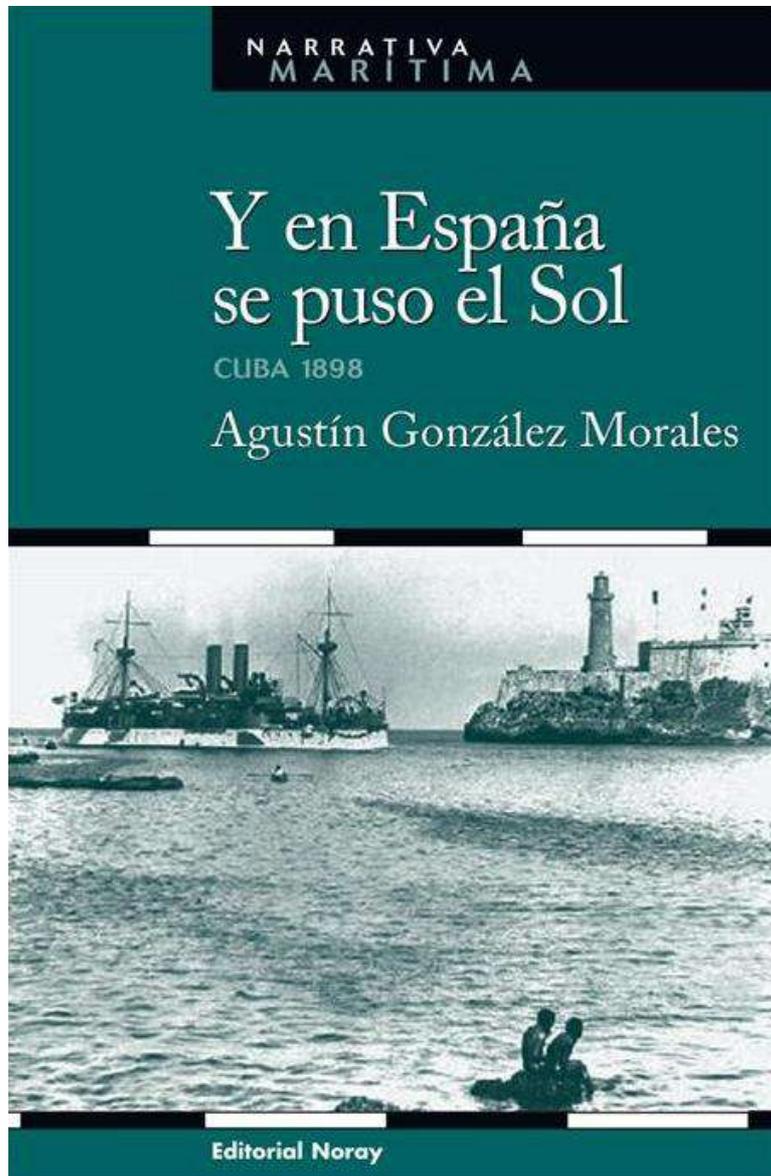


Agustín E. González Morales

FUNDAMENTOS DE BALÍSTICA



PRÓLOGO

Es mucha la información que existe sobre Balística. Mucha, pero muy dispersa. Además, con cada una de las ramas –Balística Interior, Intermedia, Exterior y Terminal– se podría confeccionar un texto de cientos de páginas. Por eso, a la hora de redactar **Fundamentos de Balística** hubo que «centrar el tiro», «ahorquillar» adecuadamente, para no convertir los *fundamentos* en un tratado exhaustivo.

En este texto el lector encontrará «eso que necesita saber» para comprender el comportamiento del propulsante y el proyectil durante toda la secuencia del tiro, desde que se «aprieta el gatillo» hasta que el proyectil impacta en el blanco.

Para conseguir este propósito se han empleado dos tipos de letra, uno de tamaño normal y otro más reducido, de manera que se puede eludir la letra menuda sin falta de continuidad en el texto con letra normal. El tamaño reducido se ha empleado fundamentalmente para proporcionar apoyos físico-matemáticos al razonamiento.

El libro está dividido en seis capítulos: Balística Interior, Intermedia, Exterior, Terminal, de las Heridas e Instrumentación Balística. También contiene un diccionario de inglés-español y español-inglés, con los términos más usuales en el «idioma balístico»; y un índice temático en las últimas páginas, que ayuda a encontrar la información a lo largo del texto.

Al final de los capítulos dedicados a la Balística Interior y Exterior aparece una reseña histórica que ayuda a comprender la evolución, a través de los siglos, de los estudios y la tecnología que rodean a la Balística. Es importante destacar aquí como muchos de los grandes científicos –Da Vinci, Galileo, Newton, Euler, Lagrange, etc.– trabajaron en el terreno de la Balística.

Agradecimientos

Es una tarea gratificante nombrar aquí al comandante de Infantería de Marina Miguel A. Flores Bienert que con su lectura crítica me ha permitido «afilar el lápiz» mediante observaciones y comentarios basados en su experiencia artillera.

También cito al teniente de navío ingeniero de armas navales José Miguel Nuñez Montiel, porque parte del capítulo de Instrumentación Balística es de su cosecha, apoyado en su experiencia adquirida en el Centro de Torregorda (Cádiz).

Y esa labor con las figuras que acompañan al texto hay que apuntarla en el «haber» de ingeniero técnico de arsenales Miguel Ángel López Moreno que ha trabajado con paciencia y mucha ilusión.

Por último, el alférez de fragata David Ramos Jiménez ha colaborado en el capítulo de Balística de las Heridas.

San Fernando (Cádiz), abril de 2000

El capitán de corbeta

ingeniero de armas navales

Agustín E. González Morales

CAPÍTULO 1

BALÍSTICA INTERIOR

OBJETO DE LA BALÍSTICA INTERIOR, 11

DEFINICIONES Y TÉRMINOS MÁS USUALES, 11

COMPONENTES BALÍSTICOS DEL CAÑÓN, 13

EL CAÑÓN, 14

EL PROYECTIL, 14

 Proyectiles del calibre del ánima, 14

 Proyectiles subcalibrados, 15

 Proyectiles de perdigones, 15

EL PROPULSANTE, 15

 Características básicas, 15

 Composición de los propulsores, 16

 Ley de Piobert, 17

 Velocidad específica de combustión, 17

 Índice de presión, 18

 Fuerza específica y covolumen, 18

 Temperatura adiabática de llama, 19

 Ejemplo práctico. Ensayo para la determinación del covolumen y la temperatura adiabática de llama, 20

 Tamaño balístico o web, 20

 Función de forma, 21

 Demostración de la ecuación de Corner, 22

EL ESTOPÍN, 23

LA SECUENCIA DE FUEGO, 24

 Curvas de tiempo y recorrido, 26

 Fuerzas que actúan sobre el proyectil, 26

 Ecuación elemental de la dinámica del proyectil, 26

 Distribución de la energía, 27

 Presión de los gases propulsores, 28

 Presión máxima, 28

 Punto de estricta combustión, 29

 Velocidad inicial con granos propulsores progresivos, 30

VIDA DEL ÁNIMA, 30

Corrosión, 30
Abrasión, 31
Erosión, 31
Combado de la caña, 37
Desgastes en la boca del ánima, 38

RESEÑA HISTÓRICA DE LA BALÍSTICA INTERIOR, 39

CAPÍTULO 2

BALÍSTICA INTERMEDIA

OBJETO DE LA BALÍSTICA INTERMEDIA, 43

Velocidad de propagación del sonido en un fluido, 43
Energía interna. Primer principio de la termodinámica, 44
Gases perfectos. El aire, 45
Velocidad de propagación del sonido en los gases perfectos, 45

CONCEPTOS PRELIMINARES, 46

Número de Mach. Onda de choque, 46
Flujo subsónico $M < 0.8$, 46
Flujo transónico $0.8 < M < 1.2$, 47
Flujo supersónico $M > 1.2$, 47
Flujo hipersónico $M > 5$, 47
Cono de Mach. Ángulo de Mach, 48

FLUJO DEL GAS CERCA DE LA BOCA, 49

FLUJO DEL GAS A TRAVÉS DE LA BOCA, 50

Antes de la salida del proyectil, 50
Después de la salida del proyectil, 51

FOGONAZO, 52

ESTAMPIDO, 54

CAPÍTULO 3

BALÍSTICA EXTERIOR

OBJETO DE LA BALÍSTICA EXTERIOR, 60

ELEMENTOS DE LA TRAYECTORIA. DEFINICIONES, 60

MOVIMIENTO EN EL VACÍO, 62

Hipótesis, 62

 Cálculos, 63

 La aceleración de la gravedad g , 64

Sectores, 65

 Ángulos del 1^{er} y 2^o sector con el mismo alcance para una v_0 dada, 65

 Parábola de seguridad, 65

Características de la trayectoria en el vacío, 66

RESISTENCIA AERODINÁMICA DEL AIRE, 67

Resistencia al avance, 67

Resistencia de culote, 68

Resistencia superficial, 68

Resistencia residual, 69

Variaciones de los componentes de la resistencia aerodinámica, 69

El coeficiente de resistencia aerodinámica C_D , 70

 Ecuación de Bernouilli, 70

 Expresión general de la resistencia aerodinámica F_R , 71

 Una forma aproximada de determinar F_R , 72

Forma real de la trayectoria en el aire, 72

MÉTODOS PARA REDUCIR LA RESISTENCIA, 73

Geometría del culote, 74

Geometría de la ojiva, 74

Base bleed, 75

CONDICIONES METEOROLÓGICAS, 76

Propiedades de la atmósfera, 76

La atmósfera ICAO, 76

 Ecuación de Laplace, 77

 Relación de la presión y la densidad con la temperatura, 78

La atmósfera real, 79

Correcciones por atmósfera real, 80

CORRECCIÓN POR ROTACIÓN DE LA TIERRA, 81

Corrección por rotación terrestre sin atmósfera, 81

 Deriva hacia el Este de una caída libre, 82

Corrección por rotación terrestre con atmósfera, 82

CORRECCIÓN POR ESFERICIDAD DE LA TIERRA, 82

 Cálculo de la corrección, 83

CORRECCIÓN POR ROTACIÓN DEL PROYECTIL, 83

Deriva por rotación del proyectil o deriva tabular, 84

Fuerza Magnus como producto vectorial, 85

Expresión aproximada de la deriva tabular, 86

FUERZAS Y MOMENTOS, 86

Fuerza y momento Magnus, 87

Fuerza resistente, 87

Momento aerodinámico, 88

Momento amortiguador, 88

Momento amortiguador transversal, 89

ESTABILIDAD, 89

Estabilidad por rotación. Docilidad, 90

Relación entre el rayado, la velocidad inicial y la de rotación, 91

Movimiento giroscópico. Coeficiente de estabilidad esencial, 92

Precesión y nutación, 93

Ecuación simplificada del movimiento giroscópico, 94

Medidas experimentales del movimiento giroscópico, 94

Estabilidad por aletas, 95

TABLAS DE TIRO, 95

Condiciones normalizadas de las Tablas de Tiro, 96

Tabla de Tiro de superficie, 96

Estadística y Probabilidad en el Tiro, 99

Determinación de la posición del MPI, 100

Determinación de las dispersiones media y verdadera, 101

Campanas de distribución de los piques, 101

Haz de trayectorias, 103

Tabla de tiro antiaéreo, 104

COHETES, 105

Consideraciones, 105

El empuje, 105

La trayectoria, 107

La estabilización por rotación, 107

La estabilización por aletas, 108

Dispersión de cohetes estabilizados por aletas, 108

RESEÑA HISTÓRICA DE LA BALÍSTICA EXTERIOR, 110

CAPÍTULO 4

BALÍSTICA TERMINAL

OBJETO DE LA BALÍSTICA TERMINAL, 113

CARACTERÍSTICAS DE LOS BLANCOS, 113

PENETRACIÓN Y PERFORACIÓN, 113

 Penetración, 113

 Cálculos sobre la penetración, 114

 Perforación, 116

 Cálculos sobre la perforación, 117

CARACTERÍSTICAS DE LOS PROYECTILES, 117

 Proyectiles rompedores. Fragmentación, 117

 Cerca de Bourges, 119

 Proyectiles perforantes, 120

 Carga hueca. proyectil antitanque HEAT (High Explosive Anti-Tank), 122

 Proyectil HESH (High Explosive Squash Head), 125

CAPÍTULO 5

BALÍSTICA DE LAS HERIDAS

OBJETO DE LA BALÍSTICA DE LAS HERIDAS, 128

EFICACIA DE LAS ARMAS, 128

DETENCIÓN. FUERA DE COMBATE. VULNERABILIDAD, 128

EFFECTO DE LAS BALAS SOBRE EL CUERPO HUMANO, 130

MÉTODOS EXPERIMENTALES DE EVALUACIÓN, 130

 Capacidad de detención, 132

MEDIOS DE PROTECCIÓN, 133

 Corazas metálicas, 134

 Corazas de material plástico, 134

 Corazas cerámicas, 134

 Corazas textiles, 135

 Corazas transparentes, 135

 Corazas compuestas, 135

CAPÍTULO 6

INSTRUMENTACIÓN BALÍSTICA

BALÍSTICA INTERIOR

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE PRESIÓN, 138

- Medidas de presión máxima, 138
- Manómetros «crusher», 138
- Cañón con tubo probeta, 139
- Medidas de presión con manómetros piezoeléctricos, 140

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DEL MOVIMIENTO DEL PROYECTIL, 140

- Interferómetro de microondas, 140
- Interferómetro láser, 140
- Método óptico, 141
- Método resistivo, 141
- Método de contacto directo, 142
- Transductor de desplazamiento, 142

BALÍSTICA EXTERIOR

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE VELOCIDAD Y ACELERACIÓN, 142

- El péndulo balístico, 142
- Fotodetector, 143
- Radar Doppler, 144
- Fribasing, 145

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE DERIVA Y SPIN, 146

- Sonda de deriva, 146

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE POSICIÓN, 147

- Indicador de posición, 147
- Pantallas de malla metálica, 147

FOTOGRAFÍA DE ALTA VELOCIDAD, 148

- Sistema fotográfico, 148
- Fotografía de «microflash», 148
- Fotografía de sombras, 149
- Técnica Schelieren, 151
- Fotografía con cámaras digitales, 151

FOTOGRAFÍA CINEMATOGRAFICA, 152

- Iluminación, 152
- Cámaras de baja velocidad, 152
- Cámaras de velocidad media, 153
- Cámaras de alta velocidad, 154
- Cámaras intensificadoras de imagen, 155
- Cámaras de rayos X, 156
- Cámaras de vídeo de alta velocidad, 156

BIBLIOGRAFÍA, 158

Constantes físicas y factores de conversión, 159

DICCIONARIO BALÍSTICO

- Inglés-español, 160
- Español-inglés, 164

ÍNDICE ALFABÉTICO, 168

CAPÍTULO 1

BALÍSTICA INTERIOR

OBJETO DE LA BALÍSTICA INTERIOR, 11

DEFINICIONES Y TÉRMINOS MÁS USUALES, 11

COMPONENTES BALÍSTICOS DEL CAÑÓN, 13

EL CAÑÓN, 14

EL PROYECTIL, 14

 Proyectiles del calibre del ánima, 14

 Proyectiles subcalibrados, 15

 Proyectiles de perdigones, 15

EL PROPULSANTE, 15

 Características básicas, 15

 Composición de los propulsores, 16

 Ley de Piobert, 17

 Velocidad específica de combustión, 17

 Índice de presión, 18

 Fuerza específica y covolumen, 18

 Temperatura adiabática de llama, 19

 Ejemplo práctico. Ensayo para la determinación del covolumen y la temperatura adiabática de llama, 20

 Tamaño balístico o web, 20

 Función de forma, 21

 Demostración de la ecuación de Corner, 22

EL ESTOPÍN, 23

LA SECUENCIA DE FUEGO, 24

 Curvas de tiempo y recorrido, 26

 Fuerzas que actúan sobre el proyectil, 26

 Ecuación elemental de la dinámica del proyectil, 26

 Distribución de la energía, 27

 Presión de los gases propulsores, 28

 Presión máxima, 28

 Punto de estricta combustión, 29

 Velocidad inicial con granos propulsores progresivos, 30

VIDA DEL ÁNIMA, 30

Corrosión, 30

Abrasión, 31

Erosión, 31

Combado de la caña, 37

Desgastes en la boca del ánima, 38

RESEÑA HISTÓRICA DE LA BALÍSTICA INTERIOR, 39

CAPÍTULO I

BALÍSTICA INTERIOR

OBJETO DE LA BALÍSTICA INTERIOR

La Balística Interior estudia los procesos que ocurren en el interior del tubo del cañón y la influencia de factores como el diseño del propulsante, la transmisión del calor hacia las paredes de la caña o el desgaste de la superficie del ánima, entre otros.

El cañón es el mecanismo encargado de convertir el calor liberado por el propulsante al quemarse en la energía cinética que empuja al proyectil. Es el tubo o caña por donde sale el proyectil. Con un cañón se pretende lanzar un proyectil, a la máxima velocidad inicial y con la menor perturbación posible en el tramo inicial de su trayectoria, contra un blanco situado a una distancia determinada, en condiciones de absoluta seguridad para el personal y los equipos situados en las proximidades.

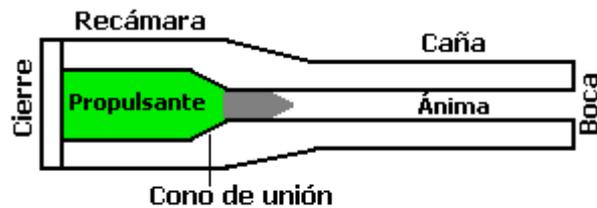


Figura 1.1. Esquema de un cañón

DEFINICIONES Y TÉRMINOS MÁS USUALES

Ánima. Parte interna del tubo comprendida entre la boca y el alojamiento del proyectil. En tubos rayados el ánima se extiende desde la boca hasta el comienzo del rayado.

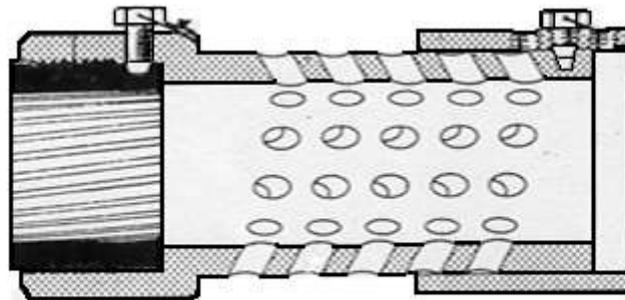


Figura 2.1. Boca del ánima y freno de boca del cañón 76/62 Oto-Melara

Rayado. Labrado interior del ánima que sirve para comunicar un movimiento de rotación al proyectil con el fin de estabilizarlo una vez abandonado el tubo, fig. 2.1 y 3.1.

Calibre. Diámetro interior del tubo. En ánimas rayadas se mide entre **campos**, fig. 4.1.

Recámara. Zona situada a **contera**, en el extremo del tubo opuesto a **testera**, la boca, donde se aloja la carga propulsora¹. Si el arma se carga por el cierre, el diámetro

¹ Hay autores que consideran recámara sólo al volumen inicial, antes de que el proyectil inicie el movimiento; otros, sin embargo, llaman recámara al volumen ocupado por los gases en

de la recámara puede ser mayor que el del ánima. En este caso, el cambio de diámetro se consigue mediante el **cono de unión**, fig. 1.1.



Figura 3.1. Vista de la caña del cañón 76/62 Oto-Melara desde la boca de fuego

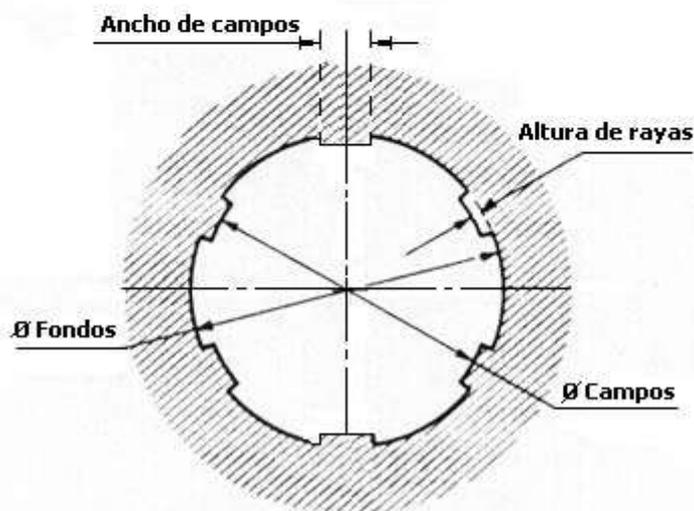


Figura 4.1. Sección transversal de una caña rayada

Cierre. Mecanismo encargado de estancar la recámara y evitar la fuga de gases durante el disparo, fig. 1.1.

Propulsante. Agente cuya combustión genera la energía necesaria para alcanzar la velocidad inicial. Su masa constituye la **carga de proyección**.

Velocidad inicial. Este término puede referirse a:

- La velocidad con la que el proyectil abandona el tubo, calculada mediante la Balística Interior.
- La velocidad al final de la zona estudiada por la Balística Intermedia, cuando los gases dejan de actuar sobre el culote del proyectil.
- La velocidad calculada por extrapolación a la boca de los datos obtenidos a ciertas distancias del arma (por ejemplo, cuando se mide mediante el efecto Doppler), fig. 5.1.

cualquier instante. En este texto nos decantamos por la segunda opción.

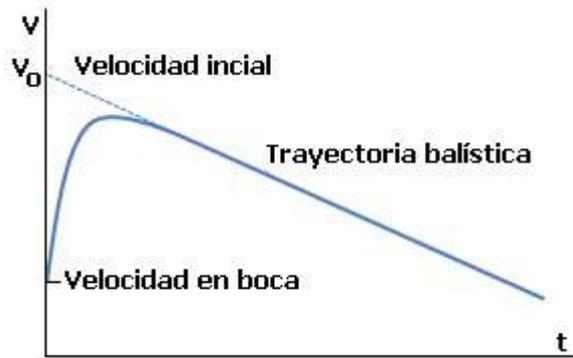


Figura 5.1. Extrapolación de la velocidad

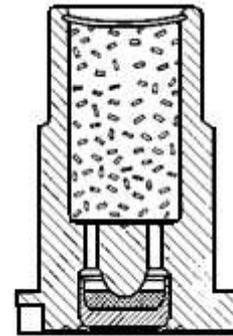


Figura 6.1 Estopín de 20 mm Oerlikon

Estopín. Carga constituida por compuestos químicos muy sensibles que se activa por percusión o con el calor desprendido por una resistencia eléctrica, y que se emplea para provocar la inflamación de la **carga iniciadora** de la que forma parte, fig. 6.1.

COMPONENTES BALÍSTICOS DEL CAÑÓN

Hay una gran variedad de armas de fuego. Los distintos tipos, desde las pistolas hasta la artillería pesada, presentan diferencias significativas en cuanto a forma, tamaño, etc., pero, desde el punto de vista de la metodología para el estudio de la Balística, son semejantes. Las escasas armas no convencionales que existen, como los cañones sin retroceso, se basan en el efecto cohete y no se ajustan al concepto tradicional de cañón. Para evitar confusiones, diremos que el cañón convencional tiene cerrado un extremo del tubo, mientras que en el cañón sin retroceso el tubo está abierto por ambos extremos.

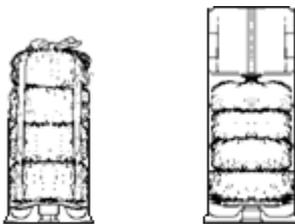


Figura 7.1. Saquetes en carga corta y reducida

Para disparar un proyectil ha de provocarse la combustión del propulsante mediante una carga iniciadora colocada en el seno de la carga de proyección. El propulsante, una vez que comienza a arder, continua la combustión sin necesidad de oxígeno, produciendo los gases que impulsan al proyectil.

Casi todos los cañones disparan proyectiles que necesitan un giro para mantener un vuelo estable. En tales casos el cañón tiene el ánima rayada para provocarlo mientras el proyectil se desplaza a lo largo del ánima.

Para facilitar el manejo, el propulsante y la carga iniciadora pueden formar una unidad llamada **saquete**, fig. 7.1., o bien se sitúan dentro de un cartucho cuya **vaina** metálica se puede considerar como parte de la pared de la recámara.

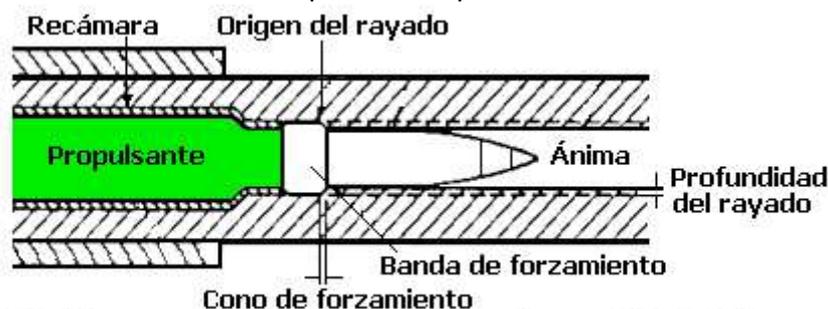


Figura 8.1. Disparo completo en la recámara de un cañón de ánima rayada

Los componentes que se renuevan después de cada disparo son: el proyectil, la carga propulsora, la carga iniciadora y, donde sea aplicable, la vaina del cartucho. Todos juntos constituyen un **disparo completo**, fig. 8.1.

EL CAÑÓN

No es objeto de este texto describir las partes que constituyen un cañón, ya que para el análisis de la Balística Interior no es trascendente el mecanismo de puntería que emplee, por citar un ejemplo.



Figura 9.1. Cañón 76/62 mm Oto-Melara

La Balística Interior, que estudiaremos a continuación, es sólo un modelo ideal. Para reproducirla exactamente en un cañón determinado es necesario considerar influencias como el retroceso del cañón o la flexibilidad de sus componentes, entre otras. La Balística Interior no puede, por sí sola, determinarlas, pero su estudio permite explicar y predecir las fuerzas dominantes y los efectos observados.

EL PROYECTIL

Para nuestro estudio basta con describir los tipos más comunes de proyectiles que existen:

Proyectiles del calibre del ánima

El calibre de estos proyectiles es el mismo que el de la caña, de forma que su superficie lateral está en contacto con la del ánima.

La mayoría de los proyectiles de mediano y grueso calibre se fabrican con una o varias **bandas de forzamiento** para permitir la colocación, obturación y giro del proyectil dentro de la caña. En pequeños calibres, los proyectiles no tienen banda de forzamiento, y se aprovecha la presión de los gases propulsores para dilatar el culote y conseguir que esta parte del proyectil adquiera la forma del rayado y, como consecuencia, obture la recámara.



Figura 10.1. Disparo del calibre 7,62 situado en la recámara del fúsil

Proyectiles subcalibrados

Los proyectiles subcalibrados se adaptan al diámetro del ánima mediante suplementos (*sabots*, en inglés) que rodean su cuerpo. Su empleo aporta considerables



Figura 11.1. Proyectil subcalibrado de 105 mm

ventajas tanto desde el punto de vista de la Balística Interior como Exterior. Los suplementos se pueden usar en cualquier tipo de proyectil, incluido el estabilizado por aletas, durante su movimiento a lo largo de la caña. Al abandonar el cañón se separan, axial o radialmente, liberando al auténtico

proyectil. Disponen de una banda de conducción para centrar al proyectil dentro del tubo. En proyectiles estabilizados por aletas, disparados con ánimas rayadas, suelen contar con un cojinete que les permite girar con el rayado sin que el proyectil lo haga; de esta manera se consigue disminuir la pérdida de energía que se requiere para que el proyectil gire en compañía de los suplementos, mientras avanza a lo largo del ánima. Cuando los suplementos se separan, el proyectil sigue la trayectoria balística prevista.

Proyectiles de perdigones

Se trata de cartuchos rellenos de perdigones, colocados delante de un pistón, llamado taco, que se acciona con un gas propulsor. Su balística interior es similar a la de un proyectil de calibre de ánima pues el comportamiento del taco se asemeja al del proyectil.

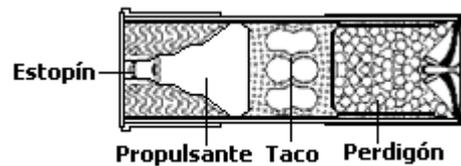


Figura 12.1. Cartucho de perdigones

EL PROPULSANTE

Características básicas

La carga contenida en el estopín activa los componentes del propulsante que reaccionan para producir los gases que crean la presión y temperatura necesarias en el interior de la caña. Estos gases actúan sobre el culote del proyectil empujándolo a lo largo del ánima

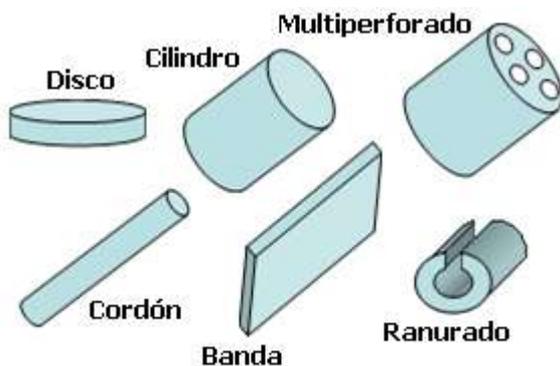


Figura 13.1. Granos de pólvora

En los propulsanter existe una gran variedad de composiciones, formas y tamaños, que llamaremos **granos** de una manera genérica, aunque existen tipos, como los usados en las cargas de proyección de cañones de grueso calibre, que son cordones, tiras o tubos acanalados.

Para un cañón y un proyectil concretos, el tipo y la cantidad de propulsante y el diseño del grano son las variables que se manejan con el fin de conseguir una determinada velocidad inicial, sin exceder la máxima presión que el tubo puede soportar.

Las características que definen la combustión de una pólvora son la **velocidad específica de combustión**, el **índice de presión**, la **fuerza específica**, el **covolumen** y la **temperatura adiabática de llama**. Mientras que la combustión de un grano de propulsante se evalúa a través del **tamaño balístico** y la **función de forma**.

Composición de los propulsores

La **pólvora negra**, muchas veces denominada ambiguamente «pólvora de cañón», es el propulsante más fácil de obtener. En la actualidad se usa generalmente como carga iniciadora, sobre todo en cañones de baja velocidad y en cohetes. Se fabrica mezclando nitrato potásico, carbón vegetal y azufre en una proporción aproximada de 75:15:10. Tiene una gran estabilidad química pues sus componentes no reaccionan entre sí a temperaturas inferiores a 400 °C y, por tanto, su almacenamiento no presenta dificultades si se preserva de la humedad; para ello se guarda en jarras o cajas estancas. Sin embargo, es muy sensible al choque y al contacto con llamas, cuerpos incandescentes o chispas.

Los demás propulsores se conocen como **pólvoras sin humo**, aunque no es totalmente cierto que la combustión se produzca sin desprendimiento de humo. Los tres tipos básicos figuran en el cuadro siguiente:

Propulsante	Composición básica
Simple base	Nitrocelulosa disuelta en éter y alcohol
Doble base	Nitrocelulosa disuelta en nitroglicerina.
Triple base	Nitrocelulosa disuelta en nitroglicerina con adición de nitroguanidina.

Los propulsores de doble base son más potentes que los de simple base, sin embargo generan elevadas temperaturas que pueden provocar fogonazos y erosiones excesivas del ánima. En los propulsores de triple base la adición de nitroguanidina disminuye la temperatura de los gases hasta un valor próximo al que tendrían los generados por una pólvora de simple base. El resto de los componentes añadidos a las pólvoras sin humo se emplea principalmente para controlar la velocidad de combustión y estabilizarlas, es decir, evitar la descomposición durante el almacenamiento, pues estas pólvoras, a diferencia de la pólvora negra, son químicamente inestables ya que todas ellas experimentan, de forma espontánea, reacciones de descomposición con desprendimiento de calor, que es necesario tener en consideración si la temperatura a la que están expuestas supera los 30 °C. Los estabilizantes más usados son la difenilamina y la centralita.

Un propulsante se considera adecuado para emplearlo en artillería si cumple los siguientes requisitos: su ignición es fácil de conseguir, tiene una velocidad de combustión regular (para asegurar una evolución correcta de la presión), es poco erosivo (para minimizar el desgaste del tubo) y, por último, es estable en un amplio intervalo de temperaturas (para garantizar la seguridad en su empleo, transporte y almacenamiento).

Ley de Piobert

Antes de analizar los efectos de la velocidad de la combustión y el diseño de la forma del grano debemos considerar el proceso mecánico por el cual un grano arde.

Emplearemos el modelo de combustión que establece que todos los granos se encienden simultáneamente y que todas las superficies de los granos disminuyen a la misma velocidad, conforme se van quemando. Por ejemplo, si el grano inicial es cilíndrico, mantendrá su forma cilíndrica durante todo el proceso de la combustión, además el diámetro y la longitud del cilindro se reducirán a la misma velocidad. Normalmente se agotará primero el diámetro, pues suele ser menor que la longitud del cilindro.

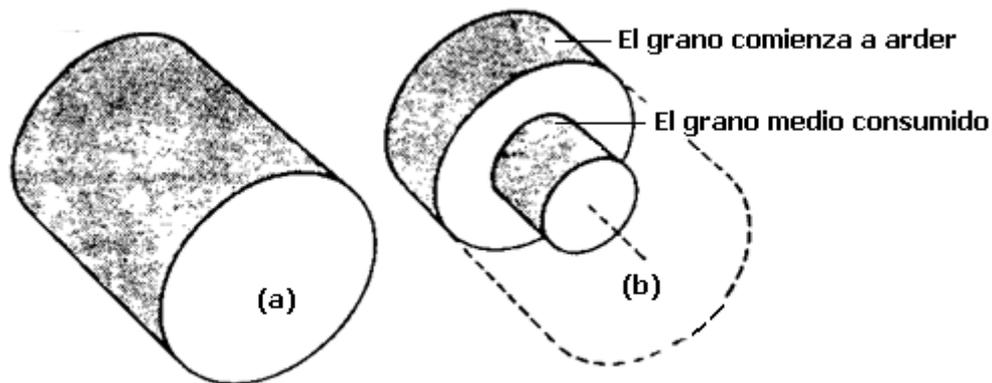


Figura 14.1. En (a) grano cilíndrico macizo sin quemar
En (b), proceso de combustión en capas paralelas

Esta hipótesis, que establece que los granos de propulsante se queman en capas paralelas, corroborada por evidencias experimentales, fue enunciada por Piobert en 1839.

Velocidad específica de combustión

A medida que el grano arde se libera energía en forma de gas a gran presión y temperatura. Una pequeña parte de esta energía se encamina hacia el interior del grano, elevando la temperatura de las capas sucesivas del propulsante. El proceso de ignición se sostiene hasta que se consume todo el propulsante. Las **temperaturas de ignición típicas** son:

- Propulsantes de simple base: 315 ° C aprox.
- Propulsantes de doble y triple base: 150 a 170 ° C.

Puesto que la combustión se produce a la vez en toda la superficie del grano, la velocidad a la cual un grano reduce su tamaño, conocida como **velocidad de combustión**, es igual al «doble» de la velocidad a la que el proceso de ignición se propaga. Si la referimos a la presión de 1 MPa (1 Megapascal = 10^6 N/m², una atmósfera son 101325 Pascales), el valor así obtenido se conoce como **velocidad específica de combustión**.

La pólvora negra arde a una velocidad específica de unos 18 mm/s/MPa. En las pólvoras sin humo está comprendida entre 0.5 y 3 mm/s/MPa.

Algunos autores consideran que la velocidad es la de propagación de la ignición, en este caso la velocidad específica de combustión es la mitad del valor señalado anteriormente.

Hay que tener presente también que una subida de la temperatura inicial del propulsante trae consigo un aumento en la velocidad específica de combustión. Éste es el motivo de que en los ensayos en los polígonos de experiencias se calienten las cargas de proyección a una temperatura establecida para normalizar los resultados.

Índice de presión

La velocidad específica de combustión también aumenta con los incrementos de presión, aunque no necesariamente en la misma proporción. El coeficiente que relaciona los cambios en la velocidad con los de la presión se llama índice de presión. Si su valor es 1, la velocidad y la presión crecen en proporción directa, es decir, el doble de presión produce el doble de velocidad. Cuanto mayor sea el índice de presión, mayor será el aumento de la velocidad.

En los propulsores actuales el índice de presión es aproximadamente 1 y la velocidad ronda los 1.5 mm/s/MPa. El crecimiento de la velocidad frente al aumento de la presión se puede apreciar en el cuadro siguiente:

Presión		Velocidad combustión
MPa	atm (aprox.)	mm/s
0.1	1	0.15
1	10	1.5
50	500	75
380	3800	570

De esta tabla se deduce que un macarrón de propulsante de 11 mm de diámetro tarda unos 70 segundos en quemarse al aire libre (presión atmosférica), mientras que a la presión de 380 MPa (la que puede alcanzarse en la recámara de un cañón), ardería completamente en menos de 20 milisegundos.

Fuerza específica y covolumen

La cantidad de energía liberada por una cierta masa de propulsante está relacionada con su **fuerza específica**; así las pólvoras de doble y triple base tienen mayor fuerza específica que las de simple base. Su valor se obtiene quemando una masa determinada de propulsante en una cámara hermética conocida como **vaso cerrado**. El propulsante se inicia eléctricamente y la presión desarrollada dentro del vaso cerrado se mide con un manómetro, fig. 15.1.



Figura 15.1. Presión en un vaso cerrado

La presión máxima se alcanza

cuando ha terminado de quemarse todo el propulsante. A partir de ese momento disminuye a medida que los gases pierden calor a través de las paredes del vaso.

Pero para calcular la fuerza específica, W , debemos conocer el volumen del vaso cerrado. Su volumen efectivo V_e es menor que el real V_r debido al espacio ocupado por la pólvora. El volumen que ocupan las moléculas de un kilogramo de pólvora se llama **covolumen**, b . Se calcula experimentalmente realizando ensayos en un vaso cerrado con distintas masas de propulsante. Con estos datos decimos que:

$$V_e = V_r - m \cdot b$$

donde m es la masa en kilogramos de la pólvora.

La fuerza específica se calcula con la siguiente expresión:

$$W = p_{max} \frac{V_e}{m}$$

donde p_{max} es la presión máxima que se alcanza en el vaso cerrado.

Denominación USA	Propulsante	Covolumen cm ³ /g
M6	Simple base	1.077
M2	Doble base	1.005
M30	Triple base	1.053

En la tabla se presentan algunos valores significativos del covolumen de varias pólvoras.

Temperatura adiabática de llama

La máxima temperatura que una pólvora alcanza en el vaso cerrado se conoce con el nombre de temperatura adiabática de llama T_0 . Cada propulsante arde a una determinada temperatura adiabática. Pero hay que tener presente que los gases no alcanzan T_0 en un cañón, pues la expansión que sufren cuando el proyectil progresa por el ánima provoca un enfriamiento. En el vaso cerrado no se produce tal expansión: la reacción de la combustión es a volumen constante y, por tanto, la temperatura obtenida es un límite superior, inalcanzable en un cañón, que permite comparar propulsores en condiciones normalizadas.

Por otro lado, suponer que la combustión en un vaso cerrado es adiabática tampoco es exacto, pues para cumplir este requisito sería preciso un aislamiento perfecto que evite cualquier transferencia de calor a través de las paredes del vaso. No obstante, considerar que el proceso es adiabático es una excelente aproximación.

En el cuadro siguiente figuran algunas temperaturas adiabáticas. Es interesante destacar que las pólvoras de simple base son las que arden a una temperatura más

Denominación USA	Propulsante	Temperatura adiabática
M6	Simple base	2843 °C
M2	Doble base	3592 °C
M30	Triple base	3313 °C

baja; mientras que las de triple base lo hacen a una temperatura sensiblemente inferior que las de doble base, a pesar de que las de triple base son más potentes. Aquí se aprecian los efectos de la nitroguanidina, presente en las

pólvoras de triple base, que habíamos anticipado cuando hablamos de su composición.

Ejemplo práctico.

Ensayo para la determinación del covolumen y la temperatura adiabática de llama.

Disponemos de dos cantidades conocidas m_1 y m_2 del mismo propulsante. Conocemos el volumen real V_r de un vaso cerrado, y un manómetro permite medir la presión en su interior.

Empleamos la ecuación de estado de Noble y Abel:

$$p \left(\frac{V_r}{m} - b \right) = R \frac{T_0}{M}$$

donde R es la constante de los gases perfectos y M el peso molecular de la pólvora. Aplicándola a las dos masas:

$$p_1 \left(\frac{V_r}{m_1} - b \right) = p_2 \left(\frac{V_r}{m_2} - b \right)$$

donde p_1 y p_2 son las presiones máximas que se alcanzan en el vaso cerrado con las cantidades m_1 y m_2 respectivamente. En la ecuación anterior se determina el covolumen b . Con b conocido se puede calcular la temperatura adiabática de llama T_0 en la ecuación de estado, empleando cualquiera de las dos masas.

Obsérvese que, tal como se ha definido la fuerza específica W , su valor es, también, $W = R T_0 / M$. Por tanto, la temperatura adiabática de llama está relacionada directamente con W .

Tamaño balístico o web

Se ha establecido como hipótesis, en consonancia con ley de Piobert, que cuando un grano cilíndrico arde, su longitud y su diámetro disminuyen a la misma velocidad. Pero si, como suele suceder, el diámetro es más pequeño que la generatriz del cilindro, en el proceso de la combustión tenderá a cero antes que la generatriz. De aquí se deduce que el diámetro es la dimensión más significativa, y éste es el denominado **tamaño balístico o web** de un grano cilíndrico.

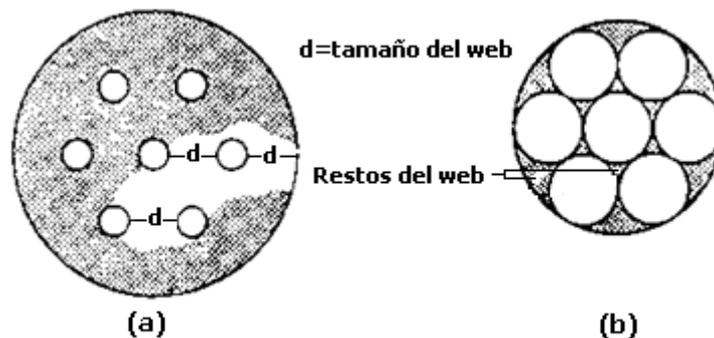


Figura 16.1. Combustión de un grano multiperforado

Generalmente se considera el web a la menor de las distancias entre dos superficies opuestas de un grano. Una excepción es el grano multiperforado (cilíndrico, pero varias veces perforado a lo largo de su longitud), que continúa ardiendo después de que el web es cero. En efecto, en la figura 16.1 (a) se aprecia el web, mientras que en (b) se observa como se ha hecho cero y, sin embargo, todavía existe propulsante disponible para continuar la combustión.

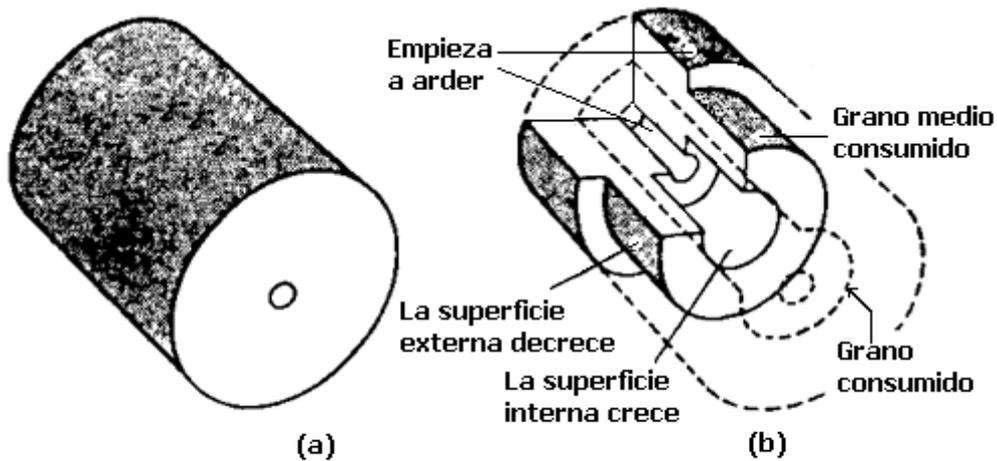


Figura 17.1. (a) Grano de pólvora neutra de una perforación (b) el mismo grano quemándose

Función de forma

La forma geométrica de los granos del propulsante es muy importante a la hora de evaluar la combustión.

Sea una pólvora formada por granos cilíndricos compactos. En los primeros momentos de la combustión su superficie es mayor que cuando ha ardido una parte. Como la cantidad de gases generados es proporcional a dicha superficie, la velocidad de producción de gases disminuye con ella. Este comportamiento, en el que se detecta una disminución de superficie a medida que la combustión avanza, es propio de las **formas de grano regresivas**, fig. 17.1

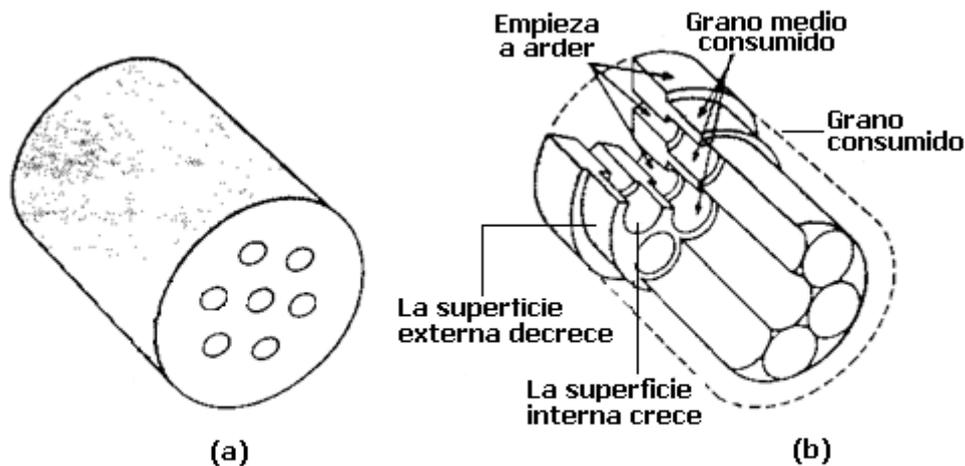


Figura 18.1. (a) Grano de pólvora progresiva multiperforado sin quemar (b) el mismo grano quemándose

Sin embargo, escojamos ahora unos granos multiperforados. En este caso, la superficie aumenta durante el proceso de la combustión, fig. 18.1. Este comportamiento es característico de las **formas de grano progresivas**.

Para cada grano existe una correspondencia entre la **fracción de carga quemada** z y la **fracción de web** que queda f . Esta relación, debida a Corner, se llama **función de forma**:

$$z = (1 - f)(1 + kf)$$

donde k es el **factor de forma**.

Demostración de la ecuación de Corner

Sea

$$z = \frac{V_0 - V_t}{V_0} = 1 - \frac{V_t}{V_0}$$

donde V_0 es el volumen inicial y V_t en el instante t . Supongamos un grano cilíndrico compacto de diámetro D y longitud L en el instante inicial. Transcurrido el tiempo t , el diámetro se ha reducido hasta $f \cdot D$, con $0 < f < 1$; la longitud también habrá disminuido, pero de manera despreciable frente a D . Sea, entonces, $L_t = L_0 = L$.

$$V_0 = \frac{\pi D^2}{4} L \quad V_t = \frac{\pi (f \cdot D)^2}{4} L$$

De esta forma, $z = 1 - f^2$. Pero esta expresión la podemos escribir:

$$z = (1 - f)(1 + kf)$$

con $k = 1$ para un grano cilíndrico alargado. Variando el valor de k se pueden evaluar distintas formas de las superficies de los granos.

Es fácil demostrar que para un grano esférico compacto la función de forma es:

$$z = 1 - f^3 = (1 - f)(1 + f + f^2)$$

No tan sencillo es calcular que en un grano multiperforado de 7 perforaciones y de dimensiones normalizadas es:

$$z = (1 - f)(0.850 - 0.117f - 0.015f^2)$$

En general, si $k > 0$ la superficie disminuye conforme lo hace la fracción de web remanente y el grano es **regresivo**, mientras que si $k < 0$ el grano es **progresivo**. Cuando $k = 0$ la superficie permanece constante durante la combustión, y decimos que el grano es **neutro**.

El grano progresivo es deseable en los calibres medianos y gruesos ya que proporciona una presión más sostenida y, por tanto, una mayor aceleración del proyectil. Una pólvora progresiva o neutra se puede conseguir con granos multiperforados o dopando las capas exteriores de un grano regresivo con inhibidores de la combustión. En la tabla siguiente se presentan algunas formas de grano y sus características:

Forma del grano	Factor de forma	Característica
Fragmentos al azar	Positivo	muy regresivo
Esférico	Positivo	
Cilindro o Cordón	Positivo	
Disco	Positivo, casi cero	
Tubo o Tubo con ranura	Positivo, casi cero	
Banda	Positivo, casi cero	Neutro
Compacto, capa exterior inhibida	Casi cero	
Multiperforado	Casi cero	
Tubo, capa exterior inhibida	Negativo	muy progresivo

EL ESTOPÍN

El estopín es el responsable de iniciar la combustión del propulsante mediante la liberación de gases y partículas calientes dentro de la carga de proyección. Entre los explosivos más empleados para fabricar estopines se encuentran el fulminato de mercurio, el nitrato de plomo, el tetraceno y el trinitroresorcinato de plomo.

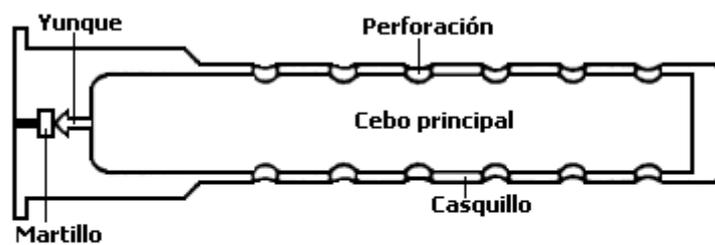


Figura 19.1. Estopín de percusión. Las perforaciones facilitan la transmisión de fuego a la carga principal

El fenómeno de la combustión tiene carácter ondulatorio pues se propaga en forma de ondas de presión que se reflejan en las paredes de la recámara atravesando el propulsante. Este comportamiento se detecta porque aparecen rápidas fluctuaciones en las medidas de la presión en el culote del proyectil y la parte de la recámara situada más a testera, que se amortiguan una vez que el proyectil empieza a moverse a lo largo del ánima. Estas oscilaciones pueden producir combustiones inconsistentes y presiones excesivas en la recámara, y se manifiestan con más frecuencia en los cañones que usan propulsores de combustión muy lenta en recámaras relativamente grandes.

La importancia de la interacción entre el estopín, la carga iniciadora y la carga de proyección no debe infravalorarse. Así, una ignición defectuosa extenderá sus efectos perniciosos al resto de la secuencia de fuego, provocando variaciones de la velocidad inicial respecto a los valores nominales y, en consecuencia, pérdidas de precisión en el tiro.

LA SECUENCIA DE FUEGO

La secuencia de fuego comienza con la ignición del estopín. Los productos de la combustión de la carga iniciadora, formados por gases calientes y partículas incandescentes, se inyectan en el propulsante y provocan la combustión de la carga de proyección. La llama así generada se propaga en forma de onda. Se considera que todos los granos comienzan a arder al mismo tiempo, según la hipótesis de Piobert.



Figura 20.1. Ignición de un cartucho de 7,62 mm

Al principio la recámara está sellada por el proyectil de forma que los gases aumentan de temperatura y presión. La velocidad de producción de gases es aproximadamente proporcional a la velocidad de combustión y a la presión, fig. 22.1 y 23.1, hasta que llega un momento en el que la presión adquiere el valor necesario para que el proyectil comience a moverse. Se dice, entonces, que se ha alcanzado la **presión de forzamiento**, llamada así porque el rozamiento de la banda de forzamiento con el ánima ha sido superado por la fuerza provocada por la presión de los gases sobre el culote.

El proyectil, entonces, se encontrará casi inmediatamente con el rayado, y disminuirá su marcha o se detendrá. Este tramo, recorrido por el proyectil hasta que «tropieza» con el comienzo del rayado, se conoce como **vuelo libre**. El vuelo libre es un fenómeno importante en las armas portátiles. En los cañones no se considera, salvo que el comienzo del rayado esté deteriorado por la erosión.

La presión continúa aumentando con la producción de gases mientras el proyectil se desplaza a lo largo del ánima. En un ánima rayada las bandas de forzamiento o la superficie del proyectil, dependiendo del diseño, adquieren la forma del rayado, fig. 21.1., con lo que el rozamiento disminuye, permitiendo que el aumento de presión de los gases acelere al proyectil.

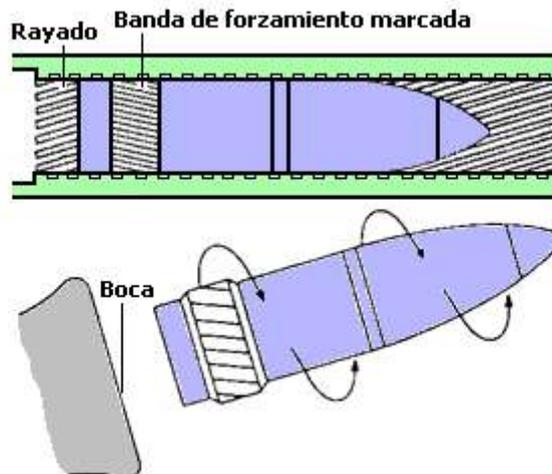


Figura 21.1. La banda de forzamiento, con las marcas producidas por el rayado, hace que el proyectil gire

A medida que el proyectil se mueve a lo largo del ánima, el volumen ocupado por los gases aumenta. Literalmente se incrementa el tamaño de la recámara. El propulsante continúa ardiendo, produciendo gases tan rápidamente que el incremento de volumen provocado por el movimiento del proyectil no puede compensar

totalmente el aumento de presión; como consecuencia, la presión continúa creciendo hasta que alcanza un máximo, fig. 22.1 y 23.1. Es una buena regla considerar que el **pico de presión** se consigue cuando el proyectil ha recorrido alrededor de la décima parte de la longitud total del ánima. Una vez superado el pico de presión, el aumento del volumen de la recámara, como consecuencia del avance del proyectil, expansiona los gases que disminuyen su presión progresivamente hasta otro valor significativo llamado **punto de estricta combustión**. Se dice que los gases han alcanzado este punto cuando el propulsante se ha consumido completamente; es decir, cuando ya no es posible generar más gases. Sin embargo, la presión en la recámara es todavía suficiente para continuar acelerando al proyectil hasta que finaliza su recorrido por el ánima.

En el momento en que el proyectil abandona el cañón, la presión residual de los gases es aproximadamente la sexta parte de la de pico y los gases salen por la boca empujando al proyectil, suministrándole todavía una aceleración adicional. Esta parte se estudia en la llamada **Balística Intermedia** o de **Transición** que se analiza en el capítulo siguiente.

La influencia de los gases sobre el proyectil en vuelo cesa a una pequeña distancia de la boca. El proyectil inicia entonces la trayectoria que estudia la **Balística Exterior**, que también veremos.

La secuencia de fuego completa, desde que se activa el estopín hasta que el proyectil sale por la boca, dura entre 1 milisegundo en las armas portátiles y 25 milisegundos en la artillería de grueso calibre. Por ejemplo, en el cañón 76/62 mm Oto-Melara está comprendida entre 10 y 11 milisegundos.

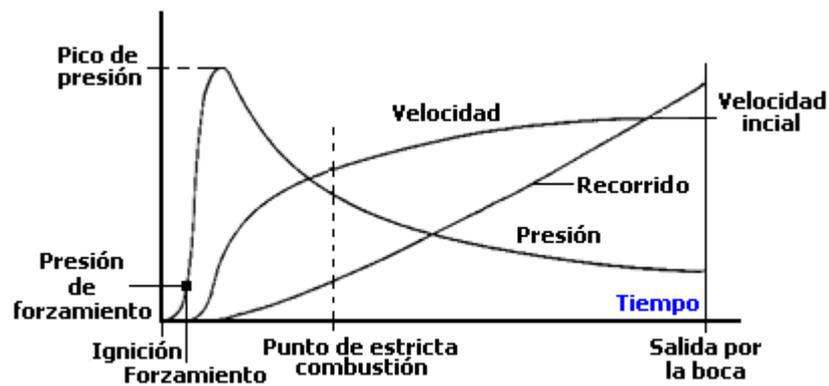


Figura 22.1. Curvas típicas de presión-tiempo, velocidad-tiempo y recorrido-tiempo

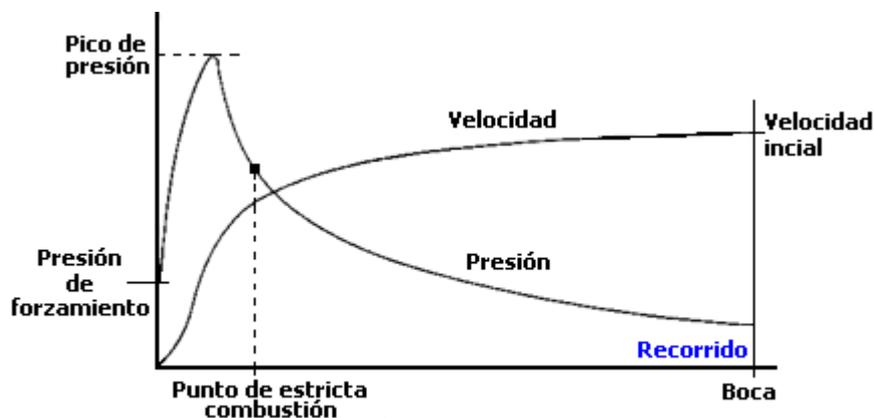


Figura 23.1. Curvas típicas de presión-recorrido y velocidad-recorrido

Curvas de tiempo y recorrido

La presión se mide con manómetros instalados a lo largo de la recámara. La velocidad y el recorrido del proyectil se controlan con sensores de velocidad y desplazamiento. Con estos datos se elaboran las gráficas de las figuras 22.1 y 23.1.

Fuerzas que actúan sobre el proyectil

Hay dos fuerzas opuestas que actúan sobre el proyectil dentro del cañón: la de propulsión, debida a la presión de los gases sobre el culote, y la de fricción con el ánima, que incluye la gran resistencia que se produce durante el proceso de encastre en el rayado. Además, la interacción entre el proyectil y el rayado crea un par que provoca su giro.

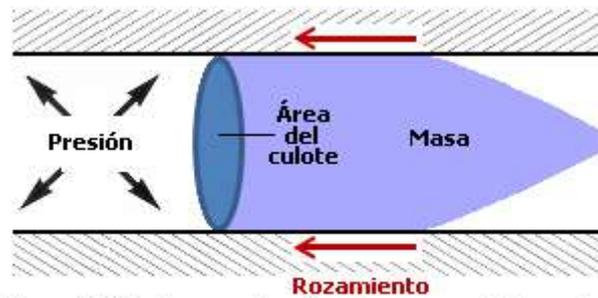


Figura 24.1. Los cuatro factores que determinan la aceleración del proyectil en el ánima

Ecuación elemental de la dinámica del proyectil

Si despreciamos la pérdida de energía que se consume en la rotación (se ha podido evaluar que la energía cinética de rotación no supera el 1% de la energía cinética de traslación), entonces la fuerza propulsora F que actúa sobre el proyectil es:

$$F = A(p - p_0) - F_r$$

donde A es el área del culote, p la presión ejercida por los gases, p_0 la presión atmosférica y F_r la fuerza de rozamiento.

Según la segunda Ley de Newton $F = m \frac{dv}{dt}$, donde m es la masa del proyectil y $\frac{dv}{dt}$ la aceleración que adquiere:

$$m \frac{dv}{dt} = A(p - p_0) - F_r$$

Obsérvese que con esta ecuación podríamos evaluar el valor de F_r pues p y $\frac{dv}{dt}$ se pueden medir con los manómetros y sensores citados anteriormente.

En la fig. 25.1 se presenta una gráfica típica del valor de la fuerza de rozamiento a lo largo del ánima.

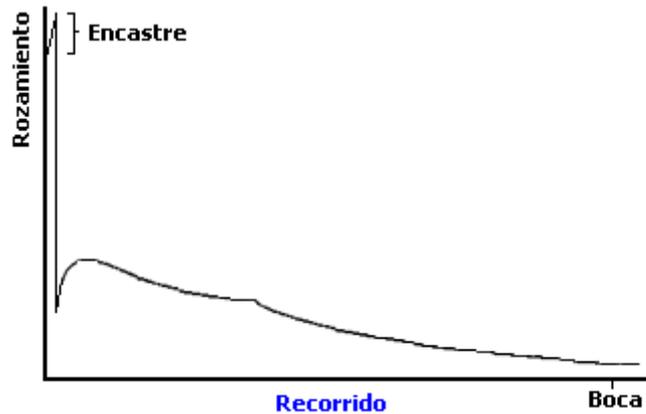


Figura 25.1. Fuerza de rozamiento a lo largo del recorrido por el ánima

Distribución de la energía

El propulsante se quema liberando una gran cantidad de energía que se va transformando a medida que la secuencia de fuego progresa. Su balance es aproximadamente el que figura en el siguiente cuadro.

BALANCE ENERGÉTICO	
Energía consumida en el movimiento del proyectil	32%
Energía consumida en el movimiento de los gases propulsores	3%
Pérdidas por rozamiento	3%
Pérdidas de calor en el cañón y el proyectil	20%
Calor retenido por los gases propulsores	42%
Energía total liberada por el propulsante	100%

Esta tabla refleja que la función básica del cañón –convertir el calor de los gases en energía cinética útil del proyectil– se realiza con un rendimiento η del 32 %:

$$\eta = \frac{\text{Energía en boca del proyectil}}{\text{Energía total del propulsante}} \times 100$$

Es sorprendente que el 42% de la energía sea el calor retenido por los gases de la combustión. Este calor no se emplea en propulsar al proyectil pues literalmente se «tira» por la boca. Además, si el ánima está rayada, el proyectil sale con una energía de rotación que, para un calibre medio, es del orden del 0.15 % de la energía total. Otra parte de la energía se pierde en el retroceso del cañón, entre un 0.02 % y un 0.5 % del total. En el siguiente cuadro se presenta este último dato para varias armas:

Arma	Energía del retroceso
Fusil 5.56 mm	0.1 %
Cañón de obús de 120 mm	0.2 %
Pistola Magnum 44	0.5%

Por otro lado, un diseño inadecuado del conjunto cañón-munición puede provocar que no se alcance el punto de estricta combustión. En ese caso el propulsante no quemado se expulsa por la boca, desaprovechando el potencial energético de esa cantidad de pólvora.

Presión de los gases propulsores

Analizar la presión de los gases dentro de la recámara exige un estudio termodinámico que excede el alcance de este texto.

Ya hemos empleado la ecuación de Noble y Abel en el ejemplo práctico para determinar el covolumen b y la temperatura adiabática de llama T_0 . Podemos, a la vista de esta ecuación de estado

$$p \left(\frac{V_r}{m} - b \right) = R \frac{T_0}{M}$$

justificar, sin entrar en profundidades, que la presión es aproximadamente proporcional al calor retenido por los gases propulsores (este calor está relacionado con T_0), e inversamente proporcional al volumen V_r que ocupan.

Pero no debemos olvidar que la ignición progresa a través de los granos en forma de **onda de presión**; es decir, está sujeta a fluctuaciones provocadas por este carácter ondulatorio. Además, cuando el proyectil se desplaza, provoca una caída de presión en las proximidades del culote (dicho de una manera intuitiva, el gas debe ocupar el volumen que ha abandonado el proyectil). Y tampoco hay que infravalorar el rozamiento de los gases con las paredes del ánima. Estos factores, entre otros, influyen de manera que, en un instante concreto, los valores de la presión no son los mismos en distintas zonas de la recámara; así, dos datos significativos son, por ejemplo, la presión en el cierre y, la ya citada, en el culote (la primera es sensiblemente mayor que la segunda), y ambas tienen importancia en el desarrollo de la secuencia de fuego.

Presión máxima

Los dos factores principales que contribuyen a un pico de presión alto son una rápida generación de gases durante las primeras etapas de la secuencia de fuego y una elevada masa del proyectil.

Para conseguir que los gases se generen rápidamente se requiere o una gran superficie de los granos, o un valor alto de la fuerza específica, o una buena velocidad de combustión. El tamaño, la forma y el número de granos determinan la superficie total, mientras que la fuerza específica y la velocidad de combustión dependen de la composición del propulsante.

Por otro lado, a más masa del proyectil, mayor es la inercia necesaria para acelerarlo. Como el aumento del volumen de la recámara es proporcional a esta aceleración, se deduce que el pico de presión depende de la aceleración y, en consecuencia, de la masa del proyectil.

Cañón / Munición	Presión máxima
5.56 x 45 mm (Rem. 223)	354 MPa
12.7 Browning. Fuego rápido	333 MPa
76/62 Oto-Melara	333 MPa
105/14 Oto-Melara	189 MPa
120 mm APDS	425 MPa

Una forma de disminuir el pico de presión es emplear granos progresivos que limitan la generación inicial de gases.

Punto de estricta combustión

Como ya hemos dicho, el punto de estricta combustión se alcanza en el momento en el que todo el propulsante se ha quemado. Consideramos que se produce simultáneamente en todos los granos, en consonancia con la hipótesis de Piobert.

El momento de la estricta combustión depende en gran medida del pico de presión y de la función de forma de los granos. Un elevado pico de presión requiere que la presión sea relativamente alta durante toda la secuencia de fuego y, como la velocidad de combustión es aproximadamente proporcional a la presión, la estricta combustión se alcanza muy rápidamente. Análogamente, un pico de presión bajo implica que la estricta combustión se retrase.

Las pólvoras progresivas son generalmente más lentas que las regresivas a la hora de alcanzar el punto de estricta combustión; sin embargo, generan una presión en este punto más elevada. En concreto, en los granos multiperforados casi nunca se alcanza el punto de estricta combustión, y es corriente observar **fogonazos** provocados al expulsar por la boca restos de pólvora ardiendo.

Después de alcanzada la estricta combustión todos los gases contribuyen a la propulsión del proyectil durante el resto del recorrido a lo largo del ánima. Cuanta mayor sea la distancia recorrida después de la estricta combustión, mayor es la expansión de los gases. De este modo, el rendimiento aumenta y, con él, la velocidad inicial. Como la expansión enfría los gases, una estricta combustión precoz disminuye el fogonazo. El uso de una caña de mayor longitud tiene un efecto similar a una estricta combustión precoz, salvo que la caña sea excesivamente larga, en cuyo caso el rozamiento entre el ánima y el proyectil reduce la velocidad inicial.

En las experiencias realizadas en los polígonos de tiro se aprecia que la mayor variación de la velocidad del proyectil, observada entre disparos, se produce en el punto de estricta combustión. Esta variación, sin embargo, disminuye conforme se acerca a la boca; así, cuanto más largo es el recorrido del proyectil después de la estricta combustión, menor es la variación de las velocidades iniciales. Este argumento confirma de nuevo los beneficios de tener una estricta combustión precoz.

Velocidad inicial con granos propulsores progresivos

Los cañones usan generalmente las cargas de proyección que permiten alcanzar el pico de presión más elevado que el material de la caña puede soportar. Entonces, surge la cuestión: ¿Cómo es posible aumentar la velocidad inicial si la masa del proyectil permanece invariable?

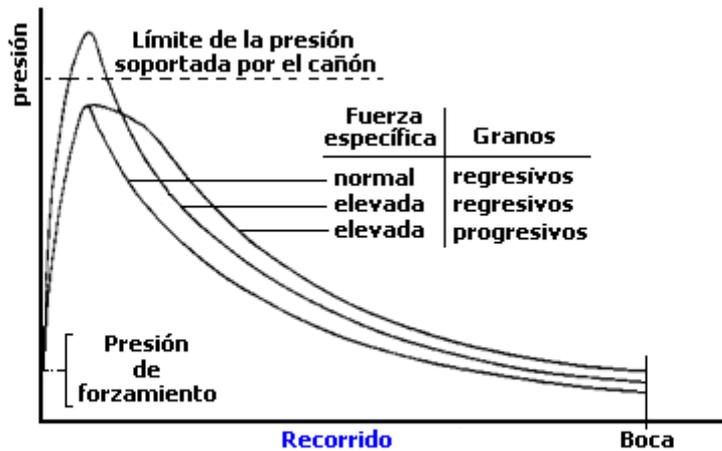


Figura 26.1. Curvas de presión-recorrido para tres cargas de proyección diferentes

Aunque la velocidad de combustión, la función de forma, el tamaño balístico y el número de granos se pueden ajustar para lograr una estricta combustión precoz, el incremento conseguido en velocidad inicial es probablemente insuficiente para compensar el aumento que se produce en el pico de presión, que podría exceder los límites de resistencia del material.

No ocurre lo mismo con la fuerza específica que, como sabemos, está relacionada directamente con la energía calorífica, cuyo efecto sobre la velocidad inicial es considerablemente más importante que el de los factores apuntados en el párrafo anterior. Pero, de nuevo, es el pico de presión la variable primordial a controlar si empleamos una carga de proyección de mayor fuerza específica.

Para disminuir el pico de presión, fig. 26.1., se pueden usar granos neutros o progresivos que consiguen liberar la mayor parte de la energía una vez alcanzado el punto de presión máxima. Este retardo provoca, no obstante, pérdidas de rendimiento y efectos indeseables como fognazos y falta de consistencia en la velocidad inicial obtenida.

VIDA DEL ÁNIMA

La vida operativa de la caña se mide normalmente a través del número de disparos que puede efectuar manteniendo la precisión. Está limitada por tres causas que afectan al desgaste interno: la corrosión, la abrasión y, principalmente, la erosión.

Corrosión

Dentro de los aspectos que influyen en la vida del ánima, la corrosión es generalmente el menos significativo ya que es posible controlarla y combatirla fácilmente.

Si bien la pólvora negra y algunos compuestos iniciadores pueden provocar corrosiones, los productos de la combustión de los propulsores no son corrosivos. Pero hay que tener presente que casi todas las ánimas están hechas de acero y que, por tanto, se pueden oxidar en presencia de humedad o en ambientes salinos (como sucede con los cañones navales embarcados).

Para evitar las corrosiones es imprescindible efectuar los mantenimientos señalados después de cada uso del cañón, que son tan simples como la limpieza con el escobillón y el empleo de lubricantes.

Abrasión

La abrasión es el desgaste provocado por el **rozamiento** del proyectil con el ánima. Depende del tipo de proyectil que se emplee y, en la mayoría de los casos, su profundidad es relativamente pequeña.

Las bandas de forzamiento de plástico, empleadas en algunas municiones de grueso calibre, reducen la abrasión, pero en las municiones de pequeño calibre que no usan bandas de forzamiento, el material de la superficie del proyectil es trascendente para controlar el desgaste. La elección de este material no es simple; de hecho, se ha observado que la abrasión provocada por algunos proyectiles perforantes es menor que la que producen los proyectiles normales, a pesar de que la dureza superficial de estos últimos es menor.

Es importante tener presente que si se introducen en el ánima materiales extraños como arena o barro, la abrasión se incrementa notablemente. No hay que descartar que, si se observan dilataciones en zonas localizadas del tubo, se deban a la presencia de estos cuerpos extraños que han obstruido parcialmente el ánima. Es posible, incluso, que en algunos casos la caña llegue a estallar.

Por otro lado, hay proyectiles que se desgastan más que el ánima debido a la abrasión. En este caso se observa que conforme aumenta el número de disparos, aparecen en el ánima, fundamentalmente en la zona de presión máxima, depósitos de material procedentes sobre todo de la banda de forzamiento del proyectil y del cono de unión del tubo. Estos depósitos se conocen con el nombre de **cobreados**. De nuevo la limpieza del ánima, su lubricación o la del proyectil, disminuyen los efectos de la abrasión. Además existen **productos descobreantes** que eliminan estos depósitos. En consecuencia, un mantenimiento adecuado del ánima vuelve a ser imprescindible para conseguir que la abrasión no limite la vida del tubo.

Erosión

La erosión es la causa principal del desgaste del ánima. No hay que confundirla con la abrasión. Así, mientras que la abrasión está causada por el «rozamiento» entre el proyectil y el ánima, la erosión se debe a la **transferencia de calor** de los gases propulsores a las paredes del tubo.

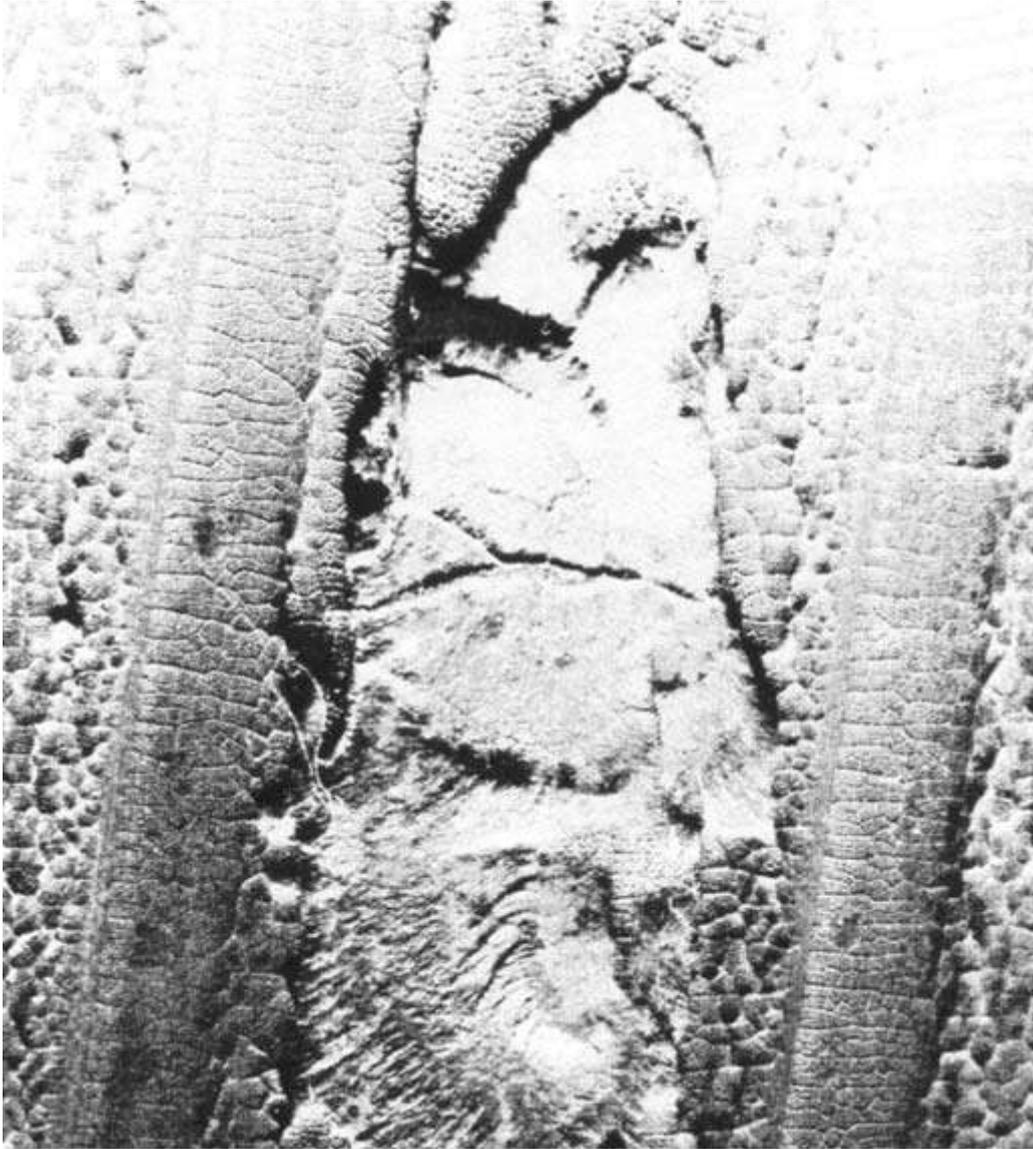


Figura 27.1. Detalle de la erosión entre dos campos de un ánima de 105 mm

Tanto la abrasión como la corrosión son fáciles de combatir y prevenir; pero, la erosión, debido precisamente a la naturaleza del proceso que la causa, es inevitable y, como consecuencia, el desgaste que provoca será el que limite realmente la vida operativa de la caña.

El proceso de la erosión se produce porque el acero de las capas superficiales del ánima, en contacto con los gases calientes, se degrada, creando una capa de compuestos quebradizos que será arrastrada por el siguiente disparo.

En las inspecciones que se efectúan a las cañas se aprecia que la zona de mayor desgaste se encuentra en el cono de unión y en el comienzo del rayado, y que los campos se desgastan más rápidamente que los fondos.

En la figura 28.1 se presenta el diámetro del ánima a distintas distancias del cierre en la ametralladora Browning de 12.7 mm, después de ráfagas de 50, 200, 300, 400 y 500 disparos efectuadas una a continuación de la otra. Sorprende que después de la cuarta ráfaga, cuando el cañón sólo tiene 950 disparos, se alcance un desgaste tan pronunciado. Las curvas obtenidas son similares en su aspecto a las de la mayoría de las armas.

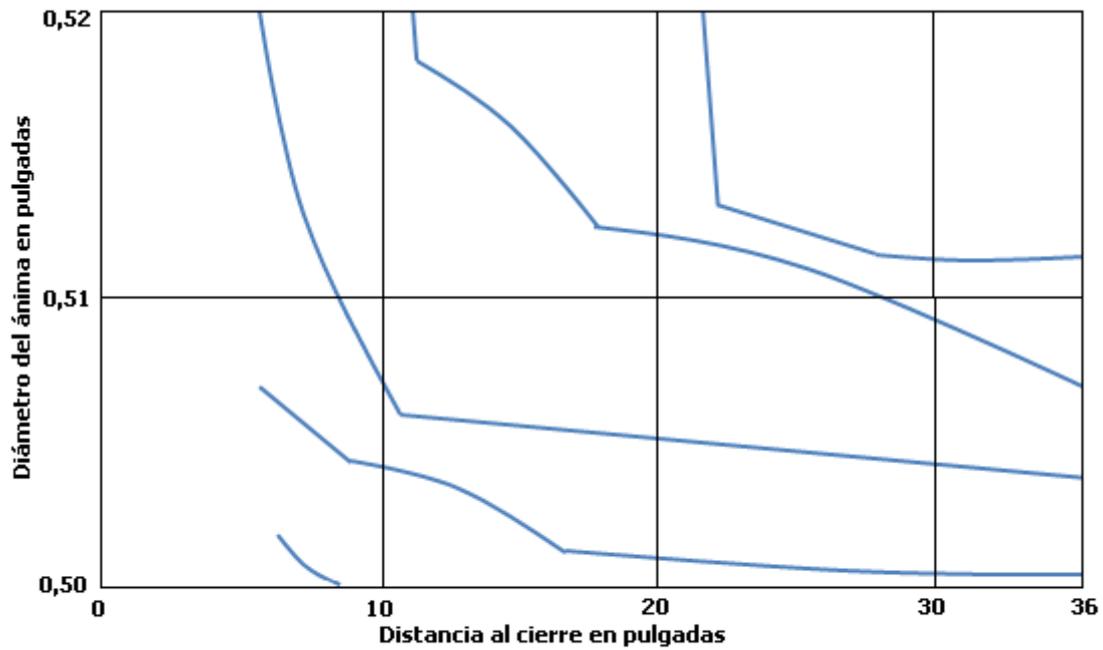


Figura 28.1. Diámetro del ánima después de ráfagas continuas de 50, 200, 300 400 y 500 disparos, en la ametralladora Browning de 12,7 mm

A medida que el desgaste progresa, comienza a ser menos efectiva la obturación entre el proyectil y el ánima y, en consecuencia, los gases pueden desplazarse a la parte delantera del proyectil, debido a la presión que ejercen. Este fenómeno provoca una caída de presión relativa en la zona del culote que ocasiona pérdidas de velocidad inicial, alcance y precisión. Además, cuando el desgaste afecta ya a la totalidad del ánima, el proyectil pierde estabilidad en vuelo y comienza a cabecear. En las figuras que aparecen a continuación se aprecia la pérdida de velocidad inicial y de precisión en la ametralladora Browning de 12.7 mm.

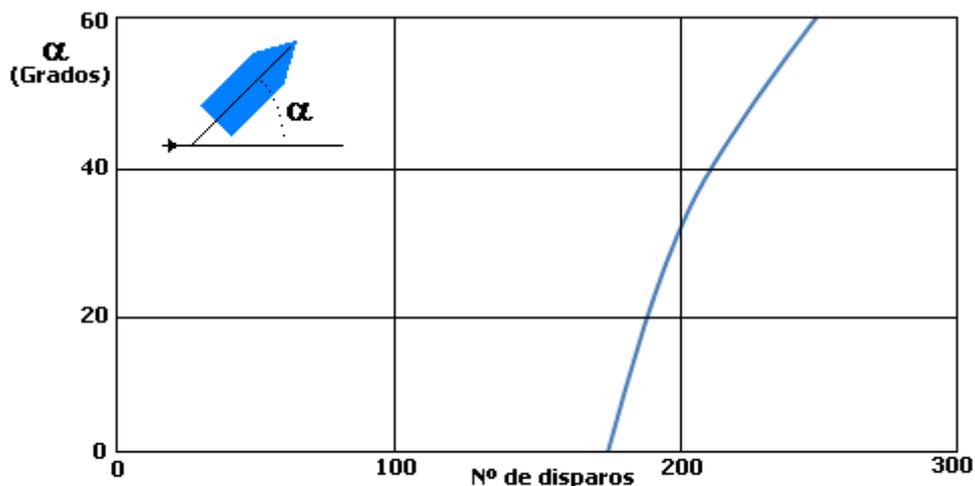


Figura 29.1. Pérdida de precisión indicada por el ángulo α . Ametralladora Browning 12,7 mm

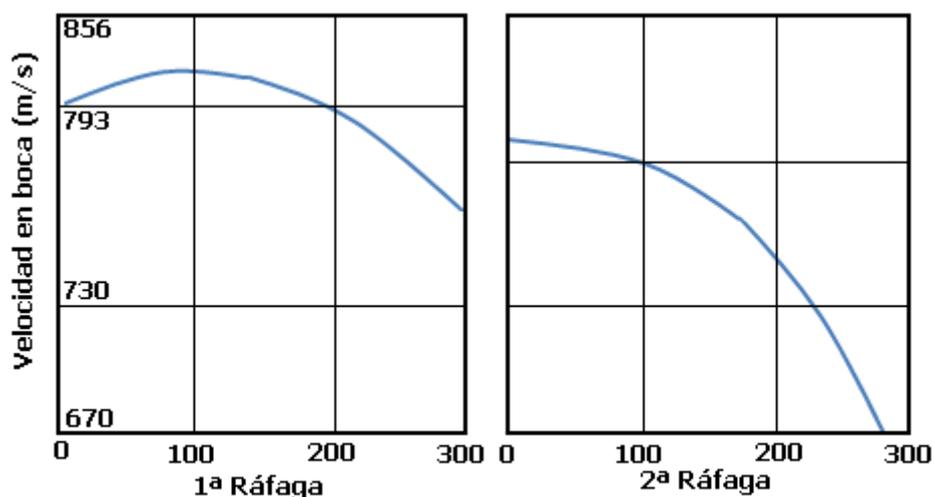


Figura 30.1. Velocidad en boca después de dos ráfagas de 300 disparos con enfriamiento total entre ráfagas
Ametralladora Browning 12,7 mm con el ánima cromada

En la tabla siguiente se presentan algunos datos de referencia para diversos calibres:

Calibre (mm)	Número de disparos	Desgaste (mm)	Pérdida de velocidad inicial (m/s)	Pérdida de alcance (m)
< 120	8500	0.70	25	800
120-160	5000	2.85	25	700
160-210	1200	4.80	20	1200

El desgaste no aumenta linealmente con el número de disparos. En la figura 31.1. se presenta una curva típica. Se observa una zona OA con un índice de desgaste inapreciable (es muy corriente, incluso, detectar en los primeros disparos un aumento de la velocidad inicial), a continuación aparece la zona AB con un índice de desgaste elevado, después la línea BC que representa un tramo uniforme; y, por último, en D, el desgaste es tan elevado que se producen fugas de gases hacia la parte delantera del proyectil. En un punto concreto de este tramo es de tal índole que el tubo debe desecharse. En la tabla siguiente se aprecia el aumento del diámetro del ánima y la pérdida de velocidad inicial con el número de disparos del tubo M-185 del obús 155/39.

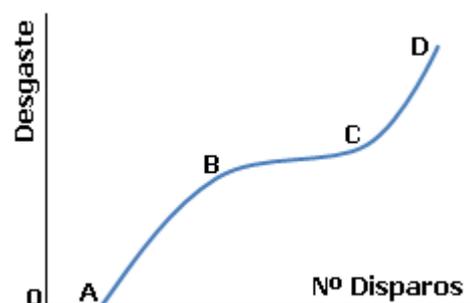


Figura 31.1. Típica curva de desgaste

CAÑÓN M-185 DEL OBÚS 155/39		
Número disparos con carga máxima	Diámetro del ánima (pulgadas)	Pérdida velocidad inicial (m/s)
0	6.100	00.0
500	6.118	00.6
1000	6.134	02.0
1500	6.150	04.4
2000	6.163	07.0
2500	6.175	09.9
3000	6.186	13.0
3500	6.195	15.9
4000	6.203	18.7
4500	6.210	21.3
5000	6.214	22.9

El máximo desgaste permitido es el llamado **límite de servicio** (en inglés *condemning limit*). Su valor depende del calibre, el grado de precisión requerido y las condiciones de manejo del arma. Como norma general los tubos se dan de baja cuando el desgaste en el comienzo del rayado alcanza el 5% del diámetro del ánima. En armas que requieran una gran precisión este porcentaje se reduce al 2%, mientras que en otras se puede llegar al 8%.

La Armada de los EE. UU. emplea una expresión para cuantificar el desgaste máximo permitido en función del calibre:

$$W_{max} = 0.108 D^{2/3}$$

donde tanto el calibre D como la profundidad del desgaste máximo W_{max} se miden en pulgadas. Así, si empleásemos esta expresión para el tubo 5"/54, obtendríamos un valor máximo de desgaste de 0.316 pulgadas (8 milímetros aprox.), que ronda el 6% del diámetro del ánima.

En la siguiente tabla se presentan valores de la vida útil de varias armas:

Cañón / munición	Velocidad inicial (m/s)	Número de disparos
0.22 (5.5 mm)	320	1000000
5.56 x 45 mm	990	10000
105/14 Oto – Melara	420	7500
155/39 ATP M–109 A2	684	5000
5"/54	808	3800
76/62 Oto – Melara	925	1800
88 mm antiaéreo	1000	100
120 mm subcalibrado	1370	100
12.7 Browning. Fuego rápido	890	500

En la tabla se observa una cierta correlación entre la velocidad inicial y el número de disparos, pero existen otros factores que influyen en la velocidad de desgaste, como el tipo de propulsante, el empleo de aditivos, el ritmo de fuego, el modo de refrigerar la caña, el calibre, el material y el diseño de la caña.

Las principales características del **propulsante** que infieren sobre la velocidad de erosión son la fuerza específica y la función de forma. Una mayor fuerza específica genera temperaturas más altas y, por tanto, un incremento del desgaste. Además la velocidad de erosión es muy sensible incluso a pequeños cambios en la temperatura. Sin embargo, se pueden usar pólvoras de fuerza específica relativamente alta si se moderan los picos de presión empleando granos progresivos, porque con ellos se limita la velocidad de transferencia de calor que acompaña a las presiones más elevadas. Si se disminuye la velocidad de combustión o el índice de presión, la erosión también se reduce, pero a costa de perder velocidad inicial.

Otra forma de reducir la velocidad de erosión es añadir al propulsante pequeñas cantidades de **aditivos** químicamente inertes. Estos aditivos se depositan en la superficie del ánima durante el disparo creando una capa aislante que reduce la transferencia de calor a la caña. Entre estos aditivos se encuentran los talcos, las ceras y el dióxido de titanio mezclado con ceras (conocido como aditivo sueco). Sirva de referencia que Brosseau, Grollman y Ward, en 1979, midieron que el desgaste en presencia de estos aditivos se reducía a la centésima parte.

En cuanto al **ritmo de fuego** y la **refrigeración de la caña** parece lógico pensar que si se emplean cadencias muy elevadas la temperatura media de la caña se eleve, y que lo mismo suceda si no se refrigera adecuadamente. Existe, por tanto, una mayor transferencia de calor de los gases a la caña y, en consecuencia, un incremento considerable de la erosión.

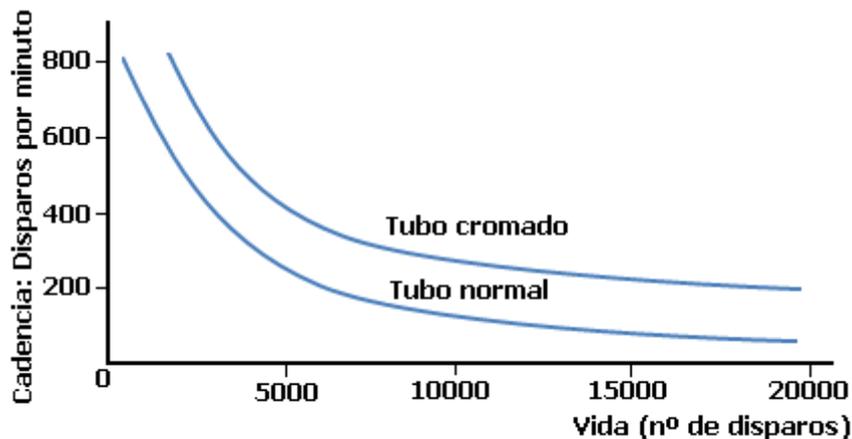


Figura 32.1. Vida de un tubo de 5,56 mm de calibre en función de la cadencia de fuego en disparos por minuto

En lo que al **calibre** se refiere, debemos tener presente que si disponemos de dos tubos de igual longitud, pero espesor diferente, la erosión es más severa en el tubo de mayor espesor, debido a que la transferencia de calor al ambiente que le rodea es menor (la superficie interior del ánima está rodeada de una capa más gruesa que la aísla mejor del exterior). Este problema se solventa con el empleo de munición subcalibrada.

Los **materiales** de la caña suelen ser aleaciones de acero con wolframio, molibdeno, níquel y cromo, que aumentan considerablemente la resistencia a la erosión. También es posible cromar interiormente el ánima, mediante una electrodeposición. A pesar de que se ha comprobado que las ánimas cromadas se desgastan un 50% menos que las que no lo están, fig. 32.1., este tratamiento presenta sobre todo dificultades de adherencia que lo hacen poco rentable.

El último parámetro que debemos de considerar es el **diseño de la caña**. La erosión se puede mitigar si variamos, por ejemplo, la profundidad del rayado². Así, el ánima se puede fabricar lisa en el punto de encastre de la banda de forzamiento donde la erosión es mayor; después se inicia el rayado con una profundidad variable que crece a medida que se avanza por el ánima, de manera que la banda de forzamiento se vaya labrando progresivamente; por último se disminuye la profundidad del rayado en las proximidades de la boca, con lo que se consigue alisar la banda de forzamiento y mejorar las características aerodinámicas del proyectil. Se ha podido comprobar que la vida útil de un tubo con rayado de profundidad variable es aproximadamente seis veces mayor que la de uno convencional de las mismas características, aunque tanto esta caña como su munición son de fabricación costosa.

Combado de la caña

Es posible que la transferencia de calor perturbe la rectitud del ánima. Este efecto pernicioso, que puede afectar a la precisión en el tiro, se puede presentar en tubos de pequeño espesor relativo. Se combate con sistemas de aislamiento y refrigeración, y con los aditivos contra la erosión ya comentados.

Este fenómeno ha sido observado en los tubos 76/62 mm Oto-Melara, fig. 33.1, en los que se ha comprobado que las deformaciones crecen con el número de disparos, pero nunca alcanzan valores que afecten a la precisión exigida en los métodos de tiro.

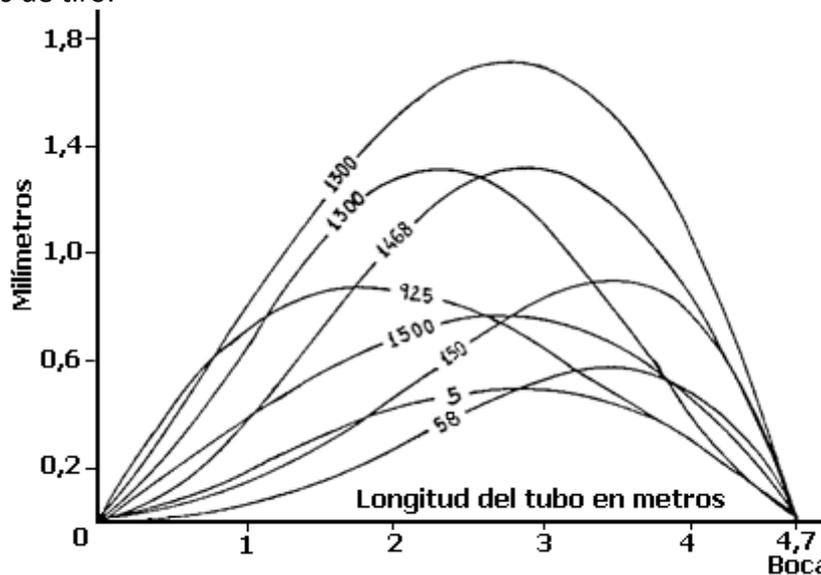


Figura 33.1. Deformaciones de ocho tubos 76/62 Oto-Melara, medidas a lo largo del ánima. En cada curva se indica el número de disparos

² El tubo 20/120 MEROKA tiene 12 rayas de dimensiones variables. El ancho de la raya va desde 2 mm en el comienzo de la recámara a 1.8 mm en el plano de boca, y de 3.4 a 3.2 mm en los fondos.

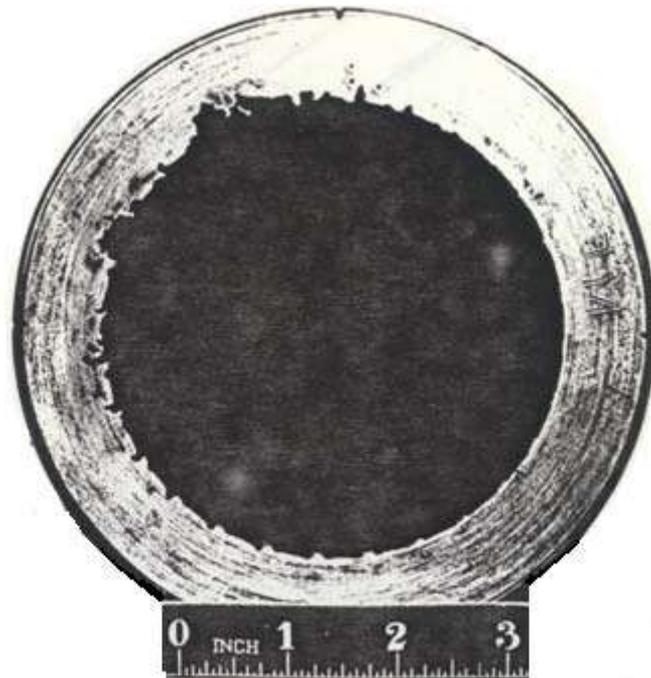


Figura 34.1. Desgaste de la boca de un cañón de 105 mm

Desgastes en la boca del ánima

Aunque hemos dicho que la zona más expuesta al desgaste es el comienzo del rayado y el cono de unión, también se observan cañas que tienen la boca bastante degradada, fig. 34.1. Este fenómeno sólo se da en los tubos en los que se alcanzan velocidades iniciales elevadas y siempre que la banda del proyectil sea de cobre. Se debe a las vibraciones provocadas por el proyectil, que se manifiestan en «golpeteos» al salir por la boca, y a los efectos abrasivos (más que erosivos) generados por la salida de los gases. Afecta a los campos y muy poco a las rayas, suele ser asimétrico, crece exponencialmente con la velocidad inicial, es más pronunciado en la misma boca y ocupa unos 20 calibres desde la boca hacia el interior.

Entre los efectos perniciosos que este tipo de desgaste origina, podemos citar los aumentos de guiñada inicial y de dispersión angular, y las pérdidas de capacidad para imprimir rotación al proyectil.

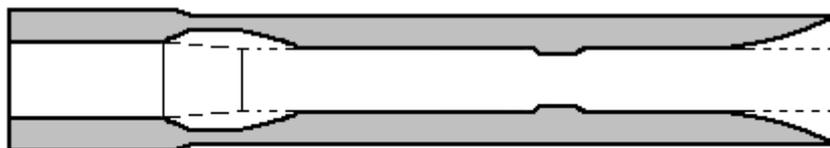
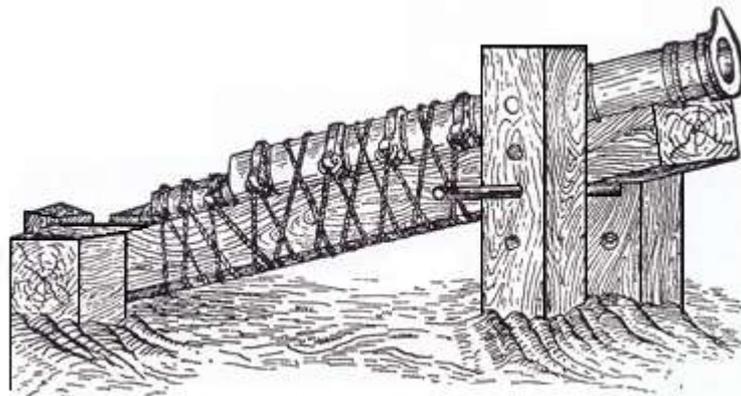


Figura 35.1. Zonas de máximo desgaste en el ánima

RESEÑA HISTÓRICA DE LA BALÍSTICA INTERIOR

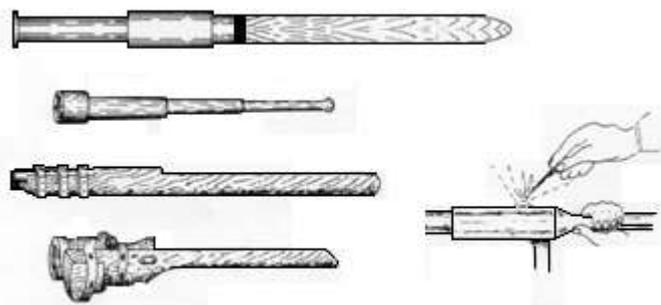
La historia de la Balística Interior comienza con el uso de la **pólvora negra** y, aunque la fecha exacta de su primera aplicación como propulsante se desconoce, en el manuscrito titulado «De Officiis Regum», escrito en 1325, guardado en la Iglesia de Cristo de Oxford, aparece un dibujo de un cañón elemental con forma de botella disparando un dardo. También existen evidencias de que los alemanes usaron cañones en el sitio de Cividale (Italia) en 1331, y que los ingleses los emplearon en la batalla de Crecy en 1346. Incluso, hay datos que permiten suponer que, mucho antes, en la batalla de las Navas de Tolosa, en 1212, se pudo emplear pólvora negra como propulsante.



Montaje en zoquete de madera

Durante el período 1331-1520, el cañón se utilizó, de manera casi exclusiva, para derribar los muros de los grandes castillos feudales. Los primeros eran de hierro forjado (aunque ya se conocía la técnica de la colada del bronce) y disparaban balas de piedra. Recibían nombres tan peculiares como bombardas, culebrinas, serpentinas, etc. Como ejemplo de pieza de artillería de esta época se puede citar la gran bombardas de Gante, llamada «Dulle Griet». Se cree que fue construida sobre 1382 y empleada por los habitantes de Gante en 1411. Su peso era de unas 13 toneladas, poseía un calibre de 25 pulgadas y la longitud de la caña era de 197 pulgadas. La munición estaba constituida por piedras de granito de 700 libras de peso. Un arma similar era el «Mons Meg» del castillo de Edimburgo, que se cree fue construido en 1455 para el asedio del castillo de Threave por Jaime II de Escocia. Tenía un calibre de 30" y disparaba balas de granito de 330 libras.

En aquella época la Balística no estaba dividida en Interior y Exterior, y lo más que podía decirse es que con una cierta cantidad de pólvora, un cañón y un proyectil determinados, disparando con una



Truenos o cañones de mano. S. XV

elevación concreta, se lograba un alcance. Parece dudoso que se conociesen los límites de seguridad, en lo que se refiere a la cantidad de pólvora a emplear para lanzar un proyectil a la máxima velocidad posible; de hecho existe constancia de la explosión de cañones, presumiblemente debida al uso de una cantidad excesiva de pólvora. Así, Jaime II de Escocia murió en el sitio de Roxburgh (1460) debido a la explosión del cañón «Lion», similar al «Mons Meg».

Los primeros proyectiles de hierro colado datan de la primera mitad del siglo XVI. Por otro lado, del naufragio del *Mary Rose*, hundido en Spithead en 1545, se extrajeron cañones que se cargaban por el cierre; mientras que existen pruebas de que las primeras **ánimas rayadas** se experimentaron en 1547. Estas cañas tenían seis rayas con un paso de una pulgada de giro cada dieciséis de avance.

El primer ensayo para medir la **fuerza de una pólvora** fue realizado por Bourne en 1578, quien quemó pólvora contenida en un pequeño cilindro metálico que disponía de una tapa pesada unida al cilindro mediante una bisagra. Al arder la pólvora, la tapa giraba un ángulo alrededor de la bisagra de cuyo valor podía deducirse una medida cuantitativa de la energía generada.

El primer método fiable para calcular la **velocidad inicial** fue el **péndulo balístico**, sugerido por Cassini en 1707 y empleado por primera vez por Benjamin Robins en 1740 para proyectiles pequeños. En su libro «Nuevos Principios de Artillería», publicado en 1742, establece que el problema fundamental de la Balística Interior es obtener una velocidad dada dentro de los límites impuestos por las presiones, y distingue a la Balística Interior de la Exterior. La obra de Robins fue continuada por Hutton entre 1773 y 1791, con un péndulo mayor, capaz de recibir el impacto de un proyectil de una libra.

En 1792, Count Rumford, en EE. UU., realizó los primeros ensayos para medir directamente la presión de los gases propulsores. Para ello quemaba cargas de pólvora en un cilindro vertical cerrado por la parte superior con un pistón lastrado. Variaba la carga de pólvora hasta que el pistón comenzaba a levantarse. Así pudo deducir una relación entre **la presión y la densidad de los gases**.

A finales del siglo XVIII se calculó la relación entre la presión y el recorrido del proyectil usando la relación presión-densidad de Rumford y suponiendo que la totalidad de la carga se quemaba antes de que el proyectil iniciara el movimiento. La integración de la curva **presión-recorrido** del proyectil posibilitó el cálculo de la velocidad inicial y, de esta forma, se pudieron comparar los resultados con los obtenidos experimentalmente. Sin embargo, no se tenía en cuenta el efecto de enfriamiento de los gases como consecuencia de la expansión.

En 1784 se produjo un avance importante en la fabricación de pólvora que consistió en comprimir la mezcla molida antes del graneado. Con ello mejoraba la regularidad de la combustión. Por las mismas fechas se estableció como composición de la pólvora un 75% de salitre (nitrato potásico), un 15% de carbón vegetal y un 10% de azufre. Esta composición ha permanecido hasta nuestros días.

En Francia, **Piobert** enunció sus leyes de combustión en 1839. Aunque estas leyes se refieren a la pólvora negra, una de ellas –la que establece que la combustión de cada grano se realiza en capas paralelas– es de aplicación a los propulsores modernos. Por otro lado, Piobert encontró una solución aproximada al problema del movimiento de los gases propulsores dentro del ánima, anteriormente tratado por **Lagrange** en 1793, en la época de la Revolución Francesa. También estudió la relación aproximada entre la presión en la recámara y en el culote del proyectil.

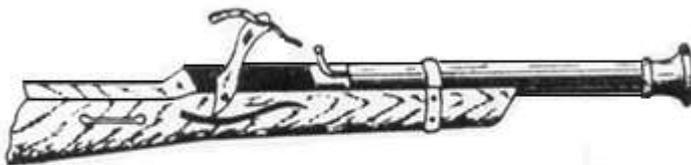
El problema balístico que Lagrange planteó consistía en encontrar la distribución en función del tiempo de las presiones, la densidad y la velocidad del gas propulsor, en la zona comprendida entre el cierre y el culote del proyectil. Lagrange no pasó más allá de enunciar el problema, aunque introdujo la aproximación de que, en cualquier instante, la velocidad del gas propulsor aumenta linealmente según la dirección del eje del ánima, siendo cero en el cierre e igual a la velocidad del proyectil en el culote.

En 1857 el general del ejército de los EE. UU. Thomas J. Rodman inventó un manómetro de «huella» para la medida de la presión de los gases propulsores. Determinó la presión mediante la huella



Arcabuz o ballesta de trueno de 1515

hecha en una placa de cobre o plata por un pistón en contacto con los gases. Con este indicador pudo medir la presión máxima en diferentes tipos de cañones y dedujo una relación **presión-densidad** en vaso cerrado. Sus observaciones condujeron al problema de tratar de reducir la presión máxima sin disminuir la



Mosquete con serpentín o mecha fija. España, 1521. Perforaba las armaduras de la época a 300 metros

velocidad inicial del proyectil. Fue el primero en sugerir que los granos de pólvora tuviesen una forma apropiada para controlar la combustión.

Con el **manómetro crusher**, inventado por **Andrew Noble** en 1860, se pudo conseguir una mayor precisión en la medida de la presión. Con este manómetro, que se sigue empleando en la actualidad, Noble y Frederick Abel dedujeron la ley que relaciona la presión y la densidad a volumen constante. En esta misma época se definió el problema principal de la Balística Interior, a saber: dadas las características de un cañón, el propulsante y el proyectil, se trata de calcular la velocidad inicial y la presión máxima. Así se estudiaron las fuerzas que intervenían en la dinámica del proyectil y se calcularon los parámetros asociados a las mismas, a partir de datos reales de presión máxima y velocidad inicial. De esta manera, se pudo calcular la presión y la velocidad del proyectil en cualquier instante.

Aunque Joule realizó su descubrimiento del equivalente mecánico del calor en 1843 (una caloría equivale a 4.18 julios), no fue utilizado en los cálculos de Balística Interior hasta 1864. En ese mismo año Réal publicó su ecuación de la energía, que relaciona la energía liberada por la combustión de la pólvora con el trabajo invertido en mover el proyectil. De esta manera los **principios termodinámicos** empezaron a formar parte de los estudios de la Balística Interior. Los trabajos de Réal fueron continuados por Sarrau (1882) que introdujo su ecuación de la combustión. Pero los resultados que se obtenían, a pesar de los avances, presentaban demasiadas dispersiones. Pronto se pudo comprobar que estas dispersiones se debían a que en los modelos matemáticos se consideraban despreciables términos que, en realidad, no lo son.

Al mismo tiempo, a finales del siglo XIX, ya se habían implantado los proyectiles con **banda de forzamiento** y las ánimas rayadas. Pero la resistencia al movimiento del proyectil, debida al entallado de la banda y su posterior desplazamiento por el ánima, provocaban que los resultados obtenidos no fuesen los predichos por las ecuaciones balísticas. En este sentido, fue Charbonnier en 1908 el que introdujo por primera vez la **presión de forzamiento**.

Durante la primera mitad del siglo XX se elaboraron nuevas teorías de combustión que modificaban las de Piobert en las que se tenían en cuenta relaciones entre la **velocidad de combustión**, la **temperatura** y la **forma de los granos**. También se empezaron los estudios de la **erosión del ánima** y su relación con la temperatura.

Hacia el final de la Segunda Guerra Mundial aparecieron varios modelos matemáticos muy complicados que, sin embargo, no se podían aplicar de una manera general debido a varias simplificaciones. Con la llegada de los ordenadores fue posible una determinación más exacta del problema. Así, en la actualidad existen algoritmos que manejan más de cincuenta variables, y se puede considerar que el problema balístico está resuelto, al menos de una forma práctica. Quedan, no obstante, en el tintero, pendientes de solución apropiada, estudios más minuciosos sobre las ondas de choque que acompañan al proyectil en su recorrido por el ánima o sobre la dinámica del gas propulsor en la zona del culote, entre otros.



Arcabuz de fusil. 1598

Los propulsores considerados modernos datan de 1845 cuando el químico alemán Christian Schönbein descubrió la **nitrocelulosa**, que ardía completamente sin dejar residuos sólidos, a diferencia de la pólvora negra que producía aproximadamente la mitad de su peso en residuos sólidos. Pero los ensayos de Schönbein no tuvieron éxito debido a la combustión extremadamente rápida de la nitrocelulosa, que generaba una presión superior a la que podían soportar los cañones de la época. Fue el físico francés Paul Vieille (1884) quien fabricó por primera vez un propulsante satisfactorio, gelatinizando la nitrocelulosa con una mezcla de éter y alcohol, hasta que obtuvo una pasta que podía extenderse en láminas, enrollarse y, con posterioridad, secarse para eliminar el disolvente residual. Este propulsante fue utilizado por el ejército francés con el nombre de *Poudre B*. Alfred Noble produjo un propulsante similar utilizando **nitroglicerina** en vez de éter y alcohol que bautizó con el nombre de **balistita**. Abel en Gran Bretaña gelatinizó nitrocelulosa con acetona usando una mezcla de nitroglicerina y vaselina. A diferencia de Vieille y Nobel, Abel prensó el producto hasta darle forma de cordón, antes de eliminar la acetona residual. Debido a ello lo llamó **cordita** y fue empleado por el ejército británico a partir de 1891. Todavía se usa en la actualidad.

Por último, desde el lanzamiento del primer cohete con propulsante líquido, por Robert Goddard en 1926, se ha producido un gran avance en el desarrollo de **propulsores líquidos e híbridos** capaces de alcanzar elevados impulsos. También los propulsores sólidos, a partir de **pólvoras compuestas**, han experimentado un gran desarrollo desde la Segunda Guerra Mundial hasta nuestras fechas. El progreso en este campo ha permitido su empleo en cohetes y misiles.

CAPÍTULO 2

BALÍSTICA INTERMEDIA

OBJETO DE LA BALÍSTICA INTERMEDIA, 43

- Velocidad de propagación del sonido en un fluido, 43
- Energía interna. Primer principio de la termodinámica, 44
- Gases perfectos. El aire, 45
- Velocidad de propagación del sonido en los gases perfectos, 45

CONCEPTOS PRELIMINARES, 46

- Número de Mach. Onda de choque, 46
- Flujo subsónico $M < 0.8$, 46
- Flujo transónico $0.8 < M < 1.2$, 47
- Flujo supersónico $M > 1.2$, 47
- Flujo hipersónico $M > 5$, 47
- Cono de Mach. Ángulo de Mach, 48

FLUJO DEL GAS CERCA DE LA BOCA, 49

FLUJO DEL GAS A TRAVÉS DE LA BOCA, 50

- Antes de la salida del proyectil, 50
- Después de la salida del proyectil, 51

FOGONAZO, 52

ESTAMPIDO, 54



CAPÍTULO 2

BALÍSTICA INTERMEDIA

OBJETO DE LA BALÍSTICA INTERMEDIA

La Balística Intermedia, también conocida como **Balística de Transición**, se ocupa del estudio de los fenómenos que ocurren en las proximidades de la boca del cañón, fuera del tubo, hasta que el proyectil deja de ser impulsado por los gases de la combustión.

Velocidad de propagación del sonido en un fluido.

El sonido es una onda de presión que se propaga sobre un medio material. En los fluidos (líquidos y gases) esta propagación se realiza en forma de ondas **longitudinales**, mediante compresiones y expansiones. Para calcular su velocidad c realizamos el siguiente experimento: Disponemos de un fluido confinado en un tubo de sección A , cerrado con un pistón. Ponemos el pistón en movimiento a una velocidad v . El pistón empuja a las partículas del fluido que comienzan a moverse. De esta manera hemos generado una «perturbación longitudinal», similar a la onda de presión que constituye el sonido.

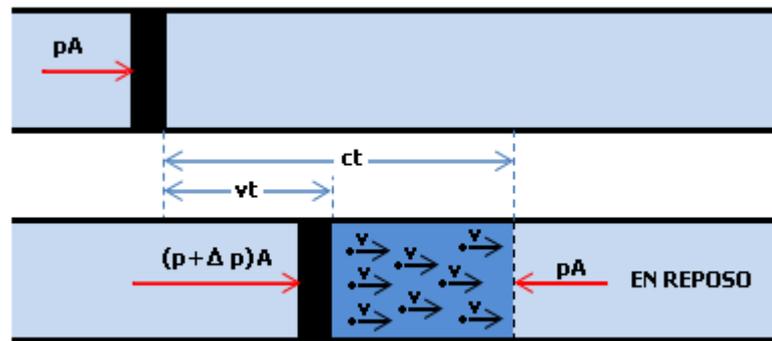


Figura 1.2. Velocidad de propagación de una perturbación longitudinal

Transcurrido un tiempo t el pistón recorre una distancia vt , mientras que la perturbación alcanza la distancia ct , fig. 1.2. El volumen de fluido inicialmente puesto en movimiento es $c t A$. Si la densidad del fluido en reposo es ρ , la masa en movimiento es:

$$m = \rho c t A$$

El pistón se mueve porque existe una diferencia de presión Δp entre sus caras. Si calculamos el cociente entre esta presión y el incremento de volumen por unidad de volumen:

$$B = -\frac{\Delta p}{\frac{\Delta V}{V}} = -\frac{\Delta p}{\frac{A v t}{A c t}} \quad (1)$$

El signo «menos» indica que la variación de presión y la de volumen son de sentido contrario.

De la expresión anterior se deduce que:

$$\Delta p = -B \frac{v}{c}$$

Entonces la fuerza neta que actúa sobre el fluido en movimiento es:

$$(p + \Delta p)A - pA = -B \frac{v}{c} A$$

Si esta fuerza neta actúa durante un tiempo t , provoca una cantidad de movimiento en el fluido mv , del mismo sentido que la variación del volumen. Por consiguiente:

$$B \frac{v}{c} A t = \rho c t A v$$

$$c = \sqrt{\frac{B}{\rho}} \quad (2)$$

Energía interna. Primer principio de la termodinámica.

Consideremos, en primer lugar, un sistema termodinámico de paredes adiabáticas³ sobre el que se realiza un trabajo.

A todos nos resulta familiar observar el aumento de temperatura de un sistema, por ejemplo un recipiente con agua, cuando lo calentamos. Sin embargo, también podemos aumentar la temperatura del agua realizando un trabajo sobre ella, ya sea mecánico, por ejemplo agitando unas paletas, o eléctrico, sumergiendo en el agua una resistencia eléctrica.

Las experiencias efectuadas por Joule (1818-1891) evidenciaron que el trabajo necesario para pasar un **sistema adiabático** desde un estado a otro es independiente del tipo de trabajo realizado y del proceso seguido; sólo depende del estado inicial y final del sistema.

La **función de estado** cuya variación coincide con el trabajo realizado sobre un sistema adiabático se denomina **energía interna U** . La energía interna es la energía total que posee el sistema, debido al movimiento de sus individualidades, a su masa, a su posición en un campo de fuerzas, etc.

Ahora bien, si consideramos que el sistema sobre el que se realiza trabajo no está separado del exterior por paredes adiabáticas, el trabajo para pasar de un estado a otro depende del tipo de proceso, porque el sistema puede intercambiar energía en forma de calor con el entorno. Pero, en estos casos, la cantidad que resulta de restar el calor absorbido por el sistema, Q , del trabajo realizado por éste, W , es igual a la variación de energía interna que experimenta el sistema al pasar de un estado 1 al estado 2.

$$Q - W = U_2 - U_1$$

Si la transferencia de calor y el trabajo realizado son infinitesimales, podemos escribir:

$$\delta Q - \delta W = dU$$

La ecuación anterior es la formulación del **primer principio de la termodinámica** y representa, en definitiva, la **ley de conservación de la energía**.

En cada movimiento infinitesimal del pistón de la fig. 1.2. se realiza un trabajo

$$dW = pAdl = pdV$$

donde dl y dV son el trayecto y el volumen infinitesimales barridos por el pistón, a presión constante.

Por otro lado, imaginemos un proceso a volumen constante, en el que no se realiza trabajo, pues $dV = 0$. En tal caso el calor aportado $dQ = nc_v dT$ se emplearía únicamente en modificar la energía interna:

³ Una pared es adiabática cuando impide trasiegos de energía en forma de calor o intercambios de materia.

$$dU = dQ = nc_v dT$$

donde c_v es el calor específico a volumen constante.

Si además el sistema es adiabático $dQ = 0$, el primer principio se reduce a:

$$-pdV = nc_v dT \quad (3)$$

Gases perfectos. El aire

El **aire** es un fluido que responde muy bien a la ecuación de estado de los gases perfectos:

$$pV = nRT$$

donde n es el número de moles, R la constante de los gases perfectos 287.04 Julios/kg °K y T la temperatura absoluta $T(^{\circ}K) = t(^{\circ}C) + 273.16$.

Si diferenciamos esta ecuación de estado:

$$pdV + Vdp = nRdT \quad (4)$$

y realizamos una transformación isobara $dp = 0$, entonces:

$$pdV = nRdT$$

Pero en esta transformación: $dQ = nc_p dT$. Si aplicamos de nuevo el primer principio:

$$dQ - pdV = dU = nc_v dT$$

$$nc_p dT - nRdT = nc_v dT$$

es decir

$$c_p - c_v = R \quad (5)$$

que es la conocida relación de Meyer para los gases perfectos.

Si ahora de (4) despejamos ndT , lo sustituimos en (3), empleamos (5) y llamamos k al cociente c_p/c_v , obtenemos:

$$kp = -\frac{dp}{\frac{dV}{V}}$$

Velocidad de propagación del sonido en los gases perfectos

Si comparamos (1) con la expresión que acabamos de obtener, deducimos que $B = kp$. Pero de $pV = nRT$ obtenemos $p = \rho RT$, pues la densidad en moles por litro es $\rho = n/V$. Entonces (2) se convierte en:

$$c = \sqrt{kRT}$$

Antes dijimos que usando el modelo de gas perfecto en el aire se obtienen resultados ajustados a la realidad. Así, por ejemplo, se sabe que k es 1.4 para el aire en un amplio margen de temperaturas. Si empleamos la expresión anterior para calcular la velocidad de propagación de una onda de presión (como la onda sonora) en el seno de aire a $T = 15^{\circ}C$ ($288,16^{\circ}K$), obtenemos $c \cong 340 \text{ m/s}$, que se corresponde con la velocidad de propagación del sonido experimentalmente medida.

CONCEPTOS PRELIMINARES

A continuación, desarrollaremos, sin entrar en profundidades, una serie de conceptos necesarios para entender el resto del capítulo, que también serán útiles en el capítulo siguiente dedicado a la Balística Exterior.

Número de Mach. Onda de choque

Si observamos la proa de un buque que navega en el seno de una mar en calma, podemos comprobar como su interacción con el agua crea unas protuberancias, conocidas como «bigotes», tanto más intensas cuanto más velocidad lleve el barco. Los «bigotes» son la respuesta de un medio en calma –el agua– a una perturbación en forma de onda de presión.

La generación de una onda de choque en un medio gaseoso se asemeja, aunque no es igual, al proceso anterior, pues tal onda de choque se crea si **la perturbación supera la velocidad que el sonido alcanza en el medio.**

Una onda de choque es la forma que tiene el medio de adaptarse a una perturbación que provoque altas presiones y temperaturas, de manera que a través de ella se consigue que la presión y la temperatura «salten» desde unos valores elevados, hasta los que el medio tiene en ausencia de la perturbación.

De forma intuitiva podríamos decir que la onda de choque es el «bigote» que precede a una perturbación, y que se hace perceptible si la velocidad a la que se mueve la perturbación supera a la correspondiente al sonido en ese medio.

El **Número de Mach**⁴ M se define como el cociente entre la velocidad de la perturbación v y la que tiene el sonido en el medio, c :

$$M = \frac{v}{c}$$

Decimos que una perturbación es subsónica si $M < 1$, sónica si $M = 1$, transónica si $0.8 < M < 1.2$, supersónica si $M > 1.2$ e hipersónica si $M > 5$.

Cuando un proyectil se desplaza, provoca una perturbación en el medio que lo rodea, incluso en su recorrido por el ánima. Así, en la figura 2.2. se aprecia el comportamiento del medio ante un proyectil, para diferentes valores de M , que a continuación discutimos muy someramente. Para este tipo de estudios es adecuado «detener» al proyectil y «mover» al fluido circundante. Desde un punto de vista relativo los efectos son los mismos. Por eso podemos hablar, en adelante, del **flujo** de fluido en movimiento que rodea a un proyectil estático.

Flujo subsónico $M < 0.8$

El proyectil «navega» por el medio muy «suavemente», de manera que la estela (más adecuado sería hablar de líneas de corriente) se adapta perfectamente a su perfil. En esta situación no se dan las condiciones para generar ondas de choque, fig. 2.2(a).

⁴ En honor al físico y filósofo austríaco Ernst Mach (1838-1916)

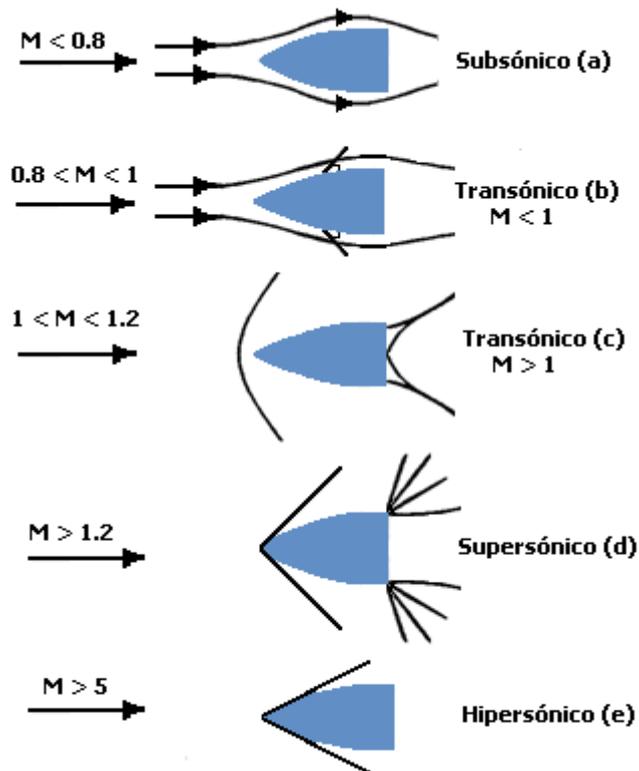


Figura 2.2. Distintos tipos de flujo

Flujo transónico $0.8 < M < 1.2$

En este caso, fig. 2.2(b), incluso aunque M sea menor que 1, es posible que en zonas puntuales del perfil del proyectil se alcancen valores sónicos, $M = 1$, que generen ondas de choque muy débiles.

Si $1 < M < 1.2$ aparece, separada de la ojiva, una onda de choque débil, fig. 2.2 (c). También, en la zona del culote se detectan ondas de choque de tipo expansivo, más débiles que las de la ojiva.

Flujo supersónico $M > 1.2$

En este flujo, fig. 2.2(d), la onda de choque de la ojiva se hace más intensa y se acerca a ella, tanto más cuanto mayor sea M . Aparecen también ondas de choque expansivas en el culote y en algunas zonas del cuerpo del proyectil.

Flujo hipersónico $M > 5$

En este caso, fig. 2.2(e), poco frecuente en los proyectiles convencionales, se producen interacciones viscosas y reacciones químicas en la capa situada entre la onda de choque y el perfil del proyectil. Además la onda de choque se acerca más al proyectil. Como curiosidad, podemos apuntar que este flujo se ha estudiado con detalle entre los años 1955 y 1970, debido a que se presenta cuando las cápsulas espaciales efectúan la entrada en la atmósfera terrestre.

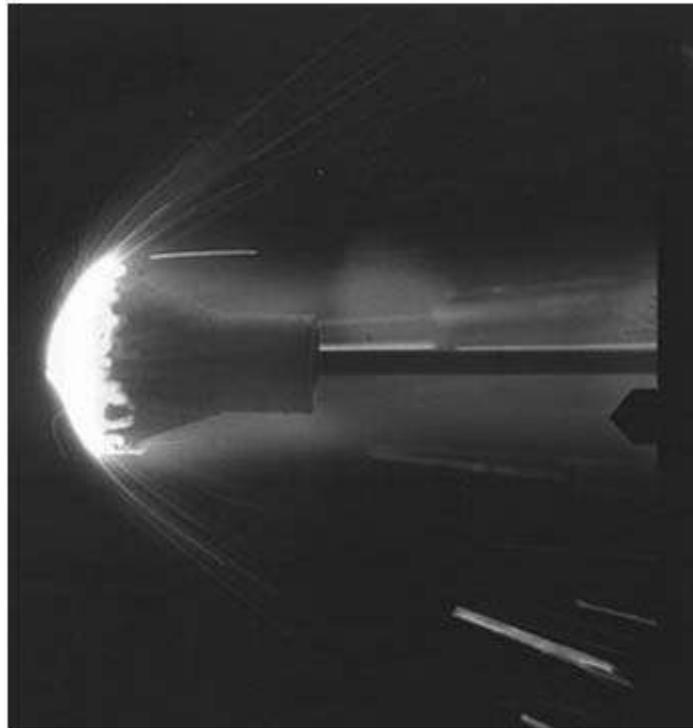


Figura 3.2. Test de entrada en la atmósfera de una cápsula espacial

Cono de Mach. Ángulo de Mach

Realicemos el siguiente experimento: Disponemos de un emisor de ondas sonoras que se desplaza a lo largo de un segmento AB con velocidad v .

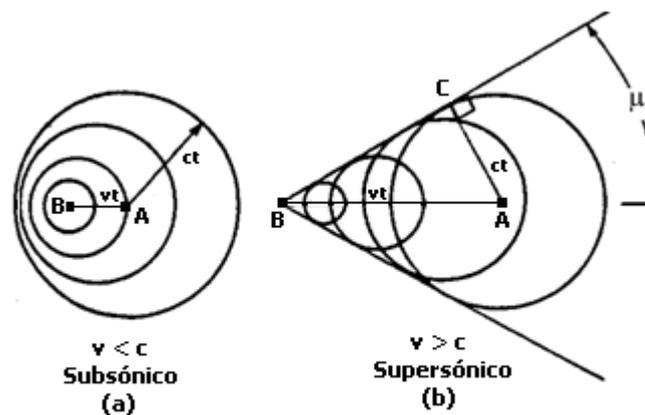


Figura 4.2. Propagación subsónica y supersónica

En la figura 4.2(a) la velocidad con la que se mueve el emisor es subsónica $v < c$. En el instante $t = 0$ se encuentra en A y emite una onda sonora que se propaga en todas las direcciones a la velocidad del sonido c . Transcurrido un tiempo t la onda ha alcanzado el frente ct , representado por una circunferencia de centro en A. Pero, en este intervalo, el emisor se ha movido una distancia vt y se encuentra en B. Además, durante el tránsito desde A hasta B ha emitido varias ondas, varios «pitidos», que se representan mediante circunferencias más pequeñas. Obsérvese que el emisor siempre permanece en el *interior* de todas las circunferencias, que representan los

frentes de ondas; porque, como hemos dicho, viaja a una velocidad inferior a la del sonido.

Ahora, sin embargo, en la figura 4.2(b), la velocidad con la que se mueve el emisor es supersónica $v > c$. Al igual que antes, en $t = 0$ se encuentra en A y emite un pitido, esta onda se propaga a velocidad c y alcanza en el instante t la circunferencia ct . El emisor, mientras tanto, ha llegado al punto B y emitido varios pitidos durante el tránsito. Pero, a diferencia del caso (a), el emisor está continuamente *fuera* de las circunferencias que representan los frentes de onda, precisamente porque avanza más rápido que los pitidos. En este caso se genera un frente de ondas, constituido por la envuelta de todas las ondas emitidas, que representamos por la línea BC, tangente a la familia de circunferencias. Esta línea es el **cono de Mach**. El ángulo μ , que forma el cono de Mach con la dirección AB, se conoce como **ángulo de Mach**. Como se aprecia en la figura:

$$\text{sen } \mu = \frac{ct}{vt} = \frac{c}{v} = \frac{1}{M}$$

Un proyectil supersónico provoca una perturbación en el medio mucho más intensa que el simple «pitido» que hemos usado para describir el cono de Mach. Por eso, la onda de choque oblicua que crea el proyectil está abierta un ángulo $\beta > \mu$, fig. 5.2. El mecanismo de generación de esta onda es esencialmente el mismo que el del cono de Mach. Es más, podríamos decir que el cono de Mach es una onda de choque oblicua infinitamente débil.

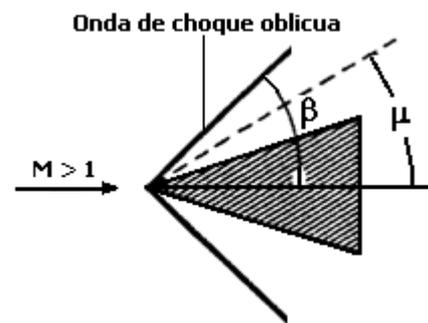


Figura 5.2. Onda de choque y cono de Mach

En la siguiente tabla se aprecia como μ decrece rápidamente con M .

M	1	1.5	2	3	>5
$\mu(\text{grados})$	90	41.8	30	19.5	<12

A velocidades hipersónicas, $M > 5$, la onda de choque sigue prácticamente la forma del cuerpo del proyectil. Con perfiles afilados la onda de choque comienza en la punta; pero si el morro está achatado, se separa de la ojiva y presenta una gran resistencia al avance. Esta propiedad se aprovecha en las cápsulas espaciales cuando regresan a la atmósfera, fig. 3.2. Al presentar una superficie achatada, además de «alejar» de la cápsula la enorme fuente de calor que supone la onda de choque, se consigue una gran capacidad de frenado del vehículo.

FLUJO DEL GAS CERCA DE LA BOCA

La salida por la boca del gas propulsante, a alta presión y temperatura, produce ondas de presión que, al propagarse a velocidades superiores a la del sonido, se convierten en ondas de choque.

En las proximidades de la boca del cañón, durante el disparo, la temperatura del gas y, en consecuencia, la velocidad del sonido varían. Además, como el gas tienen una

densidad superior a la del aire, la velocidad de propagación del sonido en este medio es mayor que la que corresponde al aire puro.

La onda de choque avanza en todas las direcciones, incluso una parte del frente de la onda penetra en el ánima e interfiere con el flujo residual de gas. A continuación analizamos este proceso. Para ello estudiaremos primero el **flujo del gas a través de la boca**, después no ocuparemos del **fogonazo** y, por último, del **estampido**.

FLUJO DEL GAS A TRAVÉS DE LA BOCA

La salida de gas durante el disparo se desarrolla en dos fases: Primero se produce una **onda de choque primaria**, que precede a la salida del proyectil por la boca, y después se crea la **onda de choque principal**, que se origina cuando el proyectil abandona el ánima y el gas sale por la boca.

Antes de la salida del proyectil

A medida que el proyectil se mueve a lo largo del ánima, empuja la columna de aire que le precede, fig. 6.2. De esta manera, delante del proyectil se forma la onda de choque primaria que viaja a lo largo del ánima y sale por la boca, creando un frente de onda casi esférico, cuyo centro se sitúa aproximadamente en la boca. También es posible que la estanqueidad que el proyectil proporciona a la recámara no sea suficiente, y que parte del gas de la combustión se «filtre» hacia la zona de la ojiva.

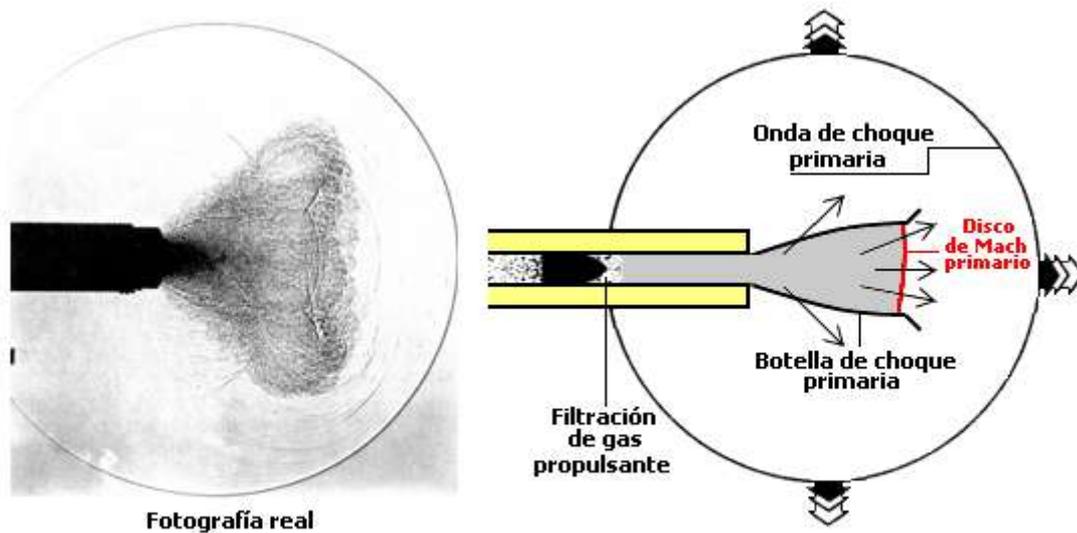


Figura 6.2. Formación de la onda de choque antes de la salida del proyectil

Mientras que el frente de onda primario sigue avanzando, el proyectil continúa «empujando» a la mezcla de aire y gas que le precede dentro del ánima. Pero puede ocurrir, entonces, que se igualen la velocidad de la onda primaria y la que tiene el flujo arrastrado por el proyectil. Se crea, así, una onda de choque casi estacionaria –tanto mayor cuanto mayor es la velocidad del flujo de aire y gas– en forma de botella y que llamaremos **botella de choque**. Su base, casi plana, se denomina **disco de Mach**.

Después de la salida del proyectil

Cuando el proyectil sale por la boca, fig. 7.2., el gas propulsante se libera a la atmósfera, provocando la onda de choque principal que inicialmente no es esférica, porque se distorsiona debido a la presencia del proyectil y al propio flujo de gas a alta velocidad.

La presión del gas disminuye rápidamente al salir por la boca y, como consecuencia, aumenta la velocidad, incluso por encima de la que lleva el proyectil, creándose una **tercera onda de choque** en las cercanías del culote,

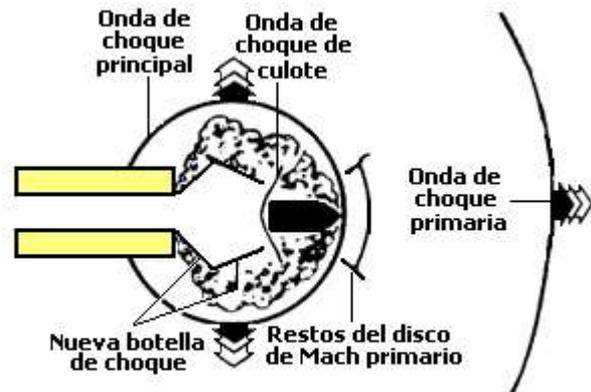


Figura 7.2. Salida del proyectil por la boca

que provoca una pequeña aceleración adicional. Pero esta onda de choque puede distorsionar la trayectoria del proyectil y generar imprecisiones, que se hacen más patentes a medida que aumenta el desgaste en la boca del ánima, el cual, como sabemos, crece con el número de disparos.

Se forma entonces, alrededor de la boca, una **nueva botella de choque** con su disco de Mach, que disminuye de tamaño a medida que la velocidad del gas se reduce; entonces el disco de Mach penetra en la boca, fig. 8.2, y viaja

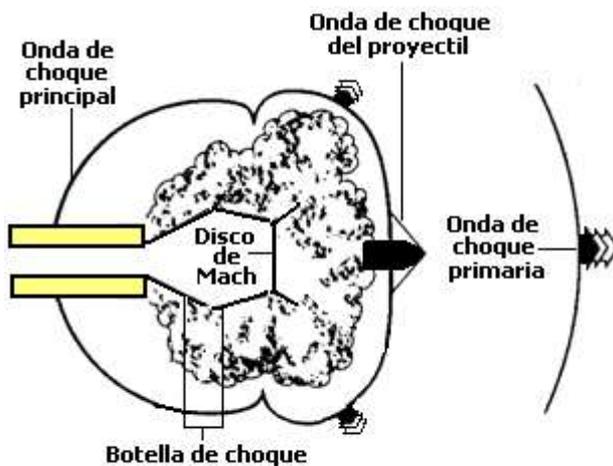


Figura 8.2. Expansión de la onda de choque principal

de vuelta a lo largo del ánima. Si el proyectil es supersónico, llega a atravesar tanto la onda de choque principal como la primaria. Además, la principal es más intensa y avanza más rápidamente que la primaria que, incluso, puede llegar a ser alcanzada a lo largo de la propagación por el aire.

En la fig. 9.2. se aprecia la fase final, antes de la contracción de la botella de choque y el disco de Mach

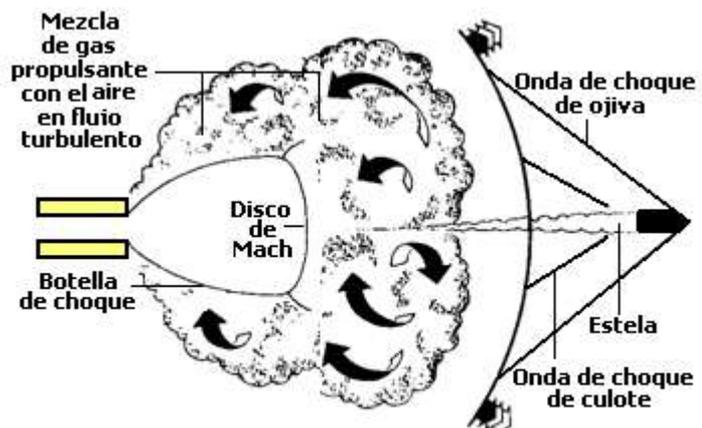


Figura 9.2. Fase final antes de la contracción de la onda de choque

FOGONAZO

El fognazo es la luz emitida en las proximidades de la boca por el gas propulsante caliente y las reacciones químicas que se producen al mezclarse este gas con el aire circundante.

Antes de la salida del proyectil puede haber un pequeño **fognazo previo**, fig. 10.2., debido al gas y las partículas que se han filtrado desde la recámara hacia la ojiva. Después de la salida por la boca, la temperatura suele ser lo suficientemente alta como para que se produzca la emisión de una radiación visible, de poco brillo, conocida como **fognazo primario**, fig.11.2.

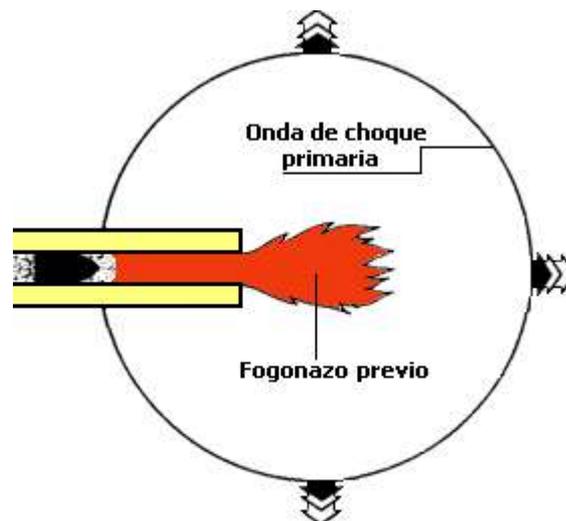


Figura 10.2. Fognazo previo

Después del fognazo primario el gas se expande y enfría rápidamente; pero, de nuevo, enseguida, se vuelve a comprimir al atravesar el disco de Mach, elevándose su temperatura y emitiendo el llamado **fognazo intermedio**.

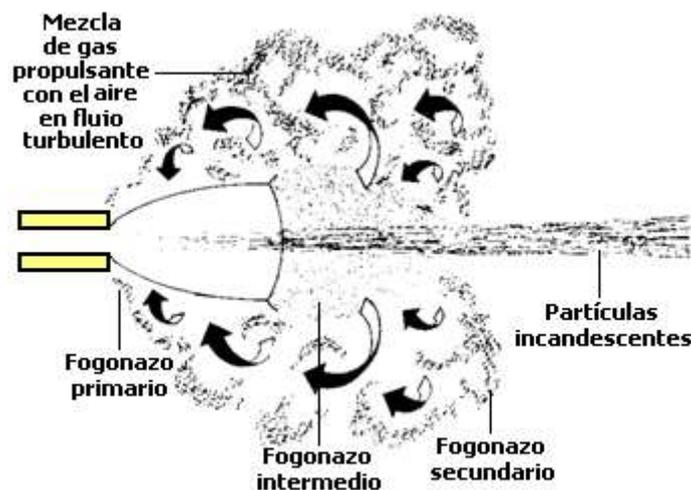


Figura 11.2. Fognazo

A continuación, puede producirse la inflamación de productos como el hidrógeno y el monóxido de carbono, generados durante la combustión de la pólvora, al mezclarse

con el oxígeno del aire. Esta llamarada, la más brillante, se denomina **fogonazo secundario**. En armas de pequeño calibre, las condiciones que se alcanzan, tanto de temperatura como de densidad durante el fogonazo intermedio, suelen ser suficientes para provocar la citada inflamación y, como consecuencia, no se produce el fogonazo secundario.

Por último, es posible que aparezca una fina banda de luz en la estela del proyectil, compuesta por partículas calientes y restos del propulsante quemado.

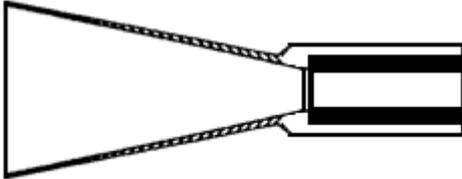


Figura 12.2. Apagallamas del cañón 40L70

Para usos militares, el fogonazo, especialmente el secundario, es indeseable ya que por la noche indicará al enemigo la posición del arma, además cegará momentáneamente a las dotaciones de los montajes. Para suprimirlo, o al menos para minimizar sus efectos, se emplean **aditivos**, **propulsantes ricos en nitrógeno** y dispositivos como los **apagallamas** y los **frenos de boca**.

El sulfato o nitrato potásico, la criolita de potasio y la criolita de sodio inhiben la formación de hidrógeno. Por este motivo se emplean como **aditivos** en propulsantes de simple y doble base, en proporciones que no superan el 2% en peso, porque tienen el inconveniente de aumentar la cantidad de humo.

En los cañones de grueso calibre el método más efectivo para luchar contra el fogonazo secundario es usar un **propulsante** que, durante la combustión, genere una elevada cantidad de gas nitrógeno inerte a temperaturas relativamente bajas. De esta manera, se disminuye la proporción hidrógeno y monóxido de carbono y se reduce la temperatura. La nitroguanidina, presente en los propulsantes de triple base, cumple este cometido al ser muy rica en nitrógeno.

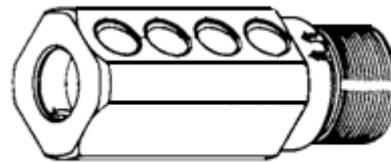


Figura 13.2. Freno de boca del cañón Meroka

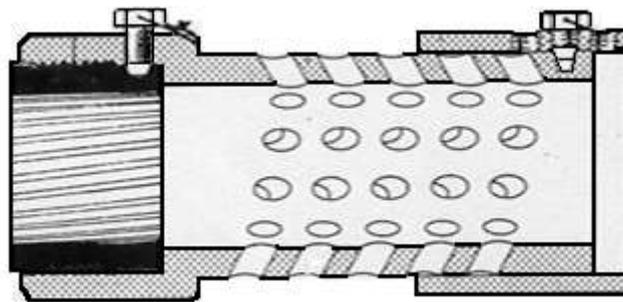


Figura 14.2. Freno de boca del Oto-Melara 76/62 mm

Los **apagallamas** reducen el fogonazo intermedio y, de esta manera, disminuyen la intensidad del fogonazo secundario, sobre todo en cañones de gran calibre. Originalmente, con los apagallamas se pretendía «rodear» al fogonazo primario y evitar su dispersión al entorno. Pero, enseguida se pudo comprobar que lo que realmente se consigue es romper la botella de choque y que se reduzca el fogonazo intermedio. En la figura 12.2. se presenta el apagallamas del cañón 40L70.

Los **frenos de boca** son los dispositivos que contrarrestan y absorben parte de la energía de retroceso producida en el tubo después del disparo. Pero, al mismo tiempo, el gas que lo atraviesa antes de mezclarse con el aire, se expande y enfría y, de esta manera, los efectos del fognazo se mitigan. En las figuras 13.2. y 14.2. se presentan los frenos de boca de los cañones MEROKA y 76/62 Oto-Melara.

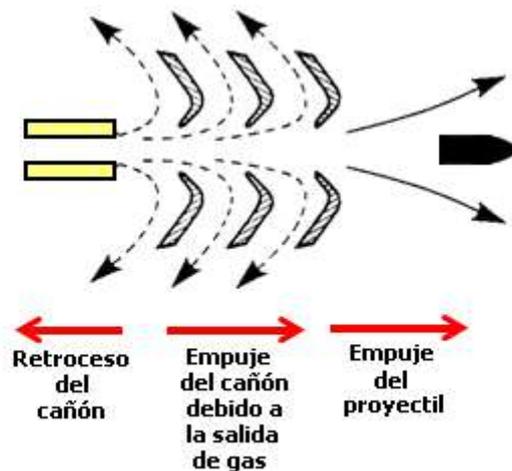


Figura 15.2. Principio de funcionamiento del freno de boca

ESTAMPIDO

El estampido es la onda sonora que se escucha durante el disparo. Cerca del cañón, esta sacudida puede tener la suficiente intensidad como para dañar los oídos y, en casos extremos, los pulmones y otros tejidos blandos. Además de estos inconvenientes para las dotaciones de los montajes, también hay que señalar la indiscreción que supone ante el enemigo.

Se generan dos tipos de estampidos durante el disparo: La sacudida de la onda de choque, provocada por la salida a la atmósfera del gas propulsante a alta presión; y la que se produce durante el fognazo secundario, debida al rápido calentamiento y consiguiente expansión del gas. Esta última es la más prominente en cañones de gran calibre, y puede suponer más de la mitad de la potencia del ruido del disparo. Ambas sacudidas provocan un aumento de la presión del gas y del aire en las proximidades de la boca. Las dotaciones de los cañones y los tiradores de armas portátiles deben llevar cascos para protegerse de las sobrepresiones que excedan el 0.2% de la presión atmosférica.

La intensidad del estampido se mide en decibelios (dB), mediante la siguiente expresión:

$$I = 20 \log_{10} \frac{p_1}{p_0}$$

que relaciona la sobrepresión p_1 producida por el estampido, con la presión de referencia $p_0 = 2 \cdot 10^{-5}$ Pascales. Calculemos la intensidad correspondiente a una sobrepresión del 0.2% de la presión atmosférica ($0.002 \text{ atmósferas} \cong 2 \cdot 10^2$ Pascales), perfectamente alcanzable durante el disparo de la mayoría de los cañones de mediano calibre:

$$I = 20 \log_{10} \frac{2 \cdot 10^2}{2 \cdot 10^{-5}} = 140 \text{ dB}$$

Esta sobrepresión es suficiente para que las dotaciones de los montajes sufran serias lesiones si no se protegen los oídos.

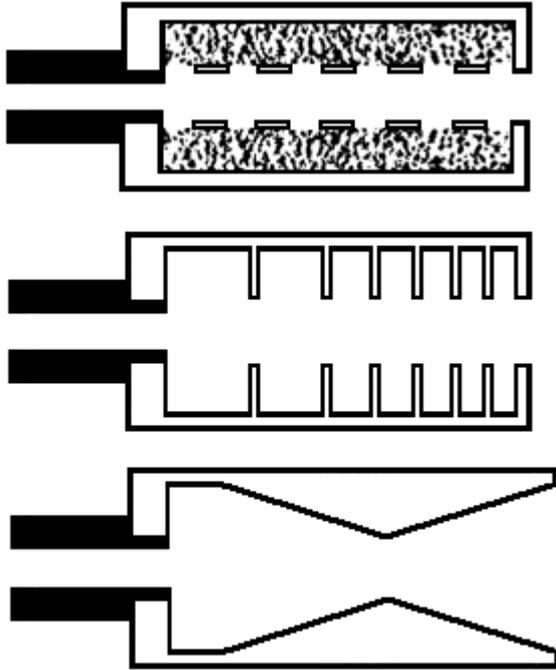
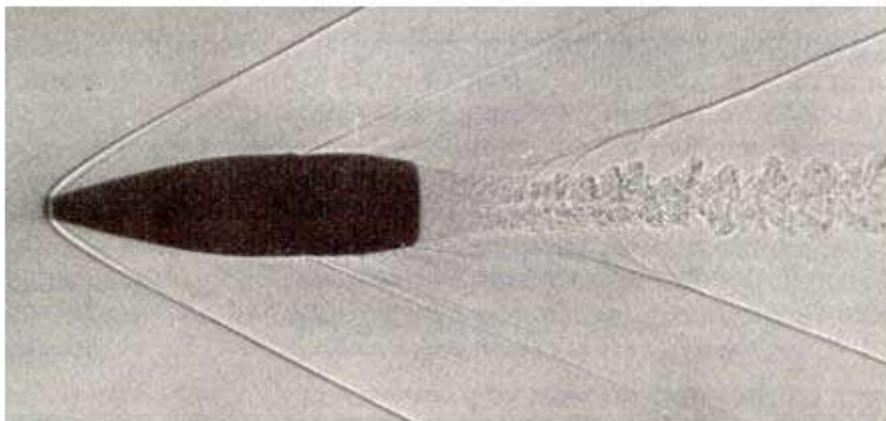


Figura 16.2. Silenciadores

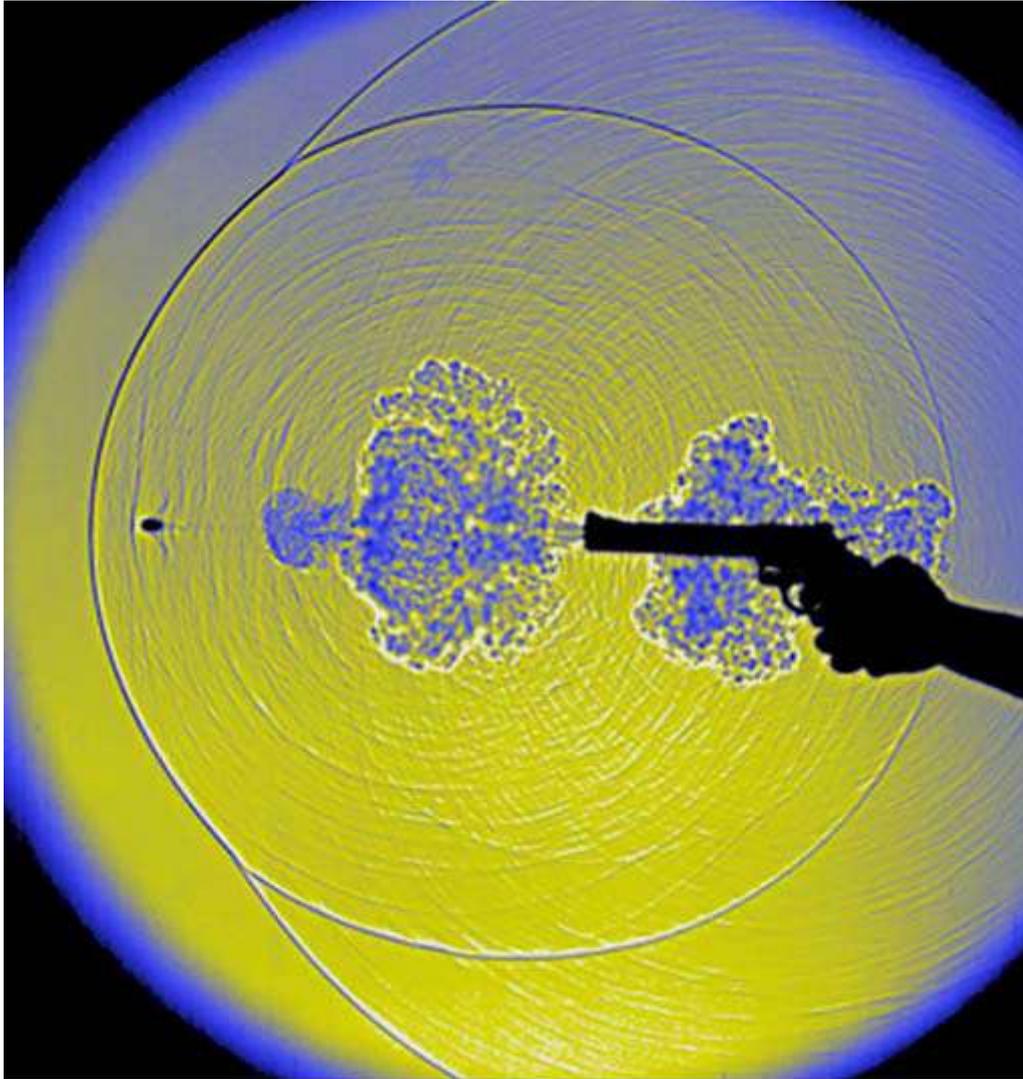
Pero hay que tener presente que los frenos de boca desvían el flujo de gas hacia zonas más cercanas a los sirvientes de los cañones y, aunque disminuyan el efecto del estampido por fognazo secundario, pueden, sin embargo, aumentar el provocado por la salida de gas.

El estampido en las armas de **pequeño calibre** se puede paliar por medio de **silenciadores** colocados en la boca. El silenciador no lo elimina completamente, simplemente reduce su intensidad. En la figura 16.2. se aprecian tres métodos para amortiguar las ondas sonoras. Un silenciador puede incorporar en su diseño una combinación de cualquiera de ellos.

Un silenciador para armas de **grosso calibre** tendría tales dimensiones que resultaría inviable su empleo. Por tanto, en estas armas no se puede combatir la sacudida de la onda de choque provocada por la salida del gas, y sólo cabe actuar sobre la del fognazo secundario con los procedimientos explicados anteriormente: Aditivos, propulsores ricos en nitrógeno, apagallamas y frenos de boca.



Fotografía de un proyectil supersónico. Se aprecian las ondas de choque



BALÍSTICA EXTERIOR

OBJETO DE LA BALÍSTICA EXTERIOR, 60

ELEMENTOS DE LA TRAYECTORIA. DEFINICIONES, 60

MOVIMIENTO EN EL VACÍO, 62

Hipótesis, 62

 Cálculos, 63

 La aceleración de la gravedad g , 64

Sectores, 65

 Ángulos del 1^{er} y 2^o sector con el mismo alcance para una v_0 dada, 65

 Parábola de seguridad, 65

Características de la trayectoria en el vacío, 66

RESISTENCIA AERODINÁMICA DEL AIRE, 67

Resistencia al avance, 67

Resistencia de culote, 68

Resistencia superficial, 68

Resistencia residual, 69

Variaciones de los componentes de la resistencia aerodinámica, 69

El coeficiente de resistencia aerodinámica C_D , 70

 Ecuación de Bernouilli, 70

 Expresión general de la resistencia aerodinámica F_R , 71

 Una forma aproximada de determinar F_R , 72

Forma real de la trayectoria en el aire, 72

MÉTODOS PARA REDUCIR LA RESISTENCIA, 73

Geometría del culote, 74

Geometría de la ojiva, 74

Base bleed, 75

CONDICIONES METEOROLÓGICAS, 76

Propiedades de la atmósfera, 76

La atmósfera ICAO, 76

 Ecuación de Laplace, 77

 Relación de la presión y la densidad con la temperatura, 78

La atmósfera real, 79

Correcciones por atmósfera real, 80

CORRECCIÓN POR ROTACIÓN DE LA TIERRA, 81

Corrección por rotación terrestre sin atmósfera, 81

 Deriva hacia el Este de una caída libre, 82

Corrección por rotación terrestre con atmósfera, 82

CORRECCIÓN POR ESFERICIDAD DE LA TIERRA, 82

Cálculo de la corrección, 83

CORRECCIÓN POR ROTACIÓN DEL PROYECTIL, 83

Deriva por rotación del proyectil o deriva tabular, 84

Fuerza Magnus como producto vectorial, 85

Expresión aproximada de la deriva tabular, 86

FUERZAS Y MOMENTOS, 86

Fuerza y momento Magnus, 87

Fuerza resistente, 87

Momento aerodinámico, 88

Momento amortiguador, 88

Momento amortiguador transversal, 89

ESTABILIDAD, 89

Estabilidad por rotación. Docilidad, 90

Relación entre el rayado, la velocidad inicial y la de rotación, 91

Movimiento giroscópico. Coeficiente de estabilidad esencial, 92

Precesión y nutación, 93

Ecuación simplificada del movimiento giroscópico, 94

Medidas experimentales del movimiento giroscópico, 94

Estabilidad por aletas, 95

TABLAS DE TIRO, 95

Condiciones normalizadas de las Tablas de Tiro, 96

Tabla de Tiro de superficie, 96

Estadística y Probabilidad en el Tiro, 99

Determinación de la posición del MPI, 100

Determinación de las dispersiones media y verdadera, 101

Campanas de distribución de los piques, 101

Haz de trayectorias, 103

Tabla de tiro antiaéreo, 104

COHETES, 105

Consideraciones, 105

El empuje, 105

La trayectoria, 107

La estabilización por rotación, 107

La estabilización por aletas, 108

Dispersión de cohetes estabilizados por aletas, 108

RESEÑA HISTÓRICA DE LA BALÍSTICA EXTERIOR, 110



**Cohete blanco BAAP-GAD modelo 2A1,
diseñado por el coronel de infantería de marina
Pablo López Patricio,
fabricado en colaboración entre
el Centro de Investigación y Desarrollo de la Armada
y los Talleres de Municiones de los polvorines del
arsenal de la Carraca (Cádiz)**

CAPÍTULO 3

BALÍSTICA EXTERIOR

OBJETO DE LA BALÍSTICA EXTERIOR

La Balística Exterior estudia el recorrido que el proyectil realiza desde que sale por la boca del cañón y deja de estar afectado por los gases propulsores, hasta que llega al blanco.

Para analizar este movimiento es necesario considerar una serie de factores que afectan a la trayectoria; unos dependen del propio proyectil, como su masa, el calibre, su geometría y la rotación a la que esté sometido; otros, sin embargo, son inherentes al medio donde se mueve⁵, como la densidad, la temperatura, la presión y la viscosidad. Todo ello ha de conjugarse para conseguir que el proyectil impacte en el blanco con gran precisión. Por tanto, también entra dentro del cometido de la Balística Exterior estudiar la estabilización en vuelo, el efecto giroscópico y la resistencia aerodinámica, entre otros.

Empezaremos indicando los elementos geométricos de la trayectoria como los ángulos, planos, alcance, deriva, etc. A continuación analizaremos la Balística Exterior en el vacío, en ausencia de atmósfera; que, aunque poco ajustada a la realidad, nos orientará. Por último, abordaremos aspectos como el rozamiento con el aire, la estabilización, etc.

ELEMENTOS DE LA TRAYECTORIA. DEFINICIONES

En la figura 1.3 aparecen las vistas en planta y alzado de una trayectoria balística.

Origen. O. Es el centro de la boca del arma en el instante del disparo.

Línea de proyección. OP. Es la dirección de la velocidad inicial en el momento del disparo, tangente a la trayectoria en el origen.

Línea de Tiro. OT. Es la prolongación del eje del ánima dispuesta para el disparo.

Horizonte del arma. OB. Es el plano horizontal que pasa por el origen.

Punto de caída. B. Es el punto, real o virtual, en que la trayectoria corta al horizonte del arma OB.

Punto de arribada, llegada o batida. C. Es el punto en que la trayectoria corta a la superficie terrestre.

Rama ascendente. OV. Es el tramo de trayectoria que va desde el origen hasta el vértice V, donde alcanza el punto más elevado de la trayectoria, llamado **flecha**.

Rama descendente. VB. Es el tramo de trayectoria que va desde el vértice V hasta el punto de caída B.

Línea de situación (o de mira). OC. Es la recta que une el origen con el punto de arribada C.

⁵ En este texto no estudiaremos trayectorias que salgan fuera de la atmósfera terrestre. Por tanto, el medio del que hablaremos será el aire.

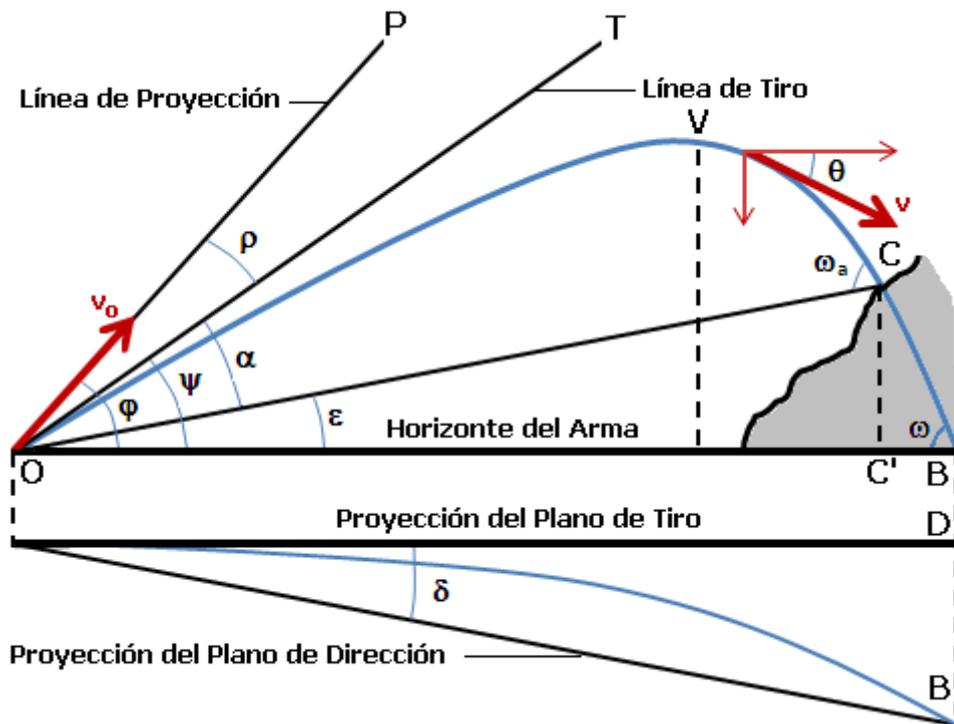


Figura 1.3. Elementos de la trayectoria balística

Alcance. OC' . Es la proyección de la línea de situación OC sobre el horizonte del arma OB.

Plano de tiro. Es el plano vertical que contiene a la línea de tiro OT.

Plano de dirección. Es el plano vertical que contiene a la línea de situación OC.

Ángulo de proyección. ϕ . Es el ángulo que forma la línea de proyección OP con el horizonte del arma OB.

Ángulo de tiro o de nivel. ψ . Es el ángulo que forma la línea de tiro OT con el horizonte del arma OB.

Ángulo de situación (o de posición, o de elevación del blanco). ε . Es el ángulo que forma la línea de situación OC con el horizonte del arma OB.

Ángulo de elevación (o de alza). α . Es el ángulo formado por la línea de tiro OT y la de situación OC. $\alpha = \psi - \varepsilon$

Ángulo de reelevación. ρ . Es el ángulo formado por la línea de proyección OP y la línea de tiro OT. $\rho = \phi - \psi$

Ángulo de inclinación. θ . Es el ángulo formado por la recta tangente a la trayectoria, en un punto cualquiera, con el horizonte del arma OB.

Ángulo de caída. ω . Es el ángulo de inclinación en el punto de caída B.

Ángulo de arribada. ω_a . Es el ángulo formado por la línea de situación OC y la tangente a la trayectoria en el punto de arribada C.

Duración de la trayectoria. T. Es el tiempo invertido en recorrer la trayectoria desde el origen hasta el punto de caída B.

Tiempo de vuelo. Es la duración del vuelo, desde que el proyectil sale del cañón, hasta su explosión.

Ángulo de deriva. δ . Es el formado por las proyecciones sobre el horizonte del arma del plano de tiro y el plano de dirección.

Deriva. D. Es la distancia horizontal del punto de caída B al plano de tiro.

Medida de ángulos en milésimas. En el idioma artillero es corriente medir los ángulos en milésimas, en vez de grados, minutos y segundos. Una milésima es aproximadamente el ángulo que «ve» 1 metro a 1000 metros de distancia, de ahí su nombre. La circunferencia de 360° tiene exactamente 6400 milésimas. El símbolo de las milésimas es $^{\circ\circ}$.

$$360^\circ = 6400^{\circ\circ}$$

De las definiciones se desprende que si bien el arma tiene un ángulo de tiro ψ , en el instante del disparo se produce el fenómeno de la reelevación, que incrementa este ángulo en un valor ρ , dando como resultado que el ángulo de proyección, es decir, el de la velocidad inicial, sea $\varphi = \psi + \rho$. La reelevación a la que nos estamos refiriendo aquí es la **reelevación mecánica**, producida por la desalineación del eje del ánima con los puntos de apoyo del arma. La fuerza de empuje, desarrollada durante la impulsión del proyectil dentro del ánima, si no está alineada con el apoyo del arma en el suelo, produce un momento que tiende a hacer girar al arma alrededor del apoyo. El ángulo girado es el **ángulo de reelevación**. Los factores que influyen en la cuantía de este ángulo no son objeto de la Balística Exterior, que estudia la trayectoria suponiendo que el ángulo de proyección coincide con el ángulo de tiro. A la hora de disparar se calcula el ángulo de proyección, se corrige éste con el valor de la reelevación, y se obtiene así el ángulo de tiro que hay que colocar en el arma.

Existe otra reelevación, la **reelevación aerodinámica**, que se produce como consecuencia de la resistencia del aire, y cuyo valor no se hace definitivo hasta después de que el proyectil haya recorrido los primeros 100 ó 200 metros de su trayectoria.

También se desprende de las definiciones que la **trayectoria es una línea alabeada** que abandona el plano de tiro en el mismo instante en que se separa del origen. Sin embargo, en los cálculos que se realizan para elaborar las **Tablas de Tiro** se supone que las trayectorias son planas, es decir, están siempre contenidas en el plano de tiro. Sobre estas trayectorias normalizadas se tabula después la **corrección por deriva**.

MOVIMIENTO EN EL VACÍO

Hipótesis

En esta aproximación se establecen las siguientes hipótesis:

1. La Tierra es plana.
2. La Tierra no gira.
3. Sin atmósfera.
4. El proyectil es una masa puntual.

La suposición de Tierra plana es aceptable para trayectorias que no sobrepasen los 30 km. Para alcances mayores debe considerarse la esfericidad de la superficie terrestre. Al no considerar la rotación de la Tierra estamos eliminando la aceleración

de Coriolis⁶, que es una de las causas de deriva. Como también suponemos la ausencia de atmósfera, anulamos las restantes causas de deriva. En consecuencia, bajo estas hipótesis la trayectoria es plana. Por último, al considerar al proyectil como una masa puntual estamos suprimiendo los giros que experimenta alrededor de su centro de gravedad.

Cálculos

En la figura 2.3 se representa una trayectoria con velocidad inicial v_0 y ángulo de tiro φ .

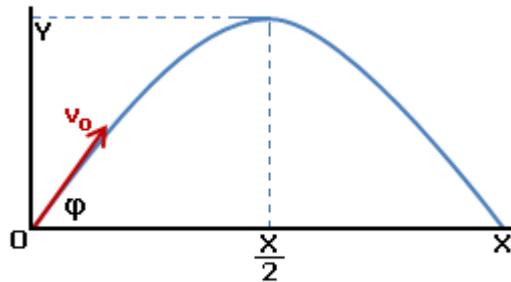


Figura 2.3. Trayectoria balística

Las componentes de la velocidad en un instante t vienen dadas por las ecuaciones

$$\begin{aligned}v_x &= v_0 \cos \varphi \\v_y &= v_0 \operatorname{sen} \varphi\end{aligned}$$

La integración de estas ecuaciones nos da las coordenadas del punto de la trayectoria en el instante t :

$$x = v_0 t \cos \varphi \quad (1)$$

$$y = v_0 t \operatorname{sen} \varphi - \frac{1}{2} g t^2 \quad (2)$$

La duración T de la trayectoria se obtiene buscando los puntos de ordenada nula $y = 0$:

$$t \left(v_0 \operatorname{sen} \varphi - \frac{1}{2} g t \right) = 0$$

La primera solución, $t = 0$, corresponde al punto de partida; la segunda proporciona la duración T :

$$T = \frac{2v_0 \operatorname{sen} \varphi}{g}$$

Llevando este valor a la ecuación (1) obtenemos el alcance X :

$$X = \frac{v_0^2 \operatorname{sen} 2\varphi}{g}$$

El máximo alcance se produce cuando $\operatorname{sen} 2\varphi = 1$, o sea, para $\varphi = 45^\circ$.

⁶ En honor del ingeniero militar francés Gaspar Gustavo de Coriolis (1792-1843).

Agustín E. González Morales

Las ecuaciones (1) y (2) permiten calcular la trayectoria parabólica eliminando entre ambas el tiempo t :

$$y = x \operatorname{tg} \varphi - \frac{g}{2v_0^2} (1 + \operatorname{tg}^2 \varphi) x^2$$

El vértice se calcula sustituyendo el valor de la mitad del alcance $X/2$ en la ecuación anterior, o sustituyendo $T/2$ en (2):

$$Y = \frac{v_0^2}{2g} \operatorname{sen}^2 \varphi$$

La aceleración de la gravedad g

En los cálculos que acabamos de realizar hemos supuesto que la aceleración de la gravedad es una constante. Enseguida comprobaremos que esta aproximación es adecuada para nuestros propósitos.

El valor de g se puede calcular a partir de la ley de gravitación universal de Newton, que establece que la fuerza con la que se atraen dos masas, m y M , es

$$F = G \frac{Mm}{r^2}$$

donde $G = 6.67 \cdot 10^{-11} \text{ N m}^2 \text{ Kg}^{-2}$ y r es la distancia entre los centros de gravedad de las masas.

La aceleración con que M atrae a m es

$$\frac{F}{m} = G \frac{M}{r^2}$$

Si M es la masa de la Tierra:

$$g = G \frac{M}{r^2}$$

En la superficie de la Tierra $r = R$, y:

$$g_0 = G \frac{M}{R^2}$$

Si consideramos una altitud y , entonces $r = R + y$. Eliminando entre las dos últimas ecuaciones el producto GM , obtenemos:

$$g = g_0 \frac{R^2}{(R + y)^2}$$

Imaginemos una trayectoria que alcance una altura de 30 km. Si el valor de la gravedad a nivel del mar es 9.81 m/s^2 , y el radio de la tierra es 6378 km, entonces $g = 9.72 \text{ m/s}^2$. Por tanto, suponer g constante es una excelente aproximación.

Sectores

Dado que el máximo alcance se obtiene para $\varphi = 45^\circ$, cualquier punto a una distancia inferior al máximo alcance puede ser batido con dos ángulos de tiro diferentes, uno inferior a 45° y otro superior a 45° . Se llama **primer sector** al conjunto de ángulos inferiores al de máximo alcance, y **segundo sector** al de ángulos superiores.

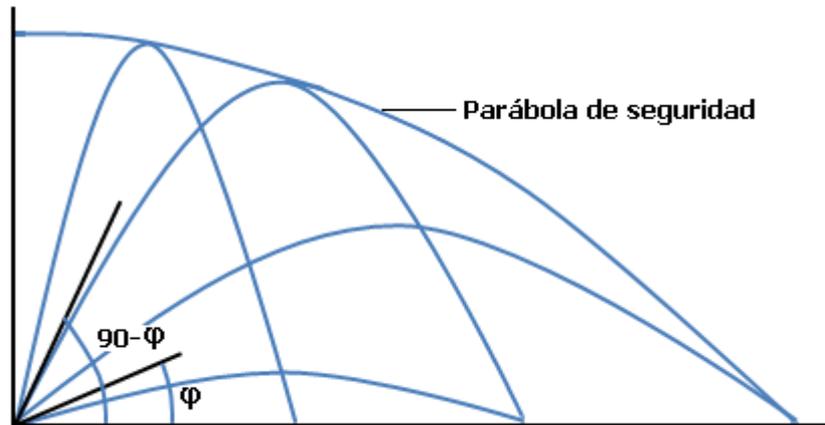


Figura 3.3. Sectores y parábola de seguridad

Ángulos del 1^{er} y 2^o sector con el mismo alcance para una v_0 dada

De la ecuación del alcance máximo podemos despejar 2φ :

$$2\varphi = \arcsen \frac{gx}{v_0^2}$$

Si llamamos β al ángulo menor de 90° cuyo seno es gx/v_0^2 , entonces las posibles soluciones para φ son: $\varphi_1 = \beta/2$ y $\varphi_2 = (180 - \beta)/2$. Es decir, si disparamos por el primer sector con un ángulo de 20° , tendremos el mismo alcance que si lo hacemos por el segundo sector con 70° , fig. 3.3.

Parábola de seguridad

Cuando calculamos la trayectoria parabólica del proyectil, obtuvimos la expresión

$$y = x \operatorname{tg} \varphi - \frac{g}{2v_0^2} (1 + \operatorname{tg}^2 \varphi) x^2$$

Para determinar la curva que envuelve a todas las posibles trayectorias, para una v_0 dada, con cualquier valor de φ , se iguala a cero la derivada parcial de y con respecto a φ :

$$\frac{\partial y}{\partial \varphi} = x \operatorname{sec}^2 \varphi - \frac{g}{2v_0^2} 2 \operatorname{tg} \varphi \operatorname{sec}^2 \varphi = 0$$

de aquí obtenemos $\operatorname{tg} \varphi$, que sustituimos en la ecuación de la trayectoria. Así deducimos que:

$$y = \frac{v_0^2}{2g} - \frac{g}{2v_0^2} x^2$$

que es la llamada parábola de seguridad, fig. 3.3, puesto que un blanco, que se sitúe a la derecha de esta curva, no puede ser batido por un proyectil con la velocidad inicial considerada.

Características de la trayectoria en el vacío

Podemos señalar como características más significativas las siguientes:

- La trayectoria es una parábola simétrica respecto a la vertical trazada por el vértice.
- La trayectoria es plana, sin deriva.
- El alcance depende de la velocidad inicial y del ángulo de tiro.
- Para una velocidad inicial dada el máximo alcance se obtiene con un ángulo de tiro de 45°.
- El ángulo de caída en el horizonte del arma es igual al ángulo de tiro.
- La velocidad de arribada es igual, en módulo, a la velocidad inicial.
- La velocidad se hace mínima en el vértice.
- Para una velocidad inicial dada, la trayectoria es independiente de la masa y de la naturaleza del proyectil.

Es interesante destacar que, a pesar de las simplificaciones que hemos introducido, los resultados son razonablemente exactos en morteros con velocidades iniciales inferiores a 250 m/s. También con esta trayectoria se obtienen resultados aceptables para el recorrido fuera de la atmósfera de los misiles balísticos intercontinentales.

En el siguiente cuadro se presenta una comparación entre el alcance máximo en el vacío ($\varphi = 45^\circ$, $X = v_0^2/9.8$), y el alcance real, extraído de las Tablas de Tiro del Obús 155/39 con el proyectil HE M107, con las cargas de proyección indicadas, que proporcionan las diferentes velocidades iniciales. En la columna de la derecha se expresa, en tantos por ciento, la variación que existe entre el valor real y el teórico en el vacío.

OBÚS 155/39 con PROYECTIL HE M107				
Carga	Velocidad Inicial (m/s)	Alcance en vacío (m)	Alcance Real (m)	%
1G (M3 A1)	208	4415	3900	11.66
2 G (M3 A1)	236	5683	4900	13.78
3 G (M3 A1)	276	7773	6500	16.38
4 G (M3 A1)	316	10189	8100	20.50
5 G (M3 A1)	376	14426	9500	34.15
3 W(M4 A2)	297	9001	7300	18.90
4 W(M4 A2)	337	11589	8800	24.06
5 W(M4 A2)	397	16082	10300	35.95
6 W(M4 A2)	474	22926	12200	46.78
7 W(M4 A2)	568	32921	14700	55.35
8(M119/119 A1)	684	47740	18100	62.09

A continuación se presenta una gráfica, fig. 4.3, en la que en abscisas aparece la velocidad inicial, y en ordenadas el tanto por ciento de pérdida de alcance, con los datos de la tabla anterior. Se puede apreciar que las pérdidas aumentan con v_0 , y que la curva tiene un punto de inflexión a una velocidad de unos 340 m/s, que es aproximadamente la del sonido en el aire. El porcentaje de pérdida de alcance llega a ser el 62%, a una velocidad de 684 m/s (Mach 2, aproximadamente), debido, como veremos, al gran aumento que experimenta la resistencia del aire cuando el proyectil es supersónico.

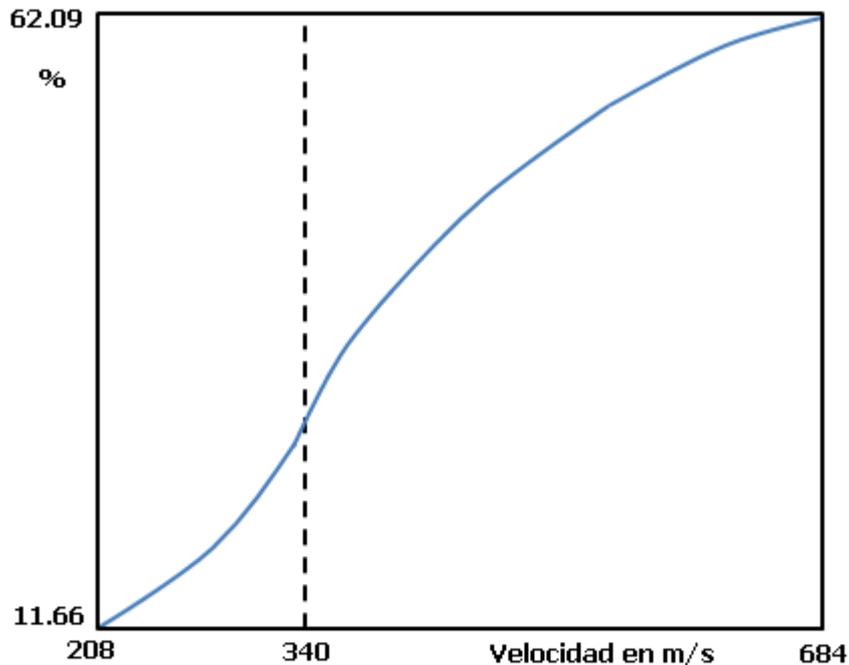


Figura 4.3. Tanto por ciento de pérdida de alcance en función de la velocidad inicial

RESISTENCIA AERODINÁMICA DEL AIRE

Los componentes de la resistencia del aire que afectan a los proyectiles son la resistencia al avance, la resistencia de culote, el rozamiento superficial y la resistencia residual. A continuación analizamos cada uno de ellos.

Resistencia al avance

Cuando el proyectil avanza, comprime el aire que tiene inmediatamente delante de él creando una perturbación, en forma de onda de presión, que se propaga en el medio a la velocidad del sonido⁷.

Cuando el proyectil es subsónico (se mueve a una velocidad inferior a la del sonido en el aire $\cong 340$ m/s), la perturbación se traslada más rápido que el propio proyectil y, por tanto, se separa de él, fig. 5.3(a). Sin embargo, cuando es supersónico, la perturbación, que viaja a la velocidad del sonido, no se puede separar del frente del

⁷ Aquí es recomendable repasar los conceptos de onda de presión y onda de choque, que se han explicado en el capítulo anterior.

proyectil. El resultado es que las ondas de presión se «agolpan» creando una onda de choque en la ojiva, fig. 5.3(b), tanto más intensa cuanto mayor velocidad lleve el proyectil.

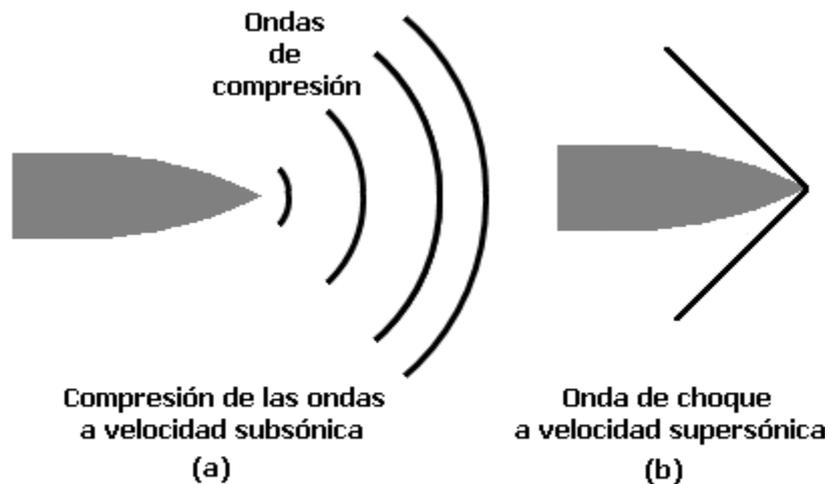


Figura 5.3. Compresión del aire ante el avance del proyectil

Estas ondas de presión originan una **resistencia al avance** del proyectil proporcional a su intensidad, tanto en régimen subsónico como supersónico. Pero, como pudimos intuir cuando, en el obús 155/39, comparamos el alcance en el vacío con el real, esta resistencia al avance es mucho más importante a velocidades supersónicas.

Resistencia de culote

La estela que el proyectil deja en la zona del culote crea una región de baja presión, que provoca un «efecto de succión» que le resta velocidad. Este fenómeno se conoce como resistencia de culote, fig. 6.3., y se produce porque el aire «no tiene tiempo» de rellenar el espacio que deja el proyectil en su avance.

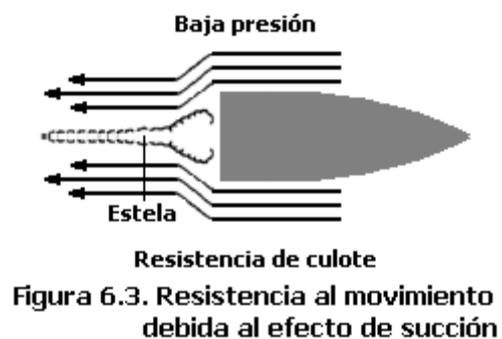


Figura 6.3. Resistencia al movimiento debida al efecto de succión

Rozamiento superficial

La adherencia del aire a la superficie del proyectil genera el rozamiento superficial, que se manifiesta en la zona de aire más cercana a la superficie, llamada **capa límite**. Se debe a las características viscosas del aire, y se manifiesta porque las moléculas de aire en contacto con la superficie del proyectil se mueven a la misma velocidad que éste, pero las que se encuentran en capas próximas se desplazan más lentamente; y así sucesivamente, hasta que fuera de la capa límite este efecto desaparece. La resistencia superficial es relativamente poco importante en los proyectiles convencionales, pero en las municiones con gran superficie, como los

misiles, debe tenerse presente. Como es lógico, una superficie lisa y pulimentada reduce el valor de este rozamiento.

Resistencia residual

La resistencia residual se debe a las protuberancias que tiene la superficie del proyectil. Para minimizarla es necesario prestar especial atención al diseño de las bandas de conducción y de forzamiento.

Variaciones de los componentes de la resistencia aerodinámica

Como ya dijimos, la **resistencia al avance** aumenta a medida que lo hace la velocidad y presenta un gran gradiente cuando el proyectil sobrepasa la velocidad del sonido. La **resistencia de culote** también aumenta, pero cuando se supera la velocidad del sonido permanece prácticamente constante, porque el efecto de succión disminuye con este incremento de la velocidad. El **rozamiento superficial** es de mucha menor entidad y también permanece constante a partir de la velocidad del sonido.

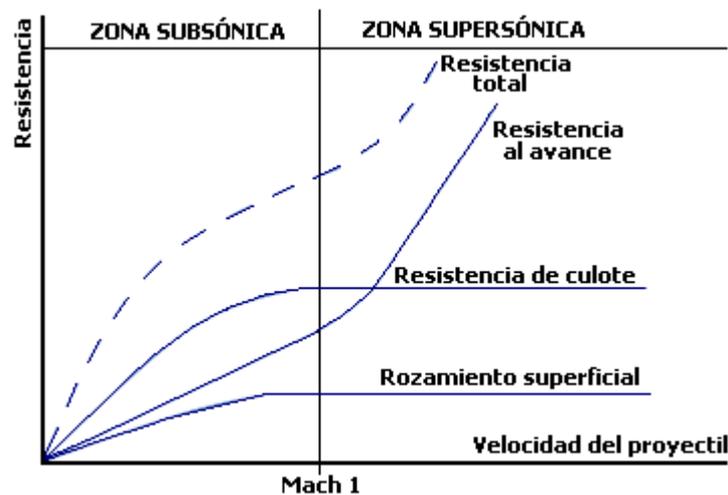


Figura 7.3. Componentes de la resistencia aerodinámica

En la figura 7.3. se aprecia su importancia relativa. Especial mención merece la **zona transónica**, donde pequeños cambios en la velocidad del proyectil provocan incrementos muy considerables de la resistencia. Es importante que el proyectil esté bien estabilizado antes de entrar en la zona transónica, para evitar que este salto tan brusco en el valor de la resistencia del aire afecte a la precisión en el tiro. Por este motivo no es conveniente emplear cargas de proyección que proporcionen velocidades iniciales ligeramente superiores a la del sonido.

El coeficiente de resistencia aerodinámica C_D

Ecuación de Bernoulli⁸

En un fluido en movimiento en régimen estacionario, sin rozamientos y bajo la acción de la gravedad, se cumple que:

$$p_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = p_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2$$

donde se han tomado dos puntos 1 y 2 de la misma línea de corriente, p es la presión hidrostática, ρ la densidad, g la aceleración de la gravedad, h la altura sobre un nivel de referencia y v la velocidad. Se supone, además, que el fluido es de densidad ρ constante.

En efecto, consideremos el tubo de corriente de la figura 8.3., limitado por líneas de corriente y por las pequeñas secciones BC y DE, y supongamos que en un tiempo t esta porción de fluido se ha trasladado a la posición B'C'D'E'. La parte central B'C'DE no ha experimentado ningún cambio de energía. Sin embargo, las porciones extremas BCB'C' y EDE'D', de igual volumen, han sufrido los siguientes cambios energéticos:

- La fuerza (presión por superficie), que actúa sobre la sección A_1 , ha realizado un trabajo en el tiempo t , de valor $p_1 A_1 \Delta L_1$, donde ΔL_1 es el camino recorrido por la sección A_1 .
- También la fuerza que actúa sobre A_2 ha realizado un trabajo, en el mismo tiempo, de valor $-p_2 A_2 \Delta L_2$, donde el signo menos indica que la fuerza y el camino recorrido son de sentido contrario.
- El valor de la variación de la energía potencial del fluido es la diferencia de energía potencial (volumen · densidad · g · altura) de las porciones de fluido situadas en EDE'D' y BCB'C', porque la porción B'C'DE no varía su energía potencial:

$$A_2 \Delta L_2 \rho g h_2 - A_1 \Delta L_1 \rho g h_1$$

- Y la variación de energía cinética al pasar tal masa de fluido de la velocidad v_1 a v_2 es:

$$\frac{1}{2} A_2 \Delta L_2 \rho v_2^2 - \frac{1}{2} A_1 \Delta L_1 \rho v_1^2$$

Teniendo en cuenta el principio de conservación de la energía, se debe verificar que:

$$p_1 A_1 \Delta L_1 - p_2 A_2 \Delta L_2 = A_2 \Delta L_2 \rho g h_2 - A_1 \Delta L_1 \rho g h_1 + \frac{1}{2} A_2 \Delta L_2 \rho v_2^2 - \frac{1}{2} A_1 \Delta L_1 \rho v_1^2$$

Agrupando en un miembro de la igualdad los términos correspondientes a cada punto, considerando que $A_1 \Delta L_1 = A_2 \Delta L_2 = \Delta V$ (volumen desplazado), y dividiendo la igualdad precisamente por ΔV , obtenemos la expresión del teorema de Bernoulli:

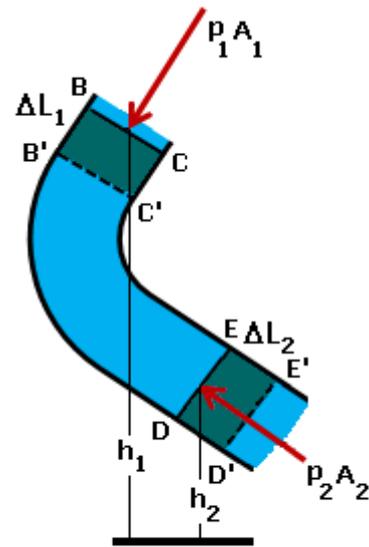


Figura 8.3. Ilustración sobre la ecuación de Bernoulli

⁸ La familia Bernoulli estaba formada por muchos miembros que destacaron en el terreno de la Física y las Matemáticas. La ecuación a la que nos estamos refiriendo aquí se debe a Daniel Bernoulli (1700-1782).

$$p_1 + \rho g h_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = p_2 + \rho g h_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2$$

Obsérvese que el único término relacionado con la velocidad es el tercero, y que el teorema se ha planteado **en ausencia de rozamientos**. Si estamos diciendo que la resistencia aerodinámica es la responsable de restar velocidad al proyectil, podemos interpretar el efecto de esta resistencia como una pérdida energética, precisamente en este sumando. Además, si multiplicamos la identidad anterior por el área A del círculo, cuyo diámetro es el calibre D , $A = \pi D^2/4$, todos los sumandos adquieren la dimensión de una fuerza. Concretamente podemos afirmar que la resistencia aerodinámica está relacionada con

$$\frac{1}{2} \rho v^2 A = \frac{1}{2} \rho v^2 \pi D^2/4$$

$$\frac{\pi}{8} \rho v^2 D^2$$

En general, podemos expresar el valor de la resistencia aerodinámica F_R como:

$$F_R = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_D$$

donde ρ es la densidad del aire, v la velocidad del proyectil, A el área de la sección transversal y C_D el **coeficiente aerodinámico de resistencia**. En este coeficiente se engloban todas las pérdidas por rozamiento con el aire de las que hemos estado hablando. Tiene un valor comprendido entre 0 y 2. Depende de la forma aerodinámica del proyectil; así, para proyectiles afilados ronda el valor de 0.3, mientras que para proyectiles más romos se acerca a 0.8. En general, cuanto menor es su valor, menor es la pérdida de velocidad, y el móvil es «más aerodinámico»⁹. Además, hay que tener en cuenta que el valor del C_D sólo es constante para velocidades inferiores a 300 m/s o superiores a 1500 m/s, como veremos más adelante cuando hablemos de los métodos para reducir la resistencia, más concretamente de la forma de la ojiva.

Expresión general de la resistencia aerodinámica F_R

Si suponemos que el aire se comporta como un gas perfecto, habíamos demostrado en el capítulo anterior (Ver Velocidad de propagación del sonido en los gases perfectos) que, la velocidad del sonido es $c = \sqrt{kRT}$, y $p = \rho RT$, con lo que $\rho c^2 = kp$, donde $k = c_p/c_v$. Haciendo uso de esta expresión se tiene:

$$\rho v^2 = \rho c^2 (v^2/c^2) = k p M^2$$

donde M es el número de Mach.

De esta manera, si en la expresión de F_R sustituimos además $A = \pi D^2/4$, donde D es el calibre: $F_R = (\pi/8) k p M^2 C_D$, que, escrito de otra manera, queda:

$$F_R = (\pi/8) k p_0 (p/p_0) M^2 C_D$$

⁹ Este coeficiente es el que se emplea en la propaganda de los automóviles, como «coeficiente de penetración en el aire», para hablar de las prestaciones aerodinámicas del coche. Varía entre 0.25 y 0.6, según los modelos. El subíndice D se debe a que, en inglés, la resistencia aerodinámica se denomina *drag*.

donde p_0 es una presión de referencia. Esta relación pone de manifiesto que F_R depende de M^2 y de p/p_0 . Todas las expresiones diseñadas para evaluar F_R suelen emplear como factores fijos p/p_0 , una función de M y un coeficiente aerodinámico, como, por ejemplo, la ley de resistencia del aire de Dupuis:

$$F_R = C(p/p_0) F(M) m$$

donde C es un parámetro de proporcionalidad llamado **coeficiente balístico**, $F(M)$ es la **función de Dupuis** y m es la masa del proyectil. Tanto C como $F(M)$ se determinan experimentalmente.

Una forma aproximada de determinar F_R

Si en un Polígono de Experiencias empleamos un radar Doppler que mida las velocidades y aceleraciones del proyectil, podemos calcular, de forma aproximada, el valor de F_R . En efecto, en la figura 9.3. se presenta el diagrama de fuerzas que actúan sobre el centro de gravedad del proyectil, que suponemos que se desplaza en el aire, pero en ausencia de viento. También despreciamos los efectos de rotación de la Tierra y las variaciones de g con la altura. En estas condiciones la segunda ley de Newton establece:

$$-F_R \cos \theta = ma_x$$

$$F_R \sin \theta = m(a_y + g)$$

donde a_x y a_y son las aceleraciones del proyectil en cada eje, que pueden ser medidas con el radar Doppler. Si elevamos al cuadrado cada miembro, sumamos miembro a miembro y simplificamos:

$$F_R = m \sqrt{a_x^2 + (a_y + g)^2}$$

Obsérvese que, como el radar Doppler también mide velocidades, si ya conocemos el valor que toma F_R a lo largo de la trayectoria, también podemos evaluar el del C_D , pues $F_R = 1/2 \rho v^2 A C_D$.

Forma real de la trayectoria en el aire

En la figura 10.3. se aprecia la forma de la trayectoria real de un proyectil comparada con la teórica en el vacío. En la rama ascendente la resistencia aerodinámica actúa en conjunción con la gravedad, y la componente vertical de la velocidad se reduce a cero más rápidamente. La componente horizontal también disminuye. En la rama descendente, sin embargo, la resistencia del aire se opone a la gravedad, por lo que el tiempo de caída es mayor que el de subida. Los efectos que se observan son:

- La trayectoria no es simétrica: el vértice está más cerca del punto de caída que del origen.

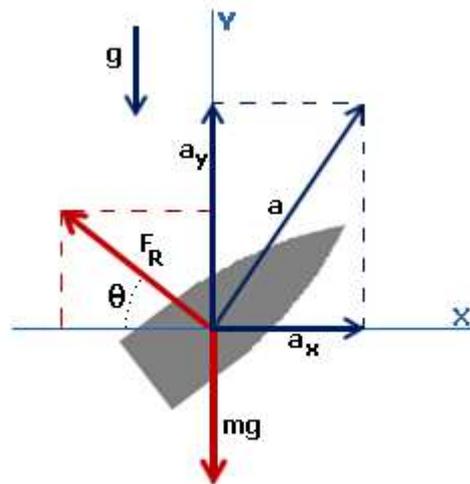


Figura 9.3. Fuerzas que actúan sobre el centro de masa del proyectil

- La altura del vértice es menor que la correspondiente a la trayectoria en el vacío.
- El ángulo de caída es mayor que el ángulo de tiro.
- La velocidad en el punto de caída es menor que la velocidad inicial.
- Cuanto más pequeño es el valor del C_D , más cerca está el punto A del B.
- El alcance máximo no se obtiene con un ángulo de tiro de 45 grados¹⁰.

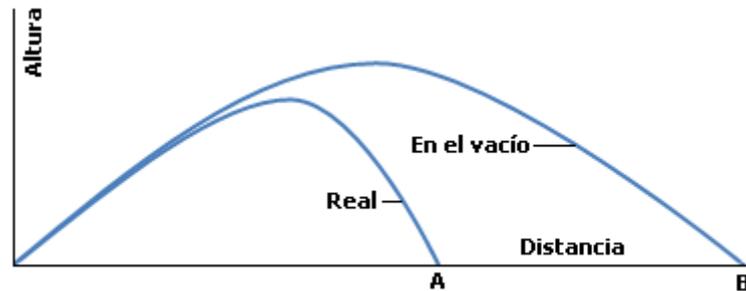


Figura 10.3. Trayectorias real y en el vacío

En la siguiente tabla se presentan las variaciones en alcance de diversos proyectiles, respecto a la trayectoria teórica en el vacío.

Tipo proyectil	Velocidad inicial (m/s)	Alcance en vacío (km)	Alcance en aire (km)
Mortero 300 mm	396	16	11
155 FH70	700	50	24
7.62 SLR	840	72	4
76/62 Oto-Melara	925	87	16
40/70 Bofor Breda	985	99	12
5"/54	808	66	9
105/14 Oto-Melara	420	18	10
155/39 HE M107	684	48	18

MÉTODOS PARA REDUCIR LA RESISTENCIA

Como acabamos de ver, la resistencia aerodinámica disminuye la velocidad y el alcance. Es necesario, por tanto, diseñar el proyectil de manera que el valor de F_R sea el mínimo posible. Pero, como en la mayoría de los problemas de diseño, un intento por mejorar una faceta provoca el empeoramiento de otra... Se hace preciso llegar a una solución de compromiso. Aquí, en lo que nos ocupa, las mejoras en la aerodinámica están reñidas, fundamentalmente, con la estabilidad, a la que le dedicaremos un amplio estudio más adelante.

¹⁰ Por ejemplo, con un cañón 5"/38 y el proyectil antiaéreo de 55.18 libras, el alcance máximo se consigue con un ángulo de tiro de 44° 35'.

Los métodos más empleados para reducir la resistencia son los que tienen en cuenta la geometría del proyectil, tanto del perfil del culote como de la ojiva, y los empleados en los proyectiles denominados *Base Bleed*.

Geometría del culote

Recordemos que por debajo de la velocidad del sonido la resistencia de culote y el rozamiento superficial son las componentes principales de la resistencia.

Para reducir la resistencia de culote se diseña éste con una forma troncocónica, como la representada en la figura 11.3. Se puede demostrar que el valor óptimo del ángulo β es $7,5^\circ$.

El **culote troncocónico** reduce la caída de presión que se produce en la estela, porque permite que el aire «ocupe más rápidamente» el espacio dejado por el proyectil en su recorrido. Experimentalmente se puede comprobar que es muy efectivo a velocidades subsónicas; pero, cuando el proyectil supera la velocidad del sonido, se produce una dispersión en la estela que empeora las prestaciones. Otros inconvenientes son el encarecimiento en la fabricación y el aumento que se aprecia en el desgaste de las cañas que disparan este tipo de proyectiles.

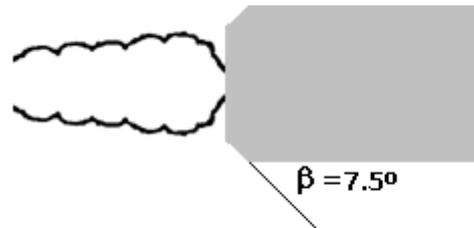


Figura 11.3. Culote troncocónico

Geometría de la ojiva

En la región subsónica la resistencia al avance se puede reducir significativamente si se tiene especial cuidado en que la superficie del proyectil no tenga rugosidades. En la figura 12.3. se presenta el valor del C_D para tres geometrías diferentes de la ojiva.

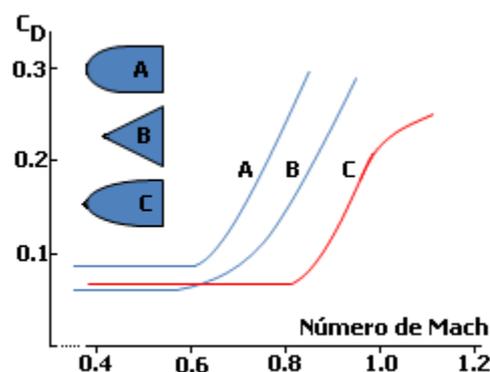


Figura 12.3. Variación del C_D con la geometría

Como se puede apreciar, por debajo de 0.6 Mach el coeficiente aerodinámico es prácticamente constante y muy similar para las tres formas de la ojiva. Es a partir de la zona transónica cuando se marcan las diferencias, especialmente para valores superiores a 1.2 Mach.

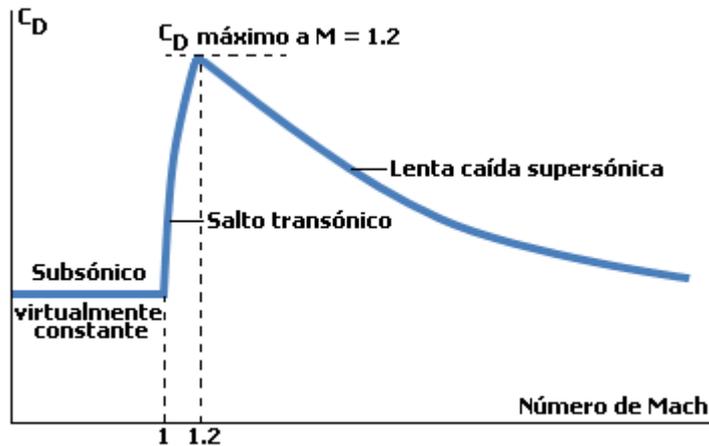


Figura 13.3. Variación del C_D con la velocidad en un proyectil típico

En la figura 13.3. se aprecia la variación del C_D para un proyectil típico. En general, cuanto más larga es la ojiva, menor es el valor del C_D a velocidades supersónicas. Sin embargo, en este punto hay que tener presente que, por razones estructurales, la longitud total de un proyectil estabilizado por giro debe estar comprendida entre 4.5 y 6 calibres, de los cuales la ojiva ocupa entre 2.7 y 4.

Base bleed

Un método empleado para reducir la resistencia, especialmente en los proyectiles más alargados, es el *Base bleed*¹¹. El proceso *Base bleed* consiste en quemar una pequeña cantidad de propulsante, colocado en el culote del proyectil, para generar los gases necesarios que «rellenen» el vacío que produce la resistencia de culote de la que hablamos anteriormente. Con este procedimiento se consigue disminuir hasta un 50% la resistencia de culote y aumentar el alcance entre un 10% y un 30%. En la fig. 14.3. se puede apreciar el incremento de alcance, para distintos ángulos de tiro, de un proyectil experimental de 120 mm, con y sin *Base bleed*¹².

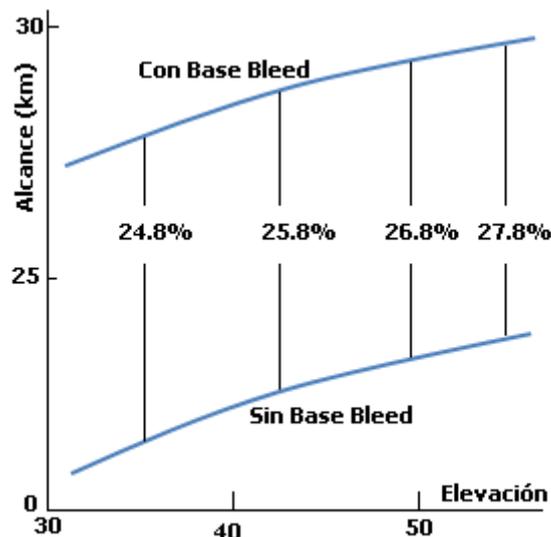


Figura 14.3. Efecto del Base Bleed sobre el alcance

¹¹ Buscar un equivalente en castellano a *Base bleed* no es sencillo, sobre todo porque en el idioma artillero es corriente hablar de proyectiles *Base bleed*. Una traducción podría ser proyectiles *con carga de culote*.

¹² Desde el año 2000 nuestra Armada está trabajando en el programa I+D DN8834 para desarrollar proyectiles *Base bleed* para diversos cañones.

CONDICIONES METEOROLÓGICAS

Propiedades de la atmósfera

La atmósfera, por debajo de los 20 km de altura, está compuesta básicamente por un 75% de nitrógeno, un 21% de oxígeno, y el resto es agua, dióxido de carbono, hidrógeno y otros gases. A alturas superiores la composición varía sustancialmente porque las moléculas que constituyen los distintos compuestos gaseosos comienzan a disociarse. En consecuencia, los parámetros atmosféricos como la presión, temperatura, densidad y viscosidad, cambian con la altura. Estas variaciones afectan a la resistencia del aire y, por tanto, al alcance del proyectil.

Hay que tener en cuenta que existen proyectiles capaces de alcanzar cotas superiores a los 50 km (los misiles balísticos pueden volar por encima de los 600 km), y están expuestos a estas variaciones atmosféricas. Por ejemplo, **la densidad del aire disminuye con la altura** y, por tanto, el alcance aumenta a medida que la trayectoria atraviesa capas atmosféricas menos densas, porque la resistencia del aire se hace menor. Esta propiedad fue empleada por los alemanes en la segunda guerra mundial, cuando diseñaron los cohetes V2 para que volasen a cotas superiores a las 50 millas. Pero este aumento en el alcance está acompañado del inconveniente que supone la **pérdida de sustentación**; así, si la densidad es menor, la capacidad de «flotar» en el aire disminuye y la eficacia de las alas de los aviones o las aspas de los helicópteros se reduce, limitando su techo máximo operativo.

En Balística –y no sólo en Balística, también en Aerodinámica o en Meteorología– se hace preciso definir una atmósfera estándar que permita efectuar cálculos y estimaciones bajo condiciones normalizadas. La atmósfera estándar más empleada es la ICAO (*International Civil Aviation Organisation*) que se estableció en Montreal (Canadá) en 1954. Existen otras como la WMOS (*World Meteorological Organisation Standard*) o la ISO (*International Organisation for Standardisation*). En todas ellas la atmósfera se divide en capas donde se evalúan las propiedades físicas mediante expresiones que contienen coeficientes o factores de peso que varían, no sólo de capa a capa, sino también con cada trayectoria. A continuación, describimos, muy someramente, las características de la atmósfera ICAO y las variaciones que sobre ella se introducen para obtener una «atmósfera real».

La atmósfera ICAO

Las hipótesis para establecer la atmósfera normalizada ICAO son las siguientes: La atmósfera **está en equilibrio, cumple la ley de los gases perfectos** y tiene un **grado de humedad nulo**.

La ley de los gases perfectos, aplicada al aire, es:

$$p = \rho RT$$

en donde p es la presión en Pascales (N/m^2), ρ es la densidad en kg/m^3 , T es la temperatura en grados Kelvin ($^{\circ}\text{K} = ^{\circ}\text{C} + 273.16$) y R es la constante de los gases perfectos 287.04 Julios/ $\text{kg}/^{\circ}\text{K}$.

La condición de equilibrio atmosférico conlleva la **ausencia de viento**.

Ecuación de Laplace

El equilibrio atmosférico establecido como hipótesis, fig. 15.3, permite escribir que

$$pA - (p + \Delta p)A - mg = 0$$

$$A \cdot \Delta p = -mg$$

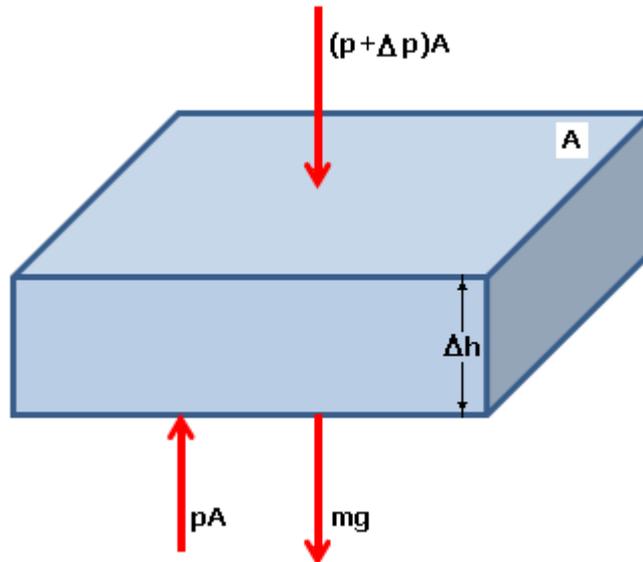


Figura 15.3. Ilustración sobre la ecuación de Laplace

pero la masa es $m = \rho A \Delta h$, y por tanto

$$\Delta p = -\rho g \Delta h$$

donde Δp es la variación de presión entre las dos superficies separadas entre sí una altura Δh . Si sustituimos el valor de la densidad a partir de la ley de los gases perfectos, y ordenamos los términos, obtenemos

$$\frac{\Delta p}{p} = -k \frac{\Delta h}{T}$$

con $k = g/R$, que es la llamada ecuación de Laplace.

La temperatura del aire se establece por capas. Para alturas inferiores a 11000 metros la temperatura decrece a razón de 0.0065 °K/m. Para alturas comprendidas entre los 11000 y los 20000 metros permanece constante.

Relación de la presión y la densidad con la temperatura

Presión en función de la temperatura

En la Troposfera tenemos:

$$\begin{aligned}h &\leq 11000 \text{ m} \\T &= T_0 - ah \\T_0 &= 273.16 + 15^\circ\text{C} = 288.16^\circ\text{K} \\a &= 0.0065^\circ\text{K/m}\end{aligned}$$

Si introducimos estos valores en la ecuación de Laplace en forma diferencial, e integramos entre 0 y h:

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{k}{a}} \quad (\text{Troposfera})$$

en donde $p_0 = 101330$ Pascales es la presión atmosférica a nivel del mar.

En la Estratosfera tenemos:

$$\begin{aligned}11000 &\leq h \leq 20000 \text{ m} \\T_1 &= T_0 - a \cdot 11000 \\T_1 &= 288.16 - 0.0065 \cdot 11000 = 216.66\text{K}\end{aligned}$$

Si introducimos estos valores en la ecuación de Laplace e integramos entre 11000 m y h, tenemos:

$$\frac{p}{p_1} = \exp\left[-\frac{k}{T_1}(h - 11000)\right]$$

pero para $h_1 = 11000$ m se cumple la ecuación de la Troposfera:

$$\frac{p_1}{p_0} = \left(\frac{T_1}{T_0}\right)^{\frac{k}{a}}$$

por tanto:

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T_1}{T_0}\right)^{\frac{k}{a}} \exp\left[-\frac{k}{T_1}(h - 11000)\right] \quad (\text{Estratosfera})$$

Densidad en función de la temperatura

La densidad, tanto en la troposfera como en la estratosfera, se obtiene a partir de la ley de los gases perfectos. Al nivel del mar es $\rho_0 = p_0/RT_0$, y, por tanto,

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{p}{p_0} = \frac{T_0}{T}$$

donde $\rho_0 = 1.2255 \text{ kg/m}^3$ es la densidad al nivel del mar.

La atmósfera ICAO puede extenderse a mayores altitudes que las citadas anteriormente mediante correcciones a los valores de la temperatura T y nuevos

valores del gradiente para las diferentes alturas. En la siguiente tabla figuran estos datos.

Atmósfera ICAO		
Altitud m	T_M ° K	Gradiente a k/m
0	288.16	-0.0065
11000	216.16	0
25000	216.16	+0.0030
47000	282.66	0
53000	282.66	-0.0039
75000	196.86	0
90000	196.86	+0.0035
126000	322.86	+0.0100
175000	812.86	+0.0058
300000	1537.86	

Los valores T_M corresponden a la temperatura molecular del aire. Se deducen de la temperatura termodinámica T mediante la relación $T_M = T M_0 / M$, donde M_0 y M son, respectivamente, los pesos moleculares del aire a la altitud cero y a la altitud considerada.

La atmósfera real

La necesidad de establecer una atmósfera de referencia no significa que en la realidad se cumplan tales condiciones. Lo normal es que el aire no esté en calma y que su movimiento haga variar la presión y la temperatura y, con ello, la densidad, hacia valores muy distintos de los establecidos en la atmósfera ICAO. Además, la atmósfera real no es seca, pues siempre existe un cierto grado de humedad variable con las condiciones reinantes en cada momento, que también afecta a la densidad.

Para introducir estas consideraciones se divide la atmósfera en capas de diferentes espesores. A las superficies que limitan estas capas se les asigna un número, denominado **número de línea del boletín meteorológico**. Cada número corresponde a una altitud normalizada. En boletines informativos, las **estaciones meteorológicas** proporcionan los parámetros atmosféricos (presión, temperatura, densidad, humedad relativa y viento) correspondientes a las altitudes de los números de línea. En la tabla figuran los números de línea y sus alturas.

La **humedad relativa** se suele tener en cuenta en la atmósfera real como una corrección introducida en la temperatura del aire. De esta manera, se establece una **temperatura virtual T'** que se suma a la **temperatura observada T** , a través de un término

de **corrección ε** , válido para una humedad relativa del 100% y evaluado en función de la presión y la temperatura observada. Con estas consideraciones, si la humedad

Número línea	Altitud (m)
0	0
1	200
2	500
3	1000
4	1500
5	2000
6	3000
7	4000
8	5000
9	6000
10	8000
11	10000
12	12000
13	14000
14	16000
15	18000
16	30000

Agustín E. González Morales

relativa es del $h\%$, la temperatura atmosférica a considerar es la virtual calculada con la siguiente expresión:

$$T' = T + \frac{h}{100} \varepsilon$$

En la siguiente tabla se presenta el valor de ε obtenido al cruzar la presión barométrica p y la temperatura observada:

p	Temperatura observada del aire en °C														
	-20	-15	-10	-5	0	+5	+10	+15	+20	+25	+30	+35	+40	+45	+50
250	0.3	0.5	0.8	1.2	1.9	2.8	4.0								
300	0.2	0.4	0.7	1.0	1.5	2.3	3.3	4.6							
350	0.2	0.4	0.6	0.9	1.3	2.0	2.8	4.0	5.6						
400	0.2	0.3	0.5	0.8	1.2	1.7	2.5	3.5	4.9	6.6					
450	0.2	0.3	0.4	0.7	1.1	1.5	2.2	3.1	4.4	5.9	8.2				
500	0.1	0.2	0.4	0.6	1.0	1.4	2.0	2.8	4.0	5.3	7.4	9.8			
550	0.1	0.2	0.4	0.6	0.9	1.3	1.8	2.5	3.6	4.8	6.7	9.0	12.0		
600		0.2	0.3	0.5	0.8	1.2	1.6	2.3	3.3	4.4	6.1	8.2	11.0	14.6	
650			0.3	0.5	0.7	1.1	1.5	2.1	3.0	4.1	5.6	4.5	10.1	13.4	17.5
700				0.4	0.7	1.0	1.4	2.0	2.8	3.8	5.2	7.0	9.3	12.6	16.2
750					0.6	0.9	1.3	1.8	2.6	3.6	4.9	6.5	8.7	11.8	15.1
800						0.9	1.2	1.7	2.4	3.3	4.6	6.1	8.2	11.0	14.2

Ejemplo. La temperatura observada del aire es -10°C , la presión barométrica es de 500 mm y la humedad relativa es del 80% . Calcular la temperatura virtual.

Solución: En la tabla obtenemos $\varepsilon = 0.4$. La temperatura virtual es:

$$T' = -10 + \frac{80}{100} 0.4 = -9.68^{\circ}\text{C}$$

Correcciones por atmósfera real

Para calcular las **Tablas de Tiro**, de las que hablaremos más adelante, se emplea la atmósfera ICAO. Acabamos de decir que esta atmósfera no coincide con la real en la mayoría de los casos. Ello obliga a introducir correcciones a los cálculos para adaptar la trayectoria de los proyectiles a las condiciones meteorológicas del momento. Dos son los aspectos a considerar para modificar la atmósfera normalizada: **el viento**, con sus componentes longitudinal y transversal, y **las variaciones termodinámicas**.

De las variaciones termodinámicas ya hemos hablado en el apartado anterior. Dedicemos unas líneas al viento. El viento real se modeliza mediante el llamado **viento balístico**, que considera que no existe componente vertical, es decir, el viento balístico sopla sólo en dos direcciones, longitudinal y transversalmente al desplazamiento del proyectil, además su velocidad se mantiene constante a lo largo de toda la trayectoria. Por tanto, para obtener un viento balístico adecuado es necesario tener en cuenta las velocidades «reales» del viento a las diferentes alturas que atraviesa el proyectil, proporcionadas por las estaciones meteorológicas. Por último, diremos que el viento, además de modificar la velocidad de cualquier proyectil, afecta

especialmente a los cohetes, misiles y proyectiles estabilizados por aletas, como podremos analizar cuando hablemos de las fuerzas y momentos que intervienen en la estabilización en vuelo.

Todas las Tablas de Tiro contienen los datos necesarios para determinar estas correcciones por atmósfera real.

CORRECCIÓN POR ROTACIÓN DE LA TIERRA

Cuando analizamos el movimiento del proyectil en el vacío, establecimos varias hipótesis, entre ellas que la Tierra no giraba y que el movimiento se realizaba en ausencia de atmósfera. En estas condiciones obtuvimos que el alcance es $X = (v_0^2/g) \text{sen } 2\varphi$, el vértice $Y = (v_0^2/2g) \text{sen}^2 \varphi$, no existe deriva Z , y la duración es $T = (2v_0/g) \text{sen } \varphi$. A continuación analizamos someramente las correcciones que aparecen en las Tablas de Tiro para contemplar la rotación de la Tierra, sin y con atmósfera.

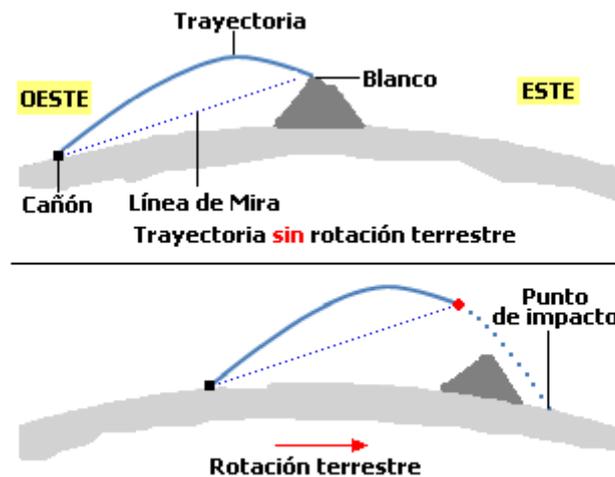


Figura 16.3. Incremento de alcance disparando hacia el Este

Corrección por rotación terrestre sin atmósfera

La introducción de la rotación terrestre, fig. 16.3, produce unas variaciones¹³ en alcance ΔX , vértice ΔY , deriva ΔZ y duración ΔT , en las que está involucrada la aceleración de Coriolis, que dependen de variables como:

- La velocidad inicial v_0 .
- El ángulo φ de tiro.
- La latitud θ del origen de la trayectoria.
- La orientación α de la línea de tiro, referida al Norte y en sentido horario.

y de constantes como:

¹³ $\Delta X = 2v_0^2\Omega/3g^2 \text{sen } \varphi \cos \theta [2v_0 \text{sen } \alpha (4\cos^2 \varphi - 1) + 3R\Omega(\cos \theta \cos \varphi - \text{sen } \theta \text{sen} \varphi \cos \alpha)]$
 $\Delta Y = v_0^2\Omega/2g^2 \text{sen}^2 \varphi \cos \theta [2v_0 \cos \varphi \text{sen } \alpha + R\Omega \cos \theta]$
 $\Delta Z = 4v_0^2\Omega/g^2 \text{sen}^2 \varphi [v_0 \cos \varphi \text{sen } \theta - v_0/3 \text{sen } \varphi \cos \theta \cos \alpha + R\Omega/4 \text{sen } 2\theta \text{sen } \alpha]$
 $\Delta T = 2v_0^2\Omega/g^2 \text{sen } \varphi \cos \theta [2v_0 \cos \varphi \text{sen } \alpha + R\Omega \cos \theta]$

- La velocidad angular de giro terrestre $\Omega = 1$ vuelta/día = $7.292 \cdot 10^{-5}$ rad/s.
- El radio terrestre $R = 6378$ km.
- La gravedad $g = 9.81$ m/s².

Deriva hacia el Este de una caída libre

En ausencia de atmósfera, si desde una altura h se suelta una partícula, en caída libre inicialmente en reposo respecto a la Tierra, en un punto de latitud θ , la partícula parecerá no caer rectilíneamente, debido a la rotación terrestre. En efecto, de la aceleración de Coriolis se deduce que:

$$\delta = \frac{2\Omega h}{3} \sqrt{\frac{2h}{g}} \cos \theta$$

donde δ es la desviación hacia el Este (en el hemisferio Norte) respecto al punto teórico de caída en ausencia de rotación. Así, si $h = 1000$ m y $\theta = 45^\circ$, obtenemos $\delta \cong 0.5$ m; es decir, el cuerpo cae a «medio metro» de su proyección vertical.

Corrección por rotación terrestre con atmósfera

Esencialmente, el único valor que se perturba con la presencia de la atmósfera es la aceleración del proyectil, que se modifica con los valores de la resistencia del aire ya estudiada.

Como podemos intuir, estas correcciones tienen tanta más importancia cuanto mayor es el alcance. Así, para alcances de 20 km la deriva ΔZ puede ser de unos 100 metros, dependiendo de la posición geográfica, la demora al blanco y el tiempo de vuelo; para alcances de 5 km suele ser menor que las variaciones del punto de impacto entre tiro y tiro; mientras que, en las armas portátiles, es tan pequeña que se desprecia.

CORRECCIÓN POR ESFERICIDAD DE LA TIERRA

En los cálculos que hemos efectuado para determinar la trayectoria en el vacío hemos supuesto que la Tierra es plana. Cuanto más alejado se encuentre el punto de caída del origen de la trayectoria, peor es esta aproximación. Determinemos las correcciones, suponiendo que la Tierra es una esfera perfecta de radio R .

En la figura 17.3. se representa el origen de la trayectoria en el punto O, el centro de la Tierra en C y el proyectil en P de coordenadas (x, y) respecto al plano horizontal que pasa por O. Si situamos P respecto a la superficie esférica, debemos conocer su altura sobre la superficie terrestre, es decir, el segmento $PA = y'$, y la medida del arco $OA = x'$, que es la distancia desde O hasta A, también sobre la superficie de la tierra.

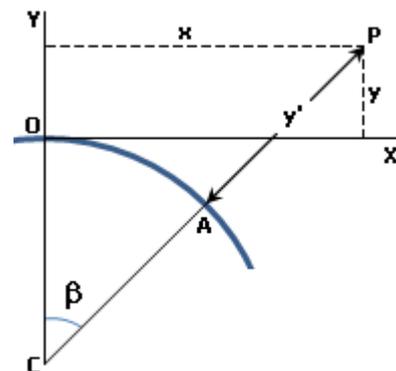


Figura 17.3. Corrección debida a la esfericidad terrestre

Cálculo de la corrección

Para simplificar los cálculos supondremos que el ángulo β es lo suficientemente pequeño como para poder aproximar $\operatorname{tg} \beta$ a β (medido en radianes). Así:

$$\beta \cong \operatorname{tg} \beta = \frac{x}{R+y}$$

$$x' = OA = R \cdot \beta = R \frac{x}{R+y}$$

$$y' = AP = PC - AC = \frac{R+y}{\cos \beta} - R$$

pero

$$\frac{1}{\cos \beta} = \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \beta} \cong 1 + \frac{1}{2} \operatorname{tg}^2 \beta$$

por tanto

$$y' = (R+y) \left[1 + \frac{1}{2} \left(\frac{x}{R+y} \right)^2 \right] - R$$

Si aproximamos $R+y$ a R (recuérdese que $R = 6378$ km, y que el vértice raramente supera los 20 km), obtenemos:

$$x' = x ; \quad y' = y + \frac{x^2}{2R}$$

Acabamos de demostrar que

$$x' = x ; \quad y' = y + \frac{x^2}{2R}$$

Veamos dos ejemplos: con un alcance de 100 km, $y' = y + 784$ metros, mientras que si el alcance es de 20 km, $y' = y + 31$ metros. Las Tablas de Tiro suelen incluir esta corrección cuando proporcionan el vértice para un alcance dado.

CORRECCIÓN POR ROTACIÓN DEL PROYECTIL

En lo que sigue analizaremos el movimiento que el proyectil tiene en torno a su centro de masa. Hasta aquí lo hemos considerado como una masa puntual sometida a la acción de fuerzas gravitatorias y aerodinámicas, es decir, hemos concentrado toda su masa en un punto –su centro de masa– y, por tanto, los giros, provocados por pares de fuerzas, no se han tenido en cuenta.

Considerar al proyectil un sólido rígido obliga a estudiar nuevas perturbaciones de la trayectoria que también provocan desviaciones en deriva. Las más destacadas son las debidas al **efecto giroscópico** y al **efecto Magnus**. Estas perturbaciones están relacionadas con la rotación inferida al proyectil por el rayado del ánima. Esta rotación es necesaria para conseguir la estabilidad en vuelo que se precisa para que la

trayectoria y la forma de impactar en el blanco sean las adecuadas. Otra forma de estabilizar al proyectil es empleando aletas. De la estabilidad por rotación y por aletas y de los efectos que aparecen en cada caso nos ocuparemos a continuación.

Deriva por rotación del proyectil o deriva tabular

Ya hemos hablado de las derivas provocadas por la aceleración de Coriolis y por el viento. Ahora nos ocupamos de otra deriva, que no hay que confundir con las anteriores, conocida como **deriva tabular**, producida porque el rayado del ánima induce en el proyectil un giro alrededor de su eje de spin (el eje de simetría que lo atraviesa desde el culote hasta la ojiva). Esta rotación provoca una deriva lateral debida al rozamiento con el aire.

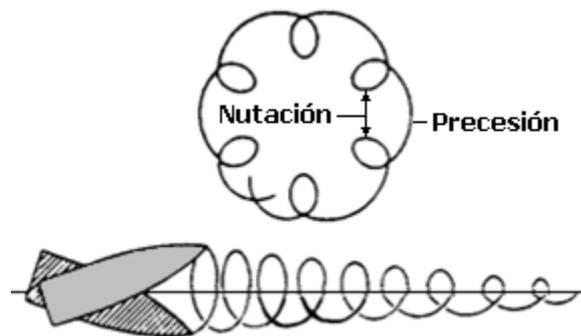


Figura 18.3. Precesión y nutación

Son varios los efectos que se superponen para ocasionar este tipo de deriva, el más importante de todos ellos es el **movimiento giroscópico** producido porque el centro de empuje aerodinámico no coincide con el centro de masa. El efecto giroscópico se manifiesta en dos movimientos combinados, de **precesión** y **nutación**, fig. 18.3., que provocan que un proyectil animado con un giro a derechas (visto desde el culote) se desvíe hacia la derecha, y otro que gire a izquierdas se desvíe hacia la izquierda.

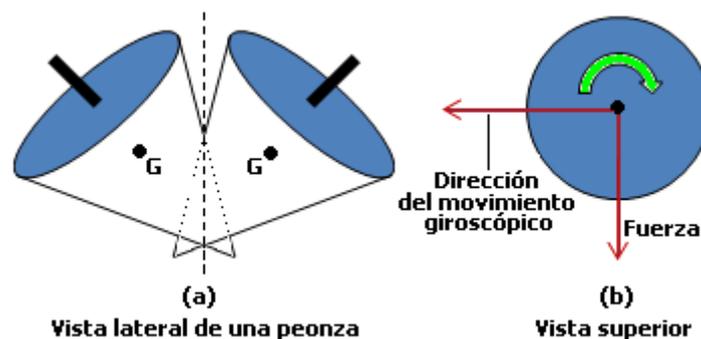


Figura 19.3. Movimiento giroscópico

Del movimiento giroscópico nos ocuparemos con detalle más adelante; pero, para hacernos una idea, diremos que el movimiento de una peonza o trompo es giroscópico: así, la peonza, fig. 19.3., gira en torno a su eje de simetría, que a su vez describe un movimiento cónico de cabeceo: la precesión. Cuando el trompo pierde

revoluciones, empezamos a percibir también un movimiento espiral que acompaña al de precesión: la nutación.

La segunda causa en importancia de deriva tabular es el **efecto Magnus**. Veamos como actúa sobre un proyectil en rotación. En la figura 20.3. se representa un «cilindro» que gira con velocidad ω al mismo tiempo que avanza con velocidad v en dirección perpendicular al eje de giro. La superficie del cilindro arrastra a las capas de aire que están más en contacto con ella, de tal forma que las capas situadas en la parte superior incrementan su velocidad, mientras que las situadas debajo tienden a frenarse.

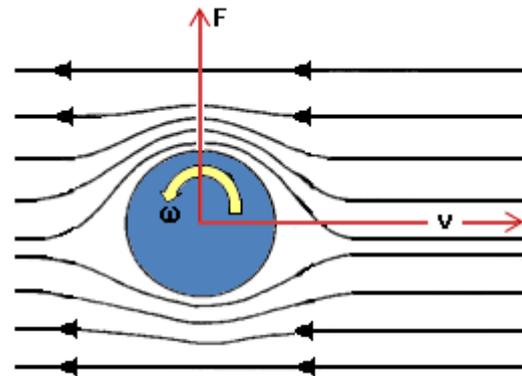


Figura 20.3. Efecto Magnus sobre un cilindro en rotación

Esta diferencia de velocidades provoca un gradiente de presión de manera que la presión es menor donde la velocidad es mayor, y viceversa. El resultado es que el cilindro experimenta un empuje hacia arriba, conocido como efecto Magnus, representado en la figura por la fuerza F .

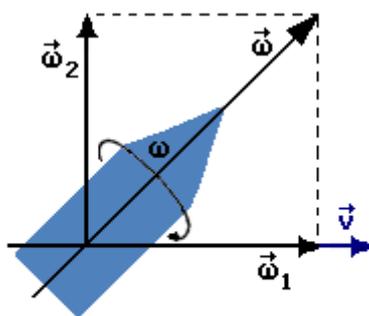


Figura 21.3. Deriva producida por el efecto Magnus

Cuando un tenista golpea la bola «con efecto» está provocando una rotación similar a la que acabamos de explicar, y la pelota se separa de la trayectoria parabólica que tendría si no girase. Las pelotas de golf tienen la superficie plagada de hoyuelos, precisamente para aumentar el rozamiento con el aire y, en consecuencia, el efecto Magnus.

Para un proyectil que gire a derechas con velocidad ω y que se traslade según v , como se representa en la figura 21.3., el efecto Magnus provoca que se desplace hacia la izquierda (siempre visto desde el culote) si la ojiva permanece por encima de v .

Como normalmente los proyectiles se desplazan con la ojiva por encima de la tangente a la trayectoria, es decir, por encima de v , **el efecto Magnus crea una deriva a la izquierda en un proyectil que gire a derechas.**

Fuerza Magnus como producto vectorial

El producto vectorial de dos vectores \vec{a} y \vec{b} es un vector $\vec{a} \times \vec{b}$ cuyo módulo es el producto de los módulos por el seno de ángulo que forman, $ab \text{ sen } \alpha$, cuya dirección es perpendicular al plano formado por los dos vectores y cuyo sentido es el del avance de un sacacorchos que va desde \vec{a} hasta \vec{b} .

Como $\vec{\omega}$ y \vec{v} tienen carácter vectorial, fig. 22.3., podemos expresar $\vec{F} = k\vec{\omega} \times \vec{v}$; es decir, \vec{F} es un vector proporcional al producto vectorial $\vec{\omega} \times \vec{v}$, con la misma dirección y sentido.

Obsérvese que la componente $\vec{\omega}_1$ de la figura 21.3. se encuentra en la dirección de \vec{v} , por tanto su contribución al producto vectorial $\vec{\omega} \times \vec{v}$ es nula ($\text{sen } \alpha = 0$).

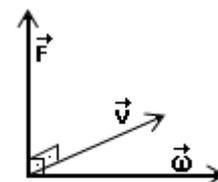


Figura 22.3. Fuerza Magnus como producto vectorial

La fuerza Magnus es tanto mayor cuanto mayor es la componente $\vec{\omega}_2$, perpendicular a \vec{v} . En consecuencia, en las trayectorias con ángulo de tiro creciente, la fuerza Magnus es creciente. Así, en aquéllas con ángulo de tiro inferior a 60° predomina la deriva giroscópica sobre la Magnus, y un proyectil que gira a derechas deriva a derechas; pero, para ángulos mayores, el efecto Magnus tiene mayor entidad que el giroscópico, y el mismo proyectil deriva hacia la izquierda. En la figura 23.3. se observa la evolución de la deriva en un proyectil de 90 mm, con velocidad inicial de 345 m/s, empleando el ángulo de tiro como parámetro.

Por último, existe otra causa de deriva, el **efecto Poisson**, de mucha menor entidad. Consiste en que el proyectil «rueda» sobre el «colchón» de aire sobre el que se apoya, de la misma manera que lo haría sobre una superficie más rígida. En consecuencia, el proyectil deriva en el mismo sentido en el que gira. Es de tan pequeña entidad que puede despreciarse.

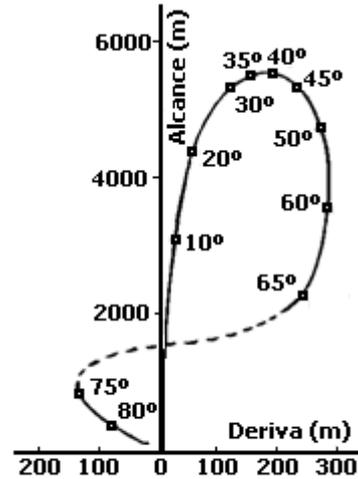


Figura 23.3. Evolución de la deriva en función del ángulo de tiro

Expresión aproximada de la deriva tabular

La deriva puede evaluarse considerando que todos los efectos que acabamos de citar proporcionan al proyectil una aceleración lateral constante. Sea $a_z = 2k$. Si integramos con respecto al tiempo, obtenemos:

$$v_z = 2kt + A$$

$$z = kt^2 + At + B$$

Las constantes de integración se determinan considerando que en el inicio de la trayectoria es $t = z = v_z = 0$. Por tanto, $A = B = 0$, y la deriva es:

$$z = kt^2$$

Esta expresión concuerda con la realidad observada. La constante k se determina experimentalmente.

FUERZAS Y MOMENTOS

Para poder estudiar la estabilización, tanto por rotación como por aletas, es necesario conocer las fuerzas y los momentos a los que está expuesto el proyectil considerado como un sólido rígido. Aparte del peso, que actúa sobre su centro de masa, analizaremos las fuerzas y momentos que se crean como consecuencia de la resistencia del aire. La determinación de estos valores tiene un gran base experimental y, por este motivo, se introducen en forma de coeficientes que, para no complicar más la exposición, consideraremos constantes.

El estudio se realiza tratando de encontrar aquellas magnitudes de las que cada fuerza o momento depende. Una vez determinada la relación entre las magnitudes, se

multiplica por el coeficiente que aporta la realidad experimental a base de disparos en polígonos de experiencias o evaluaciones en túneles de viento.

Se denomina **plano resistente** al formado por el eje ojiva-culote y el vector velocidad \vec{v} . Este plano es el que se toma como referencia para situar todas las fuerzas y momentos.

En la figura 24.3. se presenta un proyectil cuyo centro de masa G tiene una velocidad \vec{v} formando un ángulo α –llamado **ángulo de ataque**– con el eje de simetría. También aparece la fuerza de resistencia del aire F_R , situada en el plano resistente y aplicada en el punto E del eje del proyectil, denominado **centro de empuje**. F_R forma un ángulo γ con el eje de simetría y E no es fijo, pues su localización depende de α , ángulo que también influye en los valores de F_R y γ . En la mayoría de los proyectiles α es pequeño y E se sitúa entre el vértice y la base de la ojiva¹⁴.

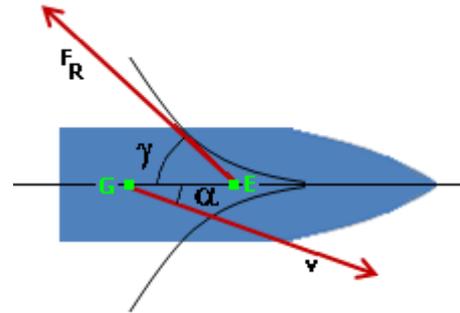


Figura 24.3. Ángulo de ataque en el plano resistente

Fuerza y momento Magnus

Ya hemos hablado de la fuerza Magnus $\vec{F} = k\vec{\omega} \times \vec{v}$. Esta fuerza se aplica sobre un punto del eje del proyectil que no suele ser G , por tanto genera un momento T , alrededor de G , situado en el plano resistente. Se demuestra que los valores de F y T son respectivamente:

$$F = \rho v \omega D^3 \text{sen } \alpha C_F$$

$$T = \rho v \omega D^4 \text{sen } \alpha C_T$$

donde se han introducido los coeficientes C_F y C_T que, como hemos dicho, se determinan experimentalmente.

Fuerza resistente

También hablamos de esta fuerza al principio del capítulo. Actúa sobre el centro de empuje E y tiene por valor:

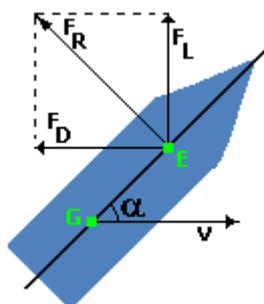


Figura 25.3. Fuerza resistente

$$F_R = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_R$$

No es una errata haber escrito el coeficiente C_R , en vez del C_D , del que tanto hemos hablado anteriormente. La idea es, para no restar generalidad al estudio, adjudicarle a F_R una dirección como la representada en la figura 25.3., de manera que tenga

¹⁴ La curva envolvente de F_R es la llamada **curva metacéntrica**, es decir, F_R es siempre tangente a la curva metacéntrica.

una componente F_D en la dirección de \vec{v} y otra F_L en dirección perpendicular a \vec{v} . Así podemos escribir:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_D$$

$$F_L = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_L \text{ sen } \alpha$$

A F_D , que llamamos **resistencia directa**, se le adjudica el coeficiente C_D , mientras que a F_L , además de dotarla del coeficiente C_L , se la hace depender del seno del ángulo de ataque, para poner de manifiesto que la **resistencia lateral**, nombre que recibe F_L , crece con α .

Momento aerodinámico

Como F_R se aplica en el centro de empuje E, crea un momento alrededor de G que llamamos momento aerodinámico, perpendicular al plano resistente, cuyo módulo es:

$$M = \frac{1}{2} \rho v^2 A D \text{ sen } \alpha C_M$$

donde, de nuevo, se ha introducido otro coeficiente: C_M .

Momento amortiguador

En la figura 26.3. se representa un proyectil en rotación. Determinemos la fuerza F_2 responsable del par amortiguador de la rotación.

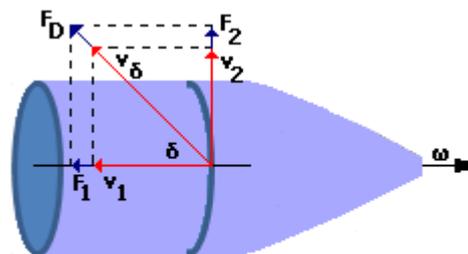


Figura 26.3. Momento amortiguador de un proyectil en rotación

El aire en contacto con la superficie del proyectil lleva una velocidad v_δ que forma con el eje del proyectil un ángulo δ , cuyo módulo podemos relacionarlo con v a través de un factor h , $v_\delta = h \cdot v$. La componente transversal v_2 está frenando la rotación del proyectil. Dado que la velocidad tangencial de un punto de la superficie es $\omega \cdot D/2$, v_2 puede considerarse función de ella:

$$v_2 = k \omega D/2$$

como $\text{sen } \delta = v_2/v_\delta$, tenemos:

$$\text{sen } \delta = k \frac{D \omega}{2 v_{\delta}} = \frac{k D \omega}{h 2 v}$$

La fuerza de resistencia del aire actúa sobre la superficie del proyectil, formando el ángulo δ , con un módulo que tendrá la forma:

$$F_A = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_{A0}$$

pues ha de ser similar a F_R . Si calculamos la componente F_2 de F_A :

$$F_2 = F_A \text{sen } \delta = \frac{1}{2} \rho v \omega A D \frac{k}{2h} C_{A0}$$

Englobando todos los coeficientes en uno nuevo, C_A , y teniendo en cuenta que esta fuerza crea un par $M_A = F_2 D/2$ que se opone a la rotación, obtenemos el momento amortiguador de la rotación:

$$M_A = \frac{1}{2} \rho v \omega A D^2 C_A$$

Momento amortiguador transversal

La composición de todos los momentos que acabamos de describir provoca en el proyectil una rotación transversal ω_t , perpendicular a la de spin ω . Lo mismo que sucedía con ω , el aire tiende a frenar dicha rotación ω_t , creando un momento de amortiguación H , cuyo valor es por similitud con M_A :

$$H = \frac{1}{2} \rho v \omega_t A D^2 C_H$$

ESTABILIDAD

Habiendo analizado ya las fuerzas y momentos que actúan sobre el proyectil considerado como sólido rígido, ahora nos ocupamos de su movimiento en torno al centro de masa G, porque la trayectoria que describe G –si tenemos en cuenta las derivas estudiadas– es ya conocida. El movimiento ideal sería aquel que mantuviese al eje de simetría del proyectil tangente a la trayectoria en cada punto; porque, de esta manera, el proyectil presentaría siempre la mínima resistencia al aire y llevaría la ojiva por delante, donde normalmente está situada la espoleta. Cuando se consiguen estos objetivos, en mayor o menor medida, se dice que el proyectil está estabilizado.

Un proyectil con simetría de revolución, sin aletas y sin rotación, que avance en la dirección de su eje de simetría, en una atmósfera en reposo y en ausencia de perturbaciones, no voltea, pero su vuelo es inestable, porque cualquier perturbación, por pequeña que sea, apartaría a su eje de la dirección de avance y, como consecuencia, la fuerza de resistencia del aire crearía un momento aerodinámico desestabilizador que lo haría voltear. La realidad es que siempre existen

perturbaciones inevitables (ligeras asimetrías, ráfagas de viento, etc.) que provocan inestabilidad. Se impone, por tanto, la necesidad de dotar al proyectil de un sistema estabilizador que corrija los efectos de las perturbaciones. Además, al comienzo de la trayectoria existen fuertes perturbaciones como:

- Vibraciones mecánicas y aerodinámicas, provocadas por los gases propulsores.
- Descentrado del proyectil dentro del ánima.
- Guiado defectuoso.
- Asimetría de la presión de los gases, especialmente en proyectiles con el culote troncocónico.
- Excesiva presión en la boca.

que el sistema estabilizador tiene que minorar.

La estabilidad, de la que estamos hablando, se consigue mediante dos sistemas: Provocando una rotación en torno al eje de simetría del proyectil (desde ahora, el eje de spin) o dotándolo de aletas similares a las de un dardo.

Estabilidad por rotación. Docilidad

La estabilidad por rotación se basa en la propiedad, conocida como rigidez giroscópica¹⁵, que hace que el proyectil tienda a mantener constante la dirección de su eje de spin. A priori parece indeseable ya que si esto sucede a lo largo de toda la trayectoria, terminaría cayendo de culote como se aprecia en la figura 27.3. Sin embargo, con una velocidad de spin ω adecuada, las acciones del aire y de la gravedad modifican la posición del eje de spin, de forma que describe un **movimiento giroscópico** que lo mantiene **próximo a la tangente** a la trayectoria. Pero esta velocidad de rotación tiene que ser la correcta porque, si es demasiado pequeña, el proyectil puede voltear por la acción del aire; pero, si es demasiado grande, acaba cayendo de culote. Así, decimos que un proyectil estabilizado por rotación es tanto más **dócil** cuanto más cercano se encuentre su eje de spin a la tangente a la trayectoria. Es decir, **cuanto más estabilizado por rotación** esté un proyectil, **menos dócil es**, y viceversa.

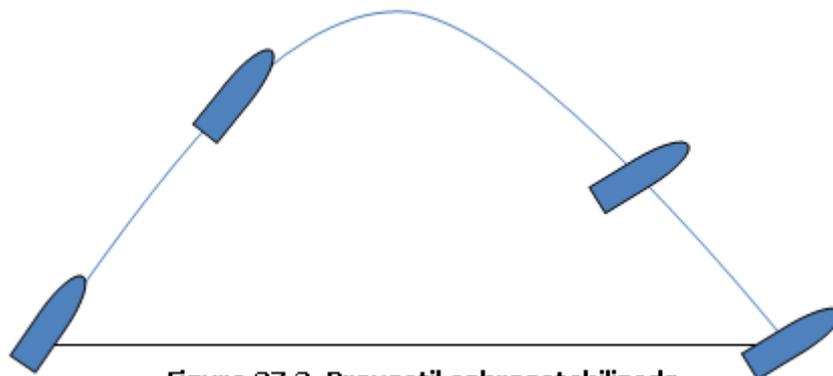


Figura 27.3. Proyectil sobreestabilizado

¹⁵ Es el principio de conservación del momento cinético que, por ejemplo, hace que los cuerpos celestes describan trayectorias planas y conserven el sentido de giro, o que los buques naveguen siguiendo el rumbo marcado por la aguja giroscópica, o que los ciclistas mantengan el equilibrio encima de dos ruedas, etc.

Si un proyectil tiene una velocidad de spin insuficiente para asegurar la estabilidad, se dice que está **subestabilizado**. La subestabilización provoca un ruido característico muy alto, acompañado de una notoria pérdida de alcance. Cuando se diseña se puede establecer como requisito operativo que el proyectil esté subestabilizado para conseguir, por ejemplo, que, en el momento del impacto en el blanco, tenga una rotación «arbitraria» en torno a su centro de masa y que, de esta manera, ocasione mayores destrozos que si impactase con la ojiva.

Relación entre el rayado, la velocidad inicial y la de rotación

Como sabemos, es el rayado del ánima el responsable de que el proyectil salga del tubo animado de una velocidad de rotación ω . El rayado puede ser de paso constante o variable; pero, en cualquier caso, la velocidad de spin en la boca del arma viene impuesta por la inclinación del rayado ϕ en la boca y la velocidad inicial v_0 .

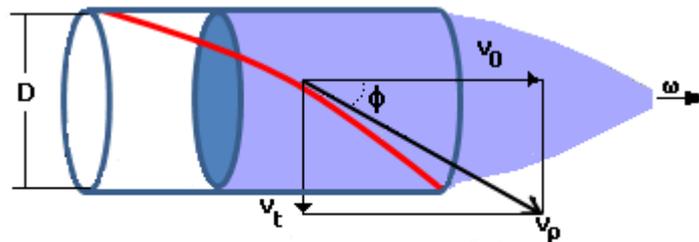


Figura 28.3. Proyectil en el momento de abandonar el ánima

En la figura 28.3. se representa al proyectil en el momento en que abandona el ánima. Un punto de la periferia del proyectil lleva una velocidad v_p , cuyas componentes longitudinal y transversal son v_0 y v_t . La velocidad transversal es (velocidad lineal = velocidad angular x radio) $v_t = \omega D/2$. La relación entre v_0 y v_t viene impuesta por el ángulo del rayado $v_t = v_0 \operatorname{tg} \phi$. Con esta relación obtenemos que:

$$\omega = \frac{v_0}{D/2} \operatorname{tg} \phi$$

que es una relación **invariante** en la boca del arma, sea el paso constante o no. Incluso este resultado es válido para cualquier posición x del ánima:

$$\omega(x) = \frac{v_0(x)}{D/2} \operatorname{tg} \phi(x)$$

Ahora bien, cuando el paso p es constante (el proyectil siempre avanza lo mismo en cada vuelta dentro del ánima) se cumple que

$$\operatorname{tg} \phi = 2\pi \frac{D/2}{D \cdot p}$$

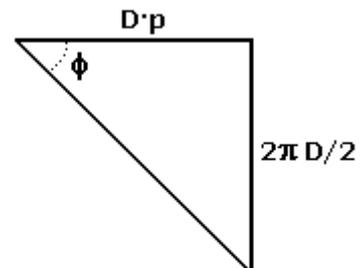


Figura 29.3. Movimiento de un punto de la periferia del proyectil

pues, como se aprecia en la figura 29.3., mientras un punto de la periferia del proyectil avanza $D \cdot p$ longitudinalmente, también recorre una longitud $2\pi(D/2)$ a lo largo de la circunferencia que lo contiene. Si sustituimos el valor de $\operatorname{tg} \phi$ en la expresión de la velocidad de spin:

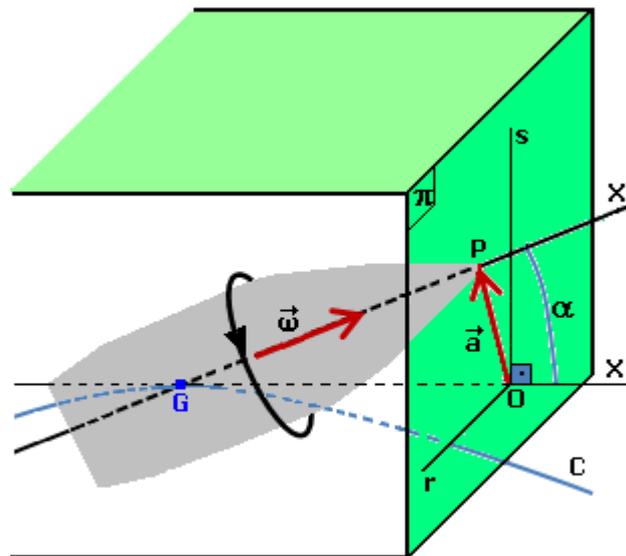
$$\omega = 2\pi \frac{v_0}{D \cdot p}$$

Aplicamos esta relación al cañón 76/62 mm Oto–Melara, cuya velocidad inicial (nominal) es 925 m/s, y cuyo paso de rayado es constante, 30 calibres por vuelta ($p = 30$):

$$\omega = 2\pi \frac{925}{0.076 \cdot 30} = 2549.1 \frac{rad}{s} = 24342 \text{ rpm}$$

Movimiento giroscópico. Coeficiente de estabilidad esencial

La figura 30.3. representa un proyectil animado de una velocidad de spin ω según su eje de simetría X. El centro de masa G sigue la trayectoria C'. X' es la recta tangente a C en el punto G. Perpendicularmente a X' se traza el plano π que contiene al extremo de la ojiva P y al punto O de corte del eje X'. También se aprecia el ángulo de ataque α formado por los ejes X y X'. Por último, en O se sitúa un sistema de coordenadas r-s y un vector \vec{a} , llamado vector de ataque, que une O con P.



**Figura 30.3. Movimiento giroscópico.
Coeficiente de estabilidad esencial**

Puesto que α es un ángulo pequeño, menor de 12° , puede considerarse que la punta del proyectil se mueve sobre el plano π y que el vector de ataque \vec{a} está contenido en el plano π . Con estas simplificaciones se puede demostrar¹⁶ que la ecuación diferencial que gobierna al vector de ataque \vec{a} , en función del tiempo y que, en consecuencia, describe el movimiento giroscópico que tiene la punta P del proyectil, es:

$$I_y \frac{d^2 \vec{a}}{dt^2} - i I_x \omega \frac{d \vec{a}}{dt} - M \vec{a} = 0$$

donde I_x e I_y son los momentos de inercia del proyectil según el eje de spin y un eje perpendicular a éste, i es la unidad compleja imaginaria ($i^2 = -1$) y M es el módulo del momento aerodinámico.

La integración de la ecuación diferencial anterior se realiza resolviendo la ecuación característica $I_y w^2 - i I_x \omega w - M = 0$:

¹⁶ Ver «Balística Exterior» de Francisco Cucharero Pérez, páginas 140 a 144.

$$w = \frac{iI_x\omega \pm \sqrt{4I_yM - I_x^2\omega^2}}{2I_y}$$

Si el discriminante fuese positivo habría una raíz con parte real positiva y, por tanto, la solución correspondiente sería de la forma $\vec{a} = A \exp(p + iq)t$, con $p > 0$. Esta solución tiene por módulo $A \exp(pt)$ que crece hasta el infinito con el tiempo, lo que significa que el proyectil es inestable, es decir, voltea. Si el discriminante es nulo la solución adopta la forma $\vec{a} = (A + Bt) \exp(ipt)$, que también crece hasta el infinito con el tiempo. Sin embargo, si es negativo, hay dos raíces imaginarias distintas y la solución toma la forma:

$$\vec{a} = A \exp(ipt) + B \exp(iqt)$$

cuyo módulo depende de las constantes A y B (que, en general, serán números complejos), pero que no crece con el tiempo. En consecuencia, la estabilidad del proyectil exige que:

$$4I_yM - I_x^2\omega^2 < 0$$

es decir,

$$S = \frac{I_x^2\omega^2}{4I_yM} > 1$$

S es el **coeficiente de estabilidad esencial** y, en virtud de lo que acabamos de ver, **un proyectil es estable si S es mayor que la unidad**, y será tanto más estable cuanto mayor sea el valor de S .

Precesión y nutación

Para realizar una interpretación geométrica del movimiento, recuperemos la solución que acabamos de obtener del vector de ataque:

$$\vec{a} = A \exp(ipt) + B \exp(iqt)$$

Si A y B son números complejos podemos escribirlos, empleando la notación fasorial de Euler, como:

$$A \exp(i\beta), B \exp(i\lambda)$$

donde A y B son ahora los módulos, mientras que β y λ son los argumentos. De esta manera, \vec{a} es:

$$\vec{a} = A \exp[i(pt + \beta)] + B \exp[i(qt + \lambda)]$$

Si suponemos que $p < q$, realizamos la representación de la fig. 31.3, donde situamos en coordenadas r - s la punta P de la ojiva sobre el plano π de la figura anterior. En la fig. 31.3(a) aparecen los fasores (vectores giratorios) \vec{a} , \vec{A} y \vec{B} en un instante concreto t . \vec{A} gira con una velocidad angular p , y \vec{B} con q . Para cada instante t se cumple que $\vec{a} = \vec{A} + \vec{B}$. De esta manera, el movimiento de P (extremo de \vec{a}) es el resultado de combinar los giros de los vectores \vec{A} y \vec{B} . El primero origina un movimiento circular alrededor del origen O , y el segundo otro alrededor de Q , más rápido ($p < q$). El giro lento, p , es la **precesión**, y el rápido, q , la **nutación**. Por lo tanto, el proyectil se mueve alrededor de su centro de masa de forma que la punta de la ojiva describe una curva como la indicada en la fig. 31.3(b).

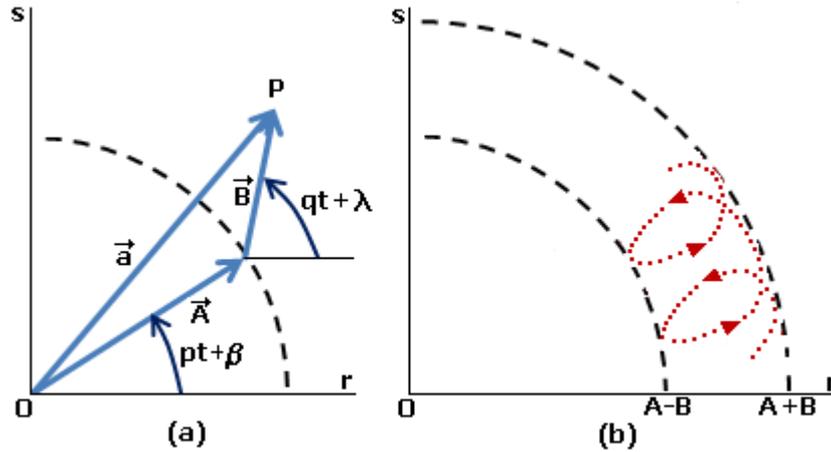


Figura 31.3. Precesión y nutación

Mientras que la precesión, provocada principalmente por la influencia del momento aerodinámico M y la velocidad de spin ω , es la responsable de que un proyectil dextrógiro derive hacia la derecha; la nutación, generada por el efecto combinado de la resistencia lateral F_L y ω , es la responsable del fenómeno de **reelevación aerodinámica**, similar a la reelevación mecánica, producida por la desalineación del eje del ánima con los puntos de apoyo del arma. La nutación y sus efectos se amortiguan enseguida. Así, por ejemplo, en un proyectil con velocidad inicial de 400 m/s, la nutación desaparece a unos 200 metros de la boca.

Ecuación simplificada del movimiento giroscópico

La ecuación vectorial

$$\vec{M} = I_x \vec{p} \times \vec{\omega}$$

expresa, de manera simplificada, la relación entre el momento aerodinámico \vec{M} , la velocidad de precesión \vec{p} y la velocidad de spin $\vec{\omega}$. Se aprecia que \vec{M} es proporcional al producto vectorial $\vec{p} \times \vec{\omega}$, a través del momento de inercia I_x . Para obtenerla se ha despreciado la nutación.

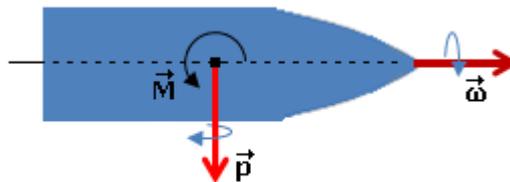


Figura 32.3. Movimiento giroscópico

Esencialmente establece que **el efecto giroscópico se manifiesta en que la velocidad de precesión tiende a hacer que el eje de spin «persiga» al vector del momento aerodinámico**, fig. 32.3.

Medidas experimentales del movimiento giroscópico

Los parámetros que gobiernan el movimiento giroscópico como la estabilidad esencial, la relación entre momentos de inercia o el valor del momento aerodinámico, se pueden medir en un Polígono efectuando tiros experimentales.

Estabilidad por aletas

Un procedimiento, alternativo al de rotación, para estabilizar el vuelo de un proyectil, consiste en dotarlo con aletas. La idea es convertirlo en una especie de «dardo», fig. 33.3. Para ello se instalan muy cerca del culote varias **superficies de sustentación** de manera que el centro de empuje aerodinámico se sitúe por detrás del

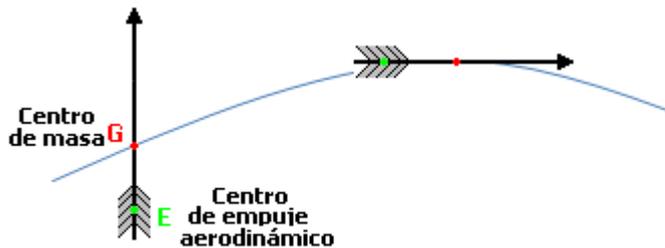


Figura 33.3. Movimiento de un dardo

centro de masa. Este método se emplea en las bombas de aviación, granadas de morteros, fig. 34.3, cohetes y algunos tipos de proyectiles de artillería (como, por ejemplo, los proyectiles *APFSDS: Armour Piercing Fin Stabilised Descending Sabot*).

Si un proyectil –con aletas colocadas en varios planos que se cortan en su eje de simetría– se expone a efectos que originan movimientos de guiñada, la presión del aire sobre las aletas genera una fuerza que, al actuar sobre el centro de empuje, provoca un giro alrededor del centro de masa, que tiende a deshacer el movimiento de guiñada y a situar al eje de simetría del proyectil en la dirección de la tangente a la trayectoria descrita por el centro de masa.



Figura 34.3. Granada de mortero iluminante de 81 mm, estabilizada por aletas

Este método de estabilización tiene la desventaja de que los vientos laterales de cierta intensidad pueden desviar al proyectil de la trayectoria deseada, aumentando considerablemente la dispersión. Para minimizar este efecto algunas municiones tienen las aletas giradas un cierto ángulo, fig. 35.3., de manera que el plano de la aleta no coincide con el que pasa por el eje de simetría del proyectil. Con esta disposición, las aletas inducen una rotación en torno al eje de simetría que colabora en el proceso de estabilización del vuelo.

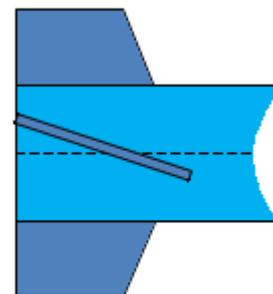


Figura 35.3. Aletas giradas

TABLAS DE TIRO

Los cálculos y correcciones de los que hemos venido hablando se plasman en las Tablas de Tiro que contienen todos los datos necesarios para realizar los disparos. Las correcciones que proporcionan las Tablas de Tiro se añaden linealmente (aplicando el principio de superposición), lo que significa que la corrección debida a varias causas se puede obtener sumando las correcciones individuales. Por ejemplo, tenemos que introducir una corrección en alcance debida a dos causas: un viento lateral y un

incremento del peso del proyectil; bastará extraer de las Tablas la corrección debida al viento y al peso del proyectil y sumarlas. Esta forma lineal de introducir las correcciones no es exacta, pero como las correcciones son pequeñas comparadas con el alcance, los errores cometidos son admisibles.

Distinguiremos dos tipos de Tablas: Las de superficie y las antiaéreas. Para describir sus contenidos utilizaremos las del cañón 40L70 BOFORS-BREDA.

Condiciones normalizadas de las Tablas de Tiro

Para calcular las Tablas de Tiro se fijan una serie de condiciones normalizadas. Las Tablas proporcionan las correcciones que hay que aplicar cuando las condiciones reales difieren de las normalizadas.

Las condiciones normalizadas son:

- El proyectil abandona el cañón con una velocidad inicial dada (la velocidad media durante la vida útil del ánima).
- El peso del proyectil es el de diseño.
- El peso de la carga de proyección y la temperatura de la pólvora son los de diseño.
- Los datos atmosféricos son los de la atmósfera normalizada (la ICAO, por ejemplo).
- El cañón, el blanco y la Tierra están inmóviles.
- El cañón y el blanco están en el mismo plano horizontal, tangente a la superficie de la Tierra en la posición del cañón.

En el cañón 40L70 las condiciones anteriores son:

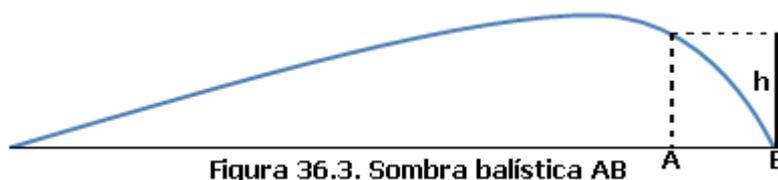
- La velocidad inicial es 985 m/s (en un cañón nuevo es de 1005 m/s).
- El proyectil es el HET de 960 gramos.
- La pólvora es la GSB 107 española, con 480 gramos de carga, a una temperatura de 21º C.
- Los datos atmosféricos son: 760 mm de presión a nivel del mar, 15º C de temperatura a nivel del mar (con una variación con la altura de 0.0065 ºC/m), 1.2255 kg/m³ de densidad del aire a nivel del mar, 0% de humedad relativa y ausencia de viento.

Tabla de Tiro de superficie

A continuación reproducimos unas filas de la tabla de tiro de superficie del cañón 40L70.

TABLA DE TIRO DE SUPERFICIE CAÑÓN 40L70																		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
Distancia	Ángulo de alza	Ángulo de caída	Tiempo de vuelo	Velocidad Remanente	Altura Ordenada Máxima	Zona peligrosa blanco 10 m altura	Δ de 1 minuto en ángulo de alza	Δ de 10 m/s en velocidad inicial	Disminución 1% densidad aire	Disminución 10 mm en presión	Δ 10°C en temperatura aire	Δ 10 gramos en peso proyectil	Viento longitudinal de 10 m/s	Viento lateral de 10 m/s	Deriva a la derecha	Zona 50% longitud	Zona 50% altura	Zona 50% ancho
m	°	°	s	m/s	m	m	m	m	M	m	m	M	m	m	m	m	m	m
2400	0.59	1.24	3.16	586	11.9	412	29	39	7.4	9.7	16	-6.5	9.5	7.2	1.1	91	2.2	1.5
2600	1.06	1.38	3.51	558	14.8	355	27	42	8.5	11	19	-6.2	11	8.7	1.3	86	2.4	1.6
2800	1.14	1.53	3.88	530	18.1	307	25	44	9.7	13	22	-5.7	14	10	1.6	81	2.7	1.7
.....
5800	4.57	1128	12.3	285	195	49	8.3	63	34	44	95	12	86	63	14	68	14	4.0

Columnas 1 a 7 y columna 16. Contienen los datos de la trayectoria en condiciones normalizadas, para distintas distancias (alcances), a intervalos de 200 en 200 metros.



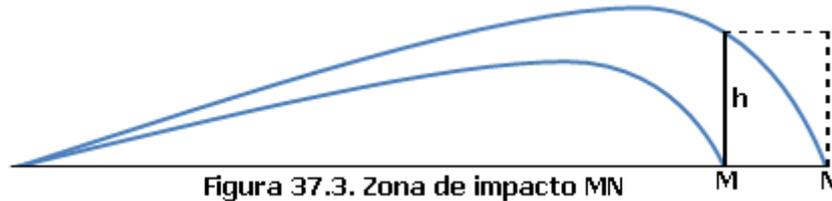
En la columna 7 (zona peligrosa blanco 10 m altura) se obtiene la llamada **sombra balística** del blanco. Supongamos que el blanco es una pantalla vertical de altura h , la sombra balística es lo que esta pantalla puede desplazarse paralelamente a sí misma, desde el punto de caída hacia el cañón, sin que la trayectoria deje de cortarla. En la figura 36.3. es el segmento AB. Por ejemplo, para un blanco-pantalla de 15 metros de altura a 2700 metros de distancia queremos conocer la sombra balística del cañón 40L70. Con los datos de la columna 7 interpolamos:

Distancia	Sombra 10 metros
2600	355
2800	307

$$\begin{aligned}
 \text{a } 2800 - 2600 = 200 & \text{ corresponde } 307 - 355 = -48 \text{ m} \\
 \text{a } 2700 - 2600 = 100 & \text{ " } -48/2 = -24 \text{ m} \\
 & 355 - 24 = 331 \text{ m}
 \end{aligned}$$

por tanto, para una pantalla de 10 metros de altura la sombra balística es 331 metros. Para una pantalla de 15 metros realizamos una nueva proporción lineal: $331 \times 15/10 = 496.5$ metros. No debe sorprendernos que la sombra balística disminuya con el alcance debido a que la rama descendente de la trayectoria es «más vertical», como analizamos cuando estudiamos la forma «real» de la trayectoria.

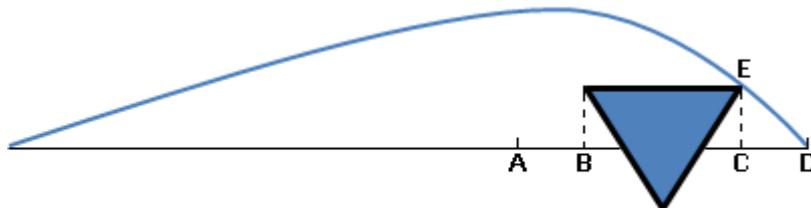
Algunas Tablas de Tiro contienen también la columna titulada **zona de impacto** (la del cañón 40L70 no la contempla). La zona de impacto para un blanco-pantalla de una altura h es la diferencia entre las distancias que producen impacto en la base y en la cúspide de la pantalla. En la figura 37.3. es el segmento MN.



Para los blancos navales la zona de impacto es el segmento AD de la figura 38.3.:

$$AD = AB + BC + CD.$$

AB: Zona de impacto en la obra viva o por rebote en el agua. **BC:** Proyección de la cubierta sobre el plano horizontal. **CD:** Zona de peligro, calculada con la columna 7 de la tabla de tiro, correspondiente a la altura de la borda EC.



Columna 8. Incremento de 1 minuto en ángulo de alza. Proporciona el incremento en alcance que se obtiene si el ángulo de alza se aumenta en un minuto. Por ejemplo, para un alcance de 2800 metros el ángulo de alza requerido es $1^{\circ} 14'$. Si el ángulo de alza fuese $1^{\circ} 15'$ el alcance sería $2800 + 25 = 2825$ metros.

Columna 9. Incremento de 10 m/s en velocidad inicial. Es lógico que a mayor velocidad inicial corresponda mayor alcance. Los dos factores principales que afectan a la velocidad inicial son el desgaste del ánima y la variación de la temperatura de la pólvora de la carga de proyección. El desgaste produce decrementos de la velocidad inicial mientras que el aumento en la temperatura de la pólvora la incrementa.

Columnas 10, 11 y 12. Estas columnas contemplan las modificaciones en el alcance producidas por las variaciones de densidad, presión y temperatura de la atmósfera respecto a las condiciones normalizadas. Para poder emplear estos datos es necesario el concurso de un equipo meteorológico.

Columna 13. Incremento de 10 gramos en el peso del proyectil. La variación de peso tiene dos efectos contrapuestos: Cuando el proyectil pesa más, la velocidad inicial es menor, en cambio el rozamiento del aire suele ser más pequeño. A distancias cortas predomina la pérdida de alcance provocada por el primer efecto. Sin embargo, a distancias largas (mayor tiempo de actuación del rozamiento con el aire) se pueden llegar a producir aumentos de alcance. En la Tabla que estamos empleando como

ejemplo se observa que para 2400 m de alcance la columna 13 refleja una pérdida de 6.5 metros; mientras que para 5800 m se produce un aumento de alcance de 12 metros.

Columnas 14 y 15. Contemplan los efectos de un viento balístico longitudinal (columna 14) y lateral (columna 15) de 10 m/s. En un buque en movimiento el viento a considerar es el relativo, porque el proyectil abandona el cañón animado también con la velocidad del buque.

Columnas 17, 18 y 19. Estas columnas definen un paralelepípedo para cada distancia. En la figura 39.3. se representa el prisma rectangular, correspondiente al alcance de 2400 metros, que mide la **dispersión** de una manera probabilística. En pocas palabras: Para una salva de 100 disparos, a una distancia de 2400 metros, deben conseguirse 50 impactos, por término medio, en una franja de 91 metros en alcance ó 1.5 metros en deriva ó 2.2 metros en altura. Pero, si lo que pretendemos es «acertar» en el volumen del paralelepípedo, entonces la probabilidad es $0.5 \times 0.5 \times 0.5 = 0.125$; es decir, sólo unos 12 disparos de cada 100 caerán, por término medio, dentro de las dimensiones del prisma rectangular de la fig. 39.3.

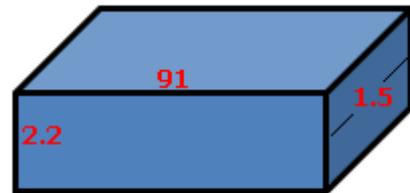


Figura 39.3. Un ejemplo de paralelepípedo de dispersión

Estadística y Probabilidad en el Tiro

Antes de efectuar un disparo no es posible tener en cuenta todos los factores que afectan a la trayectoria del proyectil porque algunos de ellos son aleatorios. En efecto, si una batería de cañones dispara en el mismo instante con datos correctos de alcance y deriva, apuntando al mismo blanco, los proyectiles no caen en el mismo punto debido, entre otras, a diferencias en: a) la cantidad de pólvora y en la temperatura de las cargas de proyección, b) el peso de los proyectiles, c) los ángulos entre el eje del ánima y el eje del proyectil al abandonar el cañón, d) los asientos del proyectil en el atacado (cuando la carga de proyección es separada), con lo cual varía la cámara inicial de combustión y la velocidad inicial, e) los grados de desgaste en las ánimas, f) las deformaciones de los tubos, e) las acciones de los frenos y recuperadores, etc. Cada cañón puede colocar el punto de impacto de sucesivos disparos en distinto lugar. En consecuencia, cada salva –conjunto de proyectiles que se disparan simultáneamente– tendrá, en general, una distribución de impactos diferente. A continuación citamos algunas definiciones necesarias:

Centro de impactos MPI. (Del inglés *Mean Point of Impact*). Es el centro de gravedad de los puntos de caída de todos los proyectiles que componen una salva excluyendo los «tiros perdidos».

Tiro perdido. (En inglés *Wild Shot*). Es el que presenta una desviación excesiva del punto teórico de impacto. Se trata de un disparo anormal que no debe contabilizarse en el proceso estadístico.

Dispersión. Es la separación que el pique tiene del centro de impactos MPI. Para medirla se sitúa un sistema de coordenadas centrado en el MPI con un eje paralelo a la línea de tiro. Las coordenadas del pique son respectivamente la dispersión en alcance y la dispersión en deriva. Son causas de dispersión las citadas antes, desde la a) hasta la e) y también, en el caso de artillería embarcada, las condiciones de la mar, debido sobre todo a los errores de puntería de los servos de cada cañón al compensar el balance y la cabezada del buque.

Dispersión media aparente. La dispersión media aparente de una salva, en alcance o en deriva, es la media de las dispersiones de sus piques, prescindiendo del signo de las mismas.

Dispersión media verdadera. Es la que correspondería a una salva de un número infinito de proyectiles, disparados en las mismas condiciones que los de la salva que se considera.

Determinación de la posición del MPI

Realicemos un ejemplo práctico. Disponemos de una salva de 10 cañones (o de 10 disparos de un cañón efectuados en condiciones normalizadas¹⁷), sobre un blanco rectangular, situado en el plano horizontal, cuyas dimensiones son 200 metros de largo y 80 metros de ancho, dispuesto como se indica en la figura 40.3., respecto a la dirección de la línea de tiro. Se han numerado los piques del 1 al 10. Las distancias de los piques a los ejes, en alcance y deriva, se tabulan a continuación:

PIQUE Nº	LARGO	CORTO	DERECHA	IZQUIERDA
1	220		30	
2	170		70	
3	130			60
4	100		40	
5	90		60	
6	70			30
7	50		20	
8	20		50	
9		10		10
10		40	30	
SUMA	850	50	300	100

Media en alcance:
 $(850 - 50)/10 = 80$

Media en deriva:
 $(300 - 100)/10 = 20$

El **MPI** se encuentra, por tanto, **80 metros largo y 20 metros a la derecha**. Denominamos **error del MPI** lo que se aparta el MPI del centro de la zona de impacto (el punto C de la figura); en este caso es 40 metros largo y 20 metros a la derecha.

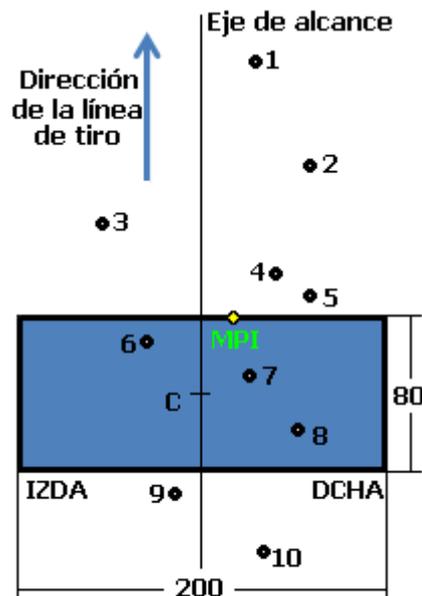


Figura 40.3. Blanco del ejemplo

¹⁷ Para disponer de condiciones normalizadas es preciso efectuar los disparos en un Polígono de Experiencias.

Determinación de las dispersiones media y verdadera

Siguiendo con el ejemplo, levantamos la siguiente tabla:

PIQUE Nº	DISPERSIÓN (VALOR ABSOLUTO)	
	ALCANCE	DERIVA
1	140	10
2	90	50
3	50	80
4	20	20
5	10	40
6	10	50
7	30	0
8	60	30
9	90	30
10	120	10
Suma	620	320
Media	62	32

obtenemos que la **dispersión media aparente** es (basada en una salva de 10 disparos) **62 metros en alcance y 32 metros en deriva**.

Para calcular la **dispersión media verdadera** –la que correspondería a una salva de un número infinito de disparos– se emplea la siguiente expresión:

$$D = D_1 \sqrt{\frac{n}{n-1}}$$

D: Dispersión media verdadera. **D₁**: Dispersión media aparente, y **n**: Número de disparos de la salva observada. En nuestro caso obtenemos **65.35 metros en alcance y 33.73 metros en deriva**.

Campanas de distribución de los piques

Observada una salva de un número considerable de piques (u observados un número considerable de disparos de un mismo cañón, efectuados en condiciones normalizadas) podemos representar los diagramas de barras (histogramas) de la fig. 41.3. Para ello elegimos una unidad de medida Δd en deriva (Δe en alcance). Sobre el eje horizontal, el eje de **distribución en deriva**, «volcamos» el número de piques (frecuencia absoluta) que se proyectan sobre cada Δd (en la figura se han trazado dos líneas de puntos, para percibir que en esa zona encontramos cuatro piques), de esta forma levantamos las barras con una altura proporcional al número de piques. De manera similar procedemos sobre el eje vertical con la **distribución en alcance**. Incluso sería posible elaborar un tercer diagrama de barras de la **distribución en altura**, si dispusiésemos de esta información.

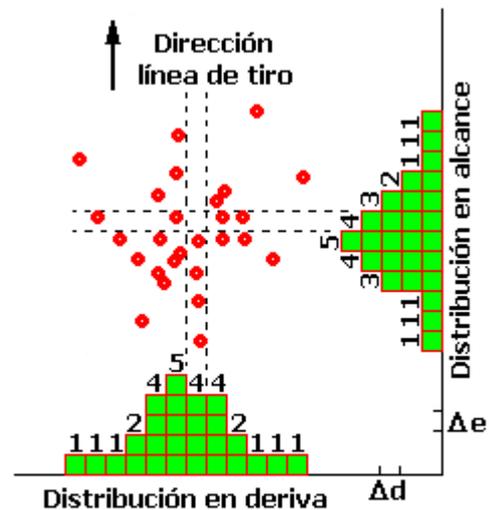


Figura 41.3. Histograma distribución en deriva y en alcance

Estos perfiles escalonados se pueden aproximar mediante curvas continuas, fig.42.3., denominadas **curvas de distribución en frecuencias** que, en el caso del tiro, responden, con más o menor bondad en el ajuste, a las campanas de la **distribución normal o gaussiana**, tan conocidas en Estadística.

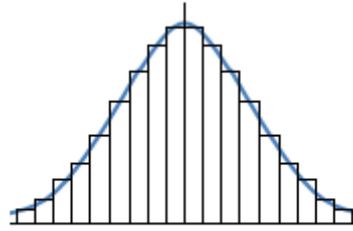


Figura 42.3. Curva de distribución en frecuencias

Por conveniencia, se emplean las frecuencias relativas (número de piques correspondientes al Δd o Δe elegido, dividido por el número total de piques) en vez de las frecuencias absolutas, y como unidad de medida Δd o Δe se toma la dispersión media verdadera D . Obtenemos así dos campanas de Gauss, fig. 43.3., centradas en las coordenadas del MPI; pero que usan las dispersiones medias verdaderas en lugar de las desviaciones típicas (raíces cuadradas de las varianzas).

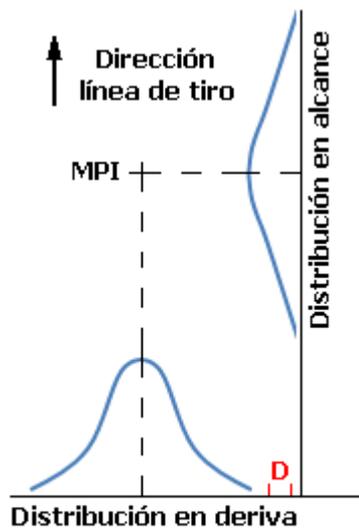


Figura 43.3. Las dos campanas de Gauss centradas en el MPI

En estas condiciones, teniendo en cuenta las propiedades de la campana de Gauss, el **área rayada** de la figura 44.3. es la proporción de la salva cuya dispersión es menor o igual que a en valor absoluto; dicho de otra manera, es **el tanto por uno de los proyectiles de la salva que se espera que, por término medio, caigan en una zona de impacto de longitud $2a$** (en alcance o en deriva, según de qué campana se trate). El valor del área rayada, denominado **probabilidad de impacto de la salva**, se tabula a continuación:

PROBABILIDAD DE DISPERSIÓN MENOR QUE $\pm a$							
a/D	P	a/D	P	a/D	P	a/D	P
0.1	0.064	1.1	0.620	2.1	0.906	3.1	0.987
0.2	.127	1.2	.662	2.2	.921	3.2	.990
0.3	.189	1.3	.700	2.3	.934	3.3	.992
0.4	.250	1.4	.735	2.4	.945	3.4	.994
0.5	.310	1.5	.768	2.5	.954	3.5	.995
0.6	.368	1.6	.798	2.6	.962	3.6	.996
0.7	.424	1.7	.825	2.7	.969	3.7	.997
0.8	.477	1.8	.849	2.8	.974	3.8	.998
0.9	.527	1.9	.870	2.9	.979	3.9	.998
1.0	.575	2.0	.889	3.0	.983	4.0	.999

De la inspección de la tabla se deduce:

- Para una probabilidad de impacto del 0.500 (50%), la dispersión debe ser menor que $\pm 0.848 D$, lo que implica que la zona de impacto sea $2a = 1.692D$.
- La probabilidad de impacto del 0.999 ($\approx 100\%$) se alcanza con una zona de impacto $2a = 8D$. Debe considerarse como «tiro perdido» a todo pique cuya dispersión sea superior a $8D$.

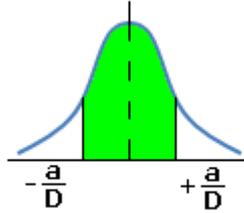


Figura 44.3. Campana de Gauss con dispersión media verdadera

Por último, apuntemos que la probabilidad de impacto P en alcance y en deriva simultáneamente es el producto de la probabilidad de obtener impacto en alcance P_a y la de obtenerlo en deriva P_d .

$$P = P_a \cdot P_d$$

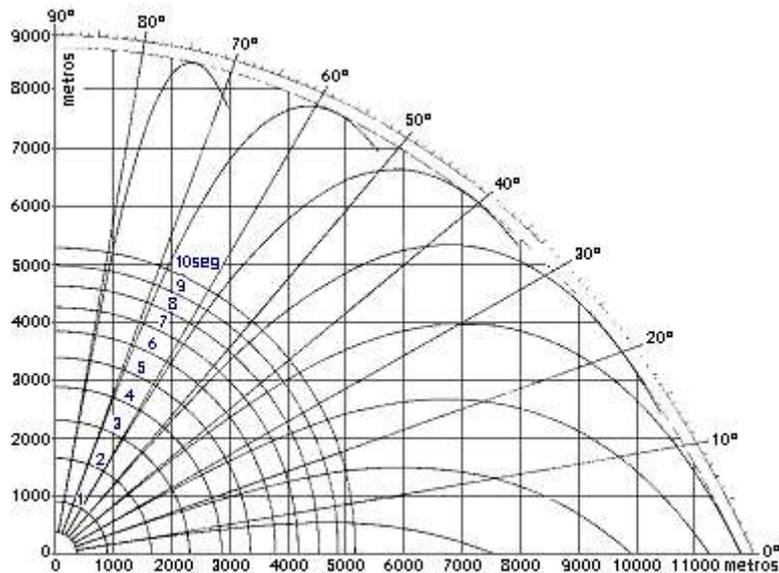


Figura 45.3. Trayectorias, alcance, altura para varios ángulos. Curva de seguridad y curvas equitiempo del cañón 40L70

Haz de trayectorias

En la figura 45.3 se representan las trayectorias en el plano X-Y (alcance y altura), para ángulos de tiro de 10° , 20° , ..., 70° y 80° del cañón 40L70. También está trazada la **curva de seguridad**¹⁸, envolvente de todas las trayectorias. Por último, se aprecian las **curvas equitiempo**, para 1, 2, 3, ..., 9 y 10 segundos, que son cuasi circunferencias¹⁹ trazadas con centro en el origen de coordenadas, que representan el lugar geométrico de los puntos alcanzados con distintos ángulos de tiro para cada tiempo de vuelo.

¹⁸ No es la parábola de seguridad que citamos al principio del tema porque tampoco son parábolas las distintas trayectorias, ya que el movimiento no es en el vacío.

¹⁹ Obsérvese que cuanto menor es el tiempo de vuelo, más se aproxima la curva equitiempo a una circunferencia.

Tabla de Tiro antiaéreo

Las Tablas de Tiro antiaéreo tienen un formato distinto a las de superficie porque el blanco se encuentra por encima del cañón y el ángulo de situación es siempre positivo. Por este motivo se construyen varias Tablas, cada una correspondiente a un ángulo de situación diferente.

El cañón 40L70 dispone de Tablas de Tiro antiaéreo para ángulos de situación de 0°, 5°, 10°, ... , 75°, 80° y 85°. A continuación reproducimos unas filas de la correspondiente al ángulo de 30°.

TABLA DE TIRO ANTIAÉREO CAÑÓN 40L70. Ángulo situación: 30°																								
1	2	3	4	5	6	7	8	9	Variación en la distancia inclinada ΔD y en el ángulo de situación $\Delta \varepsilon$ para un tiempo de vuelo constante, debido a												Deriva		Zona 50%	
D	X	Y	α	$\psi = \alpha + \varepsilon$	ω	Tiempo de vuelo	Velocidad remanente	ΔD por variación 1' en α	Incremento 10 m/s en V_0		Disminución 10% densidad aire		Disminución 10 mm en presión		Incremento 10°C en temperatura		Incremento 10 gramos peso proyectil		Viento longitudinal 10 m/s		Viento lateral 10m/s	Deriva derecha	Altura	Ancho
									Δ	Δ	Δ	Δ	Δ	Δ	Δ	Δ	Δ	Δ	Δ	Δ				
M	m	M	α'	ψ'	ω'	s	m/s	m	m	min	m	min	m	min	m	min	m	min	m	min	m	m	m	m
1200	1039	600	0 21	3021	0 24	1.37	773	48	11.7	0.2	13	0.0	1.7	0.0	2.7	0.0	-2.9	-0.1	1.8	-2.1	1.5	0.2	1.1	0.7
1400	1212	700	0 26	3026	0 30	1.64	740	46	13.6	0.2	18	0.0	2.4	0.0	3.7	0.1	-3.0	-0.1	2.5	-2.5	2.2	0.3	1.2	0.8
1600	1386	800	0 31	3031	0 37	1.92	708	43	15.5	0.3	23	0.1	3.2	0.0	4.9	0.1	-3.1	-0.1	3.2	-3.0	2.9	0.4	1.4	0.9

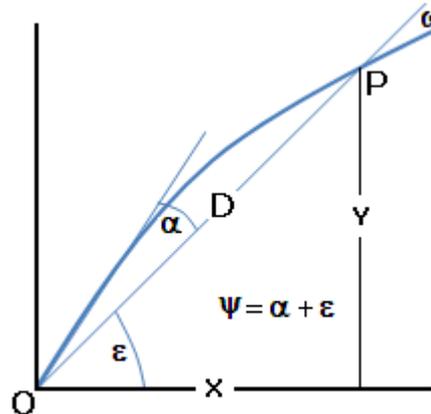


Figura 46.3. Elementos de la Tabla de Tiro antiaérea

Los datos empleados en las Tablas se refieren a la fig. 46.3. donde:

- D. Columna 1.** Distancia inclinada, medida sobre la línea de situación OP.
- X. Columna 2.** Distancia horizontal.
- Y. Columna 3.** Altura.
- ε .** Ángulo de situación.
- α . Columna 4.** Ángulo de elevación.
- ψ . Columna 5.** Ángulo de tiro, tal que $\psi = \alpha + \varepsilon$.
- ω . Columna 6.** Ángulo de llegada, formado por la línea de situación OP con la tangente a la trayectoria en P.

El tiempo de vuelo, **columna 7**, es la duración de la trayectoria desde O hasta P.

La velocidad remanente, **columna 8**, es la que tiene el proyectil en el punto de arribada P.

Las **columnas 10 hasta la 21** contienen correcciones –tanto en distancia inclinada ΔD como en ángulo de situación $\Delta \varepsilon$ – para un tiempo de vuelo constante, debidas a un incremento de 10 m/s en la velocidad inicial V_0 , disminución de un 10% en la densidad del aire, disminución de 10 mm en la presión atmosférica, incremento de 10° C en la temperatura del aire, incremento de 10 gramos en el peso del proyectil y componente longitudinal del viento a favor de 10 m/s.

La **columna 22** contiene la deriva producida por un viento lateral de 10 m/s. La **columna 23** proporciona la deriva (a la derecha) producida por la rotación del proyectil.

Por último, las **columnas 24 y 25** definen un rectángulo, para cada distancia inclinada, perpendicular a la línea de mira, donde la probabilidad de impacto es del 50%. Esta información es análoga a la de las columnas 17, 18 y 19 de las Tablas de Tiro de superficie.

COHETES

Consideraciones

La principal característica que diferencia a un proyectil convencional de artillería de un cohete es la **capacidad de autopropulsión** de este último. Un cohete está dotado con una cámara dentro de la cual se produce la combustión del propulsante. Los gases producidos se evacúan a la atmósfera a través de **toberas** diseñadas para provocar un empuje longitudinal y, en algunos tipos, además, una rotación en torno al eje de simetría del cohete.

Si el cohete tiene un sistema de estabilización por rotación, el par de giro está producido por la inclinación de las toberas. Mientras que si se realiza mediante aletas, conviene dotar al cohete con una ligera rotación para corregir las posibles desalineaciones del chorro de empuje longitudinal. En este caso la rotación no suele producirse inclinando las toberas sino calando el plano de las aletas con un pequeño ángulo de separación respecto al plano de simetría, tal como decíamos cuando hablamos de los proyectiles y bombas con este sistema de estabilización.

La zona de la trayectoria en la que el cohete está dotado de propulsión se denomina **rama caliente o activa**. Mientras que la parte sin propulsión se llama **rama fría o pasiva**. El punto donde acaba la propulsión, denominado **punto de extinción**, coincide con el final de la combustión del propulsante, de tal manera que la rama fría es, en consecuencia, una trayectoria balística determinada por las coordenadas y la velocidad del cohete en el punto de extinción.

El empuje

Para calcular la fuerza de empuje desarrollada durante la combustión del propulsante, sujetamos el cohete a un banco de pruebas como el representado en la fig. 47.3., donde E es el empuje efectivo, F_r la fuerza de reacción medida por un dinamómetro, A es el área de la sección de salida de la tobera, p la presión

atmosférica, p_g la presión del gas a la salida de la tobera, v_g la velocidad del gas a la salida de la tobera y m la masa del cohete.

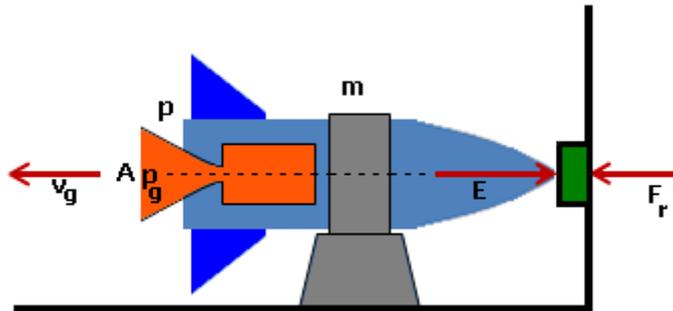


Figura 47.3. Cohete en banco de pruebas

El motor del cohete se diseña para conseguir una combustión uniforme del propulsante, lo que se traduce en que la pérdida de masa debida a la combustión del propulsante es proporcional al tiempo transcurrido, además la cantidad de masa quemada en la unidad de tiempo y la presión del gas a la salida de la tobera son constantes.

Para determinar el empuje utilizamos la segunda ley de Newton:

$$\frac{d}{dt}(mv) = \sum F$$

donde $\sum F$ es la resultante de las fuerzas exteriores y v la velocidad del sistema aislado que en este caso se reduce a la velocidad del gas v_g .

$$\frac{d}{dt}(mv_g) = m \frac{dv_g}{dt} + v_g \frac{dm}{dt}$$

Pero v_g permanece constante (su derivada temporal es nula) y la variación de la masa es negativa (el cohete pierde masa al quemar propulsante), entonces:

$$\frac{d}{dt}(mv_g) = -v_g \frac{dm}{dt}$$

Para determinar $\sum F$ basta observar que las fuerzas exteriores al sistema son la de reacción $F_r = -E$ (igual y opuesta al empuje efectivo E) y la provocada por la presión manométrica de salida de los gases ($p_g - p$) al actuar sobre el área A de salida de la tobera:

$$\sum F = -E + (p_g - p)A$$

Por tanto

$$E = v_g \frac{dm}{dt} + (p_g - p)A$$

El primer sumando se denomina **empuje motor** E_m . De esta manera:

$$E = E_m + (p_g - p)A$$

Pueden presentarse tres casos:

1. $p_g > p$. Se genera una pérdida de rendimiento debida al exceso de presión del gas propulsor.
2. $p_g < p$. Se produce, de nuevo, una pérdida de rendimiento debida a la inadaptación de la tobera que induce ondas de choque en su interior.
3. $p_g = p$. La tobera está adaptada. No hay pérdida de rendimiento y el empuje efectivo coincide con el empuje motor.

En la práctica, la tobera se suele diseñar para generar una presión p_g ligeramente superior a la atmosférica p .

La trayectoria

Como dijimos, la trayectoria de un cohete está formada por la rama fría y la rama caliente.

La rama fría se calcula partiendo de las coordenadas del punto de extinción, de la velocidad en el mismo y de los coeficientes aerodinámicos y momentos de inercia cuando el cohete no tiene carga propulsora.

La rama caliente requiere, sin embargo, conocer el empuje y las leyes de variación correspondientes a la masa, los coeficientes aerodinámicos y los momentos de inercia. Así, debe tenerse en cuenta que, aunque el empuje motor E_m se mantenga constante, no ocurre lo mismo con el empuje efectivo E , ya que depende de la presión atmosférica y ésta varía con las diferentes alturas a las que vuela el cohete. Además, la pérdida de masa del cohete a lo largo de toda la rama caliente, como consecuencia de la combustión del propulsante, modifica la distribución de pesos y, en consecuencia, perturba tanto a los momentos de inercia como a los coeficientes aerodinámicos.

Todas estas consideraciones, entre otras, se han de tener en cuenta a la hora de confeccionar los modelos matemáticos que permiten calcular las **Tablas de Tiro** de los cohetes.

La estabilización por rotación

Una de las formas de provocar la rotación del cohete en torno a su eje de simetría se logra colocando varias toberas en la periferia de la base dispuestas con una cierta inclinación de tal manera que el chorro de gas genere un empuje con dos componentes, una axial y otra transversal. La

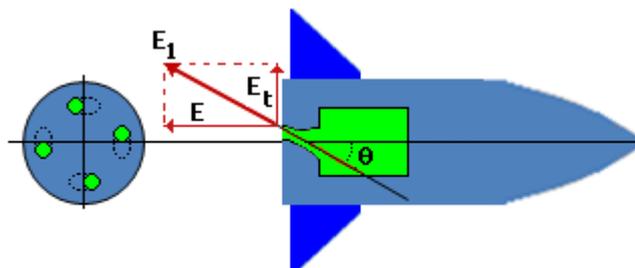


Figura 48.3. Estabilización inclinando las toberas

componente axial proporciona el avance y la transversal la rotación que estabiliza el vuelo. En la fig. 48.3. se observa este efecto donde E_1 es el empuje del chorro de gas, E es el empuje axial, E_t el transversal y θ el ángulo de inclinación de la tobera.

Como al llegar al punto de extinción, es decir, al finalizar la rama caliente e iniciar la fría, cesa la emisión de gas a través de las toberas, desaparece también la componente transversal que provoca el giro; sin embargo, se puede comprobar que a lo largo de la rama fría la velocidad de rotación se mantiene prácticamente constante, con lo cual podemos asegurar que, si el cohete es estable en el punto de extinción, mantendrá la estabilidad el resto de la trayectoria.

De una manera similar podríamos analizar la **docilidad**. Baste decir que, a la hora de diseñar, se trata de asegurar una docilidad aceptable en el vértice de la trayectoria, porque es en este punto donde alcanza el valor crítico.

La estabilización por aletas

En los cohetes estabilizados por aletas, o no existe rotación en torno a su eje de simetría o, de haberla, se trata de una rotación moderada cuyo objetivo es corregir los efectos desviadores de las posibles desalineaciones del chorro de propulsión.

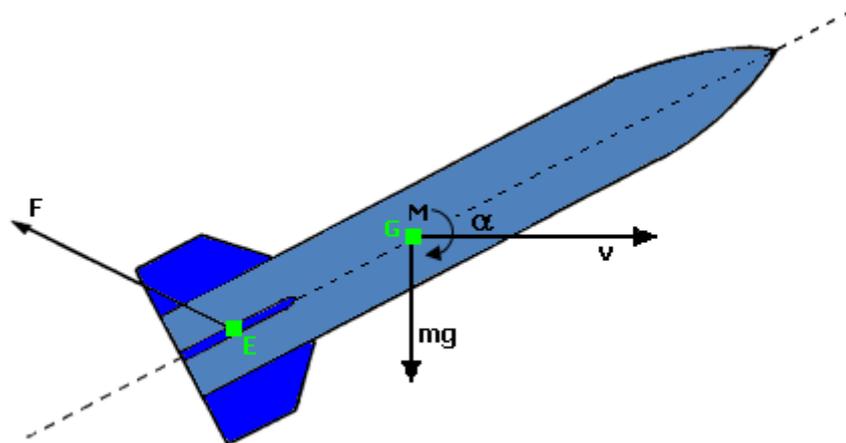


Figura 49.3. Parámetros de la estabilización por aletas

Si el cohete intenta voltear se forma un ángulo de ataque α , fig. 49.3., y la acción del viento genera una fuerza más preponderante sobre las aletas que sobre el resto del cuerpo del cohete. El resultado es que el centro de empuje aerodinámico E se sitúa detrás del centro de masa G , muy próximo al culote.

La fuerza aerodinámica F está aplicada en E mientras que el peso actúa sobre G . La separación entre G y E crea un par aerodinámico estabilizante M que intenta disminuir el ángulo α , de forma que el cohete tiende a mantener su eje de simetría tangente a la trayectoria.

Dispersión de cohetes estabilizados por aletas

Como sabemos, todos los proyectiles experimentan dispersiones en su trayectoria en mayor o menor medida. Sin embargo, en los cohetes la **dispersión lateral** es mucho más acentuada que en los proyectiles no propulsados debido, precisamente, a las posibles desalineaciones del chorro de gas durante la rama caliente.

La excentricidad del chorro se traduce en que el empuje no se realiza en la dirección del eje de simetría del cohete, sino formando un ángulo θ con él, fig. 50.3. La componente lateral del empuje F_1 es pequeña y su efecto es desplazar lateralmente el centro de masa. La componente axial F tiene su punto de aplicación desplazado del

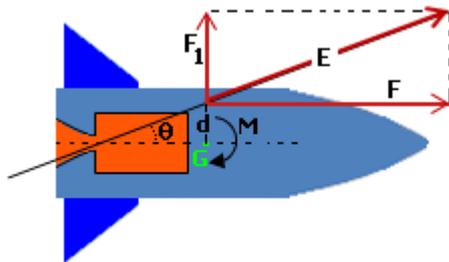


Figura 50.3. Dispersión lateral en cohetes

centro de masa una distancia d , por tanto, crea un par $M = Fd$ que provoca que el cohete se aparte cada vez más de su trayectoria teórica. Una forma de corregir este defecto es calar las aletas con un pequeño ángulo (ver fig. 35.3.) de manera que se genere en el cohete una suave rotación. El objeto de esta rotación no es la estabilización sino lograr que la

excentricidad del empuje se reparta uniformemente en todas las direcciones perpendiculares a la del eje de simetría del cohete. Con este procedimiento el centro de gravedad experimenta una pequeña oscilación alrededor de su trayectoria teórica, pero la desviación prácticamente se corrige.

RESEÑA HISTÓRICA DE LA BALÍSTICA EXTERIOR

La historia de la Balística Exterior tiene dos etapas claramente diferenciadas: Antes de Newton y después de Newton.

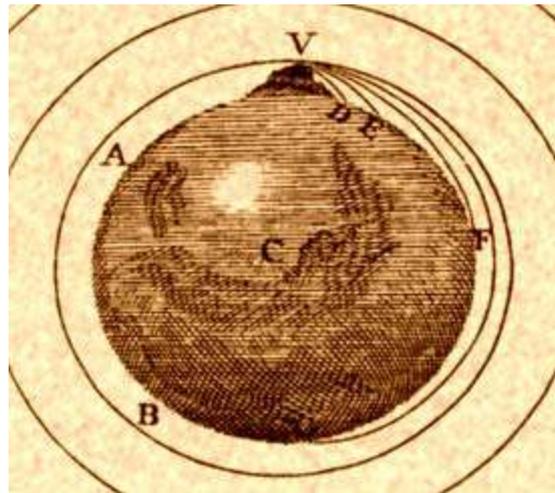
Antes de Newton

Podemos decir que cuando el hombre prehistórico arrojó por primera vez una piedra a determinada distancia, empezó a desarrollar la Balística Exterior. Después empleó el arco y más tarde la «ballesta», término procedente del griego del cual deriva la palabra balística.

Pero debemos llegar al auténtico precursor de los actuales métodos de ingeniería, **Leonardo da Vinci** (1452-1519). Leonardo diseñó armas, morteros, cañones e, incluso, versiones precursoras de los carros de combate y los submarinos. También fue el primero en sentar las bases teóricas de la aerodinámica; así, por ejemplo, concibió la idea del **centro de empuje aerodinámico** estudiando el vuelo de los pájaros.

Pero, centrándonos en la Balística Exterior, fueron los trabajos de **Galileo Galilei** (1562-1642) los primeros en abordar esta ciencia de una manera sistemática. Así, Galileo dedujo la trayectoria parabólica de un proyectil en el vacío, y su alumno Torricelli formuló la ecuación del alcance de un proyectil y estudió las propiedades de la parábola de Galileo. La obtención de unas medidas precisas de los ángulos de elevación de un cañón es anterior a Galileo, se debe a Nicolo Fontana (apodado Tartaglia, debido a su tartamudez. 1500-1557) en 1537. Los primeros métodos rudimentarios para determinar velocidades iniciales, mediante péndulos balísticos, se deben a Cassini en 1707, con posterioridad a Galileo. Conocida la velocidad inicial se pudo comprobar que los proyectiles tenían bastante menos alcance que el predicho por Galileo. Pero Galileo ya había advertido que sus cálculos eran exactos sólo en el vacío, y que la **resistencia aerodinámica** – deceleración debida al rozamiento con el aire – era una función de la densidad, la velocidad y la forma del proyectil. Así, estableció que disminuía con la densidad del proyectil, aumentaba con la velocidad y variaba enormemente con la forma.

Los trabajos de Galileo prepararon el camino a Isaac Newton (1642-1727), que, curiosamente, nació el mismo año que murió Galileo. Newton, en sus «Principios Matemáticos de la filosofía natural y su sistema del mundo» (1687), sentó las bases de la dinámica tanto de los cuerpos rígidos como de los fluidos. Llama la atención como comienza su argumentación sobre la gravitación universal estudiando el movimiento de un proyectil que se dispara, horizontalmente y en el vacío, desde la cima de una montaña. Así demuestra que si se incrementa la velocidad inicial se consiguen mayores alcances, y que si la velocidad inicial aumentase hasta un determinado valor, el proyectil podría rodear a la tierra y volver a la posición de partida de manera similar a como se conciben las órbitas de los planetas, satélites, etc.



Después de Newton

El sucesor más importante de Newton fue el suizo Leonhard Euler (1707-1783) quien estudió la resistencia aerodinámica de las bolas de cañón y empleó métodos analíticos de cálculo²⁰, en vez de los geométricos usados hasta entonces.

En 1740 Benjamín Robins inventó el péndulo balístico con el que pudo determinar la velocidad en boca de las balas de mosquete. Consiguió medir velocidades próximas a 518 m/s, a unos 76 metros del arma. También investigó la resistencia aerodinámica a alta y baja velocidad, y comprobó que la ecuación que Newton estableció al respecto, que relacionaba esta resistencia con el cuadrado de la

²⁰ Euler usó por primera vez la letra «e», inicial de su apellido, como base de los logaritmos neperianos, precisamente en unos trabajos sobre Balística.

velocidad, era correcta hasta velocidades de 244 m/s, pero a partir de 336 m/s los resultados predichos por Newton eran muy inferiores a los reales²¹.

Durante el siglo XIX se desarrollaron métodos para determinar la resistencia aerodinámica, gracias principalmente a los progresos en la Balística Interior, que permitieron obtener velocidades en boca más altas y precisas. De este modo se pudo comprobar que esta resistencia depende de las propiedades del aire y del perfil de los proyectiles, tal como había predicho Galileo.

También, a principios del siglo XIX, cayeron en desuso los cañones de ánima lisa, debido a que con ellos se conseguían velocidades iniciales bajas e imprecisas. En consecuencia, empezaron a usarse las **ánimas rayadas** que permitían mejorar la obturación de la recámara y conseguir velocidades en boca más altas y con más consistencia, además de **estabilizar al proyectil en vuelo**. De esta manera surgió la necesidad de estudiar al proyectil como un cuerpo sometido a las fuerzas de la gravedad y aerodinámicas, y se abordó el cálculo de fenómenos como el **efecto giroscópico o la deriva**.

También durante el siglo XIX se volvieron a desarrollar los **cohetes**, que se habían empleado profusamente en el siglo XIV en Europa, pero que dejaron de usarse hacia 1450 debido a las explosiones prematuras que se producían durante su fabricación o en el disparo.

Durante el siglo XX el progreso de la Balística Exterior fue inmenso, así se desarrollaron las bases matemáticas que describen el comportamiento del proyectil en vuelo y que permiten elaborar las **Tablas de Tiro**, o estudiar la resistencia aerodinámica en **túneles de viento**; también se analizaron trayectorias balísticas estratosféricas y se realizaron algoritmos informáticos de simulación que permiten predecir resultados que hasta entonces requerían numerosas y costosas experiencias de tiro.



**Cohete blanco BAAP-GAD modelo 3A1,
diseñado por el coronel de infantería de marina
Pablo López Patricio,
fabricado en colaboración entre
el Centro de Investigación y Desarrollo de la Armada
y los Talleres de Municiones de los polvorines del
arsenal de la Carraca (Cádiz)**

²¹ Ahora sabemos que este incremento en la resistencia aerodinámica, que se produce a la velocidad de unos 340 m/s, se debe a la transición desde el régimen subsónico al supersónico.

CAPÍTULO 4

BALÍSTICA TERMINAL

OBJETO DE LA BALÍSTICA TERMINAL, 113

CARACTERÍSTICAS DE LOS BLANCOS, 113

PENETRACIÓN Y PERFORACIÓN, 113

Penetración, 113

 Cálculos sobre la penetración, 114

Perforación, 116

 Cálculos sobre la perforación, 117

CARACTERÍSTICAS DE LOS PROYECTILES, 117

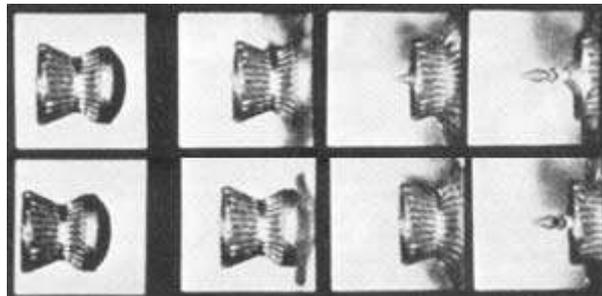
Proyectiles rompedores. Fragmentación, 117

 Cerca de Bourges, 119

Proyectiles perforantes, 120

Carga hueca. Proyectoil antitanque HEAT (High Explosive Anti-Tank), 122

Proyectoil HESH (High Explosive Squash Head), 125



CAPÍTULO 4

BALÍSTICA TERMINAL

OBJETO DE LA BALÍSTICA TERMINAL

La Balística Terminal, también llamada **Balística de Efectos**, se ocupa del estudio de los efectos que las municiones producen sobre los blancos.

El casco de un buque, el blindaje de un carro de combate, el fuselaje de un avión, un puente, una pista de aterrizaje, una fábrica, un combatiente, etc., son blancos de características muy diferentes. Así, por ejemplo, la munición adecuada para atacar al casco de un buque puede ser ineficaz contra el blindaje de un carro. Por tanto, los proyectiles –municiones en general– y los blancos deben estudiarse conjuntamente.

Los efectos causados dependen de numerosos factores, los más importantes son el tipo de blanco y de munición, la velocidad y la geometría del impacto. En este capítulo nos ocupamos de la Balística de proyectiles contra blindajes, mientras que el siguiente lo dedicamos a la Balística de las heridas.

CARACTERÍSTICAS DE LOS BLANCOS

Una de las clasificaciones de los blancos que más profusamente aparece en la bibliografía es aquella que los agrupa según el espesor en **semi-infinitos, gruesos, intermedios y delgados**.

Un blanco es **semi-infinito** si la cara opuesta a la del impacto no ejerce ningún efecto en el proceso de la penetración. En un blanco **grueso** la cara opuesta influye en la penetración después que el proyectil recorre un camino sustancial dentro del blanco. Si el blanco es **intermedio** dicha cara ejerce influencia durante toda la penetración, mientras que en un blanco **delgado** las tensiones y deformaciones producidas en él son despreciables.

Obsérvese que un mismo blanco puede ser semi-infinito para un determinado proyectil y delgado para otro. Un blindaje puede ser grueso para un proyectil prefragmentado, pero delgado para una carga hueca. Por ello, es preciso, como dijimos, ponderar los blancos en función de los proyectiles que los atacan.

PENETRACIÓN Y PERFORACIÓN

La **penetración** es el recorrido de un proyectil o fragmento en el interior de un blanco sin atravesarlo completamente, mientras que la **perforación** implica atravesarlo de parte a parte.

Penetración

En general, la interacción de un penetrador²² con un blanco se divide en dos fases:

²² En Balística Terminal se suele emplear el término «penetrador» para identificar al proyectil. La razón es que sobre el blanco puede impactar el proyectil completo o fragmentos del mismo.

La **primera fase** es la de **impacto** donde la velocidad y los estados de tensión, tanto del blanco como del penetrador, son los datos más importantes a la hora de analizar el proceso. Un instante después del impacto la punta del penetrador empieza a deformarse radialmente y el penetrador adquiere el aspecto de una seta a medida que se introduce en el blanco. Al mismo tiempo se genera una onda de presión que progresa hacia la parte trasera del penetrador. En algunos casos el penetrador se fractura al superar su

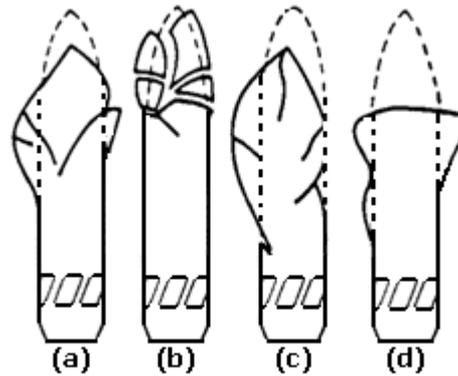


Figura 1.4. Tipos de deformación por impacto

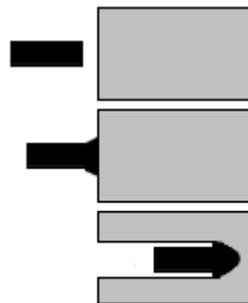


Figura 2.4 Penetración

límite de resistencia a la tracción, desprendiendo esquirlas que se esparcen a medida que son alcanzadas por la citada onda de presión. Como consecuencia, en el blanco se produce un **cráter** a través del cual se introduce el penetrador. En la fig. 1.4. aparecen los tipos más frecuentes de deformaciones por impacto. Las (a) y (b) se presentan cuando el impacto es perpendicular a la superficie del blanco, la (c) se produce cuando se realiza muy oblicuamente, mientras que la (d) ocurre en proyectiles cuya ojiva está formada por metales dúctiles o poco templados.

La **segunda fase** es la **penetración** propiamente dicha. El blanco y el penetrador pueden llegar a comportarse como si fueran fluidos en aquellas zonas en las que se supere el límite de fluencia de los materiales. El penetrador puede fragmentarse parcialmente e incluso llegar al límite plástico. El proceso se manifiesta en que el cráter aumenta de tamaño, el material del blanco fluye hacia los lados y el penetrador continúa deformándose, fig. 2.4.

Cálculos sobre la penetración

Una expresión, debida a Poncelet (1839) y corregida por otros investigadores como Piobert, que se empleó para cuantificar la **resistencia a la penetración** W de un proyectil de calibre D , fue:

$$W = k\pi(D/2)^2(a + bv^2)$$

donde k es un factor de forma (igual a la unidad para un proyectil esférico), a y b son constantes que dependen del material del blanco y v es la velocidad durante la penetración.

A pesar de los esfuerzos de investigación realizados, en la actualidad no es posible calcular de manera fidedigna la penetración en los distintos medios materiales pues depende de múltiples factores como la forma y la naturaleza del proyectil, la dirección de la trayectoria respecto a la superficie del blanco, la resistencia del blanco, la energía cinética en el momento del choque, el trabajo consumido en la deformación del proyectil y el esfuerzo necesario para vencer la cohesión molecular del blanco. Continuamente se efectúan estudios y experiencias para deducir fórmulas que permitan conocer, con la mayor exactitud posible, la cantidad lineal que penetrarán los proyectiles en un blanco cualquiera. Citaremos las más significativas.

Penetración en tierra y arenas, mampostería, hormigón y maderas. Una de las expresiones más exactas es:

$$s = k \frac{mg}{D^2} \ln(1 + av^2)$$

siendo s la penetración, mg el peso del proyectil, D el calibre, v la velocidad remanente y k y a dos coeficientes que dependen de la naturaleza del blanco.

Para las necesidades que no exigen tanta precisión se emplean fórmulas más sencillas que permiten resolver el problema con rapidez. La penetración en tierras y arenas viene dada por:

$$s = kW$$

donde W es la energía del proyectil por centímetro cuadrado de la sección en toneladas por metro, k es un coeficiente que vale 1.078 para terrenos naturales o tierras afirmadas, 1.568 para arenas y gravas, 2.254 para tierra vegetal y 2.842 para tierra arcillosa.

La penetración en mampostería se obtiene con la expresión:

$$s = k \frac{mg}{D} \ln(1 + av^2)$$

donde $a = 0.000015$ y k vale 0.1818 si la mampostería es de piedra labrada de buena calidad, 0.249 si es ordinaria y 0.316 si es de ladrillo.

La penetración en el hormigón se puede calcular con la fórmula:

$$s = 0.000082 \frac{mg}{D^2} v$$

Para la penetración en maderas se emplea la misma fórmula que para la mampostería, pero con $a = 0.00002$ y $k = 0.303$ si la madera es de encina, haya o roble y 0.640 si es de pino.

Penetración en planchas de hierro forjado. Para determinarla se recurre a expresiones empíricas pues la investigación teórica es tan difícil y complicada que sus resultados nunca han superado a los que proporcionan dichas fórmulas. Una de las más usadas es la del Almirantazgo inglés:

$$W = 56.33 s^{1.645} \quad s < 25$$

$$W = 15.72 s^{2.035} \quad s > 25$$

en la que W es la energía cinética por centímetro de circunferencia de la sección recta del proyectil y s la penetración en centímetros.

Penetración en planchas de acero y planchas compuestas. Depende mucho de las cualidades del proyectil y de la plancha. Hay que tener en cuenta que la formación de grietas modifica sustancialmente los resultados, por lo que no debe sorprender que no se hayan podido establecer expresiones generales. Con planchas de acero muy dulce se pueden emplear las fórmulas de penetración en hierro forjado, pero multiplicándolas por un coeficiente en cada caso.

Penetración oblicua. En todas las ecuaciones anteriores se parte del supuesto de que la penetración es perpendicular a la superficie exterior del blanco; si fuese oblicua se proyectaría la velocidad remanente sobre la recta perpendicular a la plancha, fig. 3.4., y se emplearía este valor.

Penetración con munición de armas portátiles. En todo lo referente a las armas portátiles y muy concretamente en lo que atañe a la penetración hay que atenerse a lo que arrojan los resultados experimentales. Sin embargo, no faltan fórmulas aplicables. Una de las que con mayor garantía puede servir es:

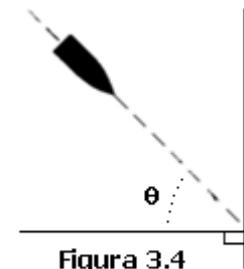


Figura 3.4
Ángulo de ataque

$$s = \frac{k mg}{a D^2} f(v)$$

donde k es un coeficiente que depende del blanco, $f(v)$ una función de la velocidad y a otro coeficiente que tiene en cuenta la forma del proyectil.

Perforación

El proceso de perforación de un blindaje es complicado. Todavía no existe una teoría que explique completamente el fenómeno. Los principales factores que intervienen son la geometría y la velocidad con la que se produce el impacto y las propiedades físicas del material del blanco. Los tipos de perforación más frecuentes son: **Fractura por tensión**, **fractura radial**, por **desconchado**, por **cizallamiento**, con **formación de pétalos**, por **fragmentación** y por **expansión dúctil**.

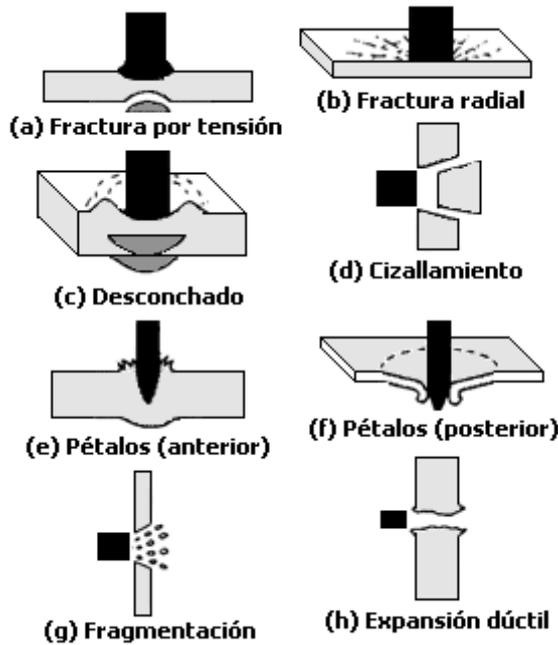


Figura 4.4. Tipos de perforación

La **fractura por tensión**, fig. 4.4.(a), se produce en blancos delgados o intermedios de mediana y baja densidad. Se debe a las ondas de presión producidas por el impacto que superan la resistencia a la compresión del blanco.

La **fractura radial**, fig. 4.4.(b), se produce en materiales quebradizos como los cerámicos. El blanco se agrieta o se cuartea de una manera similar a lo que sucede cuando una piedra impacta sobre el parabrisas de un vehículo.

El **desconchado**, fig. 4.4.(c), se provoca en la cara opuesta a la del impacto debido a la onda de presión inducida por el penetrador en la pared del blanco. En este efecto se basa el proyectil HESH que estudiamos más adelante.

La perforación por **cizallamiento**, fig. 4.4.(d), se produce cuando un trozo más o menos cilíndrico, de un diámetro parecido al del penetrador, se desprende del blanco. Se manifiesta como una fractura por cizallamiento en la zona impactada. Ocurre con más frecuencia en blindajes duros, de grosor moderado, atacados con penetradores romos.

La perforación con **formación de pétalos**, fig. 4.4.(e) y 4.4.(f), se observa con más frecuencia en blancos delgados, golpeados por penetradores de cabeza ojival o cónica a velocidades relativamente bajas. También se presenta con proyectiles que impactan a velocidades próximas a la mínima necesaria para la perforación (a una velocidad inferior, el proyectil puede penetrar, pero no perforar).

La **fragmentación**, fig. 4.4.(g), tiene lugar cuando el blanco está compuesto por material quebradizo. Los mismos fragmentos generados durante el impacto actúan como penetradores ante otro posible blanco.

La perforación por **expansión dúctil**, fig. 4.4.(h), se presenta principalmente en blancos gruesos. Está producida por la deformación radial del material del blanco cuando el penetrador lo atraviesa.

Cálculos sobre la perforación

Debido a la complejidad del estudio de la perforación, la totalidad de las fórmulas que se encuentran en la bibliografía son empíricas, la mayoría de la forma:

$$v = k \frac{E^a D^b}{m^c}$$

donde v es la velocidad del choque, E el espesor del blindaje, m la masa del proyectil y D su calibre. Los valores de k , a , b y c son coeficientes de ajuste. Al igual que sucedía con la penetración, en el caso de que el impacto se realice oblicuamente, fig. 3.4., el valor de v es su proyección sobre la perpendicular a la superficie del blanco.

El STANAG 4089 de la OTAN normaliza las pruebas de perforación que se exigen a los proyectiles. De esta manera es posible analizar varios proyectiles con un criterio que permite comparar sus capacidades.

CARACTERÍSTICAS DE LOS PROYECTILES

La forma del penetrador es importante a la hora de determinar cómo actúa contra el blanco. Los penetradores **puntiagudos** concentran su efecto alrededor del eje del proyectil. Con las formas **romas**, sin embargo, aparecen perforaciones por cizallamiento como las de la fig. 4.4.(d). La determinación entre puntiagudo y romo se puede cuantificar empleando la relación *longitud de la ojiva/calibre*: si es menor que la unidad el penetrador es romo; en caso contrario, puntiagudo.

Para optimizar el proceso de penetración suele ser deseable que el proyectil sea largo y muy denso, pero con el incremento de la longitud aumenta la probabilidad de ruptura por flexión y, salvo que el proyectil esté dotado con aletas, se degrada la estabilidad en vuelo. Además, un aumento de densidad lleva aparejado un incremento de peso para el mismo volumen, que perturba la Balística Interior en detrimento de la velocidad inicial. Por otro lado, con la deformación durante el impacto, el proyectil aumenta de diámetro y, por tanto, disminuye su capacidad de penetración. En consecuencia, los penetradores deberían ser, al menos teóricamente, indeformables. Para intentar aproximarse a este requisito se suelen emplear compuestos de carburo de wolframio y uranio. El uranio tiene la ventaja de ser muy denso, pero está limitado en el momento del impacto porque es muy quebradizo. Con estas consideraciones, el acero es razonablemente denso, duro y resistente; además, es comparativamente más barato y abundante.

Planteadas las características de los penetradores, estudiemos los distintos tipos que existen. Podemos clasificarlos en dos grandes grupos: Aquellos, con cabeza de combate, que utilizan la **energía química** de los explosivos que contienen y los que, sin cabeza de guerra ni espoleta, emplean exclusivamente su **energía cinética**.

Proyectiles rompedores. Fragmentación

Existe una gran variedad de proyectiles que emplean la energía química de los explosivos que portan. El más corriente es el **proyectil rompedor o de fragmentación** como el mostrado en la fig. 5.4. Está constituido por una envuelta aerodinámica metálica rellena de alto explosivo, con una espoleta y un multiplicador que se pueden activar de varias formas: por impacto, mediante radiofrecuencia, con un dispositivo de tiempo, etc. A medida que la detonación progresa a través del alto explosivo, la envuelta metálica se

dilata y se rompe en fragmentos de diversos tamaños que se proyectan a gran velocidad. Aproximadamente el 40% de la energía liberada durante la detonación se invierte en el proceso de fragmentación, el resto se emplea en crear una onda de choque. Los fragmentos avanzan a una velocidad superior a la de la onda de choque, sobrepasándola y aumentando considerablemente el radio de efectividad.



Figura 5.4. Proyectil rompedor. Componentes básicos

Debido a las características de la explosión estas municiones son eficaces contra blancos poco protegidos: personal, aeronaves, etc. La trayectoria que siguen los fragmentos depende de la forma del proyectil. Así, se puede comprobar que, en el caso de producirse una detonación en el centro de un proyectil esférico e isótropo²³, la distribución de fragmentos es radial y uniforme; mientras que en uno cilíndrico, también isótropo, la mayoría de los fragmentos se concentran homogéneamente alrededor de la superficie lateral.

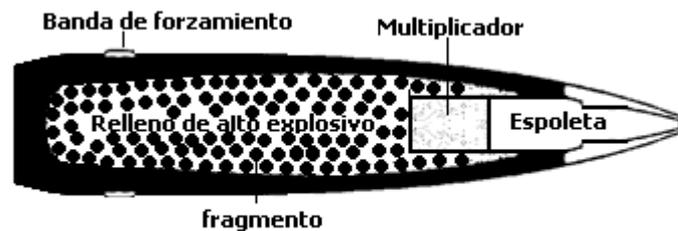


Figura 6.4. Proyectil prefragmentado

También es posible provocar una fragmentación controlada. Este propósito se busca en los llamados **proyectiles prefragmentados**, fig. 6.4., que contienen, entre la envuelta aerodinámica y el núcleo de alto explosivo, una carga de metralla constituida por prismas o esferas amalgamadas en una resina de poliéster. Otra forma bastante corriente de conseguir una fragmentación controlada es marcando o rayando con muescas la parte interior del cuerpo de la envuelta del proyectil, fig. 7.4.

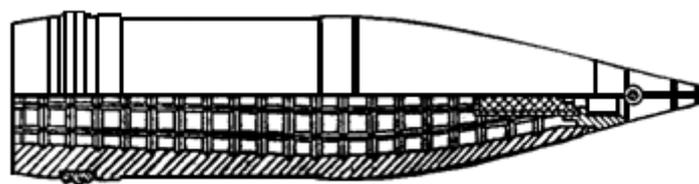


Figura 7.4. Proyectil de fragmentación controlada con muescas en la envuelta

El efecto de la fragmentación es directamente proporcional al número de fragmentos, a su masa y a la velocidad que adquieren. Para un mismo proyectil, si se incrementa el número de fragmentos, aumenta la probabilidad de impactar sobre un

²³ La isotropía es la cualidad que permite decir que una materia, con respecto a una propiedad determinada, no presenta direcciones privilegiadas.

blanco a una distancia dada, pero la masa del fragmento se reduce y su velocidad decae rápidamente, por ello es necesario llegar a un compromiso entre la cantidad de fragmentos, su masa, velocidad y los efectos sobre el blanco.

Los proyectiles actuales están dotados con fragmentos que alcanzan velocidades comprendidas entre 1000 y 3000 m/s, cuya masa oscila entre 1 y 5 gramos, de diversas geometrías, aunque predominan los esféricos.

Cerca de Bourges

Una forma de evaluar la letalidad de algunas municiones es emplear las instalaciones conocidas como «Cerca de Bourges». Para la munición contra personal la cerca está constituida por paneles de unos 2 metros de altura por 1 metro de anchura y 25 mm de espesor si son de madera de pino, o de 40 mm si se trata de álamo. Se colocan formando sectores cilíndricos, de distintos grados de amplitud, sobre un terreno horizontal. En estas superficies verticales impactan los fragmentos producidos por la detonación de una munición situada en el centro geométrico de la cerca.

En La Marañosa (Madrid) existe una instalación de este tipo que permite evaluar densidades de impactos obtenidos a distancias comprendidas entre 5 y 60 metros del punto de explosión. La elección de los radios se basa en los valores aproximados del área batida por las municiones con probabilidad del 50% de recibir «al menos» un impacto, que deje «fuera de combate» a un combatiente sin protección, como se aprecia en la siguiente tabla.

VALORES APROXIMADOS DEL RADIO DE ACCIÓN Y ÁREA BATIDA CON EL 50% DE PROBABILIDAD DE RECIBIR «AL MENOS» UN IMPACTO EFICAZ			
Munición	πR^2 Área batida m²	R Radio de acción del 50% de probabilidad m	Radio aproximado del fragmento de mayor alcance m
Obús 105 mm	501.93	12.64	173
Obús 155 mm	1254.12	19.98	356
Obús 203 mm	2006.13	25.27	475
Obús 240 mm	3342.85	32.62	621
Cañón 280 mm	3261.37	32.22	676
Mortero 106 mm	645.12	14.33	155

En la fig. 8.4 se presenta un ejemplo de cerca. En este caso los paneles abarcan sectores de 90°, situados a distintas distancias radiales. Según el tipo de munición se pueden hacer de 45°, 60°, 180°, etc. Es importante que los sectores no se solapen porque un proyectil que perfora a uno podría impactar sobre otro situado detrás, falseando las medidas de la densidad de impactos.

Para simular la disposición geométrica de las municiones con respecto al blanco, se sitúan en el centro de la cerca de diferentes formas: Simplemente sobre el suelo, apoyadas con la misma inclinación que el ángulo de caída, colgadas de un mástil, etc. Los ensayos se pueden efectuar estática y dinámicamente. En un experimento estático la munición se coloca manualmente en el sitio, mientras que en una prueba dinámica se puede lanzar sobre el centro de la cerca empleando una pieza de artillería.

Con los ensayos se obtiene la **densidad de impactos eficaces**, es decir, el número de fragmentos por unidad de superficie que perforan totalmente los paneles. Determinadas las densidades y conocido el tamaño de la superficie del blanco (del orden de medio metro cuadrado para un combatiente), se calcula la **probabilidad de recibir al menos un impacto eficaz** mediante la expresión:

$$P = 1 - \exp(-A\sigma)$$

donde A es el área del blanco en metros cuadrados y σ la densidad de impactos por metro cuadrado. Con los datos se dibujan las **líneas equiprobables** (denominadas también «mariposas de probabilidad», debido a su forma), fig. 9.4.

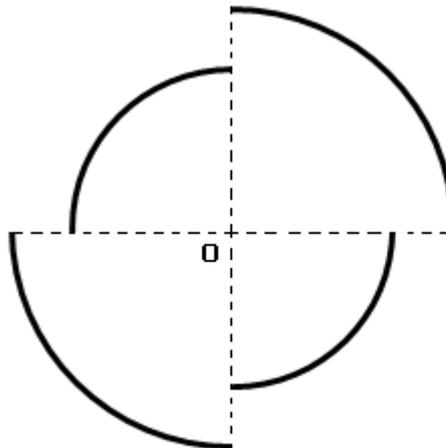


Figura 8.4. Vista aérea de una cerca a 90°
La munición se coloca en el punto O

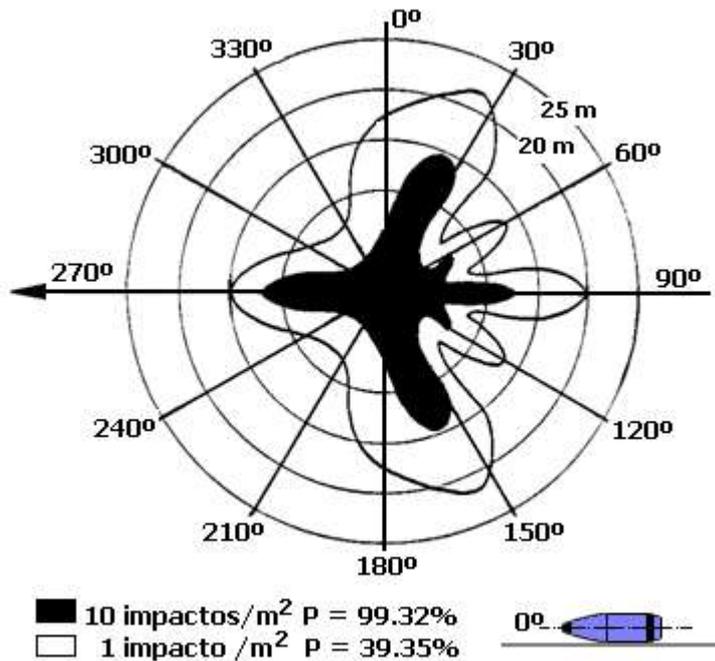


Figura 9.4. Líneas equiprobables. Mariposas de probabilidad

Proyectiles perforantes

En los proyectiles perforantes se emplea tanto la energía cinética que lleva la munición al incidir sobre el blanco como la química que depende de la energía potencial y la configuración geométrica del explosivo.

Los primeros proyectiles perforantes se fabricaron siguiendo los mismos procedimientos empleados en los rompedores. Eran de fundición o de acero ordinario al carbono y contenían una cierta cantidad de alto explosivo que detonaba cuando atravesaba el blindaje.

Pero, a medida que los blindajes se fueron perfeccionando –por ejemplo, con la aparición de los blindajes compuestos, formados por dos láminas de hierro y una de

acero— la balanza se inclinó durante algún tiempo a favor de éstos, hasta que aparecieron los proyectiles como el de la fig. 10.4. Se fabricaban de acero aleado, templado y cementado en la ojiva para aumentar su dureza, y estaban dotados de un capacete de acero suave para destemplan el blindaje en la zona del impacto y desorganizarlo antes de que incidiese la punta del auténtico proyectil. También disponían de una cofia para mejorar sus características aerodinámicas. La espoleta se situaba en el culote y debía detonar cuando el proyectil hubiera atravesado la plancha.

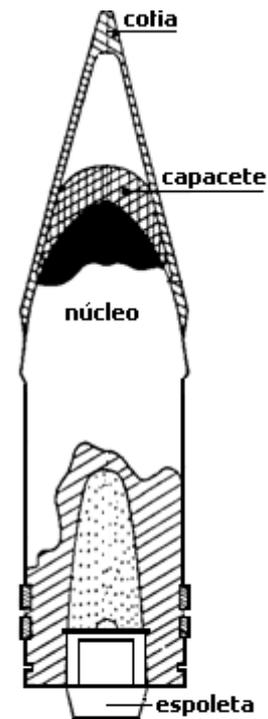


Figura 10.4
Proyectil perforante de acero aleado

Sin embargo, la experiencia demostró que los efectos producidos por la carga explosiva, una vez atravesado el blindaje, eran muy pequeños en comparación con los ocasionados por los trozos de metralla desprendidos del blindaje, lo que condujo a la fabricación de los llamados **proyectiles de núcleo duro**, sin alto explosivo, elaborados a base de acero aleado con magnesio, cromo, níquel o wolframio. Durante la Segunda Guerra Mundial se desarrollaron los primeros, fig. 11.4, constituidos por un cuerpo de aluminio en cuyo interior se aloja un núcleo con punta ojival de gran densidad, normalmente de carburo de wolframio. Este proyectil aplica la mayor parte de su energía cinética en una sección muy pequeña del blindaje, equivalente a la del núcleo duro, a la vez

que se desprende su envuelta exterior durante el impacto. Para ello se maximiza la relación:

$$r = m \frac{v^2}{D^2}$$

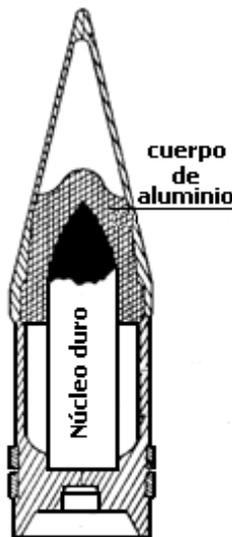


Figura 11.4
Proyectil perforante de núcleo duro

donde m es la masa del proyectil, v la velocidad del impacto y D el calibre. Esta expresión es proporcional al cociente entre la energía cinética $1/2 mv^2$ y el área de la sección recta del proyectil $\pi(D/2)^2$. Pero, al intentar conseguir valores altos de r , se producen conflictos entre los requerimientos que se exigen al proyectil cuando golpea al blanco y los que se necesitan cuando progresa por el ánima del cañón y durante el vuelo. Así, en el cañón debería ofrecer la mayor área posible a la influencia de la presión de los gases y, al mismo tiempo, tener poca masa; es decir, debería ser grueso y de baja densidad. En vuelo, sin embargo, es importante que la velocidad no se reduzca mucho para que al llegar al blanco tenga una energía cinética alta. Se necesitaría, entonces, una sección transversal pequeña y una gran masa, y el proyectil debería ser delgado y muy denso. Por último, al llegar al blanco, para mejorar la capacidad de

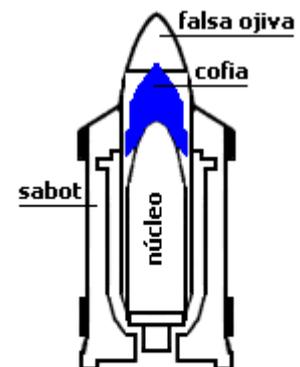


Figura 12.4
Proyectil subcalibrado APDS

penetración, debería ser grueso y de baja densidad. En vuelo, sin embargo, es importante que la velocidad no se reduzca mucho para que al llegar al blanco tenga una energía cinética alta. Se necesitaría, entonces, una sección transversal pequeña y una gran masa, y el proyectil debería ser delgado y muy denso. Por último, al llegar al blanco, para mejorar la capacidad de

penetración, debería ser alargado, a la par que denso y delgado.

Para conjugar todos estos requisitos se diseñaron los **proyectiles subcalibrados APDS** (Armour Piercing Discarding Sabot) y **APFSDS** (Armour Piercing Fin Stabilized Discarding Sabot). Estos proyectiles, fig. 12.4. y 13.4. están formados por un núcleo pequeño de alta densidad, normalmente de carburo de wolframio, recubierto por una envuelta (*sabots*) de material ligero, que permite adaptar su diámetro al calibre del ánima, hasta que sale por la boca. Una vez realizado este cometido, los *sabots* se separan, fig. 14.4., liberando al núcleo.

En el siguiente cuadro se comparan los espesores en milímetros perforados con proyectiles subcalibrados y de núcleo duro, para varias distancias en metros y para ángulos de ataque de 90º y 60º.

TIPO DE PROYECTIL	DISTANCIA ARMA-BLANCO (m)				ÁNGULO DE ATAQUE
	500	1000	1500	2000	
	ESPESOR del blanco (mm)				
Subcalibrado	38	34	30	26	90º
Núcleo duro	37	23	10	–	
Subcalibrado	23	20	17	13	60º
Núcleo duro	15	7	–	–	

Los proyectiles **APDS** se suelen estabilizar por rotación. Por este motivo están limitados en su calibre; porque si son extremadamente delgados se corre el riesgo de que sean inestables. Para paliar este inconveniente se diseñaron los **APFSDS**, estabilizados por aletas, que pueden dispararse con tubos de ánima lisa y adquirir mayores velocidades iniciales que los APDS, pero son menos precisos y necesitan cañones más pesados.

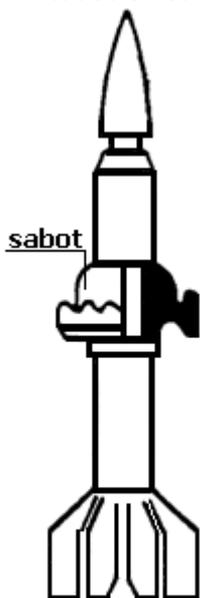


Figura 13.4
Proyectil subcalibrado APFSDS

Con los proyectiles subcalibrados, también llamados **proyectiles-flecha**, es posible alcanzar velocidades enormes, de orden de 4 Mach (aprox. 1400 m/s) con gran precisión; por ello se pueden emplear en las **defensas de punto** contra misiles y aeronaves.

Carga hueca. Proyectil antitanque HEAT (High Explosive Anti-Tank)

Si se realiza un hueco en la parte del explosivo que entra en contacto con la superficie a atacar, la energía de su explosión se concentra en dicha zona del blanco. Además, al principio de la Segunda Guerra Mundial se descubrió que, si el hueco se cubría con una fina envuelta de metal blando (cobre, por ejemplo), el daño producido se incrementaba enormemente. La munición que aprovecha estas propiedades se denomina **carga hueca**.

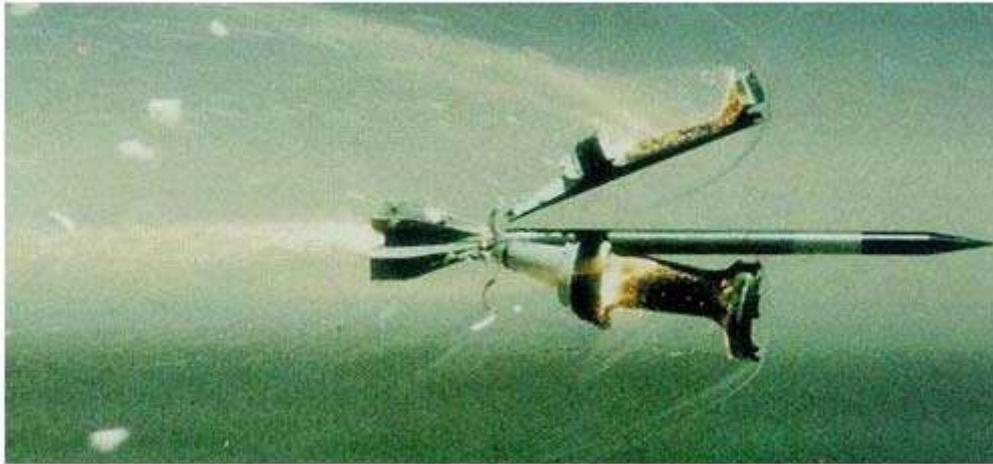


Figura 14.4. Separación de los *sabots* a la salida del ánima

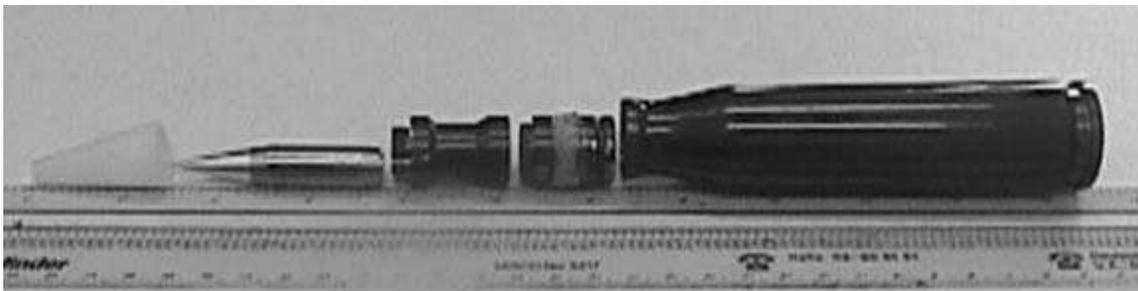


Figura 15.4. Desengarce de un disparo del cañon Meroka



Figura 16.4. Proyectoil subcalibrado de 105 mm

La fig. 17.4 (a) muestra el efecto producido por una carga cilíndrica ordinaria sin cavidad; en (b) se aprecia el provocado por una carga hueca sin envuelta metálica; y en (c), el de la misma carga hueca, pero dotada de envuelta.

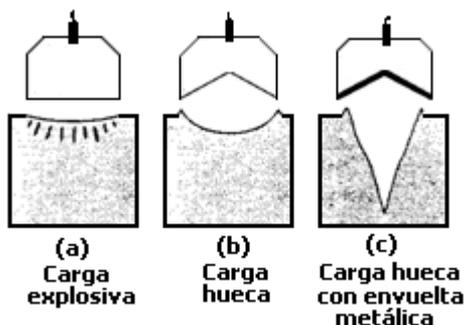


Figura 17.4. Funcionamiento de una carga hueca

una intensidad I de valor:

$$I = 2I_1 \text{ sen } \alpha$$

El fenómeno se debe a que durante la detonación se crean ondas de presión que abandonan el explosivo con una dirección perpendicular a su superficie, fig. 18.4. Para un hueco cónico de ángulo 2α estas ondas tienen una intensidad $I_1 = I_2$, por tanto, sobre el eje AB se enfoca y se concentra

como consecuencia, la envuelta se desprende, fig. 19.4., e incide sobre el blanco a gran velocidad en compañía del chorro de fragmentos creados por la explosión. En la fig. 20.4. se presenta un esquema de un proyectil típico de carga hueca.

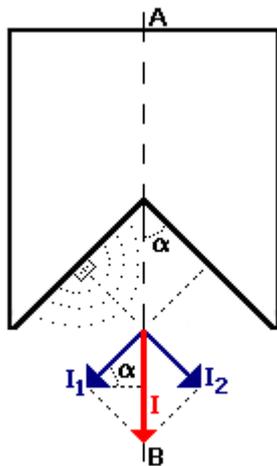


Figura 18.4
Efecto de la carga hueca

El principio de funcionamiento del **proyectil antitanque HEAT** es el de la carga hueca. En la fig. 21.4 se aprecian sus componentes básicos. La distancia entre la carga de alto explosivo y la punta del proyectil, llamada **distancia crítica**, fig. 22.4., se calcula para asegurar que la onda de presión y el chorro de gases y fragmentos estén completamente formados y provoquen el máximo efecto sobre el blanco.

Los factores más importantes de los que depende la perforación del blanco son la distancia crítica, el tipo de explosivo, el ángulo, el diámetro y el tipo de material de la envuelta cónica y el espesor del blindaje. Una característica muy singular de los proyectiles HEAT es que su capacidad de perforación es prácticamente independiente de la velocidad de impacto. Esta curiosa propiedad ha permitido desarrollar armas anticarro relativamente ligeras, como los cañones sin retroceso, lanzacohetes y lanzagranadas.

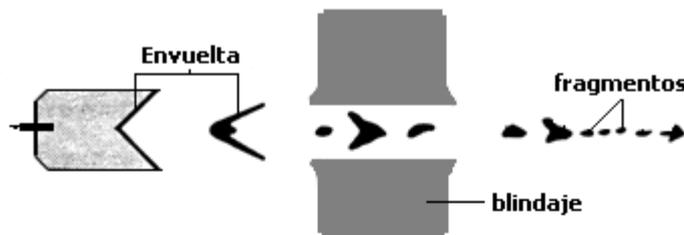


Figura 19.4. Capacidad perforadora de una carga hueca



Figura 20.4. Esquema de un proyectil de carga hueca

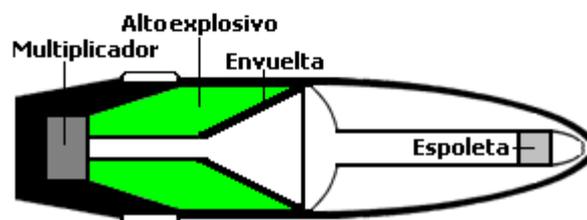


Figura 21.4. Componentes básicos de un proyectil HEAT

Por otro lado, los proyectiles HEAT estabilizados por rotación son menos eficaces que los disparados con ánimas lisas, debido a la dispersión producida por la fuerza centrípeta sobre el haz de gases y fragmentos. Por este motivo, para poder emplear ánimas rayadas existen proyectiles HEAT cuya banda de forzamiento está apoyada en un

rodamiento que gira impulsado por el rayado, de manera que el cuerpo del proyectil progresa por el tubo sin girar.

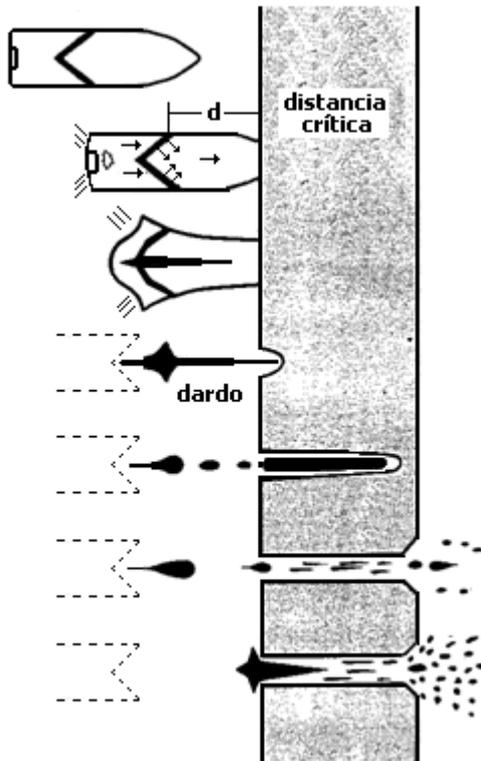


Figura 22.4. Efecto HEAT

El frente del chorro, formado por los gases y aproximadamente el 20% del material de la envuelta metálica, se desplaza a velocidades de incluso 12000 m/s. Esta tremenda concentración de energía cinética sobre una pequeña porción de la superficie del blindaje provoca unas presiones enormes, del orden de las 200000 atmósferas, capaces de perforar blindajes de gran espesor con pequeñas cantidades de alto explosivo²⁴.

Pero, aunque la perforación es un efecto importante, lo que realmente se pretende es causar daños «detrás» del blindaje. En este sentido el haz del chorro es tan estrecho que cabría la posibilidad de que atravesase la coraza de un carro de combate sin encontrar a su paso ningún blanco. Sin embargo, los fragmentos que se desprenden de la propia coraza se convierten en nuevos proyectiles que se desplazan desde la zona del impacto en todas las direcciones, a lo que hay que añadir que el chorro de gases actúa

como un «soplete» durante la perforación, provocando en el interior del carro una elevación casi instantánea de temperatura que puede sobrepasar los 3000º C.

Proyectil HESH (High Explosive Squash Head)

Otro procedimiento para perforar blindajes, basado en la energía química de los explosivos, consiste en colocar una carga en contacto con la superficie del blanco y provocar la explosión. Al producirse la detonación se genera una onda de choque de gran energía que crea varios frentes de ondas de compresión en el material del blindaje, fig. 23.4. Cuando esta onda llega a la cara opuesta de la plancha, se refleja provocando nuevas ondas de compresión que progresan en sentido contrario. Como consecuencia, se supera el límite elástico del material y se desconcha un fragmento de la parte posterior del blindaje, de un diámetro similar al de la carga explosiva.

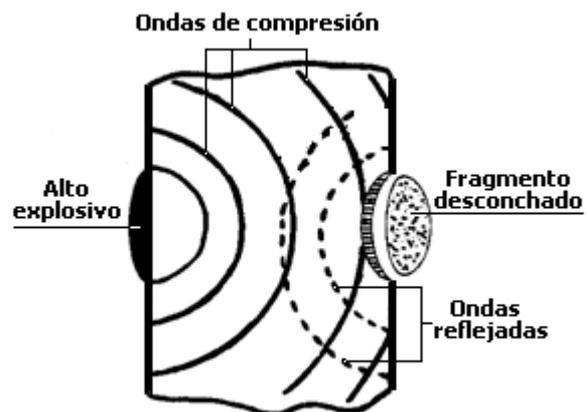


Figura 23.4. Efecto HESH

²⁴ Con proyectiles HEAT de 105 mm se han perforado blindajes de acero de 900 milímetros de espesor.

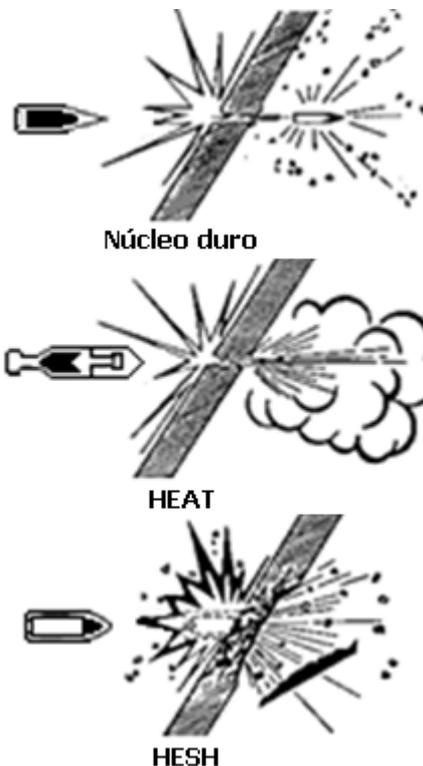


Figura 24.4. Componentes básicos de un proyectil HESH

Las municiones que provocan este efecto son los **proyectiles HESH** o **HEP** (High Explosive Plastic). En la fig. 24.4. se aprecian sus partes más significativas. La ojiva contiene un relleno inerte que precede al alto explosivo. Al impactar el proyectil se destruye su envuelta aerodinámica y el alto explosivo se aplasta contra la superficie del blindaje. Es entonces cuando detona la espoleta situada en el culote. El relleno inerte sirve para «acolchar» al alto explosivo durante el impacto y evitar una detonación prematura que degradaría el efecto perseguido.

El efecto HESH es prácticamente independiente del ángulo de ataque, de hecho la capacidad de perforación óptima se obtiene con ángulos de 40° . Es, sin embargo, un proyectil relativamente lento; así, con velocidades de impacto de unos 700 m/s se atraviesan espesores de unos 7 mm.

Para defenderse de este tipo de munición se han diseñado las corazas compuestas o estratificadas cuyas planchas exteriores absorben la mayor parte de la energía de la explosión.



CAPÍTULO 5

BALÍSTICA DE LAS HERIDAS

OBJETO DE LA BALÍSTICA DE LAS HERIDAS, 128

EFICACIA DE LAS ARMAS, 128

DETENCIÓN. FUERA DE COMBATE. VULNERABILIDAD, 128

EFFECTO DE LAS BALAS SOBRE EL CUERPO HUMANO, 130

MÉTODOS EXPERIMENTALES DE EVALUACIÓN, 130

 Capacidad de detención, 132

MEDIOS DE PROTECCIÓN, 133

 Corazas metálicas, 134

 Corazas de material plástico, 134

 Corazas cerámicas, 134

 Corazas textiles, 135

 Corazas transparentes, 135

 Corazas compuestas, 135



CAPÍTULO 5

BALÍSTICA DE LAS HERIDAS

OBJETO DE LA BALÍSTICA DE LAS HERIDAS

La Balística de las Heridas es la parte de la Balística Terminal que se ocupa del estudio de los efectos que los proyectiles y la metralla de cualquier origen producen sobre el cuerpo humano.

EFICACIA DE LAS ARMAS

Los resultados que se esperan de un proyectil cuando actúa sobre blancos vivos – blandos por naturaleza– son precisión, penetración y detención o inhabilitación.

Pese a los progresos, las armas actuales difieren muy poco, en cuanto a sus características balísticas de efectos, de las usadas a principios del siglo XX. La falta de eficacia, que se detectó desde un principio, persiste en la actualidad. Fueron los británicos, en los albores del siglo XX, los primeros que observaron en sus campañas en el noroeste de la India, con sorpresa, como los afganos y paquistaníes seguían combatiendo con gran vigor a pesar de haber sido heridos varias veces atravesados limpiamente por proyectiles blindados Mk II calibre 7.7x56. Por eso inventaron las balas «dum-dum» Mk III, preparadas apresuradamente en el arsenal de Dum-Dum (India), que resolvieron momentáneamente el problema recuperando la capacidad de detención. Posteriormente evolucionaron hacia la Mk IV, un proyectil expansivo de punta hueca que no llegó a consagrarse militarmente porque fue prohibido por la Convención de la Haya en 1909.

En la guerra convencional son muchos los disparos que se hacen en fuegos de barrera, de saturación y cobertura en los que no se busca el blanco individual. Si el impacto se produce es casi siempre ocasional. Así, de la Primera Guerra Mundial (1914-1918) se pudo extraer un dato revelador: Por cada muerto registrado se dispararon más de un millón de cartuchos. Lo sorprendente es que esta estadística se confirmó de nuevo cincuenta años después en la Guerra de Vietnam a pesar de que, en pleno conflicto, los norteamericanos cambiaron, en un gran porcentaje, el calibre 7.62x51 por el 5.56x45, que habían puesto a punto como resultado de un proyecto para mejorar la efectividad del armamento usado en la Segunda Guerra Mundial y en la de Corea. Esencialmente, con el calibre 5.56 mejoraron la capacidad de detención haciendo menos estable al proyectil, de manera que al impactar contra el blanco voltease produciendo heridas más importantes que las ocasionadas por el 7.62, mucho más estable.

Los primeros estudios sobre la eficacia de las armas datan de principios del siglo XX, pero no fue hasta 1975, en Alemania y Estados Unidos, cuando se empezaron a sistematizar. De esa época son las normas universalmente reconocidas en la actualidad.

DETENCIÓN. FUERA DE COMBATE. VULNERABILIDAD

Con las consideraciones expuestas, la Balística de las Heridas pretende sentar las bases para conseguir un diseño racional del conjunto arma-munición que tenga en cuenta un nuevo aspecto –**la detención**– entendida como la cesión de energía mediante pérdida de velocidad y deformación de la bala. La evaluación del efecto se realiza con disparos

sobre gelatina transparente, fig. 1.5. Las dimensiones del hueco creado pueden medirse fácilmente, fig. 2.5.



Figura 1.5. Un proyectil de 38 mm, disparado sobre gelatina o tejido muscular, sufre deformaciones semejantes

como a dejarle físicamente no apto para el combate.

Una bala con un buen perfil aerodinámico suele poseer una **capacidad de detención** excelente a la distancia eficaz, capaz de lograr la inhabilitación del combatiente (debido al factor de precesión f_2 de la constante k , que más adelante se explica, causante de una gran desestabilización aerodinámica, con el consiguiente cabeceo al penetrar en el cuerpo). Esta capacidad de detención, a veces excesiva a distancias inferiores a la eficaz, también puede, sin embargo, tornarse en escasa a distancias cortas o muy largas; lo cual, aunque parezca paradójico, no tiene mucha importancia ya que detrás y al lado del enemigo sigue habiendo enemigos y, circunstancialmente, estos excesos o defectos pueden ser aprovechables. Un ejemplo de lo que acabamos de decir es el proyectil de 9 mm parabellum, fig. 3.5, deformado al atravesar un tejido y, sin embargo, capacitado todavía para atravesar varias chapas de acero.

Sin embargo, en las armas cortas policiales los proyectiles «semiblandados» son absolutamente necesarios pues hay numerosísimos hechos registrados en los que delincuentes desesperados se enfrentaron a tiros con la policía a pesar de haber recibido uno, dos, tres o más impactos de bala «blindada» (no semiblandada), de suficiente calibre, pero de deficiente capacidad de detención.

Por último, apuntemos que la OTAN, en el manual AC/225-D/14, al presentar la «**Prueba de vulnerabilidad** del personal a los proyectiles de pequeño calibre», cita que, en el pasado, la Balística de las Heridas sólo se preocupaba del posible fuera de combate de un hombre no protegido para el que los proyectiles de pequeño calibre no tenían dificultad en conseguirlo a su alcance máximo, pero en la actualidad las especificaciones son más estrictas y concretas: hay que poner fuera de combate a un hombre semiprotégido, con casco y chaleco antibalas, a una distancia concreta, con armas y municiones más ligeras y prácticas.

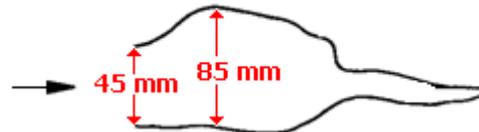


Figura 2.5. Hueco creado por una bala expansiva del 38 especial, disparada a 720 m/s y a 3 m de distancia

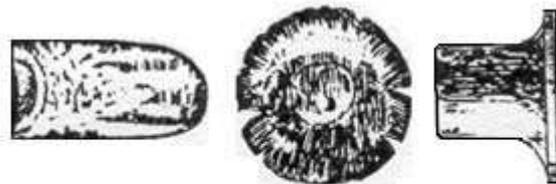


Figura 3.5. Proyectil de 9 mm parabellum deformado al atravesar un tejido

EFFECTOS DE LAS BALAS SOBRE EL CUERPO HUMANO

Se consideran fundamentalmente tres clases de efectos sobre el cuerpo humano: el **efecto hidráulico**, el **shock traumático o nervioso** y el **efecto hidrodinámico**; de los cuales este último tiene escasa significación, pero cualquiera de los otros dos es capaz de producir un eficaz fuera de combate o, incluso, la muerte.

El **efecto hidráulico** se basa en que todo sólido que penetra bruscamente en un recipiente totalmente lleno por un líquido ocasiona una sobrepresión dentro del mismo, proporcional al cuadrado de la velocidad incidente, capaz de desgarrar o romper las paredes del recipiente, provocando un estallido semejante a una explosión. En el cuerpo humano existen varios órganos, como el corazón, el bazo o la vejiga de la orina, que se comportan como recipientes llenos de líquido o sustancias semilíquidas que estallarían con el impacto de una bala animada de velocidad suficiente. Está demostrado que cualquier bala que incida en el organismo humano a 400 m/s o más provoca el efecto hidráulico. Por debajo de esa velocidad sólo hay peligro de muerte si el impacto afecta a un órgano vital. Las armas cortas rara vez provocan este efecto salvo que se usen a escasa distancia, prácticamente a quemarropa.

El **shock traumático o nervioso**, si bien es un hecho real, no está perfectamente explicado. Algunos golpes secos, asestados con o sin instrumentos, en determinadas partes del cuerpo, son capaces de provocar súbitas inhibiciones que dejan a la persona sin sentido. Es un eficazísimo fuera de combate que puede ser pasajero o definitivo. Algunos cirujanos y especialistas en Balística de la Heridas aseguran que puede presentarse en impactos de balas animadas de muy altas velocidades, no inferiores a 800 m/s.

El **efecto hidrodinámico**, de escasa importancia, está creado por la onda de choque, breve e intensa, que se desplaza por el tejido biológico a la velocidad del sonido, unos 1500 m/s; velocidad muy superior a la del proyectil que penetra. Normalmente no ocasiona lesiones significativas.

MÉTODOS EXPERIMENTALES DE EVALUACIÓN

Cuando una bala animada de la velocidad adecuada penetra en un medio blando, desaloja bruscamente las partículas del medio en dirección perpendicular a la trayectoria de entrada. Las partículas desplazadas, que adquieren la energía cinética de la bala, se alejan del agujero de penetración con velocidad decreciente hasta que, detenidas por las fuerzas elásticas del medio, vuelven otra vez a su posición primitiva. Se forma así un **hueco temporal**, fig. 4.5., cuyo diámetro máximo se alcanza cuando la energía cinética de las partículas se transforma totalmente en energía elástica. El fenómeno se repite varias veces, cada vez con menor intensidad. Estos huecos temporales sucesivos son como pulsaciones que siguen a la entrada de la bala. Existen modelos matemáticos para estudiarlos que dependen fundamentalmente de su volumen.

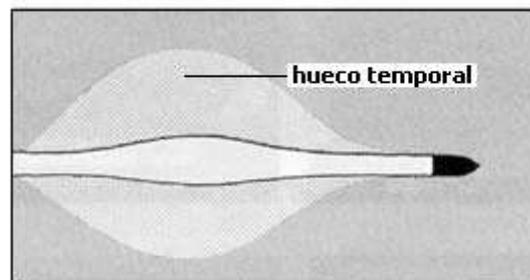
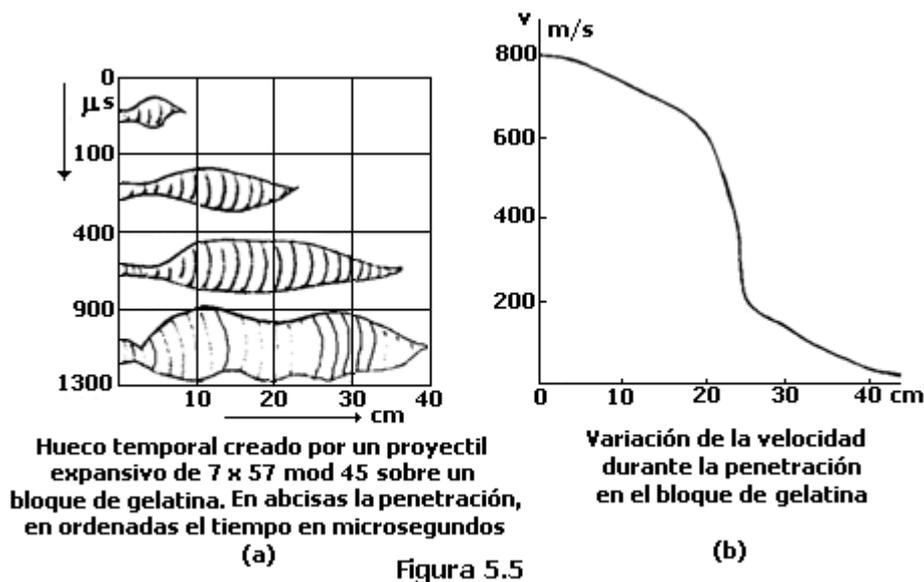


Figura 4.5 Hueco temporal



Robin Coupland y Beat Kneubuehl muestran las trayectorias de dos proyectiles de 12.7 x 99 mm disparados en bloques de jabón

Un proyectil debe ocasionar un hueco temporal que asegure el fuera de combate. Es necesario realizar ensayos y rigurosas evaluaciones para tener la seguridad de que la especificación del fuera de combate se cumple. Para ello se emplean bloques de gelatina al 20% en peso, preparados según normas de la OTAN, y dispositivos formados por cronógrafos de infrarrojos, rayos X y cámaras ultrarrápidas. En estos ensayos se miden, por ejemplo, fig.5.5, las pérdidas de velocidad de la bala en la gelatina, la velocidad a 10 m de la boca y a 10 m del bloque de gelatina, la oblicuidad y el tamaño de los huecos temporales. Del análisis de estos datos se obtiene la **probabilidad de conseguir un fuera de combate**.



La velocidad de la bala en un punto interior del tejido v_s , en función de la velocidad remanente v_r , viene dada por la expresión:

$$v_s = v_r \exp(-ks)$$

con

$$k = \frac{C\rho f_1 f_2 A}{2p^2}$$

donde s es la distancia recorrida en el interior del cuerpo, C el coeficiente aerodinámico, ρ la densidad del tejido, f_1 es un coeficiente que tiene en cuenta la forma de la punta del proyectil (es menor, igual o mayor a la unidad, según sea la bala ojival, de punta roma o de punta plana), f_2 es el coeficiente de precesión (crece con el ángulo de precesión que, como sabemos, depende de la estabilidad en vuelo), A es el área de la sección de la bala y p su peso.

Experimentalmente se comprueba que la energía de la bala en un punto s responde a la siguiente expresión:

$$E_s = \frac{1}{2} \frac{p}{\rho} v_s^2$$

que, si se evalúa en el instante del impacto, es:

$$E_i = \frac{1}{2} \frac{p}{\rho} v_i^2$$

donde v_i es la velocidad al llegar al blanco.

También se observa que el volumen V del hueco temporal es proporcional a la energía cedida por la bala a su paso por el tejido hasta el punto de parada s :

$$V = \lambda E_s$$

Esto explica por qué la bala que incide y atraviesa los tejidos con gran energía, pero cede poca, apenas produce efectos; mientras que si la misma bala incide con menos energía, pero cede toda –por quedarse dentro del cuerpo– produce mayores efectos. La constante λ se determina experimentalmente.

Capacidad de detención

Para determinar la capacidad de detención se emplean criterios comparativos entre varios parámetros que informan de distintas características de las municiones. Aquí elegimos cuatro, aunque en un análisis más exhaustivo podrían emplearse más.

La primera característica es el **poder de detención** P_d de un proyectil de calibre D , definido por la expresión:

$$P_d = E_i D^2$$

donde E_i es la energía en el instante del impacto

$$E_i = \frac{1}{2} \frac{p}{\rho} v_i^2$$

v_i es la velocidad del proyectil al impactar, p su peso y ρ la densidad del blanco.

La segunda característica es el **índice de fuera de combate** I_{fc} , obtenido mediante evaluación ponderada de datos del proyectil como el peso, la velocidad, el calibre y la forma; y de datos del blanco como el punto de impacto o el nivel de protección, entre otros.

La tercera característica es la **energía cedida** E_s en el recorrido del proyectil a través del blanco:

$$E_s = \frac{1}{2} \frac{p}{\rho} v_s^2$$

donde v_s es la velocidad del proyectil a lo largo del blanco.

Por último, podemos medir el **volumen del hueco temporal V** que, como dijimos, se supone proporcional a los efectos médicos producidos (dolor, shock, etc.).

Con estos datos se elabora el siguiente cuadro donde se han considerado tres proyectiles hipotéticos A, B y C, que vamos a comparar.

Proyectil	P_d kpm x cm ²	I_{fc}	E_s kpm	V cm ³
A	30	10	15	500
B	35	25	20	700
C	60	40	35	1500

El **proyectil A** es una munición límite en lo que a capacidad de detención se refiere. Cualquier valor de P_d , I_{fc} , E_s o V por debajo de los indicados es claramente **insuficiente**. Un fuera de combate al primer impacto sería muy poco probable. Repetir la acción es absolutamente necesario para lograr una incapacitación.

El **proyectil B** tiene una capacidad de detención **suficiente**. Hay más de un 50% de probabilidad de conseguir un fuera de combate al primer impacto. Repetir la acción es prácticamente innecesario.

Por último, el **proyectil C** es una munición con capacidad de detención **excesiva**. La probabilidad de conseguir un fuera de combate al primer impacto es superior al 90%. Repetir la acción es muy improbable.

En el siguiente cuadro se presentan los valores de P_d , I_{fc} , E_s y V de varios proyectiles. En la columna de la derecha aparece el tanto por ciento de probabilidad del fuera de combate **P%**.

Proyectil	Tipo	P_d	I_{fc}	E_s	V	P%
9 mm parabellum	Blindada PR	41	18	28	700	60
9 mm parabellum	Semiblindada PB	45	10	27	1100	75
9 mm largo	Blindada PR	42	20	30	750	60
9 mm largo	Semiblindada PH	47	25	43	1650	93
38 especial	Blindada PR	17	8	13	180	5
38 especial	Semiblindada PH	42	28	30	1720	95

PR: Punta Roma PB: Punta Blanda PH: Punta hueca

MEDIOS DE PROTECCIÓN

Para protegerse contra la munición y la metralla se deben emplear materiales ligeros que no limiten la capacidad de movimientos del usuario ni añadan pesos excesivos a los blancos, pero que detengan un disparo a gran velocidad. Para ello, los medios de protección deben resistir la penetración del proyectil y disipar gran parte de su energía cinética. Este objetivo es muy difícil de conseguir con balas a gran velocidad sin emplear equipamientos muy pesados y voluminosos. Además, en el caso de los chalecos antibalas, el sujeto puede recibir parte de la energía del impacto a través de la superficie de contacto entre el chaleco y el cuerpo.

Son muchos los materiales que se usan. Citaremos los más empleados explicando muy someramente sus características.

Corazas metálicas

Estas corazas evitan la penetración porque el proyectil normalmente se destruye durante el impacto. Se suelen instalar en puertas y asientos de helicópteros y vehículos automóviles. Pueden resistir más de un impacto en la misma zona, pero tienen el inconveniente de que, además de deformarse permanentemente, son muy pesadas y transmiten parte de la energía del impacto a su entorno, en forma de onda de choque, fig. 6.5. Así, si se emplean en un chaleco antibalas, tanto la deformación como la onda de choque pueden causar lesiones al usuario.

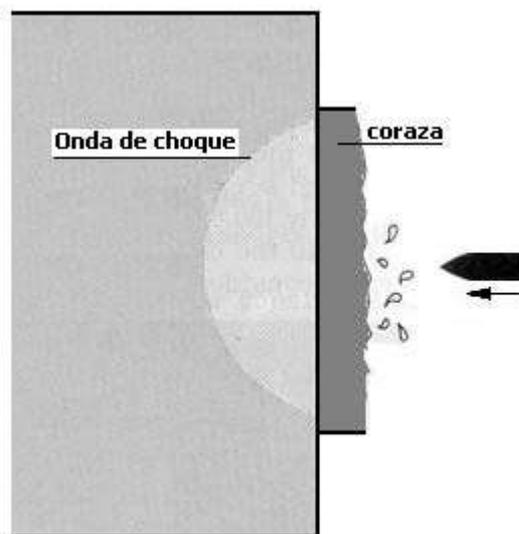


Figura 6.5. Efecto sobre una coraza metálica

Corazas de material plástico

No son tan eficaces como las metálicas si se pretende una protección válida ante más de un impacto. Para mantener el nivel de protección es preciso reemplazar la zona del impacto. Son menos pesadas que las metálicas y especialmente efectivas contra esquirlas y fragmentos que provengan de granadas y minas.

Corazas cerámicas

Los materiales cerámicos se caracterizan por su baja densidad y su dureza. Presentan una resistencia al impacto parecida, o incluso superior, a las corazas metálicas, pero las zonas de impacto tienen que reemplazarse después de cada disparo. Esta desventaja y el alto coste de fabricación hacen que no se empleen salvo en situaciones muy específicas.

Corazas textiles

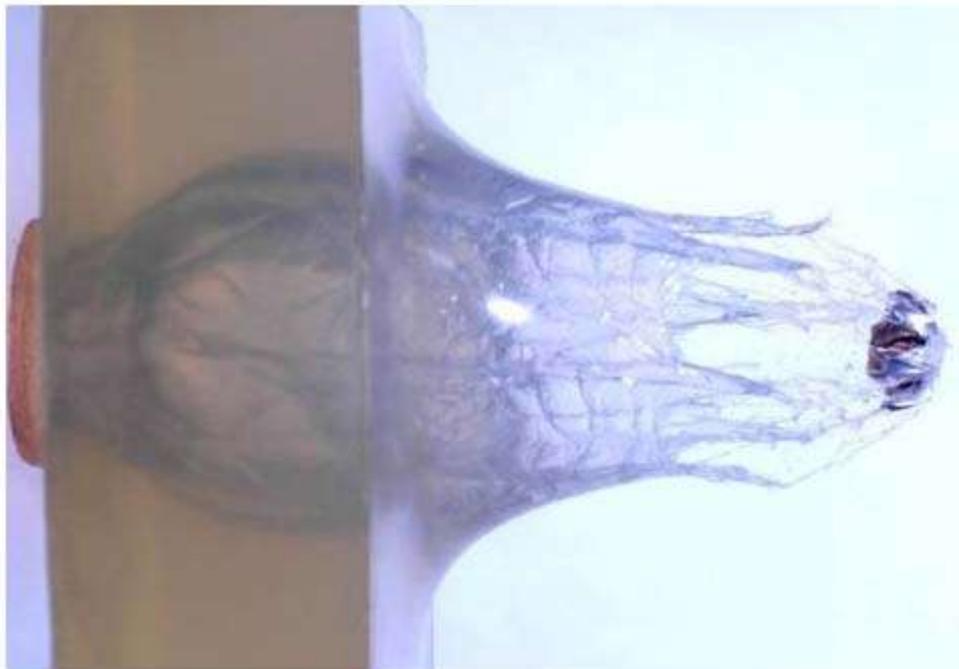
Están compuestas por densas capas de fibras entrelazadas, de nylon y kevlar principalmente. Son capaces de detener proyectiles porque su punta se deforma al entrar en contacto con la malla de fibras. Son flexibles, relativamente livianas y se pueden incorporar como prendas de vestir, pero el usuario puede resultar dañado por las propias fibras de protección, aunque siempre en menor medida que el propio impacto de la bala.

Corazas transparentes

A este grupo pertenecen los cristales y el metacrilato. El cristal es el único antibalas transparente que puede resistir disparos de rifle, pero se necesita emplear varias láminas para paliar la fragmentación del vidrio y aglutinar las esquirlas que se producen en el impacto. El metacrilato no se fragmenta, pero sólo es útil contra balas a baja velocidad.

Corazas compuestas

Se utilizan para disipar gran cantidad de energía cinética sin transmitirla al objetivo protegido. Están formadas por tres capas, una de metal, otra de cerámica y la última de material plástico, que conjugan las ventajas de cada uno. Tienen el inconveniente de su limitada capacidad de reutilización debido principalmente al deterioro de la cerámica.



Proyectil del calibre 45 impactando sobre gelatina

CAPÍTULO 6

INSTRUMENTACIÓN BALÍSTICA

BALÍSTICA INTERIOR

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE PRESIÓN, 138

- Medidas de presión máxima, 138
- Manómetros «crusher», 138
- Cañón con tubo probeta, 139
- Medidas de presión con manómetros piezoeléctricos, 140

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DEL MOVIMIENTO DEL PROYECTIL, 140

- Interferómetro de microondas, 140
- Interferómetro láser, 140
- Método óptico, 141
- Método resistivo, 141
- Método de contacto directo, 142
- Transductor de desplazamiento, 142

BALÍSTICA EXTERIOR

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE VELOCIDAD Y ACELERACIÓN, 142

- El péndulo balístico, 142
- Fotodetector, 143
- Radar Doppler, 144
- Fribasing, 145

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE DERIVA Y SPIN, 146

- Sonda de deriva, 146

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE POSICIÓN, 147

- Indicador de posición, 147
- Pantallas de malla metálica, 147

FOTOGRAFÍA DE ALTA VELOCIDAD, 148

- Sistema fotográfico, 148
- Fotografía de «microflash», 148
- Fotografía de sombras, 149
- Técnica Schelieren, 151
- Fotografía con cámaras digitales, 151

FOTOGRAFÍA CINEMATográfica, 152

Iluminación, 152

Cámaras de baja velocidad, 152

Cámaras de velocidad media, 153

Cámaras de alta velocidad, 154

Cámaras intensificadoras de imagen, 155

Cámaras de rayos X, 156

Cámaras de vídeo de alta velocidad, 156

CAPÍTULO 6

INSTRUMENTACIÓN BALÍSTICA

Todos los fenómenos balísticos se desarrollan a altas velocidades y con un gran número de complejas interacciones. Por ello, para estudiarlos es necesario usar equipos de medida especiales. El objetivo de este capítulo es exponer, someramente, algunos de estos aparatos.

Se mostrarán una serie de instrumentos para realizar medidas en el interior del cañón, como las presiones y el desplazamiento del proyectil a lo largo de la caña; y en el exterior, como la velocidad inicial en la boca, el alcance, la deriva y la velocidad de spin. Asimismo se expondrán varias técnicas fotográficas aplicables a todas las ramas de la Balística.

BALÍSTICA INTERIOR

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE PRESIÓN

Esta instrumentación tiene por finalidad determinar la presión en el interior de la caña creada por los gases generados durante la combustión de la carga de proyección. Se persiguen dos objetivos: cuantificar la presión máxima y conocer las variaciones de presión hasta la salida del proyectil por la boca.

El estudio de la presión permite simular las condiciones que se producen en un disparo y sirve para efectuar comprobaciones poco costosas del funcionamiento de las armas, y para desarrollar nuevos modelos de cañones.

Medidas de presión máxima

Básicamente existen dos sistemas para medir la presión máxima en el interior del ánima: Los manómetros «crusher» y los cañones con tubos probeta.

Manómetro crusher

El manómetro «crusher», inventado por Andrew Noble en 1860 y plenamente en vigor en la actualidad, es un dispositivo mecánico que se coloca en la carga de proyección, en el fondo de la vaina si la pólvora no está en saquetes.

Al producirse el disparo los gases generados por la combustión de la pólvora comprimen un émbolo, fig. 1.6., que aplasta un cilindro o esfera, normalmente de cobre, reduciendo su longitud o diámetro. Después del disparo se mide la longitud o diámetro residual, fig. 2.6. Con este dato se entra en unas tablas, aportadas por el fabricante, que proporcionan la presión máxima que se ha producido. Reemplazando el cilindro o esfera, el manómetro puede reutilizarse.

La principal ventaja que presenta este manómetro es que puede emplearse en cualquier cañón de calibre igual o superior a 40 milímetros, ya que no es necesario manipular ningún elemento del arma. También, debido a que no requiere equipamientos especiales, se puede utilizar fuera de los polígonos de experiencias, en cualquier campo de tiro.

En España, sólo el Taller de Precisión y Centro Electrónico de Artillería (TPYCEA), situado en Madrid, perteneciente al Ministerio de Defensa, posee homologación de la OTAN para elaborar manómetros «crusher». Desde principios de los años 90 los que fabricaba, y que utilizaban todos los polígonos de experiencias y fabricantes de armas y explosivos, eran el MT-26-BP y MT-26-AP para bajas y altas presiones respectivamente. A lo largo de 1997 y 1998 desarrolló el MT-43, cuya principal ventaja es que puede ser utilizado, tanto para bajas como para altas presiones, con sólo cambiar de cilindro y colocar un postizo en el fondo, fig. 2.6. Fue presentado en 1998 a las pruebas de homologación realizadas por la OTAN en Inglaterra, con la participación de EE. UU., Francia, Alemania e Inglaterra, únicos países, con España, fabricantes de manómetros «crusher».

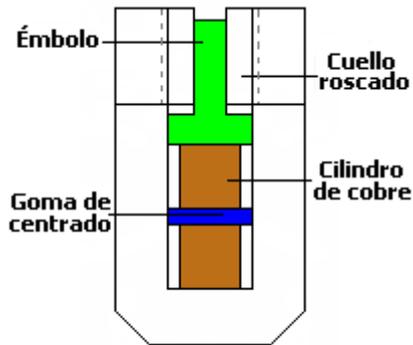


Figura 1.6. Esquema Manómetro crusher

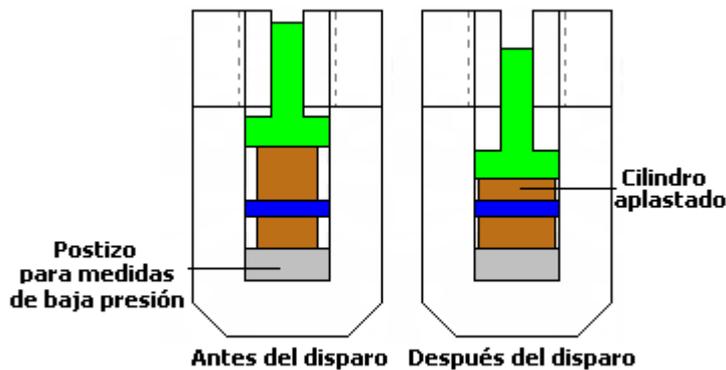


Figura 2.6

Cañón con tubo probeta

Este tipo de cañones se suelen emplear con municiones de pequeño calibre, por debajo de 40 mm. En la figura 3.6. se presenta un croquis del tubo probeta de 20/70 milímetros que nuestra Armada tiene en el Polígono de Experiencias de Torregorda (Cádiz).

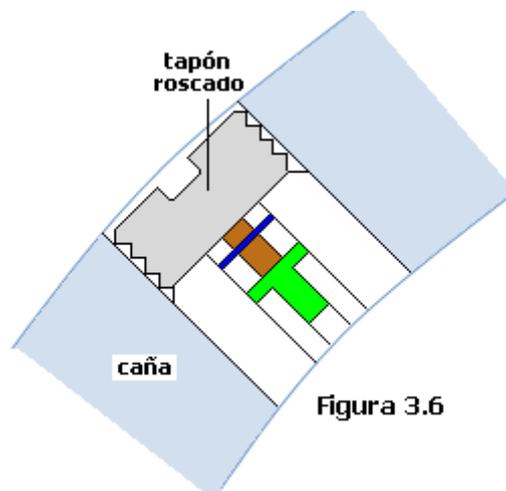


Figura 3.6

En la recámara tiene una perforación donde se aloja el cuerpo que sostiene un cilindro de cobre y un émbolo sobre el que actúa la presión de los gases. El conjunto se cierra con un tapón roscado en la propia caña.

Para efectuar la medida se realiza un taladro en la vaina de manera que, cuando el disparo está en la recámara, el orificio coincide con el émbolo del manómetro. Al disparar, los gases generados mueven el émbolo comprimiendo el cilindro de cobre. Con la longitud residual de este cilindro se cuantifica la presión máxima.

Medidas de presión con manómetros piezoeléctricos

Las medidas con manómetros piezoeléctricos proporcionan un registro continuo de la presión en función del tiempo. Se basan en la propiedad que poseen algunos cristales de generar una tensión eléctrica proporcional a la presión a la que están sometidos.

Se colocan en la pared interior de la caña, en una perforación a la altura de la recámara. La señal del manómetro se amplifica y se graba en un soporte para su reproducción y análisis.

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DEL MOVIMIENTO DEL PROYECTIL

Con los sistemas de medida del movimiento del proyectil a lo largo de la caña se obtiene información sobre el desplazamiento axial durante el disparo.

Interferómetro de microondas.

Es un medidor de interferencias. Una fuente de microondas de frecuencia conocida produce una señal que alimenta a una antena y a un reflector desechable que se extiende a lo largo de la caña del arma.

Durante el disparo parte de la señal procedente del reflector se refleja en el proyectil en movimiento y se recoge en la misma antena. Cuando se compara la señal reflejada con la transmitida se observan cambios de fase que permiten conocer el movimiento del proyectil.

Las frecuencias de microondas usadas normalmente pertenecen al entorno de los 10000 MHz (banda X) y al de los 135000 MHz (banda Q), dependiendo del calibre. Utilizando precisamente las frecuencias de 10000 y 135000 MHz se registran interferencias máximas cada vez que el proyectil se desplaza 15 ó 4.5 milímetros respectivamente. El número de máximos es, por lo tanto, una medida de la distancia recorrida por el proyectil.

Interferómetro láser

El láser, debido a su menor longitud de onda, proporciona una discriminación superior a la obtenida con las microondas.

Al ser su frecuencia muy alta, incluso a bajas velocidades del proyectil en el ánima, es necesario utilizar un procesamiento electrónico para cuantificar el número de interferencias máximas.

El uso del láser de dióxido de carbono, en vez del más corriente de helio-neón, permite que las distancias entre interferencias máximas sean de 0,315 micrómetros. Con esta resolución es posible conocer el desplazamiento del proyectil con más precisión que con cualquier fuente de microondas.

Método óptico

Como se aprecia en la fig. 5.6., una radiación luminosa reflejada en la parte frontal del proyectil, donde se ha colocado un espejo, se dirige hacia un fotodetector sensible a la luz. Así se mide el desplazamiento.

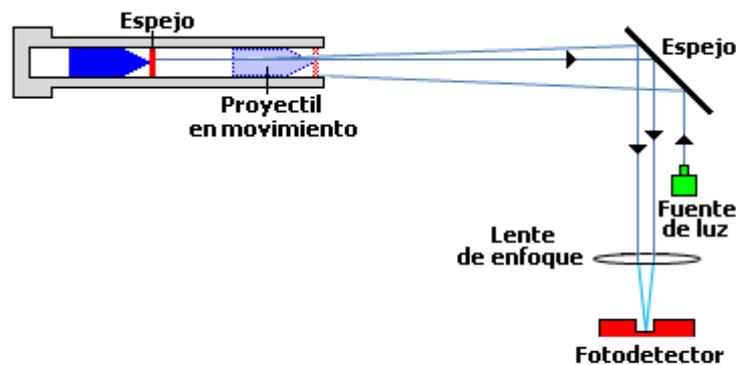


Figura 5.6. Método óptico para detectar el movimiento del proyectil dentro del ánima

Cuando el proyectil está en su posición de arranque, el rayo de luz incide sobre el centro del espejo colocado en la ojiva y el rayo reflejado pasa, sin experimentar variación, a través de un sistema de procesamiento óptico. Sin embargo, al moverse hacia la boca del cañón, la trayectoria del rayo reflejado cambia e incide con diferentes ángulos sobre el fotodetector del cual se coloca una pieza de cristal con revestimientos progresivos que deja pasar la radiación de forma diferente dependiendo del punto donde incida el rayo. A continuación, una lente enfoca los rayos hacia el fotodetector. De la intensidad luminosa captada se deduce el desplazamiento del proyectil.

Método resistivo

En este método se coloca una especie de «copa» invertida en la ojiva del proyectil, conectada a un cable sonda de resistencia constante por unidad de longitud, que a su vez está sujeto a un soporte de gran solidez, normalmente metálico, fig. 6.6.

Una fuente de corriente continua se conecta al cable sonda. La corriente circula a través del cuerpo del proyectil hacia la caña del arma, de manera que el proyectil actúa como un terminal móvil de baja resistencia. Cuando se produce el disparo, el proyectil se mueve y el cable sonda se recoge en la «copa»

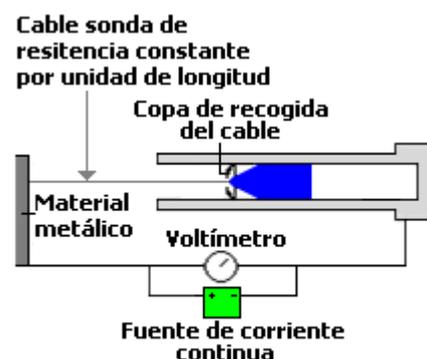


Figura 6.6. Método resistivo

disminuyendo su longitud y , como consecuencia, su resistencia eléctrica. Este cambio de resistencia modifica la tensión medida por un voltímetro. Con este dato se deduce el desplazamiento del proyectil a lo largo del ánima.

Método de contacto directo

Este sistema está formado por una serie de sondas independientes, insertadas a través de orificios taladrados en la caña, que se ponen en contacto con el proyectil cuando se desplaza por el ánima. Las sondas están conectadas a una serie de circuitos eléctricos que se cierran a medida que el proyectil se mueve, proporcionando las señales de las que se puede deducir el movimiento del proyectil.

Transductor de desplazamiento

Este sistema, fig.7.6., usa una bobina que rodea a un cilindro hueco a través del cual pasa una varilla colocada en la ojiva del proyectil.

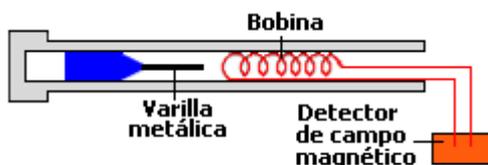


Figura 7.6. Método resistivo

Se trata de un transformador de núcleo móvil. Durante el disparo la varilla se mueve a través de la bobina modificando el núcleo del transformador y, por tanto, la intensidad de su campo magnético. De la medida del campo magnético se deduce el desplazamiento del proyectil.

BALÍSTICA EXTERIOR

En esta sección se describen algunos de los equipos utilizados para el estudio de la Balística Exterior. Los datos que más interesa conocer son: la trayectoria del proyectil, la velocidad, la deceleración, la deriva y la velocidad de spin.

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE VELOCIDAD Y ACCELERACIÓN

El péndulo balístico

Históricamente, el primer método que se empleó para medir la velocidad de un proyectil fue el péndulo balístico, sugerido por Cassini en 1707, y utilizado por primera vez por Robins en 1740. Expliquemos su fundamento con un ejemplo: Un proyectil de masa $m = 56.7$ gramos impacta con una velocidad desconocida v sobre una masa $M_1 = 3.6$ kg colocada en la parte inferior de una barra que se encuentra en reposo colgada del apoyo O , situado a $R = 40.6$ cm de la masa M_1 . En el otro extremo de la barra está otra masa, también de 3.6 kg, a una distancia $r = 20.3$ cm de O . Después del impacto, el proyectil se incrusta en M_1 y la barra gira un ángulo $\theta = 52^\circ 30'$ en torno al apoyo O , fig. 8.6. Con estos datos se puede calcular la velocidad v del proyectil.

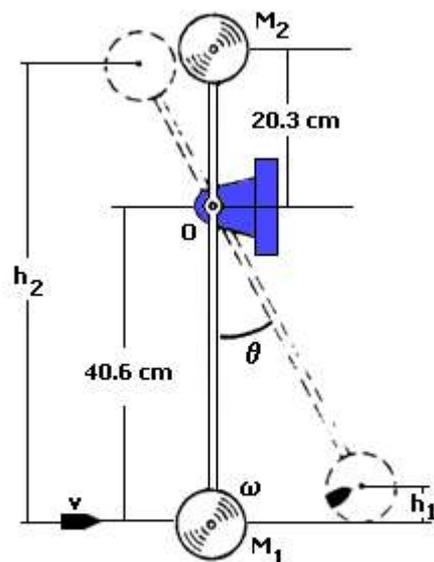


Figura 8.6. Péndulo balístico

Supongamos que la barra es de masa despreciable y que las masas m , M_1 y M_2 son puntuales. Con estas simplificaciones, antes y después del impacto se debe cumplir el principio de conservación del momento cinético respecto al punto O, es decir:

$$mvR = (m + M_1 + M_2)\omega \quad (1)$$

donde ω es la velocidad angular que adquiere el péndulo.

Después del impacto, si despreciamos la energía disipada en la deformación tanto del proyectil como de la masa M_1 , las energías cinética y potencial de m , M_1 y M_2 se transforman íntegramente en energía potencial cuando se alcanza el ángulo θ de máxima oscilación del péndulo, es decir:

$$\frac{1}{2}(m + M_1)v_1^2 + \frac{1}{2}M_2v_2^2 + M_2g(R + r) = (m + M_1)gh_1 + M_2gh_2 \quad (2)$$

Pero, $h_1 = R - R \cos \theta$ y $h_2 = R + r \cos \theta$. Además, se cumple que $v_1 = \omega R$ y $v_2 = \omega r$. Por tanto, con la expresión (2) podemos despejar ω , cuyo valor sustituimos en (1), de donde, finalmente, deducimos:

$$v = \frac{m + M_1 + M_2}{mR} \sqrt{2g \frac{(m + M_1)R - M_2r}{(m + M_1)R^2 + M_2r^2} (1 - \cos \theta)}$$

Si introducimos los datos, obtenemos 874.5 m/s para la velocidad del proyectil.

Fotodetector

Es un sistema opto-electrónico que determina la velocidad de un proyectil midiendo el tiempo que invierte en recorrer una distancia conocida. Está formado por dos pantallas, fig. 9.6., con detectores fotosensibles y un contador de tiempo. Pueden utilizarse diferentes tipos de pantallas dependiendo del tamaño del proyectil y del ángulo de elevación del disparo.

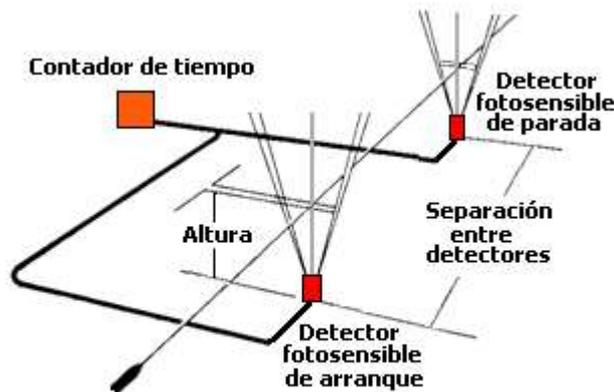


Figura 9.6. Equipo de fotodetección

Cada pantalla consta de una lente, una ranura y un detector fotosensible acoplado a un amplificador. Su disposición permite que la luz solar, existente por encima de la pantalla, sea recogida por la lente y enfocada a través de la ranura, incidiendo en el fotodetector. El paso del proyectil interrumpe parcialmente el flujo de luz provocando una reacción en el contador de tiempo.

Para medir la velocidad se dispara por encima de las dos pantallas. El paso del proyectil por la primera inicia el contador, cuando cruza la segunda lo detiene. La

velocidad, considerada prácticamente constante, se calcula mediante los datos registrados en el contador de tiempo.

Para conocer la velocidad en diferentes puntos de la trayectoria y, en consecuencia, la deceleración, se colocan varias parejas de pantallas.

Radar Doppler²⁵

Si un radio transmisor emite una señal de onda continua (no pulsada), dirigida hacia un proyectil que se aleja de la fuente, parte de la radiación se refleja. La señal reflejada se recibe en un radio receptor, situado cerca del transmisor, que también está alimentado directamente con la señal emitida por el transmisor, fig. 10.6. De esta manera el receptor dispone tanto de la onda emitida como de la reflejada.

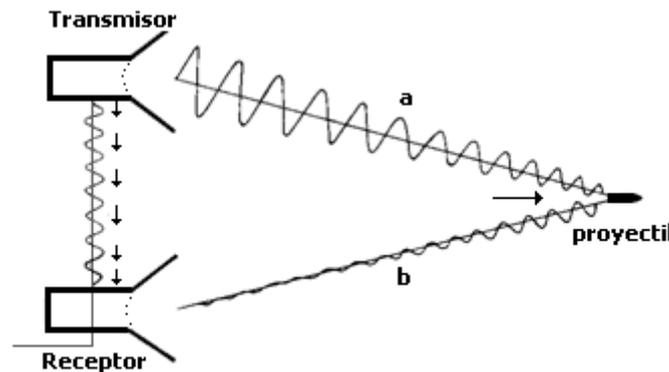


Figura 10.6. Principio de funcionamiento del radar Doppler

Para determinadas posiciones del proyectil a lo largo de la trayectoria, las dos ondas están en fase y, por lo tanto, al interferir, se refuerzan, registrándose en el receptor la máxima señal. Para otras posiciones, sin embargo, las dos ondas están desfasadas, incluso en determinados momentos se producen desfases de 180° y se originan señales mínimas. En consecuencia, en el receptor se detectan máximos y mínimos mientras el proyectil se aleja del transmisor.

Supongamos que partimos de un máximo en el receptor; el recorrido seguido por las ondas, desde el transmisor hasta el receptor, es la suma de los caminos a y b . Si el proyectil se mueve una distancia igual a media longitud de onda $\lambda/2$ se produce otro máximo, y el recorrido total es:

$$(a + \lambda/2) + (b + \lambda/2) = a + b + \lambda$$

Por lo tanto, el tiempo T entre dos máximos es el empleado por el proyectil en recorrer la mitad de una longitud de onda $\lambda/2$, es decir:

$$\frac{\lambda}{2} = vT$$

donde v es la velocidad del proyectil.

²⁵ En honor al físico y matemático austríaco Christian Doppler (1803–1853).

El número de máximos registrados por segundo en el receptor es la llamada frecuencia Doppler f , cuyo valor es $1/T$:

$$f = \frac{2v}{\lambda}$$

Como la longitud de onda λ se conoce²⁶, la medida de f determina la velocidad del proyectil. Además, la mayor parte de los radares Doppler están equipados con un sistema de tratamiento de datos que permite calcular la deceleración del proyectil a partir de las medidas de velocidad.

En general, el radar Doppler es más versátil y eficaz que el fotodetector explicado anteriormente ya que puede emplearse en condiciones meteorológicas adversas (niebla, lluvia, etc.) que limitan a un sistema óptico. Tampoco precisa equipamientos situados en la parte delantera del arma que condicionen la línea de tiro. Entre sus desventajas cabe mencionar que, según la amplitud de la onda, es posible que un proyectil de pequeño calibre no produzca los reflejos adecuados para poder discriminar su velocidad.

Fribasing

Antes del desarrollo de los radares Doppler, e incluso con posterioridad, se utilizó en el Polígono de Experiencias de Torregorda un sistema para determinar la velocidad inicial de los proyectiles conocido con el nombre de *fribasing*. Consta de dos

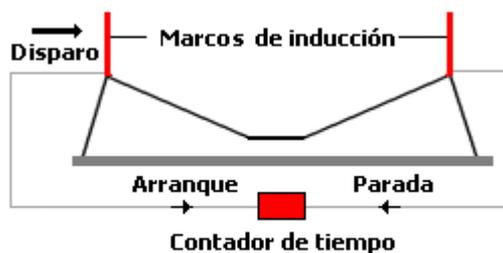


Figura 11.6. Esquema del sistema Fribasing

marcos de inducción magnética, fig. 11.6., separados una distancia conocida, del orden de 3 metros. A los marcos se conecta un contador de tiempo.

Los proyectiles se magnetizan mediante una corriente eléctrica antes de introducirlos en la recámara. Cuando el proyectil magnetizado atraviesa el primer marco de inducción, colocado cerca

de la boca del arma, se genera una señal eléctrica que dispara el contador de tiempo. El paso del proyectil por el segundo marco detiene el contador. Esta medida permite calcular la velocidad, supuesta prácticamente constante en ese intervalo.

A este sistema no le afectan las condiciones meteorológicas adversas (niebla, lluvia, etc.) como le sucede al fotodetector de funcionamiento similar. Es muy fiable, hasta tal punto que en muchos casos se empleó para contrastar los resultados de los primeros radares Doppler que se utilizaron en el Polígono de Experiencia de Torregorda.

²⁶ Los radares Doppler que se emplean en instrumentación balística trabajan a frecuencias en el entorno de los 10000 MHz, lo que supone longitudes de onda del orden de los 3 cm.

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE DERIVA Y SPIN

Sonda de deriva

La sonda de deriva se emplea para medir la deriva y la velocidad de rotación de los proyectiles en vuelo, independientemente de la posición en la trayectoria y de los ángulos de tiro. Está formada por un diminuto radio transmisor que emite una señal modulada en frecuencia por una célula solar cuando los rayos del sol atraviesan un pequeño orificio practicado en el cuerpo del proyectil.



Figura 12.6.
Célula en V

La célula solar tiene forma de V y se coloca paralelamente al eje longitudinal del proyectil en un armazón similar a una espoleta, fig. 12.6.

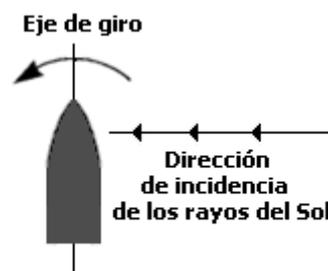


Figura 13.6

En vuelo, los rayos del sol que pasan a través del agujero inciden sobre la célula cruzando primero un brazo de la V y luego el otro durante cada revolución del proyectil. La posición en la que los rayos barren los brazos de la V depende del ángulo formado por el eje longitudinal del proyectil y la dirección con la que inciden, fig.13.6.

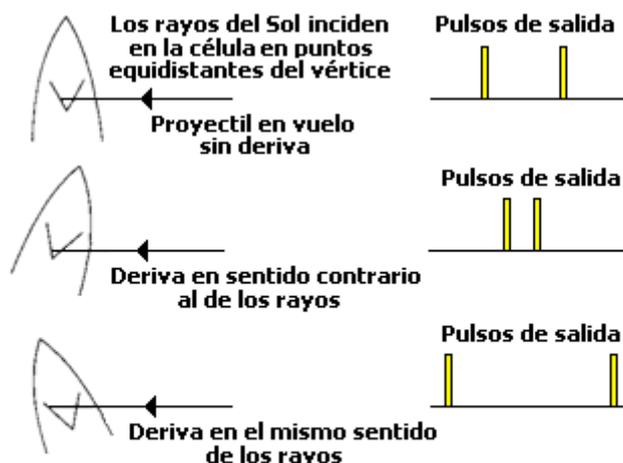
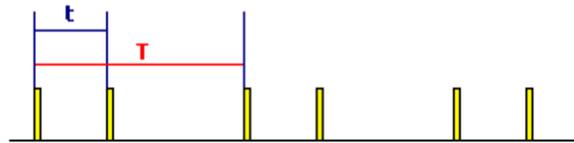


Figura 14.6. Principio de funcionamiento de la célula en V

La figura 14.6. ilustra el principio de funcionamiento. La transmisión de la información desde la sonda comienza unos 0.4 segundos después del disparo y se capta en un receptor. La señal consiste en un tren de ondas formado por pares de pulsos. Se transmite un par en cada revolución del proyectil. El tiempo entre dos pares sucesivos sirve para determinar la velocidad de giro, mientras que el tiempo entre los pulsos de cada par permite calcular el ángulo de deriva, fig. 15.6.



El tiempo T entre pares de pulsos define la velocidad de spin
El tiempo t entre dos pulsos define el ángulo de deriva

Figura 15.6. Interpretación de la señal emitida por la sonda

La información se puede almacenar para analizarla y conocer la deriva, la velocidad de spin, la precesión y la estabilidad del proyectil.

INSTRUMENTACIÓN PARA MEDIDAS DE POSICIÓN

Indicador de posición

El indicador de posición es un dispositivo electrónico que determina y graba automáticamente las coordenadas X e Y de un proyectil supersónico cuando pasa a través del plano que definen los sensores del equipo.

El sistema puede usarse para medir la posición de un único proyectil o las de varios en una ráfaga. Es capaz de discriminar proyectiles de dimensiones comprendidas entre 4 y 30 milímetros.

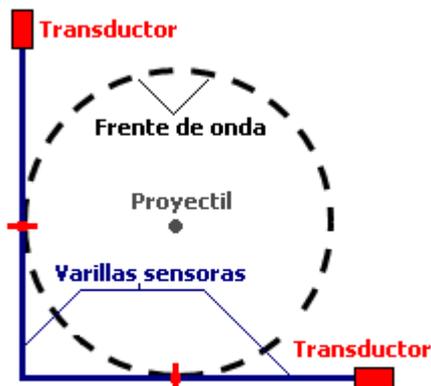


Figura 16.6 Esquema del indicador de posición

Las coordenadas de paso del proyectil se calculan a partir del punto de impacto de la onda de choque que acompaña a la ojiva, sobre dos sensores de presión en forma de varilla montados perpendicularmente. Se toma como origen de coordenadas el punto de intersección de las dos rectas ortogonales que pasan por el centro de las varillas. Cuando el proyectil pasa por el origen, la onda de choque golpea el centro de las varillas y, como consecuencia, son iguales los tiempos de llegada de las vibraciones longitudinales, fig. 16.6.

Dos transductores, montados al final de cada sensor, convierten las ondas de presión en señales eléctricas. Cuando el proyectil pasa por cualquier punto (que no sea el origen de coordenadas) las señales eléctricas están separadas un intervalo de tiempo que depende de lo que tarda en llegar la onda de choque a los sensores.

Pantallas de malla metálica

En el Polígono de Torregorda (Cádiz) se utiliza un equipamiento menos sofisticado y muy barato, pero no por ello menos efectivo que el indicador de posición anterior. Consiste en un marco rectangular, de 10 metros de alto por 6 de ancho, con una malla metálica, fig. 17.6, que se sitúa a una determinada distancia según el calibre del proyectil. Se realizan disparos

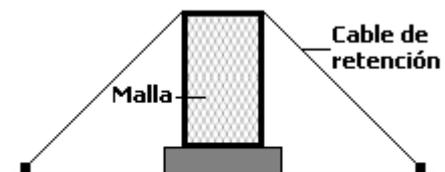


Figura 17.6. Malla metálica

con el cañón trincado en orientación y elevación. Al atravesar la malla, los proyectiles dejan agujeros circulares equivalentes a su calibre. Tomando como referencia una de las esquinas, se miden las coordenadas de cada agujero. Con estos datos se calculan las medias y desviaciones típicas, cuyos valores deberán estar de acuerdo con los señalados en las especificaciones establecidas por la Armada para homologar un nuevo proyectil o para aceptar un lote en adquisición.

FOTOGRAFÍA DE ALTA VELOCIDAD

La fotografía de alta velocidad abarca un amplio campo. No obstante, sólo se analizarán aquellas técnicas ampliamente implantadas y fáciles de usar.

En general todos los sucesos balísticos tienen lugar muy rápidamente por lo que para obtener fotografías claras y nítidas es indispensable que los tiempos de exposición sean cortos.

Sistema fotográfico

Un sistema fotográfico básico está formado por una fuente de luz, un equipo óptico, un obturador y un medio para grabar la imagen. Hay una gran variedad; en la figura 18.6. se muestran los tiempos de duración de algunas fuentes de iluminación.

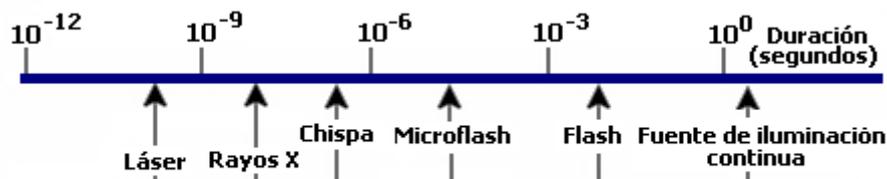


Figura 18.6. Tiempo de duración de algunas fuentes de iluminación

Tomemos como ejemplo un proyectil de 7.62 mm a una velocidad de 800 m/s, que se desplaza 1 mm en 1.25 microsegundos. Para «congelar» su movimiento se necesita una fuente de iluminación cuya duración sea considerablemente menor. Lo adecuado en este caso sería utilizar una chispa. Si se usara un «microflash», que dura unos 10^{-5} segundos, la imagen del proyectil sería borrosa.

Para registrar una imagen con una fuente de iluminación continua hay que emplear un obturador que se dispare según la velocidad del suceso, siendo por tanto éste, el obturador, el que limita la duración de la exposición. Y si lo que se pretende es obtener una serie de imágenes separadas cortos intervalos de tiempo, se puede recurrir a una secuencia de chispazos o flashes para que las imágenes se graben en superposición sobre una película estacionaria.

Fotografía de microflash

En este sistema se utiliza una fuente de iluminación intensa de una duración de pocos microsegundos, producida por una descarga de alto voltaje a través de una lámpara que contiene un gas, normalmente argón o xenón.

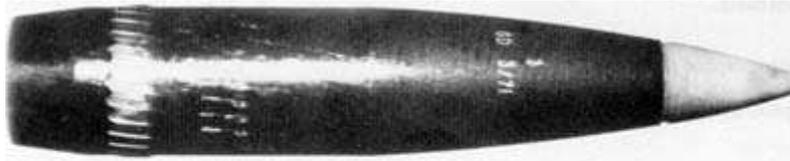


Figura 19.6. Microflash de un proyectil de 105 mm en vuelo

Proporciona la iluminación y el tiempo de exposición adecuado para conseguir una imagen definida de un objeto en movimiento, como la del proyectil de 105 mm *en vuelo* de la fig. 19.6. Pero sólo permite obtener imágenes de proyectiles subsónicos, ya que los supersónicos aparecen borrosos, fig. 20.6.

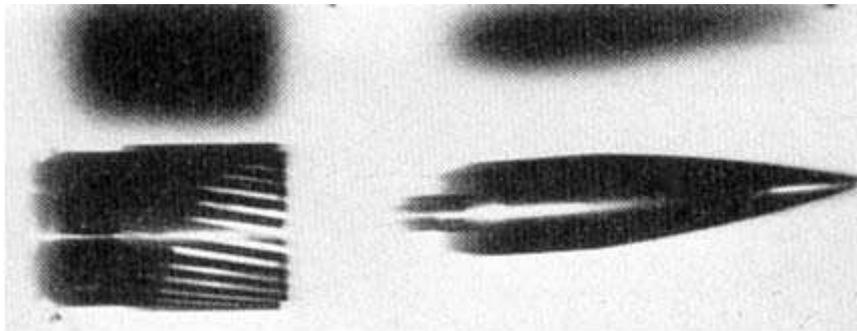


Figura 20.6. Microflash de un proyectil 20/120 APDS en vuelo

La fotografía de microflash se utiliza en trabajos balísticos encaminados a la observación de irregularidades en el comportamiento del proyectil en vuelo, o los daños producidos durante el disparo. Empleando flashes múltiples es posible obtener una secuencia de fotografías de un mismo suceso, separadas cortos intervalos de tiempo. También puede usarse para medir la velocidad de rotación. Para ello se dibujan unas líneas longitudinales en el cuerpo del proyectil y durante el vuelo se realizan dos fotografías separadas un tiempo conocido. De la posición relativa de las líneas, comparando ambas fotografías, se deduce la velocidad de spin.

Fotografía de sombras

La chispa constituye el método de iluminación más antiguo empleado en las fotografías balísticas. Suele tener una duración inferior a 0.5 microsegundos. Se produce mediante una descarga de alto voltaje, a través de una lámpara de argón colocada frente a una cámara, con una separación adecuada para permitir el paso del proyectil. La luz emitida impresiona la sombra del objeto en una película.

Cuando se desea obtener la sombra de un proyectil supersónico, la chispa se puede activar mediante un sensor que detecta la onda de choque formada delante de la ojiva, fig. 21.6.

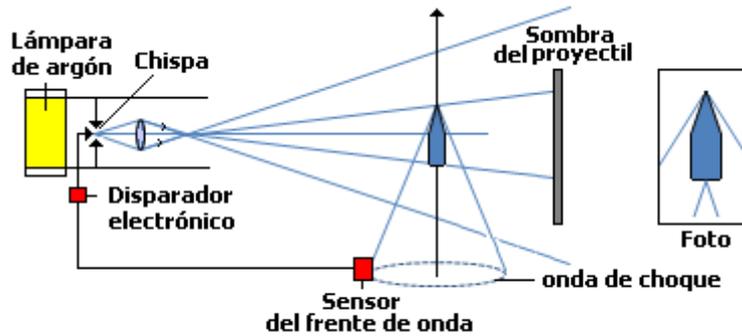


Figura 21.6. Fotografía de sombras

En este tipo de fotografías pueden aparecer unas líneas oscuras, provocadas al reflejarse la chispa en el medio heterogéneo que rodea al proyectil, debido a los gradientes de presión y densidad generados por la onda de choque, fig. 22.6.

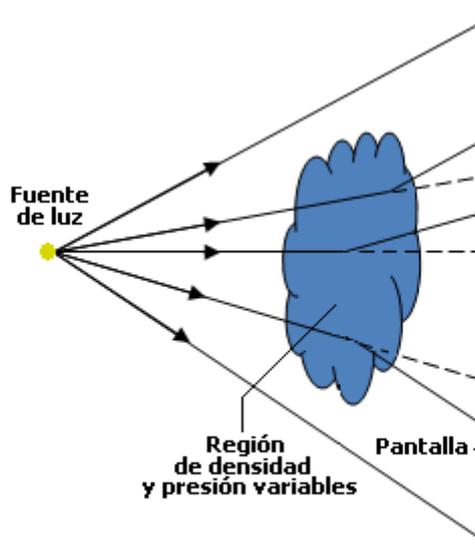


Figura 22.6. Rayos de luz, producidos por la chispa, incidiendo en un medio heterogéneo

Con una secuencia de varias chispas separadas en el tiempo se pueden obtener sombras sucesivas, fig. 23.6.

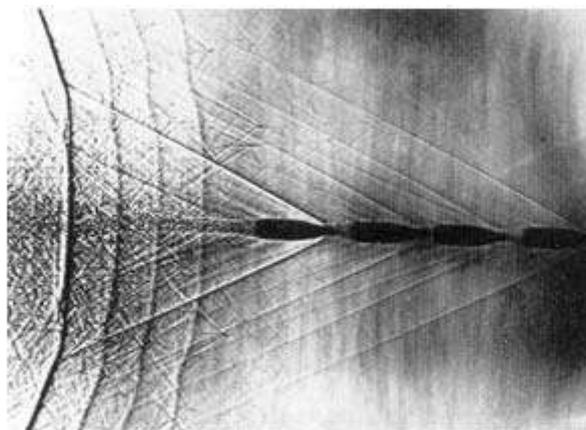


Figura 23.6. Fotografía de sombra con múltiples chispas

La fotografía de chispa se usa para estudiar daños en el cuerpo del proyectil y medir la deriva. También se emplea para analizar el comportamiento aerodinámico y el efecto de la onda de choque de la ojiva.

Técnica Schelieren

Esta técnica es un método para detectar los cambios en el medio que rodea a un objeto en movimiento. La luz emitida por una fuente atraviesa el medio donde se encuentra el objeto. Los rayos que no se distorsionan, fig. 24.6., se dirigen hacia un obturador y no progresan hacia la lente, mientras que los desviados por las irregularidades del medio se enfocan en la lente e impresionan la película fotográfica.

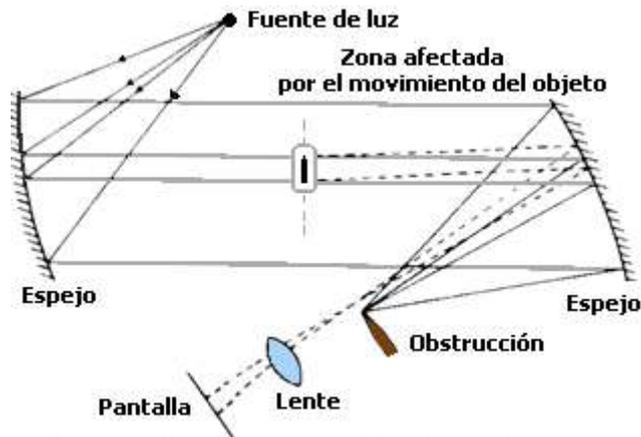


Figura 24.6. Esquema de la técnica Schelieren

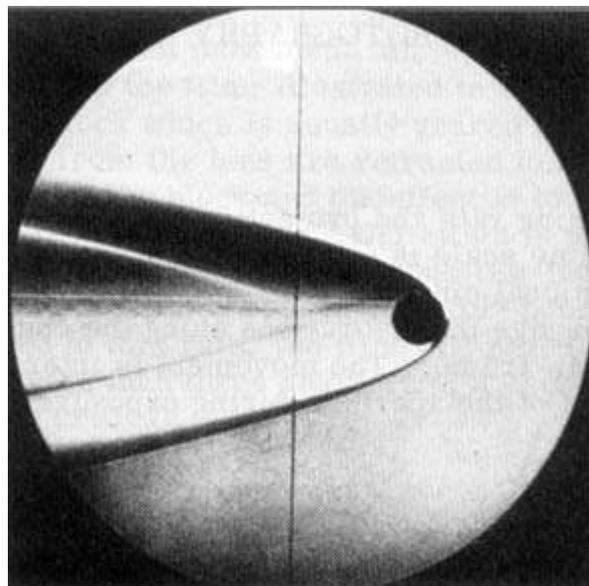


Figura 25.6. Fotografía realizada con la técnica Schelieren

Fotografía con cámaras digitales

Las cámaras digitales necesitan una iluminación de unos 10^{-6} segundos de duración, generada por una chispa electrónica.

Es crítica la sincronización entre la apertura del obturador de la cámara y la situación del móvil en un instante. Esencialmente se realiza de la siguiente manera: Un



Figura 26.6. Fotografía efectuada con una cámara digital de un disparo de 7.62 mm

preflash de la cámara activa un solenoide que aprieta el gatillo del arma; el arma, situada a una cierta distancia, se dispara; junto a la cámara un sensor de sonido detecta la presencia del proyectil; tras un retraso calculado, se abre el obturador y se activa el flash para registrar la imagen.

Las principales ventajas de las cámaras digitales son su bajo coste y la posibilidad de ver la imagen inmediatamente.

FOTOGRAFÍA CINEMATográfica

Iluminación

Un tiempo de exposición reducido asociado con una alta velocidad de grabación exige una intensidad de iluminación adecuada. Para la mayoría de los propósitos, esta iluminación puede ser proporcionada por lámparas de radiación continua. Las más corrientes son de 750 o 1000 vatios y disponen de reflectores que enfocan la luz hacia el objeto.

Una forma de iluminación más sofisticada es el destello de muy corta duración producido por la descarga de una lámpara de gas. Estos impulsos de luz se sincronizan con la velocidad de grabación de la cámara de cine. Con este sistema no se necesita obturador ya que cada destello produce una exposición, siendo además la energía de iluminación más intensa que la de una lámpara de radiación continua.

Cámaras de baja velocidad

Filmando a una velocidad de obturación alta y proyectando a una velocidad normal (de 16 a 24 imágenes por segundo), la escala de tiempo se extiende y un suceso grabado puede verse lentamente.

Las cámaras convencionales emplean un sistema mecánico de transporte de película donde una serie de uñas, que engranan en perforaciones realizadas a lo largo del celuloide, se encargan de abrir el obturador fotograma a fotograma. Este movimiento es intermitente, ya que la película debe permanecer estacionaria frente al obturador durante la exposición. El resultado es una imagen intensa y nítida.



Figura 27.6. Fotograma del lanzamiento de un misil Harpoon, realizado con una cámara de baja velocidad

La figura 27.6. muestra el lanzamiento de un misil Harpoon a una velocidad de obturación de 40 imágenes por segundo con un tiempo de exposición de una milésima de segundo.

La velocidad de grabación de las cámaras convencionales está limitada por la resistencia mecánica de la propia película. El celuloide se rompe a velocidades superiores a 1000 imágenes por segundo. Por lo tanto, para conseguir una velocidad de filmación más alta se necesita un sistema diferente de arrastre de la película.

Cámaras de velocidad media

Con cámaras de velocidad media pueden obtenerse entre 10000 y 20000 imágenes por segundo. Son muy versátiles y probablemente las más utilizadas en Balística.



Figura 28.6. Cámara de velocidad media

En este sistema, la película se mueve continuamente a una velocidad alta y no se mantiene estacionaria durante la exposición. Para evitar el aspecto borroso de la imagen se sitúa un compensador óptico entre las lentes y la película, fig. 29.6. El compensador es un bloque de cristal que está engranado al mecanismo conductor de la película. Cuando el bloque gira, los rayos de luz, procedentes de la lente, se enfocan sobre una determinada zona del fotograma, dependiendo de la posición angular del bloque.

Con esto se consigue mover la imagen en el mismo sentido que la película.

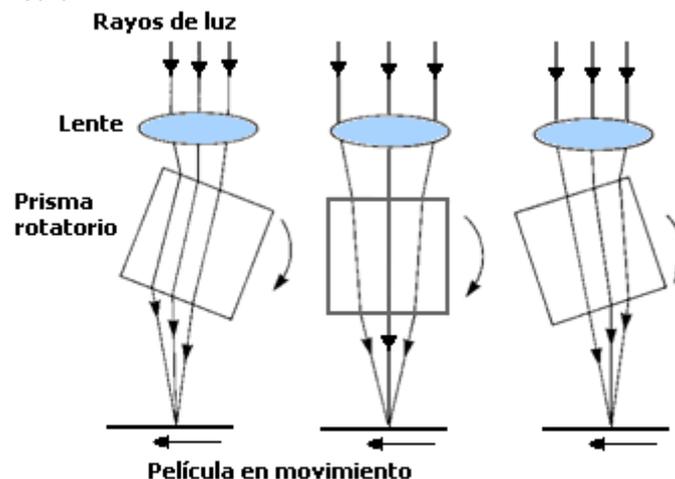


Figura 29.6. Compensación del movimiento de la película por medio del giro del prisma

Si en estas cámaras se utilizase un carrete de película de 30 metros, a una velocidad de filmación de 10000 imágenes por segundo, la película se movería a 273

km/h y estaría completamente expuesta en menos de tres cuartos de segundo. Por ello, es extremadamente crítico el arranque de la cámara en el momento justo en el que tiene lugar el suceso que se quiere registrar. La velocidad de obturación se controla mediante una serie de motores que también se encargan del arrastre de la película. El tiempo útil para registrar un suceso depende del empleado para acelerar la película hasta la velocidad óptima de funcionamiento. Normalmente se coloca una marca en la parte inferior de la película para determinar la velocidad durante el análisis. Esta marca se realiza con un diodo que emite una luz cada milésima de segundo.

Cámaras de alta velocidad

Como dijimos, el celuloide se parte a partir de una determinada velocidad; por lo tanto, es necesario emplear otros medios para conseguir una velocidad de obturación superior. En las cámaras de alta velocidad se solventa el problema inmovilizando la película y reflejando la imagen en espejos giratorios o prismas. Esta técnica necesita una fuente de radiación de gran intensidad para iluminar el objeto.

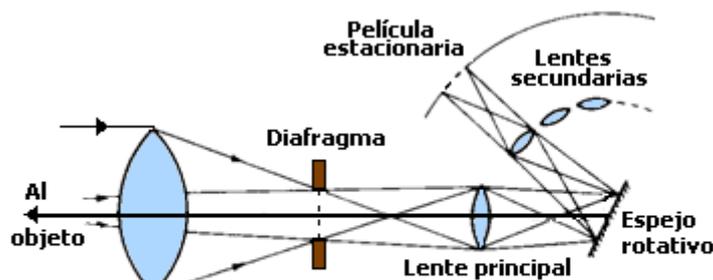


Figura 30.6. Esquema del funcionamiento de una cámara de fotogramas de alta velocidad

Existen dos tipos de cámaras: las de fotogramas de fotografías múltiples, fig. 30.6., y las de barrido de exposición continua, fig. 31.6. Las cámaras de fotogramas están limitada por el número de fotogramas disponibles en la película, y en ellas es crítica la sincronización entre el suceso y la rotación del espejo.

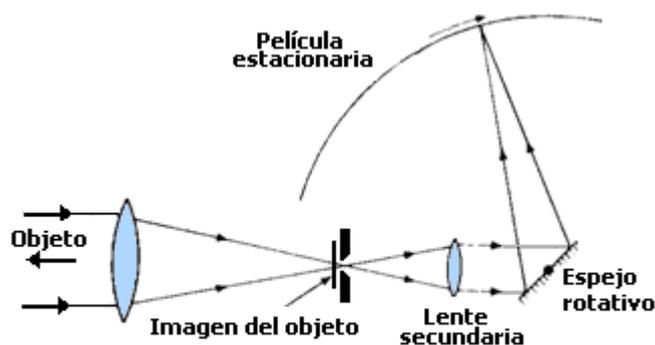


Figura 31.6. Esquema del funcionamiento de una cámara de barrido de alta velocidad

Cámaras intensificadoras de imagen

Estas cámaras tienen la gran ventaja de que pueden aumentar electrónicamente la intensidad de la radiación del suceso observado y, en consecuencia, necesitan muy poco tiempo de exposición para obtener fotografías en una película normal.

Con la velocidad de obturación de estas cámaras se pueden realizar entre 10^4 y $2 \cdot 10^7$ imágenes por segundo con tiempos de exposición por debajo de 10^{-9} segundos. La fig. 32.6. muestra su estructura interna.

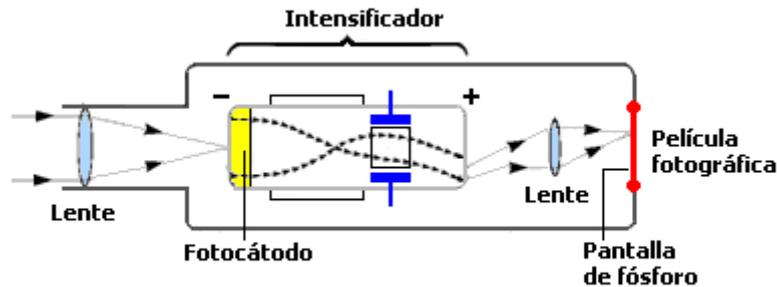


Figura 32.6. Esquema de una cámara intensificadora de imagen

El suceso se enfoca hacia un fotocátodo por medio de una lente. El rayo de electrones emitidos se dirige hacia una pantalla de fósforo, con la particularidad de que el paso a través de dispositivo aumenta la intensidad original de la imagen. Una cámara, con película convencional, puede fotografiar las imágenes desde la pantalla de fósforo.

Mediante un control electrónico se puede registrar una secuencia de imágenes consecutivas, fig. 33.6.

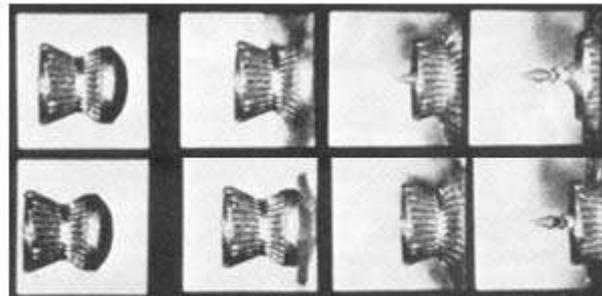


Figura 33.6. Secuencia de imágenes de un balín de plomo efectuadas con una cámara intensificadora

La figura 34.6. muestra la imagen de un proyectil de 7.62 mm en vuelo, tomada con este tipo de cámaras.

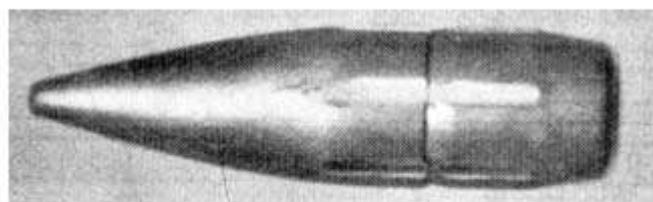


Figura 34.6. Fotografía de un proyectil de 7.62 tomada con una cámara intensificadora

Cámaras de rayos X

En algunas experiencias balísticas el único modo de obtener fotografías adecuadas es mediante el uso de rayos X generados por el bombardeo electrónico de un ánodo metálico. Estas cámaras se utilizan en los sucesos opacos a métodos de fotografía normales como el movimiento de un proyectil en el interior de la caña o el de las partes mecánicas internas que actúan durante el disparo, fig. 35.6.



Figura 35.6. Fotografía de un proyectil en el interior del ánodo, efectuada con una cámara de rayos X

La zona situada justo a la salida de la boca de fuego, donde el proyectil está aún impulsado por los gases, es particularmente difícil de fotografiar debido a la gran cantidad de destellos luminosos que se producen, por lo que las cámaras de rayos X no son adecuadas para fotografiar proyectiles dotados con *sabots*.

Por último, este sistema es idóneo para observar la interacción entre el proyectil y el blanco durante el proceso de la penetración.

Cámaras de vídeo de alta velocidad

Las pruebas que se efectúan en los polígonos de experiencias suelen realizarse sobre series de 5 a 30 disparos donde, frente a la posibilidad de obtener un gran número de imágenes por segundo, priman aspectos como la rapidez a la hora de analizar imágenes o la economía de recursos.



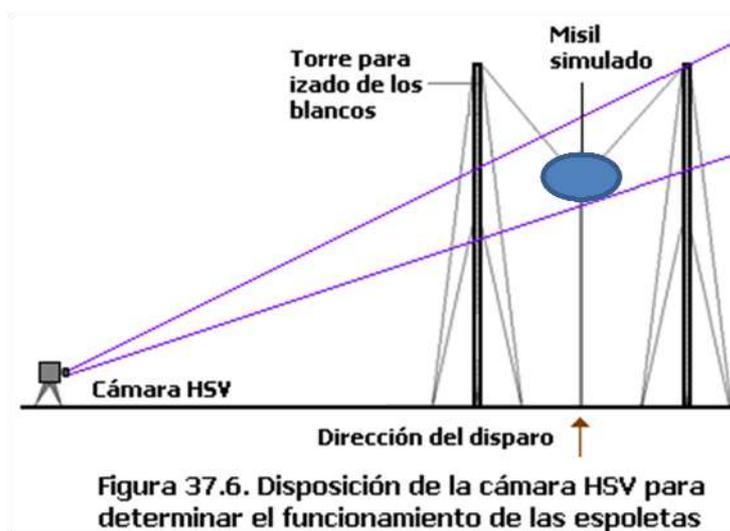
Figura 36.6. Video de alta velocidad HSV-400

El vídeo de alta velocidad reúne la mayoría de los requisitos exigidos por un polígono de tiro para el análisis de resultados. El tiro se graba en una cinta magnética, sin necesidad de revelado, y las imágenes pueden reproducirse en cualquier lector doméstico de vídeo.

En el Polígono de Experiencias de Torregorda, la Armada emplea el modelo HSV-400, fig. 36.6., capaz de registrar hasta 400 imágenes por segundo.

Su aplicación más importante es la grabación del funcionamiento de espoletas a su paso por un blanco que simula un misil, izado entre dos torres de 90 metros de altura, separadas 60 metros, fig. 37.6.

Con un campo de visión que abarca la longitud del misil, incrementado en unos 10 metros por la proa, es capaz de registrar de 4 a 5 fotogramas con los que es posible evaluar la secuencia de paso del proyectil sobre el misil simulado y, en su caso, el funcionamiento de la espoleta, y la altura y la distancia a la que tiene lugar la explosión.



BIBLIOGRAFÍA

1. Manuales del montaje 40L70 Bofors-Breda
2. Manuales del montaje 76/62 Oto-Melara
3. Manuales del sistema de armas MEROKA-Naval
4. Manuales del Obús 155 M-109 A2
5. Manuales del Obús 105/14 Oto-Melara
6. Balística Exterior. Francisco Cucharero
7. Military Balistic. A Basic Manual. Farrar & Leeming
8. Oerlikon Pocket-Book
9. Evaluation of Cannon Tubes TN 9-1000-2002-14 US Army
10. Bocas de fuego. Academia de Artillería del Ejército
11. Introducción a los Sistemas Navales de Dirección de Tiro para Artillería. Ruesta Urio. ETSIAN
12. Armas ligeras y sus municiones. EPSE
13. Tratado de cartuchería. Lanza
14. Munición de Artillería de campaña. EIM
15. Explosivos y municiones. Publicación 340 ENM
16. Artillería Naval. Publicación 331 ENM
17. Mecánica de fluidos. Crespo. ETSII
18. Fundamentals of Aerodynamics. Anderson
19. Termodinámica. Sears
20. Fundamentos de termodinámica técnica. Moran y Shapiro
21. Física General. Burbano de Ercilla
22. Ecuaciones Diferenciales. Puig Adam
23. Elementos de Matemáticas. Rey Pastor
24. Diversos números del Memorial de Ingeniería de Armamento
25. Propulsores de proyectiles y misiles. López Mereciano
26. Apuntes de Pólvoras y Explosivos. ETSIAN
27. Apuntes de Balística Interior. ETSIAN
28. Apuntes de Balística de Efectos. ETSIAN
29. Apuntes de Aerodinámica. ETSIAN
30. Apuntes y notas del autor

Constantes Físicas

Aceleración de la gravedad $g = 9.807 \text{ m/s}^2$
 Cociente de calores específicos del aire: $c_p/c_v = 1.4$
 Densidad del aire seco a 15 °C y 1 atm: 1.2255 kg/m^3
 Velocidad del sonido en el aire seco a 15° C y 1 atm: 340 m/s
 Constante de los gases perfectos $R = 287.04 \text{ julios/kg} \cdot \text{°K}$
 Constante de Gravitación Universal $G = 6.67 \cdot 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}^2$
 Radio de la Tierra: 6378 km
 Masa de la Tierra: $5.977 \cdot 10^{24}$
 Velocidad de la luz en el vacío: $3 \cdot 10^8 \text{ m/s}$
 Velocidad angular de giro terrestre $1 \text{ vuelta/día} = 7.292 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}^1$

Factores de Conversión

Ángulo	$360 \text{ grados} = 6400 \text{ milésimas} = 2\pi \text{ radianes}$
Longitud	$1 \text{ pulgada} = 2.54 \text{ cm}$ $1 \text{ pies} = 30.48 \text{ cm}$ $1 \text{ milla terretre} = 1609 \text{ m}$ $1 \text{ milla náutica} = 1852 \text{ m}$
Superficie	$1 \text{ pie}^2 = 929 \text{ cm}^2$
Volumen	$1 \text{ litro} = 1000 \text{ cm}^3 = 61.02 \text{ pulgadas}^3$ $1 \text{ galón (EE. UU.)} = 3.785 \text{ litros}$
Masa	$1 \text{ libra} = 435.6 \text{ gramos}$
Densidad	$1 \text{ libra/pie}^3 = 0.01602 \text{ gramos/cm}^3$
Fuerza	$1 \text{ libra fuerza} = 4.448 \text{ Newton}$ $1 \text{ kilopondio} = 9.807 \text{ Newton}$ $1 \text{ Tonelada (EE. UU.)} = 2000 \text{ libras fuerza}$
Energía	$1 \text{ julio} = 1 \text{ Newton} \cdot 1 \text{ m} = 4.186 \text{ calorías}$ $1 \text{ libra fuerza} \cdot \text{pie} = 1.356 \text{ julios} = 0.3239 \text{ calorías}$ $1 \text{ Btu} = 1055 \text{ julios}$ $1 \text{ kilovatio} - \text{hora} = 3.6 \cdot 10^6 \text{ julios}$
Potencia	$1 \text{ vatio} = 1 \text{ julio/s}$ $1 \text{ caballo de vapor} = 745.7 \text{ vatios} = 550 \text{ pie} \cdot \text{libra fuerza/s}$ $1 \text{ kilovatio} = 1.341 \text{ caballos de vapor}$
Presión	$1 \text{ Pascal} = 1 \text{ Newton/m}^2 = 9.868 \cdot 10^{-6} \text{ atmósferas}$ $1 \text{ Pascal} = 2.089 \cdot 10^{-2} \text{ libra fuerza/pie}^2$ $1 \text{ atmósfera} = 14.7 \text{ libra fuerza/pulgada}^2 = 14.7 \text{ PSI}$ $1 \text{ atmósfera} = 101325 \text{ Pascales}$ $1 \text{ atmósfera} = 76 \text{ cm Hg} = 406.8 \text{ pulgadas de agua}$

DICCIONARIO BALÍSTICO

INGLÉS - ESPAÑOL

A	
Accuracy	Exactitud, precisión
Aiming	Puntería
Aiming value	Valor nominal
Armour	Blindaje
Assembled charge	Carga engarzada
Assessed charge	Carga tarada
B	
Backlash	Huelgo
Baffle	Deflector
Bag	Saquete
Barrel	Tubo
Barreling	Abombamiento
Batch	Lote
Bellcrank	Mecanismo de disparo
Bend	Fractura
Bending	Pandeo
Blank	Salva
Blast	Rebufo, estampido
Blast wave	Onda de presión, onda de choque
Bleed	Sangría, purga
Blow	Impacto
Blow out	Estallar
Blunt	Romo, despuntado
Bomblet	Submunición
Bore	Anima
Bore gauge	Hipocelómetro
Boresighting	Colimación
Boundary layer	Capa límite
Bourrelet	Banda de conducción
Bracket	Brazo
Brake booster	Servofreno
Branch	Rama
Brass	Latón
Breech	Cierre (de la recámara)
Brittle	Quebradizo
Buffer	Amortiguador
Burn	Quemar
Burnt (All-burnt)	Estricta combustión
Burst	Ráfaga, andanada, estallido
Bushing	Casquillo
C	
Cannon	Cañón
Capstan	Torreta
Carriage	Afuste, montaje
Cartridge, Case	Vaina
Chamber	Recámara
Chamfer	Estría
Charge	Cartucho, disparo, carga
Clamp	Brida, abrazadera
Clip (ammunition)	Peine, cargador

Agustín E. González Morales

Cluster	Submunición
Cock	Amartillar, armar
Condemning	Fuera de servicio
Crack	Grieta
Cradle	Cuna
D	
Damping	Cabeceo
Dishing	Abombamiento
Drag	Resistencia aerodinámica
Drift	Deriva
Driving band	Banda de conducción
Drum	Tambor, cilindro
Duct	Tubo, canal
Dummy ammunition	Munición inerte
E	
Encasement	Mantelete, casamata
Endless screw	Tornillo sinfín
Engraving	Entallado
F	
Filler	Carga del proyectil
Fin	Aleta
Firing pin	Percutor
First quarter	Primer sector
Flame	Llama
Flash	Destello, fognazo
Flash suppressor	Apagallamas
Flechette	Munición flecha
Frettaging	Zunchado
Fume extractor	Evacuador de gases
Fuze	Espoleta
G	
Grain	Grano
Groove	Raya
Gun	Cañón
H	
Handler (ammunition)	Artificiero
Hub	Acoplamiento, núcleo
J	
Jet	Tobera
Jump	Reelevación
L	
Lag	Retardo
Land	Campo (del ánimo)
Launcher	Lanzador
Laying	Puntería
Leak, Leakage	Fuga
Liner	Vaina
Lock	Bloqueo
Lot	Lote
M	
Magazine	Polvorín
Mean deviation	Desviación media
Mean point of impact	Centro de impactos
MIL	Milésima (angular)
Misfire	Disparo anormal
Mortar	Mortero
Mortice band	Banda de forzamiento

Agustín E. González Morales

Mount	Afuste
Muffler	Silenciador
Muzzle brake	Freno de boca
Muzzle hoop	Tupila
N	
Nipple	Boquilla
Nose	Ojiva
Nozzle	Tobera, boca
O	
Ordnance	Armamento
Overhauling	Fuera de servicio
P	
Parallax	Paralaje
Path	Trayectoria
Petalling	Formación de pétalos
Petrol bomb	Cocktel Molotov
Pitch	Cabeceo
Platoon	Pelotón
Powder	Pólvora
Primer	Estopín
Probertising rifling	Rayado de espesor variable
Progressive twist	Paso del rayado progresivo
Propellant	Propulsante
R	
Raising	Elevación
Range	Alcance
Range table	Tabla de tiro
Rate of firing	Cadencia de fuego
Rated payload	Carga útil
Recoil	Retroceso
Recoilless gun	Cañón sin retroceso
Rifling	Rayado
Ripple firing	Ráfaga
Rocket	Cohete
Roll	Balanceo
Round	Disparo (en ráfaga), proyectil
Runout	Desviación
S	
Sabot	Suplemento
Salvo	Salva
Sample	Muestra
Scabbing	Desconchado
Scatter	Dispersión
Second quarter	Segundo sector
Seeker	Radar
Serrated	Estriado
Shaped charge	Carga hueca
Shear	Esfuerzo cortante
Shot	Disparo
Shrapnel	Metralla
Sight	Puntería, alza, mira
Sight system	Goniómetro
Skin friction	Resistencia residual
Sleeve	Vaina, manguito
Slide	Cuña, guía
Sliver	Restos del web
Smoke canister	Bote de humo

Agustín E. González Morales

Smoless powder	Pólvora sin humo
Smooth bore	Anima lisa
Spall	Fragmento
Span	Envergadura
Spark	Chispa
Spread	Dispersar
Star gauge	Hipocelómetro
Steel	Acero
Steer	Guiar, orientar
Store position	Posición de espera
Straddle	Horquilla
Strain gauge	Galga extensiométrica
Streak	Raya (del ánima)
Striker	Percutor
Stub	Vaina, pasador, tetón
Stub case	Vaina corta
Stud	Aleta aerodinámica

T

Test gun	Cañón probeta
Thrust	Empuje, impulso
Towed gun	Obús remolcado
Trail	Contera
Trail deflection	Deformación angular
Tramp	Alineación, reglaje
Traverse	Dirección, azimut, deriva
Trial Lot	Lote de ensayo
Trunnion	Muñón

V

Vent bush	Grano del fogón
Vessel (closed-vessel)	Vaso cerrado

W

Wake	Estela
Warhead	Cabeza de combate
Weapon	Arma
Web size	Dimensión balística
Wedge	Cuña
Wild Shot	Tiro perdido
Wound	Herida

Y

Yaw	Angulo de guiñada
Yaw drag	Resistencia al avance

ESPAÑOL - INGLÉS

A	
Abombamiento	Barreling, Dishing
Afuste	Mount
Afuste, montaje	Carriage
Alcance	Range
Aleta	Fin
Aleta aerodinámica	Stud
Amartillar, armar	Cock
Angulo de guiñada	Yaw
Anima	Bore
Anima lisa	Smooth bore
Apagallamas	Flash suppressor
Arma	Weapon
Armamento	Ordnance
Artificiero	Handler (ammunition)
Atacador	Rammer
B	
Balanceo	Roll
Banda conducción	Driving band
Banda forzamiento	Mortice band
Blanco	Target
Blindaje	Armour
Boca del cañón	Nozzle
Boquilla	Nipple
Bote de humo	Smoke canister
C	
Cabeceo	Damping, Pitch
Cabeza de combate	Warhead
Cadencia de fuego	Rate of firing
Campo (del ánima)	Land
Cañón	Cannon, Gun
Cañón probeta	Test gun
Cañón sin retroceso	Recoilless gun
Capa límite	Boundary layer
Carga del proyectil	Filler
Carga engarzada	Assembled charge
Carga hueca	Shaped Charge
Carga tarada	Assessed charge
Carga útil	Rated payload
Casquillo	Bushing
Chispa	Spark
Cierre (recámara)	Breech
Cocktel Molotov	Petrol bomb
Cohete	Rocket
Cola, parte trasera	Tail
Colimación	Boresighting
Contera	Trail
Cuna	Cradle
Cuña	Wedge, Slide
D	
Deflector	Baffle
Deformación angular	Trail deflection
Deriva	Drift
Desconchado	Scabbing

Agustín E. González Morales

Desgaste	Wear
Destello, fognazo	Flash
Desviación	Runout
Desviación media	Mean deviation
Dimensión balística	Web size
Dirección, deriva	Traverse
Disparo	Shot
Disparo (en ráfaga)	Round
Disparo anormal	Misfire
Dispersar	Spread
Dispersión	Scatter
E	
Elevación	Raising
Empuje, impulso	Thrust
Entallado	Engraving
Envergadura	Span
Espoleta	Fuze
Estallar	Blow out
Estela	Wake
Estopín	Primer
Estría	Chamfer
Estriado	Serrated
Estricta combustión	Burnt (All-burnt)
Evacuador de gases	Fume extractor
F	
Fragmento	Spall
Freno de boca	Muzzle brake
Fuera de servicio	Condemning
Fuera de servicio	Overhauling
Fuga	Leak, Leakage
G	
Goniómetro	Sight system
Grano	Grain
Grano del fogón	Vent bush
Grieta	Crack
H	
Herida	Wound
Hipocelómetro	Bore gauge
Hipocelómetro	Star gauge
Horquilla	Straddle
I	
Impacto	Blow
L	
Lanzador	Launcher
Llama	Flame
Lote	Batch, Lot
Lote de ensayo	Trial Lot
M	
Mantelete, casamata	Encasement
Media	Mean
Metralla	Shrapnel
Milésima (angular)	MIL
Mortero	Mortar
Munición flecha	Flechette
Munición inerte	Dummy ammunition
Muñón	Trunnion

Agustín E. González Morales

N	
Núcleo	Hub
O	
Obús remolcado	Towed gun
Ojiva	Nose
Onda de choque	Blast wave
P	
Pandeo	Bending
Paralaje	Parallax
Peine, cargador	Clip (ammunition)
Pelotón	Platoon
Percutor	Firing pin, Striker
Pestillo	Latch
Pólvora	Powder
Pólvora sin humo	Smoless powder
Polvorín	Magazine
Posición de espera	Store position
Primer sector	First quarter
Propulsante	Propellant
Proyectil	Round
Puntería	Aiming, Laying
Puntería, alza, mira	Sight
Q	
Quemar	Burn
R	
Radar	Seeker
Ráfaga	Ripple firing
Ráfaga, estallido	Burst
Rama	Branch
Raya	Groove, Streak
Rayado	Rifling
Rayado de espesor variable	Probertising rifling
Rayado progresivo	Progressive twist
Rebufo, estampido	Blast
Recámara	Chamber
Reelevación	Jump
Resistencia aerodinámica	Drag
Resistencia al avance	Yaw drag
Resistencia residual	Skin friction
Restos del web	Sliver
Retardo	Lag
Retroceso	Recoil
Revestimiento	Coating
Romo, despuntado	Blunt
S	
Salva	Blank, Salvo
Sangría, purga	Bleed
Saquete	Bag
Segundo sector	Second quarter
Silenciador	Muffler
Submunición	Bomblet, Cluster
Suplemento	Sabot
T	
Tabla de tiro	Range table
Tambor, cilindro	Drum

Agustín E. González Morales

Teja	Tray
Tiro perdido	Wild Shot
Tobera	Jet
Tobera, boca	Nozzle
Tornillo sinfin	Worm
Tornillo, perno	Bolt
Torreta	Capstan, Turret
Trayectoria	Path
Tubo	Barrel
Tubo, canal	Duct
Tupila	Muzzle hoop
V	
Vaina	Cartridge, Case
Vaina corta	Stub case
Vaina, manguito	Sleeve
Vaina, pasador	Stub
Valor nominal	Aiming value
Vaso cerrado	Vessel (closed-vessel)
Z	
Zunchado	Frettaging

ÍNDICE ALFABÉTICO

- Abel, 20, 28, 40, 41
Abrasión, 31
Aceleración de la gravedad, 64
Adiabático, sistema, 44
Aditivos, 36,53
Aire, 45
Alcance, 65
Ángulo de ataque, 87, 92, 108, 126
Ángulo de elevación o de alza, 61, 143
Ángulo de Mach, 48, 49
Ángulo de proyección, 61, 62
Ángulo de situación, 61
Ángulo de tiro, 61
Ánima, 11
Apagallamas, 53
APDS, proyectil, 29, 122
APFSDS, proyectil, 95, 122
Atmósfera ICAO, 76, 78, 80
Atmosfera real, 79, 80
Atmósfera, 76, 98
Balance energético, 27
Balística de las Heridas, 128
Balística de Transición, 43
Balística Exterior, 59, 142
Balística Interior, 11, 138
Balística Intermedia, 43
Balística Terminal, 113
Balística, 41
Banda de forzamiento, 14,24,31,37
Base bleed, 75
Bernouille, 70
Blanco delgado, 113
Blanco grueso, 113
Blanco intermedio, 113
Blanco semiinfinito, 113
Bofor-Breda, 73, 96
Boletín meteorológico, 79
Botella de choque, 50
Bourges, Cerca de, 119
Browning, 29, 32
Calibre, 11
Cámara de alta velocidad, 154
Cámara de baja velocidad, 152
Cámara de rayos X, 156
Cámara de velocidad media, 153
Cámara de video, 156
Cámara digital, 151
Cámara intensificadora de imagen, 155
Campana de Gauss, 102
Campo, 11, 32
Capacidad de detención, 132
Carga hueca, 122
Cassini, 40
Centralita, 16
Centro de empuje, 84, 95 108, 110
Centro de impactos, 99
Cerca de Bourges, 119
Chalecos, 133
Chispa, 149
Cierre, 12
Cizallamiento, 116
Cobreado, 31
Coeficiente aerodinámico, 72, 74
Coeficiente balístico, 72
Coeficiente de estabilidad esencial, 92
Coeficiente de forma, 132
Coeficiente de precesión, 132
Combado, 37
Compositas, 41
Cono de Mach, 48
Cono de unión, 12, 31, 32, 38
Contera, 11
Corazas, 134, 135
Cordita, 41
Coriolis, 63, 82, 84
Corner, 22
Corrección por atmósfera real, 82
Corrección por deriva, 67
Corrección por esfericidad de la Tierra, 82
Corrección por rotación de la Tierra, 80
Corrección por rotación del proyectil, 83
Corrosión, 30
Covolumen, 18, 20
Crusher, 40, 138
Culote, geometría de, 74
Curva de seguridad, 103
Curva equitipo, 103
Da Vinci, Leonardo, 110
Decibelio, 54
Defensa de punto, 122
Densidad, 76, 78
Deriva, 60, 61, 82, 84, 86, 146
Deriva, sonda de, 146
Descobreante, 31
Desconchamiento, 116,125
Desgaste, 30, 31, 32, 38, 83
Detención, 128
Difenilamina, 16
Disco de Mach, 50
Disparo completo, 14
Dispersión, 103
Distribución en alcance, 103
Distribución en deriva, 101
Doble base, 16

- Docilidad, 90
- Doppler, 72, 144, 145
- Dupuis, 72
- Efecto giroscópico, 60, 83, 84
- Efecto hidráulico, 130
- Efecto hidrodinámico, 130
- Efecto Magnus, 83, 85, 86
- Efecto Poisson, 86
- Empuje, 105
- Empuje motor, 106, 107
- Energía interna, 44
- Energía, distribución, 27
- Erosión, 31, 41
- Estabilidad esencial, 92
- Estabilidad por aletas, 95
- Estabilidad por rotación, 90
- Estabilidad, 89
- Estadística, 99
- Estampido, 54
- Estopín, 13, 23
- Estratosfera, 78
- Estricta combustión, 25, 29
- Euler, 110
- Expansión dúctil, 116
- Fibrasing, 145
- Flash, 148, 152
- Flujo hipersónico, 47
- Flujo subsónico, 46
- Flujo supersónico, 47
- Flujo transónico, 47
- Fogonazo, 52
- Fotodetector, 141, 143
- Fotografía, 148, 152
- Fracción de carga quemada, 22
- Fractura radial, 116
- Fractura tensional, 116
- Fragmentación, 116, 117
- Freno de boca, 54
- Fuera de combate, 128
- Fuerza específica, 18
- Fuerza Magnus, 85
- Fuerza resistente, 87
- Función de Dupuis, 72
- Función de estado, 44
- Función de forma, 21
- Galileo, 110
- Gas perfecto, 45, 71
- Gauss, 102
- Grano, 15, 28, 30
- Grano progresivo, 22
- Grano regresivo, 22
- Haz de trayectorias, 103
- HEAT, proyectil, 122, 124
- HEP, proyectil, 126
- Heridas, Balística de las, 128
- HESH, proyectil, 125
- Hipersónico, 47
- Hueco temporal, 130
- Humedad, 76, 80
- ICAO, 76
- Iluminación, 152
- Índice de fuera de combate, 132
- Índice de presión, 18
- Instrumentación balística, 138
- Interferómetro, 140
- Intermedia, Balística, 43
- Kevlar, 135
- Lagrange, 40
- Laplace, ecuación de, 77
- Láser, 140
- Ley de conservación de la energía, 44
- Ley de Piobert, 17
- Límite de servicio, 35
- Línea de mira, 105
- Línea de proyección, 60
- Línea de situación, 60
- Línea de tiro, 60
- Líneas equiprobables, 120
- Mach, 46, 48, 50, 67, 71 74
- Magnus, 85, 87
- Manómetro crusher, 40, 138
- Manómetro piezoeléctrico, 140
- Marañosa, La, 119
- Metacentro, 87
- Metacrilato, 135
- Meteorología, 76
- Microflash, 148
- Milésima, 62
- Momento aerodinámico, 88
- Momento amortiguador, 88
- Momento Magnus, 87
- Movimiento giroscópico, 84, 92, 94
- MPI, 100
- Newton, 64, 72, 110
- Nitrocelulosa, 16, 41
- Nitroglicerina, 16, 41
- Nitroguanidina, 16, 19, 53
- Noble, 20, 28, 40
- Número de Mach, 46, 71
- Nutación, 85, 93
- Obús, 27, 34, 66, 68
- Ojiva, 74
- Onda de choque, 46
- OTAN, 117, 129, 131, 139
- Oto-Melara, 25, 29, 37, 54, 73
- Parábola de seguridad, 65
- Péndulo balístico, 40, 112, 142
- Penetración, 113
- Penetrador, 113
- Perdigón, 15

- Perforación, 118, 116
- Pétalos, formación de, 113
- Piobert, 17, 40
- Plano resistente, 87
- Poder de detención, 132
- Poisson, 86
- Polígono de Experiencias, 72, 100, 139, 145, 156
- Pólvora negra, 16, 31, 39, 40
- Pólvora sin humo, 16
- Precesión, 84, 93
- Prefragmentado, proyectil, 113
- Presión atmosférica, 18, 54, 105, 107
- Presión de forzamiento, 24, 41
- Presión máxima, 28, 138
- Probabilidad, 99
- Propulsante, 12, 15
- Protección, 133
- Proyectil APDS, 29, 122
- Proyectil APFSDS, 95, 122
- Proyectil de carga hueca, 122
- Proyectil de núcleo duro, 121
- Proyectil flecha, 122
- Proyectil HEAT, 122
- Proyectil HEP, 126
- Proyectil HESH, 125
- Proyectil perforante, 120
- Proyectil prefragmentado, 118
- Proyectil rompedor, 117
- Proyectil subcalibrado, 15, 122
- Punto de estricta combustión, 25, 29
- Punto de extinción, 105
- Radar Doppler, 72, 144
- Rama caliente, 105, 107
- Rama fría, 105, 107
- Rayado, 11, 14, 15, 24, 37, 91, 125
- Rayos X, 156
- Recámara, 11
- Reelevación aerodinámica, 62, 94
- Reelevación mecánica, 62, 94
- Refrigeración de la caña, 36
- Resistencia a la penetración, 114
- Resistencia aerodinámica, 67, 69, 110
- Resistencia al avance, 67
- Resistencia de culote, 68
- Resistencia residual, 69
- Ritmo de fuego, 36
- Robins, 40, 110
- Rompedor, proyectil, 117
- Rozamiento superficial, 68
- Rumfort, 40
- Sabot, 15, 95, 122
- Saquete, 13
- Schelieren, 151
- Sector, 65
- Secuencia de fuego, 24
- Shock traumático, 130
- Silenciador, 55
- Simple base, 16, 18
- Sistema adiabático, 44
- Sombra balística, 97
- Sombras, 149
- Sonda de deriva, 146
- Sónico, 47
- Sonido, 43
- Spin, 90, 146
- STANAG, 117
- Subsónico, 46, 67
- Supersónico, 47, 67
- Tabla de tiro antiaéreo, 104
- Tabla de tiro de superficie, 96
- Tamaño balístico, 20
- Temperatura adiabática de llama, 19
- Temperatura de ignición, 17
- Tempertura atmosférica, 80
- Tempertura molecular del aire, 79
- Tempertura virtual, 80
- Terminal, Balística, 113
- Testera, 11
- Tiempo de vuelo, 61
- Tiro perdido, 99, 103
- Tobera, 105, 107
- Torregorda, 139, 145, 147, 156
- TPYCEA, 139
- Transónico, 47
- Trayectoria, 60, 66, 72, 107
- Triple base, 16, 19
- Troposfera, 78
- Tubo probeta, 139
- Vacío, movimiento en el, 62
- Vaina, 13
- Vaso cerrado, 18
- Velocidad de spin, 90, 149
- Velocidad del sonido, 48, 67, 71
- Velocidad específica de combustión, 17, 18
- Velocidad inicial, 11, 12, 29, 30, 40, 91, 145
- Vida del ánima, 30
- Viento balístico, 80
- Viento, 80
- Vuelo libre, 24
- Vulnerabilidad, 128
- Web, 20
- Zona de impacto, 98