la carga de combate (espoleta etc.) tuvo fallas en su funcionamiento. Por otro lado, el blanco, al registrar el lanzamiento del misil, mediante una maniobra puede salir de la zona de destrucción. Por tal motivo es necesario determinar las exigencias para elegir el momento apropiado de lanzamiento del misil.

En los procesos discretos de Markov con tiempo interrumpido, la transición de un estado a otro puede tener lugar en cualquier momento, pero el tiempo de permanencia en los estados es espontáneo y está distribuido según una ley indicativa. Es necesario señalar que las leyes de distribución del tiempo de detección, preparación y vuelo del misil son cercanas a las normales debido a un gran número de factores, que provocan su espontaneidad.

Para describir el proceso de Markov es suficiente proponer las intensidades de las transiciones de un estado a otro, es decir el número promedio de transiciones por unidad de tiempo. La intensidad de la transición es un valor inversamente proporcional al tiempo promedio de transición de un estado a otro. Por ejemplo, la intensidad de preparación de datos y del misil para el disparo esta determinado por $\lambda_{23} = \frac{1}{T_{prep.datos}}$, donde $T_{p.d.}$ - es el tiempo promedio de preparación de datos para el disparo, que constituye a la vez el tiempo promedio de salida del estado S_2 y el tiempo promedio de transición al estado S_3 .

Algunas veces resulta muy difícil determinar o proponer la estadística del tiempo promedio de transición. Por ejemplo, en el caso de detección del objetivo se puede proponer un tiempo promedio de permanencia en el estado de búsqueda y detección. El proceso de búsqueda y detección puede finalizar con la detección del objetivo con una probabilidad $P_{det.}$ y con la no detección del objetivo por diferentes causas con una probabilidad $(1-P_{det.})$. En este caso la intensidad de transición debe ser propuesta como una relación de probabilidad de transición hacia el tiempo promedio de permanencia en el estado de donde se realiza la transición. Por ejemplo, la intensidad de detección $\lambda_{12} = \frac{P_{det.}}{T_{det.}}$, donde $T_{det.}$ es el tiempo promedio que toma la búsqueda y la detección del objetivo, es decir, el tiempo promedio de permanencia en el estado S_1 . El valor inverso a λ_{12} constituye el tiempo promedio de detección, es decir, la transición al estado S_2 .

La intensidad de las transiciones se muestra en el gráfico 2.15, y toma la siguiente forma:

$$\left. \begin{aligned} \lambda_{12} &= \frac{P_{det.}}{T_{det.}}; & \lambda_{16} &= 1 - \frac{P_{det.}}{T_{det.}}; \\ \lambda_{23} &= \frac{1}{T_{prep.det.}}; & \lambda_{34} &= \frac{P_{condicional.}}{T_{vuelo}}; \\ \lambda_{35} &= \frac{1 - P_{condicional.}}{T_p}; & \lambda_{37} &= \frac{1}{T_{permanencia}}, \end{aligned} \right\} \quad (2.1)$$

Donde:

$P_{condicional}$ - Es la probabilidad condicional de destruir el objetivo bajo la condición de que el objetivo ha sido detectado y el encuentro del Misil con el blanco se hace efectivo en la zona de destrucción.

$T_{det}, T_{permanencia}, T_{vuelo}$ - El tiempo promedio que se emplea para detectar el objetivo, preparar los datos y el Misil para el disparo, y el vuelo del Misil respectivamente.

ΔT_{vuelo} Es el tiempo promedio que queda después del lanzamiento del Misil, para la permanencia del blanco dentro de la zona de acción del CCAA

La permanencia del proceso descrito en el gráfico del Dib. 2.15 en un estado dado en cualquier momento del tiempo después del inicio del trabajo, es un acontecimiento espontáneo. Las probabilidades de la permanencia del proceso en cada estado en un momento t , se determinan con las ecuaciones del Kolmogorov :

$$\left. \begin{aligned} P_1 &= -(\lambda_{12} + \lambda_{16})P_1(t), & P_1(0) &= 1; \\ P_2 &= \lambda_{23}P_2(t) + \lambda_{12}P_1(t), & P_2(0) &= 0; \\ P_3 &= (\lambda_{34} + \lambda_{35} + \lambda_{37})P_3(t) + \lambda_{23}P_2(t), & P_3(0) &= 0; \\ P_4 &= \lambda_{34}P_3(t), & P_4(0) &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.2)$$

Analógicamente se puede escribir las ecuaciones también para los estados restantes. En la parte izquierda de las ecuaciones se anotan las velocidades de variación de las probabilidades y en la parte derecha se anotan los productos de multiplicación de las intensidades de transiciones por la probabilidad de permanencia en el estado desde el cual se realiza la transición, y para las flechas que salen de un estado se emplea el signo menos (-), y para la flechas que entran en un estado se emplea el signo mas (+) (Dib. 2.15).

Para resolver el sistema de ecuaciones (2.2) es necesario determinar la probabilidad $P_4(t)$, cuyo valor establecido es la probabilidad de destrucción, y el tiempo de determinación de $P_4(t)$ es el tiempo promedio de salida del proceso del estado anterior S_3 con la condición de que el inicio de trabajo se realiza del estado S_1 . Designaremos este tiempo como T_{13} . Transformando el sistema de ecuaciones (2.2) según La Place y teniendo en cuenta la relación $P_{4(t)}$ se puede obtener lo siguiente:

$$P_4(p) = \frac{\lambda_{12}\lambda_{23}\lambda_{34}}{p(p + \lambda_{34} + \lambda_{35} + \lambda_{37})(p + \lambda_{23})(p + \lambda_{12} + \lambda_{16})} \quad (2.3)$$

Teniendo en cuenta las relaciones (2.1), se determina la probabilidad de destrucción:

$$P_{destruc} = \lim_{p \rightarrow 0} pP_4(p) = P_{det} P_{vuelo} P_{condicional} \quad (2.4)$$

Donde:

$$P_{\Pi} = \frac{\Delta T_{permanencia}}{\Delta T_{permanencia} + T_{vuelo}} \quad (2.5)$$

Donde:

P_{vuelo} - Es la probabilidad del encuentro del misil con el objetivo en la zona de destrucción que depende del momento de lanzamiento del misil y del comportamiento del objetivo después de lanzamiento del misil. Los factores en la fórmula 2.4 determinan la calidad del funcionamiento del sistema de reconocimiento de la situación área, sistema de control de fuego y sistemas de guiado y detonación del misil respectivamente. El tiempo promedio T_{13} de salida del proceso del estado S_3 se puede determinar sobre la base de la evaluación integral lineal de calidad del proceso transitorio $P_4(t)$.

$$T_{13} = -\lim_{p \rightarrow 0} \frac{d \left[\frac{pP_4(p)}{P_{4y}} \right]}{dp} \quad (2.6)$$

Donde:

P_{4y} - Es el valor establecido de la probabilidad $P_4(t)$ que se determina mediante la relación 2.4.

Colocando en la ecuación 2.6, los valores 2.3 y después de realizar algunas transformaciones considerando las relaciones 2.1 y 2.4, se pueden encontrar T_{13} .

$$T_{13} = T_{det} + T_{pd} + \frac{T_{vuelo} \Delta T_{perm}}{T_{vuelo} + \Delta T_{perm}} \quad (2.7)$$

Conociendo el tiempo promedio de salida del estado S_3 , se puede determinar el tiempo promedio necesario para la destrucción del objetivo.:

$$T_{destruc} = \frac{T_{13}}{P_{destruc}}$$

Si el fuego contra el objetivo cesa después de su salida de la zona de acción de CCAA, entonces el T_{13} determinará el tiempo promedio empleado para disparos contra un objetivo, denominado el ciclo de disparos. Pero generalmente el guiado del misil al blanco continúa hasta la detonación del misil sin importar si el blanco se encuentra dentro de la zona de destrucción o no. Por tal motivo el tiempo promedio empleado para disparar contra un objetivo, es decir el ciclo de disparo, puede determinarse de la siguiente forma:

$$T_b = T_{det} + T_{pd} + T_{vuelo} \quad (2.8)$$

De la formula 2.7 se puede ver que el T_{13} es igual al ciclo de disparo en el caso de $\Delta T_{pd} \gg T_{vuelo}$.

Los sumandos en la parte derecha de la ecuación 2.8 caracterizan el tiempo necesario para el cumplimiento de las tareas por el sistema de reconocimiento de situación aérea, sistemas de control de fuego y de lanzamiento del misil, sistema de guiado y detonación del misil respectivamente. Para los determinados CCAA el ciclo de disparo puede incluir algunos otros consumos de tiempo.

Los primeros dos sumandos en el ciclo de disparo (2.8) determinan el tiempo promedio desde el inicio de la detección hasta el lanzamiento del misil, denominado el tiempo de reacción del CCAA:

$$T_R = T_{det} + T_{pd} \quad (2.9)$$

Durante el proceso de combate es necesario tratar de acortar el tiempo de reacción, lo cual permite elevar la capacidad del CCAA frente al ataque del enemigo y acortar el tiempo para impedir que el enemigo organice un contraataque.

2.4.2 Zona de lanzamiento del misil y zona de destrucción del blanco.

La zona de destrucción del CCAA es la parte del espacio alrededor del CCAA, dentro de la cual se garantiza la destrucción del objetivo con una probabilidad no menor de la programada. La zona de destrucción tiene como regla general, una configuración compleja que se muestra en el Dib. (2.16). El sistema rectangular de coordenadas OLH_p, dentro de la cual se ubica la zona de destrucción, se denomina la zona de parámetros y se orienta

mediante el eje OL al encuentro y en paralelo al rumbo horizontal del objetivo $V_{blanco\ horiz}$. En este sistema de coordenadas, H - es la altura del vuelo del objetivo, L es el alcance, " p " es el parámetro de rumbo. Al diseñar la zona de destrucción en el sistema de coordenadas se tiene que considerar la influencia del parámetro del rumbo del objetivo en la exactitud de guiado y en las condiciones de funcionamiento de la espoleta de aproximación.

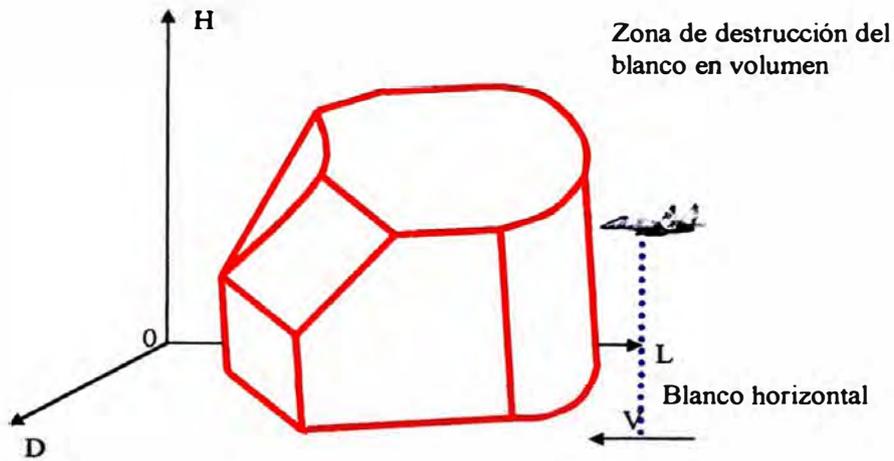
El límite lejano de la zona de destrucción está determinada por las posibilidades de detección del objetivo o por la capacidad de vuelo o maniobras por parte del misil. Esta limitación es condicionada por el alcance real (alcance aire-tierra) hasta el límite lejano $\Gamma_{límite\ lejano}$.

El límite cercano de la zona de destrucción es condicionada por la necesidad de corregir errores de posición del misil o errores en dirección del vector de velocidad del misil, provocados por las turbulencias que actúan sobre el misil durante el lanzamiento y en el tramo inicial no guiado de vuelo. La distancia hasta el límite cercano es condicionada por el alcance real $\Gamma_{límite\ cercano}$.

El límite superior de la zona de destrucción está determinado por la altura H_{max} y por la relación de las sobrecargas necesarias y reales del misil. **El límite inferior** de la zona de destrucción H_{min} está determinado por la influencia de la tierra en la exactitud de medición de coordenadas del objetivo y en las condiciones del trabajo de la espoleta de aproximación del misil. Se puede señalar que la calidad del trabajo del sistema de guiado y detonación del misil influyen considerablemente en las dimensiones de la zona de destrucción.

Para la destrucción del objetivo, el lanzamiento del misil debe realizarse con tal cálculo que el encuentro misil con el objetivo tenga lugar en la zona de destrucción.

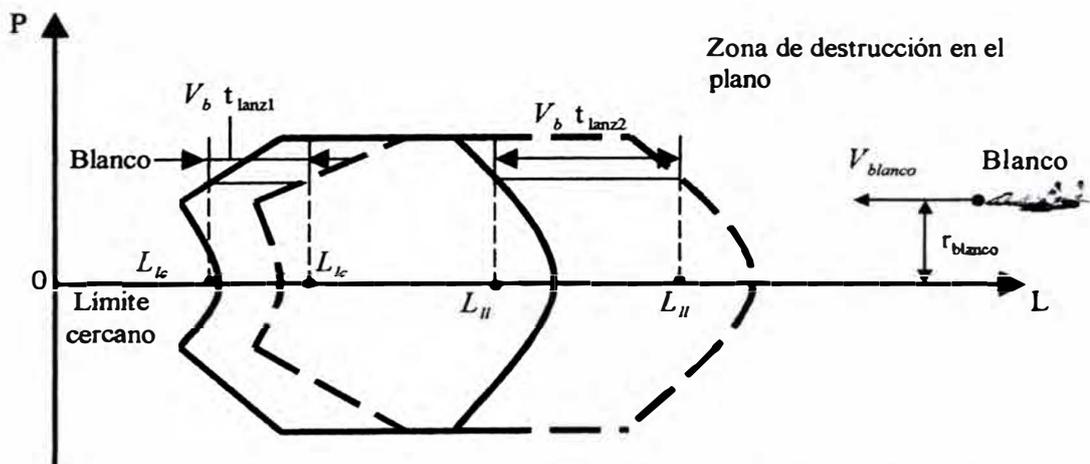
La Zona de lanzamiento del CCAA es el espacio ubicado alrededor del CCAA, dentro del cual se encuentra el objetivo en el momento de lanzamiento del Misil, para que el Misil se encuentre con el objetivo en la zona de destrucción.



Dib 2.16 Ejemplo del volumen de la zona de destrucción

Para encontrar los límites de la zona de lanzamiento, es necesario desplazar los límites de la zona de destrucción al encuentro del blanco a una distancia que cubre el blanco durante el vuelo del misil hasta un punto programado de la zona de destrucción. En el Dib. 2.17 se muestra las secciones de las zonas de destrucción y lanzamiento (con $H_{blanco} = const$). Como se observa en este dibujo las distancias del desplazamiento hasta el límite cercano y lejano de la zona de lanzamiento, pueden ser determinadas mediante las siguientes fórmulas:

las:



Dib 2.17 Secciones horizontales de la zona de lanzamiento y de la zona de destrucción

$$\begin{aligned}
 L_{ll} &= L_{ll} + V_b t_{v2}; \\
 L_{lc} &= L_{lc} + V_b t_{v1}
 \end{aligned}
 \tag{2.10}$$

donde :

L_{ll} y L_{lc} - Es la distancia del desplazamiento hasta el límite lejano y cercano de la zona de destrucción respectivamente.

T_{vl} y T_{vc} - Es el tiempo de vuelo del misil hasta el límite lejano y cercano de la zona de destrucción respectivamente.

La distancia real hasta el límite lejano de la zona limite de lanzamiento se puede determinar mediante:

$$\Gamma_{ll} = \sqrt{L_{ll}^2 + H_b^2 + P_b^2}. \quad (2.11)$$

Para permitir el lanzamiento del misil cuando el blanco se encuentra a esta distancia, es necesario iniciar la detección del blanco un tiempo antes, siendo este tiempo igual al tiempo de reacción del CCAA T_R .

El espacio en el que CCAA debe efectuar la búsqueda y detección del blanco, se denomina zona de vigilancia del CCAA. Las dimensiones necesarias para esta zona se pueden determinar mediante la siguiente ecuación:

$$L_{zdestruc} = L_{dlanz} + V_b T_{misil}. \quad (2.12)$$

Analógicamente se puede programar las exigencias al alcance del CCAA:

$$L_{detec} \geq L_{dlanz} + V_b T_{pd}. \quad (2.13)$$

Si esta desigualdad no se cumple, entonces debido al sistema de reconocimiento de situación aérea se reducirán las dimensiones de la zona de lanzamiento y de destrucción.

De las ecuaciones 2.10 - 2.13 se puede determinar que las características de la zona de destrucción son características iniciales para las exigencias a las dimensiones de la zona de lanzamiento y de vigilancia.

2.4.3. Indicadores de efectividad y características de los CCAA.

La efectividad de destrucción en el blanco caracteriza la efectividad del fuego del CCAA contra un objetivo. Para evaluar la efectividad de defensa contra un ataque aéreo, el indi-

cador más importante es la capacidad de fuego del CCAA, la cual se puede determinar como un número promedio de objetivos destruidos en una unidad de tiempo. Este indicador depende del tiempo que se requiere para atacar un blanco, probabilidad de destrucción de blancos y características de ataque del enemigo. Para excluir la característica de ataque de blancos, analizaremos primero la capacidad real, es decir la máxima posible del CCAA, la cual se consigue cuando en la zona de acción del CCAA hay una permanente presencia de blancos.

Supongamos que un CCAA en un tiempo determinado t lleva a cabo permanentemente acciones de combate. Durante este tiempo ha sido atacada la cantidad N_1 de blancos y ha sido destruida la cantidad N_2 de blancos. (Los blancos atacados son aquellos que el CCAA intentó destruir). Entonces el número promedio de blancos destruidos en una unidad de tiempo, puede ser determinado como:

$$\mu_0 = \frac{N_2}{t}. \quad (2.14)$$

Al dividir el numerador y el denominador de la parte derecha de esta ecuación en N_1 , la ecuación 2.14 se transforma en la siguiente:

$$\mu_0 = \frac{P_{destruc}}{T_b}, \quad (2.15)$$

Donde:

$P_{destruc}$ - es la probabilidad de destrucción del blanco,

T_b - es el tiempo promedio que se requiere para disparar a un blanco.

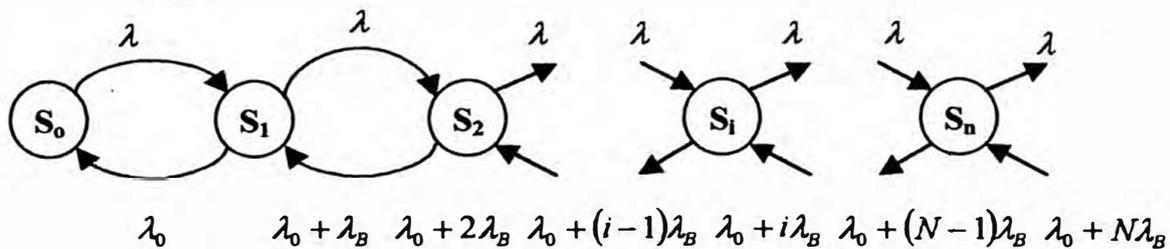
La máxima capacidad de fuego se determina mediante la ecuación 2.15 que se garantiza con la permanente presencia de blancos en la zona de acción del CCAA. Durante los ataques reales, el CCAA permanecerá inactivo durante un tiempo debido a la ausencia de blancos. En este caso la capacidad de fuego de un CCAA monocanal se determina mediante la siguiente ecuación:

$$\mu = \mu_0 k_3, \quad (2.16)$$

Donde:

k_3 - Es el coeficiente de actividad del CCAA que se determina una fracción promedio de una unidad de tiempo durante la cual el CCAA está en operación.

Si los blancos ingresan con poca frecuencia a la zona del CCAA, entonces la mayor parte del tiempo el CCAA estará inactivo y el coeficiente k_3 tiende a 0. Si en la zona de acción del CCAA siempre existe presencia de blancos, entonces $k_3=1$. El coeficiente de actividad puede ser hallado en base a la teoría de los **sistemas de servicio en masa (SSM)**. Durante su operación el CCAA es un sistema de servicio en masa con una cadena de blancos cuyo tiempo de permanencia dentro de la cadena es limitado. Las características del SSM son las siguientes: la intensidad de llegada de blancos, es decir el número promedio de blancos λ , que ingresan a la zona de acción del CCAA en una unidad de tiempo, la intensidad de servicio λ_0 , el tiempo promedio de permanencia de blancos en la cadena o en la zona de acción del CCAA $T_{perman.}$ (o la intensidad de salida de blancos de la zona de acción del CCAA $\lambda_B = \frac{1}{T_{perman.}}$).



Dib. 2.18 Gráfico de actividad del CCAA durante el ataque

El tiempo promedio de la permanencia del objetivo en la zona de acción del CCAA se calcula desde el momento del ingreso del blanco en la zona de vigilancia del CCAA y termina con la salida del blanco de la zona de lanzamiento, se determina mediante la fórmula 2.12:

$$T_{perm} = T_{det} + T_{pd} + T_{perm.b.z.lanz}$$

Donde:

$T_{perm. b.z.lanz}$ - Es el tiempo promedio de permanencia del blanco en la zona de lanzamiento y es igual a:

De estas ecuaciones se puede expresar todas las probabilidades a través de P_{0y} tomando en cuenta la ecuación estándar

$$\sum_{i=0}^{\infty} P_{iy} = 1, \quad (2.19)$$

se puede hallar:

$$P_{0y} = \left[1 + \alpha + \frac{\alpha^2}{1 + \beta} + \dots + \frac{\alpha^N}{(1 + \beta)(1 + 2\beta) \dots [1 + (N - 1)\beta]} \right]^{-1}, \quad (2.20)$$

Donde:

$$\alpha = \frac{\lambda}{\lambda_0}; \quad \beta = \frac{\lambda_B}{\lambda_0}$$

La probabilidad P_{0y} , determina la fracción promedio de la unidad de tiempo durante la cual el CCAA se encuentra inactivo.

$$k_z = 1 - P_{0y} \quad (2.21)$$

La intensidad de servicio de los blancos λ_0 depende del tipo de CCAA. Por ejemplo para CCAA con autoguiado activo o pasivo el servicio del blanco puede concluir después del lanzamiento del misil. Para los CCAA con teleguiado o autoguiado semiactivo el servicio de blanco se realiza hasta el final del disparo y de evaluación de los resultados del disparo. En este caso se puede decir que $\lambda_0 = 1 / T_{blanco}$.

Cuando se tiene $\beta \approx 0$, es decir con $\lambda_0 \gg \lambda_B$ o $T_{perman} \gg T_b$, la parte derecha de la fórmula (2.20) se reduce a una progresión geométrica, lo cual permite presentar la siguiente forma:

$$k_3 = \begin{cases} \alpha & \text{en el caso } \alpha < 1; \\ 1 & \text{en el caso } \alpha \geq 1. \end{cases} \quad (2.22)$$

En el caso de que $\beta \rightarrow \infty$ ó $T_{perman} \ll T_b$, en la fórmula (2.20) se puede omitir todos los sumandos, a excepción de los dos primeros y obtener lo siguiente:

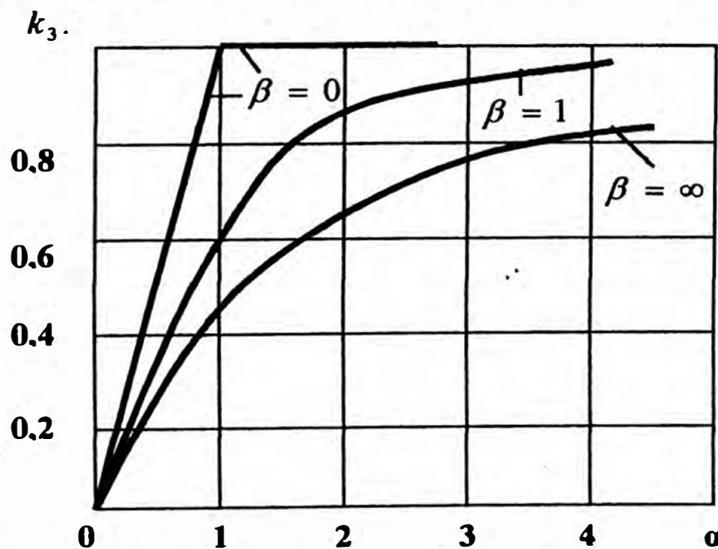
$$k_3 = \frac{\alpha}{1 + \alpha}. \quad (2.23)$$

Las ecuaciones (2.22) y (2.23) representan el valor mayor y menor del coeficiente de operación.

En el Dib.2.19 se muestra la dependencia del coeficiente de operación de α para diferentes valores de β . En el caso de que $\beta \gg 1$, entonces podemos omitir las unidades en los denominadores de la fórmula 2.20, y entonces el coeficiente de operación toma la forma siguiente:

$$k_3 = \frac{\alpha}{\alpha + e^{-\beta, \alpha}}. \quad (2.24)$$

Generalmente el tiempo promedio de permanencia del blanco en la zona de acción del CCAA supera el ciclo de disparo, es decir $\beta > 1$, y en este caso la ecuación 2.24 es bastante aproximada. Para encontrar la capacidad de fuego del CCAA es necesario introducir la expresión respectiva para el coeficiente de operación, en la fórmula 2.16 y considerar la relación (2.15). Podemos señalar que a mayor tiempo de permanencia de los blancos en la zona de acción del CCAA ($\beta \approx 0$) y con poca intensidad de ataque del enemigo $\lambda < 0$, todos los blancos serán atacados, y la capacidad de operación será igual a $\lambda_{P_{destruc}}$. Cuando $\lambda > \lambda_0$ el CCAA se encuentra en el estado de saturación con una capacidad de operación igual al rendimiento del complejo $P_{destruc} \lambda_0$. Cuanto mayor sea la intensidad de ataque del enemigo λ , tanto mayor será la cantidad de blancos que evadirán el complejo.



Dib. 2.19 Dependencia del coeficiente de operación de los parámetros adimensionales α para distintos valores β .

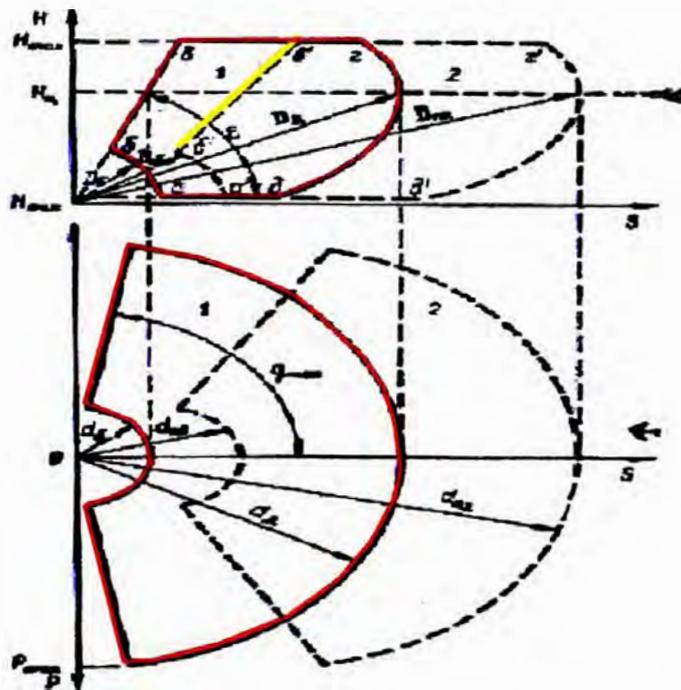
Con $\lambda_0 = 1/T_{TS}$ y $\lambda = 1/T_{TP}$, y el coeficiente de operación determinado por la relación 2.24, la capacidad de fuego del CCAA será igual a:

$$\mu = \frac{P_{destruc} \lambda}{\lambda T_b + e^{-\lambda T_{perm}}} \quad (2.25)$$

En base al análisis de la fórmula 2.25 se puede señalar que el aumento del T_{perm} provoca el aumento de la capacidad de fuego del complejo. Con el crecimiento del ciclo de disparo T_b , la capacidad de fuego del CCAA disminuye aunque el coeficiente de operación aumente.

La metodología analizada de determinación de la capacidad de fuego es aproximada, ya que no está tomando en cuenta la multiplicidad de fases del servicio del blanco. Para efectuar un análisis más riguroso es necesario considerar el sistema de vigilancia, el sistema de control de fuego y de lanzamiento del misil, el sistema de guiado y detonación del misil; como instrumentos independientes en sucesión.

La Canalización de los CCAA para uno o varios objetivos se determina por su capacidad de disparar en forma simultánea contra cierta cantidad de objetivos.



Dib 2.20 Zona de detección y lanzamiento del CCAA

Un CCAA es monocanal cuando es capaz de realizar el ataque simultáneo contra un solo blanco, y es multicanal cuando es capaz de realizar el ataque simultáneo contra n_b .

La duración del ciclo de disparo, el tiempo de recarga de los dispositivos de lanzamiento y de preparación de los misiles para el lanzamiento, determinan la capacidad de las unidades de realizar el ataque sucesivo de los blancos.

El ciclo de disparo es el conjunto de operaciones de combate del CCAA realizadas durante el ataque de un blanco. El ciclo de disparo incluye el tiempo de preparación para el lanzamiento t_{prep} y el tiempo necesario para el disparo contra el objetivo:

$$t_{o\sigma} = t_v + \tau(n-1) + t_{eval}, \quad (2.26)$$

Donde:

- t_v - es el tiempo de vuelo del Misil hasta el punto de encuentro, en segundos.
- τ - es el intervalo de tiempo entre los lanzamientos de los Misiles en secuencia, en segundos.
- n - cantidad de Misiles en secuencia, unidades.
- t_{eval} - tiempo empleado para la evaluación de los resultados del disparo, en segundos.

El tiempo de recarga de los dispositivos de lanzamiento y de preparación de los misiles para el lanzamiento, influye en el rendimiento del complejo, si:

$$T_{rec} = \frac{N_m}{n} T_b, \quad (2.27)$$

Donde:

- N_m - es la cantidad de misiles por dispositivo de lanzamiento para un determinado canal del CCAA.

La capacidad de fuego del complejo (cantidad de disparos por una unidad de tiempo) determina la densidad del fuego antiaéreo P_{ef} durante la defensa contra los ataques del enemigo aéreo:

$$P_{ef} = \begin{cases} 1/T_b & \text{- para un canal del objetivo CCAA;} \\ K/T_b & \text{- para múltiples canales del objetivo CCAA,} \end{cases}$$

Donde:

K - cantidad de canales para objetivos en el complejo

Si el proceso de operación del CCAA multicanal incluye las operaciones secuenciales con una duración de $t_{sec,i} \geq T_b/K$, entonces :

$$P_{ef} = \frac{1}{t_{max\ oper}}, \quad (2.28)$$

Donde:

$t_{max\ oper}$ - es la duración máxima de una operación secuencial de combate.

La capacidad del canal del CCAA de realizar un ataque sucesivo contra un mismo blanco con n cantidad de Misiles se determina mediante la siguiente relación:

$$t_{neces. para disparo} + \tau(n-1) \geq T_{lanz}, \quad (2.29)$$

Donde:

T_{lanz} - es el tiempo de permanencia de objetivo en la zona de lanzamiento, en segundos.

La movilización es la propiedad del complejo de permitir el cumplimiento de las tareas de combate con realización de maniobras y reagrupación de fuerzas de combate, la cual se determina por el tiempo de despliegue y repliegue, versatilidad, reserva de marcha y velocidad máxima de movimiento, la capacidad de disparar en movimiento y la capacidad de ser transportado.

De acuerdo al grado de movilización los CCAA se dividen en estacionarios, semi-estacionarios y móviles (con movimiento propio, remolcados y portátiles).

La efectividad del disparo es la medida de concordancia del resultado del disparo, con la de la tarea asignada. Las tareas para cada disparo por separado constituye la eliminación del objetivo. *La eliminación del objetivo aéreo, es la destrucción o daño ocasionado, que per-*

mite la defensa del objetivo de la fuerza amiga. Los indicadores de efectividad del disparo son los siguientes: en el caso de un objetivo aislado es la probabilidad de su destrucción, en el caso de un grupo de objetivos es la estima matemática de la cantidad de los medios de ataque del enemigo a batir.

Sin considerar el daño:

$$P_n = 1 - (1 - P_1)^n, \quad (2.30)$$

Donde:

P_n - es la probabilidad de destrucción de un objetivo por n cantidad de misiles.

P_1 - es la probabilidad de destrucción de un objetivo por un misil.

n - consumo de misiles al disparar al objetivo.

Matemáticamente la estima del número de los medios de ataque del enemigo en el caso de disparar a un grupo de objetivos aislados, es la siguiente:

$$M_c = \sum_{i=1}^N P_{mi}, \quad (2.31)$$

Donde:

N - cantidad de blancos atacados por CCAA.

La efectividad de disparo al objetivo depende de muchos parámetros del CCAA, así como de las características del circuito del guiado, de la carga de combate de la espoleta del misil, vulnerabilidad del objetivo, parámetros de su movimiento, presencia de perturbaciones, maniobras, etc.

Los modernos CCAA deben contar con alta efectividad de disparo a los objetivos en difíciles condiciones de la situación (cuando se tengan fuertes perturbaciones radio electrónica, pequeñas superficies reflectoras efectivas del objetivo, acciones en todos los rangos de altura, maniobras de los medios de ataque del enemigo, etc)

La Seguridad de los CCAA, es decir la capacidad de funcionamiento sin presentar fallas, se caracteriza principalmente por el tiempo promedio de funcionamiento sin fallas y el tiempo que demanda el restablecimiento de su operatividad. Para evaluar la efectividad de

la DA, se toma en cuenta el coeficiente de seguridad de operación K_{oper} , coeficiente de disponibilidad para el combate K_{dipon} , del CCAA. El coeficiente K_{oper} , significa la probabilidad de un normal funcionamiento del CCAA durante el combate, y el coeficiente K_{dipon} significa la probabilidad de su disponibilidad para el combate en cualquier momento.

La Supervivencia del CCAA es la capacidad de mantener las acciones combativas y recuperarse en forma rápida bajo acción del fuego enemigo, y se determina por las características estructurales de los principales elementos del CCAA, su distribución en el terreno, la capacidad de su funcionamiento autónomo, la capacidad de auto-defensa, movilización del complejo, etc.

Los indicadores tácticos de la supervivencia de los CCAA pueden determinarse como el número promedio de disparos a los objetivos (medios de ataque del enemigo destruidos) hasta su destrucción por el enemigo.

2.4.4. Prevención del daño.

Anteriormente hemos analizado los indicadores de efectividad, pero no hemos considerado el grado de peligrosidad de los objetivos ni el cumplimiento por el CCAA de la tarea de combate en el caso de impedir la llegada de los medios de ataque del enemigo hacia el objetivo de fuerza amiga. Debido a esto la prevención del daño como uno de los indicadores de efectividad, se utiliza ampliamente durante la elección de las características del CCAA y así como durante la distribución de objetivos y la elección del momento de lanzamiento del misil.

El daño que pudiese ser ocasionado por el enemigo a un objetivo de la fuerza amiga, puede ser caracterizado por la probabilidad de destrucción del objetivo de la fuerza amiga. En este caso el daño evitado es la disminución de la probabilidad de destrucción del objetivo amigo debido a la acción del CCAA.

El uso por parte del medio de ataque del enemigo de diferentes tipos de fuego, depende de la distancia hacia el objetivo amigo. Debido a esto la probabilidad condicional elemental de destrucción del objetivo amigo (en ausencia de acción del CCAA) se determina mediante la siguiente fórmula:

$$dP_{\text{destruc.de l b condic}} = \omega(r'_b) dr'_b \quad (2.32)$$

Donde:

- $\omega(r'_b)$ - es la ley diferencial de coordenadas de destrucción del objetivo amigo.
- r'_b - es distancia del objetivo amigo hasta el blanco enemigo.

Teniendo en cuenta que el alcance de acción del blanco enemigo se encuentra en intervalo de $[\infty, 0]$, e integrando la ecuación 2.32, podemos hallar la probabilidad de destrucción del objetivo amigo:

$$P_{POY} = \int_{-\infty}^0 \omega(r'_b) dr'_b$$

Si el CCAA realiza disparos contra el blanco enemigo, la probabilidad de destrucción del objetivo amigo se determina por:

$$P_{\text{destruc.obj.condic}} = \int_{-\infty}^0 \omega(r'_b) [1 - P_{\text{destruc}}(r'_b)] dr'_b \quad (2.33)$$

En calidad del daño evitado se puede tomar la disminución de la probabilidad de destrucción del objetivo amigo, provocado por la acción del CCAA:

$$\Delta P_{\text{destruc.obj}} = P_{\text{destruc}} - P_{\text{destruc.obj}} = \int_{-\infty}^0 \omega(r'_b) P_{\text{destruc}}(r'_b) dr'_b \quad (2.34)$$

La probabilidad de destrucción del objetivo amigo por el ataque de N_b cantidad de blancos enemigos, se puede expresar mediante la siguiente fórmula:

$$P_{\text{destruc.obj}} = 1 - \prod_{i=1}^{N_b} (1 - P_{\text{destruc.obj.i}}) \quad (2.35)$$

donde:

- $P_{\text{destruc.obj.i}}$ - es la probabilidad de destrucción del objetivo amigo por el blanco enemigo "i".

El cálculo de la disminución de la probabilidad $\Delta P_{dest.obj}$ en este caso se dificulta. Por eso para determinar el daño evitado podemos establecer lo siguiente:

$$\Delta Y = \sum_{i=1}^{N_b} \Delta P_{destruc.obj.i} \quad (2.36)$$

donde:

$\Delta P_{destruc.obj.i}$ - Es la disminución de la probabilidad de destrucción del objetivo amigo por el blanco enemigo "i", la cual se pueden determinar mediante la ecuación 2.9.

El indicador de efectividad, determinado mediante la fórmula 2.36, puede ser empleado para determinar el grado de peligrosidad del blanco enemigo, la secuencia óptima de disparos a los blancos enemigos, la calidad de funcionamiento de los sistemas del CCAA.

2.4.5. Elección de las dimensiones de la zona de destrucción.

El análisis de efectividad ha demostrado que las dimensiones de la zona de destrucción constituyen las características táctico-técnicas iniciales principales del CCAA. Su elección se determina por las funciones tácticas del CCAA. De este modo los CCAA que protegen los objetivos cerca de un límite fronterizo, donde son posibles los ataques masivos del enemigo, deben poseer la máxima capacidad. Los CCAA que protegen los objetivos a una distancia mayor de la frontera dentro de nuestro territorio deben poseer las mejores características según el criterio de "efectividad-costo", y la capacidad de cobertura en el límite que supera el radio de acción del enemigo.

Analizaremos la posible metódica de elección de los parámetros de la zona de destrucción mediante estos criterios.

Si la capacidad del CCAA se determina por la formula 2.25, es evidente que con el aumento de las dimensiones de la zona de destrucción, crece el tiempo de vuelo del Misil, y como consecuencia aumenta el ciclo de disparo. Esto conlleva a la disminución de la capacidad del CCAA. Pero además de esto, en el caso de grandes dimensiones de la zona de destrucción, aumenta el tiempo de permanencia del blanco dentro de la zona de acción del CCAA, esto conlleva el aumento de la capacidad de fuego del CCAA. Como

consecuencia se puede hallar el valor óptimo de la profundidad de la zona de destrucción, con el cual la capacidad de fuego es la máxima. Considerando el límite cercano de la zona destrucción como un valor muy pequeño, el tiempo de permanencia y el ciclo de disparo se puede determinar mediante las siguientes formulas:

$$\left. \begin{aligned} T_{perman} &\approx T_M + \frac{r_{ll}}{V_b} = T_M + \frac{r_{lc,r}}{V_b} + \frac{r_{lc,r}}{V_M}; \\ T_b &\approx T_M + \frac{r_{lc,r}}{V_M}, \end{aligned} \right\} \quad (2.37)$$

Donde:

T_M - Es el tiempo de reacción del CCAA.

V_M y V_b - Es la velocidad promedio del Misil y del objetivo respectivamente.

Si efectuamos las operaciones de diferenciación con la ecuación 2.25 por r_{ll} , teniendo en cuenta las relaciones 2.37 e igualando la expresión obtenida a cero, podemos obtener la ecuación siguiente.

$$e^{-\lambda T_{perman}} = \frac{V_b}{V_b + V_M} \quad (2.38)$$

Al efectuar el logaritmo de la parte izquierda y de la parte derecha obtenemos la ecuación.

$$T_{perm} = \frac{1}{\lambda} \ln(m+1) \quad (2.39)$$

donde:

$$m = \frac{V_M}{V_b}.$$

Agregando las relaciones 2.37 a la ecuación 2.39 y resolviendo la ecuación obtenida con relación a r_{ll} , podemos hallar el valor r_{llo} :

$$g_{llo} = \left[\frac{1}{\lambda} \ln(m+1) - T_p \right] \frac{V_M}{m+1}. \quad (2.40)$$

Esta ecuación determina la profundidad de la zona de destrucción permitiendo la máxima capacidad de fuego del CCAA. Supongamos que $V_b = 0,3 \text{ Km/s}$, $T_R = 10s$, $m = 4$, $\lambda = 1/30$ aviones/seg. Colocando todos estos valores en la fórmula 2.40, obtenemos $r_{110} = 9 \text{ Km}$. Este ejemplo demuestra que generalmente contra los objetivos aeronáuticos convencionales el CCAA de poco alcance tiene una mayor capacidad de fuego. Con la disminución de “m” y con el aumento de la intensidad de vuelo λ , la profundidad de zona de destrucción debe disminuir. Esto trae como consecuencia la disminución de la capacidad del CCAA. La capacidad de defensa se caracteriza por la cantidad necesaria de CCAA para la organización de la defensa circular del objetivo amigo o para la defensa de una franja del frente. En este caso, cuanto mayores son las dimensiones de la zona de destrucción r_{1c} , tanto menor será el número necesario de CCAA, pero crece el costo de cada CCAA y de toda la agrupación en conjunto.

Para la cobertura de la ciudad de Lima es necesario y suficiente escoger dos CCAA multicanales de mediano alcance. Para estos CCAA el número promedio de blancos que entren en su zona de acción por unidad de tiempo, debe ser igual a $\lambda = \frac{1}{120}$ de aviones por segundo con una reacción del CCAA $T_R = 5$ segundos y velocidades del blanco $V_{Blanco} = 700 \text{ m/s}$ y del misil $V_M = 1400 \text{ m/s}$ ($m = \frac{V_M}{V_b} = 2$). Entonces la profundidad de la zona de destrucción será la siguiente:

$$R_{11} = \left[\frac{1}{\frac{1}{120}} \ln(2^3 + 1) - 5 \right] \frac{1400}{2 + 1} \approx 54 \text{ km}$$

Vamos a considerar que $r_{11} = 50 \text{ Km}$, entonces el tiempo de permanencia y el ciclo de disparo del CCAA se determinan por:

$$T_{perm} = T_R + \frac{R_{II}}{V_b} + \frac{R_{II}}{V_M} = 5 + \frac{50}{0,7} + \frac{50}{1,4} = 112 \text{ seg}$$

$$T_c = T_R + \frac{R_{II}}{V_M} = 5 + 35,7 \approx 41 \text{ seg}$$

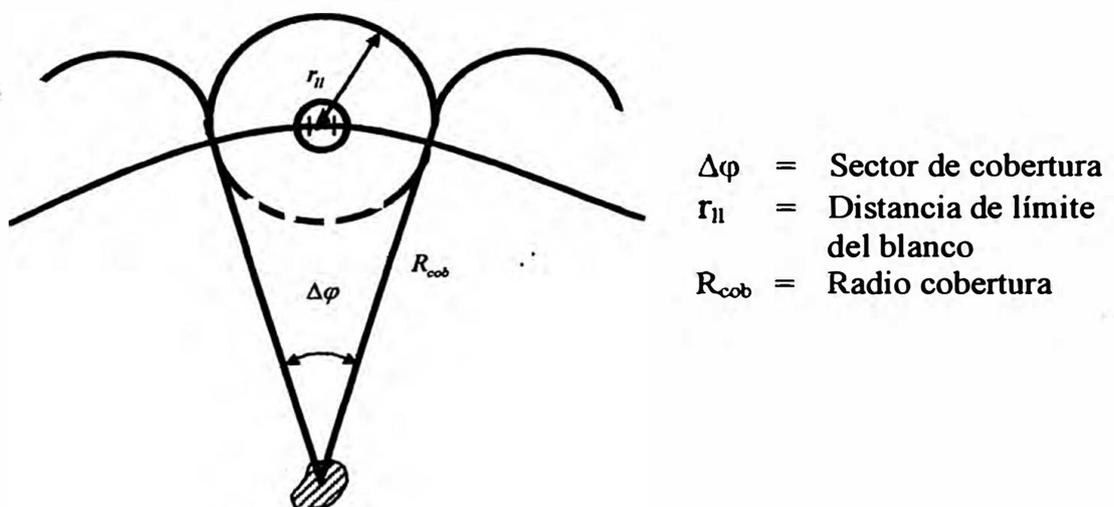
Supongamos que la defensa circular de un objetivo aislado (Dib. 2.21) está organizada por una agrupación de n cantidad de CAAS. Se elige generalmente un límite de cobertura

$$R_{cob} \geq r_{acc.asig.eno}$$

Del Dib. 2.21 se puede hallar el ángulo del sector de cobertura:

$$\Delta \varphi \approx \frac{2 r_{II}}{R_{perman}} \quad (2.41)$$

La cantidad de los CCAA necesarios para la cobertura circular, se determinada mediante la siguiente relación:



Dib. 2.21 Sector de cobertura para un CCAA

$$n = \frac{\prod R_{cob}}{r_{II}} \quad (2.42)$$

El costo de un CCAA puede ser proporcional a las medidas de la zona de destrucción:

$$C_1 = kr_{II} \quad (2.43)$$

Donde:

k - es el coeficiente que caracteriza el costo por kilómetro de distancia de destrucción.

Al diseñar un CCAA generalmente se aplican limitaciones a la cantidad máxima de los CCAA por grupo n_{max} y al costo C_{1max} de un CCAA. En base a esto se puede escoger en calidad de un criterio de elección de r_{II} la siguiente relación:

$$\frac{\prod R_{cob}}{n_{max} r_{II}} + \frac{kr_{II}}{C_{1max}} = \min \quad (2.44)$$

Este criterio es equivalente al costo mínimo de agrupación, pero con dos parámetros variables n_{max} y C_{1max} . Haciendo una operación de diferenciación con la ecuación 2.44 por r_{II} e igualando la expresión obtenida a 0, hallaremos:

$$r_{IIo} = \sqrt{\frac{\prod R_{cob} C_{1max}}{n_{max} k}} \quad (2.45)$$

La cantidad de los CCAA por agrupación y el costo de un CCAA, se determina mediante las ecuaciones siguientes.

$$\left. \begin{aligned} n &= \sqrt{\frac{\prod R_{cob} kn_{max}}{C_{1max}}} \\ c_1 &= \sqrt{\frac{\prod R_{cob} kc_{1max}}{n_{max}}} \end{aligned} \right\} \quad (2.46)$$

Multiplicando la ecuación obtenemos el valor total formula 2.47

$$C_{\Sigma} = \Pi R_{cob} k. \quad (2.47)$$

Las metódicas analizadas de elección de las dimensiones de la zona de destrucción de los CCAA son ilustrativas. Durante su estructuración no ha sido considerada una serie de factores, tales como, las limitaciones de industria, la capacidad de supervivencia, protección contra interferencias, etc.

Para la aplicación de la última ecuación es necesario escoger los límites de cobertura R_{cob} y saber el costo de un kilómetro de distancia k de la zona de destrucción del CCAA.

La ciudad de Lima por su ubicación geofísica, puede ser cubierta por dos CCAA propuestos con la intersección de las zonas de destrucción en un 30%. Entonces el radio de cobertura será alrededor de $R_{cob} \cong 70 \text{ Km}$. El cálculo del coeficiente k (costo de un kilómetro del límite lejano de la zona de destrucción) es bastante dificultoso. Para esto es necesario conocer el mercado de venta del armamento de los países desarrollados del Mundo, y promediando los datos sobre el costo de los CCAA y de los límites de sus zonas de destrucción, determinar el valor promedio k el cual puede ser considerado aproximadamente igual a $k \approx 10^6 \frac{\$}{\text{Km}}$. Para dos CCAA que cubren la capital del Perú, considerando los sistemas de

mantenimiento radárico, este coeficiente puede ser aumentado en 1,5 veces, entonces el costo total de una agrupación de las fuerzas coheteriles antiaéreas para la defensa de la ciudad de Lima será igual a:

$$C_{\Sigma} = \pi R_{cob} \cdot k = \pi \cdot 70 \cdot 1,5 \cdot 10^6 \$ = 330 \cdot 10^6 \$$$

es decir, 330 millones de dólares de los Estados Unidos de América.

2.4.6 CCME – Contra Contra Medidas Electrónicas

Las condiciones del funcionamiento del CCAA influyen en los indicadores de efectividad y en las características del complejo. Al cruzar la DA el enemigo emplea ampliamente todos

los medios de contra-acción activa, tales como las interferencias, maniobras y juego contra las posiciones de DA.

La capacidad del CCAA de funcionar en condiciones de acciones de diferentes tipos de interferencias, se determina por las CCME del complejo.

El uso de interferencias por parte del enemigo está destinado a dificultar la detección e identificación de los objetivos por el sistema de búsqueda, la preparación de datos para el sistema de control de fuego, así como a disminuir la probabilidad de destrucción del objetivo debido al aumento de errores de guiado y del accionamiento falso de la espoleta de aproximación.

La capacidad del CCAA de funcionar en condiciones de fuego del enemigo, se determina por la supervivencia del complejo. Debido al ataque del enemigo una parte de los elementos y sistemas del CCAA puede sufrir daños. Las fallas en el funcionamiento de los equipos del CCAA pueden deberse también al envejecimiento de sus elementos y a la acción del medio ambiente. La capacidad del CCAA de funcionar en forma normal en condiciones de aparición de fallas, se caracteriza por la seguridad del complejo.

A fin de poder eliminar fallas en forma rápida, los equipos del CCAA deben ser reparables. La disminución de la acción de fallas en los indicadores de efectividad del CCAA, se determina por la calidad del funcionamiento del sistema de mantenimiento del complejo.

CONCLUSIONES

1. El análisis presentado de los CCAA actuales permite escoger el tipo de CCAA con teleguiado de misiles con un alcance de la zona de destrucción de hasta 50 Km, a fin de garantizar la defensa aérea de la ciudad de Lima contra los medios modernos de ataque aéreo del probable enemigo:

a) Utilizando el indicador general “efectividad/costo” de los CCAA, se puede apreciar que al aumentar la efectividad técnica del CCAA, aumenta al mismo tiempo el costo de adquisición mas el costo de operación, es decir:

$$E_{CCAA} = \frac{E_{TECN}}{C_{COMPRA} + C_{OPER}}$$

Debido a esto se recomienda escoger un CCAA de mediano alcance con una zona de destrucción de hasta 50 Km y un costo total razonable y de 15 a 20 años de operación técnica.

b) El sistema de guiado del Misil debe asegurar un bajo costo del misil y una buena defensa contra las interferencias activas y pasivas del enemigo. Con tales exigencias puede cumplir el CCAA con teleguiado y con una modernización posterior para el cambio al teleguiado en el sector final del guiado del misil.

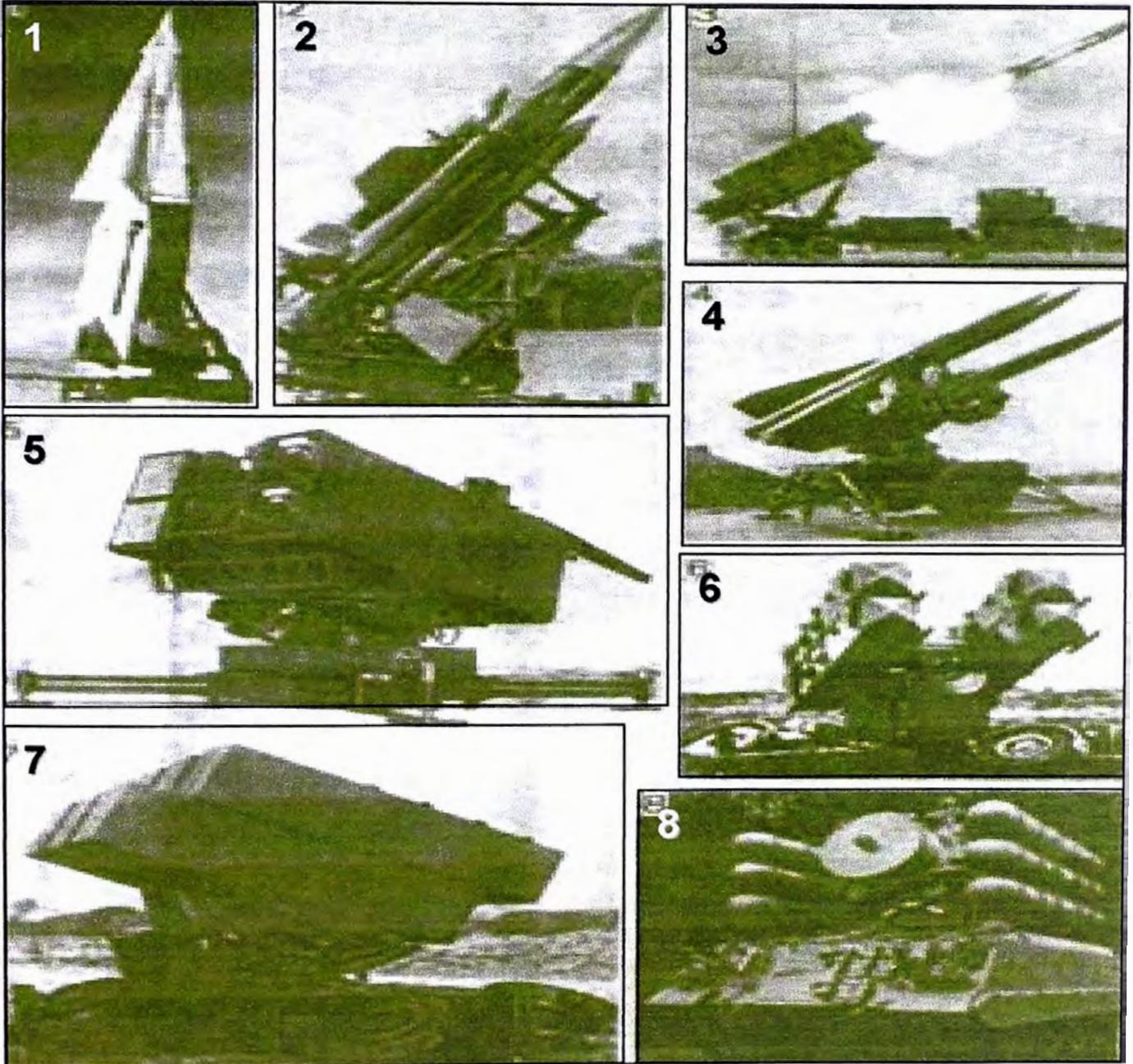
2. Los indicadores de efectividad propuestos y las características de los CCAA permiten prácticamente realizar lo siguiente:

a) Calcular la probabilidad de destrucción del blanco por un misil y escoger para el CCAA y para el misil el ciclo necesario de tiro del misil con teleguiado.

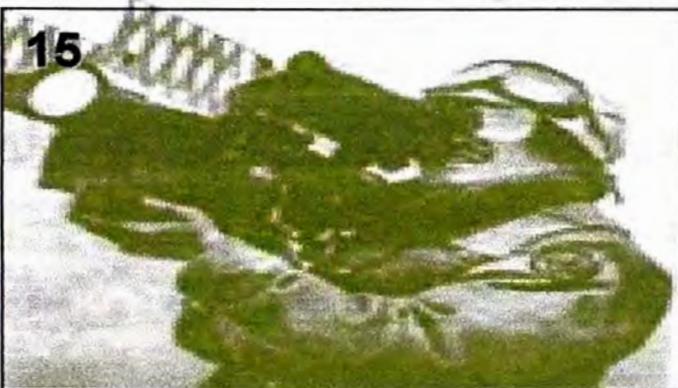
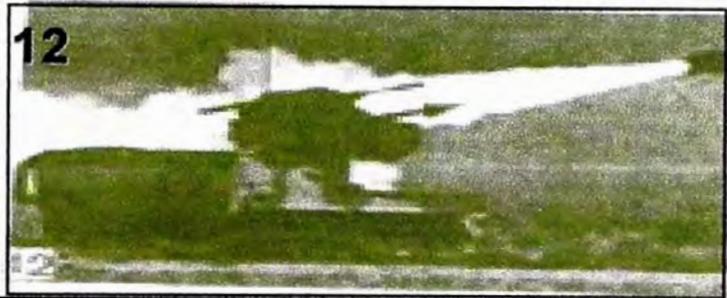
b) Determinar las zonas de lanzamiento y destrucción considerando el tiempo de vuelo del blanco después de su detección.

- c) **Determinar el rendimiento del CCAA considerando un ataque de los blancos aéreos y seleccionar un CCAA con 5 canales por el blanco y 10 canales por el misil (2 Misiles por 1 blanco).**
- d) **Determinar la capacidad antiinterferencias de los canales de blanco y del misil considerando la presencia del perturbador dentro de las fuerzas de ataque del enemigo.**

**DISPOSITIVOS Y RAMPAS DE LANZAMIENTO
DE LOS CCAA DE LOS PAISES DESARROLLADOS**



1 – Haik Hércules; 2 – ThunderGird-2; 3- Patriot; 4-Hok (modernizado);
5-Espada; 6- Skyguard-Sparrou; 7-Indio; 8-SA-10



9 - Krotal; 10 - Roland; 11 - Rapiza; 12 - Chaparal; 13 - RBS70;
14 - Red; 15 - Stinger; 16 - Blowpail

CAPITULO III

PARAMETROS DE ESPACIO-TIEMPO Y CARACTERISTICAS DEL BLANCO Y DEL MISIL

III. PARAMETROS DE ESPACIO-TIEMPO Y CARACTERISTICAS DEL BLANCO Y DEL MISIL.

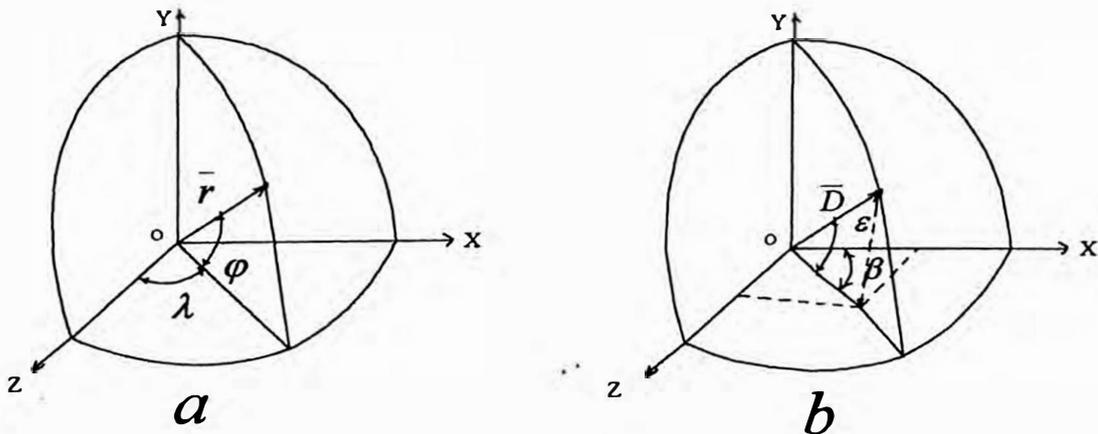
3.1 Generalidades del sistema de coordenadas.

La posición de las aeronaves puede ser determinada con relación a cualquier otro cuerpo que lo denominaremos cuerpos de conteo.

En calidad de cuerpos de conteo, pueden ser tomados: el Sol, el centro de la Tierra, un punto determinado en la superficie de la Tierra, el centro de masas de la aeronave y otros. El cuerpo de conteo está relacionado con un sistema determinado de coordenadas.

Para resolver las tareas de ubicación de la aeronave, el guiado y destrucción en el espacio aéreo, pueden ser utilizados los sistemas de coordenadas terrestres (estacionarias con relación a la Tierra), y móviles (en movimiento con relación a la Tierra).

Sistema de coordenadas rectangulares (geocéntricas) (X,Y,Z) y Sistema esférico (ρ , φ , λ). El inicio de las coordenadas O es el centro de masas de la Tierra, y el eje OY del sistema rectangular se dirige a lo largo del eje de giro de la Tierra, eje OX y OZ para formar el sistema derecho de coordenadas.



Dib. 3.1. a. Sistema geocéntrico de coordenadas

b. Sistema superficial de coordenadas

En el sistema esférico la posición de la aeronave se determina por el radio vector \vec{r} y latitud geocéntrica φ y la altitud λ (Dib. 3.1a).

La relación entre las coordenadas geocéntricas rectangulares y esféricas es la siguiente:

$$\left. \begin{aligned} X &= r \cos \varphi \sin \lambda; \\ Y &= r \sin \varphi; \\ Z &= r \cos \varphi \cos \lambda. \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

Sistema rectangular superficial (X, Y, Z) y sistema esférico (\vec{D} , β , ε).- Como el inicio de coordenadas O se toma un punto determinado en la superficie terrestre, el eje OY del sistema rectangular se dirige en forma vertical hacia arriba, el eje OX se orienta hacia el Norte (o hacia un punto de orientación en el terreno), y el eje OZ se orienta para obtener el sistema de coordenadas a la derecha.

En el sistema esférico de coordenadas la posición de la aeronave se determina por el alcance real \vec{D} y dos ángulos β y ε , que determinan la dirección del vector del alcance real D .

El ángulo ε entre el vector \vec{D} y su proyección al plano horizontal, se denomina el ángulo de elevación; el ángulo β que determina en el plano horizontal la dirección de la proyección \vec{D} con relación al inicio (eje OX) se le denomina el azimut (Dib. 3.1b)

La relación entre los sistemas superficiales rectos y los esféricos de coordenadas es como sigue:

$$\left. \begin{aligned} D &= \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; \\ \beta &= \operatorname{arctg} \frac{z}{x}; \\ \varepsilon &= \operatorname{arctg} \frac{y}{\sqrt{x^2 + z^2}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.2)$$

3.2 Leyes de movimiento de la aeronave.

El movimiento es cualquier cambio de posición, que comprende todos los procesos que suceden en el Universo. Si el movimiento de la materia en general no se encuentra limitada por nada, es inevitable e indestructible, entonces el movimiento de cada objeto está limitado en el espacio y en el tiempo y por eso sólo puede ser determinado con relación a un sistema concreto de referencia (sistema de coordenadas).

Ya que el movimiento real siempre sucede en forma simultanea con relación a una serie de sistemas de referencias, se hace posible una serie de métodos para su evaluación. La elección de un sistema de coordenadas se realiza solo con la finalidad de simplificar la descripción.

Ley de Movimiento de la Aeronave.- La ley de movimiento de la aeronave es la dependencia analítica o gráfica de las coordenadas del tiempo para un determinado sistema de referencia.

Para entender el movimiento de una aeronave debemos referirnos a la velocidad, la aceleración y otros factores que se originan de la velocidad

Para el sistema esférico de coordenadas, las leyes de movimiento de una aeronave por la distancia y las coordenadas angulares, pueden ser presentadas en forma de series temporales:

$$\left. \begin{aligned} D(t) &= D(0) + \dot{D}t + \frac{\ddot{D}t^2}{2!} + \frac{\dddot{D}t^3}{3!} + \dots = \sum_{n=0}^N \frac{D^{(n)}t^n}{n!}, \\ \beta(t) &= \beta(0) + \dot{\beta}t + \frac{\ddot{\beta}t^2}{2!} + \frac{\dddot{\beta}t^3}{3!} + \dots = \sum_{n=0}^N \frac{\beta^{(n)}t^n}{n!}, \\ \varepsilon(t) &= \varepsilon(0) + \dot{\varepsilon}t + \frac{\ddot{\varepsilon}t^2}{2!} + \frac{\dddot{\varepsilon}t^3}{3!} + \dots = \sum_{n=0}^N \frac{\varepsilon^{(n)}t^n}{n!}, \end{aligned} \right\} \quad (3.3)$$

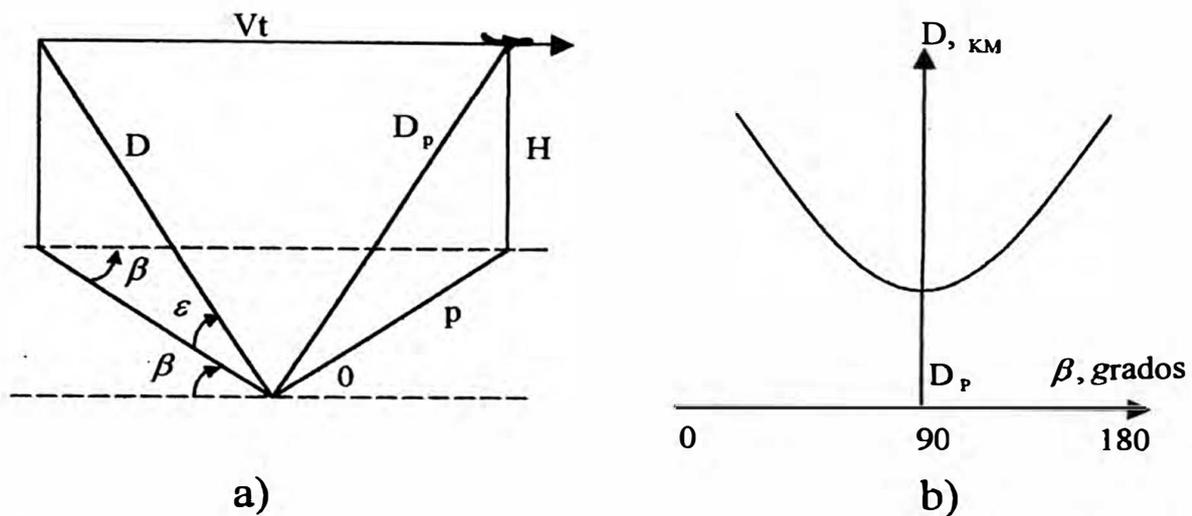
Donde:

$D^{(n)}, \beta^{(n)}, \varepsilon^{(n)}$ — valores (n-x) derivados de la distancia, del azimut y del ángulo de elevación respectivamente.

N — Número de miembros de una serie.

Las Leyes de movimiento de la aeronave en función a su distancia, azimut y ángulo de elevación, determinan las condiciones de trabajo de los sistemas de seguimiento telemétricos y angulares respectivamente.

Para los sistemas de seguimiento con el rango astático conocido, los valores de las derivadas de la distancia y de las coordenadas angulares determinan los errores dinámicos y por consiguiente también la exactitud de medición de las coordenadas del movimiento de la aeronave.



Dib 3.2 a) Gráfico del Modelo de vuelo horizontal
b) Ley de variación de la distancia de una aeronave

La Ley de movimiento de la aeronave de acuerdo a la distancia es la representación analítica o gráfica de la variación de la coordenada de distancia de una aeronave con relación a un sistema concreto de coordenadas de referencia.

Para los efectos prácticos la ley de movimiento se presenta como una relación en función del azimut del movimiento parabólico.

El modelo de vuelo horizontal del movimiento parabólico con una velocidad constante con relación al sistema terrestre de seguimiento (Punto C), se muestra en el Dib. 3.2a, y la ley de variación de distancia con relación al sistema de seguimiento se muestra en el Dib. 3.2b.

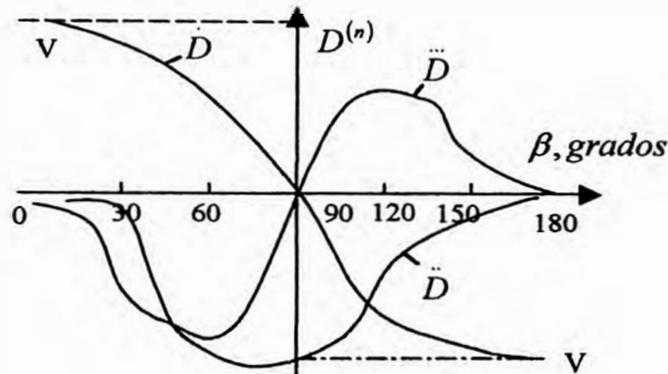
Las expresiones analíticas que caracterizan la Ley de variación de distancia y sus derivadas con relación al azimut de la aeronave, se presentan en la tabla 3.1.

En el Dib. 3.2 y en la tabla 3.1 se emplean las siguientes designaciones:

- V- Velocidad de la aeronave.
- P- parámetro con relación al inicio de conteo.
- H-altura de vuelo de la aeronave.
- β, ϵ azimut y ángulo de elevación de la aeronave con relación al inicio del punto de conteo.

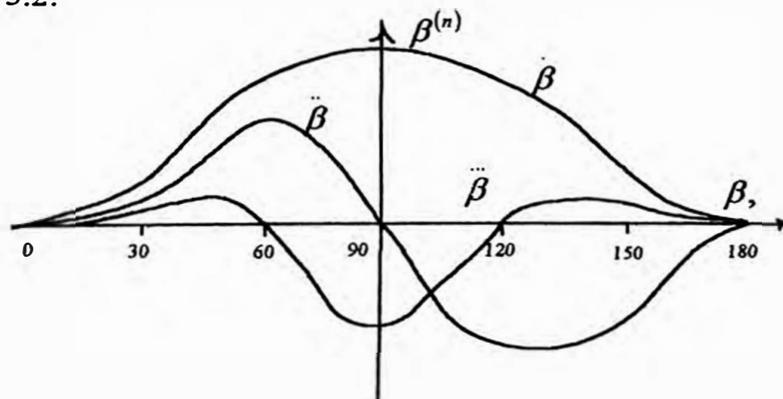
Los gráficos de variación $\dot{D}(\beta)$, $\ddot{D}(\beta)$, $\dddot{D}(\beta)$, se muestran en el Dib. 3.3.

Ley de movimiento de la aeronave por el azimut es una representación analítica o gráfica de variación de la coordenada de azimut de una aeronave con referencia a un sistema de coordenadas concretas.



Dib. 3.3 Gráfico de variaciones de las derivadas de la distancia

El carácter de variación del azimut de una aeronave y de las derivadas del azimut se presenta en la tabla 3.2.



Dib. 3.4. Gráfico de variación de derivadas del azimut

Los gráficos de variación $\dot{\beta}(\beta)$, $\ddot{\beta}(\beta)$, $\dddot{\beta}(\beta)$, se muestran en el Dib. 3.4.

La Ley del movimiento de la aeronave por el ángulo de elevación.- Es una representación analítica o gráfica de variación de la coordenada del ángulo de elevación de una aeronave con referencia a un sistema concreto de conteo.

El carácter de variación del ángulo de elevación de una aeronave y de las derivadas se muestra en la tabla 3.3.

Tabla 3.1

Componente de la Ley de Movimiento	Representación analítica de la distancia de una aeronave y de las derivadas	Valores Extremos	Azimut del valor extremo
Distancia, m.	$D(\beta) = \frac{1}{\sin \beta} \sqrt{P^2 + H^2 \sin^2 \beta}$	$\sqrt{P^2 + H^2}$ $D \rightarrow \infty$	$\beta = 90^\circ$ $\beta = 0^\circ; \beta = 180^\circ$
Velocidad radial, m/s.	$\dot{D}(\beta) = \frac{VP \cdot \cos \beta}{\sqrt{P^2 + H^2 \sin^2 \beta}}$	V 0	$\beta = 90^\circ$ $\beta = 0^\circ; \beta = 180^\circ$
Aceleración, m/s^2	$\ddot{D}(\beta) = \frac{V^2(P^2 + H^2) \sin^3 \beta}{\sqrt{(P^2 + H^2 \sin^2 \beta)^3}}$	V^2 $\sqrt{P^2 + H^2}$ 0	$\beta = 90^\circ$ $\beta = 0^\circ; \beta = 180^\circ$

Tabla 3.2

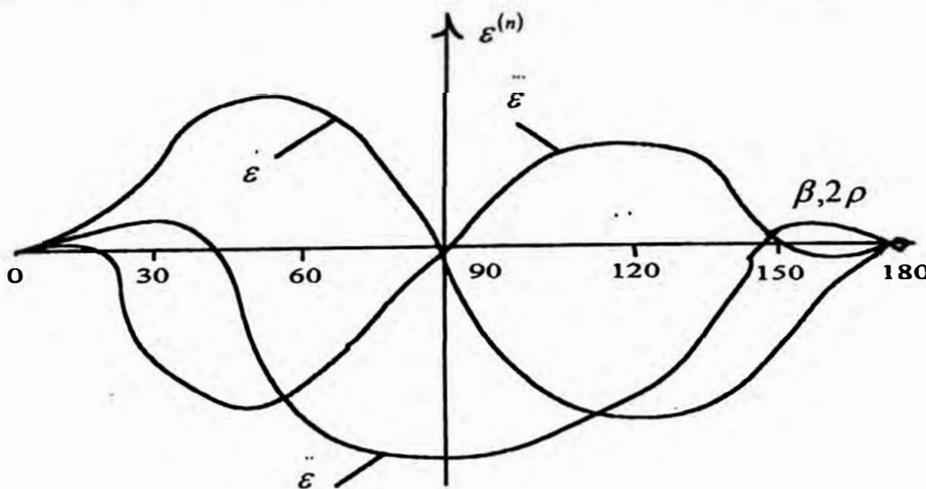
Componente de la Ley de Movimiento	Representación analítica de la distancia de una aeronave y de las derivadas	Valores Extremos	Azimut del valor extremo
Azimut, rad	$\beta(t) = \text{arcctg} \frac{Vt}{\sqrt{P^2 + H^2}}$	-	-
Velocidad angular, 1/seg	$\dot{\beta}(\beta) = \pm \frac{V \sin^2 \beta}{P}$	0 $\frac{V}{P}$	$\beta = 0^\circ; \beta = 180^\circ$ $\beta = 90^\circ$
Aceleración angular 1/seg ²	$\ddot{\beta}(\beta) = \frac{2V^2 \cos \beta \sin^2 \beta}{P^2}$	$\pm 0,65 \frac{V^2}{P^2}$	$\beta = 60^\circ; \beta = 120^\circ$

Tabla 3.3

Componente de la Ley de Movimiento	Representación analítica de la distancia de una aeronave y de las derivadas	Valores Extremos	Azimut del valor extremo
Azimut, rad	$\varepsilon(\beta) = \text{arctg}\left(\frac{H}{P} \sin \beta\right)$	0 arctg H/P	$\beta=0^\circ; \beta=180^\circ$ $\beta=90^\circ$
Velocidad Angular, 1/seg	$\dot{\varepsilon}(\beta) = \frac{VH \cos \beta \sin^2 \beta}{P^2 + H^2 \sin^2 \beta}$	$\pm 0.38 VH/P^2$ $\pm V/H$	$\beta=55^\circ, \beta=125^\circ$ $P \gg H$ $\beta=0^\circ, \beta=180^\circ$ $P \ll H$
Aceleración angular 1/seg ²	$\ddot{\varepsilon}(\beta) = \frac{V^2 H \sin^3 \beta \left(2 - 3 \sin^2 \beta - \frac{H^2}{P^2} \sin^4 \beta\right)}{P^3 \left(1 + \frac{H^2}{P^2} \sin^2 \beta\right)^2}$	$-V^2 H^2 / P^3$ $V^2 / H \sqrt{P^2 + H^2}$	$\beta=90^\circ$ $P \gg H$ $\beta=90^\circ$ $P \ll H$

Los gráficos de variación de $\varepsilon(\beta), \dot{\varepsilon}(\beta), \ddot{\varepsilon}(\beta)$ se muestran en el Dib. 3.5.

Las relaciones indicadas en las tablas y mostradas en los gráficos, permiten evaluar los valores de los errores dinámicos de los sistemas de seguimiento y guiado, así como determinar las zonas del espacio dentro de la zona de seguimiento y guiado (destrucción), donde dichos errores son los máximos, y toman medidas para su compensación.



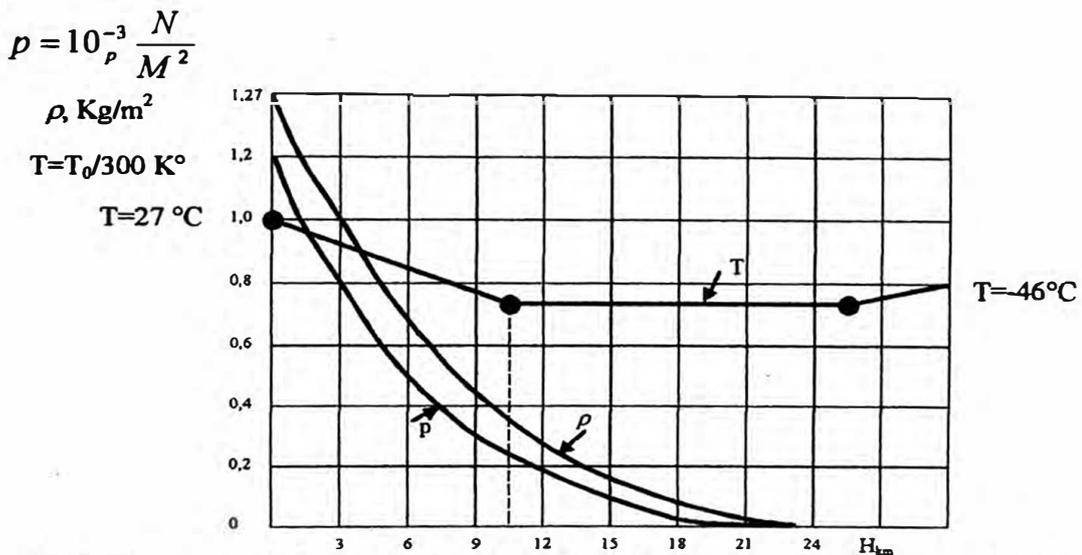
Dib. 3.5. Gráfico de variación de las derivadas del ángulo de elevación.

3.3 Aerodinámica de grandes velocidades.

3.3.1 Propiedades de la atmósfera.

La atmósfera de la Tierra es una mezcla de gases, cuyo estado se caracteriza por los siguientes parámetros:

Presión $p = 10^{-3} \left[\frac{N}{M^2} \right]$ **Densidad** $\rho = 1 \left[\frac{Kg}{M^3} \right]$ **Temperatura** $T = \frac{T_0}{300} [^{\circ}K]$



Dib. 3.6 Variación de los parámetros de la atmósfera standard internacional

Las moléculas de aire se encuentran en un movimiento caótico, cuya velocidad promedio depende de la temperatura. La densidad es la masa de este gas contenida en una unidad de volumen. La presión es la fuerza con la que se mueven las partículas de aire en una unidad de superficie de un cuerpo inmóvil.

El estado de la atmósfera depende de varios factores, tales como la ubicación geográfica, altura sobre el nivel del mar, estación del año, hora del día, tiempo, etc. En cada punto, en cualquier momento, los parámetros de la atmósfera constituyen valores espontáneos. En la aerodinámica se acostumbra trabajar con los parámetros de la atmósfera con todos los factores promediados, y su dependencia de la altura recibió el nombre de Atmósfera Standard Internacional (MCA). En el Dib.3.6 se muestra la dependencia de los parámetros de la atmósfera de la altura. Como se observa estos gráficos, al aumentar la altura la presión y

la densidad disminuyen paulatinamente y la temperatura varía de acuerdo a una ley compleja. Primero hasta una altura de 11 Km la temperatura baja en forma lineal, luego hasta una altura de 25 Km la temperatura permanece constante, después hasta la altura de 45 Km la temperatura aumenta en forma lineal, lo que está relacionado con la variación de la composición del aire en la estratosfera.

El aire como cualquier gas es un medio elástico en el cual pueden propagarse vibraciones elásticas o acústicas. La velocidad del sonido a depende de la temperatura T (en grados Kelvin - K) y puede determinarse por la siguiente formula :

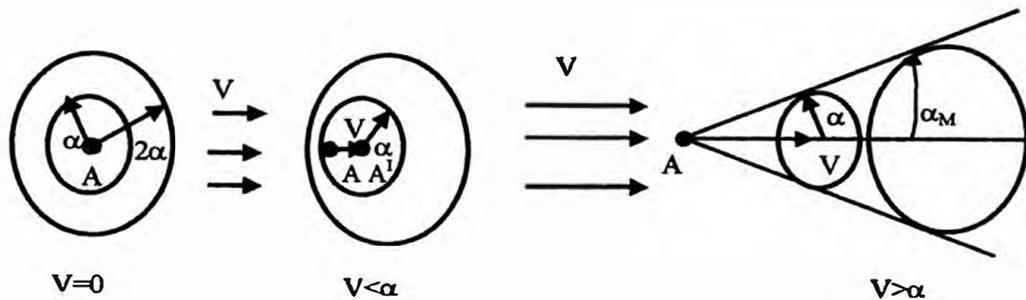
$$a \approx 20\sqrt{T}. \quad (3.4)$$

Ejemplo: Si, $T=290$ °K, entonces: $a = 20\sqrt{290} = 341 \text{ m/s}$.

Una aeronave durante su movimiento varía los parámetros del aire. Si estas perturbaciones (variación de densidad y de presión) son pequeñas, entonces ellos se desplazarán en el espacio aéreo a la velocidad de sonido, y el carácter de su propagación influye notoriamente en los procesos aerodinámicos .

3.3.2 Número Mach

Al analizarse los procesos aerodinámicos, se emplea ampliamente el principio de inversión del movimiento: la aeronave se considera inmóvil, y contra ésta se dirige un flujo de aire con una velocidad igual a la velocidad de vuelo de la aeronave. Al encontrar el obstáculo, los parámetros del flujo de gas va a variar. Estas variaciones pueden ser determinadas mediante la integración de las principales ecuaciones de aerodinámica. Para los cuerpos de la forma más simple se puede hallar las fuerzas aerodinámicas y los momentos que actúan sobre la aeronave. Analizaremos la propagación de pequeñas perturbaciones en un gas en movimiento. Supongamos que en un punto A (Dib 3.7) tuvo lugar una pequeña perturbación. Si el movimiento organizado del flujo de gas está ausente ($V=0$), entonces la perturbación se propagará uniformemente en todas las direcciones y con una velocidad igual a la velocidad del sonido.



Dib. 3.7 Propagación de pequeñas perturbaciones en gases en movimiento

Después de 1 segundo esta perturbación puede ser medida en una esfera con radio a y el centro en el punto A. Si la perturbación tiene lugar en un flujo de gas que se mueve a una velocidad de $V < a$, entonces Δt durante el tiempo los límites de propagación de la perturbación se desplazan en dirección del flujo desde el punto A, a una distancia de $V\Delta t$ (Dib. 3.7). De esa forma la perturbación se propagará al encuentro del flujo a una velocidad $(a - V)$, por el flujo se propagará a una velocidad de $(a + V)$. Si la perturbación tiene lugar en un flujo supersónico ($V > a$), entonces la perturbación no se propagará al encuentro del flujo. El límite de propagación de las perturbaciones en tal caso es el cono de Mach con un punto vértice A, dentro del cual se inscriben las esferas con un radio $a\Delta t$. Por esta razón el sonido de un avión, de una bala, de un proyectil de artillería, que vuelan a velocidades supersónicas, será percibido por un observador sólo después de que el objeto volador lo pase al observador. La mitad del ángulo con vértice del cono Mach se le denomina el Angulo de Mach:

$$\alpha_M = \arcsin \frac{a}{V}, \quad (3.5)$$

y la relación de la velocidad de un objeto volador con respecto a la velocidad del sonido se denomina el Número Mach:

$$M = \frac{V}{a}. \quad (3.6)$$

El número Mach depende de la velocidad y la altura de las aeronaves. Sabiendo la altura, utilizando la tabla de la Atmósfera Standard Internacional y la relación (3.4), se puede establecer la relación del Número Mach con la velocidad de vuelo. De lo anterior se puede deducir lo siguiente: En el caso de las velocidades subsónicas de vuelo ($M < 1$) la información

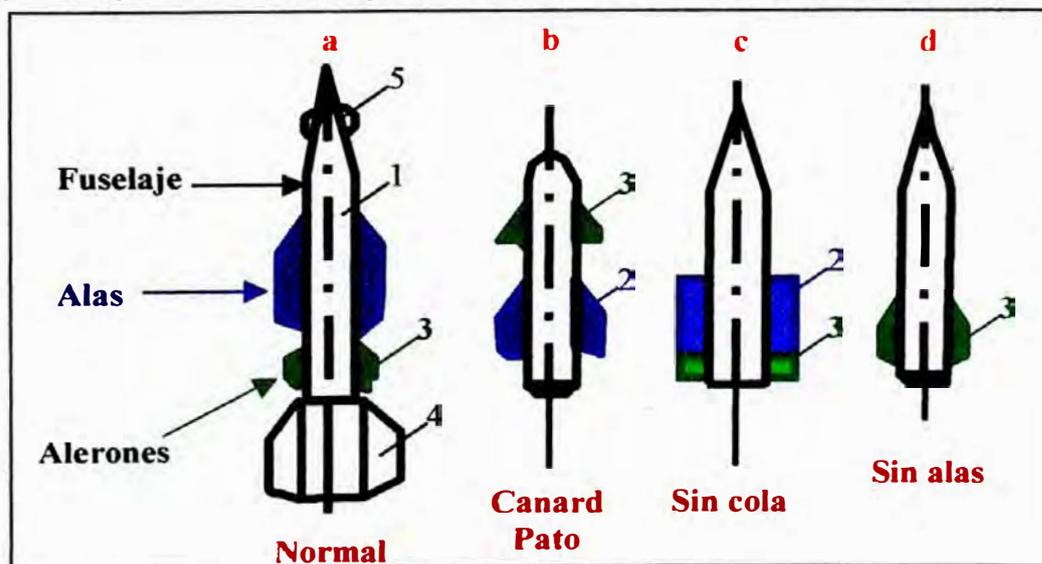
sobre las variaciones de los parámetros del flujo de gas se transmite hacia delante en dirección del movimiento de la aeronave. Esto trae como consecuencia que los parámetros del flujo en contacto con la aeronave varíen paulatinamente. Por eso la información delante del movimiento del flujo no se distribuye. Este cuadro cambia significativamente en el caso de la velocidad supersónica de vuelo ($M > 1$). En este caso la información no se propaga hacia delante en dirección del movimiento del flujo. A consecuencia de esto las partículas de gas “desconocen” la existencia del obstáculo hasta que choquen con la aeronave, sucede una frenada brusca del flujo y la creación de una onda de choque. Los parámetros del flujo (presión, densidad, temperatura y velocidad) cambian de un salto (el cambio sucede a una distancia de unas pocas longitudes del recorrido libre de moléculas).

3.3.3 Esquemas y características geométricas de la estructura del misil.

Los principales elementos de la estructura lo constituyen el cuerpo 1 (Dib. 3.8), alas 2, timón aéreo (aleron) 3, estabilizadores 4, desestabilizadores 5. Las alas, los estabilizadores y desestabilizadores son superficies portadoras inmóviles. Los alerones móviles pueden ubicarse directamente en el cuerpo o en los bordes posteriores de las alas. A veces las alas son móviles.

Con relación a la posición de los alerones se distinguen los siguiente esquemas:

- Esquema normal, en el que los alerones se ubican detrás de las alas (Dib. 3.8a).
- Esquema tipo <Pato>, en el que los alerones se ubican delante de las alas (Dib. 3.8b).



Dib. 3.8 Esquemas de los Misiles:
1 cuerpo, 2 ala, 3 alerón de dirección, 4 estabilizador, 5 desestabilizador

- Esquema <sin cola> (Dib. 3.8c) con los alerones en los bordes posteriores de las alas.
- Esquema sin alas con alerones detrás del centro de masas del Misil (Dib 3.8d).

La nariz del cuerpo tiene generalmente una forma cónica o de forma de ojiva. La parte central, como regla general es cilíndrica, y la cola tiene forma de un cono cortado. El cuerpo se caracteriza por la longitud L_k , el diámetro de sección máxima transversal (maestra) D , la relación de su longitud a su diámetro L_k/D .

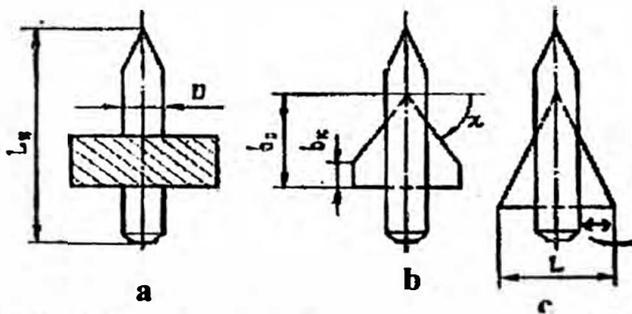
El ala incluye dos consolas y una parte ventral. Las formas del ala en el plano pueden ser variadas: rectangular, en forma de trapecio, triangular, etc. (Dib. 3.9). Los cortes que pasan paralelamente al eje longitudinal y unen el borde delantero y el posterior del ala, se denomina cuerda de ala. Distinguen la cuerda de raíz b_0 y la cuerda de punta b_k . La distancia entre las cuerdas de punta se denomina la envergadura de ala L . Una característica importante del ala es la relación de su longitud a su diámetro:

$$\lambda = \frac{L^2}{S}, \quad (3.7)$$

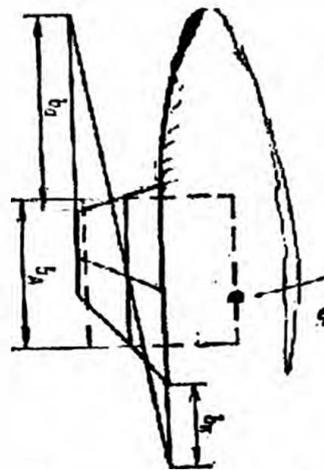
donde: S - es la superficie del ala .

El ángulo formado entre la línea perpendicular a la cuerda y el borde del ala, se denomina ángulo de flecha X . Para la comparación de las alas de distinta forma utilizan el concepto de la cuerda aerodinámica media.

La cuerda aerodinámica media es la cuerda del ala rectangular que crea las mismas fuerzas y momentos que para una ala dada. Para las alas en forma de trapecio, la cuerda aerodinámica promedia puede ser hallada mediante una construcción geométrica por analogía determinando el centro gravedad de una figura plana (Dib. 3.10).



Dib. 3.9 Plano de formas y características del ala:
 A – ala rectangular; b- en forma de trapecio; c- triangular



Dib.3.10. Determinación de la cuerda aerodinámica media de un ala en forma de trapecio

Al prolongar la cuerda posterior es necesario trazar el cuerpo de raíz, y sobre su continuación, la cuerda de punta. El punto de intersección de la línea que une los extremos de los cortes formados con la línea que une los puntos centrales de las cuerdas, determinará la ubicación de la cuerda aerodinámica media. En línea punteada se muestra en el Dib. 3.10 y se muestra un ala rectangular equivalente (las superficies de las alas deben ser iguales).

3.3.4 Sistema de coordenadas para los misiles.

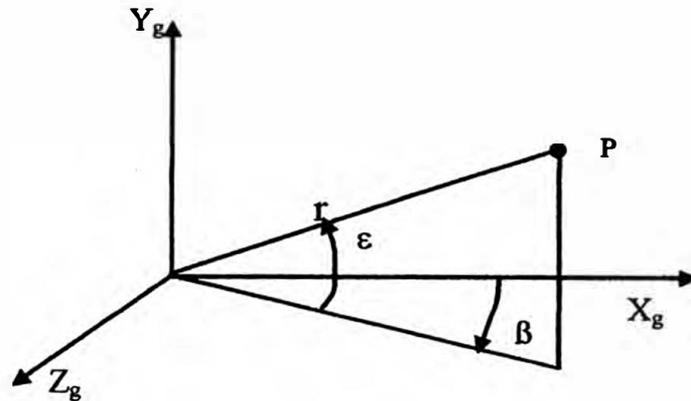
El movimiento de las aeronaves generalmente se analiza en un sistema terrestre de coordenadas $Ox_g Y_g Z_g$ (Dib. 3.11), cuyo inicio se ubica en el punto de ubicación del puesto de comando o en el punto de lanzamiento. Los ejes Ox_g y Oz_g se encuentran en el plano horizontal de la Tierra (sin tener en cuenta su curvatura), además el eje Ox_g , como regla general, esta dirigido hacia el Norte. El eje Oy_g coincide con la vertical local, es decir con la línea que une el inicio de las coordenadas con el centro de la Tierra. La coordenada Y_g caracteriza la altura de vuelo de la aeronave.

En el sistema terrestre de coordenadas se emplea el movimiento del centro de masas de la aeronave. Además de las coordenadas rectangulares X_g, Y_g, Z_g , frecuentemente se emplean las coordenadas esféricas donde:

r - distancia real.

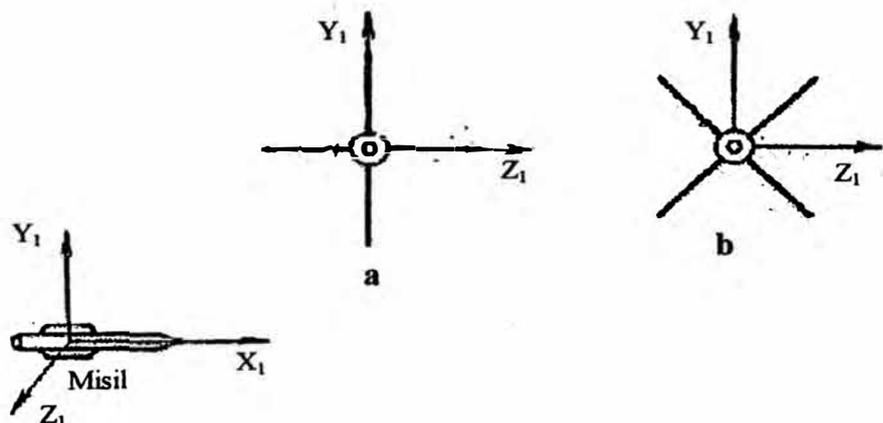
β - azimut.

ε - ángulo de elevación.



Dib. 3.11. Sistema terrestre de coordenadas.

Los procesos aerodinámicos se estudian en dos sistemas de coordenadas: sistema de ejes ligados a la aeronave $PX_1 Y_1 Z_1$ y sistema de ejes ligados a la velocidad (al flujo) $PXYZ$. El inicio de estos sistemas, el punto P, coincide con el centro de masas de la aeronave. Para el sistema de ejes ligados a la aeronave el eje PX_1 (Dib.3.12) es la dirección del eje longitudinal de la aeronave, y los ejes PY_1 y PZ_1 se encuentran respectivamente en su plano vertical y horizontal de simetría.



Dib. 3.12 Sistema de ejes ligados a la aeronave:

a - para el esquema en forma de +; b- para el esquema en forma de X.

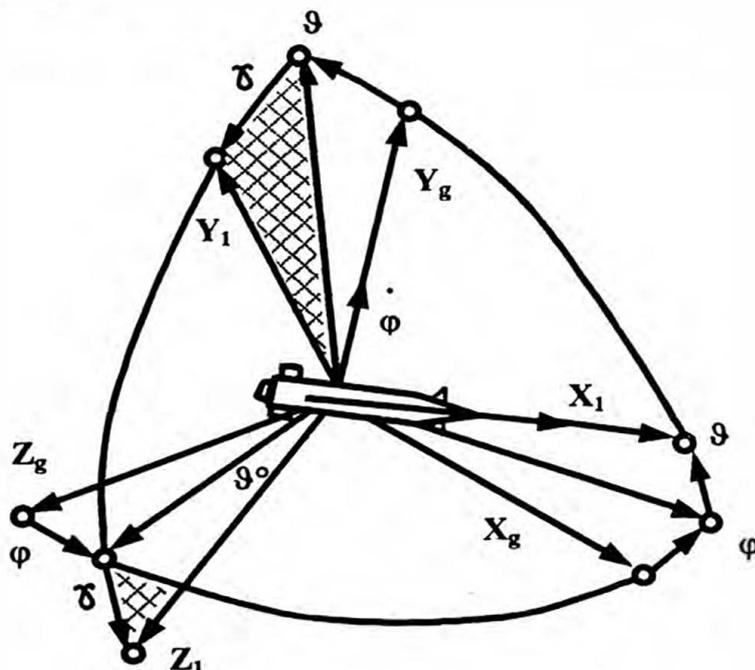
De esa forma el sistema de ejes ligados a la aeronave caracteriza la posición del cuerpo de la aeronave en el espacio. Dicho sistema se forma en base al sistema terrestre mediante un giro en tres ángulos de Euler:

ϕ - ángulo de guiñada

ϑ - ángulo de cabeceo

r - ángulo de balanceo

En el Dib.3.14 se muestra la posición mutua del sistema de ejes ligados a tierra y del sistema de ejes ligados a la aeronave suponiendo que los inicios de estos sistemas coinciden. La dirección de las velocidades angulares de giro coinciden con los ejes de las coordenadas, con referencia a las cuales se realiza el giro. Como se observa en el dibujo, el ángulo ϕ de guiñada, es el ángulo formado entre la dirección hacia el Norte y la proyección al eje longitudinal (PX_1) al plano horizontal del sistema de ejes ligados a la tierra. EL ángulo ϕ ángulo de cabeceo- es el ángulo formado entre el eje longitudinal y el plano horizontal del sistema de ejes ligados a la tierra. Y el ángulo - r -ángulo de balanceo es el ángulo de giro alrededor del eje longitudinal.



Dib. 3.13. Posiciones relacionadas con el sistema de coordenadas en tierra

El sistema de ejes ligados a la velocidad o al flujo PXYZ (dib 2.9) está relacionado con el eje PX en la dirección del vector de la velocidad de la aeronave.

Los ejes PY y PZ se sitúan en el plano vertical y el horizontal respectivamente, formando junto con el eje PX la parte derecha del sistema de coordenadas. El sistema de ejes ligados a la velocidad se forma del sistema de ejes ligados a la tierra mediante su giro de tres ángulos de Euler:

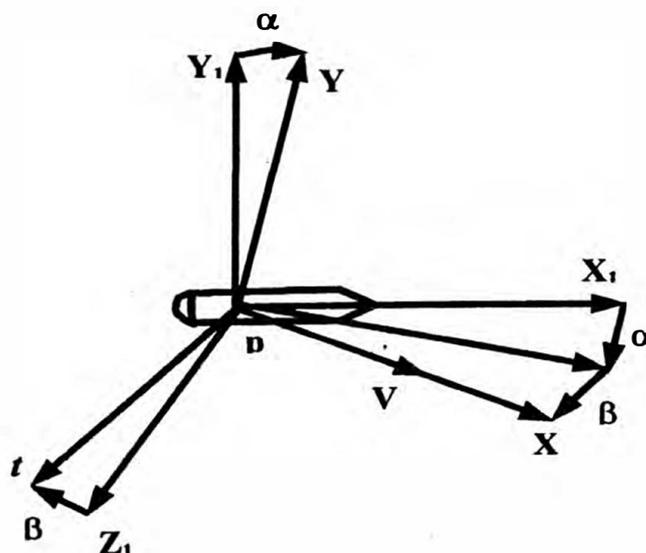
ϕ ángulo de rumbo

θ ángulo de elevación

ν ángulo de inclinación

que constituyen los análogos de los ángulos que determinan la posición con relación al sistema de ejes ligados a la aeronave.

Algunas veces se analiza el sistema de ejes semiligados a la velocidad, en el cual el ν ángulo de inclinación no se considera.



Dib. 3.14. Posiciones de las velocidades en un sistema de coordenadas.

El sistema de ejes ligados a la velocidad se forma del sistema de ejes ligados a la aeronave mediante el giro de dos ángulos :

α -ángulo de ataque

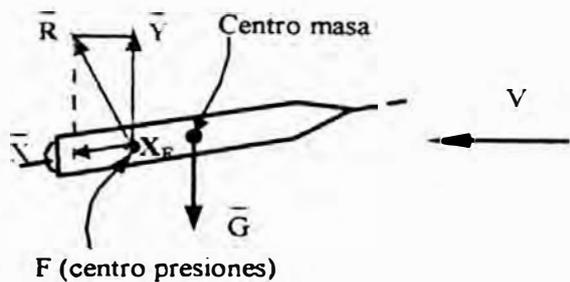
β -ángulo de deslizamiento (Dib.3.14).

El ángulo de ataque es el ángulo formado entre el eje longitudinal y la proyección del vector de velocidad sobre el plano vertical de simetría. El ángulo de deslizamiento se determina entre el vector de la velocidad y el plano vertical de simetría.

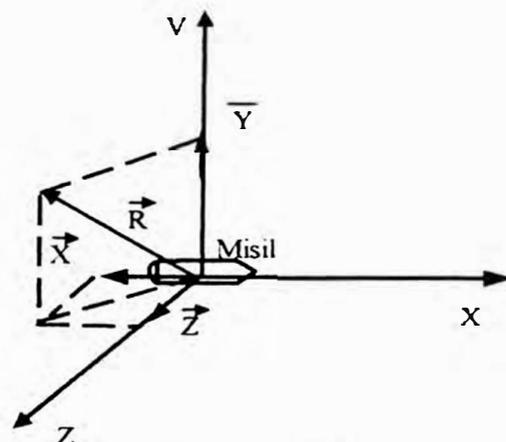
3.4 Fuerzas y Momentos que actúan sobre el misil durante vuelo.

3.4.1 Fuerzas y Momentos Aerodinámicos.

Como resultado de interacciones de la aeronave con el flujo de aire, se origina la fuerza aerodinámica plena F . La fuerza aerodinámica plena está aplicada al centro de presión del misil F (Dib. 3.15) y se forma por todos los elementos de la estructura. Ya que el centro de presión generalmente no coincide con el centro de masas (punto P), entonces la fuerza R originará tanto el movimiento de avance del misil, como su giro alrededor del centro de masas. En la mecánica se estila trasladar todas las fuerzas al centro de masas. Esto se puede conseguir aplicando en el centro de masas dos fuerzas iguales pero dirigidas en direcciones contrarias R' y R'' pudiendo expresarlo de la siguiente forma: $R' = R'' = R$. De esta forma la fuerza R' va a provocar sólo el movimiento de avance del centro de masas, y el par de fuerzas R y R'' forma el momento aerodinámico M que gira el misil alrededor del centro de masas. La fuerza aerodinámica R se emplea en las proyecciones en el eje del sistema de ejes ligados a la velocidad (Dib. 3.16).



Dib.3.15 Fuerza aerodinámica total tomada desde el centro de gravedad



Dib.3.16 Proyecciones de las fuerzas aerodinámicas al eje del sistema de coordenadas

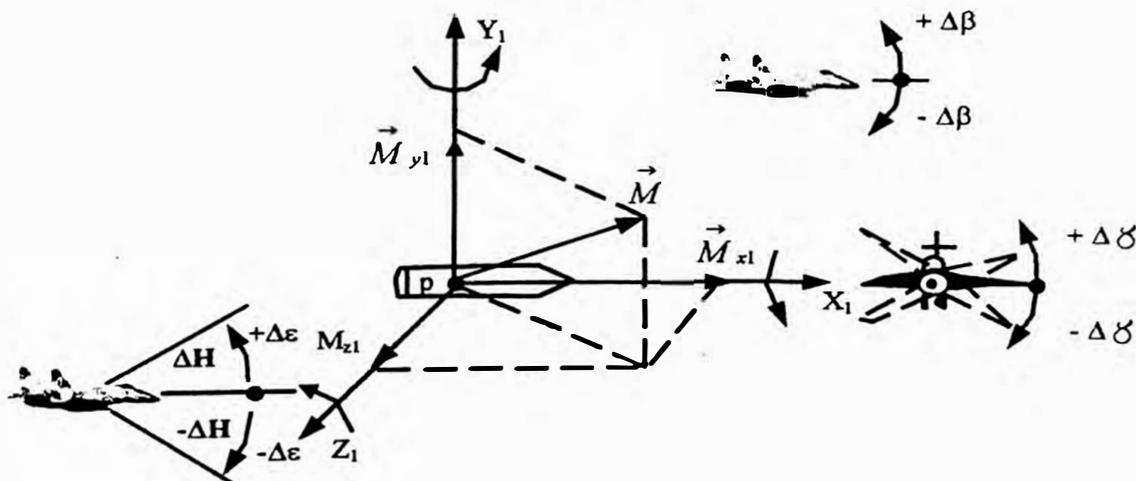
$$\vec{R} = \vec{Y} + \vec{X} + \vec{Z}, \quad (3.8)$$

Donde:

- Y Fuerza sustentadora del Misil.
- X fuerza de resistencia frontal.
- Z fuerza lateral.

En dinámica de vuelo las fuerzas aerodinámicas generalmente son proporcionales a la multiplicación del flujo de aire por superficie del ala:

$$\left. \begin{aligned} Y &= C_y q S; \\ Z &= C_z q S; \\ X &= C_x q S, \end{aligned} \right\} \quad (3.9)$$



Dib. 3.17. Proyecciones del Momento Aerodinámico total sobre los ejes del sistema ligado a la aeronave.

Donde:

C_y , C_z y C_x – son los coeficientes de las fuerzas aerodinámicas respectivamente.

El momento aerodinámico \vec{M} generalmente se proyecta sobre los ejes ligados a la aeronave (Dib. 3.17).

$$\vec{M} = \vec{M}_{y1} + \vec{M}_{z1} + \vec{M}_{x1}. \quad (3.10)$$

El momento M_{y1} gira el Misil en el plano horizontal de simetría y se denomina momento de guiñada.

El momento M_{z1} gira el Misil alrededor del eje PZ_1 en el plano vertical de simetría y se denomina momento de cabeceo.

El momento M_{x1} gira el Misil alrededor del eje longitudinal y se denomina momento de balanceo.

En forma estándar los momentos se pueden expresar mediante las siguientes formulas:

$$\left. \begin{aligned} M_{y1} &= m_{y1} q S b_A; \\ M_{z1} &= m_{z1} q S b_A; \\ M_{x1} &= m_{x1} q S L, \end{aligned} \right\} \quad (3.11)$$

Donde:

m_{y1} , m_{z1} , m_{x1} , - Son los coeficientes de los momentos respectivos.

b_A - Longitud de la cuerda aerodinámica media.

L - Envergadura de ala.

La determinación de los coeficientes de las fuerzas aerodinámicas y de los momentos, constituye la principal tarea de la aerodinámica. Para los cuerpos de las formas más simples con pequeños ángulos de ataque y de deslizamiento, los coeficientes pueden ser hallados analíticamente según el método presentado en el sub-capítulo 3.1.1.

Para las aeronaves reales estos coeficientes se determinan experimentalmente, verificando los modelos en el túnel aerodinámico

3.4.2. Características generales de las fuerzas aerodinámicas

Los esquemas aerodinámicos de los misiles, como regla general, son simétricos, es decir que la composición aerodinámica (la distribución de los elementos en la estructura de la aeronave) en los planos verticales y horizontales es igual. Por tal motivo sólo analizaremos las características de la fuerza de sustentación y la resistencia de las fuerzas frontales. La fuerza lateral es análoga a la fuerza de sustentación.

En la creación de las fuerzas aerodinámicas, influyen todos los elementos de la estructura. En los objetos voladores con alas la fuerza de sustentación se crea en general por el ala (hasta un 80% del ala). Para encontrar la fuerza de sustentación del ala es necesario proyectar la fuerza aerodinámica plena sobre el perpendicular a la velocidad del flujo.

$$Y = R \cos \alpha = \frac{4\alpha \cos \alpha}{\sqrt{M^2 - 1}} qS. \quad (3.12)$$

A pequeños ángulos de ataque el $\cos \alpha = 1$. Comparando las fórmulas (3.12) y (3.9), determinamos el coeficiente de la fuerza de sustentación.

$$C_y = \frac{4\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}}. \quad (3.13)$$

Como se puede observar de esta ecuación, a pequeños ángulos de ataque el coeficiente C_y , la fuerza de sustentación es proporcional al ángulo de ataque:

$$C_y = C_y^a \alpha, \quad (3.14)$$

donde:

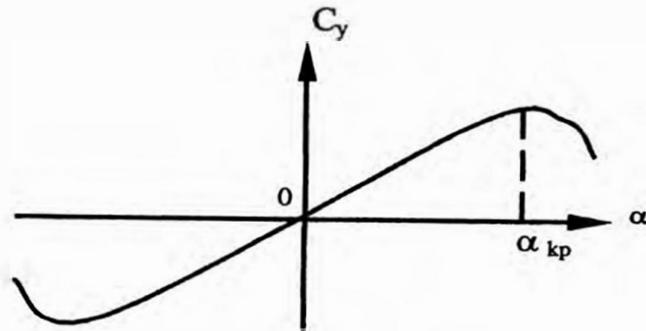
C_y^α – es la derivada del coeficiente de sustentación, igual a:

$$C_y^\alpha = \left. \frac{dC_y}{d\alpha} \right|_{\alpha=0} = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}}. \quad (3.15)$$

Al aumentar el ángulo de ataque (cuando $\alpha > 15 \div 20^\circ$) la proporcionalidad cesa (Dib.3.18), el coeficiente de sustentación comienza a disminuir. El ángulo de ataque en la que la fuerza se hace máxima se denomina crítico.

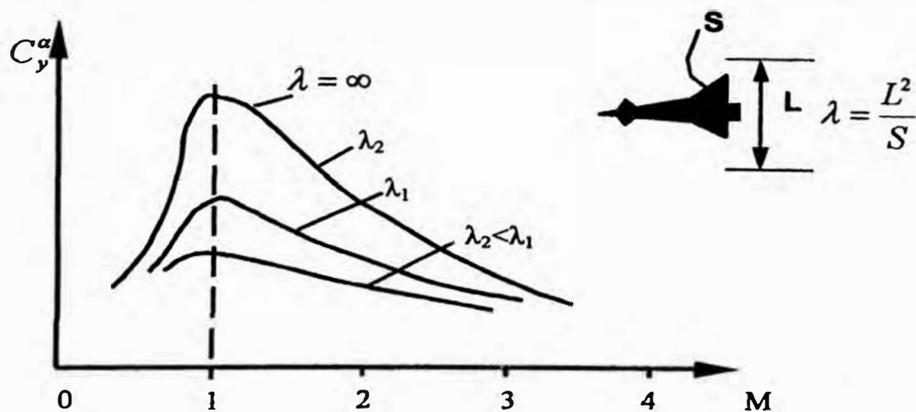
Cuando $\alpha > \alpha_{crit}$ sale la capa límite en la parte superior del borde posterior del ala. Esto se debe al cambio de presiones en el perfil del ala. Sobre el ala se forma una corriente de expansión, la velocidad de flujo aumenta, pero la presión cae. En la parte posterior del borde del ala la presión aumenta. La influencia de la diferencia de presiones puede originar una corriente frontal de gas con el objeto en dirección contraria.

En flujos supersónicos, la onda de choque de “cola” se desplaza al encuentro del movimiento del flujo. La presión sobre el ala y debajo del ala en el borde posterior del ala se nivela y la fuerza de sustentación disminuye.



Dib. 3.18 Relación entre el coeficiente de la fuerza de sustentación y el ángulo de ataque

Como se observa en la relación 3.13, el coeficiente de sustentación depende del número de Mach. Para los flujos subsónicos en el denominador de la fórmula 3.13, se requiere cambiar los signos delante de los sumandos. En el Dib. 3.19 se muestra la relación:

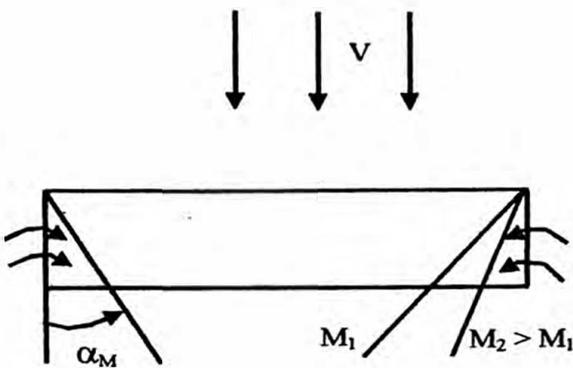


Dib. 3.19 Relación entre el coeficiente de sustentación y el número Mach.

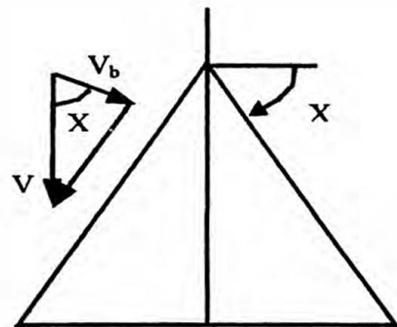
para las alas rectangulares con diferentes alargamientos. Estos gráficos demuestran que al disminuir el alargamiento del ala, el coeficiente de sustentación disminuye y por consiguiente su dependencia del número de Mach se hace casi imperceptible. Esto se explica por el traslado del aire en los extremos del ala desde la zona de alta presión (debajo del ala) a la zona de baja presión (sobre el ala). En los flujos supersónicos la nivelación de la presión tiene lugar dentro del cono Mach (Dib. 3.20). Cuando menor sea el alargamiento del ala al

disminuir su área, tanto mayor será la superficie del ala donde tiene lugar la nivelación de la presión. Al aumentar el número Mach, el ángulo Mach disminuye y la influencia de los extremos del ala se hace cada vez menor.

La misma influencia en el coeficiente de la fuerza de sustentación ocasiona la flecha del ala. Por lo que podemos concluir que la principal influencia en la distribución de la presión en el ala se debe a la componente normal al frente de la onda de Mach de la velocidad del flujo. El carácter de corriente alrededor de un ala tipo flecha se determina por la componente normal de velocidad al borde delantero (Dib. 3.21):



Dib. 3.20 Influencia de los extremos del ala en las características aerodinámicas.



Dib. 3.21 Descomposición de la velocidad del flujo en un ala tipo flecha.

$$V_b = V \cos x, \tag{3.16}$$

donde:

x – es el ángulo de flecha del ala.

La relación que se muestra en el Dib. 3.19 se conserva, pero en lugar del número de Mach es necesario emplear su equivalente de la variación del ala.

$$M^* = M \cos x \tag{3.17}$$

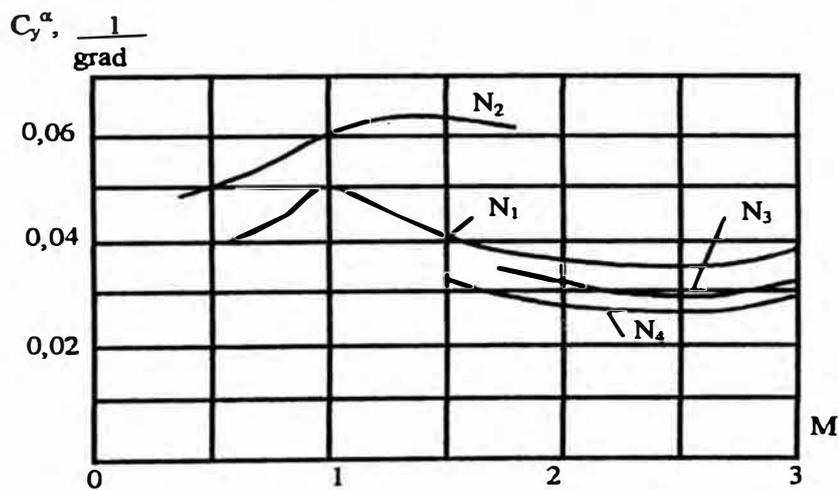
o reestructurar estas relaciones, asumiendo que:

$$M = \frac{M^*}{\cos x}$$

En el Dib. 3.22 se muestra la relación del coeficiente de sustentación con respecto al número Mach, para algunos tipos de misiles antiaéreos. De estos gráficos se observa que en la zona de influencia del número Mach ($M > 2$) se puede efectuar un análisis aproximado C_y^α mediante la fórmula (3.13).

Para los misiles sin alas la parte principal de la fuerza de sustentación se crea por el cuerpo del misil. Las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el cuerpo del misil, generalmente son analizadas dentro de un sistema de ejes ligados al misil, determinan la línea axial y transversal, perpendicular al eje longitudinal, las fuerzas y sus coeficientes respectivos: C_{x1} y C_{y1} . En este caso el coeficiente de sustentación se relaciona con los coeficientes mencionados, de la siguiente forma:

$$C_y = C_{y1} \cos \alpha - C_{x1} \sin \alpha. \quad (3.18)$$



Dib. 3.22 Relación entre la derivada del coeficiente de sustentación con respecto al número Mach para algunos tipos de Misiles

El coeficiente de la fuerza transversal sin considerar la parte posterior del misil, con relación a la superficie de la sección máxima transversal, puede ser expresado mediante la siguiente fórmula:

$$C_{y1} \approx 2\alpha + \frac{2c}{\pi} \frac{L_{cl}}{r_{\max. \text{transver}}} \alpha^2, \quad (3.19)$$

Donde :

L_{cil} - longitud de la parte cilíndrica del cuerpo del misil.

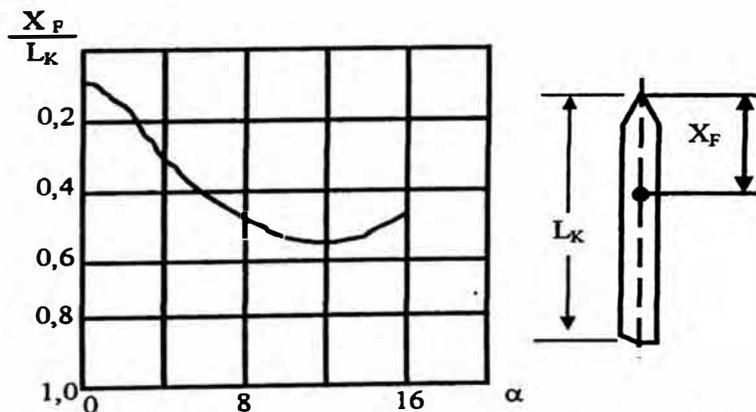
$r_{max.transv}$ - radio de la sección máxima transversal.

Para una corriente turbulenta se puede considerar el coeficiente $c \approx 0,3 \div 0,4$.

El primer sumando en la fórmula 3.19 caracteriza al coeficiente de la fuerza de sustentación de la parte frontal del misil, el segundo sumando representa la sustentación de la parte cilíndrica del cuerpo del misil. Con los ángulos de ataque $\alpha < 20^\circ$, el segundo sumando en la fórmula puede ser no tomado en cuenta.

El centro de presión F para los misiles con alas puede ser hallado, encontrando puntos de aplicación de las fuerzas de sustentación iguales del ala y del alerón. Debido a la redistribución de la influencia de los componentes de la fórmula 3.19, para los misiles sin alas la posición del centro de presión depende considerablemente del ángulo de ataque. En el Dib.3.23 se muestra la relación entre la coordenada del centro de presión X_F , con referencia a la longitud del fuselaje L_k , y el ángulo de ataque α .

Al aumentar el ángulo de ataque, el centro de presión se desplaza de la nariz a la parte central del fuselaje .



Dib. 3.23 Relación entre las coordenadas del centro de presión con relación al ángulo de ataque.

La fuerza de resistencia lateral se determina mediante dos componentes:

$$X = X_0 + X_1, \quad (3.20)$$

donde:

X_0 – Resistencia de perfil que surge al tener un ángulo de ataque igual a cero.

X_i – Resistencia inductiva que depende de la fuerza de sustentación y del ángulo de ataque y de deslizamiento.

El coeficiente de la fuerza de resistencia puede ser presentado mediante los coeficientes de estas componentes.

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}. \quad (3.21)$$

La fuerza de resistencia se origina en general por el fuselaje principal y el ala. Ya que en las fórmulas (3.9) de fuerzas aerodinámicas está presente la superficie del ala S , entonces el coeficiente de resistencia de la aeronave es la siguiente:

$$C_x = C_{crit} + C_{xk} \frac{S_{max}}{S}, \quad (3.22)$$

donde:

C_{crit} - coeficiente de la fuerza de resistencia de las alas.

C_{xk} - coeficiente de la fuerza de resistencia del cuerpo del misil.

S_{max} - superficie de la sección máxima transversal.

La resistencia de perfil se forma principalmente por el fuselaje y se llama fricción en la capa límite y la redistribución de la presión a lo largo del cuerpo del misil (mediante el aumento de presión en la nariz y la disminución en la cola).

$$C_{xok} \approx C_{xfr} + C_{xpn} + C_{xpc}, \quad (3.23)$$

donde:

C_{xfr} - Coeficiente de resistencia de la fricción.

C_{xpn} y C_{xpc} - Coeficiente de resistencia, originado por la redistribución de la presión en la nariz y en la cola respectivamente.

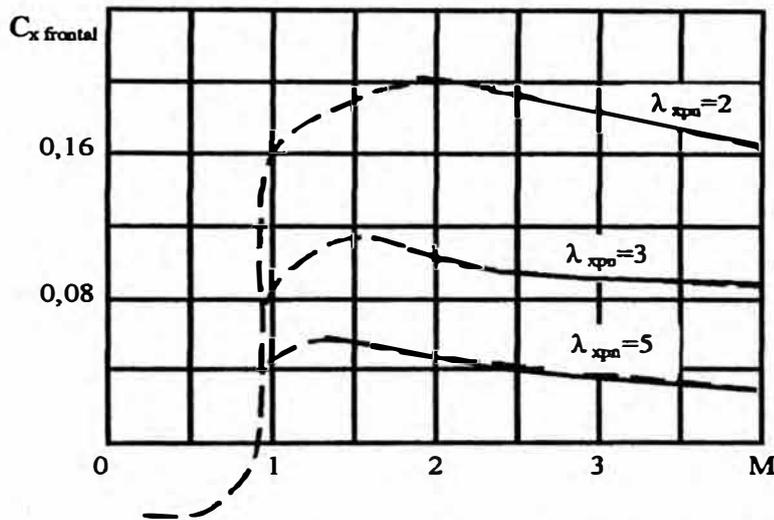
El coeficiente de resistencia de fricción puede ser determinado por la siguiente relación

$$C_{xfr} = C_f \frac{S_k}{S_{min}}, \quad (3.24)$$

Donde:

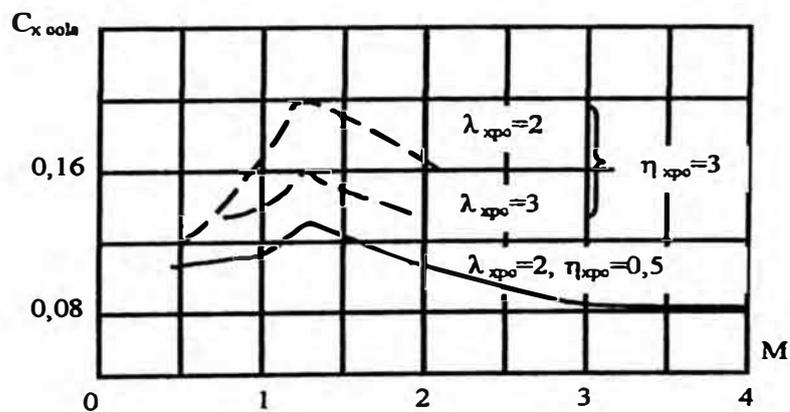
C_{fr} – Coeficiente de fricción.

C_k – Area bañada en la superficie del fuselaje (sin el corte de fondo).



Dib. 3.24 Dependencia del coeficiente de resistencia frontal del número Mach M.

El coeficiente de fricción depende de muchos factores: la viscosidad de la capa límite, el punto de cambio de la corriente laminar a la corriente turbulenta, etc. y cambia en un rango de 0.0003 – 0.0006.



Dib. 3.25 Dependencia del coeficiente de resistencia de la cola del número Mach.

La dependencia de los coeficientes de resistencia de la presión del número Mach de parte frontal y la parte posterior, con respecto al área de la sección máxima transversal. Se muestran en los Dib. 2.24 y 2.25 para diferentes valores de alargamiento.

$$\lambda_{pn} = \frac{L_{pn}}{S_M}, \lambda_{pc} = \frac{L_{pc}}{S_M} \text{ y estrechamiento de la cola}$$

donde:

$$\eta_{pc} = \sqrt{\frac{S_{sd}}{S_M}}, \text{ donde: } S_{sd} \text{ es el \u00e1rea de dicha secci\u00f3n.}$$

Como se aprecia en los gr\u00e1ficos, para la disminuci\u00f3n de la resistencia de perfil es necesario que la nariz y la cola del misil sean lo m\u00e1s en punta posible.

La resistencia inductiva se crea principalmente por las alas. La fuerza de la resistencia inductiva del ala es:

$$X_i = \frac{4\alpha \sin \alpha}{\sqrt{M^2 - 1}} qS. \quad (3.25)$$

Considerando las relaciones (3.13), (3.14) con la f\u00f3rmula (3.9) y tomando en cuenta que $\sin \alpha \approx \alpha$, de la ecuaci\u00f3n (3.25) se puede hallar el coeficiente de resistencia inductiva.

$$C_{xi} = C_y^\alpha \alpha^2. \quad (3.26)$$

Si adem\u00e1s del \u00e1ngulo de ataque, el \u00e1ngulo de desplazamiento tambi\u00e9n es diferente a cero, entonces:

$$C_{xi} = C_y^\alpha \alpha^2 + C_z^\beta \beta^2, \quad (3.27)$$

donde:

C_z^β – es la derivada del coeficiente de fuerza lateral.

Comparando las expresiones para la fuerza de sustentaci\u00f3n (3.12) y para la resistencia inductiva (3.25), se puede deducir que su dependencia del n\u00famero Mach (Dib. 3.20). Para disminuir la resistencia a velocidades de vuelo cercanas a la velocidad del sonido, disminuyen el alargamiento del ala y se le otorga el aspecto de ala tipo flecha. Esto permite

que la calidad de mando no dependa del número de Mach y se determine solo por el coeficiente de sustentación C_y^{β} – Pero como vemos en el Dib. 3.20, al disminuir el alargamiento (y al aumentar la flecha) la fuerza de sustentación disminuye. Por eso para permitir una mejor característica aerodinámica dentro de grandes rangos del número Mach, las alas de algunas aeronaves tienen una geometría variable: a pequeñas velocidades de vuelo las alas son rectas y largas, y a altas velocidades son cortas y en forma de flecha.

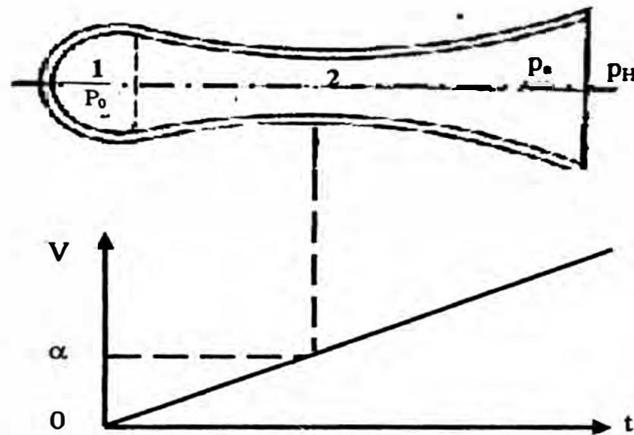
3.4.3 Motor del misil.

Para permitir el vuelo del misil a una determinada velocidad, éste posee un motor reactivo, que crea la fuerza de empuje. Los principales elementos del motor son: la cámara de combustión 1 (Dib. 3.26), dentro de la cual se suministra bajo presión el combustible y el oxidante, y la tobera 2.

Bajo la presión P_0 los gases que se forman durante la combustión se dirigen a la tobera. Ya que la velocidad de las partículas es menor a la velocidad del sonido, entonces el estrechamiento de la tobera produce el crecimiento de su velocidad. En una cierta sección llamada crítica, la velocidad del flujo alcanza la velocidad del sonido. En dinámica de gases se demuestra que para aumentar la velocidad del flujo supersónico, se debe ampliar su sección. Estos aditamentos a las cámaras de combustión se denominan conos de Laval (que lleva el nombre del ingeniero sueco quién fue el primero en proponer su forma).

Con referencia al tipo de combustible y del oxidante distinguen:

- Motor reactivo de pólvora (PRD) ó motor de combustible sólido (RDTT), en el cual en calidad de combustible se emplea la pólvora.
- Motor reactivo con combustible líquido (JRD), en el cual se utiliza en calidad de combustible el kerosene, etc., y como oxidante una solución de ácido nítrico u oxígeno líquido.

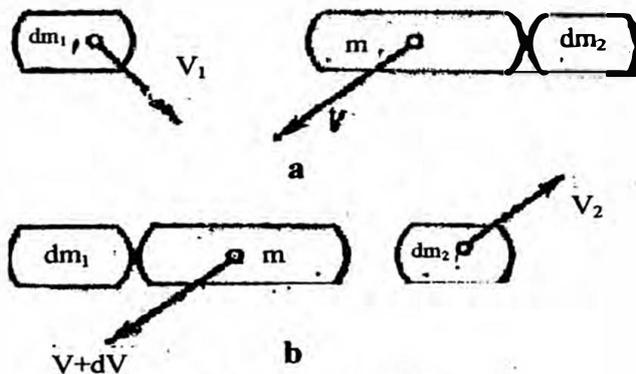


Dib. 3.26 Variación de la velocidad de gases dentro de la tobera del motor:

1- Cámara de combustión; 2- Tobera

- Motor reactivo neumático (VRD), con kerosene en calidad del combustible, y con el aire atmosférico en calidad de oxidante.

Para determinar la fuerza del empuje en general es necesario analizar la separación y la adición de las partículas a la masa principal variable del misil. Supongamos que en un cierto momento t el misil tiene una masa igual a $m + dm_2$, la cual se mueve a velocidad V (Dib.3.27).



Dib. 2.27 Esquema de mezcla de masas

En un periodo de tiempo dt la masa cambia debido a la adición de la masa dm_1 y la separación de la masa dm_2 . Consideremos que la interacción de estas tres masas se realiza infinitamente rápido, como un choque. Como resultado de esta interacción y debido a la

influencia de las fuerzas externas $\sum_i F_i$ la velocidad de la masa final $m + dm_1$, será $V + dV$.

Asignaremos a las velocidades absolutas del movimiento de las masas d_{m1} y d_{m2} los códigos V_1 y V_2 respectivamente. Calculemos la variación de la cantidad de movimiento del sistema de masas dm_1 , m , dm_2 en un periodo de tiempo dt , y la igualaremos al impulso de las fuerzas externas:

$$(m + dm_1)(\vec{V} + d\vec{V}) + dm_2 \vec{V}_2 - (m + dm_2)\vec{V} - dm_1 \vec{V}_1 = \sum_i \vec{F}_i dt.$$

Sin tomar en cuenta los productos infinitamente pequeños y dividiendo entre dt , obtenemos la ecuación de movimiento de un cuerpo con masa variable:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} - \frac{dm_1}{dt} (\vec{V}_1 - \vec{V}) + \frac{dm_2}{dt} (\vec{V}_2 - \vec{V}) = \sum_i \vec{F}_i. \quad (3.28)$$

Esta ecuación fue obtenida por primera vez por I.V. Meshersky y lleva su nombre. Cabe señalar que las expresiones dentro de llaves son velocidades relativas

\vec{U}_1 y \vec{U}_2 de masas dm_1 y dm_2 respectivamente. Si consideramos que dm_2/dt es negativo, entonces la fórmula (3.28) tendría la siguiente forma:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = m_{s1} \vec{U}_1 + m_{s2} \vec{U}_2 + \sum_i \vec{F}_i, \quad (3.29)$$

donde:

$$m_{s1} = \frac{dm_1}{dt} - \text{consumo por segundo de la masa sumada.}$$

$$m_{s2} = \frac{dm_2}{dt} - \text{consumo por segundo de la masa restada.}$$

Los dos primeros sumandos de la parte derecha de la ecuación (3.29) determinan la fuerza reactiva.

Observamos que en este caso la presión de gases en la corte de la tobera p_a no es igual al valor de la presión atmosférica p_{atm} , y como resultado de esto se origina una fuerza

adicional cuya expresión matemática es la siguiente: $S_a(p_a - p_{atm})$, donde S_a - es el área de la sección de salida de la tobera.

Considerando esto, la fuerza de empuje de un motor a reacción puede ser presentada de la siguiente manera:

$$P = m_{s1}U_1 + m_{s2}U_2 + S_a(p_a - p_{atm}) \quad (3.30)$$

Para el régimen calculado de trabajo del motor $p_a = p_{atm}$ y esta fuerza adicional puede no tomarse en cuenta.

Para un motor del misil con combustible sólido (PRD o RDTT) y para un motor a reacción con combustible líquido (JRD):

$$P = m_s U_s \quad (3.31)$$

donde:

m_s - Es el consumo de masa de pólvora por segundo para PRD o consumo de masa de combustible y oxidante por segundo para JRD.

U - es la velocidad de flujo de gases por la tobera del motor.

Para estos tipos de motores se puede considerar que el empuje no depende de la altura ni de la velocidad de vuelo. El motor de combustible sólido es más simple en su funcionamiento y operación, pero tiene una diferencia considerable de empuje dependiendo de la temperatura inicial de la carga.

Para los motores a reacción neumáticos, de la ecuación (3.30), al despreciar el tercer sumando, se puede hallar la fuerza de empuje con la siguiente formula:

$$P_{motor\ neumático} \approx u(m_{SAire} + m_{comb/seg}) - m_{SAire}V_s$$

donde:

m_{SAire} - consumo de masa de aire por segundo.

$m_{comb/seg}$ - consumo de masa de combustible por segundo.

V - velocidad de la aeronave.

Generalmente $m_{SAire} : m_{combl\ seg} \approx 1 : 15$, por eso:

$$P_{motor\ neumático} \approx m_{SAire} (U - V).$$

Por el tipo de compresión de aire antes de su suministro a la cámara de combustión, se distinguen los motores a reacción neumática de flujo directo y de compresor.

En los motores de flujo directo, el aire pasa a la cámara de combustión gracias a la compresión natural dentro del difusor, el cual es un canal, cuya sección asegura el frenado paulatino del flujo. Es evidente que a baja velocidad del misil el empuje de un motor neumático es cercano a cero. Debido a esto en el caso del uso de un motor neumático en calidad del motor de marcha del misil, es necesario contar con un acelerador. Con el aumento de altura el empuje del motor neumático de flujo directo disminuye. Para la creación del empuje en el régimen estático ($V=0$) y para la disminución de la dependencia de las características con relación a la altura y a la velocidad de vuelo, en los motores neumáticos se emplean compresores, que crean una presión de aire antes de su suministro a la cámara de combustión. Estos motores se emplean ampliamente en aviones (motores turboreactivos - MTR).

De esta forma la fuerza de empuje depende principalmente del consumo de combustible por segundo y de la velocidad de flujo de gases en la tobera del motor. La velocidad del flujo de gases depende de la temperatura en la cámara de combustión, y se trata de asegurar que sea la máxima posible teniendo en consideración la resistencia térmica (2200-2500 m/seg). Como resultado, la regulación del empuje se obtiene debido a la variación del consumo por segundo del combustible.

3.4.4 Momento de cabeceo del Misil

El momento de cabeceo M_{z1} depende del ángulo de giro del alerón δ , del ángulo de ataque α , y de la velocidad angular de giro del misil en el plano vertical ω_{z1} :

$$M_{z1} = f(\delta, \alpha, \omega_{z1})$$

Esta función con valores pequeños de argumentos, puede ser presentada como una serie de Taylor , limitándose con los miembros lineales de la serie:

$$M_{z1} = M_{z1}^{\delta} \delta + M_{z1}^{\alpha} \alpha + M_{z1}^{\omega_{z1}} \omega_{z1}, \quad (3.32)$$

Donde:

M_{z1}^{δ} , M_{z1}^{α} , $M_{z1}^{\omega_{z1}}$ – Son derivadas parciales del momento de cabeceo dependiendo de los argumentos respectivos, tomados con valores cero de $(\delta, \alpha, \omega_{z1})$.

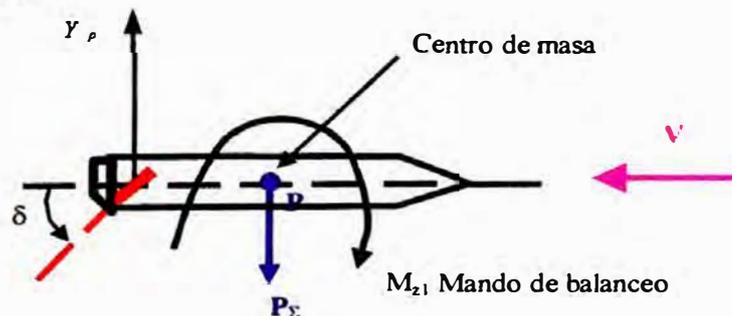
El primer sumando de la fórmula (3.32) depende del ángulo de giro del alerón y se denomina momento de dirección (Dib. 3.28). Empleando para la fuerza de sustentación del alerón la forma estándar de presentación de las expresiones (3.9) y (3.14), podemos hallar un valor aproximado del momento de dirección:

$$M_{Z_{1direc}} = C_y^{\delta} q S_p X_p \delta, \quad (3.33)$$

donde:

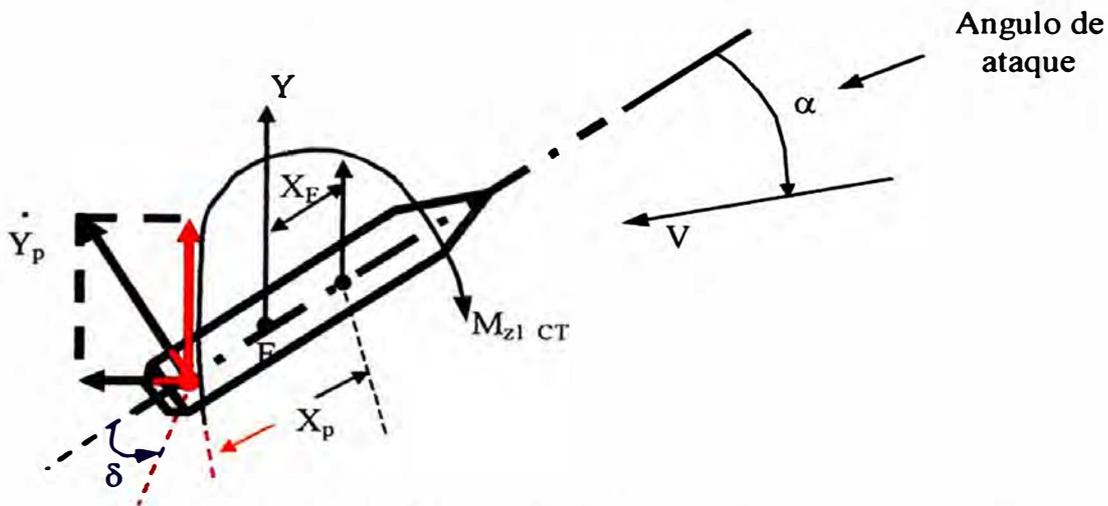
X_p - distancia del centro de masas al punto focal del alerón.

S_p . área del alerón.



Dib.3.28 Formación del momento de dirección.

El segundo sumando de la fórmula (3.32) depende del ángulo de ataque y se denomina momento estabilizador. Supongamos que el misil está girando en el aire en un ángulo de ataque α (Dib. 3.29).



Dib. 3.29 Determinación del momento estabilizador.

La fuerza de sustentación F aplicada en el centro de presión del misil, que surge en este momento, crea un momento determinado por:

$$M_{z1 \text{ estab}} = C_y^\alpha q S x_F \alpha, \quad (3.34)$$

donde:

x_F - es la distancia del centro de presión al centro de masas.

S - es el área del ala.

Si el centro de presión se sitúa detrás del centro de masas, entonces como se observa en el Dib. 3.29, el momento estabilizador trata de disminuir el ángulo de ataque, es decir estabiliza el misil en el flujo de aire. Si el centro de presión se encuentra delante del centro de masas, entonces este momento desestabilizará al misil. Para el control de este tipo de misil es necesario emplear unas correcciones. El tercer sumando de la fórmula (3.32) es el momento amortiguador. Es el momento de resistencia que surge durante el giro del misil en un flujo de aire.

En aerodinámica se emplea la forma estándar para la descripción de los momentos :

$$\left. \begin{aligned} M_{z1 \text{ mand. bal}} &= m_{z1}^\delta q S b_A \delta; \\ M_{z1 \text{ flujo lateral}} &= m_{z1}^\alpha q S b_a \alpha; \\ M_{z1 \text{ amortg. bal}} &= m_{z1}^{\omega_{z1}} q S \frac{b^2 A}{V} \omega_{z1}, \end{aligned} \right\} \quad (3.35)$$

Donde:

m_{z1}^{δ} , m_{z1}^x , $m_{z1}^{\omega_{z1}}$ - Son derivadas de los coeficientes de los momentos respectivos que dependen del número Mach.

b_A - Es la longitud de la cuerda aerodinámica media.

Los coeficientes de los momentos aerodinámicos se determinan en forma experimental mediante la prueba de los modelos de misiles en los túneles aerodinámicos. Los momentos de dirección y de estabilización pueden ser hallados mediante la comparación de las relaciones (3.33) y (3.34) con las componentes respectivas de las relaciones (3.35):

$$\left. \begin{aligned} m_{z1}^{\delta} &= C_y^{\delta} \frac{x_p}{b_A} \frac{S_p}{S}; \\ m_{z1}^x &= C_y^{\alpha} \frac{x_p}{b_A}. \end{aligned} \right\} \quad (3.36)$$

Para los cálculos aproximados se puede considerar que $C_y^{\delta} \approx C_y^{\alpha}$.

3.5 Distancia de alcance y velocidad de vuelo del misil.

3.5.1 Ecuación de movimiento del misil.

En general durante el movimiento en el espacio aéreo el misil posee seis grados de libertad, de los cuales tres grados determinan el movimiento de avance del centro de masas, y los otros tres determinan el giro del misil alrededor del centro de masas. La descripción de los movimientos en el espacio es bastante complicada. Supondremos para simplificar que el deslizamiento del misil está ausente ($\beta=0$) y además el ángulo de balanceo es igual a cero. En este caso el movimiento del misil se realiza en el plano vertical (Dib. 3.30).

Para describir el movimiento de avance es necesario proyectar todas las fuerzas que actúan en el misil, sobre la dirección de velocidad del misil y sobre la línea perpendicular a esta dirección, y comparar las sumas de estas proyecciones con las fuerzas de inercia.

$$mV = P \cos \alpha - X - G \sin \theta; \quad (3.37)$$

$$mW_y = Y + P \sin \alpha - G \cos \theta, \quad (3.38)$$

Donde:

m - masa del misil.

W_y - es la aceleración normal del misil, igual a :

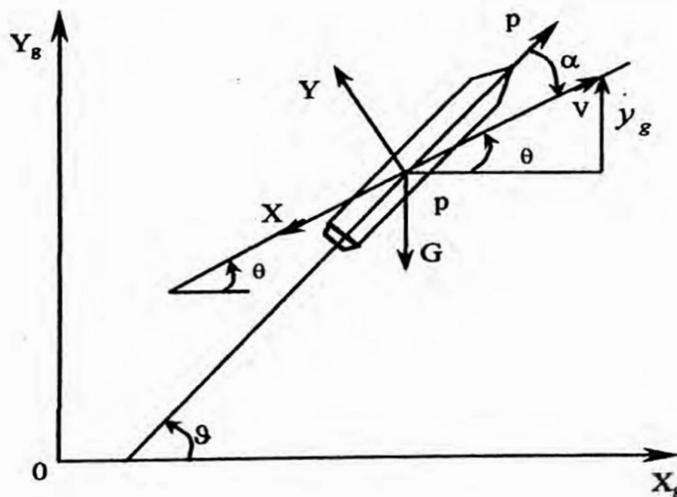
$$W_y = V \dot{\theta}. \quad (3.39)$$

El giro del misil alrededor del centro de masas se describe con ecuación de momentos:

$$I_{z1} \ddot{\theta} = M_{z1}^{\delta} \delta + M_{z1}^x \alpha + M_{z1}^{\omega_{z1}} \omega_{z1}, \quad (3.40)$$

Donde:

I_{z1} - es el momento de inercia del misil con relación al eje PZ_1 .



Dib. 3.30 Fuerzas que actúan en el misil en el plano vertical

Las fuerzas aerodinámicas y los momentos en estas ecuaciones dependen de la densidad del aire, la cual es una función de altura de vuelo Yg , y se puede hallar mediante la siguiente fórmula:

$$y_g = V \sin \theta. \quad (3.41)$$

Del Dib. 3.30 se puede escribir la siguiente relación:

$$\vartheta = \theta + \alpha, \tag{3.42}$$

para cerrar el sistema de ecuaciones (3.37)-(3.42).

En este sistema de ecuaciones la masa del misil m , el momento de Inercia I_z , y la fuerza de empuje P pueden ser considerados como funciones conocidas del tiempo. En el párrafo 3.4.1 se muestra como calcular las fuerzas aerodinámicas y los momentos. Si utilizamos la ley de variación del ángulo de giro del alerón δ , resolviendo el sistema de ecuaciones (3.37) – (3.42), se puede determinar todos los factores desconocidos V , α , β , Θ , ϑ , y_g . Al integrar la velocidad, se puede calcular la trayectoria recorrida por el misil y reconstruirla. La resolución correcta de este sistema de ecuaciones considerando que no es lineal y que los coeficientes de las ecuaciones dependen del tiempo, es posible mediante la integración numérica o creando su modelo en la computadora. Para una resolución aproximada se puede efectuar algunas simplificaciones. Consideremos que el misil se mueve en trayectoria recta llamada característica, es decir $\theta = const$. Supondremos que el ángulo de ataque es pequeño, así que:

$$\cos \alpha \approx 1; \quad \sin \alpha \approx \alpha;$$

Estas dos suposiciones permiten resolver las ecuaciones (3.37) y (3.41) y determinar el carácter de variación de velocidad de vuelo del misil. Las ecuaciones (3.38) –(3.40) y (3.42) caracterizan la capacidad del misil de realizar las maniobras de cambio de dirección de su movimiento. Considerando que el guiado de misil al objetivo se realiza mediante la variación de la dirección del vector de velocidad, estas ecuaciones determinan las propiedades dinámicas del misil como sistema de control.

3.5.2 Variación de la velocidad y distancia de alcance del misil.

Para efectuar el cálculo de velocidad de vuelo del misil es necesario resolver conjuntamente las ecuaciones (3.37) y (3.41) bajo la condición que el empuje del motor se determina por las relaciones (3.31) o (3.30). En los misiles antiaéreos guiados se emplean

los motores a reacción de combustible líquido o de combustible sólido. Veamos el carácter de variación de la velocidad de vuelo del misil con estos tipos de motores.

Supongamos que el ángulo de ataque es pequeño, entonces considerando la fórmula (3.31) la ecuación (3.37) puede transformarse en:

$$V = \frac{m_s}{m} U - \frac{x}{m} - g \sin \theta, \quad (3.43)$$

Donde:

g - es la aceleración de caída libre.

La resolución analítica de la ecuación (3.43) se dificulta por la relación no lineal de la fuerza de resistencia X de la velocidad de vuelo. K.E. Tziolkovsky fue el primero quien estudió el movimiento de misil en un medio sin resistencia, es decir donde no hay fuerza de resistencia frontal ni fuerza de la gravedad. En este caso la velocidad de vuelo dependerá solamente de la fuerza de empuje:

$$\dot{V} = \frac{m_s}{m} U \quad \text{ó} \quad dV = - \frac{dm}{m} U.$$

Integrando la última ecuación, se puede hallar:

$$V = V_0 - U \ln \frac{m}{m_0},$$

Donde :

V_0 y m_0 - Son los valores iniciales de la velocidad de vuelo y de la masa del misil. Si el consumo de combustible es constante, entonces la masa del misil irá disminuyendo linealmente con el tiempo:

$$m = m_0 - m_s t,$$

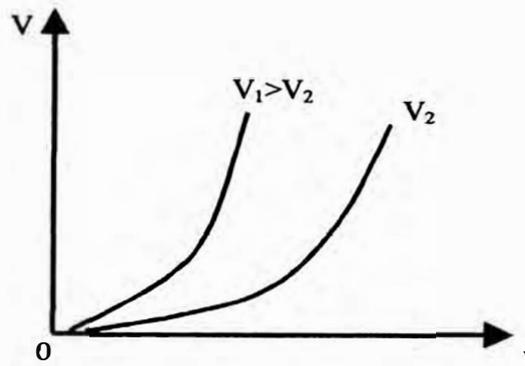
y la velocidad irá aumentando:

$$V = V_0 - U \ln(1 - vt),$$

Donde:

$v = \frac{m_s}{m}$ - es el consumo relativo del combustible por segundo.

El carácter de variación de la velocidad de vuelo con diferentes valores de ν se muestra en el Dib. 3.31:



Dib. 3.31 Carácter de variación de la velocidad de vuelo a diferentes consumos relativos de combustible.

La máxima velocidad de vuelo se registrará después de que se quemó todo el combustible:

$$V_{\max} = V_0 - U \ln \mu,$$

Donde:

μ - Es el número de Tziolkovsky determinado por la relación entre la masa de la estructura y la masa inicial del misil:

$$\mu = \frac{m_k}{m_0} = 1 - \nu t_\alpha.$$

Donde :

t_α - Es el momento de término del funcionamiento del motor, es decir el momento de transición del tramo activo de vuelo al tramo pasivo. Para los misiles antiaéreos el número de Tziolkovsky es igual a 0.5, y para 0.2-0.3 para misiles balísticos. Para obtener altas velocidades de vuelo (para la 1-ra velocidad cósmica, y para la 2-da velocidad cósmica). K.E. Tziolkovsky propuso emplear misiles de múltiples etapas. La máxima velocidad de vuelo de este tipo de misiles puede ser determinado por la ecuación siguiente:

$$V_{\max} = U_1 \ln \mu_1 - U_2 \ln \mu_2 - \dots - U_n \ln \mu_n. \quad (3.44)$$

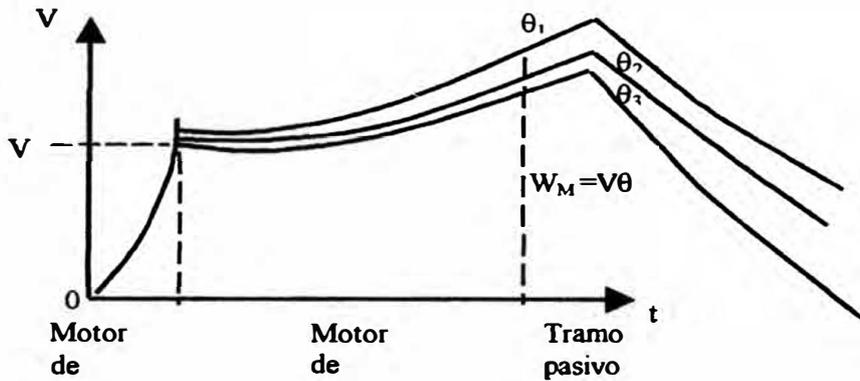
Si las velocidades de flujo de gases en los motores de distintas etapas son iguales:

$$U_1 = U_2 = U_3 = \dots = U_n = U,$$

entonces la fórmula 3.44 puede transformarse en la siguiente expresión:

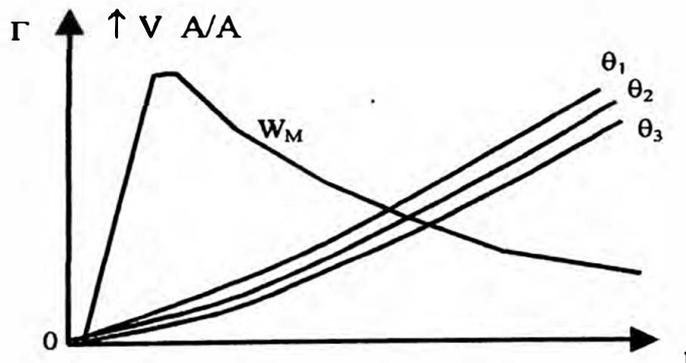
$$V_{\max} = U \sqrt[n]{\mu_1 \mu_2 \dots \mu_n}$$

Observemos como influye en la velocidad de vuelo la fuerza de la resistencia frontal y el peso del misil. Supondremos que el misil vuela en una trayectoria recta, inclinada con respecto a la línea del horizonte de la Tierra bajo un ángulo θ .



3.32 Carácter de variación de la velocidad de vuelo del misil de dos etapas a diferentes ángulos de inclinación de trayectorias.

Para un pequeño ángulo θ , como se observa en la ecuación (3.43), el peso del misil (el tercer sumando) casi no influye en la velocidad de vuelo. Pero el vuelo del misil se realiza en las capas de una atmósfera densa donde la fuerza de resistencia frontal será significativa e irá disminuyendo la velocidad del misil.



Dib.3.33 Carácter de variación de la velocidad de vuelo del misil a diferentes ángulos de inclinación de trayectorias.

A grandes valores del ángulo θ el misil se desplazará rápidamente hacia las capas de menor densidad de aire, y la influencia de la fuerza de resistencia frontal es insignificante. Pero en este caso más significativamente influye el peso del misil. De esta manera, la suma de influencias del peso y la fuerza de resistencia poco dependerá del ángulo de inclinación de la trayectoria. En el Dib. 3.32 se presentan los gráficos aproximados de la velocidad de vuelo de un misil de dos etapas para distintos ángulos de inclinación de la trayectoria. El alcance del vuelo del misil se puede hallar con la siguiente fórmula mediante la integración de la velocidad:

$$r = \int_0^t V(t) dt.$$

En el Dib. 3.33 se muestra la relación entre el alcance de vuelo y el tiempo a diferentes ángulos θ . La poca influencia del alcance y la velocidad en función a las condiciones de vuelo, se emplea ampliamente durante el diseño de los instrumentos de arranque.

3.5.3 Elección de la velocidad del misil.

La velocidad de vuelo del misil es una característica muy importante, que influye directamente en la efectividad de un CCAA.. La regulación de la velocidad de vuelo se realiza mediante la variación del consumo de combustible por segundo. Ya que la reserva de combustible en un misil es limitada, la variación del consumo por segundo producirá la variación de la distancia de vuelo del misil. El óptimo consumo de combustible es el óptimo valor de la velocidad de vuelo del misil, a la que se logra un máximo alcance. A pequeño consumo de combustible, la velocidad del misil y la fuerza de resistencia frontal serán insignificantes. Pero el peso del misil será muy grande y originara una pérdida de trabajo y por consiguiente de combustible. Por otro lado a un gran consumo de combustible, la velocidad alcanzara valores altos y el valor que se gasta en el trabajo se definirá debido a la resistencia lateral.

La primera tarea es determinar la velocidad, según A.A. Kosmodelskii. El demostró que el máximo alcance de vuelo, se logra si la fuerza de resistencia lateral y el peso del misil satisfacen la ecuación siguiente:

$$G \sin \theta = \frac{V}{U} X. \quad (3.45)$$

Empleamos la forma estacionaria para escribir la fuerza de resistencia (3.9), con la ecuación (3.45) se puede encontrar la velocidad óptima del ZRD

$$V_{opt} = \sqrt[3]{\frac{2UG \sin \theta}{C_x S \rho}} = 500 \dots 1000 \text{ m/c} \quad (3.46)$$

Los cálculos que se realizan con esta fórmula demuestran la velocidad óptima que se encuentra entre los rangos 500-100 m/seg. A mayor altura que se emplea el misil, es menor la densidad del aire y mayor la velocidad. La velocidad de vuelo del misil demuestra la influencia en el tiempo sobre el blanco. Considerando la posibilidad de las contracciones del blanco después del arranque del misil, el tiempo disminuye y significa que la velocidad se puede determinar cercana a la óptima, empleando la fórmula (2.46). Para la mayoría de los métodos de observación de la trayectoria de vuelo de los misiles disminuye al aumentar la relación velocidad del misil con respecto a la velocidad del blanco.

De esa forma la velocidad de vuelo del misil depende de las condiciones de combate y de los objetivos que se tienen que cumplir el complejo misil. La regulación de la velocidad de vuelo depende del tipo de motores del ZYR y aumenta la eficiencia de los equipos de diferente tipo de empleo. Con relación al consumo de combustible y la velocidad de vuelo se regula mediante un programa ya sea determinado en el diseño del misil o en el arranque. El programa de consumo de combustible se elige óptimamente de acuerdo a las condiciones medias de disparo.

CONCLUSIONES

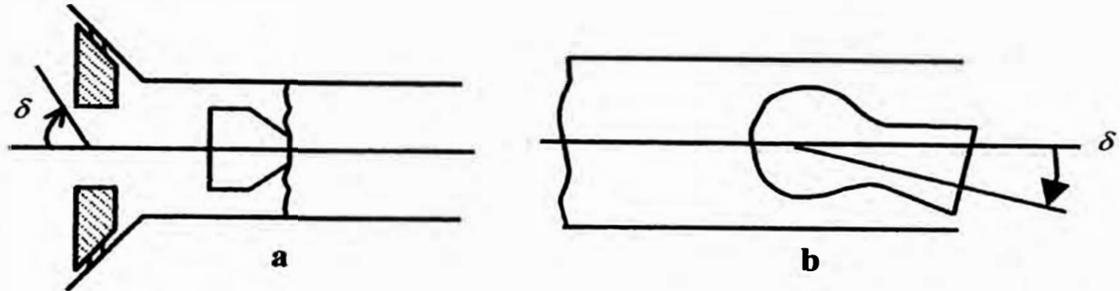
- 1. Las leyes de movimiento de los blancos aéreos en el sistema esférico de coordenadas, presentado en forma analítica, permiten formular exigencias a los sistemas de coordenadas del Radar de seguimiento del blanco. Tal Radar debe medir automáticamente las coordenadas de distancia, su derivada primera y segunda, así como también las coordenadas angulares y su derivada primera y segunda.**
- 2. A fin de evaluar las propiedades dinámicas, han sido analizadas las fuerzas y los momentos que actúan en el misil durante el vuelo. Fueron analizadas las fórmulas de cálculo de las fuerzas aerodinámicas considerando el diseño de la estructura del misil que permiten calcular la capacidad de maniobra del misil a distintas altitudes.**
- 3. Han sido analizadas la dependencia de la distancia y la velocidad de vuelo del misil, de las características del misil considerando su acelerador y la unidad de marcha. Para el guiado del misil se ha obtenido su velocidad óptima de vuelo considerando la altitud de vuelo y la densidad de aire. Se recomienda misiles con velocidades de $V \geq 1000$ m/seg.**

CAPITULO IV

PROPIEDADES DINAMICAS DEL MISIL COMO SISTEMA DE CONTROL MISIL

IV. PROPIEDADES DINAMICAS DEL MISIL COMO SISTEMA DE CONTROL.

4.1 Estabilidad y capacidad de control del misil.



Dib.4.1 Mando gaseodinámico:

a- con ayuda de alerones de gases: b-con ayuda del motor giratorio

Para variar la dirección del movimiento del misil es necesario crear una fuerza de mando, perpendicular a la velocidad de movimiento del misil. Con relación al carácter de dirección de la fuerza de mando, distinguen el mando gaseodinámico y el mando aerodinámico. En el caso del mando gaseodinámico la fuerza de mando es la proyección normal de la fuerza de empuje del motor a la velocidad de vuelo. Esta fuerza de mando se origina por los alerones de gases (Dib. 4.1a) o mediante el giro del motor (Dib. 4.1b). El mando gaseodinámico es efectivo a bajas velocidades del flujo de aire, es decir en el tramo inicial de vuelo del misil, cuando la velocidad del misil es mínima, o a grandes alturas, en las capas de la atmósfera rarificada.

A alturas menores a 50 Km, la mejor eficacia la posee el mando aerodinámico, con el cual la fuerza de mando del misil es su fuerza de sustentación. Podemos analizar el principio de creación de la fuerza de sustentación en base al ejemplo de un misil con esquema normal. Para cambiar la dirección del movimiento del misil es necesario girar el alerón a un ángulo δ . A consecuencia de esto aparece la fuerza de sustentación del alerón Y_p , que generará el momento de mando M_{mando} , con relación al centro de masas P. Este momento girará el misil dentro del flujo de aire en un ángulo de ataque α . Proporcionalmente al ángulo de ataque se forma la fuerza de sustentación del misil Y, aplicada en el centro de presión F. Esta fuerza creará un momento estabilizador M_{est} dirigido en sentido

contrario al momento de mando. Si $M_{est} < M_{direcc}$, el ángulo de ataque aumentara hasta que se obtenga la posición de equilibrio donde:

$$M_{est} < M_{direcc} \quad (4.1)$$

Por inercia del misil superará la posición de equilibrio, el momento de estabilización se hace mayor que el de mando y el ángulo de ataque disminuye. La oscilación del misil con relación a la posición de equilibrio desaparece por acción del momento de amortiguación (4.1), en forma estándar se puede escribir los momentos de mando y de estabilización, mediante la fórmula (3.35):

$$\alpha_0 = \frac{m_{z1}^{\delta}}{m_{z1}^{\alpha}}$$

O considerando las relaciones (3.36):

$$\alpha_0 \approx \frac{S_p x_p}{S x_F} \delta.$$

El coeficiente de proporcionalidad entre el ángulo de ataque y el ángulo de giro del alerón se denomina coeficiente de esfuerzo del misil por el ángulo de ataque:

$$k_{prop} = \frac{S_p x_p}{S x_F} = \frac{d}{\delta} \quad (4.2)$$

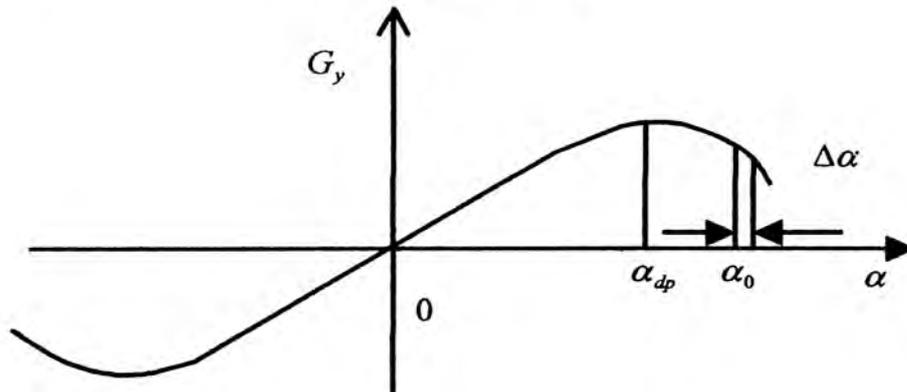
Este coeficiente determina la capacidad de control del misil, es decir las condiciones, si indica en qué ángulo girará el misil si el alerón se gira en 1° (radian).

La posición de equilibrio (4.1) se logra solo en condiciones si el misil cuenta con una capacidad estática en el flujo de aire..

En el Dib. 3.29 se puede ver que si el centro de presión se encuentra delante del centro de masas, entonces el momento creado por la fuerza sustentadora e irá aumentando el ángulo de ataque. De este modo la primera condición de la estabilidad estática es la ubicación del centro de presión detrás del centro de masas. Esto se permite por la estructura aerodinámica del misil, es decir por la ubicación del empenaje (alas, alerones, estabilizadores) a una

distancia del centro de masas. A mas distancia del centro de presión hasta el centro de masa x_F , mejor estabilidad y peor dirección.

En el proceso de vuelo del misil la posición del centro de masa y del centro de presión cambia, por eso la reserva de estabilidad estática será $x_f = 0.3 b_A$



Dib. 4.2 Explicación de la inestabilidad estática con relación a los ángulos de ataque.

En los misiles sin alas el centro de presión puede encontrarse delante del centro de masas lo cual origina una inestabilidad estática del misil. Al construir un sistema de dirección los misiles cuentan con sistemas de corrección para permitir una estabilidad estática.

Para la estabilidad estática debe cumplirse la condición de la derivada positiva del coeficiente de sustentación:

$$C_y^\alpha > 0,$$

Que se cumple solo cuando los ángulos de ataque sean menores que el ángulo crítico. En efecto, supongamos que la posición de equilibrio lograda con el ángulo de ataque α_0 , es mayor que el ángulo crítico (Dib. 4.2). Aumentaremos el ángulo de ataque en $\Delta\alpha$. En este caso el coeficiente de sustentación C_y , y el coeficiente de estabilización disminuirán. El momento de mando será mayor al de estabilización y a consecuencia de esto aumenta el ángulo de ataque. El misil estará inestable. Para que el vuelo del misil se efectúe sin llegar a los ángulos de ataque críticos, se limita el ángulo de giro del alerón.

4.2 Movimiento del misil por cabeceo.

4.2.1 Función de transmisión del misil por cabeceo.

Al dirigir el misil mediante la variación del ángulo de giro del alerón, cambiará el ángulo de ataque, y aparecerá la fuerza de dirección (aceleración), varía la posición del vector de la velocidad y del eje longitudinal del misil en el espacio. Las propiedades dinámicas del misil como objeto de dirección pueden ser descritas con funciones de transferencia.

Las acciones que surgen constituyen el ángulo de giro del alerón δ_l , las coordenadas de salida del misil por el cabeceo que es el ángulo de ataque α , la aceleración normal W_y , el ángulo de giro del vector de velocidad θ y el ángulo de cabeceo ϑ . Teniendo en cuenta el principio de aerodinámica de la ecuación se puede establecer que la estabilidad estática del misil por el ángulo de ataque es una cadena oscilante:

$$K_{\alpha\delta}(p) = \frac{\alpha(p)}{\delta(p)} = \frac{K_p}{1 + 2\xi Tp + -T^2 p^2}, \quad (4.3)$$

Donde :

k_p - Coeficiente de aceleración del misil por el ángulo de ataque.

ξ - Coeficiente de amortiguación del misil.

T - Constante de tiempo del misil.

Se puede encontrar la función de transferencia mediante las ecuaciones de movimiento (3.38)-(3.40) y (2.42). La componente normal del peso del misil $G \cos\theta$ que se encuentra en la ecuación (3.38), cambia lentamente y no influye en las propiedades dinámicas del misil. Considerando el pequeño ángulo de ataque y colocando las ecuaciones (3.42), (3.38) y (3.39) en la ecuación (3.40), se puede obtener la siguiente expresión con relación al ángulo de ataque:

$$I_{z1\ddot{\alpha}} + \left(I_{z1} \frac{Y^\alpha + P}{mV} - M_{z1}^{wz1} \right) \dot{\alpha} - \left(M_{z1}^\alpha + M_{z1}^{wz1} \frac{Y^\alpha + P}{mV} \right) \alpha = M_{z1}^\delta \delta. \quad (4.4)$$

Si se transforma por La Place la parte izquierda y la parte derecha de esta ecuación, se puede encontrar la función de transferencia del misil por el ángulo de ataque como se expresa en la ecuación (4.3). A estos parámetros la función se determina mediante las siguientes expresiones:

$$k_p = \frac{-M_{z1}^{\delta}}{M_{z1}^{\alpha} + M_{z1}^{w_{z1}} \frac{Y^{\alpha} + P}{mV}}; \quad (4.5)$$

$$T = \sqrt{\frac{I_{z1}}{-M_{z1}^{\alpha} + M_{z1}^{w_{z1}} \frac{Y^{\alpha} + P}{mV}}}; \quad (4.6)$$

$$\xi = \frac{I_{z1}(Y^{\alpha} + P) - mVM_{z1}^{w_{z1}}}{2mV \sqrt{-M_{z1}^{\alpha} + M_{z1}^{w_{z1}} \frac{Y^{\alpha} + P}{mV}}}, \quad (4.7)$$

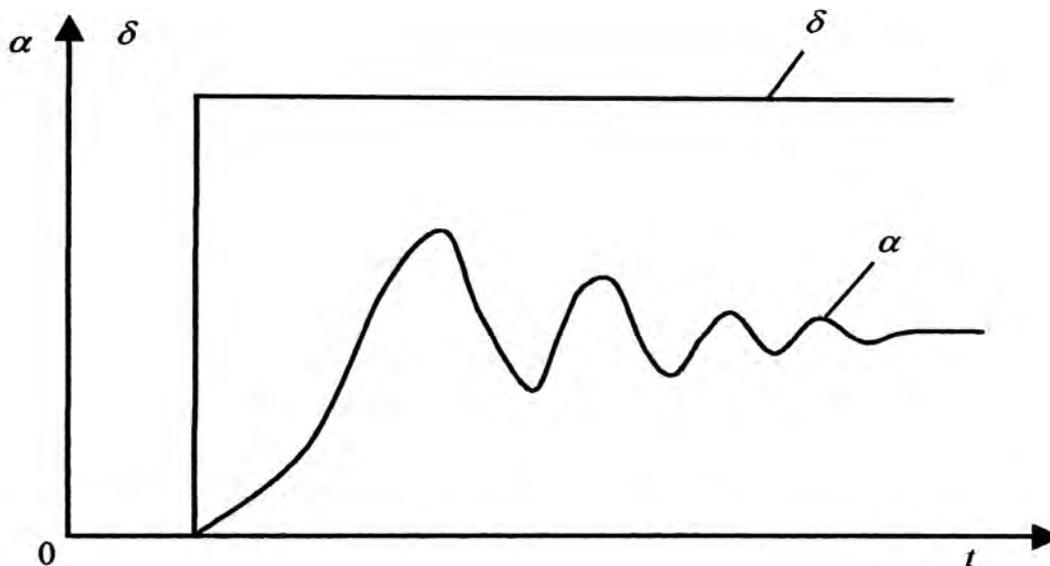
Donde :

Y^{α} – derivada de la fuerza de sustentación por el ángulo de ataque.

De las fórmulas (4.5) – (4.7) los momentos específicos M_{z1}^{α} y $M_{z1}^{w_{z1}}$ son de signo negativo, ya que la fuerza de sustentación es positiva y origina un momento de estabilización negativo, y el momento de amortiguación se encuentra en sentido contrario a la velocidad angular de giro del misil.

El segundo sumando en el denominador de esta expresión es mucho menor que el primer sumando, y para el análisis se pueden despreciar. La fórmula (4.5) se transforma en (4.2). Para un misil con características estáticas inestables $M_{z1}^{\alpha} > 0$, y como se observa en la expresión (4.4) en la función de transferencia del misil (4.3) delante de “1” en el denominador figura el signo “menos”.

El coeficiente de esfuerzo del misil con un ángulo de ataque determinado K_p depende del número Mach y durante el proceso de vuelo puede variar en un rango de 0.4-0.6. La constante de tiempo T del misil aumenta al aumentar el momento de inercia I_{z1} , que depende de las medidas lineales del misil y de la distribución de la masa del misil por su longitud.



Dib. 4.3 Proceso transitorio del misil dependiendo del ángulo de ataque

De la fórmula (4.6) teniendo en cuenta las relaciones (3.35) y (3.36) se puede determinar que la constante de tiempo del misil es inversamente proporcional a \sqrt{q} , es decir que al aumentar la altura del vuelo la constante T aumenta.

Rangos de variación de la constante T :

Para misiles de corto alcance de 0.05-0.15 segundos

Para misiles de mediano alcance de 0.1-0.25 segundos

Para misiles de largo alcance de 0.15-0.35 segundos.

El coeficiente de amortiguación ξ se forma por el momento específico de amortiguación $M_{z1}^{\omega_{z1}}$ y es proporcional a \sqrt{q} , la amortiguación natural del misil es muy pequeña, especialmente a grandes alturas. El rango de variación es $\xi = 0,05 \div 0,15$. El proceso transitorio del misil por el ángulo de ataque como se muestra en el Dib. 3.29.

La función transitoria que relaciona el ángulo de ataque α con la aceleración normal W_y , puede ser hallada con la ecuación (3.38) si la componente perpendicular del peso del misil se desprecia:

$$K_{w\alpha}(p) = \frac{W_y(p)}{\alpha(p)} = \frac{Y^\alpha + P}{m} \quad (4.8)$$

De aquí se observa que la relación de la aceleración normal que depende del ángulo de ataque no es inercial y se determina por el coeficiente de transformación $k_{w\alpha}$.

De este modo para el misil propuesto de mediando alcance con característica de transferencia (4.3) se puede escoger los siguientes parámetros:

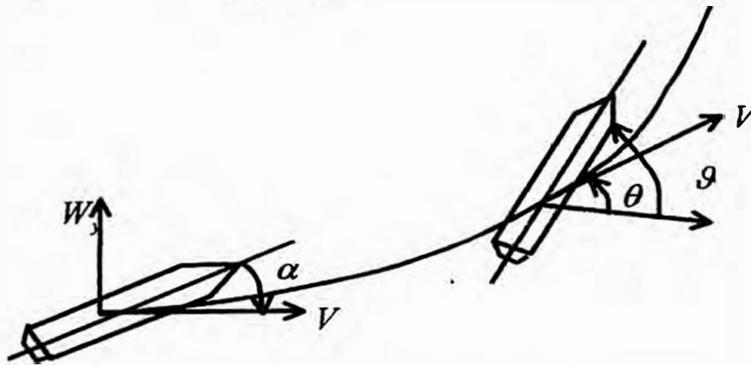
- Coeficiente de esfuerzo del misil por el ángulo de ataque $K_{\text{Misil}}=0,5$.
- Coeficiente de amortiguación del misil $\xi=0,1$.
- Constante del tiempo del misil $T=0,2$ seg.

En la práctica se emplea el coeficiente de esfuerzo del misil por la aceleración normal $k_{w\alpha}$, que muestra qué la aceleración actúa sobre el misil si el alerón se encuentra a 1° radian.

$$K_{pw} = \frac{W_y}{\delta} = k_p \frac{Y^\alpha + P}{m} \quad (4.9)$$

Este coeficiente es proporcional a la presión dinámica ($Y^\alpha = C_y^\alpha q S$) y conjuntamente con éste varía en 10-20 veces durante el proceso de vuelo del misil. El rango aproximado de

variación es $k_{pw} - \left(20 \div 400 \frac{m \cdot \text{seg}^{-2}}{\text{rad}} \right)$.



Dib. 4.7 Carácter de variación del ángulo de giro del vector de velocidad y del ángulo de cabeceo con aceleración normal constante.

De la fórmula (4.9), se puede obtener la siguiente conclusión, que al aumentar la masa del misil m y a un mismo ángulo de giro del alerón, la aceleración normal disminuye .

La función de transferencia está relacionada con el ángulo de giro del vector de velocidad del misil θ con la aceleración normal W_y , y puede ser hallada aplicando la fórmula (3.39).

$$K_{\theta_w}(p) = \frac{\theta(p)}{W_y(p)} = \frac{1}{V_p}, \quad (4.10)$$

es decir que por el ángulo de giro del vector de velocidad el misil posee propiedades de integración. Físicamente esto significa que al contar con una aceleración normal (con una fuerza de mando constante) el ángulo θ aumentará continuamente (Dib. 4.7), es decir a mayor velocidad del misil, más lenta será la variación del ángulo θ .

La función de transferencia que relaciona el ángulo cabeceo (ángulo de giro de eje longitudinal) del misil θ con aceleraciones normales W_y , se determina con la ecuación (3.42) considerando las fórmulas (4.8) y (4.10):

$$K_{\theta_w}(p) = \frac{\theta(p)}{W_y(p)} = \frac{1}{V_p} + \frac{1}{k_{w\alpha}}$$

O reduciendo a la forma estándar:

$$K_{\theta_w}(p) = \frac{1 + p T_{CH}}{V_p}, \quad (4.11)$$

Donde :

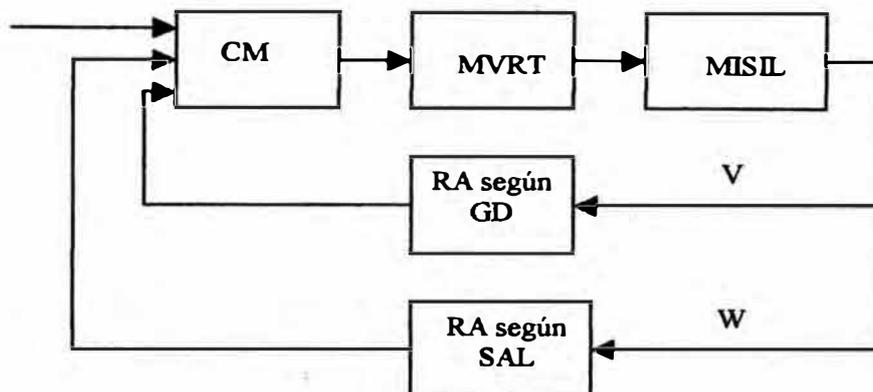
$$T_{CH} = \frac{V}{k_{w\alpha}}, \quad (4.12)$$

Al actuar sobre el misil una aceleración normal constante, el ángulo de cabeceo del misil aumentará sincrónica y continuamente al variar el ángulo de giro del vector de la velocidad diferenciándose de éste sólo por el ángulo de ataque (Dib. 4.7).

La constante del tiempo T_{CH} , algunas veces denominada constante aerodinámica, depende de las condiciones de vuelo. Al aumentar la altura de vuelo la presión dinámica q y conjuntamente con $k_{w\alpha}$ disminuyen, y como resultado de esto T puede variar de 1 a 15 segundos.

4.2.2 Estructura del sistema de estabilización del misil y propiedades dinámicas del sistema de dirección.

El análisis de los parámetros de las funciones de transferencia del misil, demuestran que el misil como un sistema de control cuenta con una serie de insuficiencias. El coeficiente de esfuerzo del misil con una aceleración normal, puede variar durante el proceso de vuelo en 10-20 veces. Resulta muy difícil asegurar la estabilidad y la buena calidad de mando de este tipo de objetos.



Dib 4.8 Esquema estructural del sistema de estabilización del misil por cabeceo (o por rumbo)

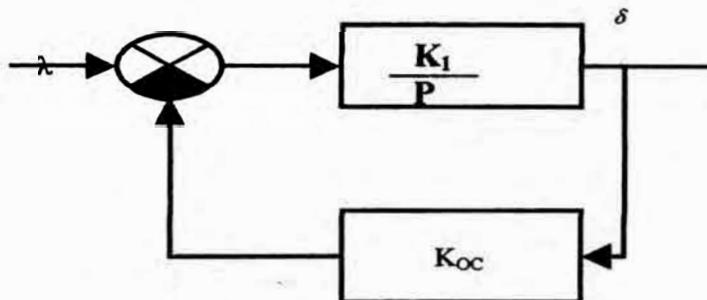
Para estabilizar k_{pW} , se crean mecanismos especiales de variación del número de transferencia, asimismo el misil cuenta con una estabilización de reacción negativa por aceleración normal (por el circuito del sensor de aceleraciones lineales). La gran oscilación del proceso transitorio del misil origina un aumento de la fuerza de resistencia frontal y disminuye el alcance de vuelo, y también puede originar un aumento de los errores de fluctuación de guiado. Para obtener una amortiguación artificial, el misil cuenta con el circuito del giroscopio de dos etapas con reacción negativa de velocidad.

Si el misil es estáticamente inestable, es necesario tomar medidas para estabilizar su posición angular.

Las señales de control del misil y las señales de reacciones de corrección, deben ser convertidas en el ángulo de giro del alerón. Esta tarea se cumple mediante el mecanismo de

mando de alerones o sistema mecánico del misil. El sistema mecánico con elementos de corrección se unifica en un mecanismo denominado **piloto automático**, y el piloto automático junto con el misil forman el sistema de estabilización. La estructura del sistema de estabilización se muestra en el Dib 4.8. Analizaremos los principios de construcción de los elementos y las propiedades dinámicas del sistema.

El circuito del control de mando, como cualquier otro mecanismo de potencia, generalmente cuenta con un amplificador – sumador, amplificador de potencia y motor que se denomina servomando. Se puede emplear motores eléctricos, neumáticos e hidráulicos. Sin importar el tipo de motor por las propiedades del circuito dinámico el servomando es un integrador.



Dib. 4.9 Circuito de control de mando

Con relación a esto, al suministrarse al sistema mecánico la señal de mando el timón girará a una velocidad angular constante, hasta que no llegue al tope, a fin de que estas acciones no influyan en las propiedades del sistema de mando del misil, el ángulo de giro del timón será proporcional a la señal de mando, generalmente el sistema mecánico comprende la reacción negativa artificial.

Además esta reacción disminuye la influencia de sobrecarga en el alerón, generada por la presión dinámica. En el Dib 4.9 se muestra el esquema estructural del sistema mecánico en el cual se designan los siguientes parámetros:

- k_1 - coeficiente de amplificación del amplificador-sumador, amplificador de potencia y del servomando.
- k_{real} - Es el coeficiente de amplificación de reacción.
- λ - señal de mando.
- δ - ángulo de desviación del alerón.

La función de transferencia del circuito cerrado de mando del alerón puede escribirse como sigue:

$$K_{stst, mec}(p) = \frac{\delta(p)}{\lambda(p)} = \frac{1}{K_{reac}(1 + pT_{p.T})}, \quad (4.13)$$

donde $T_{p.T}$ - es la constante de tiempo del circuito cerrado de mando, igual a:

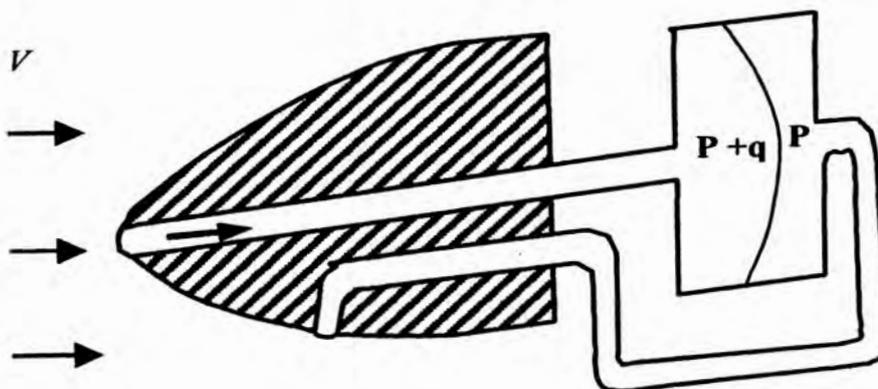
$$T_{p.T} = \frac{1}{k_1 k_{reac}}.$$

La inercia del sistema mecánico no debe influir en forma sustancial en la propiedad dinámica del misil, por eso la constante del tiempo debe ser menor de la constante del tiempo del misil. El coeficiente de amplificación del circuito abierto de mando $k_1 k_{reac}$, debe ser bastante grande en los rangos $50-300 \text{ seg}^{-1}$, pero observando las reservas normales de estabilidad del sistema mecánico (teniendo en cuenta la inercia de amplificador de la potencia y retardo en los motores hidráulicos o neumáticos).

4.2.3 Características del sistema mecánico.

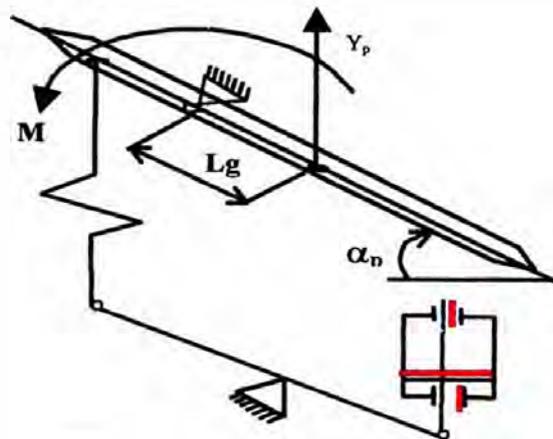
Por el principio aerodinámico de mando del misil, el coeficiente de esfuerzo del misil por la aceleración normal se puede escribir de la siguiente forma:

$$k_{Amplif} \approx \frac{k_p C_y^\alpha q S}{m} \quad (4.14)$$



Dib 4.10 Principio de medición de la presión dinámica

El mecanismo de variación del número de transferencia (MVNT) debe permitir la independencia de k_{pwy} de la variación de la presión dinámica q . Para esto su coeficiente de transformación, el número de transferencia, debe ir variando en forma inversamente proporcional a la presión dinámica, es decir que con la misma señal de mando con un q grande el MVNT debe garantizar un ángulo pequeño del giro del alerón, y en el caso de un q pequeño, debe girar el alerón a un ángulo mayor para que la aceleración normal desarrollada por el misil sea constante.



Dib.4.11. Esquema del principio de funcionamiento del MIPCH a resorte

Con una mayor frecuencia se utilizan los MVNT eléctricos y de resorte. Los MVNT eléctricos cuentan con un receptor de la presión del aire (Tubo Pitot) y un manómetro, que miden la presión dinámica q , y proporcionalmente a ésta varía el coeficiente de esfuerzo de reacción $k_{reacción}$ del sistema mecánico. Como se observa en la fórmula (4.13) el coeficiente del sistema mecánico cerrado es inversamente proporcional a $k_{reacción}$ y jugará el papel del MVNT. El esquema de medición de presión dinámica se muestra en el Dib. 4.10.

La presión del gas que ingresa al canal directo del manómetro se determina por la suma de la presión dinámica y de la presión estática (presión total), pero la presión del flujo “frenado” que ingresa por el canal inferior es igual a la presión estática.

Con ayuda del potenciómetro se puede medir la deflexión de la membrana proporcional a la presión dinámica. En el MVNT de resorte, una de las varillas de transmisión mecánica del alerón ha sido sustituida por un resorte. El esquema cinemático de este tipo de mecanismo

se muestra en el Dib 4.11. Analizaremos el principio de su funcionamiento en el misil de tipo <pató> .

Si el alerón es girado por el flujo de aire a un ángulo de ataque del alerón α_p que para un esquema dado del misil esta relacionado con el ángulo de ataque del misil α , y el ángulo de giro del alerón δ obteniendo esta relación:

$$\alpha_p = \alpha + \delta.$$

El ángulo de ataque del misil α está relacionado con el ángulo de giro del alerón δ de la función de transmisión (4.3). Si despreciamos la inercia del misil, entonces:

$$\alpha_p \approx (1 + k_p) \delta.$$

En el alerón actúa la fuerza de sustentación Y_p que crea de el momento de articulación con relación al eje de su giro:

$$M_{\text{articul}} = C_y^\alpha q S_p l_{\text{articul}} \alpha_p = C_y^\alpha q S_p l_{\text{articul}} (1 + k_p) \delta,$$

Donde: l_{articul} - Es la distancia desde el centro de presión del alerón hasta la articulación.

Este momento va a comprimir al resorte y disminuir el ángulo de giro del alerón. El momento de resistencia del resorte es proporcional a la disminución del ángulo de giro del alerón $\Delta\delta$.

$$M_{\text{resorte}} = c \Delta\delta.$$

Donde: c es la rigidez del resorte;

$$\Delta\delta = \delta^* - \delta, \tag{4.15}$$

Donde: δ^* - Es el ángulo de giro del alerón sin considerar el MVNT.

Igualando los momentos y empleando la fórmula (4.15), se puede encontrar: δ

$$\delta = \frac{c \delta^*}{c + C_y^\alpha q S_p l_{\text{articul}} (1 + k_p)}. \tag{4.16}$$

Si el segundo sumando en el denominador (4.16) es determinante, entonces el ángulo de giro del alerón, que será inversamente proporcional a la presión dinámica.

La relación del número de transferencia MVNT i_q a la presión dinámica en general puede ser expresada con aproximaciones:

$$i_q(q) = \begin{cases} 1 & \text{Cuando } q \leq q_{\min}; \\ \frac{q_{\min}}{q} & \text{Cuando } q_{\min} < q < q_{\max}; \\ \frac{q_{\min}}{q_{\max}} & \text{Cuando } q \geq q_{\max}, \end{cases} \quad (4.17)$$

Donde q_{\max} y q_{\min} son el valor máximo y el mínimo respectivamente de la presión dinámica. Para los misiles con un tramo pasivo grande de vuelo, una variación significativa de velocidades en el tramo activo conlleva a la variación de la presión dinámica q y al aumento del número Mach y como regla general a la disminución de C_y^α . Como se observa de la fórmula (4.14) el coeficiente de esfuerzo del misil por la aceleración normal k_{pw} es proporcional al primer grado de la velocidad del misil (se debe tener en cuenta que C_y^α es aproximadamente $C_y^\alpha \sim V^{-1}$)

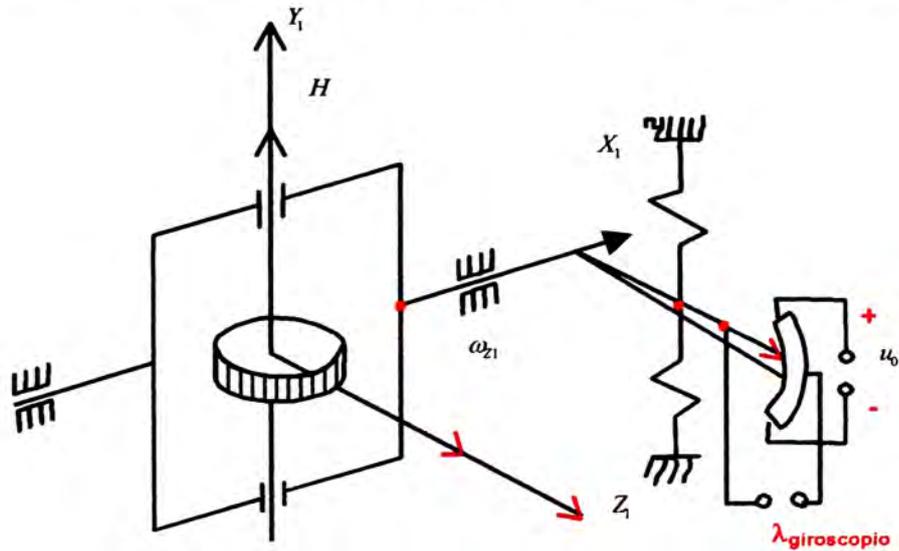
Debido a esto en el tramo activo de vuelo del misil el número de transferencia MVNT debe ser inversamente proporcional a V . La medición directa de las velocidades del misil será difícil, debido a esto se puede medir la aceleración longitudinal del misil V_{x1} , y luego mediante la integración hallar \dot{V}_{x1} que a pequeños ángulos de ataque es igual a V . En el tramo pasivo la velocidad la aceleración longitudinal será igual a:

$$\dot{V}_{x1} \approx V = -\frac{C_x q S}{m} - q \sin \theta,$$

es decir que es proporcional a la presión dinámica. El número de transferencia MVNT i_q puede ser modificado inversamente proporcional a V_{x1} .

4.2.4 Amortiguación del misil.

La amortiguación natural del misil creada por el flujo de aire incidente, resulta insuficiente.



Dib 4.12 Esquema cinemático del principio de funcionamiento del giroscopio de dos etapas.

El momento de amortiguación, como se observa en el Dib. 4.12 es proporcional a la velocidad de giro del misil w_{z1} y tiene el signo contrario a ésta. Por consiguiente para amortiguación del misil es necesario medir la velocidad angular w_{z1} de giro del misil y suministrar a la entrada del sistema mecánico una señal proporcional a este valor medido con un signo contrario. La medición de la velocidad angular se realiza por el giróscopo de dos grados de libertad (de amortiguación), cuyo esquema cinemático se muestra en el Dib. 4.12.

Al girar el giroscopio conjuntamente con el misil alrededor del eje PZ_1 se origina el momento giroscópico:

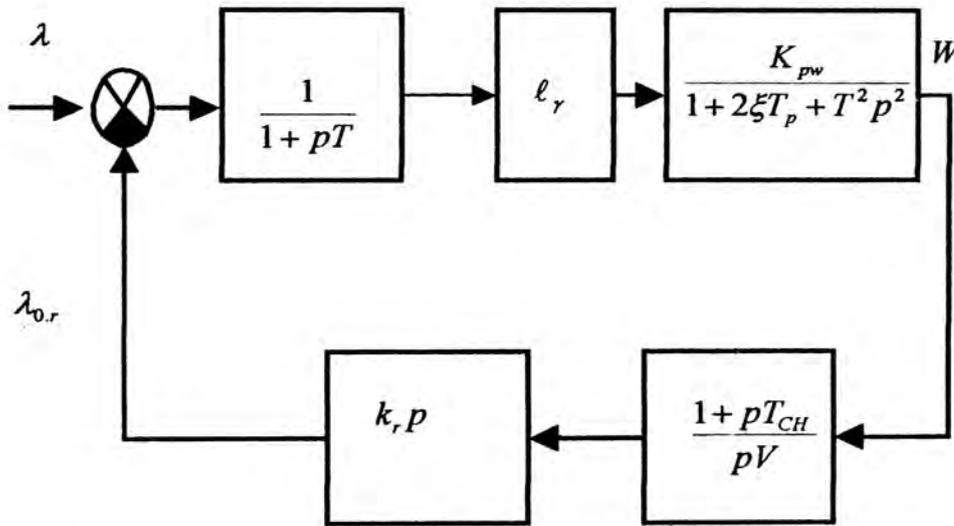
$$M_{girosc} = H\omega_{z1}, \quad (4.18)$$

bajo la acción del cual el momento cinemático del rotor del giroscopio trata de coincidir con el vector $\vec{\omega}_{z1} w_{z1}$. Contra este momento actúa el momento de resistencia del resorte:

$$M_{resorte} = c\Delta\varphi, \quad (4.19)$$

donde:

- c _ Es la rigidez del resorte.
- $\Delta\varphi$ _ Es el ángulo de giro del giroscopio alrededor del eje X_I , medido con ayuda de un potenciómetro.



Dib 4.13 Esquema estructural del sistema de estabilización considerando la reacción por el circuito del giroscopio de amortiguación.

La señal de salida del potenciómetro es proporcional a $\Delta\varphi$:

$$\lambda_{girosc. Amort.} = k_{potencio metro} \Delta\varphi = k_{girosc. Amort.} \omega_{z1}, \quad (4.20)$$

Donde:

$k_{girosc. Amort.}$ - coeficiente de transformación del circuito del giroscopio de amortiguación que puede ser determinado mediante las relaciones (4.18) - (4.20):

$$k_{girosc. Amort.} = k_{potencio metro} \frac{H}{c}.$$

El esquema estructural del sistema de estabilización del misil $K_{(SEC)}$ con respecto a la reacción por el circuito del giroscopio de amortización, se muestra en el Dib. 4.13.

Despreciando la fuerza inercial del sistema mecánico del misil, en base al esquema estructural se puede hallar la función de transferencia del sistema cerrado de estabilización del misil:

$$K_{CCP}(p) = \frac{(Wp)}{\lambda(p)} = \frac{k_{pw} i_q}{1 + 2\xi Tp + T^2 p^2 + k_{pw} i_q \frac{k_{girosc. Amort.}}{V} (1 + pT_{CH})}$$

Después de transformaciones esta función puede ser reducida a lo siguiente:

$$K_{CCP}(p) = \frac{k_p w}{1 + 2\xi' Tp + T' p + (T')^2 p^2}, \quad (4.21)$$

$$k_{pw}' \approx K_{pw} i_q; \quad (4.22)$$

$$\xi' = \xi + \frac{k_{pw}' k_{girosc. Amort.} T_{CH}}{2VT}, \quad (4.23)$$

$$T' \approx T.$$

La aproximación de las relaciones obtenidas se debe a la suposición de que:

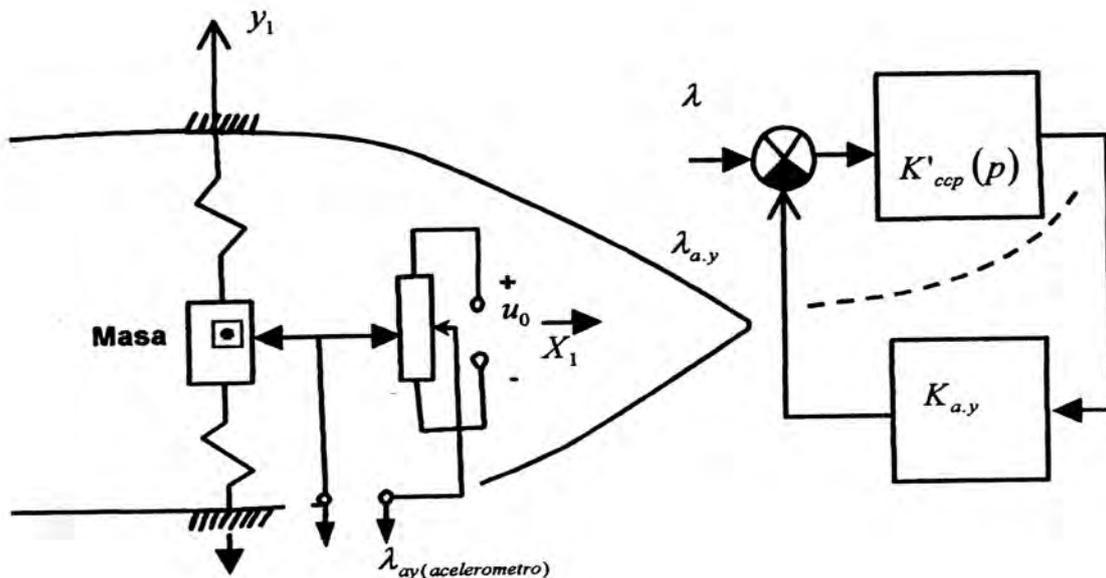
$$\frac{k_{pw} i_q k_{girosc. Amort.}}{V} \ll 1.$$

Como se observa en la fórmula (4.23), modificando k_{dg} , se puede asegurar cualquier valor del coeficiente de amortiguación. Generalmente se elige entre los valores iguales a 0.8-0.9. La reacción por el circuito del giroscopio de amortiguación no influye prácticamente en el valor del coeficiente de amplificación K_{pw} y la constante del tiempo T del misil.

4.2.5 Estabilización del coeficiente de amplificación del Misil.

El MVNT no siempre otorga la estabilización necesaria al coeficiente de esfuerzo del Misil por la aceleración normal. Esto se debe al rango limitado del funcionamiento del MVNT, y porque el coeficiente k_{pw} depende del número Mach, de la masa del Misil, cuya variación

el MVNT no considera. En los Misiles con amplios rangos de altura y de velocidades de vuelo para una mejor estabilización k_{pW} el Misil posee una reacción negativa por la aceleración normal. Medir la aceleración normal es bastante difícil, por eso se mide la aceleración transversal, perpendicular al eje longitudinal del Misil. Para medir se emplea el medidor de g o el sensor de las aceleraciones lineales.



Dib.4.14 Esquema cinemático que explica el principio de funcionamiento del sensor de aceleraciones lineales

Dib.4.15 Esquema estructural del sistema de estabilización considerando la reacción del sensor de aceleraciones lineales

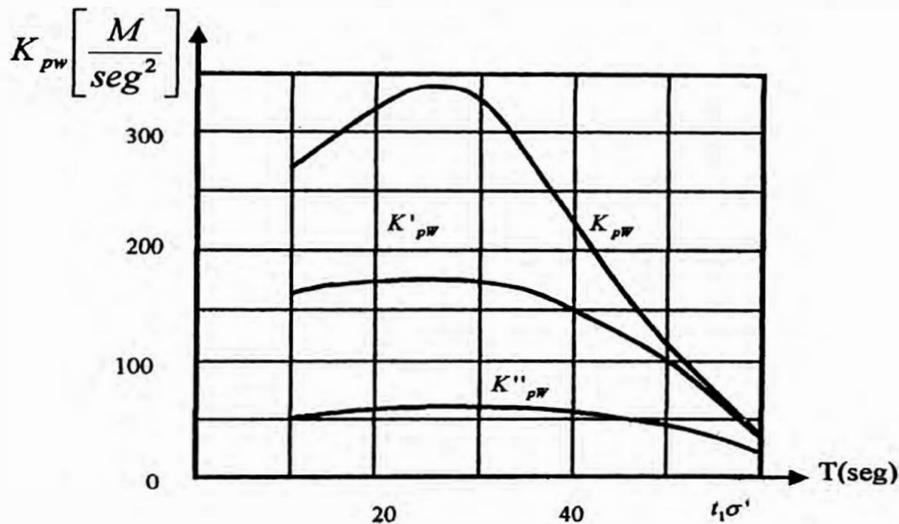
El principio de medición se muestra en el Dib. 4.14. Al actuar la aceleración W_{y1} , la fuerza inercial de un lastre con masa m_0 será compensada por la fuerza de compresión del resorte:

Donde:

$$m_0 W_{y1} = F_{\text{resorte}} = c \Delta l,$$

C - rigidez del resorte

Δl - desplazamiento lineal de lastre, medido con potenciómetro.



Dib 4.16 Relación entre los coeficientes de esfuerzo del misil por la aceleración normal y el tiempo.

La señal de salida del potenciómetro será proporcional a la aceleración transversal:

$$\lambda_{\text{Sens.Acel.}} = k_{du} W_{y1},$$

Donde :

k_{du} - es el coeficiente de transformación del circuito del sensor de aceleraciones lineales.

Considerando que el ángulo de ataque es pequeño, la aceleración normal del misil se puede considerar aproximadamente igual a la aceleración lineal:

$$W_y = W_{y1} \cos \alpha \approx W_{y1}.$$

El esquema estructural del sistema de estabilización teniendo en cuenta el circuito del sensor de aceleraciones lineales, se muestra en el Dib 4.15.

Empleando este esquema y la fórmula (4.21), se puede determinar el coeficiente de esfuerzo del sistema cerrado:

$$k_{pW}^* = \frac{W_y}{\lambda} = \frac{k'_{pW}}{k'_{pW} k_{du}} \quad (4.25)$$

Si $k'_{pW} k_{du} \gg 1$, entonces:

$$k_{pW}^* = \frac{1}{k_{du}}$$

Y de esta forma, se asegura la estabilización del coeficiente de esfuerzo del misil por la aceleración normal. Al aumentar K_{du} , la calidad de estabilización mejora, pero empeora la maniobrabilidad del misil, ya que disminuye el coeficiente de esfuerzo del sistema de estabilización por la aceleración normal k_{pW}^* . Generalmente k_{du} debe ser tal que:

$$k'_{pW} k_{du} \approx 2 \div 4$$

El nivel de estabilización del coeficiente de esfuerzo del misil por la aceleración normal con ayuda del MVNT y la reacción por el circuito del sensor de aceleraciones lineales se ilustra mediante curvas en el dib. 2.46.

4.2.6 Características del diseño del sistema de estabilización de un misil estáticamente inestable.

Al girar un misil estáticamente inestable en un flujo de aire a un ángulo de ataque, aparece el momento de desestabilización que hace volar al misil. Para estabilizarlo se requiere crear un momento de estabilización, proporcional al ángulo de ataque. La medición del ángulo de ataque generalmente se realiza con ayuda de un abanderamiento, que se sitúa en la dirección del flujo del aire. La medición del ángulo de ataque generalmente se realiza con ayuda de un banderín, que se sitúa libremente en dirección del flujo de aire. La instalación del banderín en la estructura del misil dificulta tanto el diseño como la operación del misil. Se puede utilizar el hecho que la aceleración normal es proporcional al ángulo de ataque, y crear un momento de estabilización artificial con ayuda de reacción negativa por el circuito del sensor de aceleraciones lineales.

Realizaremos un análisis de las propiedades dinámicas del sistema de estabilización con este método de creación de estabilidad estática.

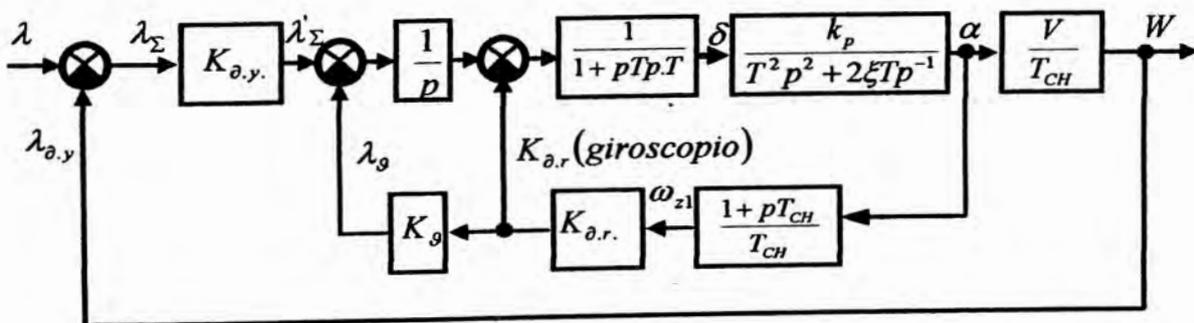
La función de transferencia de un misil estáticamente inestable por el ángulo de ataque, puede ser obtenida con la formula (2.57) y reducida la siguiente forma:

$$K_{\alpha\delta}(\rho) = \frac{k_p}{T^2 p^2 + 2\xi T p - 1}$$

El parámetro k_p , en este caso ya no se puede considerar como coeficiente de esfuerzo de misil por el ángulo de ataque, ya que el valor establecido del ángulo de ataque está ausente. Este parámetro depende de la distancia desde el centro de presión hasta el centro de masas del misil, y constituye una función del ángulo de ataque y del número Mach. Al variar considerablemente la distancia focal, el estado de la estabilidad estática y la inestabilidad pueden alternarse. Cuando el misil es abarcado por la reacción por el circuito del giróscopo de amortiguación, cambiará el coeficiente de amortiguación del misil, determinado por la relación (4.24) Si abarcamos el misil por la reacción por las aceleraciones normales, entonces por analogía con la formula (4.25) el coeficiente de esfuerzo del sistema cerrado de estabilización por la aceleración normal se puede presentar de la siguiente forma:

$$k_{pW}^* = \frac{k_{pW}}{k_{pW} k_{du} \pm 1}$$

Donde el signo «+» corresponde al misil estáticamente estable, y el signo «-» corresponde a un misil inestable.



Dib.2.47 Esquema estructural simplificado del sistema de estabilización de un misil estáticamente inestable.

Para que la transmisión del misil del estado estático inestable al estado estable no influya en K_{pw}^* , K_{du}^* , es necesario elegir el de mayor valor, pero esto disminuirá la maniobrabilidad del Misil. De esta forma el empleo de la reacción, por el circuito del sensor de aceleraciones lineales para obtener una estabilidad estática, resulta indeseable.

Veamos la posibilidad de obtener la estabilidad estática mediante la reacción por el circuito del giróscopo de amortiguación...

La presentación según La Place de la señal en la salida del giróscopo de amortiguación está ligada al ángulo de ataque mediante la siguiente relación (sin considerar la dinámica del giróscopo):

$$\lambda_{DG}(p) = \frac{k_{DG}}{T_{CH}} (1 + pT_{CH}) \alpha(p).$$

El sumando principal en esta expresión es el segundo sumando entre paréntesis que permite la amortiguación del misil. Para lograr una estabilidad estática es necesario separar la señal proporcional al ángulo de ataque. Por eso se puede reforzar la señal λ_{Dg} con el coeficiente k_{θ} y mediante el integrador suministrarla a la entrada del sistema mecánico. Esto se muestra en el esquema estructural general del sistema de estabilización en el Dib 4.17.

Si depreciamos la inercia del sistema mecánico y consideramos la influencia del giróscopo de amortiguación en la variación del coeficiente de amortiguación, entonces directamente en el esquema estructural se puede hallar la función de transferencia del circuito interno:

$$K(p) = \frac{\alpha(p)}{\lambda_{\Sigma}(p)} = \frac{V}{k_{du}k_g \left[1 + pT_{CH} \left(1 - \frac{1}{A} \right) + \frac{2\xi' T T_{CH}}{A} p^2 + \frac{T^2 T_{CH}}{A} p^3 \right]}, \quad (4.26)$$

Donde:

$$A = k_p k_{du} k_g. \quad (4.27)$$

Para que el sistema sea estable, a criterio de Raus y Gurvits los coeficientes del polinomio entre paréntesis cuadrados del denominador de la fórmula (4.26) deben responder a las siguientes condiciones :

$$a_1 > 0; \quad a_1 a_2 - a_0 a_3 > 0,$$

Donde:

α_1 - es el coeficiente con p^i de la ecuación (4.26).

En base a esto se puede hallar:

$$A > 1; \quad 1 - \frac{1}{A} > \frac{T}{2\xi' T_{CH}}$$

O mediante la formula (4.27) :

$$k_g > \frac{2T_{CH} \xi'}{K_p K_{du} (2\xi' T_{CH} - T)} \quad (4.28)$$

La constante aerodinámica del tiempo T_{CH} con la disminución de la presión dinámica, aumenta en un rango de 1-14 segundos. Como se observa en la ecuación (4.26) con el aumento de T_{CH} , puede aumentar la inercial del sistema de estabilización. Para que esto no suceda, al aumentar T_{CH} es necesario disminuir A, es decir en el circuito de formación de la señal de estabilización debe estar previsto el MVNT.

4.2.7 Aceleraciones normales y reales del Misil.

Las aceleraciones reales son las aceleraciones máximas que puede desarrollar el misil a una altura dada de vuelo. Las aceleraciones normales reales influyen en la dinámica de los sistemas de mando del misil y en la precisión de guiado.

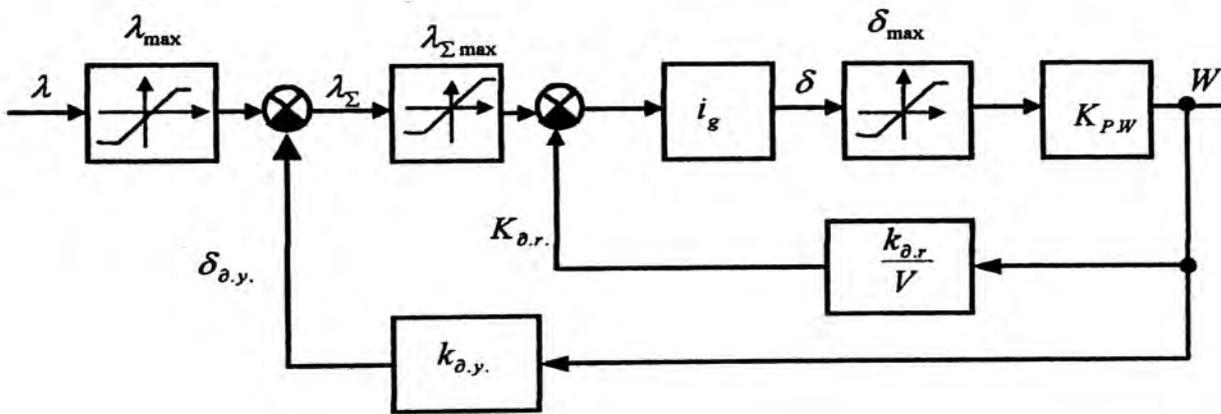
Estas aceleraciones son limitadas por dos factores:

- Resistencia mecánica del misil.
- Posibilidad del desprendimiento de la capa límite en las superficies de mando.

Las fuerzas grandes actúan en el misil en las capas con mayores densidades del aire a mayores presiones dinámicas. Para asegurar la resistencia del misil, generalmente se limita la señal de mando por una señal máxima de mando λ_{max}

A grandes alturas la presión dinámica resulta insuficiente para la formación de las fuerzas de mando necesarias. Surge la necesidad de creación de grandes ángulos de ataque. Cuando

se tienen $\alpha > \alpha_{crit}$, se inicia el corte de flujo $C_y^\alpha < 0$ y el misil se vuelve estáticamente inestable. Para que el ángulo de ataque no sea mayor que el ángulo crítico, se limita el ángulo de giro del alerón en un nivel igual a δ_{max} . Para asegurar una reserva en el ángulo de giro del alerón para el procesamiento de la señal del giróscopo de amortiguación, generalmente se limita mediante la señal de mando total $\lambda_{\Sigma} = \lambda - \lambda_{du}$ en el nivel $\lambda_{\Sigma max}$.



Dib 4.18 Esquema estructural de estabilización

En el Dib. 4.18 se muestra la estructura del esquema del sistema no lineal de estabilización teniendo en cuenta los coeficientes de esfuerzo de algunos eslabones. Empleando este esquema se puede calcular en el régimen estático todas las limitaciones para la salida del misil por la aceleración normal:

$$\left. \begin{aligned}
 W_{dist}^{\delta} &= \delta_{max} k_p k_{w\alpha} = \delta_{max} k_{pW}; \\
 W_{dist}^{\lambda_{\Sigma}} &= \lambda_{\Sigma max} \frac{k_p i_q k_{w\alpha}}{1 + k_p i_q \frac{k_{du}}{T_{CH}}} \approx \lambda_{\Sigma max} k'_{pW}; \\
 W_{dist}^{\lambda} &= \lambda_{max} k^*_{pW},
 \end{aligned} \right\} \quad (4.29)$$

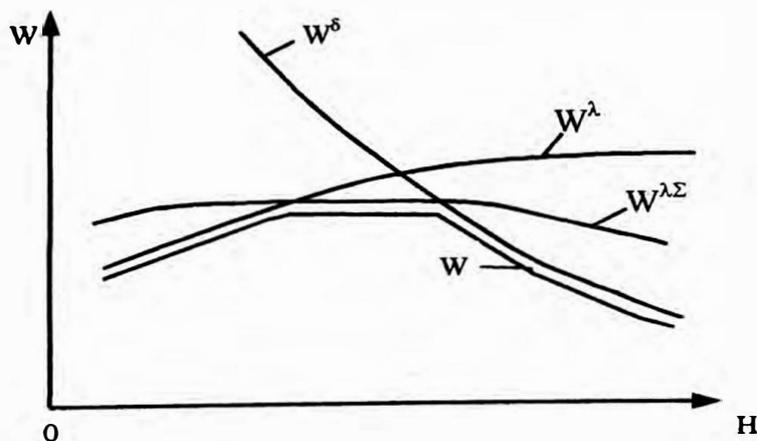
Donde :

- $W_{dist}^{\delta}, W_{dist}^{\lambda_{\Sigma}}, W_{dist}^{\lambda}$ - aceleraciones reales del misil, determinadas por las siguientes limitaciones $\delta_{max}, \lambda_{\Sigma max}, \lambda_{max}$
- $k_{pW}, k'_{pW}, k^*_{pW}$ - coeficientes de esfuerzo del sistema de estabilización por la aceleración normal sin dispositivos de correcciones, con MVNT y circuito del sensor de aceleraciones lineales respectivamente.

Análogicamente se puede calcular y otras limitaciones, si se encuentran presentes en la estructura del sistema de mando.

Durante el proceso de vuelo de los misiles diferentes coordenadas del sistema de mando pueden llegar a sus límites en diferentes momentos de tiempo,. Por eso la aceleración real será determinada por la aceleración mínima según las fórmulas (4.29).

En el Dib 4.19 se muestra la relación de estos componentes y de la aceleración real en función de la altura de vuelo del misil. A pequeñas y medianas alturas la aceleración real se limita por los valores máximos de la señal de mando y la señal total, pero a grandes alturas se limita el ángulo de giro de alerones. A grandes alturas las aceleraciones reales disminuyen exponencialmente junto con la caída de la presión dinámica.



Dib.4.19 Carácter aproximado de variación de las aceleraciones reales del misil.

4.3. Movimiento de los Misiles por balanceo

4.3.1 Momento de balanceo y función de transferencia del misil por balanceo.

El momento de balanceo del misil M_{x1} es una función compleja del ángulo de giro de los alerones δ_e , de la velocidad angular de giro del misil alrededor de su eje longitudinal ω_{x1} , ángulo de ataque α ángulo de deslizamiento β , número Mach, etc.:

$$M_{x1} = M_{x1}(\delta_e, \omega_{x1}, \alpha, \beta, M, \dots)$$

Esta función se presenta en forma de una serie de Taylor:

$$M_{x1} = M_{x1}^{\delta_e} \delta_e + M_{x1}^{\omega_{x1}} \omega_{x1} + M_{k.o}(\alpha, \beta), \quad (4.30)$$

Donde:

$M_{x1}^{\delta_e}, +M_{x1}^{\omega_{x1}}$ - son derivadas parciales del momento de balanceo de acuerdo según los argumentos respectivos.

$M_{k.o}$ - es el momento del flujo lateral.

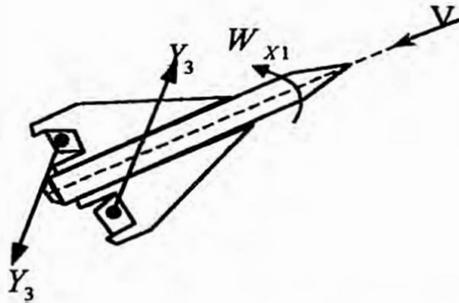
Observemos las componentes en la formula (4.30) en forma separada. El primer sumando es proporcional al ángulo de giro de los alerones y se denomina momento de mando del balanceo:

$$M_{mando.bal} = M_{x1}^{\delta_e} \delta_e. \quad (4.31)$$

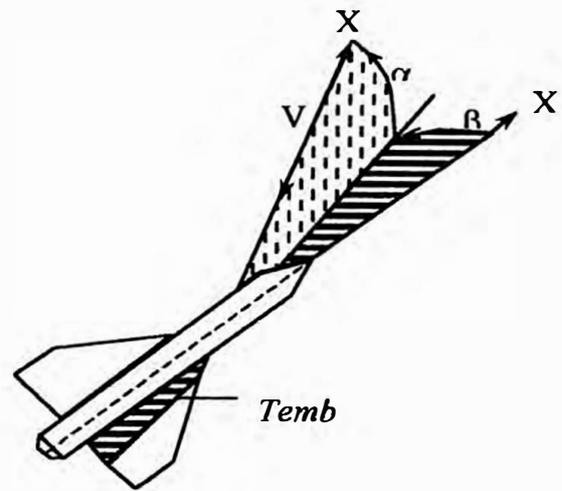
En el dibujo 2.50 se muestra la física de su aparición.

El segundo sumando se denomina momento de amortiguación del balanceo:

$$M_{amort.bal} = M_{x1}^{\omega_{x1}} \omega_{x1}. \quad (4.32)$$



Dib.4.20. Dirección del misil por balanceo con ayuda de los alerones.



Dib. 4.21 Sombra aerodinámica de la parte del ala con el fuselaje.

Al girar el misil surge un momento que se denomina momento de resistencia, es decir este momento impide el giro del misil. El momento de amortiguación se origina en el flujo de aire incidente.

En la forma estándar de la aerodinámica el momento de mando y de amortiguación se escriben en esta forma:

$$\left. \begin{aligned} M_{mand.bal.} &= m_{x1}^{\delta_3} qSL \delta_3; \\ M_{amort.bal} &= m_{x1}^{\omega_{x1}} qSL \frac{L^2}{V} \omega_{x1}, \end{aligned} \right\} \quad (4.33)$$

Donde:

$m_{x1}^{\delta_3}$, $m_{x1}^{\omega_{x1}}$ - son derivadas de los coeficientes de los momentos correspondientes, determinados en función del número Mach en los túneles aerodinámicos.

L - envergadura del ala.

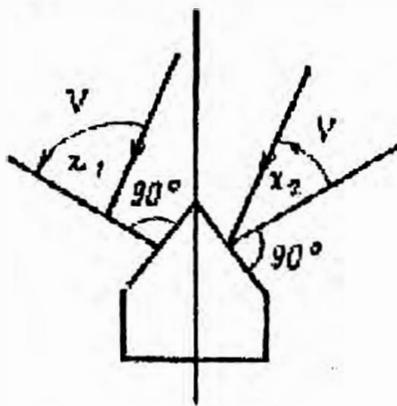
El momento del flujo lateral $M_{fl.lar}$ se origina en el caso de la corriente asimétrica del misil, cuyas condiciones para un misil aerodinámicamente simétrico son las siguientes:

$$\alpha \neq 0; \beta \neq 0; \alpha \neq \beta. \quad (4.34)$$

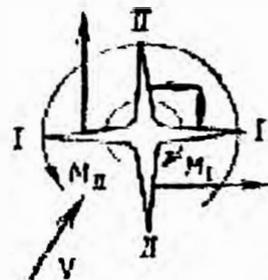
Las principales causas de origen del $M_{fl,lat}$ son:

- sombreado aerodinámico de una parte del ala por el cuerpo (Dib 4.21);
- diferencia de los ángulos de flecha en diferentes consolas del ala (Dib 4.22).

A mayor ángulo de flecha, mayor es el coeficiente de la fuerza de sustentación. En el Dib.4.23 se muestra la vista delantera del misil. En este caso para el ala horizontal I la fuerza de sustentación de la consola izquierda será mayor que de la derecha. De la misma forma surge el momento M_{II} creado por el ala vertical. La diferencia entre $M_I - M_{II}$ es el momento de flujo lateral.



Dib. 4.22 Diferencia de los ángulos de flecha de la izquierda y derecha



Dib.4.23 Momento del flujo lateral para un misil aerodinámicamente simétrico.

El momento lateral generalmente se escribe así:

$$M_{K,0} = m_{K,0} q L S (\alpha \beta^3 - \beta \alpha^3)$$

Donde:

$m_{K,0}$ - es la función del número Mach.

El giro del misil alrededor de su eje longitudinal se describe por la siguiente ecuación de momentos:

$$I_{x1} \omega_{x1} = M_{x1}^{\delta_0} \delta_0 + M_{x1}^{\omega_{x1}} \omega_{x1} + M_{K,0}, \quad (4.35)$$

Donde:

I_{x1} - es el momento de inercia del misil con relación al eje longitudinal.

El ángulo de giro de los alerones $\delta\epsilon$ actúa en el misil por balanceo. La coordenada de salida del misil es el ángulo de balanceo φ . El momento del flujo lateral ejerce una acción perturbadora.

Teniendo en cuenta que $\dot{\omega}_{x1} = \dot{\gamma}$, $\ddot{\omega}_{x1} = \ddot{\gamma}$ y tomando la conversión de La Place de la parte izquierda y derecha de la ecuación (4.35) se puede hallar lo siguiente:

$$\gamma(p) = \frac{M_{x1}^{\delta_s}}{I_{x1}p^2 - M_{x1}^{\omega_{x1}}p} [\delta_s(p) + \delta_{k.o}(p)] \quad (4.36)$$

Donde:

$\delta_{k.o}$ - Es la perturbación equivalente creada por el momento del flujo lateral y reducida al ángulo de desviación de los alerones:

$$\delta_{k.o} = \frac{M_{k.o}}{M_{x1}^{\delta_s}}$$

Considerando que $M_{x1}^{\omega_{x1}} < 0$ la función de transferencia del misil por el balanceo se puede escribir de la siguiente forma:

$$K_\gamma(p) = \frac{\gamma(p)}{\delta_s(p)} = \frac{k_\gamma}{p(1 + pT_\gamma)} \quad (4.37)$$

$$\left. \begin{aligned} k_\gamma &= \frac{M_{x1}^{\delta_s}}{-M_{x1}^{\omega_{x1}}} \\ T_\gamma &= \frac{I_{x1}}{-M_{x1}^{\omega_{x1}}} \end{aligned} \right\} \quad (4.38)$$

O teniendo en cuenta la formula (4.33)

$$\left. \begin{aligned} k_{\gamma} &= \frac{m_{x_1}^{\delta} V}{-m_{x_1 x_1}^{\omega} L} \\ T_{\gamma} &= \frac{I_{x_1} V}{-m_{x_1 x_1}^{\omega} 1 q S L^2} \end{aligned} \right\} \quad (4.39)$$

El coeficiente de esfuerzo del misil por balanceo depende del número Mach, y para diferentes Misiles es aproximadamente igual a 30-60 segundos⁻¹. La constante del tiempo T_{γ} es proporcional al momento de inercia e inversamente proporcional a la presión dinámica q . El rango de variación de la constante de tiempo T_{γ} para Misiles de mediano alcance es de 0.1-0.6 segundos.

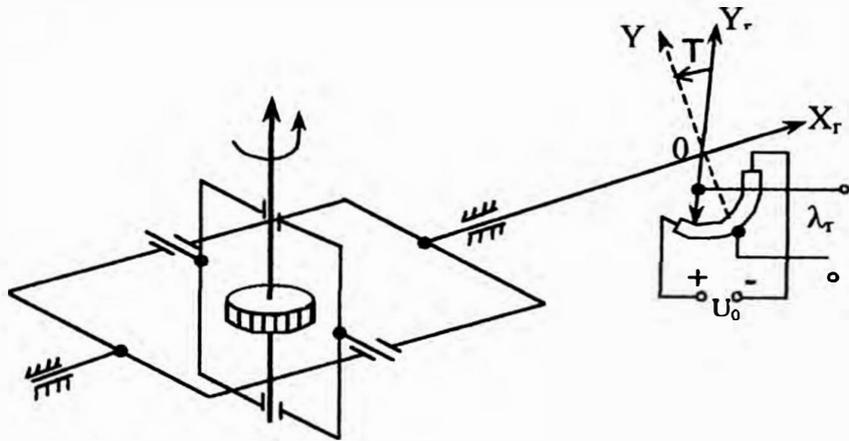
De esa forma el misil por balanceo se describe como un conjunto de circuitos de integración y aperiódico, es decir que con un ángulo constante de giro de los alerones o con un momento constante del flujo lateral, el misil estará girando por balanceo a una velocidad angular constante. Esto se debe a la ausencia del momento estabilizador por balanceo. El control del misil en este caso se dificulta. Por eso generalmente se toman las medidas especiales para una estabilización artificial del misil por el balanceo.

4.3.2. Sistema de estabilización del misil por balanceo.

Para la estabilización del misil por balanceo es necesario medir el ángulo de balanceo, compararlo con el ángulo dado y formar proporcionalmente al error de estabilización una señal de mando para la desviación de los alerones del misil. Los alerones crearán el momento de estabilización artificial.

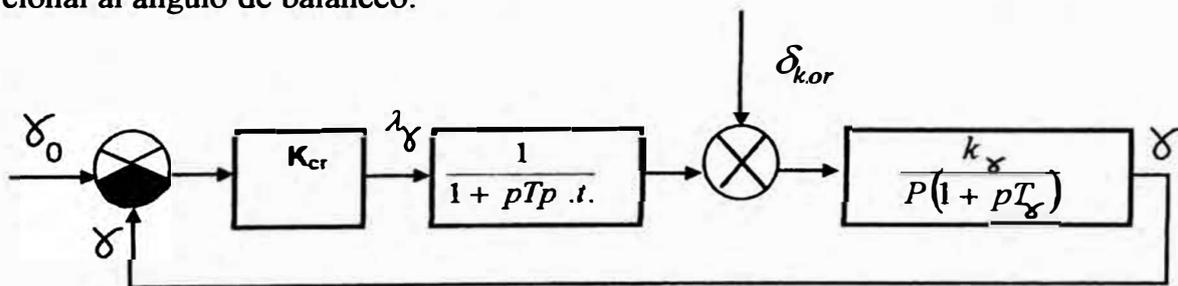
En los sistemas de autoguiado el misil se estabiliza por balanceo con relación a los ejes del dispositivo de medición. El ángulo de balanceo del dispositivo de medición en el sistema de ejes ligados al misil, puede ser medido con ayuda de un potenciómetro. En los sistemas de teleguiado la estabilización del misil por balanceo se realiza en un sistema de coordenadas fijas que generalmente coincide con la posición del sistema de ejes ligados al misil en el

momento de arranque del Misil. En este caso la medición del balanceo del misil se realiza por el giróscopo libre.



Dib 4.24 Esquema cinemático del principio de medición del ángulo de balanceo

El eje sensible del giróscopo libre es el eje OY_{gir} memoriza el plano de lanzamiento del misil (eje PY_l en el momento del lanzamiento) y en adelante queda inmóvil (dib 4.24). Si el misil gira alrededor de su eje longitudinal, entonces el potenciómetro emitirá una señal proporcional al ángulo de balanceo:



Dib 4.25 Esquema estructural del sistema de estabilización del misil por balanceo

$$\lambda_{cg} = k_{girosc.libre} \gamma$$

Donde:

k_{cg} - es el coeficiente de transformación del circuito del giróscopo libre.

En el Dib. 4.25 se muestra el esquema estructural del sistema de estabilización del misil por balanceo.

La perturbación que actúa en este sistema, lo constituye $k.o.$, que contiene la componente determinada y espontánea, cuyas características pueden ser halladas en base a la relación $M_{ko}(\alpha, \beta)$ por las características estadísticas de los ángulos de ataque y deslizamiento.

CONCLUSIONES

1. Han sido analizadas las propiedades dinámicas del misil como sistema de control. La función de transferencia del misil por cabeceo, calculada considerando sus características cuantitativas para distintas distancias de vuelo, permite escoger el esquema aerodinámico necesario del misil.
2. Han sido propuestos los sistemas de corrección para proporcionar al misil las propiedades dinámicas necesarias, las cuales permiten estabilizar los parámetros del misil considerando su altitud y la distancia de vuelo.
3. La función de transferencia del misil por balanceo y su sistema de estabilización, permite asegurar un guiado estable del misil durante su autoguiado, como durante el teleguiado.

CAPITULO V

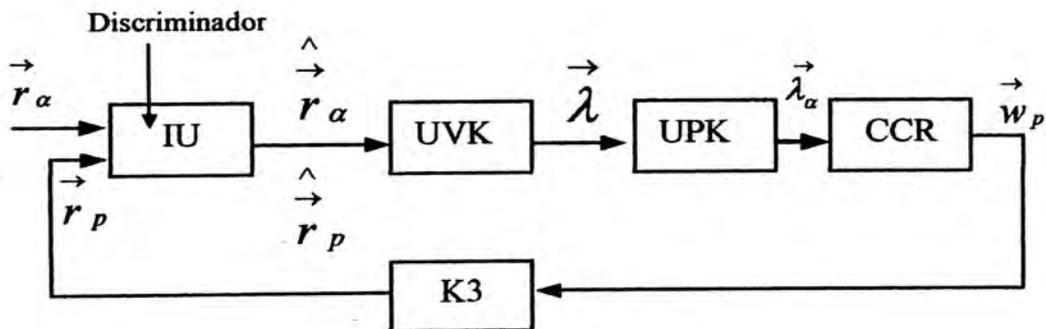
ESQUEMA ESTRUCTURAL Y CALCULO DEL CIRCUITO DE GUIADO DE MISILES TELEGUIADOS

V. ESQUEMA ESTRUCTURAL Y CALCULO DEL CIRCUITO DE GUIADO DE MISILES TELEGUIADOS

5.1. Cinemática del teleguiado.

5.1.1 Esquema estructural del circuito de guiado de Misiles.

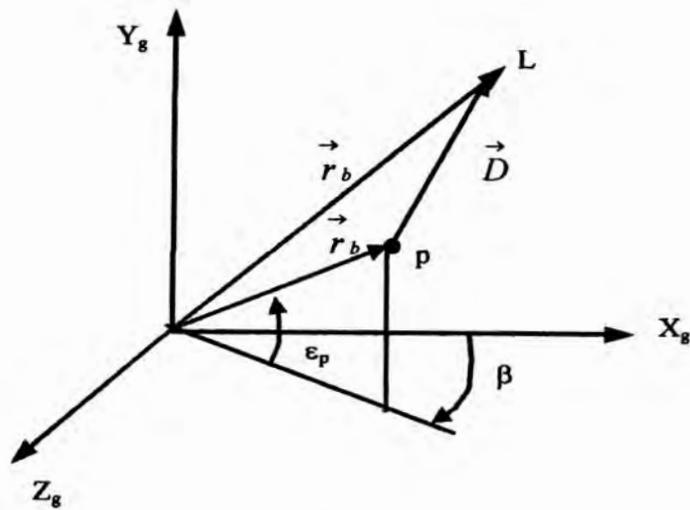
El conjunto de dispositivos que permite guiar el misil al blanco, se denomina Circuito de Guiado de Misil.



Dib. 5.1 Esquema estructural general del Circuito de Guiado de Misil

La estructura del sistema se muestra en el Dib 5.1, cumple una serie de tareas que son necesarias para el guiado del misil.

Los movimientos constantes del blanco y del misil exigen un control de sus posiciones que se realiza por los mecanismos de medición (IU) del sistema de guiado. En los sistemas de teleguiado el mecanismo de medición se ubica en tierra y generalmente determina la distancia r , el azimut β , el ángulo de elevación ε , es decir la posición de los radios vectores del blanco \vec{r}_b y del cohete \vec{r}_p (Dib 5.2).



Dib 5.2 Posiciones del blanco y del misil con relación al sistema de ejes ligados a tierra

En los sistemas de autoguiado los equipos de medición se ubican a bordo del misil y determinan las coordenadas del blanco con relación al misil, es decir la posición del radio – vector $\vec{D} = \vec{r}_b - \vec{r}_p$. En general las mediciones de las coordenadas del blanco y del misil se realizan con errores y por eso los valores de las coordenadas se puede presentar de la forma siguiente:

$$\hat{\vec{r}}_b = \vec{r}_b + \delta \vec{r}_b;$$

$$\hat{\vec{r}}_p = \vec{r}_p + \delta \vec{r}_p,$$

Donde:

$\delta \vec{r}_b$ y $\delta \vec{r}_p$ son vectores de errores de medición de las coordenadas y del misil respectivamente.

Si la posición del misil referente al blanco se diferencia de la necesaria determinada por el método de guiado, entonces se forma la señal de guiado del misil. La ley de formación del comando debe permitir la trayectoria deseada del movimiento del misil y las exigencias

dinámicas de guiado. De esta forma el mecanismo de formación de señales de mando es el principal mecanismo de corrección del sistema de guiado. Los movimientos en espacio se efectúan en tres planos: por cabeceo, por rumbo y por balanceo. Por eso los componentes del vector $\vec{\lambda}$ son las señales de guiado del misil en el plano vertical λ_g y en el plano horizontal λ_B la señal de guiado por balanceo λ_T .

Los sistemas de teleguiado de formación de señales se sitúan en tierra. Para transmitir las ordenes de guiado se cuenta con un sistema abordo del misil. El sistema de estabilización del misil transforma la señal de mando de guiado en la aceleración $\vec{\omega}_p$. Como resultado varía la dirección del movimiento del misil de acuerdo a las exigencias del método de guiado.

El carácter de variación de las coordenadas del centro de masas del misil en el espacio, se determina por las ecuaciones cinemáticas, que en la estructura del sistema de guiado se denominan cadena cinemática.

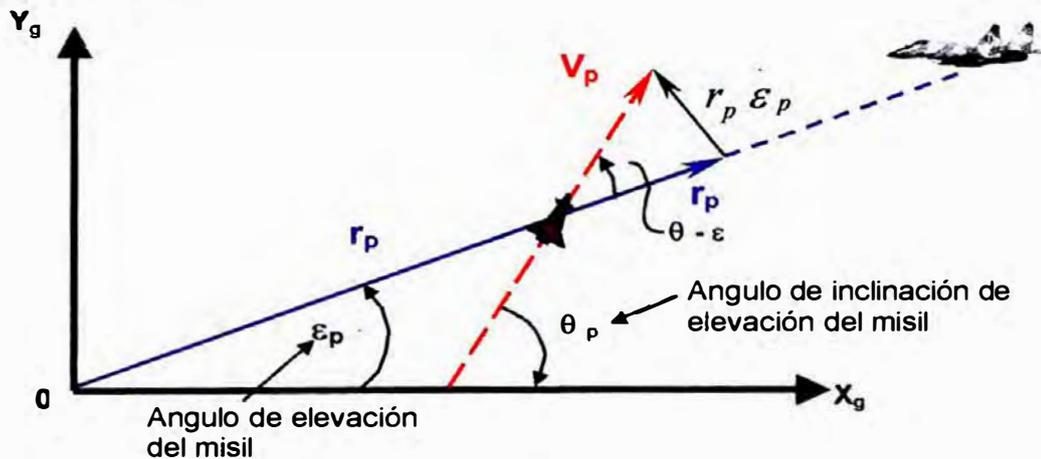
Para el análisis del sistema de guiado del misil es necesario describir la dinámica de todos los mecanismos del sistema. El sistema de ecuaciones obtenido cuenta con grandes dimensiones no lineales y cuenta con parámetros variables. Para simplificar el análisis de los sistemas de ecuaciones del misil se realiza por etapas. En la primera etapa todos los equipos del sistema de guiado se consideran ideales, es decir se supone que la medición de las coordenadas del blanco y del misil se realiza sin errores y la señal de mando se forma y se cumple al instante. Estas investigaciones se denominan cinemáticas y prevén el análisis de las trayectorias ideales (cinemáticas) del misil, eligiendo el método de guiado del misil al blanco, se evalúa la zona de destrucción por los datos teniendo en consideración la reserva de combustible y la maniobrabilidad del misil.

La segunda etapa de la investigación es un análisis dinámico de cada canal de guiado. Se emplean los resultados de la etapa anterior, así como los elementos no lineales, se determinan las características de variación de los coeficientes variables en la trayectoria cinemática. En esta etapa se realiza la síntesis de las correcciones y se determina la exactitud y calidad de trabajo del sistema de guiado.

En la etapa final se prepara un modelo y se realizan las pruebas relacionados con la evaluación del guiado y determinación de la zona de destrucción del CCAA. Mas adelante describiremos con más detalle las etapas que se emplean al analizar el guiado del misil al blanco, en el plano vertical.

5.1.2 Movimiento del blanco y del Misil en el plano vertical.

Los movimientos del misil y del blanco, durante el teleguiado se analizan en un sistema de coordenadas ligadas a tierra $ox_g y_g$, al inicio de las coordenadas se sitúa el puesto de mando del misiles (5.3).



Dib. 5.3 Movimiento del blanco y del misil en el plano vertical

La posición del misil con relación al panel de mando se determina por las coordenadas polares – por la distancia hasta el misil r_p y el ángulo de elevación del misil ε_p , que se mide por los equipos de medición del sistema de guiado. Estas coordenadas varían con el movimiento del misil a una velocidad V_p , inclinado con respecto al horizonte a un ángulo θ . Si proyectamos la velocidad del misil a la línea de visualización del misil y a la perpendicular, se puede encontrar dos ecuaciones, que al resolverlas nos van a dar los valores de r_p y ε_p

$$r_p = V_p \cos(\theta_p - \varepsilon_p) \quad (5.1)$$

$$r_p \varepsilon_p = V_p \sin(\theta_p - \varepsilon_p) \quad (5.2)$$

Al conocer el empuje del motor, la velocidad del misil se puede considerar como una función tiempo conocida $V_p(t)$. Mediante la variación del ángulo de inclinación de la velocidad del misil θ_p se realiza el guiado del misil en el vuelo.

La ley de guiado se denomina método de guiado, y en el teleguiado se presenta en forma de una relación entre el ángulo requerido (cinemático) de elevación del misil ε_p , dependiendo de las coordenadas del blanco y del misil y sus derivadas, obtenemos:

$$\varepsilon_k = \varphi(r_p, \varepsilon_p, r_b, \varepsilon_b, \dot{r}_p, \dot{\varepsilon}_p, \dot{r}_b, \dot{\varepsilon}_b)$$

Donde:

$r_p - \varepsilon_p$ - Es la distancia y el ángulo de elevación respectivamente.

El misil podrá volar de acuerdo a las exigencias del método de guiado, es decir por la trayectoria cinemática, si el ángulo de elevación real del misil es igual al necesario:

$$\varepsilon_k = \varepsilon_p = \varepsilon_b \quad (5.3)$$

Esta igualdad es una condición de una trayectoria ideal.

Si el ángulo de ubicación de elevación real del misil ε_p , se diferencia del requerido, entonces se forma la señal de mando:

$$\lambda = k(\varepsilon_k - \varepsilon_p), \quad (5.4)$$

Por esta ecuación variará la dirección del movimiento del misil, es decir el ángulo θ_p .

Las coordenadas del blanco pueden ser halladas mediante las ecuaciones cinemáticas análogas a las ecuaciones (5.1) y (5.2):

$$\dot{r}_b = V_b \cos(\Theta_b - \varepsilon_b); \quad (5.5)$$

$$r_b \dot{\varepsilon}_b = V_b \sin(\Theta_b - \varepsilon_b); \quad (5.6)$$

Donde:

V_b y Θ_b - son la velocidad del blanco y el ángulo de inclinación del vector de velocidad del blanco al horizonte respectivamente.

Para resolver estas ecuaciones es necesario proponer el carácter de variación de V_b y Θ_b , así como los valores iniciales de distancia al blanco r_{iso} , y del ángulo de elevación del blanco ε_p .

La resolución conjunta de las ecuaciones (5.1)-(5.6) permite encontrar la trayectoria del misil. En algunos casos el tipo concreto de trayectoria no se necesita determinar, es suficiente conocer su curvatura que caracteriza a una determinada velocidad del misil por la aceleración normal. Para determinar la relación de la aceleración normal del misil con sus coordenadas y sus derivadas, diferenciamos la ecuación (5.2) por el tiempo y obtenemos:

$$\dot{\gamma}_p \dot{\varepsilon}_p + \gamma_p \ddot{\varepsilon}_p = \dot{V}_p \sin(\Theta_p - \varepsilon_p) + V_p \left(\dot{\Theta}_p - \dot{\varepsilon}_p \right) \cos(\Theta_p - \varepsilon_p). \quad \omega = V \dot{\Theta}$$

De esta ecuación con la relación (5.2) se puede encontrar la aceleración normal del misil

$$\omega_p \cos(\Theta_p - \varepsilon_p) = \left(2\dot{r}_p - r_p \frac{\dot{V}_p}{V_p} \right) \dot{\varepsilon}_p + r_p \ddot{\varepsilon}_p. \quad (5.7)$$

Si el ángulo $(\Theta_p - \varepsilon_p)$ es pequeño, el $\cos(\Theta_p - \varepsilon_p) \approx 1$, y $\dot{r}_p \approx V_p$. Teniendo en cuenta estos valores, la ecuación (5.7) se transformará en:

$$\omega_p = x \dot{\varepsilon}_p + r_p \ddot{\varepsilon}_p; \quad (5.8)$$

Donde:

$$x = 2V_p - \frac{\dot{V}_p}{V_p} r_p; \quad (5.9)$$

Para las trayectorias cinemáticas se cumple la relación (3.42), y la ecuación (5.8) se puede escribir de la siguiente forma:

$$\omega_k = x \dot{\varepsilon}_k + r_p \ddot{\varepsilon}_k; \quad (5.10)$$

La primera parte de la formula (5.10) se debe a la presencia de un movimiento de avance del misil con una velocidad V_p , y un movimiento giratorio por la línea de visualización del misil con una velocidad angular $\dot{\varepsilon}_p$. Esta aceleración se denomina aceleración de Coriolis. El segundo componente se debe al giro del final del radio-vector del misil \vec{r}_p con una aceleración angular igual a $\ddot{\varepsilon}_p$.

Al pasar del tramo activo al tramo pasivo, la aceleración tangencial del misil \dot{V}_p cambia bruscamente, lo que origina un cambio sustancial de x , y ω_k , en particular a grandes distancias del misil r_p .

5.1.3 Teleguiado en el espacio aéreo.

Para analizar el movimiento del misil en el espacio tomemos un sistema de coordenadas (de medición) $OX_cY_cZ_c$, cuyo eje: OX_c coincida con la línea de visualización del misil (Dib.5.4). Este sistema está girado con relación al sistema de coordenadas ligado a tierra en el azimut β_p y el ángulo de elevación ε_p del misil. Obtenemos las ecuaciones cinemáticas relacionadas con las aceleraciones, que actúan en el misil, con las coordenadas del misil y sus derivadas.

La aceleración completa del misil se puede encontrar diferenciando el vector de distancia del misil:

$$\vec{\omega}_p = \frac{d^2}{dt^2} \vec{r}_p, \quad (5.11)$$

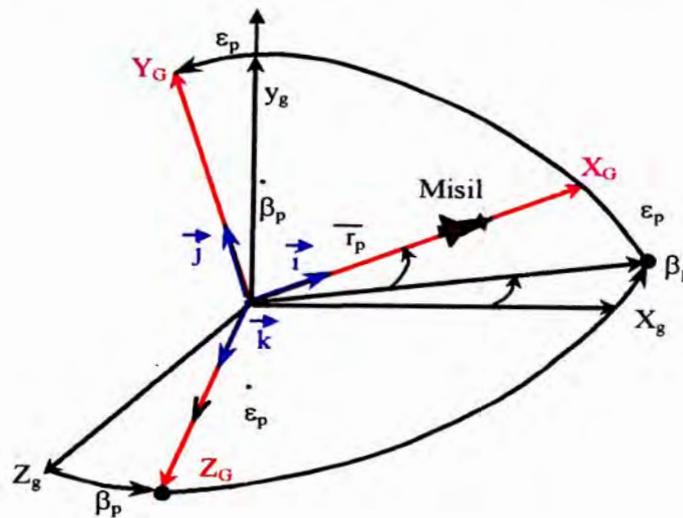
Si proyectamos este vector a los ejes del sistema de coordenadas estacionario, determinamos las relaciones de las aceleraciones del misil con respecto a sus coordenadas:

$$\omega_{xc} = \ddot{r}_p - r_p \left(\dot{\varepsilon}_p^2 + \dot{\beta}_p^2 \cos^2 \varepsilon_p \right); \quad (5.12)$$

$$\omega_{yc} = r_p \ddot{\epsilon}_p + 2 \dot{r}_p \dot{\epsilon}_p - r_p \dot{\beta}_p^2 \sin \epsilon_p \cos \epsilon_p ; \quad (5.13)$$

$$\omega_{zc} = r_p \dot{\beta}_p \cos \epsilon_p - 2 \dot{r}_p \dot{\beta}_p \cos \epsilon_p + 2 r_p \dot{\beta}_p \dot{\epsilon}_p \sin \epsilon_p ; \quad (5.14)$$

De este sistema de ecuaciones se puede observar que el movimiento del misil en el plano vertical y en el plano horizontal del sistema estacionario se encuentran relacionados. Así por ejemplo la variación del ángulo de elevación del misil origina un cambio de aceleración del misil no sólo en el plano vertical ω_{yc} , sino también en el plano horizontal ω_{zc} .



Dib 5.4 Relación de las posiciones de los sistemas de coordenadas estacionarias terrestres.

El sistema de ecuaciones (5.12)- (5.14) puede utilizarse para determinar las coordenadas del misil, si las aceleraciones: ω_{xc} , ω_{yc} , ω_{zc} están dadas, e integrando las ecuaciones (5.12)- (5.14). Análogamente se puede escribir el sistema de ecuaciones, que determina el carácter de variación de las coordenadas del blanco. Si la trayectoria del objetivo está dada y se sabe el método de guiado del misil al blanco, entonces en base a las ecuaciones (5.12) – (5.14) se puede hallar la aceleración del misil en el sistema estacionario de coordenadas.

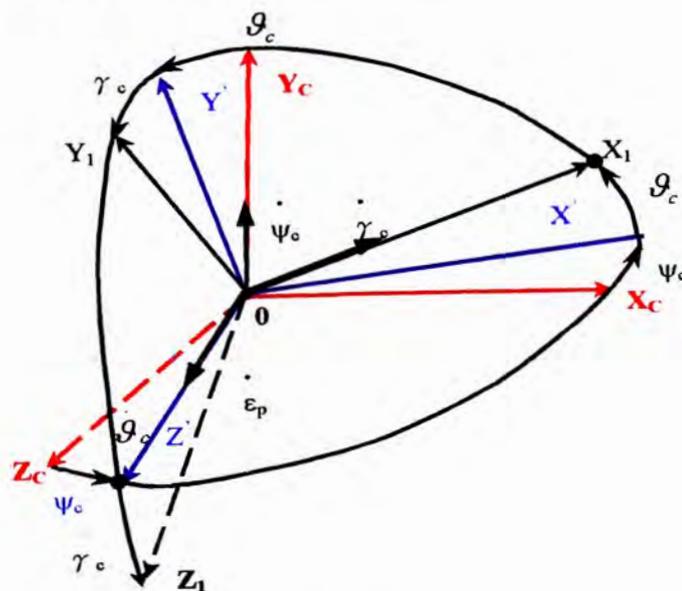
Con el sistema de ecuaciones (5.12)-(5.14) se puede determinar la variación de la proyección de la aceleración total del misil a los ejes del sistema estacionario de

coordenadas en el movimiento espacial del misil, es decir cuando varía el azimut y el ángulo de elevación del misil. Si la aceleración tangencial es $\dot{V}_p = 0$, entonces la ecuación obtenida (5.8) para la aceleración del misil durante el movimiento en el plano vertical, será diferente a la aceleración del misil durante el movimiento en el espacio, en la ecuación (5.13) por el tercer sumando que depende de la velocidad angular de variación del azimut del misil $\dot{\beta}_p$, es decir del movimiento del misil en el plano horizontal. A pequeñas velocidades angulares $\dot{\beta}_p$ y $\dot{\epsilon}_p$ sus multiplicaciones y cuadrados pueden despreciarse, y el sistema de ecuaciones (5.12)- (5.14) sería el siguiente:

$$\omega_{xc} = \ddot{r}_p ; \tag{5.15}$$

$$\omega_{yc} = 2\dot{r}_p \dot{\epsilon}_p + r_p \ddot{\epsilon}_p ; \tag{5.16}$$

$$\omega_{zc} = -\left(2\dot{r}_p \dot{\beta}_p + r_p \ddot{\beta}_p\right) \cos \epsilon_p ; \tag{5.17}$$



Dib. 5.5. La posición mutua del sistema de ejes ligados al misil y al sistema estacionario.

De esta forma con pequeños valores, los ε_p y β_p del movimiento en los planos, vertical y horizontal, del sistema de coordenadas estacionarios, se hacen independientes, si no se consideran la influencia del $\cos \varepsilon_p \varepsilon_{pb}$ en la ecuación (5.17).

La aceleración originada por las fuerzas que actúan sobre el misil durante el vuelo, que generalmente se proyectan en los ejes del sistema de coordenadas ligados a la velocidad. A pequeños ángulos de ataque y de deslizamiento el sistema de coordenadas ligados a la velocidad se puede considerar coincidente con el sistema de ejes ligados al misil. En el sistema de coordenadas ligados al misil, el misil recibe la influencia de las aceleraciones ω_{x1} , ω_{y1} , ω_{z1} . Encontremos la relación de estas aceleraciones en el sistema de coordenadas estacionarias.

El sistema de coordenadas ligados al misil se origina mediante el giro en tres ángulos de Euler ϕ_c , \mathcal{G}_c , γ_c del sistema de ejes estacionarios (Dib 5.5). La no coincidencia de ambos sistemas de coordenadas se denomina torsión de coordenadas. Para encontrar las proyecciones de las aceleraciones en el sistema estacionario es necesario realizar un giro contrario del sistema de ejes ligados al misil en los ángulos $-\phi_c - \mathcal{G}_c - \gamma_c$. El giro en el ángulo $-\gamma_c$ se muestra en el Dib 5.6. De este dibujo podemos encontrar las siguientes expresiones:

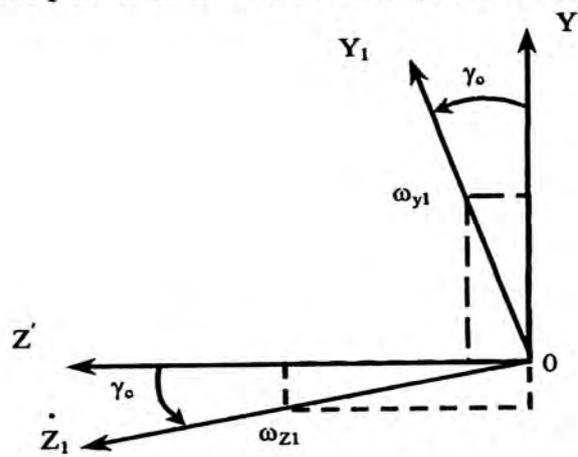
$$\omega_{y'} = \omega_{y1} \cos \gamma_c - \omega_{z1} \sin \gamma_c, \quad (5.18)$$

$$\omega_{z'} = \omega_{z1} \cos \gamma_c - \omega_{y1} \sin \gamma_c, \quad (5.19)$$

Estas coordenadas pueden ser presentadas en forma de gráfico como se muestra en el Dib. 5.7. Las reglas de transformación de las coordenadas se pueden describir de la siguiente forma:

- En los vértices se indica el ángulo de giro.
- A la parte inferior del vértice llega un eje, que va primero en el sentido de la agujas del reloj.
- La transición a un nivel (de y_1 a y' o de z_1 a z') se realiza al multiplicar el coseno por el ángulo indicado en el vértice del gráfico.

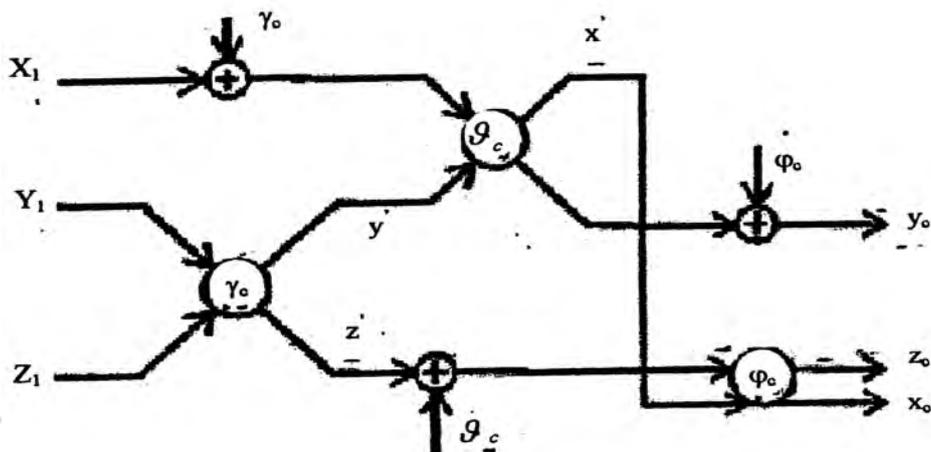
- Al cambiar de arriba hacia abajo, es necesario multiplicar por el seno, y de abajo hacia arriba se multiplica por "menos" seno del ángulo dado.



Dib.5.6 Giro del sistema de ejes ligados al misil, en el ángulo $-\gamma_t$

No es difícil verificar lo correcto de estas reglas, al comparar los resultados obtenidos empleando las formulas (5.18), (5.19)

En base a lo enunciado arriba, las reglas de proyecciones de las aceleraciones del misil en el sistema de coordenadas estacionario:



Dib 5.7 El grafico de transformación del sistema de ejes ligados al misil en el sistema de coordenadas estacionarias

$$\omega_{xc} = \omega_{x1} \cos \vartheta_c \cos \psi_c + \omega_{y1} (\sin \gamma_c \sin \psi_c - \sin \vartheta_c \cos \gamma_c \cos \psi_c) + \omega_{z1} (\cos \gamma_c \sin \psi_c + \sin \gamma_c \sin \vartheta_c \cos \psi_c); \quad (5.20)$$

$$\omega_{yc} = \omega_{x1} \sin \vartheta_c + \omega_{y1} \cos \gamma_c \cos \vartheta_c - \omega_{z1} \sin \gamma_c \cos \vartheta_c, \quad (5.21)$$

$$\omega_{zc} = -\omega_{x1} \cos \vartheta_c \sin \psi_c + \omega_{y1} (\cos \gamma_c \sin \vartheta_c \sin \psi_c + \sin \gamma_c \cos \psi_c) + \omega_{z1} (\cos \gamma_c \cos \psi_c - \sin \gamma_c \sin \vartheta_c \sin \psi_c); \quad (5.22)$$

La aceleración longitudinal del misil ω_{x1} a pequeños ángulos de ataque de deslizamiento, es igual a la velocidad tangencial V_p y constituye una función conocida del tiempo. Los factores que influyen en el carácter de variación de la velocidad de vuelo fueron analizados en el punto 3.5.

Las aceleraciones laterales ω_{y1} y ω_{z1} , son casi iguales a las aceleraciones normales y se forman proporcionalmente a la señal de mando.

Existen dos tipos de guiado de misil en el espacio: cartesiano y de polarización. Durante el guiado cartesiano las aceleraciones de guiado se originan :

- En el plano vertical (por el cabeceo);

$$\omega_{y1} \approx V_p \omega_{z1} = \varphi_1(r_b, \varepsilon_b, r_p, \varepsilon_p); \quad (5.23)$$

- En el plano horizontal (por el rumbo);

$$\omega_{z1} \approx V_p \omega_{y1} = \varphi_2(r_b, \beta_b, r_p, \beta_p); \quad (5.24)$$

El movimiento del misil alrededor del eje longitudinal no se permite, es decir que el misil se estabiliza por balanceo.

$$\omega_{x1} = 0 \quad (5.25)$$

Este método de guiado se emplea generalmente en el teleguiado, ya que el giro del misil por balanceo provoca la torsión de las coordenadas, que reduce la estabilidad y exactitud del guiado del misil al blanco.

En el caso del guiado polar, el misil puede girar por balanceo según la ley de guiado necesario. Este método se realiza más fácilmente durante el autoguiado, ya que el equipo de medición se encuentra abordo del misil y pueden tomarse medidas para la compensación de la acción de torsión de coordenadas.

5.1.4 Método de Tres Puntos.

Anteriormente hemos escrito las ecuaciones de los métodos de guiado, expresadas en forma imprecisa (5.24). Se puede ofrecer la cantidad infinita de métodos de guiado; pero se debe considerar que los métodos de guiado, al determinar la ley de formación de señales de mando y la información necesaria, influye considerablemente en la estructura y en la efectividad de todo el sistema de guiado de misiles.

Analizaremos las principales exigencias que deben ser consideradas al elegir un método de guiado.

El aumentar el alcance de vuelo y la exactitud de guiado del misil al blanco, exigen una pequeña curvatura de la trayectoria cinemática. Cuando la trayectoria se acerca más a la lineal, se necesita una menor fuerza de sustentación y un menor ángulo de ataque del misil, esto significa que será menor la fuerza de resistencia frontal. Esto generalmente se da a pequeñas alturas en capas de alta densidad de aire. Por otra parte una pequeña curvatura de la trayectoria debe tener lugar en el tramo final antes del encuentro del misil con el blanco. Para los movimientos curvilíneos de trayectoria, es necesaria una fuerza de guiado (sustentación) que se forma como resultado del suministro de las señales de mando.

En general las señales de mando son formadas proporcionalmente al error del guiado. Por eso cuando menos sea la curvatura de la trayectoria, mayor será la exactitud de guiado.

Para los cálculos de ángulo necesario de visualización del misil de acuerdo a la fórmula (5.3) es necesario medir las coordenadas del blanco y del misil. Al contar con errores significativos de medición de las coordenadas en el sistema de guiado de los misiles se originará perturbaciones significativas al formarse una señal de mando. De esa forma el método de guiado debe ser tal que la información para su realización sea simple y exacta. Además de la exactitud de guiado, esto permite una mejor funcionabilidad y un bajo costo del sistema de guiado.

Las fuentes de información deben estar protegidas contra interferencias, es decir la gran exactitud de medición de las coordenadas debe ser garantizada aunque aparezca una perturbación contraria.

Teniendo en cuenta el amplio uso por el enemigo de las maniobras contrarias del blanco en calidad de contramedidas, se requiere tener pequeña sensibilidad de la trayectoria del misil a la maniobra del blanco, es decir la trayectoria del misil debe anticiparse a las maniobras del blanco.

Con las exigencias descritas anteriormente, el método de guiado tiene además varias limitaciones que permiten el normal funcionamiento de los diferentes equipos del complejo coheteril. Así para la concordancia de las características de la espoleta y de carga de combate es necesario limitar el rango de los ángulos de encuentro del misil con el blanco. Al limitar el sector de barrido del radar es necesario tomar medidas para disminuir el ángulo de predicción del misil, para que no salga del sector determinado.

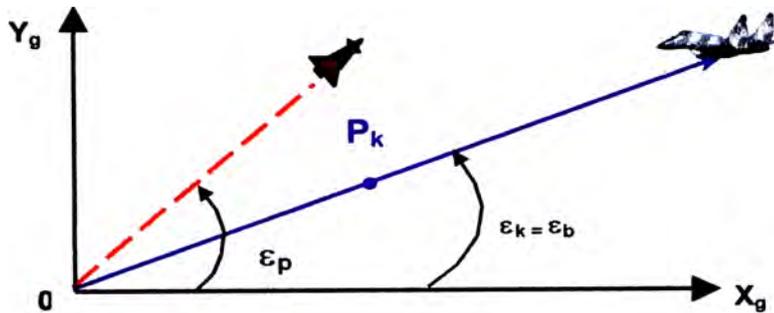
El método óptimo de guiado se sintetiza, formalizando las exigencias a los métodos en forma de criterio y limitando el movimiento del misil con los parámetros antes mencionados. Algunos problemas de la síntesis han sido resueltos. Pero lamentablemente, hallar un método de guiado óptimo para misiles teleguidados en forma analítica es difícil. En la práctica se emplea el Método de los Tres Puntos y de algunos métodos de rectificación de trayectoria.

El método de los tres puntos (TP) es el método de guiado por el cual el puesto de comando, el misil y el blanco todo el tiempo quedan en una misma línea, es decir el misil debe encontrarse en la línea de visualización del blanco.

Por consiguiente, el ángulo necesario (cinemático) de elevación del misil debe ser igual al ángulo de elevación del blanco (Dib. 5.8).

$$\varepsilon_k = \varepsilon_b; \quad (5.26)$$

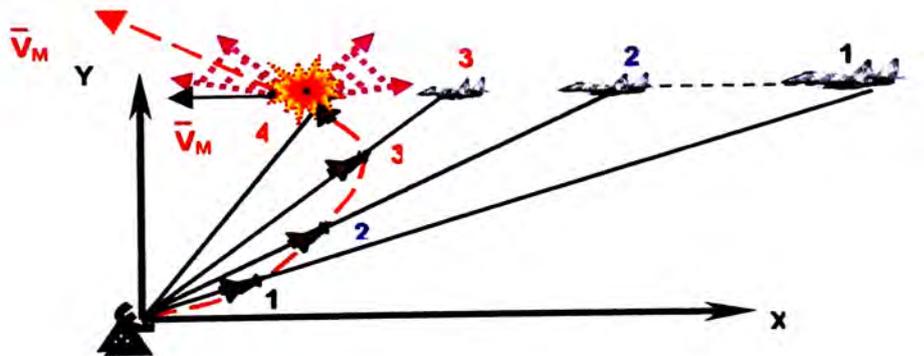
Si durante el proceso de guiado esta ecuación no se cumple, entonces en base a las mediciones de las coordenadas del blanco y del misil se genera la señal de mando y una aceleración normal



Dib 5.8 Posiciones del misil y del blanco con el Método de los Tres Puntos

$$\omega_p = k \left(\hat{\varepsilon}_b - \hat{\varepsilon}_p \right), \quad (5.27)$$

y el misil retorna a la trayectoria del método. Teniendo en cuenta la aceleración normal del misil generada por el sistema de estabilización y determinada por la fórmula (3.33) proporcional a la señal de mando la resolución conjunta de las ecuaciones (5.1), (5.2), (3.39) y (5.27) permite obtener la trayectoria de guiado con la ley dada de variación de la coordenada angular del blanco $\varepsilon_{ts}(t)$.



Dib 5.9 Construcción gráfica de la trayectoria mediante el Método de Tres Puntos

Conociendo el carácter de movimiento del blanco y a una velocidad dada del misil, se puede determinar la trayectoria, construyendo un grafico (Dib.5.9), seguidamente determinar la posición del misil mediante el cálculo de la ecuación (5.26) después de un tiempo determinado Δt . Se observa que al acercarse el misil al blanco que se mueve horizontalmente y a una velocidad constante, en los rumbos al encuentro la curvatura de trayectoria

del misil aumenta. Al cumplir la condición (5.26) la trayectoria del misil y del blanco se cruzan de todas maneras en el punto del encuentro. La aceleración normal cinemática constituye la característica de la curvatura de la trayectoria y puede ser hallada si se efectúa la ecuación diferencial (5.26) el número necesario de veces y colocar el resultado en la expresión (5.8).

$$\omega_{3p} = x \dot{\varepsilon}_b + r_p \ddot{\varepsilon}_b; \quad (5.28)$$

Si el objetivo se mueve con el parámetro nulo de rumbo, entonces la velocidad angular de giro de la línea de visualización del objetivo se puede hallar con la fórmula (5.6):

$$\dot{\varepsilon}_b = \frac{V_b}{r_b} \sin(\Theta_b - \varepsilon_b). \quad (5.29)$$

Diferenciando la ecuación (5.29) por el tiempo, se puede determinar la aceleración angular de la línea de visualización del objetivo:

$$\ddot{\varepsilon}_b = \frac{1}{r_b} \left[\omega_b \cos(\Theta_b - \varepsilon_b) - 2 \dot{r}_b \dot{\varepsilon}_b \right], \quad (5.30)$$

Donde:

$\omega_b = V_b \dot{\Theta}_b$ es la aceleración normal del objetivo.

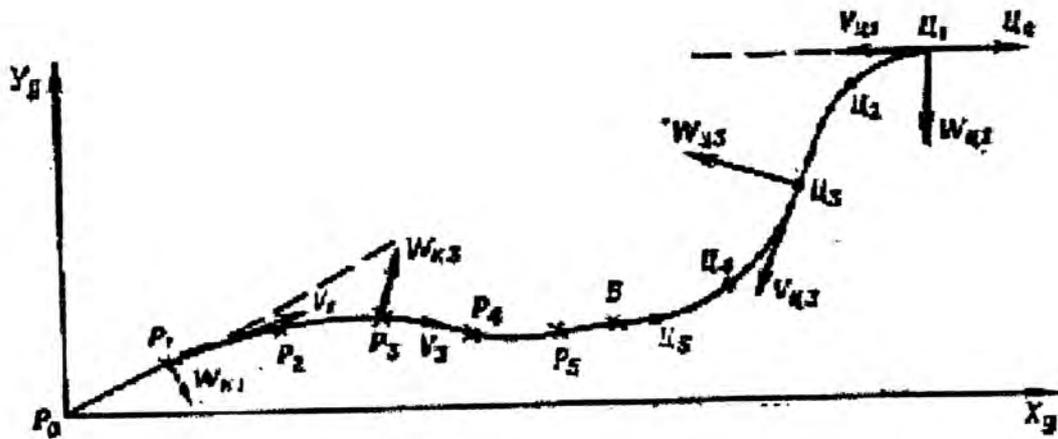
\dot{r}_b - se determina mediante la fórmula (5.5).

Del análisis de las fórmulas (5.28) –(5.30), se puede ver que la aceleración normal cinemática aumenta a altas velocidades del blanco y también a pequeñas distancias del blanco; es decir en la zona del límite cercano de la zona de destrucción. Si el blanco no maniobra, es decir $\omega_b = 0$, entonces el primer sumando de la ecuación (5.28) constituye generalmente el 60-70% ω_{3p} . Considerando la maniobra del blanco, la ω_{3p} puede ser hallada, si se coloca los valores en la ecuación (5.30) en la fórmula (5.28):

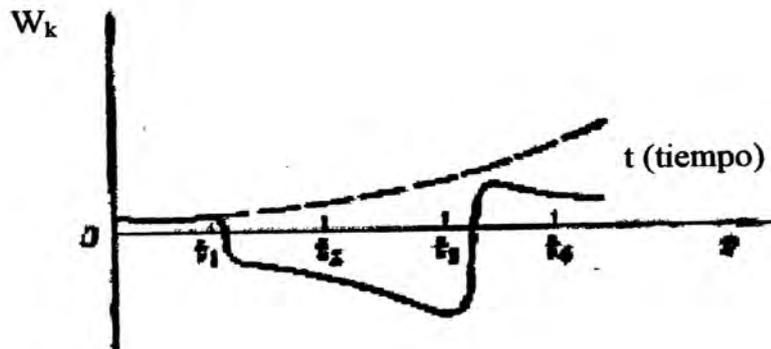
$$\omega_{3p} = \left(x - \frac{2\dot{r}_b}{r_b} r_p \right) \dot{\epsilon}_b + \frac{r_b}{r_p} \omega_b \cos(\Theta_b - \epsilon_b). \quad (5.31)$$

Como se observa en esta ecuación, la influencia del segundo sumando de la ecuación, que es determinante durante la maniobra del blanco, en la curva de la trayectoria del misil, depende del ángulo formado entre el vector de velocidad del blanco y la línea de visualización del blanco ($\Theta_b - \epsilon_b$) y de la relación de las distancias hasta el misil y hasta el blanco. En el Dib. 5.10 se muestra la trayectoria del misil durante el guiado a un blanco que realiza maniobra, y en el Dib. 5.11 se muestra el gráfico de la variación cinemática normal del misil. En las líneas punteadas se observa la trayectoria y la dependencia de $\omega_k(t)$ en ausencia de maniobra del blanco. Al analizar los gráficos se demuestra que sincronizadamente con ω_b varía bruscamente ω_k por un valor determinado por el segundo sumando en la fórmula (5.31). La alta sensibilidad de la trayectoria del misil a la maniobra del blanco es una deficiencia del Método de los Tres Puntos.

A pesar de las deficiencias, el Método de Tres Puntos ha recibido una amplia difusión. Esto se debe a que para la formación de las señales de mando mediante el Método de los Tres Puntos no es necesario medir la distancia al blanco. En condiciones de interferencias un guiado estable por la distancia es difícil. La formación de la señal de mando con el Método de Tres Puntos no exige computadoras complejas lo cual hace más barato el equipo del sistema de guiado y más efectivo. La pequeña curvatura de la trayectoria del tramo inicial de vuelo (Dib 5.9) es una ventaja del método ya que este tramo transcurre en capas de aire con alta densidad.



Dib.5.10 Carácter de la trayectoria del misil al emplear el Método de los Tres Puntos, con el blanco que realiza maniobras.



Dib.5.11 Carácter de variación de la aceleración cinemática normal.

5.1.5 Método de predicción.

Para obtener una trayectoria mas lineal que por el Método de los Tres Puntos, el misil debe ser guiado al blanco con predicción (dib 5.12) es decir que el ángulo de elevación del misil debe ser igual a:

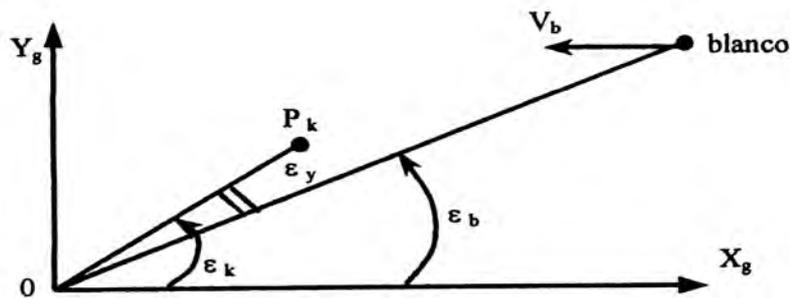
$$\varepsilon_k = \varepsilon_b + \varepsilon_y, \quad (5.32)$$

Donde:

ε_y - Es el ángulo de predicción de la línea de visualización del misil

Es evidente que la predicción debe ser tanto mayor cuanto mas rápido se desplaza el blanco, es decir el ángulo de predicción debe depender de $s_b, \dot{\epsilon}_b, \ddot{\epsilon}_b, \dots \epsilon_b$ etc. Teniendo en cuenta la insuficiente precisión de medición, se puede expresar el ángulo de predicción de la siguiente forma:

$$\epsilon_y = c(t)\epsilon_b. \quad (5.33)$$



Dib. 5.12 Posición del misil y del objetivo con los métodos de rectificación de la trayectoria

El coeficiente de proporcionalidad o el coeficiente de predicción, $c(t_n)$ debe permitir cumplir las exigencias necesarias del método de guiado. Es obvio para que tenga lugar el misil con el blanco, el ángulo de predicción en el punto de encuentro debe ser igual a cero:

$$c(t_v) = 0, \quad (5.34)$$

Donde:

t_v - tiempo de vuelo del Misil

Determinamos cuál debe ser el coeficiente de rectificación $c(t)$ para que la curvatura de la trayectoria del misil en el punto del encuentro sea la mínima. Diferenciamos la fórmula (5.32) considerando la relación (5.33) dos veces e introducimos el resultado en la expresión (5.10).

Entonces la velocidad cinemática normal se determina mediante la siguiente relación:

$$\omega_k = c \left(x \ddot{\varepsilon}_b + r_p \dddot{\varepsilon}_b \right) + \left[x \left(1 + \dot{c} \right) + r_p \ddot{c} \right] \dot{\varepsilon}_b + r_p \left(1 + 2\dot{c} \right) \ddot{\varepsilon}_b, \quad (5.35)$$

Donde:

\dot{c} y \ddot{c} - velocidad y aceleración del coeficiente de predicción respectivamente.

Para que el tercer sumando de la ecuación (5.35) sea igual a cero, es necesario que en el punto de encuentro se cumpla:

$$\dot{c}(t_v) = -0,5. \quad (5.36)$$

Igualando ω_k a cero, se puede determinar el valor necesario de la segunda derivada:

$$\ddot{c}(t_v) = -\frac{0,5x}{r_p} \approx -\frac{1}{t_v}. \quad (5.37)$$

Analizaremos el tiempo de vuelo que resta para el encuentro t :

$$\tau = t_v - t$$

Donde :

t - es el tiempo en curso calculado a partir del lanzamiento.

Considerando que $d\tau = -dt$, en base a las ecuaciones (5.34) – (5.37) se puede hallar el coeficiente de rectificación en el punto del encuentro dependiendo de τ .

$$c(\tau) = 0,5\tau - \frac{\tau^2}{2t_v}. \quad (5.38)$$

Para la realización de este coeficiente de rectificación es necesario calcular el tiempo de vuelo t_{vuelo} y el tiempo que queda para el encuentro τ .

El tiempo remanente de vuelo se puede determinar sabiendo la distancia entre el misil y el blanco $\Delta r = r_{bl} - r_{misil}$ y la velocidad de su variación Δr :

$$\tau = \frac{\Delta r}{|\dot{\Delta r}|} \quad (5.39)$$

Es difícil predecir con gran exactitud el tiempo de vuelo t_{vuelo} . Por eso el segundo sumando de la fórmula (5.38) no se considera. Considerando las ecuaciones (5.32), (5.33) y (5.39), se puede escribir:

$$\varepsilon_k = \varepsilon_b + \frac{\Delta r}{2|\dot{\Delta r}|} \dot{\varepsilon}_b \quad (5.40)$$

Este método se denomina método de predicción. Analizamos las propiedades de este método.

Método de Predicción

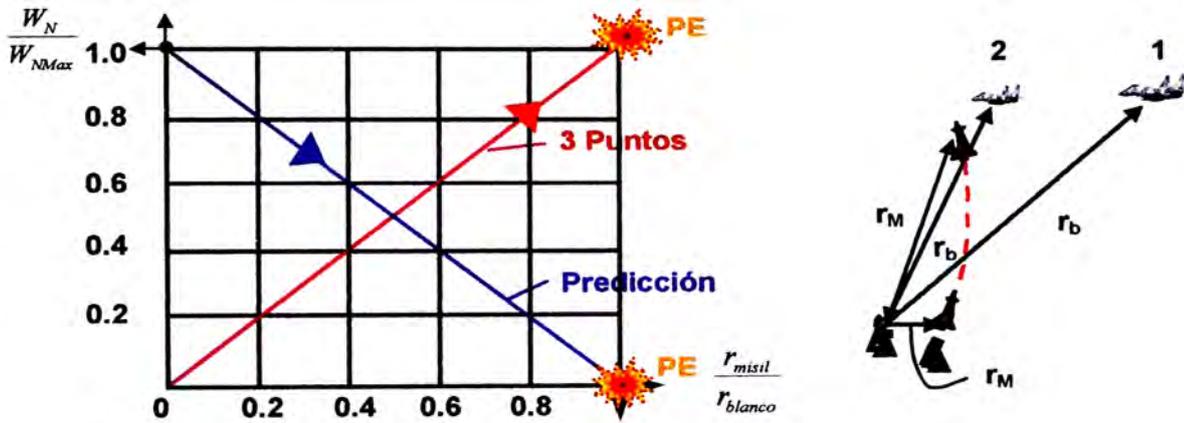
La aceleración cinemática normal para el método de predicción se puede encontrar mediante la fórmula (5.35) resolviendo la ecuación (5.38), sin considerar el segundo sumando y considerando que $\ddot{c} = 0$:

$$\omega_{cinem. predicc.} = 0,5x \dot{\varepsilon}_b + 0,5x\tau \ddot{\varepsilon}_b + 0,5r_p \tau \ddot{\varepsilon}_b \quad (5.41)$$

En el punto de encuentro $\tau = 0$ y

$$\omega_{cinem. predicc.} = 0,5x \dot{\varepsilon}_b \quad (5.42)$$

Si el objetivo no está maniobrando, entonces la aceleración cinemática normal en el punto del encuentro para el método predicción es mas o menos tres veces menor, que para el Método de Tres Puntos.



Dib. 5.13 Sensibilidad cinemática de la aceleración normal ω_b al maniobrar el objetivo por el método TT y PC y el método de los tres puntos en las derivadas, siendo $\cos(\Theta_b - s_b) \approx 1$

Considerando que durante la maniobra del blanco aumenta considerablemente ε_b , en base a la fórmula (5.42) se puede concluir que la trayectoria del método de predicción en la zona del punto de encuentro, es poco sensible a la maniobra del blanco.

La sensibilidad a la maniobra del blanco a lo largo de la trayectoria, puede ser analizada en base a las ecuaciones (5.30) y (5.41). Para simplificar, en la ecuación (5.41), el tercer sumando se puede hallar mediante la relación siguiente:

$$\omega_{cinem.predicc.} \approx 0,5x\varepsilon_b + \frac{0,5x\tau}{r_b} \left[\omega_b \cos(\Theta_b - \varepsilon_b) - 2r_b \varepsilon_b \right], \quad (5.43)$$

Considerando que $x \approx 2V_p$, y $\tau = t_v - t$, teniendo como base esta ecuación se puede determinar el aumento de la aceleración cinemática normal para el método de predicción provocado por la aceleración normal del blanco:

$$\Delta\omega_{cinem.predicc.} \approx \left(1 - \frac{r_p}{r_b} \right) \omega_b \cos(\Theta - \varepsilon_b), \quad (5.44)$$

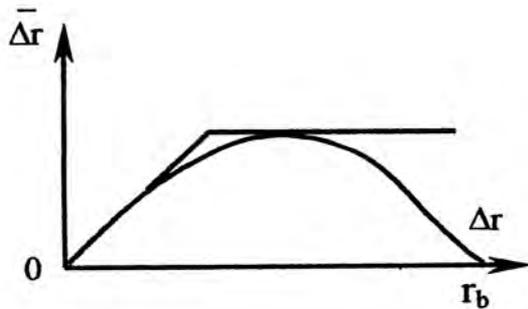
El análisis de las derivadas de las ecuaciones 5.41, 5.43 y 5.44, es aproximado, ya que en estas ecuaciones se suponía que la parte remanente del tiempo de vuelo τ es una función lineal del tiempo t , que tiene lugar cuando $\Delta \ddot{r} = const.$ Para determinar con exactitud las aceleraciones cinemáticas normales mediante el método de predicción, es necesario diferenciar dos veces la ecuación (5.40) por el tiempo y luego el resultado obtenido colocarlo en la fórmula (5.10).

Después de realizar los análisis de los gráficos en el Dib. 5.13 se observa la necesidad de creación de un método combinado de guiado: en el tramo inicial del vuelo cercano, al Método de Tres Puntos, y en el tramo final cercano al método predicción, puede resolverse mediante la sustitución de Δr en la ecuación (5.40) por una cierta función $\overline{\Delta r} = f(\Delta r)\Delta r = f(\Delta r)$, cuyos posibles perfiles se muestran en el Dib. 5.14 y pueden ser obtenidos mediante la fórmula (5.38).

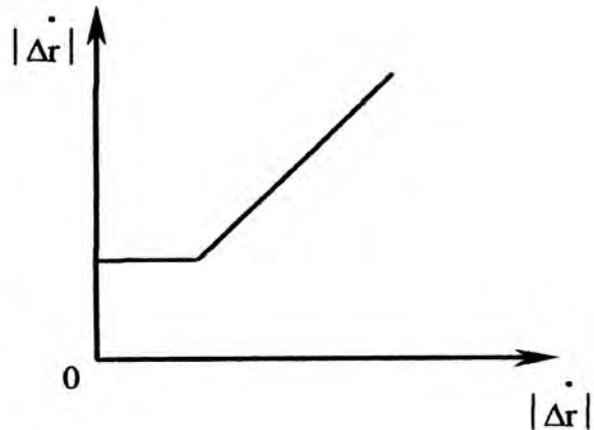
La limitación del Δr permite al mismo tiempo disminuir el ángulo de predicción, que es muy importante, si las coordenadas del objetivo y del misil se miden por un radar con un sector de barrido limitado. En la ecuación (5.40) se puede apreciar también que a pequeños valores de $|\Delta r|$, el ángulo de predicción puede ser muy grande, por eso en la práctica el Δr se limita en forma de la relación $|\Delta r| = \varphi \Delta r$, mostrada en el Dib. 5.15.

De esta forma la ecuación del método de predicción, considerando las limitaciones introducidas, se puede escribir de la siguiente forma:

$$\varepsilon_{cinem. predicc.} = \varepsilon_b + \frac{\overline{\Delta r}}{2|\Delta r|} \varepsilon_b, \quad (5.45)$$



Dib. 5.14 Perfil de la función $\bar{\Delta r} = f(\Delta r)$ mediante el método de predicción



Dib. 5.15 Limitación del $|\dot{\Delta r}|$, durante el método de predicción.

La necesidad de realizar la medición de la distancia entre el misil y el objetivo constituye un defecto de este método, así como la dificultad de la medición de la distancia al objetivo en condiciones de perturbaciones.

La medición de todos las componentes que forman parte del ángulo de predicción, se efectúa con errores. Estos errores del ángulo de predicción pueden ser calculados con la fórmula siguiente:

$$\delta \varepsilon_y = \frac{\partial \varepsilon_y}{\partial \Delta r} \delta \Delta r + \frac{\partial \varepsilon_y}{\partial \dot{\Delta r}} \delta \dot{\Delta r} + \frac{\partial \varepsilon_y}{\partial \varepsilon_b} \delta \varepsilon_b, \quad (5.46)$$

Donde:

$\delta \Delta r$, $\delta \dot{\Delta r}$, $\delta \varepsilon_b$ – son los errores de medición de los componentes respectivos.

El error de determinación del ángulo de predicción $\delta \varepsilon_y$, influye en la calidad de rectificación de la trayectoria y en la exactitud del guiado del misil al objetivo. Los ruidos que llegan por el canal de predicción pueden aumentar los errores de fluctuación de guiado. Lo que se puede apreciar mediante la fórmula (5.45) los errores constantes de medición

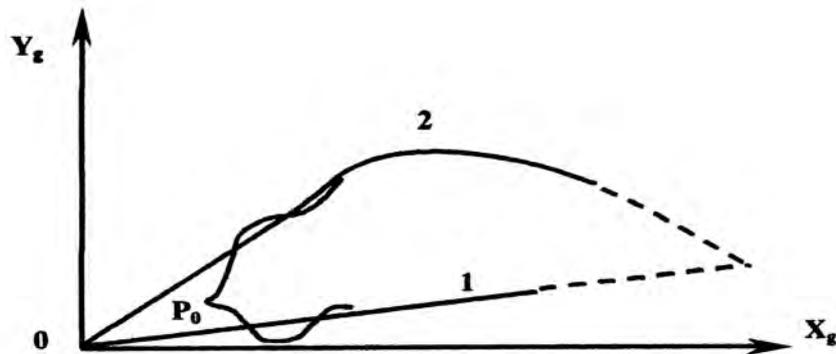
$\delta_{\varepsilon_{blanco}}$ y $\delta\Delta r$ influyen en la calidad de la corrección, pero prácticamente no varían el error de guiado, ya que en el punto de encuentro $\Delta r = 0$. Por consiguiente se puede atenuar los valores medidos: $\hat{\varepsilon}_b$ y $\hat{\Delta r}$ con ayuda de los filtros con grandes constantes de tiempo.

En general para la obtención del ángulo de predicción se puede emplear ε_b y Δr , como valores constantes promedios, según las condiciones de combate. Este método de guiado se denomina Método <C>, cuya ecuación es la siguiente:

$$\varepsilon_k = \varepsilon_b + C\Delta r \quad (5.47)$$

Los errores de cálculo de predicción en el Método <C> dependen de los errores de medición de Δr , y como resultado del nivel de ruido que ingresa en el sistema de guiado por el canal de predicción, es menor que para el método de la predicción. La aceleración cinemática normal mediante el Método <C>, es análogo al del método de predicción para condiciones de disparo para las cuales se eligió el coeficiente <C>. Con otras condiciones este coeficiente no es óptimo y la curvatura de trayectoria aumenta.

Corrección de los métodos de guiado al disparar a los objetivos que vuelan a bajas alturas. En el tramo inicial de vuelo la velocidad del misil es pequeña y el misil como regla general no se guía. Ya que en esta etapa el vuelo del misil es autónomo y sobre el misil actúan diferentes perturbaciones, entonces en el momento de inicio de guiado, el misil está fuera de su trayectoria cinemática, es decir tiene lugar el error de disparo.



Dib. 5.16. Aumento del ángulo de elevación de la trayectoria al disparar a objetivos que vuelan a bajas alturas.

Durante el proceso transitorio de formación de errores iniciales de disparo a objetivos que vuelan a bajas alturas, puede producirse el choque del misil con el suelo (Dib. 5.16). Para eliminar esta posibilidad es necesario elevar la trayectoria cinemática a un mayor ángulo sobre la tierra (en el Dib. 5.16, la trayectoria 2). Para emplear el Método de los Tres Puntos, al ángulo de elevación del objetivo se puede adicionar el sumando ecopotencialmente decreciente en el tiempo:

$$\varepsilon_{3P} = \varepsilon_b + \varepsilon_0 e^{-\frac{t}{\tau}} \quad (5.48)$$

La constante de tiempo del factor exponencial τ puede elegirse de tal forma que el segundo sumando de esta ecuación no aumente los errores de guiado en el límite cercano de la zona de destrucción.

La trayectoria cinemática del método de la predicción, puede ser elevada mediante el aumento de la velocidad angular de giro de la línea de visualización del objetivo:

$$\varepsilon_{cinem.predicc.} = \varepsilon_b + \frac{\varepsilon_b + K}{2|\Delta r|} \Delta r, \quad (5.49)$$

Donde:

K - es una constante.

Puede resultar que $K \gg \dot{\varepsilon}_b$, entonces la velocidad angular puede despreciarse. Este método se denomina método <K> y constituye un método intermedio entre los métodos <C> y el método de la predicción.

Los procesos transitorios considerables durante el tiempo de movimiento del misil a baja altura se pueden originar también durante las maniobras del objetivo. Lo más peligroso es la picada del blanco durante el guiado del misil por el método de la predicción. El misil anticipando el movimiento objetivo puede chocar con la tierra. Para eliminar esta posibilidad es necesario eliminar el ángulo de predicción, es decir emplear el Método de Tres Puntos. La ecuación de este método mixto se escribe de la siguiente forma:

$$\varepsilon_b = \begin{cases} \varepsilon_b + \frac{\dot{\varepsilon}_b}{2|\Delta r|} \Delta r & \dot{\varepsilon}_b \geq 0 \\ \varepsilon_b & \dot{\varepsilon}_b < 0 \end{cases} \quad (5.50)$$

La información adicional para corregir los métodos durante el disparo a objetivos que vuelan a bajas alturas es la altura de vuelo del objetivo que puede ser calculada en base a los valores siguientes: \hat{r}_b y $\hat{\varepsilon}_{bb}$.

Para un misil de mediano alcance, con la elevación del misil sobre la tierra a una altura $h_0 \cong 200m$ y su aceleración $\omega_{Misil} = 15g$, el tiempo de su salida a la trayectoria cinemática de vuelo será igual a :

$$T = \sqrt{\frac{4h_0}{w_m}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 200}{15g}} = 2,3 \text{ seg} \quad (5.51)$$

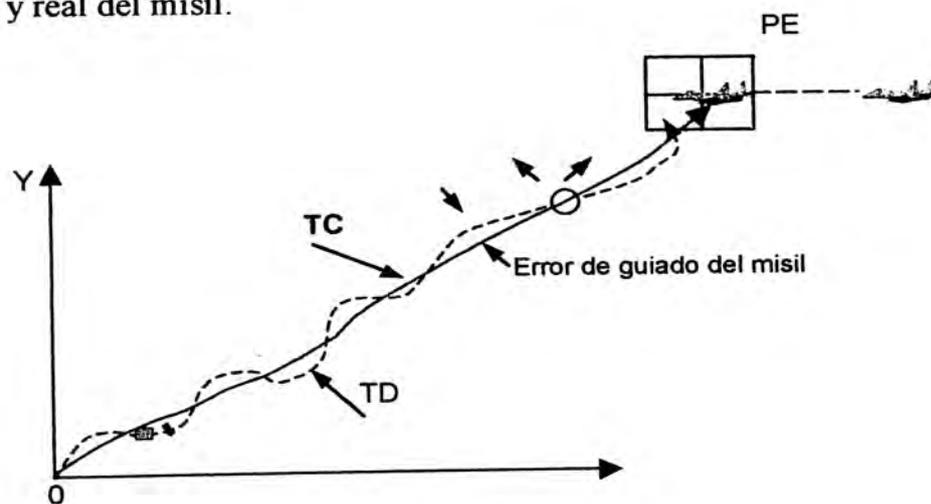
5.2. Exigencias de la precisión de guiado del Misil.

5.2.1. Circuito de guiado del Misil.

Se demostró que para el guiado del misil hacia el blanco, es necesario contar con un circuito de guiado de misil (CGM).

CGM está destinado para mantener el misil en la trayectoria cinemática por la cual debe volar el misil.

La trayectoria cinemática (TC).- Representa a la trayectoria calculada por la cual debe volar el misil, que con gran exactitud impactará con el blanco. En el Dib.5.17 se muestra la trayectoria calculada y real del misil.



Dib.5.17 Trayectoria de vuelo del misil

Donde:

TC – Trayectoria cinemática.

TD – Trayectoria dinámica.

Realmente el misil vuela por la trayectoria dinámica, la cual no coincide con la trayectoria cinemática. Entre TC y TD existen errores de guiado que incluyen los errores dinámicos y de fluctuaciones:

$$ET = ED + EF \quad (5.52)$$

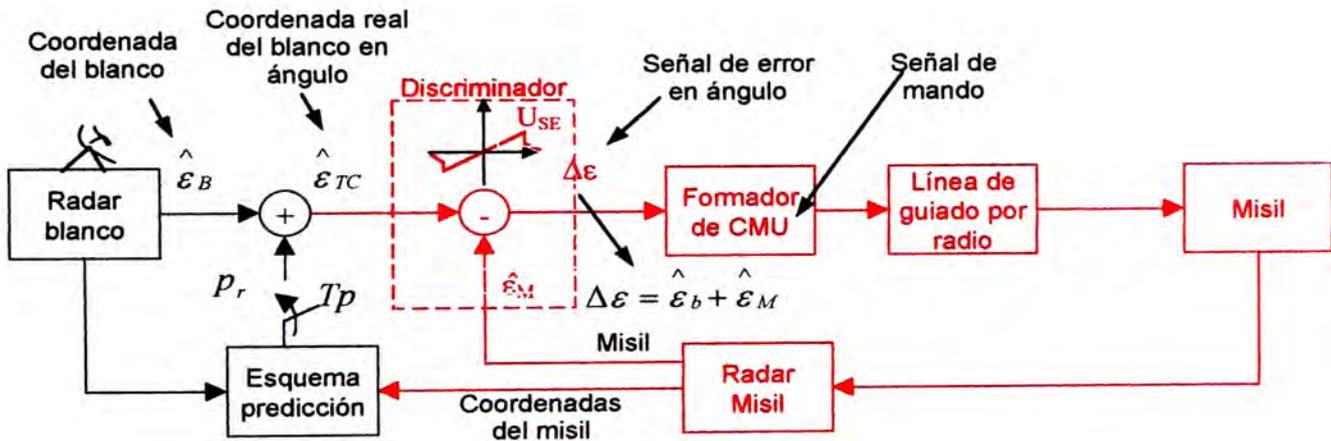
Donde:

ET – Error total

ED – Error dinámico

EF – Error de fluctuación

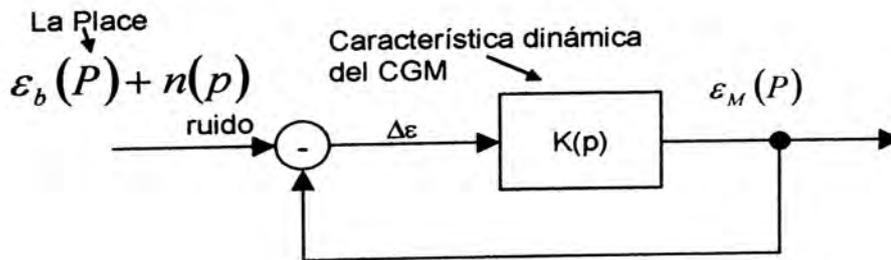
El CGM se representa como un sistema de control, el cual se muestra en el Dib.5.18 dentro de un plano de guiado.



Dib.5.18 Circuito de realimentación

En la entrada de este sistema (Dib.5.19), llega la coordenada del blanco y la interferencia, y en la salida se forma la coordenada del misil. En el proceso de funcionamiento de este esquema, el error $\Delta\epsilon$ debe tender a cero.

De acuerdo al Dib.5.18, el esquema estructural CGM tiene la siguiente forma:



Dib.5.19 Esquema estructural del CGM

El CGM resuelve los siguientes problemas:

1. Determina el error de desviación de la trayectoria real del misil de la trayectoria cinemática con ayuda del discriminador.
2. En base al método de guiado elegido, se forma el comando de guiado, que permite el movimiento del misil por la trayectoria cinemática (TC).
3. El comando de mando se cifra, se forma y se envía a bordo del misil.

En el proceso de guiado, el misil es guiado en dos planos, el horizontal y el vertical. Debido a esto para cada plano debe haber iguales sistemas de guiado de misil.

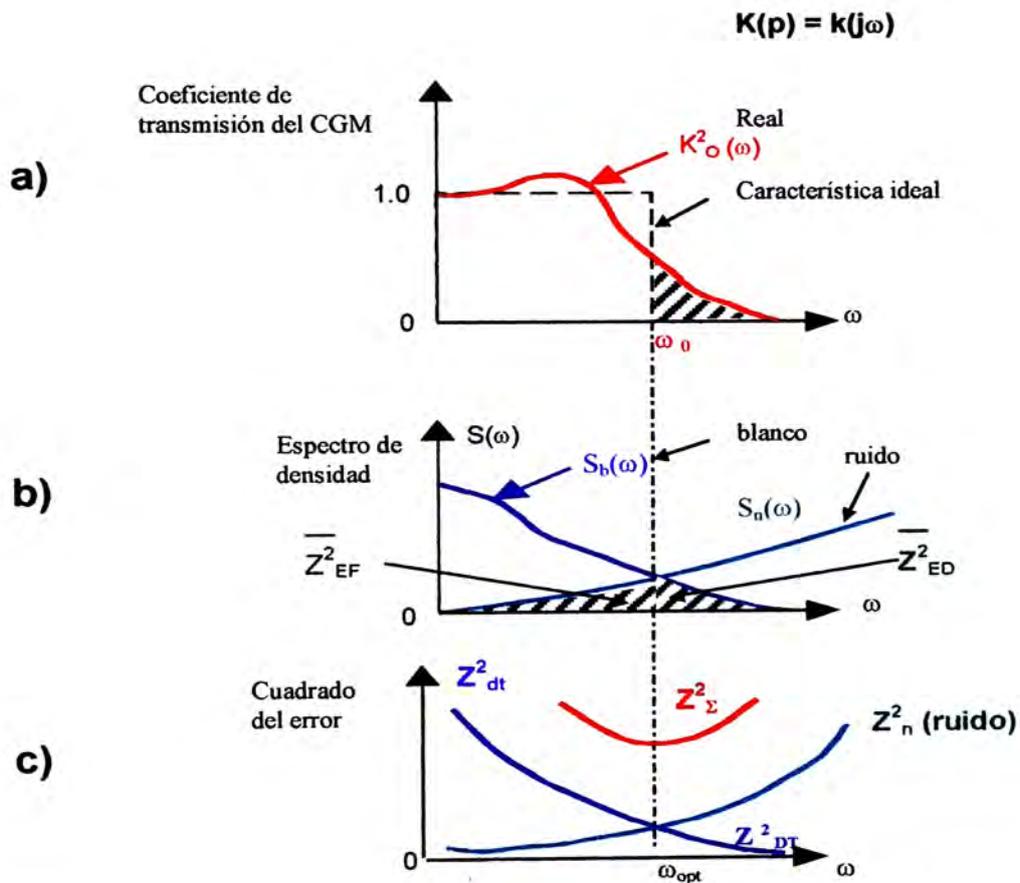
En base al esquema mostrado, el CGM está integrado por los siguientes elementos:

- El misil como objeto de guiado.
- El discriminador para la medición de los errores de desviación de la trayectoria real del misil de la trayectoria cinemática.
- Formador del comando de guiado, en forma de una computadora, para el cálculo de los comandos de guiado.
- Línea de guiado por radio para la transmisión del comando de control del complejo de tierra a bordo del misil.
- Radares, que se usa para la medición de las coordenadas espaciales del blanco y del misil (alcance, ángulo y azimut).

El CGM como sistema de guiado automático, presentado en el Dib.5.19, puede ser analizado desde el punto de vista de la teoría del sistema de control con realimentación. Para esto se determina el parámetro de información de entrada (coordenada del blanco), su espectro y el espectro de la interferencia. Para el análisis de las características de precisión de dicho sistema, se determina su característica de transferencia de forma cerrada de acuerdo a la siguiente ecuación:

$$K_o(p) = \frac{K(p)}{1+k(p)} = K_o(\omega)e^{i\varphi(\omega)} \quad (5.53)$$

Si consideramos el CGM como un sistema ideal de traqueo con banda ω_0 , entonces este sistema será representado por un filtro ideal con banda ω_0 mostrado gráficamente en el Dib.5.20 a).



Dib. 5.20 Características de transmisión

En el Dib.5.20 b), se presentan las densidades espectrales de la serial de entrada del blanco $S_b(\omega)$ y de la interferencia $S_n(\omega)$.

El Error dinámico se determina por el espectro de la serial de entrada del blanco que sale del rango de la banda, y se expresa analíticamente en la siguiente ecuación:

$$\bar{Z}_{ED}^2 = \frac{1}{\pi} \int_{\omega_0}^{\infty} |1 - |k_o(\omega)|^2| S_b(\omega) d\omega. \quad (5.54)$$

El error de fluctuación, se determina por la interferencia que se encuentra dentro de la banda del filtro, y se expresa analíticamente de la siguiente forma:

$$\bar{Z}_{EF}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\omega_0} k^2(\omega) S_n(\omega) d\omega. \quad (5.55)$$

En el Dib. 5.20, podemos apreciar que el aumento de la banda del CGM ω_0 conlleva a la disminución del ED y al aumento del EF y viceversa, Dib.5.20 c).

Existe una banda óptima del CGM, cuando el Error total del guiado es $Z_{\Sigma}^2 = \bar{Z}_{ED}^2 + \bar{Z}_{EF}^2$ sea el mínimo, es decir, cuando el ED y el EF son iguales $\bar{Z}_{ED}^2 \cong \bar{Z}_{EF}^2$.

Por ejemplo: si el CGM tiene la siguiente característica de transferencia en forma de integrador:

$$K(p) = \frac{K_v}{p} \quad (5.55)$$

Entonces, la característica de transferencia del sistema de traqueo cerrado tiene la siguiente forma:

$$K_o(p) = \frac{K(p)}{1 + K(p)} = \frac{K_v}{K_v + p} \quad (5.56)$$

Entonces, la banda de admisión del sistema de traqueo en forma de filtro se determina por:

$$\Delta f_{CGM} = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{K_v^2}{K_v^2 + \omega^2} d\omega = \frac{K_v}{2} \quad (5.57)$$

El ED del CGM (M9) al efectuar las mediciones del ángulo del blanco ε_b se determina:

$$Z_{DT} = \frac{\varepsilon_m}{K_v} \quad (5.58)$$

El EF se determina por los ruidos dentro de este CGM de la siguiente forma:

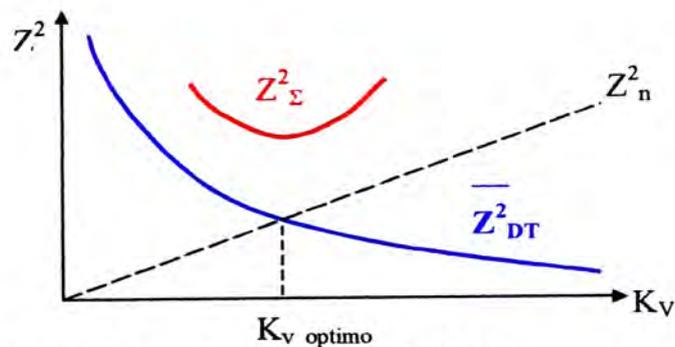
$$Z_n^2 = S_n \cdot \frac{K_v}{2} \quad (5.59)$$

El Error cuadrático total del CGM es:

$$Z_{\Sigma}^2 = S_n \frac{K_v}{2} + \left(\frac{\varepsilon_M}{K_v} \right)^2 \quad (5.60)$$

De la última fórmula se observa que al aumentar la banda de admisión del CGM, $\Delta f_{CGM} = \frac{K_V}{2}$ se disminuye el ED y aumenta el EF. La banda óptima del CGM, se determina con la siguiente ecuación y se muestra en el Dib. 5.21:

$$K_{V \text{ opt}} = \sqrt[3]{\frac{4(\dot{\omega}_m)^2}{S_n}} \quad (5.61)$$



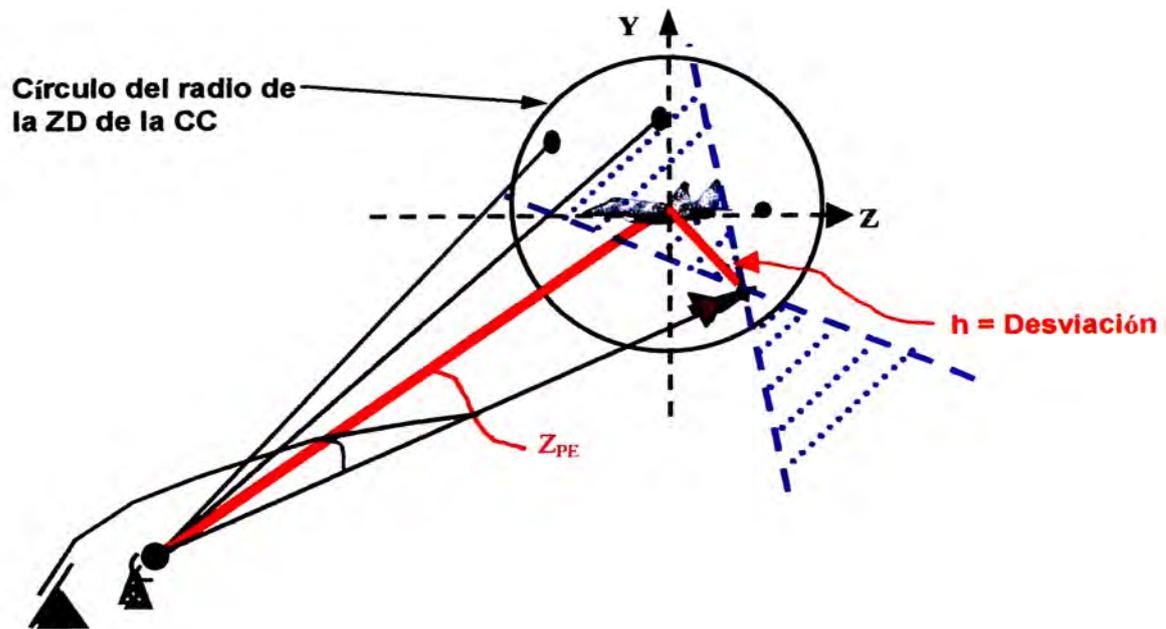
Dib. 5.21 banda óptima del CGM

5.2.2. Exigencias de los errores de guiado del Misil por el ángulo y la distancia de alcance

El Cálculo del Error angular del guiado.- El disparo de misiles se acompaña por la dispersión de la trayectoria dinámica, lo cual se debe a los errores de guiado del misil al blanco. Dichos errores desplazan la trayectoria ideal cinemática la cual pasa a través del blanco el **Punto de encuentro (PE)**. Determinaremos los errores de guiado del misil en el PE con el blanco. Para esto analizaremos el plano que es perpendicular a la línea de visualización del Blanco (Trayectoria real cinemática). El blanco se encuentra en el centro del círculo con radio **Rcc** (cabeza de combate). Para la destrucción de este blanco, el misil debe estar dentro del círculo con el radio **Rcc**.

Supongamos que el misil se encuentra dentro del círculo, entonces el error de guiado del misil se determina por la desviación del misil del blanco en el plano perpendicular:

$$h = z \sin \varepsilon \cong Z \cdot \varepsilon$$



Dib. 5.22 Desviación del misil del blanco en el plano perpendicular

Dicho error de guiado en el plano vertical y horizontal, se determina a través de los errores h_y y h_z , los cuales en la primera aproximación no están relacionadas entre sí. Vamos a considerar que estos errores obedecen a la ley normal de distribución según la fórmula (5.63) y el Dib. 5.23.

$$h = \sqrt{h_y^2 + h_z^2} \quad (5.62)$$

Ley de distribución normal:

$$\begin{cases} p(h_y) = \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{(\sigma_y - m_y)^2}{2\sigma_y^2}} \\ p(h_z) = \frac{1}{\sigma_z \sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{(\sigma_z - m_z)^2}{2\sigma_z^2}} \end{cases} \quad (5.63)$$

Donde:

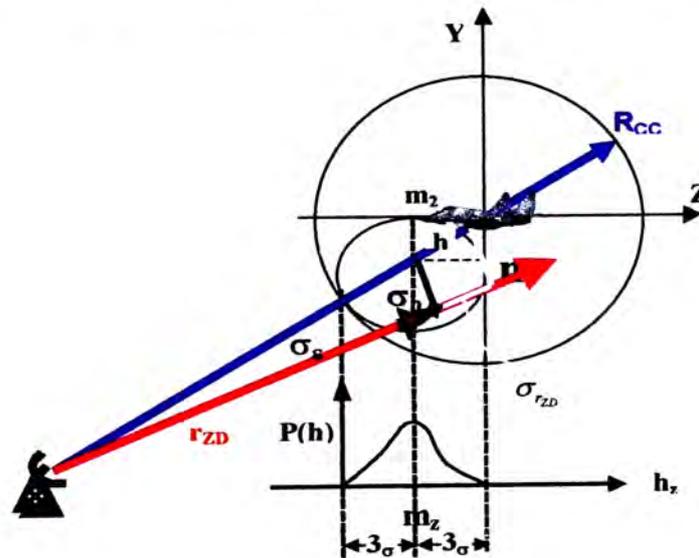
m_y y m_z – es la esfera matemática del error en los planos respectivos.

σ_y y σ_z – es la desviación cuadrática media del misil del blanco.

La exactitud de guiado en ambos planos debe ser igual, por eso consideramos que:

$$m_y = m_z = m \quad \text{y} \quad \sigma_y = \sigma_z = \sigma_h$$

Entonces el Error total medio se determina $m_h = \sqrt{m_z^2 + m_y^2} = \sqrt{2}.m$ y caracteriza el Error dinámico de guiado.



Ley normal

Dib. 5.23 Errores de guiado del misil

Para el CGM, como sistema de guiado automático, como sistema óptimo de guiado obtuvimos que el Error de fluctuación y el Error dinámico son iguales $\bar{Z}_{DT}^2 = \bar{Z}_n^2$; es decir, la esfera matemática es igual a la desviación cuadrática media: $m_y = \sigma_z$, $m_y = \sigma_y$.

Entonces, el Error lineal se determina:

$$h_{\max} = \sqrt{2}.m + 3\sigma = \sqrt{2}\sigma + 3\sigma = 4,4\sigma_h \quad (5.64)$$

Para destruir el blanco, el misil debe encontrarse con el blanco en el centro del círculo y mediante ésto el Error máximo debe ser menor o igual al radio de destrucción de la cabeza de combate:

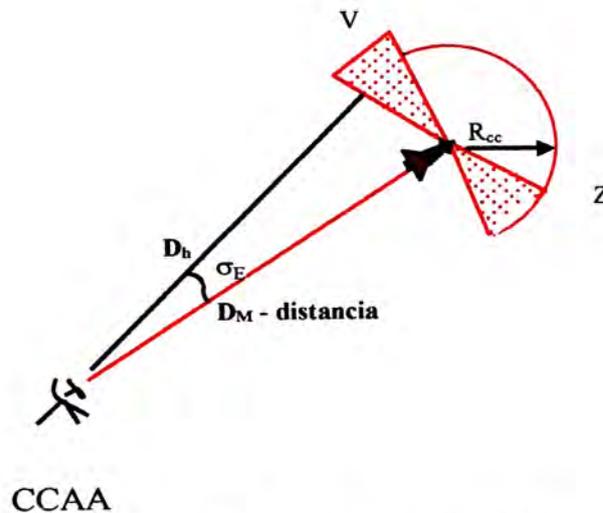
$$h_{\max} = 4,4\sigma_h \leq R_{cc} \quad (5.65)$$

Entonces, el Error lineal de guiado del misil, debe ser:

$$\sigma_h \leq \frac{R_{cc}}{4,4} \quad (5.66)$$

El Error angular del CGM en el punto de encuentro se determina a través del alcance entre el complejo y el misil, es decir:

$$\sigma_{\varepsilon} \leq \frac{R_{cc}}{Z_M 4,4} \quad (5.67)$$



Dib. 5.24 Error angular

Ejemplo: Para un misil con alcance de vuelo de 25 Km, peso de cabeza de combate 60 Kg., radio de destrucción de la cabeza de combate 25 m. Entonces, el error de guiado del misil no debe ser mayor que:

$$\sigma_{\varepsilon} = \frac{25m}{25 \cdot 10^3 \cdot 4,4} = \frac{10^{-3}}{4,4} = 0,23 \text{ mrad}$$

lo que da un Error lineal del CGM no más de 25 m. Estas exigencias se cumplen por los CGM de tipos de mediano alcance SA-2, SA-3.

Conclusión: Cuanto mayor es el alcance de guiado del misil, tanto más exacto debe ser el sistema de guiado.

Error de distancia de alcance.- Porque el CGM cuenta con varios sistemas (6 sistemas) y cada sistema cuenta con sus errores propios, entonces el error que lleva cada sistema debe ser no mayor que:

$$\sigma_{sistema} \leq \frac{1}{\sqrt{6}} \sigma_{\varepsilon} = \frac{R_{cc}}{Z_M 4,4\sqrt{6}} \approx \frac{R_{cc}}{10.Z_M} \quad (5.68)$$

Entonces, el error de medición de las coordenadas angulares para dicho ejemplo debe ser:

$$\sigma_{\varepsilon} = \frac{R_{cc}}{Z_M \cdot 10} = \frac{25M}{25 \cdot 10^3 \cdot 10M} = 0,1 \text{ mrad}$$

El error de distancia de alcance, se determina mediante el radio de la cabeza de combate y en forma práctica se verifica con pruebas en el polígono:

$$\sigma_D = (0,3 \dots 0,4) R_{cc}$$

para nuestro ejemplo con $R_{cc}=25 \text{ m}$, el error de alcance constituye $\sigma_z = 25 \cdot 0,3 = 7,5 \text{ m}$.

5.2.3 Exigencias de los parámetros de los sistemas de guiado del Misil.

Las exigencias de los parámetros de los radiolocalizadores del blanco y del misil se determinan e incluyen los siguientes parámetros:

- D_{det} – distancia de detección
- D_{traq} – distancia de traqueo
- La exactitud de medición de las coordenadas.
- La exactitud de guiado del misil.

La distancia de detección y distancia de traqueo del blanco y del misil.-La distancia de de detección del blanco se determina mediante la ecuación del radio localizador (radiolocalización).

$$D_{detec} = \sqrt[4]{\frac{P_r G_R^2 \sigma \lambda^2}{(4\pi)^3 P_{min} q}} = \sqrt[4]{\frac{A}{q}} \quad (5.70)$$

Donde:

- P_r - potencia del transmisor del radar
- G_R - ganancia de antena del radar
- σ - Radar Cross Section
- λ - longitud de onda
- P_{min} - sensibilidad del receptor
- q - parámetro de detección

Para la detección es necesario que $q = \frac{\text{señal}}{\text{ruido}} = 1$, entonces, la distancia de detección se determina con:

$$D_{\text{detec}} = \sqrt[4]{A} \quad (5.71)$$

El cambio al régimen de guiado se inicia cuando $q > 4$, es decir, cuando la distancia de traqueo disminuye en 30% con relación a la distancia de detección:

$$D_{\text{traqueo}} = \sqrt[4]{\frac{A}{4}} = \frac{D_{\text{detec}}}{\sqrt[4]{4}} = 0,7 D_{\text{detec}} \quad (5.72)$$

Ejemplo: $D_{\text{detec}} = 80 \text{ Km}$

$$D_{\text{traqueo}} = 56 \text{ Km}$$

Exactitud de medición de las coordenadas en el punto de encuentro del misil con el blanco.-Esta exactitud de medición de coordenadas se determina por el error del CGM y radio localización, con el método de medición del blanco y del misil, y para un radar de pulso, la exactitud de medición se expresa para:

$$\begin{aligned} \text{Alcance: } \sigma_D &= \frac{C\tau}{2\sqrt{q}} \quad \text{y} \\ \text{Angulo: } \sigma_\epsilon &= \frac{\Delta\theta_\epsilon}{\sqrt{\pi q \cdot N}} \end{aligned} \quad (5.73)$$

Entonces se puede comparar la exactitud del CGM y las posibilidades del radar.

<u>CGM</u>	<u>Radar</u>
$\sigma_D \leq (0,3 \dots 0,4) R_{cc}$	$\sigma_D = \frac{C\tau_n}{2\sqrt{q}}$
$\sigma_\epsilon \leq 0,1 \frac{R_{cc}}{Z_M}$	$\sigma_\epsilon = \frac{\Delta\theta_\epsilon}{\sqrt{\pi \cdot q \cdot N}}$

(5.74)

Ejemplo:

$R_{cc} = 25M$ - radio de destrucción de la cabeza de combate.

$Z_M = 25KM$ - máximo alcance de guiado del misil.

$\tau = 0,5mseg$ - Ancho de pulso

$q = 4$ - relación de la señal de ruido

$\Delta\theta_\varepsilon = 1^\circ$ - ancho de haz del radar

$N = 15$ - número de pulsos.

Entonces, obtenemos:

<u>CGM</u>	<u>Radar</u>
$\sigma_D \leq 7,5M$ $\sigma_\varepsilon = 0,1 \cdot 10^{-3} rad$	$\sigma_D = \frac{3 \cdot 10^8 \cdot 0,5 \cdot 10^{-6}}{2\sqrt{4}} = 37,5M$ $\sigma_\varepsilon = \frac{1^\circ}{\sqrt{\pi \cdot y \cdot 15}} = \frac{0,01745}{14} = 1,2 \cdot 10^{-3} rad$

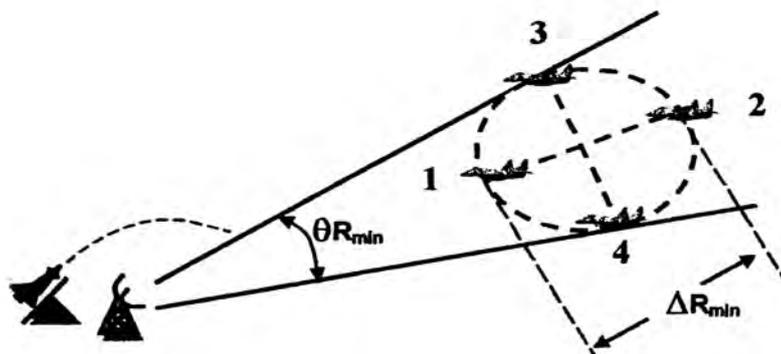
(5.75)

Conclusiones:

- El Radar no cumple con la exigencia de distancia de guiado del misil requerido, por eso abordado del misil se instala una radio espoleta que permite aumentar la exactitud de explosión del misil.
- La exactitud de medición del ángulo por el radar casi corresponde a las exigencias de guiado del misil.

Exigencias de la resolución por alcance y azimut del CGM en el punto de encuentro.-

La resolución del radar del CCAA caracteriza la capacidad de estos de traquear y atacar por separado a varios blancos que vuelan en grupo.



Dib. 5.25 Resolución de impacto por ángulo

La resolución del radar por alcance ΔR_{\min} , se determina por la distancia mínima entre dos blancos (1 y 2), con las coordenadas angulares iguales, con la cual aún se garantiza la medición por separado del alcance y el disparo a los blancos por separado.

La resolución del radar por el ángulo $\Delta \theta_{\min}$, se determina por el valor angular entre dos blancos (3 y 4), a una mínima distancia, con el cual aún se garantiza su traqueo angular, por separado y su destrucción.

En base al Dib. 2.25, estas características del CCAA y del Radar, se determinan respectivamente.

<u>CGM (CCAA)</u>		<u>Radar</u>	
$\Delta R_{\min} \leq 2R_{cc}$		$\Delta R_{\min} \leq \frac{CI}{2}$	(5.76)
$\Delta \theta_{\min} \leq \frac{2R_{cc}}{Z_M}$		$\Delta \theta_{\min} \leq \Delta \theta_{0.5}$	

5.3 Elección del Esquema estructural de formación de la señal de guiado del Misil.

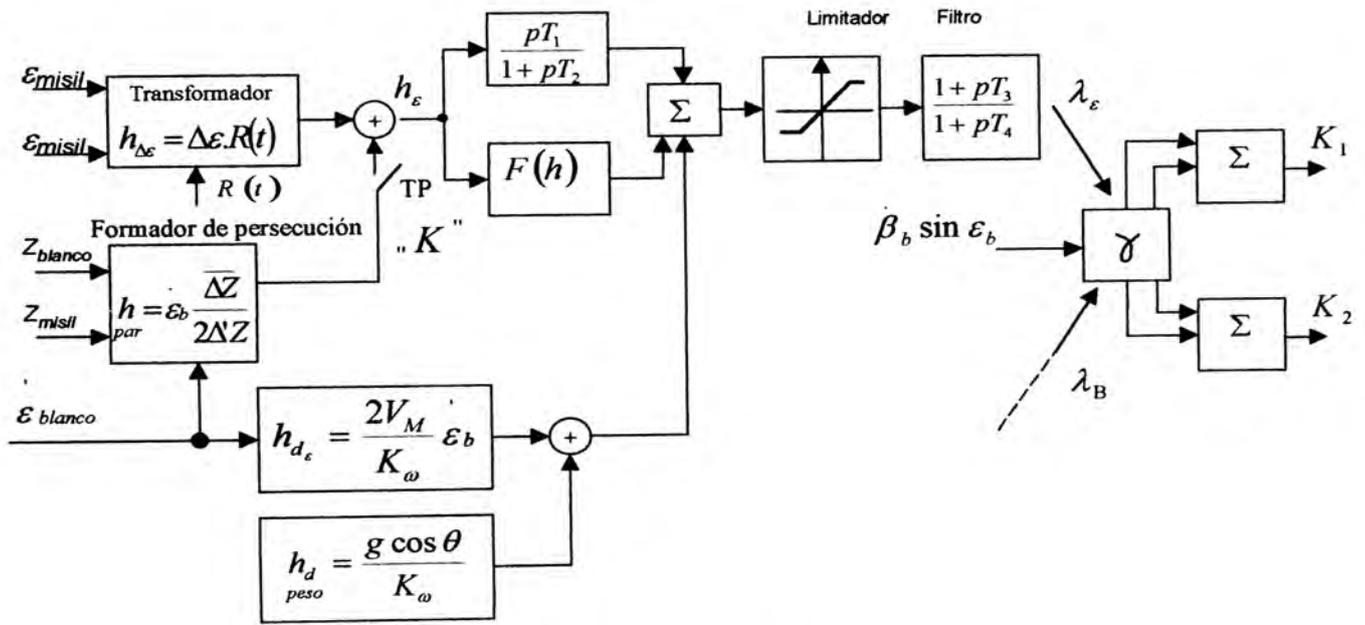
5.3.1 Esquema de formación de las señales de guiado del Misil.

El control del guiado de misil está constituido por un esquema cerrado de realimentación.

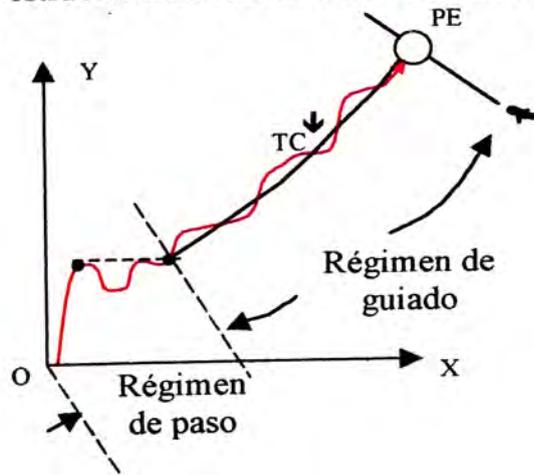
Sus principales elementos son:

- Discriminador, para determinar la señal de error del control de guiado del misil.
- Filtro de formación de la señal de mando del misil.
- Esquema de formación del comando de guiado del misil.
- Línea de transmisión abordo del misil
- Misil como objeto de guiado.

Este control de guiado del misil debe calcular la trayectoria cinemática y guiar el misil en la TD – hasta el punto de encuentro del objetivo.



Dib. 5.26 Esquema estructural del sistema de control de guiado del misil



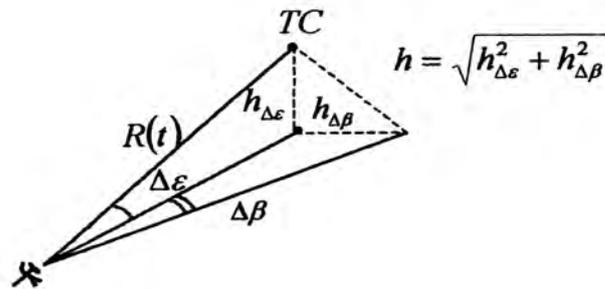
Dib. 5.27 Regimenes de paso y guiado del misil

5.3.2. Esquema del discriminador

El discriminador debe determinar la desviación del misil, de la trayectoria cinemática en el proceso de guiado del misil.

En este caso, la señal del error del guiado del misil se determina, mediante las fórmulas siguientes:

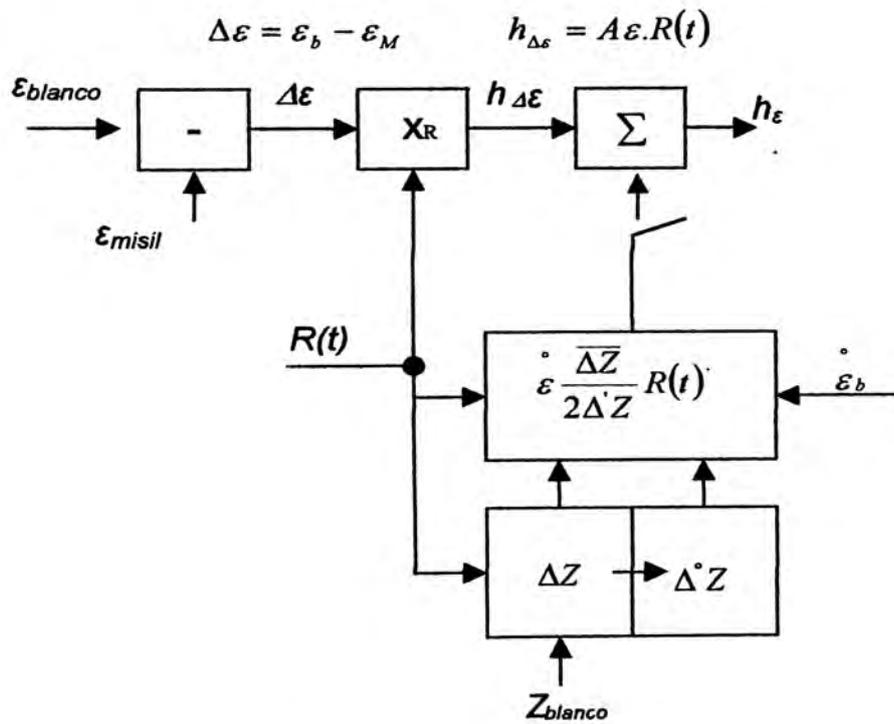
$$\text{Método de Tres Puntos} \begin{cases} h_{\Delta\varepsilon} = \Delta\varepsilon R(t) \\ h_{\Delta\beta} = \Delta\beta R(t) \end{cases}$$



Dib. 5.28 Diferencia de coordenadas angulares

$$\text{Método de Predicción} \begin{cases} h_{\varepsilon} = \Delta\varepsilon R(t) - \varepsilon \frac{\Delta Z}{2\Delta Z} R(t) \\ h_{\beta} = \Delta\beta R(t) - \beta \frac{\Delta Z}{2\Delta Z} R(t) \end{cases} \quad (\text{Dib. 5.28})$$

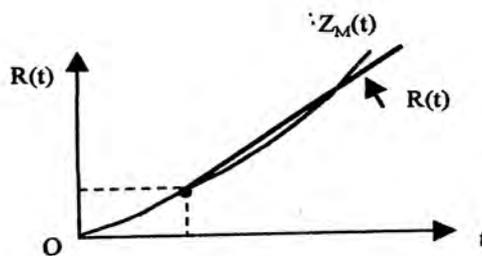
Por consiguiente, el discriminador debe calcular la diferencia de las coordenadas angulares del misil y del blanco en los planos $\Delta\varepsilon$ y $\Delta\beta$, y formar el ángulo de predicción. El esquema estructural de este tipo de discriminador, en un plano, se muestra así:



Dib. 5.29 Esquema del discriminador

El Esquema del discriminador está formado por:

- Esquema de diferencia $\Delta \varepsilon = \varepsilon_b - \varepsilon_M$
- El multiplicador $\boxed{\times}$
- El esquema de formación de la diferencia de distancias: $\Delta Z = Z_b - Z_M$
- El computador de formación del ángulo de predicción.

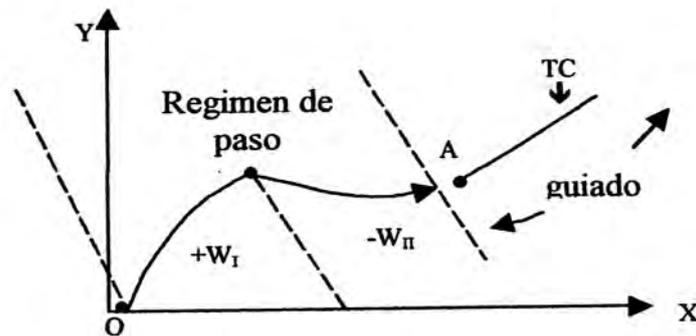


Dib.5.30

En este esquema la distancia real hasta el misil $Z_M(t)$, se calcula por la computadora $R(t)$, considerando que el misil debe tener casi una velocidad constante, entonces se puede pronosticar su posición en un momento dado de vuelo.

5.3.3. Esquema de formación de la señal de control en la etapa de guiado del misil

En el regimen transitorio de vuelo del misil, para un guiado optimo del misil a la trayectoria cinematica, el misil debe guiarse mediante la Ley de Rapidez de Acción, es decir acelerarse con la máxima aceleración positiva hasta salir de la trayectoria cinematica (TC) y luego frenarse con la máxima aceleración negativa para permitir el máximo error de guiado del misil, como se muestra en la figura, es decir al momento del guiado del misil su error debe ser no mayor al error admisible, desde el punto de vista de la precisión de guiado.



Dib. 5.32 Formación de la señal de control en la etapa de elección del misil

Para este tipo de control del misil, es necesario, que la señal de mando del vuelo del misil, se forme considerando el futuro valor de la señal de error en un determinado tiempo, (t_1) es decir.

$$\lambda(t) = h(t + t_1) \quad (5.76)$$

Para determinar esta señal de mando, empleamos la **Serie Taylor**

$$\lambda(t) = h(t + T) = h(t) + h'(t) \cdot T_1 + \frac{1}{2} h''(t) \cdot T_1^2 + \dots \quad (5.77)$$

Y lo limitamos sólo para los dos primeros componentes, es decir.

$$\lambda(t) = h(t) + h'(t)T_1 \quad (5.78)$$

Se puede observar que la señal de mando $\lambda(t)$, debe formarse mediante la base de la señal de error y su diferencial. En base a la diferencial $h'(t)$, se permite observar con anterioridad la posición del misil, teniendo en cuenta el conocimiento del error en el momento dado.

Esta operación matemática origina un aumento de la fluctuación del error de guiado del misil.

Para que este factor, disminuya el Error de Fluctuación de guiado del misil, la diferencia debe ser filtrada y observarse que la señal de guiado del misil en la forma tiene la siguiente determinación., para esto se utiliza el filtro aperiódico.

$$\lambda(p) = h_\epsilon(p) + \frac{pT_1}{1 + pT_2} h_\epsilon(p) \quad (5.79)$$

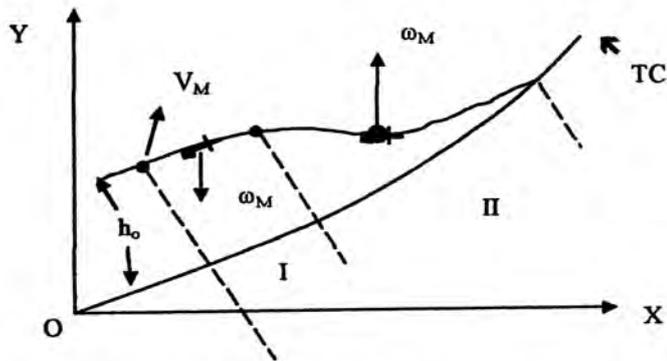
La elección del tiempo T_1 se determina mediante las.

- 1) Exigencias de estabilización del guiado del misil.
- 2) Condiciones de optimización de elección del misil a la trayectoria cinemática.

5.3.4. Esquema de formación de la señal de control en la etapa transitoria del misil.

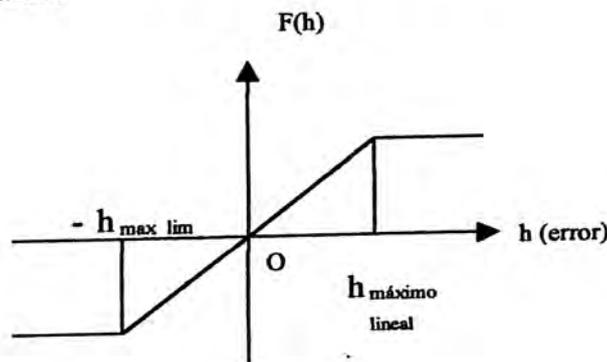
El control de guiado del misil en la etapa inicial de la trayectoria cinemática (TC), debe formarse mediante la señal de mando, de tal forma de obtener un mínimo de tiempo de guiado del misil, para obtener una sobrecarga máxima.

Después del lanzamiento del misil, este vuela sin control durante 2-3 seg. hasta el punto A, después de lo cual tiene lugar su captura y su guiado a la trayectoria cinemática (TC). En este momento surge la desviación (h_0) del misil con relación a la trayectoria cinemática.



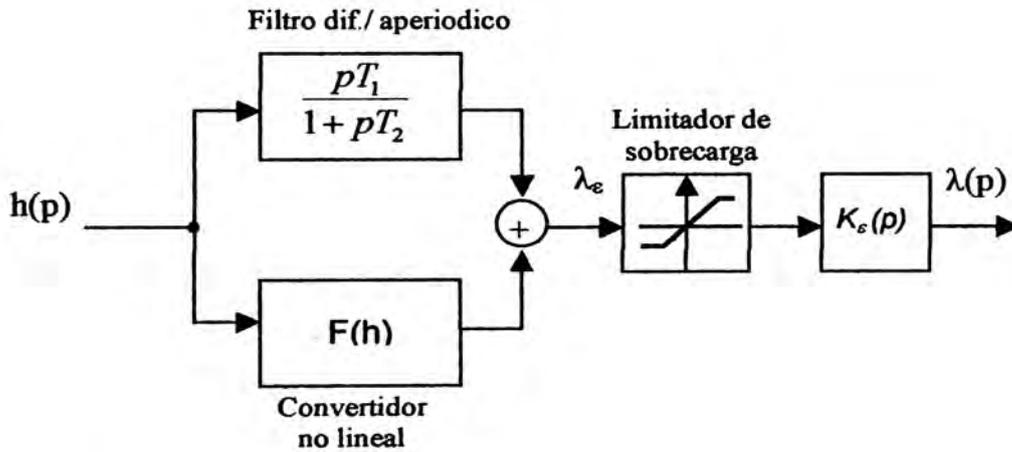
Dib. 5.33 Formación de la señal de control en la etapa de elección del misil

Este valor h_o , puede originar una sobrecarga en el misil y su oscilación con relación a la (TC), para optimizar el tiempo de vuelo del misil, es necesario limitarlo, con el objeto de que no salga del límite del error máxima de guiado. Este límite debe efectuarse por ambos lados para permitir, el guiado del misil con una máxima sobrecarga, es decir en la etapa transitoria, la señal de mando del vuelo del misil debe formarse, mediante la función de límites del siguiente diagrama:



Dib. 5.34 Función de límite no lineal para la señal de control en la etapa de elección del misil.

A pesar de esto, a consecuencia de las fluctuaciones de la señal de mando, la señal debe pasar por el filtro diferencial que debe subsanar el error, es decir que el esquema de formación del sistema tendrá la siguiente forma:



Dib. 5.35 Filtro diferencial aperiodico y convertidor no lineal.

Para asegurar las propiedades dinamicas del CGM y para la filtración de los errores de fluctuación, en el circuito de guiado se introduce un filtro con caracteristica transitoria siguiente:

$$K_F(p) = \frac{1 + pT_3}{1 + pT_4} \quad (5.81)$$

La elección del tiempo constante T_3 y T_4 , se determina por la estabilidad del control de guiado del misil y su error de guiado.

En la práctica, para los sistemas de misiles de mediano alcance, con relación al tiempo constante, es como sigue:

$$T_1 > T_2 > T_3 > T_4 \quad (5.82)$$

Donde se determina: $T_4 = 0,5 \dots 0.15 \text{ seg}$

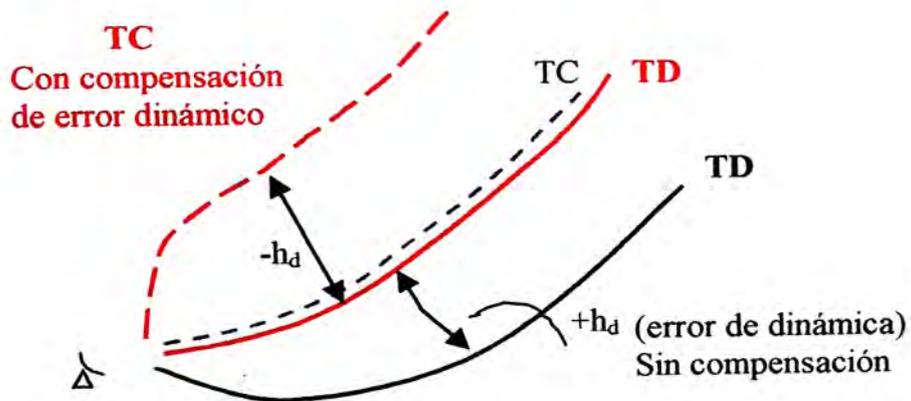
5.3.5 La señal de compensación del Error Dinámico (ED)

Es conocido que el Error dinámico del control de guiado del misil se determina por:

$$h_{dy} = \frac{2V_M}{K\omega} \cdot \dot{\epsilon}_{dy} \quad (5.83)$$

$$h_{dz} = \frac{2V_M}{K\omega} \cdot \beta_{bb} \cdot \varepsilon_{bb} \quad (5.84)$$

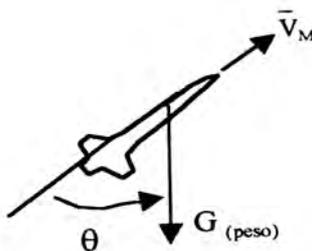
Es decir está relación, depende de los parámetros de control y las características del blanco. Por lo que los errores no se consideran casuales, estos se pueden medir y ser compensados. Por esta compensación, el misil volará en forma ideal, por la trayectoria cinemática de acuerdo al dibujo mostrado.



Dib. 5.36 Compensación del Error Dinámico.

Del dibujo se observa que realmente el misil vuela por TD que esta desviada de la TC en el error dinámico, la compensación del error dinámico origina que en contra de la fase se forma una nueva trayectoria cinemática, entonces la trayectoria de vuelo real del misil, coincidirá con la trayectoria cinemática calculada.

Así mismo en el plano angular ε surge un Error dinámico de peso.



$$hd_{peso} = \frac{g \cos \theta}{K_w} \quad (5.85)$$

Para su compensación, es determinante formar, una compensación constante en base al ángulo θ , realmente este error es de 4 – 6 veces menor que el error dinámico de guiado del misil.

5.3.6 Formación de la señal de guiado del misil mediante giro de las coordenadas.

El problema de giro de las coordenadas del misil y de las de control dependen de que antes del arranque del misil, los ejes de coordenadas del misil y del guiado son iguales.

Después del arranque, durante el proceso de vuelo del misil, el ángulo de giro se desvía en estos ejes, en el ángulo γ esto está determinado por que el misil se dirige mediante dos planos perpendiculares y no puede girar sobre del eje lateral. Para compensar este asunto, el control de guiado, es necesario que este ángulo de giro se forme y luego dar el comando de su compensación, el ángulo de giro se determina por el tiempo de vuelo del misil.

La velocidad angular por azimut y el seno del ángulo. ε .

$$\gamma = - \int_{t_1}^t \dot{\beta}_{bb} \cdot \sin \varepsilon_{bb} dt \quad (5.86)$$

Entonces, la orden de guiado, en los planos perpendiculares deben ser:

$$\begin{aligned} k_1 &= \lambda_1 \cos \gamma + \lambda_2 \sin \gamma \\ k_2 &= \lambda_1 \sin \gamma + \lambda_2 \cos \gamma \end{aligned} \quad (5.87)$$

En conclusión, la estructura del esquema de guiado del misil tendrá la siguiente forma.

El funcionamiento del esquema es el siguiente:

- 1) El radar del blanco y el radar del misil miden coordenadas del blanco y del misil:

$$\begin{array}{cc} \varepsilon_b \beta_b Z_b & \varepsilon_b \dot{\beta}_b \\ \varepsilon_M \beta_M Z_M & \varepsilon_M \dot{\beta}_M \end{array}$$

Las coordenadas angulares se emplean para la formación de la señal de error $h_\Delta = (\Delta\varepsilon)$, este esquema de formación, concuerda con la expresión matemática obtenida, pudiendo expresarse analógicamente o cifrada. Para el Método de Predicción se forma la señal de

predicción que a consecuencia de la llave K, se suma la señal del error y como resultado se forma la señal de mando de misil en vuelo. Esta señal se emplea en las etapas de inicio y de guiado del misil. En la etapa transitoria la señal pasa a través de F(h) y el circuito paralelo casi no funciona. Si en la etapa de guiado, actúa el circuito $\frac{pT_1}{1+pT_2}$ y no actúa F(h), en consecuencia por el sumador pasa una de las señales. Al sumador se le suministra la señal de compensación del error y compensación del peso que limita para que el misil no salga del sector de guiado y se filtra, en el filtro que caracteriza $\frac{1+pT_3}{1+pT_4}$. Este filtro es muy importante en el control de guiado y permite construir el sistema de elección de las exigencias de calidad del control de guiado, es decir constituye el trabajo del diseñador, en el proceso de eliminar los errores o desventajas del sistema. La señal de mando pasa por el formador de ángulo de giro, a la salida de la cual se obtiene el comando de control de guiado del misil, este comando debe estar a bordo del misil, para que el misil vuele por la trayectoria cinemática (TC).

5.4 Cálculo de los parámetros de la Línea de control por radio.

5.4.1 Exigencias de la Línea de control por radio del Misil.

Al diseñar el CCAA, el guiado del misil al blanco, se realiza mediante comandos de línea de mando.

En este sistema, el comando de mando K_1 y K_2 de línea de mando se forma, al construir el comando y se transmite a los órganos de mando del misil, con ayuda del radio mando.

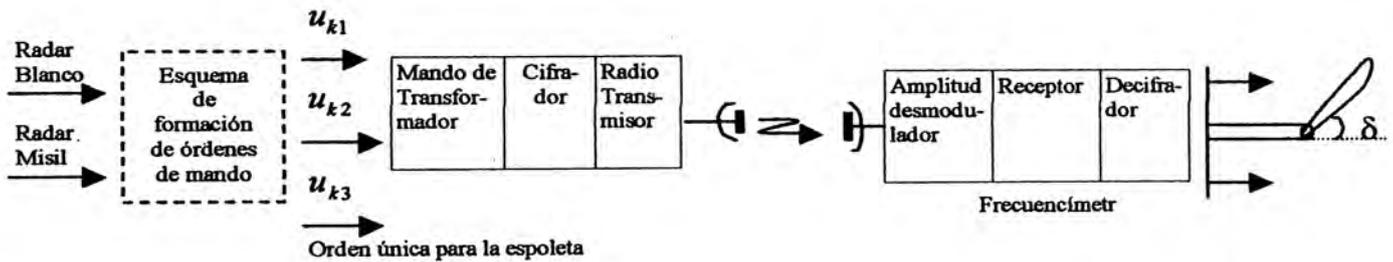
Por consiguiente la línea de mando radial se compondrá de 2 partes:

- 1) En tierra, línea de mando que debe estar situado en el radar de guiado del misil.
- 2) Se propone que el CCAA, cuente con 5 canales y 10 canales de misiles, para guiado de 10 misiles para 5 blancos, cada línea de control por radio debe tener:
 - (1) Transformador de las órdenes
 - (2) Cifrador
 - (3) Generador de alta frecuencia

Abordo del misil, esta línea representa una línea inversa de señales, es decir:

- 1) Alta frecuencia de modulador
- 2) Descifrador
- 3) Decodificador

Esta línea de transmisión de radio, tiene la siguiente forma:



Dib. 5.37 Línea de transmisión por radio.

En la entrada de la línea de mando ingresan:

- 1) Tensión U_{K1} , U_{K2} del esquema de formación de órdenes.
- 2) Comando único para detonar la cabeza de combate del misil que se suministra abordo del misil autoguiado.

En la salida de la línea de mando, abordo del misil habrán los mandos de ingreso y comando único, por eso a esta línea de radio comando se le exige tener las siguientes características:

- 1) Transmisión del comando con exactitud dada a mínimas distorsiones de fase.

El error del transmisor de comando no debe ser mayor al error programado para la línea de control por radio:

$$\Delta u_{cg} = u_{cg_{bx}} - u_{cg_{bx}}^x \leq \Delta u_{cg} \text{ programado} \quad (5.88)$$

- 2) La línea de radio transmisión debe ser de múltiples canales es decir, al mismo tiempo para 5 blancos deben accionarse 10 misiles por 10.
- 3) La línea de radiomando debe tener una estabilidad alta del coeficiente de transmisión de órdenes, que no deben depender del alcance del misil.

$$K_{\text{Linea ctrl x radio}} = K_{\text{Radar Misil}} \times K_{\text{Misil}} = \text{Const} \quad (5.89)$$

- 4) La línea debe tener una alta protección contra contramedidas electrónicas (CME). Para el radar del misil podemos determinar la potencia de radiación:

$$P_{\text{transf. misil}} = \frac{P_R G_R}{4\pi D_M^2} \quad \text{es la potencia de la señal de la línea de radiotransmisor a}$$

la entrada del transmisor del misil.

$P_R G_R$ - Potencia de señal de la línea de radio transmisión a la salida de comando del radar del misil.

D_M - Máximo alcance de vuelo del misil considerando la línea de control por radio que se determina:

$$D_M = \sqrt{\frac{P_R G_R A_{\text{misil}}}{4\pi P_{\text{misil}}}} \quad (5.90)$$

Donde :

A_{misil} - Area de la antena del misil que determina el coeficiente $A_{\text{misil}} = \frac{G_M \lambda^2}{4\pi}$ de refuerzo antena G_M y longitud de banda λ .

Para determinar las coordenadas en el espacio, el mecanismo de respuesta del misil, irradia a la dirección del radar del misil una señal de pulso, y por esta la potencia del radar del misil se determina por:

$$P_{\text{misil}} = \frac{P_{\text{resp}} G_{\text{resp}}}{4\pi D_{\text{Rad}}^2} \quad (5.91)$$

Donde:

$P_{\text{misil}} G_{\text{rad}}$ - Potencia y radiación de la señal de respuesta en la dirección del radar del misil.

De la última fórmula, se pueda obtener la distancia de alcance para el radar.

$$D_{Radar} = \sqrt{\frac{P_{resp} G_{resp}}{4\pi P_{misil}}} \quad (5.92)$$

Por lo tanto, los equipos de radio están limitados abordo del misil por:

- 1) Peso
- 2) Sensibilidad del receptor

Es decir, al no existir limitación de transmisión del radar del misil, se exige que

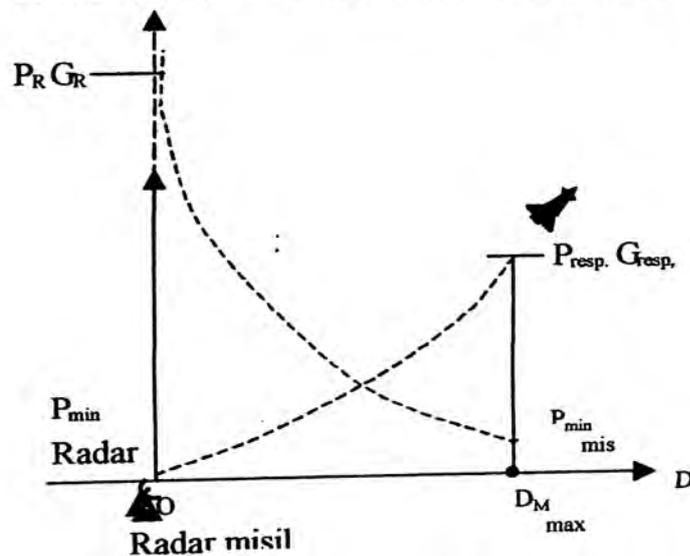
$$D_R \geq D_M \quad (5.93)$$

El alcance línea del misil al radar debe ser menor que el alcance de la línea del radar al misil y por esto, se puede subsanar la alta sensibilidad del receptor en tierra y alta radiación:

5.4.2 Los parámetros de línea de control por radio.

- 1) El alcance que se forma por la línea de radio transmisión se determina en la ecuación de radiolocalización activa, es decir abordo del misil debe haber un radar transponder.

Los parámetros de la potencia de radiación y la sensibilidad del receptor se muestran en el dibujo.



Dib. 5.38 Parámetros de la potencia de radiación y la sensibilidad del receptor.

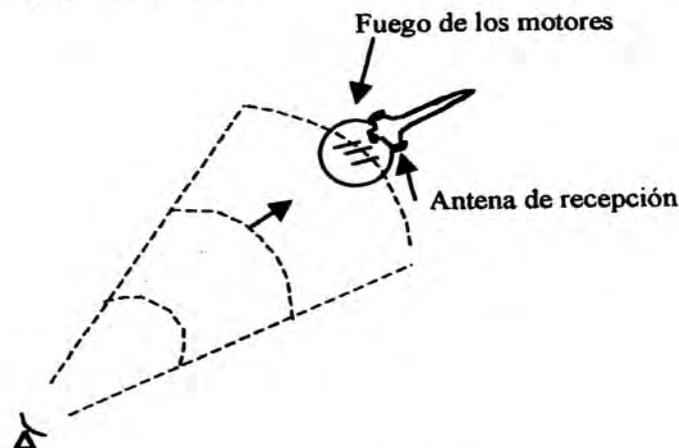
P_{min} - Sensibilidad del receptor.

PG - Potencia de radiación de antena

En el Dib. Appreciamos que para la compensación de baja sensibilidad del receptor del misil P_{min} , la potencia de radiación del radar del misil es muy alta, y para la compensación de baja potencia del transponder del misil la sensibilidad del receptor del misil es muy alta, esto se garantiza por la ecuación.

$$\frac{P_R G_R}{P_{min\ misil}} = \frac{P_{resp} G_{resp}}{P_{min\ Radar}} \quad (5.94)$$

2) La elección de la longitud de onda.-



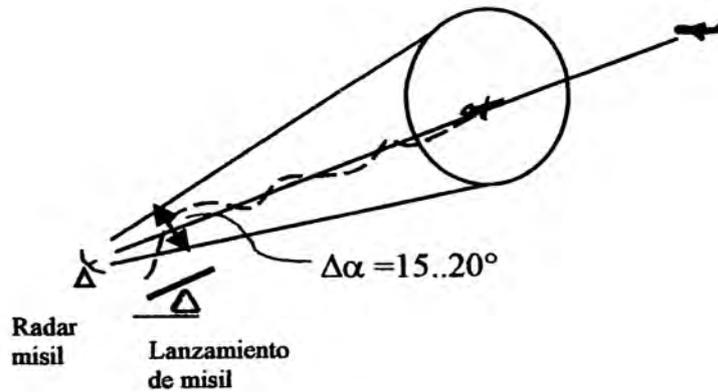
Dib. 5.39 Longitud de onda

La antena del receptor del misil se encuentra después del fuego de los motores, por eso las ondas de los comandos al misil deben pasar por el fuego de los motores.

El radar de canal del blanco trabaja en centímetros por eso sería simple que el radar del comando funcione en este rango; asimismo por la práctica se conoce que las ondas de radio rango con centímetros, con mucha exactitud y fuerza apagan el fuego de los motores, por eso elegimos los de rangos por metros o decímetros, de onda para transformar los comandos de guiado, estas ondas tienen poca acción de apagado del fuego de los motores y permiten el paso hasta la antena del receptor del misil. Es mejor escoger ondas decimétricas para disminuir el peso de los equipos del receptor abordo del misil.

3) El coeficiente de ganancia de la antena del radar del misil.

Al arrancar el misil, a consecuencia de un gran error de guiado, el misil puede desviarse en un gran ángulo de la línea de mira del misil, por eso es necesario contar con un amplio diagrama de dirección de esa antena, para permitir pequeños coeficientes de esfuerzo, esa antena debe tener diagrama dirección radial de ancho de 15 – 20°.



Dib. 5.40 Ganancia de la antena de radar

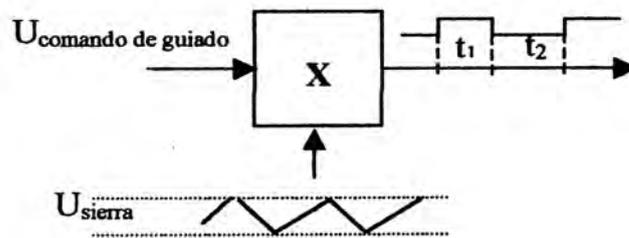
El misil al inicio del periodo de guiado puede girar alrededor de su eje (no vuelo dirigido), el misil debe tener un vector circular de polarización para que en cualquier posición del espacio se recepcione la señal.

5.4.3 Funcionamiento de la línea de control por radio.

1) El ancho de amplitud de modulación permite transformar la cantidad de señal de mando de guiado, con relación al tiempo del pulso con ángulo recto. Por esto el mando se determina, como sigue:

$$R = \frac{\pm u_{ky}}{u_{nurb}} = \frac{t_1 - t_2}{t_1 + t_2} = \frac{t_1 - t_2}{t_0} \quad (5.95)$$

Para esto, en la entrada del transformador se suministra la señal y en la segunda entrada se suministra la tensión en diente de sierra.



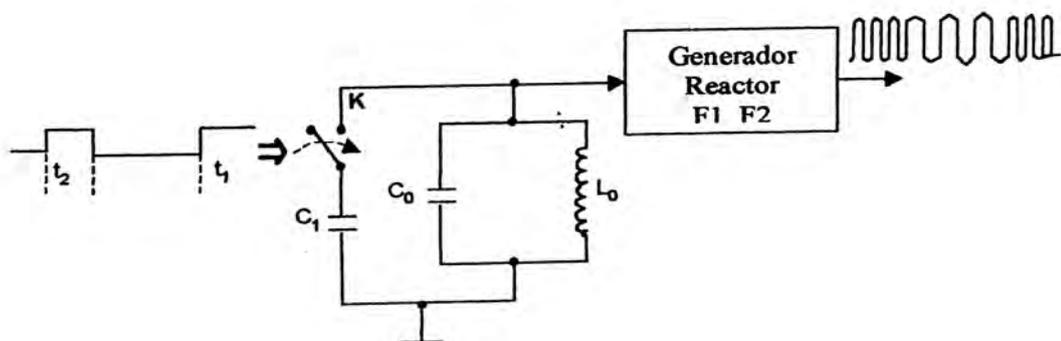
Dib. 5.41 Transformador

Al comparar se obtiene como resultado que en dos tensiones se forma la tensión tipo Miander que cuenta con información, con relación a T_1 y T_2 , el periodo de picos $T_0 = T_1 + T_2$, se determina por el ancho de amplitud de transmisión del mando y de acuerdo al teorema de Katelnicov que permite determinar:

$$t_0 = \frac{1}{F_0} = \frac{1}{80\text{Hz}} = 0,0125 \text{ seg}$$

2) La frecuencia de manipulación esta conformada por el transformador con relación al impulso T_1 y T_2 en las señales de radio con frecuencia F_1 , y F_2 .

Para tal frecuencia de manipulación, se emplea dos generadores de frecuencia con mandos de circuito, que se muestran en el dibujo.



Dib. 5.42 Generadores de frecuencia

Supongamos que la llave del dibujo esta abierta, la frecuencia del generador se determina:

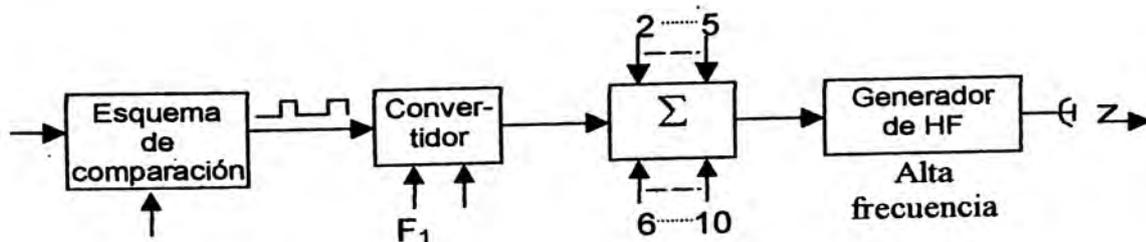
$$\text{abierta:} \quad F_2 = \frac{1}{2\pi\sqrt{L_0C_0}} \quad (5.96)$$

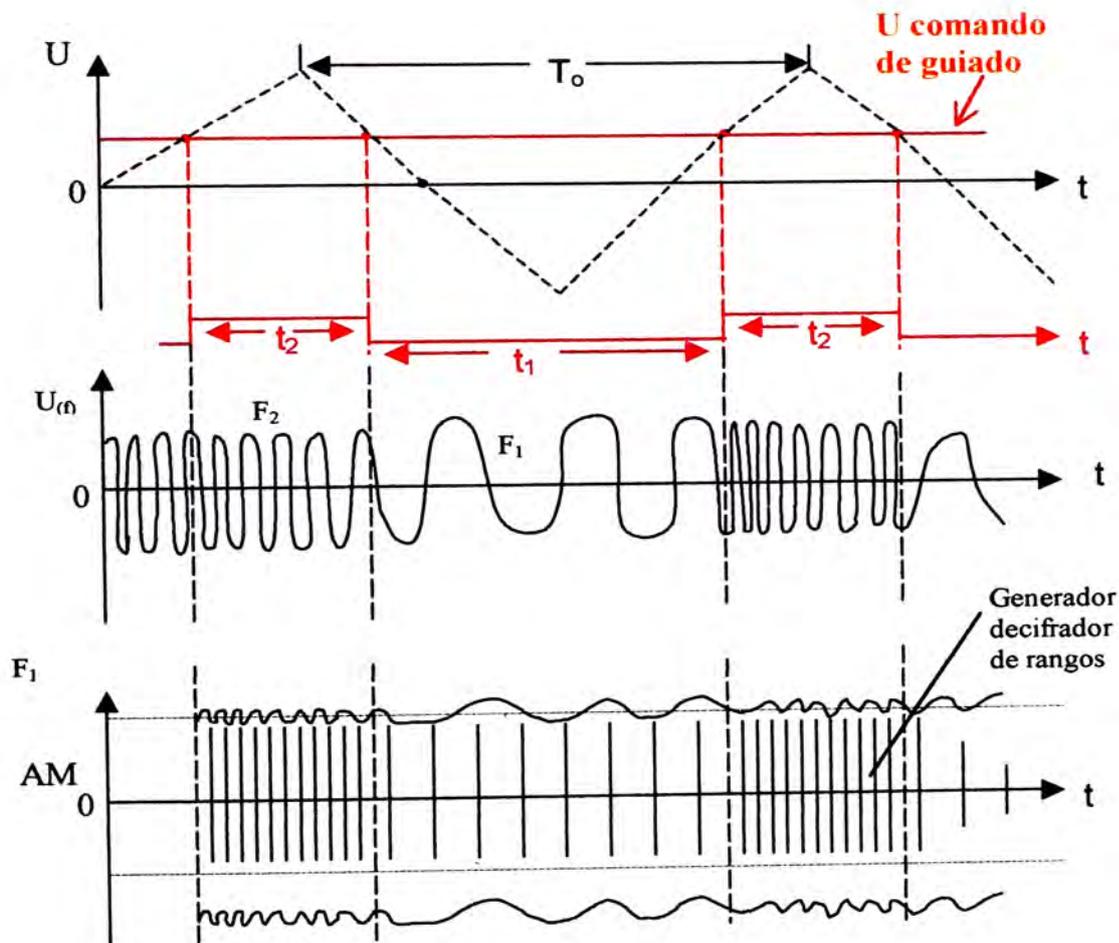
Y en el momento T_1 , la llave esta cerrada; es decir, la frecuencia del generador se determina:

$$\text{Cerrada:} \quad F_1 = \frac{1}{2\pi\sqrt{L_0(C_0 + C_1)}} \quad (5.97)$$

Es decir, $F_1 < F_2$, la frecuencia F_1 es menor que la frecuencia F_2 , por consiguiente para diez líneas de radio mando si es necesario 10 frecuencias, además todos los mandos, canales del misil se suman y se otorgan al generador de alta frecuencia, en este generador se localiza la amplitud con modulación de frecuencias altas, bajas, frecuencias F_1 y F_2 .

Esta señal se transmite a los 10 misiles, pero solo cada misil toma su propia señal con respecto a la división F_1 en diez. El esquema general de este tipo de transmisión se muestra como sigue:





Dib. 5.43 Principio de funcionamiento de transmisión de las señales

Abordo del misil, se forma un comando inverso, es decir, al inicio se eliminan las altas frecuencias (demodulación) y luego se eliminan F_1 y F_{10} y se forma la formación del Miander y al final de la línea con la tensión del Miander demodulador se forma una tensión constante de comando.

Calcularemos los parámetros principales de la línea de control por radio. Para esto vamos a considerar que la distancia del Radar de Misil debe ser mayor al límite lejano de la zona de destrucción $D_{\text{Radar max}} \geq D_{\text{zona dest}} = 75 \text{ Km}$. Esta distancia puede ser cubierta por el Radar del Misil con los siguientes parámetros:

$$D_{\text{radar max}} = \sqrt{\frac{P_T G_T A_e}{4\pi P_{\text{min}} q_p}} = \sqrt{\frac{P_T G_T G_M \lambda^2}{(4\pi)^2 P_{\text{min}} q}} \quad (5.98)$$

- $P_T = 5,0 \text{ kW}$ – potencia del transmisor del Radar de Misil.
- $G_T = 20 \text{ dB}$ – coeficiente de amplificación de la antena del Radar de Misil.
- $G_M = 0 \text{ dB}$ – coeficiente de amplificación de la antena del receptor del Misil.
- $\lambda = 0,5 \text{ m}$ – longitud de onda del Radar de Misil.
- $P_{\min} = 60 \text{ dBm}$ – sensibilidad del receptor del Misil.
- $q_m = 100$ – parámetro de captura de señal del Radar de Misil.

Entonces de acuerdo a los parámetros propuestos obtendremos lo siguiente:

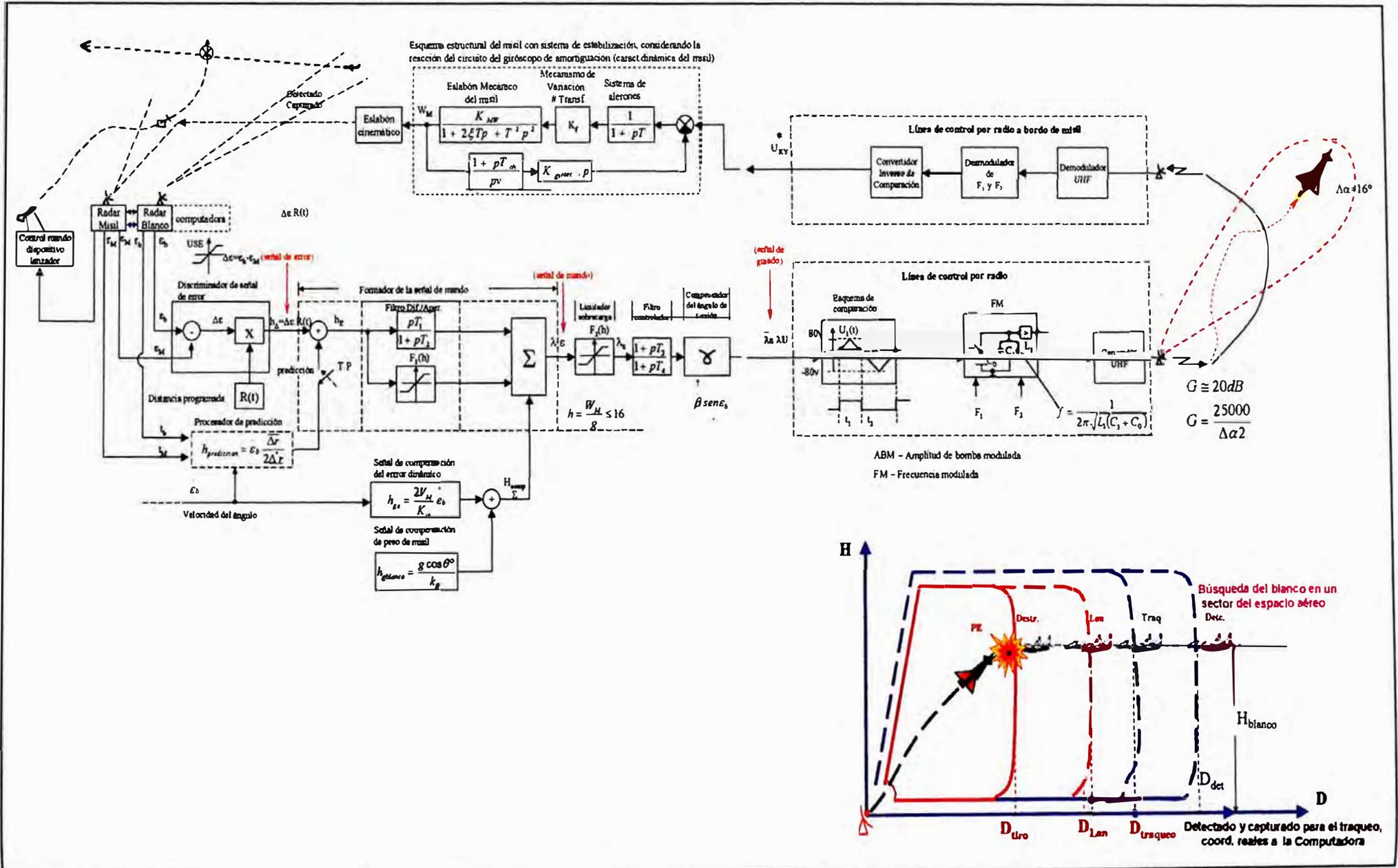
$$D_{\text{radar}_{\max}} = \sqrt{\frac{5,0 \cdot 10^3 \cdot 10^2 \cdot 1,0 \cdot (0,5)^2}{(4\pi) \cdot 10^9 \cdot 100}} = \sqrt{\frac{1,25 \cdot 10^5}{1,58 \cdot 10^{-5}}} \approx 89 \text{ km}$$

Con estos parámetros del Radar de Misil el ancho de su diagrama direccional de antena para una captura segura de la señal de respuesta, será igual a:

$$\Delta\theta_{\text{radar}} = \sqrt{\frac{25,000}{100}} \approx 16^\circ$$

y del receptor de misil $-\Delta\theta_m = \sqrt{\frac{25000}{1}} = 158^\circ$, lo cual excluye la posibilidad de la pérdida del misil durante su giro con relación a la línea de visión en un ángulo hasta 160° .

5.5 Esquema estructural general del circuito de guiado del misil y su funcionamiento



Funcionamiento del sistema de teleguiado del misil según el esquema estructural

El funcionamiento del CCAA se inicia a partir de la búsqueda y detección del avión (misil) del enemigo con ayuda del Radar de blanco. En este caso la distancia máxima de detección del Radar, se determina por los parámetros del blanco y por las características del Radar, de acuerdo a la siguiente ecuación:

$$D_{def} = \sqrt[4]{\frac{P_T G_T^2 \sigma \lambda}{(4\pi)^3 P_{min} q}}$$

donde:

P_T – potencia del transmisor del Radar.

G_T – coeficiente de amplificación de antena del Radar.

σ – Radar cross section (superficie efectiva reflectora del blanco)

λ - longitud de onda del Radar.

P_{min} – sensibilidad del receptor del Radar.

$q = \frac{\text{señal}}{\text{ruido}}$ - parámetro de detección.

Para un CCAA con mediano radio de acción con el límite lejano de la zona de destrucción $D_{tit.lej} = 50 \text{ Km}$, altitud máxima $H_{max} \cong 25 \text{ Km}$ y altitud mínima $H_{min} = 20 \text{ m}$, las características del Radar por la detección de blancos, pueden ser las siguientes:

$P_T = 800 \text{ kW}$; $G = 37 \text{ dB}$; $G = 3 \text{ m}^2$; $\lambda = 5 \text{ cm}$; $P_{min} = -100 \text{ dBm}$; $q_{det} = 1$.

Entonces la detección del blanco con una probabilidad $P_D = 0,5$ será a una distancia de:

$$D_{def} = \sqrt[4]{\frac{8 \cdot 10^5 \cdot (3 \cdot 5 \cdot 10^3)^2 \cdot 3 \cdot (5 \cdot 10^{-2})^2}{(4\pi)^3 \cdot 10^{-13} \cdot 1}} \cong 138 \text{ km}$$

El traqueo del blanco se iniciará con el parámetro de detección $q \geq 4$ a una distancia de:

$$D_{T_{traqueo}} = \frac{D_{def_{max}}}{\sqrt[4]{\gamma}} \cong \frac{D_{def_{max}}}{1,414} = 97,5 \text{ km}$$

En este caso el Radar de blanco en el régimen de traqueo mide automáticamente las coordenadas del blanco, tales como la distancia r_{blanco} , la velocidad V_{blanco} , el ángulo ϵ_{blanco} ,

el ángulo β_{blanco} , las derivadas de las coordenadas angulares ε'_{blanco} y β'_{blanco} , las cuales luego se utilizan en el circuito de guiado del misil.

El límite lejano de la zona de lanzamiento del Misil con su velocidad constante $V_{Misil}=1400$ m/s, depende de la velocidad del blanco V_{Blanco} :

$$R_{lim.lej.zona\ lanz.} = r_{lim.lej} + V_{Blanco} \cdot T_{Misil}$$

Para la velocidad máxima y mínima del blanco $V_{bl.max} = 700$ m/s y $V_{bl.min} = 20$ m/s, el límite lejano de la zona de lanzamiento se determina de la siguiente forma:

$$LimiteLejano_{max} = 50Km + 0,7 \frac{50}{1.4} = 75Km$$

$$LimiteLejano_{min} = 50Km + 0,02 \frac{50}{1.4} = 50,7Km$$

Antes del lanzamiento del Misil, en la computadora del Radar de blanco se calculan los parámetros principales de la zona de lanzamiento y la zona de destrucción. Si no hay presencia de interferencias, entonces el límite lejano máximo de la zona de destrucción, por distancia será cerca de los 50 Km. Con tal alcance, debido a la curvatura de la Tierra el límite máximo de la zona de destrucción por altura será igual a:

$$H_{min} = \left(\frac{D_{max}}{4,12} \right)^2 = \left(\frac{50}{4,12} \right)^2 = 147 m$$

es decir, se puede disparar sólo a los blancos cuya altitud es mayor a 150 m. Sin embargo, la dirección principal del ataque contra la ciudad de Lima, es posible por el lado del mar, lo cual permite un vuelo a altitudes cercanas a 25 m. Para asegurar la defensa contra tales blancos, es necesario elevar el CCAA a una altura $H \cong 250 m$, ubicada en la zona de Chosica, con una inclinación negativa de la antena de Radar de blanco y del Misil.

Al acercarse el blanco al límite lejano de la zona de lanzamiento, se realiza el lanzamiento automático de dos Misiles con un intervalo máximo de 5 a 6 segundos. Al inicio del vuelo durante el tiempo transitorio de 2 a 3 segundos, el misil vuela sin guiado, ya que el acelerador no permite realizar el teleguiado, y después de su captura por los ángulos y la distancia se realiza el teleguiado. Naturalmente durante el periodo transitorio el espectro de la señal de entrada será muy amplio, debido a esto para la formación de esta señal por el circuito de guiado del Misil su banda debe ser muy amplia y la señal de mando debe pasar a

través del elemento no lineal F (h). En el proceso de teleguiado del misil los parámetros del filtro T₁ y T₂ aseguran la formación de la señal de mando de predicción, lo cual evitan grandes oscilaciones del Misil cerca de la trayectoria cinemática. Los parámetros del filtro T₃ y T₄ aseguran la formación de las propiedades dinámicas necesarias del circuito de guiado del Misil y atenúa los ruidos internos del circuito. La señal de mando formada K₁ se suministra a través de la línea de control por radio al Misil y desvía el alerón del misil a un ángulo necesario para que durante todo el vuelo del Misil el error total de guiado del misil sea menor del radio de destrucción de la carga de combate $G_{\Sigma} < R_{\text{carga comb}}$. Con la aproximación del misil hacia el blanco, la radioespoleta con una señal desde la tierra o con ayuda de su propio radar, retira las tres etapas de seguridad de detonación de la carga de combate, y cuando el blanco entra en la zona de detonación, la radioespoleta asegura la explosión de la carga de combate.

El fuego contra un perturbador conlleva a la disminución de todas las zonas del CCAA, ya que la distancia de detección en este caso será la siguiente:

$$D_{def} = \sqrt[4]{\frac{P_T G_T G \lambda^2 (1 + CCME)}{(4\pi)^3 P_{min} \gamma (1 + CME)}}$$

donde >

$$CME = \frac{P_{Interf}}{P_{ruido}} - \text{relación entre las potencias de la interferencia y el ruido del receptor del Radar.}$$

$$CCME = \frac{P_{cseñal}}{P_{Interf.}} - \text{relación entre las potencias de la señal y la interferencia}$$

Si CME=20 dB (100 veces), entonces la distancia de detección del radar disminuirá.

$$D_{def} \cong D_0 \frac{1}{\sqrt[4]{100}} = \frac{D_0}{3,16} = 43,64 \text{ km}$$

Sin embargo la presencia del sistema CCME permite compensar esta disminución de la distancia y con $CCME \cong 10$ dB obtendremos lo siguiente:

$$D_{def} = D_0 \sqrt[4]{\frac{CCME}{CME}} \approx D_0 \sqrt[4]{\frac{10}{100}} = 77,6 \text{ KM}$$

De este modo, aún en el proceso de guiado del misil con la variación de la situación de interferencias, varían los límites de las zonas del CCAA, lo cual exige desarrollar en el futuro un CCAA que sea capaz de adaptarse a las condiciones variables de fuego con misiles.

CONCLUSIONES

1. Se realizó el cálculo del circuito de guiado de los misiles teleguiados. Teniendo en consideración la cinemática de teleguiado se escogió la estructura del circuito de guiado y sus elementos principales para asegurar los métodos de guiado necesarios.
2. El circuito de guiado del misil fue presentado como un sistema cerrado de control automático, en cuya entrada actúa la señal con información sobre las coordenadas del blanco y de la interferencia. Se propuso el cálculo de los errores dinámicos y de fluctuación de dicho circuito de guiado de misiles considerando su estructura óptima.
3. Se propuso el cálculo del error angular de guiado del misil de acuerdo al radio de destrucción de su ojiva y de la distancia de vuelo del misil hasta el límite lejano de la zona de destrucción. Con el aumento de la distancia de vuelo teniendo un error angular programado de guiado del misil, es necesario aumentar el radio de destrucción de su ojiva, es decir el peso de la ojiva del misil y como consecuencia el peso total del Misil.
4. Se calcularon las exigencias de la capacidad resolutive del CCAA considerando los errores de guiado del misil por la distancia y el ángulo. Para el circuito de teleguiado del misil con un alcance hasta 50 Km, es suficiente asegurar la precisión de guiado por las coordenadas angulares y la distancia.
5. Han sido argumentados los errores de guiado del discriminador del circuito de guiado del Misil y se propuso, de acuerdo a la ecuación analítica, el esquema del discriminador en forma análogo-digital. En tal esquema la distancia hacia el misil no se mide, sino se forma como una función estándar a fin de disminuir los errores de fluctuación generales de guiado del misil.
6. Han sido argumentadas las componentes de las señales de mando y se propuso el esquema de formación de tales señales. Dicho esquema incluye los circuitos de diferenciación y de filtrado, elementos no lineales, así como los esquemas de aproximación de formación del ángulo de compensación de torsión.

7. Han sido determinadas las exigencias de la línea de control por radio del vuelo del Misil y han sido calculados sus parámetros principales. Ha sido demostrado que la sensibilidad del receptor abordo del misil puede ser disminuida debido al aumento de la potencia del transmisor de comandos en tierra, y la sensibilidad del receptor del Radar del Misil debe ser aumentada para que la potencia del transponder del Misil sea pequeña, y para que el transmisor de respuesta tenga poco peso. El uso de los esquemas de codificación y decodificación eleva considerablemente la capacidad antiinterferencias de la línea de control por radio y su capacidad multicanal.

Se propuso el esquema estructural general del circuito de guiado del misil considerando la línea de control por radio y se hizo su análisis desde el punto de vista del sistema de mando automático.

CONCLUSIONES GENERALES

CONCLUSIONES GENERALES

1. En la presente Tesis se fundamenta la necesidad de creación del sistema de DA de la ciudad de Lima en base al análisis de las características táctico-técnicas de los medios de ataque aéreo del probable enemigo. Dicho sistema de DA debe incluir como mínimo dos CCAA multicanales, dos Radares de Alarma Temprana ubicados en el aeropuerto y a la altura máxima en los cerros, un Radar de Adquisición, Aviones caza-interceptores con la ubicación en la Base "Las Palmas" y el Sistema de comando y comunicación.
2. En base al Esquema estructural general de un CCAA se hizo un análisis de los CCAA modernos ofertados actualmente en el mercado internacional de armamento. La clasificación propuesta de los CCAA de acuerdo a la distancia de alcance de la zona de destrucción, permite concentrar la atención en los CCAA de mediano alcance con teleguiado de misiles. Los indicadores de efectividad analizados y las características de los CCAA permitieron evaluar tanto las exigencias técnicas, como las económicas del CCAA multicanal desarrollado.
3. Para la evaluación de las características dinámicas del circuito de guiado del misil (CGM) ha sido analizada la aerodinámica de grandes velocidades, las fuerzas de mando y los momentos del Misil, la distancia de alcance y velocidad de vuelo del misil. Ha sido demostrado que todos los misiles con un alcance de la zona de destrucción mayor a 30 Km, deben ser de dos etapas e incluir un acelerador y un motor de crucero. Para proporcionar la comodidad en la operación y ampliar el tiempo de su almacenamiento, tales misiles deben poseer los motores de combustible sólido con sistemas de lanzamiento herméticamente cerrados.
4. Han sido analizadas las características dinámicas del misil como sistema de control del circuito de teleguiado. Para esto ha sido propuesto el Esquema de teleguiado del misil y se analizaron sus circuitos dinámicos de acuerdo a los planos de mando. Se ha demostrado que un misil estable es un circuito oscilante con parámetros variables que dependen de su altitud y velocidad de vuelo. Para mejorar las características dinámicas del

misil (estabilización de la constante del tiempo y del coeficiente de amortiguación), el misil posee las reacciones de aceleración y velocidad.

5. Para el teleguiado espacial del misil ha sido propuesto el Método de Tres Puntos resistente a interferencias y el Método de Predicción para el disparo contra objetivos veloces. Para estos métodos ha sido desarrollada la metodología de evaluación de las exigencias de precisión del guiado del misil. Los errores de guiado del misil, calculados según esta metodología, permiten presentar exigencias de la precisión del funcionamiento del esquema de formación de la señal de mando, así como las exigencias de los sistemas de medición de coordenadas del blanco y del misil. El incumplimiento de dichas exigencias provoca el aumento del radio de destrucción de la carga de combate del misil, y como resultado el aumento general del peso del misil. De este modo, mediante pequeños errores de guiado del misil es posible disminuir las exigencias de su carga de combate.
6. Ha sido propuesto el esquema de la línea de control por radio del vuelo del misil, y se calcularon sus parámetros. Dicha línea de control por radio permitirá el guiado del misil contra los blancos que vuelan a bajas alturas, a los blancos con perturbador, así como a los blancos veloces que vuelan a grandes alturas.
7. Ha sido propuesto el esquema estructural general de teleguiado del misil con fuentes de medición de coordenadas del blanco y del misil. De acuerdo a este esquema ha sido analizado el principio del funcionamiento del CAA con teleguiado.

ABREVIATURAS DE FÓRMULAS

r_{ll}	=	$r_{\text{límite lejano}}$
r_{lc}	=	$r_{\text{límite cercano}}$
$ll.opt$	=	$\text{límite lejano óptimo}$
H_b	=	H_{Blanco}
$L_{D.Lanz}$	=	$L_{\text{Distancia de Lanzamiento}}$
P_{condic}	=	$P_{\text{condicional}}$
T_v	=	T_{vuelo}
T_{eval}	=	$T_{\text{evaluación}}$
$V_b T_{lanz}$	=	$V_{\text{blanco}} \cdot T_{\text{lanzamiento}} (1,2)$
T_{pd}	=	$T_{\text{preparación de datos}}$
T_{Reac}	=	$T_{\text{Reacción}}$
L_{detec}	=	$L_{\text{detección}}$
$P_{destruc}$	=	$P_{\text{destrucción}}$
T_{perm}	=	$T_{\text{permanencia}}$
$T_{perm.z.lanz}$	=	$T_{\text{permanencia en la zona de lanzamiento}}$
$P_{destruc.obj}$	=	$P_{\text{destrucción del objetivo}}$
$V_M \text{ ó } V_p$	=	V_{misil}
V_b	=	V_{blanco}
R_{cob}	=	$R_{\text{cobertura}}$
t_{Rec}	=	R_{Recarga}
$t_{Sec i}$	=	$t_{\text{Secuencial } i}$
d_{ll}	=	$d_{\text{límite lejano}}$
d_{lc}	=	$d_{\text{límite cercano}}$
$t_{prep.disp}$	=	$t_{\text{preparación para el disparo}}$
L_{cil}	=	$L_{\text{cilíndrica}}$
L_{maes}	=	L_{maestra}

C_{xkp}	=	C_x ala
C_{xk}	=	C_x cuerpo
S_k	=	S cuerpo
C_{xpn}	=	C_x presión nariz
C_{xpc}	=	C_x presión cola
C_{xfr}	=	C_x fricción
C_{xi}	=	Coefficiente de resistencia inductiva
C_{xok}	=	C_{x0} cuerpo
C_z^β	=	Derivada del coeficiente de la fuerza
L_n	=	l_{nariz}
λ_c	=	λ_{cola}
S_{sd}	=	S sección dada
C_y^α	=	C_{Ymando}^α
P_g	=	P_{gases}
P_{atm}	=	$P_{atmósfera}$
$P_{m.neut}$	=	$P_{motor neumático}$
$M_{s.aire}$	=	M_s aire
$M_{s.g}$	=	M_s gases
K_{Reac}	=	$K_{Reacción}$
K_{SM}	=	$K_{Sistema Mecánico}$
M_{artic}	=	$M_{Articulado}$
l_{artic}	=	$l_{articulación}$
M_{Resort}	=	$M_{Resorte}$
M_{girosc}	=	$M_{giroscopico}$
K_{potenc}	=	$K_{potenciometro}$
$K_{girosc.amort}$	=	$K_{giroscopico amortiguado}$
$K_{sist.estab.}$	=	$K_{sistema estabilización del misil}$
W_M	=	W_{Misil}

F_{resort}	=	F_{Resorte}
P_{CF}	=	$P_{\text{capacidad de fuerza}}$
$K_{\text{d.u}}$	=	$K_{\text{Sensor de aceleración}}$
$T_{\text{const.aerodin.}}$	=	$T_{\text{constante aerodinámica}}$
$\lambda_{\text{giros amort}}$	=	$\lambda_{\text{giroscopico amortiguación}}$
λ_{man}	=	λ_{mando}
λ_{crit}	=	$\lambda_{\text{crítico}}$
W_{disp}	=	$W_{\text{disponible}}$
M_{ko}	=	$M_{\text{flujo lateral}}$
$M_{\text{mand bal}}$	=	$M_{\text{mando balanceo}}$
$M_{\text{amort bal}}$	=	$M_{\text{amortiguación balanceo}}$
$K_{\text{girosc lib.}}$	=	$K_{\text{giroscopico libre}}$
ϵ_{cinem}	=	$\epsilon_{\text{cinemático}}$
ϵ_{b}	=	ϵ_{blanco}
Γ_{b}	=	Γ_{blanco}
ϵ_{M}	=	$\epsilon_{\text{Mísil}}$
W_{3P}	=	$W_{\text{tres puntos}}$
W_{cinem}	=	$W_{\text{cinemático}}$
$W_{\text{cinem rect.med}}$	=	$W_{\text{cinematica rectificación mediana}}$